

Determinação da influência da forma da seção transversal na resposta dinâmica de pontes através de ensaios em túnel de vento e identificação de sistemas

Lisandra Fraga Limas⁽¹⁾, Acir Mércio Loredou-Souza⁽²⁾

Trabalho recebido em 26/2/2008 e aprovado para publicação em 10/12/2009.

Resumo

Pontes suspensas, tanto pênses quanto estaiadas, tornaram-se mais propensas aos problemas de estabilidade, sendo o vento um fator determinante nas condições de estabilidade destas estruturas. A forma da seção transversal tem caráter decisivo na determinação dos parâmetros de projeto e, por esta razão, o estudo da ação do vento e sua interação com a ponte devem ser levados em conta na fase de projeto. Este trabalho relata o estudo da influência da forma da seção transversal de pontes frente à instabilidade dinâmica do tipo drapejamento (*“flutter”*), através da disponibilização de um novo procedimento experimental-numérico. As respostas dinâmicas foram determinadas através de ensaios de cinco modelos seccionais de tabuleiros de pontes em túnel de vento e pela técnica de identificação de sistemas, obtendo-se as velocidades críticas do vento e os parâmetros do sistema tais como frequências e amortecimentos (derivativos aerodinâmicos), sendo que a técnica de identificação fundamentou-se nos métodos do *“Random Decrement”* (RD) e dos mínimos quadrados não-linear (*Nonlinear Least Squares*, NLS).

Palavras-chave: Pontes. Túnel de vento. Identificação de sistemas. Instabilidade dinâmica. Drapejamento. Seções transversais.

⁽¹⁾ Professora, Universidade do Vale do Rio dos Sinos, Brasil. E-mail: lisalimas@gmail.com

⁽²⁾ Professor, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Brasil. E-mail: acir@ufrgs.br; lac@ufrgs.br

1 Introdução

As pontes, desde os tempos antigos, constituem verdadeiras obras de arte e suas estruturas sempre foram merecedoras de atenção especial devido à magnitude dos esforços a que são submetidas; dentre estes esforços, destaca-se o vento.

As estruturas em geral estão submetidas às forças aerodinâmicas que agem sobre elas como consequência de seu movimento no escoamento. Estas forças aerodinâmicas decorrentes da interação entre o fluido e a estrutura recaem em três classes: as forças proporcionais à aceleração, à velocidade e ao deslocamento da estrutura. As forças de interação relevantes, em geral, são função do deslocamento e da velocidade do corpo imerso no escoamento. Dependendo da intensidade destas forças, elas podem originar oscilações na estrutura, as quais podem levar ao fenômeno de instabilidade dinâmica, o que, em geral, leva a estrutura à ruína.

Os efeitos aeroelásticos mais comuns em pontes são drapejamento (*“flutter”*), martelamento (*“buffeting”*) e galope, que envolvem graus de liberdade translacionais e rotacionais. Estes efeitos podem ocorrer isolados ou acoplados. Pode também influir na resposta dinâmica da estrutura o efeito de desprendimento de vórtices que apresenta uma frequência característica de desprendimento, função da velocidade do escoamento e da forma da estrutura. Esta frequência pode coincidir com uma das frequências naturais da estrutura e originar uma resposta ressonante. Os efeitos do vento nas estruturas, em particular as de pontes, podem ser descritos em uma tabela (Tabela 1), dividindo-se os problemas ocasionados pelo vento nas estruturas em duas categorias: efeitos estáticos e efeitos dinâmicos.

Tabela 1 – Efeitos de vento nas estruturas.

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

Uma maneira utilizada para determinar os coeficientes aerodinâmicos provenientes da interação fluido-estrutura é através da Função Circulatória de Theodorsen (Theodorsen, 1935), obtendo-se os coeficientes de drapejamento (*“flutter derivatives”*) de estruturas que estejam sujeitas a escoamento suave e bidimensional. Existem também diversas técnicas para a determinação destes coeficientes aerodinâmicos, todas elas baseadas em ensaios em túnel de vento, dos quais são extraídos os dados necessários para a obtenção dos coeficientes aerodinâmicos associados (Sarkar et al, 1992; Scanlan e Tomko, 1971 e etc.). Mais recentemente, a identificação de sistemas para estruturas tornou-se uma área de considerável interesse na pesquisa. A identificação dos parâme-

tros de um sistema pode ser utilizada para determinação de dano estrutural e também prever respostas de estruturas sob diferentes excitações (Ueng et al, 2000).

2 Equações de movimento

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

$$\begin{aligned} m(\ddot{h} + 2\zeta_h \omega_h \dot{h} + \omega_h^2 h) &= F_{ae} \\ I(\ddot{\theta} + 2\zeta_\theta \omega_\theta \dot{\theta} + \omega_\theta^2 \theta) &= M_{ae} \end{aligned} \quad (1)$$

onde:

h → deslocamento vertical;

θ → deslocamento angular;

m → massa por unidade de comprimento;

I → momento de inércia de massa por unidade de comprimento;

ζ_h, ζ_θ → razões de amortecimento mecânico;

ω_h, ω_θ → frequências circulares naturais.

3 Forças e momentos auto-excitados aerodinâmicos

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

$$\begin{aligned} F_{ae} &= m(H_1 \dot{h} + H_2 \dot{\theta} + H_3 \theta + H_4 h) \\ M_{ae} &= I(A_1 \dot{h} + A_2 \dot{\theta} + A_3 \theta + A_4 h) \end{aligned} \quad (2)$$

Os efeitos de escala podem ser eliminados pela substituição de coeficientes dimensionais H_i e A_i por coeficientes adimensionais H_i^* e A_i^* admitindo $B\omega/V = K$, onde a frequência reduzida K é normalizada com relação a largura da seção transversal B , ω é a frequência circular de vibração e V é a velocidade média do vento. Então, as Equações (2) tornam-se:

$$F_{ae} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot (2 \cdot B) \left[K \cdot H_1^*(K) \cdot \frac{\dot{h}}{V} + K \cdot H_2^*(K) \cdot \frac{B \cdot \dot{\theta}}{V} + K^2 \cdot H_3^*(K) \cdot \theta + K^2 \cdot H_4^*(K) \cdot \frac{h}{B} \right]$$

$$M_{ae} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot (2 \cdot B^2) \left[K \cdot A_1^*(K) \cdot \frac{\dot{h}}{V} + K \cdot A_2^*(K) \cdot \frac{B \cdot \dot{\theta}}{V} + K^2 \cdot A_3^*(K) \cdot \theta + K^2 \cdot A_4^*(K) \cdot \frac{h}{B} \right]$$
(3)

Os coeficientes H_i^* e A_i^* são relacionados aos coeficientes H_i e A_i por:

$$H_1^* = \left(\frac{m}{\rho \cdot B^2 \cdot \omega} \right) H_1 \quad H_2^* = \left(\frac{m}{\rho \cdot B^3 \cdot \omega} \right) H_2 \quad H_3^* = \left(\frac{m}{\rho \cdot B^3 \cdot \omega^2} \right) H_3 \quad H_4^* = \left(\frac{m}{\rho \cdot B^2 \cdot \omega^2} \right) H_4$$

$$A_1^* = \left(\frac{I}{\rho \cdot B^3 \cdot \omega} \right) A_1 \quad A_2^* = \left(\frac{I}{\rho \cdot B^4 \cdot \omega} \right) A_2 \quad A_3^* = \left(\frac{I}{\rho \cdot B^4 \cdot \omega^2} \right) A_3 \quad A_4^* = \left(\frac{I}{\rho \cdot B^3 \cdot \omega^2} \right) A_4$$

Os coeficientes H_i^* e A_i^* têm a vantagem de serem puramente aerodinâmicos e são chamados de derivativos aerodinâmicos ou também conhecidos como coeficientes de Scanlan. Eles dependem somente da forma geométrica da seção e são independentes das propriedades de massa, rigidez e amortecimento e devem ser determinados experimentalmente em ensaios em túnel de vento. As Equações (1) e (2) são resolvidas para H_i e A_i admitindo-se que o movimento seja da seguinte forma (Scanlan e Tomko, 1971; Wardlaw, 1994):

$$h = h_0 \cdot e^{\lambda \cdot t} \cdot \text{sen}(\omega \cdot t)$$

$$\theta = \theta_0 \cdot e^{\lambda \cdot t} \cdot \text{sen}(\omega \cdot t - \varphi)$$
(4)

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

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

$$H_1 = 2(\lambda + \zeta_h \cdot \omega_h)$$

$$A_2 = 2(\lambda + \zeta_\theta \cdot \omega_\theta)$$

$$A_3 = \omega_\theta^2 - \omega^2 - \lambda^2$$

$$A_1 = \frac{\theta_0}{h_0} \cdot \omega \cdot \cos\varphi \left[\frac{\omega^2 + \lambda^2 + A_3 - \omega_0^2}{\lambda \cdot \omega + \sin\varphi \cdot \cos\varphi \cdot (\lambda^2 + \omega^2)} \right]$$

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

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

Medidas experimentais dos derivativos aerodinâmicos obtidos de Scanlan e Tomko (1971) são mostradas nas Figuras 1 e 2. Os dados da Tacoma Narrows mostram valores altos de A_2^* que representam uma medida da instabilidade torsional que foi responsável pelo colapso da ponte real. Comparando-se as Figuras 1 e 2, observam-se as vantagens das seções treliçadas e seções caixão fechadas, com valores mais baixos de A_2^* .

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

$$\begin{aligned} F_{ae} &\approx \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot (2 \cdot B) \left[K \cdot H_1^*(K) \cdot \frac{\dot{h}}{V} \right] \\ M_{ae} &\approx \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot (2 \cdot B^2) \left[K \cdot A_2^*(K) \cdot \frac{B \cdot \dot{\theta}}{V} + K^2 \cdot A_3^*(K) \cdot \theta \right] \end{aligned} \quad (5)$$

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

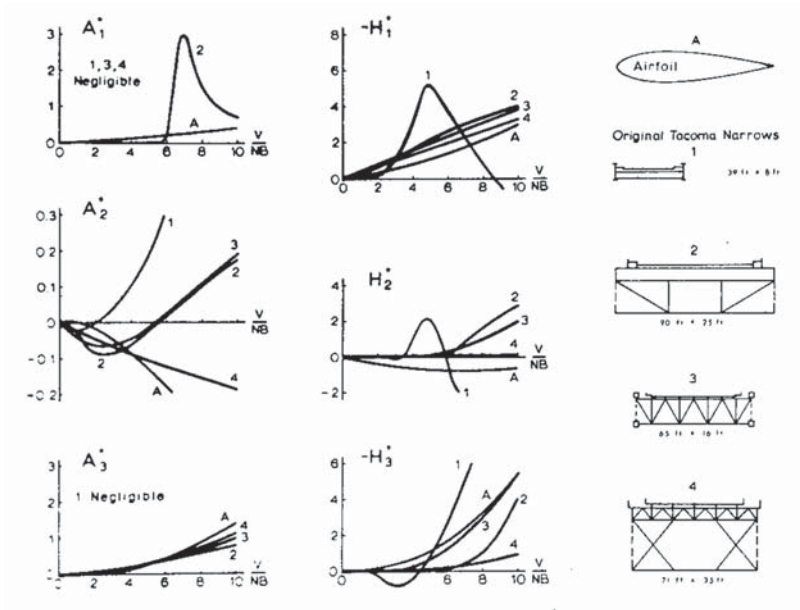


Figura 1 – Resultados para aerofólio, tabuleiro da 1ª Tacoma Narrows e três tipos de tabuleiros treliçados de pontes (Scanlan e Tomko, 1971)

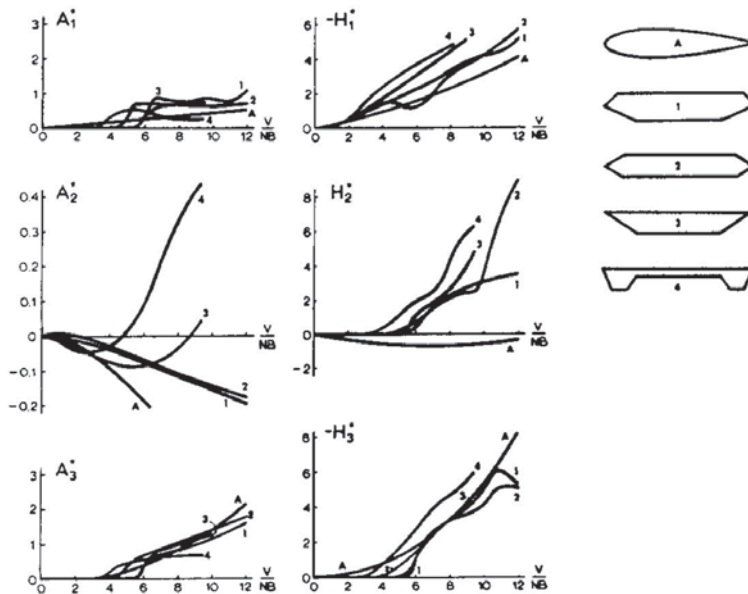


Figura 2 – Resultados para aerofólio e quatro formas genéricas de tabuleiro de pontes do tipo seção caixão (Scanlan e Tomko, 1971)

A representação matemática do fenômeno de drapejamento também pode ser feita pela equação de movimento na forma matricial (Gu et al, 2000; Li et al, 2003). Então, as Equações (1) podem ser reescritas como:

$$[M]\{\dot{x}\} + [C]\{\dot{x}\} + [K]\{x\} = \{F\}_{ae} \quad (6)$$

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

$$[M]\{\dot{x}\} + [C^*]\{\dot{x}\} + [K^*]\{x\} = \{0\} \quad (7)$$

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

$$C^* = \begin{bmatrix} 2.\zeta_h.\omega_h - H_1 & -H_2 \\ -A_1 & 2.\zeta_\theta.\omega_\theta - A_2 \end{bmatrix} \quad \text{e} \quad K^* = \begin{bmatrix} \omega_h^2 - H_4 & -H_3 \\ -A_4 & \omega_\theta^2 - A_3 \end{bmatrix}$$

A diferença entre a matriz de amortecimento da ponte e a matriz de amortecimento do sistema vento-ponte resulta nos derivativos aerodinâmicos dimensionais que estão relacionados ao amortecimento aerodinâmico, $[C] - [C^*] \rightarrow H_1, H_2, A_1$ e $A_2 \rightarrow$ *amortecimento aerodinâmico*. E a diferença entre a matriz de rigidez da ponte e a matriz de rigidez do sistema vento-ponte resulta nos derivativos aerodinâmicos dimensionais que estão relacionados à “rigidez” aerodinâmica, $[K] - [K^*] \rightarrow H_3, H_4, A_3$ e $A_4 \rightarrow$ *“rigidez” aerodinâmica*.

4 Identificação de sistemas

Define-se como identificação de sistemas o processo por meio do qual se constrói um modelo matemático do sistema de interesse, determinando-se seus parâmetros a partir de medições simultâneas de excitação e resposta ou apenas a resposta das mesmas excitações desconhecidas. Entre as primeiras aplicações para a análise de estruturas submetidas às vibrações têm-se como parâmetros identificados as frequências naturais, as razões de amortecimento, as formas modais e os fatores de correlação modal (Ewins, 1995). A partir destas propostas, desenvolveram-se durante estas últimas décadas numerosos métodos para a identificação de parâmetros modais que, de acordo com o domínio em que são formulados, podem classificar-se como métodos no domínio da frequência ou no domínio do tempo.

Para o propósito da identificação estrutural, é em geral necessário medir simultaneamente excitação e resposta. Porém, em muitas estruturas civis de grande porte, tais como pontes, barragens, estruturas “*offshore*” entre outras, freqüentemente não é

possível monitorar a excitação. Esta dificuldade prática conduz ao desenvolvimento de métodos de identificação de sistemas baseados apenas no conhecimento da resposta.

Dentro dos métodos estocásticos no domínio da frequência, o esquema mais utilizado, é possivelmente o denominado por detecção de picos (*Peak-Picking*, PP) (Ewins, 1995). Já como um método mais avançado tem-se o denominado função indicadora de modos complexos (*Complex Mode Indication Function*, CMIF) (Shih et al, 1988).

Dentre os métodos de identificação de sistemas, diretamente a partir da resposta no domínio do tempo ou determinando as covariâncias das mesmas, destacam-se: o método do decremento logarítmico (*Logarithmic-Decrement*) primeiramente mencionado por Scanlan (Scanlan e Tomko, 1971) e posteriormente utilizado por Kumarasena (1989) e outros; o método dos mínimos quadrados não-linear (*Nonlinear Least Squares*, NLS) utilizado por Beliveau (1973); o método dos mínimos quadrados ordinários (*Ordinary Least Squares*, OLS) e o método do instrumental variável (*Instrumental Variable*, IV) utilizados por Imai et al (1989); o método dos mínimos quadrados unificados (*Unifying Least Squares*, ULS) proposto por Gu et al (2000); o método dos mínimos quadrados ponderados (*Weighting Ensemble Least Squares*, WELS) proposto por Li et al (2003); o método Ibrahim no domínio do tempo (*Ibrahim Time Domain*, ITD) (Ibrahim e Mikulcik, 1977); e o método Ibrahim no domínio do tempo modificado (*Modified Ibrahim Time Domain*, MITD) (Sarkar et al, 1992). Entre os métodos que usam covariância entre as respostas medidas têm-se os algoritmos de subespaço apresentados por Van Overschee (Van Overschee e De Moor, 1993) e método de subespaço baseado nas covariâncias (Stochastic Subspace Identification – Covariance Driven, SSI-COV) (Peeters, 2000).

Em resumo, a identificação de sistemas constitui uma área de grande interesse científico, com importantes implicações tecnológicas. No caso particular de sistemas estruturais, os parâmetros identificados em problemas lineares, frequências naturais, formas modais e coeficientes de amortecimento, são necessários para verificar ou calibrar modelos analíticos.

5 Método dos mínimos quadrados

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

$$Erro = \sum_{i=1}^N (X_i - \hat{X}_i)^2 \quad (8)$$

onde:

X_i → valores observados de X ;
 \hat{X}_i → valores calculados de X .

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

No caso de seções de tabuleiros de pontes submetidas à ação do vento, mais especificamente, ao drapejamento, as Equações (1) são as equações de movimento que regem o sistema vento-estrutura. As forças auto-excitadas representativas do drapejamento são dadas pelas Equações (2) e (3). A Equação (6) é uma representação na forma matricial do sistema vento-estrutura com as parcelas referentes ao vento e a estrutura separadas. Já a Equação (7), representa o sistema vento-estrutura com as matrizes dos parâmetros estruturais modificadas pela ação do vento.

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

O método do “*Random Decrement*” foi desenvolvido originalmente por Cole (Cole, 1971; Cole, 1973). É um método eficiente e simples no processamento de medidas de vibrações, e o não requerimento de medidas da excitação na entrada de dados faz este método ser bastante aplicado no processo de identificação de sistemas. Ele consiste basicamente na transformação de respostas aleatórias de uma estrutura em sinais “*Random Decrement*” que são equivalentes ao decaimento livre da estrutura corrente, e é particularmente usado nas medidas de estruturas e sistemas mecânicos porque suas excitações são naturalmente provenientes de entradas aleatórias como vento, ruído acústico e etc.

A análise do “*Random Decrement*” consiste na média de N segmentos de duração t_d da resposta do sistema que pode ser representado nos seguintes passos (Figura 3):

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

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

$$\begin{aligned} x(t_i) &= x_s, & i &= 1, 2, 3... \\ \dot{x}(t_i) &\geq 0, & i &= 1, 3, 5... \\ \dot{x}(t_i) &\leq 0, & i &= 2, 4, 6... \end{aligned}$$

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

$$\delta(\tau) = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x(t_i + \tau) \quad 0 < \tau < t_d \quad (9)$$

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

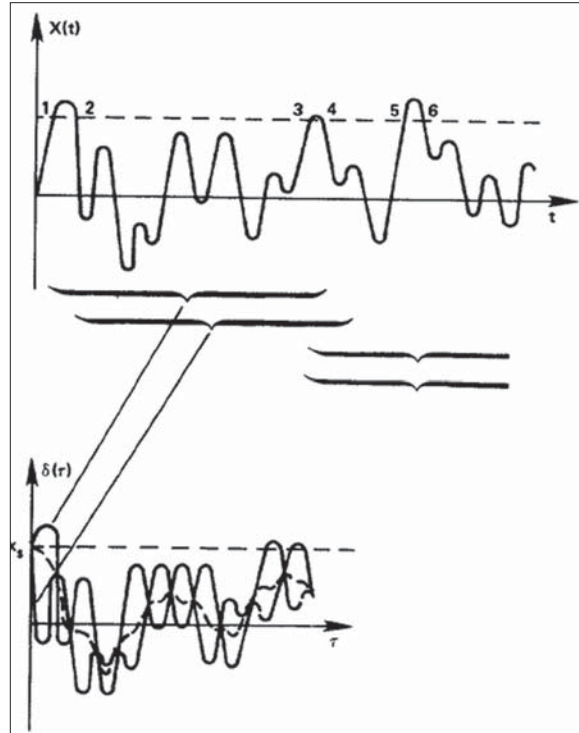


Figura 3 – Extração do sinal *Random Decrement* (Yang et al, 1983)

7 Modelo de identificação de sistemas proposto

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

$$x(t) = A.e^{-\zeta.\omega.t} \text{sen}(\omega.t + \varphi) \quad (10)$$

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

Os dados medidos serão obtidos através de ensaios em túnel de vento de modelos seccionais dinâmicos de tabuleiros de pontes com 2 GDL, um vertical e um torsional. Neste tipo de ensaio, tem-se um sistema sob excitação externa que fornece uma resposta de vibração aleatória. Conseqüentemente, como o método de identificação é baseado numa resposta de decaimento livre do sistema, faz-se necessário o tratamento dos dados medidos via experimento, dando-lhes a forma necessária. Este tratamento é realizado fazendo-se uso da técnica do “*Random Decrement*”.

Neste modelo de identificação, as funções de decaimento para o movimento vertical e torsional, respectivamente, podem ser expressas como:

$$\begin{aligned}\hat{h} &= \sum_{r=1}^2 A_{hr} \cdot e^{-\zeta_{hr} \cdot \omega_{hr} \cdot m \cdot \Delta t} \text{sen}(\omega_{hr} \cdot m \cdot \Delta t + \varphi_{hr}) \\ \hat{\theta} &= \sum_{r=1}^2 A_{\theta r} \cdot e^{-\zeta_{\theta r} \cdot \omega_{\theta r} \cdot m \cdot \Delta t} \text{sen}(\omega_{\theta r} \cdot m \cdot \Delta t + \varphi_{\theta r})\end{aligned}\quad (11)$$

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

Estabelecidas as funções de decaimento representativas do sistema para ajuste, compõem-se os erros. Então, as funções erros parciais entre os valores medidos e os valores estimados das vibrações livres vertical e torsional (Equações (11)), respectivamente, podem ser definidas como:

$$\{e_h\}^T = \{e_{h1}, e_{h2}, \dots, e_{hM}\} \quad \text{e} \quad \{e_{\theta}\}^T = \{e_{\theta1}, e_{\theta2}, \dots, e_{\theta M}\} \quad (12)$$

onde:

$$e_{hm} = h_m - \hat{h}_m \quad \text{e} \quad e_{\theta m} = \theta_m - \hat{\theta}_m \quad (13)$$

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

$$\text{Erro}_h \text{COUPLE} = \{e_h\}^T \{e_h\} \quad (14)$$

$$Erro_{\theta} COUPLE = \{e_{\theta}\}^T \{e_{\theta}\} \quad (15)$$

O modelo de identificação soluciona os parâmetros modais extraindo-os via minimização das Equações (14) e (15) separadamente, usando as histórias no tempo de h e θ respectivamente. Na Figura 4 tem-se um fluxograma do modelo de identificação, sendo que este modelo usou como plataforma o programa computacional MATLAB-R12.

8 Túnel de vento e condições do escoamento

Os ensaios dos modelos foram realizados no túnel de vento de camada limite *Prof. Joaquim Blessmann* da Universidade Federal do Rio Grande do Sul (Figura 5). Trata-se de um túnel de vento de retorno fechado, cuja seção principal de trabalho tem dimensões 1,30m x 0,90m x 9,32m (largura x altura x comprimento), e uma velocidade máxima nesta seção de trabalho, para o túnel vazio, de 42m/s, provida por seu propulsor de 75 kW (≈ 100 HP). Os ensaios dos modelos no túnel de vento foram conduzidos sob escoamento suave com uma intensidade longitudinal da turbulência de aproximadamente 0,5%.

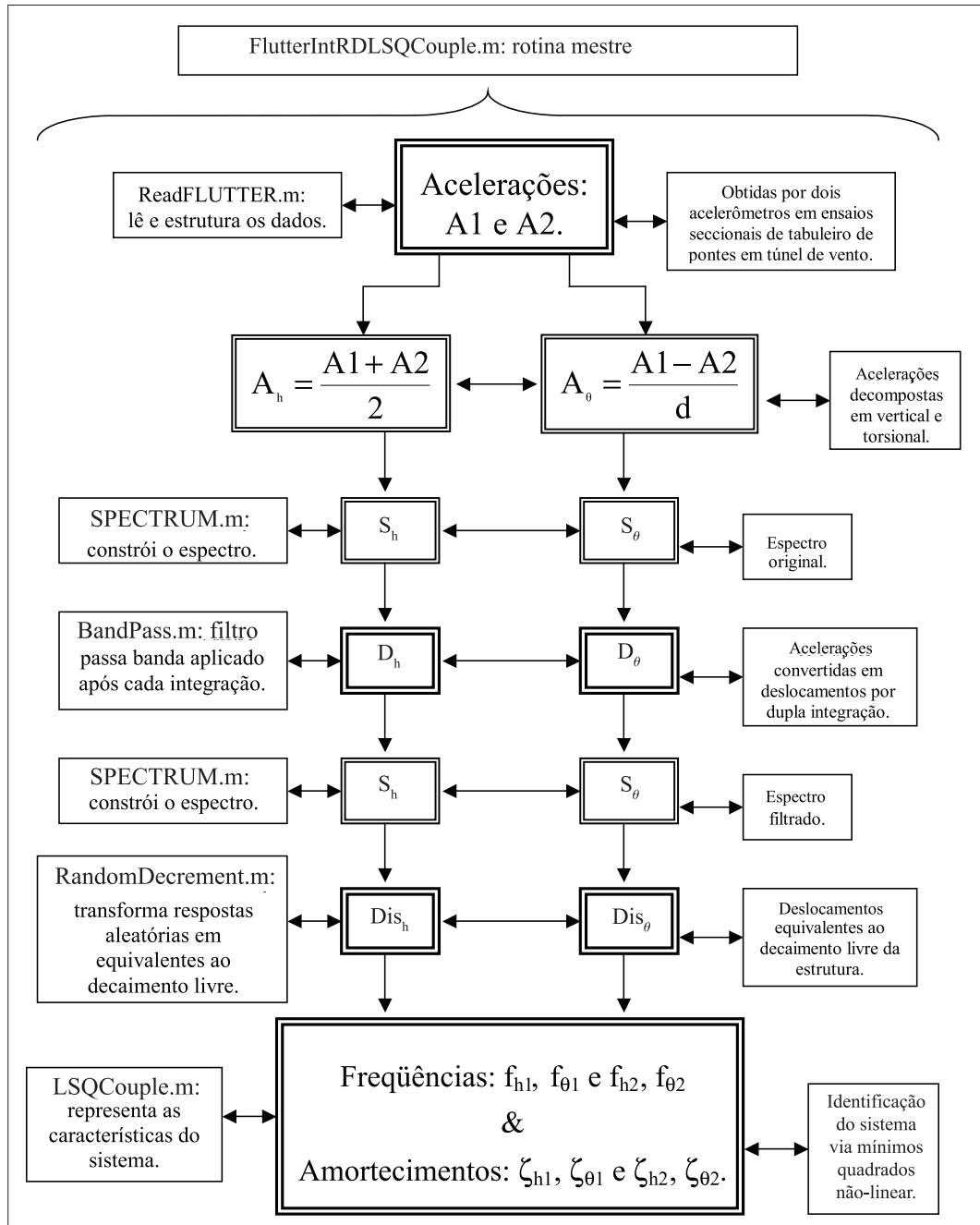


Figura 4 – Fluxograma do modelo de identificação de sistemas proposto.



Figura 5 – Túnel de Vento Prof. Joaquim Blessmann

9 Modelos seccionais para ensaios

A estrutura da ponte proposta para estudos da ação do vento, apresenta uma seção transversal do tabuleiro com largura de 17,3m, enquanto que sua maior altura, correspondente às longarinas, é de 1,2m, sendo estes valores de protótipo. Além da forma original da seção da ponte, foram estudadas outras quatro formas de seção do tabuleiro para a ponte no intuito de verificar qual a influência destas alterações nas respostas dinâmicas devidas ao vento. As outras quatro formas de seção foram obtidas através de modificações na forma original da ponte, seja por meio de uma drástica alteração na forma arquitetônica original, ou pela incorporação de dispositivos aerodinâmicos nas extremidades ou placas de fechamento na parte inferior do tabuleiro. Nas Figuras 6 a 10, são ilustradas a seção do tabuleiro do protótipo, e suas alterações propostas.

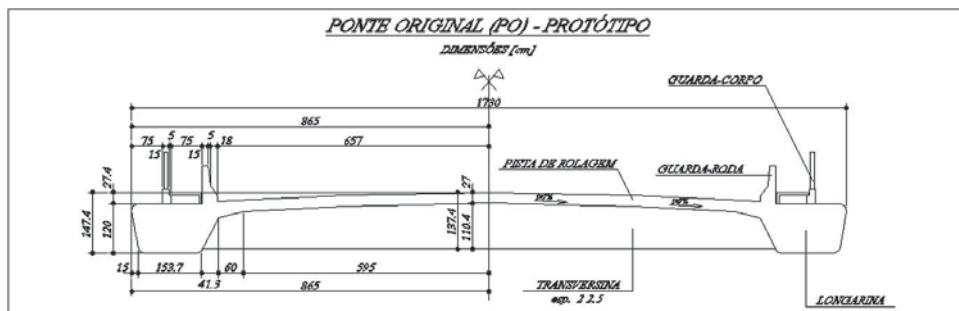


Figura 6 – Seção transversal do tabuleiro do protótipo da ponte - PO

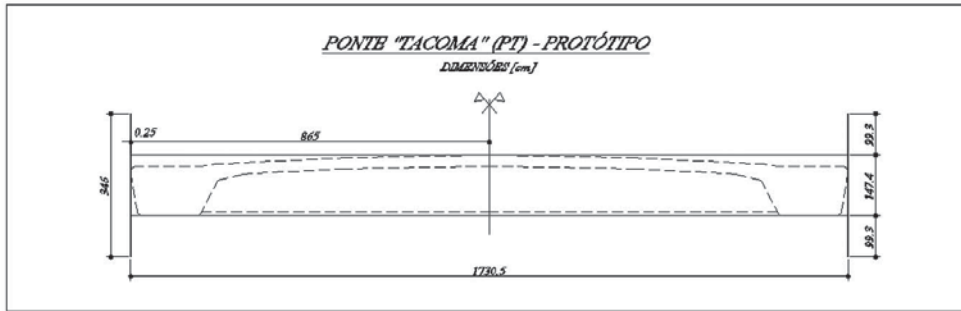


Figura 7 – Alteração da seção transversal do tabuleiro do protótipo original da ponte - PT

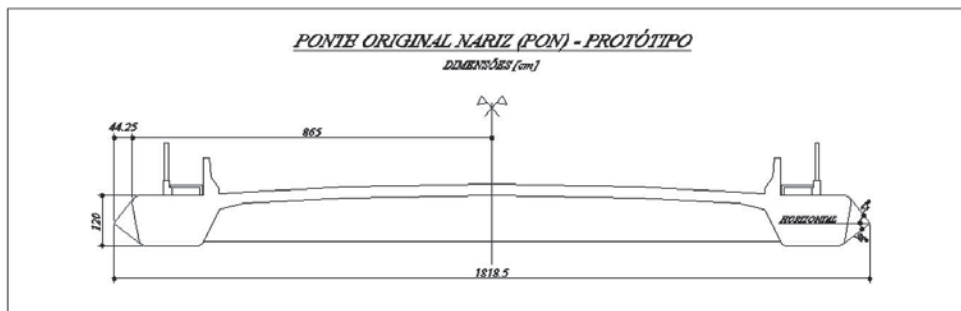


Figura 8 – Alteração da seção transversal do tabuleiro do protótipo original da ponte - PON

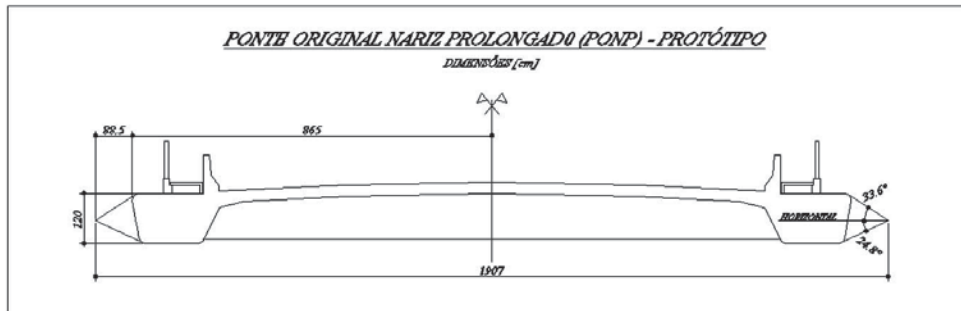


Figura 9 – Alteração da seção transversal do tabuleiro do protótipo original da ponte - PONP

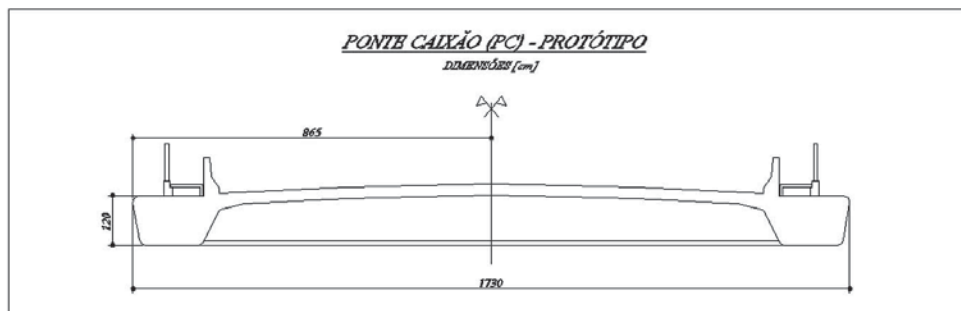


Figura 10 – Alteração da seção transversal do tabuleiro do protótipo original da ponte - PC

10 Modelagem aerodinâmica

Para a modelagem aerodinâmica da seção transversal do tabuleiro foi utilizado um modelo seccional reduzido numa escala geométrica 1:50, conforme apresentado na Tabela 2. Este modelo foi confeccionado em alumínio e madeira, de forma a apresentar uma baixa relação massa/rigidez, evitando-se com isto qualquer influência da vibração própria do modelo como corpo elástico nos resultados experimentais.

O modelo seccional reduzido tem um comprimento de 1.207mm correspondendo a um trecho de 60,35m de comprimento no protótipo. Foram simulados todos os detalhes significativos da seção da ponte, incluindo guarda-corpos e guarda-rodas, os quais foram construídos em madeira balsa, MDF, poliamida e alumínio.

Tabela 2 - Parâmetros de escala para o modelo seccional dinâmico

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

11 Modelagem dinâmica

Como o corpo do modelo tem uma baixa relação massa/rigidez (frequência fundamental suficientemente maior que as frequências de vibração a serem impostas ao mesmo como corpo rígido), obtém-se um maior controle sobre as características dinâmicas, o que é feito externamente ao túnel de vento por meio de apoios elásticos e complementação de massas. As condições resultantes de similaridade estrutural são relacionadas nas Tabelas 2 a 4. Na Tabela 3 são indicados os modos de vibração do protótipo a serem modelados (primeiro vertical e primeiro torsional). As molas e massas são fixadas a uma régua horizontal que por sua vez é conectada à extremidade do modelo através de um pino com rosca. Um conjunto de quatro molas é então posicionado de acordo com distâncias previamente calculadas, assim como, as massas adicionais que são ajustadas em relação ao centro de rotação do modelo para ajustar a correta inércia de massa. Nas Figuras 11 e 12 é mostrado o sistema de apoio dos modelos dinâmicos.

Tabela 3 - Frequências naturais e modos de vibração correspondentes

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

Tabela 4 - Propriedades dinâmicas do protótipo e do modelo seccional dinâmico

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

Figura 11 – Sistema de apoio elástico do modelo dinâmico

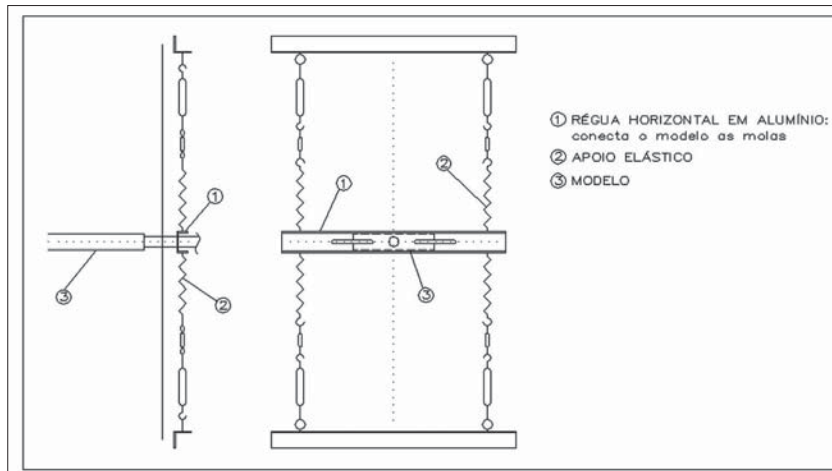


Figura 12 – Equema de sustentação do modelo com molas. Modelo com dois graus de liberdade

12 Equipamentos utilizados

A medição da resposta dinâmica do modelo seccional ao escoamento do ar foi feita por meio de dois acelerômetros piezoelétricos marca Brüel & Kjaer (Modelo 4339), cujos sinais são condicionados e amplificados por um amplificador de carga, marca Brüel & Kjaer (Modelo 2692A-0S2 2). Estes acelerômetros são instalados no sistema externo, sendo que seus sinais, após o condicionamento, são registrados e digitalizados por duas placas de aquisição de dados idênticas (Padrão PCMCIA para notebook) instalada em um micro-computador (Notebook TOSHIBA). Na Figura 13 são mostrados o aparato experimental utilizado nos ensaios dinâmicos e um detalhe do posicionamento de um acelerômetro piezoelétrico. Os arquivos de aquisição dos ensaios foram posteriormente processados numericamente para a obtenção da história de amplitudes dos deslocamentos vertical e angular no tempo, bem como das respectivas densidades espectrais.

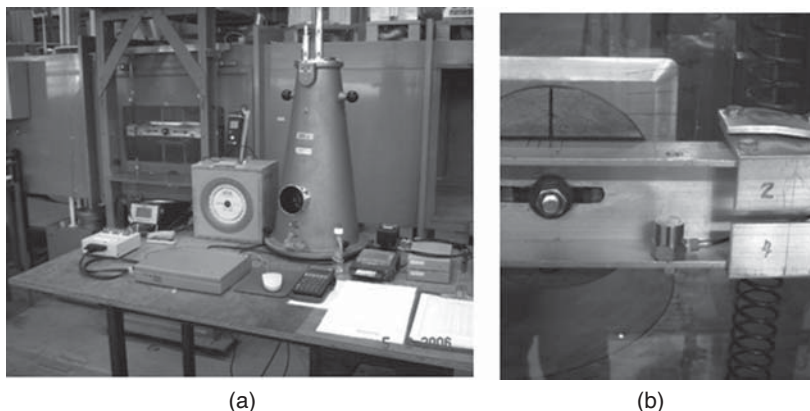


Figura 13 – Aparato experimental utilizado nos ensaios dinâmicos (a) e detalhe do posicionamento do acelerômetro piezoelétrico (b)

Utilizou-se uma taxa de aquisição de 512Hz, com registros de 64 segundos de duração para a obtenção de propriedades estatísticas dos registros, tais como valores de pico e médias quadráticas (*rms*).

13 Calibração do modelo

A calibração consiste basicamente em ajustar a frequência de torção do modelo, uma vez que a frequência de sustentação fica determinada pela rigidez do apoio elástico. Este procedimento é realizado através do posicionamento das massas externas ao modelo (Figura 11) que fazem parte da massa total do conjunto. Desta forma a correta inércia de massa é ajustada e a relação entre frequências desejada é obtida.

As frequências naturais do modelo foram medidas a partir do espectro de potência dos registros dos sinais gerados pelos acelerômetros piezoelétricos. A razão de amortecimento estrutural em relação ao amortecimento crítico foi determinada experimentalmente através do cálculo do decremento logarítmico da curva de decaimento da resposta. Os registros foram obtidos através de um sistema de aquisição de dados com o uso do programa HP VEE – Vortex_Flutter_Fitting.vee. Posteriormente, os arquivos adquiridos foram processados com algoritmos programados com o MATLAB-R12.

Um registro de vibração livre obtido com os acelerômetros do modelo da seção original é mostrado na Figura 14 e na Figura 15 os respectivos espectros de potência.

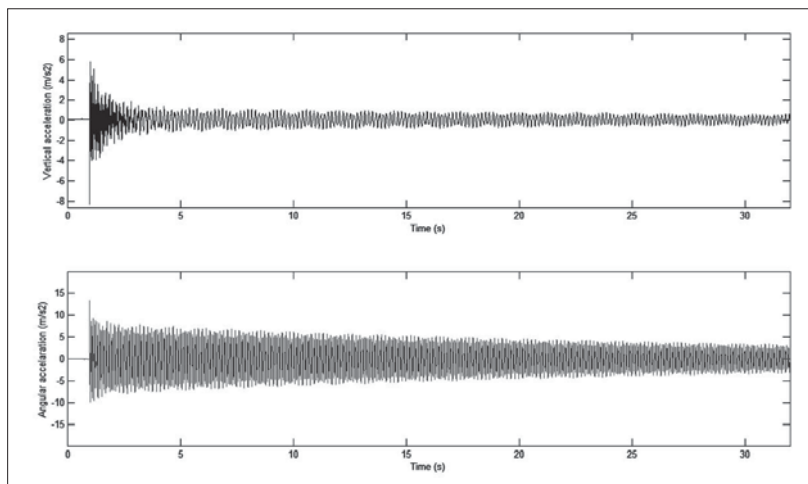


Figura 14 – Registro da curva de decaimento do modelo da seção original em vibração livre

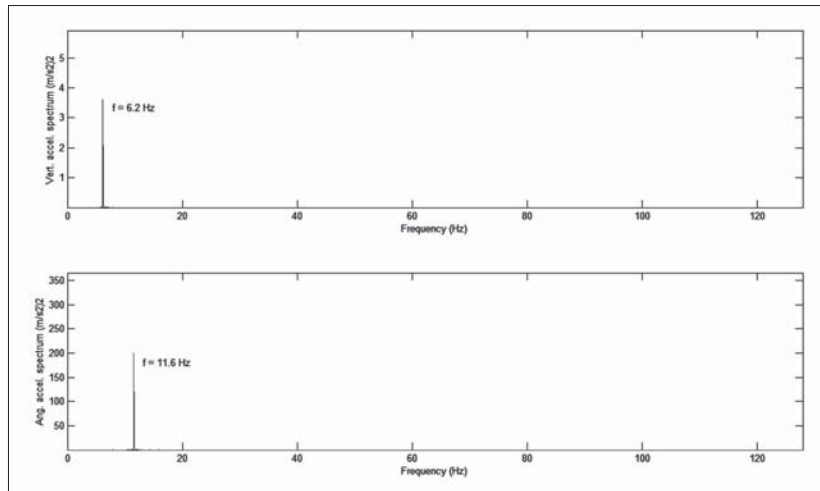


Figura 15 – Espectros de potência dos registros em vibração livre do modelo da seção original.

14 Programa experimental

Os ensaios dos cinco modelos seccionais de ponte foram realizados numa gama de velocidade do vento capaz de mapear a ocorrência do fenômeno em estudo em um ângulo de incidência do vento de 0° , seguindo-se a convenção apresentada na Figura 16. Destes ensaios, foram obtidos sinais de aceleração no tempo da ação do vento no tabuleiro da ponte medidos por dois acelerômetros e posteriormente registrados no programa HP VEE – Vortex_Flutter_Record.vee. A partir destes, determinaram-se os deslocamentos (verticais e angulares) via integração numérica e as velocidades associadas, determinando-se a velocidade crítica segundo o critério de deslocamento limite. E para estes mesmos sinais obtidos, aplicou-se a técnica de identificação de sistema proposta neste artigo, determinando-se as frequências e amortecimentos, ilustrados via estimativas das curvas dos derivativos aerodinâmicos.

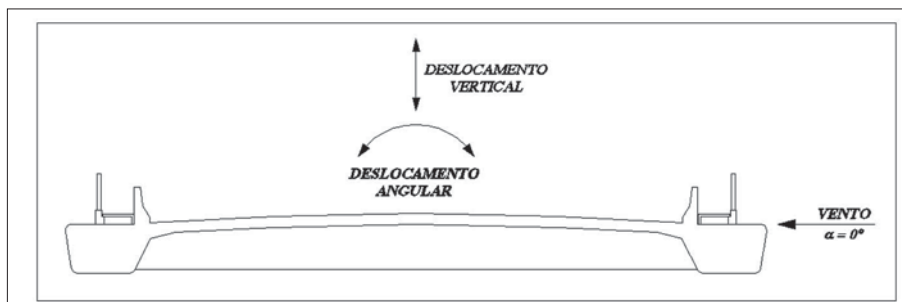


Figura 16 – Sistema de referência dos dois graus de liberdade do modelo seccional

Na Tabela 5 é mostrado o plano de experimentos e o sumário das propriedades dinâmicas dos *modelos*.

Tabela 5 – Plano de experimentos e o sumário das propriedades dinâmicas dos modelos

Identificação do grupo de registros	Amortecimento estrutural [%]		Tipo de escoamento	Ângulo de incidência do vento (°)	Frequências naturais [Hz]	
	ζ_h	ζ_θ			f_h	f_θ
PO_00_S_00	0,07	0,04	Suave	0	6,19	11,59
PT_00_S_00	0,09	0,06	Suave	0	6,06	11,31
PON_00_S_00	0,09	0,05	Suave	0	6,16	11,50
PONP_00_S_00	0,16	0,16	Suave	0	6,19	11,59
PC_00_S_00	0,16	0,05	Suave	0	6,06	11,31

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

15 Determinação da resposta dinâmica

A partir dos sinais adquiridos em termos de aceleração foram determinados os deslocamentos verticais e torsionais via integração numérica sobre a banda de frequências de interesse e as velocidades associadas, determinando-se a velocidade crítica segundo o critério do deslocamento limite. E para estes mesmos sinais obtidos, aplicou-se a técnica de identificação de sistema proposta, determinando-se as frequências e amortecimentos, ilustrados via estimativa das curvas dos derivativos aerodinâmicos associados a cada sistema ensaiado, constituindo-se em outro critério de determinação da velocidade crítica de instabilização - critério de amortecimento.

15.1 Medição das amplitudes de vibração em função da velocidade

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

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

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

15.2 Medição da velocidade crítica em função do amortecimento aerodinâmico

Alternativamente, a velocidade crítica pode ser definida como aquela em que o amortecimento do sistema vento-ponte (ζ), zera ou se torna negativo, instabilizando a estrutura, em outras palavras, a velocidade crítica pode ser aquela em que o amortecimento aerodinâmico (ζ_{aero}) se torna negativo e de tal magnitude que cancela o amortecimento mecânico (ζ_{mec}). A razão de amortecimento do sistema (ζ), que neste trabalho é determinada através da técnica de identificação, pode ser representado pela soma da parcela referente à razão de amortecimento mecânico da estrutura (ζ_{mec}) com a parcela referente à razão de amortecimento aerodinâmico (ζ_{aero}):

$$\zeta = \zeta_{mec} + \zeta_{aero} \quad (16)$$

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

$$\zeta \leq 0 \quad (17)$$

Outro critério de instabilidade, associado aos parâmetros modais do sistema, é o dos derivativos aerodinâmicos, que de maneira geral representam a alteração que o vento provoca nas matrizes de amortecimento e rigidez da estrutura. Aqui, eles serão *estimados* segundo as definições de *Scanlan* com fins comparativos à literatura, onde os derivativos aerodinâmicos são amplamente divulgados. E na análise de instabilidade por drapejamento de 1 GDL, o derivativo aerodinâmico A_2^* é de particular interesse na determinação da velocidade crítica do tabuleiro:

$$A_2^* \left(\frac{V}{fB} \right) = \frac{2I}{\rho \cdot B^4 \cdot \omega} (\lambda + \zeta_\theta \cdot \omega_\theta) \quad (18)$$

onde, $\lambda = -\zeta \cdot \omega$, ζ é a razão de amortecimento do sistema, ω é a frequência circular de vibração do sistema, ζ_θ é a razão de amortecimento mecânico da estrutura correspondente ao modo de torção, ω_θ é a frequência circular natural da estrutura correspondente ao modo de torção, I é o momento de inércia de massa por unidade de comprimento, ρ é a massa específica do ar e B é a largura do tabuleiro.

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

$$A_2^* \left(\frac{V}{fB} \right) \geq \frac{2I}{\rho \cdot B^4} \cdot \zeta_\theta \quad (19)$$

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

16 Resultados obtidos

Os resultados obtidos referentes ao plano de experimentos, resumidos na Tabela 5, e posterior processamento, são apresentados nas Figuras 17 a 26 - deslocamentos vertical e torsional de pico e valor quadrático médio versus velocidades referentes a valores de protótipo que foram obtidos segundo o modelo de identificação de sistemas proposto, que além da identificação de sistemas, contempla a integração numérica dos registros de acelerações dos modelos ensaiados para obtenção dos deslocamentos; e nas Figuras 27 a 36 - derivativos aerodinâmicos: A_2^* e H_1^* . Para o cálculo das velocidades reduzidas utilizou-se o valor da largura do tabuleiro $B = 17,3\text{m}$ e as frequências $f_h = 0,424\text{Hz}$ e $f_\theta = 0,792\text{Hz}$. E para os demais parâmetros adimensionais apresentados nos resultados, derivativos aerodinâmicos, utilizaram-se os valores referentes ao protótipo.

Na Tabela 6, é apresentado um resumo dos resultados, relacionando cada sistema estrutural com sua correspondente velocidade crítica de instabilização, tanto pelo critério de amplitudes como pelo critério de amortecimento (derivativos aerodinâmicos). Os erros apresentados nesta tabela são definidos de forma geral pela função erro correspondente a Equação (10), mais especificamente, os erros do modelo de identificação proposto são definidos pelas Equações (14) e (15).

Tabela 6 – Resumo dos resultados

Identificação do grupo de registros	Amortecimento estrutural [%]		Tipo de escoamento	Ângulo de incidência do vento (°)	Amplitude	Amortecimento		
	ζ_h	ζ_θ			V_{CR} [m/s]	V_{CR} [m/s]	Erro _h	Erro _θ
PO_00_S_00	0,07	0,04	Suave	0	52 (b)	45 (e)	0,0000	0,0000
PT_00_S_00	0,09	0,06	Suave	0	32 (a) (b)	13 (d)	0,0000	0,0000
PON_00_S_00	0,09	0,05	Suave	0	54 (b)	50 (e)	0,0000	0,0000
PONP_00_S_00	0,16	0,16	Suave	0	(c)	(f)	0,0000	0,0000
PC_00_S_00	0,16	0,05	Suave	0	(c)	13 (d)	0,0000	0,0000

(a) Velocidade crítica determinada pela amplitude vertical

(b) Velocidade crítica determinada pela amplitude torsional

(c) Dentro da gama de velocidades estudadas, o sistema ensaiado não ultrapassou os limites de deslocamentos

(d) Velocidade crítica determinada pelo derivativo aerodinâmico H_1^* (amortecimento vertical)

(e) Velocidade crítica determinada pelo derivativo aerodinâmico A_2^* (amortecimento torsional)

(f) Dentro da gama de velocidades estudadas, o sistema ensaiado não ultrapassou os limites de amortecimentos (derivativos aerodinâmicos)

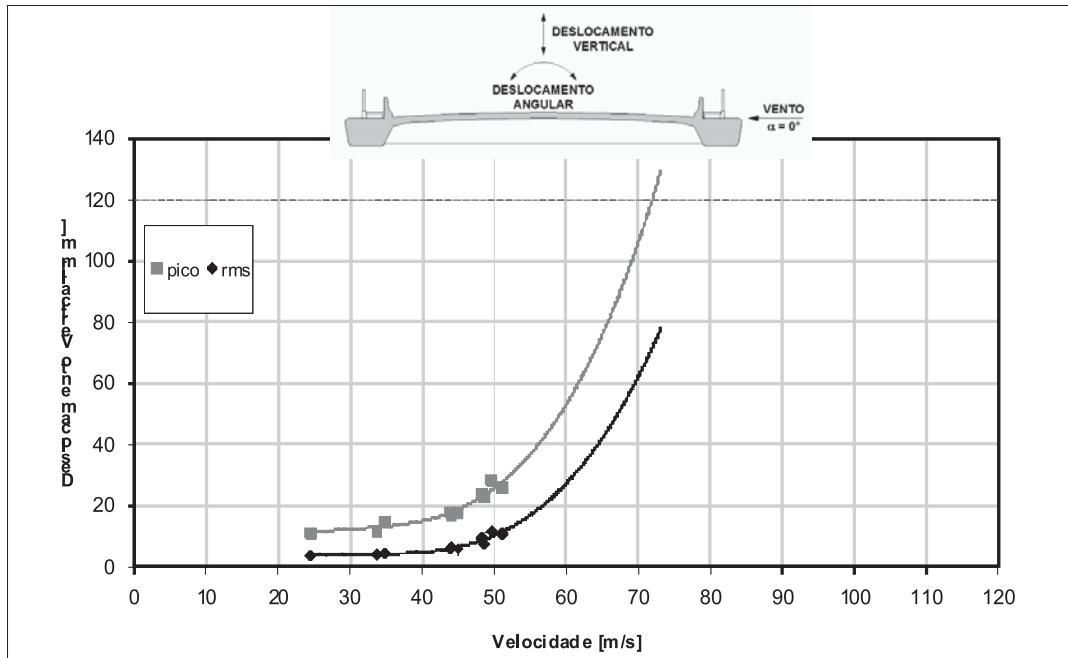


Figura 17 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento. Valores referentes ao protótipo (grupo de registros: PO_00_S_00)

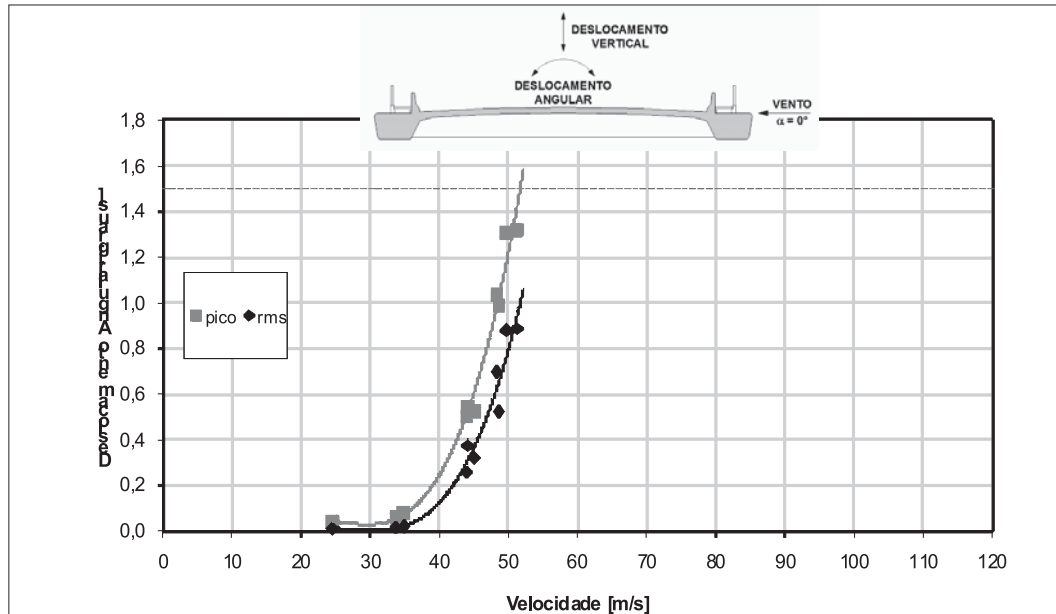


Figura 18 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento. Valores referentes ao protótipo (grupo de registros: PO_00_S_00)

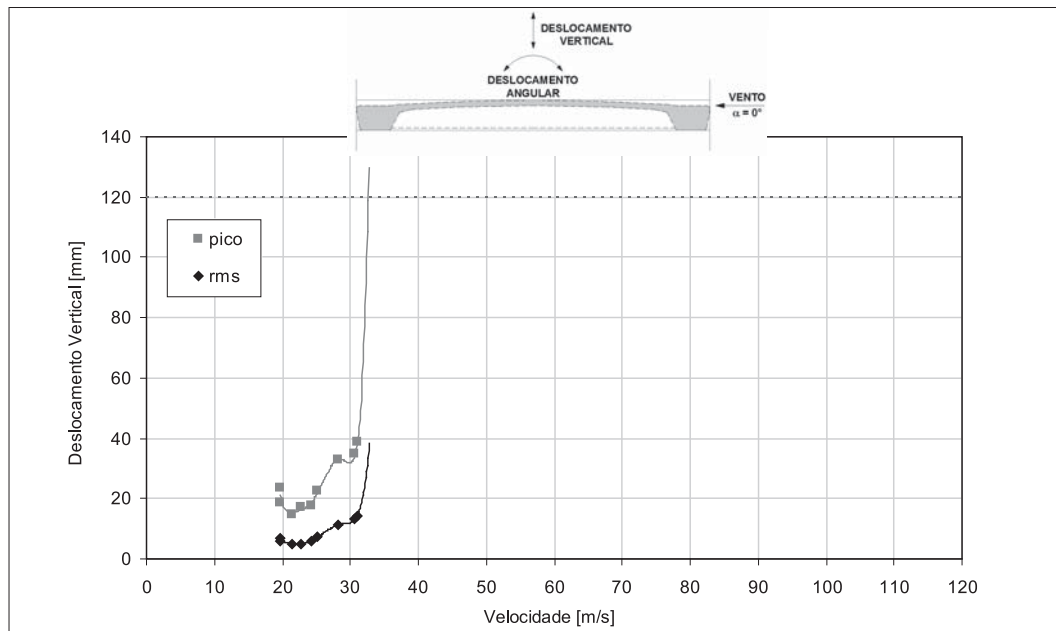


Figura 19 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento. Valores referentes ao protótipo (grupo de registros: PT_00_S_00)

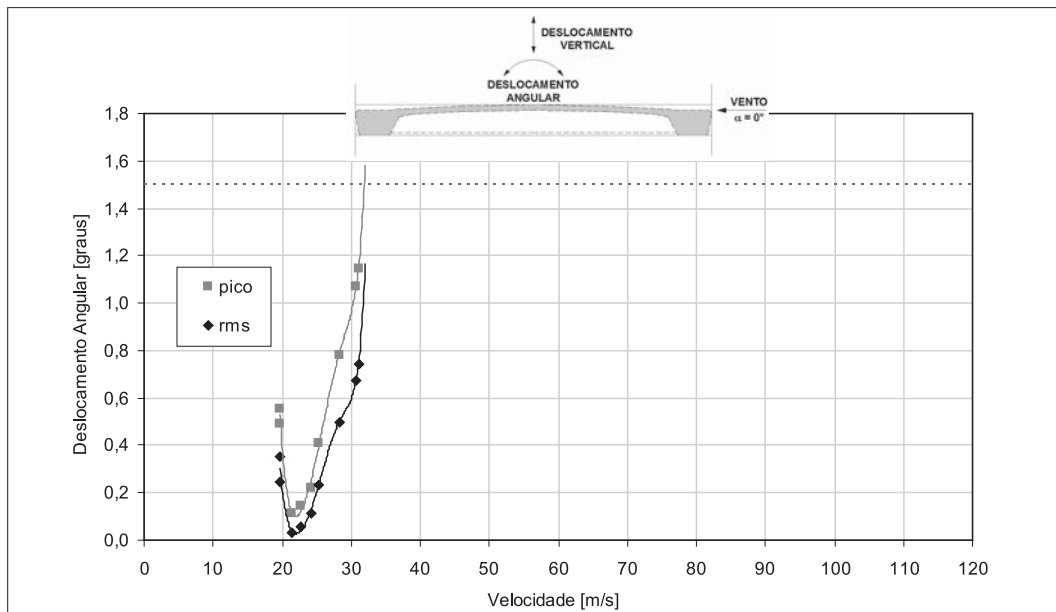


Figura 20 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento. Valores referentes ao protótipo (grupo de registros: PT_00_S_00)

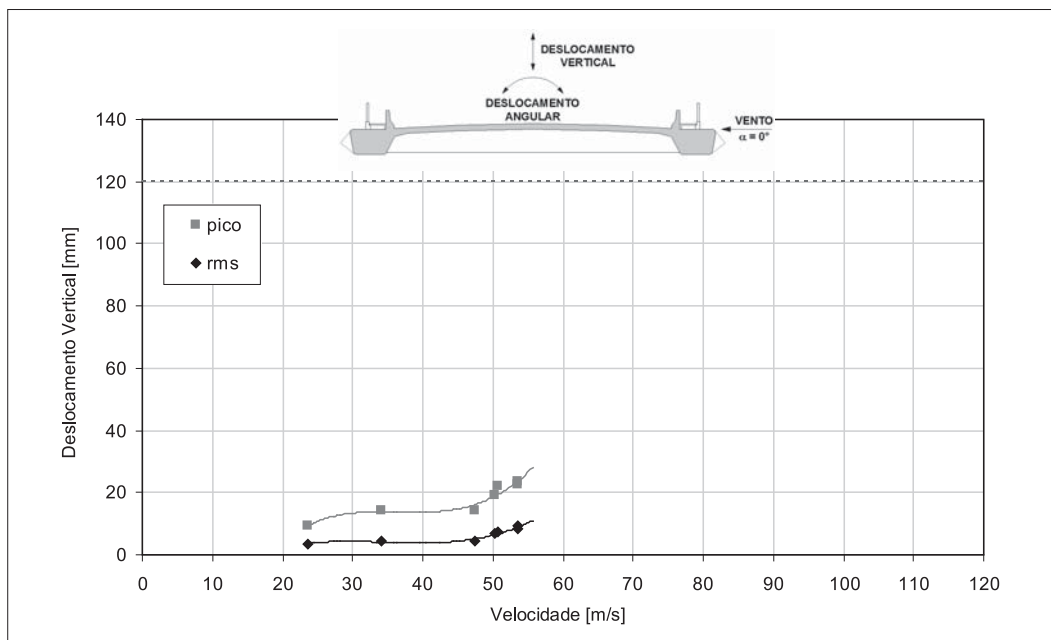


Figura 21 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento. Valores referentes ao protótipo (grupo de registros: PON_00_S_00)

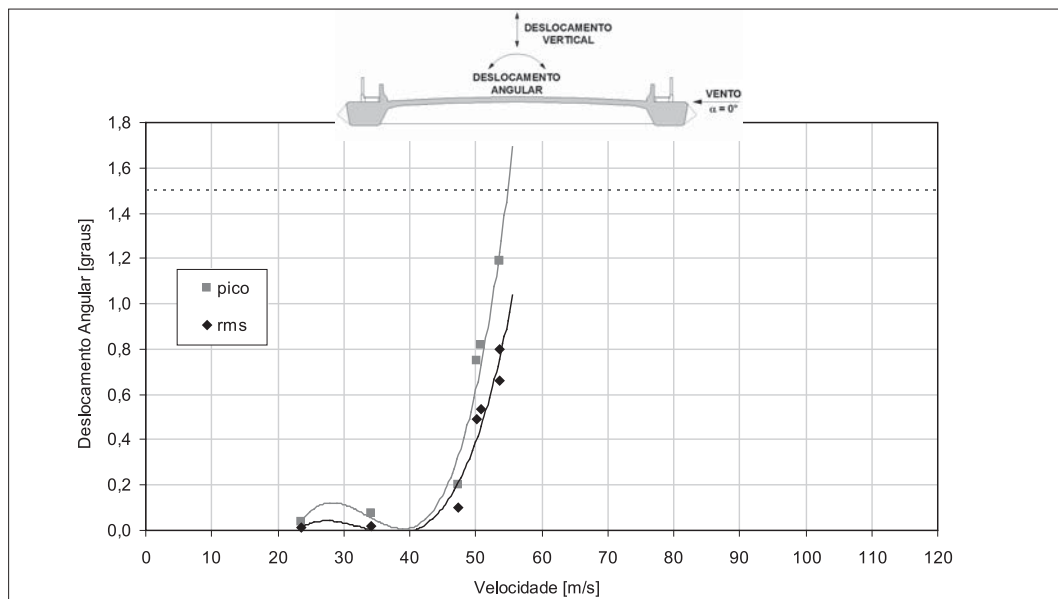


Figura 22– Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento. Valores referentes ao protótipo (grupo de registros: PON_00_S_00)

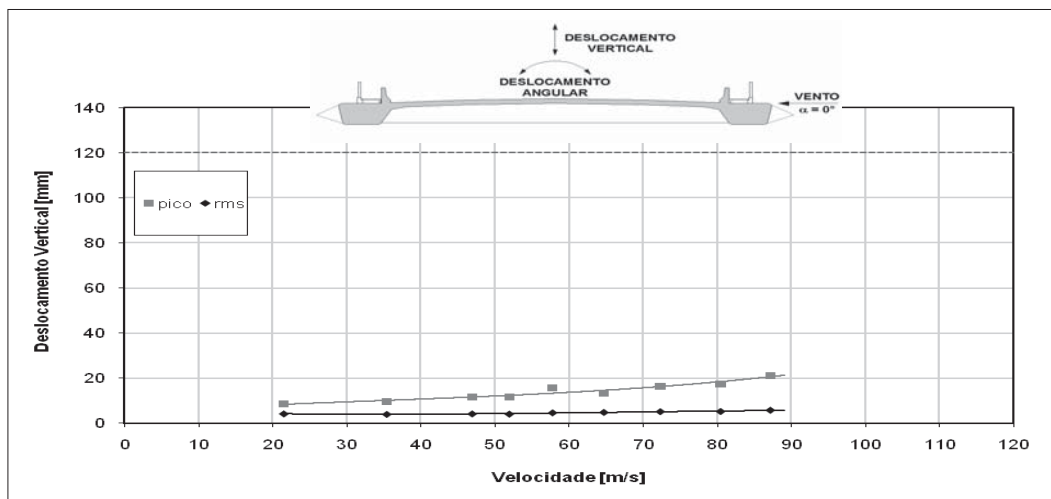


Figura 23 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento. Valores referentes ao protótipo (grupo de registros: PONP_00_S_00)

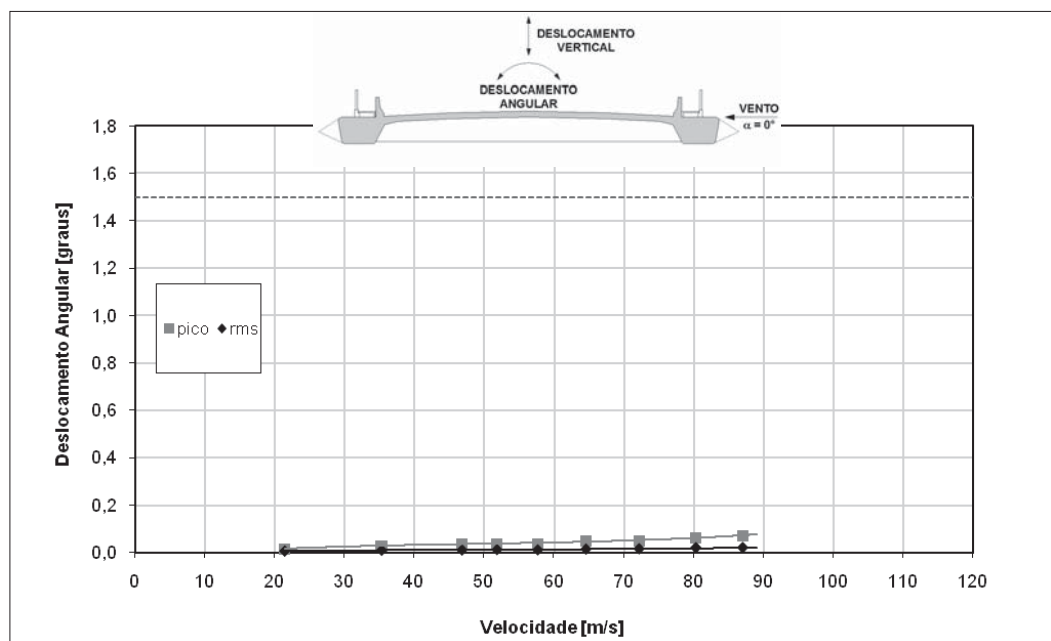


Figura 24 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento. Valores referentes ao protótipo (grupo de registros: PONP_00_S_00)

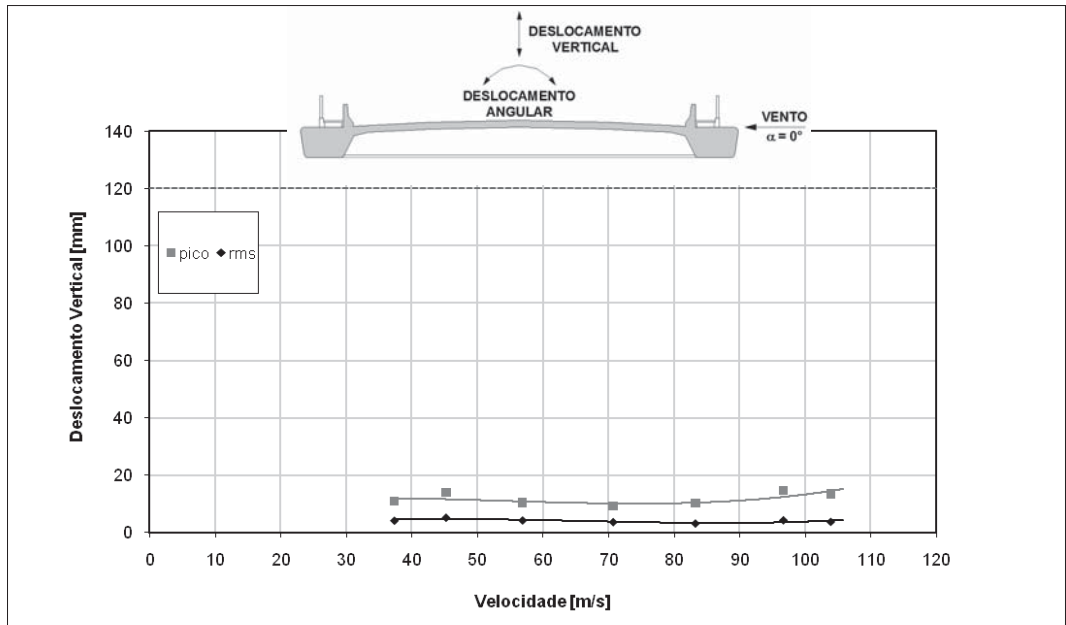


Figura 25 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento vertical em função da velocidade do vento. Valores referentes ao protótipo (grupo de registros: PC_00_S_00)

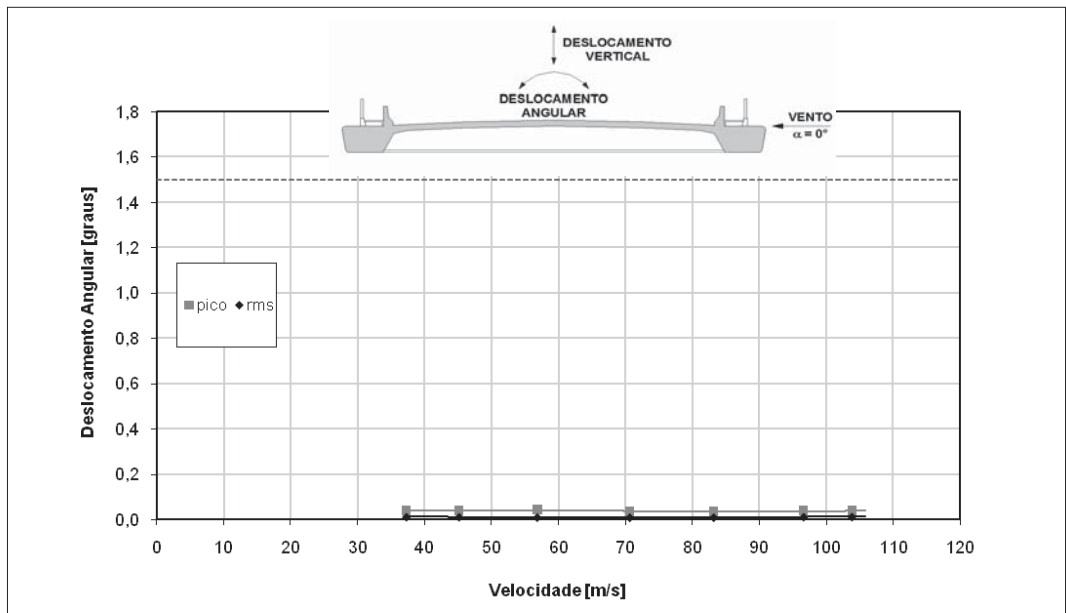
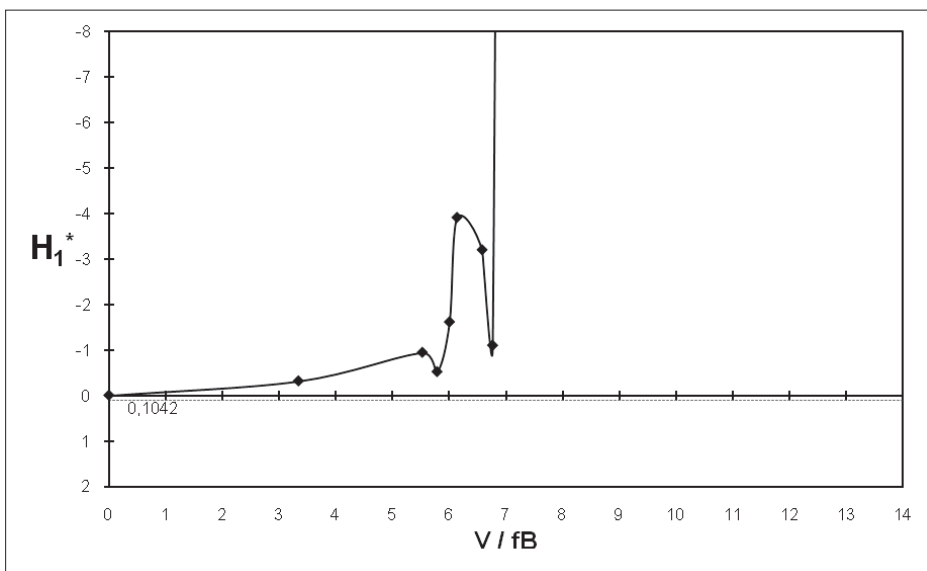
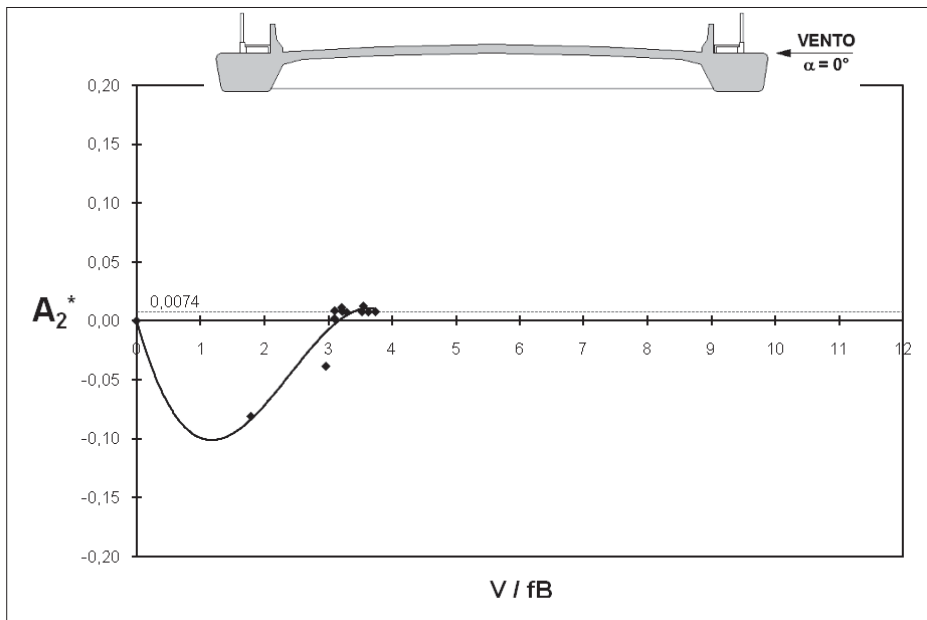


Figura 26 – Pico e valor quadrático médio do deslocamento angular em função da velocidade do vento. Valores referentes ao protótipo (grupo de registros: PC_00_S_00)



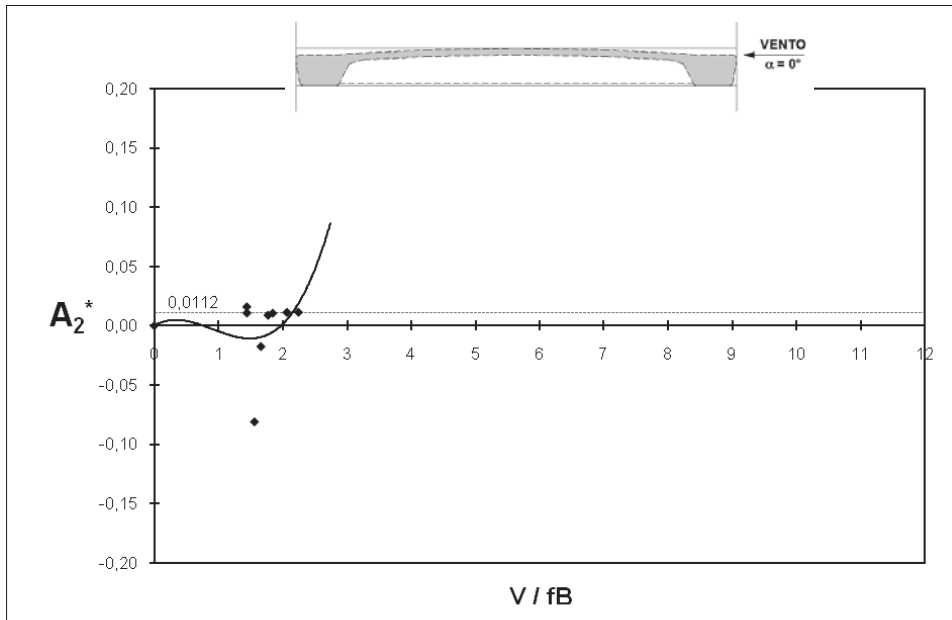


Figura 29 – Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida (grupo de registros: PT_00_S_00)

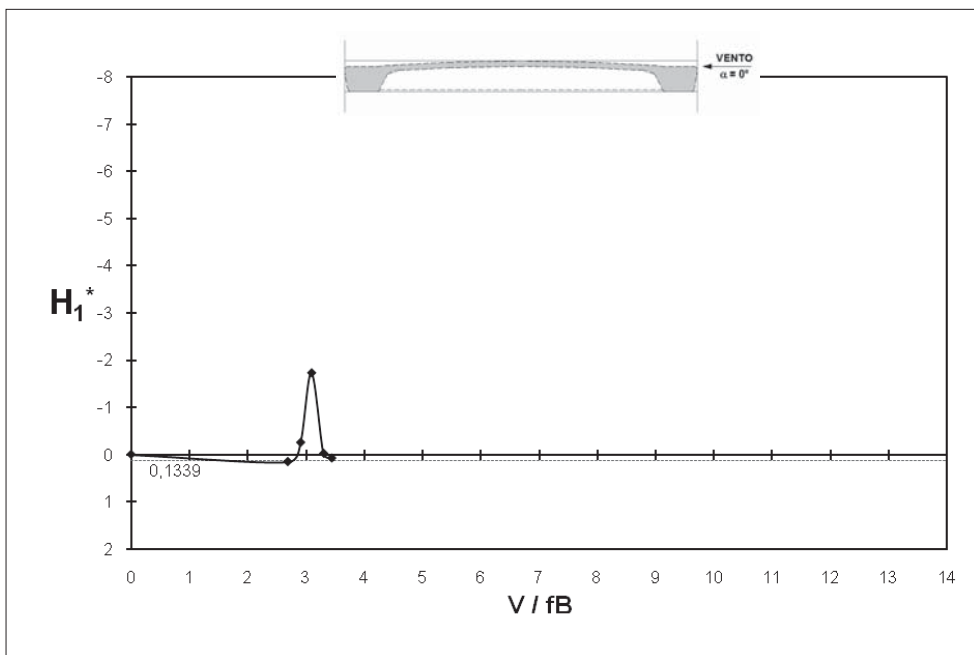


Figura 30 – Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida (grupo de registros: PT_00_S_00)

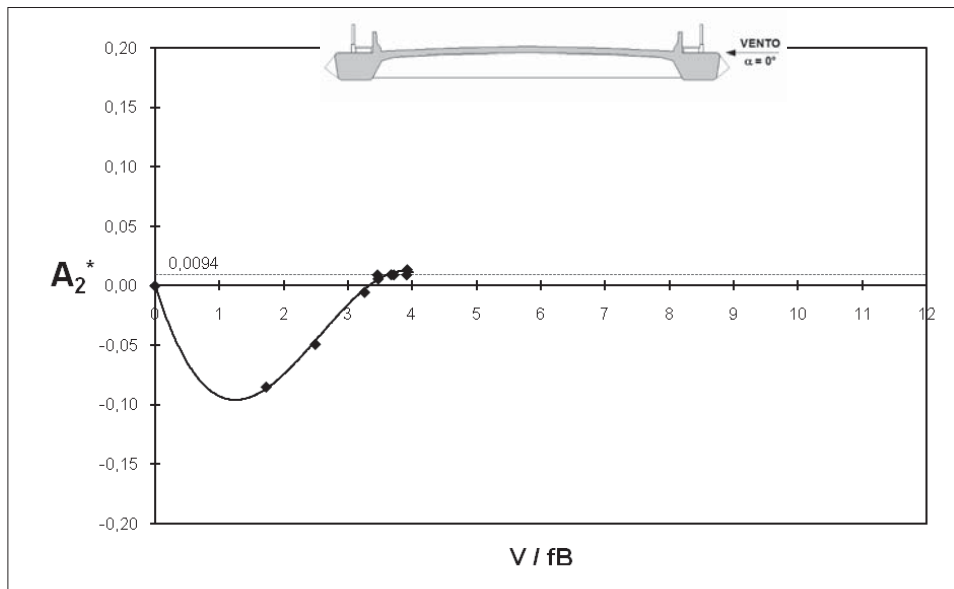


Figura 31 – Derivado aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida (grupo de registros: PON_00_S_00)

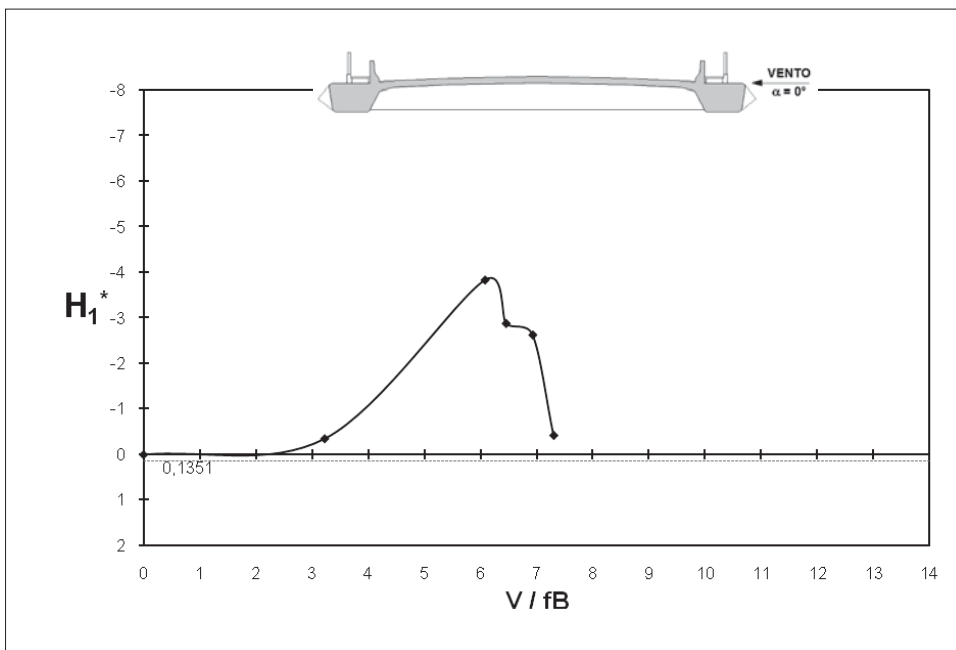


Figura 32 – Derivado aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida (grupo de registros: PON_00_S_00)

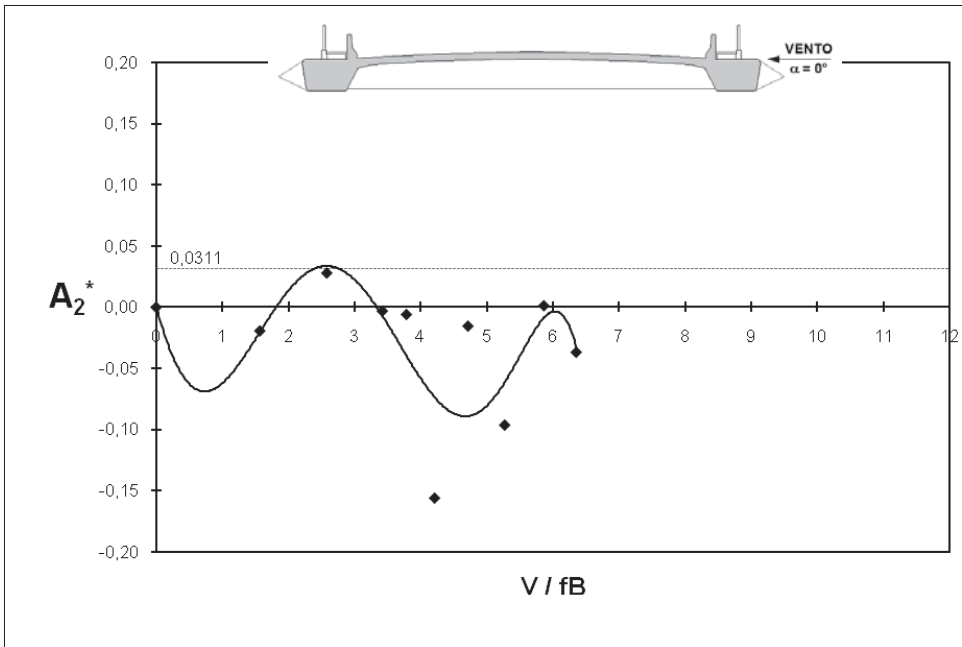


Figura 33 – Derivativo aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida (grupo de registros: PONP_00_S_00)

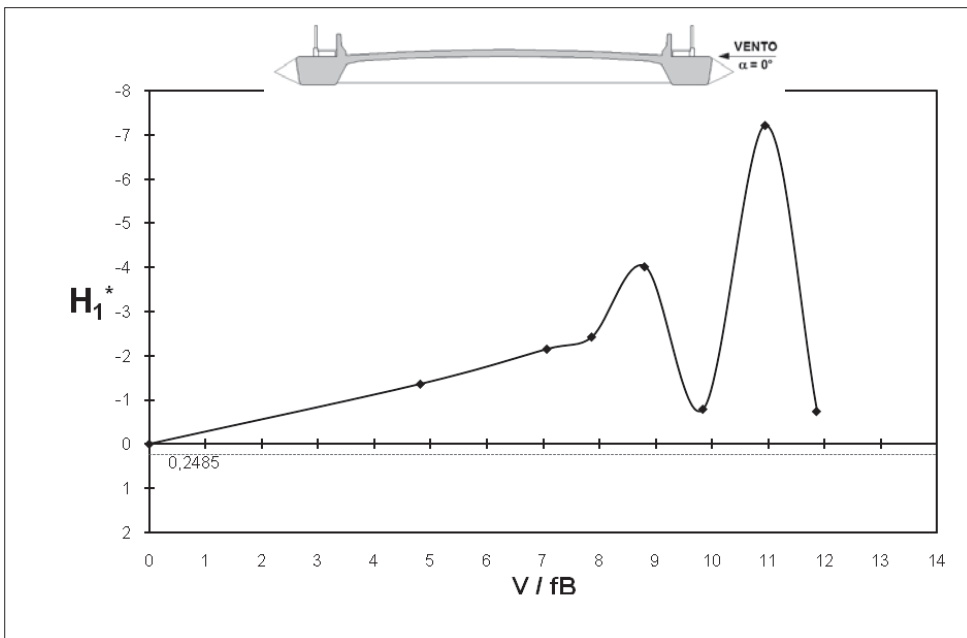


Figura 34 – Derivativo aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida (grupo de registros: PONP_00_S_00)

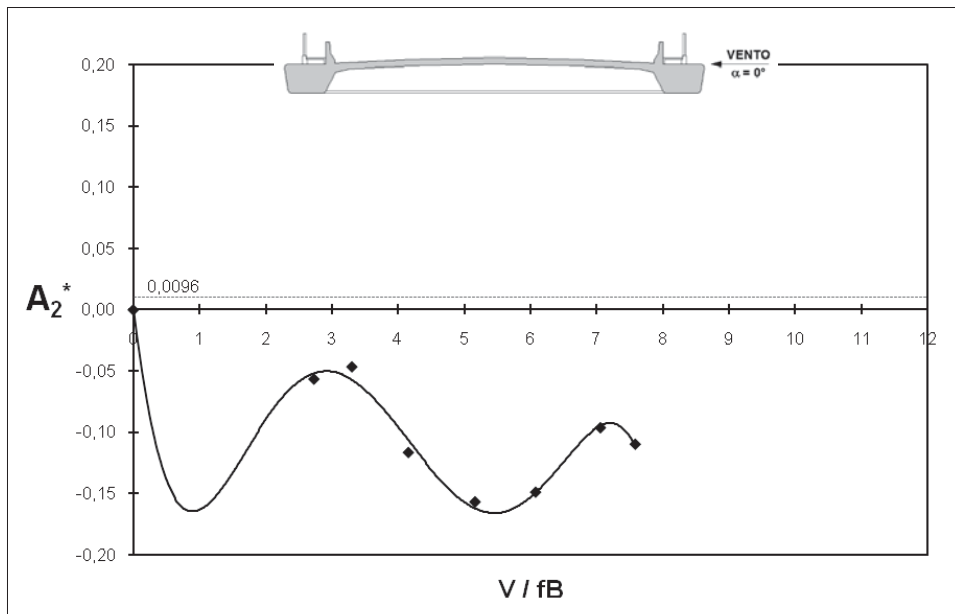


Figura 35 – Derivado aerodinâmico A_2^* em função da velocidade reduzida (grupo de registros: PC_00_S_00)

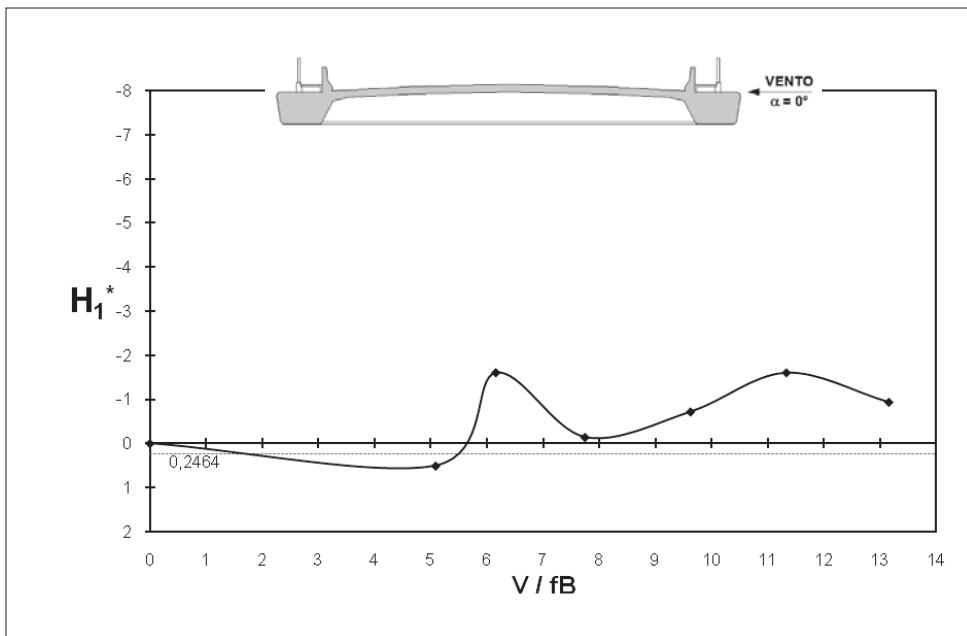


Figura 36 – Derivado aerodinâmico H_1^* em função da velocidade reduzida (grupo de registros: PC_00_S_00)

17 Conclusões

O modelo de identificação de sistemas proposto neste trabalho comporta-se bem segundo a literatura, seguindo uma lógica aerodinâmica e satisfazendo os requisitos inerentes ao processamento do modelo de identificação. Em uma análise mais detalhada, o modelo de identificação proposto apresenta resultados satisfatórios dos parâmetros identificados (frequências e amortecimentos das configurações ensaiadas), sendo ilustrados através dos derivativos aerodinâmicos. O modelo convergiu com um número relativamente pequeno de iterações, apresentando um bom ajuste das curvas de decaimento vertical e angular.

As alterações na forma arquitetônica da seção transversal do tabuleiro mostraram-se uma boa alternativa para melhoria do desempenho aerodinâmico da ponte, aumentando a velocidade crítica de drapejamento e eventualmente suprimindo a ocorrência deste fenômeno, à medida que a seção da ponte tornava-se mais aerodinâmica (da seção tipo “Tacoma” à seção PONP).

Referências bibliográficas

- COLE, H. A. (1971). *Method and Apparatus for Measuring the Damping Characteristics of a Structure*. United States Patent n° 3.620.069.
- COLE, H. A. (1973). *On-Line Failure Detection and Damping Measurement of Aerospace Structures by the Random Decrement Signatures*. NASA CR-2205.
- DE MIRANDA, M. (2000). *Bridge Over the Rio Guamá. Report n° R. 06*. Final Specifications for Wind Tunnel Tests, Consórcio Novo Guamá, São Paulo, Brasil. “Studio De Miranda Associati” (www.demiranda.it).
- IBRAHIM, S. R.; MIKULSIK, E.C. (1977). *A Method for the Direct Identification of Vibration Parameters from the Free Response*. *The Shock and Vibration Bulletin*, Bulletin n° 47, Part 4.
- IRWIN, P. A.; XIE, J.; STONE, G.K. (1997). *Controlling Factors in the Aerodynamic Stability of Cable-Stayed Bridges*. *Proceedings Structures Congress XV*, ASCE, p. 170-174, Portland, Oregon, USA, April 13-16.
- LI, Y.; LIAO, H.; QIANG, S. (2003). *Weighting Ensemble Least-Square Method for Flutter Derivatives of Bridge Decks*. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, v. 91, p. 713-721.
- PEETERS, B. (2000). *System Identification and Damage Detection in Civil Engineering*. Ph.D Thesis. Katholieke Universiteit Leuven. Belgium.
- SARKAR, P.P.; JONES, N.P.; SCANLAN, R.H. (1992). *System Identification for Estimation of Flutter Derivatives*. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, v. 42, n. 1-3, p. 1243-1254.
- SCANLAN, R.H. (1978). *The Action of Flexible Bridges Under Wind*. *J. Sound and Vibration*, v. 60, n°. 2, I. Flutter Theory, 187-199; II. Buffeting Theory, p. 201-211.
- SCANLAN, R.H. (1988). *On Flutter and Buffeting Mechanisms in Long-Span Bridges*. *Journal*

Probabilistic Engineering Mechanics, v. 3 (1), p. 371-385.

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

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

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

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

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

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

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

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

On the influence of the cross-section shape in the dynamic response of bridges through wind tunnel tests and system identification

Abstract

Suspension and cable-stayed bridges are prone to stability problems, the wind being a decisive factor in the stability conditions of these structures. The shape of the cross-section plays an important role in the determination of the design parameters and, for this reason, the study of the wind action and its interaction with the bridge should be taken into account during the design stage. This work reports on the study of the influence of bridges cross-section shapes in the dynamic instability called flutter, through a new experimental-numerical procedure. The dynamic responses were determined through wind tunnel tests of five bridge section models and by the system identification technique, obtaining the wind critical velocities and the system parameters such as frequencies and dampings (flutter derivatives), being the identification technique based on the *Random Decrement* (RD) and on the *Nonlinear Least Squares* (NLS) methods.

Key words: Bridges. Wind tunnel. System identification. Dynamic instability. Flutter and cross-sections.

Conclusions

The proposed system identification model behaves well according to the available literature, following an aerodynamic logic and satisfying the usual requirements for the identification model processing. In a more detailed analysis, the proposed identification model presents satisfactory results for the identified parameters (frequencies and dampings of the tested configurations), being illustrated through the aerodynamic derivatives. The model has converged with a relatively small number of interactions, presenting a good fitting in the vertical and angular decay curves.

The changes in the shapes of the cross-sections turned out to be a good alternative for the improvement of the bridge aerodynamic performance, increasing the flutter critical velocity and even suppressing the occurrence of this phenomenon in some situations, according to its “aerodynamic level” (varying from the “Tacoma” to the “PONP” section type).