GABRIEL BORELLI MARTINS

PROJETO DE DISPOSITIVO PARA
REALIZAÇÃO DE ENSAIOS AEROELÁSTICOS
EM MODELOS SECCIONAIS DE PONTES EM
TÚNEL DE VENTO

GABRIEL BORELLI MARTINS

**PROJETO DE DISPOSITIVO PARA
REALIZAÇÃO DE ENSAIOS AEROELÁSTICOS
EM MODELOS SECCIONAIS DE PONTES EM
TÚNEL DE VENTO**

Dissertação apresentada à Escola Politécnica da Universidade de São Paulo para obtenção do Título de Mestre em Ciências.

GABRIEL BORELLI MARTINS

**PROJETO DE DISPOSITIVO PARA
REALIZAÇÃO DE ENSAIOS AEROELÁSTICOS
EM MODELOS SECCIONAIS DE PONTES EM
TÚNEL DE VENTO**

Dissertação apresentada à Escola Politécnica da Universidade de São Paulo para obtenção do Título de Mestre em Ciências.

Área de concentração:
Engenharia Mecânica de Energia e Fluidos

Orientador:
Prof. Dr. Gustavo Roque da Silva Assi

São Paulo
2016

Este exemplar foi revisado e corrigido em relação à versão original, sob responsabilidade única do autor e com a anuência de seu orientador.

São Paulo, _____ de _____ de _____

Assinatura do autor: _____

Assinatura do orientador: _____

Catálogo-na-publicação

Martins, Gabriel Borelli

Projeto de dispositivo para realização de ensaios aeroelásticos em modelos seccionais de pontes em túnel de vento / G. B. Martins -- versão corr. -- São Paulo, 2016.

96 p.

Dissertação (Mestrado) - Escola Politécnica da Universidade de São Paulo. Departamento de Engenharia Mecânica.

1. Pontes (aerodinâmica) 2. Túneis de vento (ensaios) 3. Elasticidade das estruturas 4. Vórtices dos fluidos I. Universidade de São Paulo. Escola Politécnica. Departamento de Engenharia Mecânica II. t.

AGRADECIMENTOS

A realização deste trabalho não seria possível sem a colaboração de diversas pessoas que Deus colocou em meu caminho, para as quais procurarei, em algumas linhas, expressar a minha gratidão.

Em primeiro lugar, gostaria de agradecer a toda a minha família, em especial meus pais e irmãos pelo apoio financeiro e emocional em todos os momentos. Sem a dedicação, os esforços e o apoio deles certamente não chegaria onde estou hoje.

Agradeço ao meu orientador, Professor Dr. Gustavo Assi, por me apoiar desde o início do trabalho, ter paciência e me guiar nos momentos em que não sabia muito bem o que fazer. As longas conversas sobre o projeto mecânico que deveria ser desenvolvido foram extremamente proveitosas e contribuíram muito para o meu desenvolvimento. Fica também registrado o meu agradecimento ao Professor Dr. Jayme Ortiz e ao Professor Dr. Raul Lima pelo suporte que me deram no início do mestrado.

Devo aqui expressar a minha gratidão a muitas pessoas do IPT que contribuíram para a realização deste trabalho. Agradeço ao pessoal do CTMNE, em especial ao Lopes, Pedrão, Avelino e Carlinhos pelo trabalho excepcional de usinagem. Agradeço a todos do CTMETRO. Ao Kazuto e ao Rui pelo apoio e a toda equipe do túnel de vento. Falando especificamente do pessoal do túnel de vento, gostaria de expressar a minha profunda gratidão ao Gilder e ao Paulo por abrirem as portas para mim, acreditarem no meu trabalho e contribuírem muito para a minha formação. Agradeço ao André e ao pai dele, Mário, que se tornaram grandes amigos e me auxiliaram em diversos ensaios. Também ao Alessandro que contribuiu muito para o capítulo que tratará especificamente do projeto do mancal aerostático. Muito obrigado Paula por todo apoio que me deu e pela paciência que teve. Agradeço a todos os estagiários que passaram pelo túnel e, de uma forma ou de outra, contribuíram com este trabalho (Artur, Jordana, Natália, Mário, Carol, Camila e Ícaro).

Finalmente, gostaria de agradecer ao Professor Dr. Roberto Bortolussi pelo papel fundamental que teve na minha formação, desde o início da graduação, passando pelo período do "Fórmula", e aos amigos de todas as horas: Adriano e toda família Collange, Larissa, Milton, Victor, Sasao e Luisão.

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	17
1.1	Motivação	19
1.2	Objetivo	21
2	FENOMENOLOGIA	22
2.1	Camada limite atmosférica	22
2.1.1	Turbulência atmosférica	23
2.1.2	Considerações acerca da modelagem da camada limite atmosférica em túnel de vento pensando em ensaios de pontes	24
2.2	Fenômenos aeroelásticos	25
2.2.1	Vibrações induzidas por vórtices	27
2.2.2	Galloping	30
2.2.3	Flutter	32
2.3	Análise dimensional do problema	37
2.3.1	Exemplo de cálculo para escala geométrica de 1:50	39
3	PROJETO, CONSTRUÇÃO E TESTES DO MANCAL AEROSTÁTICO	40
3.1	Equação de Reynolds	40
3.2	Resolução numérica da equação de Reynolds	44
3.3	Geometria do mancal para usinagem	46
3.4	Testes de carga estática	48
3.5	Mancal aerostático do sistema de rotação	52
4	PROJETO DA BASE ELÁSTICA	54
4.1	Estrutura	56

4.2	Sistema de rotação	56
4.2.1	Fixação do ângulo de ataque	59
4.3	Sistema de translação	59
5	EXPERIMENTOS	62
5.1	Túnel de vento	62
5.2	Método ILS para identificação de sistemas	63
5.3	Instrumentação a ser utilizada nos experimentos	66
5.4	Testes iniciais	66
5.5	Amortecimento dos mancais de translação com carga no sentido do arrasto	67
5.6	Ensaio de galloping	68
5.7	Ensaio de flutter	84
5.7.1	Obtenção das derivadas de flutter	84
5.7.2	Obtenção de resposta de flutter	87
6	CONCLUSÃO	91
6.1	Trabalhos futuros	92
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	93

RESUMO

Uma base elástica para ensaios seccionais de pontes foi projetada a partir de mancais aerostáticos. Um sistema de dois graus de liberdade foi construído, de forma a possibilitar estudos de flutter, de galloping e de vibrações induzidas por vórtices em túneis de vento. A base mostrou-se bastante versátil, permitindo diversas configurações além da inicialmente prevista, o que possibilita a realização de estudos envolvendo diferentes fenômenos aeroelásticos nos mais variados modelos. Foram realizados ensaios para a caracterização de galloping em um prisma de seção quadrada e de flutter em um fólio NACA 0020. Os resultados de galloping obtidos, considerando o escoamento incidente perpendicular a uma das faces do prisma, foram condizentes com os encontrados na literatura. Por outro lado, as derivadas de flutter obtidas nos ensaios com o fólio não foram aquelas esperadas. Ensaios complementares deverão ser realizados no futuro com o objetivo de determinar as fontes das discrepâncias observadas.

Palavras-chave: *fenômenos aeroelásticos; base elástica; modelo seccional de ponte, túnel de vento.*

ABSTRACT

A new elastic suspension system using air bearings for heaving and pitching motions was designed to test section models of suspended bridges in wind tunnels. The two-degrees-of-freedom system and its versatility makes possible the study of many aeroelastic phenomena, such as galloping, vortex-induced vibrations, buffeting and flutter. Moreover, as a modular system is proposed, degrees of freedom can be easily removed or added as desired. Therefore, it can be used to study not only bridge aeroelasticity, but also fluid-structure interaction of other geometries. In order to verify the suspension system, galloping tests, using a square cylinder, and flutter tests, using a foil NACA 0020, were done at IPT's wind tunnel facility. The galloping response obtained for the square cylinder was consistent with the literature. On the other hand, the flutter derivatives obtained for the foil differ from those expected. Therefore, other investigations must be done in the future in order to identify the sources of the discrepancies observed.

Key-words: *aeroelastic phenomena; elastic suspension system; bridge section model; wind tunnel.*

LISTA DE FIGURAS

1.1	Componentes principais de uma ponte pênsil. Adaptado de Xu (2013).	17
1.2	Componentes principais de uma ponte estaiada. Adaptado de Xu (2013).	18
1.3	Colapso da ponte de Tacoma Narrows. Reproduzido de Jurado et al. (2011).	18
1.4	Modelo seccional, utilizando base elástica convencional, montado na seção atmosférica do túnel de vento do IPT.	20
1.5	Orientação da seção do tabuleiro, montagem com molas para ensaio dinâmico (esq.) e montagem com células de carga para ensaio estático (dir.).	20
2.1	Esquema de aerofólio. Adaptado de Fung (1993).	26
2.2	Esteira de von Kármán em escoamento de água ao redor de cilindro. Reproduzido de Simiu e Scanlan (1996).	28
2.3	Números de Strouhal característicos de algumas geometrias. Reproduzido de Holmes (2007)	29
2.4	Gráfico de frequência de emissão de vórtices em função da velocidade do escoamento para estrutura elástica. Adaptado de Simiu e Scanlan (1996).	29
2.5	Sistema de coordenadas adotado em corpo rombudo genérico para o estudo de galloping. Adaptado de Simiu e Scanlan (1996). . . .	30
2.6	Esquema bidimensional de tabuleiro de ponte com dois graus de liberdade. Adaptado de Simiu e Scanlan (1996).	33
2.7	Termos real e imaginário da função de circulação de Theodorsen em função da frequência reduzida.	34
2.8	Derivadas de flutter teóricas obtidas com função de circulação de Theodorsen.	36

3.1	Desenho esquemático de fluido entre duas placas com sistema de coordenadas adotado.	41
3.2	Sistema de coordenadas. Reproduzido de Czolczynski (1999). . . .	42
3.3	Mancal com relação $L/D = 1$, pressão de alimentação de 4 <i>bar</i> e espessura média do filme de 50 μm	45
3.4	Desenho técnico da bucha de latão do mancal aerostático utilizado para testes.	46
3.5	Desenho técnico da cápsula de alumínio do mancal a ar.	47
3.6	Desenho técnico da tampa de alumínio do mancal a ar.	47
3.7	Corte da montagem do mancal a ar.	48
3.8	Vista explodida do mancal a ar utilizado no sistema de translação da base elástica proposta.	49
3.9	Foto do protótipo do mancal aerostático com o eixo guia.	49
3.10	Detalhe do protótipo do mancal aerostático a ser utilizado na base elástica.	50
3.11	Protótipo do mancal aerostático montado para teste.	50
3.12	Comparativo entre os máximos obtidos experimentalmente de acordo com a tabela 3.1 (linhas contínuas) e os resultados numéricos (linhas tracejadas).	51
3.13	Desenho técnico da bucha de latão do mancal aerostático de rotação.	52
3.14	Bucha do mancal aerostático de rotação com os furos laterais tampados.	53
3.15	Vista explodida do mancal a ar utilizado no sistema de rotação da base elástica proposta.	53
4.1	Vista 3D da base elástica proposta.	54
4.2	Dimensões básicas da base elástica proposta.	55
4.3	Detalhes do sistema de translação vertical e de rotação.	55
4.4	Vista 3D da estrutura.	57
4.5	Detalhes da estrutura.	57
4.6	Vista explodida do sistema de rotação.	58

4.7	Vista com corte e detalhe do sistema de rotação.	58
4.8	Funções das furações e oblongos da travessa inferior.	59
4.9	Sistema de mudança do ângulo de ataque.	60
4.10	Vista explodida do sistema de translação.	60
4.11	Base elástica montada no túnel de vento aerodinâmico do IPT. . .	61
5.1	Desenho 3D do TVCLA do IPT.	63
5.2	Túnel de vento aerodinâmico utilizado nos ensaios.	63
5.3	Sistema montado para ensaio da variação do amortecimento na translação com o aumento da força de arrasto.	67
5.4	Resposta medida e resposta obtida com o método ILS para um ensaio de vibração livre.	68
5.5	Amortecimento ζ em função da força de arrasto aplicada.	69
5.6	Orientação adotada nos ensaios de galloping.	70
5.7	Mecanismo de galloping em prismas de seção quadrada. Adaptado de Naudascher e Rockwell (2005).	70
5.8	Distribuição das tomadas de pressão em uma seção do modelo localizada, aproximadamente, no centro da seção do túnel de vento. .	71
5.9	Detalhe das tomadas de pressão em uma das faces.	72
5.10	Sensor piezorresistivo.	72
5.11	Montagem do sistema para ensaio estático.	73
5.12	Distribuições dos coeficientes pressão nos lados A e B do prisma de seção quadrada para $\alpha = 0^\circ$	74
5.13	Distribuições dos coeficientes de pressão nos lados A e B do prisma de seção quadrada com α entre 2° e 12°	75
5.14	Distribuições de coeficiente de pressão nos lados A e B do prisma de seção quadrada com α entre 14° e 30°	76
5.15	Curvas da variação de C_{Fz} com o ângulo de ataque α para o prisma de seção quadrada utilizado.	77

5.16	Curvas da variação de C'_{Fz} com o ângulo de ataque α esperadas para diferentes prismas retangulares. Reproduzido de Naudascher e Rockwell (2005).	78
5.17	Massas conhecidas posicionadas sobre o modelo para a determinação da rigidez na translação.	79
5.18	Rigidez do sistema de translação.	79
5.19	Séries temporais de deslocamentos do prisma para diversas velocidades reduzidas.	80
5.20	Resultados obtidos para as 3 rampas com o modelo posicionado em $\alpha_0 = 0^\circ$	81
5.21	Posicionamento do modelo em ângulo inicial de 10°	82
5.22	Modelo posicionado em ângulo inicial de 10°	83
5.23	Comparação entre os resultados para $\alpha_0 = 0^\circ$ e $\alpha_0 = 10^\circ$	83
5.24	Modelo de fólio NACA 0020 em construção.	84
5.25	Modelo de fólio NACA 0020 finalizado.	85
5.26	Rigidez na translação e na rotação determinadas experimentalmente.	86
5.27	Sensores ópticos utilizados para a determinação dos deslocamentos em z e em α no ensaio de flutter.	87
5.28	Derivadas de flutter H_1^* e H_4^* em função da velocidade reduzida.	88
5.29	Derivadas de flutter A_2^* e A_3^* em função da velocidade reduzida.	88
5.30	Resposta do sistema, dado impulso inicial, para 15m/s.	89
5.31	Resposta do sistema, dado impulso inicial, para 18m/s.	90
5.32	Resposta do sistema, dado impulso inicial, para 19m/s.	90

LISTA DE TABELAS

2.1	Escalas para ensaio seccional. Adaptado de Xu (2013)	39
3.1	Resultado experimental de teste de carga em mancal aerostático .	51
5.1	Características dinâmicas do sistema - Ensaio para obteção da res- posta de galloping	74
5.2	Velocidades ensaiadas para o modelo a 0°.	77
5.3	Características dinâmicas do sistema - Ensaio para determinação das derivadas de flutter	86
5.4	Características dinâmicas do sistema - Ensaio para determinação das derivadas de flutter	89

LISTA DE SÍMBOLOS

A	Área
A_i^*	Derivadas de flutter - termos do momento auto excitante ao redor do eixo de rotação
α	Ângulo de ataque
B	Dimensão característica do corpo
c	Corda
C_D	Coefficiente de arrasto
C_L	Coefficiente de sustentação
C_M	Coefficiente de momento ao redor do eixo de rotação
C_p	Coefficiente de pressão
D	Força de arrasto
ϵ	Excentricidade
F	Força
f_0	Frequência natural
f_s	Frequência de desprendimento de vórtices
γ	Ângulo ao redor de y
h	Espessura do filme fluido
H_i^*	Derivadas de flutter - termos da força auto excitante de sustentação
I_u	Intensidade de turbulência considerando a componente flutuante u da velocidade
J	Momento de inércia de massa
J^*	Momento de inércia de massa por unidade de comprimento

K	Frequência reduzida
k	Rigidez
k_α	Rigidez à rotação
κ	Constante de von Kármán
L	Força de sustentação; comprimento característico
λ_x	Fator de escala de x , definida como a razão do valor de x no modelo pelo valor de x no protótipo
L_u^x	Escala integral da turbulência na direção x associada à componente flutuante u
M	Momento ao redor do eixo de rotação
m	Massa
m^*	Massa por unidade de comprimento
μ	Viscosidade dinâmica
ν	Viscosidade cinemática
ω	Frequência angular
P	Adimensional de pressão (p/p_a)
p	Pressão
p_0	Pressão de alimentação
p_a	Pressão atmosférica
ϕ	Ângulo ao redor de z
q	Pressão dinâmica
R	Raio
Re	Número de Reynolds
$\Re$	Constante universal dos gases
ρ	Densidade do ar
R_u	Função autocorrelação de u

$R_{u_1 u_2}$	Correlação cruzada de u em duas posições diferentes: u_1 e u_2
S	Momento estático; densidade espectral
σ_u	Desvio padrão da componente flutuante u da velocidade
St	Número de Strouhal
T	Escala de tempo da turbulência
U	Velocidade
u	Componente flutuante da velocidade no eixo x
u_*	Velocidade de atrito
$\bar{U}$	Velocidade média
v_k	Fluxo de massa adimensional
v	Componente flutuante da velocidade no eixo y
w	Componente flutuante da velocidade no eixo z
ξ	Adimensional de posição (z/R)
z_0	Comprimento de rugosidade
ζ	Coefficiente de amortecimento

OBS.: Nesta lista foi incluída a maioria dos símbolos. Os símbolos que não constam desta lista estão definidos ao longo do texto.

1 INTRODUÇÃO

O desenvolvimento tecnológico experimentado pela construção civil no século XX permitiu o aparecimento e o aperfeiçoamento de pontes pênsis e pontes estaiadas. Tais estruturas são capazes de vencer obstáculos impostos pela natureza, ou mesmo pelo Homem, possibilitando a mobilidade de pessoas e produtos. Foram muito importantes, por exemplo, no desenvolvimento de países como o Japão, interligando as diversas ilhas do seu território. As figuras 1.1 e 1.2 mostram os principais componentes de pontes pênsis e estaiadas, respectivamente.

A construção de pontes suspensas cada vez mais longas trouxe consigo novos desafios. O colapso da ponte de Tacoma Narrows, em 7 de novembro de 1940 nos EUA (figura 1.3), alertou os projetistas de pontes para questões que jamais haviam sido discutidas anteriormente, como, no caso, para os efeitos catastróficos que podem ser provocados pela instabilidade autoexcitante oriunda da interação vento-estrutura. Localizada na costa oeste dos EUA, a estrutura da ponte de Tacoma Narrows foi projetada para suportar ventos de até 160km/h (carga estática), entretanto falhou a 68km/h (FUNG, 1993). Desde então, os fenômenos aeroelásticos, já conhecidos e estudados pela indústria aeronáutica, passaram a ser estudados pelos projetistas de pontes, a fim de evitar novos desastres como o ocorrido em 1940. Para tanto, experimentos foram adaptados para aplicação em pontes, como ensaios utilizando modelos reduzidos em túneis de vento. Com

Figura 1.1: Componentes principais de uma ponte pênsil. Adaptado de Xu (2013).

Figura 1.2: Componentes principais de uma ponte estaiada. Adaptado de Xu (2013).

Figura 1.3: Colapso da ponte de Tacoma Narrows. Reproduzido de Jurado et al. (2011).

isto, o projeto de pontes suspensas foi significativamente alterado, com o desenvolvimento de seções mais eficientes no que diz respeito à aerodinâmica.

Túneis de vento são importantes ferramentas utilizadas em diversos setores da engenharia para verificação e otimização de projetos. Mais recentemente, têm sido utilizados paralelamente a métodos numéricos implementados em programas de Dinâmica dos Fluidos Computacional (*Computational Fluid Dynamics* - CFD). Seu uso em problemas de engenharia civil é relativamente recente e advém da própria evolução do setor, que propiciou construções com base em projetos arquitetônicos mais arrojados, edifícios mais altos e esbeltos e pontes mais longas e com maiores vãos livres. São utilizados, em ensaios de pontes, túneis de vento que simulam a camada limite atmosférica, como o túnel de vento do *Laboratório de Vazão do Instituto de Pesquisas Tecnológicas de São Paulo - IPT*, no qual é possível alterar parâmetros como comprimento de rugosidade e intensidade de turbulência. Os ensaios podem envolver desde modelos seccionais, em que apenas

uma parcela do tabuleiro é ensaiada, até modelos completos que simulam diversas fases de construção de pontes. O tabuleiro corresponde à estrutura que suporta a carga que circula em uma ponte, como carros e caminhões, e a transmite para seus apoios e suspensão, como mostram as figuras 1.1 e 1.2.

Os modelos seccionais de pontes são utilizados tanto para determinar as características aerodinâmicas do tabuleiro para diversos ângulos de ataque, quanto para estudar sua estabilidade em face da ação do vento, de forma a evitar o aparecimento de fenômenos aeroelásticos nocivos. Para tanto, deve-se construir um modelo aeroelástico cujas características de rigidez, amortecimento e massa sejam determinadas por um sistema de suspensão. O tabuleiro em si deverá ser o mais rígido possível, de forma a reproduzir apenas a geometria em escala.

1.1 Motivação

Convencionalmente, costuma-se utilizar, para ensaios seccionais de pontes em túnel de vento, uma base elástica composta por molas associadas em paralelo, massas sobressalentes, cabos de aço para eliminar graus de liberdade indesejados e barras que transferem os esforços atuantes sobre o modelo do tabuleiro para o sistema de suspensão. Este sistema de suspensão ou base elástica, doravante denominada *base convencional*, pode apresentar certos problemas que serão expostos a seguir, com o exemplo de um caso ensaiado no túnel de vento do IPT.

O modelo em questão pode ser visualizado na figura 1.4. O sistema de coordenadas utilizado é ilustrado na figura 1.5.

A base não é apenas utilizada em ensaios dinâmicos, mas também em ensaios estáticos para a determinação dos coeficientes de força de sustentação, de força de arrasto e de momento em torno do eixo de pivotamento x . Neste tipo de ensaio, células de carga são posicionadas como ilustrado no lado direito da figura 1.5 e os esforços são medidos para diferentes ângulos de ataque do modelo. Na base elástica convencional a mudança do ângulo de ataque se deu por meio de dois fusos, o que se mostrou ineficiente, seja pela dificuldade do posicionamento do ângulo de ataque desejado (durante a fixação, o modelo sempre girava um pouco em torno do eixo x), seja pela baixa rigidez do sistema. Deste modo, um dos parâmetros da base projetada foi o de um sistema de fixação com maior rigidez e de melhor posicionamento.

Figura 1.4: Modelo seccional, utilizando base elástica convencional, montado na seção atmosférica do túnel de vento do IPT.

Figura 1.5: Orientação da seção do tabuleiro, montagem com molas para ensaio dinâmico (esq.) e montagem com células de carga para ensaio estático (dir.).

Outra dificuldade encontrada foi na eliminação de graus de liberdade indesejados. O deslocamento em y (figura 1.5) foi eliminado com a utilização de cabos de aço, presos distantes do modelo, de forma a reduzir o amortecimento gerado com esse tipo de solução na translação em z e na rotação em α . Contudo, o grau de liberdade γ é inerente a este tipo de base convencional e não foi eliminado. Para o ensaio realizado, a frequência natural do grau de liberdade γ era bastante próxima à frequência natural do grau de liberdade α , o que acarretou em dificuldades nas medições.

A decisão de projetar um novo dispositivo para o ensaio de tabuleiros em túnel de vento surgiu dos problemas anteriormente citados, enfrentados durante a realização de um ensaio real.

1.2 Objetivo

O presente trabalho tem por objetivo projetar uma base elástica a ser empregada na realização de ensaios aeroelásticos de modelos seccionais rígidos de tabuleiros de pontes suspensas. O intuito é projetar um dispositivo versátil, que propicie ajustes para a reprodução das características dinâmicas desejadas em diversos experimentos. Eventualmente, poderá inclusive ser utilizado em análises dinâmicas de outras geometrias de interesse da engenharia, como cilindros e perfis de asa.

Para cumprir o objetivo exposto, pretende-se:

- construir uma base elástica que permita eliminar ou adicionar graus de liberdade, dependendo do fenômeno a ser analisado;
- variar, de forma controlada, os parâmetros de inércia e rigidez;
- instalar e alinhar a base elástica em um dos túneis de vento do IPT; e
- avaliar o comportamento da base elástica proposta por meio da reprodução de experimentos de galloping e flutter.

2 FENOMENOLOGIA

2.1 Camada limite atmosférica

O vento é a movimentação de ar que ocorre devido a diferenças de pressão provocadas pelo aquecimento desigual da superfície terrestre pelo sol.

Para os casos que serão estudados com a base elástica, a turbulência mecânica no túnel de vento é dominante sobre a convecção térmica. É coerente assumir, portanto, uma atmosfera com estratificação neutra (SIMIU; SCANLAN, 1996). É importante ressaltar também que as velocidades são baixas o suficiente para se admitir, como hipótese simplificadora, escoamento incompressível na seção de testes.

A interação do vento com o terreno e suas irregularidades dá origem à chamada camada limite atmosférica, que compreende a região em que há gradiente de velocidade. É de se esperar, portanto, que as características desta camada limite estejam intimamente relacionadas às características do terreno, como a presença de edifícios, vegetação etc. Para uma camada limite turbulenta, como é o caso da camada limite atmosférica, se forem tiradas imagens simultâneas de uma mesma região, sua delimitação irá se alterar no tempo e no espaço. Portanto, para determinado ponto $P(x, y, z)$, a velocidade pode ser dada pela soma de uma componente resultante média com componentes flutuantes nas direções x , y e z , cujas médias são nulas.

Simiu e Scanlan (1996) mostram que se pode chegar a uma expressão logarítmica que descreve o perfil de velocidades médias da camada limite atmosférica:

$$\bar{U}(z) = \frac{u_*}{\kappa} \ln \left(\frac{z}{z_0} \right), \quad (2.1)$$

onde u_* é a velocidade de atrito definida como $u_* = \sqrt{\tau/\rho}$, sendo τ a tensão de cisalhamento entre o piso e o ar e ρ a densidade do ar, κ é a constante de von

Kármán ($\kappa = 0,4$) e z_0 é o comprimento de rugosidade, que varia de acordo com o terreno.

Outro modelo matemático também é utilizado para determinar a velocidade média em relação à altura z . Trata-se da lei da potência (BARLOW; H.RAE; POPE, 1999).

$$\frac{\bar{U}}{\bar{U}_{ref}} = \left(\frac{z}{z_{ref}} \right)^\alpha, \quad (2.2)$$

onde $\bar{U}_{ref}$ é a velocidade média na altura de referência z_{ref} e α é o coeficiente potencial que varia de acordo com o terreno.

A determinação do perfil de velocidade médio não basta em problemas que envolvem a camada limite atmosférica. Deve-se, de alguma forma, caracterizar a turbulência atmosférica.

2.1.1 Turbulência atmosférica

Os desvios padrões (σ) das componentes da velocidade são parâmetros utilizados para caracterizar a turbulência. Habitualmente são normalizados pela velocidade média do escoamento. Ao adimensional resultante dá-se o nome de intensidade de turbulência e sua expressão, para flutuações em u , admitida como sendo a direção do escoamento, é (SIMIU; SCANLAN, 1996)

$$I_u(z) = \frac{\sigma_u(z)}{\bar{U}(z)}. \quad (2.3)$$

O tamanho médio dos turbilhões é dado pela escala integral de turbulência. O tamanho médio dos turbilhões da direção do escoamento x associados às flutuações u no sentido do escoamento (L_u^x) é definido matematicamente na equação 2.4 (SIMIU; SCANLAN, 1996), em que R_{u1u2} é a correlação cruzada de u em posições diferentes. No caso, como a análise é feita na direção do escoamento, estas posições são (x_1, y, z) e (x_2, y, z) . Como as medições são feitas ao mesmo tempo, nota-se que, quanto maior a distância entre os pontos de medição em que os sinais permanecem com alta correlação entre si, maior será a dimensão média do turbilhão para esta direção.

$$L_u^x = \frac{1}{\sigma_u^2} \int_0^\infty R_{u1u2}(x) dx \quad (2.4)$$

Assumindo a hipótese de Taylor, para a qual os turbilhões são convectados com a velocidade média do escoamento, e sabendo que a função autocorrelação (R_u) dá uma escala de tempo para o escoamento turbulento, como mostrado na equação 2.5, obtém-se a equação 2.6 (DYRBYE; HANSEN, 1997).

$$T = \frac{1}{\sigma_u^2} \int_0^{\infty} R_u(\tau) d\tau \quad (2.5)$$

$$L_u^x = \bar{U}T \quad (2.6)$$

Sendo assim, a escala integral pode ser determinada como mostrado abaixo:

$$L_u^x = \frac{\bar{U}}{\sigma_u^2} \int_0^{\infty} R_u(\tau) d\tau. \quad (2.7)$$

Um escoamento turbulento é composto de turbilhões de diferentes dimensões e, conseqüentemente, diferentes frequências. Por intermédio da análise de Fourier em sinais de velocidade do vento atmosférico encontra-se a densidade espectral de potência do vento atmosférico, ou simplesmente espectro do vento (S) função da frequência f . A equação 2.8 expressa o espectro do vento em u na sua forma adimensional.

$$R_N(f) = \frac{nS_u(f)}{\sigma_u^2} \quad (2.8)$$

No caso específico de ensaios de modelos de pontes em túneis de vento, algumas considerações acerca da modelagem da camada limite são expressas a seguir.

2.1.2 Considerações acerca da modelagem da camada limite atmosférica em túnel de vento pensando em ensaios de pontes

É necessário que a camada limite atmosférica seja modelada nos ensaios de modelo completo. Ademais, as características do terreno no entorno das pontes podem impactar diretamente em seu comportamento dinâmico em face da ação do vento. Portanto, para estes ensaios, faz-se necessário modelar a topografia e eventuais construções do entorno.

O ensaio de modelo seccional, por sua vez, tem como objetivo apenas extrair características aerodinâmicas e aeroelásticas do tabuleiro da ponte, de modo que,

sendo pequena a espessura do mesmo se comparada às demais dimensões, não é necessário modelar a camada limite atmosférica, uma vez que a velocidade média ao longe, na faixa em que se encontra o tabuleiro, é praticamente a mesma. Contudo, pode-se querer verificar o comportamento do tabuleiro para diferentes níveis de turbulência, em especial se as escalas integrais dominantes na turbulência forem da mesma ordem de grandeza das dimensões do tabuleiro.

Em ensaios para a determinação das derivadas de flutter é interessante que a intensidade de turbulência seja a mais baixa possível, uma vez que ruídos no sinal de posição influenciam na identificação do sistema.

2.2 Fenômenos aeroelásticos

Por estarem sujeitas ao vento atmosférico e apresentarem estrutura com certa flexibilidade, as pontes podem experimentar fenômenos aeroelásticos oriundos da interação de sua estrutura com o vento incidente. Foi a partir dos acontecimentos de 7 de novembro de 1940, no estado de Washington, EUA, com a queda da ponte de Tacoma Narrows, que os projetistas de pontes ao redor do mundo passaram a estudar de forma mais significativa os fenômenos aeroelásticos.

Como este trabalho propõe a construção de uma base elástica para a investigação de fenômenos aeroelásticos em pontes suspensas, faz-se necessário a apresentação dos mesmos. Os comentários, contudo, serão limitados aos fenômenos que podem acontecer em pontes suspensas e que foram, de alguma forma, testados na base elástica projetada neste trabalho. É importante mencionar que embora tratados independentemente, tais fenômenos podem ocorrer simultaneamente.

Os fenômenos aeroelásticos mais importantes que ocorrem em pontes suspensas, segundo Jurado et al. (2011), são: vibrações induzidas por vórtices, buffeting, flutter e vibrações dos cabos. O fenômeno de galloping também é importante¹.

Neste trabalho foram reproduzidos, com a base elástica, os fenômenos de galloping e flutter. Serão, portanto, estes os dois fenômenos aeroelásticos melhor tratados neste capítulo. O fenômeno de buffeting está sempre presente dado que as pontes encontram-se na região de camada limite atmosférica, que por si só, sem considerar os diversos obstáculos, apresenta flutuações de velocidade nas três direções devido à sua característica turbulenta. Tal fenômeno, entretanto,

¹Buffeting, flutter e galloping são termos consagrados em inglês. Por este motivo não serão traduzidos e nem grafados em itálico. Pode-se traduzir tais termos para o português como martelamento, drapejamento e galope, respectivamente.

Figura 2.1: Esquema de aerofólio. Adaptado de Fung (1993).

não será abordado neste trabalho. A base elástica construída, embora não tenha sido projetada com o objetivo de se estudar buffeting, pode servir a tal propósito no futuro, com a utilização do sistema de translação no eixo y (vide figura 1.5).

Antes de passar para os fenômenos anteriormente expostos, será tratado o problema de aeroelasticidade estática conhecido como divergência. Não porque divergência seja um fenômeno que comumente ocorra em pontes, mas por sua modelagem servir para introduzir ao leitor os conceitos úteis a esta análise nos próximos capítulos.

Pensando em um elemento como um tabuleiro de ponte ou uma asa, com certa rigidez à torção, é de se esperar que o vento, com certa velocidade, produza determinada deformação nos mesmos. A deformação causada pelo momento gerado pelo vento em relação ao eixo elástico estará em equilíbrio com o momento elástico produzido pela estrutura. A figura 2.1 mostra um fôlio sujeito a uma deformação θ provocada pelo momento aerodinâmico em relação ao ponto de pivotamento G , em que c é a corda do fôlio, α é o ângulo de ataque inicial e ec é a distância do centro aerodinâmico para o centro de torção (assumido coincidente a G), sendo e uma porcentagem do valor da corda.

Assumindo que o coeficiente de sustentação (C_L) é linear para ângulos de ataque relativamente pequenos, abaixo do ângulo de estol, e que no centro aerodinâmico o coeficiente de momento (C_{M_0}) é mantido praticamente constante com o ângulo de ataque (ABBOTT; DOENHOFF, 1959), pode-se escrever:

$$L = \frac{1}{2}\rho U^2 C_L c = \frac{1}{2}\rho U^2 c \frac{dC_L}{d\alpha} (\theta + \alpha) \quad (2.9)$$

$$M_0 = \frac{1}{2}\rho U^2 C_{M_0} c^2 \quad (2.10)$$

sendo M_0 o momento aerodinâmico em relação ao centro aerodinâmico (coeficiente de momento constante). O cálculo do momento no ponto de pivotamento pode então ser deduzido, como mostrado abaixo, sendo ec a distância entre o centro aerodinâmico e o ponto de pivotamento indicados na figura 2.1.

$$M_G = M_0 + Lec = \frac{1}{2}\rho U^2 c^2 C_{M_0} + \frac{1}{2}\rho U^2 ec^2 \frac{dC_L}{d\alpha}(\theta + \alpha) \quad (2.11)$$

Medindo α a partir do ângulo formado por $C_{M_0}/e(\frac{dC_L}{d\alpha})$ e para a condição em que o momento devido às forças aerodinâmicas se iguala ao momento elástico ($M_G = k_\alpha \theta$), pode-se obter θ .

$$\theta = \frac{\frac{1}{2}\rho U^2 ec^2 \frac{dC_L}{d\alpha} \alpha}{k_\alpha - \frac{1}{2}\rho U^2 ec^2 \frac{dC_L}{d\alpha}} \quad (2.12)$$

Nota-se, portanto, que quando a velocidade ao longe é alta o suficiente, fazendo com que o denominador da equação 2.12 tenda a zero, o momento elástico não será suficiente para suportar o momento gerado pelas forças aerodinâmicas, ocorrendo a chamada divergência (FUNG, 1993) e o colapso da estrutura. A velocidade crítica de divergência será dada por:

$$U_{div} = \sqrt{\frac{2k_\alpha}{\rho ec^2 \frac{dC_L}{d\alpha}}} \quad (2.13)$$

2.2.1 Vibrações induzidas por vórtices

Seja um corpo rombudo inserido no escoamento de um fluido, para certa faixa de valores do número de Reynolds, ocorre o desprendimento de vórtices de forma alternada, fenômeno conhecido por esteiras de von Kármán (em homenagem ao físico húngaro Theodore von Kármán). No exemplo dado na figura 2.2 nota-se a formação de vórtices de forma alternada (de fato, muitos estudos mostram que a dinâmica da esteira depende muito da interação entre os vórtices) e como tais vórtices são convectados no sentido do escoamento até se enfraquecerem e o padrão se dissipar.

A região na qual há o desprendimento de vórtice é caracterizada por ser uma região de baixa pressão. Logo, dado a característica alternada do fenômeno, aparecerá uma força oscilante perpendicular ao escoamento com frequência f_s . Não é difícil concluir que a força oscilante no sentido do escoamento terá frequência igual a $2f_s$. Pode-se, então, definir o adimensional conhecido como número de

Figura 2.2: Esteira de von Kármán em escoamento de água ao redor de cilindro. Reproduzido de Simiu e Scanlan (1996).

Strouhal, que relaciona a frequência de emissão de vórtices com uma dimensão característica (B) e a velocidade do escoamento.

$$St = \frac{f_s B}{U} \quad (2.14)$$

O número de Strouhal varia com a geometria do corpo e, para corpos com superfícies curvas em que o ponto de separação pode variar, com o número de Reynolds (HOLMES, 2007). A figura 2.3 mostra o número de Strouhal característico de algumas geometrias.

Assumindo um corpo flexível imerso em um escoamento, quando a frequência de emissão de vórtices (f_s) atinge a frequência natural do mesmo, este passa a vibrar com certa amplitude. O que ocorre é que mesmo aumentando um pouco a velocidade há a sincronia entre a oscilação do corpo e a frequência de emissão de vórtices, fenômeno conhecido como lock-in (figura 2.4). O termo lock-in também é um termo consagrado em inglês e pode ser traduzido como faixa de sincronização. A base elástica projetada também pode ser utilizada para investigar o lock-in em tabuleiros de pontes e outras geometrias.

As vibrações causadas pelo desprendimento de vórtices têm amplitude limitada, não culminando no colapso da estrutura. Contudo, têm efeito na vida útil da mesma por conta do dano gerado por fadiga e, no caso de pontes, no conforto e bem estar dos usuários (JURADO et al., 2011). Para reduzir os efeitos de tais vibrações pode-se, por exemplo, aumentar o amortecimento estrutural.

Figura 2.3: Números de Strouhal característicos de algumas geometrias. Reproduzido de Holmes (2007)

Figura 2.4: Gráfico de frequência de emissão de vórtices em função da velocidade do escoamento para estrutura elástica. Adaptado de Simiu e Scanlan (1996).

Figura 2.5: Sistema de coordenadas adotado em corpo rombudo genérico para o estudo de galloping. Adaptado de Simiu e Scanlan (1996).

2.2.2 Galloping

Galloping é um fenômeno aeroelástico que acontece, como será visto na modelagem matemática, em certas condições e em geometrias não axissimétricas. É caracterizado por oscilações em frequências baixas, se comparado ao fenômeno de vibrações induzidas por vórtices (SIMIU; SCANLAN, 1996), na direção perpendicular ao escoamento.

É um fenômeno típico de cabos de alta tensão. Embora apresentem seção transversal circular, teoricamente não podendo sofrer galloping, dependendo das condições climáticas da região, a formação de uma camada de gelo nos cabos é suficiente para tornar a geometria dos mesmos assimétrica, tornando-os susceptíveis ao fenômeno.

É aceito que uma análise quase estática pode descrever o fenômeno de galloping quando a frequência de oscilação é baixa em relação à velocidade do vento incidente. Considerando o corpo rombudo da figura 2.5 imerso no escoamento de um fluido à velocidade U e que apresenta oscilação em z à velocidade $\dot{z}$. Conclui-se que o corpo irá enxergar uma velocidade relativa U_r a um ângulo de ataque α , sendo que esta velocidade relativa nada mais é do que o vetor resultante da soma dos vetores $\mathbf{U}$ e $\dot{\mathbf{z}}$ e o ângulo de ataque α o ângulo formado entre os vetores velocidade U e velocidade relativa U_r .

As forças de arrasto e de sustentação, por sua vez, são funções do ângulo de ataque α e são dadas por:

$$D(\alpha) = \frac{1}{2}\rho U_r^2 B C_D(\alpha) \quad (2.15)$$

$$L(\alpha) = \frac{1}{2}\rho U_r^2 B C_L(\alpha) \quad (2.16)$$

Encontrando a projeção dessas forças no eixo z , perpendicular ao escoamento e à velocidade U , pode-se definir um coeficiente de força C_{Fz} , que é a razão entre a força no eixo z (composição da força de arrasto com a força de sustentação) e a pressão dinâmica para a velocidade U . Deste modo, chega-se à equação 2.17 (SIMIU; SCANLAN, 1996).

$$C_{Fz}(\alpha) = -[C_L(\alpha) + C_D(\alpha) \tan(\alpha)] \sec(\alpha) \quad (2.17)$$

Para pequenos ângulos de ataque α , U_r e C_{Fz} podem ser expandidos em séries de Taylor, de modo que:

$$\alpha = \frac{\dot{z}}{U} + o(\alpha^2) \quad (2.18)$$

$$U_r = U + o(\alpha^2) \quad (2.19)$$

$$C_{Fz} = C_{Fz} + \frac{\partial C_{Fz}}{\partial \alpha} \alpha + o(\alpha^2) \quad (2.20)$$

Sendo $\left(\frac{\partial C_{Fz}}{\partial \alpha}\right)_0 = -\left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} + C_D\right)_0$ e $(C_{Fz})_0 = -C_L$, a equação 2.20 pode ser reescrita como:

$$C_{Fz} = -C_L - \left[\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} + C_D\right] \alpha + o(\alpha^2) \quad (2.21)$$

Deste modo, assumindo que, para o corpo em estudo, o coeficiente de sustentação vale zero para ângulo de ataque zero, chega-se à equação do movimento linearizada (desprezando-se os termos de ordem superior a α^2).

$$m(\ddot{z} + 2\zeta\omega\dot{z} + \omega^2 z) \approx -\frac{1}{2}\rho U^2 B \left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} + C_D\right)_0 \frac{\dot{z}}{U} \quad (2.22)$$

Percebe-se que na equação 2.22 existem dois termos ligados ao amortecimento. O primeiro, do lado esquerdo da equação, relacionado ao amortecimento estrutural, sendo sempre positivo. O segundo, do lado direito da equação, relacionado à

aerodinâmica do corpo em análise. Conclui-se que, para tangentes da curva C_L *versus* α menores que o valor de C_D , na região que $\alpha \approx 0$ (pequenas oscilações), o corpo pode apresentar amortecimento negativo, dependendo do coeficiente de amortecimento estrutural (ζ), culminado no fenômeno de galloping. Esta condição, descrita na equação 2.23 e conhecida como critério de *Glauert-Den Hartog*, é necessária para o acontecimento de galloping (SIMIU; SCANLAN, 1996) e mostra o motivo pelo qual corpos axissimétricos, com $dC_L/d\alpha = 0$, não apresentam galloping (SALVATORI, 2007).

$$\left(\frac{dC_L}{d\alpha} + C_D \right)_0 < 0 \quad (2.23)$$

Ademais, pode-se calcular a velocidade crítica para o aparecimento de galloping em torno do ângulo de ataque de zero graus. Para tanto, basta igualar o amortecimento total a zero.

$$\frac{U_{crit}}{Bf} = \frac{\frac{4m}{\rho B^2} (2\pi\zeta)}{\frac{\partial C_{Fz}}{\partial \alpha}} \quad (2.24)$$

O termo do lado esquerdo da equação corresponde à velocidade reduzida crítica.

2.2.3 Flutter

Existem diversos tipos e classificações de flutter estudados pela engenharia aeronáutica. Alguns desses fenômenos aparecem em engenharia do vento também. De fato, é hoje um assunto muito estudado na comunidade de engenharia do vento, sobretudo na análise de pontes suspensas, devido à sua natureza instável e aos acontecimentos do passado. Diversos trabalhos visam a determinar as chamadas derivadas de flutter, como os de Zhu, Xu e Xiang (2002), Sarkar et al. (2009), Caracoglia et al. (2009) e Ding et al. (2010). Em textos específicos de aeroelasticidade de pontes, como o livro de Jurado et al. (2011), é o tema mais abordado. O flutter clássico se caracteriza por uma instabilidade aeroelástica que envolve dois graus de liberdade: flexão e torção.

Seja o perfil do tabuleiro de uma ponte dado pela figura 2.6, da teoria de vibrações lineares obtém-se o sistema de equações acopladas que governam o movimento (equações 2.25 e 2.26).

Figura 2.6: Esquema bidimensional de tabuleiro de ponte com dois graus de liberdade. Adaptado de Simiu e Scanlan (1996).

$$m\ddot{z} + S\ddot{\alpha} + 2m\zeta_z\omega_z\dot{z} + k_z z = L_z \quad (2.25)$$

$$J_\alpha\ddot{\alpha} + S\ddot{z} + 2J_\alpha\zeta_\alpha\dot{\alpha} + k_\alpha \alpha = M_\alpha \quad (2.26)$$

É interessante notar que o acoplamento está na matriz inercial, no termo S , que corresponde ao momento relativo ao desbalanceamento estático, ou seja, à massa m multiplicada pela distância do centro de massa para o centro de torção do tabuleiro.

Theodorsen (1935) parte de princípios da teoria do escoamento potencial em aerofólios finos sujeitos a escoamento incompressível e da condição de Kutta para mostrar que as expressões da força de sustentação L_z e do momento M_α são lineares com z , α e suas derivadas primeiras e segundas. Introduz, assim, a chamada função de circulação de Theodorsen, $C(K)$, com termo real $F(K)$ e termo imaginário $G(K)$, em que K é a frequência reduzida definida na equação 2.27. É importante notar que a equação é dada em função da corda c , mas nas funções originais, Theodorsen (1935), como prática do campo da aeronáutica, utilizou a frequência reduzida em função da metade da corda ($K' = K/2$). Será mantida a definição da equação 2.27, como é prática da engenharia do vento (SIMIU; SCAN-

Figura 2.7: Termos real e imaginário da função de circulação de Theodorsen em função da frequência reduzida.

LAN, 1996). F e G são dados em função da frequência reduzida no gráfico da figura 2.7.

$$K = \frac{c\omega}{U} \quad (2.27)$$

Uma aproximação da função $C(K')$ para $K' > 0,5$ é (FUNG, 1993):

$$C(K') \approx 1 - \frac{0,165K'}{K' - 0,041i} - \frac{0,335K'}{K' - 0,32i} \quad (2.28)$$

Toda a teoria desenvolvida por Theodorsen (1935), por considerar escoamento potencial, está limitada a aerofólios finos e a placas planas, onde não há separação do escoamento. Ao se trabalhar com corpos rombudos costuma-se empregar as expressões 2.29 e 2.30 (SIMIU; SCANLAN, 1996).

$$L_z = \frac{1}{2}\rho U^2 c \left[K H_1^*(K) \frac{\dot{z}}{U} + K H_2^*(K) \frac{c\dot{\alpha}}{U} + K^2 H_3^*(K) \alpha + K^2 H_4^*(K) \frac{z}{c} \right] \quad (2.29)$$

$$M_\alpha = \frac{1}{2}\rho U^2 c^2 \left[K A_1^*(K) \frac{\dot{z}}{U} + K A_2^*(K) \frac{c\dot{\alpha}}{U} + K^2 A_3^*(K) \alpha + K^2 A_4^*(K) \frac{z}{c} \right] \quad (2.30)$$

Os termos H_i^* e A_i^* são comumente chamados de derivadas de flutter e são obtidos a partir de experimentos em laboratório (JURADO et al., 2011). Existem dois métodos que podem ser utilizados na determinação das derivadas de flutter em túneis de vento: o da vibração livre e o da vibração forçada. Sarkar et al. (2009) explica tais métodos e os compara por meio de experimentos em diferentes geometrias e laboratórios. Contrí (2002) mostra diversos métodos de identificação de sistemas para se obter tais derivadas, tanto no domínio do tempo quanto no domínio da frequência.

Simiu e Scanlan (1996) mostram a relação entre as derivadas de flutter e a função de circulação de Theodorsen. Para o caso de pontes, em que o desbalanceamento estático pode, em geral, ser considerado nulo (o que não é necessariamente verdade em aerofólios), tais relações são mostradas a seguir. A figura 2.8 apresenta os gráficos das derivadas de flutter obtidas com a função de circulação de Theodorsen.

$$K^2 H_1^* = -2\pi K F \quad (2.31)$$

$$K^2 H_2^* = \frac{-\pi K}{2} \left[1 + \frac{4G}{K} + F \right] \quad (2.32)$$

$$K^2 H_3^* = -\pi \left[2F - \frac{GK}{2} \right] \quad (2.33)$$

$$K^2 H_4^* = \frac{\pi K^2}{2} \left[1 + \frac{4G}{K} \right] \quad (2.34)$$

$$K^2 A_1^* = \frac{\pi}{2} K F \quad (2.35)$$

$$K^2 A_2^* = \frac{-\pi}{2} \left[\frac{K}{4} - G - \frac{KF}{4} \right] \quad (2.36)$$

$$K^2 A_3^* = \frac{\pi}{2} \left[\frac{K^2}{32} + F - \frac{KG}{4} \right] \quad (2.37)$$

$$K^2 A_4^* = \frac{-\pi}{2} K G \quad (2.38)$$

Figura 2.8: Derivadas de flutter teóricas obtidas com função de circulação de Theodorsen.

2.3 Análise dimensional do problema

Em cada instante existem forças aerodinâmicas (pressão e tensões viscosas na superfície do tabuleiro), forças elásticas e forças gravitacionais que, em conjunto, resultam na aceleração do tabuleiro da ponte.

O modelo seccional tem como objetivo reproduzir apenas a geometria do tabuleiro. As características de rigidez e massa serão ajustadas pela base elástica, composta por molas helicoidais e massas. Sendo assim, o modelo deverá ser o mais rígido possível, de forma que os deslocamentos serão predominantemente dados pelo conjunto de molas.

As forças gravitacionais, dadas pelo adimensional número de Froude, são importantes. Contudo, a semelhança do número de Froude é necessária nos casos de ensaio de modelo completo, em que as forças gravitacionais contribuem de forma significativa para a rigidez (XU, 2013). Assim, para os ensaios seccionais, a semelhança do número de Froude não será obedecida.

Como dito anteriormente, as forças aerodinâmicas podem ser separadas em pressão e tensões viscosas no tabuleiro. O escoamento é dominado por regiões de separação e, sendo assim, a pressão atuante no modelo tende a ser muito maior do que a tensão viscosa. O número de Reynolds é definido como a razão entre forças inerciais e forças viscosas, dado por

$$Re = \frac{LU}{\nu}, \quad (2.39)$$

onde L é a dimensão característica do tabuleiro (largura), U é a velocidade média do vento e ν é a viscosidade cinemática do ar. Não é possível garantir semelhança dinâmica no túnel de vento, uma vez que, devido à escala e à máxima velocidade alcançada, $Re_p \gg Re_m$, sendo Re_p o número de Reynolds no protótipo e Re_m o número de Reynolds no modelo. Devido ao exposto anteriormente, se Re é alto o suficiente, este deixa de ser importante.

Assim, pela segunda lei de Newton,

$$F_{el} + F_{press} = ma \quad (2.40)$$

onde F_{el} são as forças elásticas atuantes, F_{press} são as forças de pressão, m é a massa suspensa e a é a aceleração da massa suspensa.

Para reproduzir a dinâmica de uma seção da ponte em modelo reduzido, é necessário que as razões dos termos da equação 2.40 sejam as mesmas das razões do protótipo. Sendo k a rigidez do corpo suspenso (tabuleiro e elementos da base elástica), T a escala de tempo ($T \sim L/U$), ρ a densidade do ar e ω a frequência circular natural ($\omega^2 = k/m$), tem-se que:

$$F_{el} \sim kL \quad (2.41)$$

$$F_{press} \sim \rho U^2 L^2 \quad (2.42)$$

$$ma \sim m \frac{L}{T^2} \sim m \frac{U^2}{L} \quad (2.43)$$

Definindo o adimensional Π_1 como a razão entre a força devida à pressão e a força inercial e Π_2 como a razão entre a força elástica e a força inercial, obtém-se:

$$\Pi_1 = \frac{F_{press}}{ma} = \frac{\rho L^3}{m} \quad (2.44)$$

$$\Pi_2 = \frac{F_{el}}{ma} = \frac{k}{m} \frac{L^2}{U^2} = \omega^2 \frac{L^2}{U^2} \quad (2.45)$$

Para existir semelhança estes dois adimensionais descritos nas equações 2.44 e 2.45 devem ser iguais no modelo e no protótipo.

Definindo a escala de um parâmetro x como $\lambda_x = x_m/x_p$, sendo o índice m referente ao modelo e o índice p referente ao protótipo, e admitindo $\rho_m = \rho_p$, chega-se à escala de massa por unidade de comprimento (m^*) e de velocidade (λ_m e λ_U respectivamente). De maneira análoga pode-se chegar à escala de inércia por unidade de comprimento (λ_{I^*})

$$\lambda_{m^*} = \lambda_L^2 \quad (2.46)$$

$$\lambda_U = \lambda_L \cdot \lambda_\omega \quad (2.47)$$

$$\lambda_{I^*} = \lambda_L^4 \quad (2.48)$$

Deste modo, vê-se que a massa do modelo é definida uma vez escolhida a escala geométrica. Por outro lado, dada uma velocidade no caso real, a escala no túnel de vento irá depender, além da escala geométrica, da escala de frequências. Pode-se, portanto, escolher a escala de frequências de modo a realizar os ensaios em velocidades adequadas para o túnel de vento.

A tabela 2.1 mostra as escalas que devem ser respeitadas em ensaio seccional de pontes em túnel de vento.

Tabela 2.1: Escalas para ensaio seccional. Adaptado de Xu (2013)

Parâmetro	Escala
Comprimento	λ_L
Velocidade do vento	λ_U
Massa por unidade de comprimento	λ_L^2
Inércia por unidade de comprimento	λ_L^4
Frequência estrutural	λ_U/λ_L

Ademais, a razão de frequências entre o modo de translação e rotação, bem como as frequências reduzidas, devem ser mantidas as mesmas do protótipo para que haja semelhança (XU, 2013).

2.3.1 Exemplo de cálculo para escala geométrica de 1:50

Aplicando as equações 2.46 e 2.48, e sabendo que $\lambda_L = 1/50$, vem:

$$m_m^* = m_p^* \left(\frac{1}{50} \right)^2 = \frac{m_p^*}{2,5 \times 10^3}$$

$$J_m^* = J_p^* \left(\frac{1}{50} \right)^4 = \frac{J_p^*}{6,25 \times 10^6}$$

Admitindo que a frequência natural no protótipo vale $0,5 \text{ Hz}$ e a frequência natural medida no modelo com um ensaio de decaimento vale 4 Hz , chega-se ao fator de escala de frequência de $\lambda_\omega = 8$. Sendo assim, a partir da equação 2.47, pode-se determinar a escala de velocidade, que resulta na velocidade do escoamento no túnel de vento.

$$\lambda_U = \left(\frac{1}{50} \right) \cdot 8$$

$$U_p = 6,25 U_m$$

3 PROJETO, CONSTRUÇÃO E TESTES DO MANCAL AEROSTÁTICO

Mancais a ar são amplamente utilizados pela indústria, sobretudo em aplicações que exigem translações e altas rotações, devido ao baixo atrito que propiciam. De fato, o escoamento no interior destes mancais pode ser aproximado por um escoamento isotérmico, uma vez que a capacidade de dissipação de calor pelo material do mancal é maior que a geração de calor no filme de ar (CZOLCZYNSKI, 1999).

Para a aplicação em questão (base elástica para ensaios de modelos seccionais de pontes em túnel de vento), os mancais a ar foram escolhidos pois, sendo o atrito viscoso pequeno, o amortecimento é bastante baixo. Sarkar, Chowdhury e Gardner (2004) também utilizam mancais a ar com o mesmo objetivo, mas apenas no sistema de translação. As velocidades de translação e rotação que aparecem durante os ensaios não são muito altas, de modo que, na modelagem simplificada feita, foram desprezadas no projeto aerodinâmico do mancal.

Devido às simplificações e às limitações impostas pelo modelo utilizado, fez-se necessária a fabricação de um protótipo para testes de carga.

3.1 Equação de Reynolds

A partir das equações de Navier-Stokes, aplicando certas simplificações e fazendo algumas considerações, chega-se à equação de Reynolds. Para o escoamento de um filme de fluido entre duas placas como ilustrado na figura 3.1, tal equação é dada a seguir.

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(\frac{\rho h^3}{\mu} \frac{\partial p}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{\rho h^3}{\mu} \frac{\partial p}{\partial z} \right) = 6 \frac{\partial}{\partial x} (u_2 - u_1) h + 6 \frac{\partial}{\partial z} (w_2 - w_1) h + 12(v_2 - v_1) \quad (3.1)$$

Figura 3.1: Desenho esquemático de fluido entre duas placas com sistema de coordenadas adotado.

Do lado direito da equação 3.1 nota-se o termo $(v_2 - v_1)$, que corresponde ao afastamento ou aproximação das placas na direção y . Portanto, este termo pode ser substituído por $\partial h / \partial t$, sendo h a espessura local do filme fluido.

Expandindo os termos $\frac{\partial}{\partial x}(u_2 - u_1)h$ e $\frac{\partial}{\partial z}(w_2 - w_1)h$, obtém-se:

$$\frac{\partial}{\partial x}(u_2 - u_1)h = h \frac{\partial(u_2 - u_1)}{\partial x} + (u_2 - u_1) \frac{\partial h}{\partial x} \quad (3.2)$$

$$\frac{\partial}{\partial z}(w_2 - w_1)h = h \frac{\partial(w_2 - w_1)}{\partial z} + (w_2 - w_1) \frac{\partial h}{\partial z} \quad (3.3)$$

Os termos $\frac{\partial(u_2 - u_1)}{\partial x}$ e $\frac{\partial(w_2 - w_1)}{\partial z}$ indicam o caso das placas não serem rígidas, isto é, o caso da velocidade em cada ponto, ao longo de x e z das mesmas, ser variável. Com isto a pressão atuante é diferente da pressão para placas perfeitamente rígidas. Os termos $\partial h / \partial x$ e $\partial h / \partial z$ correspondem a inclinações entre as chapas, ou seja, espessura do filme variável nas direções x e z , respectivamente. A equação de Reynolds (equação 3.1) considera que:

- o fluido de trabalho seja Newtoniano;
- as forças de campo (termo $\rho \mathbf{g}$ das equações de Navier-Stokes) sejam desprezíveis;
- as forças inerciais sejam desprezíveis frente às forças viscosas (número de Reynolds baixo, laminar);
- a variação da pressão ao longo da espessura seja igual a zero ($\frac{\partial p}{\partial y} = 0$);

Figura 3.2: Sistema de coordenadas. Reproduzido de Czolczynski (1999).

- a espessura h do filme seja muito menor que o comprimento e a largura das placas; e
- a viscosidade seja constante (processo isotérmico).

Para um mancal aerostático é conveniente trocar o sistema de coordenadas para o sistema de coordenadas cilíndricas como mostra a equação 3.4 (CZOLCZYNSKI, 1999).

$$\frac{\partial}{R\partial\theta} \left(\frac{\rho h^3}{\mu} \frac{\partial p}{R\partial\theta} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{\rho h^3}{\mu} \frac{\partial p}{\partial z} \right) = 12 \frac{\partial}{\partial t} (\rho h) + 6\omega \frac{\partial}{\partial \theta} (\rho h) \quad (3.4)$$

Uma forma de simplificar ainda mais o problema é assumir o caso estático e em regime permanente. Sendo assim, o termo à direita da equação 3.4 torna-se nulo, resultando na equação 3.5.

$$\frac{\partial}{R\partial\theta} \left(\frac{\rho h^3}{\mu} \frac{\partial p}{R\partial\theta} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{\rho h^3}{\mu} \frac{\partial p}{\partial z} \right) = 0 \quad (3.5)$$

Na equação 3.5, R é o raio do mancal e θ é o o ângulo mostrado na figura 3.2.

Contudo, para as seções em que existe furação conectada à fonte de ar comprimido (seção de entrada de ar), deve-se considerar o fluxo de massa ($\dot{m}$) e , portanto, haverá um termo a mais na equação 3.5.

$$\frac{\partial}{R\partial\theta} \left(\frac{\rho h^3}{\mu} \frac{\partial p}{R\partial\theta} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\frac{\rho h^3}{\mu} \frac{\partial p}{\partial z} \right) + \frac{d\dot{m}}{Rd\theta dz} = 0 \quad (3.6)$$

Assumindo processo isotérmico, além da viscosidade ser constante, pode-se trocar densidade por pressão. Logo, adimensionalizando para $\xi = z/R$, $P = p/p_a$, $H = h/c$,

$$-\frac{\partial}{\partial\theta} \left(PH^3 \frac{\partial P}{\partial\theta} \right) - \frac{\partial}{\partial\xi} \left(PH^3 \frac{\partial P}{\partial\xi} \right) = \frac{d\dot{m}}{2\dot{C}d\theta d\xi} \quad (3.7)$$

onde

$$\dot{C} = \frac{c^3 p_a^2}{24\mu\Re T_0} \quad (3.8)$$

Fazendo $P^2 = Q$ (CZOLCZYNSKI, 1999):

$$-3H^2 \left(\frac{\partial H}{\partial\theta} \frac{\partial Q}{\partial\theta} + \frac{\partial H}{\partial\xi} \frac{\partial Q}{\partial\xi} \right) - H^3 \left(\frac{\partial^2 Q}{\partial\theta^2} + \frac{\partial^2 Q}{\partial\xi^2} \right) = \frac{d\dot{m}}{2\dot{C}d\theta d\xi} \quad (3.9)$$

Com base na figura 3.2, pode-se escrever H em função de θ

$$H(\theta) = 1 - \epsilon \cos(\theta - \theta_s) \quad (3.10)$$

$$\epsilon = \frac{1}{c} \sqrt{(e_x)^2 + (e_y)^2} \quad (3.11)$$

$$\theta_s = \arctan \left(\frac{e_y}{e_x} \right) \quad (3.12)$$

Sendo H função de θ , a equação 3.9 pode ser resolvida numericamente. O termo da direita pode ser aproximado segundo a equação 3.13 (CZOLCZYNSKI, 1999).

$$\frac{d\dot{m}}{\dot{C}d\theta d\xi} \approx 2v_k H F K_2 \quad (3.13)$$

$$F K_2 = \frac{2\pi\sqrt{\kappa}}{\Delta\theta\Delta\xi} \beta^{\left(\frac{\kappa+1}{2\kappa}\right)} \left(\frac{p_0}{p_a} \right)^2 \frac{12r_0\mu\sqrt{\Re T_0}}{p_0 c^2} \quad (3.14)$$

$$\beta = \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa+1}} \quad (3.15)$$

Sendo κ o expoente isentrópico, β a razão de pressão crítica, p_0 a pressão de alimentação, p_a a pressão atmosférica, r_0 o raio do furo de alimentação e c o espaçamento radial. O termo v_k corresponde ao fluxo de massa adimensional que passa através dos furos de alimentação. É importante notar que a determinação deste adimensional não é simples (CZOLCZYNSKI, 1999) e envolve a resolução de um sistema de equações não lineares. Para os cálculos subsequentes foi assumido o valor de 0,85 para o fluxo de massa adimensional, já que o intuito é de ganhar sensibilidade com as diversas variáveis, o que levará à geometria final.

Determinada a distribuição de pressão pode-se proceder com a sua integração ao longo da superfície para determinar a força atuante, que corresponderá ao peso suportado para a configuração em análise.

$$F_x = p_a R^2 \int_0^{2\pi} \int_0^{L/R} P(\xi, \theta) \cos(\theta) d\xi d\theta \quad (3.16)$$

$$F_y = p_a R^2 \int_0^{2\pi} \int_0^{L/R} P(\xi, \theta) \sin(\theta) d\xi d\theta \quad (3.17)$$

3.2 Resolução numérica da equação de Reynolds

A equação de Reynolds simplificada foi resolvida utilizando o método das diferenças finitas, com algoritmos desenvolvidos e implementados no *software* livre *R*.

A resolução numérica da equação de Reynolds simplificada não teve como objetivo desvendar como se dá exatamente o escoamento de um filme de ar em um mancal aerostático. Nem poderia, já que algumas simplificações consideradas são questionáveis. No entanto, esta análise foi importante como estimativa inicial de dimensões e tolerâncias a serem adotadas no projeto do mancal. Sendo assim, a investigação experimental faz-se necessária, com a fabricação de um protótipo. Com os testes será possível avaliar a capacidade de carga, bem como a estabilidade do mancal.

Deve-se notar que a capacidade de sustentação de uma carga está atrelada ao diferencial de pressão produzido pela variação do ϵ . O aumento da carga aumenta o valor de ϵ , o que aumenta o diferencial de pressão e permite a sustentação da carga, como ilustra a figura 3.3.

Figura 3.3: Mancal com relação $L/D = 1$, pressão de alimentação de 4 bar e espessura média do filme de $50 \mu m$.

Figura 3.4: Desenho técnico da bucha de latão do mancal aerostático utilizado para testes.

Decidiu-se fabricar um mancal com diâmetro $D = 40\text{mm}$ e razão $L/D = 1$, tendo em mente que este deve ser o mais leve possível, já que a massa suspensa é de fundamental importância para a correta reprodução das características dinâmicas na escala do modelo (vide seção 2.3). O ajuste escolhido foi o $40H6/f6$. Com este ajuste sempre haverá folga, sendo a folga máxima igual a $57\mu\text{m}$ e a folga mínima igual a $25\mu\text{m}$, o que corresponde a um filme fluido médio (sem carga) entre $28,5\mu\text{m}$ e $12,5\mu\text{m}$. Diversos fatores foram analisados para esta escolha, dentre os quais pode-se destacar a facilidade de fabricação no grau de tolerância exigido, dados os recursos disponíveis e a carga a ser suportada.

3.3 Geometria do mancal para usinagem

Com as considerações feitas nas seções 3.1 e 3.2 chegou-se à geometria da bucha, fabricada em latão, cujo desenho técnico é mostrado na figura 3.4.

A bucha de latão foi montada em uma carcaça (figura 3.5). Entre a bucha e a carcaça, na região dos furos de alimentação, foi criada uma câmara que tem a função de manter a pressão de alimentação no mancal. A vedação foi feita com dois *o-rings* (vide figura 3.7).

O mancal foi completo com as tampas, que não têm apenas a função de impedir deslocamentos da bucha (figura 3.6). Nota-se oblongos nas laterais da tampa (que foram posteriormente trocados por furos de forma a facilitar a fabricação). O objetivo dos oblongos é impedir que o jato, oriundo do espaçamento entre a bucha de latão e o eixo, cause aumento do amortecimento em regiões próximas aos batentes. O fluxo de ar é, na realidade, redirecionado para os oblongos.

Figura 3.7: Corte da montagem do mancal a ar.

Um corte da montagem final é mostrado na figura 3.7 e a vista explodida do mancal é mostrada na figura 3.8.

As figuras 3.9 e 3.10 mostram o mancal usinado para a realização de testes de carga.

3.4 Testes de carga estática

Após a usinagem do mancal de teste foi medido o diâmetro interno da bucha do mancal (8 medidas) e o diâmetro do eixo no qual o mesmo deslizaria (6 medidas). A espessura do filme fluido determinada foi de aproximadamente $28\mu\text{m}$, dentro da tolerância requerida.

Utilizando uma célula de carga de seis graus de liberdade da RUAG e um suporte construído em madeira (figura 3.11), foram determinadas as máximas cargas estáticas suportadas para diferentes pressões de admissão.

Os resultados são mostrados na tabela 3.1, sendo que no valor da carga foi incluído o peso próprio do mancal, de 8,2N.

Tais resultados podem ser comparados aos resultados obtidos da modelagem numérica de um mancal com as mesmas características geométricas. O resultado comparativo é mostrado na figura 3.12, sendo as linhas contínuas as cargas máximas determinadas experimentalmente e as linhas tracejadas as cargas determinadas para cada valor de excentricidade (ϵ) e pressão de admissão.

Nº	DESCRIÇÃO	MATERIAL
1	Tampa da carcaça	Alumínio
2	Bucha do mancal de translação	Latão
3	Carcaça do mancal de translação	Alumínio

Figura 3.8: Vista explodida do mancal a ar utilizado no sistema de translação da base elástica proposta.

Figura 3.9: Foto do protótipo do mancal aerostático com o eixo guia.

Figura 3.10: Detalhe do protótipo do mancal aerostático a ser utilizado na base elástica.

Figura 3.11: Protótipo do mancal aerostático montado para teste.

Tabela 3.1: Resultado experimental de teste de carga em mancal aerostático

Pressão de admissão (bar)	Carga máxima suportada (N)
2	23,2
3	39,2
4	62,2
5	88,2
6	128,2
7	163,2
8	198,2

Figura 3.12: Comparativo entre os máximos obtidos experimentalmente de acordo com a tabela 3.1 (linhas contínuas) e os resultados numéricos (linhas tracejadas).

Figura 3.13: Desenho técnico da bucha de latão do mancal aerostático de rotação.

Nota-se a grande diferença encontrada entre os resultados, fruto das grandes simplificações impostas na modelagem numérica e também pelo valor do fluxo de massa adimensional (v_k) ter sido adotado e mantido constante. O intuito com a modelagem numérica, como dito anteriormente, foi apenas o de ganhar sensibilidade com os diversos parâmetros envolvidos. Tal modelagem pode ser melhorada utilizando os métodos expostos por Czolczynski (1999). Percebe-se que os máximos valores determinados experimentalmente encontram-se, na análise numérica, entre $\epsilon = 0,3$ e $\epsilon = 0,5$, aumentando com a pressão de admissão.

3.5 Mancal aerostático do sistema de rotação

O mancal exposto anteriormente será utilizado no sistema de translação da base elástica proposta. Por outro lado, o mancal utilizado no sistema de rotação não poderá permitir deslocamentos axiais. Para o mancal de rotação manteve-se o diâmetro interno de 40mm, igual ao do mancal aerostático do sistema de translação. A diferença para o último está nas laterais. Ao invés de tampas o mancal de rotação possui duas abas laterais, pelas quais, a princípio, previu-se furação para saída de ar, como mostrado na figura 3.13.

Não foram feitos testes preliminares, a exemplo do que foi feito com o mancal de translação. As características geométricas básicas, de diâmetro interno, diâmetro dos furos e tolerâncias foram as mesmas em ambos os mancais.

Figura 3.14: Bucha do mancal aerostático de rotação com os furos laterais tampados.

Nº	DESCRIÇÃO	MATERIAL
1	Eixo do mancal de rotação	Alumínio
2	Bucha do mancal de rotação	Latão
3	Carcapa do mancal de rotação	Alumínio
4	Anel de fixação	Alumínio
5	Batente do mancal de rotação	Alumínio

Figura 3.15: Vista explodida do mancal a ar utilizado no sistema de rotação da base elástica proposta.

Os testes que foram feitos com a base pronta mostraram que o mancal aguentava maior carga radial quando a furação das laterais eram eliminadas. Deste modo, os furos laterais foram tampados, como mostrado na figura 3.14. Outra modificação feita, depois de alguns testes, foi a eliminação do batente traseiro, identificado como elemento 5 na vista explodida da figura 3.15. Sem ele, a montagem e o alinhamento tornam-se sensivelmente menos complicados.

4 PROJETO DA BASE ELÁSTICA

A base proposta (figuras 4.1 e 4.2) apresenta dois graus de liberdade possíveis, sendo um de translação (z pela figura 1.5) e um de rotação (α pela figura 1.5), conforme mostra a figura 4.3. Tais graus de liberdade podem ser desacoplados, ou seja, pode-se trabalhar apenas com o grau de liberdade z ou apenas com o grau de liberdade α , dependendo do fenômeno que se deseja estudar. Contudo, vale ressaltar que, devido às características construtivas, a massa que translada não é a mesma que rotaciona. Isto deve ser levado em consideração em estudos que utilizam os dois graus de liberdade simultaneamente.

Figura 4.1: Vista 3D da base elástica proposta.

Figura 4.2: Dimensões básicas da base elástica proposta.

Figura 4.3: Detalhes do sistema de translação vertical e de rotação.

Na base elástica proposta não são possíveis oscilações na horizontal (y pela figura 1.5). Partiu-se do pressuposto que tais oscilações só serão significativas em pontes suspensas com grandes vãos livres, superiores a 1 km (DYRBYE; HANSEN, 1997) . Contudo, foi proposto um sistema modular, de forma que novos graus de liberdade possam ser adicionados ao sistema, sob pena de acréscimo de massa suspensa.

4.1 Estrutura

A estrutura na qual os sistemas de translação e de rotação foram montados é composta por perfis de alumínio comerciais. A escolha foi baseada na rigidez e praticidade. Tais perfis possibilitam montagem fácil, bem como certa liberdade no arranjo físico. A estrutura está dividida em três partes, como pode ser visto na figura 4.4. No caso de ensaios dinâmicos, os suportes superior e inferior são responsáveis pela fixação da mola de tração do sistema de translação em z da base elástica e o suporte central é responsável pela fixação dos sensores ópticos de deslocamento. No caso de ensaios estáticos, os suportes serão pontos de fixação de células de carga que medem tração, sendo os suportes inferior e superior responsáveis pela fixação das células de carga que irão medir a força de sustentação e o momento em torno do eixo de rotação e o suporte central responsável pela fixação das células de carga responsáveis pela medição da força de arrasto (figura 4.5).

4.2 Sistema de rotação

O sistema de rotação da base elástica é composto pelos elementos mostrados na vista explodida da figura 4.6. Os itens 2, 3, 4 e 5 compõem o mancal aerostático do sistema de rotação (vide capítulo 3).

A figura 4.7 mostra detalhes da montagem do sistema. Inicialmente pensou-se, conforme já dito no capítulo 3, em um sistema com um batente na parte de trás das buchas do mancal de rotação. Este batente pode ser visto fixo pelo parafuso central no detalhe B da figura 4.7. Com a eliminação do batente a montagem fica facilitada, já que o modelo é inicialmente montado com o conjunto dos elementos 5, 6 e 8 (figura 4.6) e, em seguida, com o sistema de ar comprimido ligado, o elemento 5 é inserido na bucha 3. A presença do batente traseiro impossibilita a montagem conforme descrito e dificulta o alinhamento.

Figura 4.4: Vista 3D da estrutura.

Figura 4.5: Detalhes da estrutura.

Nº	DESCRIÇÃO	MATERIAL
1	Fixação no sistema de translação	Alumínio
2	Carcapa do mancal aerostático de rotação	Alumínio
3	Bucha do mancal aerostático de rotação	Latão
4	Anel de fixação	Alumínio
5	Eixo do sistema de rotação	Alumínio
6	Flange para conexão do modelo	Alumínio
7	Elemento estrutural e de ligação entre as travessas	Alumínio
8	Travessa inferior (rotativa)	Alumínio
9	Travessa superior (fixa)	Alumínio

Figura 4.6: Vista explodida do sistema de rotação.

Figura 4.7: Vista com corte e detalhe do sistema de rotação.

Figura 4.8: Funções das furações e oblongos da travessa inferior.

A rigidez de rotação pode ser alterada, não apenas com a mudança da constante elástica das molas, mas também mudando o ponto de fixação das molas de tração nas travessas 8 e 9 (figura 4.6). A travessa inferior 8 é dotada de diversas outras furações e oblongos, cada qual com uma função. A função de cada elemento é descrita na figura 4.8.

4.2.1 Fixação do ângulo de ataque

Para a mudança do ângulo de ataque (um dos problemas encontrados na base elástica convencional previamente utilizada) as furações de posicionamento foram separadas das furações de fixação. Para o posicionamento do ângulo de ataque desejado o nônio foi empregado (parte inferior da figura 4.9). A furação principal foi feita no flange que faz a conexão entre a travessa inferior e o modelo, ao passo que a furação secundária, com intervalo angular diferente, foi feita diretamente na travessa inferior. O sistema permite resolução angular de 1° .

Já a fixação do ângulo de ataque desejado é feita com o auxílio de quatro parafusos M8, como mostra a parte superior da figura 4.9

4.3 Sistema de translação

O sistema de translação vertical é composto de eixo principal, mancais aerostáticos (como os do capítulo 3) e molas de tração, como mostra a figura 4.10. O sistema de rotação é fixo ao eixo de translação em sua região central, de maior diâmetro. As molas de tração deste sistema são fixas à estrutura mostrada na figura 4.4 e deverão suportar o peso do modelo mais o carregamento dinâmico fruto da interação do mesmo com o vento incidente.

Figura 4.9: Sistema de mudança do ângulo de ataque.

Nº	DESCRIÇÃO	MATERIAL
1	Tampa do eixo de translação	Alumínio
2	Carcaça do mancal aerostático de translação	Alumínio
3	Bucha do mancal aerostático de translação	Latão
4	Tampa do mancal aerostático de translação	Alumínio
5	Eixo de translação	Alumínio

Figura 4.10: Vista explodida do sistema de translação.

Figura 4.11: Base elástica montada no túnel de vento aerodinâmico do IPT.

Após a usinagem das peças necessárias e a construção da estrutura em alumínio, o sistema foi montado no túnel de vento aerodinâmico do IPT para a realização de alguns testes, como pode ser visto na figura 4.11. Nesta figura vê-se a estrutura de alumínio montada por fora do túnel de vento, com o modelo posicionado no centro, onde se encontra a seção de saída do túnel de vento. Vê-se também os sensores ópticos de deslocamento posicionados para a medição das oscilações durante os ensaios.

5 EXPERIMENTOS

5.1 Túnel de vento

Conforme discutido no capítulo 1, túneis de vento têm sido cada vez mais utilizados por engenheiros civis e arquitetos como ferramentas para caracterização do escoamento no meio urbano e sua interação com as estruturas. Os dados obtidos dão suporte para que certas decisões, durante a fase de projeto, sejam tomadas de forma segura (BARLOW; H.RAE; POPE, 1999).

A engenharia do vento, como é chamada, é relativamente recente se comparada ao estudo da aerodinâmica de veículos (BARLOW; H.RAE; POPE, 1999).

Túneis de vento utilizados para estudar elementos da construção civil, devem possuir características próprias, que os tornam diferentes dos túneis de vento utilizados para estudar automóveis e aviões. Um túnel de vento de camada limite atmosférica, como o próprio nome sugere, deve propiciar a modelagem correta das características do vento atmosférico na região em que estão as construções civis. Isto inclui a modelagem da camada limite atmosférica.

O IPT possui dois túneis de vento. O maior é o utilizado para os ensaios acima descritos. Com seção de testes de 3 metros de largura por 2 metros de altura e 40 metros de comprimento (figura 5.1), este túnel de vento é o utilizado para o estudo do carregamento do vento em edifícios, galpões, torres, plataformas de petróleo, aerogeradores, dentre outros. A base elástica foi construída pensando na sua utilização dentro deste túnel de vento. Contudo, devido à necessidade de diversos testes com modelos diferentes, à praticidade (a base teve que ser montada e desmontada inúmeras vezes devido aos problemas apresentados por se tratar de um primeiro protótipo) e à disponibilidade, outro túnel de vento, menor, foi utilizado.

O túnel de vento utilizado em todos os ensaios preliminares expostos neste trabalho possui seção de testes de 0,5m x 0,5m. A velocidade que pode ser atingida supera os 40m/s (na realidade, durante os ensaios dinâmicos chegou-se

Figura 5.1: Desenho 3D do TVCLA do IPT.

Figura 5.2: Túnel de vento aerodinâmico utilizado nos ensaios.

a um pouco mais da metade desta velocidade) e toda a montagem da estrutura pode ser feita por fora, por ser um túnel de circuito aberto. Ademais, é um túnel com intensidade de turbulência abaixo de 1%. A figura 5.2 mostra o túnel de vento utilizado nos ensaios.

5.2 Método ILS para identificação de sistemas

O estudo de fenômenos aeroelásticos em túneis de vento envolve a identificação de sistemas dinâmicos. Desde problemas mais simples, como a determinação da rigidez e o amortecimento de um sistema de um grau de liberdade posto para oscilar sem a ação do vento, até problemas mais complexos, como o da

determinação das derivadas de flutter, mencionadas na seção 2.2.3, pelo método de vibração livre.

Contri (2002) trata de diversos métodos úteis na determinação das derivadas de flutter. Contudo, nesta seção, será apresentado o método iterativo dos mínimos quadrados, ILS (acrônimo do inglês *Iterative Least Squares*).

O método ILS foi o utilizado ao longo deste trabalho para a identificação das matrizes de rigidez e amortecimento. Detalhes do mesmo podem ser vistos em Chowdhury e Sarkar (2003). O algoritmo implementado no *software* livre R é fornecido nos anexos.

A equação dinâmica pode ser escrita no modelo de espaço de estados como segue. $\mathbf{M}$, $\mathbf{C}$ e $\mathbf{K}$ são as matrizes de massa, amortecimento e rigidez respectivamente.

$$\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{M}^{-1}\mathbf{C}\dot{\mathbf{x}} + \mathbf{M}^{-1}\mathbf{K}\mathbf{x} = \mathbf{M}^{-1}\mathbf{F} \quad (5.1)$$

$$\dot{\mathbf{X}} = \mathbf{A}\mathbf{X} \quad (5.2)$$

$$\mathbf{X} = \begin{Bmatrix} \mathbf{x} \\ \dot{\mathbf{x}} \end{Bmatrix}, \mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{I} \\ -\mathbf{K}^{eff} & -\mathbf{C}^{eff} \end{bmatrix}$$

O método ILS pressupõe a identificação da matriz $\mathbf{A}$, que contém as matrizes de rigidez e amortecimento totais do sistema. Caso o ensaio de vibração livre seja realizado sem a presença de vento, os valores identificados correspondem à rigidez e amortecimento mecânicos. Caso o ensaio de vibração livre seja realizado na presença de vento, tais matrizes correspondem à somatória da parcela mecânica com a parcela aerodinâmica da rigidez e do amortecimento.

Para um sistema com dois graus de liberdade sem a presença de vento, por exemplo, as matrizes de rigidez e de amortecimento, são dadas por:

$$\mathbf{K}^{eff} = \begin{bmatrix} \omega_1^2 & 0 \\ 0 & \omega_2^2 \end{bmatrix}, \mathbf{C}^{eff} = \begin{bmatrix} 2\zeta_1\omega_1 & 0 \\ 0 & 2\zeta_2\omega_2 \end{bmatrix} \quad (5.3)$$

A aplicação do método requer a medida das séries temporais dos deslocamentos, velocidades e acelerações de todos os graus de liberdade pertinentes. A

medida concomitante destas grandezas é impraticável. Deste modo, o que é proposto por Chowdhury e Sarkar (2003) é a medida dos deslocamentos. Em seguida um filtro passa baixa deve ser aplicado, já que frequências altas provenientes de ruído durante as medições são amplificadas no cálculo das velocidades e mais amplificadas ainda no cálculo das acelerações. Com o sinal de deslocamento filtrado obtêm-se as séries temporais de velocidade e aceleração por meio do método de diferenças finitas. Para os cálculos subsequentes apenas as janelas centrais das séries temporais são utilizadas.

Deste ponto em diante é possível seguir o fluxograma abaixo, adaptado de Chowdhury e Sarkar (2003), em que k corresponde ao ciclo de interação.

5.3 Instrumentação a ser utilizada nos experimentos

Para a realização dos experimentos de verificação do funcionamento e da praticidade da base elástica proposta foram utilizados sensores ópticos de posição, configurados para medir a uma taxa de amostragem de 312,5Hz. A velocidade de referência do escoamento foi medida com um anemômetro ultrassônico. Os testes e investigações restringiram-se ao comportamento dinâmico da base elástica proposta devido ao tempo útil para a realização dos testes. Com relação aos ensaios estáticos, apenas o sistema de posicionamento dos ângulos de ataque foi verificado. No estudo de galloping que será apresentado neste capítulo, o ensaio estático foi feito de forma independente da base. Para tanto foi utilizado um sensor de pressão piezorresistivo de 64 canais.

5.4 Testes iniciais

Na primeira montagem do sistema alguns problemas já foram identificados e solucionados. O primeiro problema, já mencionado anteriormente, trata-se da capacidade de carga do mancal aerostático de rotação. Verificou-se que ele não suportava sequer o peso próprio do modelo sem travar. A solução adotada, que funcionou, ao menos para os modelos utilizados nos ensaios realizados no túnel de vento menor, foi a de eliminar as saídas de ar laterais.

O segundo problema foi a perda de carga das mangueiras. O comprimento não pôde ser alterado devido à distância da base ao sistema pneumático do laboratório. A solução foi aumentar o diâmetro das mangueiras, inicialmente previstos com 6mm. O diâmetro passou a ser de 10mm e 6mm apenas nas proximidades dos mancais. A solução foi suficiente para pressão de trabalho de aproximadamente 7bar.

O último problema, já previsto, mas de difícil solução, foi o do alinhamento de todos os mancais. Cada mancal precisou ser montado sobre coxins de borracha para permitir o alinhamento de todo o conjunto. Fora isto, os mancais a ar devem estar pressurizados para realizar a montagem. Como a folga entre os eixos e os mancais tem que ser muito pequena; sujeira e riscos são suficientes para travar o sistema. Os coxins funcionaram, mas o alinhamento não foi fácil.

Futuramente serão tomadas duas ações para diminuir o tempo de alinhamento e permitir o emprego de modelos maiores. A primeira será a junção dos dois

Figura 5.3: Sistema montado para ensaio da variação do amortecimento na translação com o aumento da força de arrasto.

mancais de translação de cada lado do sistema por meio de uma base comum, o que permitirá o alinhamento prévio destes dois mancais, restando apenas o alinhamento de um lado da base elástica com o outro. Outra ação será a troca do mancal a ar do sistema de rotação por um mancal de rolamentos. Para modelos maiores e mais pesados esta parece ser a melhor solução.

5.5 Amortecimento dos mancais de translação com carga no sentido do arrasto

Uma preocupação inicial foi com a variação do amortecimento durante a translação dos modelos com a presença da força de arrasto. Para obter a variação do coeficiente de amortecimento em função da força de arrasto, não foi utilizado o túnel de vento com o ensaio de uma geometria conhecida devido ao amortecimento aerodinâmico. Ao invés disto, um cabo de aço foi preso ao modelo e fixado a uma balança. Aumentou-se gradativamente a tração no cabo e foram realizados ensaios de decaimento. O comprimento do cabo foi o maior possível para reduzir o amortecimento causado por este elemento. Como a translação foi analisada isoladamente, apenas um sensor óptico de posição foi necessário para os ensaios. A figura 5.3 mostra o experimento montado.

Para o cálculo do amortecimento, o método de identificação de sistemas ILS foi empregado. A figura 5.4 mostra a resposta medida, em preto, e a resposta obtida com a matriz **A** do método ILS. Para estes casos, de um grau de liberdade e baixo ruído, o método de identificação foi bastante eficiente.

Figura 5.4: Resposta medida e resposta obtida com o método ILS para um ensaio de vibração livre.

O modelo foi posto para vibrar livremente sem carga e com aproximadamente 14,7N, 19,6N, 24,5N, 29,4N, 34,3N, 39,2N, 44,1N e 49,1N de carga no sentido do arrasto (radial aos mancais aerostáticos de translação). As medições foram repetidas 3 vezes e os resultados são mostrados na figura 5.5. Nota-se que até pouco mais de 40N o amortecimento é mantido constante e baixo, da ordem de 0,1%. Para os ensaios realizados, a força de arrasto é menor que os 40N e variações no amortecimento foram encontradas com montagens em dias diferentes devido ao alinhamento realizado. Contudo, no geral, o amortecimento fica na faixa de 0,2%, resultado considerado bom dentro do que se pretendia (amortecimento menor que 1,0%).

5.6 Ensaios de galloping

O ensaio de galloping foi dividido em duas etapas. Inicialmente foi feito o ensaio estático para determinar a curva de C_{Fz} versus α do modelo. Em seguida o modelo foi montado na base elástica para a obtenção da resposta dinâmica.

Figura 5.5: Amortecimento ζ em função da força de arrasto aplicada.

O modelo utilizado foi um prisma de base quadrada, com 90mm de lado, construído em MDF. A orientação adotada para os ensaios pode ser vista na figura 5.6.

O mecanismo de galloping em prismas de seção quadrada ocorre conforme ilustrado na figura 5.7. Para velocidade relativa incidindo a 0° a região de separação é simétrica em relação ao eixo do escoamento e, portanto, a pressão na face superior e inferior é a mesma. Com o aumento do ângulo da velocidade relativa nota-se, pela figura 5.7, que as regiões de separação são diferentes. Na face inferior a pressão é menor, culminando em uma força resultante no corpo para baixo. Na terceira imagem da figura 5.7 o valor a força resultante atinge seu máximo, com uma parcela do escoamento inferior, readirindo à superfície do prisma. A partir deste ponto, o aumento do ângulo de ataque da velocidade relativa causa uma drástica redução da força F_z e inversão do seu sentido.

Para a realização do ensaio estático o prisma foi instrumentado com 28 tomadas de pressão, com a distribuição ilustrada na figura 5.8. Foi admitindo escoamento bidimensional, de forma que se instrumentou apenas a seção localizada aproximadamente no centro do túnel (figura 5.9). Cada mangueira foi ligada a um canal de um sensor piezorresistivo (figura 5.10). As pressões foram medidas

Figura 5.6: Orientação adotada nos ensaios de galloping.

Figura 5.7: Mecanismo de galloping em prismas de seção quadrada. Adaptado de Naudascher e Rockwell (2005).

Figura 5.8: Distribuição das tomadas de pressão em uma seção do modelo localizada, aproximadamente, no centro da seção do túnel de vento.

em relação à pressão atmosférica. O modelo foi montado sobre um suporte que permitia a rotação (figura 5.11).

Os coeficientes de pressão foram calculados por meio da expressão:

$$C_p = \frac{\Delta p}{q} \quad (5.4)$$

em que Δp é a pressão na tomada de pressão subtraída da pressão de referência (no caso pressão atmosférica) e q é a pressão dinâmica, igual a $\frac{1}{2}\rho U^2$, sendo U a velocidade do escoamento ao longe, medida com o anemômetro ultrassônico.

Foram feitas 2 medições consecutivas variando a velocidade do escoamento, de 10m/s para 20m/s. Os ângulos medidos nos dois casos foram 0° , 2° , 4° , 6° , 8° , 10° , 12° , 14° , 16° , 18° , 20° , 25° e 30° .

As distribuições dos coeficientes de pressão ao longo dos dois lados do prisma, para a velocidade de 20m/s, são mostradas nas figuras 5.12, 5.13 e 5.14. Notou-se, como esperado, que a distribuição é idêntica nos lados A e B para $\alpha = 0^\circ$ (figura 5.12). Conforme α aumenta, a distribuição dos coeficientes de pressão no

Figura 5.9: Detalhe das tomadas de pressão em uma das faces.

Figura 5.10: Sensor piesorresistivo.

Figura 5.11: Montagem do sistema para ensaio estático.

lado A se altera, ao passo que no lado B, na esteira, permanece inalterada como é mostrado nas figuras 5.13 e 5.14.

A partir dos N coeficientes de pressão chega-se aos coeficientes de força em z para cada ângulo de ataque.

$$C_{Fz} = \sum_{i=1}^N C p_i \left(\frac{A_i}{A_{ref}} \right) \quad (5.5)$$

Para cada rampa e ângulo de ataque, os coeficientes de força em z foram calculados, utilizando, como referência, a dimensão de um dos lados do prisma (0,09m), resultando no gráfico da figura 5.15.

O aspecto geral das curvas obtidas se assemelha ao teórico (figura 5.16). Deve-se ressaltar, contudo, que os valores encontrados apresentam algumas diferenças, devido à blocagem (em torno de 18%) e ao fato de que os coeficientes de força foram obtidos de tomadas de pressão discretas. O $\partial C_{Fz} / \partial \alpha$ obtido para os arredores de $\alpha = 0^\circ$ foi de 0,7, ao passo que, na literatura, encontra-se valores próximos a 3,0

Para obter a resposta do prisma, o mesmo foi instalado na travessa superior da base elástica construída. Como apenas um grau de liberdade foi utilizado - o

Figura 5.12: Distribuições dos coeficientes pressão nos lados A e B do prisma de seção quadrada para $\alpha = 0^\circ$.

de translação - apenas um sensor óptico de posição foi instalado para a realização das medições.

Inicialmente, a rigidez de todo o sistema foi determinada. Para tanto, massas conhecidas foram posicionadas sobre o modelo (figura 5.17) e os deslocamentos resultantes foram medidos.

A rigidez resultante foi calculada com a reta de ajuste dos dados obtidos, como é apresentado na figura 5.18.

A partir de ensaios de vibração livre, com o túnel de vento desligado, as características mecânicas do sistema, apresentadas na tabela 5.1, foram obtidas. Na determinação das características dinâmicas, o método ILS foi empregado como feito anteriormente e como foi feito no decorrer de todo trabalho. As frequências e os amortecimentos calculados foram sempre verificados com as séries temporais medidas.

Tabela 5.1: Características dinâmicas do sistema - Ensaio para obtenção da resposta de galloping

m	k	ζ	ω_0	f_0
7,54kg	988,25N/m	0,1%	11,45rad/s	1,82Hz

Figura 5.13: Distribuições dos coeficientes de pressão nos lados A e B do prisma de seção quadrada com α entre 2° e 12° .

Figura 5.14: Distribuições de coeficiente de pressão nos lados A e B do prisma de seção quadrada com α entre 14° e 30° .

Figura 5.15: Curvas da variação de C_{F_z} com o ângulo de ataque α para o prisma de seção quadrada utilizado.

Os ensaios de galloping foram realizados a partir do repouso e para dois ângulos do modelo. Inicialmente o prisma foi posicionado a 0° e a velocidade do túnel foi sendo aumentada até uma velocidade máxima, a partir da qual foi sendo reduzida. Para 0° três rampas foram feitas, cada qual com subida e descida da velocidade, como mostra a tabela 5.2. Para cada velocidade esperou-se pouco mais de 1 minuto para a estabilização das oscilações antes de realizar as medições. Algumas séries temporais de deslocamento, obtidas com um sensor óptico de posição, são mostradas na figura 5.19.

Tabela 5.2: Velocidades ensaiadas para o modelo a 0° .

	Subida (V - m/s)									Descida (V - m/s)						
Rampa 1	0	2	4	5	6	7	-	-	-	-	-	-	6	5	4	2
Rampa 2	0	2	4	5	6	7	-	-	-	-	-	-	6	5	4	2
Rampa 3	0	2	3	4	5	6	6,5	7	8	7	6,5	6	5	4	3	2

Figura 5.16: Curvas da variação de C_{Fz} com o ângulo de ataque α esperadas para diferentes prismas retangulares. Reproduzido de Naudascher e Rockwell (2005).

Figura 5.17: Massas conhecidas posicionadas sobre o modelo para a determinação da rigidez na translação.

Figura 5.18: Rigidez do sistema de translação.

Figura 5.19: Séries temporais de deslocamentos do prisma para diversas velocidades reduzidas.

Figura 5.20: Resultados obtidos para as 3 rampas com o modelo posicionado em $\alpha_0 = 0^\circ$.

Os resultados obtidos com este ensaio são apresentados na figura 5.20. A ordenada do gráfico corresponde ao adimensional de deslocamento definido como a razão entre a máxima amplitude do movimento oscilatório e a dimensão de um dos lados do prisma quadrado, ao passo que a abscissa corresponde à velocidade reduzida, definida abaixo.

$$U_{red} = \frac{U}{Df_0} \quad (5.6)$$

sendo D a dimensão característica do corpo e f_0 a frequência natural, em Hz, previamente determinada.

A primeira observação que deve ser feita é a histerese apresentada entre o aumento da velocidade, a partir do repouso, e a redução da mesma a partir da velocidade máxima do ensaio. Esta característica é condizente com a resposta esperada para um prisma de base quadrada (vide figura 5.16)

Pode-se notar que com $z/D \approx 0,2$, correspondente à amplitude máxima de aproximadamente 18mm e, portanto, deslocamento de 36mm, a amplitude não cresce mais. Isso ocorreu devido à limitação do próprio sistema, pelo curso

Figura 5.21: Posicionamento do modelo em ângulo inicial de 10° .

disponível das molas de tração e pelo aumento do amortecimento em alguns pontos do eixo de translação mais próximos dos batentes (o eixo não foi retificado).

O cálculo da velocidade reduzida crítica de galloping utilizando $\partial C_{Fz}/\partial \alpha = 0,7$ (obtido do ensaio estático), segundo a equação 2.24 do capítulo 2, leva ao valor de $U_{red} \approx 30$, que é condizente com o observado no ensaio dinâmico.

Outro ensaio de galloping foi realizado com o modelo posicionado com ângulo inicial de 10° . As figuras 5.21 e 5.22 mostram o modelo sendo posicionado para o ensaio.

Apenas uma rampa foi feita, com velocidades de 0m/s, 2m/s, 3m/s, 4m/s, 5m/s, 6m/s e 7m/s (subida e descida).

A comparação entre os resultados obtidos para o ângulo de ataque inicial de 0° e 10° é feita com o gráfico de figura 5.23. Nele pode-se ver que a instabilidade de galloping inicia antes no caso em que o modelo foi posicionado a 10° . Ademais, a amplitude de oscilação é maior nas velocidades reduzidas mais baixas, conforme mostrado no trabalho de Hémon (2012).

Figura 5.22: Modelo posicionado em ângulo inicial de 10° .

Figura 5.23: Comparação entre os resultados para $\alpha_0 = 0^\circ$ e $\alpha_0 = 10^\circ$.

Figura 5.24: Modelo de f3lio NACA 0020 em constru33o.

5.7 Ensaios de flutter

Para a realiza33o dos ensaios de flutter, utilizados para testar, tamb3m, o grau de liberdade de rota33o, o perfil NACA 0020, com corda de 230mm foi constru3do. A figura 5.24 mostra o modelo em constru3o ao passo que a figura 5.25 mostra o modelo finalizado e pronto para ser instalado na base el3stica.

5.7.1 Obten33o das derivadas de flutter

Para a obten33o das derivadas de flutter, deve-se encontrar as parcelas aerodin4micas das matrizes de rigidez e amortecimento. Para tanto, inicia-se com o ensaio de vibra33o livre, partindo de deslocamentos iniciais z_0 e α_0 , sem a presen3a de vento. Utilizando algum m3todo de identifica33o de sistemas, como o m3todo ILS apresentado na se33o 5.2, identificam-se as matrizes de rigidez e de amortecimento do sistema mec4nico ($\mathbf{K}^{mech}$ e $\mathbf{C}^{mech}$). O mesmo procedimento 3 efetuado para diferentes velocidades do vento. Desta vez as matrizes identificadas ($\mathbf{K}^{eff}$ e $\mathbf{C}^{eff}$) t3m a contribui33o aerodin4mica embutida. A diferen3a entre as matrizes obtidas com vento e sem vento nada mais 3 do que a parcela aerodin4mica na rigidez e no amortecimento. As derivadas de flutter, para o caso de dois graus de liberdade, podem ser obtidas para cada velocidade reduzida como segue (CHOWDHURRY; SARKAR, 2003).

$$H_1^* = -\frac{2m}{\rho B^2 \omega_z} (\mathbf{C}_{1,1}^{eff} - \mathbf{C}_{1,1}^{mech}) \quad (5.7)$$

Figura 5.25: Modelo de f3lio NACA 0020 finalizado.

$$H_2^* = -\frac{2m}{\rho B^3 \omega_\alpha} (\mathbf{C}_{1,2}^{eff} - \mathbf{C}_{1,2}^{mech}) \quad (5.8)$$

$$H_3^* = -\frac{2m}{\rho B^3 \omega_\alpha^2} (\mathbf{K}_{1,2}^{eff} - \mathbf{K}_{1,2}^{mech}) \quad (5.9)$$

$$H_4^* = -\frac{2m}{\rho B^2 \omega_z^2} (\mathbf{K}_{1,1}^{eff} - \mathbf{K}_{1,1}^{mech}) \quad (5.10)$$

$$A_1^* = -\frac{2I}{\rho B^3 \omega_z} (\mathbf{C}_{2,1}^{eff} - \mathbf{C}_{2,1}^{mech}) \quad (5.11)$$

$$A_2^* = -\frac{2I}{\rho B^4 \omega_\alpha} (\mathbf{C}_{2,2}^{eff} - \mathbf{C}_{2,2}^{mech}) \quad (5.12)$$

$$A_3^* = -\frac{2I}{\rho B^4 \omega_\alpha^2} (\mathbf{K}_{2,2}^{eff} - \mathbf{K}_{2,2}^{mech}) \quad (5.13)$$

$$A_4^* = -\frac{2I}{\rho B^3 \omega_z^2} (\mathbf{K}_{2,1}^{eff} - \mathbf{K}_{2,1}^{mech}) \quad (5.14)$$

Figura 5.26: Rigidez na translação e na rotação determinadas experimentalmente.

As equações 5.7 a 5.14 são válidas para quando não há desbalanceamento estático.

O modelo do fólio NACA 0020 foi balanceado para o eixo do centro de massa coincidir com o eixo de rotação. Em seguida foi instalado na base elástica e a rigidez na translação e na rotação foram encontradas da mesma forma que foi feito nos ensaios de galloping (figura 5.26).

Em seguida, ensaios de vibração livre, sem vento, foram feitos para a determinação das demais características dinâmicas do sistema, mostradas na tabela 5.3. Para a determinação dos deslocamentos em z e em α empregou-se dois sensores ópticos de posicionamento, mostrados na figura 5.27.

Tabela 5.3: Características dinâmicas do sistema - Ensaio para determinação das derivadas de flutter

	m	k	ζ	ω_0	f_0
Translação	9,06kg	3146,16N/m	0,15%	18,64rad/s	2,97Hz
Rotação	0,0502kg.m ²	38,94N.m/rad	0,64%	27,86rad/s	4,43Hz

Figura 5.27: Sensores ópticos utilizados para a determinação dos deslocamentos em z e em α no ensaio de flutter.

Observou-se que as matrizes $\mathbf{X}$ e $\dot{\mathbf{X}}$ do método ILS, na determinação das oito derivadas de flutter, são mal condicionadas. Deste modo, os ensaios de vibração livre foram realizados para os dois graus de liberdade de forma independente. Assim, os termos que acoplam os dois graus de liberdade (derivadas H_2^* , H_3^* , A_1^* e A_4^*) não foram obtidos.

A extração das derivadas de flutter resultou nos gráficos apresentados nas figuras 5.28 e 5.29. A rigidez na translação varia muito pouco com a velocidade. Sendo assim, qualquer erro na identificação da matriz de rigidez causa grande impacto. Este é o provável motivo das diferenças observadas entre o H_4^* obtido e o teórico. Fora isto, divergências são observadas nas derivadas H_1^* e A_2^* , relativas ao amortecimento. Futuras investigações deverão ser feitas para determinar se tais diferenças estão relacionadas ao método de identificação do sistema ou a características construtivas do modelo e da base elástica.

5.7.2 Obtenção de resposta de flutter

Finalmente, para verificar o funcionamento dos dois graus de liberdade em conjunto, o mesmo modelo do fólio NACA 0020 foi desbalanceado e as características dinâmicas foram alteradas de modo a forçar o aparecimento de flutter. O desbalanceamento foi feito com a fixação de massas sobressalentes nos oblongos da travessa inferior (vide figura 4.8) As novas propriedades dinâmicas podem ser vistas na tabela 5.4.

Figura 5.28: Derivadas de flutter H_1^* e H_4^* em função da velocidade reduzida.

Figura 5.29: Derivadas de flutter A_2^* e A_3^* em função da velocidade reduzida.

Tabela 5.4: Características dinâmicas do sistema - Ensaio para determinação das derivadas de flutter

	m	k	ζ	ω_0	f_0
Translação	9,43kg	3081,75N/m	0,22%	18,08rad/s	2,88Hz
Rotação	0,0844kg.m ²	31,54N.m/rad	1,0%	19,32rad/s	3,08Hz

O procedimento do ensaio foi o de aumentar aos poucos a velocidade, dar um deslocamento inicial e verificar se a resposta era atenuada ou amplificada. Com isto, para o sistema dado, identificou-se flutter à velocidade de aproximadamente 19m/s (vide figuras 5.30, 5.31 e 5.32)

Figura 5.30: Resposta do sistema, dado impulso inicial, para 15m/s.

Figura 5.31: Resposta do sistema, dado impulso inicial, para 18m/s.

Figura 5.32: Resposta do sistema, dado impulso inicial, para 19m/s.

6 CONCLUSÃO

No geral, a base elástica proposta cumpriu o objetivo para o qual foi projetada. A estrutura em perfis comerciais de alumínio mostrou-se bastante versátil, possibilitando montagens diferentes da prevista o que facilitou a execução dos ensaios. Ademais, possibilita a implementação de melhorias futuras, como a de um sistema para a realização de ensaios de vibração forçada e a inserção de um grau de liberdade no sentido do arrasto para a investigação de buffeting em conjunto aos fenômenos apresentados neste trabalho.

Os testes realizados mostraram ser possível a caracterização de fenômenos como galloping e flutter. O galloping foi avaliado com mais detalhes em um prisma de seção quadrada com o escoamento incidente perpendicular a uma das faces ($\alpha = 0^\circ$) e os resultados obtidos estão condizentes com os da literatura. A única observação que deve ser feita é no valor de $\partial C_{Fz}/\partial \alpha$ em torno de 0° . As diferenças encontradas entre a teoria ($\partial C_{Fz}/\partial \alpha \approx 3,0$) e os experimentos realizados ($\partial C_{Fz}/\partial \alpha \approx 0,7$) muito provavelmente têm a ver com a bloqueio de aproximadamente 18%, tendo em vista que a velocidade crítica para o aparecimento da instabilidade de galloping foi condizente com o ensaio estático realizado.

A resposta de flutter de um fólio NACA 0020 também foi verificada. Contudo, as derivadas de flutter encontradas não foram aquelas esperadas. Experimentos adicionais devem ser realizados para determinar a fonte de tais discrepâncias, que pode residir na própria base elástica, na metodologia de ensaio ou mesmo na identificação do sistema. Contudo, durante os ensaios de flutter notou-se o bom funcionamento do mancal a ar de rotação; em que pese, conforme foi observado durante a montagem, tais mancais possam não suportar modelos maiores e mais pesados. Para estes casos, mancais de rolamento de esferas parecem ser uma solução mais adequada. De fato, em modelos compridos os mancais de rolamentos, embora possam apresentar amortecimento mais alto, tendem a reduzir a dificuldade de alinhamento.

6.1 Trabalhos futuros

A base elástica projetada deverá passar por mais testes no interior do túnel de vento de camada limite atmosférica do IPT. Para tanto, notou-se que, provavelmente, será necessário substituir os mancais aerostáticos do sistema de rotação por mancais de rolamento. Para modelos menores o mancal a ar poderá continuar sendo utilizado.

Uma investigação melhor do fenômeno de flutter utilizando a base proposta faz-se necessária. Os desvios encontrados nas derivadas de flutter, sobretudo naquelas relacionadas ao amortecimento, precisam ser estudados para compreender melhor a origem dos mesmos.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- XU, Y.-L. *Wind Effects on Cable-Supported Bridges*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2013.
- JURADO, J. A. et al. *Bridge Aeroelasticity - Sensitivity Analysis and Optimal Design*. [S.l.]: WIT Press, 2011.
- FUNG, Y. C. *An Introduction to the Theory of Aeroelasticity*. [S.l.]: Dover Publications, Inc., 1993.
- SIMIU, E.; SCANLAN, R. H. *Wind Effects on Structures - Fundamentals and Applications to Design*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 1996.
- HOLMES, J. D. *Wind Load Structures*. 2a. ed. [S.l.]: Taylor & Francis, 2007.
- CZOLCZYNSKI, K. *Rotordynamics of Gas-Lubricated Journal Bearing Systems*. [S.l.]: Springer, 1999.
- NAUDASCHER, E.; ROCKWELL, D. *Flow-Induced Vibrations - An engineering guide*. [S.l.]: Dover Publications, Inc., 2005.
- BARLOW, J. B.; H.RAE, W.; POPE, A. *Low-Speed Wind Tunnel Testing*. 3. ed. [S.l.]: John Wiley & Sons, 1999.
- DYRBYE, C.; HANSEN, S. O. *Wind Loads on Structures*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 1997.
- ABBOTT, I. H.; DOENHOFF, A. E. von. *Theory of Wing Sections*. [S.l.]: Dover Publications, Inc., 1959.
- SALVATORI, L. *Assessment and Mitigation of Wind Risk of Suspended-Span Bridges*. Tese (Doutorado) — University of Florence (Italy) and University of Braunschweig (Germany), 2007.
- ZHU, L. D.; XU, Y. L.; XIANG, H. F. Tsing ma bridge deck under skew wind - part ii: Flutter derivatives. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, v. 90, p. 807 – 837, 2002.
- SARKAR, P. P. et al. Comparative and sensitivity study of flutter derivatives of selected bridge deck section, part 1: Analysis of inter-laboratory experimental data. *Engineering Structures*, v. 31, p. 158 – 169, 2009.
- CARACOGLIA, L. et al. Comparative and sensitivity study of flutter derivatives of selected bridge deck section, part 2: Implications on the aerodynamic stability of long-span bridges. *Engineering Structures*, v. 31, p. 2194 – 2202, 2009.
- DING, Q. et al. Identification of flutter derivatives of bridge deck with free vibration technique. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, v. 98, p. 911 – 918, 2010.

THEODORSEN, T. General theory of aerodynamic instability and the mechanism of flutter. *NACA Report No. 496*, 1935.

SZABÓ, Z.; ZELEI, A.; STÉPÁN, G. Stability of an elastic supported flat plate subjected to potential flow. *Periodica Polytechnica Mechanical Engineering*, 2012.

CONTRI, S. *I flutter negli impalcati da ponte: identificazione delle derivate aeaeroelastic in galleria del vento*. Tese (Mestrado) — University of Florence, 2002.

SARKAR, P. P.; CHOWDHURY, A. G.; GARDNER, T. B. A novel elastic suspension system for wind tunnel section model studies. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, v. 92, p. 23 – 40, 2004.

CHOWDHURY, A. G.; SARKAR, P. P. A new technique for identification of eighteen flutter derivatives using a three-degree-of-freedom section model. *Engineering Structures*, v. 25, p. 1763–1772, 2003.

HÉMON, P. Large galloping oscillations of square section cylinder in wind tunnel. *10th International Conference on Flow-Induced Vibration*, 2012.

ANEXOS

Implementação do método ILS em R

```
# Método ILS implementado em R
# n: número de graus de liberdade e N é o número de medidas
# y: matriz n x N das posições
# v: matriz n x N das velocidades (derivadas primeiras de y)
# a: matriz n x N das acelerações (derivadas segundas de y)
# X0: matriz 2n x 1 das condições iniciais X0 = {y(0), y'(0)}
# deltaT: intervalo de tempo entre uma medição e outra
# error: máximo erro admitido durante a interação
para o cálculo da matriz A
# nstepsMax: número máximo de ciclos
# plotarX: plota gráfico com os deslocamentos medidos
e os calculados com A obtida
# Retorna a matriz A, que contém a matriz de rigidez e de amortecimento

ILS <- function(y, v, a, X0, deltaT, error=1e-6,
  nstepsMax = 50, plotarX=FALSE){

  n <- dim(y)[1]
  N <- dim(y)[2]
  X <- NULL
  dX <- NULL
  tt <- seq(0, (N-1)*deltaT, by=deltaT)

  X <- rbind(y, v)
  dX <- rbind(v, a)

  cat("\nDimensao de X= ", dim(X)[1], " x ", dim(X)[2], "\n")
  cat("Dimensao de dX= ", dim(dX)[1], " x ", dim(dX)[2], "\n\n")
```

```

A0 <- (dX %*% t(X)) %*% solve(X %*% t(X))
A <- A0

ciclo <- 1
rmax <- 1

while(rmax > error && ciclo <= nstepsMax){

cat("\nStep ", ciclo, "\n")

Xtemp <- as.matrix(expm(A*0) %*% X0)
for(k in 2:length(tt)){
Xtemp <- cbind(Xtemp, as.matrix(expm(A*tt[k])%*%X0))
}

if(plotarX){
plot(ts(X[1,], freq=312.5))
lines(ts(Xtemp[1,], freq=312.5), col=2)
readline()
}

Atemp <- A
A <- (dX %*% t(Xtemp)) %*% solve(X %*% t(Xtemp))

print(A)

R <- A - Atemp
rmax <- max(abs(R))
cat("\nErro max = ", rmax, "\n")

ciclo <- ciclo+1
}

return(A)
}

```