

**Universidade Federal do Rio Grande do Sul**

Escola de Engenharia

Programa de Pós-Graduação em Engenharia Civil - PPGEC

**INVESTIGAÇÃO EXPERIMENTAL EM TÚNEL DE VENTO  
DOS EFEITOS CAUSADOS POR DISPOSITIVOS  
AERODINÂMICOS NA RESPOSTA DE TABULEIROS DE  
PONTE FRENTE AO DESPRENDIMENTO DE VÓRTICES**

**Matthew Bruce Vallis**

Porto Alegre

Setembro de 2013

---

**Matthew Bruce Vallis**

**INVESTIGAÇÃO EXPERIMENTAL EM TÚNEL DE VENTO  
DOS EFEITOS CAUSADOS POR DISPOSITIVOS  
AERODINÂMICOS NA RESPOSTA DE TABULEIROS DE  
PONTE FRENTE AO DESPRENDIMENTO DE VÓRTICES**

Dissertação apresentada ao Programa de Pós-Graduação em  
Engenharia Civil da Universidade Federal do Rio Grande do Sul,  
como parte dos requisitos para obtenção do título de  
Mestre em Engenharia.

Porto Alegre

Setembro de 2013

**Matthew Bruce Vallis**

**INVESTIGAÇÃO EXPERIMENTAL EM TÚNEL DE VENTO  
DOS EFEITOS CAUSADOS POR DISPOSITIVOS  
AERODINÂMICOS NA RESPOSTA DE TABULEIROS DE  
PONTE FRENTE AO DESPRENDIMENTO DE VÓRTICES**

Esta dissertação de mestrado foi julgada adequada para a obtenção do título de Mestre em Engenharia e aprovada em sua forma final pelos professores orientadores e pelo Programa de Pós-Graduação em Engenharia Civil da Universidade Federal do Rio Grande do Sul.

Porto Alegre, 2013.

---

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

---

Prof. Marcelo Maia Rocha  
Dr. Techn. pela Universität Innsbruck,  
Áustria  
Orientador

---

Prof. Armando Miguel Awruch.  
Coordenador do PPGEC/UFRGS

**BANCA EXAMINADORA**

**Prof. Ronaldo Carvalho Battista (COPPE/UFRJ e Controllato Ltda.)**  
Ph. D. pela University of London, Inglaterra

**Prof. José Luis Vital de Brito (UNB)**  
D. Sc. pela Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Brasil

**Prof. Adrián Roberto Wittwer (UNNE – Argentina)**  
D. Sc. pela Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Brasil

**Mario Gustavo Klaus Oliveira**  
**(Vento-S Consultoria em Engenharia do Vento Ltda.)**  
D. Sc. pela Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Brasil

---

## AGRADECIMENTOS

I would like to express my sincere gratefulness to Prof. Acir Mércio Loredo-Souza for allowing me the opportunity to extend my education in the area of study which I enjoy so much, as well as the chance to learn a foreign language in such an exciting and beautiful part of the world. I would also like to thank Prof. Marcelo Maia Rocha who has helped me develop the necessary tools to conduct analysis of complex dynamic systems.

I would like to thank CAPES for the financial support given during 2011 and 2012. I would also like to thank the Old Newingtonians' Union Centennial Trust for financial support which allowed me to undertake Portuguese lessons.

I would like to thank the entire team at the Laboratório de Aerodinâmica das Construções for their various technical roles and support during testing and research; Eng. Dr. Mario Gustavo Klaus Oliveira, Guilherme Martins Siqueira, Débora Delai Vanin, Miguel Chaves Custódio, Paulo Francisco Bueno, Roges de Mari Leopoldo, Roberto Batista de Oliveira, Emerson Menezes, Juarez “*Jujuzão*” Paulo Calvi Filho, Marcelo Zanfêlice Cavalcante and Arthur Paulo Bastos Ozelame. Special thanks to Ana Luisa Mércio Loredo for critical support during my first few months in Brazil. Extra special thanks to Maria Cristina Dolz Bênia “*Titizão*” for continued support and friendship inside and outside the university.

Thanks to the ‘*Zudos*’ whose friendship has made life in Porto Alegre fun and interesting; Sérgio Montazzolli Silva, Anderson Rocha Tavares, Eric Haddad Parker Guterres, Pedro Heleno Isolani, and Ricardo Grunitzki.

I would like to thank Débora Moschen Portz for the understanding and emotional support given in difficult times, in addition to help with critical translation process. This extends to the entire Portz family who have made me feel at home.

Finally, and most importantly, I thank my parents, Paul and Sally, for their unconditional and unwavering support in my pursuit of realising life goals. Thanks goes out to my Ashleigh for looking after both *velhos* in my absence.



---

## SUMÁRIO

LISTA DE FIGURAS.....	vii
LISTA DE TABELAS.....	xv
LISTA DE SÍMBOLOS.....	xvi
RESUMO.....	xx
ABSTRACT.....	xxi
1 INTRODUÇÃO.....	1
1.1 Relevância do estudo.....	1
1.2 Revisão bibliográfica.....	2
1.3 Objetivos.....	5
2 CONCEITOS FUNDAMENTAIS DE AERODINÂMICAS DE PONTES.....	6
2.1 Uma breve história de aerodinâmicas de pontes.....	6
2.2 Classificação dos efeitos do vento nas pontes.....	9
2.3 Fatores influentes da instabilidade aerodinâmica em pontes.....	12
2.4 Galope.....	14
2.5 Drapejamento.....	15
2.6 Martelamento.....	20
2.7 Vibrações induzidas por vórtices.....	21
2.7.1 O fenômeno de desprendimento de vórtices.....	21
2.7.2 Classificação das vibrações induzidas por vórtices.....	28
2.7.3 Efeitos devido à turbulência.....	38
2.7.4 Vibrações e controle em pontes.....	42
2.7.5 Critérios para as vibrações induzidas por vórtices.....	54

---

2.8 Procedimentos normativos dos efeitos aerodinâmicos nas pontes.....	56
3 TÉCNICAS DE MODELAGEM.....	62
3.1 Modelo seccional.....	62
3.2 Modelo aeroelástico completo.....	68
3.3 Modelo de faixa tensionada.....	71
4 INVESTIGAÇÃO EXPERIMENTAL.....	72
4.1 Descrição do projeto.....	72
4.2 Túnel de vento Professor Joaquim Blessmann.....	74
4.3 Dispositivos aerodinâmicos passivos.....	77
4.3.1 Nariz de vento.....	79
4.3.2 Placas e telas.....	81
4.3.3 Aletas.....	83
4.3.4 Método de perturbação ao longo do vão (SPPM).....	84
4.4 Determinação da resposta dinâmica.....	87
4.4.1 Descrição do aparato dinâmico.....	87
4.4.2 Propriedades do modelo.....	91
4.4.3 Equipamentos utilizados.....	93
4.4.4 Calibração de modelos.....	95
4.4.5 Programa dos ensaios.....	99
4.4.6 Procedimentos de processamentos de dados.....	101
5 RESULTADOS E ANÁLISES.....	111
6 CONCLUSÕES E RECOMENDAÇÕES.....	151
REFERÊNCIAS.....	154

---

**LISTA DE FIGURAS**

Figura 2.1 – a) Movimento da Tacoma Narrows Bridge antes do colapso; b) Visualização do escoamento do fenômeno destrutivo de drapejamento “flutter” (Miyata, 2003) .....	7
Figura 2.2 – Convenções de força em corpos rombudos .....	9
Figura 2.3 – Respostas típicas dos corpos rombudos em escoamento de baixa turbulência (Ito e Nakamura, 1982).....	11
Figura 2.4 – Forças espectrais, amortecimento e espectro de resposta para martelamento, vibrações induzidas por vórtices e drapejamento “flutter” (Davenport, 1998) .....	11
Figura 2.5 – Movimento relativo transversal e galope (adaptado de Holmes, 2007) .....	15
Figura 2.6 – Forças aeroelásticas causadas pela rotação do corpo rombudo (adaptado de Holmes, 2007) .....	16
Figura 2.7 – Coeficientes de Scanlan para seções de ponte (Wardlaw, 1994).....	19
Figura 2.8 – Estabilização temporária dos efeitos de martelamento durante a fase de construção da ponte (Okukawa, 2000).....	20
Figura 2.9 – Coeficiente de arrasto de vários formatos contra os números de Reynolds (adaptado de White, 1998) .....	22
Figura 2.10 – Regimes de escoamento em torno do cilindro circular para diferentes números de Reynolds (adaptado de Ribeiro, 1989 e Steckley, 1989).....	25
Figura 2.11 – Vórtices de von Kármán na esteira de um cilindro (Panakin et al., 2007) .....	26
Figura 2.12 – Tabela dos números de Strouhal para formas básicas bidimensionais (Blessmann, 1998) .....	27
Figura 2.13 – Formação e movimento dos vórtices induzidos por movimento e a pressão induzida por ciclo em um corpo rombudo retangular (Komatsu e Kobayashi, 1980).....	29
Figura 2.14 – Formação de vórtices em corpos rombudos em movimento (Shiraishi e Matsumoto, 1983).....	30
Figura 2.15 – Amplitude de resposta e a relação entre a frequência de desprendimento dos vórtices e a frequência natural (Shiraishi e Matsumoto, 1983).....	31
Figura 2.16 – Velocidades críticas reduzidas e razão de esbeltez (Shiraishi e Matsumoto, 1983) .....	32
Figura 2.17 – Número de Strouhal em relação à razão de esbeltez (Deniz e Staubli, 1997) ...	34
Figura 2.18 – Agrupamento das vibrações induzidas por vórtices para prismas retangulares levemente amortecidos em baixa turbulência (Naudascher e Wang, 1993) .....	35

Figura 2.19 – Agrupamento das vibrações transversais para prismas retangulares levemente amortecidos, com relação de lado $B/D = 10$ , em escoamento de baixa turbulência para uma série de ângulos de ataque, $\alpha$ (Naudascher e Wang, 1993).....	36
Figura 2.20 – Efeitos de uma placa divisória na esteira de um cilindro retangular, com razão de esbeltez de $B/D=4$ , nas amplitudes das vibrações induzidas por vórtices (Matsumoto, 2008) .....	37
Figura 2.21 –Processo de desprendimento do vórtice em um prisma de formato H (Nakagawa, 1990) .....	38
Figura 2.22 – Comparação da força de sustentação, amortecimento aerodinâmico e tendências de respostas sob escoamentos suaves e turbulentos (Narita et al., 1988) .....	40
Figura 2.23 – Resposta rotacional do modelo do túnel de vento da ponte de Lions’ Gate para diferentes níveis de turbulência (Wardlaw, 1994) .....	41
Figura 2.24 – Resposta vertical do modelo seccional do tabuleiro da ponte Second Severn Crossing para um escoamento suave (0,5%) e turbulento (6%) para diferentes ângulos de ataque (Macdonald, 2002).....	42
Figura 2.25 – Representação esquemática dos ADS passivos instalados na ponte Rio-Niterói, Rio de Janeiro (Battista, 2000) .....	44
Figura 2.26 – Fotos da ponte Volgograd, na Rússia, passando por dramáticas vibrações induzidas por vórtices em maio de 2010.....	45
Figura 2.27 – Representação esquemática do MR-ADSS instalado na ponte de Volgograd, Volgograd (Weber e Maslanka, 2012).....	46
Figura 2.28 – Sumário das modificações aerodinâmicas mais usadas para os tabuleiros de borda de viga (Sakai, 1993).....	46
Figura 2.29 – Sumário dos dispositivos aerodinâmicos utilizados para suprimir as instabilidades aerodinâmicas dos tabuleiros de borda de viga (Sakai, 1993) .....	47
Figura 2.30 – Resposta do tabuleiro da ponte Longs Creek para um escoamento suave para o projeto original com e sem dispositivos aerodinâmicos (Wardlaw, 1994) .....	48
Figura 2.31 – Versões alternativas da Ponte Dame Point (Wardlaw, 1994).....	49
Figura 2.32 – Deslocamentos verticais do modelo da Ponte Octávio Frias de Oliveira sob condições de escoamento suave. O projeto original (esquerda) e o projeto modificado (direita) testados para dois níveis de amortecimento (Loredo-Souza, 2012) .....	50
Figura 2.33 – Projetos original e modificado da ponte Quincy (Wardlaw, 1994) .....	50
Figura 2.34 – Os formatos e desempenhos de aletas aerodinâmicas (Ogawa, 1988).....	51

---

Figura 2.35 – As aletas instaladas na ponte pênsil Storebælt (Larsen, 2000a) .....	52
Figura 2.36 – Comparação das vibrações induzidas por vórtices do tabuleiro da ponte Great Belt com e sem aletas. Os testes do modelo foram conduzidos a uma escala reduzida de 1:60, sob condições de escoamento suave (Larsen, 2000a) .....	52
Figura 2.37 – Detalhes do modelo SPPM desenvolvido e testado por El Gammal (2007) .....	53
Figura 2.38 – As comparações entre a resposta do modelo de placa de viga, com SPPM de onda longa, e com SPPM de onda curta.....	54
Figura 2.39 – Os tipos de pontes definidos pelo British Design Rules for Aerodynamic Effects on Bridges (Design Manual for Aerodynamic Effects on Bridges, 2001).....	59
Figura 2.40 – Número de Strouhal para uma seção retangular com aristas vivas (Eurocode, 2004) .....	60
Figura 3.1 – Diagrama esquemático do modelo dinâmico.....	64
Figura 3.2 – Foto da Ponte Octávio Frias de Oliveira, São Paulo .....	66
Figura 3.3 – Foto da Ponte Rio Negro, Manaus .....	66
Figura 3.4 – Foto do modelo 1:50 da Ponte Octávio Frias de Oliveira conforme testado por efeitos de interferência de uma estrada adjacente do tabuleiro no Laboratório de Aerodinâmicas das Construções, Brasil (Nuñez, 2008).....	67
Figura 3.5 – Fotos do modelo aeroelástico completo de 1:125 da Ponte Octávio Frias de Oliveira, conforme testada no Laboratório de Aerodinâmicas das Construções, Brasil (Loredo-Souza e Rocha, 2006).....	70
Figura 3.6 – Fotos do modelo aeroelástico 1:200 da Ponte Rio Negro, conforme testada no Laboratório de Aerodinâmicas das Construções, Brasil (Loredo-Souza e Rocha, 2010).....	70
Figura 3.7 – Fotos dos modelos de faixa tensionada da ponte Bronx-Whitestone (esquerda) e da ponte Storebælt (direita) (King, 2003) .....	71
Figura 4.1 – Seção transversal da ponte com dimensões da estrutura protótipo.....	72
Figura 4.2 – Primeiro modo de flexão vertical, $f_h = 0,617 Hz$ , e o primeiro modo de torção, $f_\theta = 0,794 Hz$ , do sistema estrutural da ponte .....	73
Figura 4.3 – Foto do exterior do Túnel de Vento Professor Joaquim Blessmann.....	74
Figura 4.4 – Diagrama esquemático do Túnel de Vento Professor Joaquim Blessmann (Blessmann, 1990). As dimensões são em centímetros. ....	75
Figura 4.5 – Perfis de velocidade média, intensidade de turbulência e comprimento integral de turbulência na Mesa-1 e Mesa-2 do Túnel de Vento Professor Joaquim Blessmann para escoamentos uniformes suaves e uniformes turbulentos. ....	76

Figure 4.6 – Os instrumentos usados para gerar condições de escoamento uniforme. Endireitador de vento (esquerda) e malha usada para gerar turbulência (direita). .....	76
Figura 4.7 – Desvio padrão da velocidade média no centro, expressado em porcentagem, da seção transversal da Mesa-1 (esquerda) e da Mesa-2 (direita) para escoamento suave (adaptado de Blessmann, 1982).....	77
Figura 4.8 – Foto do modelo seccional aeroelástico original no túnel de vento .....	78
Figura 4.9 – Foto das viga de borda e os detalhes do lado inferior do modelo original. ....	78
Figura 4.10 – Adição do Nariz de Vento #1 (AD1).....	80
Figura 4.11 – Adição do Nariz de Vento #2 (AD2).....	80
Figura 4.12 – Adição do Nariz de Vento #3 (AD3).....	81
Figura 4.13 – Adição da placa no lado inferior da ponte (AD4) .....	82
Figura 4.14 – Adição dos defletores no lado inferior da ponte (AD5) .....	82
Figura 4.15 – Adição das tela defletora e tela curvada (AD6) .....	82
Figura 4.16 – Fotos mostrando a adição das telas defletoras (esquerda), e a simulação da placa soffit usando um plástico adesivo transparente (direita).....	83
Figura 4.17 – Adição de aleta na borda principal inferior (AD7) .....	84
Figura 4.18 – Adição do dispositivo SPPM onda longa (AD8) .....	85
Figura 4.19 – Adição do dispositivo SPPM onde curta (AD9) .....	86
Figura 4.20 – Fotos mostrando o modelo com a adição do dispositivo SPPM de onda curta (esquerda), e do dispositivo SPPM de onda longa (direita) .....	86
Figura 4.21 – Ilustração e foto do aparato experimental para ensaio dinâmico. ....	88
Figura 4.22 – Fotos dos equipamentos utilizados nos testes .....	95
Figura 4.23 – Calibração do modelo (resposta torcional). a) Registro do decaimento logarítmico da aceleração angular; b) Resposta normalizada com a linha de melhor ajuste para determinar a razão do amortecimento, $\zeta_{\theta} = 0,13\%$ ; c) Resposta no domínio de frequência, $f_{\theta} = 12,74 Hz$ .....	97
Figura 4.24 – Exemplo do gráfico usado para determinar os fatores de calibração para os 4 sensores de fibra óptica .....	98
Figura 4.25 – Representação esquemática dos sensores externos usados para calcular a resposta do tabuleiro .....	103
Figura 4.26 – Derivação do fator de pico de Chen a) Resposta de registro de tempo, resposta de envelope máximo e níveis de cruzamento; b) Maior resolução da parte a); c) Curva apropriada para os cruzamentos medidos d) Extrapolação do fator de pico .....	108

Figura 4.27 – Análise do desprendimento de vórtices para AD0-A, $\alpha = 0^\circ$ a) condição de <i>lock-in</i> de flexão vertical, b) condição de <i>lock-in</i> de rotação; c) VVK em conformidade com número de Strouhal derivado.....	110
Figura 5.1 – RMS da aceleração nas bordas e no centro do tabuleiro para o projeto original do tabuleiro (AD0) a) $\alpha = 0$ ; b) $\alpha = -4$ ; c) $\alpha = +4$ .....	112
Figura 5.2 – Comparações entre RMS das acelerações gravadas a) no centro e b) na borda com, os acelerômetros primários (AD0), os acelerômetros secundários (AD0-A) e acelerações derivadas numericamente dos sensores ópticos (AD0-A) para ensaios do tabuleiro original, $\alpha = -4$ .....	115
Figura 5.3 – Comparações entre RMS dos deslocamentos gravados a) no centro e b) na borda com a integração dos acelerômetros primários (AD0), integração dos acelerômetros secundários (AD0-A) e os deslocamentos dos sensores ópticos (AD0-A) para ensaios do tabuleiro original, $\alpha = -4$ .....	115
Figura 5.4 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Projeto original do tabuleiro (AD0). $\alpha = 0$ , $\zeta_h = 0,21\%$ , $\zeta_\theta = 0,13\%$ .....	126
Figura 5.5 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Projeto original do tabuleiro (AD0). $\alpha = -4$ , $\zeta_h = 0,23\%$ , $\zeta_\theta = 0,13\%$ .....	126
Figura 5.6 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Projeto original do tabuleiro (AD0). $\alpha = +4$ , $\zeta_h = 0,24\%$ , $\zeta_\theta = 0,13\%$ .....	127
Figura 5.7 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com o Nariz de Vento #1 (AD1). $\alpha = 0$ , $\zeta_h = 0,22\%$ , $\zeta_\theta = 0,15\%$ .....	127
Figura 5.8 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com o Nariz de Vento #1 (AD1). $\alpha = -4$ , $\zeta_h = 0,20\%$ , $\zeta_\theta = 0,14\%$ .....	128
Figura 5.9 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com o Nariz de Vento #1 (AD1). $\alpha = +4$ , $\zeta_h = 0,25\%$ , $\zeta_\theta = 0,12\%$ .....	128
Figura 5.10 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com o Nariz de Vento #2 (AD2). $\alpha = 0$ , $\zeta_h = 0,21\%$ , $\zeta_\theta = 0,16\%$ .....	129
Figura 5.11 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com o Nariz de Vento #2 (AD2). $\alpha = -4$ , $\zeta_h = 0,20\%$ , $\zeta_\theta = 0,18\%$ .....	129
Figura 5.12 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com o Nariz de Vento #2 (AD2). $\alpha = +4$ , $\zeta_h = 0,21\%$ , $\zeta_\theta = 0,17\%$ .....	130
Figura 5.13 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com o Nariz de Vento #3 (AD3). $\alpha = 0$ , $\zeta_h = 0,31\%$ , $\zeta_\theta = 0,16\%$ .....	130

Figura 5.14 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com o Nariz de Vento #3 (AD3). $\alpha = -4$ , $\zeta h = 0,23\%$ , $\zeta\theta = 0,17\%$ .....	131
Figura 5.15 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com o Nariz de Vento #3 (AD3). $\alpha = +4$ , $\zeta h = 0,29\%$ , $\zeta\theta = 0,15\%$ .....	131
Figura 5.16 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com Placa Inferior (AD4). $\alpha = 0$ , $\zeta h = 0,26\%$ , $\zeta\theta = 0,19\%$ .....	132
Figura 5.17 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com Placa Inferior (AD4). $\alpha = -4$ , $\zeta h = 0,24\%$ , $\zeta\theta = 0,16\%$ .....	132
Figura 5.18 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com Placa Inferior (AD4). $\alpha = +4$ , $\zeta h = 0,26\%$ , $\zeta\theta = 0,19\%$ .....	133
Figura 5.19 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com Placas Defletoras (AD5). $\alpha = 0$ , $\zeta h = 0,23\%$ , $\zeta\theta = 0,34\%$ .....	133
Figura 5.20 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com Placas Defletoras (AD5). $\alpha = -4$ , $\zeta h = 0,26\%$ , $\zeta\theta = 0,36\%$ .....	134
Figura 5.21 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com Placas Defletoras (AD5). $\alpha = +4$ , $\zeta h = 0,30\%$ , $\zeta\theta = 0,22\%$ .....	134
Figura 5.22 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com Placas Defletoras e Tela (AD6). $\alpha = 0$ , $\zeta h = 0,25\%$ , $\zeta\theta = 0,18\%$ .....	135
Figura 5.23 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com Placas Defletoras e Tela (AD6). $\alpha = -4$ , $\zeta h = 0,24\%$ , $\zeta\theta = 0,18\%$ .....	135
Figura 5.24 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com Placas Defletoras e Tela (AD6). $\alpha = +4$ , $\zeta h = 0,26\%$ , $\zeta\theta = 0,17\%$ .....	136
Figura 5.25 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com aletas (AD7). $\alpha = 0$ , $\zeta h = 0,27\%$ , $\zeta\theta = 0,18\%$ .....	136
Figura 5.26 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com aletas (AD7). $\alpha = -4$ , $\zeta h = 0,25\%$ , $\zeta\theta = 0,18\%$ .....	137
Figura 5.27 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com aletas (AD7). $\alpha = +4$ , $\zeta h = 0,25\%$ , $\zeta\theta = 0,17\%$ .....	137
Figura 5.28 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com SPPM Longo (AD8). $\alpha = 0$ , $\zeta h = 0,22\%$ , $\zeta\theta = 0,18\%$ .....	138
Figura 5.29 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com SPPM Longo (AD8). $\alpha = -4$ , $\zeta h = 0,22\%$ , $\zeta\theta = 0,24\%$ .....	138



---

Figura 5.30 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com SPPM Longo (AD8). $\alpha = +4$ , $\zeta h = 0,28\%$ , $\zeta\theta = 0,30\%$ .....	139
Figura 5.31 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com SPPM Curto (AD9). $\alpha = 0$ , $\zeta h = 0,24\%$ , $\zeta\theta = 0,31\%$ .....	139
Figura 5.32 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com SPPM Curto (AD9). $\alpha = -4$ , $\zeta h = 0,23\%$ , $\zeta\theta = 0,26\%$ .....	140
Figura 5.33 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com SPPM Curto (AD9). $\alpha = +4$ , $\zeta h = 0,30\%$ , $\zeta\theta = 0,29\%$ .....	140
Figura 5.34 – Razão de amortecimento crítico medida em translação vertical, $\zeta h$ , para todas as configurações testadas.....	141
Figura 5.35 – Razão de amortecimento crítico medida em torção, $\zeta\theta$ , para todas as configurações testadas.....	141
Figura 5.36 – Deslocamento vertical máximo normalizado pelo desprendimento de vórtices a velocidades baixas do vento ( $V < 20\text{m/s}$ ) para os modelos originais e modificados, $\alpha = 0$ .	142
Figura 5.37 – Deslocamento vertical máximo normalizado pelo desprendimento de vórtices a velocidades elevadas do vento ( $20 \leq V \leq 50\text{m/s}$ ) para os modelos originais e modificados, $\alpha = 0$ .....	142
Figura 5.38 – Rotação máxima pelo desprendimento de vórtices a velocidades baixas do vento ( $V < 20\text{m/s}$ ) para os modelos originais e modificados, $\alpha = 0$ .....	143
Figura 5.39 – Pico Rotação máxima pelo desprendimento de vórtices a velocidades elevadas do vento ( $20 \leq V \leq 50\text{m/s}$ ) para os modelos originais e modificados, $\alpha = 0$ .....	143
Figura 5.40 – Deslocamento vertical máximo normalizado pelo desprendimento de vórtices a velocidades baixas do vento ( $V < 20\text{m/s}$ ) para os modelos originais e modificados, $\alpha = -4$ .....	144
Figura 5.41 – Deslocamento vertical máximo normalizado pelo desprendimento de vórtices a velocidades elevadas do vento ( $20 \leq V \leq 50\text{m/s}$ ) para os modelos originais e modificados, $\alpha = -4$ .....	144
Figura 5.42 – Rotação máxima pelo desprendimento de vórtices a velocidades baixas do vento ( $V < 20\text{m/s}$ ) para os modelos originais e modificados, $\alpha = -4$ .....	145
Figura 5.43 – Rotação máxima pelo desprendimento de vórtices a velocidades elevadas do vento ( $20 \leq V \leq 50\text{m/s}$ ) para os modelos originais e modificados, $\alpha = -4$ .....	145

Figura 5.44 – Deslocamento vertical máximo normalizado pelo desprendimento de vórtices a velocidades baixas do vento ( $V < 20\text{m/s}$ ) para os modelos originais e modificados, $\alpha = +4$ .....	146
Figura 5.45 – Deslocamento vertical máximo normalizado pelo desprendimento de vórtices a velocidades elevadas do vento ( $20 \leq V \leq 50\text{m/s}$ ) para os modelos originais e modificados, $\alpha = +4$ .....	146
Figura 5.46 – Rotação máxima pelo desprendimento de vórtices a velocidades baixas do vento ( $V < 20\text{m/s}$ ) para os modelos originais e modificados, $\alpha = +4$ .....	147
Figura 5.47 – Rotação máxima pelo desprendimento de vórtices a velocidades elevadas do vento ( $20 \leq V \leq 50\text{m/s}$ ) para os modelos originais e modificados, $\alpha = +4$ .....	147
Figura 5.48 – Velocidades de disparo reduzidas para vibrações induzidas por vórtices em translação vertical, $VRv, v$ , contra a razão de esbeltez $B/D$ para todas as configurações testadas, $\alpha = 0$ .....	148
Figura 5.49 – Velocidades de disparo reduzidas para vibrações induzidas por vórtices em torção, $Vrt, v$ , contra a razão de esbeltez $B/D$ para todas as configurações testadas, $\alpha = 0$ .....	148
Figura 5.50 – Velocidades de disparo para reduzidas vibrações induzidas por vórtices em translação vertical, $V'Rv, v$ , contra a razão de esbeltez $B/D$ para todas as configurações testadas, $\alpha = -4$ .....	149
Figura 5.51 – Velocidades de disparo reduzidas para vibrações induzidas por vórtices em torção, $V'Rt, v$ , contra a razão de esbeltez $B/D$ para todas as configurações testadas, $\alpha = -4$ .....	149
Figura 5.52 – Velocidades de disparo reduzidas para vibrações induzidas por vórtices em translação vertical, $V'Rv, v$ , contra a razão de esbeltez $B/D$ para todas as configurações testadas, $\alpha = +4$ .....	150
Figura 5.53 – Velocidades de disparo reduzidas para vibrações induzidas por vórtices em torção, $V'Rt, v$ , contra a razão de esbeltez $B/D$ para todas as configurações testadas, $\alpha = +4$ .....	150

---

## LISTA DE TABELAS

Tabela 2.1 – Classificação dos efeitos do vento em estruturas .....	10
Tabela 2.2 – Avaliação dos efeitos de excitação por vórtices, <i>Design Rules for Aerodynamic Effects on Bridges</i> (Design Manual for Roads & Bridges, 2001) .....	55
Tabela 2.3 – Determinação da velocidade crítica para vibrações induzidas por vórtices conforme definida no <i>British Design Rules for Aerodynamic Effects on Bridges</i> (Design Manual for Roads & Bridges, 2001).....	61
Tabela 4.1 – Sumário das principais propriedades do estudo de caso do tabuleiro da ponte ..	73
Tabela 4.2 – Sumário das características de altura e largura dos tabuleiros protótipos, original e modificado .....	87
Tabela 4.3 – Parâmetros de escala para o projeto: grandezas de base .....	92
Tabela 4.4 – Parâmetros de escala para o projeto: grandezas derivadas.....	92
Tabela 4.5 – Sumário das propriedades do modelo seccional.....	92
Tabela 4.6 – Sumário do programa de testes e monitoramento para cada configuração .....	100
Tabela 5.1 – Sumário das velocidades críticas de disparo definido pelas normas de pontes. ....	111
Tabela 5.2 – Números de Strouhal medidos e velocidades críticas reduzidas para VVK .....	124
Tabela 5.3 – Desempenho dos dispositivos aerodinâmicos para velocidades baixas do vento ( $V < 20\text{m/s}$ ).....	124
Tabela 5.4 – Desempenho dos dispositivos aerodinâmicos para velocidades elevadas do vento ( $20 \leq V \leq 50\text{m/s}$ ) .....	125
Tabela 5.5 – Descrição das avaliações de desempenho dos dispositivos aerodinâmicos .....	125

---

## LISTA DE SÍMBOLOS

### Letras Romanas:

$A_i$	coeficiente de Scanlan dimensional (componente rotação)
$B$	largura horizontal do tabuleiro de ponte
$b^*$	largura efetiva do tabuleiro como definida pelo British Design Rules (2001)
$c_h$	coeficiente de amortecimento viscoso em translação vertical
$c_\theta$	coeficiente de amortecimento viscoso em rotação
$C_D$	coeficiente de arrasto
$C_g$	parâmetro de galope
$C_L$	coeficiente de sustentação
$D$	comprimento característico, dimensão perpendicular ao escoamento
$D'$	comprimento característico efetivo (para ângulos de ataque diferentes de zero)
$d_4$	profundidade do tabuleiro definida pelo British Design Rules (2001)
$F$	força
$F_L$	força de sustentação
$f$	frequência
$f_h$	frequência do primeiro modo de vibração em flexão vertical
$f_{HP}$	limite da frequência passa-alta
$f_{LP}$	limite da frequência passa-baixa
$f_s$	frequência de desprendimento de vórtices

$f_{\theta}$	frequência do primeiro modo de vibração em rotação
$g_R$	fator de pico da resposta
$g_{R,D}$	fator de pico de Davenport
$g_{R,C}$	fator do pico de Chen
$g_{R,V}$	fator do pico de Vanmarcke
$H_i$	coeficiente de Scanlan dimensional (componente vertical)
$I$	momento de inércia de massa da seção por unidade de comprimento
$I_1$	componente longitudinal da intensidade de turbulência
$k_h$	coeficiente de rigidez para deslocamento vertical
$k_{\theta}$	coeficiente de rigidez para deslocamento angular
$m$	massa por unidade de comprimento
$M$	momento de torção
$p_{atm}$	pressão atmosférica
$q$	parâmetro de largura de banda
$r$	raio
$R$	resposta
$R_h$	resposta em translação vertical
$R_{\theta}$	resposta rotacional
$Re$	número de Reynolds
$s$	deslocamento
$S_R$	espectro da resposta

---

$St$	número de Strouhal
$t$	tempo
$T$	temperatura
$T_p$	duração do processo
$V$	velocidade média de vento
$V_{cr}$	velocidade crítica para vibrações induzidas por vórtices
$V_{h,cr}$	velocidade crítica para vibrações verticais induzidas por vórtices
$V_{\theta,cr}$	velocidade crítica para vibrações rotacionais induzidas por vórtices
$V_R$	velocidade reduzida
$V_f$	velocidade crítica para drapejamento
$V_g$	velocidade crítica para galope
$w$	largura da onda de SPPM

**Letras Gregas:**

$\alpha$	ângulo de ataque
$\delta_s$	amortecimento estrutural, na forma de decaimento logarítmico
$\Delta q$	pressão dinâmica
$\zeta$	razão de amortecimento crítico
$\zeta_h$	razão de amortecimento crítico para translação vertical
$\zeta_\theta$	razão de amortecimento crítico para rotação
$\theta$	deslocamento angular
$\lambda$	comprimento de onda

$\lambda_l$	escala de comprimento
$\lambda_m$	escala de massa
$\lambda_t$	escala de tempo
$\lambda_\rho$	escala de massa específica
$\mu$	viscosidade dinâmica do fluido
$\nu$	viscosidade cinemática do fluido
$\rho_a$	densidade do ar
$\sigma_R$	padrão desvio da resposta
$\sigma_V$	padrão desvio da velocidade
$\phi$	ângulo de fase
$\omega$	frequência circular
$\omega_h$	frequência circular do primeiro modo de vibração vertical
$\omega_\theta$	frequência circular do primeiro modo de vibração rotacional

---

## RESUMO

VALLIS, M.B. – **Investigação experimental em túnel de vento dos efeitos causados por dispositivos aerodinâmicos na resposta de tabuleiros de ponte frente ao desprendimento de vórtices**. Dissertação de Mestrado – Programa de Pós Graduação em Engenharia Civil, UFRGS, Porto Alegre. 2013.

*“Estas vibrações são as primeiras do seu tipo para as pontes tipo viga....elas mostram a alta estabilidade aerodinâmica e confiabilidade da estrutura”* (Anishyuk e Antonova, 2010). Esta é uma citação do porta-voz da empresa responsável pela construção da ponte, com vãos 120m e de 7 km de extensão, em Volgograd, na Rússia – que oscilou tão violentamente sob velocidades baixas do vento em maio de 2010, que os motoristas ficaram enjoados e a ponte foi fechada. As filmagens do movimento da ponte podem ser encontradas facilmente na internet, e causam uma visão perturbadora. O que é mais perturbador é que a empresa responsável pelo seu projeto e construção pôde ser tão ignorante da história das aerodinâmicas de pontes e conceitos aerodinâmicos básicos.

As vibrações induzidas por vórtices que tinham atormentadas a Ponte Volgograd são agora atenuadas por um sistema avançado de dispositivos de amortecimento mecânico. Se as medidas de segurança tivessem sido tomadas durante a fase do projeto, a necessidade desses dispositivos de amortecimento poderia ter sido evitada. Uma variedade de dispositivos aerodinâmicos passivos tem apresentado ser extremamente eficaz na supressão das vibrações induzidas por vórtices em velocidades baixas do vento para um número de pontes de grande vão. Investigações adequadas em túnel de vento realizadas durante a fase do projeto podem alertar os projetistas da existência de instabilidades aerodinâmicas inerente no projeto, e passos podem ser tomados para modificar o formato do tabuleiro para otimizar o seu desempenho dinâmico sob cargas de vento.

Investigações experimentais da efetividade na supressão das vibrações induzidas por vórtices, por uma série de dispositivos aerodinâmicos passivos, têm sido realizadas no Túnel de Vento Prof. Joaquim Blessmann, em Porto Alegre. Dispositivos foram projetados com base nas modificações feitas a outros projetos de pontes que sofreram com as vibrações indesejadas da velocidade baixa do vento, tanto no túnel de vento durante a fase do projeto, durante a construção ou após a conclusão da ponte em grande escala. Dispositivos foram testados usando um modelo dinâmico de uma ponte da vida real, e os resultados indicaram que algumas modificações simples a geometria da seção transversal do tabuleiro podem ter um efeito significativo na sua resposta.

Palavras-chave: ponte estaiada, resposta dinâmica, túnel de vento, vento, vibração, vórtice.



## ABSTRACT

VALLIS, M.B. – **Investigação experimental em túnel de vento dos efeitos causados por dispositivos aerodinâmicos na resposta de tabuleiros de ponte frente ao desprendimento de vórtices.** Dissertação de Mestrado – Programa de Pós Graduação em Engenharia Civil, UFRGS, Porto Alegre. 2013.

*“These vibrations are the first of their kind for beam-type bridges....they show the high aerodynamic stability and reliability of the structure”* (Anishyuk and Antonova, 2010). This is a quote taken from the spokesman of the company responsible for the construction of the 7km long reinforced concrete bridge in Volgograd, Russia – whose multiple continuous 120 meter spans oscillated so violently under low-wind speed conditions in May of 2010 that motorists became seasick and the bridge was closed. Footage of the bridge’s movement can easily be found on the internet, and makes for disturbing viewing. What is even more disturbing is that the company responsible for its design and construction could be so ignorant to the history of bridge aerodynamics and basic aerodynamic concepts.

The vortex-induced vibrations which had plagued the Volgograd Bridge are now mitigated by an advanced system of mechanical damping devices. If proper precautions had been taken during the design stage of the bridge, the necessity of these damping devices could have been avoided. A variety of passive aerodynamic devices have been shown to be extremely effective in the suppression of low wind speed vortex-induced vibrations for a number of long-span bridges. Proper wind-tunnel investigations undertaken during the design stage can alert designers to the existence of aerodynamic instabilities inherent to the design, and steps can be taken to modify the shape of the deck to optimise its dynamic performance under wind loads.

Experimental investigations of the effectiveness of range of passive aerodynamic devices to suppress vortex-induced vibrations have been conducted at the Professor Joaquim Blessmann Wind-Tunnel, Porto Alegre. Devices were designed based on modifications made to other bridge designs which suffered from unwanted low wind speed vibrations, either in the wind-tunnel during the design stage, during erection or after completion of the full-scale bridge. Devices were tested using a dynamic section model of a real-life bridge deck design. Results indicate that some simple modifications to the cross-section geometry of the deck can have a substantial effect on its response.

Keywords: Dynamic response, cable-stayed bridge, vibration, vortex, wind, wind-tunnel.

## 1. INTRODUÇÃO

### 1.1 RELEVÂNCIA DO ESTUDO

A tendência atual nos projetos de pontes é para construir tabuleiros mais compridos, largos e leves. Com isso, há um aumento na vulnerabilidade dos projetos das pontes devido à carga do vento. Muita atenção deve ser dada ao cálculo das cargas de vento e das respostas dinâmicas das pontes e, o uso do túnel de vento para investigações é atualmente considerado a ferramenta mais efetiva para prever esses efeitos.

As investigações no túnel de vento podem ser usadas de uma maneira iterativa. Para um projeto de ponte típico, um modelo seccional do projeto inicial é testado no túnel de vento sob grande variedade de velocidades e ângulos de ataque. A resposta dinâmica do protótipo é comparada a vários critérios para avaliar se o projeto é considerado estável aerodinamicamente. É função do engenheiro de vento aconselhar o engenheiro de projeto sobre opções disponíveis para ajudar o projeto a cumprir os critérios quando uma ponte for encontrada a ter instabilidades aerodinâmicas em velocidades do vento que estão dentro da faixa normal de funcionamento.

Uma dessas opções é de modificar a forma da ponte para ser estável aerodinamicamente através da adição de dispositivos aerodinâmicos passivos. Modificações dessa natureza são chamadas “passivas” e diferem de dispositivos “ativos”, pois não precisam de energia fornecida por uma fonte externa do sistema. Existe uma grande variedade de dispositivos aerodinâmicos passivos que tem sido testado e provado para melhorar os movimentos indesejáveis nas pontes já construídas. O engenheiro de projeto baseia-se no parecer do engenheiro de vento sobre os conselhos em modificações para melhorar o desempenho da ponte. O projeto modificado é, então, testado novamente no túnel de vento e o seu desempenho dinâmico é reavaliado. Esse processo iterativo continua até encontrar o projeto que satisfaça todos os critérios relevantes e é aceito pelo engenheiro de projeto.

A questão do tempo é tão importante quanto os custos na maioria dos projetos de construção, e isso não é diferente nos casos de pontes. Está entre os principais interesses do projeto que ele avance o mais rápido possível. O conhecimento especializado que um engenheiro de

---

vento pode trazer ao projeto é inestimável para o processo de identificação de uma ação apropriada. Esse conhecimento é necessário para minimizar o número de modificações do projeto e por isso, o limite de duração e o custo do projeto.

Este estudo foi conduzido visando os seguintes objetivos:

- Tornar engenheiros de projetos capazes de entender os fundamentos por trás da aerodinâmica de pontes bem como aptos a projetar estruturas mais aerodinamicamente estáveis nas fases iniciais do projeto;
- Auxiliar engenheiros de vento a aconselhar os engenheiros de projetos sobre as mudanças benéficas para o projeto do tabuleiro da ponte;
- Entender o processo envolvido nos ensaios dos modelos seccionais nos túneis de vento;
- Projetar as próximas gerações de pontes de grandes vãos no Brasil com o maior grau de integridade estrutural e conforto dos ocupantes.

## 1.2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

Possivelmente o nome mais famoso relacionado ao fenômeno de desprendimento de vórtices é o Strouhal que, na sua publicação de 1878, definiu o relacionamento entre a frequência do desprendimento de vórtices, a dimensão do corpo e a velocidade do vento. Esse relacionamento, conhecido como o número de Strouhal, indica que a frequência de desprendimento dos vórtices do tipo Von Kármán é dependente somente na velocidade do vento para o formato particular de seção transversal. Existem várias tabelas que detalham o número de Strouhal para diferentes formatos de seção transversal. Scanlan (1978) descreve em grandes detalhes a derivação dos *coeficientes de Scanlan* que são usados para identificar as instabilidades do tabuleiro da ponte devido às forças aeroelásticas. Komatsu e Kobayashi (1980) iniciaram investigações laboratoriais nas vibrações induzidas pelos vórtices em corpos rombudos e foram os primeiros a notarem que essas vibrações não necessariamente ocorrem a velocidades definidas pelos números de Strouhal. Komatsu e Kobayashi formularam versões iniciais de uma equação na qual prevê as velocidades críticas de disparo de vórtices induzidos pelo movimento.

Detalhes sobre o Túnel de Vento do Prof. Joaquim Blessmann, foram publicados por ele mesmo em 1982. O laboratório viria a tornar-se o ponto de referência para as investigações

aerodinâmicas para aplicações de engenharia civil do Brasil e do continente sul-americano. Diversas pontes brasileiras de grande vão foram testadas no Laboratório de Aerodinâmicas das Construções (LAC) na Universidade Federal do Rio Grande do Sul (UFRGS), que abriga o túnel de vento. Scanlan (1983) detalha diferenças importantes entre os três principais tipos de investigações realizadas em tabuleiros de pontes no túnel de vento; o modelo seccional, o modelo aeroelástico completo e o método de faixa tensionada. O modelo seccional destaca-se como o mais importante dos três tipos. A resposta sobre condições de turbulência atmosférica 3D é uma característica importante do modelo aeroelástico completo. O modelo de faixa tensionada é visto como uma versão econômica e de custo benefício do modelo aeroelástico completo. Shiraishi e Matsumoto (1983) dividem mecanismos de geração de vórtices em três grupos relacionados ao formato corpo e as respostas comuns sobre uma gama de velocidades do vento. Os tabuleiros de ponte com arestas vivas, como o tabuleiro do tipo borda de viga, terão velocidades críticas definidas pela equação de Shiraishi e Matsumoto, enquanto os tabuleiros com um perfil aerodinâmico irão provavelmente sofrer vibrações causadas pelos vórtices de Von Kármán. Ogawa (1988) realizou investigações experimentais na efetividade da supressão das vibrações induzidas pelos vórtices de três projetos de aletas em corpos rombudos retangulares. A aleta assimétrica foi avaliada como a mais efetiva sobre vários ângulos de ataque e modos de vibração.

Billah e Scanlan (1991) criticaram a indústria de livros de Física que frequentemente e incorretamente atribuíam a causa do desastre de Tacoma Narrows de 1940 como uma simples condição de ressonância. A verdadeira razão do fenômeno de vibração que destruiu a ponte é muito mais complexa e foi somente entendida anos após o desastre por meio de experimentos exaustivos no túnel de vento por vários pesquisadores renomados. Tanaka (1990) destacou os três eventos históricos no desenvolvimento do setor de engenharia de vento ao que é hoje; o colapso de 1879 da ponte Firth of Tay, o desastre da Tacoma Narrows e o trabalho de Alan G. Davenport na codificação da camada limite atmosférica. Tanaka também descreveu as várias leis de similitude que devem ser aderidas durante as investigações do túnel de vento para garantir resultados precisos. Nakagawa (1993) investigou os mecanismos de despreendimento dos vórtices associados com o formato H de corpos rombudos – um formato que é uma versão simplificada de um tabuleiro de ponte de borda de viga. Verificou-se que o vórtice principal descolado da borda de barlavento se desloca ao longo da camada cisalhante separada, para juntar-se na esteira com o vórtice secundário descolado da borda de sotavento.

---

Naudascher e Wang (1993) continuaram o trabalho anterior de Shiraishi e Matsumoto (1983) para determinar as velocidades críticas de disparo das vibrações induzidas pelos vórtices em ângulos de ataque diferente de zero. Wardlaw (1994) fez um resumo de pontes reais em que foram usados dispositivos aerodinâmicos passivos para suprimir as vibrações induzidas pelos vórtices. Deniz e Staubli (1997) combinaram dados de várias fontes publicadas para mostrar graficamente as diferenças entre os três principais tipos de classificação de vórtices.

Battista (2000) descreveu o uso de atenuadores dinâmicos sincronizados para melhorar as vibrações induzidas pelos vórtices na ponte Rio-Niterói – que foi conhecida por provocar pânico em motoristas encalhados quando começou a vibrar em baixas velocidades de vento. Larsen (2000a) revisou as vibrações induzidas pelos vórtices sofridas pela Ponte Great Belt na Dinamarca durante sua construção. O uso de aletas instaladas nas bordas inferiores da viga-caixão foi eficaz na supressão das vibrações causadas pelos vórtices de Von Kármán. Um manual exhaustivamente detalhado de engenharia em todos os aspectos de projeto de ponte foi publicado por Okukawa (2000) – incluindo diversos aspectos aerodinâmicos de pontes de grande vão. O britânico *Design Manual for Roads and Bridges* (2001) dá aos projetistas um guia para auxiliar no projeto preliminar de pontes sobre importantes considerações aerodinâmicas.

Macdonald (2002) descreveu detalhadamente as lições aprendidas do projeto *Second Severn Crossing* – que sofreu as vibrações induzidas pelos vórtices logo após a sua abertura. Níveis de turbulência e amortecimento estrutural assumidos na fase do projeto foram considerados fora do alvo quando comparado com as medições na ponte totalmente construída. A instalação de placas defletoras no lado de baixo da ponte foi eficaz na supressão da instabilidade. King (2003) resumiu o importante impacto que Alan G. Davenport teve no desenvolvimento dos ensaios de pontes de grande vão no túnel de vento ao longo da sua carreira. Oliveira (2003) descreveu a implementação do sensor de deslocamento de fibra ótica nos ensaios de modelos dinâmicos no Túnel de Vento Prof. Joaquim Blessmann. A concordância entre os sensores de deslocamento e os acelerômetros foi considerada boa para ambos os deslocamentos e acelerações.

El Gammal (2007) conduziu investigações no túnel de vento sobre a efetividade da supressão das vibrações induzidas pelos vórtices pelo método de perturbação ao longo do vão. Chen (2011) descreveu um método para calcular os fatores de pico de respostas de banda estreita, como as vibrações induzidas pelos vórtices. Esses valores de pico foram considerados muito

mais aceitáveis do que aqueles utilizados anteriormente, que foram mais apropriados para respostas de martelamento. Weber e Maslanka (2012) descreveram uma nova tecnologia de atenuador dinâmico sintonizado que atualmente é instalada na ponte Volgograd para proibir vibrações de velocidade baixa do vento em translação vertical.

### 1.3 OBJETIVOS

O estudo tem como identificar atributos associados com diferentes tipos de dispositivos aerodinâmicos em relação a vibrações induzidas pelos vórtices em pontes. Pequenas modificações no formato do tabuleiro da ponte podem causar grandes mudanças na resposta, sendo ou ampliações ou reduções nas vibrações induzidas por desprendimento de vórtices. A atuação de cada dispositivo é classificada pela combinação de ângulo de ataque ( $+4^\circ$ ,  $0^\circ$  e  $-4^\circ$ ) com baixa e alta velocidade de vento. Este guia pode então ajudar projetistas na determinação do dispositivo mais apropriado para um projeto particular do tabuleiro.

- Conduzir uma revisão dos estudos de desprendimento de vórtices e de vibrações induzidas pelos vórtices em corpos rombudos – incluindo pontes já construídas. Revisar os conceitos aerodinâmicos básicos com ênfase nas instabilidades aerodinâmicas geralmente encontradas em corpos rombudos esbeltos como pontes.
- Avaliar a resposta dinâmica de uma ponte de borda de viga usando diversas técnicas para várias velocidades de vento e ângulos de ataque. O modelo seccional do tabuleiro sobre vibração livre tem instalado sensores de deslocamento e aceleração para gravar o movimento. Comparar e avaliar as acelerações e deslocamentos medidos com as respostas derivadas.
- Projetar dispositivos aerodinâmicos genéricos a serem testados em um modelo dinâmico seccional de um tabuleiro de ponte tipo borda de viga. Avaliar a efetividade na supressão das vibrações induzidas pelos vórtices para cada dispositivo aerodinâmico testado. Avaliar o desempenho de cada dispositivo testado contra velocidades de vento altas e baixas bem como os diferentes ângulos de ataque.

---

## 2. CONCEITOS FUNDAMENTAIS DE AERODINÂMICAS DE PONTES

### 2.1 UMA BREVE HISTÓRIA DE AERODINÂMICAS DE PONTES

A partir de 1818 até o exemplo mais famoso da interação de vento e ponte, sendo Tacoma Narrows em 1940, foram registradas 11 falhas de pontes devido às cargas de vento em os EUA e Europa (Wardlaw, 1994). A falha da ponte com vão de 79m sobre o Rio Tweed, Escócia, em 1818 devido a uma oscilação no tabuleiro causada pelo vento, e o colapso de 1836 de um dos quatro vãos de 78m em Brighton Chain Pier, Inglaterra, são duas das primeiras falhas conhecidas de pontes devido às cargas de vento. No entanto, Tanaka (1990) destaca o colapso de 1879 da Firth of Tay Bridge, Escócia, o qual resultou na morte de 80 pessoas, como um dos três fatores mais importantes da história da aerodinâmica de pontes. Este evento foi o motivo por alguns dos primeiros estudos em túnel de vento, e em escala real, para avaliar as cargas de vento em estruturas. Tanaka (1990) considerou o colapso dramático da Tacoma Narrows Bridge em 1940 e o trabalho feito por Professor Alan G. Davenport na codificação das características do vento de camada limite natural (Davenport & Isyumov, 1967) como os dois outros momentos históricos e importantes que moldaram a nossa compreensão da aerodinâmica de pontes atualmente.

Completada em 1940, o projeto da Tacoma Narrows Bridge foi o resultado das tendências recentes daquela época para construir pontes mais longas e esbeltas com um enrijecimento mínimo, e ter os maiores índices de relação de vão/largura e vão/profundidade de qualquer ponte pênsil da época. Estas tendências foram baseadas na “teoria da deflexão”, o que essencialmente só considerava o vento como força lateral. Billah e Scanlan (1991) reportaram que uma vibração vertical estável da ponte ocorreu frequentemente a começando no dia da inauguração da ponte em 01 de julho de 1940. Às vezes, atravessar a ponte foi descrito semelhante andar de montanha russa, e os carros poderiam desaparecer de vista por causa da criação das “montanhas e vales”. Com este movimento a ponte ganhou um apelido de “Gertie Galopante”. No entanto, não foi o movimento vertical galopante que causou a falha da ponte no dia 07 de Novembro de 1940, mas o movimento divergente em torção. A frequência da oscilação foi em torno de 0,2 Hz, e a velocidade do vento aproximadamente 19

m/s. Figura 2.1 mostra uma série de fotos detalhadas da ponte em torção antes da sua falha, bem como fotos tiradas durante a investigação subsequente no túnel de vento.

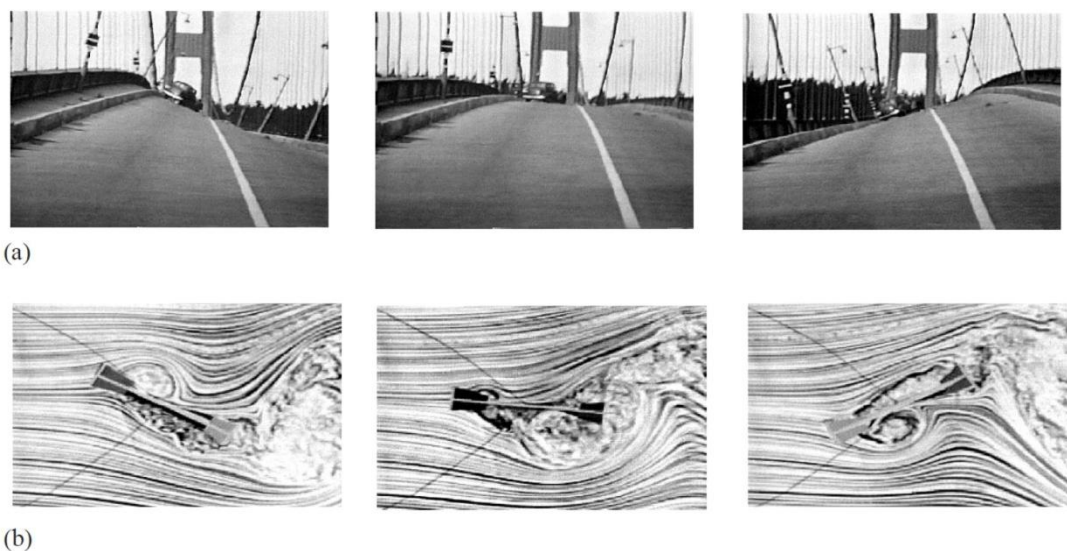


Figura 2.1 – a) Movimento da Tacoma Narrows Bridge antes do colapso; b) Visualização do escoamento do fenômeno destrutivo de drapejamento “flutter” (Miyata, 2003)

Na investigação subsequente do colapso da Tacoma Narrows Bridge, três especialistas de renome mundial, incluindo von Kármán, foram incapazes de identificar a causa do movimento de torção destrutivo (Tanaka, 1990). Diversos pesquisadores, incluindo Scruton, Farquharson, Von Kármán e Dunn, desenvolveram investigações em túneis de vento por mais de duas décadas seguintes, para averiguar os problemas da estabilidade da ponte sob as cargas de vento (Billah e Scanlan, 1991). Não foi antes dos anos de 1970 que o fenômeno destrutivo, referido como *um grau de liberdade de drapejamento torcional*, ou “flutter”, foi exaustivamente compreendido por Scanlan e Tomko com investigações baseadas em ensaios realizados anteriormente.

É importante notar que devido à contribuição significativa da comunidade de engenharia aeronáutica nos anos depois da tragédia de Tacoma Narrows, investigações em túnel de vento com aplicação da engenharia civil geralmente eram realizadas sob regimes de escoamento laminares e suaves, como é comum para aplicações aeronáuticas. Ensaios no túnel de vento nas décadas de 1930 e 1940 mostraram a influência das características de turbulência sobre a distribuição de pressões em modelos de prédios. A importância da modelagem de turbulência



---

nas investigações no túnel de vento foi enfatizada pela primeira vez por Jensen (1958, citado em Tanaka, 1990);

*“O vento natural é turbulento, e o fenômeno (de engenharia do vento) nessa camada limite do vento, como deveria ser enfatizado, são altamente dependentes da natureza dessa camada limite. O modelo correto para testar esse fenômeno do vento deve ser (portanto) com uma camada limite turbulenta, e as normas do modelo exigem que essa camada limite seja em escala (em) respeito (ao) perfil de velocidade.”*

Tanaka (1990) destacou o trabalho de Davenport na separação da camada limite do vento atmosférico em seus componentes de perfis de velocidade, perfis de intensidade de turbulência e características espectrais, e também, sua habilidade de recriar essas características no túnel de vento, como um passo significativo na história da engenharia do vento. King (2003) destacou a importância do papel de Davenport no desenvolvimento das várias técnicas no túnel de vento, incluindo modelos seccionais, modelos aeroelásticos completos e modelo de faixa tensionada – cada técnica oferecendo diferentes benefícios em termos de avaliação da resposta dinâmica de pontes de grandes vãos sob as cargas de vento.

## 2.2 CLASSIFICAÇÃO DOS EFEITOS DO VENTO NAS PONTES

O estudo dos efeitos do vento nas pontes possui várias similaridades com os estudos de aerofólios aerodinâmicos. Os aerofólios são considerados como *corpos aerodinâmicos*, pois são projetados a terem uma relação entre arrasto e sustentação específica para uma gama de ângulos de ataque. Tabuleiros de ponte geralmente são na categoria de *corpo rombudo*, de maneira que o seu formato é o resultado do propósito principal de providenciar passagens para veículos pesados e, como tal, não são aerodinâmicos. Em vários casos, é aceitável tratar a estrutura 3D como 2D, assim como as seções transversais são relativamente uniformes ao longo do vão da asa, do aerofólio ou da ponte. Convenções de força, conforme apresentado na Figura 2.2, de ambos os corpos aerodinâmicos e rombudos são os mesmos, com a força positiva vertical chamada *sustentação*, a força de resistência do vento horizontal chamada *arrasto*, e forças das quais agem no eixo central causando um momento referido como *torção*. O ângulo entre o plano horizontal e a direção do vento é referido como *ângulo de ataque*.

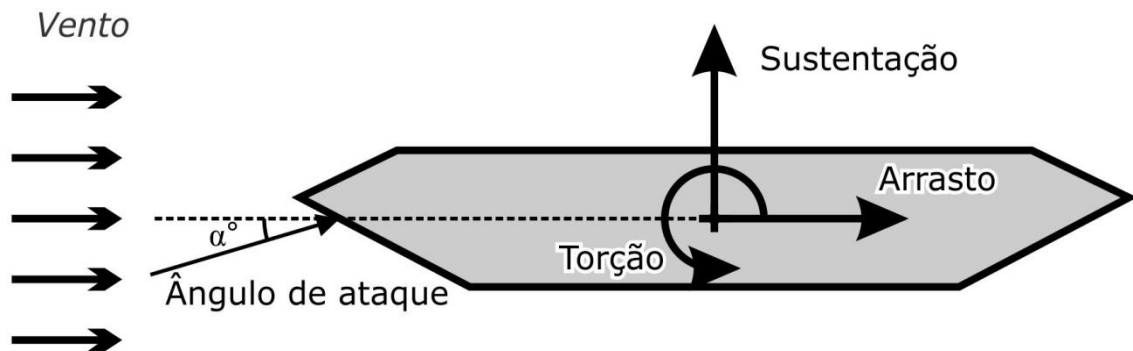


Figura 2.2 – Convenções de força em corpos rombudos

Como em qualquer outra estrutura, o projeto de uma ponte de grande vão é sujeito a uma avaliação de forças, na qual a estrutura irá experimentar durante sua vida útil. Análises da resposta da estrutura, e a avaliação do desempenho da estrutura, são divididas entre as forças estáticas e dinâmicas. Gravidade, vento e terremotos são geralmente as únicas forças naturais, nas quais devem ser consideradas quando se projeta uma estrutura acima do solo. A gravidade fornece uma aceleração constante e é considerada uma carga estática, o carregamento de terremoto é somente dinâmico, mas o vento é único no fato de que a estrutura é sujeita às cargas dinâmicas e estáticas. Essa combinação de forças em uma estrutura leve, comprida e esbelta, assim como as modernas pontes de grande vão, pode causar uma gama de possíveis efeitos e maneiras em que uma falha parcial ou total pode ocorrer. Um sumário de efeitos da

interação do vento-estrutura foi conduzido por Ito & Nakamura (1982), conforme apresentado na Tabela 2.1. Descrições dos principais efeitos, inclusive galope, drapejamento “*flutter*”, martelamento “*buffeting*” e um estudo detalhado sobre as vibrações induzidas por vórtices serão feitas nas próximas seções.

Tabela 2.1 – Classificação dos efeitos do vento em estruturas

Estática	Efeitos da velocidade média do vento (forças e pressões)			
	Instabilidade Estática	Divergência torcional		
Divergência torcional				
Dinâmica	Instabilidade Dinâmica	Galope	1 grau de liberdade	Resposta Divergente
		Drapejamento “ <i>flutter</i> ”		
		Drapejamento “ <i>flutter</i> ” clássico (acoplado)		
	Vibrações induzidas por vórtices		Resposta Limitada	
Martelamento “ <i>buffeting</i> ”				

Uma característica importante de cada efeito do vento é o alcance da velocidade do vento e como eles ocorrem. Alguns efeitos ocorrem a uma velocidade baixa do vento, as vibrações induzidas por vórtices são mais comuns, enquanto outros como drapejamento, geralmente ocorrem em uma velocidade do vento mais alta. Um diagrama simplificado mostra as respostas típicas em relação com cada uma e suas velocidades críticas do vento, conforme apresentado na Figura 2.3.

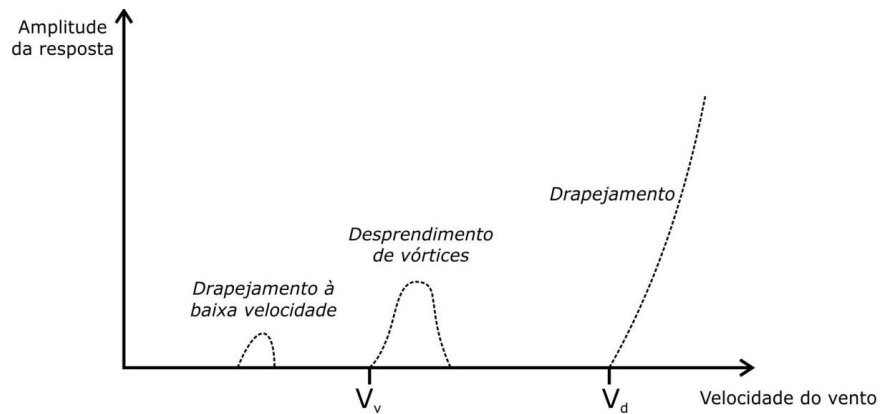


Figura 2.3 – Respostas típicas dos corpos rombudos em escoamento de baixa turbulência (Ito e Nakamura, 1982)

Um sumário do espectro de uma força aerodinâmica, estrutural e amortecimento aerodinâmico, e a resposta do espectro é apresentado na Figura 2.4, para os fenômenos mais predominantes de cada eixo estrutural. A figura destaca a importância do amortecimento na resposta do corpo, e a diferença entre a resposta limitada (vibrações induzidas por vórtices ou martelamento “*buffeting*”) e resposta divergente (drapejamento “*flutter*” ou galope).

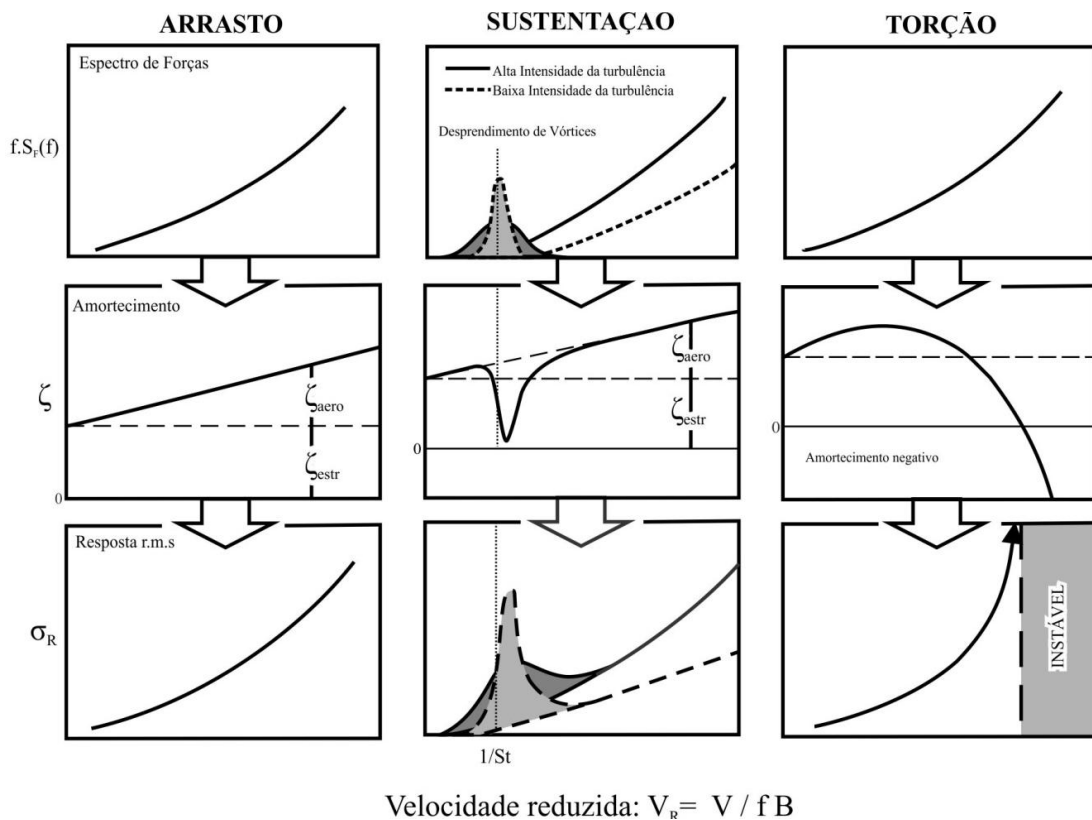


Figura 2.4 – Forças espectrais, amortecimento e espectro de resposta para martelamento, vibrações induzidas por vórtices e drapejamento “*flutter*” (Davenport, 1998)

## 2.3 FATORES INFLUENTES DA INSTABILIDADE AERODINÂMICA EM PONTES

É importante que a diferença entre os termos *aerodinâmico* e *aeroelástico* seja destacada em relação às forças e fenômenos. Forças aerodinâmicas são aquelas transmitidas a partir do escoamento de um fluido para corpo imerso no fluido – se o corpo é rígido ou em movimento é irrelevante. Forças aeroelásticas estão presentes somente em casos de movimento ou distorção dos corpos no escoamento. O comportamento aeroelástico é extremamente complexo. O movimento do corpo em um fluido altera o regime de escoamento em torno do corpo e atua como um mecanismo de *feedback* para o sistema. Forças aeroelásticas podem ser chamadas *forças de amortecimento aerodinâmico*, o que está relacionado com a velocidade do corpo em movimento e pode impedir ou aumentar o movimento. O efeito de amortecimento aerodinâmico negativo sobre a resposta do sistema pode ser observado na resposta de torção na anterior Figura 2.4. A *instabilidade aerodinâmica* ocorre quando o resultado final de todas as forças que atuam sobre um corpo resulta em um aumento do movimento, o que geralmente inclui forças aeroelásticas.

O trabalho de Scanlan na década de 1970 foi fundamental para a compreensão das forças complexas envolvidas na excitação dinâmica de pontes. Um simples passo, ainda crítico, foi a separação das forças aeroelásticas (ae), também chamadas as forças auto-estimulantes, das forças de martelamento “*buffeting*” (b), que resulta nas Equações 2.1 a 2.3 (Scanlan, 1978) para sustentação (L), arrasto (D) e momento de torção (M):

$$F_L = F_{L,ae} + F_{L,b} \quad 2.1$$

$$F_D = F_{D,ae} + F_{D,b} \quad 2.2$$

$$M = M_{ae} + M_b \quad 2.3$$

Okukawa (2000) fez uma lista de quatro parâmetros dos projetos de pontes que afetam seu desempenho aerodinâmico:

1. Cada *forma estrutural* de uma ponte tem a sua própria rigidez inerente. Na ordem de menos rígida a mais rígida, e, geralmente do pior para o melhor desempenho aerodinâmico, são pontes pênséis, pontes estaiadas, pontes em arco e pontes de treliças. Pontes de grande vão são normalmente de pênsil ou estaiada. A

permeabilidade da seção de treliça rígida permite que o vento passe pela estrutura, reduzindo a quantidade de escoamento separado, que pode causar problemas aerodinâmicos em estrutura de viga rígida. Em torção, no entanto, a ponte treliçada é geralmente menos rígida.

2. A relação entre a *massa* e a *rigidez* da ponte irá determinar os modos de vibração da estrutura. Uma primeira *frequência natural* da ponte muito baixa significa uma velocidade crítica baixa e, por isso, uma possibilidade maior de encontrar instabilidades aerodinâmicas. Um aumento da massa do tabuleiro para aumentar a rigidez não é uma resolução econômica. A rigidez pode ser melhorada por modificar o tipo de conexões entre o tabuleiro e a torre. Cabos conectando a borda do tabuleiro para uma torre mais centralizada em relação ao tabuleiro, por exemplos nas torres de formato A ou torres invertidas de formato Y, permitem uma frequência natural maior para os modos de torção, em comparação com as torres de formato H.
3. O *formato da seção transversal* do tabuleiro da ponte é indiscutivelmente o aspecto mais importante de uma ponte em termos das vulnerabilidades aerodinâmicas. Geralmente, quanto mais parecido com um aerofólio e aerodinâmico for o tabuleiro, melhor será o comportamento do tabuleiro sob as cargas do vento. O tabuleiro da ponte com arestas vivas e, conseqüentemente, com um potencial de ter várias localizações da separação do escoamento, provavelmente terá uma velocidade crítica mais baixa do que outros tabuleiros que são mais aerodinâmicos. Detalhes pequenos, como corrimãos, grades e meio-fio são capazes de influenciar mudanças nas características aerodinâmicas de pontes.
4. A habilidade de uma estrutura absorver energia, *amortecimento estrutural*, é de importância fundamental para a determinação da resposta dinâmica do tabuleiro da ponte. Estruturas de concreto possuem uma razão de amortecimento estrutural maior do que estruturas de aço, um fato que faz pontes de aço sejam mais vulneráveis aos problemas relacionados ao vento.

A avaliação do clima do vento na localização da ponte é mais um fator extremamente importante. Análises dos dados da velocidade e da direção do vento coletados nas estações meteorológicas, normalmente situadas em aeroportos, calculam a velocidade de vento do projeto por um determinado período de retorno. A direcionalidade do vento é importante também, especialmente em casos nos quais a orientação da ponte é tal que a direção do vento principal é perpendicular ao vão da ponte. A topografia local em torno da ponte, assim como

estruturas com uma determinada proximidade, determinará a velocidade média na altura do tabuleiro da ponte, bem como nível de turbulência do vento incidente. Mudanças dramáticas na topografia perto da ponte, assim como desfiladeiros e montanhas, podem causar grandes mudanças no ângulo de ataque.

## 2.4 GALOPE

Galope é uma instabilidade aerodinâmica associada com o formato da seção transversal de uma estrutura. Trata-se de uma vibração transversal de um grau de liberdade, causada pelo amortecimento aerodinâmico negativo induzido por movimento. Galope pode ser encontrado em linhas de energia, cabeamento e chaminés. Steckley (1989) notou que o galope não é encontrado em corpos com uma simetria axial, tal como um cilindro, mas geralmente ocorre em cabos quando houve uma acumulação de gelo, que altera o formato da seção transversal. Sob as condições de escoamento suave, a velocidade crítica de galope existe quando a resposta transversal continua a crescer à medida que a velocidade do vento aumenta. Ao contrário da vibração induzida por vórtices, a resposta não é limitada e as amplitudes podem alcançar uma dimensão maior do que o diâmetro do corpo.

A existência ou falta do galope pode ser calculada da relação entre os coeficientes de arrasto e sustentação contra os ângulos de ataque. A aplicação do critério de Den Hartog, Equação 2.4, determina se o galope ocorrerá em um corpo com seção transversal constante. Holmes (2007) deriva os critérios de Den Hartog que são mostrados nas equações seguintes.

Considere a soma das forças, de arrasto e de sustentação, na direção z, conforme apresentado na Figura 2.5 para velocidade média do vento em um determinado ângulo de ataque.

$$F_z = F_D \sin \alpha + F_L \cos \alpha = \frac{1}{2} \rho_a V^2 D (C_D \sin \alpha + C_L \cos \alpha)$$

$$\frac{dF_z}{d\alpha} = \frac{1}{2} \rho_a V^2 D (C_D \cos \alpha + \frac{dC_D}{d\alpha} \sin \alpha - C_L \sin \alpha + \frac{dC_L}{d\alpha} \cos \alpha)$$

Para o escoamento na direção x,  $\alpha = 0$

$$\frac{dF_z}{d\alpha} = \frac{1}{2} \rho_a V^2 D (C_D + \frac{dC_L}{d\alpha})$$

$$\Delta F_z \cong \frac{1}{2} \rho_a V^2 D (C_D + \frac{dC_L}{d\alpha}) \Delta \alpha$$

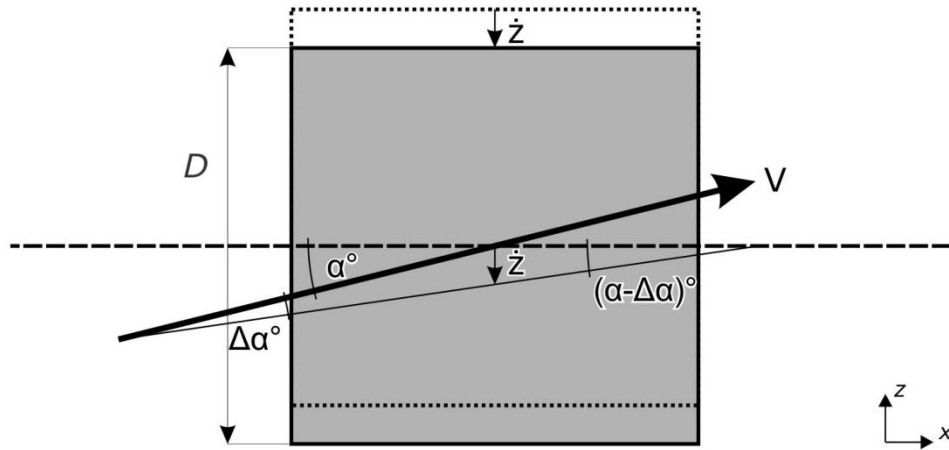


Figura 2.5 – Movimento relativo transversal e galope (adaptado de Holmes, 2007)

A partir do diagrama de vetores,  $\Delta\alpha = \frac{-\dot{z}}{V}$

$$\Delta F_z = -\frac{1}{2}\rho_a V D \left( C_D + \frac{dC_L}{d\alpha} \right) \dot{z}$$

Critério de Den Hartog:

$$\left( C_D + \frac{dC_L}{d\alpha} \right) < 0 \quad 2.4$$

Para que haja amortecimento aerodinâmico negativo e galope, o que pode ocorrer em uma seção quadrada, um declive negativo  $\frac{dC_L}{d\alpha}$  deve ser maior do que  $C_D$  para um ângulo de ataque de  $0^\circ$ . O galope geralmente ocorre em altas velocidades de vento, e não é aplicado para velocidades abaixo ou em torno da velocidade crítica do vento do desprendimento de vórtices.

## 2.5 DRAPEJAMENTO

O termo *drapejamento*, ou “flutter”, referindo ao único grau de liberdade da instabilidade aerodinâmica encontrada em pontes, é emprestado do setor aeronáutico. O fenômeno *drapejamento clássico* geralmente pode ser encontrado em aerofólios, e envolve um movimento vertical e torcional acoplado. É o resultado do centro de gravidade do aerofólio sendo localizado longe do centro elástico, causando um acoplamento inercial entre os dois graus de liberdade. Esse efeito de acoplamento geralmente não ocorre em tabuleiros de ponte, como a o centro de gravidade do tabuleiro é, para a maioria dos casos, localizado no centro da



largura do tabuleiro, e coincide com o eixo elástico de flexão vertical e torcional. A Figura 2.6 mostra como se originam as forças de sustentação aeroelásticas e os momentos. Usando o teorema dos ângulos pequenos, o ângulo de ataque relativo, ou também com referida como a mudança no ângulo de ataque para o vento com um ângulo de ataque de  $0^\circ$ , verifica-se que é  $-\frac{\dot{\alpha}D}{2V}$ . Quando o centro de pressão não atua no mesmo plano do centro de rotação, forças de sustentação vertical e momentos podem ser induzidos no centro. Se o amortecimento de rotação estrutural for suficientemente baixo, conforme foi no caso da falha da Tacoma Narrows, a rotação do corpo continuará a aumentar livremente à medida que a velocidade do vento aumenta.

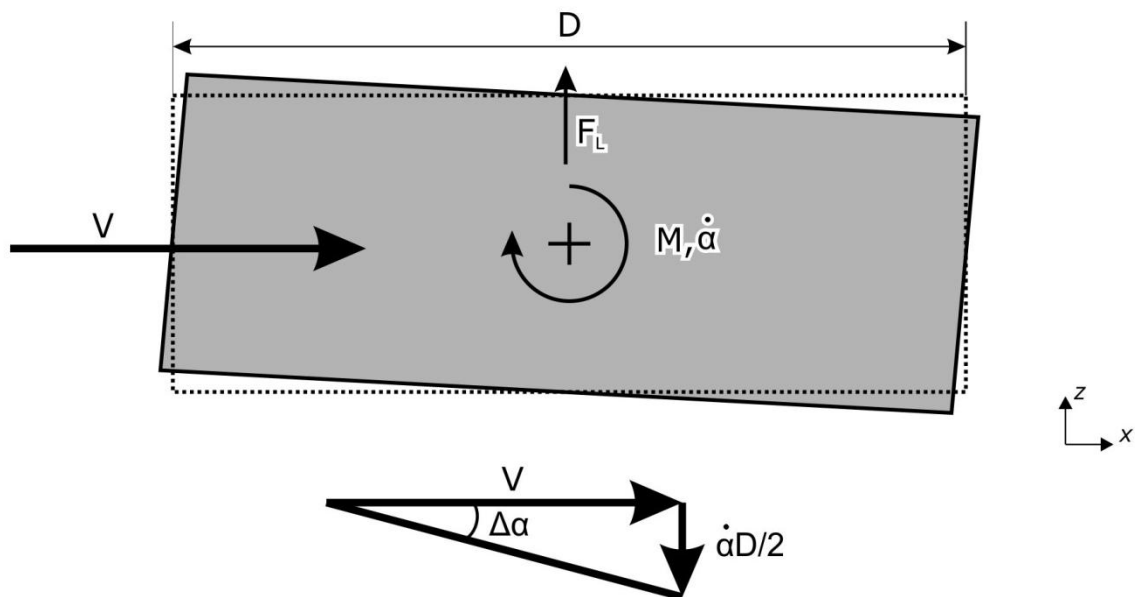


Figura 2.6 – Forças aeroelásticas causadas pela rotação do corpo rombudo (adaptado de Holmes, 2007)

Scanlan (1978) criou um método analítico da determinação da estabilidade aerodinâmica com o que são chamados derivados de drapejamento, ou coeficientes de Scanlan. Devido à alta complexidade do escoamento em torno dos corpos rombudos, é impossível calcular essas forças aeroelásticas sem conduzir investigações no túnel de vento. Uma simples seção do tabuleiro de ponte mola-suporte é construída e permite somente movimento vertical e torcional. A derivação dos coeficientes de Scanlan começa com as equações do movimento para a força de sustentação vertical e momento de torção, conforme apresentado na Equação

2.5. O grau de liberdade da flexão horizontal é desprezado nesse exemplo, mas é um componente importante para o cálculo do martelamento pela turbulência do vento.

$$\begin{aligned} F_L &= m\ddot{h} + c_h\dot{h} + k_h h \\ M &= I\ddot{\theta} + c_\theta\dot{\theta} + k_\theta\theta \end{aligned} \quad 2.5$$

Onde:

$F_L$  : força de sustentação;

$M$  : momento de torção;

$h$  : deslocamento vertical;

$\theta$  : deslocamento angular;

$m$  : massa por comprimento;

$I$  : momento de seção polar de inércia por unidade de comprimento;

$c_h, c_\theta$  : amortecimento viscoso;

$k_h, k_\theta$  : rigidez;

Os coeficientes de amortecimento e rigidez são substituídos pelas Equações 2.6 e 2.7 devido à introdução das frequências naturais e a razão do amortecimento crítico.

$$c_h = 2\omega_h\zeta_h m; \quad c_\theta = 2\omega_\theta\zeta_\theta I \quad 2.6$$

$$k_h = 2\omega_h^2 m; \quad k_\theta = 2\omega_\theta^2 I \quad 2.7$$

$$F_L = m(\ddot{h} + 2\omega_h\zeta_h\dot{h} + \omega_h^2 h) \quad 2.8$$

$$M = I(\ddot{\theta} + 2\omega_\theta\zeta_\theta\dot{\theta} + \omega_\theta^2\theta)$$

Onde:

$\omega_h, \omega_\theta$  : frequências naturais angulares dos modos de vibração;

$\zeta_h, \zeta_\theta$  : razão de amortecimento crítico;

A linearização das forças aerodinâmicas auto-excitantes é aceitável, conforme Scanlan (1978). Por isso os coeficientes de Scanlan:  $H_i, A_i$  são introduzidos na Equação 2.9 para linearizar os efeitos aerodinâmicos auto-excitantes.

$$F_{L,ae} = m(H_1\dot{h} + H_2\dot{\theta} + H_3\theta) \quad 2.9$$

$$M_{ae} = I(A_1\dot{h} + A_2\dot{\theta} + A_3\theta)$$

Deve ser notado que os termos faltantes da Equação 2.9 são considerados insignificantes e a determinação dos seus coeficientes é considerada irrelevante. Existem várias maneiras para determinar esses coeficientes, com métodos de identificação de sistema, conforme desenvolvido por Sarkar (1992), com um único experimente sendo o mais eficiente. É mais apropriado traçar os coeficientes de Scanlan em uma forma adimensional, geralmente apresentados como  $H_i^*$  e  $A_i^*$  conforme mostrado na Equação 2.10 de Wardlaw (1994).

$$F_{L,ae} = \frac{1}{2}\rho V^2(2B)[KH_1^*\left(\frac{\dot{h}}{V}\right) + KH_2^*\left(\frac{B\dot{\theta}}{V}\right)K^2H_3^*\theta] \quad 2.10$$

$$M_{ae} = \frac{1}{2}\rho V^2(2B^2)[KA_1^*\left(\frac{\dot{h}}{V}\right) + KA_2^*\left(\frac{B\dot{\theta}}{V}\right)K^2H_3^*\theta]$$

$$K = \frac{B\omega}{V} \quad 2.11$$

O coeficiente mais crítico de Scanlan para o drapejamento é o que está relacionado à velocidade angular:  $A_2^*$ . Esse coeficiente avalia a instabilidade torcional. A Figura 2.7 mostra os coeficientes de Scanlan de quatro seções de ponte, incluindo a original ponte de Tacoma Narrows, e uma seção de um aerofólio. O aumento brusco do valor  $A_2^*$  da seção de Tacoma Narrows Bridge mostra que foi susceptível a instabilidade torcional a velocidades de vento relativamente baixas quando comparada com outros tabuleiros. Um formato seccional mais profundo, assim como visto na seção 4, é menos suscetível ao drapejamento. O traço do coeficiente  $A_2^*$  para a seção 4, não entra na região positiva, significando que a resposta torcional é estável até para altas velocidades reduzidas.

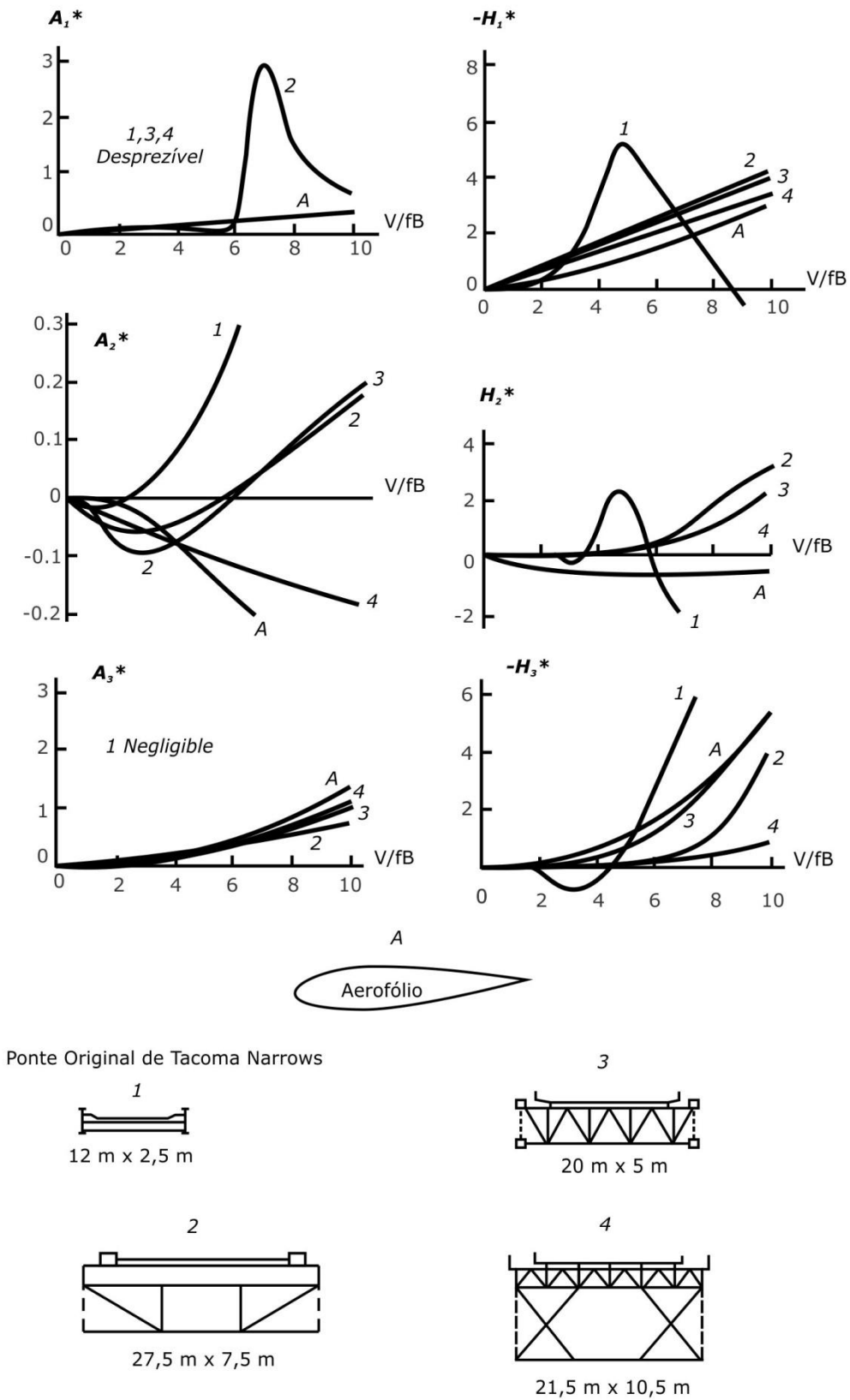


Figura 2.7 – Coeficientes de Scanlan para seções de ponte (Wardlaw, 1994)

## 2.6 MARTELAMENTO

Referindo as Equações 2.1 à 2.3, bem como a Tabela 2.1, lembra-se que a resposta de martelamento é totalmente diferente da instabilidade aeroelástica de galope, drapejamento e vibrações induzidas por vórtices. O martelamento se refere à resposta quase estática de uma estrutura devido à aleatoriedade do vento atingindo a estrutura. Essa aleatoriedade é quantificada como turbulência e é causada pela interação do vento com o formato irregular da superfície da terra. Deve ser notado que o termo *martelamento na esteira* se refere à resposta desfavorável da estrutura que é localizada na esteira de outra estrutura que altera significativamente a frequência do conteúdo do escoamento.

Okukawa (2000) definiu as forças de martelamento como uma resposta forçada de uma estrutura ao escoamento turbulento. Além da turbulência inerente do escoamento, a turbulência criada pela perturbação da própria estrutura é considerada e conhecida como *turbulência localizada*. Outra explicação sobre turbulência e seus efeitos são abrangidos na *Seção 2.7.3 Efeitos da turbulência*.

Martelamento causa deslocamentos limitados em tabuleiros de ponte na direção horizontal, porém, ao contrário das vibrações induzidas por vórtices, o espectro da frequência da resposta de martelamento é muito mais amplo. A resposta de martelamento de banda estreita é possível no caso de martelamento na esteira. Ambos os efeitos, vibrações induzidas por vórtices e martelamento, podem causar problemas de fadiga na ponte.

Okukawa (2000) observou que era uma crença comum na década de 1960 que as pontes não iriam vibrar em escoamentos turbulentos. Na realidade, o martelamento pode causar maiores problemas para a ponte durante a fase de construção e precauções devem ser tomadas para estabilizar a estrutura. Uma maneira efetiva de estabilizar a ponte contra o martelamento é um aumento na frequência do modo de vibração fundamental através do uso de pontos de amarração, conforme apresentado na Figura 2.8

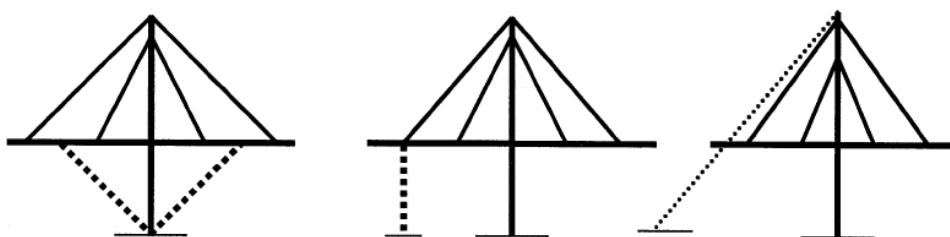


Figura 2.8 – Estabilização temporária dos efeitos de martelamento durante a fase de construção da ponte (Okukawa, 2000)

---

## 2.7 VIBRAÇÕES INDUZIDAS POR VÓRTICES

O vórtice é um fenômeno comum em escoamento de fluido, e intriga até mesmo quem está fora do campo de fluidos. Um vórtice pode ser simplesmente definido como um escoamento rotatório de fluido em torno de um ponto central que pode ser móvel ou estacionário. Podem ser observados em vários momentos da vida cotidiana; uma colher se movendo em uma xícara de café, água passando em torno de pedras em um rio e folhas girando no chão com ventania.

Os vórtices também podem causar problemas em várias formas, particularmente quando estruturas feitas pelo homem são envolvidas. Eventos de vento de grande escala, tais como furacões e tornados, causam destruição ao longo de grandes distâncias. Em escalas menores, as vibrações induzidas por vórtices nas estruturas esbeltas causam problemas de conforto dos ocupantes de prédios, torres e pontes, bem como danos relacionados com fadiga ao longo de vários ciclos. Barulhos indesejáveis e irritantes de alta frequência, conhecidos como barulhos eólicos, são produzidos pelas vibrações induzidas por vórtices em objetos esbeltos, bem como elementos de fachada, do tipo tela permeável ou brisa, ou fios e cabos cilíndricos.

O fenômeno dos vórtices gerados por um corpo sólido imerso em um escoamento é chamado *desprendimento de vórtice*. Em termos gerais, um vórtice é criado no fluido, no limite entre o corpo e o fluido, e se descola do corpo passando a jusante junto com o escoamento. O desprendimento de vórtice é estritamente um fenômeno de dinâmica de fluidos. A vibração de um corpo imerso em escoamento causado por descolamento de vórtice a partir desse mesmo corpo é chamado de vibrações induzidas por vórtices, e é um fenômeno fluido-elástico.

Existem dois tipos de vibrações induzidas por vórtices, a diferença entre eles sendo o mecanismo de geração; desprendimento de vórtices de Von Kármán e vórtices induzidos pelo movimento. Matsumoto (1993) afirmou que a maioria das vibrações induzidas por vórtices de pontes de vigas-caixão são causadas por vórtices induzidos pelo movimento, e não por vórtices de Von Kármán.

### 2.7.1 O fenômeno de desprendimento de vórtices

Para melhor explicar o fenômeno de desprendimento de vórtices, o foco dessa seção será somente nos vórtices de Von Kármán.

Quando um corpo é colocado em um escoamento, a ação do fluido no corpo depende de um certo número de parâmetros. As forças transmitidas ao corpo imerso no escoamento são em função das forças inércias e viscosas do fluido, bem como a forma geométrica do corpo. O

número de Reynolds,  $Re$ , é um parâmetro importante não dimensional que define a relação entre as forças inércias e viscosas do fluido, e é definido na Equação 2.12.

$$Re = \frac{\rho VD}{\mu} = \frac{VD}{\nu} \quad 2.12$$

Onde:

$V$  : velocidade média de escoamento livre;

$D$  : comprimento característico; comprimento do corpo perpendicular à direção do escoamento;

$\rho$  : massa específica do fluido;

$\mu$  : viscosidade dinâmica do fluido;

$\nu$  : viscosidade cinemática do fluido.

Ao analisar a aerodinâmica dos tabuleiros de pontes, é importante considerar a ponte como um corpo rombudo. Quando um corpo rombudo está imerso em um escoamento laminar, o escoamento não se adapta aos contornos do corpo. Um corpo rombudo é geralmente considerado um corpo não aerodinâmico. Corpos aerodinâmicos incluem asas de avião, aerofólios e velas de embarcações marítimas, que são projetadas para terem uma característica aerodinâmica específica. Uma diferença entre os coeficientes de arrasto dos corpos rombudos e dos corpos simplificados pode ser vista na Figura 2.9.

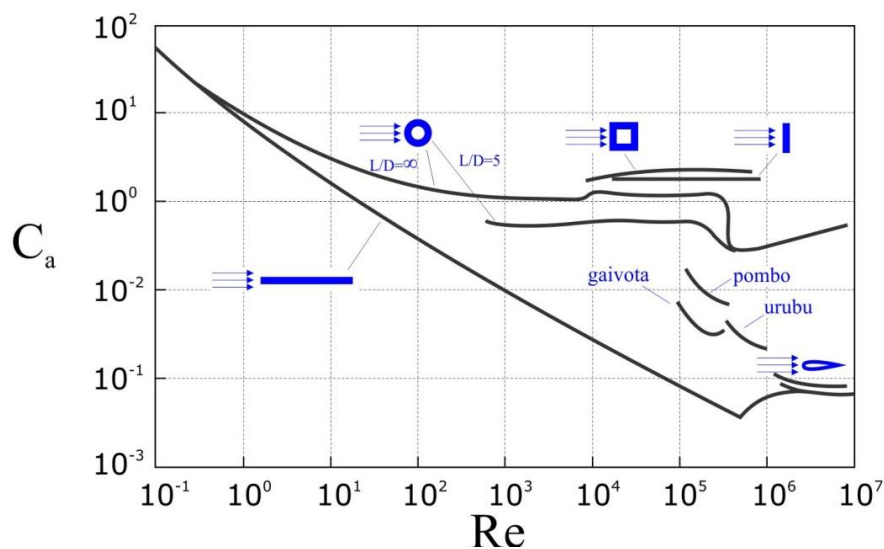


Figura 2.9 – Coeficiente de arrasto de vários formatos contra os números de Reynolds (adaptado de White, 1998)

O exemplo do escoamento em torno de um cilindro circular é usado para demonstrar como os regimes de escoamento mudam com a variação do número de Reynolds, e também serve para demonstrar os conceitos aerodinâmicos fundamentais do corpo rombudo. Em seus estudos, Ribeiro (1989) documentou os vários regimes de um escoamento em torno de um cilindro circular. Esses regimes são mostrados na Figura 2.10, com uma descrição no parágrafo abaixo.

Para um número de Reynolds extremamente baixo, as forças viscosas dominam sobre as forças de inércia e o escoamento é capaz de acelerar em torno dos contornos do cilindro conforme visto na parte (a) da Figura 2.10. Conforme um aumento no número de Reynolds, as forças de inércia se tornam maior e o escoamento é incapaz de acelerar em torno do corpo do cilindro. No  $Re = 40$  as linhas do escoamento não seguem mais o contorno do cilindro a sotavento, e a camada limite laminar se separa do corpo. Essa separação causa um efeito de corte entre o fluido que se move para além do corpo e o fluido atrás do corpo. A camada entre os dois é chamada a *camada cisalhante*. Para corpos simétricos curtos, como no caso de um cilindro circular com o escoamento incidindo perpendicularmente ao seu eixo, os vórtices são descolados dos lados opostos do corpo devido à instabilidade da camada cisalhante, e irão organizar-se em uma formação alternada conforme se movem a sotavento do corpo. Isso é conhecido como uma *instabilidade dupla das camadas cisalhantes*, pois ambas as camadas cisalhantes, superior e inferior, interagem na esteira do corpo. A parte (b) da Figura 2.10 mostra esse fenômeno, que é geralmente referido como rua de vórtices de Von Kármán.

A partir de valor de  $Re=150$  a  $300$ , os vórtices entram em uma transição de suave para turbulento. O ponto físico na esteira onde ocorre a transição de suave para turbulento aproxima-se do corpo à medida que o número de Reynolds aumenta. Vórtices gerados neste regime subcrítico permanecem regulares. Em  $Re=2 \times 10^5$  o ponto de transição é tão perto do corpo que após a camada limite suave se separa do corpo, ela se torna turbulenta e recola novamente no corpo, e, em seguida, se separa pela segunda vez. A zona entre a separação da camada limite suave e o recolamento do mesmo é referida como “*bolha*”. O aparecimento da bolha, inicialmente somente em um lado do corpo, causa a queda brusca do coeficiente de arrasto. Isso ocorre devido à alta pressão na parte traseira do corpo, agindo na direção contrária da alta pressão a barlavento do corpo, reduzindo a força total do arrasto no corpo. O coeficiente de arrasto está no seu menor valor quando a bolha aparece nos dois lados do corpo de uma maneira alternada, como pode ser visto na parte (d) da Figura 2.10. Esse ponto é



---

referido como número de Reynolds crítico. Agora a esteira é extremamente estreita e desorganizada e a geração dos vórtices é aleatória.

Para um número de Reynolds de  $Re=2 \times 10^6$  o escoamento entra em um regime supercrítico. O escoamento na camada limite do corpo agora é completamente turbulento, causando a eliminação das bolhas de separação. O ponto de separação se move para barlavento, causando a ampliação da esteira. De qualquer forma, a esteira continua desorganizada e a criação dos vórtices continua aleatoriamente. Para um número de Reynolds de  $Re=3.5 \times 10^6$ , a geração dos vórtices é reestabelecida no que é conhecido como o regime ultracrítico, conforme visto na parte (f) da Figura 2.10.

Embora ambos os corpos rombudos, o comportamento do escoamento em torno do corpo prismático com cantos afiados difere daquele de um cilindro circular ao longo de um intervalo do número de Reynolds. Pode ser visto na Figura 2.9 que a tendência do coeficiente de arrasto de um quadrado não sofre a mesma queda em valor como o cilindro circular, e permanece relativamente constante ao longo o intervalo do número de Reynolds. A separação da camada limite sempre ocorrerá nas bordas de barlavento dos corpos rombudos com cantos afiados. Conforme já apresentado na Figura 2.10, o ponto de separação da camada limite do cilindro circular, bem como o coeficiente de arrasto, depende do número de Reynolds.

Uma demonstração clara do desprendimento de vórtices é mostrada na Figura 2.11. Corante colorido é usado para destacar o formato, assim como a natureza alternada, do vórtice sendo desprendido a partir do cilindro estacionário conforme o escoamento se movimenta em torno do corpo rombudo.

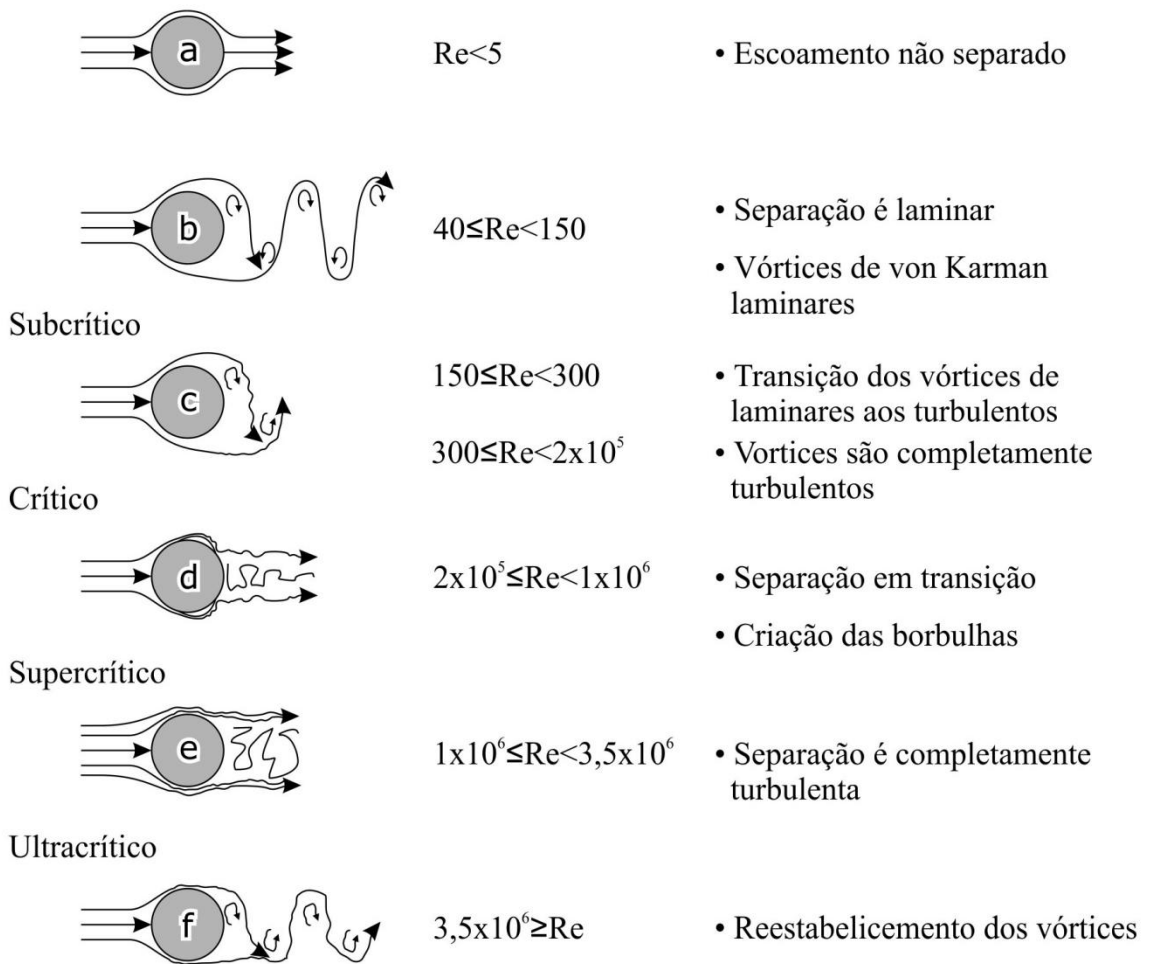
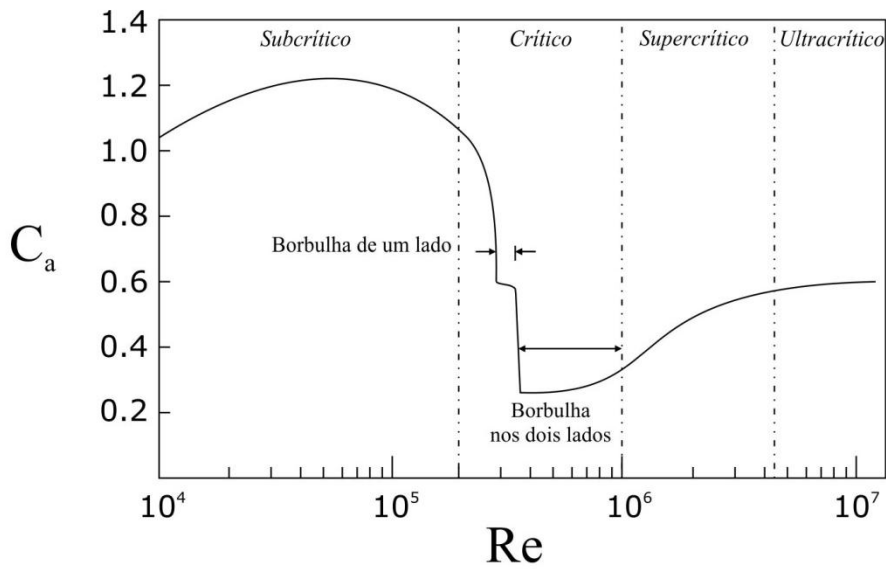


Figura 2.10 – Regimes de escoamento em torno do cilindro circular para diferentes números de Reynolds (adaptado de Ribeiro, 1989 e Steckley, 1989)

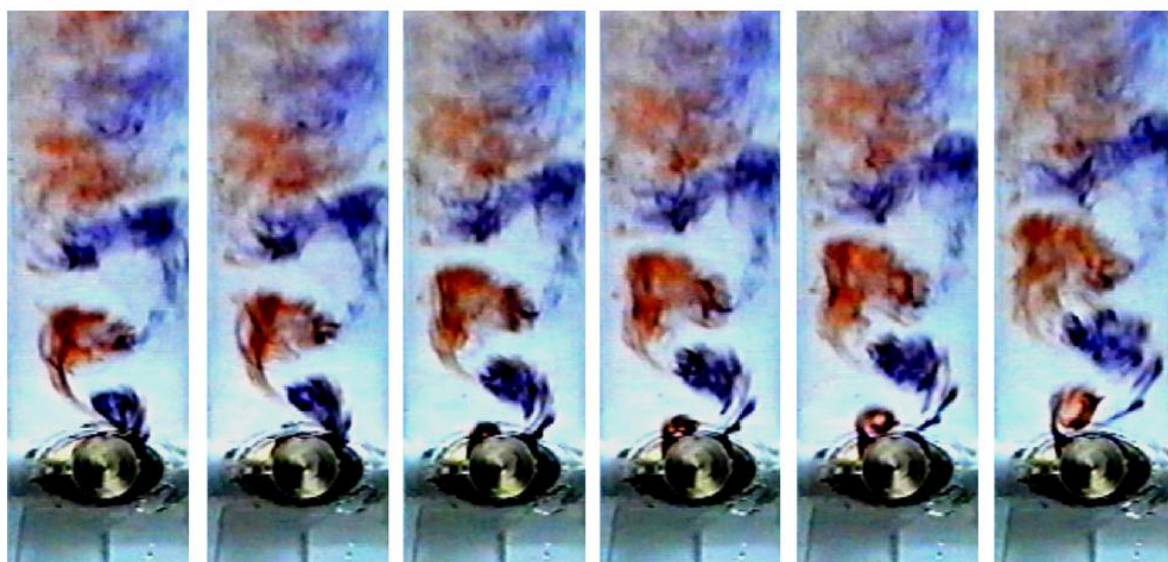


Figura 2.11 – Vórtices de von Kármán na esteira de um cilindro (Panakin et al., 2007)

O número de Strouhal,  $St$ , é outro número adimensional de grande importância. Nos seus estudos, Strouhal (1878, citado por Steckley 1989) observou que existe uma relação forte entre a frequência do desprendimento dos vórtices de um lado do corpo,  $f_s$ , a velocidade média do escoamento livre,  $V$ , e o comprimento característico do corpo,  $D$ . O número de Strouhal é definido na Equação 2.13 abaixo.

$$St = \frac{f_s D}{V} \quad 2.13$$

Vários pesquisadores publicaram os números de Strouhal para diversas geometrias. Steckley (1989) notou que os números de Strouhal dos formatos bidimensionais são tipicamente no intervalo de  $0,25 \geq St \geq 0,14$ . Um sumário de números de Strouhal aparece em Blessmann (1998), conforme apresentado na Figura 2.12. O objetivo do número de Strouhal é determinar a velocidade crítica do vento em que irão ocorrer as vibrações do desprendimento dos vórtices do tipo Von Kármán,  $V_{cr}$ . Isso é feito pela escolha do número de Strouhal relevante à geometria, definindo o comprimento característico igual ao comprimento do corpo (ou a razão de aspecto, no caso de alguns números de Strouhal) e definindo a frequência do desprendimento dos vórtices igual à frequência natural do corpo. A velocidade do vento resultante será, portanto, a velocidade do vento que gera o desprendimento dos vórtices na mesma frequência da frequência natural do corpo, induzindo uma resposta ressonante no corpo.

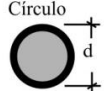




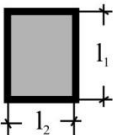

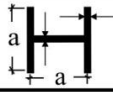




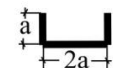

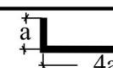

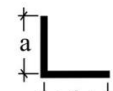



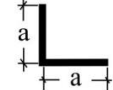



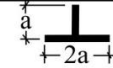

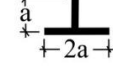

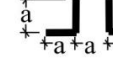


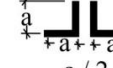


Direção do vento	Forma da secção	St
Qualquer	 $Re = 70\,000 \bar{V}d$ (V sobre 10 min)	$10^3 \leq Re \leq 2 \times 10^6$ ..... 0,20
		$Re \geq 10^6$ ..... 0,28 (interpolar linearmente)
	Placa	0,16
		0,15
		$l_2/l_1 = 0,5$ ..... 0,15
		1,0 ..... 0,12
		1,5 ..... 0,09
		2,0 ..... 0,07
		2,5 ..... 0,07
		3,0 ..... 0,15
		4,0 ..... 0,13
4,5 ..... 0,12		
	 $t = a / 25$	0,12
		0,14
	 $\begin{cases} 2a : t = a / 25 \\ 4a : t = a / 8 \end{cases}$	0,14
	 $t = a / 25$	0,14
		0,15
	 $t = a / 12,5$	0,15
		0,17
	 $t = a / 50$	0,15
		0,14
		0,15
	 $t = a / 25$	0,13
		0,13
		0,14
	 $t = a / 50$	0,16
	 $t = a / 25$	0,11
		0,15
	 $t = a / 25$	0,12
		0,14
	 $t = a / 25$	0,14
	 $t = a / 12,5$	0,15
		0,15

Figura 2.12 – Tabela dos números de Strouhal de formas básicas bidimensionais (Blessmann, 1998)

### 2.7.2 Classificação das vibrações induzidas por vórtices

Conforme afirmado anteriormente, existem dois tipos de mecanismos de geração das vibrações induzidas por vórtices:

- Vórtices de von Kármán (VVK)
- Vórtices induzidos por movimento (VIM)

O trabalho de Komatsu e Kobayashi (1980) estabeleceu a base para outros pesquisadores continuarem o desenvolvimento do assunto. Através da medição da resposta de vários modelos seccionais, nas duas situações de vibrações forçada e livre, bem como o monitoramento das pressões flutuantes na superfície dos corpos, eles identificaram diferenças entre as oscilações de VVK e VIM. O mais importante, foi o desenvolvimento da equação empírica para calcular a velocidade crítica de disparo das vibrações induzidas por vórtices.

Oscilações do tipo VVK são normalmente vistas quando o ponto de separação ocorre na extremidade sotavento do corpo. Quando a velocidade crítica do vento é alcançada, determinado pelo número de Strouhal, a frequência de desprendimento do VVK ocorre na frequência ressonante da estrutura e o corpo oscila de uma forma sinusoidal.

Casos em que a separação ocorre na borda de barlavento, VIMs são desprendidos da borda de barlavento e sincronizados com o movimento do corpo. O VIM é criado logo após a borda de barlavento do corpo, que ocorre devido ao movimento transversal do corpo, e se move para a borda de sotavento ao longo da superfície do corpo. O vórtice induz uma força de sustentação dinâmica na direção do lado do vórtice relativo ao centro do corpo. Uma demonstração das pressões induzidas, e a formação do vórtice pelo movimento de VIM são apresentadas na Figura 2.13. Pode ser visto que o tamanho do vórtice aumenta conforme se movimenta ao longo da superfície do corpo, induzindo uma grande pressão negativa na borda de sotavento do corpo. Também é importante notar que a geração de VIM é sincronizada com o movimento do corpo. Os vórtices  $A$  e  $A'$  iniciam quando o corpo é deslocado na sua maior amplitude.

Komatsu e Kobayashi (1980) resumiram a oscilação VIM em três características:

- as oscilações ocorrem em ambas velocidades do vento, ressonante e não ressoante, conforme determinado pelo número de Strouhal,

- a amplitude máxima de oscilação ocorre frequentemente na velocidade do vento não ressonante,
- as oscilações do tipo VIM só irão ocorrer quando tiver um deslocamento inicial, dos quais o VVK pode agir como uma fonte de deslocamento inicial.

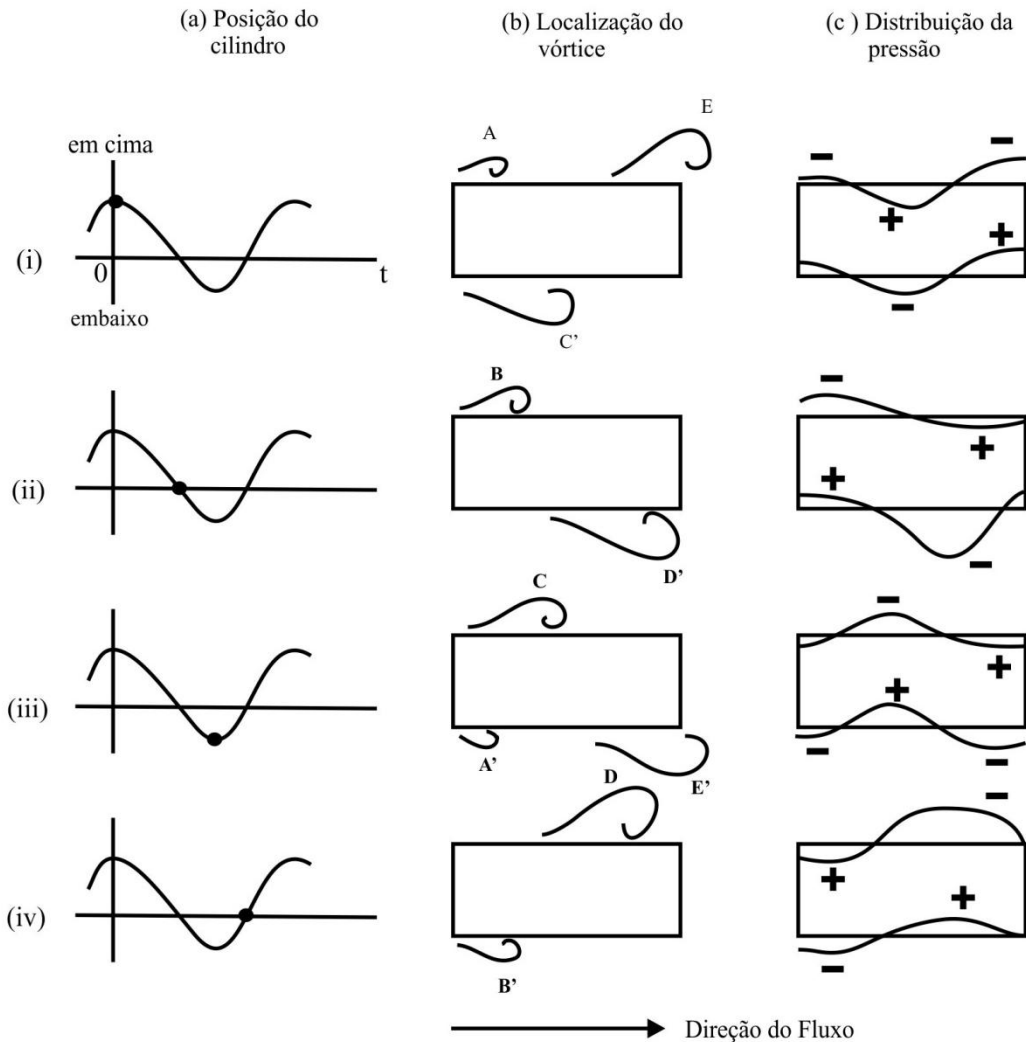


Figura 2.13 – Formação e movimento dos vórtices induzidos por movimento e a pressão induzida por ciclo em um corpo rombudo retangular (Komatsu e Kobayashi, 1980)

A parte mais interessante das descobertas deles foi o fato de que a amplitude máxima da oscilação provocada pelo VIM foi 10 vezes maior do que as oscilações causadas por VVK.

Em uma continuação do trabalho de Komatsu e Kobayashi (1980), Shiraishi e Matsumoto (1983) definiram três grupos de mecanismos que causam as vibrações induzidas por vórtices. Esses grupos têm base na razão de esbeltez entre o comprimento e a altura do corpo, e se a geometria é aerodinâmica ou não.

Os grupos são definidos como se segue, com exemplos de uma forma típica e, a formação de vórtice de cada grupo, conforme mostra a Figura 2.14:

- Grupo 1: uma separação de escoamento na borda de barlavento, o que inclui o corpo inteiro na esteira, com vórtices bem formados depois da borda de sotavento.
- Grupo 2: são gerados dois tipos de VIM. Um na borda de barlavento devido à separação do escoamento causada pelo movimento vertical ou torcional, e o outro na borda de sotavento devido ao movimento secundário. O VIM de borda de barlavento cresce à medida que ele se movimenta ao longo da superfície e coagula com o VIM secundário na esteira do corpo. A Figura 2.14 mostra que para o movimento vertical, o VIM da borda de barlavento está situado no lado oposto do corpo do VIM secundário, ao passo que para o movimento de torção eles estão do mesmo lado, e são gerados na mesma fase para ambos os movimentos vertical e torcional.
- Grupo 3: vórtices primários são gerados da borda de sotavento, devido o corpo ser mais aerodinâmico do que os do Grupo 2. Vórtices secundários também são desprendidos da borda de sotavento. Os vórtices principais e os vórtices secundários ocorrem em lados opostos do corpo, da mesma fase para os dois modos de movimento.

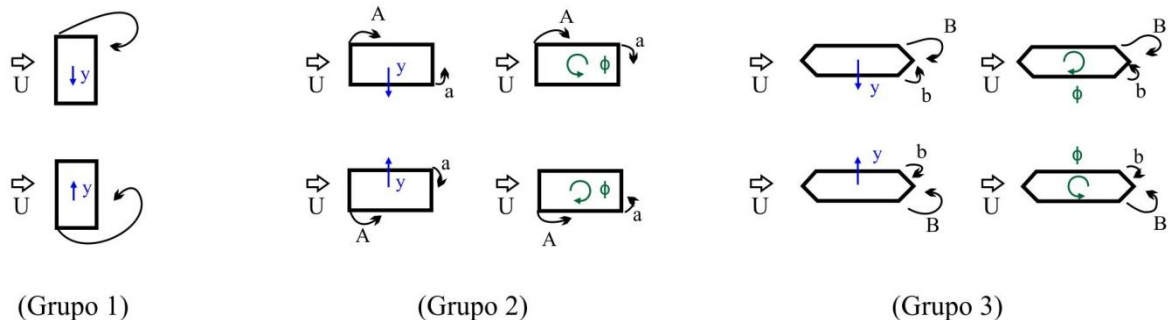


Figura 2.14 – Formação de vórtices em corpos rombudos em movimento (Shiraishi e Matsumoto, 1983)

Cada grupo tem padrões de reposta de diferentes, e com isso, velocidades críticas diferentes, conforme demonstrado na Figura 2.15.

A amplitude máxima de vibração para o Grupo 1 ocorre na velocidade crítica conforme previsto pelo número de Strouhal. A esta velocidade crítica, as flutuações na esteira ocorrem na mesma frequência da vibração do corpo. As vibrações induzidas por vórtices iniciarão a



uma velocidade imediatamente antes da velocidade crítica, e podem continuar a velocidades maiores e menores do que a velocidade crítica. Esse fenômeno é chamado *captura* (ou *lock-in* em inglês), onde a frequência do desprendimento dos vórtices desvia da frequência prevista pelo número de Strouhal, para a frequência de vibração do corpo, em uma gama de velocidades do vento acima e abaixo da velocidade crítica. Isso pode ser visto nos três grupos da Figura 2.15, onde a relação entre a frequência de desprendimento do vórtice  $f_s$  e a frequência natural  $f_y$  ou  $f_\phi$ , se desvia da linha diagonal para 1,0.

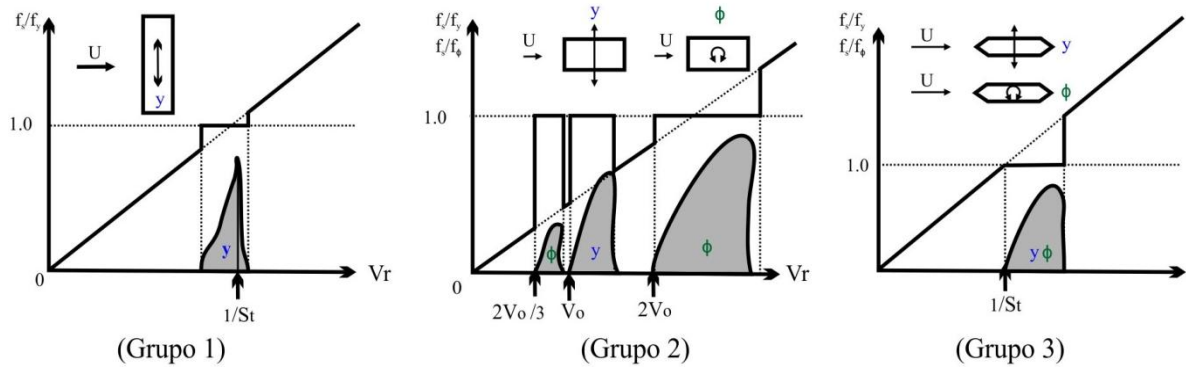


Figura 2.15 – Amplitude de resposta e a relação entre a frequência de desprendimento dos vórtices e a frequência natural (Shiraishi e Matsumoto, 1983)

O Grupo 2 não apresenta nenhuma relação entre a velocidade prevista pelo número de Strouhal, e as velocidade críticas, enquanto no Grupo 3, a velocidade crítica para ambos movimentos, vertical e torcional, é definida pelo número de Strouhal.

Através das análises das pressões superficiais em corpos submetidos a oscilações forçadas no túnel de vento, Shiraishi e Matsumoto (1983) determinaram a fórmula para definir a velocidade crítica de disparo para o Grupo 2, conforme apresentado nas Equações 2.14, 2.15 e 2.16 abaixo. Uma descrição visual da tendência é mostrada na Figura 2.16:

$$V_{Rv,v} = \frac{B}{D} \frac{1}{0,6n} \quad 2.14$$

$$V_{Rt,v} = \frac{B}{D} \frac{2}{0,6(2n - 1)} \quad 2.15$$

$$V_R = \frac{V}{fD} \quad 2.16$$

Onde:

$V_{Rv,v}$  : velocidade crítica reduzida para oscilações verticais induzidas por vórtices;



$V_{Rt,v}$  : velocidade crítica reduzida para oscilações torcionais induzidas por vórtices;

$B/D$  : razão de esbeltez entre a largura e a altura do corpo rombudo;

$n$  : número de ciclos de movimento para o vórtice separado da borda de barlavento alcançar a borda de sotavento;

$f$  : frequência do primeiro modo de vibração ( $v$ : vertical,  $r$ : rotacional);

$V$  : velocidade média do vento;

A derivação das equações acima foi possível através da análise das diferenças entre as fases das pressões de pico negativo na borda de barlavento e na borda de sotavento, que são induzidas pelo deslocamento do vórtice desprendido da borda de barlavento. Verificou-se que a diferença de fase para o movimento vertical era cada  $n$  ciclos de movimento, e ciclos  $\frac{2}{(2n-1)}$  para o movimento rotacional. A velocidade média do escoamento ao longo das superfícies inferior e superior é aproximadamente 60% da velocidade do escoamento não perturbado. Matsumoto (1993) afirmou que essas equações são somente válidas para corpos rombudos com razão de esbeltez entre 2 e 7,5.

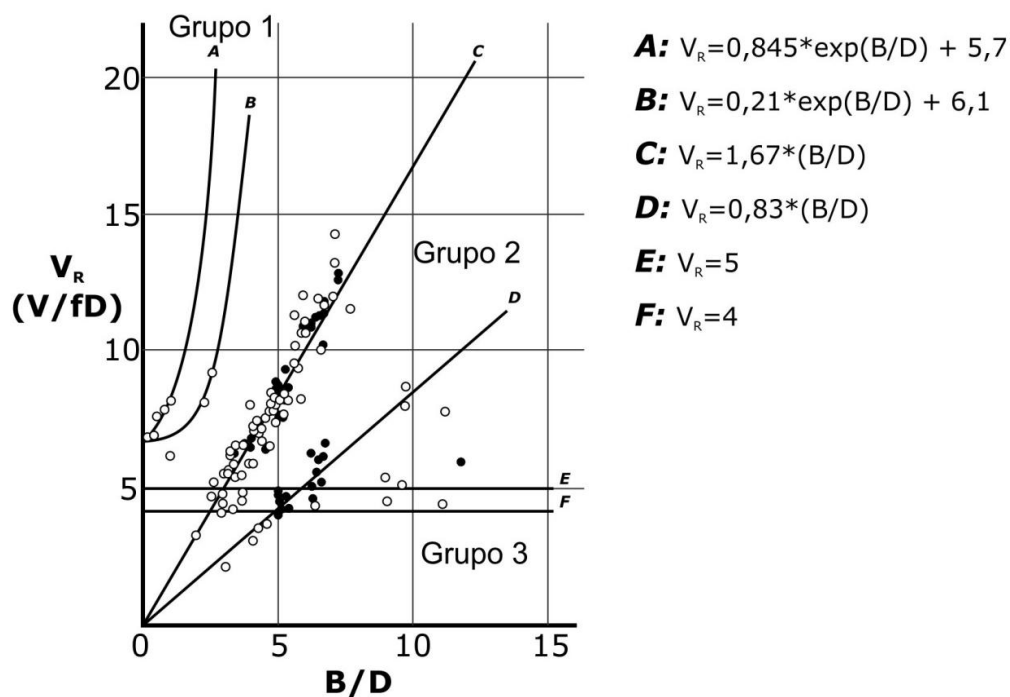


Figura 2.16 – Velocidades críticas reduzidas e razão de esbeltez (Shiraishi e Matsumoto, 1983)

Demais testes foram feitos por Shiraishi e Matsumoto (1983) para determinar os efeitos das diferentes borda de barlavento e borda de sotavento na resposta dinâmica do corpo rombudo.

Foi notado que a amplitude de translação vertical aumentou por algumas combinações de perfis das borda de barlavento e borda de sotavento, entretanto, a amplitude rotacional diminuiu pelas mesmas combinações. Foi deduzido que a resposta de translação vertical é mais influenciada por vórtices separados da borda de barlavento, uma característica do Grupo 2, enquanto a oscilação rotacional é mais suscetível ao mecanismo de desprendimento da borda de sotavento, no qual é uma característica do Grupo 3.

Shiraishi e Matsumoto (1983) definiram uma escala de estabilidade aerodinâmica geral para os perfis geométricos. As bordas de barlavento triangulares são as mais instáveis. As bordas arredondadas são as mais estáveis, e perfis retangulares são entre os dois. Isso, no entanto, é diferente para perfis de borda de sotavento, com forma redonda, sendo assim, o mais instável, seguido pela forma triangular, e o perfil retangular fornecendo a maior estabilidade.

Um detalhado sistema de classificação de excitações induzidas pelo escoamento e mecanismo do desprendimento de vórtices foi estabelecido por Naudascher e Rockfeller (1994, citado por Deniz e Staubli, 1997). Foram definidas três categorias de excitação, as quais são descritas abaixo:

- *EIE*, ou excitação induzida extrinsecamente causada por martelamento turbulento, uma força periódica do escoamento incidente;
- *IIE*, ou excitação induzida pela instabilidade, onde a instabilidade do escoamento é causada pelo corpo, como as vibrações induzidas por vórtices;
- *MIE*, ou excitação induzida pelo movimento, onde as forças de fluidos são causadas pelo movimento do corpo e, por sua vez, aumenta a amplitude da vibração do corpo. Os efeitos drapejamento e galope, fenômenos com amplitudes divergentes, fazem parte deste grupo.

Naudascher e Wang (1993) descreveram em mais detalhe o tipo de excitação IIE, e definiram quatro classificações das vibrações induzidas por vórtices.

- *LEVS*, ou desprendimento de vórtice de borda de barlavento, quando o escoamento se separa da borda de barlavento, e vórtices são formados na região imediata atrás do corpo;
- *ILEV*, ou colisão de vórtice da borda de barlavento, quando os vórtices são desprendidos da borda de barlavento, e logo depois, sofrem uma colisão com a superfície do corpo;

- *TEVS*, ou desprendimento de vórtice de borda de sotavento, quando o escoamento se separa da borda de sotavento causando o desprendimento de vórtices bem definidos na esteira do corpo.

A classificação do sistema acima é extremamente ligada aos Grupos 1, 2 e 3 de Shiraishi e Matsumoto (1983). Sendo assim, o Grupo 1 corresponde ao LEVS, o Grupo 2 ao ILEV e o Grupo 3 ao TEVS. A quarta categoria de Naudascher e Wang (1993), a *AEVS*, ou desprendimento de vórtice de borda alternada, quando os vórtices são desprendidos alternadamente da borda de barlavento e da borda de sotavento. *AEVS* são associados com corpos rombudos em ângulos de ataque diferentes de zero.

Deniz e Staubli (1997) combinaram dados de diversas publicações para gerar um gráfico do número de Strouhal em relação à razão de esbeltez de um prisma retangular estacionária, conforme ilustrado na Figura 2.17. Um aumento brusco do número de Strouhal pode ser visto para razões de esbeltez de 2 a 3, e é causado pela transição dos vórtices separados da borda de barlavento à borda de sotavento. Acima desses valores, é notado que o número de Strouhal diminui à medida que a razão de esbeltez aumenta, devido ao aumento da espessura da camada limite no lado da superfície do corpo, que em seguida amplia-se na esteira.

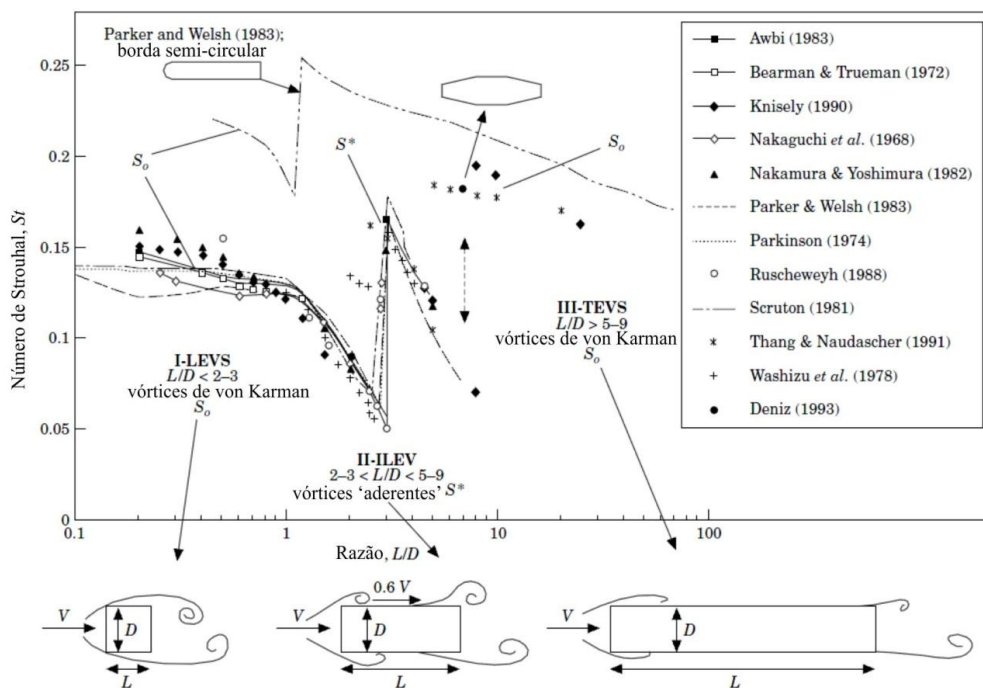


Figura 2.17 – Número de Strouhal em relação à razão de esbeltez (Deniz e Staubli, 1997)

Naudascher e Wang (1993) estudaram os diferentes tipos de mecanismo de desprendimento de vórtices em perfis retangulares com um grande intervalo de razões de esbeltez. Excitações

causadas por estes mecanismos ocorreram nos casos de números de Scruton pequenos,  $Sc$ , que é conhecido como um parâmetro de amortecimento de massa, conforme a sua definição na Equação 2.17. As zonas de excitações são traçadas juntamente com as velocidades críticas teóricas na Figura 2.18. As velocidades críticas teóricas para os grupos LEVS e TEVS são governadas pelo número de Strouhal, e o mecanismo do tipo ILEV pela Equação 2.14.

$$Sc = \frac{4\pi m \zeta}{\rho_a B D} \quad 2.17$$

Onde:

$m$  : massa por unidade de comprimento;

$\zeta$  : relação de amortecimento crítico em escoamento estacionário;

$\rho_a$  : densidade do ar.

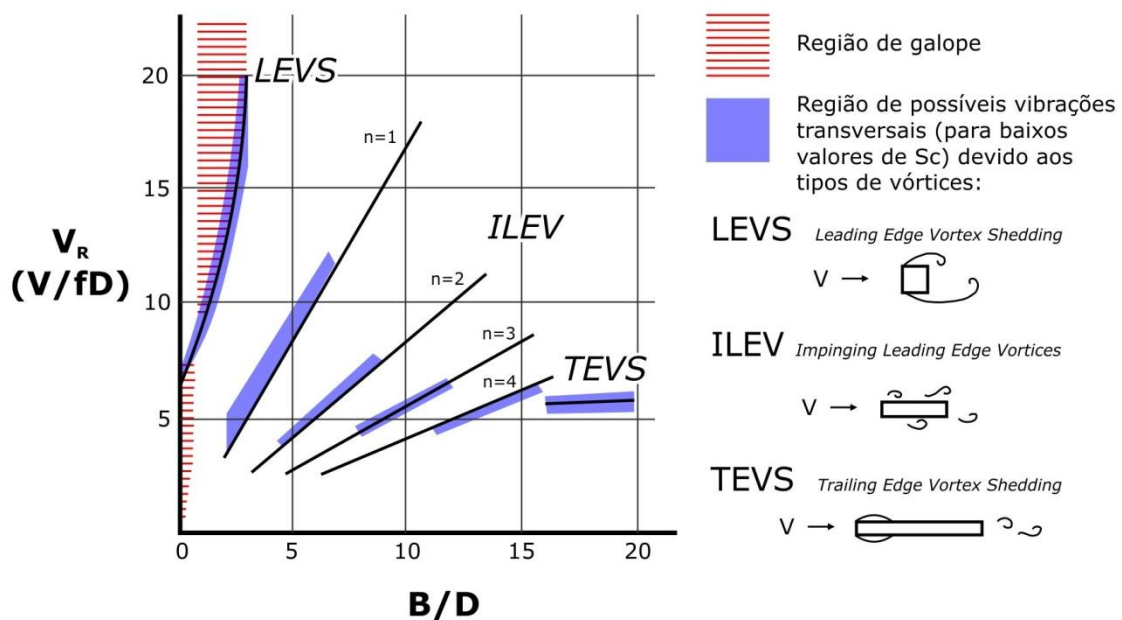


Figura 2.18 – Agrupamento das vibrações induzidas por vórtices para prismas retangulares levemente amortecidos em baixa turbulência (Naudascher e Wang, 1993)

Também em seus estudos, Naudascher e Wang (1993) investigaram o efeito da mudança do ângulo de ataque no mecanismo de geração do vórtice. Os mecanismos de tipo LEVS e TEVS não foram registrados devido à razão de esbeltez de 10. A Figura 2.19 mostra regiões de

excitação para números de Scruton pequenos, que são traçados ao lado de uma equação teórica desenvolvida para o tipo ILEV, e é apresentado na Equação 2.18. Também é sugerido que a velocidade crítica de disparo relacionada ao AEVS é baseada no número de Strouhal inverso com o comprimento característico sendo a altura efetiva do corpo,  $D'$ .

$$V_{Rv,v} = \frac{1}{0,6n \left( \tan\alpha + \frac{D'}{B} \right)} \quad 2.18$$

Onde:

$\alpha$ : ângulo de incidência de escoamento.

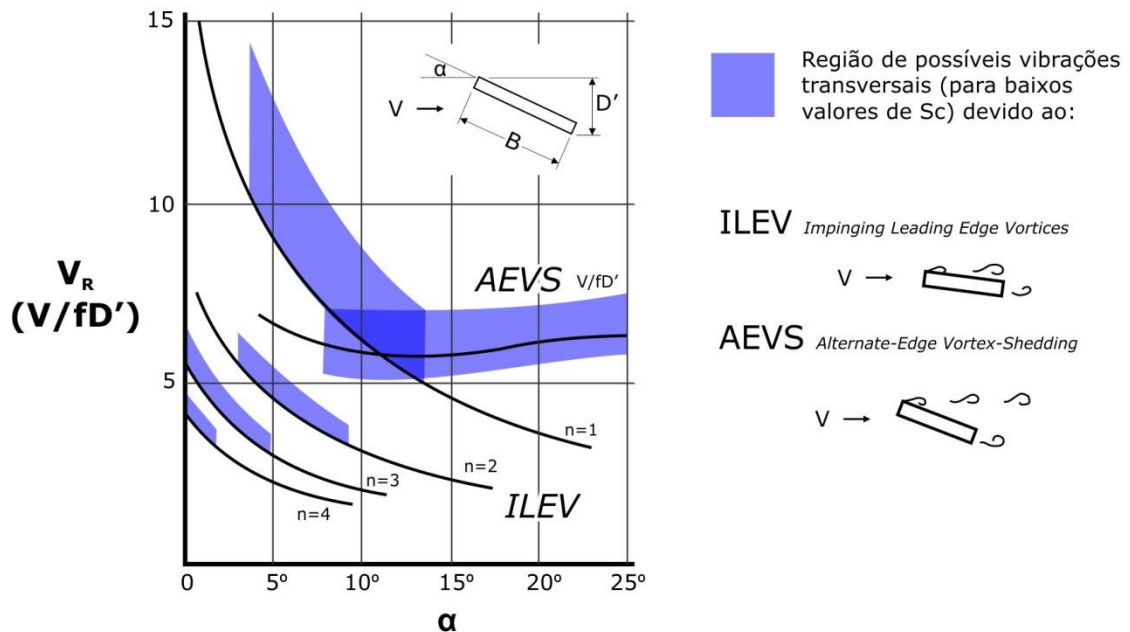


Figura 2.19 – Agrupamento das vibrações transversais para prismas retangulares levemente amortecidos, com relação de comprimento  $B/D = 10$ , em escoamento de baixa turbulência para uma série de ângulos de ataque,  $\alpha$  (Naudascher e Wang, 1993)

As interações entre VVK e VIM foram investigadas por Matsumoto (2008), usando um cilindro retangular com uma razão de esbeltez de  $B/D=4$ . Esta determinada razão de esbeltez foi escolhida devido o fato que os cilindros de corpo rombudo com essas razões possuem VIM de translação vertical, e sofrem interferência dos VVK. É notado que os VIM são causados pela instabilidade da camada cisalhante singular, enquanto os VVK são gerados perto da esteira do corpo. Uma placa é capaz de impedir interações entre a camada cisalhante

dupla na esteira do corpo, e é instalada na região para suprimir a geração dos VVK. A Figura 2.20 mostra as respostas de translação vertical e rotação, em simulações de um grau de liberdade separadas, com e sem a placa próxima a região da esteira do corpo.

A partir da resposta de translação vertical da Figura 2.20, pode ser visto que a velocidade reduzida, conforme definida pelo número de Stouhal, é quase igual à velocidade definida na Equação 2.14 para os VIM. À medida que o segundo maior e o maior picos ocorrem em ambos os casos, com ou sem a placa, com a mesma velocidade de disparo, argumenta-se que a excitação é causada pelos VIM e não pelos VVK. Também é notado que os VVK interferem com o VIM para reduzir o tamanho dos VIM, mas não no seu andamento ao longo da superfície do corpo. O primeiro pico da resposta torcional é claramente causado pelos VIM, conforme visto em ambos os casos. No entanto, pode ser visto que os VVK causam um atraso do disparo de drapejamento, conforme apresentado pelo atraso no crescimento da resposta no caso sem a placa.

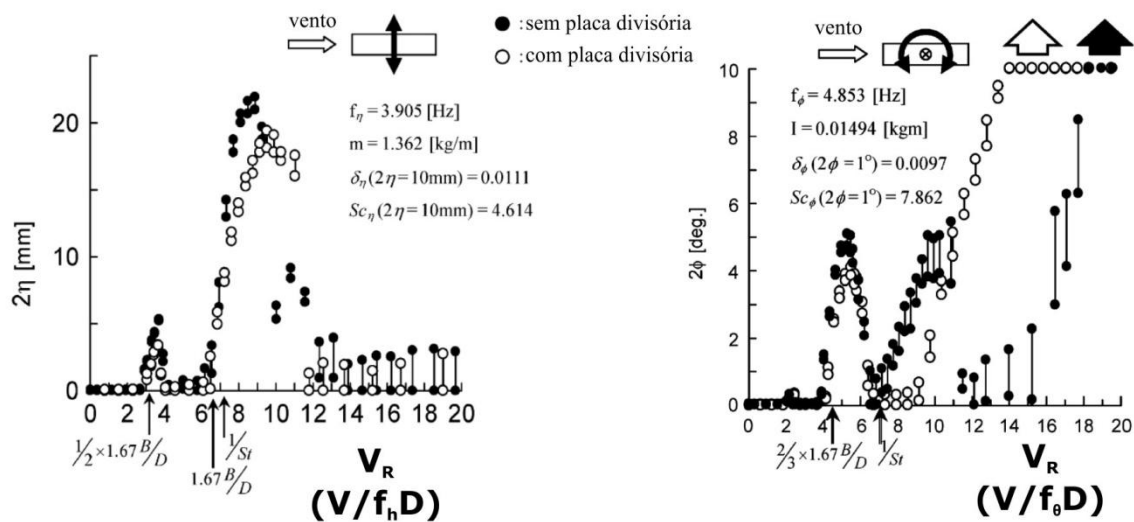


Figura 2.20 – Efeitos de uma placa divisória na esteira de um cilindro retangular, com razão de esbeltez de  $B/D=4$ , nas amplitudes das vibrações induzidas por vórtices (Matsumoto, 2008)

O processo do desprendimento de vórtices sobre uma cavidade é investigado pelo Nakagawa (1990). Um prisma de seção H foi usado como a base da investigação. Esse formato pode ser considerado uma representação aerodinâmica de um tabuleiro de ponte do tipo borda de viga, ou placa de viga. A camada cisalhante separada da borda de barlavento do prisma torna-se instável e enrola-se em vórtices discretos ao longo da camada cisalhante. Este processo é referido como uma instabilidade singular da camada cisalhante, e é fortemente ligada ao VIM.

Uma instabilidade dupla da cama cisalhante, que leva a criação do VVK, exige uma interação de duas camadas cisalhantes – que ocorre normalmente na esteira do corpo. Nakagawa notou que o vórtice principal descolado na borda de barlavento cresce conforme se desloca ao longo da camada cisalhante. Este vórtice principal induz a criação de um vórtice secundário logo após a borda de sotavento do mesmo lado do prisma. Os dois vórtices se agrupam na esteira do corpo para criar um vórtice maior que desloca-se com o escoamento. Este único vórtice agrupado sugere que a frequência fundamental do mecanismo de desprendimento de vórtice relacionado à instabilidade singular da camada cisalhante se ajusta a coincidir com a instabilidade dupla da camada cisalhante. O processo é apresentado na forma gráfica na Figura 2.21.

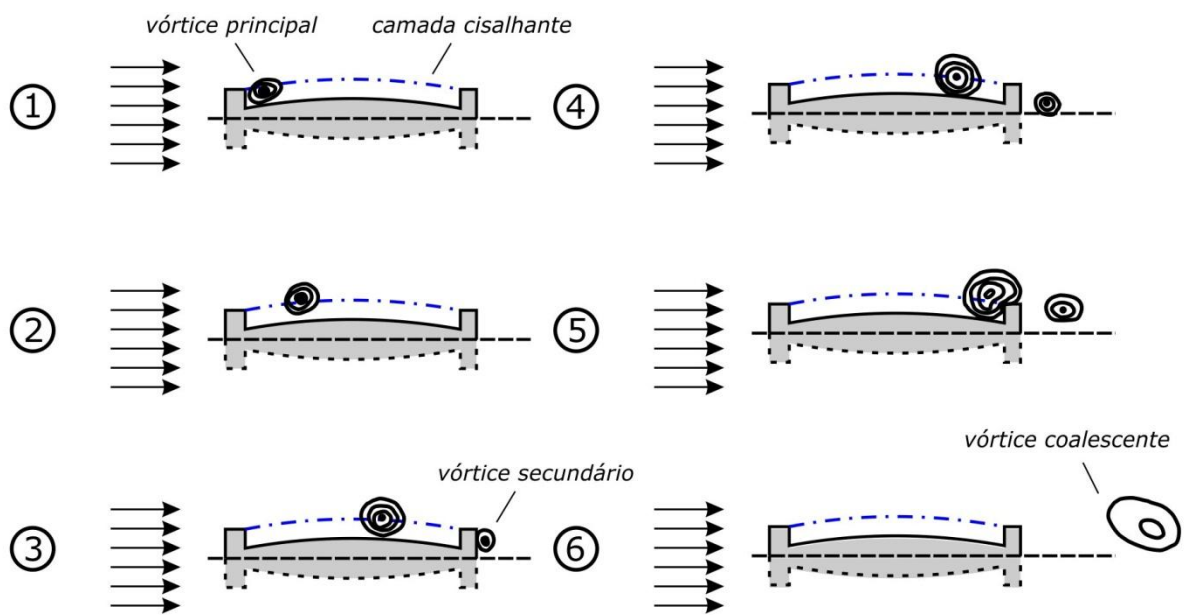


Figura 2.21 –Processo de desprendimento do vórtice em um prisma de formato H (Nakagawa, 1990)

### 2.7.3 Efeitos devido à turbulência

Conforme mencionado anteriormente, a introdução da engenharia de vento no setor civil veio da indústria aerodinâmica, que opera sob condições de escoamento suave. Nos primeiros ensaios em pontes de grande vão, incluindo a investigação do colapso de Tacoma Narrows, foram conduzidos testes sob condições de escoamento suave, e não foi até o trabalho de

---

Davenport na ponte de A. Murray MacKay no final dos anos da década de 1960, que o efeito de turbulência em pontes de grande vão foi apreciado (King, 2003).

A codificação do vento na camada limite atmosférica, e sua dissecção dos componentes fundamentais de velocidade média do vento e perfis de intensidade de turbulência, e densidade espectral foi outra contribuição importante de Davenport (Tanaka, 1990). O grau de aleatoriedade do escoamento é medido pela intensidade de turbulência,  $I$ , e é definido na Equação 2.19 para o escoamento longitudinal.

$$I_1 = \frac{\sigma_V}{V} \quad 2.19$$

Onde:

$I_1$ : intensidade de turbulência na direção longitudinal do escoamento;

$\sigma_V$ : desvio padrão da velocidade do escoamento.

As investigações de vibrações induzidas pelo desprendimento de vórtices na *Seção 2.7.2 Classificação das vibrações induzidas por vórtices*, foram conduzidas sob condições de escoamento suave. No entanto, mesmo sob estas condições, turbulência local é gerada pela interrupção do corpo rombudo no escoamento suave. Diversos estudos foram conduzidos para medir o efeito da turbulência natural do vento incidente na resposta do tabuleiro da ponte.

Um resumo dos efeitos da turbulência na resposta dinâmica do tabuleiro da ponte é feito por Narita et al. (1988) conforme apresentado na Figura 2.22. Um escoamento incidente com turbulência alta frequência tem o efeito de ampliar o intervalo as frequências da resposta, e reduzir as amplitudes dos picos das vibrações induzidas por vórtices. Este efeito é demonstrado em ambas as Figura 2.4 e Figura 2.22.



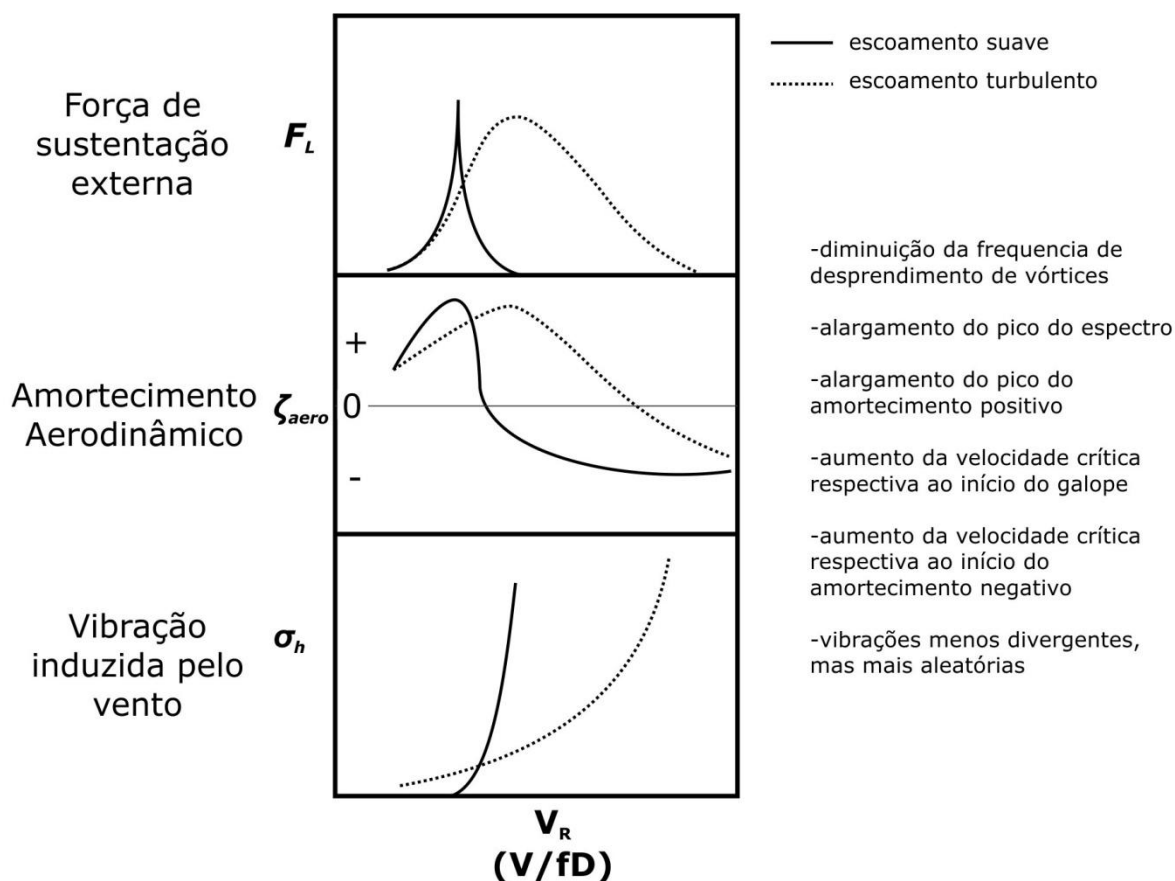


Figura 2.22 – Comparação da força de sustentação, amortecimento aerodinâmico e tendências de respostas sob escoamentos suaves e turbulentos (Narita et al., 1988)

Velocidades críticas de vibrações induzidas por vórtices e drapejamento são fortemente influenciadas pelo conteúdo de turbulência do escoamento incidente. O fenômeno de vórtice *lock-in* pode ser suprimido pela turbulência, que causa uma falta de coerência do desprendimento de vórtices ao longo do tabuleiro da ponte (Scanlan, 1983). A turbulência influencia os pontos de separação e recolamento, bem como tendo efeito no desenvolvimento das camadas cisalhantes separadas.

Macdonald et al. (2002) concluíram que a adição de turbulência de pequena escala ao escoamento incidente em ensaios no túnel de vento tem o efeito de reduzir as amplitudes de vibrações induzidas por vórtices. A turbulência de grande escala reduz a correlação dos vórtices ao longo do vão do tabuleiro, variando as velocidades do vento ao longo da ponte para que não sejam iguais à velocidade crítica ao mesmo tempo. É necessário que as condições de vento se permaneçam estáveis durante vários minutos para que ocorra o *lock-in* dos vórtices e a formação das vibrações.

Wardlaw (1994) relatou três casos específicos do efeito da turbulência na resposta das pontes reais. O modelo aeroelástico completo da ponte Lions Gate em Vancouver, Canadá, foi testado inicialmente sob condições suaves, e foi encontrada uma velocidade de disparo de drapejamento inaceitavelmente baixa. Um novo teste do modelo com turbulência atmosférica eliminou a instabilidade, conforme apresentado na Figura 2.23

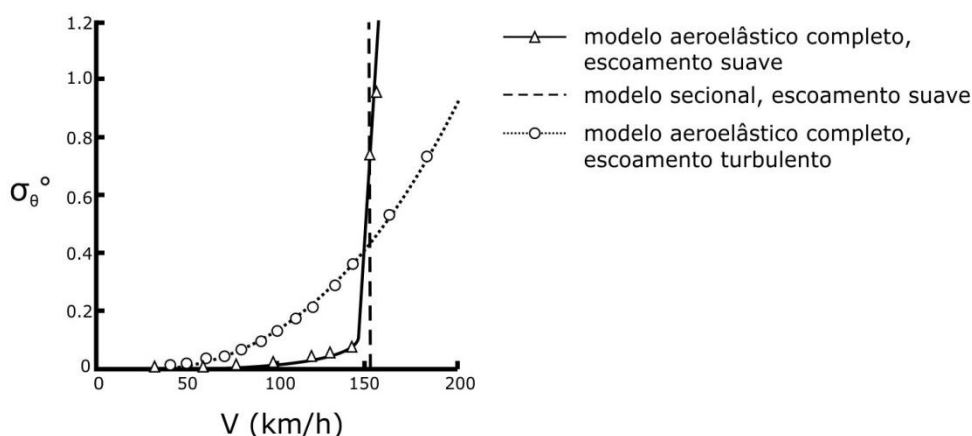


Figura 2.23 – Resposta rotacional do modelo do túnel de vento da ponte de Lions Gate para diferentes níveis de turbulência (Wardlaw, 1994)

Os testes dos modelos seccionais do projeto da ponte Quincy, em Quincy, nos EUA, sob condições de escoamento suave, foi encontrado uma amplitude do pico inaceitável de 110mm para as vibrações induzidas por vórtices e uma velocidade baixa de drapejamento de disparo de 50m/s. O vão médio da ponte é de 274m, com uma largura de tabuleiro rodoviário de 13,25m, enrijecido por vigas de borda com profundidade de 1,98m. O tabuleiro foi modificado que causou uma redução das amplitudes das vibrações induzidas por vórtices por um fator de 4,5, e um aumento de 50% na velocidade crítica de drapejamento. Outros testes foram realizados com a intensidade de turbulência de 3,5%, e foi descoberto que as vibrações induzidas por vórtices foram completamente eliminadas da versão final. Nenhuma instabilidade torcional foi encontrada até uma velocidade do vento de 81m/s.

Macdonald et al. (2002) se aprofundou nos problemas das vibrações induzidas por vórtices, que afeta a ponte estaiada Second Severn Crossing ligando a Inglaterra e o País de Gales. Embora as vibrações causadas pelo desprendimento de vórtices foram encontradas no teste do modelo antes da construção, foi suposto que o amortecimento estrutural da ponte de grande escala, em conjunto com a turbulência do vento que ocorre naturalmente, contribuiriam para anular essas vibrações. Equipamento de monitoramento foi instalado na ponte para gravar

informações do amortecimento da estrutura e do conteúdo de turbulência do vento. Estes dois parâmetros calculados a partir das medições na ponte de grande escala indicaram que os valores supostos eram significativamente diferentes. Outras simulações no túnel de vento foram realizadas baseadas nesses valores medidos. A Figura 2.24 compara a resposta do tabuleiro sob condições suaves de  $I_1 = 0,5\%$ , com um regime turbulento de  $I_1 = 6\%$ . Para a velocidade do vento em torno de 20m/s, a resposta induzida por vórtices sob escoamento suave é significativamente maior do que o caso de escoamento turbulento. Respostas similares ao caso de  $I_1 = 6\%$  foram medidas para  $I_1 = 3\%$ .

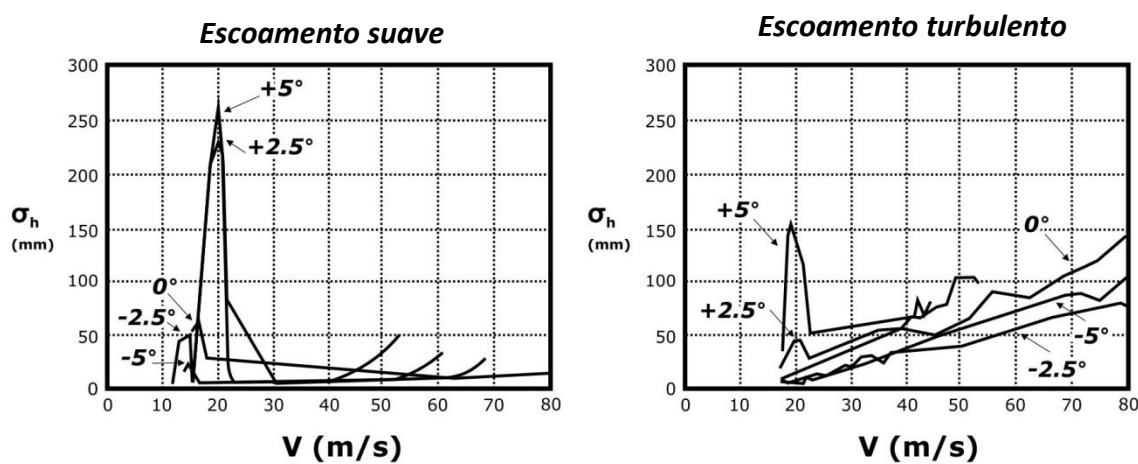


Figura 2.24 – Resposta vertical do modelo seccional do tabuleiro da ponte Second Severn Crossing para um escoamento suave ( $I_1 = 0,5\%$ ) e turbulento ( $I_1 = 6\%$ ) para diferentes ângulos de ataque (Macdonald et al., 2002)

A ponte Kessock, em Inverness, Escócia já foi fechada devido às vibrações induzidas por vórtices excessivas. A ponte estaiada de 220m de vão é reforçada por vigas de placa, e somente experimentou as vibrações induzidas por vórtices quando o vento soprava do leste, o que contém uma região de mar aberto, e não do oeste em que há localizado terreno urbano. A intensidade de turbulência do vento do leste teria sido muito menor do que a do vento oeste, devido à superfície lisa do mar aberto.

#### 2.7.4 Vibrações e controle em pontes

Todos os estudos citados na *Seção 2.7.2 Classificação das vibrações induzidas por vórtices* consideram corpos rombudos simples de formas geométricas básicas, geralmente prismas retangulares. Teorias dos mecanismos de desprendimento de vórtices desenvolvidas a partir desses estudos podem ser aplicadas a tabuleiros de pontes, embora a geometria do tabuleiro seja muito mais complexa do que o cilindro retangular.

A forma estrutural de tabuleiros de pontes pode ser dividida em três categorias de rigidez; treliça enrijecida, viga de placa enrijecida e viga-caixão enrijecida. O tabuleiro enrijecido por treliça é menos propenso às oscilações induzidas pelo vento devido à natureza permeável da estrutura de treliça, no entanto, são vulneráveis a instabilidades torcionais devido a uma redução da rigidez torcional. Rigidez adicional pode ser fornecida pela adição de contraventamento lateral entre os lados inferiores das treliças rígidas, como foi o caso da ponte Golden Gate (Wardlaw, 1994). Tabuleiros de pontes de viga de placa rígida são, de longe, os projetos de tabuleiro mais vulneráveis para as vibrações induzidas por vórtices e instabilidades de drapejamento, conforme encontrado em ambas as investigações no túnel de vento e monitoramento da ponte em grande escala. Relata-se que entre os anos de 1930 e 1994, seis das oito principais pontes que sofreram de oscilações relacionadas ao vento foram do tipo viga de placa (Wardlaw, 1994). O fraco desempenho do projeto de viga de placa pode ser explicado pela natureza não aerodinâmica dos perfis de borda de barlavento e borda de sotavento, que criam zonas fortemente correlacionadas de separação ao longo do vão do tabuleiro da ponte. De um ponto de vista aerodinâmico, a viga-caixão tem o melhor desempenho dos três tipos. Isto é devido aos perfis aerodinâmicos de borda de barlavento e borda de sotavento, e elevada rigidez torcional fornecida pelo formato de caixa. As seções de caixa são frequentemente feitas de concreto, com uma grande massa que reduz a sensibilidade do tabuleiro ao vento.

Em uma adição do formato de seção transversal do tabuleiro da ponte, objetos não estruturais como corrimãos, meios-fios e até o próprio trânsito podem alterar o escoamento do vento e a resposta do tabuleiro ao vento. As investigações realizadas por Jones (1995) sob condições de escoamento suave em modelos de escala reduzida do tabuleiro viga-caixão da ponte Tsurimi, Japão, destacam a sensibilidade desses itens. O modelo com uma vedação permeável na borda do tabuleiro resultou em uma resposta estável, mas a resposta foi considerada instável para o mesmo modelo de telas impermeáveis. É preciso tomar cuidado para as pontes com corrimãos permeáveis, que acumulação de gelo pode efetivamente tornar o corrimão impermeável e, portanto, mudar a aerodinâmica da ponte.

Uma vez que a forma estrutural e a massa do tabuleiro da ponte são definidas, restam apenas duas maneiras razoáveis para eliminar a possibilidade de vibrações induzidas por vórtices. A abordagem mecânica pode ser o uso de ADS (atenuadores dinâmicos sincronizados) em uma maneira passiva ou ativa de absorver a energia causada pelas vibrações. A abordagem

aerodinâmica usa os dispositivos estacionários para mudar o perfil geométrico, e aerodinâmico, do corpo rombudo, causando uma mudança na força externa transmitida pelo escoamento incidente. Ambos os métodos têm as suas vantagens e são preferíveis em situações diferentes, no entanto, a utilização dos dispositivos aerodinâmicos geralmente é o mais eficaz e prático para implementar quando o projeto ainda está em fase de projeto.

Antes da instalação dos ADS na ponte Rio-Niterói, no Rio de Janeiro, a ponte foi fechada para velocidades do vento de 14m/s ou acima, devido ao problema de conforto dos usuários causado pelas vibrações induzidas por vórtices em translação vertical. Os três vãos centrais contínuos sobre a Baía de Guanabara (200m-300m-200m) apresentam uma dupla viga-caixão esbelta e contínua feita de aço. As investigações no túnel de vento não obtiveram sucesso na tentativa de encontrar um dispositivo aerodinâmico para melhorar as vibrações (Battista, 2000). Usando os dados a partir dos testes de túnel de vento, Battista (2000) projetou um sistema ADS passivo para ser adaptado à ponte. Massas adicionais foram conectadas ao tabuleiro da ponte via molas e amortecedores conforme apresenta a Figura 2.25. O movimento dos amortecedores de massa é sintonizado a uma frequência muito perto daquela do primeiro modo vertical da ponte, com a massa adicional de somente 0,05% da massa total da estrutura de aço. Usando modelos matemáticos, Battista (2000) calculou que os ADS passivamente controlados reduziram as amplitudes das vibrações induzidas por vórtices por 85-90%. O sistema ADS controlado ativamente também foi desenvolvido por Battista, que resultou em um desempenho melhor, mas com demandas mais caras em termos de energia e manutenção.

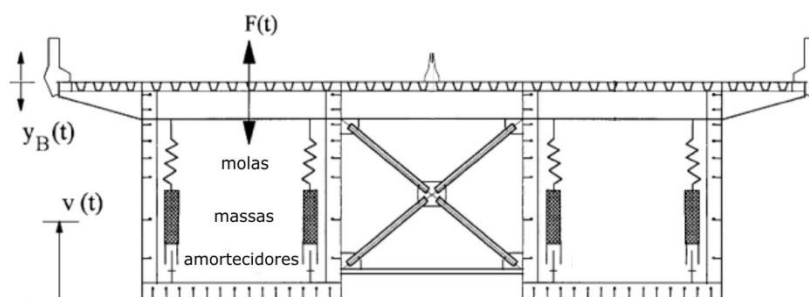


Figura 2.25 – Representação esquemática dos ADS passivos instalados na ponte Rio-Niterói, Rio de Janeiro (Battista, 2000)

Imagens dramáticas gravadas em maio de 2010, da ponte Volgograd flexionando sob uma ventania de 18m/s (Mail Foreign Service, 2010). As “ondas de concreto” induzidas na ponte pelo vento são apresentadas por captura de telas de um vídeo na Figura 2.26. É relatado que as

amplitudes alcançaram um máximo de 0,5m para estas velocidades baixas do vento (Tomala, 2013). Embora não confirmada em qualquer publicação, pode-se presumir que essas oscilações foram causadas por desprendimento dos vórtices.



Figura 2.26 – Fotos da ponte Volgograd, na Rússia, passando por dramáticas vibrações induzidas por vórtices em maio de 2010.

Atenuadores dinâmicos semi-sincronizados (ADSS), conforme desenvolvido por Weber e Maslanka (2012), foram instalados na ponte de Volgograd em 2011. Estes não eram ADSS padrão, que usa ligas com memória de forma a alterar a rigidez das molas passivas e, portanto, a frequência do amortecedor de massa. Weber e Maslanka usaram amortecedores magnetoreológicos (MR) no lugar do amortecedor tradicional de óleo passivo, que pode ser sintonizado a uma variedade de modos de vibrações. As vibrações do tabuleiro nos três primeiros modos de translação vertical de baixa frequência (0,45 Hz, 0,57 Hz e 0,68 Hz) deviam ser atenuadas com essa tecnologia. Isso tornou-se possível pelas partículas ferromagnéticas no fluido de amortecimento, que pode modificar as propriedades do fluido quando o campo magnético é aplicado. O amortecimento do ADSS pode ser alterado através do controle da intensidade do campo magnético. Uma representação esquemática do MR-ADSS é apresentada na Figura 2.27. Nenhuma vibração induzida por vórtices foi registrada na ponte de Volgograd desde a instalação dos MR-ADSS (Tomala, 2013).

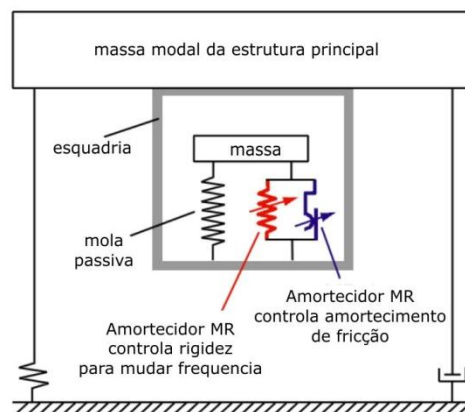


Figura 2.27 – Representação esquemática do MR-ADSS instalado na ponte de Volgograd, Volgograd (Weber e Maslanka, 2012)

Há uma grande variedade de dispositivos aerodinâmicos utilizados para alterar o escoamento sobre o tabuleiro da ponte e para melhorar a resposta dinâmica. Os mais utilizados são o nariz de vento, defletor de telas e encerramento de uma cavidade inferior. Outros dispositivos incluem aletas ligadas aos pontos potenciais de separação, e o mais experimental, a distorção da geometria das bordas de barlavento e sotavento ao longo do vão da ponte. Embora não considerados dispositivos aerodinâmicos, perfurações no meio do tabuleiro da ponte e mudanças na porosidade das barreiras de proteção têm sido conhecidas para suprimir as instabilidades aerodinâmicas em alguns projetos de pontes.

Com objetivo de desenvolver um dispositivo ideal, Sakai (1993) estudou os efeitos de diversos dispositivos aerodinâmicos em um projeto de formato simplificado para assemelhar-se a um tabuleiro de borda de viga. Uma descrição gráfica de alguns dispositivos comuns utilizados é apresentada na Figura 2.28 e uma lista de dispositivos usados em pontes reais é apresentada na Figura 2.29. A investigação apresentou que abas e placas de bordas auxiliaram na supressão de vibrações induzidas por vórtices para ângulos de ataque de  $0^\circ$ , mas piorou a resposta para os ângulos positivos de ataque.

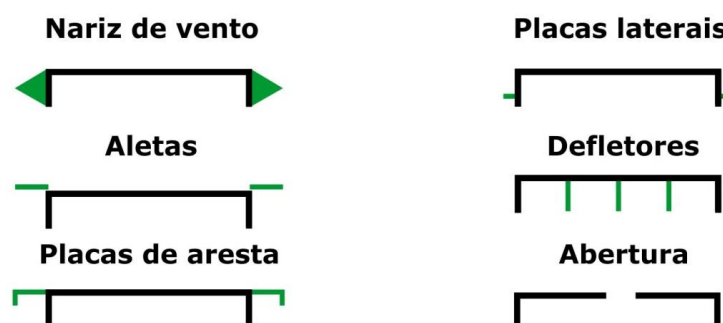


Figura 2.28 – Sumário das modificações aerodinâmicas mais usadas para os tabuleiros de borda de viga (Sakai, 1993)

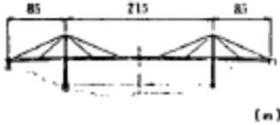
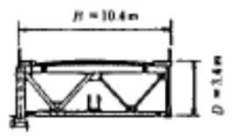
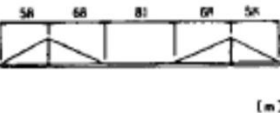
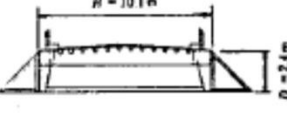

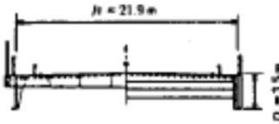

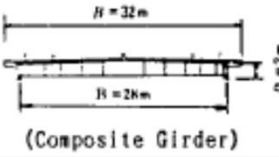



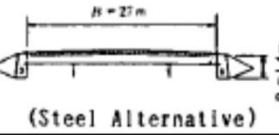
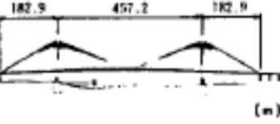
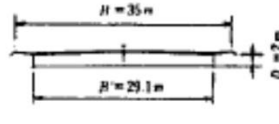
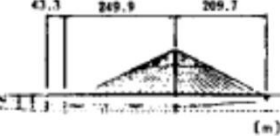

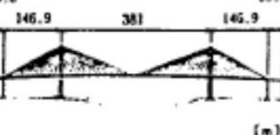

Nome de ponte	Elevações	Seção transversal de viga	B/D	Melhoramento aerodinâmico
Onomichi (Japan)	 (m)		3.1	aberturas
Long's Creek (Canada)	 (m)		4.2	narizes de vento + placa soffit
Kessock (U. K.)	 (m)		6.3	placas laterais ↓ TMD
Alex-Praser (Annacis) (Canada)	 (m)	 (Composite Girder)	16.0 14.0	placas de aresta alargadas
Quincy (U. S. A.)	 (m)	 (Composite Girder)	7.4	placas laterais + defletores
Dane Point (U. S. A.)	 (m)	 (Steel Alternative)	7.3	narizes de vento + defletores
Second Hooghly (India)	 (m)	 H = 29.1 m	17.5 14.6	narizes de vento
Weirton -Steubenville (U. S. A.)	 (m)	 (Composite Girder)	10.8	—
Houston -Ship Channel (U. S. A.)	 (m)	 H = 23.8 m	14.9	—

Figura 2.29 – Sumário dos dispositivos aerodinâmicos utilizados para suprimir as instabilidades aerodinâmicas dos tabuleiros de borda de viga (Sakai, 1993)



A ponte Longs Creek sofreu vibrações induzidas por vórtices com amplitudes de até 0,20m em translação vertical no vão de 217m quando os corrimãos se tornaram bloqueados pelo acúmulo de neve. O primeiro modo de vibração teve frequência de 0,6HZ, e excitação devido à ocorrência do desprendimento de vórtices aconteceu para velocidades do vento de 11 a 14 m/s, com uma razão de amortecimento crítico de  $\zeta = 1\%$  (Wardlaw, 1994). A largura do tabuleiro da ponte foi 10m, com uma profundidade da borda de viga de 2,4m.

Os testes do modelo em escala reduzida foram realizados no túnel de vento sob condições de escoamento suave, com um total de 22 modificações testadas. Os ensaios foram conduzidos com e sem os efeitos do bloqueio criado pelo nível da água situado a 4,6m abaixo do ponto mais baixo do tabuleiro. A viga de placa também foi testada com e sem perfurações. A maior melhoria foi feita pelo fechamento da cavidade superior da placa soffit, conforme visto em ambos os gráficos da Figura 2.30. A adição do nariz de vento no tabuleiro com a placa soffit reduziu as outras oscilações induzidas por vórtices. O nariz de vento agindo por si foi mostrado para aumentar a amplitude da resposta. Deve ser notado que a perfuração de 30% da placa de viga quase eliminou as vibrações induzidas por vórtices sem qualquer outra modificação feita. A modificação eventualmente escolhida para a ponte foi a adição do nariz de vento de 3,0m em uma combinação com a placa soffit.

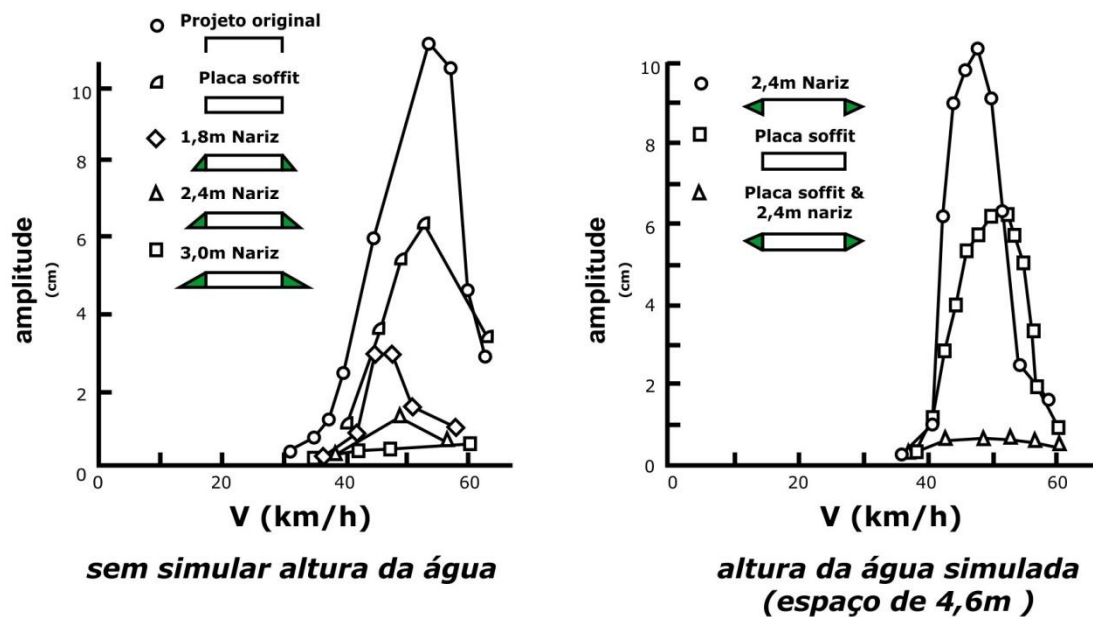


Figura 2.30 – Resposta do tabuleiro da ponte Longs Creek para um escoamento suave para o projeto original com e sem dispositivos aerodinâmicos (Wardlaw, 1994)

Dois projetos foram considerados para a ponte Dame Point, em Jacksonville, Flórida, com o projeto de concreto, conforme mostrado na Figura 2.31 eventualmente sendo construída. O projeto de aço, no entanto, passou por ensaios extensivos no túnel de vento para chegar ao projeto modificado, também apresentado na Figura 2.31. Com um espaço aberto entre a borda de viga e divisor de tráfico sólido, o projeto de aço do tabuleiro não modificado produziu amplitudes induzidas por vórtices de 410mm em uma translação vertical e 5,5° de torção. A remoção das barreiras de tráfico sólidas e a adição da placa soffit reduziram os níveis de vibrações induzidas por vórtices significativamente. O projeto de aço final incluiu barreiras de tráfico abertas e telas defletoras, o que não registrou excitações de desprendimento de vórtices para ângulos de ataque de -6° e +6°. O projeto de concreto significativamente mais fino ( $B/D = 21$ ) e mais pesado foi escolhido devido à falta das vibrações induzidas por vórtices e uma alta velocidade de drapejamento de disparo, apesar da falta de perfis aerodinâmicos nas bordas e tendo as barreiras de tráfico sólidas.

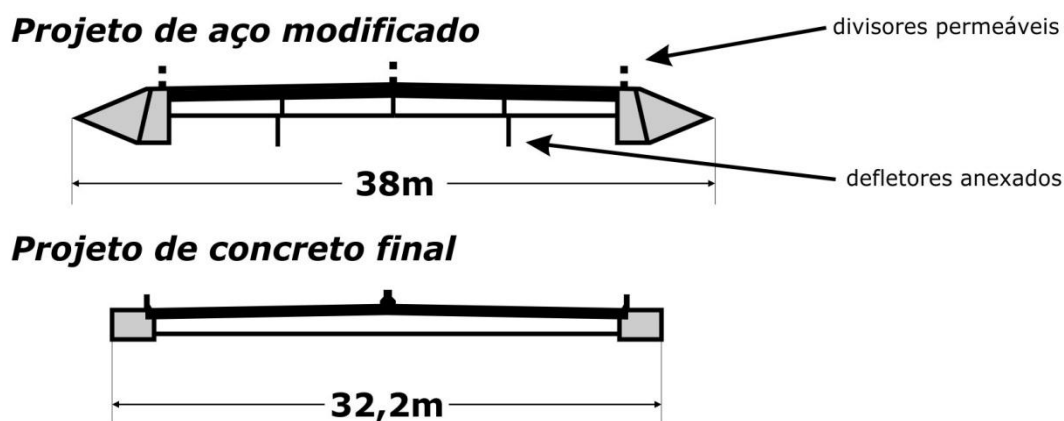


Figura 2.31 – Versões alternativas da Ponte Dame Point (Wardlaw, 1994)

O desempenho do modelo dinâmico da Ponte Octávio Frias de Oliveira, São Paulo, Brasil, foi avaliado com e sem narizes de vento (Loredou-Souza, 2012). Os narizes de vento curtos melhoraram o desempenho das vibrações causadas pelo desprendimento de vórtices em 50% sob condições de escoamento suave para ângulos de ataque críticos de -4°, conforme apresentado na Figura 2.32.

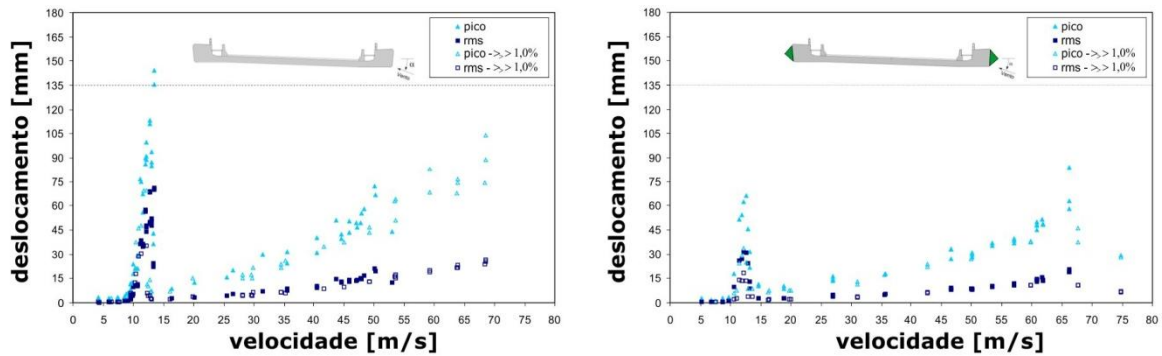


Figura 2.32 – Deslocamentos verticais do modelo da Ponte Octávio Frias de Oliveira sob condições de escoamento suave. O projeto original (esquerda) e o projeto modificado (direita) testados para dois níveis de amortecimento (Loredo-Souza, 2012)

As excessivas vibrações induzidas por vórtices sofridas pelo projeto original da ponte Quincy, EUA, estão detalhadas na *Seção 2.7.3 Efeitos da turbulência*. Um projeto foi encontrado que reduziu a resposta induzida pelo desprendimento de vórtices por um fator de 4,5 através de testes de dispositivos aerodinâmicos em um modelo antes da construção da ponte. Diversas configurações dos dispositivos aerodinâmicos foram testadas no túnel de vento, incluindo longarinas de profundidade total, placas laterais contínuas, narizes de vento, extensões interiores na borda inferior da viga e barreiras de tráfico permeáveis. O projeto mais eficaz modificado inclui a extensão de cinco longarinas e a adição de placas laterais, conforme mostrado na Figura 2.33

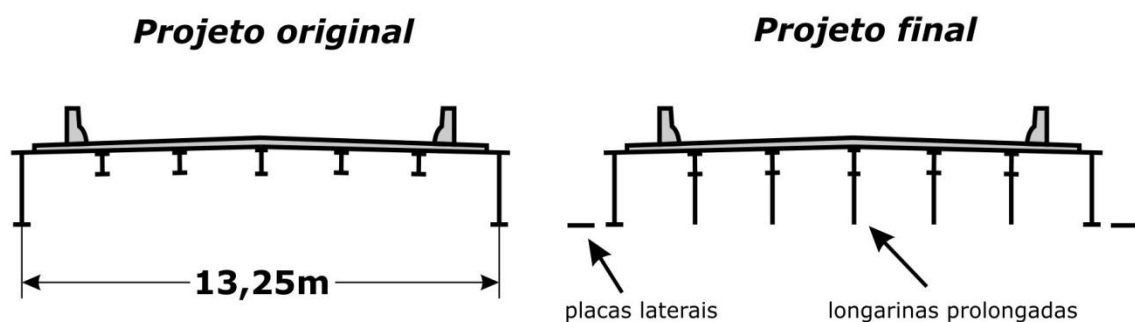


Figura 2.33 – Projetos original e modificado da ponte Quincy (Wardlaw, 1994)

Investigações experimentais do efeito de aletas separadas nas vibrações induzidas por vórtices foram conduzidas por Ogawa (1988). Três diferentes projetos de aletas foram testados contra o caso base do cilindro retangular com uma razão de esbeltez variável conforme apresentado na Figura 2.34. A resposta do corpo rombudo com e sem as aletas foi registrado por um vento

perpendicular à superfície do barlavento e com um ângulo de ataque de 5°. Os desempenhos de cada tipo de aleta também estão incluídos na Figura 2.34, com uma aleta circular assimétrica provando ser o mais efetivo na supressão das vibrações induzidas por vórtices para ambos os ângulos de ataque e para as várias razões de amortecimento. Usando as técnicas de visualização do escoamento, Ogawa deduziu que as aletas de bordas de barlavento assimétricas aceleraram a recolamento do escoamento separado da borda de barlavento, suprimindo a criação dos vórtices separados, e reduzindo a força do vórtice na esteira do corpo.

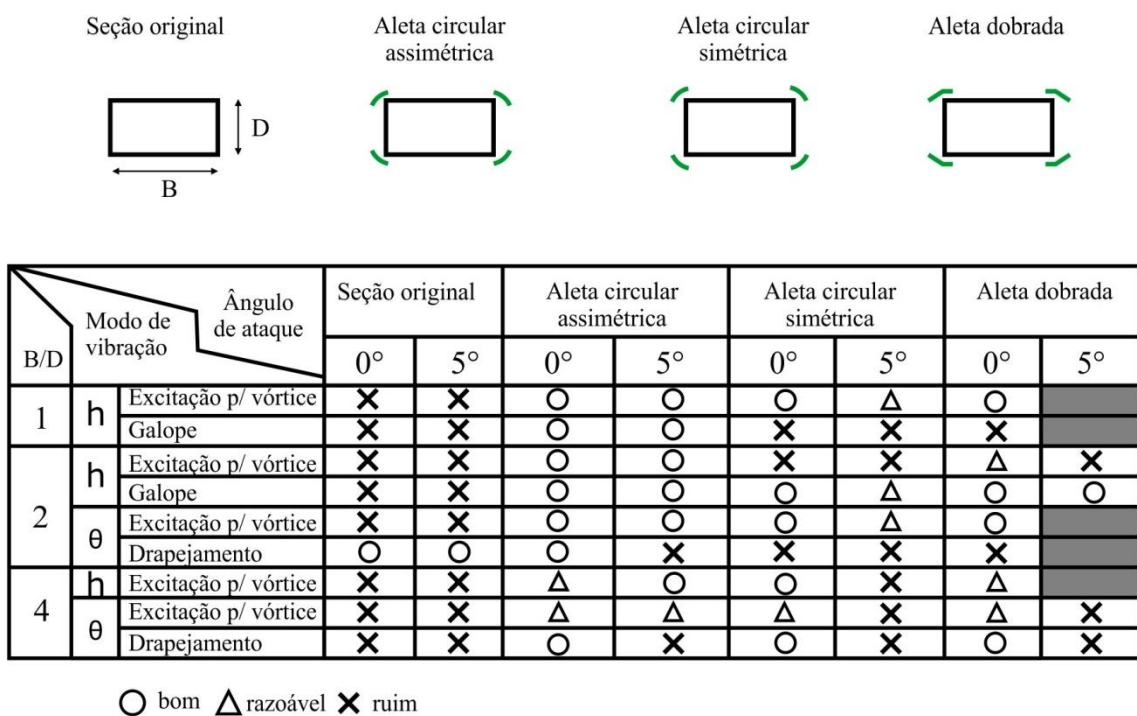


Figura 2.34 – Os formatos e desempenhos de aletas aerodinâmicas (Ogawa, 1988)

Vibrações verticais induzidas por vórtices foram experimentadas por trabalhadores durante a fase final da instalação do tabuleiro de 1.614m de vão principal da ponte pênsil East Great Belt (Storebælt), Dinamarca (Larsen, 2000a). As vibrações foram medidas e determinadas inofensivas de um ponto de vista estrutural, mas ainda assim inaceitável para os usuários da ponte pênsil. Embora essas vibrações foram encontradas durante os ensaios do modelo do tabuleiro na fase de projeto, verificou-se que a sua existência foi totalmente dependente do valor assumido do amortecimento estrutural. Novas investigações foram realizadas no túnel de vento uma vez que o amortecimento da ponte em grande escala foi determinado, resultou no desenvolvimento das aletas de curvas assimétricas, conforme mostrado na Figura 2.35. Essas aletas tiveram sucesso na supressão das vibrações induzidas pelo VVK, conforme

apresentado na Figura 2.36. Excitações causadas por VVK são geralmente esperadas em tabuleiros de viga-caixão, que se encaixam nas classificações do Grupo 3 de Shiraishi e Matsumoto (1983) e no TEVS de Naudascher e Wang (1993), na *Seção 2.7.2 Classificação das vibrações induzidas por vórtices*.

Larsen também estudou a efetividade das aletas em dois projetos de caixa da ponte Stonecutter, Hong Kong (Larsen, 2008). Enquanto as aletas se mostraram ineficazes para um modelo de escala 1:80, um modelo de escala 1:20 de uma ponte montada com aletas não mostrou vibrações induzidas por vórtices. A razão para essa disparidade entre os resultados é devido aos efeitos da escala relacionados com a espessura da camada limite. Larsen e Wall (2012) notaram que as aletas usadas para mitigar os problemas das vibrações induzidas por vórtices de Storebælt, foi uma solução “eficiente”, no entanto, eles estimaram um custo extra de 1,5 milhões de Euro para 1.000m de vão da ponte. Isso motivou Larsen e Wall a investigarem a possibilidade de uma viga-caixão que é livre de toda excitação relacionada ao vórtice. Usando o túnel de vento para testar uma variedade de modelos, uma viga de caixa com uma placa soffit lateral de ângulo de 15° foi encontrado para eliminar as vibrações induzidas por vórtices. Porém, é provável que esse tipo de projeto se submeta às vibrações induzidas por vórtices se barreiras ou divisores impermeáveis forem instalados no tabuleiro.

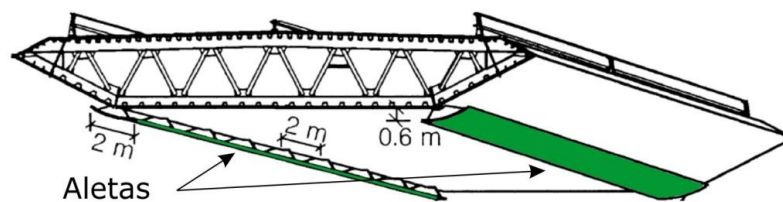


Figura 2.35 – As aletas instaladas na ponte pênsil Storebælt (Larsen, 2000a)

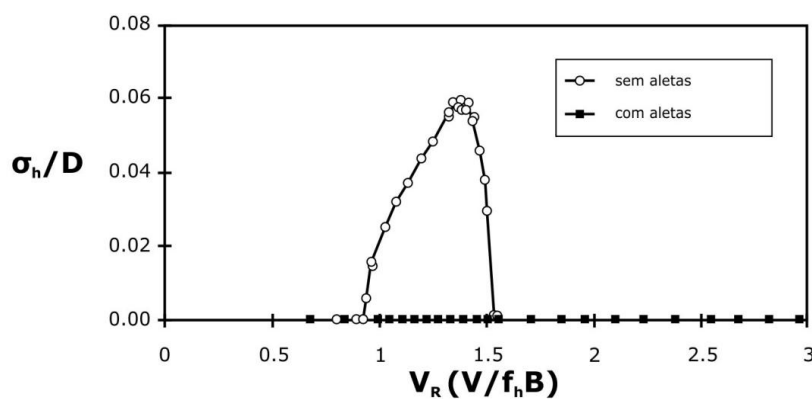


Figura 2.36 – Comparação das vibrações induzidas por vórtices do tabuleiro da ponte Great Belt com e sem aletas. Os testes do modelo foram conduzidos a uma escala reduzida de 1:60, sob condições de escoamento suave (Larsen, 2000a)

Um pré-requisito importante para as vibrações induzidas por vórtices é a correlação de frequências de desprendimento através da estrutura em questão. Uma ponte com uma seção transversal coerente irá desprender os vórtices a uma mesma frequência em todo seu vão. Se uma ponte tiver uma seção transversal variável, os vórtices que se descolam ao longo do vão, são prováveis a possuir frequências diferentes, e por isso as vibrações induzidas por vórtices podem ser evitadas devido ao desprendimento ocorrido fora de fase. El Gammal (2007) investigou essa teoria simples com a criação do *método de perturbação sinusoidal ao longo do vão* (SPPM - spanwise sinusoidal perturbation method). As investigações foram conduzidas usando um simples tabuleiro de placa de viga com uma barreira de tráfego impermeável, conforme mostrado na parte a) da Figura 2.37, como o caso base. Modificações foram feitas por adicionar uma onda sinusoidal nas bordas de barlavento e sotavento do modelo, conforme mostrado na parte b) e c) da Figura 2.37. Duas configurações diferentes de ondas foram testadas, com comprimentos de onda normalizados de  $\frac{\lambda}{d} = 2,4$  para a configuração de ondas curtas (SW), e  $\frac{\lambda}{d} = 5,6$  para a configuração de ondas longas (LW). Ambas as configurações tiveram amplitudes de ondas de  $\frac{w}{d} = 0,45$ . O movimento do modelo foi limitado somente para translações verticais.

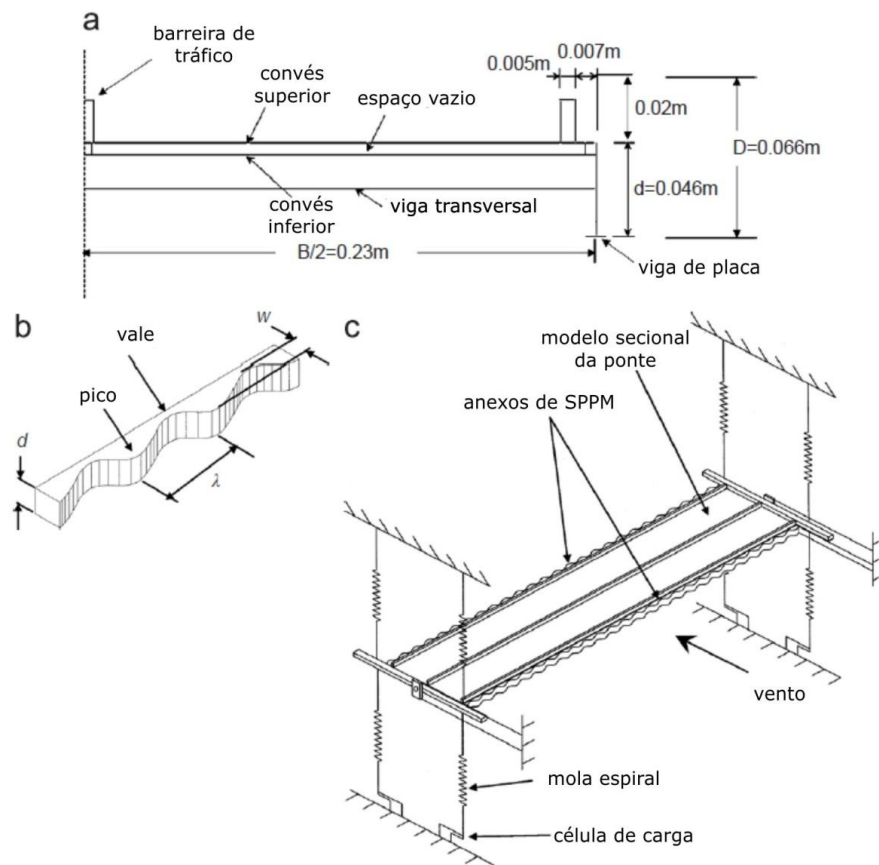


Figura 2.37 – Detalhes do modelo SPPM desenvolvido e testado por El Gammal (2007)

As comparações entre o modelo base e com os dois dispositivos SPPM, mostraram sinais promissores para o seu potencial a ser usado como um dispositivo aerodinâmico. A Figura 2.38 mostra que ambas as ondas longas e as ondas curtas de dispositivo SPPM resultaram em respostas melhores para o intervalo das velocidades críticas reduzidas de 2,5 a 3. El Gammal afirma que as amplitudes foram reduzidas em 50% no caso da onda longa, e 98% no caso da onda curta. A razão para a redução das vibrações induzidas por vórtices é ligada ao aumento da tridimensionalidade, ou, a mistura dos vórtices que se deslocam da borda de barlavento, suprimindo a criação dos vórtices coerentes organizados bidimensionais.

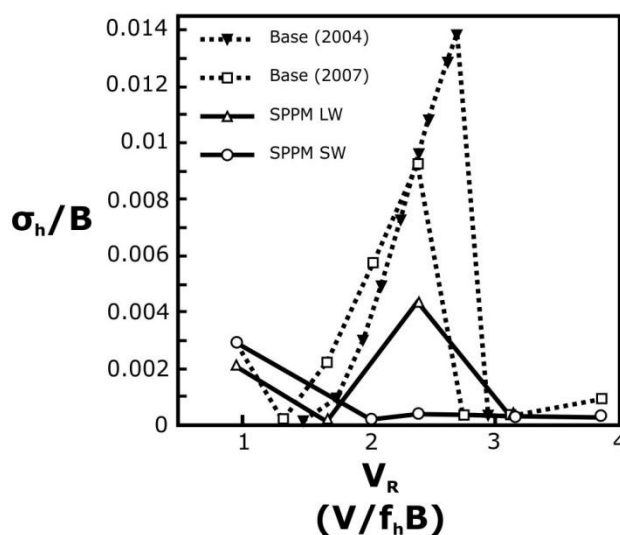


Figura 2.38 – As comparações entre a resposta do modelo de placa de viga, com SPPM de onda longa, e com SPPM de onda curta (El Gammal, 2007)

### 2.7.5 Critérios para as vibrações induzidas por vórtices

Um importante passo na análise das vibrações induzidas por vórtices em tabuleiros de ponte é a seleção do critério apropriado para indicar quais respostas dinâmicas são seguras e quais não são. Diversos critérios têm sido desenvolvidos em relação ao conforto ocupante e a integridade da estrutura, e são normalmente avaliadas para deslocamentos ou acelerações na forma de valor de pico ou desvio padrão. Fortemente ligada à amplitude das vibrações é o amortecimento estrutural; no entanto, o valor exato do amortecimento estrutural, para qualquer estrutura, não é conhecido até que seja completamente construído e a resposta seja medida. Suposições conservadoras do amortecimento estrutural devem ser feitas enquanto a estrutura permaneça em projeto.



Critérios de conforto ocupante, ou usuário, são baseados em valores de aceleração para períodos de retorno de manutenção de 1, 5 ou 10 anos, e são geralmente ligados à frequência de vibração. Conforme detalhado abaixo, o conjunto de critérios de aceleração usados por pesquisadores e manuais de projeto varia muito. Isto pode ser relacionado a alguns critérios sendo aplicados aos períodos de retorno diferentes do que outros. Critérios de aceleração rotacional são raramente aplicados em pontes para conforto ocupante, e a aceleração vertical na borda do tabuleiro é normalmente calculada para a resposta torcional.

O livro *The Recommended Design Loads for Bridges* (Buckland, 1981) publicado pelo comitê ASCE do Design Loads for Bridges, sugeriu um critério de aceleração de pico de 50mG para velocidade do vento até 13,4 m/s e 100mG para velocidades acima. Para as investigações do túnel de vento minimizar as vibrações induzidas por vórtices na ponte Lecco Pedestrian, Itália, De Miranda (2001) considerou 0,5 m/s<sup>2</sup> (50mG) como o limite de vibrações aceitáveis para baixas velocidades do vento.

O *British Design Rules for Aerodynamic Effects on Bridges* inclui uma tabela de níveis de desconforto para um intervalo de aceleração até \*100mm/s<sup>2</sup>, conforme apresentado na Tabela 2.2. É notado que esses níveis de desconforto para uma aceleração, aplicam-se apenas as velocidades críticas do vento abaixo de 20m/s. Para as velocidades críticas de cerca de 20m/s, desconforto por usuário devido ao movimento da ponte não é experimentado devido aos efeitos da martelamento dos ventos (Design Manual for Roads & Bridges, 2001).

Tabela 2.2 – Avaliação dos efeitos de excitação por vórtices, *Design Rules for Aerodynamic Effects on Bridges* (Design Manual for Roads & Bridges, 2001)

* mm/s <sup>2</sup>	Movimento de desconforto para $V_{cr} < 20m/s$
≤ 1	Apenas perceptível
> 1 & ≤ 2,5	Aceitável
> 2,5 & ≤ 5	Tolerável
> 5 & ≤ 40	Desagradável
> 40	Possível desconforto do pedestre

\*Nota: é altamente provável que essas unidades deveriam ser mG e não mm/s<sup>2</sup> conforme registrado no Design Manual for Roads & Bridges, 2001.



Larsen (2000b) usou um critério de pico de aceleração de  $0,4 \text{ m/s}^2$  para acelerações do desprendimento do vórtice para a duplicação da ponte pênsil *Puente Juan Pablo Duarte*, na República Dominicana. Isto difere significativamente ao valor utilizado por Larsen (1993) para a avaliação da resposta da Ponte Great Belt durante a fase do projeto. Um critério RMS de  $1,5 \text{ m/s}^2$  (150mG) foi usado para acelerações verticais, e foi derivado a partir das diretrizes do ISO para a proficiência do usuário (ISO-2631 Addendum E, 1978) e se aplica somente a movimentos verticais abaixo de 1 Hz.

As vibrações induzidas por vórtices são raramente motivo de preocupação no que diz respeito à resistência final da ponte, no entanto análises são muitas vezes necessárias no que se refere ao seu efeito sobre a fadiga. De Miranda (2001) e Loredou-Souza e Rocha (2006) usaram critérios limitativos de  $1,5^\circ$  para valores de pico de rotação e  $0,5^\circ$  para valores de RMS de rotação. Estes valores também são considerados um critério para a determinação da velocidade de disparo do drapejamento. Loredou-Souza e Rocha (2006) também citaram o critério limitativo do pico da translação vertical de De Miranda (2000) de 10% da altura do tabuleiro, ou  $0,1D$ .

A amplitude das vibrações induzidas por vórtices é fortemente dependente dos valores de amortecimento estimados. Okukawa (2000) notou que as medições das pontes estaiadas vibrando com baixas amplitudes relacionadas ao desprendimento de vórtices apresentaram valores de razão de amortecimento de  $\zeta=0,5\%$  até  $1,0\%$ . Macdonald et al. (2002) relatou que os registros de longo prazo de vibrações causadas pelas condições do ambiente na ponte estaiada *Second Severn Crossing*, indicou uma razão de amortecimento estrutural de aproximadamente  $\zeta=0,3\%$  para o primeiro modo de vibração. Este valor se difere muito do valor de  $\zeta=0,7\%$  assumido durante o desenvolvimento do projeto. Wardlaw (1994) relatou medições de razão de amortecimento estrutural de aproximadamente  $\zeta=1,0\%$  para a ponte *Longs Creek*.

## 2.8 PROCEDIMENTOS NORMATIVOS DOS EFEITOS AERODINÂMICOS NAS PONTES

Soluções prescritas para cargas estruturais e respostas são dadas em diversas normas de vento nacional e internacional, e geralmente podem ser aplicados somente em estruturas simples com formatos geométricos básicos. Também existem limitações nas dimensões da estrutura e

suas frequências naturais, que essas soluções prescritas são incapazes de ser aplicadas. No entanto, poucas normas tratam efeitos aerodinâmicos nas pontes. As normas notáveis que fazem isso são a norma internacional de *Ações de vento nas estruturas* (ISO, 2008), e o *British Design Rules for Aerodynamic Effects on Bridges* (Design Manual for Roads & Bridges, 2001), que também é usado como base para a seção nas pontes inclusa na norma Europeu, *Eurocode 1991-14: Ações do vento* (Eurocode, 2004). O Eurocode, porém, carece de qualquer seção que se refere à resposta dinâmica de tabuleiro de ponte.

A norma internacional de *Ações do vento em estruturas* contém uma seção especial para pontes de grande vão, no qual são dadas equações para indicar a velocidade crítica provável para os vários efeitos do vento. A Equação 2.20 apresenta a velocidade crítica de disparo para o galope,  $V_g$ , de acordo com o ISO (2008).

$$V_g = 4,0f_h B \quad 2.20$$

Onde:

$f_h$  : frequência natural do primeiro modo de translação da ponte;

$B$  : largura horizontal do tabuleiro da ponte.

O *British Design Rules for Aerodynamic Effects on Bridges* é um guia compreensivo para projetar pontes. Consideram-se vários tipos de ponte e efeitos aerodinâmicos o que devem ser tomados em consideração na sua concepção. A seção usada para calcular a velocidade crítica de disparo para o galope, conforme indicado na Equação 2.21, especifica que somente alguns formatos de seção transversal precisam ser avaliados; esses sendo do tipo 3, 3A, 4 e 4A como definido na Figura 2.39. Ainda mais crítico, é o critério que somente pontes que possuem uma razão de largura e profundidade menor do que 4 ( $\frac{B}{D} < 4$ ), o que é uma razão muito pequena, são consideradas afetadas pelo galope.

$$V_g = \frac{C_g(m\delta_s)}{\rho_a d_4} f_h \quad 2.21$$

Onde:

$C_g$  : parâmetro de galope, veja Figura 2.39;

$m$  : massa por unidade de comprimento do tabuleiro;

$\delta_s$  : amortecimento estrutural na forma de diminuição logarítmica;

$d_4$ : profundidade da ponte, conforme definido na Figura 2.39. Onde a profundidade é variável ao longo vão,  $d_4$ , deve ser tomado como a média do terço central do maior vão;

Existem diversas equações para avaliar a velocidade crítica de disparo do drapejamento,  $V_f$ . A Equação 2.22 apresenta a velocidade crítica de disparo do drapejamento,  $V_f$ , como dado no ISO (2008);

$$V_f = 2,5f_\theta B \quad 2.22$$

Onde:

$f_\theta$  : frequência natural do primeiro modo torcional da ponte.

O British *Design Rules for Aerodynamic Effects on Bridges* define três fórmulas para a determinação da velocidade crítica de disparo do drapejamento, com variações baseadas no tipo e no tamanho da ponte.

Para os tipos de ponte 1, 1A, 2, 5 e 6 (ver Figura 2.39)

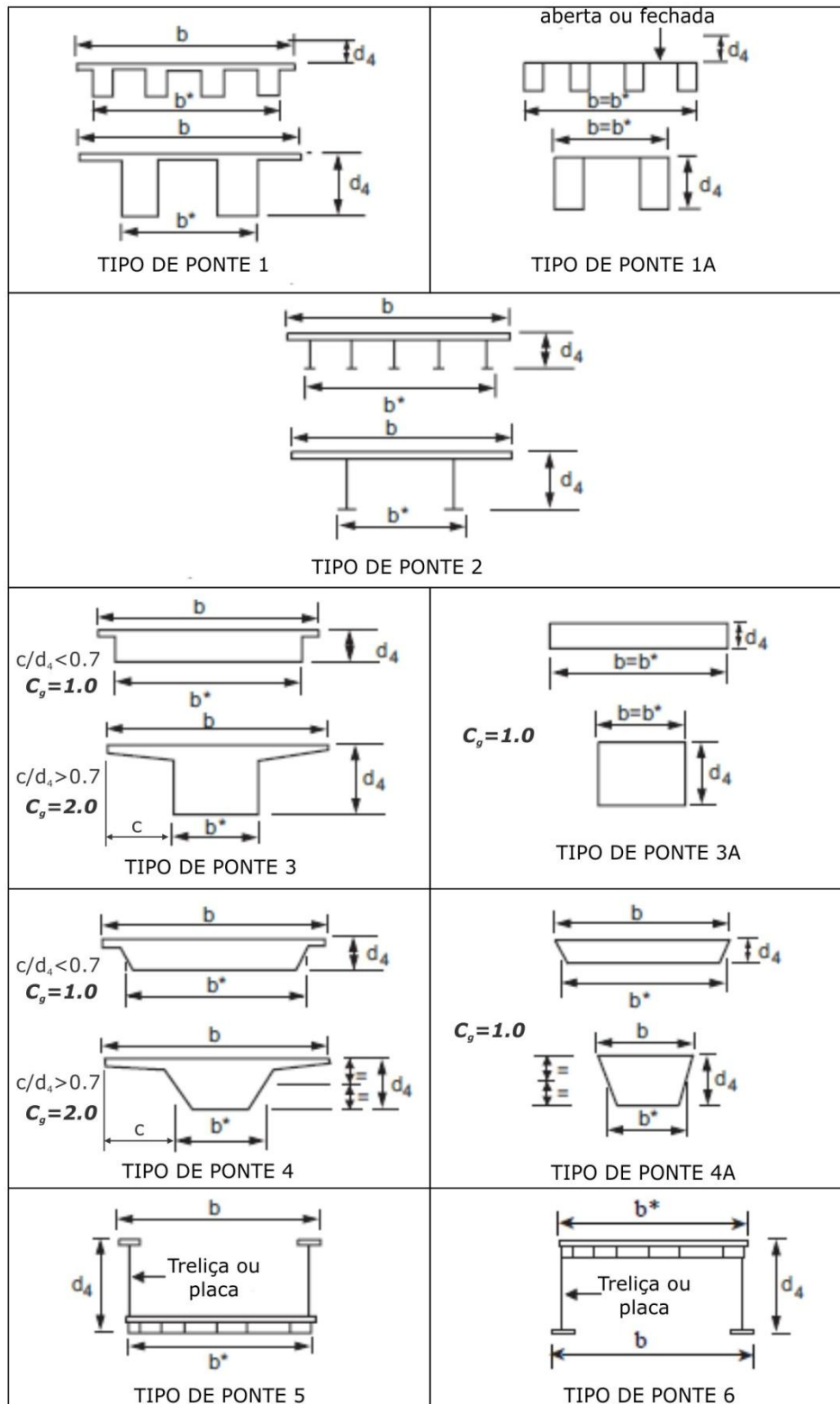
$$V_f = 3,3f_\theta B \quad 2.23$$

Para os tipos de ponte 3, 3A, 4, 4A (ver Figura 2.39)

$$V_f = 5f_\theta B \quad 2.24$$

Para os tipos de ponte 3, 3A, 4, 4A (ver Figura 2.39) com  $\frac{B}{D} < 4$

$$V_f = \text{menor que } (12f_\theta D) \text{ ou } (5f_\theta B) \quad 2.25$$



Nota: para pontes de treliça do tipo 5 ou 6,  
 $d_4 = \emptyset d_s$ , onde  $\emptyset$  é solidez da treliça

Figura 2.39 – Os tipos de pontes definidos pelo British Design Rules for Aerodynamic Effects on Bridges (Design Manual for Aerodynamic Effects on Bridges, 2001)

As normas tendem a usar o número de Strouhal, como definido na Equação 2.13, para determinar velocidade crítica das vibrações de desprendimento de vórtices, em combinações com as dimensões básicas e uma frequência natural de vibração. Vibrações causadas pelos VIM não serão consideradas por um projetista que trabalha exclusivamente a partir do código de vento, que irá abranger somente os vórtices do tipo Von Kármán.

O Eurocode dá um gráfico comum usado, como visto na Figura 2.40, que indica o número de Strouhal para um prisma retangular, que varia com a razão das dimensões. Deve ser destacado que a equação de Matsumoto, conforme definido nas Equações 2.14 a 2.16, não aparece em nenhuma norma de vento.

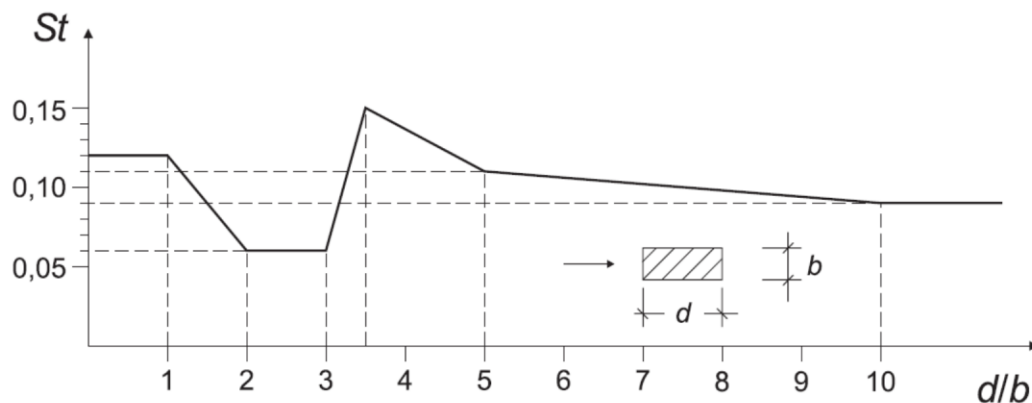


Figura 2.40 – Número de Stouhal para uma seção retangular com arestas vivas (Eurocode, 2004)

Uma abordagem mais detalhada é usada na edição de 2001 do *British Design Rules for Aerodynamic Effects on Bridges* para determinar a velocidade crítica das vibrações induzidas por vórtices, e é apresentado na Tabela 2.3, abaixo, com os tipos de pontes e suas nomenclaturas definidas na Figura 2.39.

Tabela 2.3 – Determinação da velocidade crítica das vibrações induzidas por vórtices conforme definida no British *Design Rules for Aerodynamic Effects on Bridges* (Design Manual for Roads & Bridges, 2001)

$b^*/d_4$	$V_{cr}$ para os tipos de ponte 1, 1A, 3, 3A, 4, 4A	$V_{cr}$ para os tipos de ponte 2, 5, 6
$\leq 5$	$6,5fd_4$	$6,5fd_4$
$> 5$ e $< 10$	$fd_4(1,1\frac{b^*}{d_4} + 1,0)$	$fd_4(0,7\frac{b^*}{d_4} + 3,0)$
$\geq 10$	$12fd_4$	$10fd_4$

Onde:

$b^*$  : largura efetiva da ponte, conforme definida na Figura 2.39;

$f$  : frequência natural da translação vertical ou rotação.

ISO (2008) define uma velocidade crítica para os modos de translação vertical e de rotação, conforme apresentada nas Equações 2.26 e 2.27;

$$V_{h,cr} = 2,0f_h B \quad 2.26$$

$$V_{\theta,cr} = 1,3f_{\theta} B \quad 2.27$$

Onde:

$V_{h,cr}$ : velocidade crítica das vibrações de translação vertical induzidas por vórtices;

$V_{\theta,cr}$ : velocidade crítica das vibrações de rotação por vórtices.

### 3. TÉCNICAS DE MODELAGEM

#### 3.1 Modelo seccional

Dos três tipos de técnicas de modelagem disponíveis para avaliar a estabilidade aerodinâmica das pontes, o modelo seccional reduzido é amplamente reconhecido como o mais importante. Um modelo típico de ponte tem uma escala geométrica entre 1:25 a 1:100, e é somente da seção do tabuleiro. Os cabos, as torres e as características terrestres adjacentes não estão incluídos no modelo seccional e estão somente incluídos no modelo aeroelástico completo se esse tipo de teste for necessário. O modelo pode ser testado em ambas às situações, estática e dinâmica e, se as devidas precauções forem tomadas, o mesmo modelo físico pode ser usado em ambos os testes – evitando a necessidade de produzir dois modelos físicos. Holmes (2007) identificou os primeiros usos do modelo seccional sendo testado nas investigações de Farquarson da falha da ponte original de Tacoma Narrow. Scanlan (1983) resumiu as razões para o modelo seccional ser considerado a melhor ferramenta de simulação aerodinâmica para tabuleiros das pontes:

- Em geral é o maior em escala e, portanto, contém mais detalhes geométricos;
- É o modelo mais apropriado para a determinação da forma geométrica necessária para estabilidade aerodinâmica;
- Um modelo aerodinamicamente estável, normalmente significa estabilidade aerodinâmica na ponte em grande escala;
- Os coeficientes aerodinâmicos adimensionais podem ser extraídos do teste do modelo seccional, permitindo testes posteriores do modelo aerodinâmico completo.

As tabelas de seções transversais de tabuleiros de pontes e os seus coeficientes aerodinâmicos e as velocidades críticas cobrem somente as formas mais utilizadas. Embora os pacotes computacionais de dinâmicas de fluidos possam ser atrativos, eles são incapazes de simular propriamente o escoamento do fluido complexo e a interação do tabuleiro em uma resposta aeroelástica, e são melhores usados para situações estáticas. Modelos numéricos para determinar as vibrações induzidas por vórtices existem, como os usados por Battista (2000) e Chen (2011), no entanto, existem variáveis de entrada que só podem ser geradas por testes de

túnel de vento para o projeto particular da ponte. O modelo seccional continua superior a essas outras ferramentas devido ao fato que qualquer forma ou tamanho da ponte podem ser testados, e os efeitos aeroelásticos serão precisos devido às leis de similaridade que devem ser respeitadas.

O principal critério da velocidade reduzida (ou inversamente, da frequência reduzida), conforme apresentado na Equação 3.1, deve se manter constante. Também, a massa específica do modelo inteiro deve ser igual a do projeto do protótipo.

$$\left(\frac{V}{fB}\right)_m = \left(\frac{V}{fB}\right)_p \quad 3.1$$

Onde:

$V$  : velocidade média;

$f$  : frequência de vibração;

$B$  : comprimento característico do tabuleiro;

$m$  : parâmetros do modelo em escala reduzida (escala do túnel de vento);

$p$  : parâmetro do protótipo (escala real).

O modelo seccional é feito para ser o mais leve e rígido possível e é suportado por um sistema de molas que permite o movimento em dois graus de liberdade: translação vertical e rotação. A razão da vibração entre o movimento vertical e rotacional do modelo deve ser igual ao do protótipo. Essa razão depende da rigidez e do posicionamento das molas, que pode ser ajustado com precisão, pelo posicionamento de massas ajustáveis. Um diagrama esquemático da plataforma dinâmica é apresentado na Figura 3.1. A configuração consiste do modelo abrangendo a largura do túnel de vento, sendo conectado aos aparelhos externos nos dois lados do túnel. Cada aparelho consiste de uma alavanca conectada a quatro molas do mesmo comprimento e rigidez,  $k_{spring}$ , a uma mesma distância,  $r$ , a partir do eixo da rotação. A rigidez associada com os dois graus de liberdade é definida nas Equações 3.2 e 3.3

$$k_h = 4k_{spring} \quad 3.2$$



$$k_{\theta} = k_h r^2$$

3.3

Onde:

$k_h$  : rigidez vertical;

$k_{\theta}$  : rigidez rotacional.

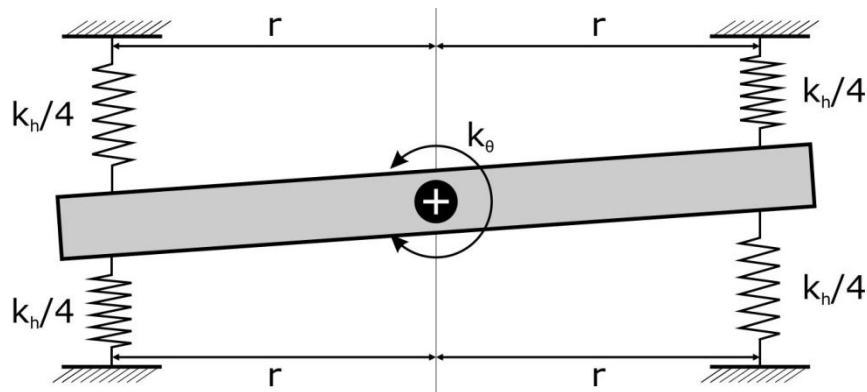


Figura 3.1 – Diagrama esquemático do modelo dinâmico

O primeiro uso do modelo é para determinar a velocidade crítica de disparo do drapejamento. As velocidades críticas de disparo das vibrações induzidas pelos vórtices também podem ser determinadas, e a amplitude máxima destas respostas aeroelásticas podem ser determinadas quando o nível apropriado do amortecimento é apresentado, normalmente na forma de um reservatório de óleo.

O segundo uso do modelo é a determinação dos coeficientes aerodinâmicos, ambos estático e dinâmico. Os coeficientes aerodinâmicos estáticos de sustentação, arrasto e torção são normalmente determinados sob um intervalo de ângulos de ataque usando a balança de força.

Scanlan (1983) identificou três técnicas usadas para determinar os coeficientes aeroelásticos. Dos três, o dois primeiros são conduzidos sob *vibrações forçadas*. Nestas situações, o modelo é conectado a um dispositivo de propulsão externo ao túnel, que controla o movimento do modelo. Sob condições de escoamento, o modelo é movimentado em um trajeto sinusoidal de translação e rotação vertical. Na primeira técnica, os dispositivos registram o movimento do modelo, e o movimento da força de entrada é então subtraído. A segunda técnica é similar, exceto pelo fato que as tomadas de pressão implementadas no modelo são usadas para registrar as pressões flutuantes. Estas pressões são, então, integradas para determinar o movimento total relacionado às forças e aos momentos.

A terceira técnica é mais comum e requer a menor quantidade de recursos, e é conduzida sob o que é conhecido como condições de *vibração livre*. Envolve o uso da plataforma dinâmica, como descrito na Figura 3.1, que é permitida vibrar livremente sob a carga do vento cruzado. A resposta do modelo é registrada e técnicas de identificação do sistema são usadas para derivar os coeficientes aeroelásticos. Os coeficientes aeroelásticos são inerentes ao formato da seção transversal e permitem comparações de estabilidade entre diferentes seções transversais, independente das propriedades mecânicas ou dinâmicas da estrutura.

Embora a similaridade do número de Reynolds seja raramente cumprida nos ensaios do túnel de vento na escala reduzida, os regimes de escoamento errados não são um problema para a maioria dos tabuleiros de ponte, devido às arestas vivas do tabuleiro. A presença de arestas vivas no convés significa que a separação do escoamento irá ocorrer nos mesmos locais, tanto no modelo em escala reduzida como no protótipo em escala real. Para corpos rombudos com superfícies arredondadas ou bordas de ângulo oblíquo, a posição da separação do escoamento varia conforme o número de Reynolds. Como visto anteriormente nas Figuras 2.9 e 2.10, o ponto de separação para as formas sensíveis ao número de Reynolds muda o regime de fluxo em torno do corpo rombudo, a força aerodinâmica transmitida a partir do fluido para o corpo imerso e, por conseguinte, a resposta do corpo. No entanto, diversas investigações foram realizadas nos problemas do número de Reynolds dos tabuleiros de viga-caixão. Larose (2006) destacou os tabuleiros viga-caixão e os tabuleiros com regiões de espaços vazios que tiveram resultados variados para os testes realizados em escalas de comprimento e números de Reynolds diferentes, incluindo a ponte Storebælt e a ponte Stonecutters.

King (2013) destacou o trabalho realizado por Davenport nos ensaios da ponte A. Murray MacKay para a mudança fundamental da maneira na qual os modelos foram testados no que diz respeito à turbulência. Até então, testes foram realizados somente sob as condições de escoamento suave, o que é aceitável para aplicações aeronáuticas. As condições de escoamento suave não representam corretamente a natureza aleatória do vento na qual uma estrutura experimenta uma vez que já está construída. Agora é uma norma para que os modelos sejam testados sob condições de escoamento suave e turbulento. Dispositivos estacionários são usados para gerar um regime de escoamento turbulento não simulam completamente o espectro de turbulência em grande escala. É uma prática comum proporcionar turbulência suficiente nas escalas de pequeno comprimento para que então o conteúdo de alta frequência do escoamento no túnel de vento corresponda ao espectro

desejado. Estudos mostram que essa alta frequência de turbulência é necessária para simular corretamente as separações realísticas do escoamento e uma estrutura de esteira fiel (Melbourne, 1975; Vickery, 1968).

Diversas pontes importantes foram construídas no Brasil nos últimos 20 anos e, que foram submetidas a testes em túneis de vento, na forma de modelos reduzidos, anteriores à construção. Ambas as pontes Rio Negro em Manaus e Octávio Frias de Oliveira em São Paulo, passaram por diversas fases de ensaios de túnel de vento no Túnel de Vento Professor J. Blessmann, no Laboratório de Aerodinâmicas das Construções (LAC) na Universidade Federal do Rio Grande do Sul (UFRGS) em Porto Alegre, Brasil. Fotos e imagens destas pontes notáveis são apresentadas nas Figura 3.2 e Figura 3.3.



Figura 3.2 – Foto da Ponte Octávio Frias de Oliveira, São Paulo



Figura 3.3 – Foto da Ponte Rio Negro, Manaus

Foi realizado um total de seis fases de testes no túnel de vento para a Ponte Octávio Frias de Oliveira. A fase I usou um modelo de 1:50 para avaliar os coeficientes estáticos de arrasto, sustentação e torção usando ambas as técnicas: a balança de força e integração de pressão. A fase II utilizou um modelo de corpo rígido da torre central em formato X para avaliar suas forças aerodinâmicas. A fase III usou o modelo 1:50 anexado em suportes elásticos para determinar as velocidades críticas do drapejamento e das vibrações induzidas por vórtices. Esta fase também avaliou o efeito dos narizes de vento na resposta dinâmica do modelo. A melhoria do desempenho do tabuleiro modificado aumentou a velocidade crítica de disparo de drapejamento, assim como reduziu as amplitudes das vibrações induzidas por vórtices. Nuñez (2008) estudou os efeitos de interferência causados pelos tabuleiros de pontes paralelas usando como base do estudo a Ponte Octávio Frias de Oliveira. Uma foto de uma configuração testada do tabuleiro de ponte paralela é apresentada na Figura 3.4.

Uma programação de testes similar foi realizada no modelo de 1:60 da ponte estaiada sobre o Rio Negro, Manaus. O efeito dos guarda-corpos permeáveis na resposta dinâmica da ponte foi considerado através de testes no modelo com e sem guarda-corpos. Testes adicionais também foram realizados no modelo com a adição de quatro diferentes tipos de nariz de vento.



Figura 3.4 – Foto do modelo 1:50 da Ponte Octávio Frias de Oliveira conforme testado por efeitos de interferência de uma estrada adjacente do tabuleiro no Laboratório de Aerodinâmicas das Construções, Brasil (Nuñez, 2008)

## 3.2 Modelo aeroelástico completo

Em um contraste com o modelo seccional, o modelo aeroelástico completo não é uma tarefa de engenharia fácil. Diversos autores se referem ao modelo aeroelástico completo como um “*computador analógico*” (Scanlan, 1983; King, 2003) devido a sua habilidade de responder às simulações do vento de uma maneira que precisa pouco processamento e tratamento dos dados para chegar à resposta do protótipo. O protótipo da ponte é replicado na sua totalidade incluindo as torres, cabos de sustentação, tabuleiro da ponte, estrada incidente e características topográficas ao redor, a uma escala menor do que aquela do modelo seccional (normalmente entre 1:150 e 1:500). O estudo de um modelo seccional normalmente precede um estudo aeroelástico completo a fim de chegar a um formato de seção transversal aerodinâmico estável. A construção e o planejamento do modelo reduzido é um processo caro e demorado. Elementos que fornecem a rigidez do na ponte em escala real, como treliças, vigas e caixas, não fornecem a rigidez necessária no modelo em escala reduzida, e técnicas devem ser usadas pelos especialistas para fornecer a rigidez necessária. Na maioria dos casos, essa rigidez é fornecida por uma coluna, com as seções em torno da coluna para reproduzir a massa e o formato aerodinâmico do protótipo.

O modelo completo é uma representação aeroelástica do projeto do protótipo, e similaridade aeroelástica deve ser cumprida, além da escala de comprimento e do formato geométrico. No caso da rigidez dos cabos sendo fornecida por forças gravitacionais, o número de Froude tem que ser igual, como definido na Equação 3.4, para a semelhança aeroelástica a ser cumprida.

$$Fr = \left( \frac{V}{\sqrt{Bg}} \right)_m = \left( \frac{V}{\sqrt{Bg}} \right)_p \quad 3.4$$

Onde:

$Fr$  : número de Froude;

$g$  : aceleração devido à gravidade.

O número de Froude é uma relação entre as forças inerciais do fluido e as forças gravitacionais verticais, que podem ser desprezadas nos casos na qual a rigidez é fornecida por tensões internas. O número de Froude é particularmente importante para os ensaios no túnel de vento de pontes pênses e, Tanaka (1990) observou que se as forças de restauração de

uma estrutura do modelo são fornecidas apenas por suas propriedades elásticas lineares, sua resposta aeroelástica não requer uma consideração do número Froude. O número de Froude também é importante para estudos envolvendo a dissipação de partículas no ar, pois a gravidade é um fator dominante.

A segunda parte dos testes para a Ponte Octávio Frias de Oliveira envolveu o uso do modelo aeroelástico completo conforme apresentado na Figura 3.5. O tabuleiro da ponte e a torre de formato X da ponte foram projetados e construídos a uma escala reduzida de 1:125 tendo semelhança aeroelástica. As amplitudes das vibrações foram medidas pelos acelerômetros de Analog Devices. Os três pares do acelerômetro de eixo singular foram instalados em cada um dos dois tabuleiros e, um par de acelerômetros de eixo bidimensional foi instalado no topo da torre. O modelo foi sujeito a testes sob ambas as condições suave e turbulenta para um intervalo de ângulos de ataque. Demais testes foram realizados usando o modelo aeroelástico modificado para simular a resposta da ponte durante as três fases de sua construção.

O modelo aeroelástico completo da Ponte Rio Negro, Manaus, também foi sujeito a extensivos testes sob condições suaves e turbulentas. Além dos acelerômetros leves de Analog Devices, acelerômetros piezoelétricos Brüel & Kjaer e sensores ópticos de posição também foram instalados no modelo. Os acelerômetros mediram as flutuações do tabuleiro, enquanto os sensores de deslocamento mediram a resposta estática. O teste foi realizado na ponte completa bem como as três fases durante a construção. Fotos do modelo aeroelástico completo da Ponte Rio Negro são apresentadas na Figura 3.6.



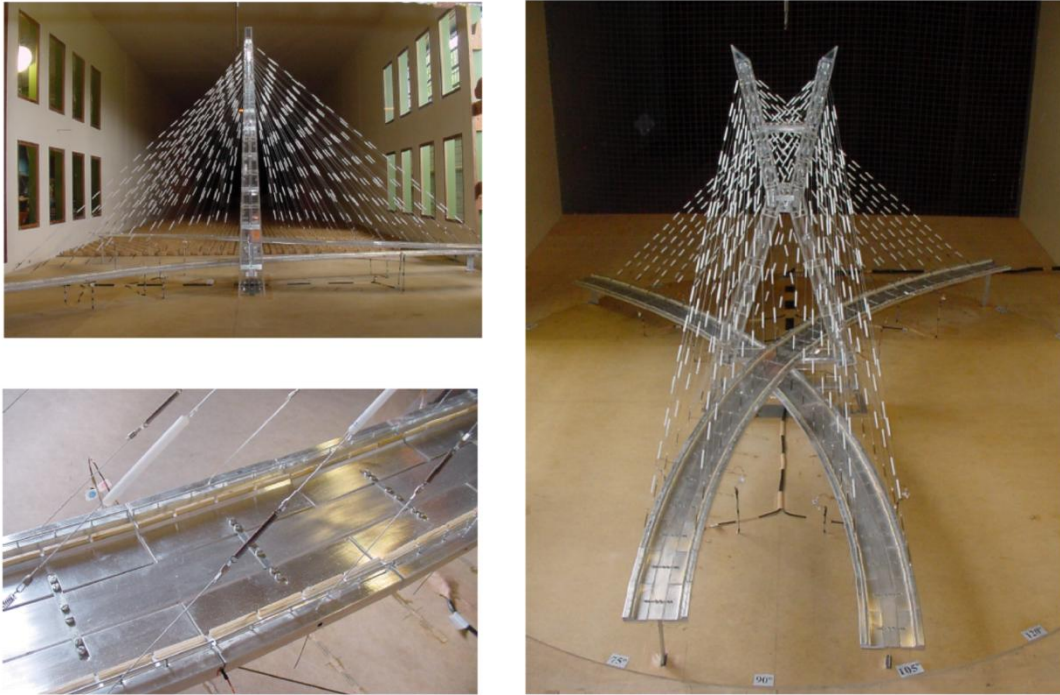


Figura 3.5 – Fotos do modelo aeroelástico completo de 1:125 da Ponte Octávio Frias de Oliveira, conforme testado no Laboratório de Aerodinâmicas das Construções, Brasil (Loredou-Souza e Rocha, 2006)

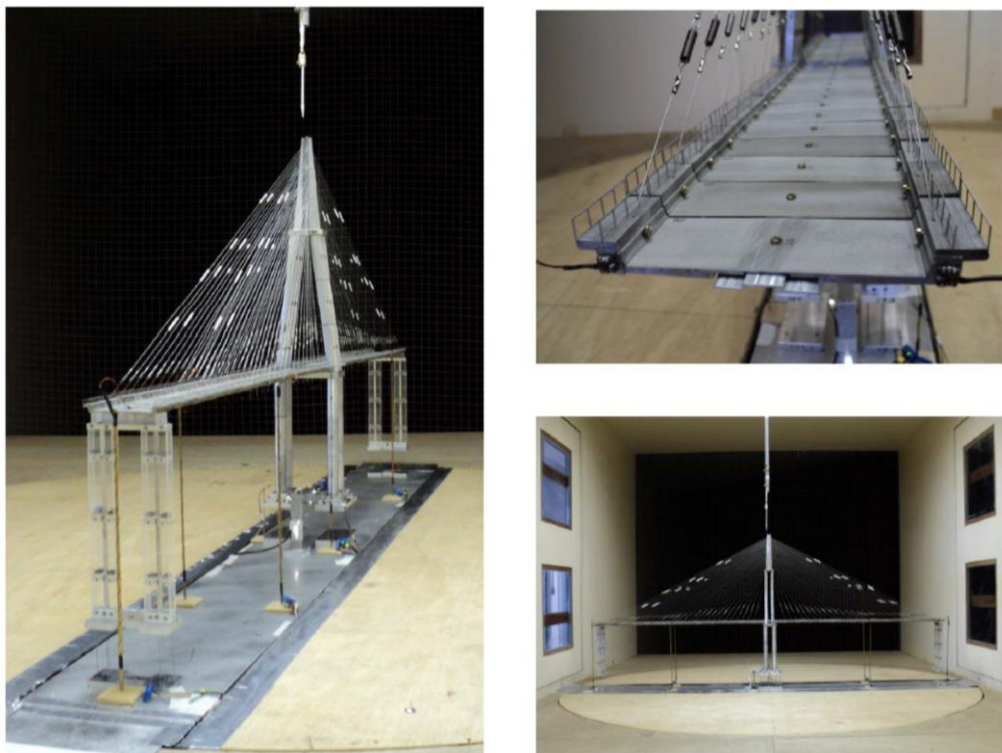


Figura 3.6 – Fotos do modelo aeroelástico 1:200 da Ponte Rio Negro, conforme testado no Laboratório de Aerodinâmicas das Construções, Brasil (Loredou-Souza e Rocha, 2010)

### 3.3 Modelo de faixa tensionada

O modelo de faixa tensionada foi introduzido por Tanaka e Davenport (1982) como uma maneira econômica de modelar a resposta de um tabuleiro de ponte com uma escala correta de turbulência 3D. Embora a turbulência possa ser introduzida nos testes dos modelos seccionais, os componentes lateral e vertical da turbulência são podem corresponder às corretas escalas de comprimento do escoamento atmosférico. A simulação tem como objetivo combinar as frequências do protótipo, o amortecimento e as formas modais do tabuleiro usando os mesmos fatores como a simulação do vento natural. O modelo é limitado para representar somente as formas modais sinusoidais e, consiste de dois fios paralelos ligados por elementos corretamente ponderados, representando a seção transversal do tabuleiro da ponte. As pontas dos fios são ancoradas e a tensão é ajustada conforme as frequências definidas pela relação entre os modos de vibração vertical, horizontal e torsional.

Tanaka (1990) notou que o conceito do modelo de faixa tensionada foi desenvolvido em conexão com as aerodinâmicas de pontes pênsis. A forma modal de um tabuleiro de ponte pênsil pode ser reproduzida pela combinação de ondas semi-senoidais. Isto se deve devido ao fato de que o tabuleiro da ponte é similar a uma viga simplesmente apoiada. As vibrações de pontes estaiadas são muito mais complexas da maneira que a ponte se comporta como uma viga contínua com diversos suportes elásticos, portanto, a aplicação do método de faixa tensionada não é ideal. Tanaka (1990) também destacou que ambas as similitudes de Froude e Reynolds não são cumpridas no método de faixa tensionada. As vantagens do método de faixa tensionada são na sua habilidade de ser conduzido sob condições turbulentas, mantendo-se rápido e com boa relação custo-benefício. King (2003) destacou que o método de faixa tensionada foi importante para as investigações nas pontes Bronx-Whitestone e Storebælt, ambas apresentadas na Figura 3.7, bem como as pontes Le Pont de L'Iroise e Golden Gate.



Figura 3.7 – Fotos dos modelos de faixa tensionada da ponte Bronx-Whitestone (esquerda) e da ponte Storebælt (direita) (King, 2003)



## 4. INVESTIGAÇÃO EXPERIMENTAL

As investigações experimentais da resposta dinâmica do tabuleiro de uma ponte em fase de projeto frente ao vento foram realizadas no Túnel de Vento Professor J. Blessmann no Laboratório de Aerodinâmicas das Construções (LAC) na Universidade Federal do Rio Grande do Sul (UFRGS) em Porto Alegre, Brasil. Nessa seção, são descritos o projeto e as propriedades da ponte, os detalhes do modelo seccional aeroelástico, sua instrumentação e desempenho no túnel de vento sob o escoamento suave.

### 4.1 DESCRIÇÃO DO PROJETO

A ponte estaiada sob investigação possui aproximadamente 270m de vão central com um tabuleiro de concreto armado muito esbelto com vigas de borda. O tabuleiro da ponte tem seção transversal simétrica ilustrada na Figura 4.1 com as dimensões da estrutura protótipo. Transversinas de aço são usadas com um intervalo de 3,30m para dar rigidez rotacional e vertical. O tabuleiro foi projetado para 6 faixas de trânsito – 3 em cada direção. Uma barreira sólida de 0,9m do tipo New Jersey, separa as duas pistas de trânsito e divide a ponte em duas metades simétricas. O mesmo tipo de barreira é usado nas bordas das pistas, distando aproximadamente 1,60m até a borda do tabuleiro. O tabuleiro é suspenso por pares de estais ancorados nas duas torres tipo H, em um arranjo tipo leque. A ponte não possui passeio para pedestres.

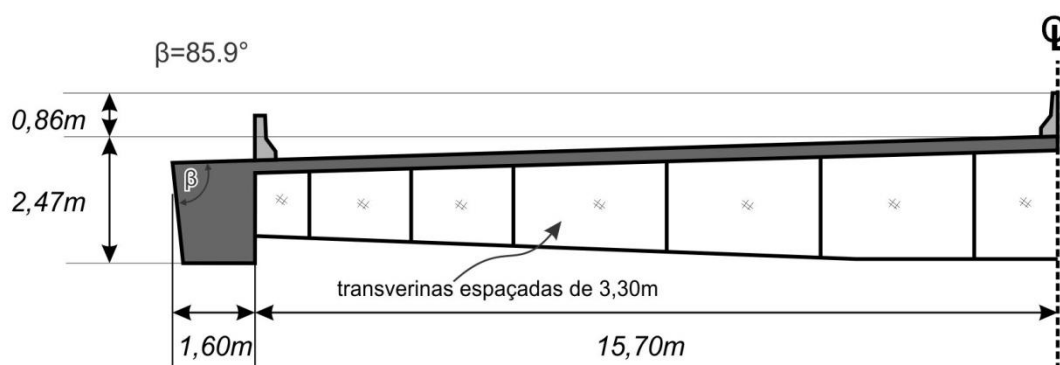


Figura 4.1 – Seção transversal da ponte com dimensões da estrutura protótipo

Na Tabela 4.1 está descrito o sumário das principais propriedades do tabuleiro da ponte, incluindo as dimensões e frequências de vibração. Na Figura 4.2 são apresentadas as visualizações do primeiro modo de vibração por flexão vertical e do primeiro modo de vibração por torção. Deve-se notar que o primeiro modo de torção é o terceiro modo dos modos de vibração.

Tabela 4.1 – Sumário das principais propriedades do estudo de caso do tabuleiro da ponte

Parâmetro	Símbolo	Valor
Largura	$B$	34,6m
Altura máxima (com barreira central)	$D$	3,33m
Relação de esbeltez	$B/D$	10,4
Vão	$l$	~270m
Primeira frequência de flexão vertical	$f_h$	0,617 Hz
Primeira frequência de rotação	$f_\theta$	0,794 Hz
Relação entre os modos de vibração	$f_h/f_\theta$	1,287
Massa por unidade de comprimento (vão)	$m(l)$	40,2 t/m
Momento de inércia de massa por unidade de comprimento (vão)	$I(l)$	6626tm <sup>2</sup> /m

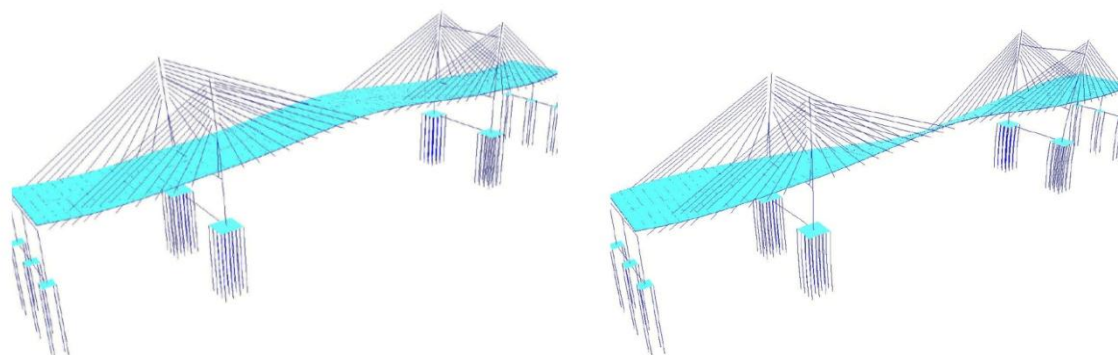


Figura 4.2 – Primeiro modo de flexão vertical,  $f_h = 0,617 \text{ Hz}$ , e o primeiro modo de torção,  $f_\theta = 0,794 \text{ Hz}$ , do sistema estrutural da ponte

## 4.2 TÚNEL DE VENTO PROFESSOR JOAQUIM BLESSMANN

O projeto experimental dessa pesquisa foi conduzido no Túnel de Vento Professor Blessmann na Universidade Federal do Rio Grande do Sul em Porto Alegre, Brasil (Blessmann, 1982). O túnel de vento é do tipo camada limite com circuito fechado e é a principal ferramenta usada pelo LAC (Laboratório de Aerodinâmica das Construções). O laboratório é a principal instituição na América do Sul em pesquisas na área de efeitos aerodinâmicos nos projetos de engenharia civil. A Figura 4.3 é do túnel de vento com seus equipamentos de aquisição.



Figura 4.3 – Foto do exterior do Túnel de Vento Professor Joaquim Blessmann

O túnel de vento foi uma ferramenta fundamental na formulação da norma de vento Brasileira, NBR 6123-1988. O túnel de vento utiliza sua seção transversal variada para ter quatro áreas de teste conforme apresentado na Figura 4.4, com o objetivo de realizar experimentos aerodinâmicos em modelos rígidos e aeroelásticos. São realizados estudos comuns no laboratório como: determinação da resposta dinâmica de prédios altos usando o método *Integração de Pressões Altas Freqüências*; pressão do revestimento em estruturas de grande vão como telhados de estádios, pavilhões e aeroportos; determinação das coeficientes de arrasto e sustentação em chaminés e torres de transmissão; mapeamento da velocidade média do vento e dos perfis da intensidade de turbulência por terrenos complexos e a determinação da resposta dinâmica dos modelos de pontes seccionais e aeroelásticos completos.

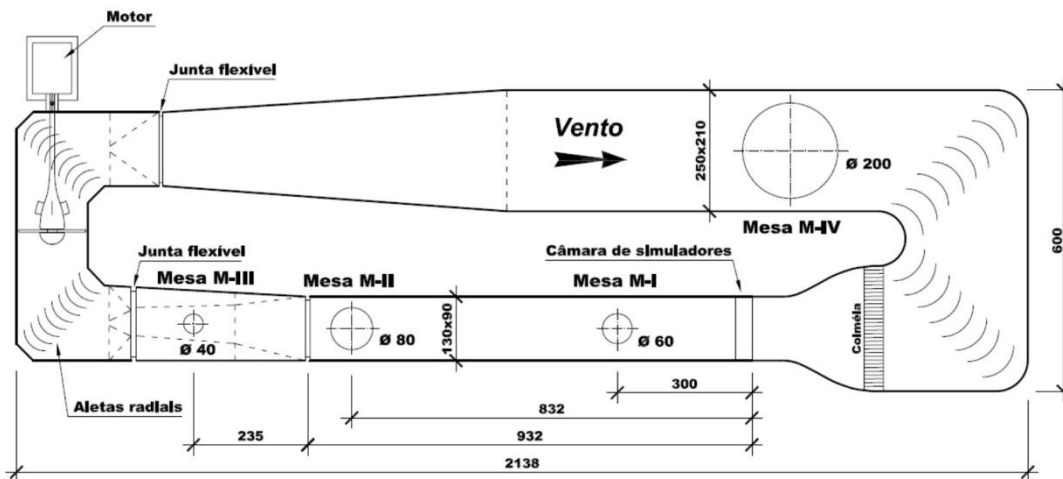


Figura 4.4 – Diagrama esquemático do Túnel de Vento Professor Joaquim Blessmann (Blessmann, 1990). As dimensões são em centímetros.

A função do túnel de vento é de simular as condições atmosféricas do vento. A circulação do ar pelo circuito é feita por um ventilador axial. O dispositivo de endireitamento restringe o movimento vertical e lateral do ar, e também serve para quebrar as estruturas dos grandes turbilhões para alcançar uma uniformização melhor da velocidade média do escoamento. Placas triangulares verticais no início do túnel, e blocos de rugosidade ao longo do piso do túnel, trabalham juntos para criar um perfil desejado da velocidade média e da intensidade de turbulência para categorias de terreno específicas. Um inversor de frequência é usado para controlar a velocidade da rotação do ventilador axial e a velocidade no túnel de vento.

As duas mesas mais utilizadas são a Mesa-1 e a Mesa-2. Considerando que o foco do estudo é nas vibrações induzidas por vórtices, e não nas respostas de martelamento, é mais apropriado que o teste seja conduzido em um escoamento uniforme. Os gráficos que mostram as características dos perfis suaves e turbulentos do escoamento uniforme da Mesa-1 e da Mesa-2 são apresentados na Figura 4.5. Somente desvios pequenos da velocidade média ao longo do eixo longitudinal central ocorrem com a variação da altura, especialmente para os regimes de escoamento suave. Com a exceção do endireitamento do vento no início do túnel, nenhum outro dispositivo é usado para gerar o regime uniforme de escoamento suave. Uma imagem do dispositivo de endireitamento é apresentada na Figure 4.6 que também mostra a malha usada para gerar a turbulência do regime uniforme turbulento. A diferença entre o escoamento suave e o turbulento está destacada nos perfis de componentes longitudinais de intensidade de turbulência na Figura 4.5. O regime suave tem uma baixa intensidade de turbulência,  $I_1$ , de

aproximadamente 0,4% em meia altura do túnel para ambas as Mesa-1 e Mesa-2, com os valores correspondentes a 11% e 5% para os regimes turbulentos.

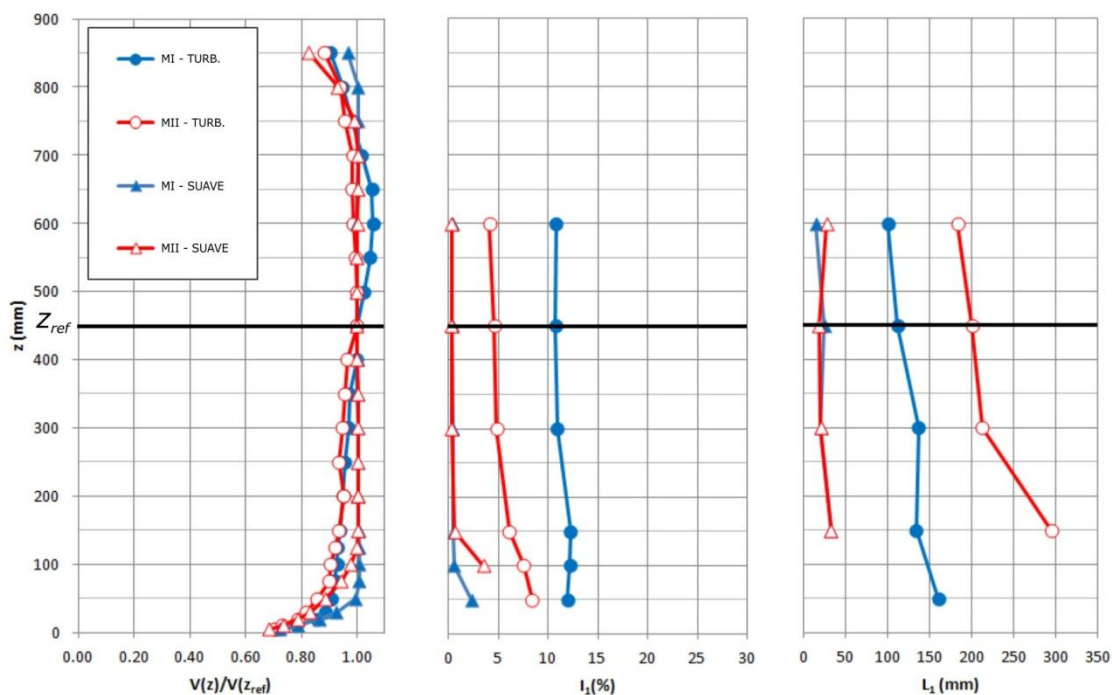


Figura 4.5 – Perfis de velocidade média, intensidade de turbulência e comprimento integral de turbulência nas Mesa-1 e Mesa-2 do Túnel de Vento Professor Joaquim Blessmann para escoamentos uniformes suaves e uniformes turbulentos



Figure 4.6 – Os instrumentos usados para gerar condições de escoamento uniforme. O endireitador de vento (esquerda) e a malha usada para gerar turbulência (direita).

Conforme apresentado na Figura 4.5, a uniformidade das características do escoamento na Mesa-1 e na Mesa-2 é muito boa. Os testes dos modelos seccionais dos tabuleiros de ponte são conduzidos na Mesa-1 devido sua uniformidade superior à Mesa-2, e também sua maior

uniformidade da intensidade de turbulência quando preciso. Na Figura 4.7 pode-se observar o alto grau de uniformidade na Mesa-1 em toda seção transversal da mesa. A região de percentual zero do desvio padrão é maior na Mesa-1 do que na Mesa-2, e a espessura da camada limite na Mesa-2 é mais grossa do que na Mesa-1, devido o fato de que a Mesa-2 fica muito mais longe do início do túnel.

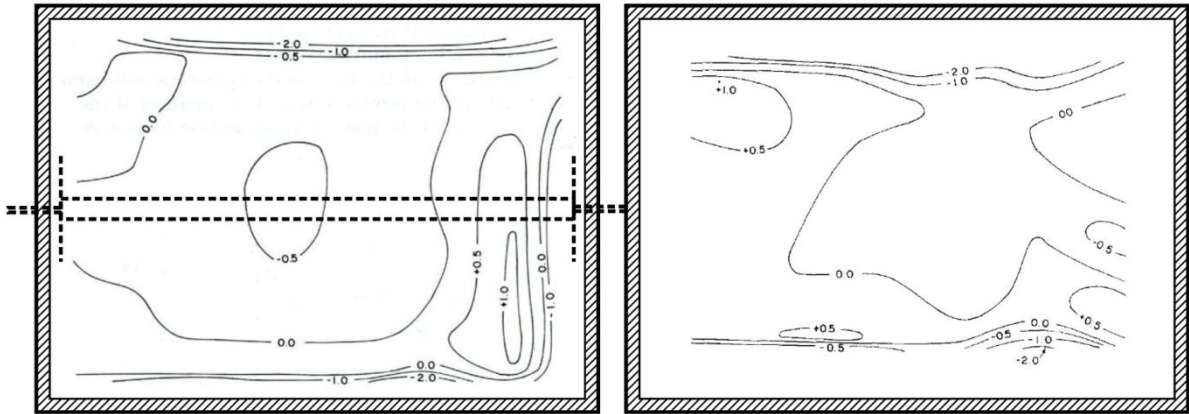


Figura 4.7 – O desvio padrão da velocidade média no centro, expressado em porcentagem, da seção transversal da Mesa-1 (esquerda) e da Mesa-2 (direita) para escoamento suave (adaptado de Blessmann, 1982)

### 4.3 DISPOSITIVOS AERODINÂMICOS PASSIVOS

O teste inicial do modelo seccional aeroelástico original foi conduzido no túnel de vento Professor Joaquim Blessmann, com condições de escoamento uniforme suave para determinar as velocidades críticas das vibrações induzidas por vórtices, por galope e por drapejamento em ângulos de ataque  $0^\circ$ ,  $-4^\circ$  e  $+4^\circ$ . Os resultados desse ensaio inicial indicaram grandes amplitudes de translação vertical e da rotação em velocidades baixas de vento, indicando vibrações induzidas por desprendimento de vórtices. Demais detalhes da resposta da seção original serão explicados na *Seção 5*. Imagens do modelo original instalado no túnel de vento são apresentadas nas Figura 4.8 e Figura 4.9.





Figura 4.8 – Foto do modelo seccional aeroelástico original no túnel de vento



Figura 4.9 – Foto da viga de borda e os detalhes do lado inferior do modelo original

Existem inúmeras possibilidades de alterações que podem ser feitas para reduzir as amplitudes de vibração induzida por desprendimento de vórtices no tabuleiro da ponte sob ventos de baixa velocidade, incluindo o enrijecimento da estrutura do tabuleiro projetado para aumentar as frequências naturais ou a adição de atenuadores dinâmicos sincronizados. Contudo, a adição de dispositivos para modificar as características aerodinâmicas da seção transversal do tabuleiro é uma opção relativamente menos onerosa e mais efetiva.

Essa seção detalha os nove diferentes dispositivos aerodinâmicos que foram adicionados à seção original do modelo e testados nas mesmas condições de escoamento. Os dispositivos escolhidos já tiveram efetividade no melhoramento do comportamento estrutural e redução das vibrações induzidas por desprendimento de vórtices em outros projetos de pontes.

#### 4.3.1 Nariz de Vento

Os narizes de vento foram efetivos na redução das vibrações induzidas por desprendimento de vórtices. Entretanto, na maioria dos casos o nariz de vento foi aplicado em conjunto com outras modificações, não sendo possível quantificar com precisão sua contribuição. O nariz de vento transforma o tabuleiro da ponte de cantos vivos em um corpo com seção transversal mais aerodinâmica, e é capaz de melhorar o desempenho do tabuleiro aos níveis normalmente reservados a projetos de tabuleiros de viga-caixão.

Foi incorporado um nariz de vento de 3,0m de comprimento nas bordas do tabuleiro da ponte Longs Creek, em conjunto com uma placa soffit fechando a cavidade embaixo da ponte, resultando na erradicação das vibrações induzidas por vórtices. O desempenho de um nariz de vento de 2,4m, sem a placa soffit, na ponte Longs Creek, é apresentado na Figura 2.29, e indica pouca ou nenhuma mudança na magnitude das vibrações induzidas por vórtices quando comparado com o projeto original. Os narizes de vento foram usados para melhorar o desempenho aerodinâmico do projeto de aço, que não foi construído, da ponte Dame Point, conforme apresentado nas Figuras 2.29 e 2.31, que também dependeu das barreiras de tráfego abertas e nos defletores de tela instalados embaixo do tabuleiro para alcançar a estabilidade aerodinâmica. Outros exemplos de usos históricos dos narizes de vento incluem a ponte Lions Gate (Wardlaw, 1994) e a ponte Second Hooghly na Índia (Sakai, 1993).



Foram desenvolvidos três projetos distintos dos narizes de vento que são apresentados nas Figura 4.10 (AD1), Figura 4.11 (AD2) e Figura 4.12 (AD3). Os ensaios foram conduzidos para avaliar o desempenho do nariz de vento sozinho no tabuleiro de viga de borda sem demais modificações. A modificação AD1 mostra um nariz de vento curto com a ponta localizada mais perto da borda superior do tabuleiro. A modificação AD2 é um nariz de vento longo com a ponta localizada no mesmo plano da superfície do lado superior do tabuleiro. A modificação AD3 tem um nariz de vento com a ponta localizada no centro da altura da viga de borda, aproximadamente a mesma distância a partir da borda do tabuleiro da estrada como a ponta do nariz de vento na modificação AD2. Todos os narizes de vento foram feitas de uma chapa de alumínio com espessura de 0,4mm, e foram fixados ao modelo usando uma fita adesiva metálica nos lados superiores e inferiores da viga.

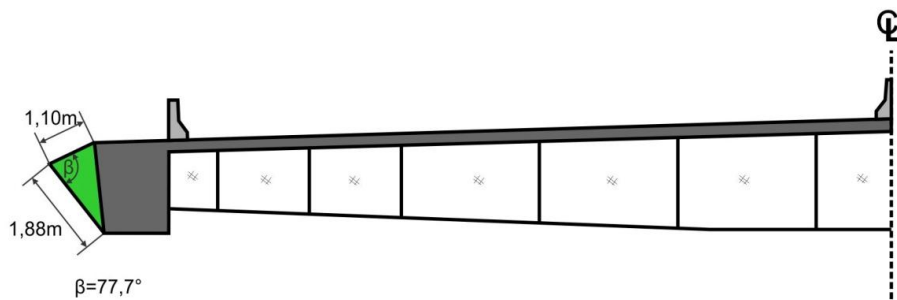


Figura 4.10 – Adição do Nariz de Vento #1 (AD1)

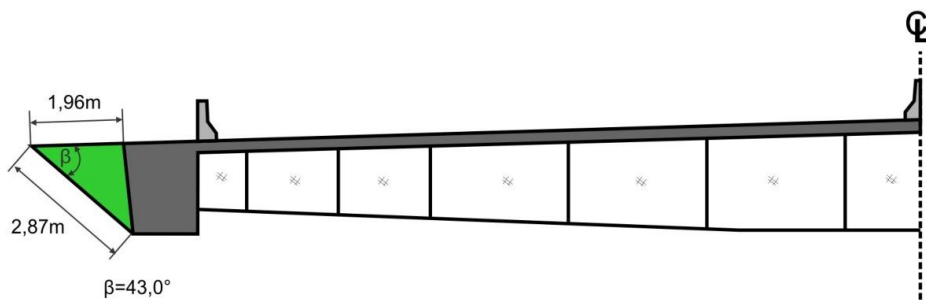


Figura 4.11 – Adição do Nariz de Vento #2 (AD2)

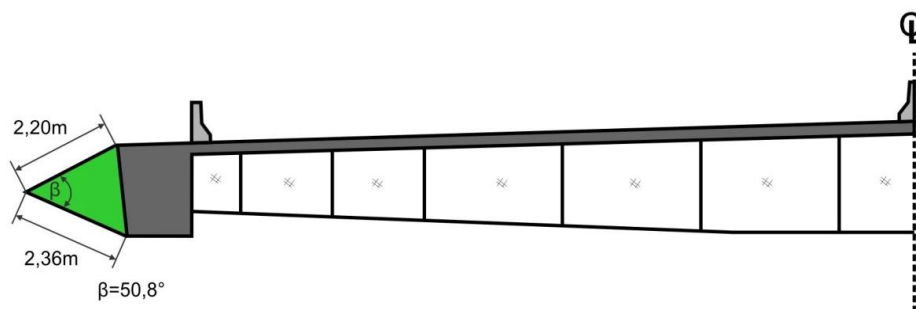


Figura 4.12 – Adição do Nariz de Vento #3 (AD3)

### 4.3.2 Placas e telas

A adição de telas e placas simples pode ter um impacto drástico na resposta do modelo dinâmico. O projeto final da ponte Longs Creek incorporou ambas as extensões de nariz de vento e a placa soffit, no entanto, o desempenho da placa soffit junto com o nariz de vento reduziu por aproximadamente 40% as vibrações induzidas por vórtices na flexão vertical conforme mostrado na Figura 2.30. O uso das telas defletoras instaladas embaixo da estrada do tabuleiro teve sucesso no projeto de aço da ponte Dame Point, assim como na ponte Quincy.

A adição da tela curva no topo das bordas do tabuleiro em combinação com as telas defletoras, conforme mostrado na Figura 4.15, não é baseada em qualquer material publicado – e foi criada especialmente para combater as vibrações do ângulo de ataque de  $-4^\circ$  durante os ensaios do modelo seccional em foco no LAC.

Duas linhas de placas defletoras foram instaladas nos terços da largura da seção do modelo, modelados por pedaços de acrílico de espessura de 2mm, encaixados e colados entre as placas transversais. Essas placas defletoras permaneceram na simulação do modelo da placa soffit, com adesivo de plástico leve enrolado firmemente em torno do lado inferior do modelo para fechar a cavidade. Fotos dessas adições ao modelo são apresentadas na Figura 4.16. As telas usadas no AD6 utilizam as aletas usadas no AD7 de Figura 4.17, no entanto são ligadas à borda superior, como mostrada na Figura 4.15. O ponto de separação do escoamento acontece no topo da aleta onde ela descontinua-se, evitando efeitos causados pela variação do número de Reynolds.

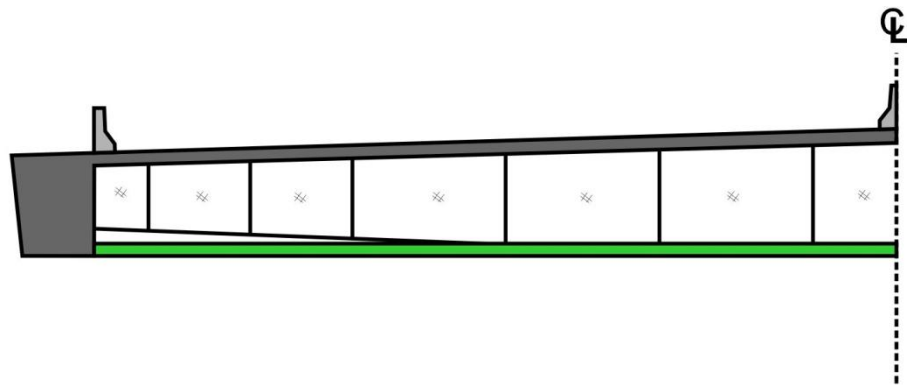


Figura 4.13 – Adição da placa no lado inferior da ponte (AD4)

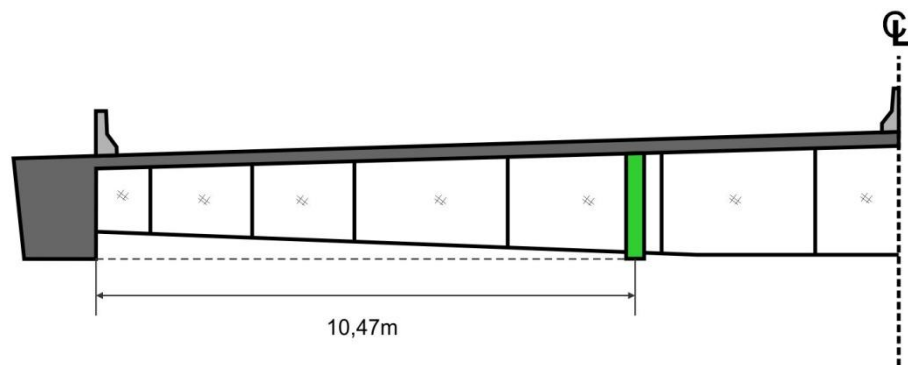


Figura 4.14 – Adição dos defletores no lado inferior da ponte (AD5)

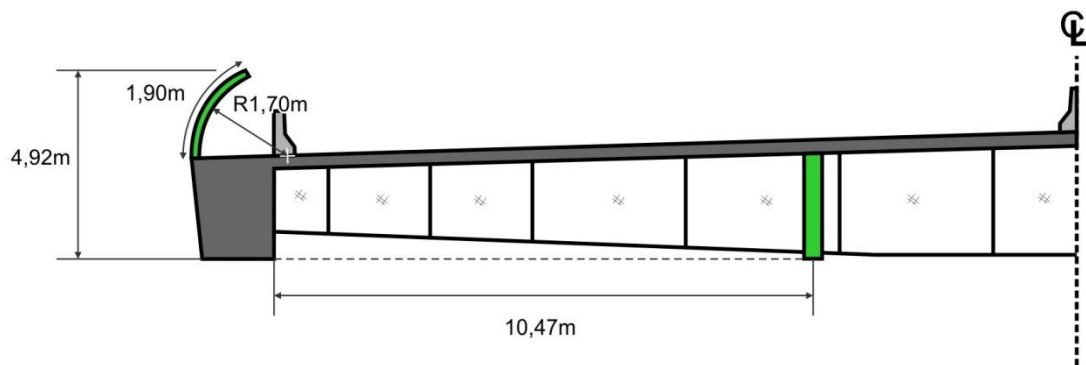


Figura 4.15 – Adição das tela defletora e tela curvada impermeável (AD6)



Figura 4.16 – Fotos mostrando a adição das telas defletoras (esquerda), e a simulação da placa soffit usando um plástico adesivo transparente (direita).

#### 4.3.3 Aletas

O uso de aletas provou a ser eficaz na redução de amplitudes das vibrações induzidas por desprendimento de vórtices, causadas pelo vórtice do tipo Von Kármán (VKV) na viga-caixão do tabuleiro da ponte Great Belt na Dinamarca. A aleta do tipo borda dobrada também teve sucesso nos ensaios no túnel de vento da viga bicelular da ponte Stonecutters, em Hong Kong. Investigações realizadas por Ogawa (1988) revelaram que, para prismas de seção retangulares, as aletas circulares assimétricas ligadas nas quatro arestas mostraram o melhor desempenho dentre as variadas configurações de aletas para a supressão de várias instabilidades aerodinâmicas, tal como as vibrações induzidas por vórtices, galope e drapejamento, em ângulos de ataque de  $0^\circ$  e  $5^\circ$ . A aleta circular assimétrica, conforme apresentado na Figura 4.17 (AD7), foi desenvolvida baseada nas dimensões e no posicionamento do trabalho de Ogawa. A aleta foi instalada na borda inferior da viga, em uma tentativa de modificar o escoamento separado na cavidade do tabuleiro. A aleta foi simulada pela chapa curva de alumínio de 0,4mm de espessura, sendo colada no modelo por quatro pedaços de acrílico, uniformemente espaçado, em cada borda.

Resta à possibilidade de que um regime de escoamento em torno da aleta, em escala reduzida, não é representante do que iria ocorrer em grande escala. O número mínimo crítico de Reynolds para a transição de escoamento laminar para turbulento entre duas placas paralelas é considerado ser na faixa de  $Re = 1.300-1.400$  (Shimomukai e Kanda, 2006) e  $Re = 4,2 \times 10^5$  para corpos transversais circulares (NBR 6123, 1988). Com uma distância estreita de 0,5m no canal entre a aleta e a borda inferior do tabuleiro, em grande escala, e uma velocidade média

mínima no túnel de vento de 1,7 m/s, o número de Reynolds do escoamento em grande escala é de aproximadamente  $Re = 2,8 \times 10^5$  - bem acima do número crítico de Reynolds. Sob condições de ensaio, no entanto, o menor número de Reynolds é  $Re = 850$ , sendo abaixo do intervalo crítico, com o número de Reynolds passando acima de  $Re = 1400$  para uma velocidade média de 2,8 m/s (cerca de 12 m/s em grande escala). Considerando-se a curvatura da aleta, um número máximo de Reynolds  $Re = 3,9 \times 10^5$  está associado com a velocidade do vento mais alta no túnel de vento, sendo 23 m/s. Este fica além do valor crítico para um cilindro circular, no entanto, como a aleta tem uma descontinuação em seu ponto mais baixo, é altamente provável que o escoamento vai se separar a esse ponto em ambas as condições de grande escala e a escala reduzida.

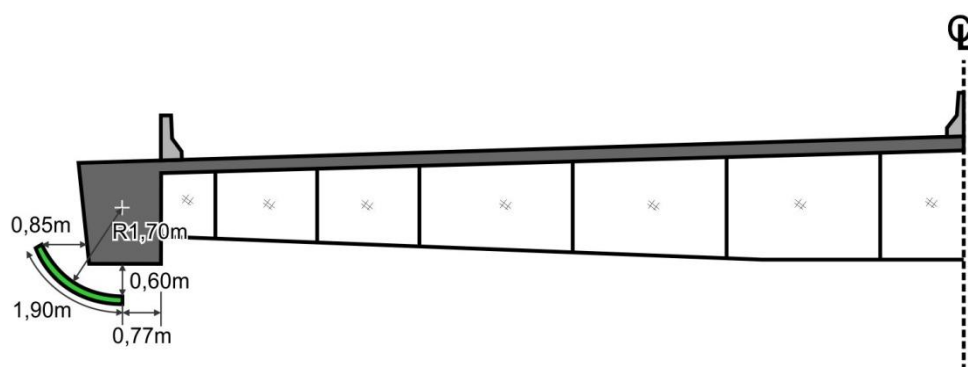


Figura 4.17 – Adição da aleta na borda principal inferior (AD7)

#### 4.3.4 Método de perturbação ao longo do vão (SPPM)

O uso do SPPM como um dispositivo aerodinâmico ainda não foi implementado em um projeto de ponte de grande escala, porém, investigações laboratoriais realizadas por El Gammal (2007) indicaram que o dispositivo tem um potencial de reduzir as vibrações induzidas por vórtices em translação vertical para tabuleiros com vigas de borda. A adição do dispositivo SPPM introduz um aspecto tridimensional no desprendimento dos vórtices. Isto causa uma coerência menor entre os vórtices que se descolam, reduz a capacidade de eles trabalharem juntos para induzir a vibração. No entanto, a habilidade do SPPM de melhorar as vibrações induzidas por vórtices no modo torcional, assim como seu desempenho em uma faixa de ângulos de ataques, ainda são desconhecidas.

Foram desenvolvidas duas configurações do dispositivo de onda SPPM, com dimensões da onda longa do dispositivo SPPM (AD8) apresentada na Figura 4.18, e a versão da onda curta

(AD9) apresentada na Figura 4.19. Fotos dos ambos dispositivos instalados no modelo são apresentadas na Figura 4.20. As mesmas relações usadas por El Gammal são usadas no dimensionamento desses dispositivos, com uma razão de amplitude-profundidade de  $\frac{w}{d} = 0,45$ . Os comprimentos de onda normalizados, de ambas as ondas longa e curta, são as mesmas usadas por El Gammal, para a configuração de onda longa com  $\frac{\lambda}{d} = 5,6$  e para a configuração de onda curta com  $\frac{\lambda}{d} = 2,4$ . As faces superiores e inferiores dos dispositivos SPPM são feitas de plástico acrílico com 2mm de espessura, cortado com as especificações usando a máquina tipo Controle Numérico Computadorizado (CNC). As faces superiores e inferiores da onda são ligadas pela chapa de polietileno conforme o formato das ondas.

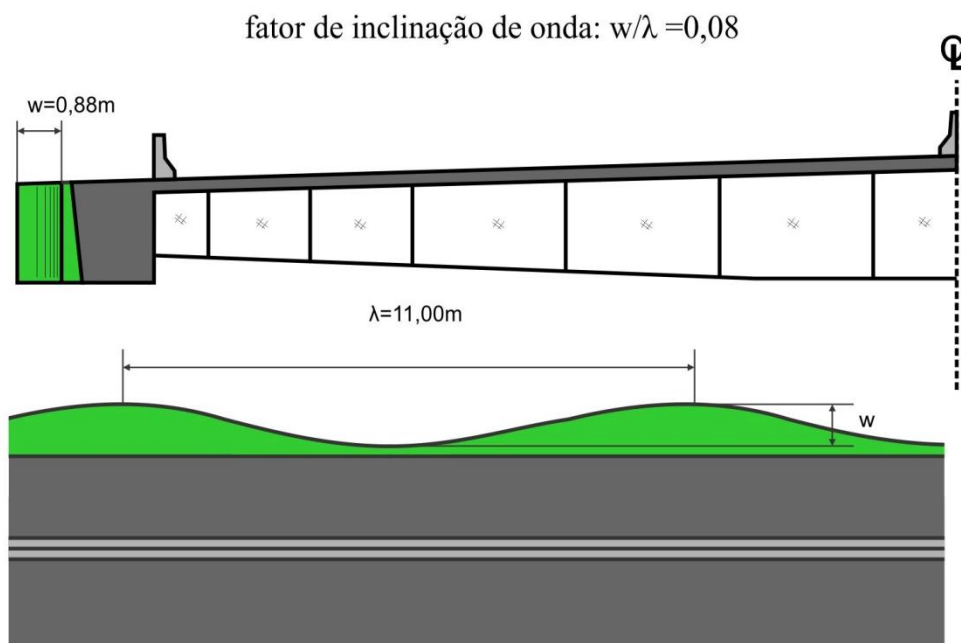


Figura 4.18 – Adição do dispositivo SPPM onda longa (AD8)

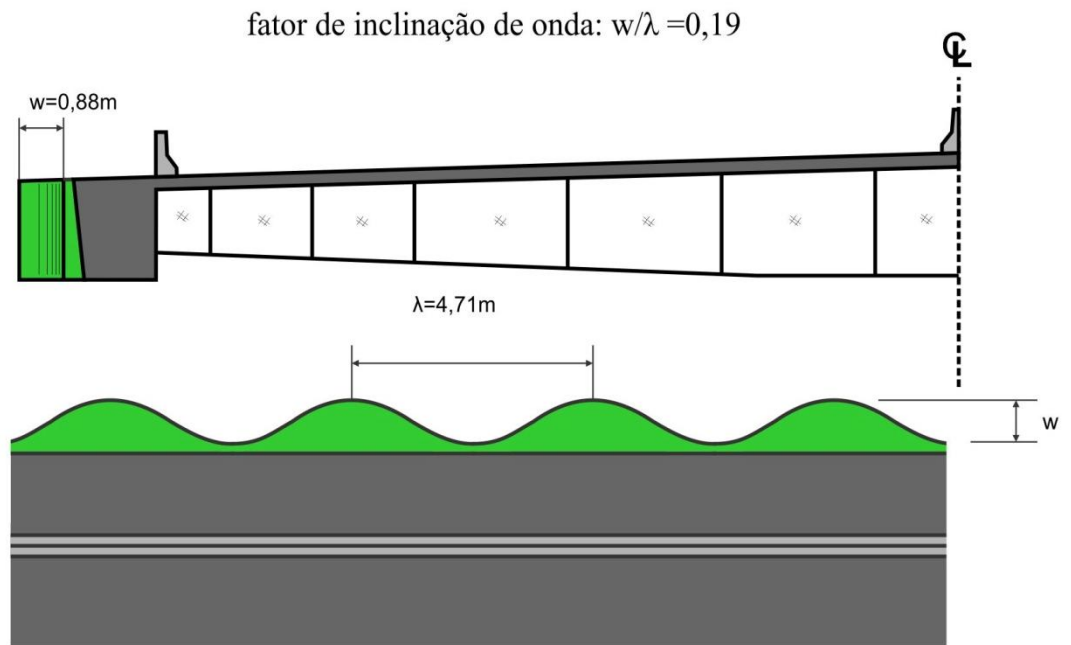


Figura 4.19 – Adição do dispositivo SPPM onda curta (AD9)



Figura 4.20 – Fotos mostrando o modelo com a adição do dispositivo SPPM onda curta (esquerda), e do dispositivo SPPM onda longa (direita)

Tabela 4.2 – Sumário das características de altura e largura dos tabuleiros protótipos, original e modificado

Configuração	Dimensões da escala real (m)		Razão de esbeltez
	D	B	B/D
AD0*	3,33	34,6	10,4
AD1	3,33	36,6	11,0
AD2	3,33	38,5	11,6
AD3	3,33	38,5	11,6
AD4	3,33	34,6	10,4
AD5	3,33	34,6	10,4
AD6	3,51	34,6	9,8
AD7	4,00	34,6	8,7
AD8	3,33	35,5	10,7
AD9	3,33	35,5	10,7

\*Nota:  $D_0$  e  $B_0$  se referem aos comprimentos de altura e largura do tabuleiro protótipo original (AD0)

## 4.4 DETERMINAÇÃO DA RESPOSTA DINÂMICA

### 4.4.1 Descrição do aparato dinâmico

Diferente de um modelo estático, o modelo aeroelástico que, aproximadamente, adere às condições de similaridade física, é capaz de considerar forças aeroelásticas que ocorrem numa estrutura extremamente esbelta, como o tabuleiro de uma ponte de grande vão. O aparato dinâmico usado para testar modelos seccionais do tabuleiro de pontes no Túnel de Vento Professor Joaquim Blessmann é ilustrado na Figura 4.21, junto com uma foto da montagem externa ao túnel.



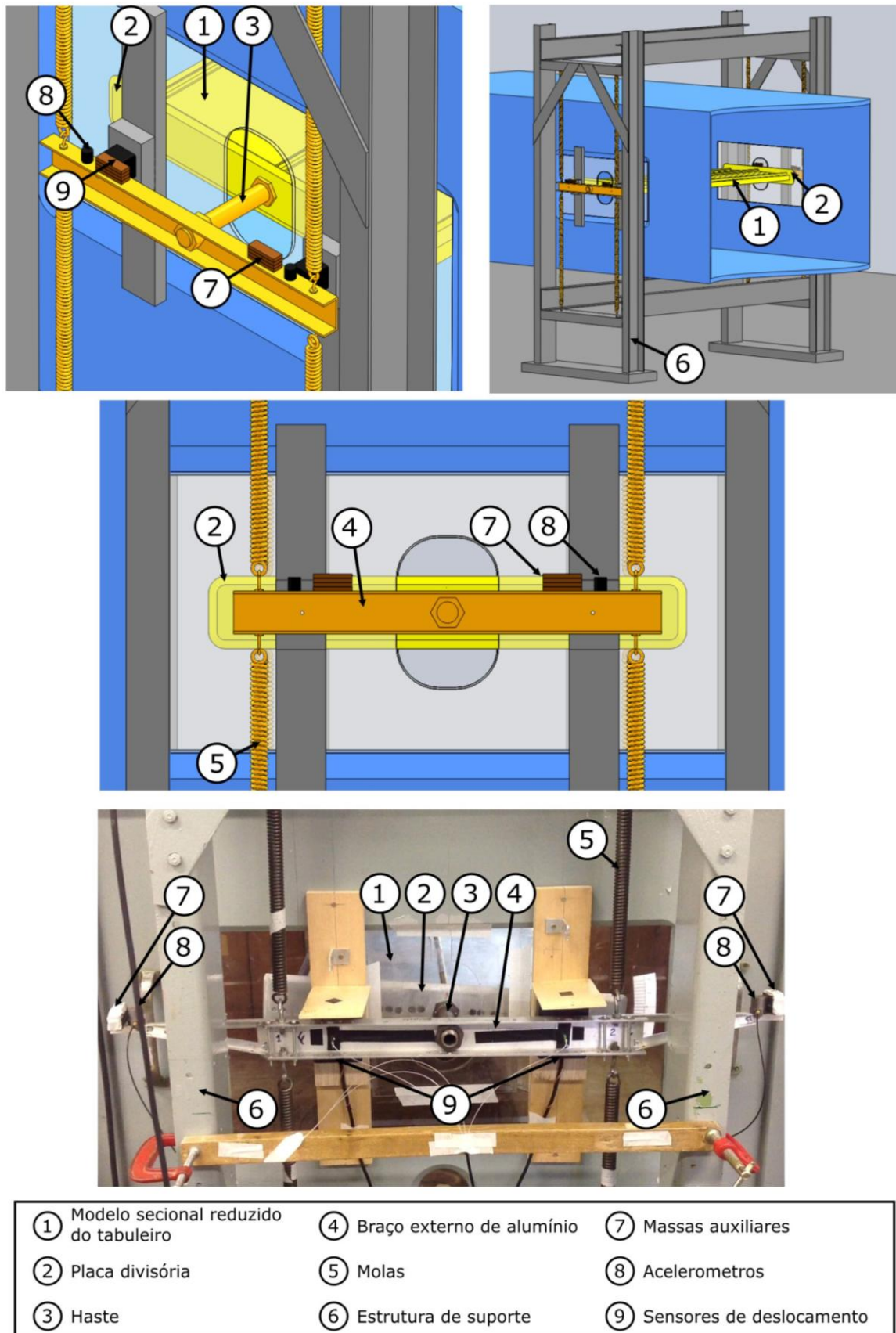


Figura 4.21 – Ilustração e foto do aparato experimental para ensaio dinâmico

O modelo seccional do tabuleiro em foco, em escala reduzida, é representado com todos os componentes nos quais tem papel importante na geração das forças aeroelásticas decorrentes da interação entre o movimento do tabuleiro e do vento em escoamento suave ou turbulento. O modelo do tabuleiro em escala reduzida tem seu eixo longitudinal perpendicular à direção do escoamento no túnel de vento, e ocupa a maior parte da largura de 1,23m da seção do trecho M-I do túnel. Todos os detalhes significantes que são capazes de alterar o escoamento são incluídos no projeto do modelo seccional da ponte, incluindo platibandas, barreiras e guarda-rodas. É importante cuidar na criação das superfícies lisas e nas arestas vivas do modelo, pois com um acabamento ruim pode modificar os locais dos pontos de separação do escoamento no corpo rombudo.

O modelo seccional foi construído numa escala geométrica 1:70 do tabuleiro da ponte protótipo cuja seção transversal é mostrada na Figura 4.1. O modelo tem um comprimento de 1,21m, o que representa um trecho de 84,7m em grande escala. O modelo foi construído com diversos tipos de materiais, incluindo chapa de alumínio, acrílicos e madeira de balsa, tentando assim, manter o modelo mais leve e rígido possível. O modelo deve ter uma resposta uniforme ao longo do vão para os modos de vibração vertical e torcional. Se o modelo seccional do tabuleiro for flexível, poderão ocorrer indesejáveis modos de vibração em frequências menores do que ocorrem no protótipo da ponte em projeto. Neste caso, a resposta do modelo não irá representar aquela do tabuleiro protótipo.

Uma segunda importante razão para a restrição da massa do modelo, é a relação entre a semelhança da massa específica e a frequência natural de torção. É necessário que o modelo dinâmico, incluindo todos os componentes de movimento interno e externo, tenha a mesma massa específica do protótipo em fase de projeto. Isso significa que a massa total do sistema testado é determinada pela escala de comprimento do modelo e pela massa específica do material composto do protótipo. Também é necessária que a relação entre a frequência de translação vertical e de torção no protótipo e no modelo seja a mesma. A frequência natural de translação vertical do modelo é determinada pela rigidez, fornecida principalmente pelas molas, e pela massa do sistema, como apresentado na Equação 4.1. A frequência de torção é determinada pela rigidez rotacional e pelo momento de inércia de massa, como mostrado na Equação 4.2, que é simplesmente um rearranjo da Equação 2.7.

$$f_h = \frac{1}{2\pi} \sqrt{k_h/m} \quad 4.1$$

$$f_{\theta} = \frac{1}{2\pi} \sqrt{k_{\theta}/I} \quad 4.2$$

A rigidez rotacional é determinada pela distância entre as molas e o eixo rotacional, conforme apresentado na Equação 3.3, o que deixa o momento de inércia de massa com um parâmetro dependente da distribuição de massa no modelo dinâmico. Mantendo a massa do modelo seccional menor possível, permite-se a adição de massas suplementares no sistema externo. Ajustando as distâncias dessas massas adicionais do eixo rotacional, a massa total do sistema continua sendo a mesma enquanto o momento de inércia de massa muda. A frequência da rotação pode ser ajustada para a frequência desejada, exigido pela relação das frequências do protótipo. Um modelo seccional muito pesado pode impedir a habilidade de alcançar a relação desejada das frequências de vibração.

Além do modelo do tabuleiro, os únicos componentes que são localizados dentro do túnel de vento são as placas divisoras de fluxo, que fecham em cada extremidade do modelo. As placas são adicionadas ao modelo para proibir o desprendimento dos vórtices tri dimensionais nas pontas do modelo. Esse fenômeno também ocorre nas pontas das asas de avião e nas pás de turbina eólica, o que resulta na redução de arrasto efetivo no corpo, e o mesmo conceito de adicionar uma superfície plana ou uma placa angulada nas pontas reduz o efeito desses vórtices.

Uma haste de aço oco localizado no eixo de rotação conecta a parte interna do modelo com a parte externa, através de um pequeno furo na parede do túnel de vento. A haste é conectada em uma alavanca que serve como um importante componente do modelo. A alavanca externa é conectada diretamente às molas e, também carrega os sensores que capturam o movimento do modelo dinâmico. As massas adicionais usadas para regular a frequência de torção, também são situadas nesse suporte externo. Pode ser necessário estender a alavanca para permitir a colocação das massas adicionais em uma maior distância do eixo de rotação. Nesse caso, a massa extra da extensão da alavanca deve ser levada em conta quando for calcular a massa total do sistema. Está incluída nesse cálculo a massa efetiva das molas que é considerado um terço de sua massa total.

É importante notar que nenhum amortecimento auxiliar foi previsto nesse experimento. O amortecimento estrutural inerente no sistema é previsto por várias conexões entre os componentes do sistema.

#### 4.4.2 Propriedades do modelo

As escalas de grandeza entre o protótipo (real) do projeto e o modelo que determinam todos os outros parâmetros da análise, são as unidades fundamentais de massa, comprimento e tempo. É possível modelar as grandezas físicas associadas a essas unidades através dos fatores de escala de massa específica ( $\lambda_\rho$ ), comprimento ( $\lambda_l$ ) e frequência ( $\lambda_f$ ). Já foi mencionado que a escala de comprimento do modelo é de 1:70, por isso o fator de escala geométrica entre o modelo e o protótipo é  $\lambda_l = \frac{1}{70} = 0,014$ . Também é uma exigência que as massas específicas dos materiais compostos do protótipo e do modelo sejam iguais, ou seja,  $\lambda_\rho = 1$ .

O processo de calibração é realizado para cada mudança do ângulo de ataque ou mudança do sistema aerodinâmico, para determinar as frequências de vibração e razão de amortecimento do modelo para aquela configuração. A massa do dispositivo aerodinâmico é calculada antes de ser ligado com o modelo, e esta massa é removida das massas auxiliares externas do túnel, deixando a mesma massa total do sistema. Teoricamente, as frequências de vibração deveriam se manter aproximadamente as mesmas em todos os casos, já que a massa total e o momento de inércia de massa do sistema têm apenas variações desprezáveis. Um total de 34 processos de calibração foi realizado: 3 ângulos de ataque para o modelo original e para cada um dos 9 sistemas aerodinâmicos modificados em relação ao original (3 x 10), além dos 4 testes de repetição com sensores de deslocamento de fibra óptica. A frequência de vibração de translação vertical ficou dentro de uma faixa muito estreita;  $9,80 \text{ Hz} \leq f_{h,model} \leq 10,0 \text{ Hz}$ , com uma variação máxima de 1%. O valor médio de  $f_{h,model} = 9,80 \text{ Hz}$  foi escolhido para gerar escalas demonstrativas nas tabelas a seguir. Na Tabela 4.1 é apresentada a frequência vertical de vibração do protótipo,  $f_{h,prototype} = 0,617 \text{ Hz}$ , o que resulta em uma escala de frequência de  $\lambda_f = 16,1$ . Com o conhecimento desses três parâmetros de controle, as escalas de unidades bases de massa, comprimento e tempo são determinadas. A derivação da escala de massa é mostrada na Equação 4.3, que é baseada nas escalas de massa específica, comprimento e frequência. O cálculo da escala de aceleração é feito a partir das escalas de massa, comprimento e tempo conforme apresentado na Equação 4.4. O sumário das dimensões e das propriedades importantes do modelo é mostrado na Tabela 4.5.

$$\lambda_m = \lambda_\rho^1 \cdot \lambda_l^3 \cdot \lambda_f^0 \quad 4.3$$

$$\lambda_a = \lambda_m^0 \cdot \lambda_l^1 \cdot \lambda_t^{-2} \quad 4.4$$

Tabela 4.3 – Parâmetros de escala para o projeto: grandezas de base

Parâmetro	Símbolo	Unidade	$\rho^{(\cdot)}$	$l^{(\cdot)}$	$f^{(\cdot)}$	$\lambda$
Massa	$m$	$kg$	1	3	0	$2,92 \times 10^{-6}$
Comprimento	$l$	$m$	0	1	0	$1,43 \times 10^{-2}$
Tempo	$t$	$s$	0	0	-1	$6,23 \times 10^{-2}$

Tabela 4.4 – Parâmetros de escala para o projeto: grandezas derivadas

Parâmetro	Símbolo	Unidade	$m^{(\cdot)}$	$l^{(\cdot)}$	$t^{(\cdot)}$	$\lambda$
Deslocamento	$s$	$m$	0	1	0	$2,92 \times 10^{-6}$
Deslocamento Angular	$\theta$	$rad$	0	0	0	1
Frequência	$f$	$Hz$	0	0	-1	16,1
Velocidade	$V$	$m/s$	0	1	-1	$2,29 \times 10^{-1}$
Aceleração	$a$	$m/s^2$	0	1	-2	3,68
Aceleração Angular	$\ddot{\theta}$	$rad/s^2$	0	0	-2	257,5
Mom. de Inércia de Massa	$I$	$kg.m^2$	1	2	0	$5,95 \times 10^{-10}$
Razão de Amortecimento	$\zeta$	%	0	0	0	1
Força	$F$	$N$	1	1	-2	$1,07 \times 10^{-5}$
Momento	$M$	$Nm$	1	2	-2	$1,53 \times 10^{-7}$
Rigidez	$k$	$N/m$	1	0	-2	$7,51 \times 10^{-4}$

Tabela 4.5 – Sumário das propriedades do modelo seccional

Parâmetro	Símbolo	Valor
Largura	$B$	49 cm
Altura	$D$	4,76 cm
Comprimento	$l$	121 cm
Frequência de translação vertical	$f_h$	9,90 Hz
Frequência de rotação	$f_\theta$	12,74 Hz
Relação entre frequências de vibração	$f_h/f_\theta$	1,287
Massa por unidade de comprimento (vão)	$m(l)$	8,20 kg/m
Massa total do sistema	$m$	9,88 kg
Momento de Inércia de Massa	$I$	0,334 kgm <sup>2</sup>

#### 4.4.3 Equipamentos utilizados

Diferentes tipos de equipamentos foram usados para controlar e monitorar as condições dentro do túnel de vento e condições atmosféricas fora do túnel, bem como registrar o movimento do modelo. As fotos dos componentes principais são mostradas na Figura 4.22.

Três diferentes sistemas de gravação de movimento foram usados para capturar a resposta dinâmica do modelo seccional; dos quais, dois são diferentes tipos de acelerômetros e um sistema de sensores ópticos de posição. Para cada tipo de sistema usado, um par de sensores foi posto nos lados opostos do eixo central do modelo, nos dois lados do túnel; totalizando quatro sensores para cada sistema de gravação de movimento. As posições relativas dos acelerômetros e dos sensores de deslocamento podem ser verificadas na Figura 4.21. São exigidos sensores nos dois lados do modelo para determinar uma média de movimento no centro do modelo, e nos dois lados da haste central para determinar componente rotacional de movimento.

Os acelerômetros primários são do tipo piezoelétrico, feitos por Bruel & Kjaer (número do modelo 4381), com uma faixa de medição de  $\pm 2,000 g$  para frequências entre 0,1 e 4,800 Hz, e sensibilidade de 100 pC/g. Todos os quatro canais passaram pelo amplificador Bruel & Kjaer (modelo Nexus 2692-A-0S4). Cada acelerômetro possui um diferente parâmetro de sensibilidade determinado pelo fabricante, e esses valores devem ser programados no amplificador antes de iniciar sua aquisição. A amplificação pode ser ajustada em cada canal do amplificador, o qual foi estabelecido o valor de  $10 mV/(m/s^2)$ . Então os sinais são passados para uma placa de aquisição da National Instruments com 16 bit, 40 canais (modelo NI-PCI 6225). Os dados foram adquiridos e gravados pelo programa LabView da National Instruments, no qual a frequência e o tempo foram determinados.

Os acelerômetros secundários também são piezoelétricos, no entanto são muito menores, e são fabricados pela Analog Devices (modelo ADXL202E). Os acelerômetros secundários foram substituídos por acelerômetros primários, no caso de uma falha no sistema de amplificação primária, e também possuem uma faixa de medição de  $\pm 2.000 g$ , e saída e voltagem entre 0 and 5V. O sinal de saída foi condicionado e amplificado por um amplificador feito no laboratório.

O mais novo sistema de monitoramento de deslocamento em tempo real para modelos seccionais aeroelásticos de tabuleiros de pontes em escala reduzida foi desenvolvido por Oliveira (2003). Esse sistema foi desenvolvido para obter dados de deslocamento para complementar o que foi gerado pelos acelerômetros, e eventualmente tornar redundante a

necessidade para os acelerômetros em teste nos modelos seccionais. Esse sistema de sensor de deslocamento consiste de dois componentes; um receptor estacionário e uma fonte dinâmica. O receptor é fabricado pela First Sensor (modelo DL400-7 SMD) e tem uma área de sensibilidade de  $20mm \times 20mm$ . Os sensores fotodiodo de duas dimensões são de alta resolução, bem como uma relação sinal-ruído elevada. A tensão é produzida quando um raio de luz incidente atinge o sensor. A magnitude da tensão é proporcional à posição da luz incidente a partir do centro do sensor. Os fios de fibra óptica são conectados à lâmpada incandescente de 127V e 75W e fixados no exterior da alavanca do modelo dinâmico em uma certa distância do eixo de rotação. O ponto do cabo de fibra óptica moverá da mesma maneira que o modelo externo da alavanca se move, permitindo que o receptor estacionário registre o movimento do modelo seccional. É dada uma extrema atenção para limitar a quantidade de luz do ambiente que interfere na detecção do sensor da luz. Com o propósito de abrigar sensor, um suporte de acrílico é fixado em torno da fibra óptica e todas as fontes de luz desligadas. Os amplificadores feitos no laboratório são usados para condicionar os sinais do sensor óptico, o que possui uma faixa de ajuste de 16 e filtro passa-baixa de 60Hz. O processo de calibração determina a relação entre a tensão e o deslocamento. Como os deslocamentos são muito pequenos, com um limite de alcance de  $\pm 10mm$ , dispositivos analógicos, que medem deslocamento (marca Mitutoyo) com resolução de  $0,01mm$ , são usados para registrar o deslocamento da alavanca durante o processo de calibração.

A velocidade do vento dentro do túnel de vento é controlada por um inversor de frequência WEG. A frequência do motor é convenientemente controlada pelo usuário através do programa SuperDrive. A temperatura e a pressão dinâmica dentro do túnel de vento são medidas por ManoAir 500 que retorna as temperaturas e pressões para o tempo de amostragem pré-determinado. Um barômetro localizado no exterior do túnel mede a pressão atmosférica, e com esses três parâmetros a velocidade média do vento dentro do túnel pode ser determinada.

Uma sonda de fio quente bidimensional de Dantec (modelo 55P11) é colocada na esteira do modelo dinâmico para capturar a frequência dos vórtices se descolando. A sonda consiste de um filamento de tungstênio revestido de platina com um comprimento de 1,25mm, diâmetro de  $5\mu m$  e resistência de  $3,35 \Omega$ . Os dados do fio quente são passados através de um filtro passa-baixa de 300Hz e registrado usando o programa StreamWare de Dantec Dynamics.



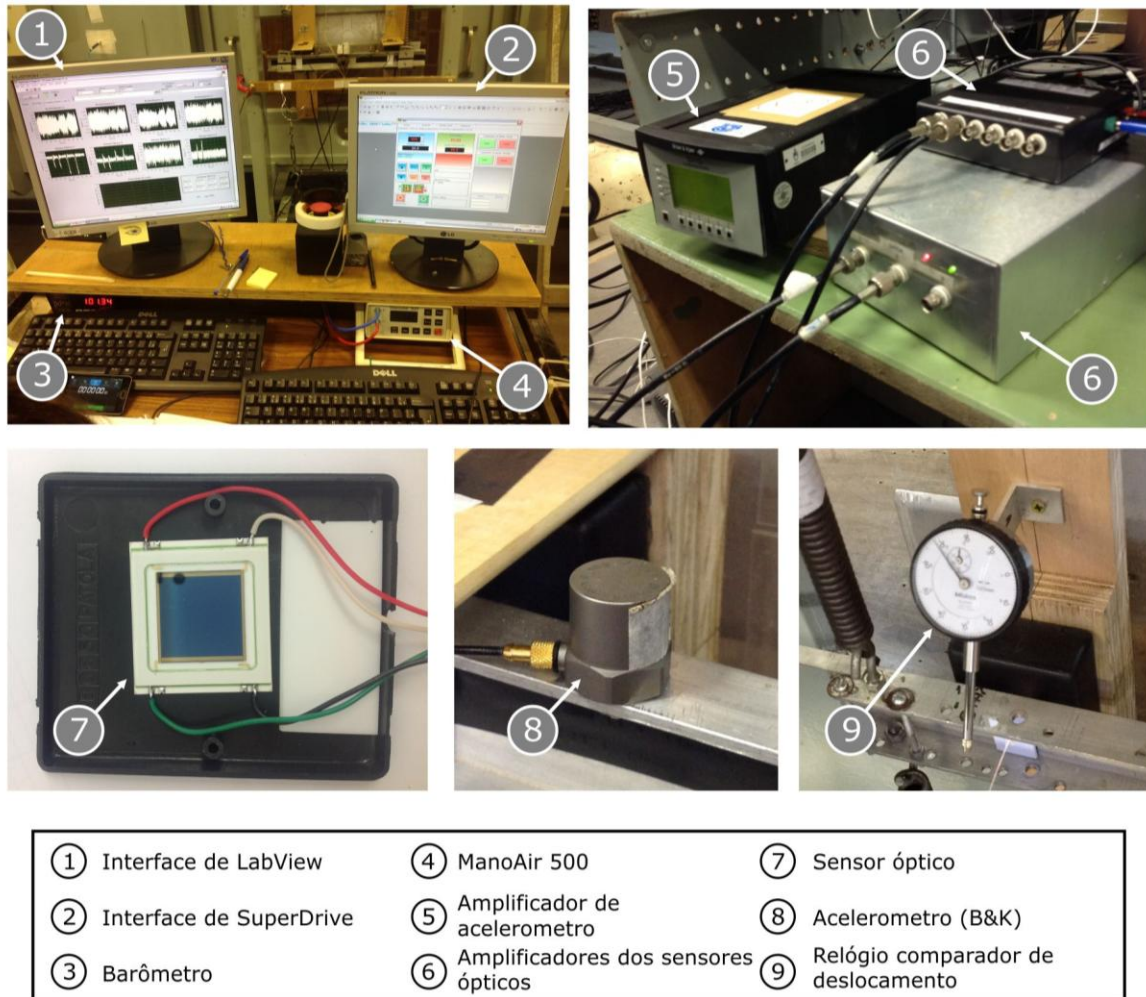


Figura 4.22 – Fotos dos equipamentos utilizados nos testes

#### 4.4.4 Calibração de modelos

A calibração do modelo dinâmico e, os seus equipamentos de monitoramento, é de extrema importância. Antes de medir a resposta do modelo dinâmico causado pelo vento, uma série de calibrações foi realizada para garantir que as propriedades do modelo fossem corretas conforme determinado pelas normas de similaridade e, também, para calcular o amortecimento da estrutura no modelo em vibração livre. Os fatores de calibração do sistema de registro de movimento e da sonda de fio quente foram realizados com frequência regular e conforme suas normas de procedimento.

A massa total do sistema foi conhecida pelo levantamento do peso do modelo e a adição de um terço do peso das molas. O peso exigido das quatro massas ajustáveis foi calculado e, então elas estiveram colocadas a uma distância certa do centro rotacional do modelo, para a avaliação inicial das frequências de vibração vertical e rotação. Para cada dispositivo aerodinâmico, a massa do dispositivo aerodinâmico foi calculada antes de ser ligada com o



modelo, e, esta massa foi subtraída das massas auxiliares externas do túnel, deixando a mesma massa total do sistema. A frequência dos dois modos de vibração foi calculada por um teste de vibração livre com um impulso de força aplicada. O impulso foi fornecido na forma de um simples toque no modelo pelo dedo de um técnico. Para gerar a resposta vertical, o modelo foi tocado no meio ao longo do eixo central; para gerar a resposta rotacional, o modelo foi tocado na borda. A excitação do modelo, e o decaimento subsequente de seu movimento, foi registrada no programa LabView pelo tempo de amostragem de 16 segundos. A frequência de vibração foi automaticamente calculada pelo LabView por um processo de transformada rápida de Fourier (FFT). A posição das quatro massas adicionais foi então ajustada para modificar a frequência de vibração rotacional do modelo, para garantir a correta relação entre os modos de vibração vertical e rotacional. Este inicial processo de ajuste foi realizado antes de cada mudança do ângulo de ataque e do dispositivo aerodinâmico.

Uma vez que o modelo foi ajustado com a relação de frequências corretas, mais 3 testes de toque foram realizados para cada modo de vibração para determinar seus respectivos amortecimentos estruturais. O valor de amortecimento atribuído para uma configuração particular é a média das 3 aquisições. A relação crítica do amortecimento para cada processo foi determinada pela linha do melhor ajuste para os dados adquiridos. O processo de decaimento teórico ao longo do tempo é conhecido com parâmetros conhecidos de amplitude inicial, razão de amortecimento, frequência natural e ângulo de fase, conforme mostrado na Equação 4.5.

$$s(t) = s_0 \exp(-\zeta \omega t) \sin(\omega t + \phi) \quad 4.5$$

Onde:

$s(t)$  : resposta no intervalo de tempo  $t$ ;

$s_0$  : amplitude da resposta no  $t = 0$ ;

$\omega$  : frequência angular da resposta;

$\zeta$  : razão de amortecimento crítico;

$\phi$  : ângulo de fase da resposta.

A rotina de MatLab foi preparada para analisar os dados adquiridos no cálculo do amortecimento. A parte a) da Figura 4.23 apresenta a aceleração angular quando o modelo foi excitado na borda. Para uma amostra da frequência de 1024Hz, a rotina analisa o envelope da resposta por um período de aproximadamente 12 segundos a partir do instante da força do impulso. O envelope de Cramer e Leadbetter (Cramer e Leadbetter, 1967) foi usado conforme definido na Equação 4.6.

$$A(t) = \sqrt{s(t)^2 + \hat{s}(t)^2} \quad 4.6$$

Onde:

$A(t)$  : resposta do envelope no intervalo de tempo  $t$ ;

$\hat{s}(t)$  : transformação do Hilbert  $s(t)$ .

O envelope foi normalizado, com  $s_0 = 1$ , e a frequência natural determinada por análise espectral do FFT do registro. O método de otimização dos mínimos quadrados de Levenberg-Marquardt foi usado para ajustar Equação 4.5 para  $A(t)$ , ignorando o componente de oscilação que contém o ângulo de fase. A razão de amortecimento foi ajustada por um algoritmo até que o critério de convergência fosse cumprido. Um exemplo do ajuste das curvas para os dados é apresentado na parte b) da Figura 4.23.

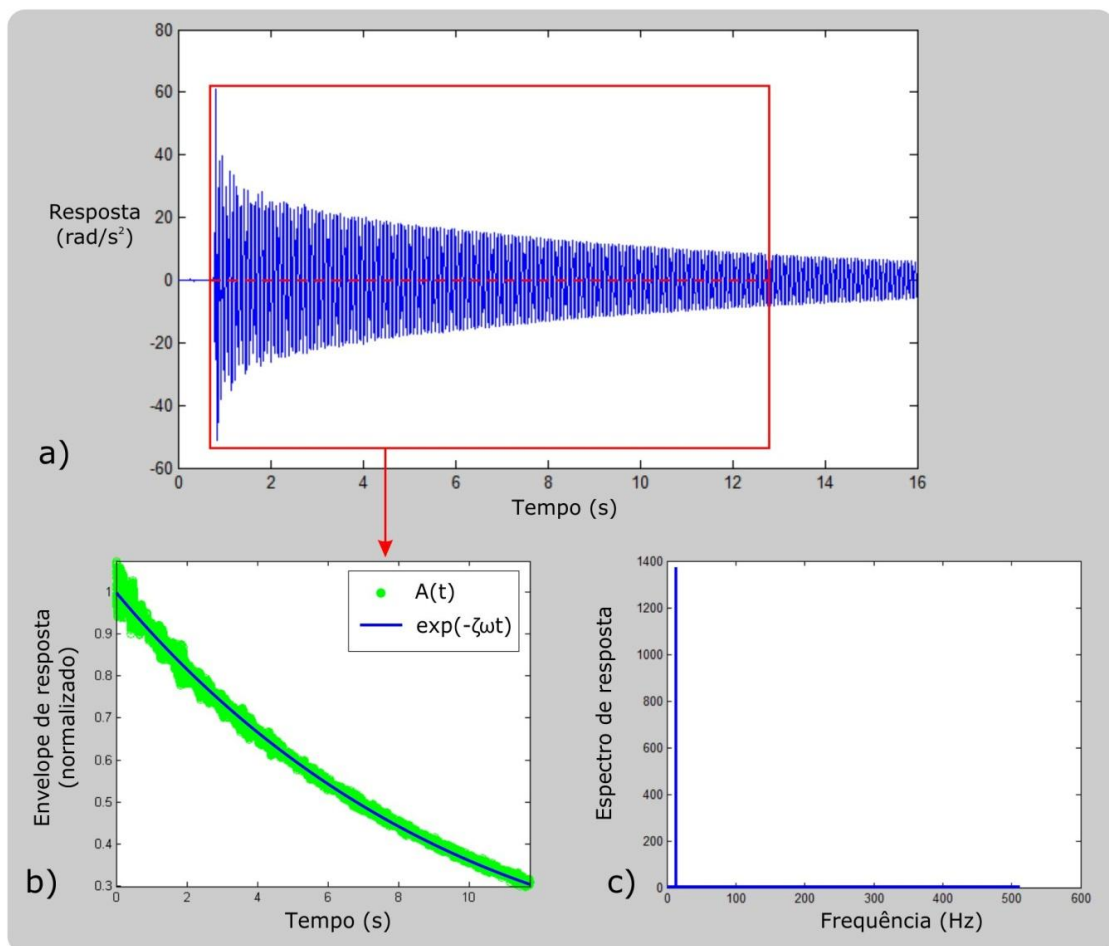


Figura 4.23 – Calibração do modelo (resposta torcional).

- a) Registro do decaimento logarítmico da aceleração angular;
- b) Resposta normalizada com a linha de melhor ajuste para determinar a razão de amortecimento,  $\zeta_\theta = 0,13\%$  ;
- c) Resposta no domínio de frequência,  $f_\theta = 12,74 \text{ Hz}$

A calibração do sensor de deslocamento foi um processo demorado e realizado somente quando exigido. A calibração só pode ser feita em um par de sensores por vez. A haste com rosca foi presa no centro da alavanca externa em um lado do túnel, e também no topo da estrutura metálica de suporte. O relógio comparador de deslocamento Mitutoyo foi colocado acima de cada sensor óptico, com a haste do indicador apoiada no exterior da alavanca. A leitura de tensão para um deslocamento zero foi feita, e assim a haste com rosca foi girada para puxar a alavanca externa por 0,5mm, enquanto o deslocamento foi monitorado pelo relógio indicador, outra leitura da tensão foi feita. Este processo foi repetido até os limites do sensor sejam alcançadas (+20mm). O processo foi então novamente realizado para os deslocamentos na posição contrária (-20mm), e novamente para o par de sensores localizados no outro lado do túnel de vento. Um exemplo do gráfico que determina os fatores de calibração para cada sensor é mostrado na Figura 4.24. Os dois pares de sensores têm diferentes gradientes, como pode ser notado na Figura 4.24, devido ao uso de dois dispositivos de amplificação separados.

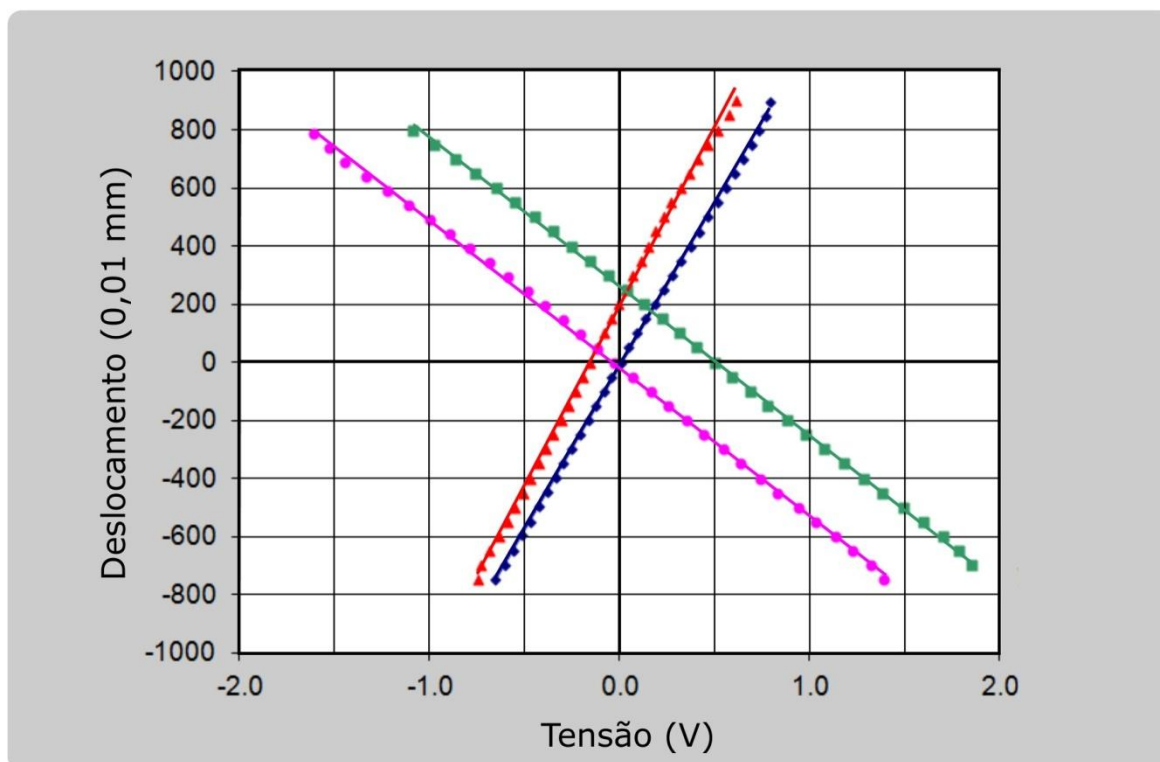


Figura 4.24 – Exemplo do gráfico usado para determinar os fatores de calibração para os 4 sensores de fibra óptica

#### 4.4.5 Programa dos ensaios

Uma série de testes no túnel de vento foi realizada para a investigação da resposta dinâmica do modelo seccional do tabuleiro da ponte, descrito no *4.1 Descrição do Projeto*. Os testes foram conduzidos em Agosto de 2011, Outubro de 2012 e Janeiro de 2013. Conforme descrito no *4.4.3 Equipamentos Utilizados*, várias configurações do sistema de registro de movimento foram usadas para obter as respostas do modelo seccional em vibração livre sob o vento. A Tabela 4.6 lista as 34 combinações de ângulo de vento, dispositivos aerodinâmicos, e o equipamento usado para gravar a configuração do movimento.

Para cada configuração de ângulo de ataque e de dispositivo aerodinâmico, permitiu-se que o modelo vibrasse livremente sob a ação de vento. A velocidade do vento foi controlada pelo inversor de frequência a partir de uma frequência de 2,0 Hz até 24,0 Hz (aproximadamente equivalente à velocidade média no túnel de vento de 1,5 m/s a 23 m/s). A resposta do modelo foi gravada em 40 diferentes velocidades do vento para cada configuração com uma resolução mais fina nas velocidades mais baixas para capturar adequadamente as vibrações induzidas por vórtices.

O componente horizontal da velocidade de vento no mundo real raramente é 100%, e o vento sopra muitas vezes para cima e para baixo em condições onde não há efeitos de interferência causados por corpos rombudos. Como tabuleiros de ponte não são simétricos em relação ao plano horizontal e, nesse sentido, semelhante a asas e aerofólios, os seus coeficientes de arrasto e de sustentação, bem como as respostas dinâmicas, variam muito com pequenas mudanças no ângulo de ataque. Por estas razões, os testes no túnel de vento foram conduzidos por três ângulos de ataque diferentes: 0°, -4° e 4°.

A medição da velocidade instantânea foi feita pela sonda de fio quente que foi colocada na esteira do modelo para a maioria das configurações testadas. Na Tabela 4.6 pode ser notada a presença, ou a falta, da sonda de fio quente para cada configuração. A intenção da sonda de fio quente não foi para capturar a velocidade do vento, mas sim as frequências dos vórtices sendo desprendidos do modelo. Estas informações podem ser usadas para determinar o número de Strouhal para cada configuração. A posição da sonda de fio quente foi crítica para capturar a frequência dos vórtices. Como nenhuma providência foi tomada para determinar a extensão da esteira antes de testar cada configuração, a sonda, permanecendo na mesma posição a uma distância de 80cm a partir do eixo longitudinal do modelo, e foi incapaz de capturar a frequência de desprendimento dos vórtices para as configurações de ângulo de ataque  $\alpha^\circ = +4^\circ$ . A utilidade dos dados da sonda de fio quente para determinar a frequência de desprendimento dos vórtices é apresentada na coluna final da Tabela 4.6.

Tabela 4.6 – Sumário do programa de testes e monitoramento para cada configuração

Dispositivo Aerodinâmico	Código do teste	$\alpha^\circ$	A'metro primário	A'metro secundário	Sensor Óptico	Fio quente na esteira	Dados do fio quente
Nenhum	AD0	0°	✓	✗	✗	✗	✗
		-4°	✓	✗	✗	✗	✗
		+4°	✓	✗	✗	✗	✗
	AD0-A	0°	✓	✗	✓	✓	✓
		-4°	✓	✗	✓	✓	✓
Nariz de Vento #1	AD1	0°	✓	✗	✗	✗	✗
		-4°	✓	✗	✗	✗	✗
		+4°	✓	✗	✗	✗	✗
Nariz de Vento #2	AD2	0°	✓	✗	✗	✗	✗
		-4°	✓	✗	✗	✗	✗
		+4°	✓	✗	✗	✗	✗
Nariz de Vento #3	AD3	0°	✓	✗	✗	✓	✓
		-4°	✓	✗	✗	✓	✓
		+4°	✓	✗	✗	✓	✗
Placa Soffit	AD4	0°	✗	✓	✓	✓	✓
		-4°	✗	✓	✓	✓	✓
		+4°	✗	✓	✓	✓	✗
Telas Defletoras	AD5	0°	✗	✓	✓	✓	✓
		-4°	✗	✓	✓	✓	✓
		+4°	✗	✓	✓	✓	✓
Telas Defletoras + Curvadas	AD6	0°	✗	✓	✓	✓	✓
		-4°	✗	✓	✓	✓	✓
		+4°	✗	✓	✓	✓	✗
Aletas	AD7	0°	✓	✗	✗	✓	✓
		-4°	✓	✗	✗	✓	✓
		+4°	✓	✗	✗	✓	✓
	AD7-A	0°	✓	✗	✓	✗	✗
		-4°	✓	✗	✓	✗	✗
SPPM Onda Longa	AD8	0°	✗	✗	✓	✓	✓
		-4°	✗	✗	✓	✓	✓
		+4°	✗	✗	✓	✓	✗
SPPM Onda Curta	AD9	0°	✗	✗	✓	✓	✓
		-4°	✗	✗	✓	✓	✓
		+4°	✗	✗	✓	✓	✗

#### 4.4.5 Procedimentos de processamentos de dados

Grandes volumes de dados foram adquiridos com o objetivo de produzir gráficos de movimento (deslocamento, rotação, aceleração e aceleração angular) contra a velocidade do vento para cada configuração testada. Após o processo de calibração, o túnel de vento foi ligado e o teste iniciou. Uma vez que a frequência desejada do motor do ventilador foi definida pelo técnico, a velocidade do vento tinha que ser estável por no mínimo dois minutos antes de gravar o movimento do modelo. Para cada velocidade do vento, a resposta do modelo foi registrada por uma amostragem de tempo de 64 segundos em uma taxa de amostragem de 1024 Hz. Estes parâmetros foram escolhidos especificamente para ter uma resolução muito alta do processo estacionário, tanto a modelo e em grande escala, o que representa um tempo de amostragem de aproximadamente 17 minutos e taxa de amostragem de 63 Hz em grande escala. O processamento dos dados foi feito com a suposição de um processo estacionário para cada velocidade do vento. Nos casos em que o modelo começar a vibrar, cessar a vibração ou o modo de vibração mudar no meio da aquisição, a amostra foi descartada e então levada novamente quando a resposta estiver estabilizada. A Equação 4.7 foi usada para calcular a velocidade média do vento a partir dos parâmetros de monitoramento da pressão dinâmica, pressão atmosférica e temperatura durante a amostragem de tempo.

$$V_m = \sqrt{\frac{2 \times 1,014 \times \Delta q \times T}{0,0474 \times p_{atm} \times 7,5}} \quad 4.7$$

Onde:

$V_m$  : velocidade média do vento na escala do modelo;

$\Delta q$  : pressão dinâmica ( $mmH_2O$ );

$T$  : temperatura absoluta ( $K$ );

$p_{atm}$  : pressão atmosférica ( $kPa$ ).

Uma série de rotinas e funções foi preparada no MatLab para converter as saídas na forma de tensões, para os desvios padrões e valores de pico dos deslocamentos de translação e rotação, e aceleração para cada a velocidade do vento ensaiada. O primeiro passo foi a aplicação dos fatores de calibração para converter  $V$  para  $m/s^2$  no caso dos acelerômetros, e de  $V$  para  $m$  no caso dos sensores de fibra óptica. A média de cada registro de tempo, normalmente quase

zero, foi calculada e subtraída do respectivo registro de tempo. Os sensores foram posicionados conforme mostra a Figura 4.25, e as respostas no centro do modelo foram calculadas nas bordas de barlavento e de sotavento. O cálculo dessas respostas foi feito usando a função simples conforme apresentada na Equação 4.8;

$$R_{SS}(t) = \frac{R_{S1}(t) + R_{S3}(t)}{2}; \quad R_{SB}(t) = \frac{R_{S2}(t) + R_{S4}(t)}{2} \quad 4.8$$

Onde:

$R_{Sn}(t)$  : resposta medida pelo acelerômetro ou sensor de deslocamento  $n$ . Onde  $n = 1, 2, 3, 4$  (veja Figura 4.25);

$R_{SB}(t)$  : resposta na borda de barlavento do modelo (aceleração ou deslocamento);

$R_{SS}(t)$  : resposta na borda de sotavento do modelo (aceleração ou deslocamento).

Com os registros de tempo do movimento nas bordas de barlavento e sotavento obtidos, os movimentos verticais e rotacionais do tabuleiro foram calculados usando as Equações 4.9 e 4.10. O movimento vertical do tabuleiro em sua extremidade foi calculado usando a Equação 4.11.

$$R_{h,centro}(t) = \frac{R_{SB}(t) + R_{SS}(t)}{2} \quad 4.9$$

$$R_{\theta}(t) = \frac{R_{SB}(t) - R_{SS}(t)}{2r} \quad 4.10$$

$$R_{h,borda}(t) = R_{h,centro}(t) + \frac{B}{2} \tan R_{\theta}(t) \quad 4.11$$

Onde:

$R_{h,centro}(t)$  : resposta de translação vertical no centro do tabuleiro;

$R_{\theta}(t)$  : resposta rotacional do tabuleiro;

$R_{h,borda}(t)$  : resposta de translação vertical na borda do tabuleiro;

$B$  : largura do tabuleiro.

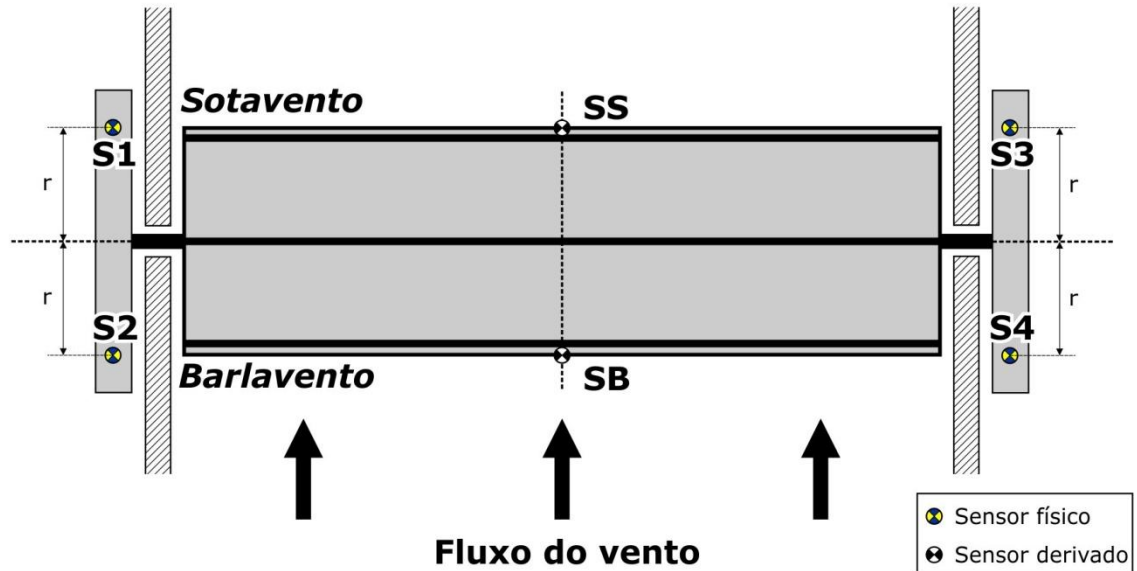


Figura 4.25 – Representação esquemática dos sensores externos usados para calcular a resposta do tabuleiro

As séries temporais derivadas em Equações 4.9, 4.10 e 4.11, foram então submetidas a um processo de filtragem de baixas e altas frequências, quando passadas para o domínio de frequência. O conteúdo de baixa frequência deve ser retirado do sinal de aceleração medido, devido a grandes erros causados pela dupla integração no cálculo do deslocamento. É pelo mesmo motivo que o conteúdo de alta frequência deve ser filtrado do adquirido registro de deslocamento, como erros são introduzidos quando uma diferenciação dupla é no cálculo da aceleração. A alta frequência também deve ser filtrada para reduzir o efeito do ruído elétrico causado pela rede elétrica local, pelo inversor de ventilador e por outros aparelhos eletrodomésticos localizados perto do equipamento de aquisição. Os limites de passa-alta e passa-baixa são definidos na Equação 4.12

$$f_{HP} = \frac{f_{h,model}}{2}; \quad f_{LP} = 2f_{\theta,model} \quad 4.12$$

Onde:

$f_{HP}$  : nível de frequência passa-alta;



$f_{LP}$  : nível de frequência passa-baixa.

A faixa de frequências entre 4,95 Hz e 25,48 Hz corresponde às frequências naturais de vibração do modelo como listadas na Tabela 4.4. A filtragem dessas altas e baixas frequências do registro de tempo medido tem o efeito de reduzir a magnitude da vibração para a resposta de martelamento do modelo, mas melhora a habilidade de identificar a vibrações induzidas por desprendimento de vórtices, bem como melhorar a precisão dos deslocamentos integrados e as acelerações derivadas.

Após ser filtrado, o desvio padrão do processo foi calculado como a raiz quadrada da área sob o espectro da resposta contra a frequência, conforme apresentado na Equação 4.13

$$\sigma_R = \sqrt{\int_{f_{HP}}^{f_{LP}} S_R(f) df} \quad 4.13$$

Onde:

$\sigma_R$  : Resposta de desvio padrão;

$S_R(f)$  : Espectro de resposta.

Para determinar a resposta máxima estatística do processo, também tida como valores de pico, fatores de pico foram derivados por três métodos distintos; Davenport, Vanmarcke e Chen. Fatores de pico foram aplicados ao desvio padrão para derivar os valores de pico, conforme apresentado na Equação 4.14.

$$\hat{R} = g_R \sigma_R \quad 4.14$$

Onde:

$\hat{R}$  : resposta de pico estatístico;

$g_R$  : fator de pico.

O fator de pico é representante de uma média de respostas extremas. Chen notou em seus estudos de vibrações induzidas por vórtices (Chen, 2011), na qual simulações de Monte Carlo foram realizadas, enquanto que o desvio padrão pouco variou a partir de amostras de simulação, a variação na resposta extrema foi grande. Ele também notou que a variação das

respostas extremas dentro, e perto, da região de *lock-in* do vórtice foi menor do que a resposta do martelamento.

A prática atual na comunidade de engenharia de vento é considerar a resposta induzida pelo vento como um processo Gaussiano, e a resposta extrema segue uma assintótica distribuição de Gumbel. A fórmula fechada de Davenport (Davenport, 1964), apresentada na Equação 4.16, é geralmente usada para determinar o fator de pico para as estruturas excitadas pelo vento, e retorna fatores na faixa de 3,5 para 4,5. Essa abordagem é aceitável para as respostas de martelamento, onde as frequências das forças do vento não são confinadas a uma banda estreita.

$$v_0 = \frac{\sqrt{\int f^2 S_R(f) df}}{\sigma_R} \quad 4.15$$

$$g_{R,D} = \sqrt{2 \ln(v_0 T_p)} + \frac{0,5772}{\sqrt{2 \ln(v_0 T_p)}} \quad 4.16$$

Onde:

$v_0$  : taxa de cruzamento para cima;

$T_p$  : duração do processo;

$g_{R,D}$  : fator de pico de Davenport.

Vanmarcke (Vanmarcke, 1975) identificou que a resposta se torna uma banda muito estreita na região de *lock-in* do vórtice, e introduziu um modelo de distribuição melhorado do valor extremo para o processo de banda estreita Gaussiana. A suposição de cruzamentos de Poission, a qual é a base do fator de pico de Davenport, falha para o processo de banda estreita como os cruzamentos geralmente ocorrem em grupos. O fator de pico de Vanmarcke é definido na Equação 4.19 e inclui um parâmetro de faixa na tentativa de corrigir o agrupamento de cruzamentos. O parâmetro de faixa se aproxima de zero para o processo de banda estreita e um valor de unidade para os processos de banda larga. Deve ser notado que a Equação 4.19 é relacionada com o cruzamento de barreira simples, ou cruzamento B.

$$R_p = \frac{v_0 T_p}{-\ln(p)} \quad 4.17$$

$$q = \sqrt{1 - \frac{[\int f S_R(f) df]^2}{\sigma_R^2 [\int f^2 S_R(f) df]}} \quad 4.18$$

$$g_{R,V} = \sqrt{2 \ln \{R_p (1 - \exp[-q^{1.2} \sqrt{4\pi \ln(2R_p)}])\}} \quad 4.19$$

Onde:

$q$  : parâmetro de largura de banda;

$p$  : probabilidade de excedência = 0,57; o que corresponde a um valor extremo médio de uma distribuição de Gumbel;

$g_{R,V}$  : fator de pico de Vanmarcke.

Chen comparou os modelos do fator de pico de Vanmarcke e de Davenport, que foram gerados por simulações numéricas, e descobriu que o modelo de Vanmarcke produz um fator de pico mais baixo do que o modelo de Davenport; porém os dois modelos são muito conservadores para uma resposta transversal na região *lock-in* do vórtice (Chen, 2011). Chen (2011) descreveu 4 diferentes, mas similares, processos de análise do registro de tempo, para produzir um fator de pico mais apropriado para o processo de banda estreita. O que vem a seguir é uma descrição das análises realizadas nas séries temporais de deslocamento para produzir o que é referido como o fator de pico de Chen.

Após o registro de tempo da resposta foi transferido para o domínio da frequência, e as frequências não desejadas foram removidas, o sinal então foi transferido novamente para o domínio de tempo usando a transformada rápida inversa de Fourier (IFFT) no MatLab. O envelope máximo (e mínimo) do sinal foi então produzido usando uma rotina que seleciona o valor máximo (ou mínimo) do registro de tempo sob um intervalo de tempo determinado pela frequência dominante da resposta. A gama do envelope foi então dividida em 20 bandas em

alturas iguais para criar níveis de cruzamento. O registro da resposta ao longo do tempo foi analisado pela frequência de cruzamento duplo nos níveis definidos.

Chen (2011) se referiu ao estudo de Naess e Gaidai (2008), o qual mostrou que a relação entre os logaritmos da taxa de cruzamento,  $v_{R,D}$ , e a resposta da função de densidade e probabilidade, para o processo estacionário, foi quase linear na região da cauda. Para a probabilidade de excedência de  $p = 0,57$  e o tempo de processo de 10 minutos, um rearranjo da Equação 4.20 determina a taxa de cruzamento para cima de  $v_{R,D} = 9,37 \times 10^{-4}$ . Uma curva, conforme descrito na Equação 4.21, está apta para as medições dos dados usando o método de otimização dos mínimos quadrados de Levenberg-Marquardt, e rearranjada para determinar  $\frac{\hat{R}}{\sigma_R}$ , o fator de pico, o que corresponde a taxa de cruzamento de  $9,37 \times 10^{-4}$

$$p = \exp [-v_{R,D}T_p] \quad 4.20$$

$$v_{R,D} = a. \exp \left[ -b \left( \frac{R}{\sigma_R} - c \right)^d \right] \quad 4.21$$

Onde:

$v_{R,D}$  : taxa de cruzamento para cima de processo  $R(t)$ , tipo dupla barreira;

$\frac{R}{\sigma_R}$  : nível de cruzamento;

$a, b, c, d$  : constantes determinadas por algoritmos de otimização dos mínimos quadrados.

Uma descrição visual desse processo para o envelope máximo conforme mostrado na Figura 4.26. Nessa figura, o fator de pico de 2,18 foi derivado. Esse processo foi então repetido para o envelope mínimo do registro de tempo, e o maior dos dois valores de pico foi escolhido a ser o fator de pico de Chen do processo.

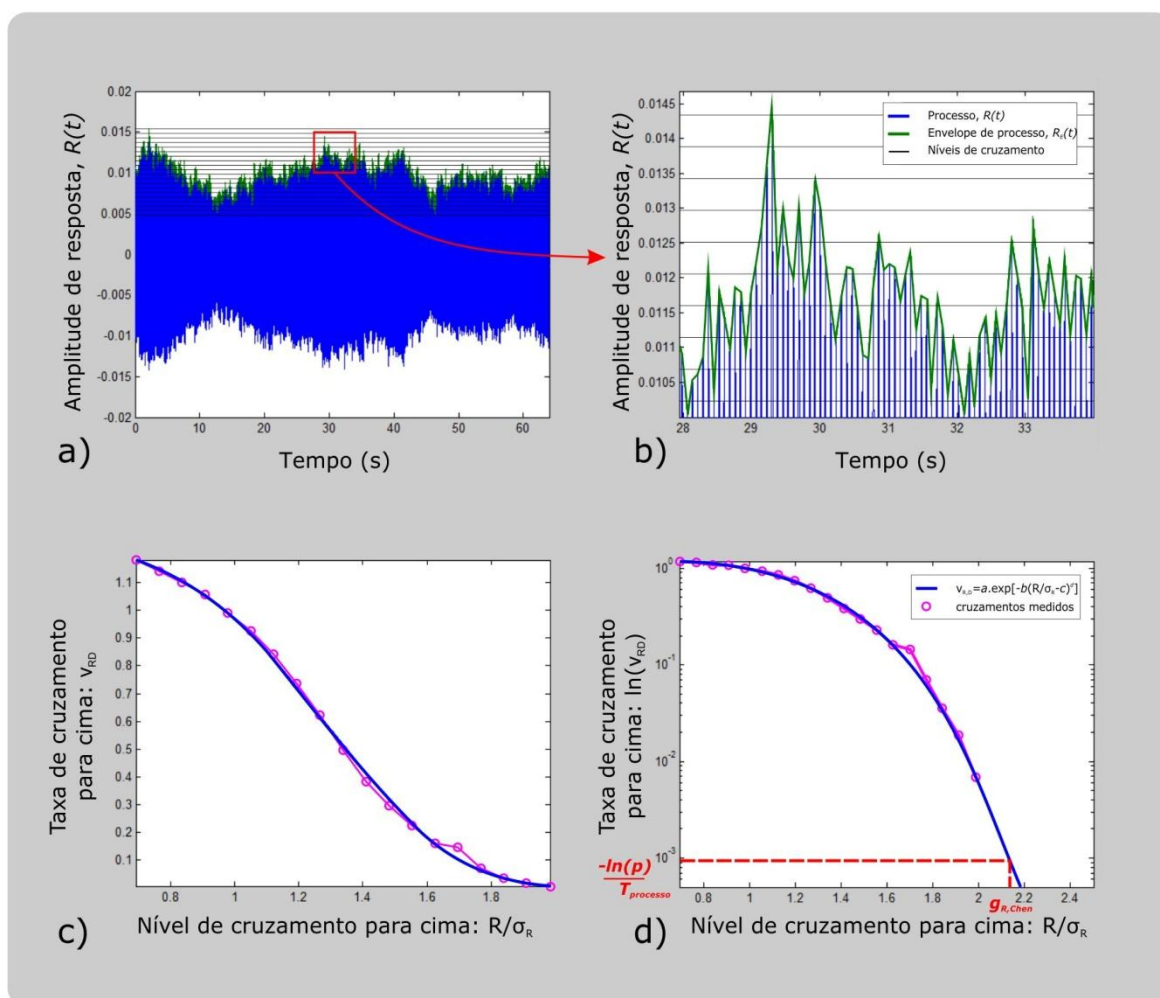


Figura 4.26 – Derivação do fator de pico de Chen

- a) Resposta de registro de tempo, resposta de envelope máximo e níveis de cruzamento;  
 b) Maior resolução da parte a);  
 c) Curva apropriada para os cruzamentos medidos;  
 d) Extrapolação do fator de pico.

A avaliação do fator de pico de Chen foi somente conduzida por respostas induzidas por vórtices. O parâmetro de largura de banda, conforme definido na Equação 4.18 foi avaliado primeiro. O critério de  $q < 0,1$  foi usado para definir uma resposta induzida por vórtices, ou uma resposta de banda estreita. Dos três fatores de picos avaliados para a resposta, o menor foi escolhido para representar o valor de pico traçado. Para as respostas de martelamento, esse geralmente foi o fator de pico de Vanmarcke, enquanto para uma resposta de banda estreita, e a resposta de vórtice induzido, o fator de pico de Chen foi o mais comum.

Até esse ponto, o movimento foi referido como uma simples “resposta” como ambas as acelerações, como medido pelos acelerômetros, e deslocamentos, assim como medido pelos

sensores de fibra óptica, são tratados da mesma maneira. Em algumas das configurações, conforme mostrado na Tabela 4.6, as acelerações ou deslocamentos não foram medidos diretamente por dispositivos de monitoramento, e as acelerações foram calculadas a partir dos espectros de deslocamento e inversamente, os deslocamentos calculados a partir das medidas do espectro de aceleração. O duplo diferencial e o duplo integral dos espectros são mostrados nas Equações 4.22 e 4.23.

$$S_a(f) = (2\pi f)^2 \cdot S_s(f) \quad 4.22$$

$$S_s(f) = \frac{S_a(f)}{(2\pi f)^2} \quad 4.23$$

Onde:

$S_a(f)$  : espectro de potência de aceleração para  $f$  (Hz);

$S_s(f)$  : espectro de potência de deslocamento para  $f$  (Hz).

Os desvios padrão das respostas derivadas foram calculados de acordo com a Equação 4.13. Embora a aceleração e o deslocamento do mesmo corpo fossem processos separados, o fator de pico para o processo derivado foi determinado como sendo o mesmo para o processo medido.

O objetivo da sonda de fio quente, colocada na esteira do modelo dinâmico, foi capturar a frequência dos vórtices se deslocando do modelo. Essa informação irá complementar os dados adquiridos pelo dispositivo de registro do movimento para identificar o mecanismo por trás da geração das vibrações induzidas por vórtices. Dependendo da qualidade dos dados registrados, também pode ser possível para obter um número de Strouhal adimensional para uma combinação particular da seção transversal e do ângulo de ataque.

Um exemplo do relacionamento entre as frequências do desprendimento de vórtices e as vibrações induzidas pelo modelo é apresentado na Figura 4.27 para o teste de cenário AD0-A com  $\alpha = 0^\circ$ . A série temporal registrado pela sonda de fio quente foi transferida ao domínio de frequência pelo FFT no Matlab. A densidade espectral de potência foi então analisada para encontrar a frequência com o conteúdo mais alto. Uma função média também foi aplicada a função espectral de potência e o seu máximo também foi encontrado. A função média, que fez uso de uma pequena janela retangular, reduziu o número de incrementos da largura de banda e

permite a fácil identificação de VVK. A rotina do MatLab produziu ambos os máximos e a frequência apropriada foi manualmente selecionada para representar a frequência dominante do desprendimento de vórtices. O gráfico espectral da densidade do VVK mostra que a faixa de frequências do desprendimento é muito mais ampla, parte c) da Figura 4.27, do que quando o corpo vibra a uma frequência dominante, parte a) da Figura 4.27. A parte b) mostra o desprendimento de VVK a uma frequência mais baixa do que a vibração do modelo em seu modo resonante de rotação. A frequência dominante do desprendimento é traçada contra a velocidade reduzida, conforme visto na parte d) da Figura 4.27 para uma frequência normalizada do desprendimento pela frequência da vibração na flexão vertical, de modo que o número de Strouhal possa ser derivado.

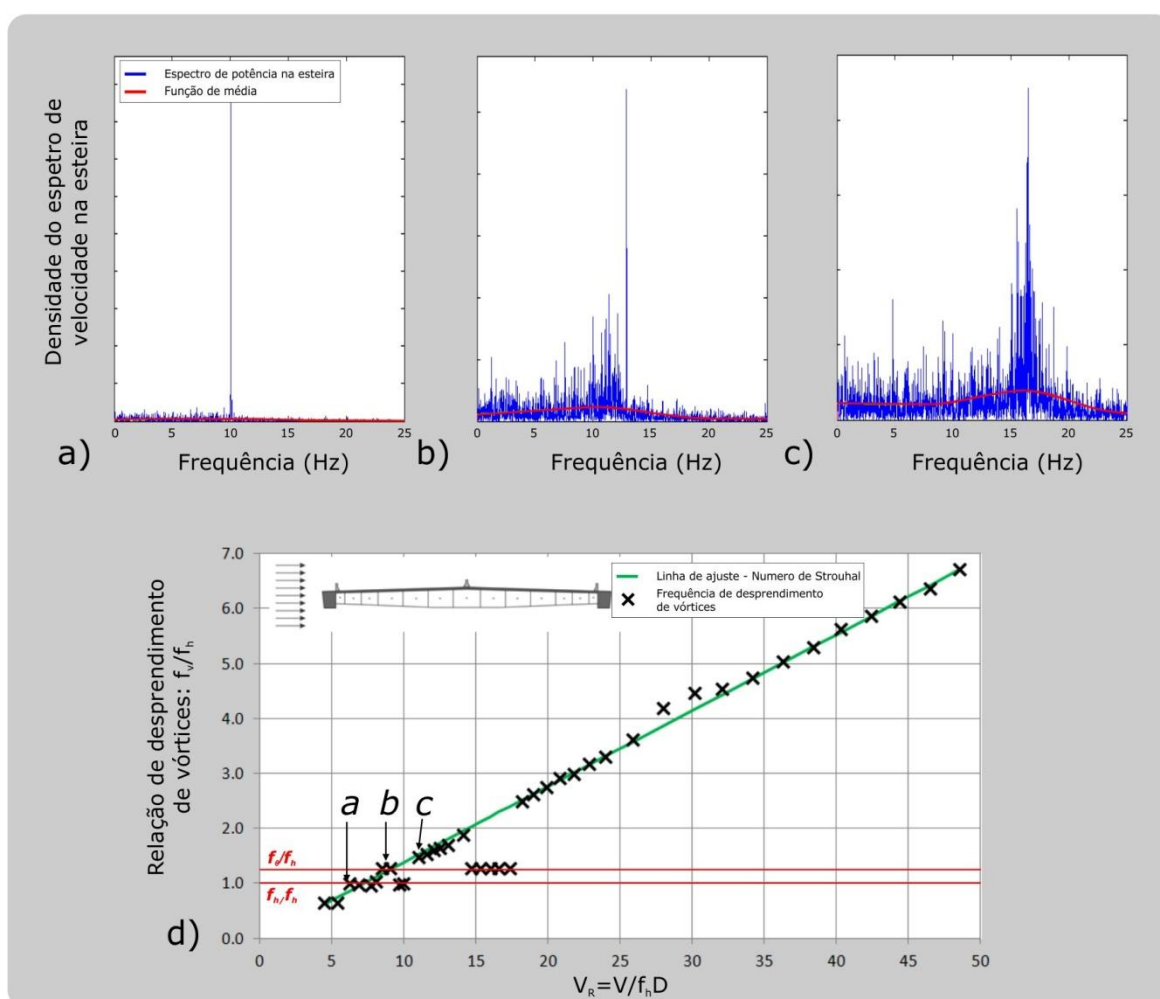


Figura 4.27 – Análise do desprendimento de vórtices para AD0-A,  $\alpha = 0^\circ$   
 a) condição de *lock-in* de flexão vertical;  
 b) condição de *lock-in* de rotação;  
 c) VVK em conformidade com número de Strouhal derivado

## 5. RESULTADOS E ANÁLISES

Essa seção descreve os vários resultados obtidos pela investigação experimental no tabuleiro da ponte com vigas de borda como descrito na *Seção 4: Investigação Experimental*. Embora o estudo seja focado nas vibrações induzidas por desprendimento de vórtices, e nos dispositivos para supressão do mesmo, testes foram conduzidos para velocidades de vento altas, na tentativa de encontrar as velocidades de disparo para drapejamento. Um sumário das velocidades de disparo para as vibrações induzidas por desprendimento de vórtices e drapejamento, como determinado pelas várias normas de projeto de pontes, é apresentado na Tabela 5.1, conforme detalhado na *Seção 2.8: Procedimentos normativos dos efeitos aerodinâmicos nas pontes*. Nota-se que a velocidade de disparo para o galope não é incluída já que a razão de esbeltez do tabuleiro sob consideração,  $B/D = 10,4$ , é muito maior do que 4. A ponte foi considerada como tipo 1A, conforme definido pelo *British Design Rules for Aerodynamic Effects on Bridges* (Design Manual for Aerodynamic Effects on Bridges, 2001).

Tabela 5.1 – Sumário das velocidades críticas de disparo definidas pelas normas de pontes

Tipo de instabilidade	Símbolo	Velocidade crítica reduzida ( $V_R = V/fD_0$ )		
		ISO	EUROCODE	BDR
Vibrações induzidas p/ vórtices (vertical)	$V_{Rv,v}$	20,8	11,1	12,0
Vibrações induzidas p/ vórtices (torcional)	$V_{Rt,v}$	13,5	N/A	12,0
Drapejamento “flutter”	$V_{R,f}$	26,0	N/A	34,3

A resposta de aceleração do modelo dinâmico em escala reduzida de 1:70 do projeto não modificado, como definido na Figura 4.1, sob ação de vento, é apresentada na Figura 5.1. Estes resultados correspondem à configuração de teste AD0, com ângulos de ataque de  $\alpha=0^\circ$ ,  $-4^\circ$  e  $+4^\circ$ . Os valores apresentados são do RMS de aceleração no centro, e nas bordas do tabuleiro, em unidades de milli-gs ( $1mG = 9,81 \times 10^{-3} \text{ m/s}^2$ ). A aceleração medida no centro do tabuleiro representa a resposta vertical pura, e a resposta da borda do tabuleiro representa a superposição do componente de rotação multiplicado pelo raio de momento, e pelo movimento vertical puro, como definido na Equação 4.11. Os deslocamentos verticais e as rotações normalizadas para configuração AD0, são apresentados na Figura 5.4 para  $\alpha=0^\circ$ , na Figura 5.5 para  $\alpha=-4^\circ$  e na Figura 5.6 para  $\alpha=+4^\circ$ .



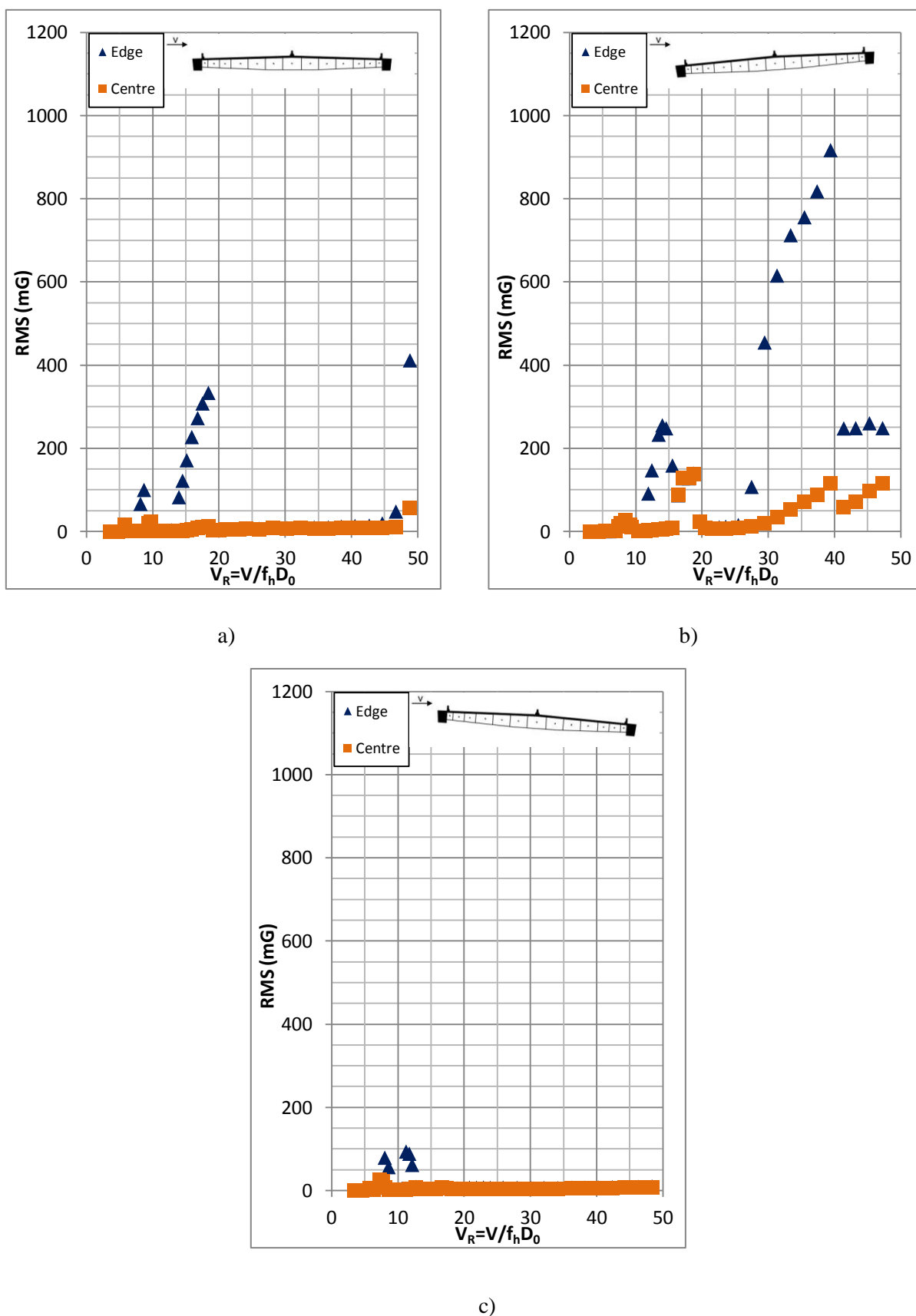


Figura 5.1 – RMS da aceleração nas bordas e no centro do tabuleiro para o projeto original do tabuleiro (AD0) a)  $\alpha = 0^\circ$ ; b)  $\alpha = -4^\circ$ ; c)  $\alpha = +4^\circ$

Não houve critérios de segurança, nem de conforto, adotados nas análises dos resultados, no entanto é visto na Figura 5.1 que a aceleração do modelo levemente amortecido, particularmente para  $\alpha=0^\circ$  e  $-4^\circ$ , passou bem acima dos critérios mais favoráveis definidos na Seção 2.7.5 *Critérios de projeto a respeito das vibrações induzidas por vórtices*. Apareceram vários picos em ambos os modos vibração, vertical e torcional, em cada um dos três ângulos de ataque testados.

Para  $\alpha=0^\circ$ , duas repostas limitadas de translação vertical foram encontradas abaixo  $V_{R,h} = 10$ . Três repostas limitadas em torção foram encontradas para  $V_{R,\theta} = 6, 11$  e o que parece ser a velocidade de disparo para drapejamento,  $V_{R,f}$ , a  $V_{R,\theta} = 36$ . Esse valor compara bem com  $V_{R,f}$ , obtido do *British Design Rules for Aerodynamic Effects on Bridges* (Design Manual for Aerodynamic Effects on Bridges, 2001) apresentado na Tabela 5.1. No entanto, as velocidades críticas de disparo para as vibrações induzidas por vórtices obtidos das normas apresentadas na Tabela 5.1 são mais elevadas do que as registradas nos ensaios. A comparação entre as magnitudes das acelerações verticais e rotacionais podem ser vistas na Figura 5.1, com a aceleração na borda do tabuleiro causada pela rotação sendo consideravelmente mais elevada do que no seu centro, tal como esperado.

As velocidades críticas de disparo para as vibrações induzidas por vórtices na translação vertical foram mais altas para  $\alpha=-4^\circ$ , quando comparadas com  $\alpha=0^\circ$ . As magnitudes das vibrações verticais e torcionais induzidas por vórtices também foram maiores quando comparado com  $\alpha=0^\circ$ . Uma forte vibração torcional foi observada para  $V_{R,\theta} = 36$ , com uma velocidade de disparo de  $V_{R,\theta} = 20$ . Uma vibração vertical também foi observada no início dessa resposta torcional.

As repostas limitadas para  $\alpha=+4^\circ$  foram muito menores em magnitude comparadas a ambos  $\alpha=0^\circ$  e  $-4^\circ$ , e todas ocorreram para velocidades reduzidas inferiores. Portanto, as investigações do desempenho dos dispositivos aerodinâmicos passivos deveriam focar nos casos de  $\alpha=0^\circ$  e  $-4^\circ$  para ambas as repostas, vertical e torcional.

Comparações entre os três diferentes sistemas de avaliação para aceleração e deslocamento do tabuleiro original são apresentadas nas Figura 5.2 e Figura 5.3. Esses gráficos servem para destacar a variação dos resultados para a mesma configuração do modelo em diferentes ocasiões, bem como para diferentes dispositivos de gravação de movimento. As figuras representam a configuração teste dos AD0 e AD0-A para  $\alpha=-4^\circ$  conforme definido na Tabela 4.6. Esse ângulo de ataque foi escolhido para a comparação devido às maiores amplitudes das vibrações induzidas por vórtices para translação vertical e torcional. As diferenças na determinação dos resultados da aceleração, como mostrado na Figura 5.2, são como se segue:

- O teste AD0 foi conduzido somente com os dispositivos de acelerômetros primários, com a saída dos dados diretamente em aceleração. As razões de amortecimento de  $\zeta_h=0,23\%$  e  $\zeta_\theta=0,13\%$  foram medidas durante a calibração do modelo.
- O teste AD0-A foi conduzido com ambos os acelerômetros primários e os sensores de deslocamento de fibra óptica. A saída dos sensores de deslocamento foi derivada duas vezes, como descrito na *Seção 4.4.6 Procedimentos de processamento de dados*, para chegar aos valores de aceleração. As razões de amortecimento de  $\zeta_h=0,22\%$  e  $\zeta_\theta=0,19\%$  foram medidas durante a calibração do modelo.

Por isso, a comparação viável pode ser feita entre os resultados dos acelerômetros primários para dois testes separados. Uma comparação viável também pode ser feita entre as acelerações medidas pelos acelerômetros, e aquelas derivadas do sensor de deslocamento. As acelerações concordaram muito bem para os três conjuntos de resultados, com exceção dos resultados obtidos entre  $V_{R,h}=30$  e 40. Nessa região, uma grande separação entre os picos do RMS para AD0 e AD0-A foi vista, especialmente para a resposta torcional. O pico do RMS da aceleração na borda da ponte para AD0 a  $V_{R,h}=40$  foi mais do que o dobro da aceleração registrada por ambos os dispositivos de gravação de movimento do caso AD0-A. Esta redução de amplitude pode ser explicada pelo aumento de 50% no amortecimento rotacional de AD0 a AD0-A. É provável que o aumento em amortecimento rotacional seja causado pela adição de 4 cabos extras conectados ao componente dinâmico. Apesar de serem extremamente leves, estes cabos de fibra óptica moveram com o modelo dinâmico para adicionar amortecimento ao sistema. Deve ser notado que a adição destes cabos não induziu uma mudança ao sistema de amortecimento vertical, e mesmo com o amortecimento adicional, um bom acordo entre os resultados foi encontrado para velocidades de vento mais baixas.

A determinação dos deslocamentos do mesmo modelo não modificado mantém em bom acordo com aquele das acelerações, em que:

- O teste AD0 foi conduzido com somente os dispositivos de acelerômetros primários, com os dados numericamente integrados, como descrito na *Seção 4.4.6 Procedimentos de processamento de dados*, para chegar às respostas de deslocamento.
- O teste AD0-A foi conduzido com ambos os acelerômetros primários e os sensores de deslocamento de fibra óptica. As saídas dos acelerômetros foram numericamente integradas para calcular os deslocamentos, e a saídas dos sensores ópticos foram em termos de deslocamento.

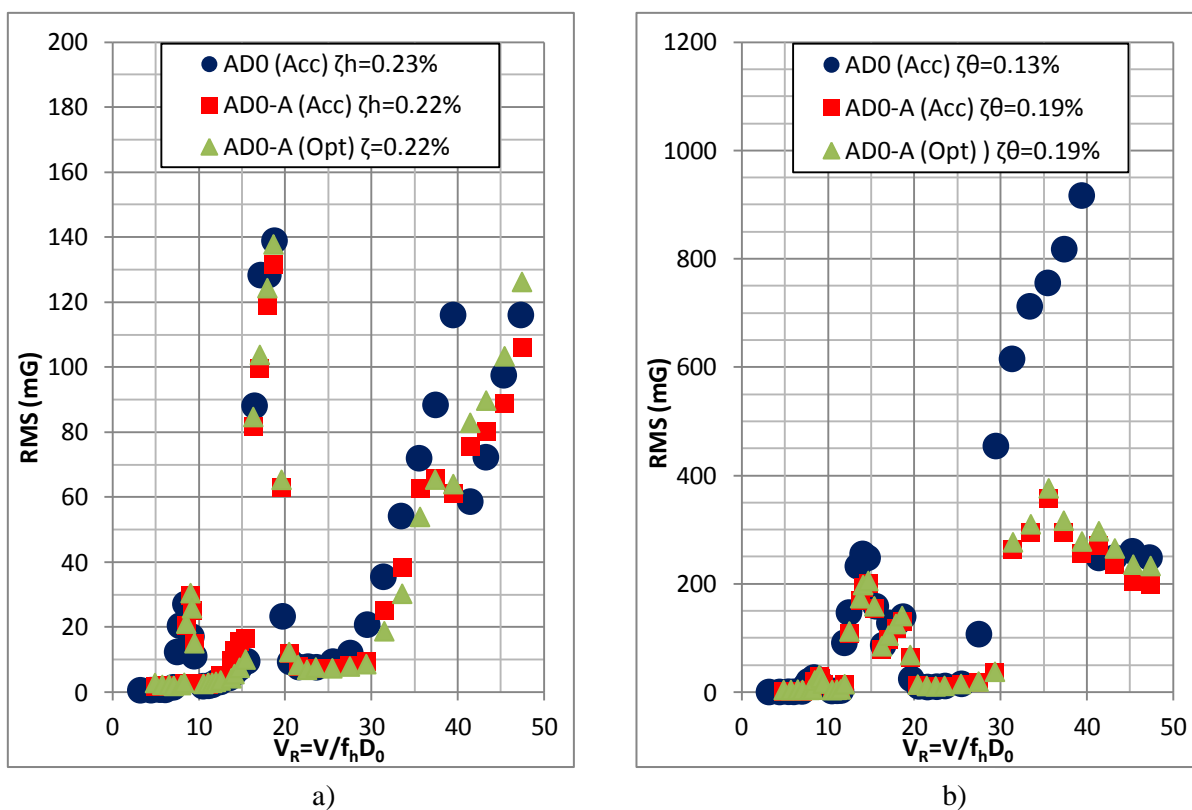


Figura 5.2 – Comparações entre RMS das acelerações gravadas a) no centro e b) na borda, com os acelerômetros primários (AD0), os acelerômetros secundários (AD0-A) e acelerações derivadas numericamente dos sensores ópticos (AD0-A) para ensaios do tabuleiro original  $\alpha = -4^\circ$

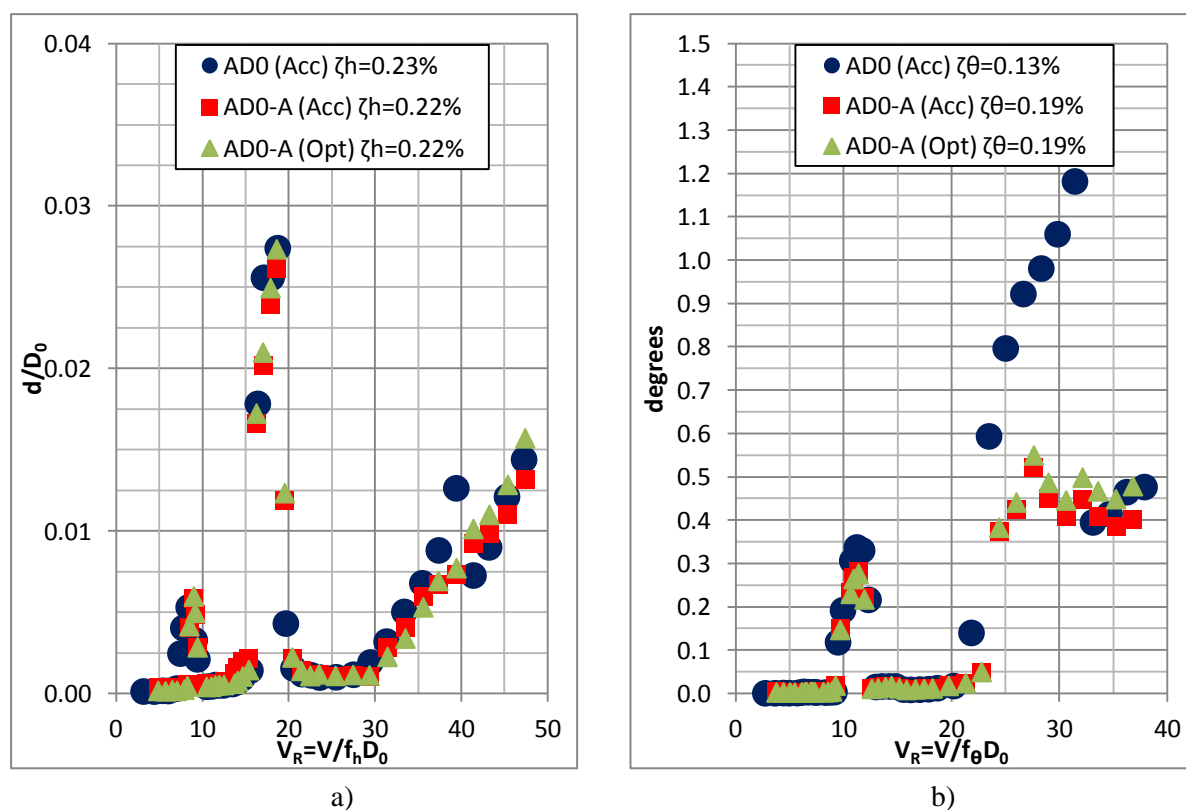


Figura 5.3 – Comparações entre RMS dos deslocamentos gravados a) no centro e b) na borda, com a integração dos acelerômetros primários (AD0), integração dos acelerômetros secundários (AD0-A) e os deslocamentos dos sensores ópticos (AD0-A) para ensaios do tabuleiro original  $\alpha = -4^\circ$

Nota-se que os deslocamentos e as acelerações seguem o mesmo padrão de resposta para o intervalo de velocidades testadas. O aumento no amortecimento rotacional causou uma divergência no RMS para velocidades do vento mais elevadas entre os dois testes, AD0 e AD0-A, e os deslocamentos integrados numericamente da aceleração se correlacionaram bem com aqueles medidos pelos sensores ópticos. Isso dá confiança para os resultados de todos os testes realizados, apesar do fato de que foram utilizados três sistemas diferentes de dispositivos de gravação de movimento.

A variação do amortecimento entre os testes colocou problemas para a avaliação da eficácia dos dispositivos aerodinâmicos. Como um aumento no amortecimento tipicamente provoca uma redução das amplitudes de vibração, as configurações que tiveram níveis de amortecimento elevados em comparação com o projeto não modificado, podem ter uma vantagem na sua capacidade de suprimir as vibrações induzidas pelos vórtices, o que não é atribuível a uma mudança do regime de escoamento provocado pelo dispositivo aerodinâmico. Isto é particularmente válido para a resposta de rotação – como muitas configurações dos testes foram conduzidas com dispositivos de registro de movimento adicionais, e por isso, cabos adicionais introduziram mais amortecimento no sistema.

As respostas normalizadas de deslocamento e rotação de todas as configurações testadas, com exceção dos retestes de AD0-A e AD-7a, são apresentadas nas Figura 5.4 à Figura 5.33. Gráficos comparativos das razões de amortecimento em translação e em rotação para todos os testes são apresentados na Figura 5.34 e na Figura 5.35, respectivamente.

As vibrações induzidas por vórtices são geralmente um fenômeno de baixa velocidade do vento, no entanto muitas vibrações limitadas são registradas pelo modelo seccional a altas velocidades do vento. Para o propósito de análise, foi feita uma divisão a uma velocidade do vento de 20m/s em grande escala, para separar as respostas de velocidades baixa e alta do vento. Esta velocidade do vento foi escolhida conforme o limite considerando a afirmação do *British Design Rules for Aerodynamic Effects on Bridges* no qual o desconforto do movimento não é vivido por usuários de ventos acima de 20 m/s e corresponde a velocidade reduzida de  $V_{R,h} = 9,7$  para translação vertical, e  $V_{R,\theta} = 7,6$  para torção. As velocidades do vento entre 20m/s a 50m/s em grande escala são consideradas altas velocidades do vento. O limite superior foi escolhido arbitrariamente, e foi feito de modo a excluir essas vibrações em que um pico não foi alcançado devido à limitação das velocidades do vento testadas. Os picos do deslocamento normalizado e respostas rotacionais para faixas de velocidades baixas e altas

são apresentados a partir da Figura 5.36 à Figura 5.47. Estas figuras apresentam uma comparação direta das respostas extremas do modelo com os dispositivos aerodinâmicos, ao tabuleiro não modificado do caso AD0. As figuras são divididas entre respostas de velocidade baixa e de velocidade alta, e são coloridas dependendo da taxa percentual de alteração do projeto do tabuleiro original. No caso em que não há nenhum valor para um dispositivo particular, isto significa a supressão das vibrações induzidas pelos vórtices. Um sumário qualitativo da efetividade de cada dispositivo aerodinâmico em suprimir as vibrações induzidas por vórtices para velocidades baixas do vento é apresentado na

Tabela 5.3, e para velocidades altas do vento na

Tabela 5.4.

As velocidades de disparo para vibrações induzidas por vórtices para todos os casos são traçadas a partir da Figura 5.48 à Figura 5.53. Também estão incluídos nos gráficos as equações de Shiraishi e Matsumoto (1983) e Naudascher e Wang (1993) que definem as velocidades críticas teóricas para as vibrações induzidas por vórtices tipo VIM. As equações seguem abaixo:

As equações de Shiraishi e Matsumoto (1983), como apresentadas na Equação 5.1 e 5.2 são aplicadas na Figura 5.48 e na Figura 5.49 para  $\alpha=0^\circ$ :

$$V_{Rv,v} = \frac{B}{D} \frac{1}{0,6n} \quad 5.1$$

$$V_{Rt,v} = \frac{B}{D} \frac{2}{0,6(2n - 1)} \quad 5.2$$

Onde:

$V_{Rv,v}$  : velocidade de disparo reduzida, para oscilações verticais induzidas por vórtices;

$V_{Rt,v}$  : velocidade de disparo reduzida, para oscilações rotacionais induzidas por vórtices;

$B/D$  : relação de esbeltez entre a largura e a altura do corpo rombudo;

$n$  : Número de ciclos de movimento para o vórtice separado da borda de barlavento alcançar a borda de sotavento.

A equação de Naudascher e Wang (1993) para ângulos de ataque diferentes de zero é apresentada na Equação 5.3, e é aplicada na Figura 5.50 para  $\alpha=-4^\circ$ , e na Figura 5.52 para  $\alpha=+4^\circ$ .

$$V'_{Rv,v} = \frac{1}{0,6n \left( \tan\alpha + \frac{D}{B} \right)} \quad 5.3$$

Uma modificação na Equação 5.3 é feita para derivar a velocidade de disparo das vibrações induzidas pelos vórtices em rotação. A Equação 5.4 é traçada na Figura 5.51 para  $\alpha=-4^\circ$ , e na Figura 5.53 para  $\alpha=+4^\circ$ .

$$V'_{Rt,v} = \frac{2}{0,6(2n - 1) \left( \tan\alpha + \frac{D}{B} \right)} \quad 5.4$$

Onde:

$V'_{Rv,v}$  : velocidade crítica reduzida de disparo para oscilações verticais induzidas por vórtices considerando a altura efetiva,  $D'$ , como a dimensão característica;

$V'_{Rt,v}$  : velocidade crítica reduzida de disparo para oscilações rotacionais induzidas por vórtices considerando a altura efetiva,  $D'$ , como a dimensão característica;

Um sumário dos números de Strouhal derivados a partir das medições do fio quente na esteira do modelo aparece na Tabela 5.2. Os dados são incompletos para um número de dispositivos aerodinâmicos e ângulos de ataque devido tanto à sonda de fio quente não está sendo usada, ou a sua incapacidade de captar a frequência de desprendimento dos vórtices causados pelo posicionamento incorreto do fio quente. Também estão incluídas na Tabela 5.2, as velocidades críticas reduzidas para vibrações induzidas de VVK.

As análises da resposta dinâmica do tabuleiro não modificado mostram que as vibrações induzidas por vórtices ocorreram para velocidades baixas e altas de vento, para  $\alpha=0$  e  $\alpha=-4^\circ$ , e velocidades baixas para  $\alpha=+4^\circ$  em ambas translação vertical e torção, com as respostas mais severas que ocorrem para  $\alpha=-4^\circ$ . Traçando as velocidades de disparo das vibrações observadas com as teóricas da Equação 5.1 na Figura 5.48 para translação vertical e, da

Equação 5.2 na Figura 5.49 para torção, indica que as velocidades críticas, para ambos os modos de vibração, seguem as velocidades teóricas de disparo para o movimento induzido pelos vórtices (VIM). O que inicialmente acreditou-se ser a velocidade de disparo do drapejamento a  $V_{R,\theta} = 36$ , é na verdade a velocidade de disparo para as vibrações induzidas por vórtices, como definido pela Equação 5.2 para  $n=1$ . As vibrações limitadas para velocidades do vento baixas correspondem às mesmas equações para valores de  $n=2$  e  $n=3$ . Os números de Strouhal, como definidos na Tabela 5.2 para a configuração original e  $\alpha=0^\circ$ , indicam velocidades críticas para vibrações do tipo VVK que não foram observadas nas análises. Isso indica que as vibrações sofridas pelo tabuleiro não modificado para  $\alpha=0^\circ$  são classificados como Grupo 2 de acordo com Shiraishi e Matsumoto (1983), e ILEV de acordo com Naudascher e Wang (1993). Essas classificações apresentam os seguintes características:

- Considera-se parte do grupo de vórtices VIM, onde um deslocamento inicial é necessário para o iniciar o desprendimento dos vórtices.
- Dois tipos de vórtices são desprendidos – um maior, vórtice primário no ponto de separação da borda de barlavento, e um menor, vórtice secundário na borda de sotavento. Os dois vórtices unem-se na esteira do corpo.
- Nenhuma relação entre o número de Strouhal e as velocidades críticas, no entanto o VVK pode causar o deslocamento inicial necessário para iniciar VIM.

Deniz e Staubli (1997) notaram que os ILEV são normalmente encontrados nos corpos rombudos com razões de esbeltez de até 9, enquanto Matsumoto (1993) afirmou que uma razão de esbeltez de 7,5 pode ser considerada o limite do alcance para as Equações 5.1 e 5.2. A razão de esbeltez para esse corpo é de  $B/D=10,4$ , no entanto, a forma da seção transversal não é de um cilindro retangular.

Pela identificação do correto mecanismo de vórtices que inicia as vibrações induzidas por vórtices, o regime de escoamento teórico em torno do modelo pode ser discutido baseado na geometria do tabuleiro. As vigas de borda marcam o primeiro ponto de contato para o vento, com uma barreira impermeável de tráfico localizada logo após na superfície superior do tabuleiro. Outra barreira de tráfico é localizada no centro do tabuleiro, e outra um pouco antes da borda posterior. Uma cavidade grande é situada na parte inferior do tabuleiro, com placas laterais com intervalos de 3,30m ligando as duas vigas de borda.



---

Usando como base, o trabalho de Nakagawa (1990) em um corpo rombudo em forma de H, a camada limite se separa na borda de viga em ambos os lados superior e inferior – com a camada cisalhante enrolando os vórtices depois da borda de viga na parte inferior, e depois da barreira impermeável de tráfico na parte superior. É provável que o primeiro vórtice desprendido na parte inferior do tabuleiro é maior do que no lado superior, pelo momento em que atinge a borda de sotavento. Isto se dá devido à profundidade da cavidade na parte inferior, e a interrupção do crescimento do vórtice na parte superior por meio da barreira de tráfico. A frequência do desprendimento do vórtice da borda de barlavento pode ser mais coerente na parte inferior da superfície do tabuleiro do que a da parte superior da superfície, devido a um possível efeito de canalização das placas transversais permitindo um padrão desprendimento mais bidimensional. A mistura da camada cisalhante ao longo do vão do modelo sobre a superfície superior é possível, e pode causar menos coerência.

Os vórtices primários separados crescem conforme se deslocam ao longo da camada cisalhante, tanto do lado superior ou inferior do tabuleiro, e finalmente, interferindo na extremidade posterior do tabuleiro. Logo após a borda posterior, o vórtice primário une-se com um vórtice secundário menor, que é desprendido da borda de sotavento. Para as vibrações verticais induzidas por vórtices, esse vórtice secundário é desprendido a partir do lado oposto do tabuleiro como o vórtice primário; para vibrações em torção, os dois vórtices são desprendidos do mesmo lado.

É hipotético que o vórtice primário desprendido do lado inferior do tabuleiro seja o mecanismo dominante na resposta do tabuleiro. Isso está de acordo com as respostas variadas para  $\alpha=-4^\circ$  e  $\alpha=+4^\circ$ . Para  $\alpha=-4^\circ$ , o gradiente da pressão no lado inferior da borda de barlavento se torna muito mais severo, induzindo altas pressões de sucção na zona de separação. A altura da cavidade perpendicular na direção do escoamento aumenta ao longo da largura do tabuleiro, permitindo um maior crescimento do vórtice primário. No momento em que o mesmo incide sobre a borda de sotavento para  $\alpha=-4^\circ$ , o vórtice primário é maior do que seria para  $\alpha=0^\circ$ , e uma força maior é transmitida para o tabuleiro. O oposto é verdadeiro para  $\alpha=+4^\circ$ : a inclinação reduz a severidade do gradiente de pressão na parte inferior da borda de barlavento, e a altura da cavidade debaixo do pavimento em toda a sua largura diminui. O vórtice primário desprendido da borda de barlavento inferior é muito menor no momento em que alcança a borda de sotavento para se unir com o vórtice secundário, e assim uma resposta menor é registrada.

As velocidades críticas de disparo para vibrações induzidas por vórtices para  $\alpha=-4^\circ$  e  $\alpha=+4^\circ$  são apresentados da Figura 5.48 à Figura 5.53. Pode ser visto que para várias configurações a velocidade de disparo é alinhada com os valores teóricos como definidos nas Equações 5.3 e 5.4 para  $\alpha=4^\circ$ , no entanto outros não. Duas das três velocidades de disparo para as vibrações verticais no caso de  $\alpha=-4^\circ$  alinham com as equações para  $n=1$  e  $2$ , no entanto a resposta é também encontrada uma velocidade reduzida de disparo mais elevada que corresponde ao número de Strouhal conforme definido na Tabela 5.2, que poderia denotar as vibrações induzidas por vórtices do tipo AEVS. Dois picos são registrados para  $\alpha=-4^\circ$  em torção, com a velocidade crítica inferior coincidindo com  $n=2$ , e a mais elevada a uma velocidade reduzida, conforme determinado pelo  $\frac{2}{3}St'$ . Nenhum pico foi registrado para  $n=1$ . As velocidades de disparo para  $\alpha=+4^\circ$  concordam com as velocidades teóricas para  $n= 1, 2$  e  $3$  para translação vertical, e  $n=2$  e  $3$  em torção.

O desempenho total dos três projetos de narizes de vento testados (AD1, AD2 e AD3) foi ruim. Somente AD3, com seu vértice mais centralizado, mostrou um melhor desempenho para algumas configurações e velocidades. Os narizes de vento foram incapazes de suprimir as vibrações induzidas por vórtices, pois foram incapazes de tratar a sua fonte – a zona de separação no lado inferior da borda de barlavento. Considerando que AD3 foi o nariz de vento com o melhor desempenho, talvez um nariz de vento com um vértice mais para baixo, em plano com o lado inferior da borda de barlavento, seja melhor do que os narizes de vento testados. Pode ser afirmado que o nariz de vento sozinho não deveria ser usado como dispositivo aerodinâmico para suprimir as vibrações induzidas por vórtices em um tabuleiro de viga de borda – e dependendo do projeto do nariz de vento, pode até piorar o desempenho da ponte.

A placa soffit (AD4) teve o melhor desempenho dos dispositivos testados. Foi capaz de eliminar as vibrações induzidas por vórtices para velocidades baixas e altas do vento  $\alpha=0^\circ$  e  $\alpha=+4^\circ$ , e reduziu significativamente as vibrações de translação vertical e rotação para  $\alpha=-4^\circ$ . As vibrações reportadas,  $\alpha=-4^\circ$ , todas tiveram as velocidades críticas de disparo alinhadas com os valores teóricos. A placa soffit fechou a cavidade abaixo da ponte que permitia o crescimento do vórtice primário. Com a placa soffit instalada, a zona de separação na borda de barlavento inferior se mantém, no entanto a camada cisalhante se recola na superfície da placa soffit, para somente se separar novamente na borda de sotavento. Esse não é o caso para  $\alpha=-4^\circ$ , como a inclinação permite o crescimento do vórtice de separação conforme se desloca

em direção a borda de sotavento – no entanto a placa soffit tem o efeito de reduzir o tamanho do vórtice, e por isso a força transmitida para o corpo. O uso de uma placa soffit para suprimir as vibrações induzidas por vórtices em tabuleiro de viga de borda é altamente recomendável.

As duas linhas das placas defletoras instaladas na parte de baixo do tabuleiro (AD5) foram efetivas na melhora das vibrações induzidas por vórtices. Esse foi o caso para todos os ângulos de ataque testados, em ambos os modos de vibração para altas velocidades do vento; no entanto, isso pode ser um atributo do elevado nível de amortecimento rotacional. As vibrações induzidas por vórtices foram quase completamente eliminadas para  $\alpha=0^\circ$  e  $+4^\circ$ , e foi reduzida principalmente para  $\alpha=-4^\circ$ . Somente um pico de cada translação vertical e rotação foram registrados para  $\alpha=0^\circ$ , com uma velocidade de disparo igual à relacionada ao número de Strouhal conforme definido na Tabela 5.2, bem como definido nas Equações 5.1 e 5.2 para  $n=3$ . Como nenhum outro pico foi registrado para coincidir com  $n=1$  ou  $n=2$ , pode ser determinado que essas vibrações foram relacionadas ao VVK, que poderia colocar o tabuleiro da ponte com as placas defletoras firmemente dentro do Grupo 3 (Shiraishi e Matsumoto, 1983), e no TEVS (Naudascher e Wang, 1993). As placas defletoras funcionaram com sucesso para inibir os vórtices primários sendo desprendidos da borda de barlavento inferior, e resulta em apenas a camada cisalhante de instabilidade dupla na esteira sendo capaz de criar vibrações induzidas por vórtices no tabuleiro. Este, no entanto, não foi o caso para  $\alpha=-4^\circ$ , o que tem duas respostas limitadas em translação vertical e uma em torção, com as velocidades de disparo alinhando-se com as velocidades de disparo teóricas do tipo VIM. O uso das placas defletoras para suprimir as vibrações induzidas por vórtices no tabuleiro do tipo viga de borda é altamente recomendável, porém mais testes podem ser necessários com valores menores de amortecimento.

A adição da tela curva para a configuração com as placas defletoras (AD6) foi uma decisão impulsiva feita durante os testes. Isto foi uma tentativa de melhorar a resposta rotacional para  $\alpha=-4^\circ$ , o que não teve as vibrações induzidas por vórtices eliminadas para qualquer dispositivo aerodinâmico testado. Conforme mostra os resultados, a combinação da tela com as placas defletoras quase que eliminou completamente a resposta rotacional para  $\alpha=-4^\circ$ , com somente uma resposta registrada que coincide com as velocidades críticas teóricas de VIM para  $n=2$ . O desempenho dessa combinação de dispositivos foi ruim para outros ângulos de ataque, exibindo as maiores vibrações em translação vertical para  $\alpha=+4^\circ$ . Embora tenha tido o melhor desempenho na supressão das vibrações mais violentas experienciadas pelo projeto

original, não é recomendado que essa combinação de tela curvada com telas defletoras seja usada em um tabuleiro de ponte de borda de viga.

O desempenho das aletas instaladas nas bordas inferiores (AD7) foi muito bom para um número de configurações, com a exceção de translação vertical para  $\alpha=0^\circ$  e  $\alpha=-4^\circ$ . Semelhante às telas defletoras, o pico solitário a velocidade baixa do vento é relacionada ao VVK, conforme o número derivado de Strouhal apresenta um bom acordo com a velocidade crítica de disparo em translação vertical. Isso indica que os VIM são suprimidos pelas aletas, e que a camada cisalhante dupla de instabilidade na esteira do corpo é responsável pela vibração para essa velocidade baixa do vento. Novamente, a supressão dos VIM para  $\alpha=-4^\circ$  e  $\alpha=+4^\circ$  não foi possível, pois as observadas velocidades críticas de disparo indicaram uma forte relação com os valores teóricos. O desenvolvimento de um sistema de aletas que seja capaz de eliminar as vibrações para velocidades baixas do vento é possível, e é recomendado que as aletas sejam usadas como um dispositivo aerodinâmico – no entanto, outros experimentos no seu dimensionamento são necessários. O uso das aletas em combinação de outro dispositivo aerodinâmico para combater o VVK é outra opção. Outros ensaios também devem ser realizados em uma escala de comprimento maior do que 1:70, para analisar se há algum efeito do número de Reynolds relacionados ao canal entre as aletas e a extremidade do tabuleiro da ponte para baixas velocidades do vento. Comparações do número de Reynolds foram feitas entre este canal, e o escoamento entre duas placas paralelas, conforme apresentado na *Seção 4.3.3: Aletas*, indicando que seja aceitável uma velocidade do vento em grande escala menos de 12 m/s no canal.

Os dispositivos experimentais de onda curta e onda longa SPPM (AD8 e AD9) mostraram uma habilidade excelente para suprimir todas as vibrações induzidas por vórtices para  $\alpha=0^\circ$ , bem como vibrações torcionais para outros ângulos de ataque. Níveis elevados de amortecimento rotacional foram registrados para ambos os SPPM quando comparados a outros dispositivos testados. As vibrações em translação vertical foram iguais ou piores pelos dispositivos de SPPM para ângulos de ataque diferentes de zero. A desagregação da coerência do desprendimento do vórtice ao longo do vão, pela mudança constante de largura, foi capaz de melhorar substancialmente o desempenho para  $\alpha=0^\circ$ . Esse não foi o caso para  $\alpha=-4^\circ$ , e os dispositivos de SPPM tiveram um efeito similar aos narizes de vento. Em ambos os casos do SPPM e dos narizes de vento, as bordas estendidas criaram uma zona de separação maior na borda de sotavento inferior – permitindo a geração de vórtices primários fortes. O dispositivo de onda curta SPPM teve um melhor desempenho total do que o dispositivo de onda longa, e pode ser causado pelo aumento do gradiente da onda, permitindo uma mistura maior da camada cisalhante separada. Um dispositivo SPPM solitário na viga de borda não é

recomendado para a supressão das vibrações induzidas por vórtices; no entanto, pode ser usada em combinação com outro dispositivo para suprimir as vibrações para diferentes ângulos de ataque, e em ambos os modos de vibração.

Tabela 5.2 – Números de Strouhal medidos e velocidades críticas reduzidas para VVK

Número de Teste	$\alpha = 0^\circ$		$\alpha = -4^\circ$		$\alpha = +4^\circ$	
	$St$	$V_{R,v}$	$St'$	$V'_{R,v}$	$St'$	$V'_{R,v}$
AD0-A	0,139	7,2	0,045	22,2		
AD1						
AD2						
AD3	0,125	8,0	0,062	16,2		
AD4	0,200	5,0	0,043	23,0		
AD5	0,152	6,6	0,52	19,1	0,096	10,4
AD6	0,127	7,9	0,045	22,1		
AD7-A	0,153	6,6	0,065	15,5		
AD8	0,134	7,5	0,043	23,4	0,088	11,4
AD9	0,136	7,4	0,043	23,1		

Tabela 5.3 – Desempenho dos dispositivos aerodinâmicos para velocidades baixas do vento ( $V < 20\text{m/s}$ )

Dispositivo Aerodinâmico	Translação vertical			Torção			Total
	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = -4^\circ$	$\alpha = +4^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = -4^\circ$	$\alpha = +4^\circ$	
AD1	Ruim	Ruim +	Ruim +	Ruim	Bom ++	Bom	<b>Ruim +</b>
AD2	Ruim	Ruim +	Ruim	Bom ++	Bom ++	Bom	<b>Ruim</b>
AD3	Bom	Bom	Ruim	Bom ++	Bom ++	Bom +	<b>Bom</b>
AD4	Bom ++	Bom	Bom +	Bom ++	Bom ++	Bom ++	<b>Bom +</b>
AD5	Bom	=	Bom +	Bom	Bom ++	Bom ++	<b>Bom</b>
AD6	Bom	Bom +	=	Bom	Bom ++	Bom +	=
AD7	Ruim	Ruim +	Bom	Bom ++	Bom ++	Bom +	=
AD8	Bom	=	Ruim	Bom +	Bom ++	Bom ++	=
AD9	Bom +	Ruim	=	Bom ++	Bom ++	Bom ++	<b>Bom</b>

Tabela 5.4 – Desempenho dos dispositivos aerodinâmicos para velocidades elevadas do vento  
( $20 \leq V \leq 50\text{m/s}$ )

Dispositivo Aerodinâmico	Translação vertical			Torção			Total
	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = -4^\circ$	$\alpha = +4^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = -4^\circ$	$\alpha = +4^\circ$	
AD1	Ruim +	Ruim	Ruim	Ruim +	=	Ruim +	<b>Ruim</b>
AD2	Ruim	Ruim	=	Ruim	Ruim +	Bom	<b>Ruim</b>
AD3	Ruim +	Bom	Bom	Bom	=	=	=
AD4	Bom ++	Bom	Bom ++	Bom ++	Bom	Bom ++	<b>Bom +</b>
AD5	Bom ++	Bom	Bom ++	Bom ++	Bom	Bom ++	<b>Bom +</b>
AD6	Ruim +	Bom	Ruim +	=	Bom +	Bom	=
AD7	Bom	Bom +	Bom ++	Bom ++	Bom	Bom ++	<b>Bom +</b>
AD8	Bom ++	Ruim	Bom ++	Bom +	Bom	Bom ++	<b>Bom</b>
AD9	Bom ++	=	Bom ++	Bom ++	Bom	Bom ++	<b>Bom +</b>

Tabela 5.5 – Descrição das avaliações de desempenho dos dispositivos aerodinâmicos

Comentário	Descrição	Varição de amplitude de pico
Bom ++	Eliminação total de VIV	-100%
Bom +	Redução substancial em amplitude de VIV	$-99\% \leq \Delta < -70\%$
Bom	Redução em amplitude de VIV	$-70\% \leq \Delta < -20\%$
=	Muito pouca ou nada de variação em VIV	$-20\% \leq \Delta \leq 20\%$
Ruim	Aumento na amplitude de VIV	$20\% < \Delta \leq 80\%$
Ruim +	Aumento substancial em amplitude de VIV	$\Delta > 80\%$

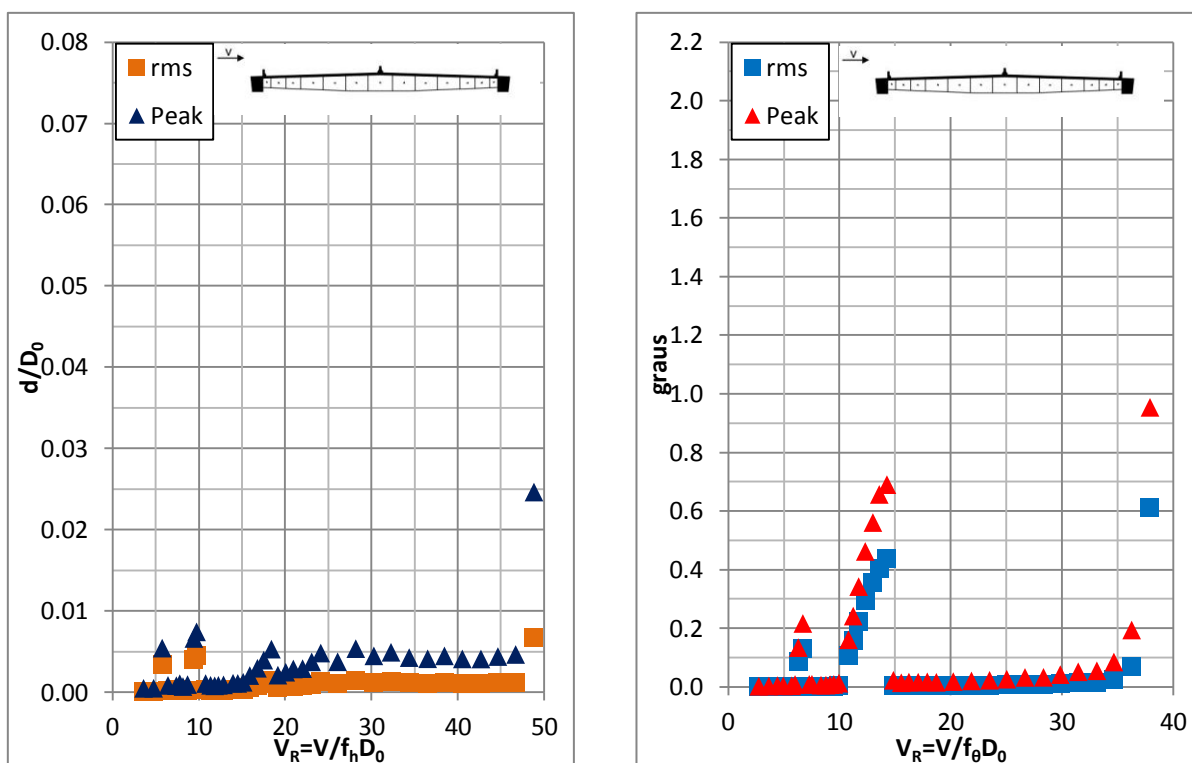


Figura 5.4 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Projeto original do tabuleiro (AD0).  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,21\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,13\%$

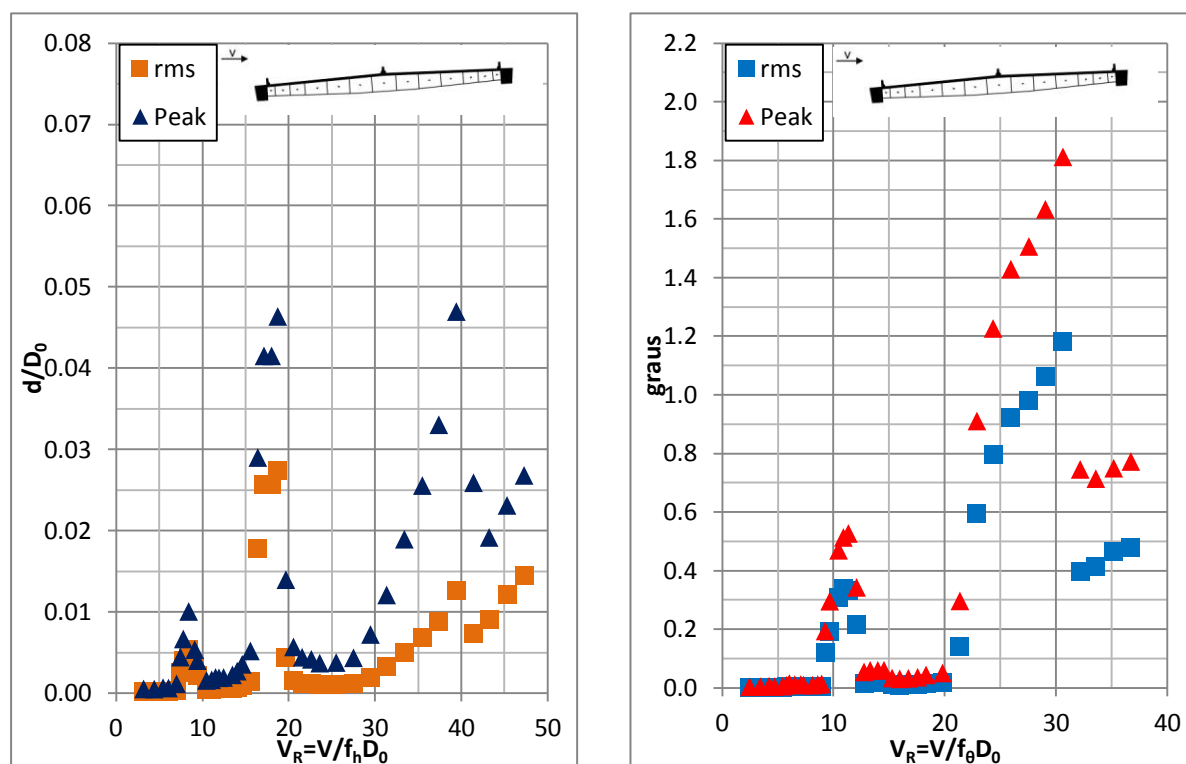


Figura 5.5 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Projeto original do tabuleiro (AD0).  $\alpha = -4^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,23\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,13\%$

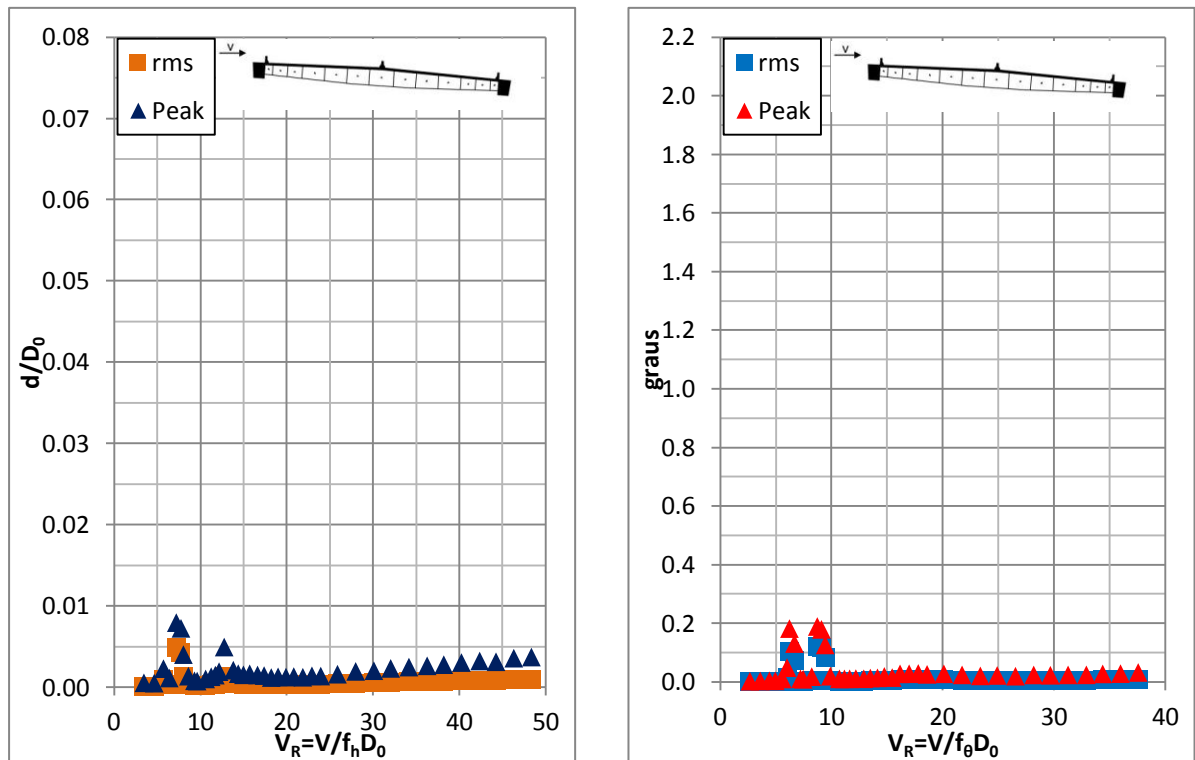


Figura 5.6 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Projeto original do tabuleiro (AD0).  $\alpha = +4^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,24\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,13\%$

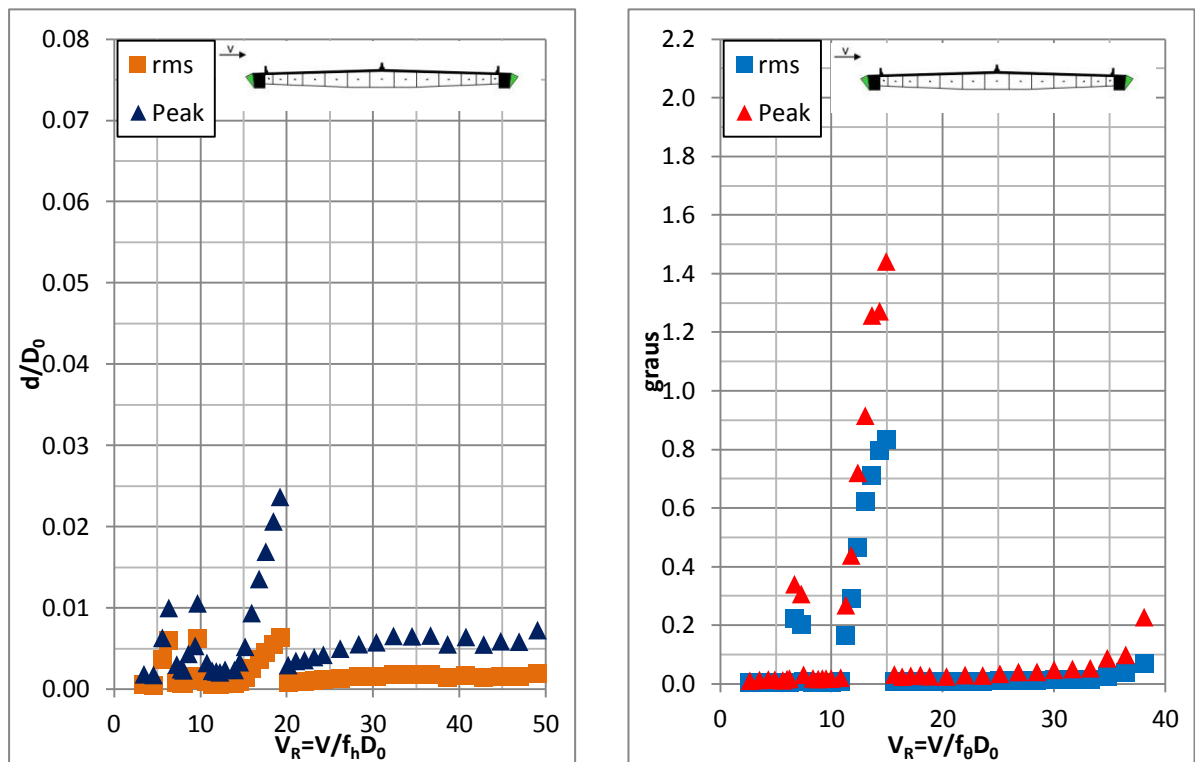


Figura 5.7 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com o Nariz de Vento #1 (AD1).  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,22\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,15\%$



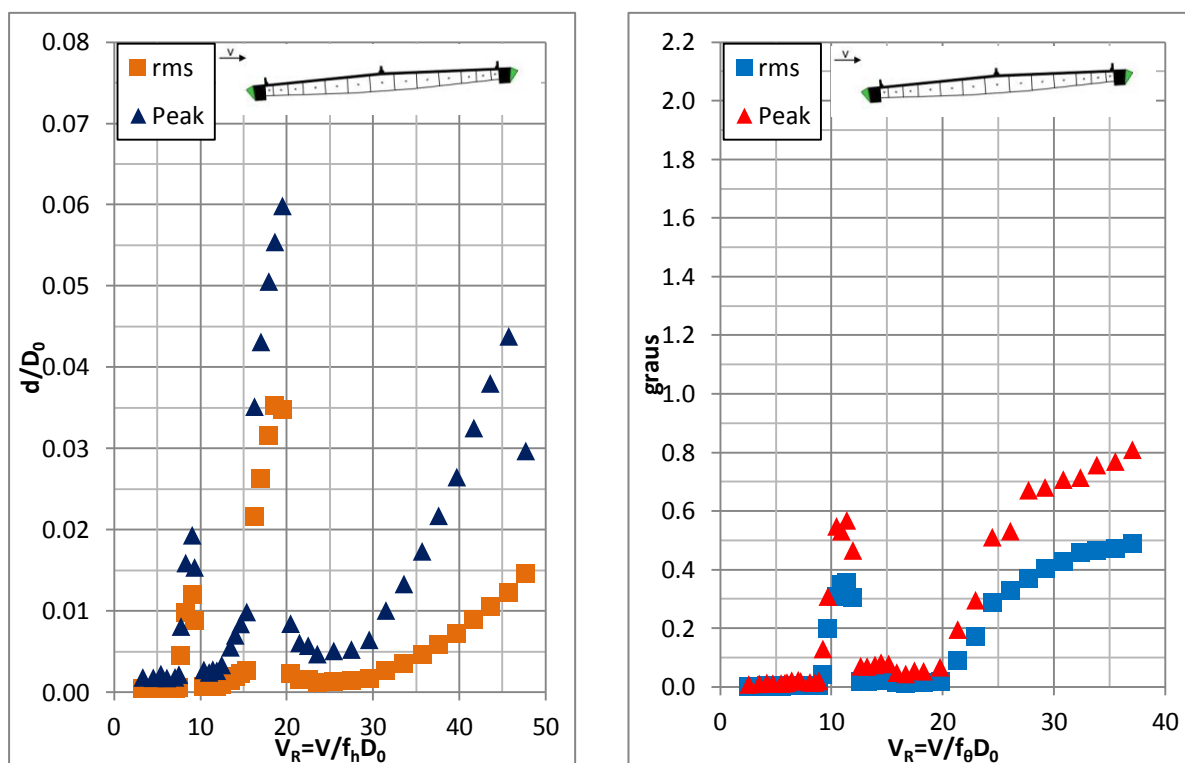


Figura 5.8 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com o Nariz de Vento #1 (AD1).  $\alpha = -4^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,20\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,14\%$

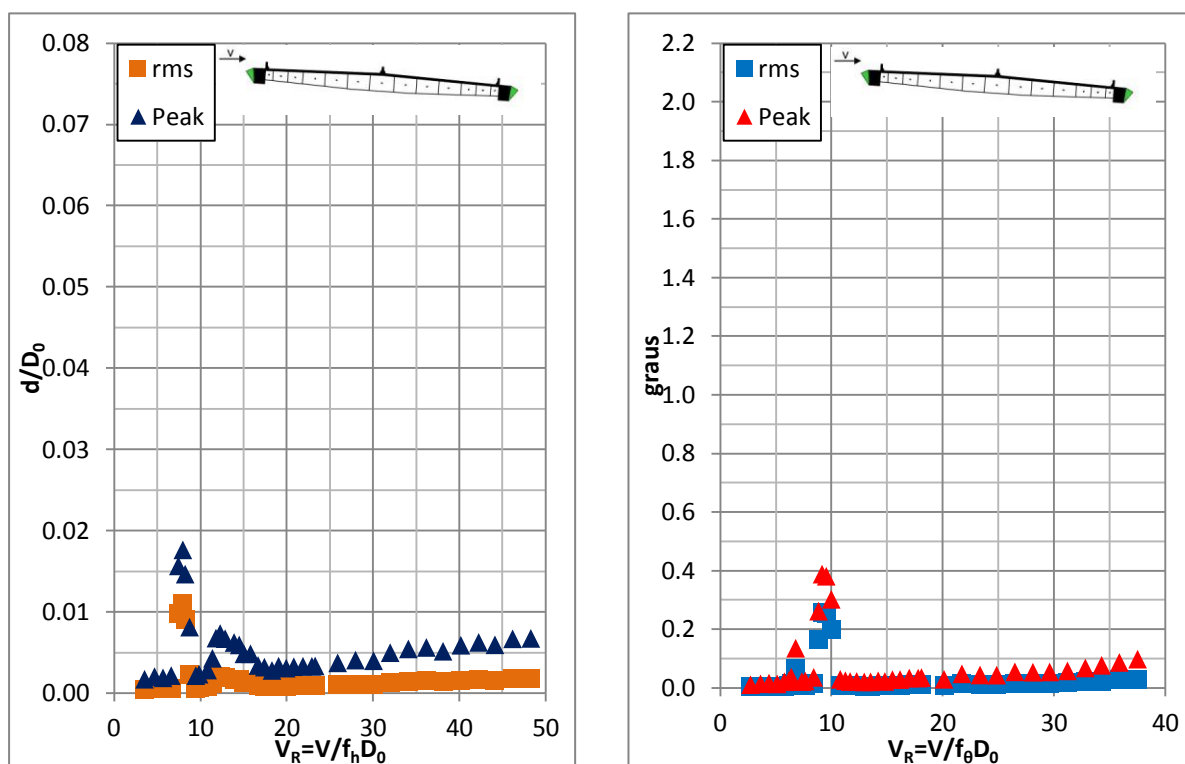


Figura 5.9 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com o Nariz de Vento #1 (AD1).  $\alpha = +4^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,25\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,12\%$

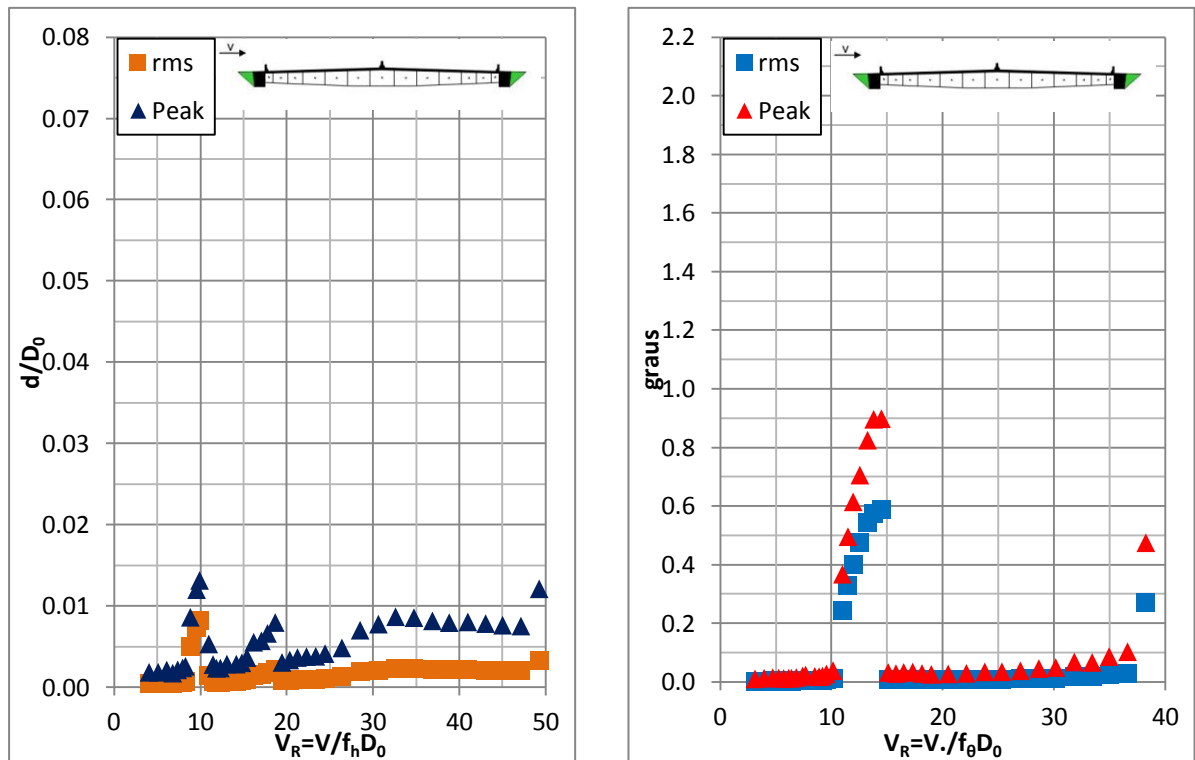


Figura 5.10 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com o Nariz de Vento #2 (AD2).  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,21\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,16\%$

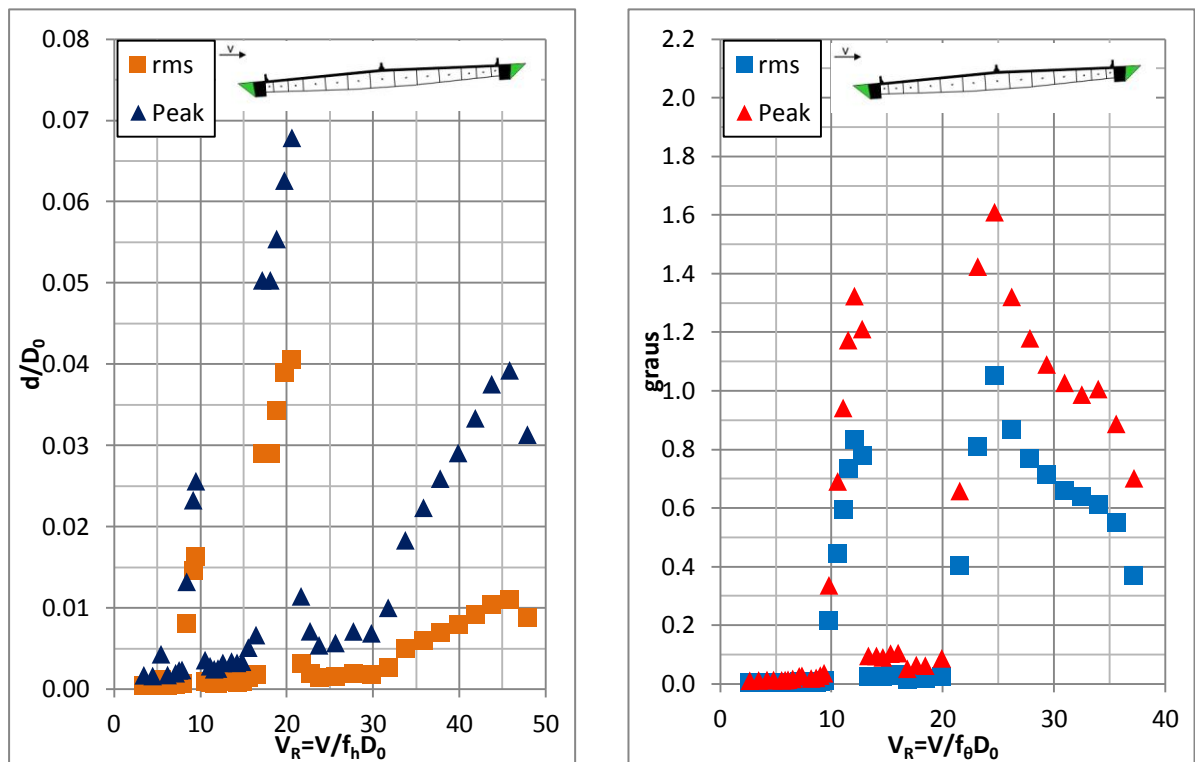


Figura 5.11 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com o Nariz de Vento #2 (AD2).  $\alpha = -4^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,20\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,18\%$

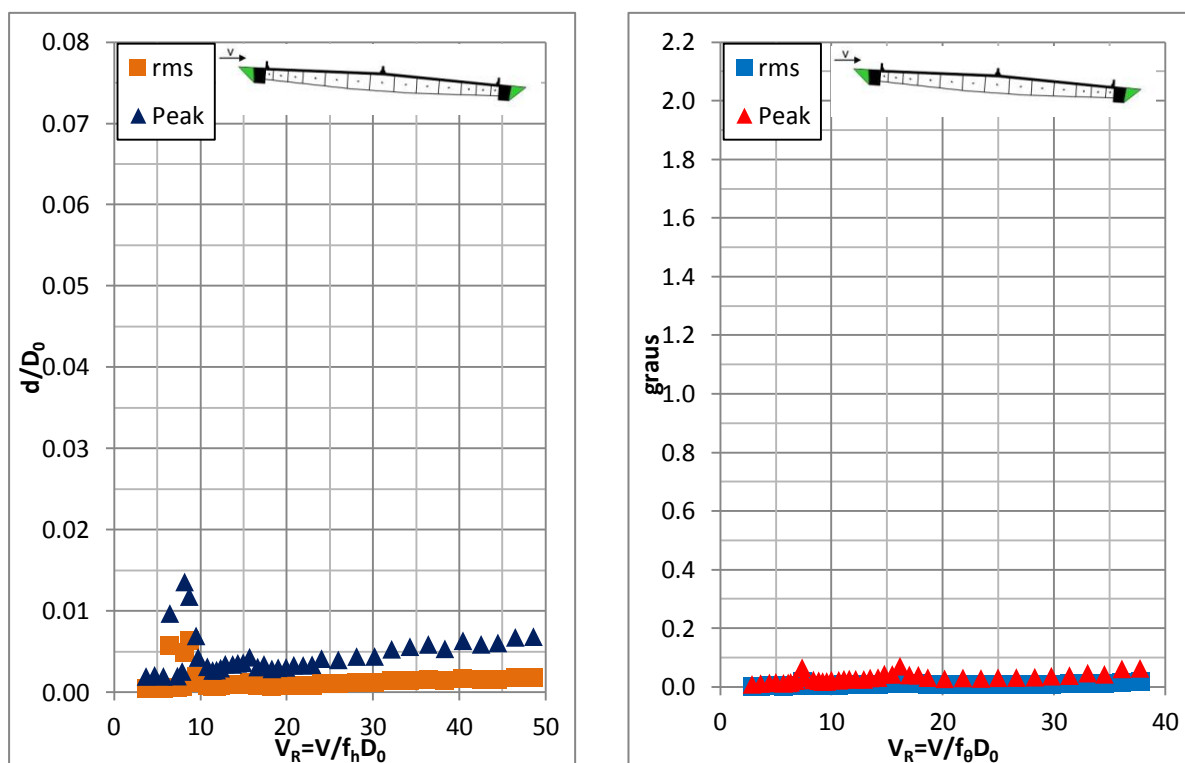


Figura 5.12 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com o Nariz de Vento #2 (AD2).  $\alpha = +4^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,21\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,17\%$

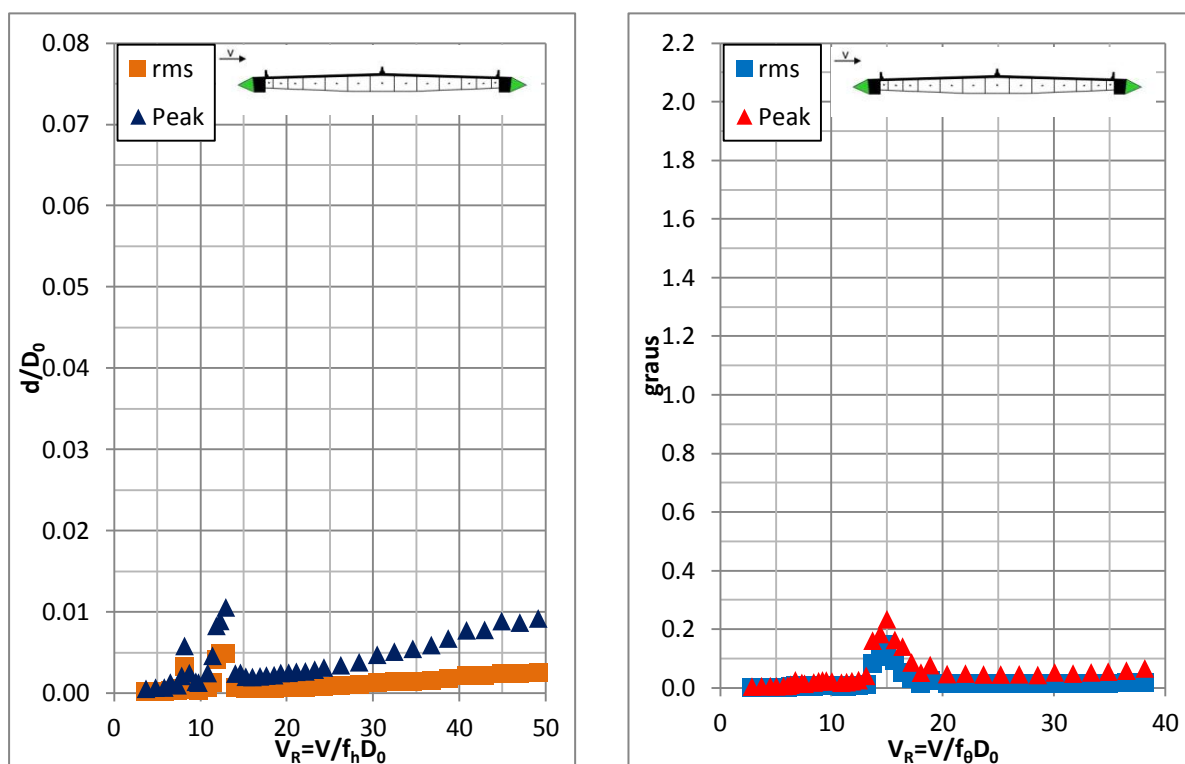


Figura 5.13 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com o Nariz de Vento #3 (AD3).  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,31\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,16\%$

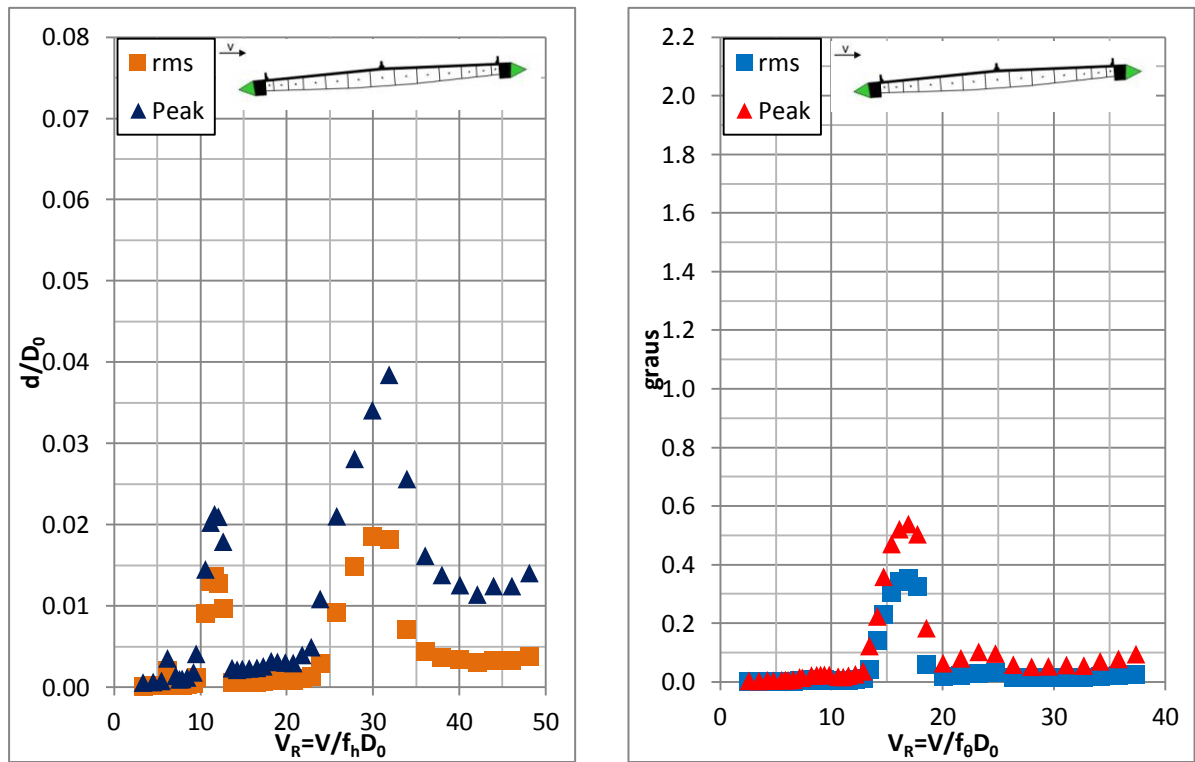


Figura 5.14 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com o Nariz de Vento #3 (AD3).  $\alpha = -4^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,23\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,17\%$

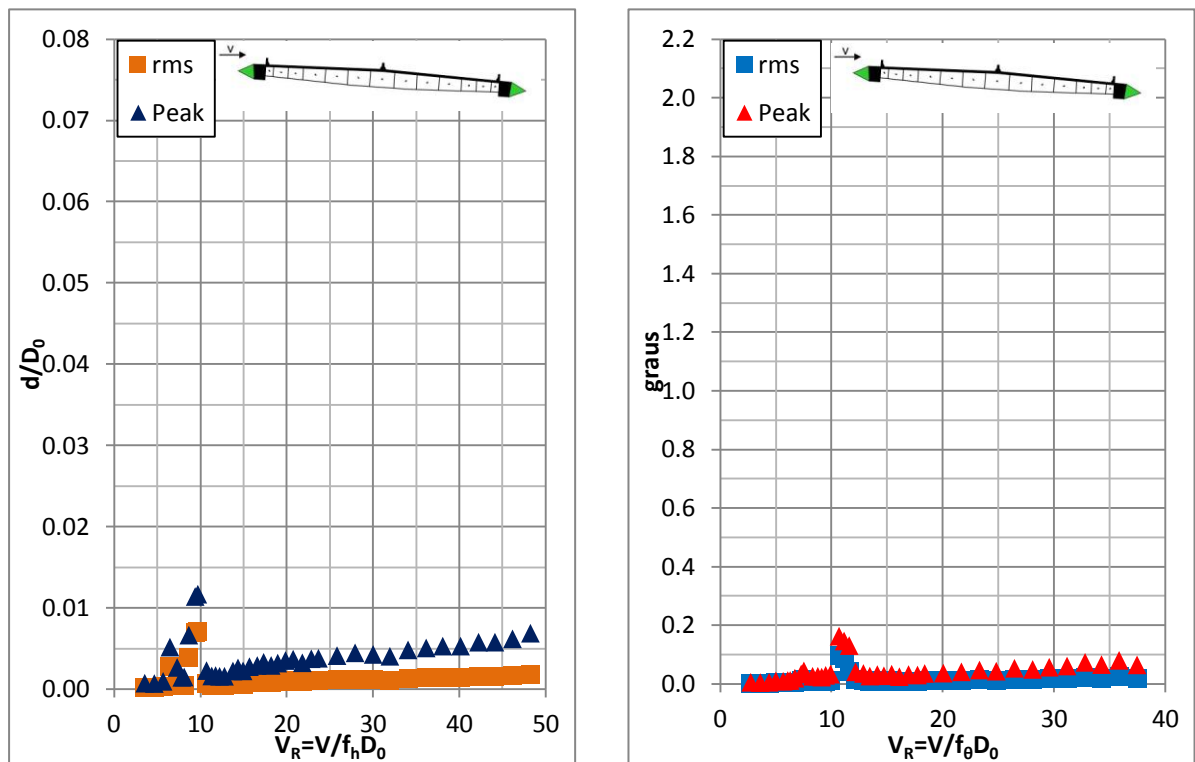


Figura 5.15 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com o Nariz de Vento #3 (AD3).  $\alpha = +4^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,29\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,15\%$

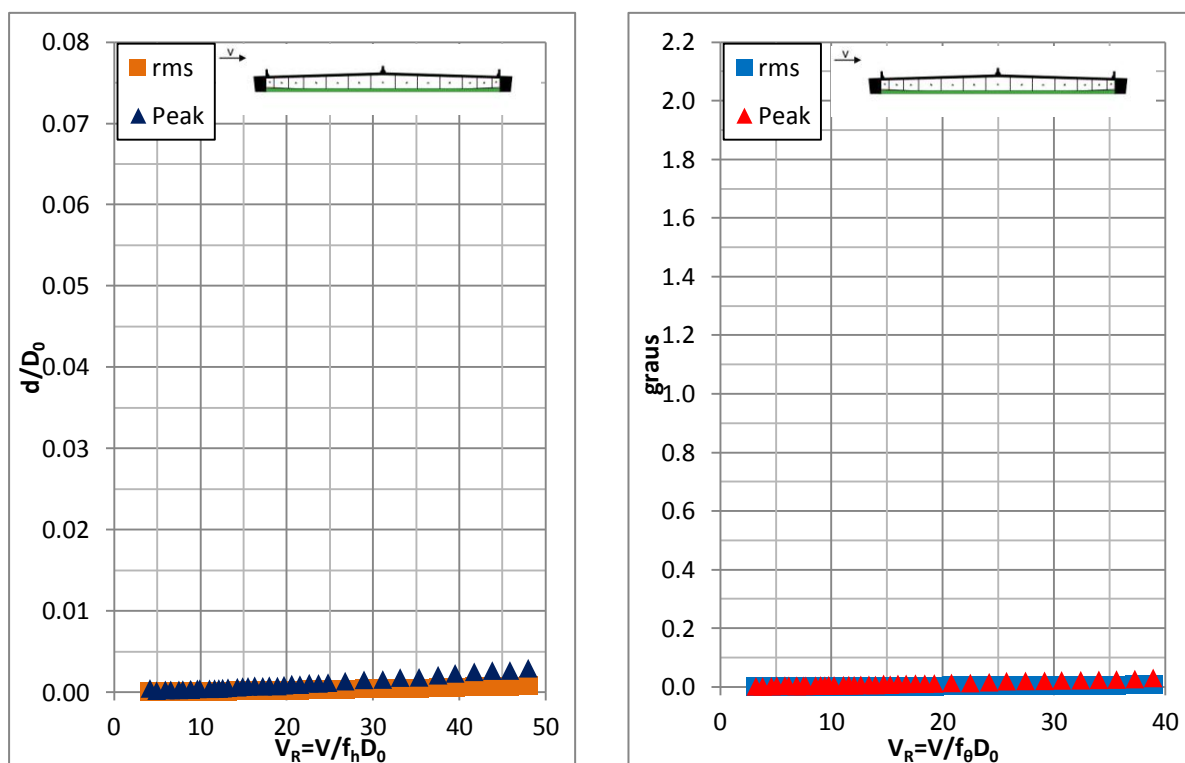


Figura 5.16 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com Placa Inferior (AD4).  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,26\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,19\%$

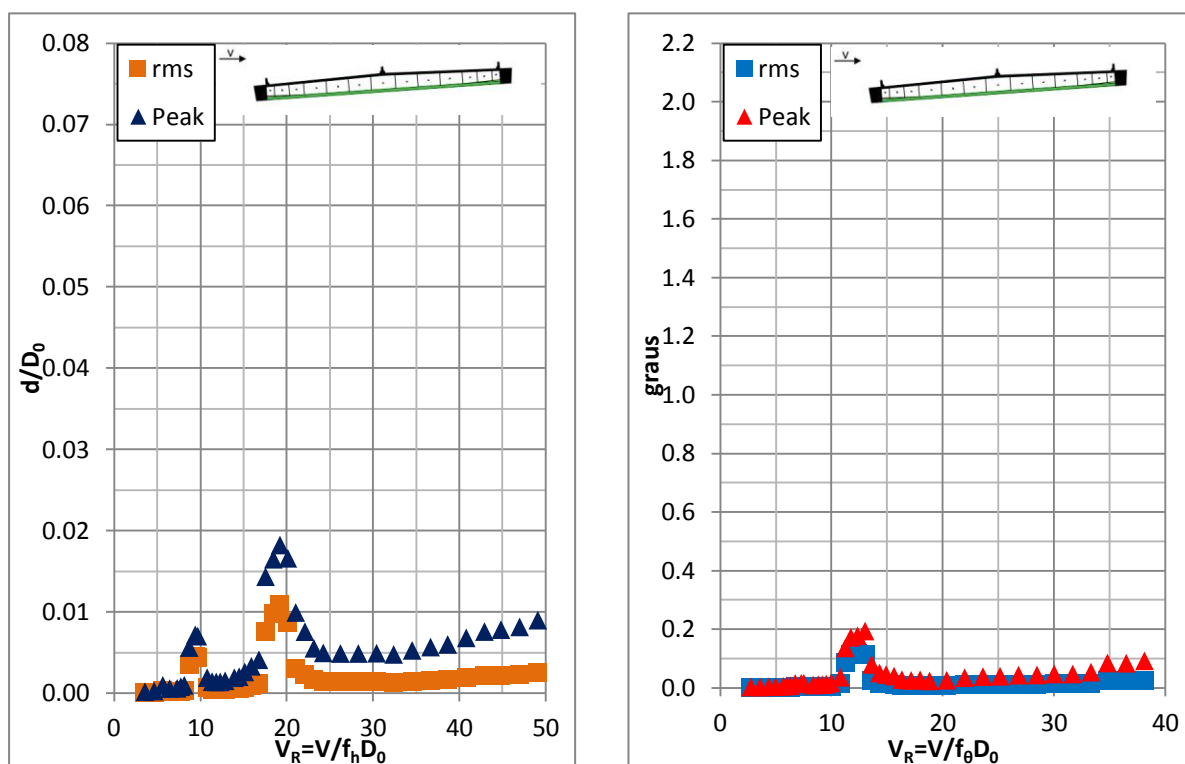


Figura 5.17 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com Placa Inferior (AD4).  $\alpha = -4^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,24\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,16\%$

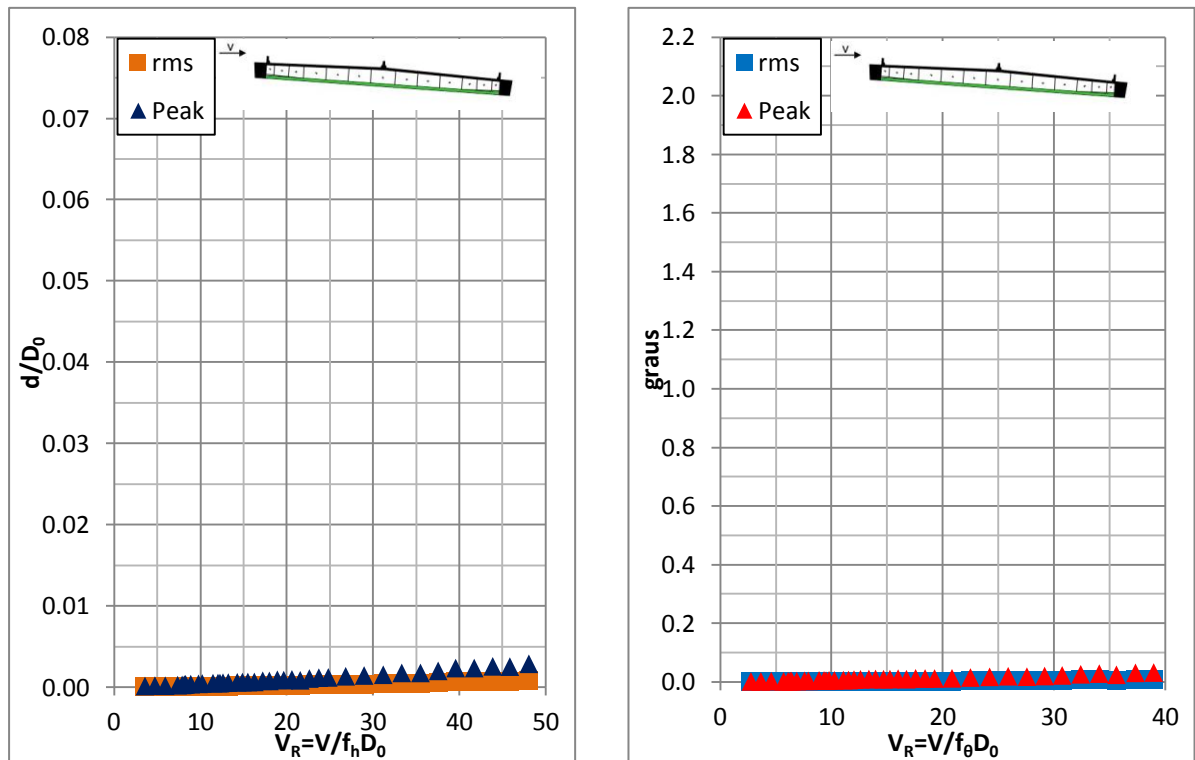


Figura 5.18 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com Placa Inferior (AD4).  $\alpha = +4^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,26\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,19\%$

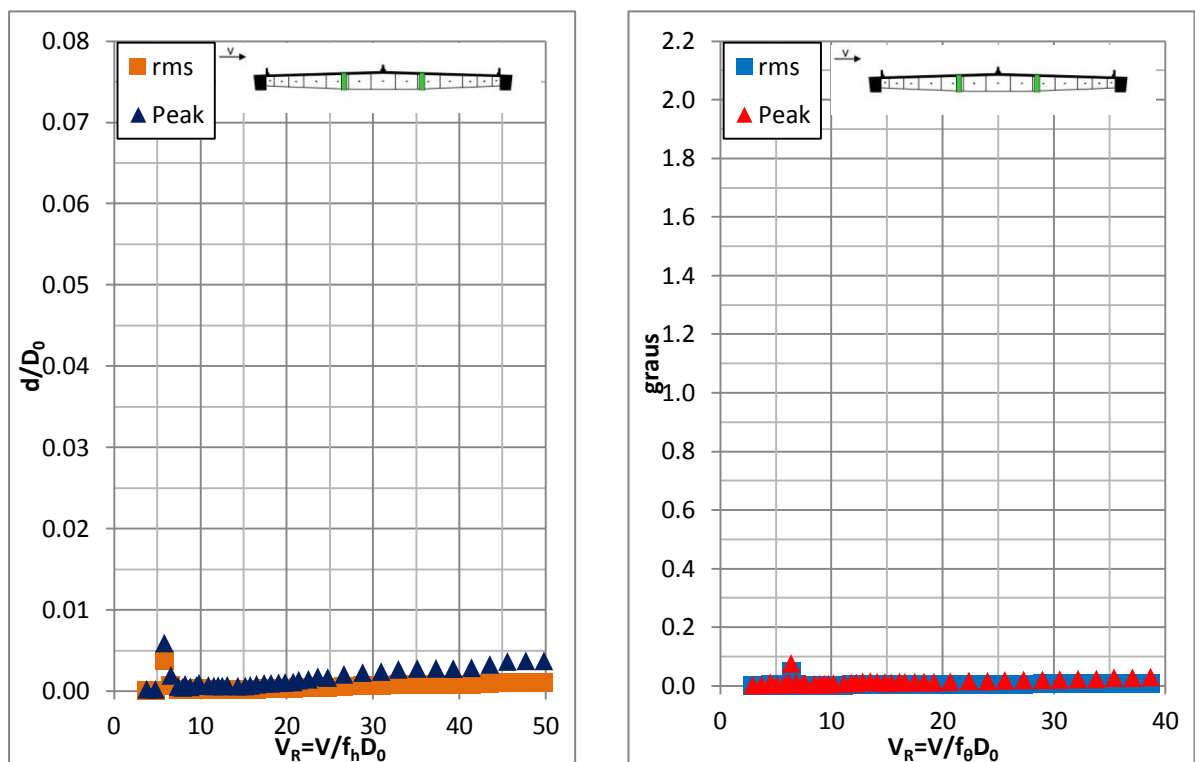


Figura 5.19 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com Placas Defletoras (AD5).  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,23\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,34\%$

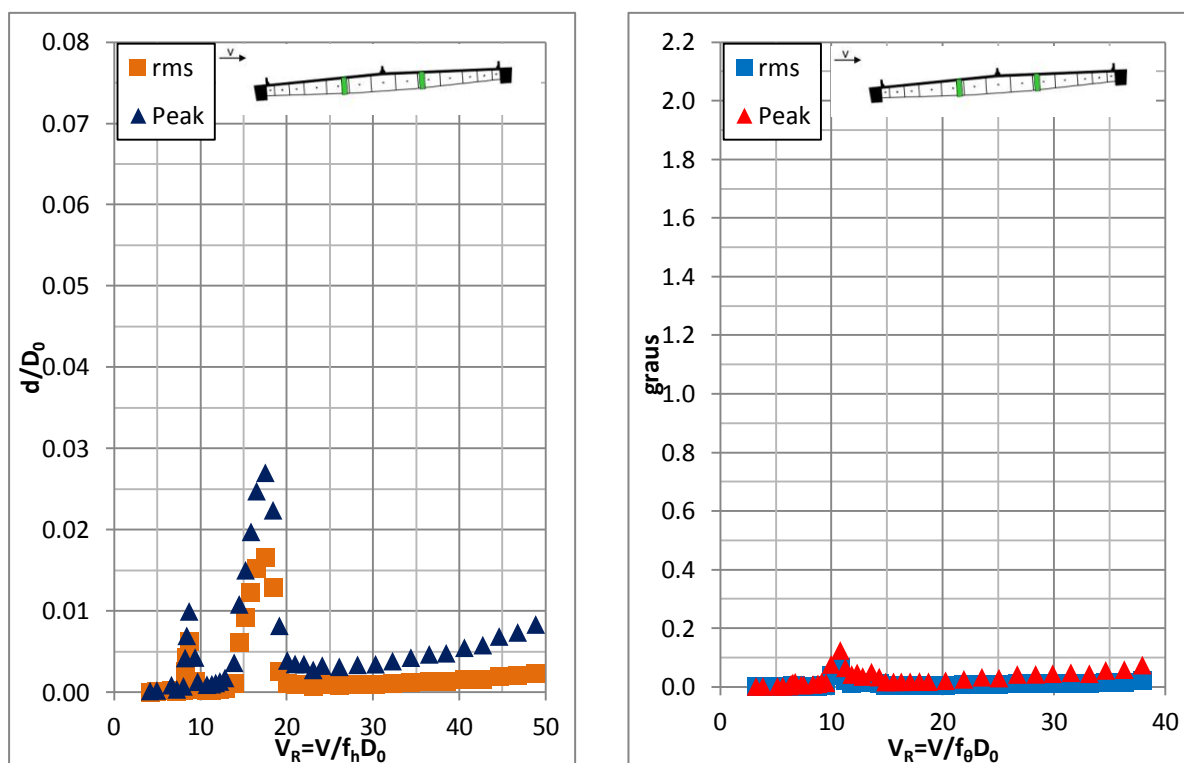


Figura 5.20 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com Placas Defletoras (AD5).  $\alpha = -4^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,26\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,36\%$

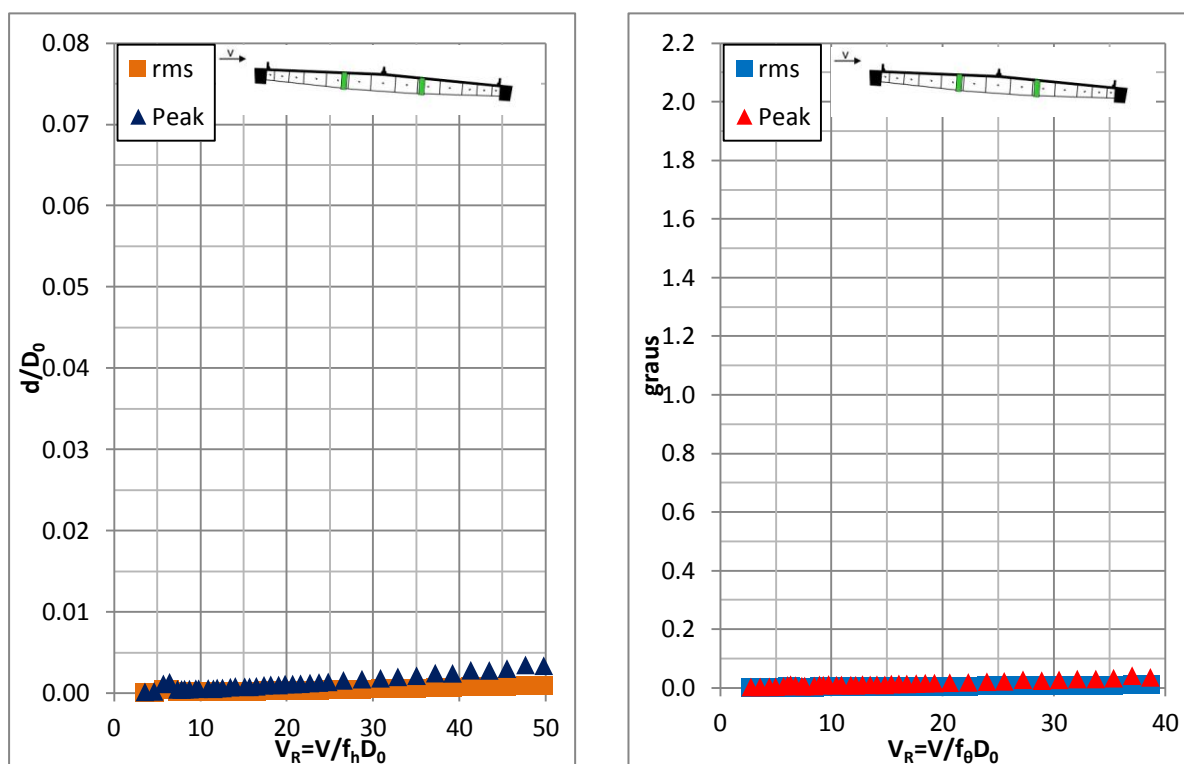


Figura 5.21 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com Placas Defletoras (AD5).  $\alpha = +4^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,30\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,22\%$

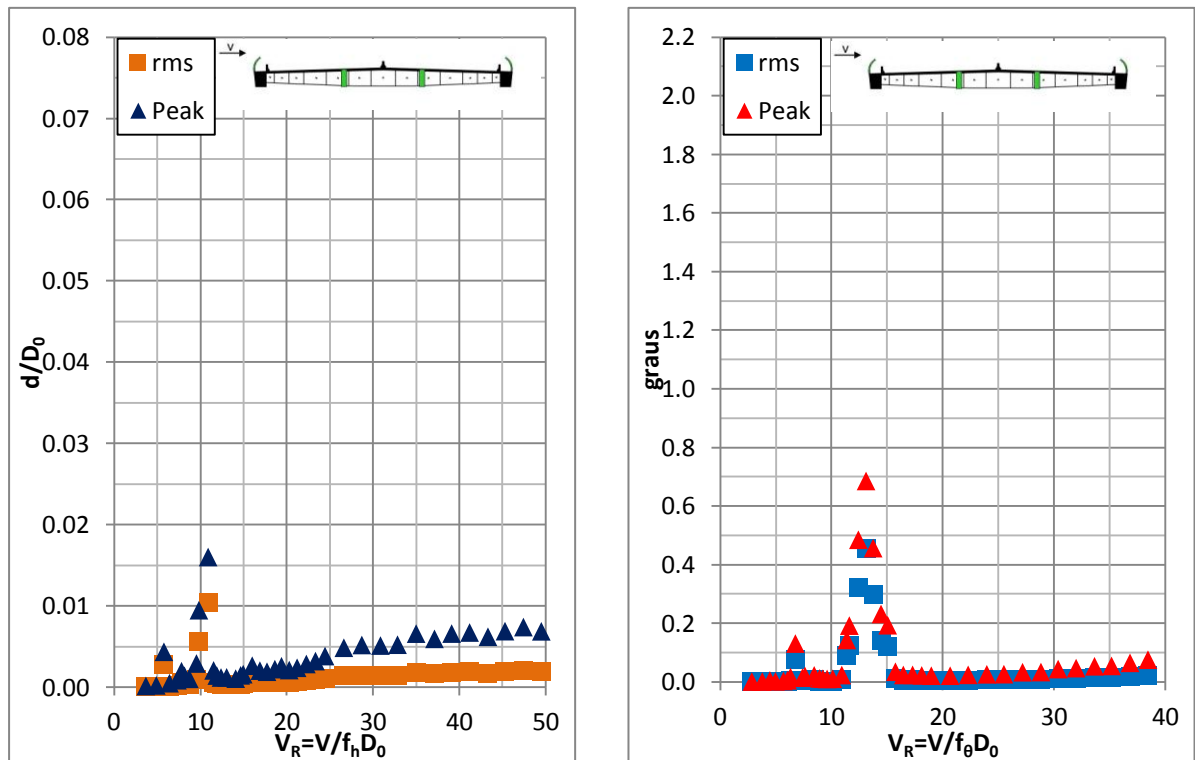


Figura 5.22 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com Placas Defletoras e Tela (AD6).  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,25\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,18\%$

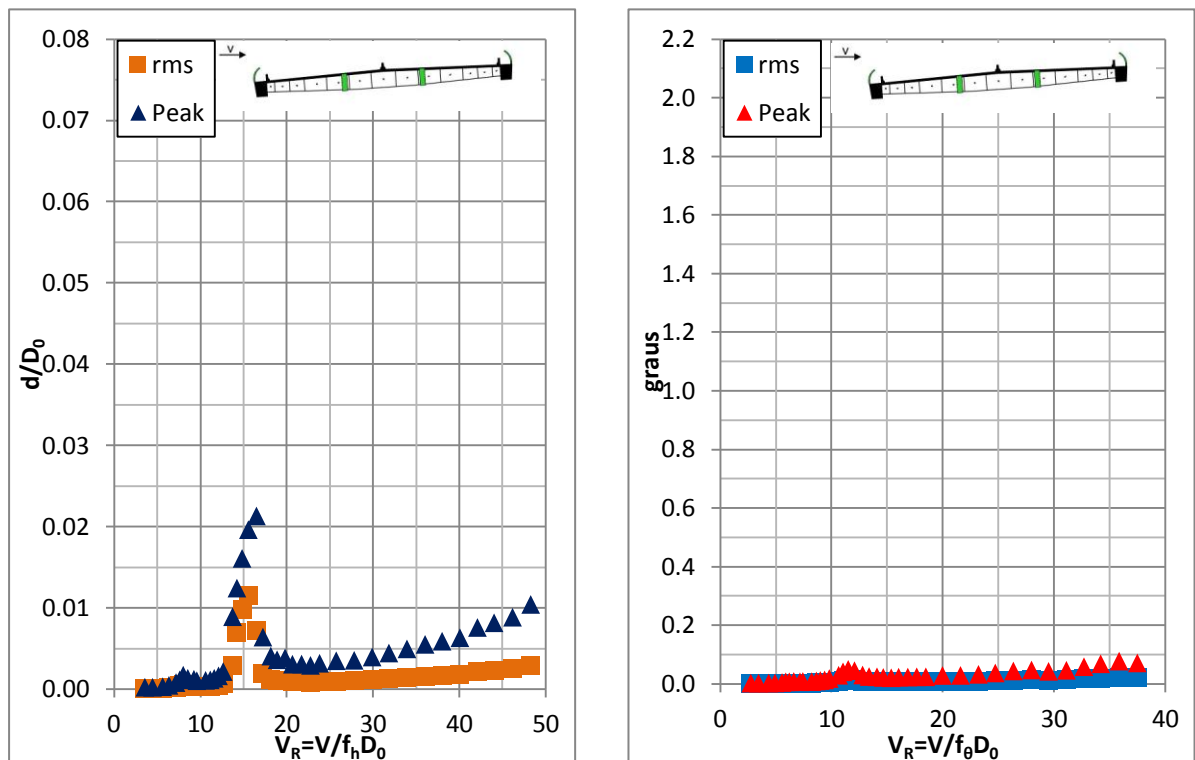


Figura 5.23 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com Placas Defletoras e Tela (AD6).  $\alpha = -4^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,24\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,18\%$



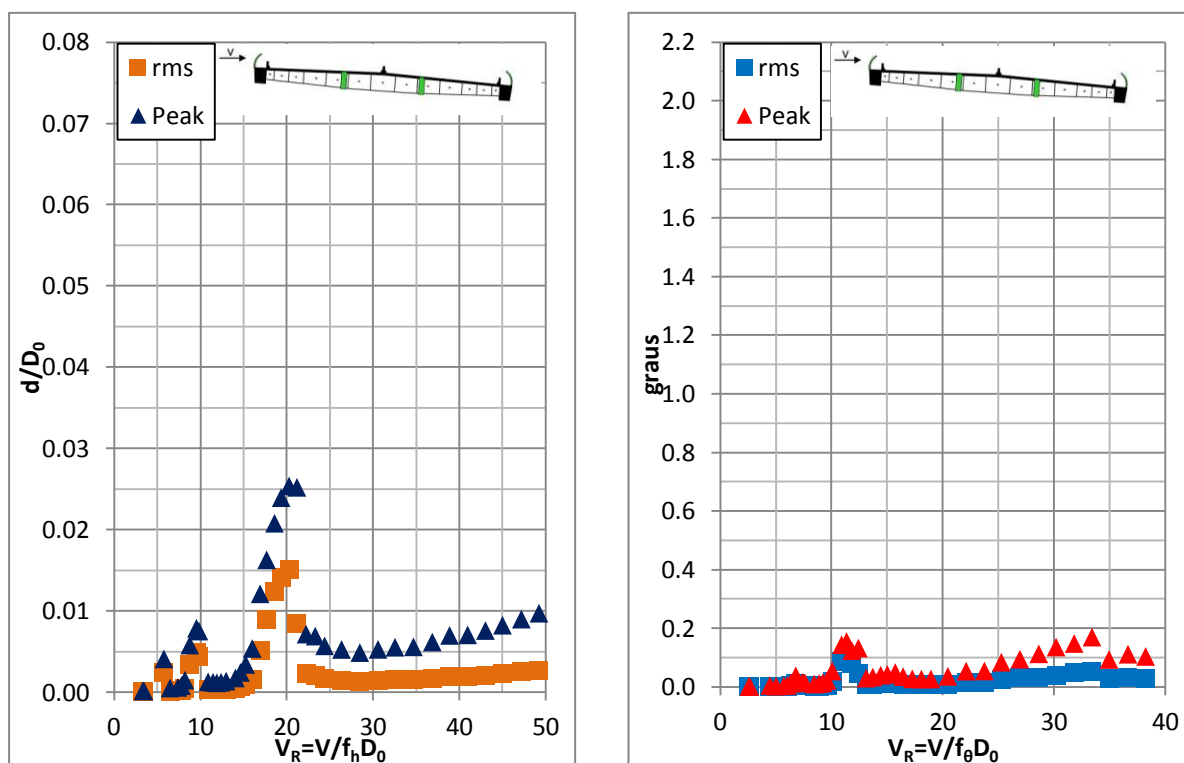


Figura 5.24 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com Placas Defletoras e Tela (AD6).  $\alpha = +4$ ,  $\zeta_h = 0,26\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,17\%$

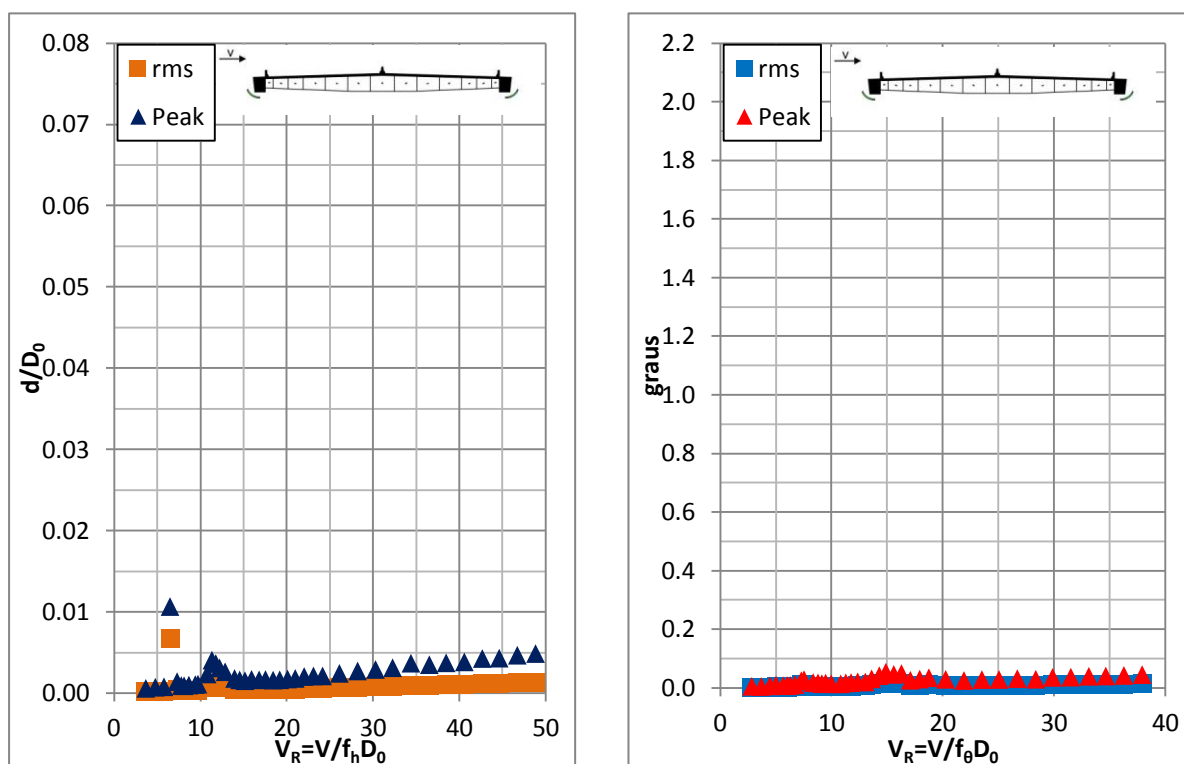


Figura 5.25 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com aletas (AD7).  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,27\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,18\%$

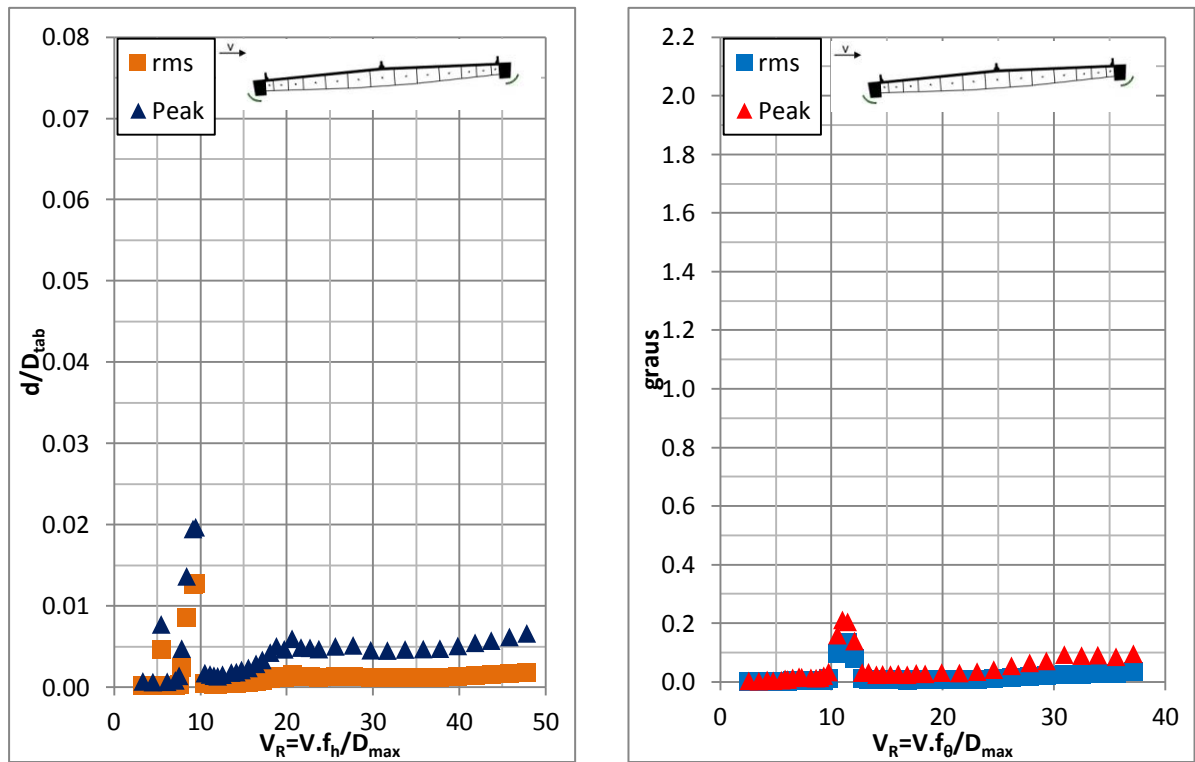


Figura 5.26 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com aletas (AD7).  $\alpha = -4^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,25\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,18\%$

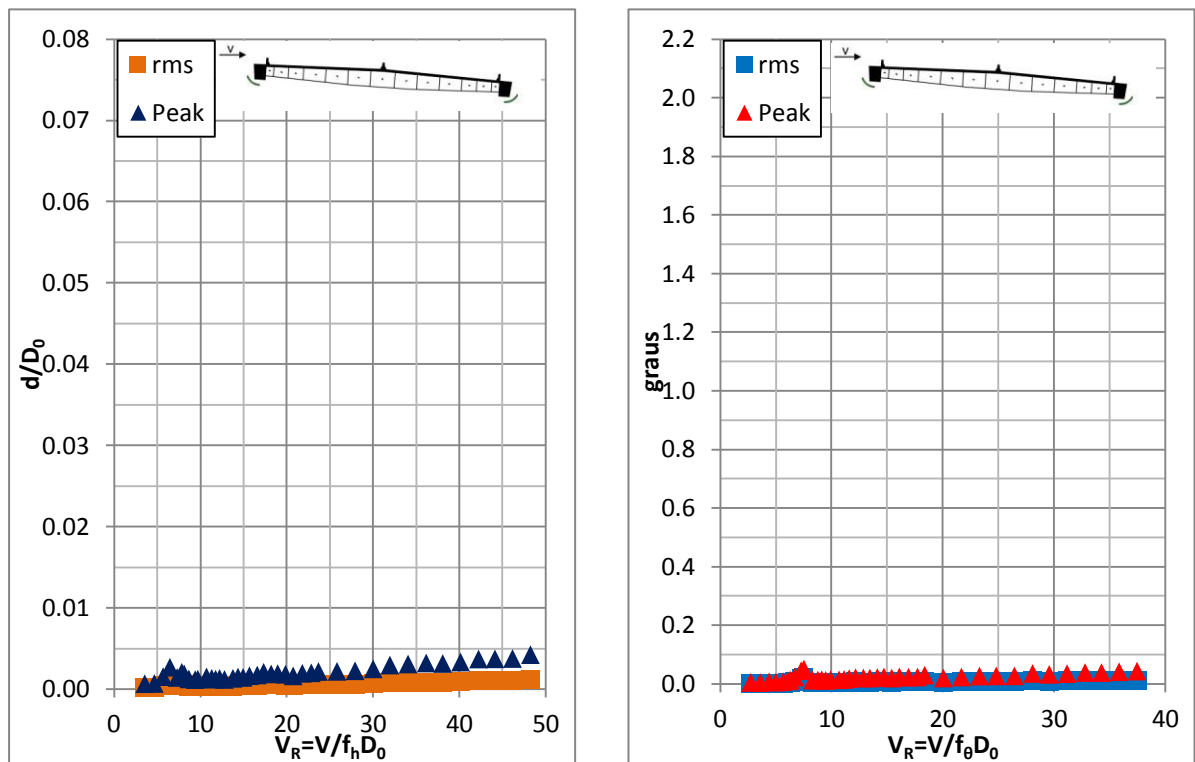


Figura 5.27 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com aletas (AD7).  $\alpha = +4^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,25\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,17\%$

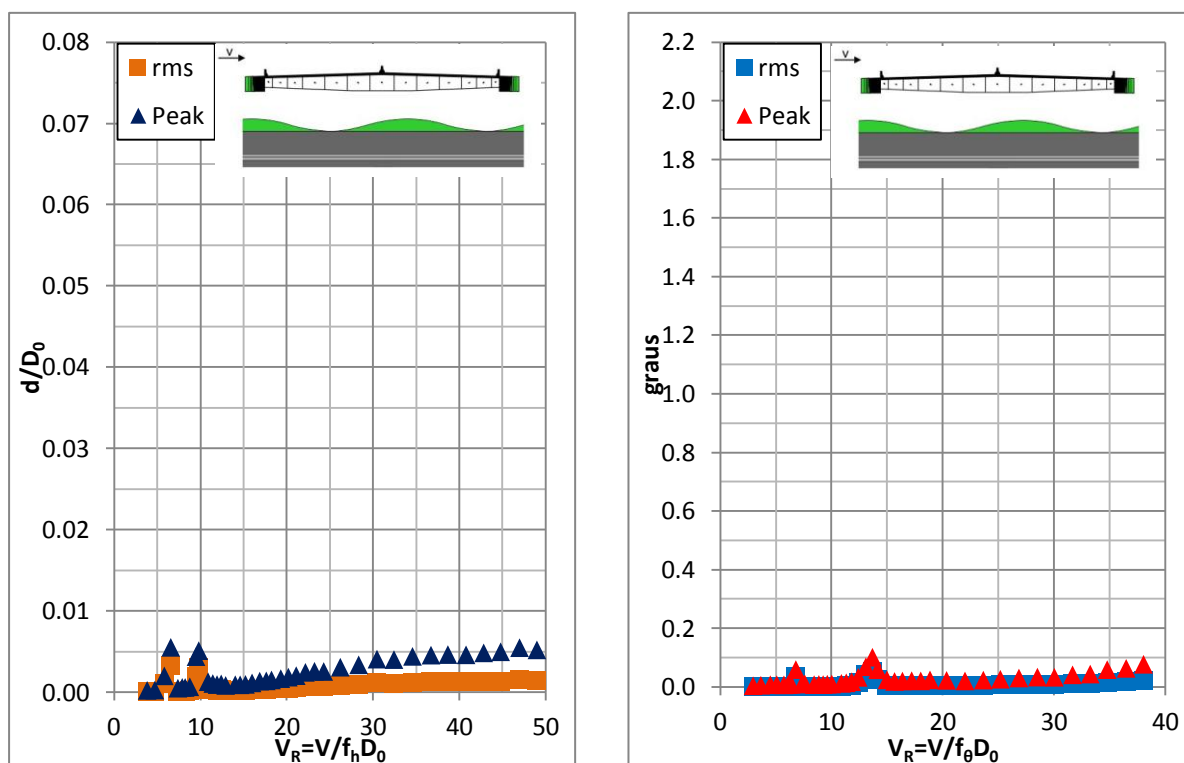


Figura 5.28 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com SPPM Longo (AD8).  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,22\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,18\%$

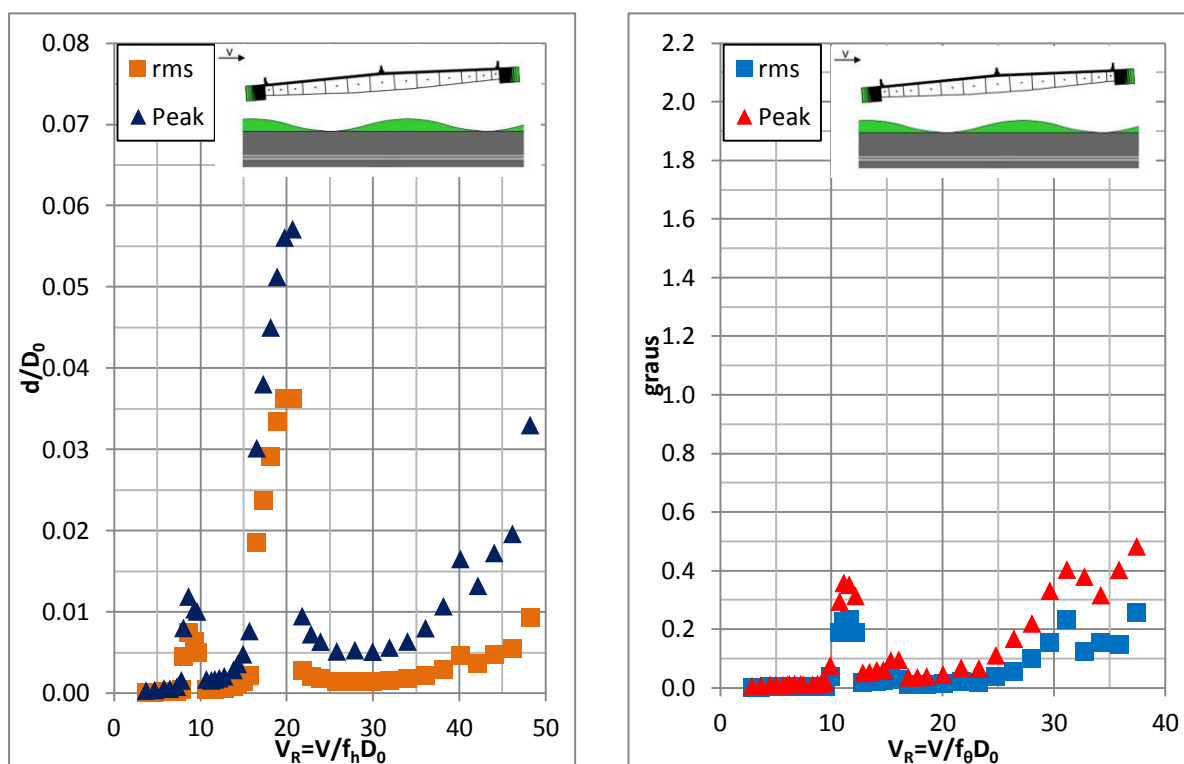


Figura 5.29 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com SPPM Longo (AD8).  $\alpha = -4^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,22\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,24\%$

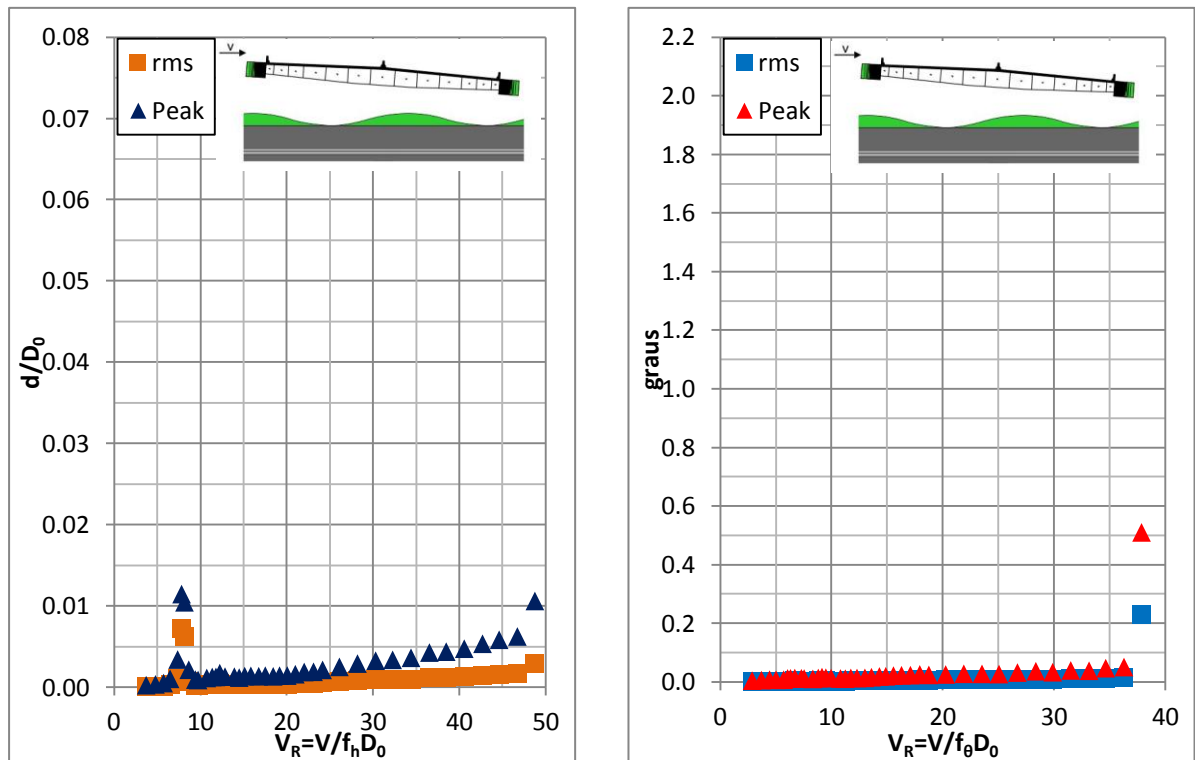


Figura 5.30 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com SPPM Longo (AD8).  $\alpha = +4$ ,  $\zeta_h = 0,28\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,30\%$

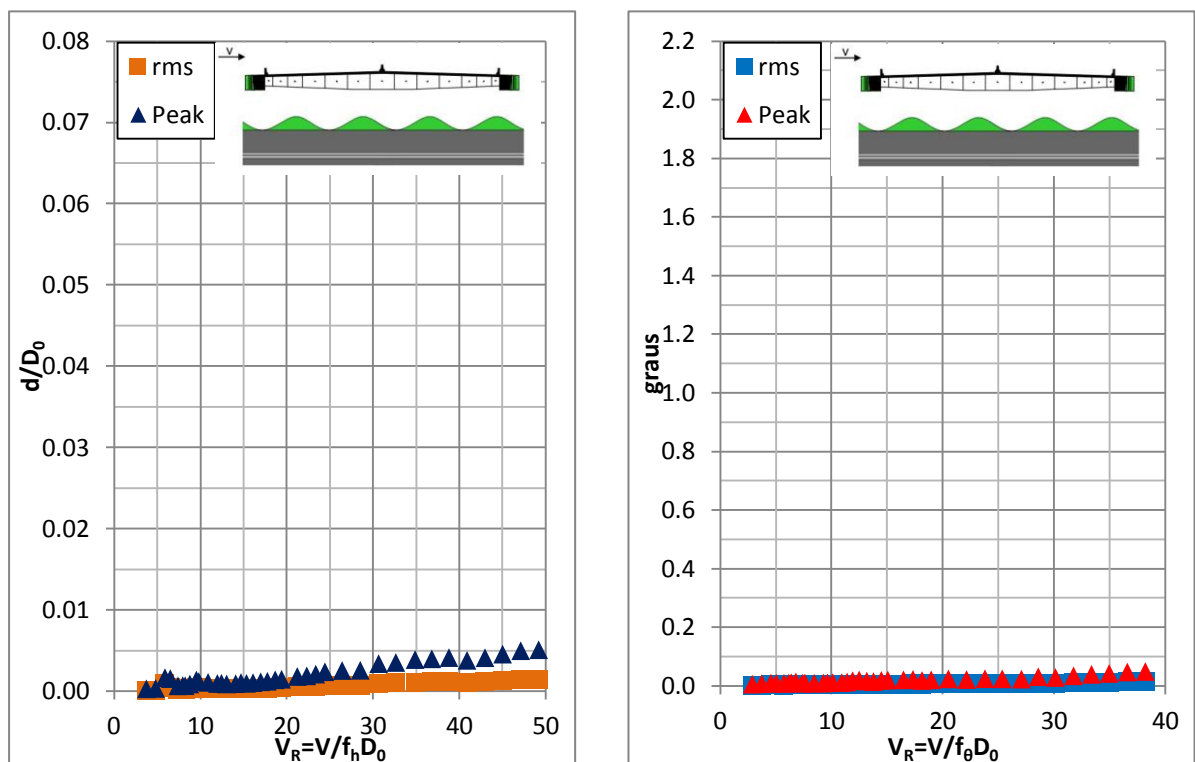


Figura 5.31 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com SPPM Curto (AD9).  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,24\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,31\%$

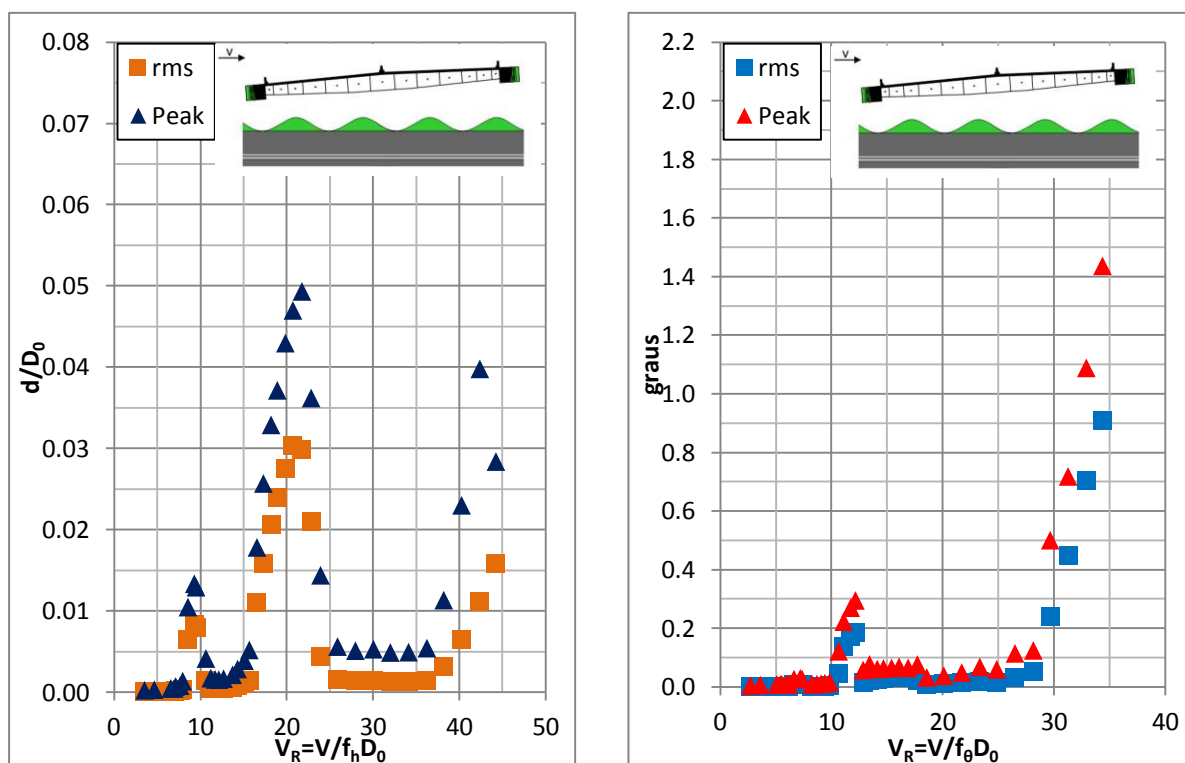


Figura 5.32 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com SPPM Curto (AD9).  $\alpha = -4^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,23\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,26\%$

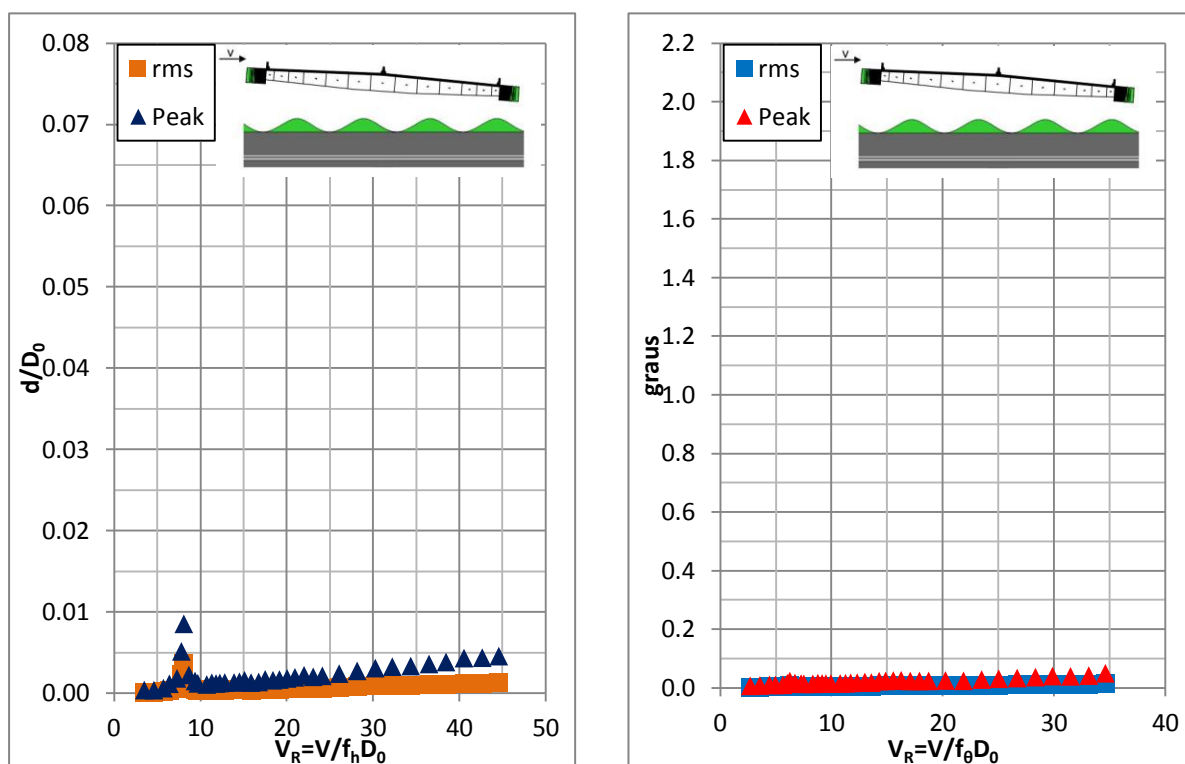


Figura 5.33 – a) deslocamento normalizado e b) rotação contra a velocidade reduzida. Tabuleiro com SPPM Curto (AD9).  $\alpha = +4^\circ$ ,  $\zeta_h = 0,30\%$ ,  $\zeta_\theta = 0,29\%$

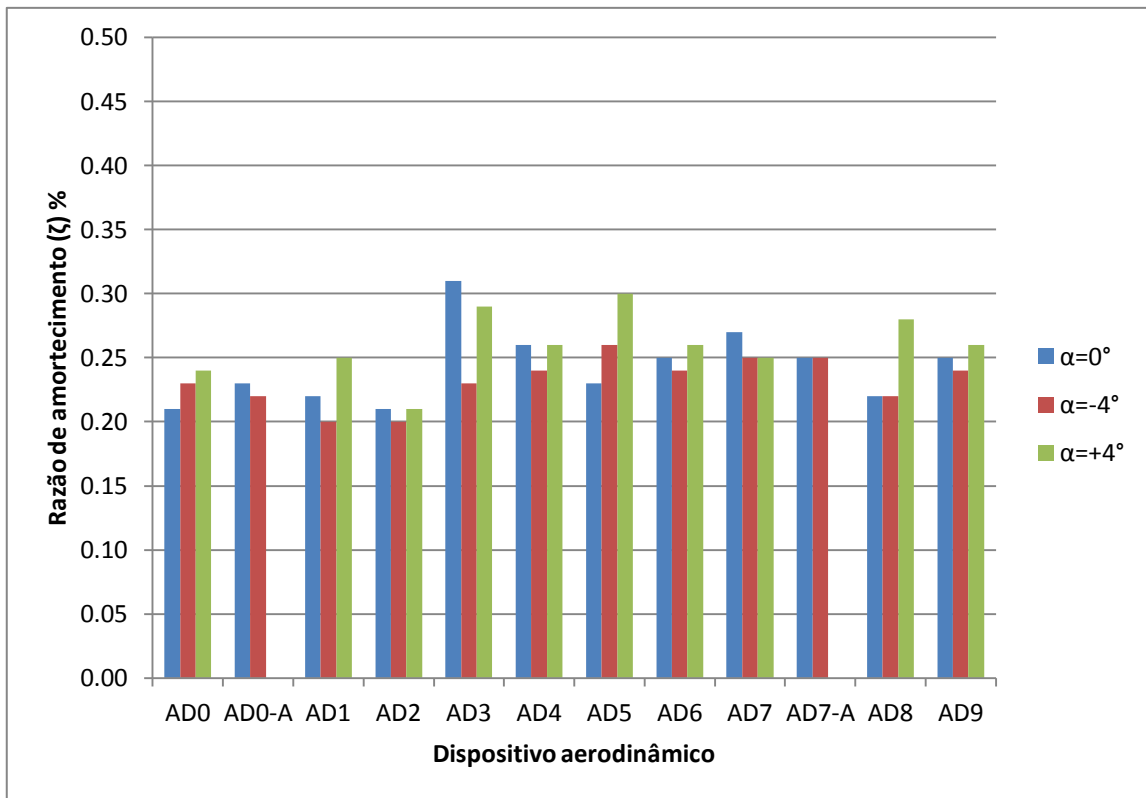


Figura 5.34 – Razão de amortecimento crítica medida em translação vertical,  $\zeta_h$ , para todas as configurações testadas.

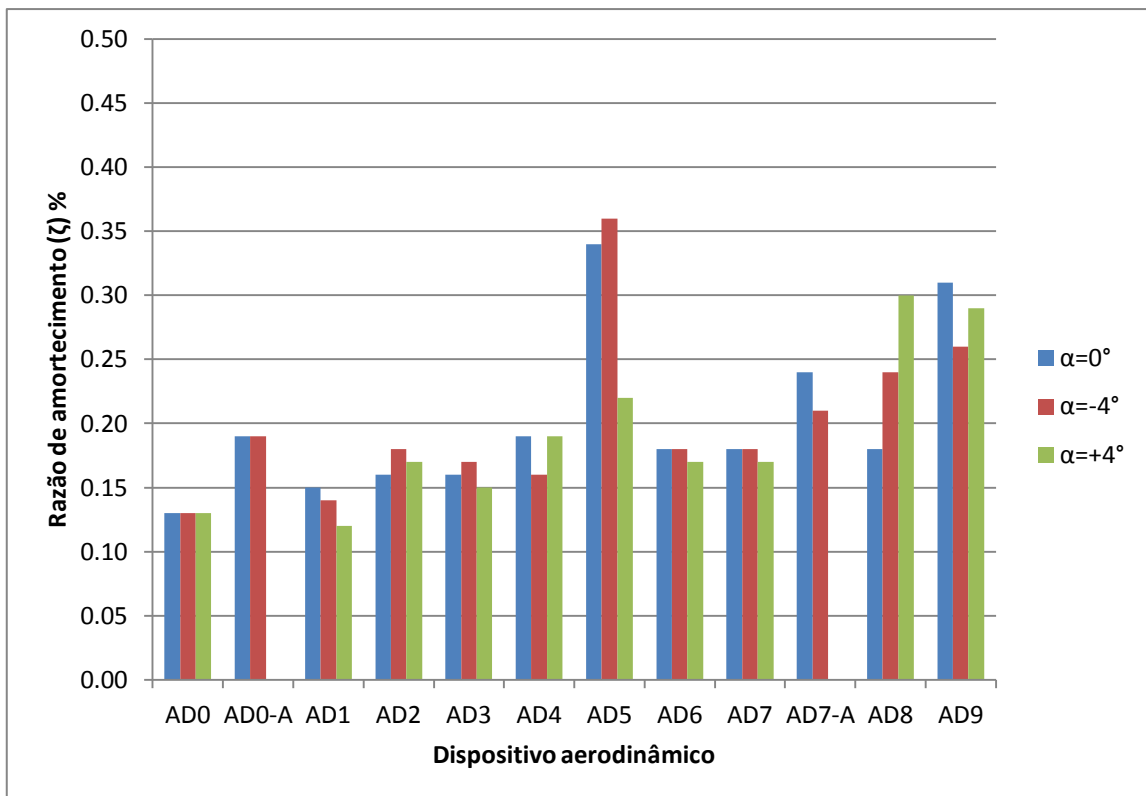


Figura 5.35 – Razão de amortecimento crítica medida em torção,  $\zeta_\theta$ , para todas as configurações testadas.

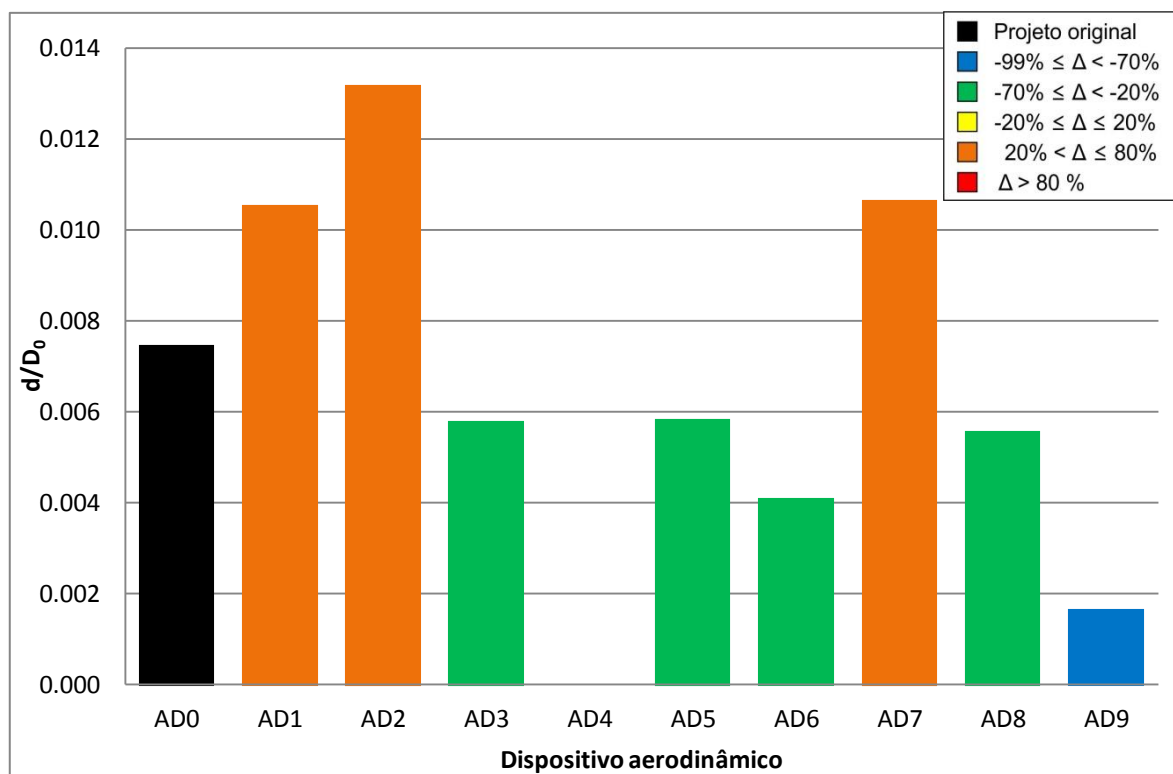


Figura 5.36 – Deslocamento vertical máximo normalizado pelo desprendimento de vórtices a velocidades baixas do vento ( $V < 20\text{m/s}$ ) para os modelos originais e modificados,  $\alpha = 0^\circ$

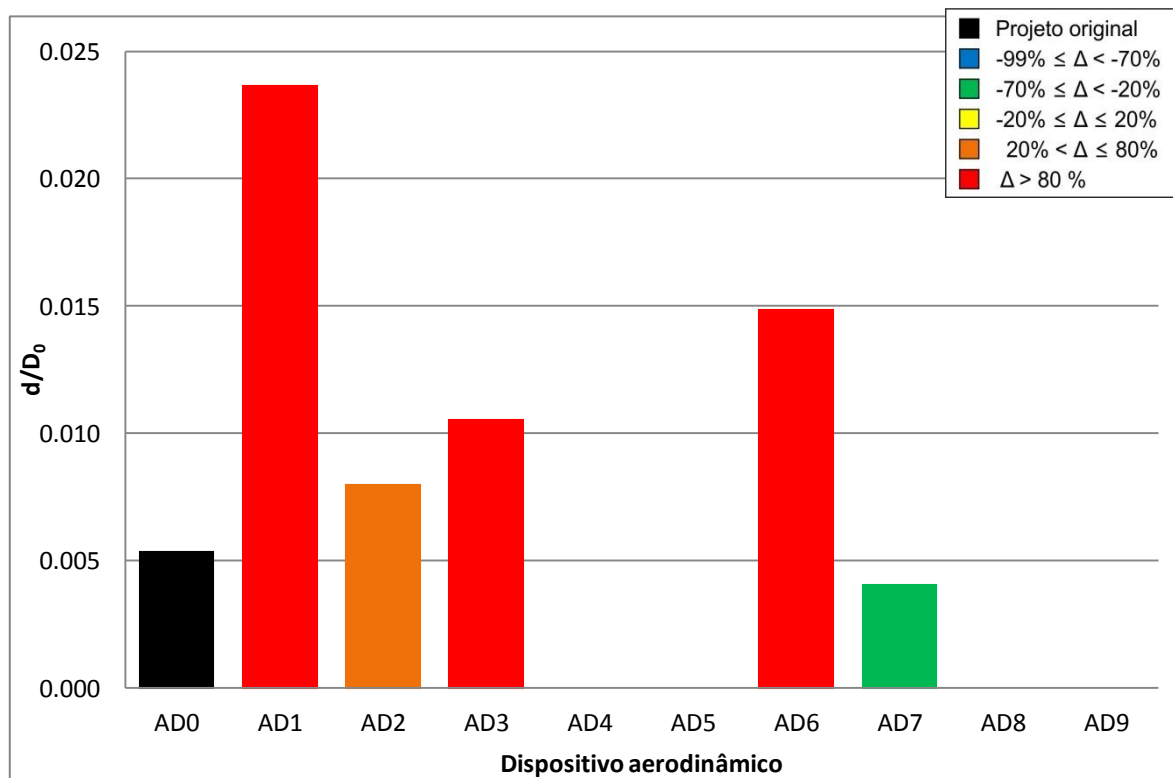


Figura 5.37 – Deslocamento vertical máximo normalizado pelo desprendimento de vórtices a velocidades elevadas do vento ( $20 \leq V \leq 50\text{m/s}$ ) para os modelos originais e modificados,  $\alpha = 0^\circ$

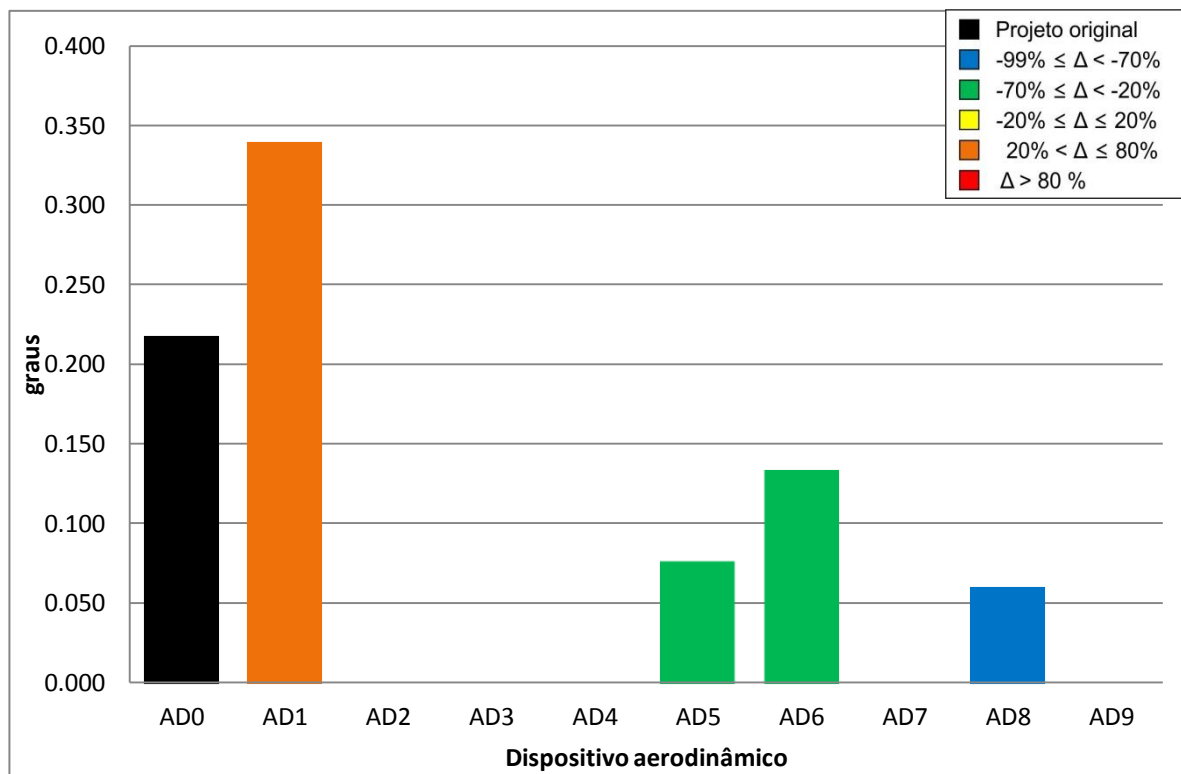


Figura 5.38 – Rotação máxima pelo desprendimento de vórtices a velocidades baixas do vento ( $V < 20\text{m/s}$ ) para os modelos originais e modificados,  $\alpha = 0^\circ$

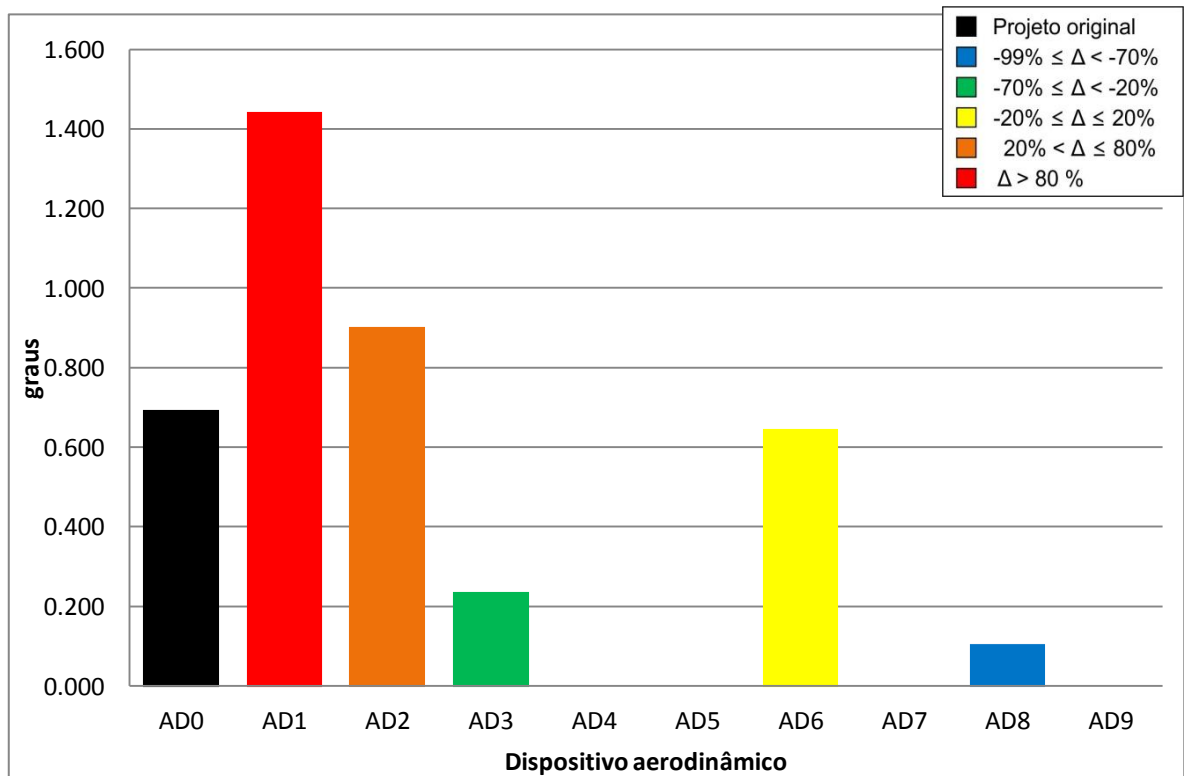


Figura 5.39 – Rotação máxima pelo desprendimento de vórtices velocidades elevadas do vento ( $20 \leq V \leq 50\text{m/s}$ ) para os modelos originais e modificados,  $\alpha = 0^\circ$



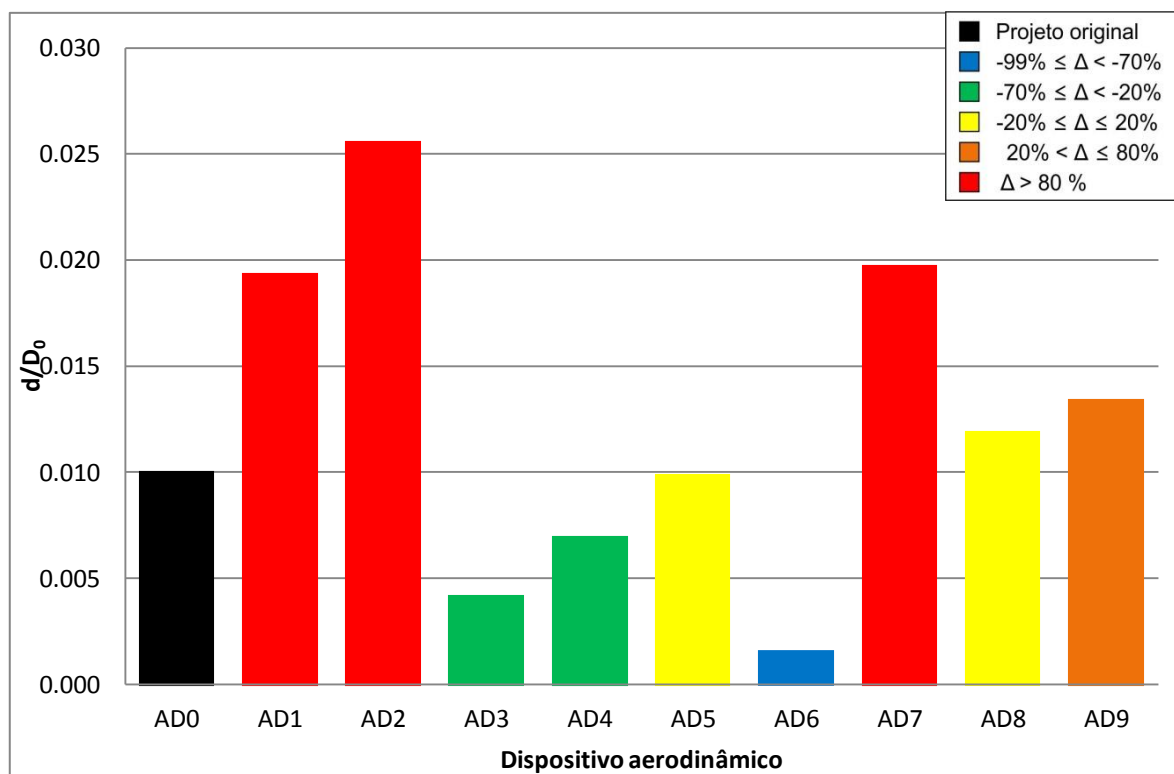


Figura 5.40 – Deslocamento vertical máximo normalizado pelo desprendimento de vórtices a velocidades baixas do vento ( $V < 20\text{m/s}$ ) para os modelos originais e modificados,  $\alpha = -4^\circ$

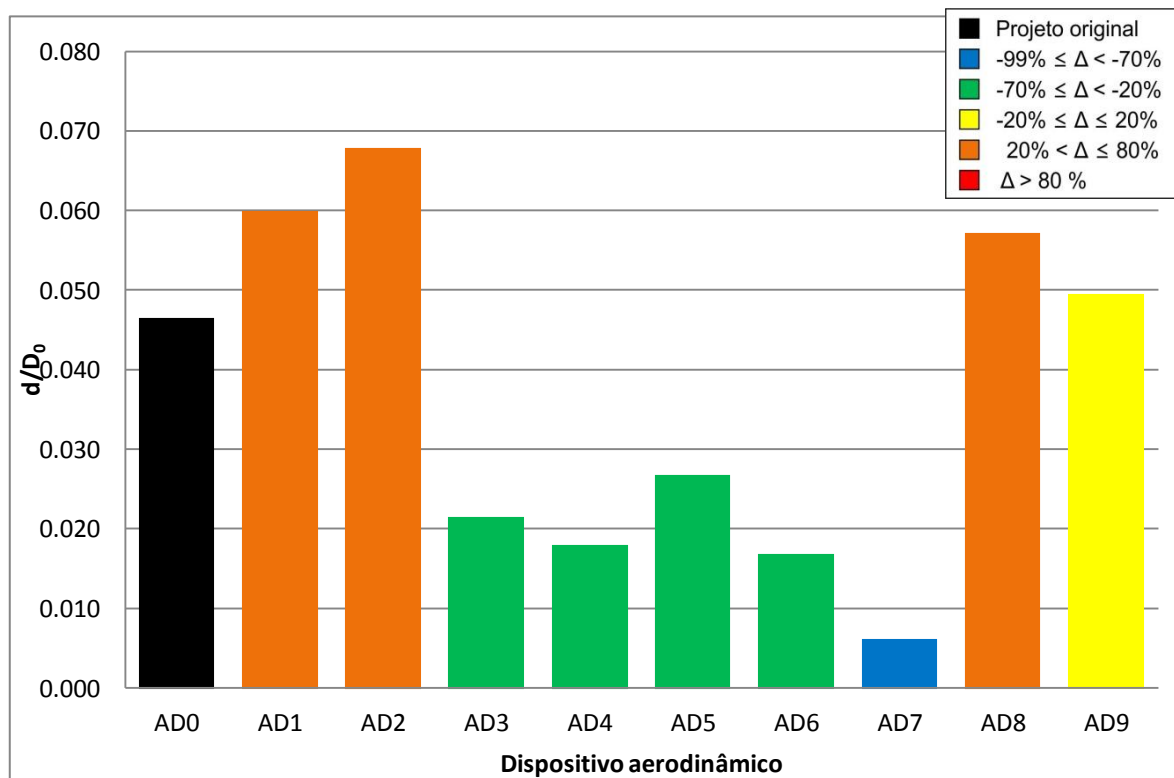


Figura 5.41 – Deslocamento vertical máximo normalizado pelo desprendimento de vórtices a velocidades elevadas do vento ( $20 \leq V \leq 50\text{m/s}$ ) para os modelos originais e modificados,  $\alpha = -4^\circ$

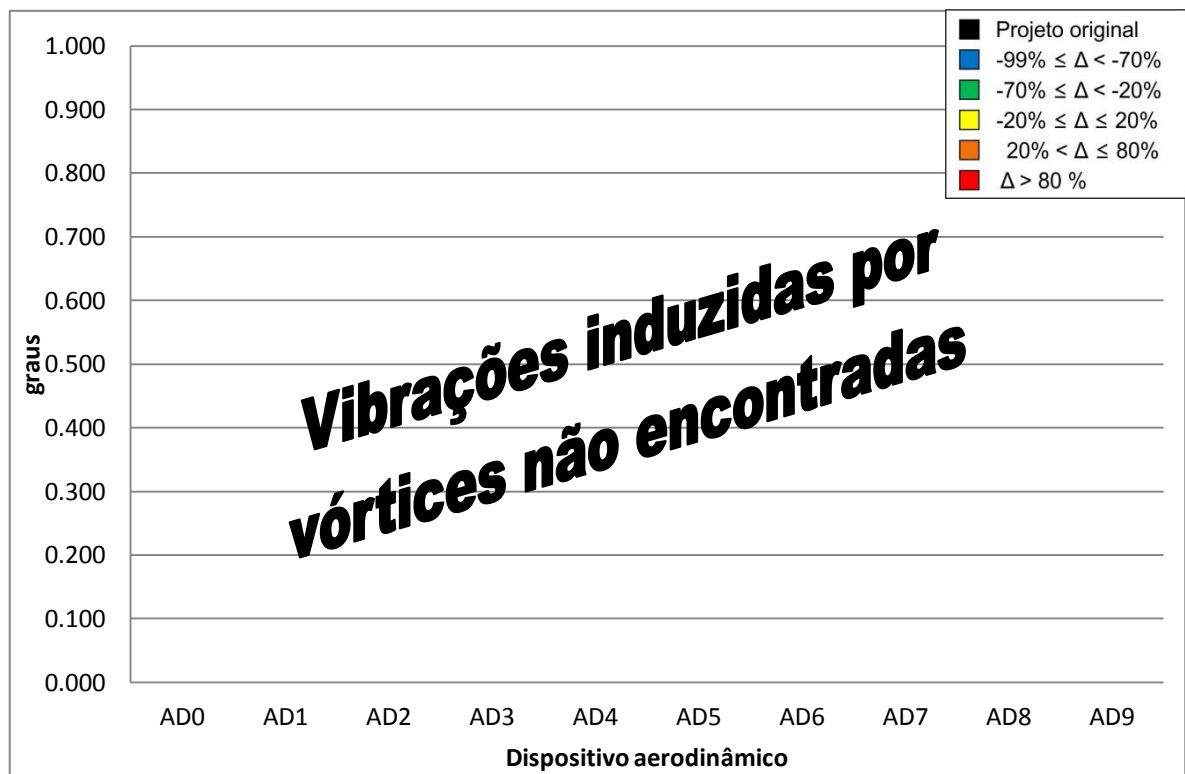


Figura 5.42 – Rotação máxima pelo desprendimento de vórtices a velocidades baixas do vento ( $V < 20\text{m/s}$ ) para os modelos originais e modificados,  $\alpha = -4^\circ$

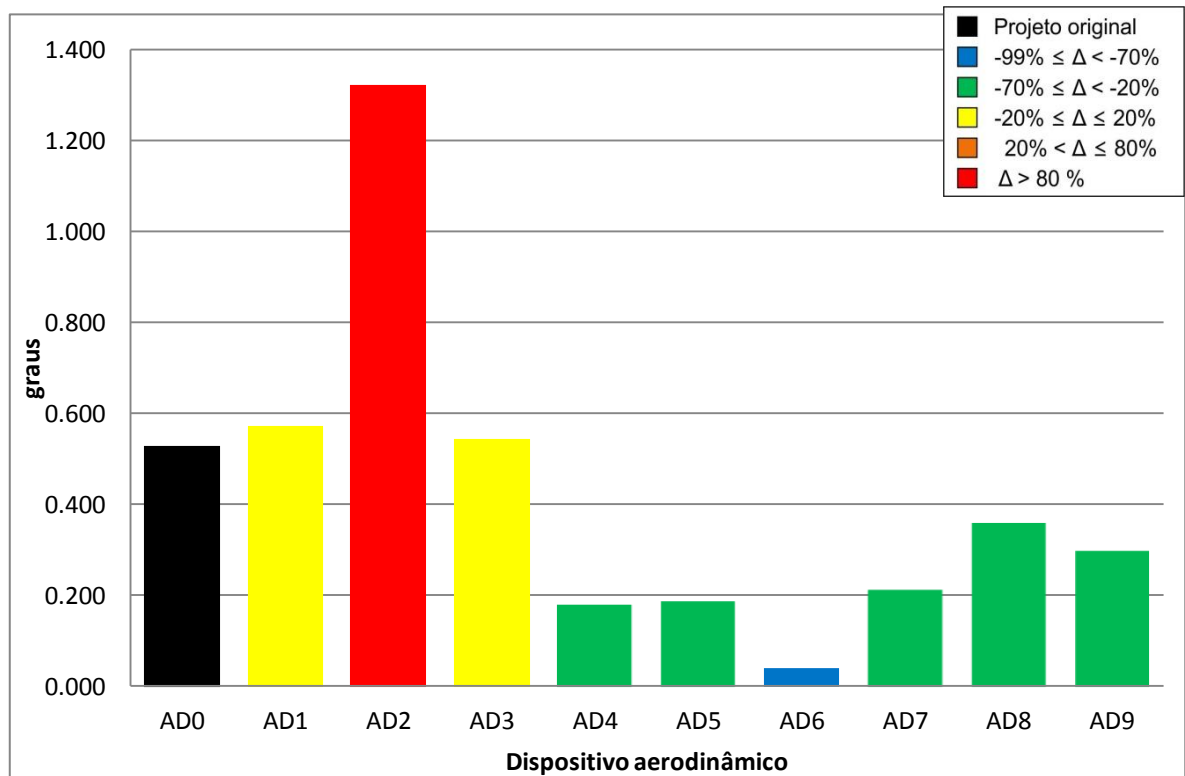


Figura 5.43 – Rotação máxima pelo desprendimento de vórtices a velocidades elevadas do vento ( $20 \leq V \leq 50\text{m/s}$ ) para os modelos originais e modificados,  $\alpha = -4^\circ$

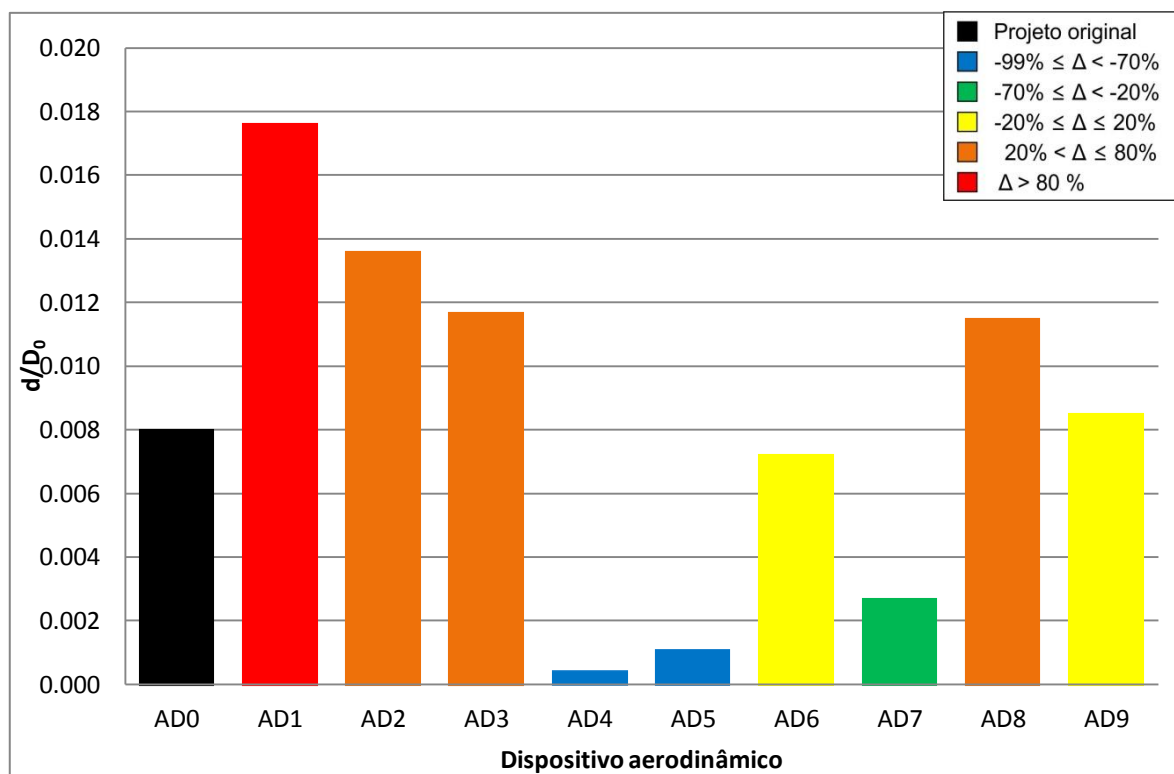


Figura 5.44 – Deslocamento vertical máximo normalizado pelo desprendimento de vórtices a velocidades baixas do vento ( $V < 20\text{m/s}$ ) para os modelos originais e modificados,  $\alpha = +4^\circ$

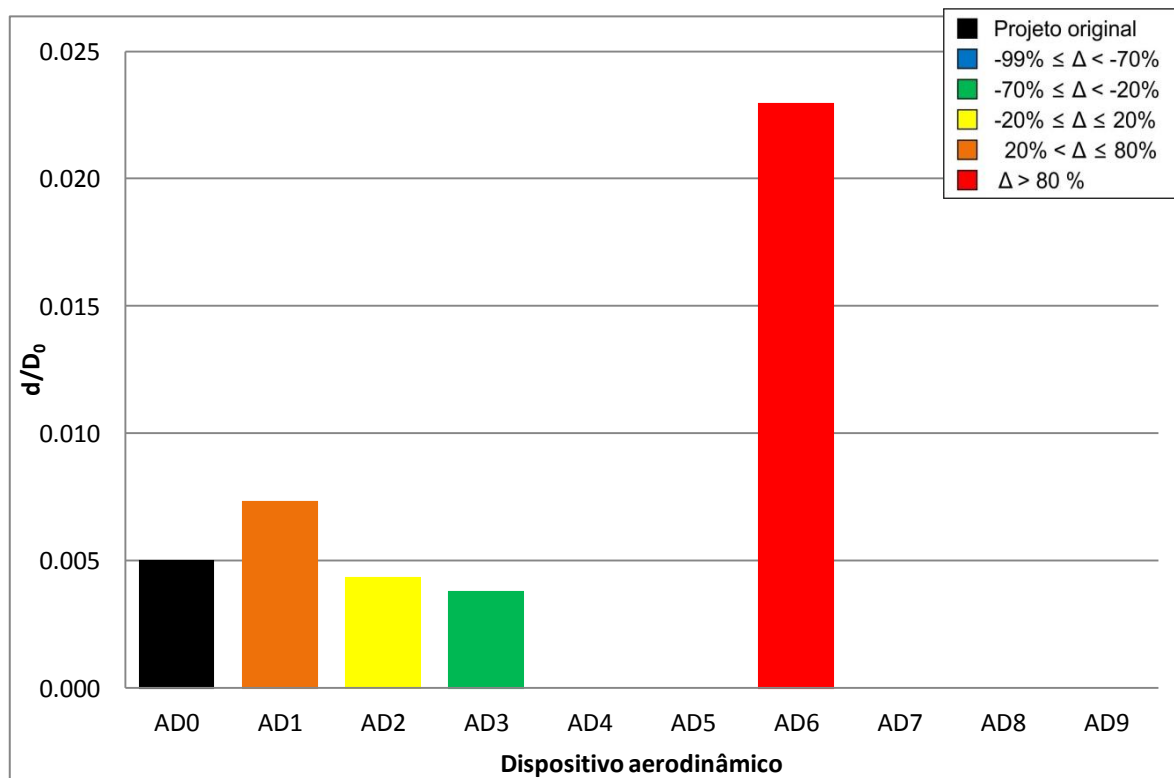


Figura 5.45 – Deslocamento vertical máximo normalizado pelo desprendimento de vórtices a velocidades elevadas do vento ( $20 \leq V \leq 50\text{m/s}$ ) para os modelos originais e modificados,  $\alpha = +4^\circ$

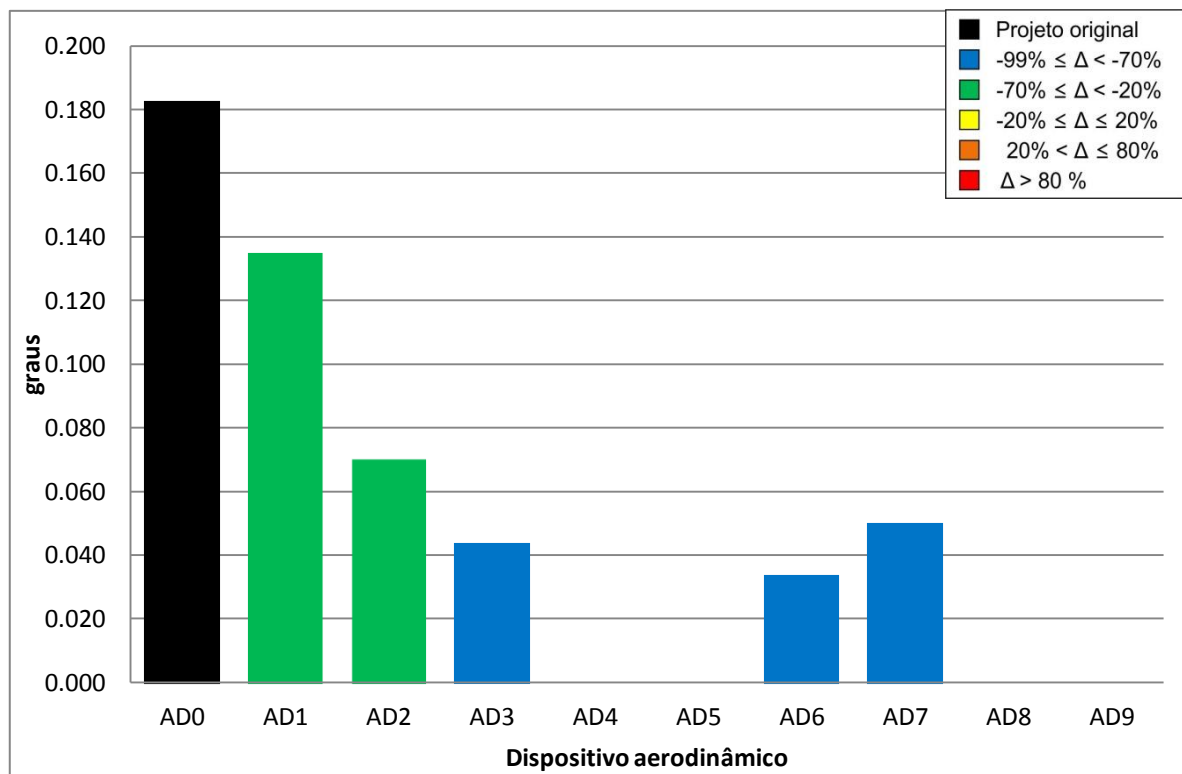


Figura 5.46 – Rotação máxima pelo desprendimento de vórtices a velocidades baixas do vento ( $V < 20\text{m/s}$ ) para os modelos originais e modificados,  $\alpha = +4^\circ$

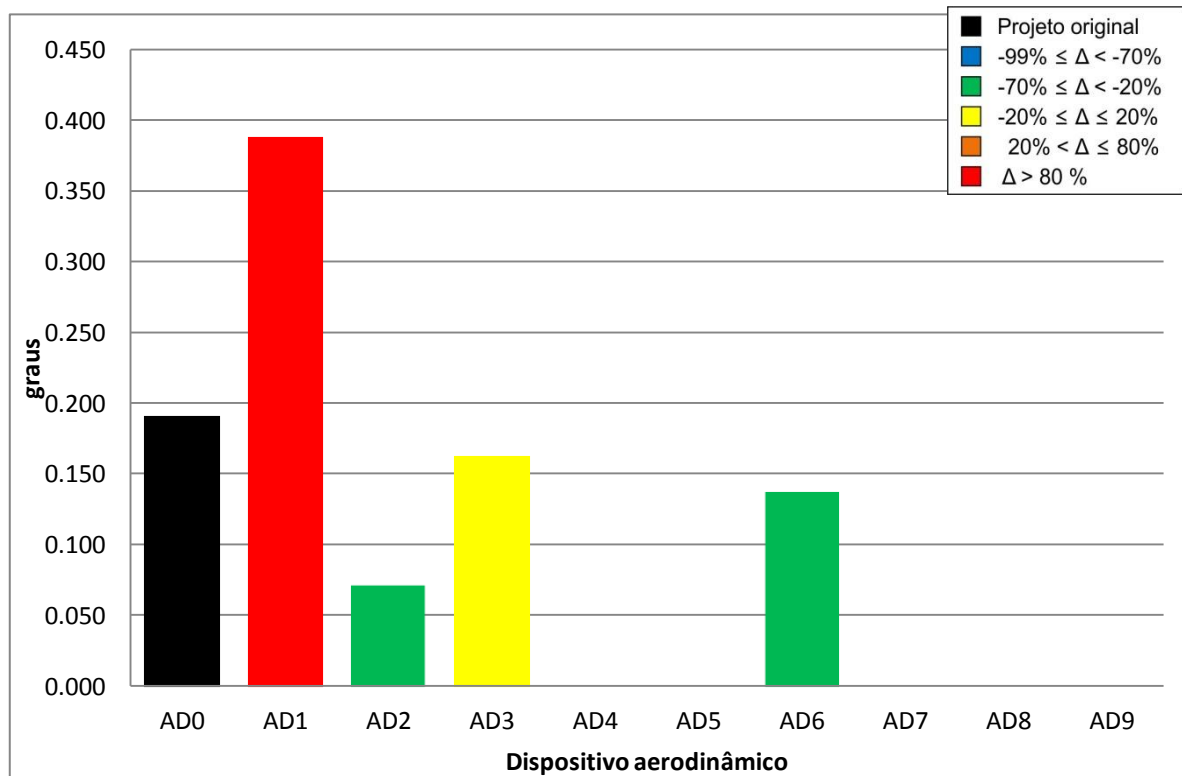


Figura 5.47 – Rotação máxima pelo desprendimento de vórtices a velocidades elevadas do vento ( $20 \leq V \leq 50\text{m/s}$ ) para os modelos originais e modificados,  $\alpha = +4^\circ$

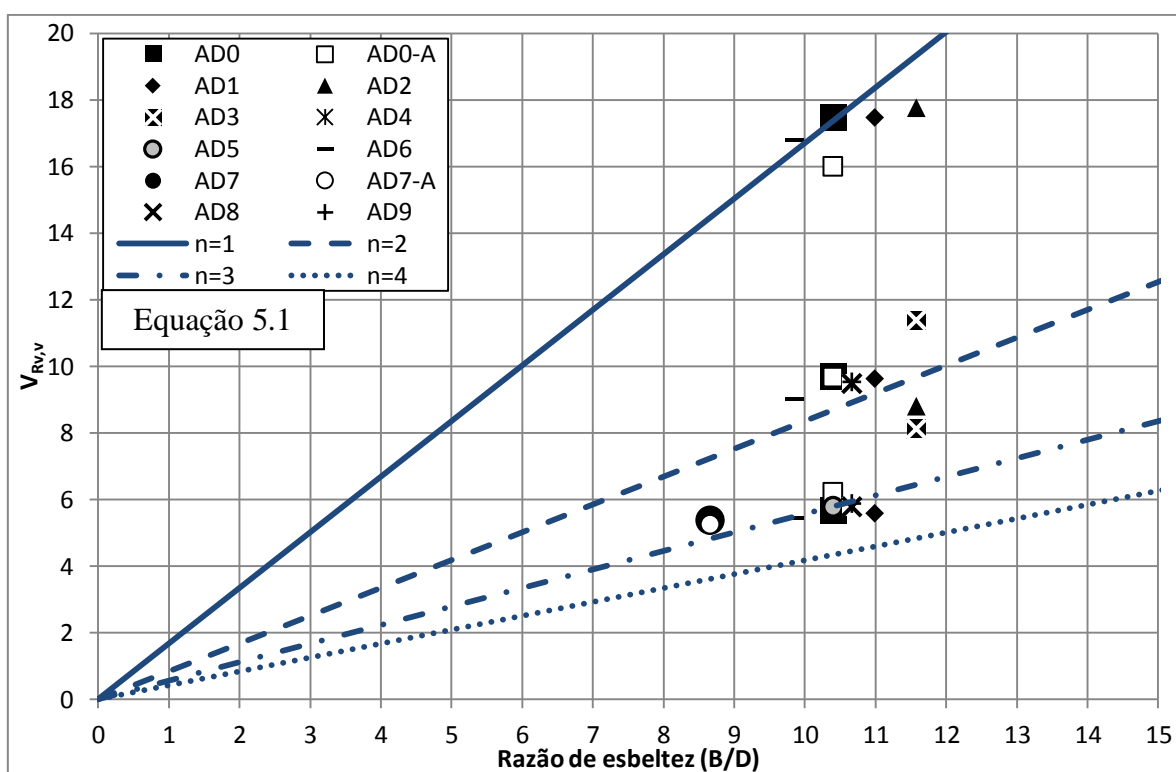


Figura 5.48 – Velocidades de disparo reduzidas para vibrações induzidas por vórtices em translação vertical,  $V_{Rv,v}$ , contra a razão de esbeltez  $B/D$  para todas as configurações testadas,  $\alpha = 0^\circ$

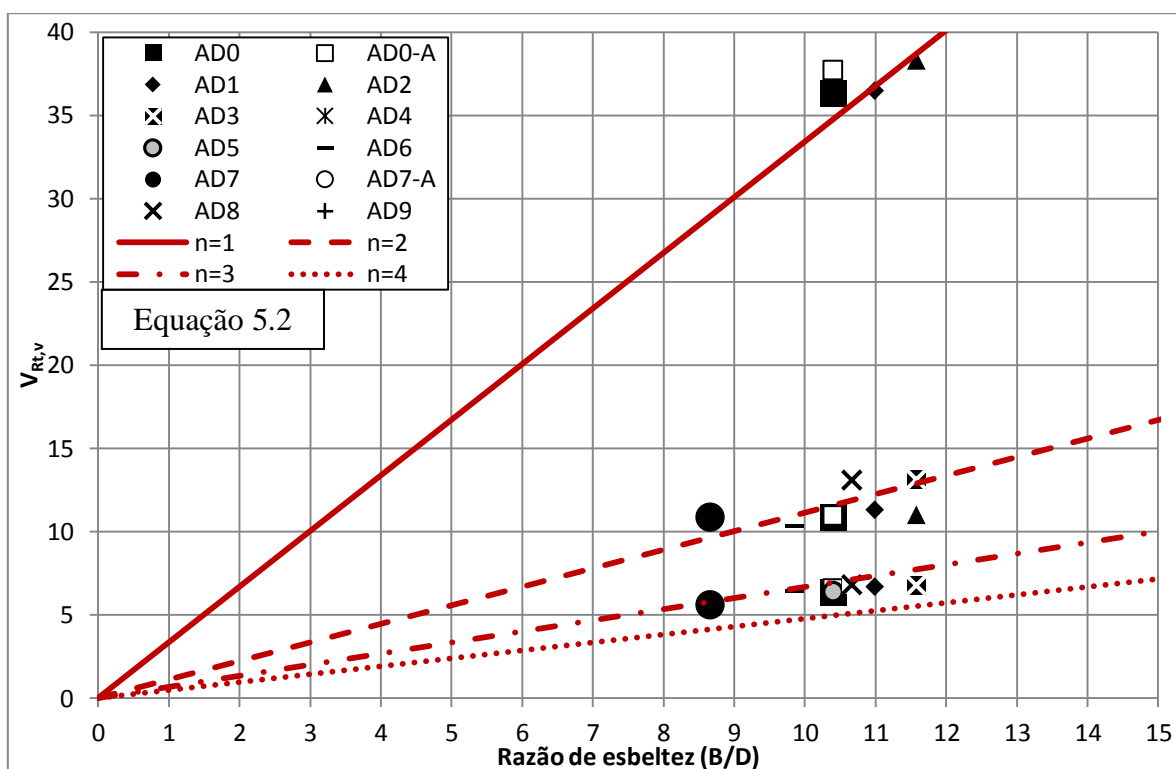


Figura 5.49 – Velocidades de disparo reduzidas para vibrações induzidas por vórtices em torção,  $V_{Rt,v}$ , contra a razão de esbeltez  $B/D$  para todas as configurações testadas,  $\alpha = 0^\circ$

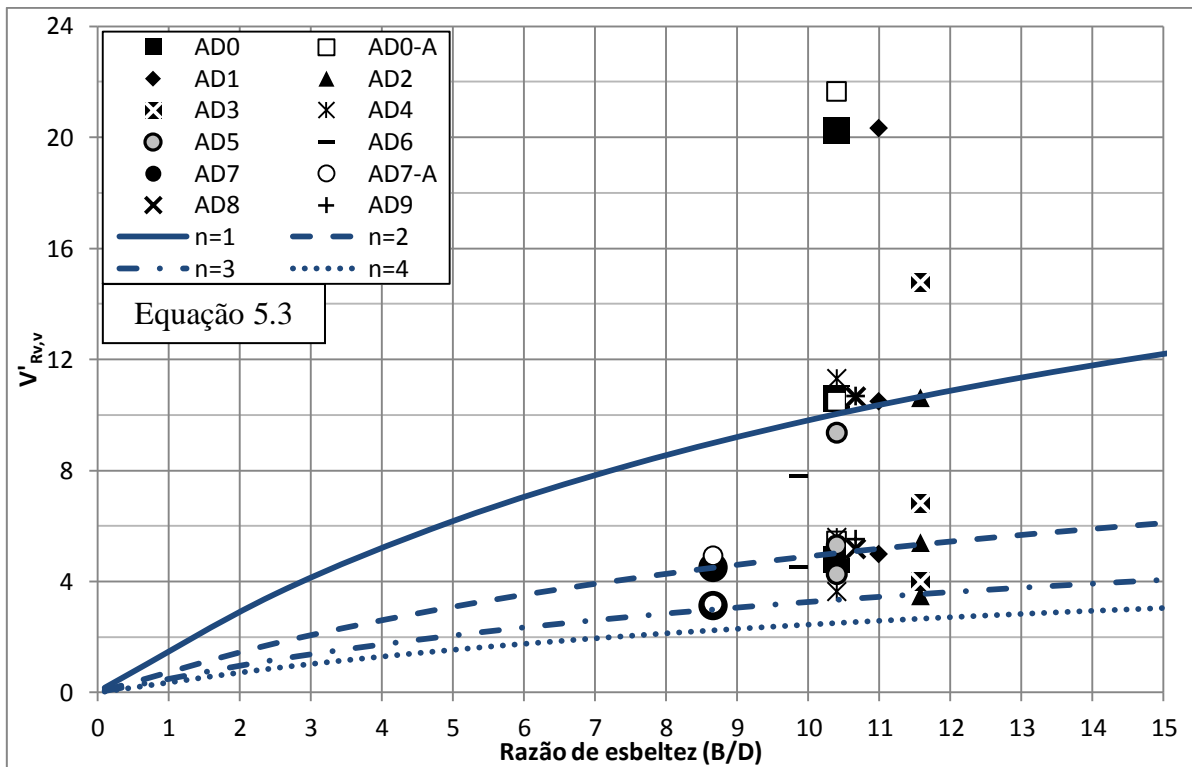


Figura 5.50 – Velocidades de disparo reduzidas para vibrações induzidas por vórtices em translação vertical,  $V'_{RV,V}$ , contra a razão de esbeltez  $B/D$  para todas as configurações testadas,  $\alpha = -4^\circ$

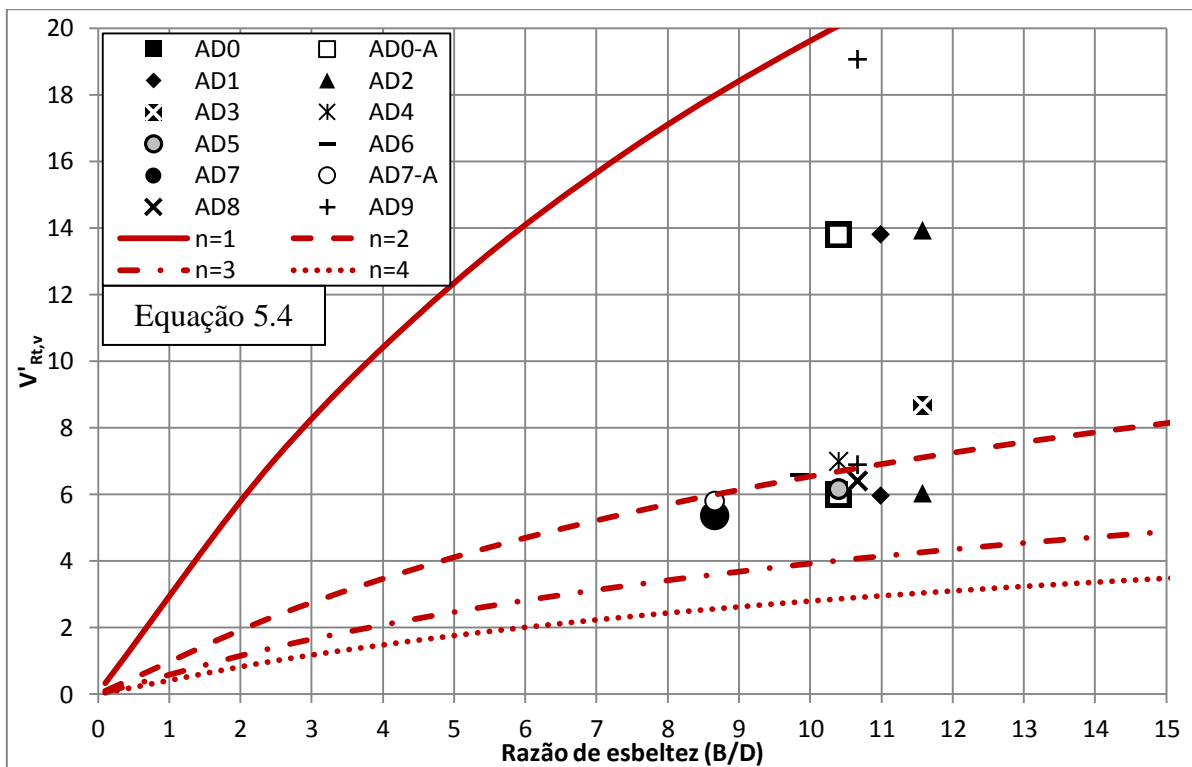


Figura 5.51 – Velocidades de disparo reduzidas para vibrações induzidas por vórtices em torção,  $V'_{Rt,v}$ , contra a razão de esbeltez  $B/D$  para todas as configurações testadas,  $\alpha = -4^\circ$

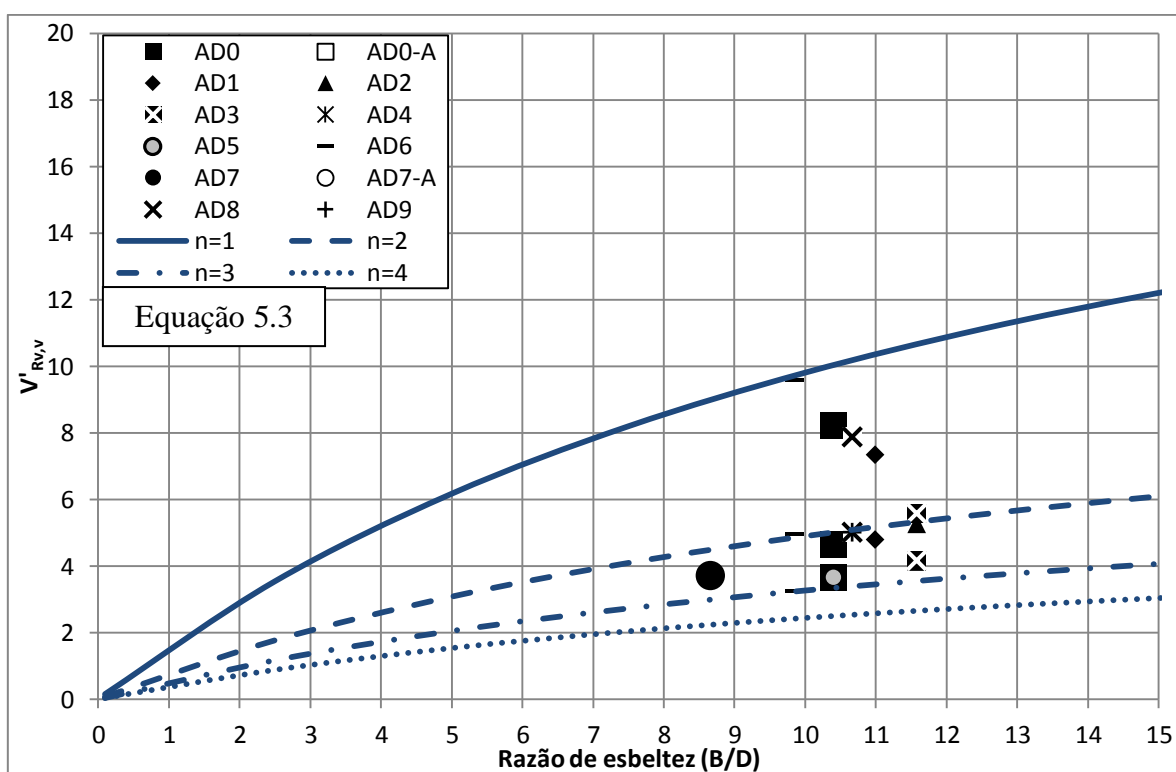


Figura 5.52 – Velocidades de disparo reduzidas para vibrações induzidas por vórtices em translação vertical,  $V'_{Rv,v}$ , contra a razão de esbeltez  $B/D$  para todas as configurações testadas,  $\alpha = +4^\circ$

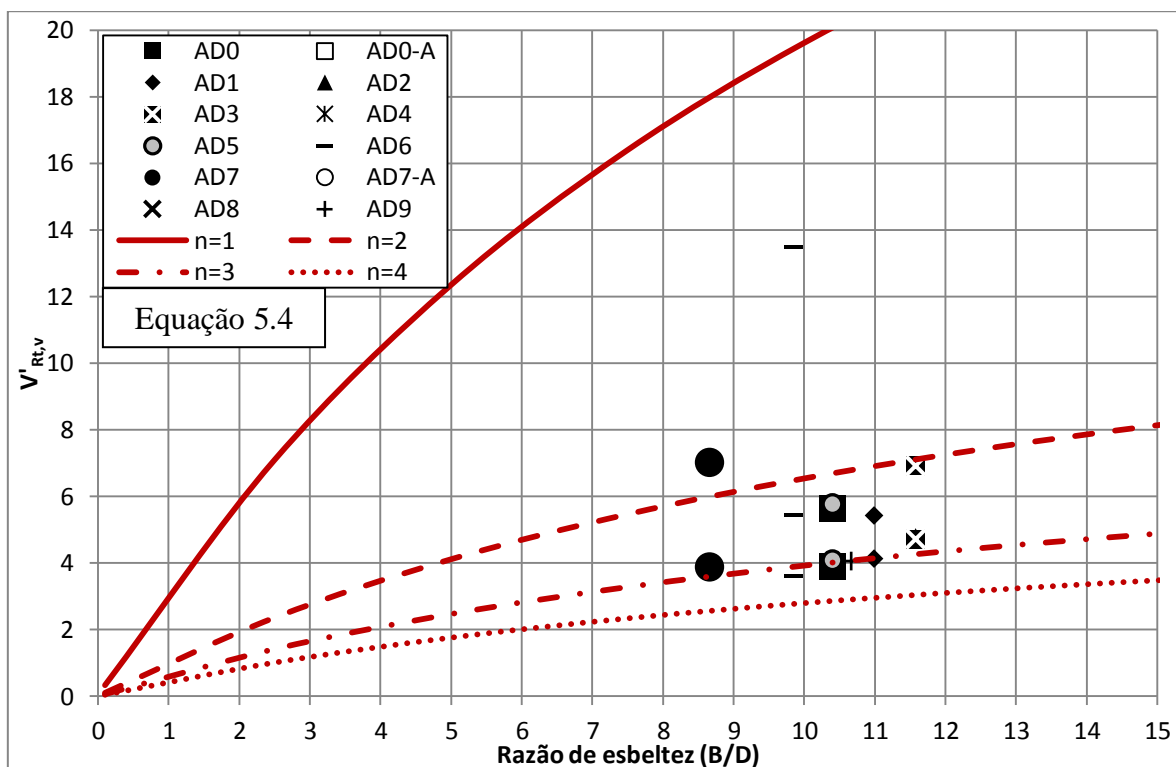


Figura 5.53 – Velocidades de disparo reduzidas para vibrações induzidas por vórtices em torção,  $V'_{Rt,v}$ , contra a razão de esbeltez  $B/D$  para todas as configurações testadas,  $\alpha = +4^\circ$

## 6. CONCLUSÕES E RECOMENDAÇÕES

Uma análise experimental foi realizada na eficácia dos dispositivos aerodinâmicos passivos na supressão das vibrações induzidas por vórtices de um tabuleiro de ponte de viga de borda. A investigação foi realizada usando um modelo dinâmico de uma ponte real no Túnel de Vento Professor J. Blessmann no Laboratório de Aerodinâmicos das Construções (LAC) na Universidade Federal do Rio Grande do Sul (UFRGS) em Porto Alegre, Brasil. Os testes foram realizados sob as condições de escoamento uniforme e suave para ângulos de ataque de  $0^\circ$ ,  $-4^\circ$  e  $+4^\circ$ .

Foi conduzido um sumário com os conceitos aerodinâmicos básicos, corpos rombudos aerodinâmicos e instabilidades aerodinâmicas comuns associadas com os tabuleiros de ponte. Uma revisão dos diversos mecanismos e a classificação das vibrações induzidas por vórtices foi realizada - com pesquisas anteriores dos métodos de supressão sendo conduzido. Nove diferentes dispositivos aerodinâmicos foram projetados baseados em uma revisão das modificações efetivas feitas em tabuleiros de pontes já construídos, bem como investigações no laboratório em corpos rombudos simples.

Três diferentes tipos de sistema de registro de movimento foram usados para capturar a resposta dinâmica em translação vertical e rotação do modelo seccional não modificado, e o modelo com modificações aerodinâmicas. Uma sonda de fio quente foi colocada na esteira do modelo para capturar as frequências dos vórtices sendo descolados do corpo.

Comparações entre os desempenhos dos dispositivos aerodinâmicos mostraram que as modificações mais benéficas de uma ponte de viga de borda, em termos de vibrações induzidas por vórtices, se dão fechando a cavidade inferior com uma placa soffit, ou a instalação de placas defletoras embaixo do tabuleiro. O uso das aletas para acelerar o reatamento do escoamento logo depois da borda de barlavento também provou ser benéfica para o desempenho do tabuleiro – no entanto novos ensaios com a variação do seu dimensionamento devem ser realizados para eliminar algumas vibrações para as velocidades baixas associadas com os vórtices de Von Kármán, bem como assegurar que não existem efeitos de número de Reynolds em relação ao fluxo através do canal entre a aleta e a borda do tabuleiro. A utilização de elementos menores, tais como placas defletoras e aletas, são mais



---

vantajosas do que fechar o lado de baixo da ponte devido à consideração da massa adicional e o seu efeito sobre o sistema estrutural existente.

Ondas sinusoidais experimentais ao longo do vão provaram ser excelentes na supressão das vibrações induzidas por vórtices para um ângulo de ataque zero, mas teve desempenho baixo para os ângulos de ataque diferentes de zero. O desempenho dos narizes de vento foi fraco – causando grandes amplificações para um número de configurações. Se os narizes de vento e ou as modificações sinusoidais ao longo do vão forem implementados em um projeto de viga de borda, é altamente recomendado que esteja em conjunto com outro dispositivo aerodinâmico, como placas defletores, aletas ou placa soffit.

Análises das velocidades críticas de disparo das vibrações induzidas pelos vórtices geralmente apresentaram uma excelente concordância com os valores teóricos conforme definido por Shiraishi e Matsumoto (1983), a Equação 5.1 para translação vertical, e Equação 5.2 para rotação, para um ângulo de ataque de zero, e a Equação 5.3 para translação vertical, e a Equação 5.4 para rotação definido por Naudascher e Wang (1993) para ângulos de ataque diferentes de zero. É recomendado que essas equações sejam usadas nas análises preliminares para futuros tabuleiros de ponte.

Foi somente em alguns casos que os vórtices de Von Kármán causaram as vibrações. Como esse tipo de resposta é causado pela instabilidade da camada cisalhante duplo na esteira do corpo, que é ligada ao formato do sotavento, a única maneira de prever essas vibrações é através do conhecimento do número de Strouhal adimensional. O número de Strouhal pode ser calculado através do registro de frequências de desprendimentos na esteira sobre um intervalo de velocidades – que foi feito para um número de configurações na investigação. É recomendado que a prática de instalação da sonda de fio quente, ou diversas sondas de fio quente, na esteira do corpo em vibração, seja realizada para calcular o número de Strouhal para cada tabuleiro testado. Com esse conhecimento, o mecanismo por trás das vibrações induzidas por vórtices pode ser descoberto, tornando assim, mais fácil para selecionar um dispositivo apropriado para melhorar o desempenho do tabuleiro.

O uso dos acelerômetros e dos sensores ópticos de deslocamento provou ser um sucesso em termos do acordo entre as respostas adquiridas e as respostas derivadas e integradas. Também é encorajante ver o acordo dos resultados entre a mesma configuração do tabuleiro da ponte sendo testada em duas diferentes ocasiões. No entanto, uma inconsistência apareceu nos níveis registrados de amortecimento, particularmente no modo rotacional. Isto foi causado por um aumento no número de cabos leves que foram conectados ao componente dinâmico do

equipamento. Estes cabos extras causaram um aumento no amortecimento para algumas configurações testadas – isto levou os resultados serem contra segurança. É altamente recomendável que os futuros testes de túnel de vento com modelos seccionais dinâmicos sejam realizados usando o mesmo número de dispositivos de registro de movimento para todas as configurações, garantindo níveis de amortecimento comparáveis.

Espera-se que este estudo torne-se uma ferramenta útil na identificação das causas das vibrações induzidas por vórtices em tabuleiros de pontes de grande vão e a seleção dos dispositivos aerodinâmicos necessários para eliminar, ou reduzir significativamente, a amplitude da vibração. Apesar de ser um estudo exaustivo que considera as respostas, tanto na translação vertical e rotação, bem como para diferentes ângulos de ataque, este estudo não tem a pretensão de ser um guia para resolver todos os problemas de vibração induzidos por vórtices de tabuleiros de pontes. Imagina-se que o estudo pode ser usado como uma base para futuros estudos, com potenciais áreas de pesquisa incluindo:

- Análise dos efeitos da combinação de vários dispositivos aerodinâmicos;
- Estudo aprofundado do efeito da variação de dimensões e posicionamento das aletas assimétricas no comportamento dinâmico do tabuleiro da ponte, bem como investigar todos os potenciais problemas com número de Reynolds do canal formado entre o aleta e o tabuleiro;
- Análise do desempenho de uma variedade de dispositivos aerodinâmicos sobre a resposta dinâmica de tabuleiro viga-caixão;
- O desenvolvimento e a utilização de técnicas de visualização do escoamento no túnel de vento para dar entendimento definitivo do efeito dos dispositivos aerodinâmicos no escoamento em torno do tabuleiro da ponte.

---

## REFERÊNCIAS

ANISHYUK, A.; ANTONOVA, M. **Volgograd Bridge Stages Surreal Dance**. Publicado em 25 maio 2010. Disponível < [http://www.sptimes.ru/index.php?action\\_id=2&story\\_id=31511](http://www.sptimes.ru/index.php?action_id=2&story_id=31511) >. The St. Petersburg Times. Acesso em 1 ago. 2013.

ASSOCIAÇÃO BRASILEIRA DE NORMAS TÉCNICAS. **NBR 6123**: forças devidas ao vento em edificações. Rio de Janeiro, 1988.

BATTISTA, R.; PFEIL, M.S. Reduction of vortex-induced oscillations of Rio-Niterói bridge by dynamic control devices. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, vol. 84, pp.273-288, 2000.

BILLAH, K. Y.; SCANLAN, R. H. Resonance, Tacoma Narrows bridge failure, and undergraduate physics textbooks. **American Journal of Physics**, vol. 59 (2), pp.118-124, 1991.

BLESSMANN, J. The Boundary Layer Wind Tunnel of UFRGS. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, Amsterdam, v. 10, pp. 231-248, 1982.

BLESSMANN, J. **Aerodinâmica das construções**. 2. ed. Porto Alegre. Editora Sagra, 1990. 263p.

BLESSMANN, J. **Introdução ao estudo das ações dinâmicas do vento**. 1. ed. Porto Alegre. Editora da Universidade Federal do Rio Grande do Sul, 288p, 1998.

BUCKLAND, P.G. ASCE committee on Design Loads for Bridges, Recommended Design Loads for Bridges, **Journal of the Structural Division**, ASCE, vol. 107, no. 7, July, pp. 1161-1213, 1981.

CRAMER, H; LEADBETTER, M.R. Stationary and related stochastic processes. Wiley, New York, 1967.

CHEN, X. Estimation of extreme-value distribution of crosswind response of flexible structures from time history samples. **Proceedings of the 13<sup>th</sup> International Conference on Wind Engineering**, 2011, Amsterdam, Netherlands.

DESIGN MANUAL FOR ROADS AND BRIDGES. **Design Rules for Aerodynamic Effects on Bridges**, Department of Transport, Great Britain, BD 49;01, 2001.

DAVENPORT, A.G. Note on the distribution of the largest value of a random function with application to gust loading. **Proceedings...** Institute of Civil Engineering, v.28, p187-196, 1964.

---

DAVENPORT, A. G.; ISYUMOV, N. The Application of the Boundary Layer Wind Tunnel to the Prediction of Wind Loading. **Proceedings of the International Research Seminar on Wind Effects on Buildings and Structures**, Ottawa, vol. 1, pp. 201-230, 1967.

DAVENPORT, A. G. What makes a structure wind sensitive? In: Jubileum Conference on Wind Effects on Buildings and Structures. 1998, Porto Alegre. **Proceedings...** Porto Alegre: Brasil, May 25-29, pp.1-13, 1998.

DE MIRANDA, M. Bridge over the Rio Guamá. Report no. R.06. Studio De Miranda Associati, Milano, Italy. 2000

DE MIRANDA, M.; BARTOLI, G. Aerodynamic optimization of decks of cable-stayed bridges. IABSE Conference of “Cable-supported bridges: challenging technical limits”. **Proceedings...** Seoul: South Korea, June 12-14, pp. 1-8, 2001.

DENIZ, S.; STAUBLI, T. Oscillating rectangular and octagonal profiles: Interaction of leading- and trailing-edge vortex formations. **Journal of Fluids and Structures**, vol. 11, pp.3-31, 1997.

EL GAMMAL, M.; HANGAN, H.; KING, P. Control of vortex shedding-induced effects in a sectional bridge model by spanwise perturbation method. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, vol. 95, pp. 663-678, 2007.

EUROCODE. Eurocode 1: Actions on structures – General actions – Part 1-4: Wind Actions. EN 1991-1-4, 2004.

HOLMES, J.D. **Wind Loading of Structures**, 2<sup>nd</sup> Edition. Taylor & Francis, 2007.

ITO, M.; NAKAMURA, Y. Aerodynamic Stability of Structures in Wind. **IABSE Periodica 2/1982, IABSE Surveys S-20**, pp. 33-56, 1982.

ISO GUIDELINES FOR USER PROFICIENCY, ISO-2631 Addendum E, 1978.

JENSEN, M. The Model-law for Phenomena in Natural Wind. **Ingenioren, International Edition**, (2) 4, 1958.

JONES, N.P.; SCANLAN, R.H.; SAKAR, P.P; SINGH, L. The effect of section model details on aeroelastic parameters. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, vol. 54/55, pp. 45-53, 1995.

KING, J.P.C. The foundation and future of wind engineering of long span bridges – the contributions of Alan Davenport. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, vol. 91, pp. 1529-1546, 2003.

KOMATSU, S.; KOBAYASHI, H. Vortex-induced oscillation on bluff cylinders. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, Amsterdam, vol. 6, pp. 335-362, 1980.

---

KUMARASENA, T.; SCANLAN, R.H.; EHSAN, F. Wind-Induced Motions of Deer Isle Bridge. **Journal of Structural Engineering**, vol. 117, pp. 3356-3374, 1991.

LAROSE, G.L.; D'AUTEUIL, A. On the Reynolds number sensitivity of the aerodynamics of bluff bodies with sharp edges. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, vol. 94, pp. 365-376, 2006.

LARSEN, A. Aerodynamic aspects of the final design of the 1624m suspension bridge across the Great Belt. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, vol. 48, pp. 261-285, 1993

[a] LARSEN, A.; ESDAHL, S.; ANDERSON, J.E.; VEJRUM, T. Storbælt suspension bridge – vortex shedding excitation and mitigation by guide vanes. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, vol. 88, pp. 283-296, 2000

[b] LARSEN, A.; LARSEN, S.V.; ASTIZ, M.A.; LAROSE, G.L.; Aerodynamic Interference Between Two Closely Spaced Cable Supported Bridges. **Fourth International Colloquium on Bluff Body Aerodynamics. Proceedings...** Copenhagen: Denmark, May 10-13, pp. 313-325, 2000.

LARSEN, A.; SAVAGE, M.; LAFRENIÉRE, A.; HUI, M.C.H.; LARSEN, S. Investigation of the vortex response of a twin box bridge section at high and low Reynolds numbers. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, vol. 96, pp. 934-944, 2008

LARSEN, A.; WALL, A. Shaping of bridge box girders to avoid vortex shedding response. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, Amsterdam, v. 104-106, pp. 159-165, 2012

LOREDO-SOUZA. Influência da forma do guarda-corpo na resposta dinâmica de pontes à ação do vento. **XXXV Jornadas Sul Americanas de Engenharia Estrutural**, 19 a 21 de setembro, Rio de Janeiro. 2012.

LOREDO-SOUZA, A.M.; ROCHA, M.M. Determinação experimental, em túnel de vento, do comportamento aerodinâmico do Complexo Viário Jornalista Roberto Marinho. Fase IV – Modelo Aeroelástico Completo. LAC-UFRGS, Relatório interno. 2006

LOREDO-SOUZA, A.M.; ROCHA, M.M. Determinação da Resposta Estrutural à Ação do Vento da Ponte Estaiada sobre o Rio Negro. Análise experimental da resposta dinâmica dos vãos estaiados através de modelo aeroelástico completo. LAC-UFRGS, Relatório interno. 2010

MAIL FOREIGN SERVICE. **The bridge that's blowing in the wind: Drivers 'seasick' as brand new Russian bridge bounces up to three feet in stormy weather**. Autilizado em 25 maio 2010. Disponível em <<http://www.dailymail.co.uk/news/article-1280919/Russian-bridge-bounces-feet-Volga-River.html>> Acesso em: 1 ago. 2013.

MATSUMOTO, M.; SHIRAIISHI, N.; SHIRATO, H.; STOYANOFF, S.; YAGI, T. Mechanism of, and turbulence effect on vortex-induced oscillations for bridge box girders. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, Amsterdam, vol. 49, pp. 467-476, 1993.

MATSUMOTO, M.; YAGI, T.; TAMAKI, H.; TSUBOTA, T. Vortex-induced vibration and its effect on torsion flutter instability in the case of B/D=4 rectangular cylinder. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, Amsterdam, vol. 96, pp. 971-983, 2008.

MACDONALD, J.H.G.; IRWIN, P.A.; FLETCHER, M.S. Vortex-induced vibrations of the Second Severn Crossing cable-stayed bridge – full-scale and wind tunnel measurements. **Structures and Buildings**, vol. 152, Issue 2, pp. 123-134, May 2002.

MIYATA, T. Historical view of long-span bridge aerodynamics. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, Amsterdam, vol. 91, pp. 1393-1410, 2003.

MELBOURNE, W.H.; Cross-wind response of structures to wind action. **Proceedings of the Fourth Conference on Wind Effects on Building and Structures**, Heathrow, England, pp. 343 – 358, 1975

NUÑEZ, G.J.Z. Investigação experimental do efeito de interferência de tabuleiros paralelos de pontes em túnel de vento frente ao desprendimento de vórtices. Tese de doutorado, Escola de Engenharia, PPGEC-UFRGS. 2008

NAESS, A.; GADAI, O. Monte Carlo methods for estimating the extreme response of dynamic systems. **Journal of Engineering Mechanics**, vol. 134(8), pp. 628-636, 2008.

NAKAGAWA, T. Vortex-shedding from an H-Section prism. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, Amsterdam, vol. 34, pp. 97-106, 1990.

NARITA, N.; YOKOYAMA, K.; SATO, H.; NAKAGAMI, Y. Aerodynamic characteristics of continuous box girder bridges relevant to their vibrations in wind. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, Amsterdam, vol. 29, pp. 399-408, 1988.

NAUDASCHER, E.; ROCKWELL, D. **Flow induced vibration – An engineering guide**. Rotterdam: A. A. Balkema, 1994.

NAUDASCHER, E.; WANG, Y. Flow-induced vibrations of prismatic bodies and grids and prisms. **Journal of Fluids and Structures**, vol. 7, pp. 341-373, 1993.

OGAWA, K.; SAKAI, Y.; SAKAI, F. Aerodynamic device for suppressing wind-induced vibration of rectangular section structures. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, Amsterdam, vol.28, pp. 391-400, 1988.

OLIVEIRA, M. G. K. Desenvolvimento de um suporte flexível para ensaios de modelos aeroelásticos em túnel de vento. Dissertação de Mestrado. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Civil. Universidade Federal do Rio Grande do Sul, 2003.

---

OKUKAWA, A.; SUZUKI, S.; HARAZAKI, I. **Bridge Engineering Hand Book, Chapter 18: Suspension Bridges**. CRC Press LLC, 2000.

PANKANIN, G.; JULINCZAK, A.; BERLINSKI, J. Investigations of Karman vortex street using flow visualization and image processing. **Sensors and Actuators A** **138**, pp. 366-375, 2007

SAKAI, Y.; OGAWA, K.; SHIMODOI, H.; SAITOH, T. An Experimental Study on Aerodynamic Improvements for Edge Girder Bridges. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, vol. 49, pp. 459-466, 1993.

SARKAR, P.P. New-identification methods applied to the response of flexible bridges to wind. PhD Thesis, The John Hopkins University, Baltimore, USA. 1992

SHIRAIISHI, N.; MATSUMOTO, M. On classification of vortex-induced oscillation and its application for bridge structures. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, Amsterdam, v. 14, pp. 419-430, 1983.

SCANLAN, R.H. The action of flexible bridges under wind, I: Flutter Theory. **Journal of Sound and Vibration**, vol. 60(2), pp. 187-199, 1978

SCANLAN, R.H. Aeroelastic Simulation of Bridges. **Journal of Structural Engineering**, vol. 109, pp. 2829-2837, 1983.

STECKLEY, A. Motion-Induced Wind Forces on Chimneys and Tall Buildings. 1989. Doctorate Thesis. Faculty of Engineering Science, The University of Western Ontario, London, Ontario.

STROUHAL, V. **Über eine besondere art der tonerregung**. Annalen der Physik., Weinheim, vol. 241, pp. 216-251, 1878.

TANAKA, H. Similitude and Modelling in Wind Tunnel Testing of Bridges. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, Amsterdam, vol. 33, pp. 283-300, 1990.

TANAKA, H.; DAVENPORT, A.G. Response of taut strip models to turbulent wind. **Journal of Engineering Mechanics Division, ASCE**, vol. 108, pp. 33- 49, 1982.

TOMALA, L. **Swiss and Polish researchers stop long bridge in Russia from waving** Disponível em <<http://www.naukawpolsce.pap.pl/en/news/news,390432,swiss-and-polish-researchers-stop-long-bridge-in-russia-from-waving.html>>. Acesso em: 1 ago., 2013. Publicado em 18 junho. 2012.

VANMARCKE, E. H. On the distribution of the first-passage time for normal stationary random processes. **Journal of Applied Mechanics**, v. 14, pp. 217-243, 1975.

WEBER, F.; MASLANKA, M. Frequency and damping adaptation of a TMD with controlled MR damper. **Smart Materials and Structures**, v.21, 055011, pp. 17. April 24, 2012.

WARDLAW, R. L. Flutter and torsional instability. **Wind-excited vibrations of structures**. CISM Courses and Lectures No. 335. Springer – Verlag, 1994.

WARDLAW, R.L.; BUCKLAND, P.G. Some Aerodynamic Considerations in Bridge Design. **Engineering Journal (Canada), Engineering Institute of Canada**, vol. 55/4, pp. 1046, 1972.

WHITE, F. M. **Fluid Mechanics, 4<sup>th</sup> Edition**. WCB McGraw-Hill. 1998.