



UNIVERSIDADE FEDERAL DE PERNAMBUCO
CENTRO DE TECNOLOGIA E GEOCIÊNCIA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA CIVIL E AMBIENTAL
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA CIVIL

CARLOS VITOR DA SILVA SARMENTO

**FORMULAÇÃO PARA O GALOPE ESTRUTURAL EM TRÊS GRAUS DE
LIBERDADE VIA MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS: aplicação na análise
dinâmica de aerogeradores com torre de seção não circular**

Recife
2023

CARLOS VITOR DA SILVA SARMENTO

**FORMULAÇÃO PARA O GALOPE ESTRUTURAL EM TRÊS GRAUS DE
LIBERDADE VIA MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS: aplicação na análise
dinâmica de aerogeradores com torre de seção não circular**

Tese apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Civil do Centro de Tecnologia e Geociências da Universidade Federal de Pernambuco, como requisito parcial para a obtenção do título de doutor em Engenharia Civil. Área de concentração: Estruturas.

Orientador: Prof. Dr. Paulo Marcelo Vieira Ribeiro

Recife
2023

Catálogo na fonte
Bibliotecário Gabriel Luz, CRB-4 / 2222

S246f Sarmento, Carlos Vitor da Silva.
Formulação para o galope estrutural em três graus de liberdade via método dos elementos finitos: aplicação na análise dinâmica de aerogeradores com torre de seção não circular / Carlos Vitor da Silva Sarmento, 2023.
205 f.: il.

Orientador: Prof. Dr. Paulo Marcelo Vieira Ribeiro.
Tese (Doutorado) – Universidade Federal de Pernambuco. CTG. Programa de Pós-Graduação em Engenharia Civil. Recife, 2023.
Inclui referências apêndices.

1. Engenharia civil. 2. Galope estrutural. 3. Elementos finitos. 4. Análise dinâmica. 5. Aerogerador. 6. Seção não circular. I. Ribeiro, Paulo Marcelo Vieira (Orientador). II. Título.

UFPE

624 CDD (22. ed.) BCTG / 2023 - 150

CARLOS VITOR DA SILVA SARMENTO

FORMULAÇÃO PARA O GALOPE ESTRUTURAL EM TRÊS GRAUS DE LIBERDADE VIA MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS: aplicação na análise dinâmica de aerogeradores com torre de seção não circular

Tese apresentada ao Programa de Pós-Graduação em Engenharia Civil do Centro de Tecnologia e Geociências da Universidade Federal de Pernambuco, como requisito parcial para a obtenção do título de doutor em Engenharia Civil. Área de concentração: Estruturas.

Aprovada em: 25 de abril de 2023.

BANCA EXAMINADORA

Prof. Dr. Tiago Ancelmo de Carvalho Pires de Oliveira (Presidente)
Universidade Federal de Pernambuco - UFPE

Prof. Dr. Paulo Fernando Silva Sousa (Examinador Interno)
Universidade Federal de Pernambuco - UFPE

Prof. Dr. Douglas Mateus de Lima (Examinador Externo)
Universidade Federal de Pernambuco - UFPE

Prof. Dr. Gustavo de Novaes Pires Leites (Examinador Externo)
Instituto Federal de Pernambuco - IFPE

Prof. Dr. José Luís Vital de Brito (Examinador Externo)
Universidade de Brasília - UNB

*À minha esposa Danielle,
à meu filho Theo Sarmiento,
à minha mãe Inês
e a todos que contribuíram,
dedico este trabalho
com todo meu amor e carinho.*

AGRADECIMENTOS

Este trabalho é fruto de dedicação nos estudos, sempre precisando conciliar com a rotina dupla, trabalhando de dia e pesquisando nas madrugadas. A conclusão dessa etapa tem um significado extremamente importante e significativo em minha vida. Enquanto criança precisei vender água mineral para financiar os estudos (passagem e alimentação), hoje em dia tenho a oportunidade de concluir, aquilo que considero um enorme degrau na escalada da curiosidade epistemológica.

Esta pesquisa iniciou bem antes de 2010, quando ainda na graduação, enquanto monitor do professor Antônio Oscar, recebi o tema para pesquisa: vento em edificações, desde aquele momento, eu já sabia que queria fazer, estudar: o vento na graduação, ação deste nas estruturas no mestrado, e no doutorado planejava estudar os efeitos causados por essa ação. Então agradeço ao professor Antônio Oscar Cavalcanti da Fonte por sua contribuição, genialidade, dedicação e experiência ao passar os conhecimentos.

Ao entrar na UFPE, conheci o professor Paulo Marcelo Vieira Ribeiro, uma pessoa genial, ao qual sou muito grato. Totalizaram 10 anos ao lado do professor, que não se encerra neste ciclo, apenas ganha uma nova fase. Ao longo desse período foram diversas ideias boas, muitas discussões produtivas e de alto nível, viagens a congressos e tratativas de implantação e melhoria do grupo de pesquisa MAMNE. Gostaria de agradecer ao professor Paulo Marcelo que é detentor de muitas qualidades, dentre elas o respeito as escolhas (tema) de seus alunos. Sempre fui motivado a interligar o tema de origem (vento em estruturas) com aqueles que estavam sendo tratados no grupo de pesquisa, conectando assim com assuntos modernos de interesse da comunidade científica, exemplo: processamento paralelo, GPU, *machine learning*, entre outros. Agradeço ainda ao professor Paulo Marcelo por disponibilizar todo o espaço de infraestrutura disponível para eu desenvolver minhas rotinas, principalmente aquele momento que considero crucial no andamento da pesquisa, os últimos cinco meses, os quais usei sua sala das 8h as 21h todos os dias.

Sou extremamente grato também a banca que aceitou contribuir com esse trabalho com suas expertises nesta área de concentração, em especial aos professores Tiago Ancelmo, Gustavo Novaes, Douglas Lima, Paulo Sousa, José Brito, Jeferson Silva e Romilde Almeida. Essas mentes brilhantes dedicaram o tempo para a melhoria deste documento.

Preciso também lembrar dos professores que conduziram suas aulas no ciclo básico e que contribuíram para o meu desenvolvimento, dentre vários que merecem ser citados, destaco atenção ao professor Ézio, Bernado Horowitz, Paulo Lyra, Silvana, Tiago Ancelmo, e Jeferson. Ressaltando também as boas conversas de corredor com o professor Paulo Regis, o qual me acompanhou bastante nos dias intensivos que frequentei o galpão de civil.

Outras pessoas que contribuíram para esta defesa, destaco as meninas da pós-graduação em engenharia Civil: Andrea e Claudiana. Precisei ter mais contato com Andrea Negromonte, e destaco o seu enorme comprometimento e total empenho na busca da qualidade e agilidade do atendimento ao usuário. Destaco ainda atenção aos meus colegas de trabalho, em especial ao diretor e amigo, Paulo Alison, que permitiu a concessão da licença capacitação.

Agradeço ainda a minha família. Primeiramente a minha mãe e meu irmão, que contribuíram com minha formação. Dona Inês sempre incentivou meus estudos e fez de tudo para que não nos faltassem subsídios. Ao meu irmão, matemático, professor e músico Carlos Felipe, agradeço pelos momentos que apoiou nossa mãe na minha ausência.

Dedico os agradecimentos especiais a minha esposa Danielle e meu filho, que nasceu no dia da qualificação desta tese. Minha esposa foi bastante compreensiva com minhas ausências, necessárias devido à pesquisa e precisou dedicar ainda mais para suprir as demandas da criança. E ao meu filho agradeço por aguentar a falta do pai em alguns momentos preciosos no crescimento da criança. Mesmo que ainda com 4 anos, ele já começa a aprender em casa a importância dos estudos por ter exemplo.

Preciso ainda lembrar aqui da minha família, todo o agradecimento aos meus tios e primos, e peço desculpa pela minha ausência nos eventos da família. Destaco um carinho especial aos parentes de Maceió, tia Daia e tio Birino, além do primo Francisco de Moura.

Deixo uma lembrança ainda a meus amigos da graduação, em especial a Vinicius, que garantiu conversas sobre diversos assuntos, durante as madrugadas de estudos.

Agradeço ainda a Deus pela saúde, mesmo com alguns sustos nos últimos anos, mas me permitiu concluir este trabalho, e sobreviver ao covid, sabemos que vários amigos não tiveram a mesma oportunidade.

RESUMO

O potencial energético oriundo das forças do vento proporciona uma alternativa para a obtenção de energia elétrica de forma limpa e com baixo impacto ambiental. Com isso, o segmento eólico mundial vem passando por uma constante evolução em seu cenário referente a implantações de parques e desenvolvimento de novas tecnologias. Com o aumento das dimensões dos aerogeradores (*upscaling*), novas torres têm sido implantadas objetivando vencer as limitações de transporte e instalação. Dentre essas estruturas, destaca-se: Hexcrete, tetradecagonal e modular. Ao fugir das torres de seções circulares convencionais, novos efeitos devem ser considerados na análise dinâmica, entre eles o galope estrutural, que é um fenômeno de instabilidade aerodinâmica responsável por causar aumento na amplitude da torre (deslocamentos e rotações). Diferente das seções circulares, as torres analisadas têm variações nos coeficientes aerodinâmicos em função do ângulo de ataque. Além disso, um aerogerador tem vários fatores que impactam na velocidade do vento, dentre eles se destaca o *Wind Shear* e *Tower shadow*, além da própria turbulência do vento. Nesse trabalho foi desenvolvida uma formulação via método dos elementos finitos para computar os efeitos do amortecimento aerodinâmico na torre, através dos coeficientes e suas derivadas em função da velocidade do vento e também do ângulo de ataque. Essa abordagem permite analisar regiões susceptíveis ao galope estrutural considerando os três graus de liberdade: dois translacionais (paralelo e transversal à direção do vento) e um rotacional. Para a obtenção dos coeficientes aerodinâmicos e suas derivadas, foram realizadas simulações computacionais para as seções em questão através do programa ANSYS em seu módulo CFX. Uma vez realizados os ensaios numéricos, foram criados ábacos para aplicação no módulo estrutural. Para computar as cargas aerodinâmicas no rotor, foram realizadas simulações no programa FAST, utilizando a turbina modelo NREL 5-MW, permitindo validações com a literatura. De posse dos parâmetros aerodinâmicos da torre e carregamento no rotor, foi aplicado no código em MATLAB. Comparações com as demais formulações encontradas na literatura referente ao amortecimento estrutural e aerodinâmico indicaram que o sistema em três graus de liberdade (MEF) proporciona ao projetista a capacidade de indicar regiões mais vulneráveis ao galope estrutural, e também permite capturar efeitos não computados pelas demais análises que possam impactar na estabilidade estrutural. A torre foi analisada para diferentes seções (não circulares) e adotando vários casos de carregamento e ângulo de incidência do vento, avaliando a suscetibilidade à instabilidade aerodinâmica.

Palavras-chave: galope estrutural; elementos finitos; análise dinâmica; aerogerador; seção não circular.

ABSTRACT

The wind energy potential provides an alternative for obtaining electricity in a clean way and with low environmental impact. With this, the global wind sector has been undergoing a constant evolution in its scenario regarding the implementation of parks and development of new technologies. With the increase in the dimensions of wind turbines (*upscaling*), new towers have been implemented with the aim of overcoming transportation and installation limitations. Among these structures, the following stand out: Hexcrete, tetradecagonal and modular. By escaping from the towers with conventional circular sections, new effects must be considered in the dynamic analysis, among them the structural gallop, which is a phenomenon of aerodynamic instability responsible for causing an increase in the amplitude of the tower (Displacements and rotations). Unlike the circular sections, the analyzed towers have variations in aerodynamic coefficients as a function of the angle of attack. This approach allows analyzing regions susceptible to structural gallop considering the three degrees of freedom: two translational (parallel and transversal to the wind direction) and one rotational. To obtain the aerodynamic coefficients, and their derivatives, computer simulations were performed for the sections in question through the ANSYS program in its CFX module. Once the numerical tests were carried out, abacuses were created for application in the structural module. To compute the aerodynamic loads of the rotor, simulations were performed in the FAST program, using the NREL 5-MW model turbine, allowing validations with the literature. In possession of the aerodynamic parameters of the tower and load on the rotor, it was applied in the code in MATLAB. Comparisons with the other formulations found in the literature for structural and aerodynamic damping indicated that the three-degree-of-freedom (MEF) system provides the designer with the ability to indicate regions more vulnerable to structural gallop, and also allows capturing effects not computed by the other analyses. that may impact structural stability. The tower was analyzed for different sections (non-circular) and adopting various load cases and wind incidence angle, evaluating the susceptibility to aerodynamic instability.

Keywords: structural gallop; finite element; dynamic analysis; wind turbine; non-circular section.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Cabos elétricos sujeitos ao galope estrutural	24
Figura 2 – <i>Wind Shear</i> ilustrativo	26
Figura 3 – Torre <i>Hexcrete</i>	28
Figura 4 – Torres modulares	28
Figura 5 – Metodologia empregada nessa tese	30
Figura 6 – Galope estrutural em diferentes seções	40
Figura 7 – Corpo sujeito a galope	42
Figura 8 – Exemplo de solução da equação diferencial	45
Figura 9 – Exemplo de solução da equação diferencial para a instabilidade torcional	47
Figura 10 – Seção transversal sujeita ao galope	49
Figura 11 – Movimentos de um aerogerador: <i>Fore-Aft, Side-to-Side e Torsion</i>	58
Figura 12 – Carregamento aerodinâmico atuante em um aerogerador <i>Onshore</i>	59
Figura 13 – Carregamento na Torre NREL 5MW: a) Força atuando na torre e no rotor e b) Percentual da torre em relação ao carregamento total.	60
Figura 14 – Meios de mecanismos atenuadores: a) TMD e b) TLD	60
Figura 15 – Discretização de um aerogerador	62
Figura 16 – Cabos analisados para o galope	66
Figura 17 – Velocidade crítica para diferentes formulações	68
Figura 18 – Variação do coeficiente de arrasto (C_D) para diferentes ω_y/ω_x	69
Figura 19 – Sensibilidade de $U_{Crítica}$ em relação a $C_{D,L,M}$	71
Figura 20 – Sensibilidade de $U_{Crítica}$ em relação a $\frac{\partial C_{D,L,M}}{\partial \alpha}$	71
Figura 21 – Sensibilidade de $U_{Crítica}$ em relação a $\frac{\partial C_{D,L,M}}{\partial U}$	72
Figura 22 – Torre metálica modelo com seção hexagonal	74
Figura 23 – Resultados da torre exemplo: Casos 01-07	77
Figura 24 – Metodologia para a análise Aerosservohidrodinâmica	78
Figura 25 – Fluxograma do código dinâmico	82
Figura 26 – a) Esquema FAST: Sub-rotinas, b) Arquivos de entrada das sub-rotinas	84
Figura 27 – Esquema Ansys	87
Figura 28 – Número de Reynolds ao longo da altura do aerogerador NREL-5MW para velocidades de 3 m/s a 25 m/s	95
Figura 29 – <i>Andresen tower assembly</i>	96
Figura 30 – Seção tetradecagonal	96
Figura 31 – Seções poligonais analisadas número de lados: 10, 14 e 18	96
Figura 32 – Parâmetros do escoamento - Tetradecagonal	97
Figura 33 – Seção circular com 36 cavidades (<i>Dimple</i>)	98
Figura 34 – Parâmetros do escoamento - <i>Dimple</i> 36	99

Figura 35 – Torre de seção circular com saliências (<i>Grooves</i>)	100
Figura 36 – Parâmetros do escoamento - Groove 18	101
Figura 37 – Seção Torre Hexcrete	102
Figura 38 – Domínio e subdomínios computacionais Hexcrete: Reto e Agudo	103
Figura 39 – Malha computacional Hexcrete: Reto e Agudo	103
Figura 40 – Configurações físicas do escoamento no Hexcrete: Entrada e saída do vento	104
Figura 41 – Dimensões adotadas nos domínios e subdomínios das seções	105
Figura 42 – Esquema de simulações	108
Figura 43 – Malhas aplicadas no estudo de convergência	109
Figura 44 – Convergência de malha e y^+ da seção circular	110
Figura 45 – Coeficiente de arrasto seção circular	110
Figura 46 – Coeficiente de arrasto (C_D) para seções poligonais: 10, 14 e 18 lados	112
Figura 47 – Escoamento em torno da seção Tetradecagonal em dois ângulos de ataque	113
Figura 48 – Avaliação do momento na seção tetradecagonal	114
Figura 49 – Escoamento em torno Dimple 36 diferentes cavidades	115
Figura 50 – Escoamento em torno do Groove para diferentes diâmetros de saliências	116
Figura 51 – Escoamento em torno da seção Hexcrete em dois ângulos de ataque diferente	117
Figura 52 – Zoom do escoamento na seção Hexcrete: Detalhe no ponto de separação	118
Figura 53 – Coeficientes aerodinâmicos na seção Hexcrete 0-60	119
Figura 54 – Dimple 36 Coeficientes x α	120
Figura 55 – Galope da seção Dimple de 36 cavidades com $d/D = 1/13,33$	121
Figura 56 – Galope da seção Dimple de 36 cavidades com $d/D = 1/16$	121
Figura 57 – Groove Coeficientes x α ($d/D = 1/16$)	122
Figura 58 – Galope da seção Groove de 18 saliências com $d/D = 1/16$	122
Figura 59 – Hexcrete Coeficientes x α	123
Figura 60 – Galope da seção Hexcrete	123
Figura 61 – Avaliação do coeficiente de força (CF_y) em função do ângulo de ataque (α)	124
Figura 62 – Variação dos coeficientes (C_D , C_L e C_M) em função de α e Re	127
Figura 63 – Variação das derivadas dos coeficientes ($\frac{dC_{D,L,M}}{d\alpha}$) em função de α e Re	128
Figura 64 – Variação das derivadas dos coeficientes ($\frac{dC_{D,L,M}}{dU}$) em função de α e Re	129
Figura 65 – Regiões onde as derivadas $\frac{dC_L}{d\alpha}$, $\frac{dC_M}{d\alpha}$ e $\frac{dC_D}{dU}$ são negativas	130
Figura 66 – Curvas interpoladas para a variável arrasto	132
Figura 67 – Resultados FAST- NREL 5MW	137
Figura 68 – Formulações empregadas nas análises dinâmica estrutural do aerogerador	138
Figura 69 – Ângulo de ataque considerando a rotação da torre	140
Figura 70 – Ângulo de ataque considerando a rotação da torre para o caso V3 α 15	140
Figura 71 – Resposta dinâmica da turbina eólica, com torre Hexcrete modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 3m/s para diferentes ângulos de ataque: 5°, 15°, 18° e 30°. Deslocamentos e rotações do topo da torre.	141

Figura 72 – Verificação das parcelas de amortecimento para o caso $V3\alpha5$	142
Figura 73 – Resposta dinâmica da turbina eólica, com torre Hexcrete modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 11,4 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5° , 15° , 18° e 30°	143
Figura 74 – Verificação das parcelas de amortecimento para o caso $V11.4\alpha5$	144
Figura 75 – Verificação da parcela de amortecimento C_{xx} para o caso $V11.4$	144
Figura 76 – Resposta dinâmica da turbina eólica, com torre Hexcrete modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 20 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5° , 15° , 18° e 30° . Deslocamentos e rotações do topo da torre.	145
Figura 77 – Condição LIMITE da torre Hexcrete modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 20 m/s para ângulo de ataque de 30°	146
Figura 78 – Verificação das parcelas de amortecimento para o caso $V20\alpha5$	146
Figura 79 – Verificação das parcelas de amortecimento para o caso $V20\alpha30$	147
Figura 80 – Resposta dinâmica da turbina eólica, com torre Hexcrete modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 28 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5° , 15° , 18° e 30° . Deslocamentos e rotações do topo da torre.	148
Figura 81 – Região limite da torre Hexcrete modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 28 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5° , 15° e 18°	149
Figura 82 – Verificação das parcelas de amortecimento para os casos $V28\alpha5$ e $V28\alpha15$	149
Figura 83 – Histograma das parcelas de amortecimento: $V28$ diferentes α	150
Figura 84 – Análise no domínio da frequência para alguns dos casos estudados	152
Figura 85 – Ângulo de ataque considerando a rotação da torre e mudança do ângulo de incidência do vento	153
Figura 86 – Ângulo de ataque para o caso $V3\alpha15$	153
Figura 87 – Resposta dinâmica da turbina eólica, com torre Hexcrete modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 3m/s para diferentes ângulos de ataque: 5° , 15° , 18° e 30° , considerando a variação do ângulo do vento. Deslocamentos e rotações do topo da torre.	154
Figura 88 – Verificação das parcelas de amortecimento para o caso $V3\alpha5$	155
Figura 89 – Histograma das parcelas de amortecimento: $V3\alpha5$	155
Figura 90 – Resposta dinâmica da turbina eólica, com torre Hexcrete modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 11,4 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5° , 15° , 18° e 30° , considerando a variação do ângulo do vento. Deslocamentos e rotações do topo da torre.	156
Figura 91 – Verificação das parcelas de amortecimento para os casos $V11,4\alpha5$ e $V11.4\alpha30$	156
Figura 92 – Histograma das parcelas de amortecimento: $V11.4\alpha5$ e $V11.4\alpha30$	157

Figura 93 – Resposta dinâmica da turbina eólica, com torre Hexcrete modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 20 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5°, 15°, 18° e 30°, considerando a variação do ângulo do vento. Deslocamentos e rotações do topo da torre.	158
Figura 94 – Região limite da torre Hexcrete modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 20 m/s para o ângulos de ataque de 30°	158
Figura 95 – Verificação das parcelas de amortecimento para os casos V20 α 5 e V20 α 29 .	159
Figura 96 – Resposta dinâmica da turbina eólica, com torre Hexcrete modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 28 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5°, 15°, 18° e 30°, considerando a variação do ângulo do vento. Deslocamentos e rotações do topo da torre.	160
Figura 97 – Região limite da torre Hexcrete modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 28 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5°, 15°, 18° e 30°	161
Figura 98 – Verificação das parcelas de amortecimento para os casos V28 α 18 e V28 α 30	161
Figura 99 – Histograma das parcelas de amortecimento: V28 α 18 e V28 α 30	162
Figura 100–Resposta dinâmica da turbina eólica, com torre groove modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 3 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5°, 15°, 18° e 30°. Deslocamentos e rotações do topo da torre.	165
Figura 101–Resposta dinâmica da turbina eólica, com torre groove modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 11,4 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5°, 15°, 18° e 30°. Deslocamentos e rotações do topo da torre.	166
Figura 102–Resposta dinâmica da turbina eólica, com torre groove modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 20 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5°, 15°, 18° e 30°. Deslocamentos e rotações do topo da torre.	167
Figura 103–Resposta dinâmica da turbina eólica, com torre groove modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 28 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5°, 15°, 18° e 30°. Deslocamentos e rotações do topo da torre.	168
Figura 104–Resposta dinâmica da turbina eólica, apenas torre groove modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 28 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5°, 15°, 18° e 30°. Deslocamentos e rotações do topo da torre.	169
Figura 105–Considerações de α e β para o método de Newmark	196
Figura 106–Escoamento na seção circular Re=10.000	198
Figura 106–Escoamento na seção circular Re=10.000 (Continuação da página anterior) .	199
Figura 106–Escoamento na seção circular Re=10.000 (Continuação da página anterior) .	200
Figura 107–Seção Torre Hexcrete	201
Figura 108–Escoamento na seção Hexcrete Agudo Coeficientes x tempo	202
Figura 109–Escoamento na seção Hexcrete variação do ângulo de ataque (α) $C_{D,L,M} \times t$	203
Figura 110– <i>Streamlines</i> do Hexcrete (Agudo)	204
Figura 110– <i>Streamlines</i> do Hexcrete (Agudo) (Continuação da página anterior)	205

LISTA DE QUADROS

Quadro 1 – Metodologia progressiva empregada na formulação dessa tese	31
Quadro 2 – Metodologia progressiva nas etapas de obtenção do carregamento	32
Quadro 3 – Metodologia progressiva empregada na aplicação da formulação dessa tese	33
Quadro 4 – Análise do α na solução da equação diferencial	45
Quadro 5 – Condições de instabilidade - Galope	55
Quadro 6 – Casos analisados para a torre engastada e livre sujeita a um escoamento . .	75
Quadro 7 – Tempo de processamento das simulações utilizando um computador tipo <i>desktop</i>	91
Quadro 8 – Casos de carregamento de acordo com a IEC 61400-1	193
Quadro 9 – Métodos numéricos na solução de turbinas eólicas: Proposta da Tese	197

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Parâmetros da verificação da formulação	68
Tabela 2 – Parâmetros adotados no FAST NREL 5MW OC3	94
Tabela 3 – Parâmetros geométricos das seções analisadas	105
Tabela 4 – Dados das malhas computacionais: Seções de interesse	106
Tabela 5 – Parâmetros físicos adotados nas simulações	107
Tabela 6 – Erro percentual das simulações do cilindro	111
Tabela 7 – Erro considerando a simetria (α) para a seção Hexcrete	119
Tabela 8 – Coeficientes da equação polinomial de 7º grau	124
Tabela 9 – Seção Hexcrete: Coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque e número de Reynolds. $C_D \times \alpha \times Re$	125
Tabela 10 – Seção Hexcrete: Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque e número de Reynolds. $C_L \times \alpha \times Re$	126
Tabela 11 – Seção Hexcrete: Coeficiente de momento em função do ângulo de ataque e número de Reynolds. $C_M \times \alpha \times Re$	126
Tabela 12 – Regiões críticas e suscetíveis ao galope estrutural da seção Hexcrete	130
Tabela 13 – Coeficientes da equação polinomial em função de Re e α	131
Tabela 14 – Tabela resumo das seções: Coeficiente de Arrasto (C_D) x Re	134
Tabela 15 – Tabela resumo das seções: Coeficiente de Sustentação (C_L) x Re	134
Tabela 16 – Tabela resumo das seções: Coeficiente de Momento (C_M) x Re	134
Tabela 17 – Tabela resumo das seções: Coeficientes x α	135
Tabela 18 – Resumo dos casos simulados no FAST	136
Tabela 19 – Parâmetros da verificação da formulação	139
Tabela 20 – Instantes em que a torre ultrapassa o regime elástico - Torre NREL 5MW Hexcrete modificada	162

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

BEM	<i>Blade Element Momentum</i>
CSSC	<i>China State Shipbuilding Corporation Haizhuang Windpower Co., Ltd.</i>
FAST	<i>Fatigue, aerodynamics, structures and turbulence</i>
GEBT	<i>Geometrically exact beam theory</i>
HAWT	<i>Horizontal-Axis Wind Turbine</i>
ILU	<i>Incomplete lower upper</i>
LFEB	<i>Linear finite element beam</i>
MEF	<i>Método dos elementos finitos</i>
MySE	<i>MINGYANG SMART ENERGY</i>
NREL	<i>National Renewable Energy Laboratory</i>
PRF	<i>Polícia rodoviária federal</i>
RMSE	<i>Root-mean-square</i>
SSE	<i>Sum squared error</i>
SST	<i>shear stress transport</i>
TLD	<i>Tuned Liquid Damped</i>
TMD	<i>Tuned Mass Damped</i>
VAWT	<i>Vertical-Axis Wind Turbine</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

Símbolos do Alfabeto Grego

α	Ângulo de ataque do vento
α_0	Ângulo de ataque inicial do vento
α_t	Ângulo de ataque total
α_{edo} e β_{edo}	Termos do expoente na solução da EDO
γ	Ângulo utilizado no galope rotacional formado entre $R_c \dot{\theta}$ e $U - R_c \dot{\theta} \cos(\gamma)$
γ_0	Ângulo adotado por Gjelstrup e Georgakis (2011) formado entre U_r e eixo principal
η e ξ	Coordenadas fixas da seção transversal sujeita ao galope em dois graus de liberdade
θ	Rotação da estrutura oriunda do escoamento aerodinâmico
θ_z	Rotação da estrutura (torre) em torno do eixo z
$\dot{\theta}_z$	Velocidade rotacional da torre em torno do eixo z
$\ddot{\theta}_z$	Aceleração rotacional da torre em torno do eixo z
μ	Densidade
ρ_{aero}	Massa específica do ar
ρ	Massa específica do material/estrutura
$\zeta_x,$ ζ_y e ζ_θ	Amortecimento viscoso estrutural na direção x, y e rotação em θ
ζ_a	Parcela do amortecimento aerodinâmico
ζ_T	Parcela do amortecimento total (Aerodinâmico + Estrutural)
ϕ_R	Ângulo do vento adotado por Gjelstrup e Georgakis (2011)
ψ_R	Ângulo adotado por Gjelstrup e Georgakis (2011): Soma de α_0 e θ
ω_x, ω_y e ω_θ	Frequência natural translacional na direção x, y e rotacional em θ

Símbolos do Alfabeto Latino

A	Área da seção
$a_{i=1,2,3\dots n}$	Coefficientes da equação polinomial que define $C_y(\alpha)$
c	Amortecimento
C e C_G	Matriz global de amortecimento da estrutura
C_a	Amortecimento aerodinâmico
C_D	Coefficiente de arrasto
C_{ele}	Matriz de amortecimento do elemento
C_F	Coefficiente de força atuando em uma seção qualquer
C_L	Coefficiente de sustentação
C_M	Coefficiente de momento
$C_{Rayleigh}$	Matriz de amortecimento proporcional de Rayleigh
C_y, C_x e C_θ	Coefficientes de força vertical, horizontal e torcional, que, assim como C_D e C_L dependem da forma, ângulo de ataque e número de Reynolds.
c_1 e c_2	Termos de acoplamento oriundos do polinômio característico
C_{3DOF}	Matriz de amortecimento obtida a partir da formulação desta tese.
D	Dimensão característica da seção
E	Módulo de elasticidade longitudinal
F_D	Força de arrasto
F_L	Força de sustentação
F_θ	Força na direção θ : Momento em z
F_{Rotor}	Força total atuando no rotor
$F_{AeroTorre}$	Força aerodinâmica atuando na torre
F_G	Vetor de forças global
F_x	Força atuante na estrutura na direção x

F_y	Força atuante na estrutura na direção y
F_z	Força atuante na estrutura na direção z
G	Módulo de elasticidade transversal
I_x, I_y e I_z	Momento de inercia em cada uma das direções
J	Momento polar de inercia
K_x	Rigidez translacional na direção x
K_y	Rigidez translacional na direção x
K_θ	Rigidez torcional em torno do eixo z
k	Rigidez
k_x	Rigidez na direção x
k_y	Rigidez na direção y
k_θ	Rigidez torcional (em z)
K_{ele}	Matriz de rigidez do elemento
K e K_G	Matriz de rigidez global da estrutura
K_a	Matriz de rigidez aerodinâmica
m	Massa
M_{ele}	Matriz de massa do elemento
M e M_G	Matriz de massa global da estrutura
M_x	Momento no eixo x
M_y	Momento no eixo y
M_z	Momento no eixo z
$P_{entrada}$	Pressão adotada na entrada do domínio computacional: simulação aerodinâmica ANSYS.
P_{Sada}	Pressão adotada consideradas na saída do domínio computacional: simulação aerodinâmica ANSYS.
R_{aero}	Raio de giro característico: Projeção de $R_{c(aero)}$ em relação ao eixo principal na direção do vento.

$R_{c(aero)}$	Raio de giro: Distância do centro de giro (pivô) a um ponto de referência da seção
Re	Número de Reynolds
R^2	Coefficiente de determinação
r_1 e r_2	Raízes da equação diferencial ordinária (EDO)
S_t	Número de Strouhal
S_x	Acoplamento inercial: Distância do centro de gravidade até o raio de giro
U	Velocidade não perturbada do vento
U_r	Velocidade relativa não perturbada do vento usada na formulação do galope translacional
U_{rel}	Velocidade relativa não perturbada do vento usada na formulação do galope torcional
U_0	Velocidade inicial
$v_{inicial}$	velocidade adotada no início do escoamento: simulação aerodinâmica ANSYS.
v_{final}	velocidade adotada no final do escoamento, após estabilização (não perturbada): simulação aerodinâmica ANSYS.
x	Eixo na direção paralela ao vento, deslocamento na direção x
\dot{x}	Primeira derivada do deslocamento na direção x (Velocidade)
\ddot{x}	Segunda derivada do deslocamento na direção x (Velocidade)
x_g	Solução geral da equação diferencial ordinária (EDO)
y	Eixo na direção transversal ao vento, deslocamento na direção y
\dot{y}	Primeira derivada do deslocamento na direção y
y^+	Distância da parede a primeira camada de malha
z	Eixo na direção longitudinal da torre, deslocamento na direção z

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	24
1.1	Objetivo do trabalho	29
1.2	Metodologia da Tese	29
1.3	Abrangência e limitações	33
1.4	Contribuição original da tese	34
1.5	Organização da tese	35
2	REVISÃO DA LITERATURA	36
2.1	Torres não circulares	36
2.2	Estado da Arte: galope em estruturas não circulares com coeficientes aerodinâmicos variáveis	39
2.3	Galope estrutural: Formulação	41
2.3.1	Formulação analítica	42
2.3.1.1	Galope translacional: Formulação clássica	42
2.3.1.2	Galope torcional: Formulação clássica	46
2.3.1.3	Galope em dois graus de liberdade: acoplamento translacional e rotacional	48
2.3.2	Formulação matricial (numérica) do galope	48
2.3.2.1	Análise da equação	55
2.4	Características de um Aerogerador	56
2.4.1	Componentes de um Aerogerador	56
2.4.2	Cargas atuantes em um Aerogerador	58
2.4.3	Esquema de solução estrutural	62
3	VERIFICAÇÃO DO MODELO DESENVOLVIDO	64
3.1	Verificação algébrica da formulação matricial apresentada: Galope estrutural em 3dof	64
3.2	Validação com a literatura	66
3.2.1	Sensibilidade dos parâmetros aerodinâmicos	70
3.2.2	Equação para a velocidade crítica	72
3.3	Análise de uma torre com seção hexaédrica: engastada e livre	74
3.3.1	Resultados	76
4	METODOLOGIA	78
4.1	Módulo Aerodinâmico da Torre	78
4.2	Módulo Aeroelástico Estrutural	79
4.3	Módulo Dinâmico estrutural	80
5	PROGRAMAS UTILIZADOS NAS SIMULAÇÕES	83

5.1	FAST	83
5.1.1	Aerodinâmica	84
5.1.2	Elástico estrutural	85
5.1.3	Fundação - Solo-estrutura	86
5.2	ANSYS	86
5.2.1	Geometria	87
5.2.2	Malha	88
5.2.3	Setup	89
5.2.4	Solucionador	90
5.2.5	Resultados	91
5.3	Aspectos computacionais	91
6	PARÂMETROS DAS SIMULAÇÕES	93
6.1	Parâmetros adotados no FAST	93
6.2	Parâmetros adotados no ANSYS	95
6.2.1	Poligonal: Tetradecagonal	95
6.2.2	Dimple (Cavidades circulares)	98
6.2.3	Groove	100
6.2.4	Hexcrete	102
6.2.5	Dados gerais adotados nas Simulações via Ansys (Todas as seções)	104
6.2.5.1	Geometria	104
6.2.5.2	Malha	106
6.2.5.3	Setup: Configurações físicas do problema	107
6.3	Simplificações adotadas	107
7	SIMULAÇÕES AERODINÂMICAS PRELIMINARES	108
7.1	Simulação aerodinâmica 2D: Torre	108
7.1.1	Referência da literatura: Seção circular	109
7.1.1.1	Convergência espacial: Malha e y^+	109
7.1.2	Análises preliminares nas seções de interesse: Dimple 36, groove 16, Tetradecagonal e Hexcrete	112
7.1.2.1	Poligonal: Tetradecagonal	112
7.1.2.2	Dimple 36	114
7.1.2.3	Groove 18	116
7.1.2.4	Hexcrete	117
7.1.3	Seções de interesse (Dimple, Groove e Hexcrete): Galope Estrutural em função do ângulo de ataque (α)	118
7.1.3.1	Dimple 36	120
7.1.3.2	Groove 18	122
7.1.3.3	Hexcrete	123
7.1.3.4	Equação polinomial dos coeficientes	124

7.1.4	Hexcrete: Galope Estrutural em função do ângulo de ataque (α) e Número de Reynolds (Re)	125
7.1.4.1	Equação polinomial dos coeficientes: Hexcrete ($C_{D,L,M} \times \alpha \times Re$)	131
7.1.5	Resumo das simulações: Tabelas dos parâmetros aerodinâmicos	133
7.2	Simulação aerodinâmica 3D: Carregamento no Rotor	136
8	APLICAÇÃO À TURBINA EÓLICA NREL 5MW	138
8.1	Análise dinâmica da Turbina NREL 5MW com torre de seção Hexcrete modificado considerando: ângulo de ataque (α) inicial e rotação da torre	140
8.1.1	Análise para o vento de 3 m/s	141
8.1.1.1	Análise das parcelas de amortecimento	141
8.1.1.2	Análise dos deslocamentos em x	142
8.1.1.3	Análise dos deslocamentos em y	142
8.1.1.4	Análise das rotações em z	142
8.1.2	Análise para o vento de 11,4 m/s	143
8.1.2.1	Análise das parcelas de amortecimento	143
8.1.2.2	Análise dos deslocamentos em x	143
8.1.2.3	Análise dos deslocamentos em y	144
8.1.2.4	Análise das rotações em z	144
8.1.3	Análise para o vento de 20 m/s	145
8.1.3.1	Análise das parcelas de amortecimento	146
8.1.3.2	Análise dos deslocamentos em x	146
8.1.3.3	Análise dos deslocamentos em y	146
8.1.3.4	Análise das rotações em z	147
8.1.3.5	Verificação particular para o ângulo de ataque de 30 °	147
8.1.4	Análise para o vento de 28 m/s	148
8.1.4.1	Análise das parcelas de amortecimento	149
8.1.4.2	Análise dos deslocamentos em x	151
8.1.4.3	Análise dos deslocamentos em y	151
8.1.4.4	Análise das rotações em z	151
8.1.5	Análise no domínio da frequência	151
8.2	Análise dinâmica da Turbina NREL 5MW com torre de seção Hexcrete modificada: Considerando a variação do ângulo de ataque (α) inicial, rotação da torre e variação da direção do vento	153
8.2.1	Análise para o vento de 3 m/s	154
8.2.1.1	Análise das parcelas de amortecimento	154
8.2.2	Análise para o vento de 11,4 m/s	155
8.2.2.1	Análise das parcelas de amortecimento	155
8.2.3	Análise para o vento de 20 m/s	157
8.2.3.1	Análise das parcelas de amortecimento	157

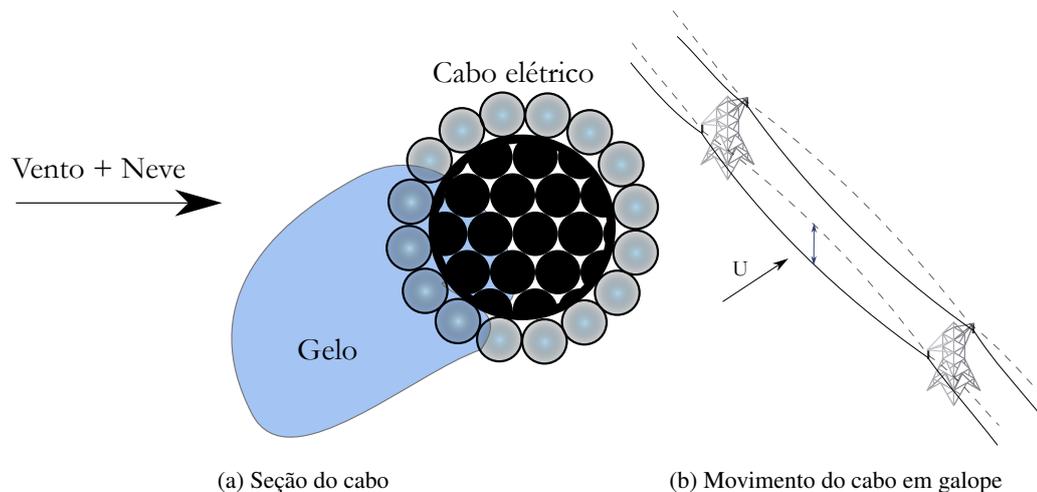
8.2.4	Análise para o vento de 28 m/s	159
8.2.4.1	Análise das parcelas de amortecimento	159
8.3	Instantes que a torre ultrapassa o limite elástico	162
8.4	Sínteses das simulações: Torre Hexcrete modificada	163
8.4.1	3DOF	163
8.4.2	3DOF considerando o θ do vento	164
8.5	Análise dinâmica da Turbina NREL 5MW com torre de seção Groove modificada: Considerando a variação do ângulo de ataque (α) inicial, rotação da torre e variação da direção do vento	165
8.5.1	Análise para o vento de 3 m/s	165
8.5.2	Análise para o vento de 11,4 m/s	166
8.5.3	Análise para o vento de 20 m/s	167
8.5.4	Análise para o vento de 28 m/s	168
9	CONCLUSÕES	170
9.1	Formulação desenvolvida	170
9.2	Simulações preliminares	171
9.2.1	Simulação aerodinâmica via CFD: Obtenção dos coeficientes e análise da suscetibilidade do galope	171
9.3	Aplicação da formulação: Torre Hexcrete modificada	172
9.3.1	3DOF	172
9.3.2	3DOF considerando θ do vento	172
9.4	Aplicação da formulação: Torre Groove modificada	173
9.5	Verificação da contribuição da tese	174
9.6	Perspectivas e trabalhos futuros	174
	REFERÊNCIAS	176
	A – NORMAS INTERNACIONAIS PARA PROJETO DE AEROGEG- RADOR	191
	APÊNDICE B – CASOS DE CARREGAMENTO	192
	APÊNDICE C – MÉTODOS DE SOLUÇÃO DA DINÂMICA ESTRU- TURAL	194
	APÊNDICE D – MÉTODOS NUMÉRICOS EMPREGADOS NAS ANÁ- LISES DE TURBINAS EÓLICAS	197
	APÊNDICE E – PÓS-PROCESSAMENTO DA SEÇÃO CIRCULAR	198
	APÊNDICE F – RESULTADOS HEXCRETE	201

1 INTRODUÇÃO

Estruturas empregadas na construção civil estão sujeitas a diferentes ações dinâmicas. Dentre essas, exemplifica-se sismos, passagens de pedestres, movimento de veículos e atuação de equipamentos. Outro carregamento importante nessa análise estrutural é o aerodinâmico, que considera a transferência de energia cinética do vento aos elementos que estão imersos no fluido. Edificações, barragens, pontes, viadutos, torres, aerogeradores e várias outras estruturas, são sujeitas a essas cargas. Essas ações causam vibrações (deslocamentos e rotações) oriundas da energia cinética do vento. Dentre os efeitos aeroelásticos da estrutura, tem-se a vibração induzida por desprendimento de vórtices, martelamento, drapejamento (*flutter*), galope (translacional e divergente torcional) e outros.

O galope estrutural foi inicialmente estudado por Den Hartog (1932), Den Hartog (1947) e Den Hartog (1985) como um fenômeno oriundo da mudança de seção em cabos de alta tensão devido ao acúmulo de neve, conforme apresentado na Fig. 1a.

Figura 1 – Cabos elétricos sujeitos ao galope estrutural



Fonte: O Autor (2023)

O galope já foi relatado em várias estruturas em diferentes sítios no mundo. Com a origem em condutores, Lilien (2007) apresenta 192 relatos verbais de 28 países; no Brasil, dois registros foram efetuados no Rio de Janeiro oriundos de um fio terra sem formação de gelo, mas equipado com marcadores de advertência, que exibiu movimento de galope em alta amplitude e baixa frequência.

Conforme apontado por Den Hartog (1932), a autoexcitação do galope se inicia quando as forças aerodinâmicas aumentam com a variação do ângulo de ataque, que é formado entre um eixo principal da seção e a direção do vento. Até em pequenas vibrações, a estrutura pode mudar sua orientação impactando nas forças do vento, em situações onde esse novo carregamento

incremento o ângulo de ataque, grandes amplitudes são evidenciadas e a estrutura é considerada aerodinamicamente instável (BLEVINS, 1977). Além desse, outros fatores que influenciam no galope são: mudança da seção transversal, velocidade do vento (turbulência e orientação), amortecimento estrutural em baixa frequência, comprimento do elemento estrutural, rigidez longitudinal e torcional, elementos enrijecedores, flexibilidade transversal à direção do vento, e a relação entre frequência translacional e torcional para cada modo na presença do vento (LILIEN, 2007).

As principais características do galope são (BLEVINS, 1977; GAWRONSKI; HAWKS, 1978; BLESSMANN, 2005):

- Grandes amplitudes, alcançando deslocamentos maiores que dez vezes a dimensão característica da estrutura;
- Baixa frequência;
- Súbito aparecimento;
- Intensidade violenta;
- Movimento oscilatório em um modo não acoplado.

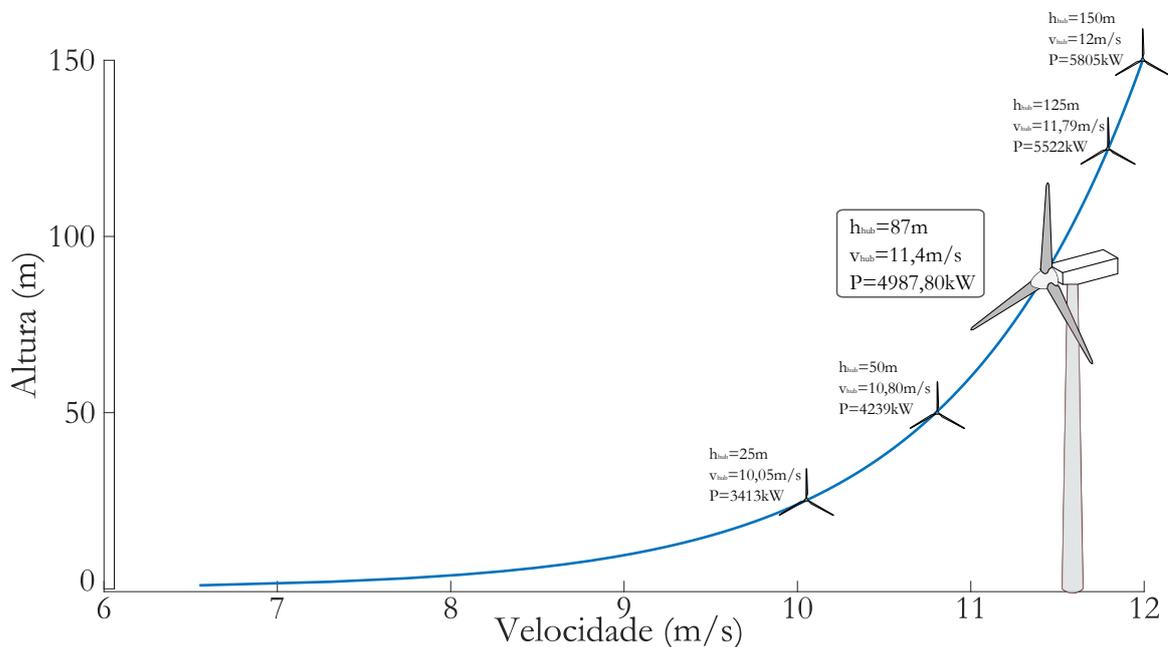
No galope investigado por Den Hartog (1932), a estrutura (cabo elétrico) desenvolveu movimento transversal à direção do vento, conforme apresentado na Fig. 1b. Nigol e Clarke (1974) apresentaram a teoria para o mecanismo de oscilação torcional, após verificar que as estruturas também poderiam experimentar instabilidade em torno do eixo longitudinal, que assim como o galope translacional, guarda relação com a direção de incidência do vento. Essa dependência com o ângulo de ataque, torna as estruturas não circulares as mais suscetíveis ao galope, uma vez que para cada direção haverá uma diferente configuração de desprendimento de vórtices, e conseqüentemente, mudança nos parâmetros aerodinâmicos da seção: Coeficiente de arrasto (C_D), Coeficiente de sustentação (C_L) e Coeficiente de momento (C_M). Outro fator que contribui para este fenômeno é o amortecimento estrutural, dessa forma estruturas leves e flexíveis são mais vulneráveis a essa instabilidade (BLESSMANN, 2005).

Dentre as estruturas da construção civil, destaca-se que os aerogeradores detêm torres flexíveis e com baixo amortecimento estrutural, devido a seu material e dimensões: Reduzida espessura e grandes alturas. Via de regra, essa elevação da cota do rotor é uma estratégia para atingir os maiores potenciais eólicos, explicada pela lei logarítmica do perfil de vento. Quando isto ocorre, as dimensões dos aerogeradores também são maiores (diâmetro do rotor e comprimento das pás), objetivando a capacidade de maior obtenção do potencial energético, efeito denominado *Upscaling*.

Para ilustrar o *wind shear* e sua participação na busca por estruturas maiores e mais altas, foi plotado um caso exemplificativo para uma turbina exemplo (NREL-5MW), cujo rotor

tem 126 m de diâmetro (D), situada a 87 m de altura (altura de referência z_{ref}), instalado em uma região de terreno aberto cuja rugosidade (z_0) é 0,0024 m, com velocidade de referência (v_{ref}) considerada 11,4 m/s e massa específica do ar de 1,2kg/m³. O coeficiente de potência adotado para este exemplo, foi considerado $c_p=0,45$. O *wind shear* é tomado a partir da equação $v(z) = v_{ref} \frac{\ln\left(\frac{z}{z_0}\right)}{\ln\left(\frac{z_{ref}}{z_0}\right)}$ para cada altura z , já a potência foi calculada conforme a expressão $P = \frac{1}{2} c_p \rho \pi \frac{D^2}{4} v^3$ considerado para diferentes alturas de instalação do aerogerador: 25 m, 50 m, 87 m, 125 m e 150 m. A Fig. 2 apresenta uma curva de *wind shear* característica com as potências para o aerogerador exemplificado.

Figura 2 – *Wind Shear* ilustrativo



Fonte: O Autor (2023)

Esse aumento das dimensões, torna as estruturas mais desafiadoras e com altura de *hub* cada vez maior; estima-se que turbinas de 20MW poderão alcançar 160 m de altura (SOUZA; BACHYNSKI-POLIĆ, 2022; BEITER et al., 2022). Mesmo que com potências inferiores, diversas turbinas eólicas ultrapassam os 150 m, dentre elas, exemplifica-se a CSSC H260-18MW, com diâmetro do rotor de 260 m e altura da torre de até 150 m (CSSC, 2023a; CSSC, 2023b), e também a Mingyang MySE 16.0-242, com diâmetro do rotor de 242m e altura da torre de até 264 m (4COFFSHORE, 2022). Devido ao *Upscaling*, as dimensões seccionais da torre também sofrem essa influência, então o diâmetro da torre tende a ser maior, chegando a 10 m para estas turbinas citadas. Desta forma, novos efeitos podem surgir para tais estruturas.

Elementos com grandes dimensões, têm maiores dificuldades no transporte, elevação e instalação. No segmento de transportes, esses impactos podem afetar a viabilidade do projeto devido à incompatibilidade dos elementos dos aerogeradores com o tamanho dos veículos e a infraestrutura rodoviária: dimensões das estradas, altura das obras de artes, sobrepeso no

pavimento e riscos de acidente. Mesquita (2022) destaca que o traçado rodoviário do Ceará (região que detém muitas turbinas instaladas no Brasil) limita a 36 metros de comprimento o transporte dos elementos das turbinas. Engie (2022), em entrevista com o chefe de Policiamento de Trânsito e Fiscalização de Transporte da Polícia Rodoviária Federal (PRF), apontou que inovações tecnológicas podem reduzir riscos e dispensar a escolta da PRF, que em 2021 precisou acompanhar 2533 viagens desses componentes. Em 2022 houve uma mudança na legislação, exigindo escolta apenas para componentes maiores que 70 m, mesmo assim totalizaram 2.320 viagens. Torres em aço tubulares convencionais requerem grandes veículos de transporte e também guindastes para a instalação, uma vez que demandam içamento de trechos de 20 m a 40 m com mais de 100 toneladas. Em seções modulares (não circulares), os elementos têm em média 4 m de comprimento.

Além dessas problemáticas, surgem também aspectos legais, a Resolução 210 do CONTRAN limita o transporte a veículos com cargas de no máximo 2,60 m de largura e 4,40 m de altura (BRASIL, 2006).

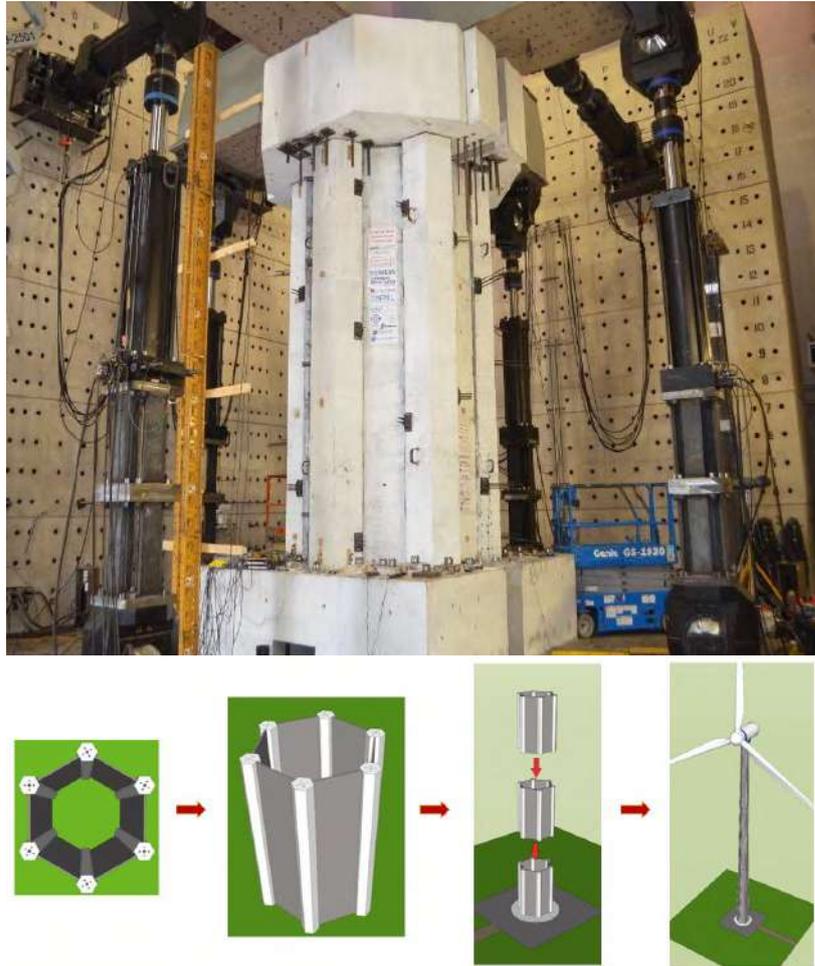
Como solução a esses desafios, surgem torres modulares, com seções não circulares, que trazem como principal vantagem a segmentação, permitindo o transporte e possibilidade de execução *in loco*. Dentre esses elementos, ressalta-se: i) torres hexaédrica (*Hexcrete*) (Fig. 3) (SRITHARAN, 2015; PEGGAR, 2017; PEGGAR; SRITHARAN, 2017; SCHMITZ, 2013; SRITHARAN, 2017), ii) torre modular (WIND, 2022) (Fig. 4a) e a iii) torre tetradecagonal (PEGGAR, 2017; EBERT; GLIENKE; DÖRRE, 2019; SIEMENS, 2009; SIEMENS, 2010) (Fig. 4b).

A estrutura do tipo Hexcrete (Fig. 3) foi desenvolvida pela universidade do estado de Iowa, que através de colunas e painéis produzidos no canteiro de obra ou em indústria e facilmente transportável, utilizando concreto protendido de alto desempenho cuja seção transversal é um hexágono. A torre em hexcrete inclui várias colunas verticais onde são acoplados os painéis via conexões parafusadas, unida de concreto e pós tensionada. Essa estrutura contém apenas protótipo, ainda não há aerogeradores em operação com torre hexcrete.

Dentre as estruturas modulares exemplifica-se a patenteada pela *Northstar* via 8136329EUA (Fig. 4a) cujo projeto objetivou o acompanhamento mínimo de manutenção (O&M). Esta estrutura é formada por painéis parafusados que são montado no local da instalação e erguido similarmente as estruturas convencionais, através de segmentos de 2,0 a 4,0 m.

Torres do tipo tetradecagonal (Fig. 4b), desenvolvidas e patenteadas (ES2326010A1 Espanha) pela empresa dinamarquesa Andresen Tower, são elementos modulares através de painéis metálicos parafusados. Essa concepção foi instalada por meio da empresa Siemens Wind Power em 300 torres na Suíça, Dinamarca e Finlândia. A principal vantagem destes elementos são os transportes e tratamentos superficiais possíveis de serem realizados. Sendo cada elemento isoladamente leve e de fácil movimentação.

Figura 3 – Torre *Hexcrete*



Fonte: Sritharan (2017)

Figura 4 – Torres modulares



(a) Torre modular

(b) Torre tetradeagonal

Fonte: Adaptado de a)Wind (2022) b)Siemens (2010)

Seções não circulares apresentam diferentes coeficientes aerodinâmicos para cada direção do vento (ângulo de ataque), com valores que podem ser maiores que aqueles obtidos na seção circular (WHITE, 2004; CENGEL; CIMBALA, 2015). Dessa forma, verifica-se a suscetibilidade à instabilidade aerodinâmica das torres com seção não circular sujeitas a escoamentos do vento. Necessitando de uma avaliação para tal efeito, através de estudo do comportamento dinâmico destas estruturas e a influência do galope estrutural.

1.1 Objetivo do trabalho

O objetivo deste trabalho é criar um procedimento para analisar o comportamento dinâmico estrutural da turbina eólica com torres de seção não circular (*Hexcrete*, Modular e Tetradecagonal) avaliando os efeitos do galope estrutural, considerando as demais ações na estrutura: i) Aerodinâmica (com efeitos de *Wind shear*) e ii) servoestrutural. Com isto, procura-se a reprodução de uma turbina eólica, computando a dinâmica do rotor (rotação das pás). As físicas envolvidas na análise destas estruturas são ligadas a: i) Pressão causada pelo escoamento do fluido (ar) na torre e rotor e ii) dinâmica da estrutura (deslocamento e deformação) oriunda das forças atuantes. A interação fluido-estrutura particionada permitirá a troca de informações entre a análise fluido-dinâmica e estrutural. A partir das simulações aerodinâmicas, os coeficientes são aplicados no modelo estrutural, permitindo computar os deslocamentos. Este trabalho numérico conduziu as simulações computacionais com o uso de diversos programas, dentre eles: MATLAB, ANSYS e FAST.

A proposta desta tese será subsidiada por quatro objetivos secundários:

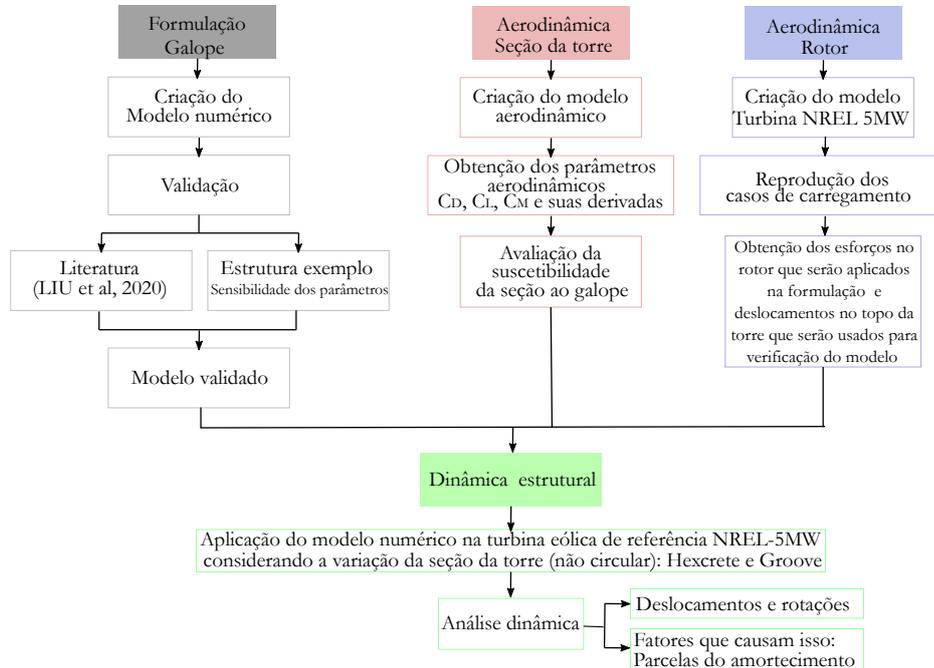
1. Realizar simulações aerodinâmicas utilizando a dinâmica dos fluidos computacional de forma a obter os parâmetros aerodinâmicos;
2. Verificar a ocorrência de galope estrutural nas seções de estudo;
3. Realizar a análise aeroservo estrutural, obtendo os esforços dinâmicos no topo da torre considerando o funcionamento do aerogerador (rotação do rotor);
4. Verificar a ocorrência da instabilidade estrutural por galope no aerogerador.

1.2 Metodologia da Tese

Este trabalho utilizou uma metodologia com abordagem quali-quantitativa, através de procedimentos numéricos. Um método comparativo foi utilizado para analisar o comportamento do galope estrutural para diferentes geometrias da torre. A fim de alcançar os objetivos deste trabalho, foi utilizada uma metodologia progressiva (Fig. 5) dividida em três etapas detalhadas em: i) Formulação inicial (Quadro 1), ii) obtenção dos esforços e parâmetros para a simulação

(Quadro 2) e iii) análise dinâmica aplicando a formulação em uma estrutura de referência (NREL-5MW) (Quadro 3).

Figura 5 – Metodologia empregada nessa tese

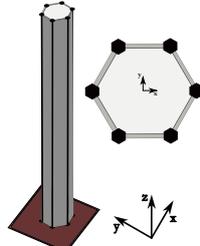


Fonte: O Autor (2023)

A Fig. 5 apresenta a metodologia aplicada neste trabalho, onde em uma etapa foi desenvolvida a formulação para o galope, a partir da criação do modelo, validação com dados numéricos e análise de sensibilidade das variáveis consolidando o modelo. Em uma etapa paralela foi realizada a análise aerodinâmica das seções objetivando os coeficientes aerodinâmicos referentes ao arrasto, sustentação e momento, também foi avaliada a suscetibilidade das seções ao galope. Outro módulo foi responsável pela análise aerodinâmica no rotor, nesta etapa o aerogerador teve seu rotor movimentado (giro) oriundo da velocidade do vento gerando desta forma o carregamento no rotor, que consta de três forças e três momentos em cada direção, aplicado no topo da torre.

O Quadro 1 apresenta a primeira etapa da metodologia, onde inicialmente foi desenvolvido matematicamente a formulação do galope, em seguida a análise dos termos da diagonal principal, permitiram comparar com valores da literatura. As parcelas da matriz apresentada de amortecimento foram comparadas com trabalho de Gjelstrup e Georgakis (2011). Em seguida, a formulação foi reduzida a um caso particular, onde os coeficientes aerodinâmicos só modificavam com o ângulo de ataque, permitindo a validação com exemplos aplicados por Liu et al. (2020). Ao final foi realizada uma análise de sensibilidade dos parâmetros aerodinâmicos (parcelas da matriz de amortecimento) para verificar a participação de cada termo no comportamento dinâmico.

Quadro 1 – Metodologia progressiva empregada na formulação dessa tese

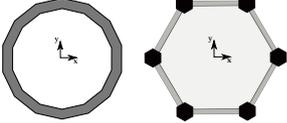
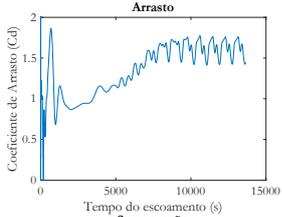
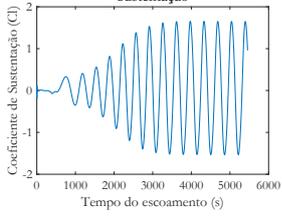
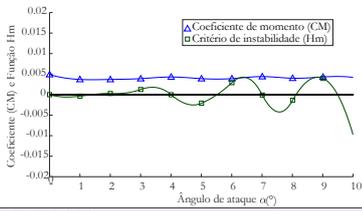
Formulação do Galope		
Criação do modelo numérico	Formulação para o amortecimento aerodinâmico (Galope)	$C = \begin{bmatrix} C_{yy} & C_{yx} & C_{y\theta} \\ C_{xy} & C_{xx} & C_{x\theta} \\ C_{\theta y} & C_{\theta x} & C_{\theta\theta} \end{bmatrix}$
Verificação com a literatura	Análise da diagonal principal: Galope translacional e rotacional	$\begin{bmatrix} C_{yy}^{\text{Den Hartog(1932)}} \\ C_{xx}^{\text{Martin et al(1981)}} \\ C_{\theta\theta}^{\text{Nigol e Clark(1974)}} \end{bmatrix}$
	Verificação algébrica conforme Gjelstrup e Georgakis (2011)	$\begin{bmatrix} C_{yy} & C_{yx} & C_{y\theta} \\ C_{xy} & C_{xx} & C_{x\theta} \\ C_{\theta y} & C_{\theta x} & C_{\theta\theta} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} \frac{dF_y}{dx} & \frac{dF_y}{dy} & \frac{dF_y}{d\theta} \\ \frac{dF_x}{dx} & \frac{dF_x}{dy} & \frac{dF_x}{d\theta} \\ \frac{dE_\theta}{dx} & \frac{dE_\theta}{dy} & \frac{dE_\theta}{d\theta} \end{bmatrix}$ Formulação desse trabalho Gjelstrup e Georgakis (2011)
	Literatura conforme Liu et al. (2020)	
Validação do modelo	Estrutura exemplo Sensibilidade dos parâmetros aerodinâmicos	

Fonte: O Autor (2023)

O Quadro 2 apresenta os módulos aerodinâmicos que foram empregados nas etapas preliminares da metodologia, onde o módulo aerodinâmico da torre permitiu obter os parâmetros aerodinâmicos (arrasto, sustentação e momento) das seções, partindo da geometria de referência (seção circular) e foi evoluído até as seções de análise: hexcrete, tetradecagonal, modular, entre outras. Ao final, a avaliação do galope bidimensional foi realizado, considerando apenas a translação e rotação. Em uma etapa paralela, foi realizada a análise aeroservoelástica via FAST da turbina com o objetivo de computar os esforços no topo da torre, inicialmente na torre de referência (NREL 5MW) permitindo comparar com valores da literatura (JONKMAN et al., 2009).

O Quadro 3 aponta a metodologia aplicada no módulo dinâmico estrutural, que partiu de uma análise preliminar, em seguida diversos modelos foram realizados permitindo desta forma além da formulação apresentada, também uma análise sem a parcela de amortecimento, considerando o amortecimento proporcional (Rayleigh) e também foi aplicado modelo com o carregamento ao longo da torre (forças aerodinâmicas).

Quadro 2 – Metodologia progressiva nas etapas de obtenção do carregamento

Módulo aerodinâmico da Torre (Ansys)		
Criação do modelo aerodinâmico	Modelagem de seção de referência objetivando calibrar com a literatura.	
	Evolução para as estruturas em questão: Hexcrete, saliências, etc.	
Obtenção de parâmetros aerodinâmicos	$C_D, C_L, C_M,$ $\frac{dC_D}{d\alpha}, \frac{dC_L}{d\alpha}, \frac{dC_M}{d\alpha},$ $\frac{dC_D}{dU}, \frac{dC_L}{dU}$ e $\frac{dC_M}{dU}$.	 
Avaliação do galope	Verificação da suscetibilidade da seção ao galope (α, U), conforme Blevins (1977).	
Módulo Aeroservoelástico estrutural (FAST)		
Simulações preliminares de referência	Simular a NREL-5MW, turbina de referência para a velocidade nominal do vento, conforme Jonkman et al. (2009). Obter esforços no rotor.	
Casos adicionais	Realizar a simulação da turbina NREL-5MW, alterando as situações de carregamento (velocidade e direção do vento)	

Fonte: O Autor (2023)

Quadro 3 – Metodologia progressiva empregada na aplicação da formulação dessa tese

Dinâmica estrutural (Matlab)		
Análise dinâmica Aplicação do carregamento da NREL-5MW na turbina com torre não circular (Hexcrete e saliências)	Análise preliminar	
	Sem amortecimento	$M\ddot{x} + Kx = F_{Rotor}$
	Amortecimento proporcional (Rayleigh)	$M\ddot{x} + C_{Rayleigh}\dot{x} + Kx = F_{Rotor}$ $C_{Rayleigh} = \alpha M + \beta K$
	Rayleigh considerando as forças aerodinâmicas	$M\ddot{x} + C_{Rayleigh}\dot{x} + Kx = F_{Rotor} + F_{AeroTorre}$
	Análise dinâmica considerando a formulação para o galope em 3DOF, via MEF	
	Formulação com a direção do vento constante	$M\ddot{x} + C_{3DOF}\dot{x} + Kx = F_{Rotor} + F_{AeroTorre}$
	Formulação com o fator de ajuste: Consideração do ângulo do vento	$M\ddot{x} + C_{3DOF,\theta}\dot{x} + Kx = F_{Rotor} + F_{AeroTorre}$

Fonte: O Autor (2023)

1.3 Abrangência e limitações

Este trabalho abrange aerogeradores cuja torre possua seção transversal não circular. Desta forma, o foco das simulações foi em formas bem definidas: hexaédrica, tetradecagonal e poligonal. Também foram abordadas seções circular com elementos despreendedores de vórtices (Saliências).

Este trabalho objetiva investigar as ações oriundas do vento incidindo na torre e traz como principais limitações:

- Simular aerodinamicamente as seções bidimensionais, devido ao alto custo computacional das análises tridimensionais.
- Realizar a interação fluido estrutura *one way*, em alternativa a análise *two way*.
- Desconsiderar a interação solo estrutura (efeitos da fundação), que também participa do comportamento dinâmico.
- Desprezar os efeitos do galope estrutural na aerodinâmica do rotor.
- Desconsiderar as não linearidades do material: Física e geométrica.
- Na análise dinâmica, o elemento de torre é simplificado a um modelo de barra, com 6 graus de liberdade por nó. Desprezando efeitos que seriam capturados por análise via elemento de casca.
- Considerar os dados e características da turbina modelo (NREL 5MW).
- Simplificações adotadas na torre: devido a ausência de informações das demais estruturas (hexcrete, tetradecagonal e modular), foi considerada que a torre muda apenas a seção transversal, mas que mantém as demais características: diâmetro, espessura, material, entre outros. Dessa forma, será considerada a torre em aço conforme características do material são apresentadas em Jonkman et al. (2009) com diferentes seções transversais.

1.4 Contribuição original da tese

Esta tese objetiva tratar o problema de galope em torres de seção não circular com aplicação em aerogeradores, apresentando uma formulação para a variação dos coeficientes aerodinâmicos e suas derivadas em função do ângulo de incidência e velocidade do vento, via método dos elementos finitos. A formulação clássica do galope estrutural em cada uma das direções parte de Den Hartog (1947), Nigol e Clarke (1974), Martin, Naudascher e Currie (1981) para o fenômeno translacional (x e y) e torcional. A utilização do método dos elementos finitos na análise do galope estrutural foi apresentada por Yu et al. (1993b), Yu et al. (1993a). Liu et al. (2020) apresentam uma formulação matricial para o galope com coeficientes variáveis em função do ângulo de ataque. Gjelstrup e Georgakis (2011) abordaram uma formulação matricial para o galope em três graus de liberdade cujo coeficientes aerodinâmicos e suas velocidades variam em todas as direções, ângulo de ataque e também conforme a velocidade do vento, os autores não aplicam a formulação devido à ausência de dados na literatura para validar a formulação. Desta forma este trabalho modelou o fenômeno, considerando apenas as direções usuais em estruturas, objetivando simplificar para os casos práticos: coeficientes variando em x , y e rotação em z . Em seguida a matriz desenvolvida foi aplicada na dinâmica das estruturas a partir do método dos elementos finitos. A possibilidade de aplicar a formulação em estruturas reais se deu baseada na utilização da dinâmica dos fluidos computacional para obter os parâmetros aerodinâmicos. Dessa forma a aplicação da formulação surge como uma contribuição no estudo do amortecimento aerodinâmico de estruturas em seções não circulares. Esta formulação apresentou uma matriz explícita para implementação em códigos estruturais, via elementos finitos, para a parcela do amortecimento aerodinâmico oriundo do escoamento em torno da torre.

Este tema é bastante relevante devido à crescente demanda por fontes energéticas renováveis e também pela emergente implementação de novas tecnologias e tipos de torres modulares implantadas como solução a problemas de transporte, instalação e elevação, face as convencionais estruturas tubulares. Para a solução, é apresentado um modelo numérico desenvolvido para implementação na matriz de amortecimento aerodinâmico, cuja dinâmica estrutural é resolvida via método de integração no tempo. O modelo apresentado tem como principais requisitos os coeficientes aerodinâmicos e suas derivadas, entretanto com o auxílio de simulações numéricas, via dinâmica dos fluidos computacionais, tais parâmetros são obtidos.

Além da contribuição ao estado da arte este trabalho fornece subsídio aos projetistas estruturais de forma a permitir a análise dinâmica considerando o galope, resultando em dimensionamentos mais seguros. É apresentada a matriz de amortecimento explícita e também procedimentos de simulações computacionais, permitindo assim, a análise de outras seções não circulares que não foram tratadas neste trabalho, mas que possam ser implantadas na indústria: chaminé, torre de telecomunicações, edifícios altos, entre outros.

1.5 Organização da tese

O capítulo 1 apresenta os conhecimentos preliminares com um breve resumo do galope estrutural, destacando os efeitos e as causas desse fenômeno. Também são abordadas as estruturas mais suscetíveis a essa instabilidade aerodinâmica, destacando os aerogeradores com torre de seção não circular. Este levantamento objetiva apresentar a problemática que motivará a tese. Em seguida é apresentada a metodologia da tese, sua abrangência e limitações.

O capítulo 2 embasa a tese através do referencial teórico. Inicialmente abordando as características e componentes de um aerogerador, e em seguida as cargas atuantes nele. Após isto, as torres não circulares são tratadas. Para isso foi realizado o levantamento do estado da arte sobre galope em torres não circulares. Portanto o referencial traz as formulações do galope estrutural partindo da formulação analítica: translacional e torcional, e conseguinte expandindo para a formulação matricial. Ao final, um esquema de solução estrutural foi apresentado, através de um algoritmo.

O capítulo 3 realiza a verificação da formulação abordada no capítulo 2, através de comparação com dados da literatura, e também, sensibilidade dos parâmetros aerodinâmicos. Ainda nessa seção, uma estrutura exemplo é conduzida para avaliar os parâmetros aerodinâmicos e suas influências no comportamento dinâmico.

O capítulo 4 aborda a metodologia empregada nas simulações.

No capítulo 5 são apresentados os programas adotados nas simulações e como são seus solucionadores. Foram abordadas as formulações e como as simulações foram conduzidas nesses programas.

Os parâmetros das simulações são abordados no capítulo 6, trazendo as informações adotadas nos módulos destacados no capítulo 4: aeroservo estrutural, fluido dinâmico e dinâmico estrutural. Foram apresentados ainda, os dados das seções transversais adotadas nas simulações, e também as simplificações consideradas.

No capítulo 7 são apresentados os resultados das simulações aerodinâmicas bidimensionais nas seções indicadas no capítulo 6, ou seja, análise fluido dinâmico. No capítulo são apresentados os resultados aerodinâmicos, e também equações para o galope. Tabelas resumo são apresentadas com coeficientes aerodinâmicos. Ao final, características das simulações (baseadas em regiões suscetíveis ao galope) são definidas.

O capítulo 8 realiza a aplicação da formulação na turbina eólica NREL-5MW, considerando as diversas seções transversais da torre em diferentes condições de carregamento e operação.

O capítulo 9 apresenta as conclusões da tese com perspectivas futuras.

2 REVISÃO DA LITERATURA

Este capítulo aborda todos os conceitos necessários ao galope em torre de seção não-circular. Inicialmente são abordados os coeficientes aerodinâmicos em seções transversais não-circulares e estratégias numéricas empregadas na obtenção desses valores. Em seguida, são apresentadas as mais recentes contribuições do tema, para permitir o estudo do galope estrutural com formulações translacionais e rotacionais por meio de abordagem analítica e matricial (numérica). Após isso são apresentados os conceitos básicos dos aerogeradores: componentes, principais carregamentos e aspectos normativos. Ao final é apresentado um esquema de solução estrutural.

2.1 Torres não circulares

Estruturas esbeltas, cilíndricas, com seção circular tem seus coeficientes aerodinâmicos (sustentação e arrasto) amplamente conhecidos na literatura (KUNDU; COHEN; DOWLING, 1990; WHITE, 1979; MUNSON et al., 2013; CENGEL, 2010). Normas vigentes para o vento (ABNT, 1988) apresentaram seções conhecidas, circulares ou não, dentre estas geometrias destacam-se: elipse, retângulo, triângulo, dodecágono e octógono, todas essas estruturas com cantos arredondados ou não. Scruton e Rogers (1971) apresentaram coeficientes aerodinâmicos para seções quadradas com cantos retos e arredondados com diferentes ângulos, hexágonos, dodecágonos, elementos redutores (helicoidais e perfurados). Seções circulares com e sem despreendedores de vórtices e seções hexagonais foram analisados em trabalhos de Mahrenholtz e Bardowicks (1979). Blevins (1977) reúne diversos elementos redutores de vórtices, que tornam as seções, não circulares.

Para seções com coeficientes aerodinâmicos não conhecidos na literatura, por exemplo, hexaédrica, tetradecagonal e modulares, é necessário realizar ensaio em túnel de vento ou simulações computacionais.

Li, Li e Su (2019) realizaram experimentos aerodinâmicos em seções bidimensionais, comumente aplicadas em tabuleiros de pontes: seção fechada, aberta e treliçada. Os objetivos destes ensaios foram coletar os coeficientes aerodinâmicos (C_D , C_L , e C_M). Feero, Naguib e Koochesfahani (2020) conduziram um ensaio experimental em cilindros retangulares (3D), com vértices arredondados e superfície suave (pequenas cavidades ao longo do perímetro da seção transversal). O número de Reynolds estudado foi de 10^3 a 10^5 . Os modelos criados variaram em relação às dimensões das cavidades: profundidade, largura e comprimento. Mudanças nas características do vento (considerando a flutuação senoidal) foram realizadas por Wu et al. (2021) para obter os coeficientes de arrasto, sustentação e momento em uma seção retangular com proporção de 5:1. Seções retangulares submetidas a altos números de Reynolds foram ensaiadas

experimentalmente com o propósito de obter os coeficientes aerodinâmicos em trabalho de Hinsberg (2021). Cai et al. (2019) realizaram ensaios em túnel de vento de condutores submetidos a variações da seção, reproduzindo o acúmulo de neve, obtendo os coeficientes aerodinâmicos para diferentes ângulos de ataque.

Estratégias numéricas surgem em alternativa a esses ensaios experimentais, sendo a Dinâmica dos fluidos computacional - *Computational Fluid dynamic (CFD)* uma ferramenta de grande aplicabilidade na indústria (PATANKAR, 1980; PRAKASH; PATANKAR, 1985; VERSTEEG; MALALASEKERA, 1995). CFD objetiva soluções numéricas através de solucionadores capazes de reproduzir com acurácia cenários reais, de forma a obter os parâmetros aerodinâmicos. Sumner (2010) abordam diversos trabalhos que utilizaram a dinâmica dos fluidos computacional para análise de escoamento em torno de cilindros de seção circular alinhados, dentre eles exemplifica-se o trabalho de Palau-Salvador, Stoesser e Rodi (2008) que analisaram modelos de turbulência LES (*Large Eddy Simulation*) mostrando boa consonância com resultados experimentais. Wu, Ge e Hong (2012) apresentam o progresso das simulações em vibrações induzidas por vórtices com uso de CFD em cilindros com esbeltez de 100 a 1000, situação bastante comum em cabos e grandes torres. Wu et al. (2018) simularam dois condutores alinhados e submetidos a diferentes ângulos de ataque utilizando a dinâmica dos fluidos computacional para analisar o arrasto, sustentação e momento. Essas mesmas variáveis também foram analisadas para seções circulares com variação da rugosidade no trabalho de Xie e Wang (2016). Wang, Fan e Lin (2020) aponta que técnicas em CFD são ferramentas essenciais para análise não linear oriundas da vibração induzida por escoamento, sendo as técnicas de resolução numérica responsáveis por acurácia e possibilidade de mudança no escoamento para diferentes números de Reynolds. Os autores apontaram os modelos de turbulências RANS para aplicação em altos cilindros (tubulações) empregadas na indústria *offshore*. Lekkala et al. (2022) apresentaram avanços no estudo de escoamento com Reynolds de 10^3 a 10^5 , em torno de corpos com diferentes geometrias: círculo, placa, triângulo, quadrado, pentágono, hexágono, heptágono, octógono, dodecágono, semi círculo e elipse. Dentre os trabalhos analisados por Lekkala et al. (2022) diferente modelos de turbulências são empregados, em LES, DES e DNS.

Outros autores investigaram o escoamento aerodinâmico em seções não circulares, via CFD dentre eles destacam-se: i) Seção objetivando a redução do arrasto com formato semi-elipsoidal e semi-circular (Seção D) (SURESH; PREMKUMAR; SENTHILKUMAR, 2019), ii) Configuração de três seções, hexágono, pentágono e quadrado, próximas, sujeitas ao escoamento, considerando a influência da vizinha (ABEDIN et al., 2017), iii) semi-círculo (Seção D), iv) Circular, seção D, triangular e quadrada (BEARMAN, 1984; YAGMUR et al., 2015; ZHANG et al., 2019), v) hexagonal (KARAMPOUR et al., 2018), vi) Seção D (BHINDER; SARKAR; DALAL, 2012) e vii) Seções Retangulares (SOHANKAR; NORBERGB; DAVIDSON, 1997).

Diversos trabalhos aplicaram CFD à turbinas eólicas horizontais, dentre eles Sezer-Uzol e Long (2006), Mandas, Cambuli e Carcangiu (2006), Hu, Hua e Du (2006) que investigaram

o coeficiente de pressão nesses aerogeradores. Wussow, Sitzki e Hahm (2007) verificaram a velocidade no hub para turbina de 3 pás utilizando LES. Hartwanger e Horvat (2008), Fletcher (2012), Gomez-Iradi, Steijl e Barakos (2009), Mansour e Yahyazade (2011), Bechmann, Sørensen e Zahle (2011), Yu et al. (2011), Wang, Zhou e Wan (2012), Li et al. (2012), Vafiadis et al. (2013), Mo et al. (2013), Lanzafame, Mauro e Messina (2013) avaliaram a força de empuxo, vorticidade e os coeficientes de pressão, arrasto e sustentação de turbinas horizontais NREL IV via dinâmica dos fluidos computacional com discretização de $0,26$ a $57,40 \times 10^6$ elementos, utilizando modelos de turbulência $k\omega$, SST e $k\varepsilon$. Já a turbina MEXICO foi avaliada por Herraez et al. (2014), Carrión et al. (2015), Plaza, Bardera e Visiedo (2015), Sørensen (2016), Qian, Zhang e Wang (2018), Rodrigues e Lengsfeld (2019a), Rodrigues e Lengsfeld (2019b), Regodeseves e Morros (2020), Naung, Nakhchi e Rahmati (2021) também via CFD utilizando discretização de 10 a $45,60 \times 10^6$ elementos com os mesmos modelos de turbulência da turbina anterior.

Além das seções bidimensionais, estruturas completas também foram investigadas, Liang et al. (2018) reproduziram uma chaminé de 300 m de altura usando ensaio em túnel de vento, cujo escoamento atingiu alto número de Reynolds (10^8). A estrutura metálica tem seção circular com rugosidades (superfície corrugada) e foi analisada aerodinamicamente através de CFD (Ansys Fluent) por meio de um modelo computacional tridimensional com dimensões de 1 m x 20 m (diâmetro x altura) cujo escoamento foi turbulento, com número de Reynolds de $4,5 \times 10^6$. Chaminés de seção quadradas foram analisadas via técnicas CFD por Dawood, Sangoor e Al-Rkaby (2020) que apresentaram majoração de 37 % do carregamento em relação à normas vigentes ASCE/SEI 7-10 (ENGINEERS, 2000). O estudo foi realizado com estruturas de 45 a 80 m sujeitas a ventos de 30 a 50 m/s.

Peggar (2017), em um trabalho relacionado à análise de torres com geometrias especiais do tipo *Hexcrete*, salienta a necessidade de realizar análise aerodinâmica nestas torres via modelagem computacional ou ensaios em túneis de vento, devido a geometria não convencional e os valores não serem disponíveis em norma e ábacos. Em seu trabalho, Schmitz (2013) ressalta que a forma hexagonal da torre, impacta nas diferentes orientações do carregamento, causando grandes alterações nas propriedades aerodinâmicas e leva a condições de carregamento inesperadas, com isso o autor aponta como solução para a eliminação das incertezas o uso de modelos aerodinâmicos (numéricos ou experimentais). A interação fluido estrutura para uma configuração desta torre foi realizada e quando comparada a turbina com seção circular, maiores coeficientes de arrasto foram encontrados, chegando a majorar o carregamento em 50 % quando utilizado esta nova torre (SRITHARAN, 2015). Nessa análise só foi computado o coeficiente de arrasto, os demais parâmetros (sustentação e momento) e o efeito de sombra de torre não foram analisados para as torres.

Em geometrias não circulares, a velocidade é alterada no entorno da torre para cada passo de tempo, conseqüentemente o carregamento do vento também será alterado. Outra característica das torres não circulares é a variação dos parâmetros aerodinâmicos. Além do

arrasto, os coeficientes de sustentação e momento também são modificados, desta forma, a força perpendicular à direção do vento e o momento em torno do eixo principal também sofrem alterações. Com isso, a pressão distribuída no corpo não é uniforme e o torna vulnerável à ocorrência do galope estrutural, que é quando surgem efeitos perpendiculares à direção do vento (DEN HARTOG, 1985). As estruturas podem possuir geometrias suscetíveis a esse fenômeno de instabilidade aerodinâmica, dentre essas seções transversais cita-se: i) quadrada, ii) retangular, iii) triangular, iv) poligonal, v) semi circular e vi) cantoneiras (BLESSMANN, 2005). O galope geralmente ocorre em estruturas esbeltas e é responsável por grandes amplitudes de oscilação, podendo gerar esforços torcionais adicionais à estrutura, termo também encontrado na literatura como Galope torcional (YOUNG et al., 2020). Essa instabilidade tem característica de ser uma vibração não linear autoexcitada causada pelo vento em contato com uma seção assimétrica.

O galope tem baixa frequência (0,1-3Hz) e alta amplitude (chegando a valores maiores que 10 m) (LU et al., 2019). As turbinas eólicas geralmente têm frequência do 1º modo de vibração entre 0,35 e 0,63 Hz (LOMBARDI; BHATTACHARYA; WOOD, 2013; ARANY et al., 2015). A turbina de referência NREL-5MW *onshore* possui frequência de 0,2456 Hz e 1,5327 Hz para o primeiro e segundo modos respectivamente. No 4º modo o aerogerador pode atingir frequência de 8 Hz (BARROS, 2020; SARMENTO; RIBEIRO, 2017), fazendo com que a estrutura seja suscetível a ressonância oriunda do galope.

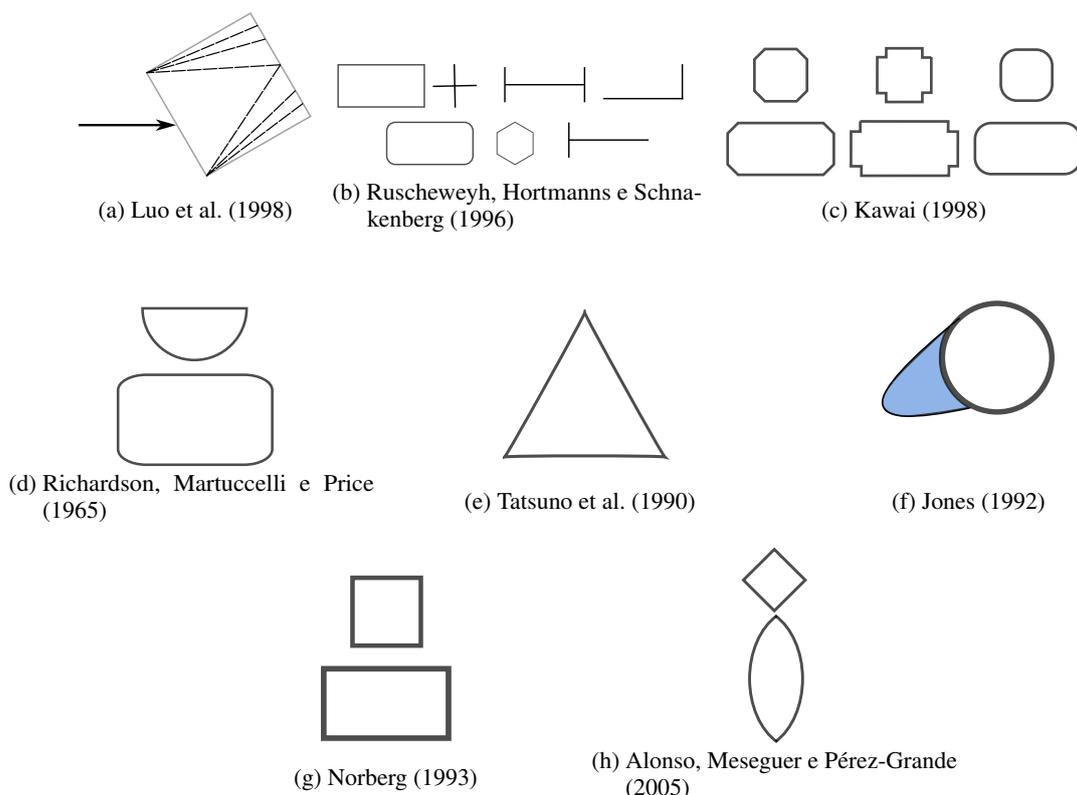
2.2 Estado da Arte: galope em estruturas não circulares com coeficientes aerodinâmicos variáveis

O galope estrutural foi inicialmente estudado por Den Hartog (1932), Den Hartog (1947) e Den Hartog (1985), como um fenômeno oriundo da mudança de seção em cabos de alta tensão devido ao acúmulo de gelo. Dois marcos principais no estudo do galope estrutural foram Den Hartog (1932), Nigol e Clarke (1974), sendo o primeiro responsável por apresentar a teoria para o mecanismo de deslocamento vertical (transversal ao fluxo) e o segundo pelo mecanismo de oscilação torcional. De Den Hartog verifica-se que a autoexcitação do galope se inicia quando as forças aerodinâmicas aumentam com a variação do ângulo de ataque. Isso faz com que pequenas vibrações da estrutura provoquem alto incremento no carregamento do vento, resultando em grandes amplitudes. Martin, Naudascher e Currie (1981) apresentaram o critério conhecido como crise do arrasto ou instabilidade do arrasto, que inicia quando, em um determinado número de Reynolds crítico, a força de arrasto muda. Yu, Shah e Popplewell (1992) apresentam um mecanismo de acoplamento inercial.

Diversos autores têm avaliado experimentalmente a ocorrência do galope, dentre eles, Sullivan (1977) que investigou estruturas altas de seção retangular submetidas a ventos turbulentos. Edifícios altos foram investigados por Wang et al. (2010) apresentando suscetibilidade destas estruturas a velocidades do vento usuais.

Trabalhos avaliaram a existência de galope estrutural para diferentes geometrias de seções (LUO et al., 1998; RUSCHEWEYH; HORTMANN; SCHNAKENBERG, 1996; KAWAI, 1998) conforme as Figs. 6a, 6b e 6c. Seções bidimensionais foram analisadas em relação a susceptibilidades ao galope conforme: i) semicircunferência e retângulo arredondado (RICHARDSON; MARTUCCELLI; PRICE, 1965) (Fig. 6d), seção triangular (TATSUNO et al., 1990) (Fig. 6e), seções circulares com acréscimo de neve amorfa (JONES, 1992) (Fig. 6f), quadrado e retângulo (NORBERG, 1993) (Fig. 6g), losango e seção biconvexa (ALONSO; VALERO; MESEGUER, 2009) (Fig. 6h).

Figura 6 – Galope estrutural em diferentes seções



Fonte: O Autor (2023)

Alguns outros trabalhos avaliaram a variação da turbulência no comportamento do galope. Experimentalmente, Ziller e Ruscheweyh (1997) apresentaram a importância da consideração da turbulência no galope estrutural. Li, Fang e Jeary (1998) abordaram as oscilações 2D (acopladas) em estruturas esbeltas com o incremento de uma parcela de turbulência na equação não linear diferencial acoplada. Hémon et al. (2001), Hémon e Santi (2002) analisaram experimentalmente, via ensaios em túnel de vento, o incremento de parcelas turbulentas no escoamento de cilindros retangulares.

A influência do número de Reynolds também é recorrente objeto de estudo na literatura. Sen e Mittal (2011) avaliaram os coeficientes aerodinâmicos (arrasto e sustentação) da seção retangular para diferentes números de Reynolds (50 a 250), no qual a frequência de desprendimento de vórtices ($S_f < 0,1$) mostra uma característica de galope estrutural. Joly, Etienne e

Pelletier (2012) verificaram a variação do coeficiente de arrasto e sustentação para uma seção quadrada para diferentes números de Reynolds em regime laminar (130 a 200). Ma et al. (2015) verificaram, experimentalmente, a influência do número de Reynolds (34.000 a 174.000) em forças aerodinâmicas e instabilidade por galope de seções transversais semielípticas.

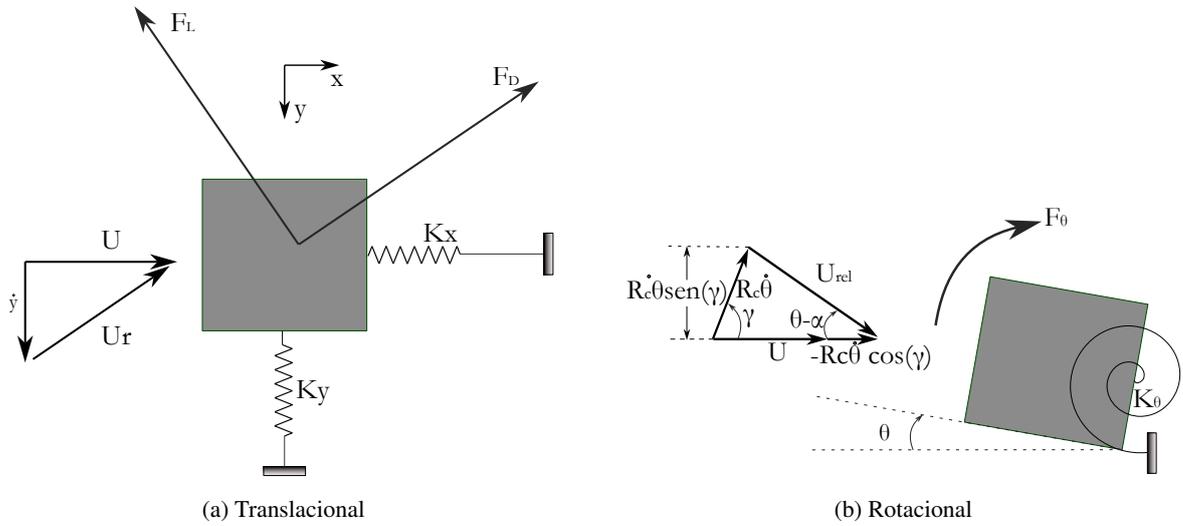
Macdonald e Larose (2006) fizeram grandes contribuições na análise da instabilidade aerodinâmica por galope em estruturas sujeitas à variação no número de Reynolds com três principais trabalhos (MACDONALD; LAROSE, 2006; MACDONALD; LAROSE, 2008a; MACDONALD; LAROSE, 2008b). Macdonald e Larose (2006) apresentaram uma formulação baseada no amortecimento aerodinâmico com aplicação em um cilindro circular inclinado. Os autores, ao aplicar esta expressão em cabos inclinados sujeitos a galope, destacam que ela não considera efeitos torcionais (MACDONALD; LAROSE, 2008a). Gjelstrup e Georgakis (2011) apresentaram uma expansão do trabalho de Macdonald e Larose, fazendo a formulação analítica para um sistema de três graus de liberdade considerando a variação de velocidade (número de Reynolds) e também ângulo de ataque.

2.3 Galope estrutural: Formulação

Conforme já mencionado, o galope estrutural é um fenômeno de instabilidade aerodinâmica que ocorre, principalmente, em estruturas de seção não circular, devido à variação dos coeficientes aerodinâmicos com o ângulo de arrasto e velocidade do vento. Quando as estruturas experimentam condições favoráveis a ocorrência do galope, grandes amplitudes são evidenciadas, pois, para uma nova dada posição, a incidência do vento, ou sua velocidade, podem colocar a estrutura em regiões de maiores esforços aerodinâmicos, causando mais incremento nos deslocamentos. Quando a seção é não circular, a mudança do ângulo de ataque do vento, causa diferença nas pressões aplicadas na superfície estrutural, podendo ocasionar a instabilidade transversal à direção do vento, conforme apontado por Den Hartog (1947). Também é possível a ocorrência de aumento da rotação estrutural em torno do seu eixo longitudinal, causando uma instabilidade torcional (NIGOL; CLARKE, 1974). O último caso de galope, apresentado por Martin, Naudascher e Currie (1981), e também encontrado na literatura pelo termo de crise do arrasto, é causado pela variação do coeficiente de arrasto em relação à velocidade do vento, e provoca o aumento dos deslocamentos na mesma direção do vento. A Fig. 7 apresenta cada um desses galopes em uma estrutura com seção quadrada.

A seguir, será apresentado o galope estrutural para uma dada seção submetida a um vento constante. Será analisado o galope que provoca o deslocamento translacional e depois, o rotacional, conforme apresentado na Fig. 7. A partir disso, será desenvolvida a formulação para o escoamento com coeficientes variáveis em função da velocidade, e consequentemente, número de Reynolds.

Figura 7 – Corpo sujeito a galope



Fonte: O Autor (2023)

2.3.1 Formulação analítica

2.3.1.1 Galope translacional: Formulação clássica

Dado um corpo sujeito a um escoamento do vento com velocidade U , cujo fluido tenha massa específica de ρ_{aero} , atuará nessa seção, forças aerodinâmicas de arrasto (F_D) e sustentação (F_L) conforme apresentadas na Fig 7a, a decomposição de forças nos eixos ortogonais (F_x e F_y) podem ser expressas conforme as Eqs. 2.1 e 2.2 respectivamente.

$$F_x(\alpha) = F_D \cos \alpha - F_L \sin \alpha = \frac{1}{2} \rho_{aero} U^2 D C_x \quad (2.1)$$

$$F_y(\alpha) = -F_L \cos \alpha - F_D \sin \alpha = \frac{1}{2} \rho_{aero} U^2 D C_y \quad (2.2)$$

Nessas expressões, D é a dimensão característica, normal ao plano da seção transversal do corpo, C_x e C_y são os coeficientes de força horizontal e vertical respectivamente, computados a partir da velocidade relativa do escoamento (U_{rel}), velocidade do vento não perturbado (U) e coeficientes aerodinâmicos: arrasto (C_D) e sustentação (C_L), sendo C_y dado pela Eq. 2.3:

$$C_y = -\frac{U_{rel}^2}{U^2} (C_L \cos \alpha + C_D \sin \alpha) \quad (2.3)$$

O fenômeno de galope será analisado a partir da expressão da força no eixo transversal ao escoamento (F_y), conforme visto na Eq. 2.2. Devido às translações da estrutura, o ângulo de ataque (α) será considerado pequeno, resultando em $\tan(\alpha) \approx \alpha$, assim como $\sin(\alpha) \approx 0$, $\cos(\alpha) \approx 1$, $U_{rel} \approx U$, desta forma:

$$\alpha = \frac{\dot{y}}{U} \quad (2.4)$$

Derivando a expressão 2.3 em relação a α , obtém-se:

$$\begin{aligned}\frac{dC_y}{d\alpha} &= -\frac{dC_L}{d\alpha}\cos\alpha + C_L\sin\alpha - \frac{dC_D}{d\alpha}\sin\alpha - C_D\cos\alpha \\ &= -\sin\alpha\left(C_L + \frac{dC_D}{d\alpha}\right) - \cos\alpha\left(\frac{dC_L}{d\alpha} + C_D\right) \\ &\approx -\left(\frac{dC_L}{d\alpha} + C_D\right)\end{aligned}\quad (2.5)$$

Blevins (1977) destaca que o coeficiente de força (C_y) pode ser expresso através da equação polinomial, conforme a Eq. 2.6.

$$C_y(\alpha) = a_0 + a_1\left(\frac{\dot{y}}{U}\right) + a_2\left(\frac{\dot{y}}{U}\right)^2 + a_3\left(\frac{\dot{y}}{U}\right)^3 + \dots \quad (2.6)$$

Blevins (1977) destaca que os coeficientes a_0 e a_1 podem ser determinados a partir da força de sustentação, e, sua inclinação, quando o ângulo de ataque é nulo.

$$a_0 = -C_L, \quad a_1 = \frac{\partial C_y}{\partial \alpha} = -\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} - C_D, \quad em \quad \alpha = 0 \quad (2.7)$$

De posse do coeficiente de força (Eq.2.6), é possível aplicá-lo na equação de movimento do sistema massa mola amortecida, conforme a Eq.2.8.

$$\begin{aligned}m\ddot{y} + 2m\zeta_y\omega_y\dot{y} + k_y y &= F_y \\ m\ddot{y} + 2m\zeta_y\omega_y\dot{y} + k_y y &= \frac{1}{2}\rho_{aero}U^2DC_y \\ m\ddot{y} + 2m\zeta_y\omega_y\dot{y} + k_y y &= \frac{1}{2}\rho_{aero}U^2D\left[a_0 + a_1\left(\frac{\dot{y}}{U}\right) + a_2\left(\frac{\dot{y}}{U}\right)^2 + a_3\left(\frac{\dot{y}}{U}\right)^3 + \dots\right]\end{aligned}\quad (2.8)$$

Fazendo-se uma análise do amortecimento, verifica-se que o coeficiente da Eq. 2.7 pode ser aplicado na expressão de Força (C_y), Eq. 2.6 (BLEVINS, 1977), aplicando na Eq. 2.8 resultará na Eq. 2.9, uma outra forma de visualizar a expressão de movimento.

$$\begin{aligned}m\ddot{y} + 2m\zeta_y\omega_y\dot{y} + k_y y &= \frac{1}{2}\rho_{aero}U^2DC_y \\ m\ddot{y} + 2m\zeta_y\omega_y\dot{y} + k_y y &= -\frac{1}{2}\rho_{aero}U^2DC_L\Big|_{\alpha=0} + \frac{1}{2}\rho_{aero}U^2D\frac{dC_y}{d\alpha}\Big|_{\alpha=0}\left(\frac{\dot{y}}{U}\right)\end{aligned}\quad (2.9)$$

A Eq. 2.9 pode ser rearranjada resultando na Eq.2.10.

$$m\ddot{y} + 2m\omega_y\left(\zeta_y - \frac{1}{4}\frac{\rho_{aero}DU}{m\omega_y}\frac{dC_y}{d\alpha}\Big|_{\alpha=0}\right)\dot{y} + k_y y = -\frac{1}{2}\rho U^2DC_L\Big|_{\alpha=0} \quad (2.10)$$

Desta forma, observa-se que o termo que multiplica $2m\omega_y$ é o amortecimento total (ζ_T), sendo este a soma dos amortecimentos viscosos: estrutural (ζ_y) e aerodinâmico (ζ_a), conforme visto na equação Eq.2.11 .

$$\zeta_T = \zeta_y + \zeta_a \quad (2.11)$$

Com isso, só resta a concluir que o segundo termo da expressão que multiplica \dot{y} , em 2.10, é o termo do amortecimento total. Relacionando com 2.11 então, resulta na expressão para o amortecimento aerodinâmico 2.12:

$$\zeta_a = -\frac{1}{4} \frac{\rho_{aero} DU}{m \omega_y} \left. \frac{dC_y}{d\alpha} \right|_{\alpha=0} \quad (2.12)$$

Aplicando a expressão Eq. 2.5 nessa Eq. 2.12, resultará na Eq. 2.13:

$$\zeta_a = \frac{1}{4} \frac{\rho_{aero} DU}{m \omega_y} \left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} + C_D \right) \Big|_{\alpha=0} \quad (2.13)$$

A equação 2.8 pode ser reescrita em termos genéricos conforme a Eq. 2.14, considerando que C é o amortecimento total (aerodinâmico somado ao estrutural).

$$M\ddot{y} + C\dot{y} + K_y y = F_y \quad (2.14)$$

Sabendo que essa é uma equação diferencial ordinária (EDO) não homogênea com coeficientes constantes, pode-se obter a solução geral dela, a partir do seu polinômio característico, o que transforma o problema diferencial em uma equação do segundo grau:

$$My^2 + Cy + K_y = 0 \quad (2.15)$$

A solução dessa equação é dada através das raízes conforme a Eq. 2.16.

$$r = \frac{-C \pm \sqrt{C^2 - 4MK_y}}{2M} \quad (2.16)$$

O termo dentro da raiz indicará a forma da solução:

- Caso 01: $C^2 - 4MK_y > 0$ Apresentará duas raízes reais e distintas.
- Caso 02: $C^2 - 4MK_y = 0$ Duas raízes reais e iguais.
- Caso 03: $C^2 - 4MK_y < 0$ Raízes complexas.

Para o caso 01, as raízes são reais e distinta, ficando a solução geral na forma da Eq. 2.17.

$$y_g = C_1 e^{r_1 x} + C_2 e^{r_2 x} \quad (2.17)$$

Para o caso 02, as raízes iguais e de valor $-C/2M$, ficando a solução geral na forma da Eq. 2.18.

$$y_g = C_1 e^{r_1 x} + C_2 x e^{r_1 x} \quad (2.18)$$

Para o caso 3, onde a parcela $4MK_y$ é maior que C^2 , tem-se que a solução apresentará raízes complexas e será na forma $r = \alpha_{edo} + i\beta$, sabendo que $\alpha_{edo} = -C/2M$.

A solução parte da equação:

$$y_g = C_1 e^{(\alpha_{edo} + i\beta_{edo})x} + C_2 e^{(\alpha_{edo} - i\beta_{edo})x} \quad (2.19)$$

Após aplicar a equação de Euler ($e^{i\theta} = \cos\theta + i\sin\theta$), a solução geral advêm:

$$y_g = C_1 e^{\alpha_{edo}x} \cos(\beta_{edo}x) + C_2 e^{\alpha_{edo}x} \sin(\beta_{edo}x) \quad (2.20)$$

$$y_g = e^{\alpha_{edo}x} [C_1 \cos(\beta_{edo}x) + C_2 \sin(\beta_{edo}x)]$$

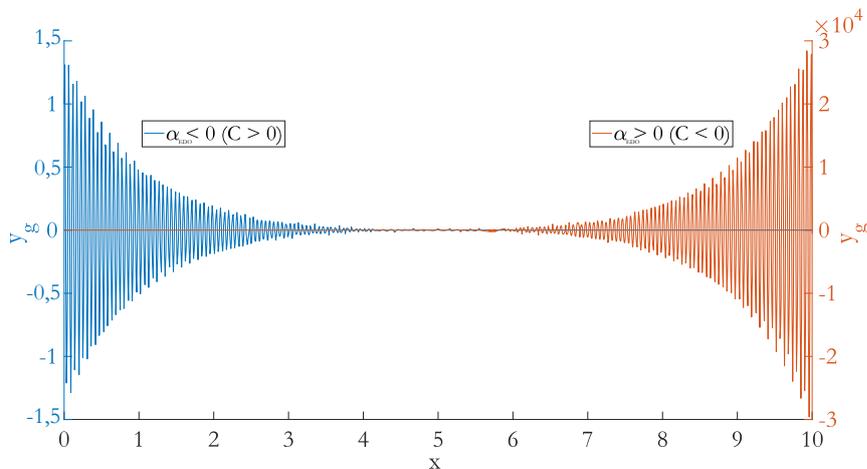
Com isso, verifica-se que α_{edo} sempre guarda relação com $-C$, conforme apresentado no quadro 4 e exemplificado na Fig. 8, considerando x variando de 0 a 10, $\beta_{edo} = 2$, $\alpha_{edo} > 0$ ($\alpha_{edo} = 1$) e $\alpha_{edo} < 0$ ($\alpha_{edo} = -1$).

Quadro 4 – Análise do α na solução da equação diferencial

C	α	Comportamento
$C > 0$	$\alpha_{edo} < 0$	Amplitude decresce
$C < 0$	$\alpha_{edo} > 0$	Amplitude cresce

Fonte: O Autor (2023)

Figura 8 – Exemplo de solução da equação diferencial



Fonte: O Autor (2023)

Desta forma, o critério de instabilidade aerodinâmica translacional ocorre quando o amortecimento total (Eq.2.11) é negativo ($\zeta_T < 0$). Uma vez que o amortecimento estrutural não pode ser negativo, a instabilidade se dará devido ao amortecimento aerodinâmico, a partir do sinal negativo da Eq. 2.12, surgem as expressões 2.21:

$$\frac{dC_y}{d\alpha} = -\frac{dC_L}{d\alpha} + C_D$$

$$\frac{dC_y}{d\alpha} > 0$$

$$\frac{dC_L}{d\alpha} + C_D < 0 \quad (2.21)$$

A seção é dinamicamente instável (Eq. 2.21) quando a curva de variação da sustentação é negativa (*Lift*) e tem seu módulo maior que o arrasto. Esta expressão foi apresentada por Den Hartog (1947) e é um marco no estudo do galope translacional.

Em seções não circulares com variação no ângulo de ataque, a instabilidade de galope translacional pode iniciar em uma dada velocidade, que pode ser obtida através da Eq. 2.13, resultando em 2.22. Nessa equação, f_y é a frequência natural (Hz) na direção do deslocamento (transversal à direção do vento).

$$\frac{U_{critico}}{f_y D} = \frac{4m(2\pi\zeta_y)}{\rho_{aero} D^2} \left/ \frac{dC_y}{d\alpha} \right. \quad (2.22)$$

2.3.1.2 Galope torcional: Formulação clássica

Analisando a instabilidade torcional de corpo da Fig. 7b, com largura D (normal a seção transversal), Blevins (1977) destaca que a variação do ângulo de ataque com a posição angular (θ), e velocidade angular ($\frac{d\theta}{dt}$), podem resultar em galope torcional. O torque por unidade de comprimento pode ser dado pela expressão, análoga às equações de forças aerodinâmicas (já vista nas Eqs. 2.1 e 2.2):

$$M_z = \frac{1}{2} \rho_{aero} U^2 D^2 C_M \quad (2.23)$$

Semelhante ao que foi desenvolvido para movimento translacional (2.8), a equação da resposta torcional de uma seção qualquer, com fator de amortecimento, nessa direção de ζ_θ e momento polar de inercia (J), pode ser escrita como visto na (2.24).

$$\begin{aligned} J\ddot{\theta} + 2J\zeta_\theta\omega_\theta\dot{\theta} + k_\theta\theta &= \frac{1}{2}\rho_{aero}U^2D^2C_M \\ &= \frac{1}{2}\rho_{aero}U^2D^2\left(C_M\Big|_{\alpha=0} + \frac{dC_M}{d\alpha}\Big|_{\alpha=0}^\alpha + \dots\right) \end{aligned} \quad (2.24)$$

Nesse galope, o ângulo de ataque sofre influência, também do giro da seção, e desta forma é definido pela Eq. 2.25.

$$\alpha = \theta - \frac{R\dot{\theta}}{U} \quad (2.25)$$

Considerando pequenos ângulos de ataque ($\alpha \ll 1$) e expandindo apenas até o segundo termo da série, resultará na Eq. 2.26, que possui dois modos de instabilidade, sendo o primeiro deles, o modo divergente, surgindo quando, a soma das rigidezes torcionais aerodinâmica e estrutural resultam em zero. O segundo modo de instabilidade ocorre quando o coeficiente $d\theta/dt$ atravessa o zero, apenas se, $R dC_M/d\alpha < 0$. R dependerá da seção, em estruturas retangulares, equivale à metade do comprimento dessa seção, em aerofólios é 1/4 da corda, medido a partir da face frontal da seção.

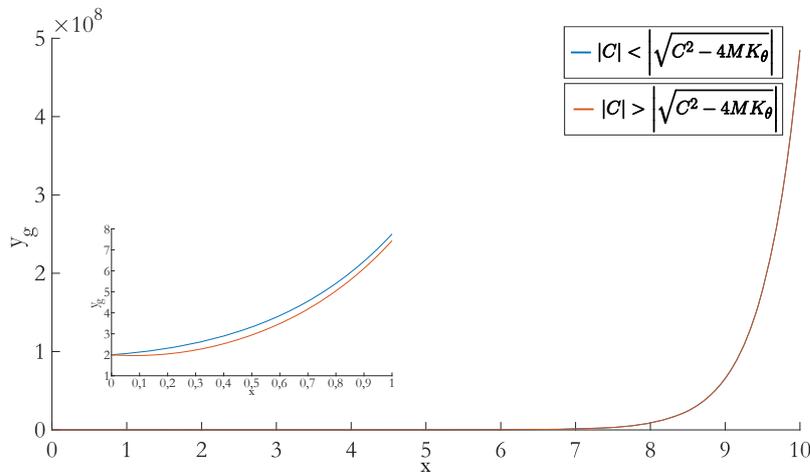
$$J\ddot{\theta} + \left(2J\zeta_\theta\omega_\theta + \frac{1}{2}\rho_{aero}URD^2\frac{dC_M}{d\alpha}\right)\dot{\theta} + \left(k_\theta - \frac{1}{2}\rho_{aero}U^2D^2\frac{dC_M}{d\alpha}\right)\theta = 0 \quad (2.26)$$

Comparado ao que foi apresentado no galope translacional, a equação característica fica na forma da Eq. 2.27, sendo que a parcela que multiplica a velocidade angular ($\dot{\theta}$) possui dois termos, primeiro ($2J\zeta_{\theta}\omega_{\theta}$) referente ao amortecimento torcional estrutural, e o segundo relativo ao aerodinâmico. Quanto a rigidez, também há duas parcelas, uma estrutural (k_{θ}) e outra aerodinâmica torcional $\frac{1}{2}\rho_{aero}U^2D^2\frac{dC_M}{d\alpha}$.

$$M\theta^2 + C\theta + K_{\theta} = 0 \quad (2.27)$$

Então, além do amortecimento, há ainda a parcela da rigidez, que pode ser negativa. Quando isso ocorrer, o denominador da expressão 2.16, na situação crítica, em que o amortecimento (C) é negativo, irá resultar em duas raízes, onde uma delas será obrigatoriamente positiva e a outra será negativa, entretanto a magnitude do denominador pode se apresentar em duas formas: $|C| > \left| \sqrt{C^2 - 4MK_{\theta}} \right|$ ou $|C| < \left| \sqrt{C^2 - 4MK_{\theta}} \right|$. Quando o amortecimento é positivo, há ainda essas possibilidades de ocorrência de duas raízes, oriundas do termo $C^2 - 4MK_{\theta}$. Conforme já mencionado anteriormente, o caso 02 é resolvido através da equação 2.18. Foi plotado, graficamente, apenas para analisar a situação com valores para fins de exemplo, $C_1 = 1$ e $C_2 = 1$, e analisado os dois casos, quando $r_1 = 2$, $r_2 = -1$ e também para o caso $r_1 = 2$, $r_2 = -3$, resultando na Fig. 9 que mostra a tendência de aumento dos deslocamentos.

Figura 9 – Exemplo de solução da equação diferencial para a instabilidade torcional



Fonte: O Autor (2023)

A partir disso, Nigol e Clarke (1974) apresentaram um modelo para a estrutura em torção, cujo critério de galope é dado pela Eq. 2.28.

$$\frac{dC_M}{d\alpha} < 0 \quad (2.28)$$

Tabelas para a variação do C_M em seções retangulares são encontradas na literatura (BLEVINS, 1977 apud NAKAMURA; MIZOTA, 1975). A partir destes valores, é possível encontrar a velocidade de início da instabilidade por galope torcional, conforme a Eq. 2.29.

$$\frac{U}{\omega_{\theta}D} = -\frac{4J(2\pi\zeta_{\theta})}{\rho_{aero}D^3R} \left/ \frac{dC_M}{d\alpha} \right|_{\alpha=0} \quad (2.29)$$

Nessa equação, $\omega_\theta = (k_\theta/J)^{1/2}/(2\pi)$ é a frequência torcional da estrutura (Hz).

2.3.1.3 Galope em dois graus de liberdade: acoplamento translacional e rotacional

Em análise de sistemas de dois graus de liberdade se faz necessário a consideração das duas expressões: translacional (2.8) e rotacional (2.26). Desta forma, o sistema será regido pelas equações de movimento 2.30:

$$\begin{aligned} m\ddot{y} + 2m\zeta_y\omega_y\dot{y} + S_x\ddot{\theta} + k_y y &= F_y = \frac{1}{2}\rho_{aero}U^2DC_y \\ J\ddot{\theta} + 2J\zeta_\theta\omega_\theta\dot{\theta} + S_x\dot{y} + k_\theta\theta &= F_M = \frac{1}{2}\rho_{aero}U^2D^2C_M \end{aligned} \quad (2.30)$$

Sendo a massa por unidade de comprimento, o momento de inércia polar e a posição do centro de gravidade calculadas em toda a área (A), conforme 2.31, funções da massa específica do material (ρ) e também das coordenadas fixas da seção transversal (ξ e η).

$$m = \int_A \rho d\xi d\eta, \quad J = \int_A (\xi^2 + \eta^2) \mu d\xi d\eta, \quad S_x = \int_A d\mu d\xi d\eta \quad (2.31)$$

O ângulo de ataque (α) que inclui efeitos de torção e translação da seção transversal para pequenos ângulos é dado por:

$$\alpha = \theta - \frac{R\dot{\theta}}{U} + \frac{\dot{y}}{U} \quad (2.32)$$

Blevins (1977) desacopla as duas frequências naturais do sistema obtendo as velocidades, conforme a 2.33.

$$U = Min \left\{ \begin{array}{l} \frac{-4m\zeta_y\omega_y - 4c_2^2 J\zeta_\theta\omega_\theta}{\rho_{aero}D(Rc_2+1)\left(c_2D\frac{dC_M}{d\alpha} - \frac{dC_y}{d\alpha}\right)} \\ \frac{-4c_1^2 m\zeta_y\omega_y - J\zeta_\theta\omega_\theta}{\rho_{aero}D(R+c_1)\left(D\frac{dC_M}{d\alpha} - c_1\frac{dC_y}{d\alpha}\right)} \end{array} \right. \quad (2.33)$$

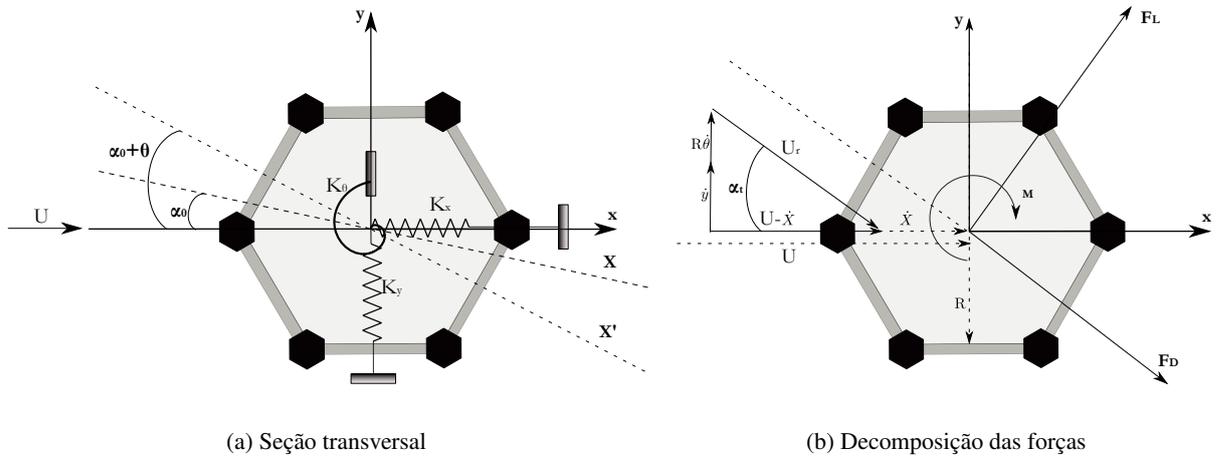
Formulações analíticas são pouco usuais em aplicações práticas das estruturas convencionais, sendo utilizadas apenas para validação de modelos simplificados.

2.3.2 Formulação matricial (numérica) do galope

A avaliação da instabilidade por galope será considerada a partir de Macdonald e Larose (2008a), Gjelstrup e Georgakis (2011) e Liu et al. (2020) considerando no escoamento a variação dos coeficientes aerodinâmicos (C_D , C_L e C_M) em função do ângulo de ataque (α) e número de Reynolds.

Um corpo sujeito a uma velocidade U , conforme a Fig. 10, resulta nas forças translacionais F_x e F_y e rotacional (momento) M_z , já detalhadas através das Eqs. 2.1, 2.2 e 2.23. Então, as forças de arrasto e sustentação são expressas através da Eq. 2.34.

Figura 10 – Seção transversal sujeita ao galope



(a) Seção transversal

(b) Decomposição das forças

Fonte: O Autor (2023)

A decomposição das forças resulta em:

$$\begin{bmatrix} F_y(t) \\ F_x(t) \\ F_\theta(t) \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \rho_{aero} D U_r^2 \begin{bmatrix} C_L(\alpha, U) \\ C_D(\alpha, U) \\ DC_M(\alpha, U) \end{bmatrix} \quad (2.34)$$

Os coeficientes de força nas duas direções translacionais e uma rotacional (C_x , C_y e C_θ) são exibidos em função dos coeficientes aerodinâmicos.

$$\begin{bmatrix} C_y(\alpha, U) \\ C_x(\alpha, U) \\ C_\theta(\alpha, U) \end{bmatrix} = \left(\frac{U_r}{U} \right)^2 \begin{bmatrix} C_L(\alpha_t, U_r) \cos(\alpha_t) - C_D(\alpha_t, U_r) \sin(\alpha_t) \\ C_D(\alpha_t, U_r) \cos(\alpha_t) + C_L(\alpha_t, U_r) \sin(\alpha_t) \\ C_M(\alpha_t, U) \end{bmatrix} \quad (2.35)$$

Onde a velocidade relativa (U_r) é analisada a partir da resultante de forças, conforme a Eq. 2.36. O ângulo de ataque (α) é a soma apresentada na expressão 2.37 e α_t é dado conforme a Eq. 2.38.

$$U_r = \sqrt{(U - \dot{x})^2 + (R\dot{\theta} + \dot{y})^2} \quad (2.36)$$

$$\alpha(t) = \alpha_0 + \theta(t) - \alpha_t(t) \quad (2.37)$$

$$\alpha_t(t) = \arctan \left(\frac{R\dot{\theta} + \dot{y}}{U - \dot{x}} \right) \quad (2.38)$$

Sabendo que na Eq. 2.37, se α_0 e θ forem nulos, α será $-\alpha_t$.

Normalizando o vetor velocidade estrutural em relação ao vento, tem-se as razões: $\dot{x}_1 = (\dot{x}/U)$, $\dot{y}_1 = (\dot{y}/U)$ e $\dot{\theta}_1 = (R\dot{\theta}/U)$, ficando as equações 2.36 e 2.38 na forma: 2.39 e 2.40, respectivamente.

$$\begin{aligned} U_r &= \sqrt{(U - U\dot{x}_1)^2 + (U\dot{\theta}_1 + U\dot{y}_1)^2} \\ U_r &= U\sqrt{(1 - \dot{x}_1)^2 + (\dot{\theta}_1 + \dot{y}_1)^2} \end{aligned} \quad (2.39)$$

$$\begin{aligned} \alpha_t(t) &= \arctan\left(\frac{U\dot{\theta}_1 + U\dot{y}_1}{U - U\dot{x}_1}\right) \\ \alpha_t(t) &= \arctan\left(\frac{\dot{\theta}_1 + \dot{y}_1}{1 - \dot{x}_1}\right) \end{aligned} \quad (2.40)$$

A força e o momento aerodinâmico podem ser escritos como um termo médio acrescido de uma parcela de perturbação ($C_{y,x,\theta} = C_{y,x,\theta}(\alpha_0, U_0) + \frac{dC_y}{d\alpha, U}$), em que este termo de perturbação é normalmente escrito em termos de expansão de Taylor de primeira ordem (HENNE, 1990; WRIGHT; COOPER, 2008).

Na condição do ângulo de ataque do vento inicial (α_0), Liu et al. (2020) adotaram essa série de Taylor cujo termo linear resulta na Eq. 2.41:

$$\begin{bmatrix} C_y(\alpha, U) \\ C_x(\alpha, U) \\ C_\theta(\alpha, U) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_y(\alpha_0, U_0) \\ C_x(\alpha_0, U_0) \\ C_\theta(\alpha_0, U_0) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \partial C_y |_{\alpha=\alpha_0, U_r=U_0} \\ \partial C_x |_{\alpha=\alpha_0, U_r=U_0} \\ \partial C_\theta |_{\alpha=\alpha_0, U_r=U_0} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{\dot{y}_1}{\partial \dot{y}_1} & \frac{\dot{x}_1}{\partial \dot{x}_1} & \frac{\dot{\theta}_1}{\partial \dot{\theta}_1} & \frac{\theta}{\partial \theta} \end{bmatrix} \quad (2.41)$$

O carregamento aerodinâmico pode ser escrito através da Eq. 2.42, onde há parcela do amortecimento (C_a) que multiplica um vetor velocidade, assim como rigidez (K_a) que multiplica o vetor deslocamento, e também um termo atrelado ao truncamento: $O(\varepsilon^2)$.

$$\begin{Bmatrix} F_y \\ F_x \\ F_\theta \end{Bmatrix} = C_a \begin{Bmatrix} \dot{y}_1 \\ \dot{x}_1 \\ \dot{\theta}_1 \end{Bmatrix} + K_a \begin{Bmatrix} y \\ x \\ \theta \end{Bmatrix} + O(\varepsilon^2) \quad (2.42)$$

O segundo termo também pode ser exibido em termo do vetor velocidade, não normalizado:

$$\frac{C_a}{U} \begin{Bmatrix} \dot{y} \\ \dot{x} \\ \dot{\theta} \end{Bmatrix} \quad (2.43)$$

C_a é o amortecimento aerodinâmico, obtido através das derivadas parciais em função do ângulo de ataque (α) e velocidade U_r conforme apresentado na Eq. 2.44. A relação entre força

aerodinâmica e deslocamento é o fator K_a , obtido através da derivada parcial em relação a θ , conforme a Eq. 2.45.

$$C_a = \frac{1}{2}\rho_{aero}DU^2 \begin{bmatrix} \frac{\partial C_y}{\partial \alpha_t} & \frac{\partial C_y}{\partial U_r} \\ \frac{\partial C_x}{\partial \alpha_t} & \frac{\partial C_x}{\partial U_r} \\ \frac{\partial C_\theta}{\partial \alpha_t} & \frac{\partial C_\theta}{\partial U_r} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{\partial \alpha_t}{\partial \dot{y}_1} & \frac{\partial \alpha_t}{\partial \dot{x}_1} & \frac{\partial \alpha_t}{\partial \dot{\theta}_1} \\ \frac{\partial U_r}{\partial \dot{y}_1} & \frac{\partial U_r}{\partial \dot{x}_1} & \frac{\partial U_r}{\partial \dot{\theta}_1} \end{bmatrix} \quad (2.44)$$

$$K_a = \frac{1}{2}\rho_{aero}DU^2 \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{\partial C_y}{\partial \alpha} \frac{\partial \alpha}{\partial \theta} \\ 0 & 0 & \frac{\partial C_x}{\partial \alpha} \frac{\partial \alpha}{\partial \theta} \\ 0 & 0 & D \frac{\partial C_\theta}{\partial \alpha} \frac{\partial \alpha}{\partial \theta} \end{bmatrix} \quad (2.45)$$

Derivando essas parcelas resultará na Eq. 2.46.

$$K_a = \frac{1}{2}\rho_{aero}DU^2 \begin{bmatrix} 0 & 0 & \frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \\ 0 & 0 & \frac{\partial C_D}{\partial \alpha} \\ 0 & 0 & D \frac{\partial C_M}{\partial \alpha} \end{bmatrix} \quad (2.46)$$

Fazendo-se inicialmente as derivadas de α_t e U_r em relação as velocidades, e aplicando as condições iniciais (Eq. 2.47), ou seja, em α_0 :

$$\dot{y}_1 = 0, \dot{x}_1 = 0, \dot{\theta}_1 = 0 \begin{cases} U_r = U \quad (Eq.2.36) \\ \alpha_t = \alpha_0 \quad (Eq.2.37) \\ \alpha_t = 0 \quad (Eq.2.38) \end{cases} \quad (2.47)$$

A equação do amortecimento (2.44) ficará na forma:

$$C_a = \frac{1}{2}\rho_{aero}DU^2 \begin{bmatrix} \frac{\partial C_y}{\partial \alpha_t} & \frac{\partial C_y}{\partial U_r} \\ \frac{\partial C_x}{\partial \alpha_t} & \frac{\partial C_x}{\partial U_r} \\ \frac{\partial C_\theta}{\partial \alpha_t} & \frac{\partial C_\theta}{\partial U_r} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 1 \\ 0 & -U & 0 \end{bmatrix} \quad (2.48)$$

Derivando os coeficientes em função do ângulo de ataque, apenas os termos dentro da matriz (2.35) são função de α , pois a relação U_r/U não depende deste ângulo. Ao derivar, encontram-se as expressões 2.49.

$$\begin{aligned} \frac{\partial C_y}{\partial \alpha_t} &= \frac{\partial C_L}{\partial \alpha_t} - C_D \\ \frac{\partial C_x}{\partial \alpha_t} &= \frac{\partial C_D}{\partial \alpha_t} + C_L \\ \frac{\partial C_\theta}{\partial \alpha_t} &= D \frac{\partial C_M}{\partial \alpha_t} \end{aligned} \quad (2.49)$$

Entretanto, o objetivo são derivadas de α , logo se aplica a derivação implícita conforme apontada na expressão 2.50.

$$\frac{\partial C_{L,D,M}}{\partial \alpha_t} = \frac{\partial C_{L,D,M}}{\partial \alpha} \frac{\partial \alpha_t}{\partial \alpha} \quad (2.50)$$

Fazendo a derivada a partir da expressão 2.37 tem-se que, $\frac{\partial \alpha_t}{\partial \alpha} = -1$, logo as equações 2.49 tornam-se:

$$\begin{aligned} \frac{\partial C_y}{\partial \alpha_t} &= -\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} - C_D \\ \frac{\partial C_x}{\partial \alpha_t} &= -\frac{\partial C_D}{\partial \alpha} + C_L \\ \frac{\partial C_\theta}{\partial \alpha_t} &= -D \frac{\partial C_M}{\partial \alpha} \end{aligned} \quad (2.51)$$

Derivando as equações em função da velocidade, verifica-se que ambos os termos dependem dessa, tanto U_r , quanto os coeficientes C_D , C_L e C_M . Aplicando a regra do produto, e em seguida, as condições iniciais, chega-se então na tríade apresentada na Eq. 2.52.

$$\begin{aligned} \frac{\partial C_y}{\partial U_r} &= \frac{2C_L}{U} + \left[\frac{\partial C_L}{\partial U_r} + C_D \frac{\partial \text{sen}(\alpha_t)}{\partial U_r} \right] \\ \frac{\partial C_x}{\partial U_r} &= \frac{2C_D}{U} + \left[\frac{\partial C_D}{\partial U_r} - C_L \frac{\partial \text{sen}(\alpha_t)}{\partial U_r} \right] \\ \frac{\partial C_\theta}{\partial U_r} &= \frac{2DC_M}{U} + \left[+ \frac{\partial C_M}{\partial U_r} \right] \end{aligned} \quad (2.52)$$

Para resolver o problema da derivada parcial $\frac{\partial \text{sen}(\alpha_t)}{\partial U_r}$ foi aplicada a diferenciação implícita: $\frac{\partial \text{sen}(\alpha_t)}{\partial U_r} = \frac{\partial \text{sen}(\alpha_t)}{\partial \alpha_t} \frac{\partial \alpha_t}{\partial U_r}$. Desta forma, as equações 2.51 e 2.52 compõem o conjunto de expressões, exibidas na Eq. 2.53.

$$\begin{aligned} \frac{\partial C_y}{\partial \alpha_t} &= -\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} - C_D \\ \frac{\partial C_x}{\partial \alpha_t} &= -\frac{\partial C_D}{\partial \alpha} + C_L \\ \frac{\partial C_\theta}{\partial \alpha_t} &= -D \frac{\partial C_M}{\partial \alpha} \\ \frac{\partial C_y}{\partial U_r} &= \frac{2C_L}{U} + \left[\frac{\partial C_L}{\partial U_r} + C_D \frac{\partial \text{sen}(\alpha_t)}{\partial \alpha_t} \frac{\partial \alpha_t}{\partial U_r} \right] \\ \frac{\partial C_x}{\partial U_r} &= \frac{2C_D}{U} + \left[\frac{\partial C_D}{\partial U_r} - C_L \frac{\partial \text{sen}(\alpha_t)}{\partial \alpha_t} \frac{\partial \alpha_t}{\partial U_r} \right] \\ \frac{\partial C_\theta}{\partial U_r} &= \frac{2DC_M}{U} + \left[+ \frac{\partial C_M}{\partial U_r} \right] \end{aligned} \quad (2.53)$$

Para resolver a expressão $\frac{\partial \alpha_t}{\partial U_r}$ foi inicialmente utilizada a equação 2.36 e colocada em função de U , em seguida, foi substituído em 2.38 (termo entre colchetes), deixando α_t apenas

em função de U_r , conforme visto na equação 2.54.

$$\alpha_t(t) = \arctan \left\{ \frac{R\dot{\theta} + \dot{y}}{\left[\dot{x} + \sqrt{-(U_r + \dot{y} + R\dot{\theta})(y - U_r + R\dot{\theta})} \right] - \dot{x}} \right\} \quad (2.54)$$

Após isto foi derivado em função de U_r resultando na expressão 2.55.

$$\frac{\partial \alpha_t}{\partial U_r} = \frac{U_r(R\dot{\theta} + \dot{y})}{\left[-(U_r + \dot{y} + R\dot{\theta})(y - U_r + R\dot{\theta}) \right]^{3/2} \left[\frac{(R\dot{\theta} + \dot{y})^2}{(U_r + \dot{y} + R\dot{\theta})(y - U_r + R\dot{\theta})} - 1 \right]} \quad (2.55)$$

Aplicando as condições iniciais, nota-se, se $\dot{x}_1 = 0$, logo $\dot{x} = 0$, de maneira análoga, $\dot{y} = 0$ e $\dot{\theta} = 0$, resultando em $\left. \frac{\partial \alpha_t}{\partial U_r} \right|_{\dot{x}=\dot{y}=\dot{\theta}=0} = 0$.

As derivadas da Eq. 2.49 podem ser escritas através das expressões 2.56.

$$\begin{aligned} \frac{\partial C_x}{\partial \alpha_t} &= -\frac{\partial C_D}{\partial \alpha} + C_L \\ \frac{\partial C_y}{\partial \alpha_t} &= -\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} - C_D \\ \frac{\partial C_\theta}{\partial \alpha_t} &= -D \frac{\partial C_M}{\partial \alpha} \\ \frac{\partial C_x}{\partial U_r} &= \frac{2C_D}{U} + \frac{\partial C_D}{\partial U_r} \\ \frac{\partial C_y}{\partial U_r} &= \frac{2C_L}{U} + \frac{\partial C_L}{\partial U_r} \\ \frac{\partial C_\theta}{\partial U_r} &= \frac{2DC_M}{U} + \frac{\partial C_M}{\partial U_r} \end{aligned} \quad (2.56)$$

Substituindo cada um destes coeficientes obtidos em 2.56, na equação 2.48, obtém-se a parcela referente ao amortecimento aerodinâmico, visto na Eq. 2.57.

$$C_a = \frac{1}{2} \rho_{aero} D U^2 \begin{bmatrix} -\frac{\partial C_D}{\partial \alpha} + C_L & \frac{2C_D}{U} + \frac{\partial C_D}{\partial U_r} \\ -\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} - C_D & \frac{2C_L}{U} + \frac{\partial C_L}{\partial U_r} \\ -D \frac{\partial C_M}{\partial \alpha} & \frac{2DC_M}{U} + \frac{\partial C_M}{\partial U_r} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 & 0 & 1 \\ 0 & -U & 0 \end{bmatrix} \quad (2.57)$$

Ao fazer o produto dos termos, obtém-se:

$$C_a = \frac{1}{2} \rho_{aero} D U^2 \begin{bmatrix} -\frac{\partial C_D}{\partial \alpha} + C_L & -2C_D - U \frac{\partial C_D}{\partial U_r} & -\frac{\partial C_D}{\partial \alpha} + C_L \\ -\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} - C_D & -2C_L - U \frac{\partial C_L}{\partial U_r} & -\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} - C_D \\ -D \frac{\partial C_M}{\partial \alpha} & -2DC_M - U D \frac{\partial C_M}{\partial U_r} & -D \frac{\partial C_M}{\partial \alpha} \end{bmatrix} \quad (2.58)$$

A equação de movimento (2.8) em uma estrutura com três graus de liberdade (Fig. 10) considerando o carregamento aerodinâmico pode ser expressa na forma:

$$M\ddot{Y} + C_s\dot{Y} + K_s Y = C_a\dot{Y} + K_a Y \quad (2.59)$$

Com M , sendo a matriz de massa, K_s a rigidez estrutural e Y o vetor deslocamento definidos por meio da Eq. 2.60:

$$M = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 \\ 0 & m & \\ 0 & 0 & J \end{bmatrix} \quad K_s = \begin{bmatrix} k_y & 0 & 0 \\ 0 & k_x & \\ 0 & 0 & k_\theta \end{bmatrix} \quad Y = \begin{Bmatrix} y \\ x \\ \theta \end{Bmatrix} \quad (2.60)$$

Com isto, pode-se afirmar que a rigidez da seção resultará na Eq. 2.61

$$K = K_s - K_a = \begin{bmatrix} k_y & 0 & -\frac{1}{2}\rho_{aero}DU^2\frac{dC_L}{d\alpha} \\ 0 & k_x & -\frac{1}{2}\rho_{aero}DU^2\frac{dC_D}{d\alpha} \\ 0 & 0 & k_\theta - \frac{1}{2}\rho_{aero}DU^2\frac{dC_M}{d\alpha} \end{bmatrix} \quad (2.61)$$

A parcela C_s que surge na Eq. 2.59 é referente ao amortecimento estrutural, já discutido anteriormente e exibido conforme a Eq. 2.62 (YU et al., 1993b).

$$C_s = \begin{bmatrix} 2m\omega_y\zeta_y & 0 & 0 \\ 0 & 2m\omega_x\zeta_x & 0 \\ 0 & 0 & 2m\omega_\theta\zeta_\theta \end{bmatrix} \quad (2.62)$$

Então, da forma que foi desenvolvido, o amortecimento total em função da velocidade e também do ângulo de ataque é dado pela Eq. 2.63 . Para manter a compatibilidade de direções, será realizada uma mudança de linhas da matriz 2.58, ficando o vetor velocidade na forma $[\dot{y} \ \dot{x} \ \dot{\theta}]^T$.

$$C = C_s - C_a = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}\rho_{aero}DU\left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} + C_D\right) + 2m\omega_y\zeta_y & \frac{1}{2}\rho_{aero}DU\left(2C_L + U\frac{\partial C_L}{\partial U_r}\right) & \frac{1}{2}\rho_{aero}DU\left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} + C_D\right) \\ \frac{1}{2}\rho_{aero}DU\left(\frac{\partial C_D}{\partial \alpha} - C_L\right) & \frac{1}{2}\rho_{aero}DU\left(2C_D + U\frac{\partial C_D}{\partial U_r}\right) + 2m\omega_x\zeta_x & \frac{1}{2}\rho_{aero}DU\left(\frac{\partial C_D}{\partial \alpha} - C_L\right) \\ \frac{1}{2}\rho_{aero}UD^2\frac{\partial C_M}{\partial \alpha} & \frac{1}{2}\rho_{aero}D^2U\left(2C_M + U\frac{\partial C_M}{\partial U_r}\right) & \frac{1}{2}\rho_{aero}UD^2\frac{\partial C_M}{\partial \alpha} + 2J\omega_\theta\zeta_\theta \end{bmatrix} \quad (2.63)$$

Logo, pode-se afirmar que a matriz de amortecimento apresenta-se na forma:

$$C = \begin{bmatrix} C_{yy} & C_{yx} & C_{y\theta} \\ C_{xy} & C_{xx} & C_{x\theta} \\ C_{y\theta} & C_{x\theta} & C_{\theta\theta} \end{bmatrix} \quad (2.64)$$

Apenas como exemplo didático, foi analisada dimensionalmente as parcelas C_{yy} e $K_{\theta\theta}$ das equações do amortecimento e rigidez, respectivamente. Sendo a primeira com unidade de kg/s guardando compatibilidade com a parcela do amortecimento estrutural, já o termo de rigidez aerodinâmica tem unidade de $kg.m/s^2$, que guarda a mesma dimensão da rigidez torcional estrutural.

2.3.2.1 Análise da equação

Conforme já apontado por Chen, Duffour e Fromme (2020) a matriz de amortecimento possui duas partes, a primeira é não simétrica, já a segunda é diagonal e referente a estrutura. A equação 2.63 apresenta parcelas diagonais que representam os critérios de instabilidade, sendo $C_{(1,1)}$ o critério de Den Hartog (1947) para o **galope translacional** (*galloping criterion*), e sendo $C_{(3,3)}$ o critério para o **galope rotacional** (*torsional galloping*) apresentado por Nigol e Clarke (1974).

Nota-se na equação, que a parcela $C_{(2,2)}$ também representa um critério de instabilidade translacional na direção do vento (x), guarda dependência com a variação do coeficiente de arrasto em relação à velocidade do vento. Sabendo que a parcela $2C_D$ não será negativa, estão a instabilidade só inicia quando $\frac{\partial C_D}{\partial U_r} < 0$. Este efeito é denominado **Crise do arrasto** (*drag crisis*) e foi originalmente apontado por Martin, Naudascher e Currie (1981). Destaca-se que a crise do arrasto depende da derivada do arrasto em relação à velocidade, e, por isso, ocorre em qualquer seção, até na circular. Esse fenômeno tem como característica a transição na camada limite do regime laminar para turbulento, movendo o ponto de separação e modificando o comportamento aerodinâmico dos corpos (BIMBATO; PEREIRA; HIRATA, 2013). Estes critérios de instabilidade são apresentados através do Quadro 5.

Quadro 5 – Condições de instabilidade - Galope

Critério de instabilidade aerodinâmica	Direção do movimento	Autor
$\left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} + C_D\right) < 0$	Transversal ao vento	Den Hartog (1947)
$\left(\frac{\partial C_M}{\partial \alpha}\right) < 0$	Rotacional	Nigol e Clarke (1974)
$\left(2C_D + U \frac{\partial C_D}{\partial U_r}\right) < 0$	Paralela ao vento	Martin, Naudascher e Currie (1981)

Fonte: O Autor (2023)

Além dessas parcelas principais, os demais termos cruzados (C_{xy} , C_{yx} , $C_{\theta y}$, $C_{y\theta}$, $C_{\theta x}$ e $C_{x\theta}$) foram analisados, diante de suas participações na análise dinâmica, e estão detalhados na seção 3.

Ressalta-se que análogo ao que acontece na matriz de massa e rigidez de um elemento finito, a parcela de amortecimento cruzada também participará do comportamento dinâmico da estrutura. Desta forma não deve ser desprezada e garantirá o acoplamento multidirecional nos diversos graus de liberdade estruturais.

2.4 Características de um Aeroogerador

Dentre as características de um aeroogerador, serão discutidas nesta seção: os componentes de uma turbina eólica, as cargas atuantes, os casos de carregamento e suas combinações, e também as estruturas com seções não circulares. As normas vigentes aplicadas a aeroogeradores são elencadas através do Apêndice A.

2.4.1 Componentes de um Aeroogerador

As turbinas eólicas podem ser classificadas conforme o tipo, dimensões, instalação, velocidade de operação entre outras características (OSKARSDOTTIR, 2014; SCHAFFARCZYK, 2020), conforme detalhadas a seguir. Os aeroogeradores, focos de estudo desta tese, estão destacados em negrito.

1. Baseadas no tipo de orientação do rotor

a) **Turbina de eixo horizontal** (*Horizontal-Axis Wind Turbine - HAWT*)

- i. **Turbine eólica sem difusor**
- ii. Turbine eólica com difusor reduzido
- iii. Turbine eólica com difusor aumentado

b) Turbina de eixo vertical (*Vertical-Axis Wind Turbine - VAWT*)

- i. Rotor Savonius
- ii. Rotor Darrieus
- iii. Rotor H-Darrieus
- iv. Rotor J-Darrieus
- v. Rotor J-Savonius
- vi. Rotor com difusor

2. De acordo com a velocidade do vento na faixa de operação resultando em um número de Reynolds:

- a) Baixo número de Reynolds ($Re < 10^3$)
- b) Médio número de Reynolds ($10^3 < Re < 10^5$)
- c) **Alto número de Reynolds** ($10^5 < Re$)

3. Posição do rotor em relação ao escoamento do vento (e torre)

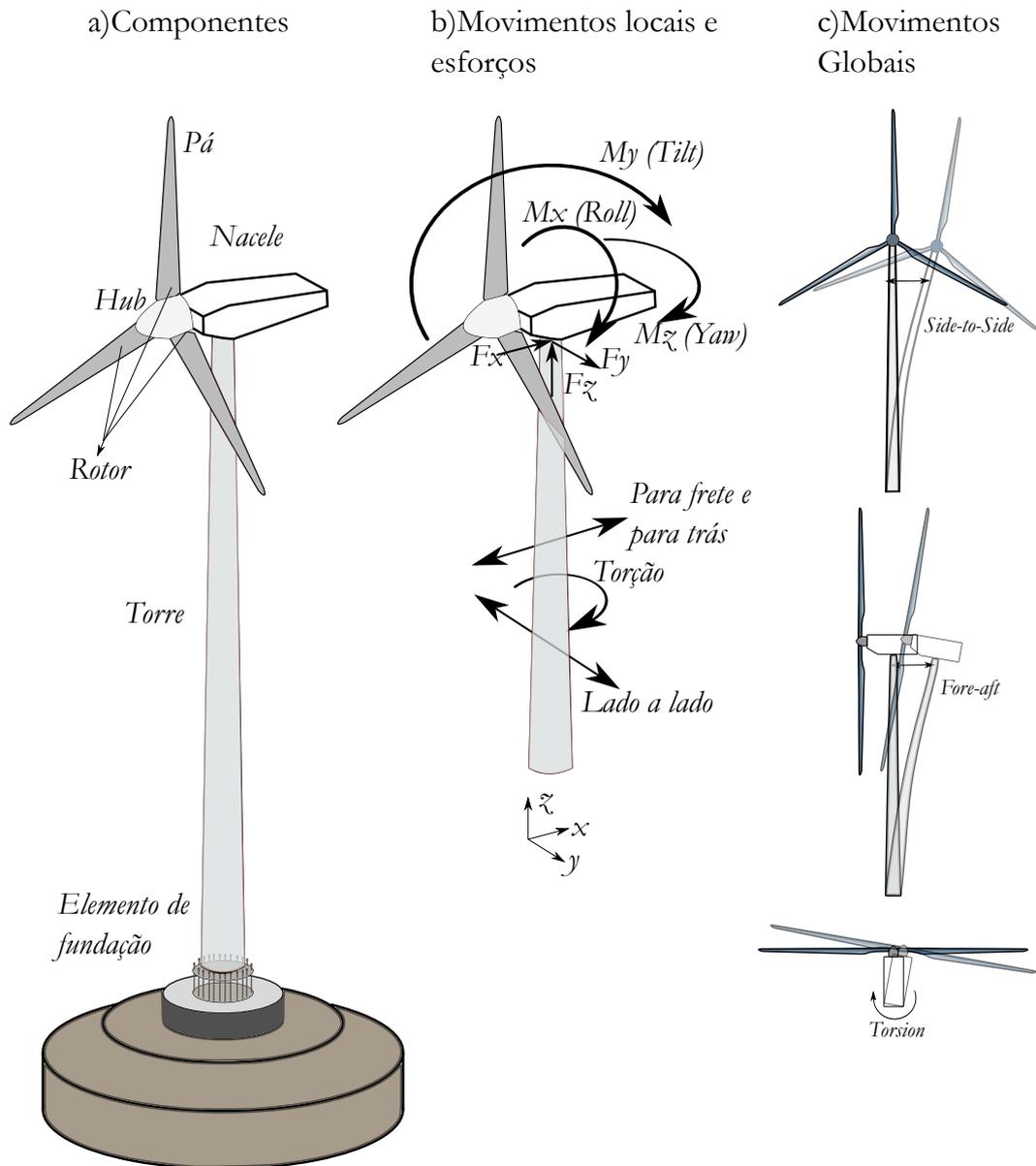
- a) **à frente da torre** (*Upwind*)
- b) após a torre (*Downwind*)

4. Conforme o tipo de aerodinâmica das pás (propulsão)
 - a) Via arrasto
 - b) **Via sustentação**
5. Baseado no número de pás do rotor
 - a) turbina de uma única pá
 - b) turbina com duas pás
 - c) **turbina de três pás**
 - d) turbina com quatro ou mais pás
6. Baseado na localização da turbina
 - a) **Na terra (*Onshore*)**
 - b) No mar (*Offshore*)

Os aerogeradores de eixo horizontal com rotor *upwind* são composto por diversos componentes, os principais são apresentados na Fig. 11 e detalhados:

1. Pás: Aerogeradores atuais são compostos por três pás devido à sua maior eficiência (50%) frente aos demais (1 pá com 43 % e 2 pás com 47%) (SCHUBEL; CROSSLEY, 2012), comumente elaboradas de materiais leves (compósitos).
2. Rotor e Nacele: Rotor (*Hub*) é a parte frontal onde se acoplam as pás. Nacele é o compartimento instalado no alto da torre composto por elementos eletromecânicos, como caixa multiplicadora, chassis, sistema de *Yaw*, controle eletrônico, freio e outros. Essa parte chega a ter quase toda a massa concentrada.
3. Torre: Elemento esbelto em forma de casca quase cilíndrica (conceitualmente é uma casca troncocônica) responsável por transferir o carregamento da nacele à fundação e com altura suficiente para captar maiores velocidades do vento.
4. Elemento de transição: Entre a torre e a fundação, se instala elementos de transição, responsáveis por transferir o carregamento do aerogerador (superestrutura) até o elemento de subestrutura. Em uma edificação se equivaleria ao bloco de fundação.
5. Fundação: Elemento responsável pela transferência do carregamento da estrutura ao solo. O tipo de fundação varia conforme o local de instalação. As fundações podem alterar o comportamento dinâmico da estrutura. Neste trabalho será adotada a fundação *onshore* do tipo sapata rasa (gravitacional), desprezando a interação solo-estrutura.

Figura 11 – Movimentos de um aerogerador: *Fore-Aft*, *Side-to-Side* e *Torsion*

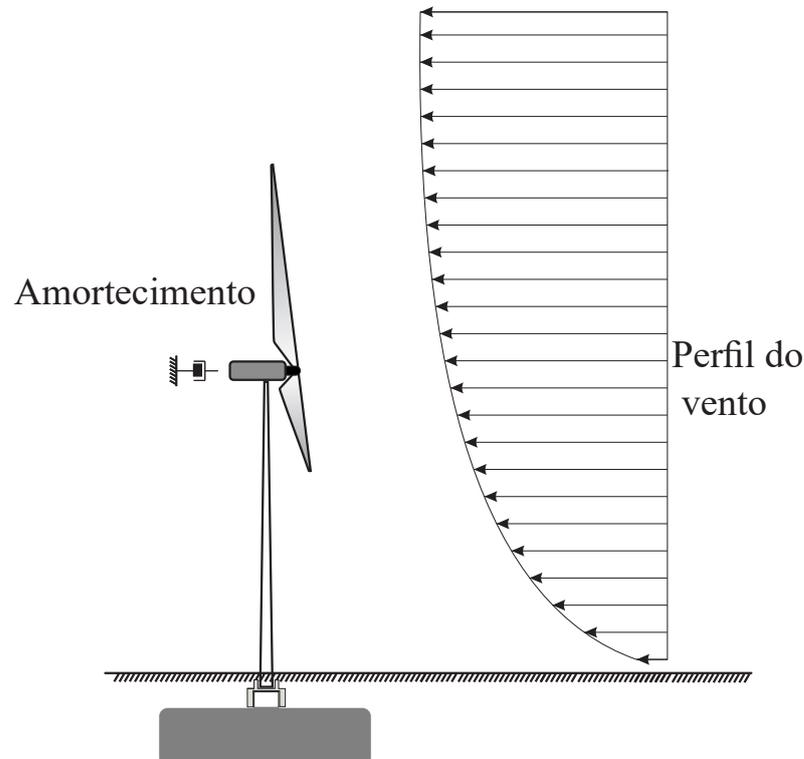


Fonte: O Autor(2023)

2.4.2 Cargas atuantes em um Aerogerador

Conforme já mencionado, o carregamento principal atuante em uma turbina eólica é o aerodinâmico, que pode ser dividido basicamente em três principais parcelas: o perfil vertical do vento, a distribuição da velocidade do vento médio e os efeitos de turbulência. A Fig. 12 representa o aerogerador, seu carregamento e o amortecimento aerodinâmico. Nessa figura, o carregamento horizontal (vento) é apresentado em função da altura, mas também é necessário destacar que essa carga é uma variável temporal. O vento pode ser modelado também como um valor constante, entretanto ao considerar as características de turbulência o tornará mais próximo das condições reais.

Figura 12 – Carregamento aerodinâmico atuante em um aerogerador *Onshore*

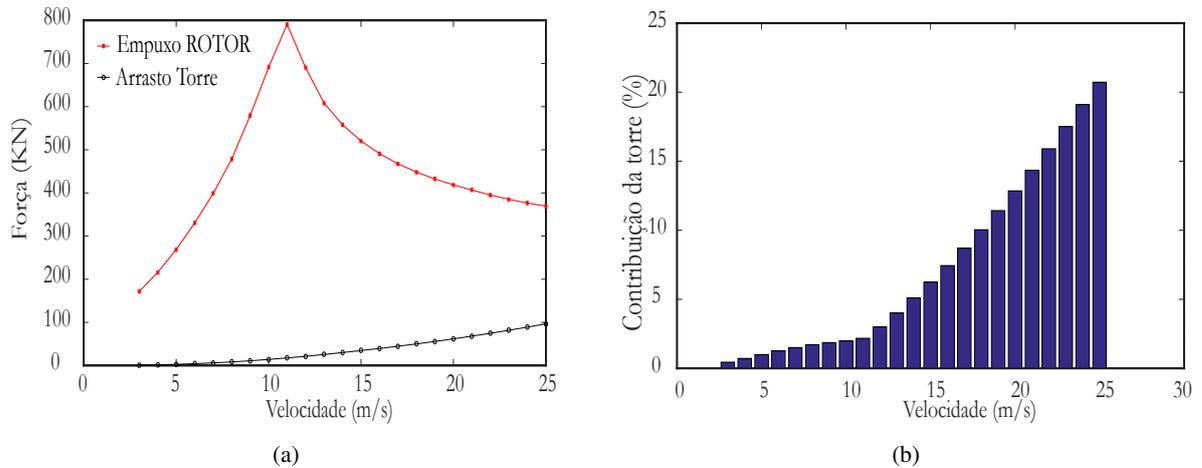


Fonte: O Autor (2023)

Além do rotor, as turbinas eólicas têm suas torres sujeitas a carregamentos aerodinâmicos, representando em média 30% do carregamento total (rotor e torre) (SIEROS et al., 2012). Para o aerogerador de referência, NREL 5MW (JONKMAN et al., 2009), a Fig. 13 apresenta uma estimativa inicial da força do vento que incide na torre representando mais de 20% do carregamento total. Mesmo com cargas inferiores àquelas atuantes no rotor, efeitos inerentes da turbina podem gerar frequências indesejáveis e contribuir para danos em fadiga, dentre esses efeitos, se destaca a sombra de torre (*Tower Shadow*) (POWLES, 1983).

Dois características bastante importantes na análise do comportamento dinâmico estrutural do aerogerador são as frequências de excitação referentes ao: rotor (1P) e os harmônicos referente as três pás (3P, 6P, 9P e 12P), cujo conjunto é denominado *set* (ARSHAD; O'KELLY, 2013; BHATTACHARYA, 2014; MALHOTRA, 2007; OSGOOD, 2001). Quando o aerogerador é projetado com frequência natural dentro desta faixa (entre 1P e 3P) ele é considerado flexível-rígido, para condições de estruturas totalmente flexíveis, não seriam seguras, enquanto as estruturas rígidas tornam-se economicamente inviáveis. Bhattacharya (2014) destaca que a proximidade entre a frequência natural da estrutura e as dos carregamentos torna-a dinamicamente sensível. Nos atuais aerogeradores instalados, essa relação é muito próxima a 1 (um) e seus resultados são propensos a uma amplificação dinâmica da resposta (ADHIKARI; BHATTACHARYA, 2012), causando deflexões e rotações bastante superiores ao carregamento estático.

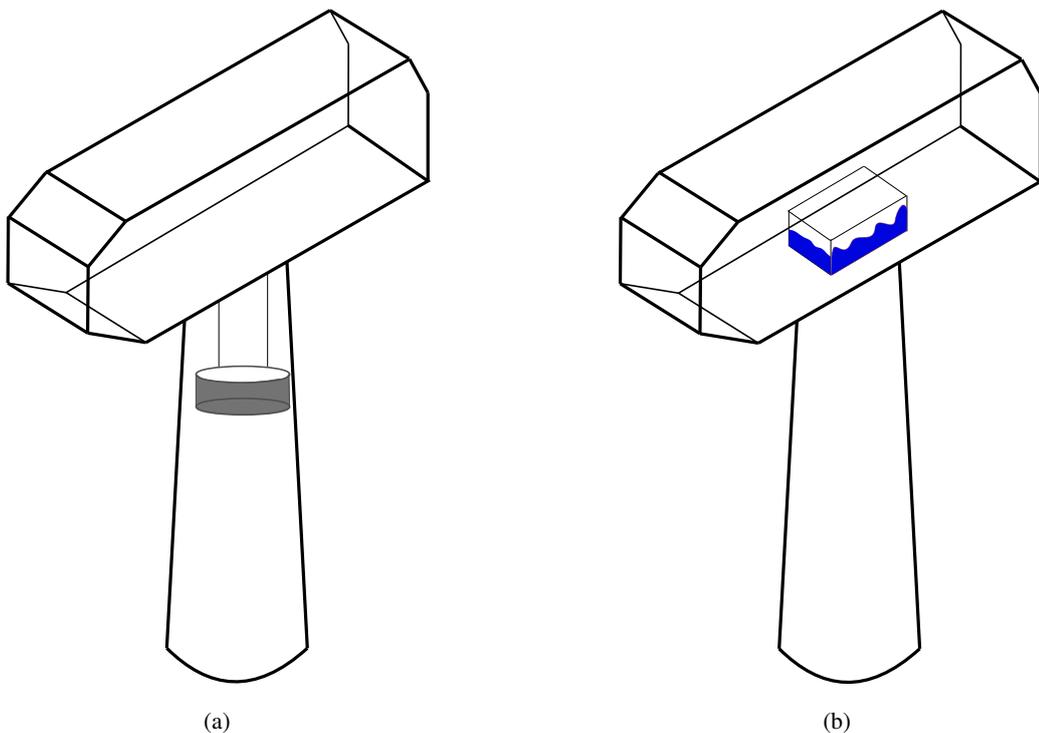
Figura 13 – Carregamento na Torre NREL 5MW: a) Força atuando na torre e no rotor e b) Percentual da torre em relação ao carregamento total.



Fonte: O Autor (2023)

A estrutura deve ser projetada objetivando ter sua frequência natural distante da excitação (carregamento), uma vez que esse efeito provoca a ressonância estrutural. A excitação ressonante pode ser atenuada e mitigada por meio de mecanismos atenuadores: TMD-*Tuned Mass Damper* (NARMASHIRI; HOSSEINI-TABATABAI, 2013) (Fig. 14a), TLD-*Tuned Liquid Damper* (RODERICK, 2012) (Fig. 14b), entre outros), e também a partir de amortecimento que pode ter origem: estrutural, atrito dos componentes, aerodinâmico e solo.

Figura 14 – Meios de mecanismos atenuadores: a) TMD e b) TLD



Fonte: O Autor (2023)

No comportamento dinâmico do aerogerador, assim como outras estruturas, seus principais movimentos são considerados a partir da direção do carregamento principal (vento incidindo no rotor), ilustrados através da Fig. 11. Nesta imagem é possível ver uma orientação adotada nesta tese, onde o eixo x é a direção de incidência do vento, y é o eixo transversal, ou seja, eixo horizontal e perpendicular ao carregamento do vento, e que z é o eixo vertical, ou seja, onde atua o peso próprio da estrutura.

Dentre os movimentos, do topo da torre, destacam-se: Momento em x (M_x) também denominado *Roll*, momento em y (M_y) chamado de *Tilt* e momento em z (M_z) é o *Yaw*. Esses movimentos produzem comportamento dinâmico frente aos modos de vibração estrutural, deslocando a torre nas direções: para frente e para trás (*Fore-Aft*), lado a lado (*Side-to-Side*) e torção (*Torsion*).

Tais nomenclaturas também surgem para o elemento de pá. Onde o *Pitch* é a rotação da pá em torno do seu eixo longitudinal. Este movimento na pá é responsável pela variação do ângulo de incidência do vento na pá. Mas os movimentos das pás não serão estudados nesta tese, sendo apenas consultados a partir dos resultados obtidos através dos programas computacionais, que contabilizarão este efeito oriundo das características do escoamento, alterando a rotação da pá com o objetivo de otimizar a operação do aerogerador

Após o carregamento do rotor ser transferido à nacelle, este então, chega a torre, e, em seguida é transferido à fundação, que receberá as cargas estáticas e dinâmicas. A primeira é causada, principalmente, pelo peso próprio, já as dinâmicas correspondem: i) cargas laterais no nível do hub, produzido pela rotação das pás através da turbulência do vento, ii) vibrações no nível do *hub*, causadas pela massa e desbalanceamento aerodinâmico do rotor, iii) cargas aerodinâmicas.

Trabalhos na literatura buscaram os coeficientes aerodinâmicos (arrasto e sustentação) em torres de aerogeradores através de ensaios em túnel de vento com diferentes seções transversais de torre (KIM, 2021): quadrada, quadrada helicoidal, octogonal, decagonal, dodecagonal, tetradecagonal e circular. Noda e Ishihara (2014), com o auxílio do túnel de vento, computaram arrasto e sustentação em um protótipo de torre com nacelle, desconsiderando o rotor e seus movimentos.

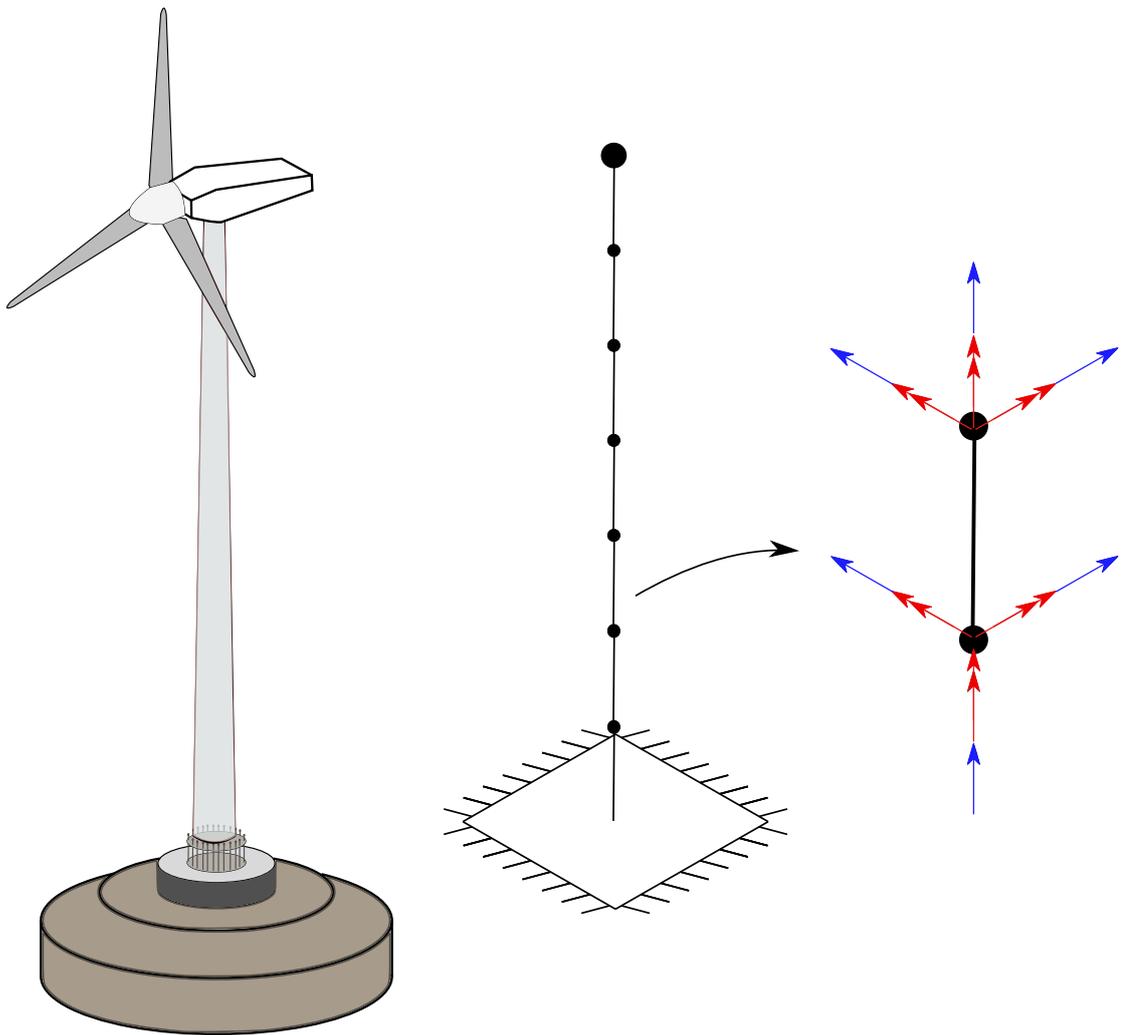
Nesta tese, os carregamentos analisados serão exclusivamente de um cenário próximo ao sítio brasileiro, desprezando, desta forma, condições atípicas do ambiente que também podem resultar em cargas atuantes na estrutura, como neve nas pás, e carregamentos oriundos da instalação *offshore*: hidrodinâmica, impacto de embarcações, crescimento marinho, plataformas flutuantes, entre outras.

Os casos e combinações de carregamento são detalhados através do Apêndice B.

2.4.3 Esquema de solução estrutural

Percebe-se que as condições apresentadas na formulação apresentada em 2.63 trazem parcelas que dependem da frequência estrutural para os modos translacionais e torcional (ω_x , ω_y e ω_θ). Entretanto, os modos da estrutura só são obtidos a partir das matrizes de massa e rigidez global, montadas a partir da discretização em elementos finitos de elementos de pórtico espacial com massa distribuída ao longo da torre e também concentrada no topo, oriunda da massa da nacelle, conforme a Fig. 15.

Figura 15 – Discretização de um aerogerador



Fonte: O Autor (2023)

O tipo de elemento adotado foi o de pórtico espacial pois é de fácil implementação (em relação aos elementos de casca) e permite considerar deslocamentos e rotações nas direções de interesse. Cada elemento da estrutura detém seis graus de liberdade por nó: três translacionais e três rotacionais. O número de elementos desta estrutura é apenas ilustrativo, após a realização da convergência espacial, foi chegado a discretização necessária de 87 elementos, ficando cada um desses com 1,00 m.

O carregamento aerodinâmico no rotor é considerado através de cargas aplicadas no topo, que detêm três forças (F_x, F_y, F_z) e três momentos (M_x, M_y, M_z), esse carregamento é discutido na seção sobre a aerodinâmica do rotor.

O nó situado na fundação é considerado engastado, desta forma a sapata e seu acoplamento à torre foi simplificado para uma restrição em todos os graus de liberdade translacionais e rotacionais, gerando forças e momentos resultantes na base.

A partir da discretização, se apresenta um esquema de solução simplificado para a análise, sendo detalhado nas próximas seções:

1. Computar as matrizes de massa $[M_{ele}]$ e rigidez do elemento $[K_{ele}]$, em seguida realizar a montagem das matrizes globais $[M_G]$ e $[K_G]$.
2. Realizar a análise modal, e obter as frequências naturais e angulares da estrutura (ω_x, ω_y e ω_θ).
3. Iniciar a análise dinâmica para o tempo t_i :
 - a) Calcular os ângulos de ataque (α) e rotação da torre (θ)
 - b) Coletar a velocidade para no instante t_i
 - c) Obter os coeficientes aerodinâmicos e suas derivadas em relação a α e Re .
 - d) Calcular as parcelas da Eq. 2.63, criando a matriz de amortecimento (C_G) em função da velocidade e do ângulo de ataque.
 - e) Adicionar os termos da rigidez torcional 2.46.
 - f) Computar a força na torre e somar ao vetor de cargas, conforme a Eq. 2.34.
 - g) De posse das matrizes $[K_G]$, $[M_G]$ e $[C_G]$ e vetor de carregamento $\{F_G\}$, realizar a análise dinâmica segundo o método de Newmark, conforme o Apêndice C e obter os vetores de deslocamentos e rotações.
 - h) Faz $t_i = t_{i+1}$ e retoma a **a**).

4. FIM

3 VERIFICAÇÃO DO MODELO DESENVOLVIDO

Este capítulo apresenta a análise do modelo desenvolvido, comparando-o com formulações da literatura. A formulação matricial desenvolvida é inicialmente comparada algebricamente a outras expressões da literatura, em seguida com resultados numéricos. A verificação surge através da análise de sensibilidade dos parâmetros envolvidos no processo validado o comportamento da estrutura.

3.1 Verificação algébrica da formulação matricial apresentada: Galope estrutural em 3dof

O objetivo desta etapa foi verificar os termos encontrados na matriz 2.63 com valores da literatura. Gjelstrup e Georgakis (2011) e Macdonald e Larose (2008a) apresentam a formulação analítica para cada um dos graus de liberdade (translacionais e rotacionais).

Foram comparadas as parcelas de momento e força: $\frac{\partial F_\theta}{\partial \dot{x}}$, $\frac{\partial F_\theta}{\partial \dot{y}}$, $\frac{\partial F_\theta}{\partial \dot{\theta}}$, $\frac{\partial F_x}{\partial \dot{\theta}}$ e $\frac{\partial F_y}{\partial \dot{\theta}}$ com as parcelas da matriz: $C_{\theta x}$, $C_{\theta y}$, $C_{\theta\theta}$, $C_{x\theta}$ e $C_{y\theta}$ respectivamente, obtidas através da Eq. 2.63. Os demais termos não foram abordados por ser apenas uma análise comparativas. Estas derivadas de força e momento encontradas em trabalhos de Gjelstrup e Georgakis (2011) são apresentadas através das Eq. 3.1, 3.2, 3.3, 3.4 e 3.5.

$$\frac{\partial F_\theta}{\partial \dot{x}} = -\frac{1}{2}DRe\mu \left\{ \frac{dC_M}{d\phi_R} \cos(\phi_R) \cos(\psi_R) + \left(2C_M + \frac{dC_M}{dRe_R} Re \right) \cos(\psi_R) \sin(\phi_R) - \frac{dC_M}{d\alpha} \frac{\sin(\psi_R)}{\sin(\phi_R)} \right\} \quad (3.1)$$

$$\frac{\partial F_\theta}{\partial \dot{y}} = -\frac{1}{2}DRe\mu \left\{ \frac{dC_M}{d\alpha_R} \frac{\cos(\psi_R)}{\sin(\phi_R)} + \left(\frac{dC_M}{d\phi_R} \cos(\phi_R) + \left(2C_M + \frac{dC_M}{dRe_R} Re \right) \sin(\phi_R) \right) \sin(\psi_R) \right\} \quad (3.2)$$

$$\frac{\partial F_\theta}{\partial \dot{\theta}} = -\frac{1}{2}DR_\delta Re\mu \left\{ \frac{dC_M}{d\alpha_R} \frac{\cos(\gamma_0)}{\sin(\phi_R)} + \sin(\gamma_0) \left(\frac{dC_M}{d\phi_R} \cos(\phi_R) + \left(2C_M + \frac{dC_M}{dRe_R} Re \right) \sin(\phi_R) \right) \right\} \quad (3.3)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial F_x}{\partial \dot{\theta}} = -\frac{1}{2}R_\delta Re\mu \left\{ -\frac{\cos(\delta_0)}{\sin\phi_R} \left(\left(C_L - \frac{dC_D}{d\alpha_R} \right) \cos(\psi_R) \right) + \left(C_D + \frac{dC_L}{d\alpha_R} \right) \sin(\psi_R) \right. \\ \left. + \sin(\gamma_0) \left(\cos(\psi_R) \left(\frac{dC_D}{d\phi_R} \cos(\phi_R) + \left(2C_D + \frac{dC_D}{dRe_R} Re \right) \sin(\phi_R) \right) \right) \right. \\ \left. - \left(\frac{dC_L}{d\phi_R} \cos(\phi_R) + \left(2C_L + \frac{dC_L}{dRe_R} Re \right) \sin(\phi_R) \sin(\psi_R) \right) \right\} \end{aligned} \quad (3.4)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial F_y}{\partial \dot{\theta}} = -\frac{1}{2}R_\delta Re\mu \left\{ -\frac{\cos(\delta_0)}{\sin\phi_R} \left(\left(C_L - \frac{dC_D}{d\alpha_R} \right) \cos(\psi_R) \right) + \left(C_D + \frac{dC_L}{d\alpha_R} \right) \sin(\psi_R) \right. \\ \left. + \sin(\gamma_0) \left(\cos(\psi_R) \left(\frac{dC_D}{d\phi_R} \cos(\phi_R) + \left(2C_D + \frac{dC_D}{dRe_R} Re \right) \sin(\phi_R) \right) \right) \right. \\ \left. - \left(\frac{dC_L}{d\phi_R} \cos(\phi_R) + \left(2C_L + \frac{dC_L}{dRe_R} Re \right) \sin(\phi_R) \sin(\psi_R) \right) \right\} \end{aligned} \quad (3.5)$$

Fazendo algumas considerações, devido a não variação do ângulo na direção z, e também imposições iniciais, obtém-se: $\phi_R = 90^\circ$, $\gamma_0 = 0^\circ$, em x $\psi_R = 0^\circ$ e em y $\psi_R = 90^\circ$. Considerando que o número de Reynolds é dado por: $Re = DU\rho/\mu$, as equações 3.1, 3.2, 3.3, 3.4 e 3.5 resultam em 3.6, 3.7, 3.8, 3.9 e 3.10, que equivalem às parcelas $C_{\theta x}$, $C_{\theta y}$, $C_{\theta\theta}$, $C_{x\theta}$ e $C_{y\theta}$ respectivamente.

$$\frac{\partial F_\theta}{\partial \dot{x}} = \frac{1}{2}\rho D^2 U \left(2CM + U \frac{dC_M}{dU} \right) \quad (3.6)$$

$$\frac{\partial F_\theta}{\partial \dot{y}} = \frac{1}{2}\rho D^2 U \left(\frac{dC_M}{d\alpha} \right) \quad (3.7)$$

$$\frac{\partial F_\theta}{\partial \dot{\theta}} = \frac{1}{2}\rho D^2 U \left(\frac{dC_M}{d\alpha} \right) \quad (3.8)$$

$$\frac{\partial F_x}{\partial \dot{\theta}} = \frac{1}{2}\rho D^2 U \left(\frac{dC_D}{d\alpha} - C_L \right) \quad (3.9)$$

$$\frac{\partial F_y}{\partial \dot{\theta}} = \frac{1}{2}\rho D^2 U \left(\frac{dC_L}{d\alpha} + C_D \right) \quad (3.10)$$

3.2 Validação com a literatura

Liu et al. (2020) investigaram o galope em um trecho de condutor elétrico, cuja seção transversal é apresentada na Fig. 16. O acúmulo de neve é reproduzido experimentalmente através de elementos de madeira capazes de mudar a forma da seção.

Figura 16 – Cabos analisados para o galope



Fonte: Retirado de Liu et al. (2020)

Para uma dada situação onde os coeficientes não são variáveis com a velocidade, tem-se: $\frac{\partial C_{D,L,M}}{\partial U_r} = 0$, logo a Eq. 2.63 resultará na expressão 3.11, apresentada por Liu et al. (2020).

$$C = \begin{bmatrix} \frac{1}{2}\rho DU \left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} + C_D \right) + 2m\omega_y \zeta_y & \rho DUC_L & \frac{1}{2}\rho DU \left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} + C_D \right) \\ \frac{1}{2}\rho DU \left(\frac{\partial C_D}{\partial \alpha} - C_L \right) & \rho DUC_D + 2m\omega_x \zeta_x & \frac{1}{2}\rho DU \left(\frac{\partial C_D}{\partial \alpha} - C_L \right) \\ \frac{1}{2}\rho UD^2 \frac{\partial C_M}{\partial \alpha} & \rho D^2 UC_M & \frac{1}{2}\rho UD^2 \frac{\partial C_M}{\partial \alpha} + 2J\omega_\theta \zeta_\theta \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

Os autores adotam uma seção transversal com equação governante da forma: $x = \bar{x}e^{\beta t}$ que resultará no galope na forma apresentada na Eq. 3.12. Com M e K definidos em 2.60 e C conforme a Eq. 3.11. β é o determinante dessa matriz. Liu et al. (2020) desprezaram a rigidez aerodinâmica (k_a).

$$G(\beta) = \det(M\beta^2 + C\beta + K) = \sum_{i=0}^6 a_i \beta^{(6-i)} \quad (3.12)$$

O lado direito desta expressão é dado por uma equação polinomial de grau 6, cujos coeficientes são expressos em função dos termos da matriz apresentada na Eq. 2.64. Adotando

$k = m\omega^2$, os coeficientes desta equação, resultam em:

$$\begin{aligned}
a_0 &= m^2 J \\
a_1 &= m^2 C_{\theta\theta} + mJC_{xx} + mJC_{yy} \\
a_2 &= m^2 J(\omega_y^2 + \omega_x^2) + m^3 \omega_\theta^2 + J(C_{yy}C_{xx} - C_{yx}C_{xy}) + m(C_{yy}C_{\theta\theta} + C_{xx}C_{\theta\theta} - C_{y\theta}C_{\theta y} - C_{x\theta}C_{\theta x}) \\
a_3 &= m^2(\omega_y^2 + \omega_x^2)C_{\theta\theta} + m\omega_\theta^2(C_{yy} + C_{xx}) + mJ(\omega_x^2 C_{yy} + \omega_y^2 C_{xx}) + \\
&\quad + C_{xx}C_{yy}C_{\theta\theta} - C_{xx}C_{y\theta}C_{\theta y} + C_{yx}C_{x\theta}C_{\theta y} - C_{yx}C_{xy}C_{\theta\theta} + C_{y\theta}C_{xy}C_{\theta x} - C_{y\theta}C_{xx}C_{\theta y} \\
a_4 &= m^2 J\omega_y^2 \omega_x^2 + m^3(\omega_y^2 \omega_\theta^2 + \omega_x^2 \omega_\theta^2) + \\
&\quad + m(\omega_y^2 C_{xx}C_{\theta\theta} + \omega_x^2 C_{yy}C_{\theta\theta} + \omega_\theta^2 C_{yy}C_{xx} - \omega_x^2 C_{y\theta}C_{\theta y} - \omega_y^2 C_{x\theta}C_{\theta x} - \omega_\theta^2 C_{xy}C_{yx}) \\
a_5 &= m^2 \omega_y^2 \omega_x^2 C_{\theta\theta} + m^2 \omega_y^2 \omega_\theta^2 C_{xx} + m^2 \omega_x^2 \omega_\theta^2 C_{yy} \\
a_6 &= m^2 \omega_y^2 \omega_x^2 \omega_\theta^2
\end{aligned} \tag{3.13}$$

O sistema é estável se a matriz $G(\beta)$ é definida e positiva. Para a avaliação, utiliza-se o critério de Routh-Hurwitz permitindo julgar a positividade da matriz (GJELSTRUP; GEORGAKIS, 2011; YU et al., 1993b; LIU et al., 2020). Desta forma foi montada a matriz de coeficientes conforme as equações 3.14 e 3.15.

$$Q = \begin{bmatrix} a_0 & a_2 & a_4 & a_6 \\ a_1 & a_3 & a_5 & a_7 \\ b_1 & b_2 & b_3 & b_4 \\ c_1 & c_2 & c_3 & c_4 \\ d_1 & d_2 & d_3 & d_4 \\ e_1 & e_2 & e_3 & e_4 \\ f_1 & f_2 & f_3 & f_4 \end{bmatrix} \tag{3.14}$$

$$\begin{aligned}
b_1 &= \frac{a_1 a_2 - a_0 a_3}{a_1} & c_1 &= \frac{b_1 a_3 - a_1 b_2}{b_1} & d_1 &= \frac{c_1 b_2 - b_1 c_2}{c_1} & e_1 &= \frac{d_1 c_2 - c_1 d_2}{d_1} & f_1 &= \frac{e_1 d_2 - d_1 e_2}{e_1} \\
b_2 &= \frac{a_1 a_4 - a_0 a_5}{a_1} & c_2 &= \frac{b_1 a_5 - a_1 b_3}{b_1} & d_2 &= \frac{c_1 b_3 - b_1 c_2}{c_1} & e_2 &= \frac{d_1 c_3 - c_1 d_2}{d_1} & f_2 &= \frac{e_1 d_3 - d_1 e_2}{e_1} \\
b_3 &= \frac{a_1 a_6 - a_0 a_7}{a_1} & c_3 &= \frac{b_1 a_7 - a_1 b_4}{b_1} & d_3 &= \frac{c_1 b_4 - b_1 c_5}{c_1} & e_3 &= \frac{d_1 c_4 - c_1 d_5}{d_1} & f_3 &= \frac{e_1 d_4 - d_1 e_5}{e_1}
\end{aligned} \tag{3.15}$$

O sistema é estável quando não há mudança de sinal em uma dada coluna. Várias soluções não físicas foram encontradas, resultando em vetores com diversos termos complexos.

Dessa forma, uma alternativa para encontrar a velocidade crítica foi criada, através de um processo iterativo. Partindo de uma velocidade inicial, e em seguida, realizando um incremento dessa até que haja a mudança de sinal em uma das colunas de Q .

Os parâmetros considerados na análise inicial foram obtidos a partir de Liu et al. (2020) conforme a Tab. 1 para um ângulo de ataque de 165° considerando o condutor com 200 m de extensão.

Tabela 1 – Parâmetros da verificação da formulação

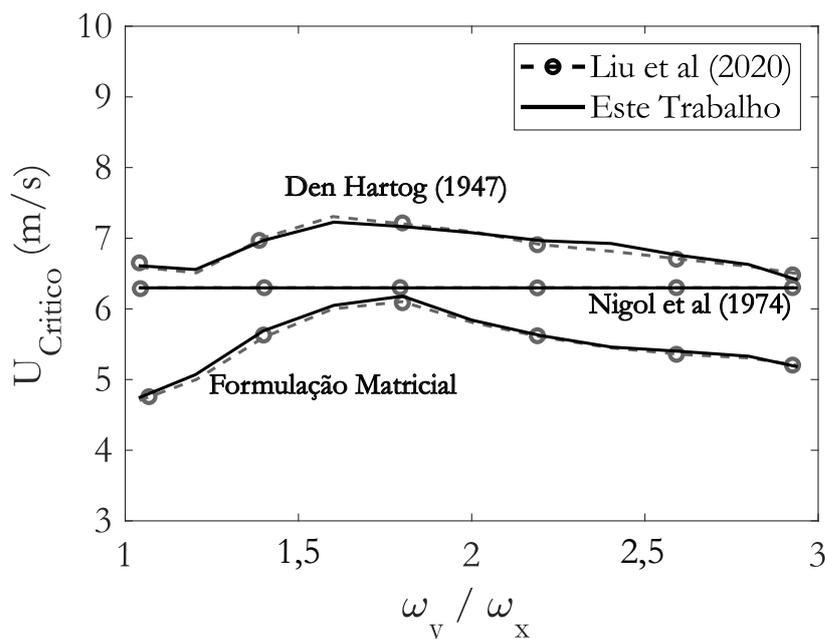
Parâmetro	Notação	Valor numérico	Frequências (Hz)		
			ω_y/ω_x	ω_x	ω_y
Massa linear - cabo (kg/m ³)	m	1,53	1,00	0,4023	0,4527
Massa específica-ar (kg/m ³)	ρ	1,29	1,43	0,3279	0,4880
Momento de inércia (m ⁴)	J	0,0057	2,00	0,2623	0,5372
Diâmetro do cabo (m)	d	$27,6 \times 10^3$	2,50	0,2282	0,5649
Razão de amortecimento	ζ_x e ζ_y	0,005	2,73	0,2068	0,5637
	ζ_θ	0,038	2,78	0,1917	0,5347
C_D	—	0,78	2,81	0,1778	0,5069
C_L	—	0,52	2,82	0,1702	0,4842
C_M	—	-0,16	2,84	0,1526	0,4628
$\frac{dC_D}{d\alpha}$	—	-14,20	2,88	0,1475	0,4439
$\frac{dC_L}{d\alpha}$	—	-0,8379	3,00	0,1387	0,4250
$\frac{dC_M}{d\alpha}$	—	-0,0560		ω_θ	0,40

Fonte: Adaptado de Liu et al. (2020)

Então, foram realizadas as análises para os três graus de liberdade (3DOF), similar a Liu et al. (2020) e comparadas com as formulações: translacional (DEN HARTOG, 1947) e rotacional (NIGOL; CLARKE, 1974) para a velocidade crítica. Este trabalho foi então comparado com os autores, chegando aos gráficos da Fig. 17.

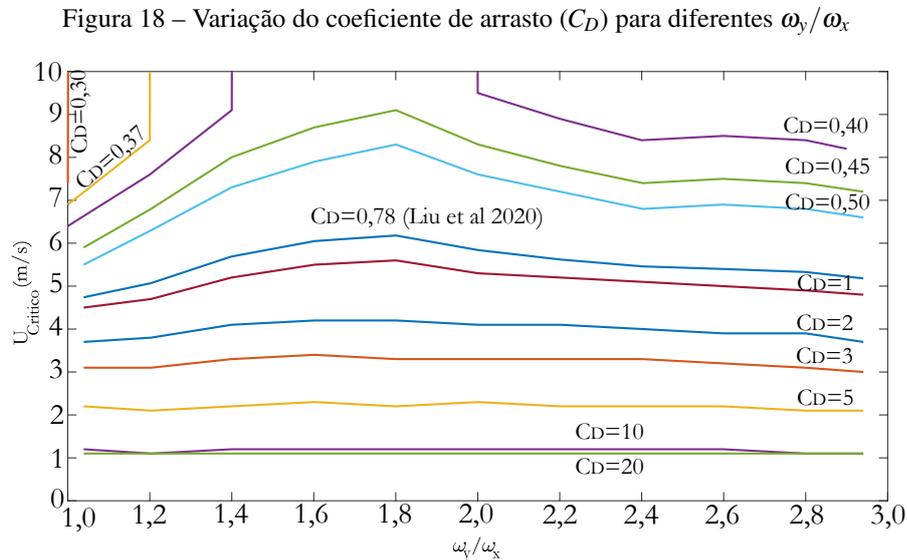
Essa plotagem apresentou um pequeno erro devido à imprecisão na coleta de dados, pois foi utilizada uma ferramenta de captura de pontos em imagens para as variáveis (PLOTDIGITIZER, 2001): frequências, coeficientes aerodinâmicos e suas derivadas.

Figura 17 – Velocidade crítica para diferentes formulações



Fonte: Adaptado de Liu et al. (2020)

Em seguida, foi verificada a influência dos coeficientes aerodinâmicos, e suas derivadas. Preliminarmente, foi realizada a análise do coeficiente de arrasto para as diferentes razões de frequências, conforme a Fig. 18.



Fonte: O Autor (2023)

Graficamente, percebe-se que todas as curvas, principalmente para $C_D < 2$, têm velocidade crítica maior quando a razão das frequências ω_y/ω_x é 1,8, valor este, apontado por Liu et al. (2020). Para outras variáveis analisadas, esta frequência pode ser considerada uma faixa de segurança, pois eleva a velocidade crítica para $C_D < 2$, entretanto para coeficientes maiores que 2, não há dependência com a frequência.

Analisando fisicamente o gráfico, percebe-se sua concordância com o esperado: quanto maior o arrasto, maior será a oposição da estrutura ao escoamento, e conseqüentemente, maior será a força de arrasto, transferindo assim, uma maior energia à estrutura, então menor será a velocidade necessária para iniciar o galope estrutural. De maneira análoga, quanto menor o coeficiente de arrasto, menor será o carregamento, e maior será a velocidade para iniciar a instabilidade aerodinâmica. Entretanto, há uma condição de frequências e C_D , no qual independente da velocidade a estrutura não entrará em galope.

Outra consideração retirada da Fig. 18 é que para a situação em questão, há uma velocidade crítica limite, neste caso 1,10m/s. Mesmo com o incremento do coeficiente aerodinâmico, velocidades do vento inferiores a esse valor não causam o galope.

Para a seção analisada, coeficientes de arrasto inferiores a 0,37, a velocidade crítica não guarda dependência com esse, indicando que a estrutura não entrará em galope.

3.2.1 Sensibilidade dos parâmetros aerodinâmicos

Para o exemplo em questão (LIU et al., 2020), foi realizada a análise de sensibilidade da velocidade crítica em relação aos coeficientes aerodinâmicos e suas derivadas, verificando, qual a influência destes parâmetros na velocidade crítica. Esta análise foi realizada mantendo os demais parâmetros fixos, e alterada a variável em questão.

Analisando as variáveis para $\omega_y/\omega_x = 1,8$ estaria contra a segurança, uma vez que as velocidades críticas são maiores (conforme visto na Fig. 18). Desta forma, a variação dos coeficiente e suas derivadas, foram analisadas para uma razão de frequências de 1,00 e também para o limite 1,80.

Os coeficientes aerodinâmicos foram avaliados e estão representados através da Fig. 19. O coeficiente de arrasto e sustentação para valores negativos apresentaram velocidade crítica alta. Com isso é, possível verificar que a estrutura teria uma região segura para o galope (Figs. 19a e 19b), desde que seu coeficiente de arrasto e sustentação assumissem valores negativos ($C_D < 0$ e $C_L < 0$). Fisicamente algumas estruturas podem apontar o coeficiente de sustentação negativo, entretanto o arrasto não pode apresentar o mesmo comportamento, uma vez que indicaria força contrária ao movimento.

Para $x = 0$ verifica-se uma assíntota vertical em ambos os gráficos. Entretanto, esta interpretação não é coerente fisicamente para o arrasto, uma vez que para um dado vetor velocidade, precisaria haver uma força de arrasto contrária a sua direção. Desta forma, necessita-se dimensionar as estruturas, com menores C_D e C_L , que terão maiores velocidades críticas. Para o coeficiente de momento (Fig. 19c), verifica-se que maiores valores elevam a velocidade crítica, tornando a estrutura que está sujeita a estas condições de carregamento mais segura.

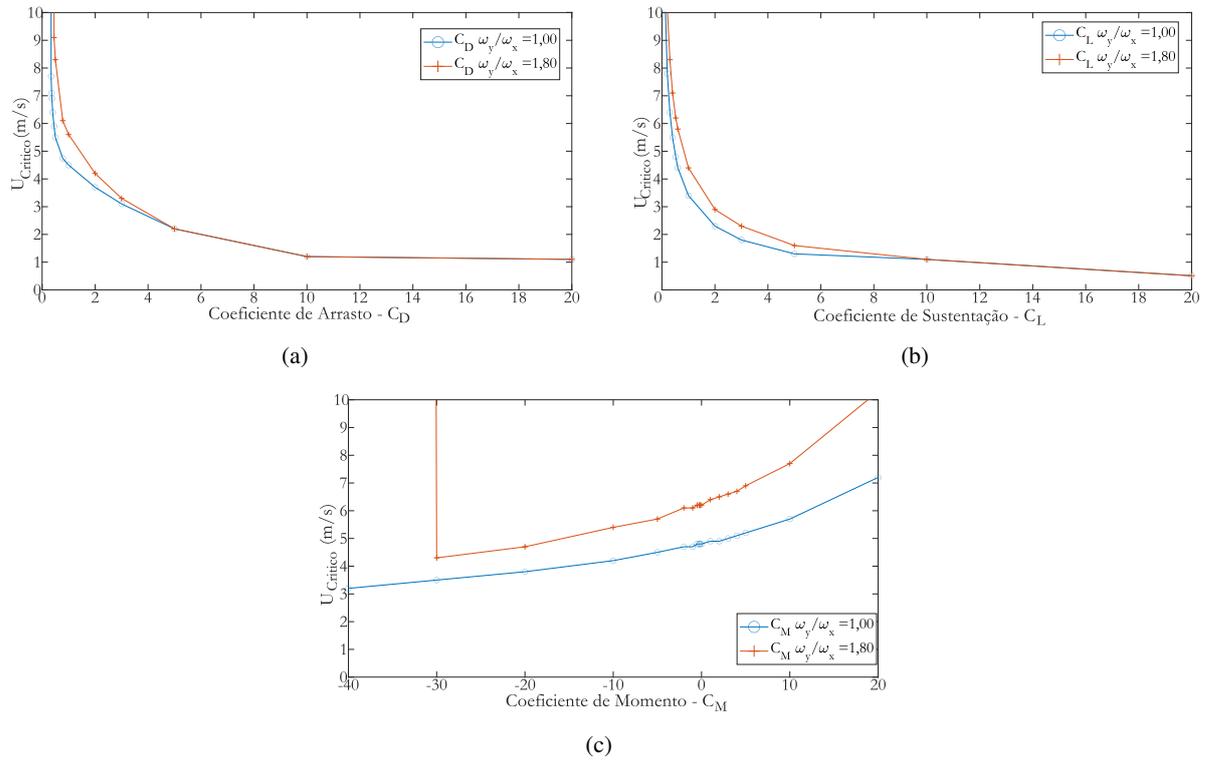
A variação do arrasto em relação ao ângulo de ataque influencia na velocidade crítica apenas quando $\frac{\partial C_D}{\partial \alpha} < 0$, ver Fig. 20a para valores positivos, esta velocidade tende ao infinito e desta forma não é sensível ao parâmetro.

A derivada do coeficiente de sustentação (Fig. 20b) apresenta uma assíntota vertical quando $\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = -1,80$, entretanto decresce rapidamente, atingindo a velocidade crítica mínima quando $\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} = 2,00$, para a razão de frequência $\omega_y/\omega_x = 1,80$. Já para a razão de 1,00 este valor crítico só é atingido quando a derivada é próxima de 30, entretanto, rapidamente, há uma redução da velocidade atingindo valores críticos.

A derivada do momento é visualizada na Fig. 20c, onde o valor mínimo da velocidade é atingido quando $\frac{\partial C_M}{\partial \alpha} = -0,1$. A razão da frequência 1,00 apresentou velocidade crítica elevada a partir da $\frac{\partial C_M}{\partial \alpha} = 5,8$, enquanto que a razão $\omega_y/\omega_x = 1,80$ apresentou elevação gradual da velocidade crítica, chegando a 6,10 m/s quando a variação do momento $\frac{\partial C_M}{\partial \alpha} = 10$.

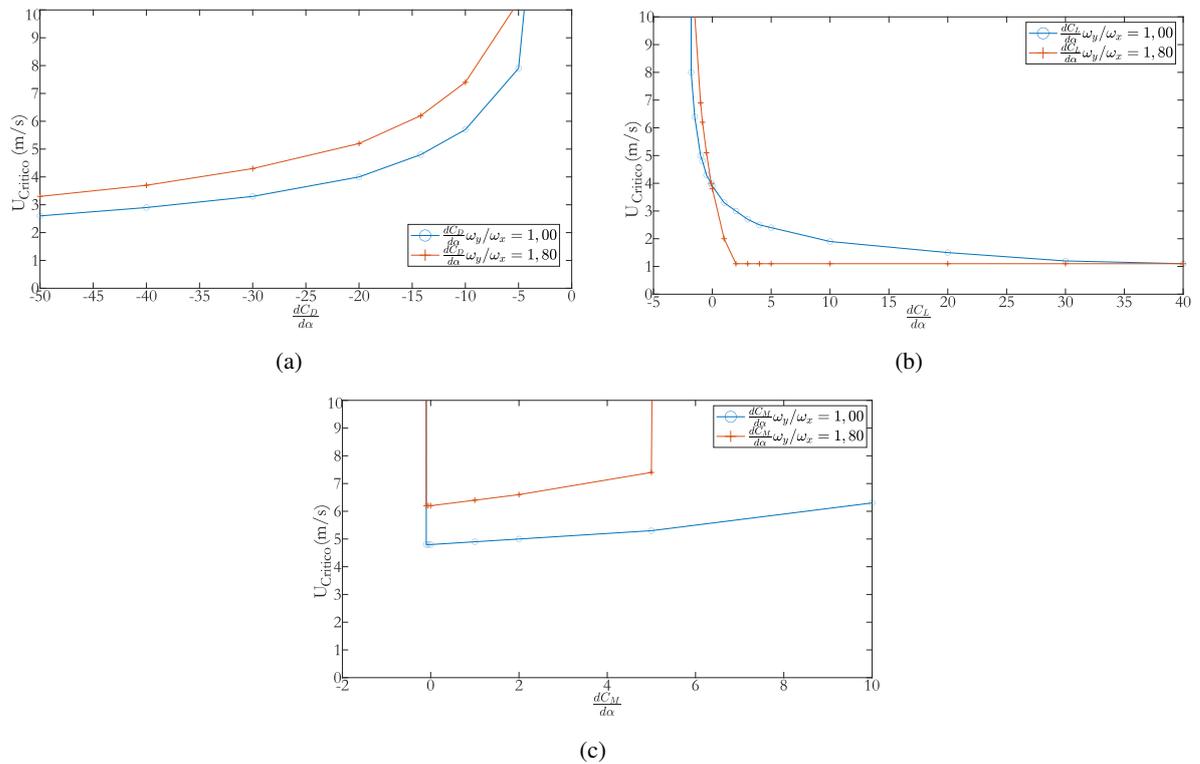
A variação de $U_{critico}$ em relação às derivadas $\frac{\partial C_{D,L,M}}{\partial U}$ é analisada através da Fig. 21. Através da Fig. 21a, verifica-se que $\frac{\partial C_D}{\partial U}$ reduz a partir de zero, entretanto entre -0,50 e 0 há uma

Figura 19 – Sensibilidade de $U_{Crítica}$ em relação a $C_{D,L,M}$



Fonte: O Autor (2023)

Figura 20 – Sensibilidade de $U_{Crítica}$ em relação a $\frac{\partial C_{D,L,M}}{\partial \alpha}$

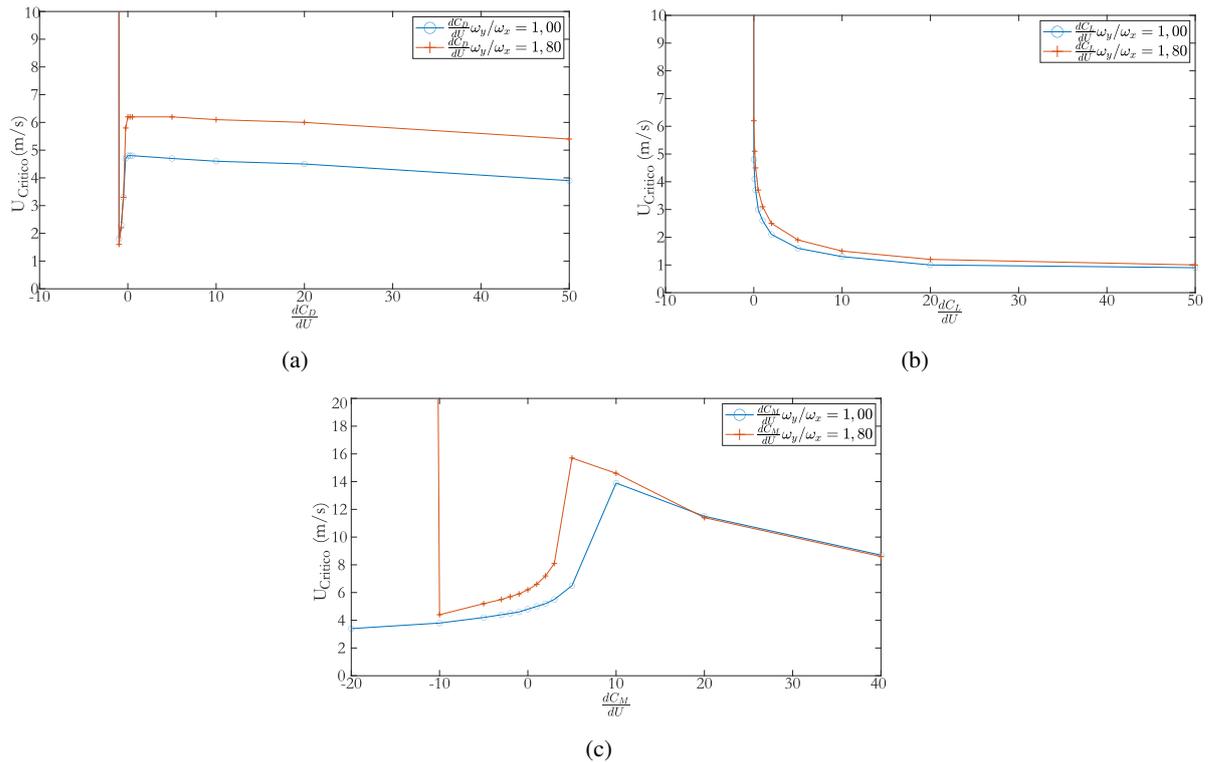


Fonte: O Autor (2023)

redução abrupta da velocidade crítica, chegando ao valor mínimo de 1,600 se tornando uma região vulnerável ao galope.

A variação da sustentação em relação a U (Fig. 21b) apresentou comportamento similar à variação do α na qual a velocidade decresce rapidamente atingindo valores mínimos de 1,0 m/s quando a $\frac{\partial C_L}{\partial U} = 20$. Quando $\frac{\partial C_L}{\partial U} = 2$ as razões de frequência $\omega_y/\omega_x = 1,00$ e $1,00$ apresentou velocidade crítica será 2m/s.

Figura 21 – Sensibilidade de $U_{Crítica}$ em relação a $\frac{\partial C_{D,L,M}}{\partial U}$



Fonte: O Autor (2023)

O coeficiente de momento (conforme a Fig. 21c), quando sua variação em relação a U , detém regiões seguras (maiores $U_{critico}$) entre 5 e 15. Já para valores menores que 0 e maiores de 20, $U_{critico}$ diminui, tornando a estrutura mais suscetível ao galope. Verifica-se que em elementos com razão de frequência (ω_y/ω_x) de 1,80 há uma região onde a velocidade aumenta, para $\frac{\partial C_M}{\partial U} < -10$, entretanto o mesmo não ocorre para $\omega_y/\omega_x = 1,00$ que a velocidade atinge valores mínimos (3,40m/s), tornando-a instável para velocidades superiores a essa.

3.2.2 Equação para a velocidade crítica

Há uma grande dificuldade em exibir explicitamente uma equação para a velocidade crítica no caso do sistema de três graus de liberdade, similar ao que foi apresentado por Blevins (1977) através das Eqs. 2.22 e 2.29 para o galope translacional e rotacional, respectivamente.

Essa complexidade reside na dependência das demais variáveis, que não representam o mesmo comportamento, e também devido a não linearidade do sistema. Entretanto, é possível isolar uma das variáveis e realizar a análise de sensibilidade e sua participação no comportamento da estrutura. Dessa forma foi proposta uma estratégia para obtenção de uma velocidade para consideração de coeficiente aerodinâmico em situação de convergência (estabilidade):

1. Verificar graficamente a tendência de velocidade crítica para valores maiores, neste caso, o C_L (no ∞), através da Fig. 19b;
2. Avaliar que a mudança no coeficiente de sustentação, só mudava o termo $e1$ da Eq. 3.14, logo, este é o termo que causará a instabilidade do sistema;
3. Fazer com que esta equação não seja negativa;
4. Tomar o limite de $e1$ quando $C_L \rightarrow \infty$ (obtendo a Eq. 3.16);
5. Aplicar os valores das variáveis do problema;
6. Obter a velocidade crítica através dessa equação.

$$\lim_{C_L \rightarrow \infty} e1 = \frac{m^2}{2} (e1_1 + e1_2 + e1_3 + e1_4 + e1_5 + e1_6 + e1_7)$$

$$\begin{aligned} e1_1 &= 4m\omega_x\omega_y^2\omega_\theta^2\zeta_x \\ e1_2 &= 4m\omega_x^2\omega_y\omega_\theta^2\zeta_y \\ e1_3 &= UC_D D\rho\omega_x^2\omega_\theta^2 \\ e1_4 &= 2UC_D D\rho\omega_y^2\omega_\theta^2 \\ e1_5 &= UD\rho\omega_x^2\omega_\theta^2\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \\ e1_6 &= U^2D\rho\omega_y^2\omega_\theta^2\frac{\partial C_D}{\partial U} \\ e1_7 &= UD^2\rho\omega_x^2\omega_y^2\frac{\partial C_M}{\partial \alpha} \end{aligned} \quad (3.16)$$

Para fins comparativos foram consideradas as frequências: $\omega_x = 0,4022698Hz$, $\omega_y = 0,45271122 Hz$ e $\omega_\theta = 0,40 Hz$. Aplicando na equação 3.16, foi encontrado o valor para a velocidade crítica $U_{critico} = -0,4230 m/s$. Através da Eq. 3.11, resulta em $U_{critico} = -0,44 m/s$, apresentando erro de 4 %.

Logo, verifica-se que o procedimento apresentado na Eq. 3.16 permite conhecer regiões seguras, onde os coeficientes de arrasto, sustentação ou momento não provocam instabilidade aerodinâmica à seção.

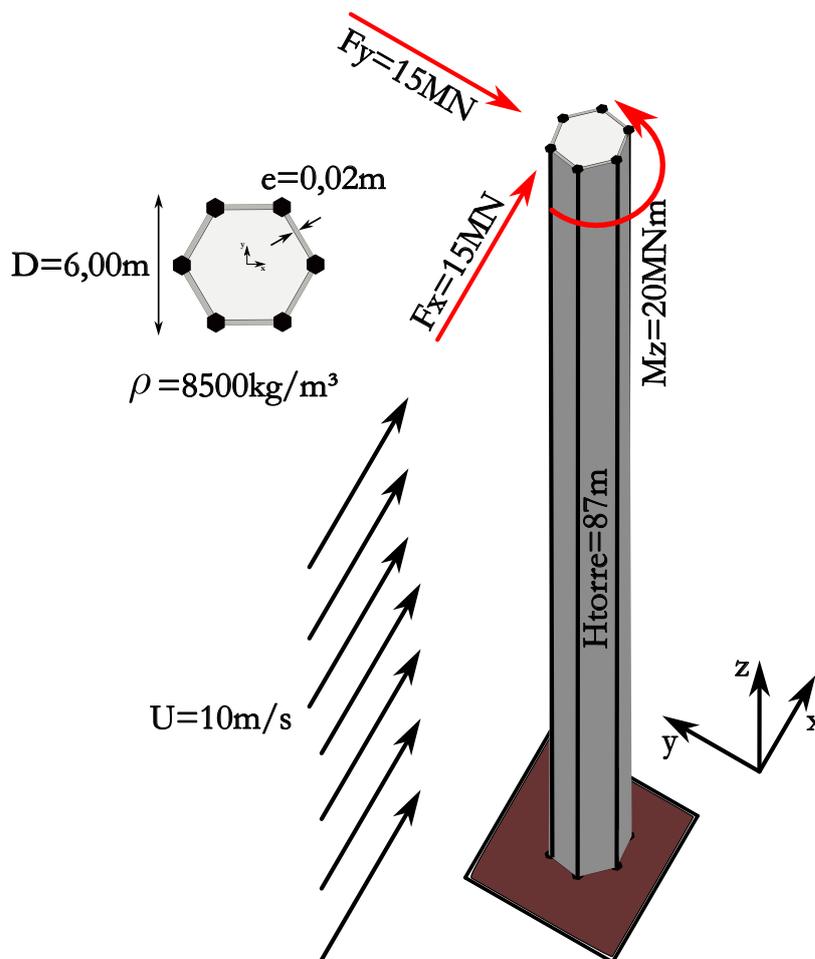
3.3 Análise de uma torre com seção hexaédrica: engastada e livre

Para calibração, foi analisada uma torre, que apresenta comportamento análogo a uma viga engastada e livre, com valores de deslocamentos fácil obtenção na literatura, apenas para verificação do modelo empregado em relação ao comportamento estrutural, a partir do código dinâmico empregado. Simplificações foram realizadas objetivando apenas a avaliação da sensibilidade do fenômeno à variação dos coeficientes aerodinâmicos.

A estrutura em questão é uma torre metálica (Fig. 22) de 87 m de altura, com área da seção transversal hexagonal de diagonal 6,00 m e espessura 0,02 m.

Por simplificação, a torre será considerada com área da seção transversal e espessura constantes, da base ao topo. O módulo de elasticidade longitudinal (E) considerado foi de $2,10 \times 10^{11} \text{ N/m}^2$, e módulo de elasticidade transversal (G) igual a $8,08 \times 10^{10} \text{ N/m}^2$, dados característicos do aço estrutural, e adotados em trabalhos de Jonkman et al. (2009).

Figura 22 – Torre metálica modelo com seção hexagonal



Fonte: O Autor(2023)

A estrutura está sujeita a um carregamento no topo, dado por $F_x = 15MN$, $F_y = 15MN$ e $M_z = 20MN.m$. As forças poderiam ser apenas em uma direção, entretanto foi excitada nas demais para fugir dos pequenos deslocamentos, na direção y, o que poderia influenciar de forma indesejada nos resultados. A torre está sujeita a um vento constante de 10m/s.

A estrutura foi resolvida utilizando o Matlab através de um código de dinâmica com a utilização da integração numérica Newton-Raphson com passo de tempo de 0,01 s. Essa torre foi discretizada em 87 elementos (cada um com 1 m) do tipo pórtico espacial com 12 graus de liberdade por elemento (seis por nó). O nó da base foi considerado engastado, e a extremidade oposta (topo) foi considerada livre.

Os coeficientes aerodinâmicos e suas derivadas são modificados apenas para avaliação do comportamento dinâmico da estrutura, não necessariamente representando os reais coeficientes da seção em questão.

Foram criados diferentes casos para a análise dos cenários (variação dos coeficientes aerodinâmicos e suas derivadas). O Quadro 6 apresenta essas informações e também a previsão do comportamento para o movimento dinâmico.

Quadro 6 – Casos analisados para a torre engastada e livre sujeita a um escoamento

Caso	Variável alterada	Comportamento esperado	Referência (Autor)
01	$\{\zeta_x, \zeta_y, \zeta_\theta\} = 0$	Manutenção da amplitude (Movimento não amortecido)	
02	$\{\zeta_x, \zeta_y, \zeta_\theta\} > 0$	Redução da amplitude (Movimento amortecido)	Amortecimento de Rayleigh (1954)
03	$\left\{ \begin{matrix} \frac{dC_D}{d\alpha} & \frac{dC_L}{d\alpha} & \frac{dC_M}{d\alpha} \\ \frac{dC_D}{dU} & \frac{dC_L}{dU} & \frac{dC_M}{dU} \end{matrix} \right\} > 0$	Redução da amplitude (Movimento amortecido)	
04	$\left\{ \frac{dC_D}{d\alpha}, \frac{dC_L}{dU}, \frac{dC_M}{dU} \right\} < 0$	Comportamento pouco alterado	
05	$\frac{dC_L}{d\alpha} < 0$	Instabilidade translacional em y: Aumento da amplitude nesta direção	Den Hartog (1947)
06	$\frac{dC_M}{d\alpha} < 0$	Instabilidade rotacional em z: Aumento da rotação nesta direção	Nigol e Clarke (1974)
07	$\frac{dC_D}{dU} < 0$	Instabilidade translacional em x: Aumento da amplitude nesta direção	Martin, Naudascher e Currie (1981)

Fonte: O Autor(2023)

Nestes casos estudados, ao analisar uma ou mais variáveis, as demais são consideradas nulas, exceto o fator de amortecimento estrutural $\zeta_{x,y,\theta}$, que é considerado positivo nos casos 02 a 07, reproduzindo a contribuição da estrutura, que é independente do fenômeno aerodinâmico. As derivadas dos coeficientes aerodinâmicos em relação ao ângulo de arrasto (α) e velocidade (U) podem assumir valores negativos, desde que haja a variação dessas variáveis.

Foram analisados os deslocamentos e rotações nas direções das cargas atuantes (F_x , F_y e M_z), desprezando os demais movimentos.

3.3.1 Resultados

Os resultados das simulações estruturais para a torre exemplo são apresentados na Fig. 23. Além da formulação apresentada nesta tese, os resultados foram comparados com duas outras formulações: i) Amortecimento proporcional de Rayleigh (CLOUGH; PENZIEN, 1995) e ii) Sem amortecimento na qual a matriz C é nula.

A partir destes gráficos é possível analisar que o caso 01, no qual os fatores de amortecimento estruturais são nulos ($\zeta_{x,y,\theta} = 0$), a formulação apresentada se comportou similar ao movimento não amortecido, conforme o esperado, uma vez que a matriz de amortecimento se anulará.

No Caso 02, ao considerar o amortecimento estrutural, foi verificado um movimento amortecido, guardando grande proximidade com a formulação do amortecimento de Rayleigh.

Os deslocamentos e rotação obtidos para o Caso 03 apresentaram uma redução da amplitude, atingindo valores menores que o amortecimento de Rayleigh.

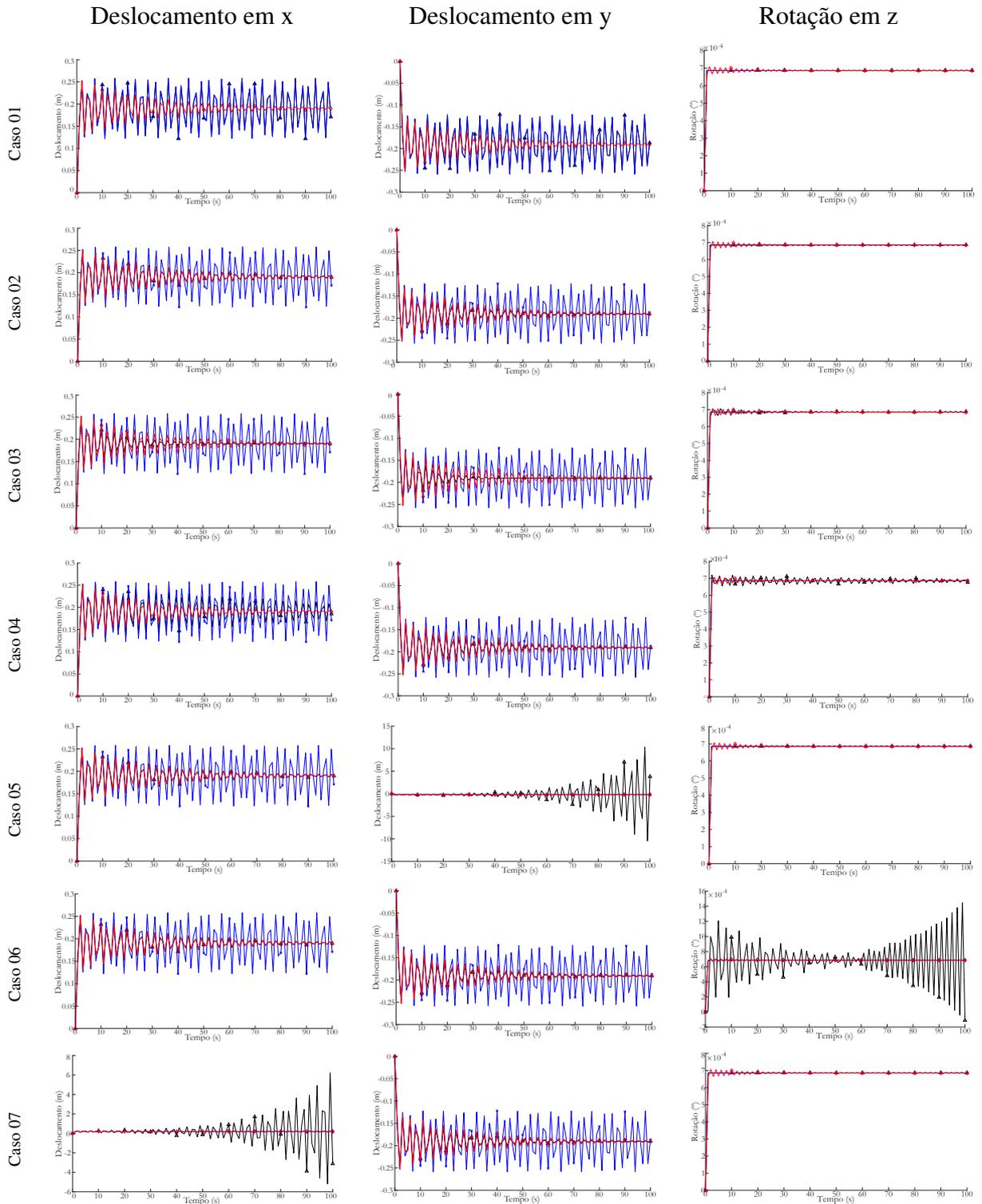
Já o Caso 04 se mostrou quase inalterado, em relação aos dois outros cenários. No deslocamento em x , a curva ficou como um valor médio entre os demais. Já o deslocamento em y e rotação em z , as curvas ficaram aproximadamente iguais ao amortecimento de Rayleigh.

O Caso 05, ao considerar $\frac{dC_L}{d\alpha} < 0$, verifica que o deslocamento em x (direção do vento) não é alterado, fato similar a rotação em z , entretanto o deslocamento em y aumenta a amplitude, resultando em galope estrutural. Essa formulação é corroborado por Den Hartog (1947).

No Caso 06, ao considerar $\frac{dC_M}{d\alpha} < 0$, verifica-se que os deslocamentos em x e y permanecem inalterados, regidos apenas pela parcela estrutural, resultando então em valores próximos ao amortecimento de Rayleigh. Já a rotação, aumenta de valor, mostrando uma amplificação rotacional, conforme apresentado por Nigol e Clarke (1974).

O Caso 07, ao alterar a derivada, fazendo-a $\frac{dC_D}{dU} < 0$, verifica-se que os deslocamentos em x são amplificados (crise do arrasto), resultando em instabilidade nesta direção (mesma do escoamento). Essa relação já foi apontada por Martin, Naudascher e Currie (1981), destacada também em análises de Macdonald e Larose (2008a).

Figura 23 – Resultados da torre exemplo: Casos 01-07



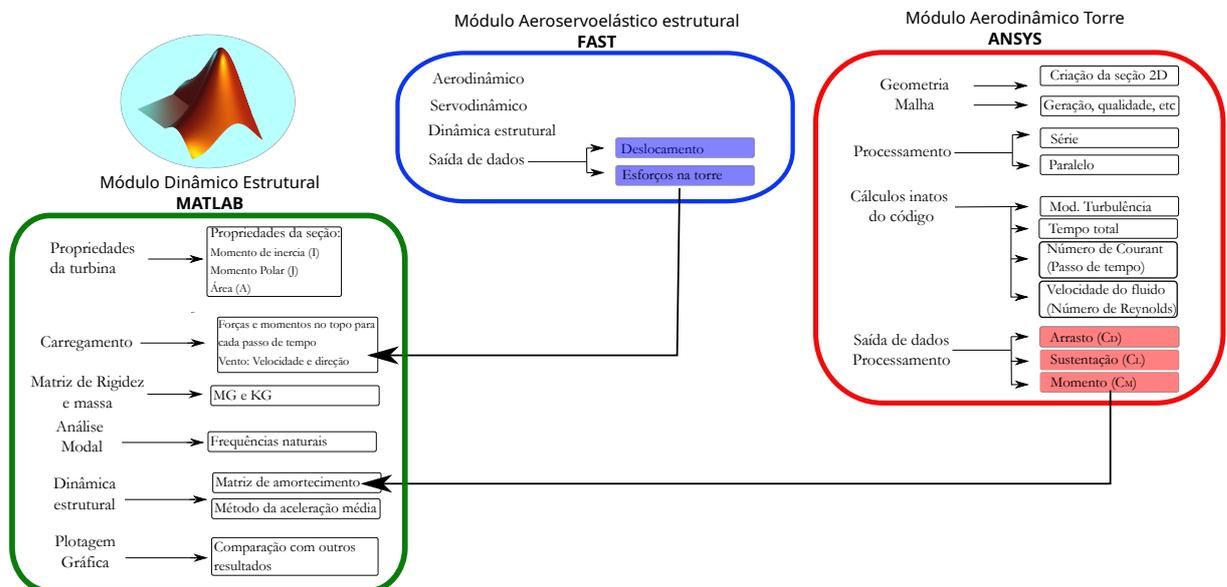
Fonte: O Autor (2023)

4 METODOLOGIA

Para alcançar os objetivos propostos, são apresentados nesta seção os procedimentos empregados nas análises. Uma metodologia progressiva foi empregada nas simulações, em cada um dos módulos (Fig. 24): Aerodinâmico da torre, aeroservoelástico estrutural e dinâmico estrutural. As etapas foram independentes, e realizadas em paralelo: Módulo aeroelástico estrutural e aerodinâmico da torre. Após isso, os parâmetros obtidos em cada uma dessas simulações são aplicados no módulo dinâmico estrutural.

Cada um desses módulos contém etapas que são apresentadas na Fig. 24 e são detalhada nesta seção.

Figura 24 – Metodologia para a análise Aeroservoelástica



Fonte: O Autor (2023)

4.1 Módulo Aerodinâmico da Torre

Etapa onde são computados os coeficientes aerodinâmicos em torres de seção não circular através da simplificação para escoamento bidimensional. Dessa forma o eixo vertical é desconsiderado, levando em conta apenas a seção transversal da estrutura.

Os coeficientes de arrasto, sustentação e momento foram obtidos via dinâmica dos fluidos computacional com o uso do programa ANSYS 2019 via módulo fluido dinâmico CFX.

As simulações foram conduzidas a fim de representar o cenário real de operação das turbinas eólicas, ou seja, cuja velocidade do vento durante a operação é de 3 m/s a 25 m/s resultando no intervalo do números de Reynolds de 10^6 até 10^7 (JONKMAN et al., 2009).

As simulações aerodinâmicas foram conduzidas de acordo com o roteiro:

1. Geração de geometria e malha
2. Escolha do tipo de processamento (série ou paralelo)
3. Modelo de turbulência
4. Tempo de escoamento e passo de tempo (Número de Courant)
5. Velocidade de escoamento (Número de Reynolds)
6. Obtenção dos coeficientes aerodinâmicos: Arrasto, sustentação e momento.

As simulações aerodinâmicas da seção transversal da torre partiram de uma geometria com parâmetros aerodinâmicos conhecidos: uma torre com seção circular, e em seguida evoluíram para as estruturas em estudo, torres com seção não circular (*hexcrete*, poligonal e tetradecagonal), permitindo nas diversas etapas validar os resultados parciais:

1. Estrutura de calibração: Uma seção circular com valores de referência conhecidos na literatura. Simulação bidimensional (2D) via ANSYS CFX objetivando os coeficientes de arrasto e sustentação em função do número de Reynolds, permitindo comparar com valores da literatura (YUCE; KAREEM, 2016; MUSTTO; BODSTEIN, 2011; TRITTON, 2012; ROSHKO, 1961; GAO et al., 2018) Uma vez de posse dessas curvas, a análise de outros parâmetros é realizada, objetivando calibrar o modelo e em seguida aplicá-lo a outras estruturas, dessa forma, será verificada a convergência de malha, modelo de turbulência, y^+ e número de Courant.
2. Estruturas com seção não circular: Torre com seção hexcrete, poligonal (tetradecagonal e outras) e seção circular com saliências (*groove*). De posse dos parâmetros da simulação na seção circular (1), as simulações foram conduzidas, também via ANSYS CFX, onde os coeficientes aerodinâmicos em função do número de Reynolds foram computados para cada ângulo de ataque. Em seguida verificado se essas estruturas são suscetíveis ao galope aerodinâmico. E verificado as regiões mais vulneráveis a este fenômeno. Estas geometrias não tem valores na literatura que permitam sua validação.

4.2 Módulo Aeroelástico Estrutural

Este módulo é responsável por realizar simulações afim de computar os carregamentos no rotor, considerando efeitos dinâmicos e amortecimentos (estrutural e aerodinâmico), além de características servoestruturais. O programa que foi empregado nessa análise foi o Fast (*Fatigue, Aerodynamics, Structures and Turbulence*), (JONKMAN; JR, 2005). O programa considera a

torre com seção circular. Esta simulação objetiva os esforços e deslocamentos referentes ao carregamento no rotor, considerando as diversas físicas atuantes na turbina, assim como os efeitos do gradiente do vento (*Wind Shear*).

1. Módulo aerodinâmico: computa os esforços aerodinâmicos no rotor via BEM.
2. Servodinâmico: Considera os efeitos da caixa de geração, adotando sua rigidez e amortecimento.
3. Solo estrutura: Para este caso será considerado o aerogerador onshore, dessa forma, a torre é engastada.

4.3 Módulo Dinâmico estrutural

Nesta etapa foi realizada a análise dinâmica estrutural da torre, considerando sua geometria com seção não circular. O código escrito em MATLAB considerou:

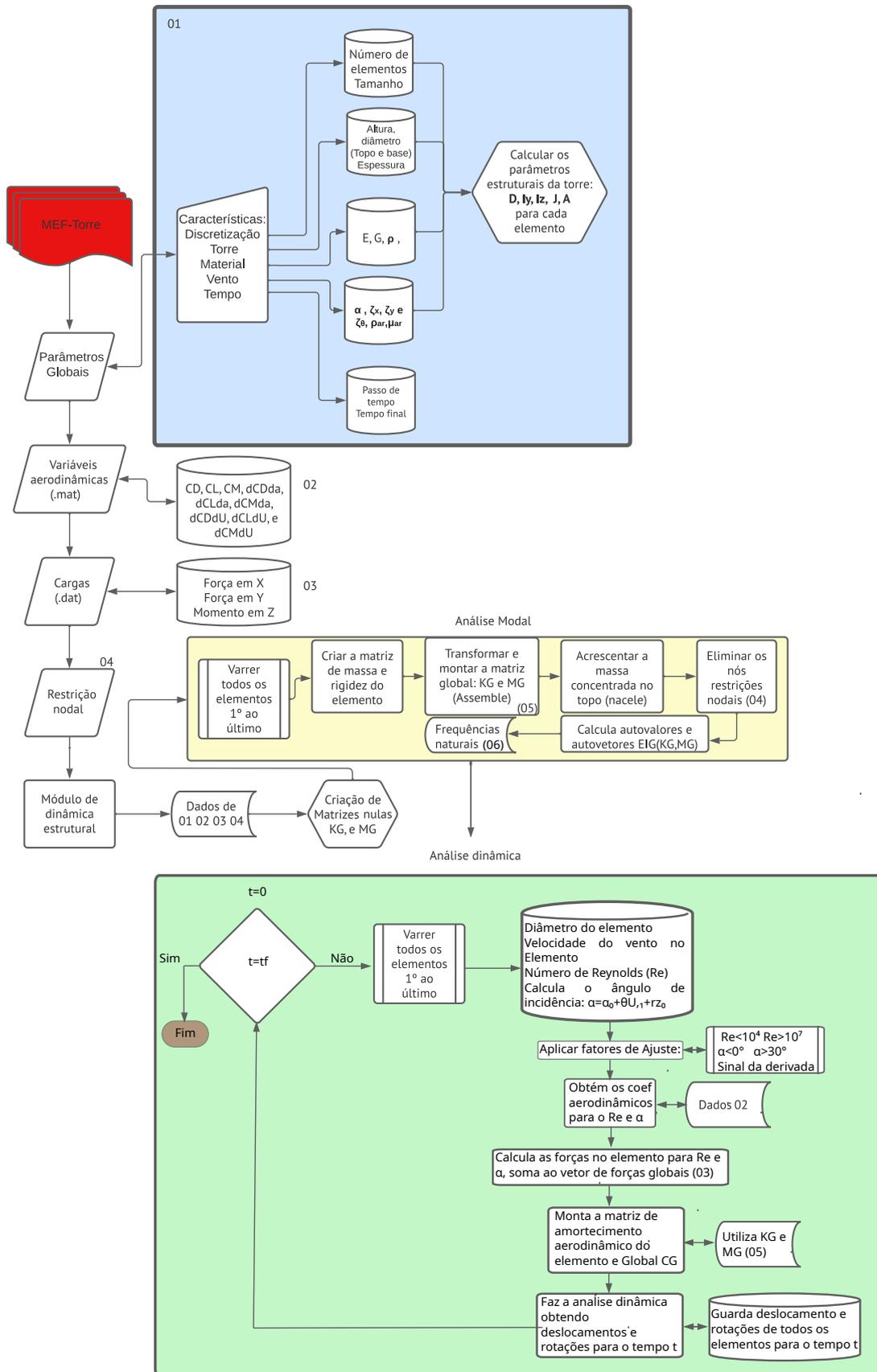
- Inércia variável: Foi necessário computar as propriedades geométricas e do material em cada elemento: Momento de inércia, momento polar, massa e área.
- Características aerodinâmicas para cada passo de tempo: Coeficientes (C_D , C_L e C_M) e suas derivadas em relação ao ângulo de ataque (α) e velocidade do vento (U).
- Dinâmica estrutural: Essa etapa foi realizada através da integração numérica via método da aceleração média (Newton-Raphson) para calcular os deslocamentos e rotações. A estrutura foi discretizada através de elementos de pórtico espacial, conforme já abordado na 2.4.3, cujas matrizes de rigidez, massa e amortecimento são apresentadas através do Apêndice C. Esse apêndice também apresenta o esquema de solução estrutural no tempo.

Ressalta-se que este código não foi otimizado, entretanto diversas rotinas podem ser aplicadas para reduzir o custo computacional, dentre elas destaca-se: i)melhorar a leitura das variáveis salvas em arquivo .mat (parâmetros aerodinâmicos e propriedades da torre), ii)Formulação dos coeficientes aerodinâmicos permitindo calculá-los via equações aproximadas, iii)processamento em paralelo e outras estratégias. O fluxo é apresentado na Fig. 25 e sucintamente detalhado em cada uma das sub-rotinas a seguir:

1. Parâmetros globais: Leitura das características iniciais do problema. Discretização, propriedades geométricas e físicas da torre, propriedades aerodinâmicas e características temporais.
2. Obtenção das variáveis aerodinâmicas: Nesta etapa se lê os coeficientes (C_D , C_L e C_M) e suas derivadas.

3. Cargas aerodinâmicas: Nesta etapa se importa o carregamento do rotor (F_x , F_y e M_z), obtido via FAST.
4. Restrição nodal: Considera os nós restritos. No aerogerador, as restrições foram aplicadas nos nós da base.
5. Módulo Dinâmica estrutural.
 - a) Criação de matrizes nulas: Rigidez (KG) e massa (MG)
 - b) Análise modal
 - i. Varre todos os elementos: 1 ao nel (Número de elementos)
 - ii. Lê as propriedades geométricas de cada elemento
 - iii. Cria a matriz de massa e rigidez do elemento
 - iv. Transforma a matriz e monta em KG e MG
 - v. Acrescenta a massa do topo referente a nacelle e rotor
 - vi. Elimina os nós através das restrições notais
 - vii. Calcula os autovalores e autovetores, obtendo as frequências naturais
 - c) Análise Dinâmica
 - i. Começa para o passo de tempo $t = t_{ant} + \delta t$
 - ii. Varre todos os elementos para o passo de tempo
 - iii. Calcula a propriedades geométricas da torre e aerodinâmicas do vento para cada elemento: Diâmetro médio, velocidade do vento, número de Reynolds e ângulo de incidência.
 - iv. Aplica os fatores de ajustes: Devido a não simulação em todos os números de Reynolds e também em todos os α , coloca-se uma sub-rotina para calcular simetrias e limites. O sinal da derivada também é modificado analisando se a curva está decrescente ou ascendente.
 - v. Obtém os coeficientes aerodinâmicos e suas derivadas a partir de Re e α .
 - vi. Calcula as forças aerodinâmicas atuantes em cada elemento, em seguida acrescenta ao vetor de forças globais
 - vii. Monta a matriz de amortecimento a partir da formulação apresentada nesta tese. Através das frequências naturais da análise modal são computadas as contribuições do amortecimento estrutural.
 - viii. Utiliza KG e MG da análise modal
 - ix. Realiza a análise dinâmica via método da aceleração média, calculando os deslocamentos e rotações. Guarda estes resultados.
 - x. Realiza o próximo passo de tempo, retoma a (i).

Figura 25 – Fluxograma do código dinâmico



Fonte: O Autor (2023)

5 PROGRAMAS UTILIZADOS NAS SIMULAÇÕES

Esta seção apresenta os principais programas usados nas simulações computacionais, para a obtenção de parâmetros de referência, calibração dos modelos numéricos e carregamentos aerodinâmicos para o código estrutural. Após um profundo levantamento bibliográfico foi possível avaliar quais métodos numéricos e programas mais usados na análise de aerogeradores, conforme o Apêndice D. Dentre eles, destaca-se, o FAST e ANSYS. Além desses *Softwares* foi utilizado ainda o Matlab para a análise dinâmica (MEF) e tratamento dos resultados. Outros programas também poderiam ter sido usados: Openfoam, em substituição ao Ansys e *Pypile* na solução do problema solo-estrutural.

5.1 FAST

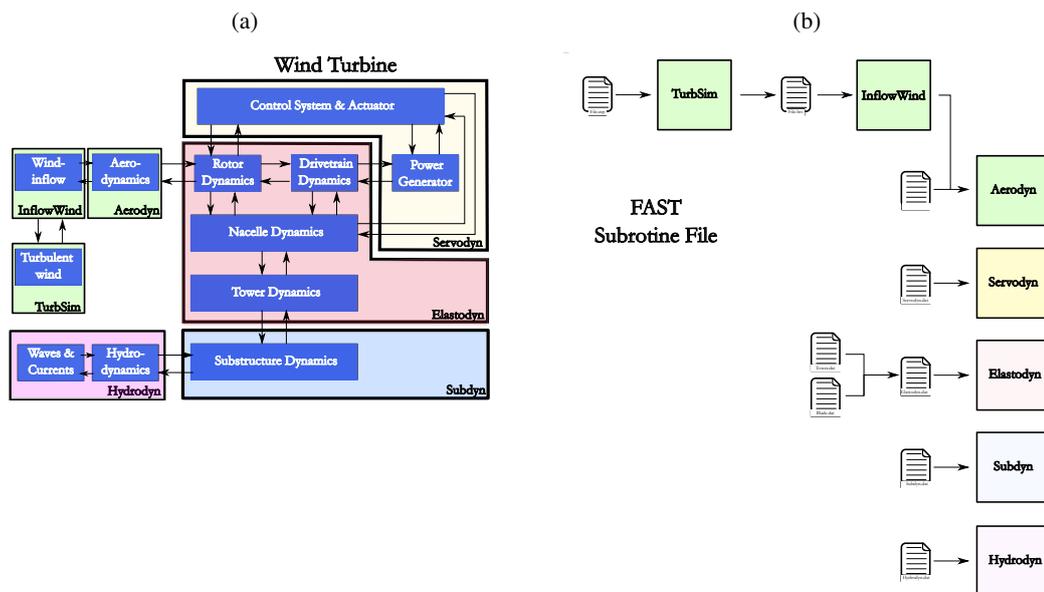
Os efeitos aerodinâmicos nos aerogeradores foram considerados através do código aeroelástico, FAST (Fatigue, Aerodynamics, Structures and Turbulence) em suas versões V7 e V8, desenvolvido pelo Laboratório Nacional de Energia Renovável (NREL), (FAST, 2008). Este programa é amplamente usado em análise de turbinas eólicas originalmente através de trabalhos de Jonkman (2003), Jonkman e Buhl (2004), Bir e Jonkman (2007). Além de outras aplicações desse programa, cita-se o estudo de fundações e torres de turbinas eólicas em Abhinav e Saha (2017), Abhinav e Saha (2015), Carswell et al. (2015), Jung, Kim e Patil (2015), Mardfekri e Gardoni (2013) e também a investigação de carregamento do vento e hidrodinâmico em trabalhos de Marino, Giusti e Manuel (2017), Morató et al. (2017), Zhang, Tan e Xu (2015), Zhang, Yang e Xu (2017), Philippe, Babarit e Ferrant (2013), Rosenlund (2013), Schaffer (2017), Schløer, Bredmose e Bingham (2016), Valamanesh, Myers e Arwade (2015). A versatilidade do FAST permite a análise de condições não usuais de operação, novas características de equipamentos e até a criação de meta condições, como o que foi aplicado nos estudos de amortecedores tipo TMD em Lackner e Rotea (2011), Stewart e Lackner (2014), Tong, Zhao e Zhao (2017), Hu et al. (2018). Uma das principais vantagens do FAST é sua flexibilidade para diferentes configurações e cenários: i) tipo de instalação: *onshore* ou *offshore*; ii) tipo de fundação: monopilar, treliça, flutuante e tripilar; iii) quantidade de pás: 2 ou 3; iv) diferentes características do vento: constante, variável (definido pelo usuário) e turbulento (aleatório); v) Flexibilidades dos elementos: torre e pás; vi) Condições de operação: parado, velocidade nominal, parada de emergência, condições de vento severo e vii) efeitos adicionais.

O FAST é um código não linear no domínio do tempo que adota formulação dinâmica modal e multicorpo para torre e pás. A representação modal linear assume pequenas deformações nos membros em cada membro e as características de flexibilidade são adotadas a partir de propriedades de massa e rigidez ao longo dos elementos, representando as formas modais a partir

de polinômios equivalentes. O programa considera o primeiro e segundo modo nos elementos para as direções: i) torre: para frente e para trás (*fore-aft*) e lado a lado (*side-to-side*); ii) Pá: flexão lateral (*edgewise*) e flexão longitudinal (*flapwise*). A nacele e o hub são modelados considerando massa e inércia concentrada no topo da torre. As equações não lineares são resolvidas através de esquemas de integração com correção de Adams-Bashfort-Adams-Moulton, (JONKMAN, 2007; JONKMAN; BUHL, 2004; JONKMAN, 2003). Dentre as vantagens do código, cita-se o controle da rotação através da caixa de geração, permitindo limitar a velocidade via geradores de indução e freio aerodinâmico (mudança do *pitch* da pá).

Este programa utiliza diversas sub-rotinas, neste trabalho serão consideradas apenas aquelas aplicadas ao problema conforme a Fig. 26: Aerodinâmico (Aerodyn), Servoestrutural (Servodyn) e Elástico estrutural (Elastodyn). O FAST e suas sub-rotinas são compiladas em Intel® Visual Fortran. Esses módulos necessitam de parâmetros estruturais (geometria, massa, rigidez, etc), sendo inseridos via arquivos de entrada (Fig. 26.b) com extensão .dat.

Figura 26 – a) Esquema FAST: Sub-rotinas, b) Arquivos de entrada das sub-rotinas



Fonte: Adaptado de Jonkman e Jr (2005) e Jonkman e Jonkman (2016)

5.1.1 Aerodinâmica

A sub-rotina aerodinâmica do FAST é denominada AeroDyn e computa principalmente as cargas do vento atuando no rotor. Este módulo aerodinâmico também permite calcular a influência da torre: *tower Shadow* e carregamento na torre. Este módulo calcula as forças através da teoria clássica do momento do elemento de pá (BEM) e também o modelo de esteira dinâmica generalizada. O BEM considera correções de Prandtl, enquanto o comportamento dinâmico Stall, é incluído por Beddoes-Leishman. Para o novo passo de tempo, o FAST atualiza o AeroDyn com

a nova posição dos elementos de pá permitindo computar o novo vetor de forças, isto o torna um código totalmente aero-servo-elástico.

O Aerodyn precisa de um arquivo de vento, que pode ser inserido através do InflowWind (conforme a Fig. 26.b, módulo de geração do vento, que permite ao usuário inserir o vento de três formas: i) vento constante, ou seja, estacionário (apenas em x), ii) vento variável no tempo (apenas em x) e iii) vento variável no tempo, turbulento, aleatório (Em x, y e z). Este último é executado previamente através de um programa denominado TurbSim desenvolvido pelo NREL (JONKMAN, 2009). Este módulo é um simulador transiente estocástico de campo do vento turbulento, conforme a IEC 61400-3 (TURBINES—PART, 2009), ele cria modelos de séries temporais via grades bidimensionais com informações de velocidades (vetor das três componentes: u, v e w). O Aerodyn interpola as velocidades locais, no espaço e tempo, através da hipótese turbulência congelada de Taylor, no domínio da frequência. No FAST há a possibilidade de utilizar o Aerodyn 14 ou o Aerodyn 15, ressalta-se que o primeiro, permite a variação do coeficiente de arrasto da torre em função do número de Reynolds. Mas ambos não computam os demais coeficientes da torre: sustentação (C_L) e momento (C_M), provavelmente devido à predominância de torres circulares neste tipo de estrutura.

5.1.2 Elástico estrutural

A análise dinâmica estrutural não linear geométrica da peça de transição e também o conjunto nacele-rotor (*RNA-Rotor-Nacelle Assembly*) que ocorre no FAST, é através do módulo *ELASTODYN*, esta sub-rotina combina a formulação Multi-Corpo. A formulação modal dinâmica é aplicada na torre (JONKMAN, 2013; STRUVE, 2021). O Fast utiliza a teoria da viga exata geometricamente (*Geometrically Exact Beam Theory - GEBT*), aplicada nas pás através do módulo *BEAMDYN*. Este método permite representar deslocamentos e rotações para vigas pré curvas e pré rotacionadas, onde a matriz considera seis graus de liberdade através do acoplamento fletor, cisalhamento e torção. As equações do Multi-corpo utilizam o Método de Kane (KANE; LEVINSON, 1985) e integra no tempo utilizando métodos de 4ª Ordem Adams-Bashforth-Adams-Mounton (MOULTON, 1926; BASHFORTH; ADAMS, 1883), o esquema de integração explícito utiliza corretores com tamanho do passo fixo via esquemas de Runge-Kutta de 4ª ordem.

Já para a torre, a dinâmica modal é modelada por equação de Euler-Bernoulli sem representação das deformações axiais, torcionais e cisalhantes. Este método parte da superposição modal nos menores modos de vibração (1º e 2º) via coeficientes polinomiais assumindo pequenas rotações ($\theta \approx \frac{\partial u}{\partial h}$) e deformações $\delta \approx \frac{\partial^2 u}{\partial h^2}$. As equações que representam as rigidezes da torre nas direções para frente e para trás (*Tower Fore-Aft*) e lado a lado (*Tower Side-to-Side*) são inseridas via arquivo de entrada Tower.dat (Fig. 26).

5.1.3 Fundação - Solo-estrutura

O módulo adotado para a análise solo-estrutura no FAST é o Subdyn (DAMIANI; JONKMAN; HAYMAN, 2015). Neste trabalho a fundação será desprezada, sendo considerado o aerogerador em terra (*Onshore*) devido a independência do estudo com tal característica, não objetivou avaliar o comportamento de elementos de fundação devido a tais características aerodinâmicas na torre. Entretanto, o Subdyn permite a modelagem de diversos tipos de fundação: monopilar, treliça espacial, tripé, flutuante, entre outros. O Subdyn depende de duas principais abordagens: i) Modelo linear de elemento finito de viga (LFEB) ii) Sistema dinâmico de redução de ordem via Craig-Bampton (C-B).

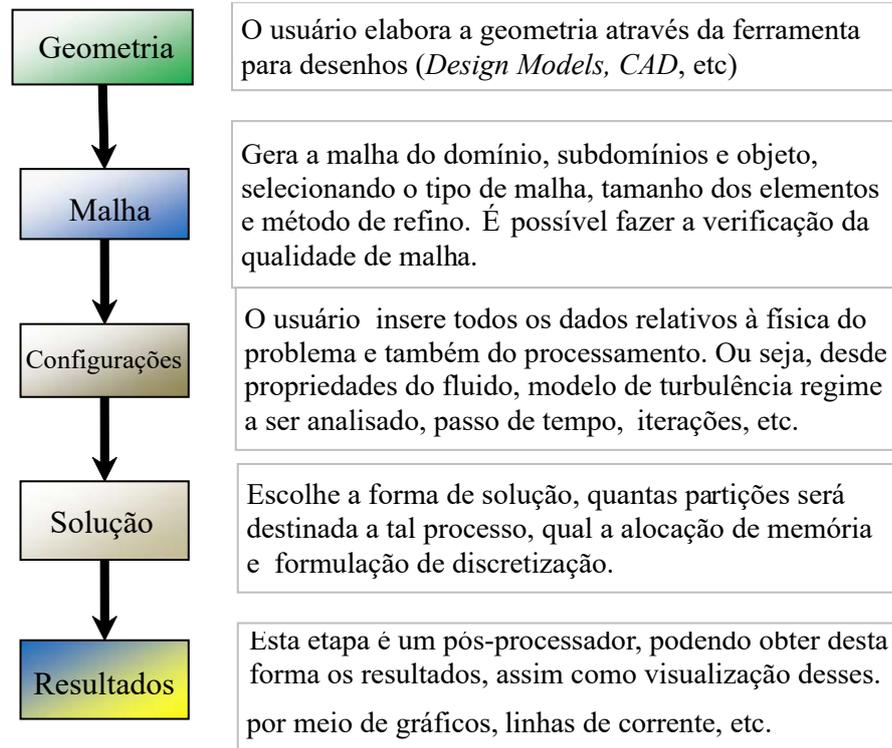
O LFEB utiliza elemento de viga de dois nós com seção constante e matriz de rigidez e massa (consistente) de ordem 12x12 conforme (DAMIANI; JONKMAN; HAYMAN, 2015). A formulação através da viga de Euler-Bernoulli parte das funções de interpolação de 3ª ordem, enquanto a viga de Timoshenko introduz as deformações cisalhantes. Já o sistema de redução de ordem C-B é aplicado objetivando reduzir o custo computacional para que a fundação não demande a solução de vários graus de liberdade em todo passo de tempo via métodos de Craig-Bampton (JR; BAMPTON, 1968) e Guyan (GUYAN, 1965).

5.2 ANSYS

Para as simulações fluido-dinâmicas, objetivando os coeficientes aerodinâmicos da torre, foi utilizado o programa comercial Ansys 19.2 em seu módulo fluido dinâmico denominado CFX, que é amplamente aplicado na análise aerodinâmica de aerogeradores. Este programa utiliza o método de volumes finitos baseado em elementos, conforme detalhado em Maliska (1995), neste método discretiza-se o domínio espacial em volumes de controle finitos (VC) mediante uma malha. As equações são integradas em cada VC, resultando em equações discretas que garantem a conservação de massa, quantidade de movimento e energia (ANSYS, 1997). O *software* aplicado utiliza uma interface gerenciadora de módulos denominada *Workbench*, onde é possível modelar via etapas da simulação, ilustradas na Fig. 27, que serão discutidas nas próximas subseções.

Segundo o tutorial do Ansys© CFX, este módulo utiliza o método iterativo *Incomplete Lower Upper (ILU)* com *Multigrid (MG) accelerated* para resolver o sistema discreto de equações lineares através da matriz para solução do sistema discreto $[A][\phi] = [b]$. Sendo $[A]$ a matriz de coeficientes, $[\phi]$ o vetor solução e $[b]$ é o lado direito da equação. Esta expressão pode ser resolvida de forma iterativa a partir de uma solução aproximada, f^n , que pode ser melhorada a partir da correção ϕ . Desta forma, Ansys (1997) aponta que a solução e acurácia desejada do problema é obtida através das sucessivas iterações desse algoritmo. Entretanto com o aumento do número de elementos da malha computacional a velocidade de resolução das iterações diminui, aumentando o tempo de simulação.

Figura 27 – Esquema Ansys



Fonte: O Autor (2023)

5.2.1 Geometria

A geometria da estrutura pode ser desenhada através do próprio software em sua interface CAD, denominada *Geometry*, que permite ser editada via dois módulos: *Design Model* e *SpaceClaim*. Entretanto ressalta-se que estas plataformas não possuem uma completa ferramenta de desenho, necessitando então de uma maior habilidade do operador. Outra alternativa para este desenho é através da importação de ferramentas gráficas, dentre elas o AutoCAD comercializado pela AUTODESK, o Microstation da BENTLEY e outros. O software Ansys importa arquivos em diversos formatos.

Por praticidade, e devido às simplificações, as seções transversais adotadas neste trabalho foram geradas através do próprio *Geometry* via *Desig Model*. Para redução do custo computacional, adota-se o uso de criação de um domínio e em seguida realiza a remoção do objeto, através de uma operação booleana, desta forma o domínio fica vazado, onde este vazado é o objeto de interesse (Seção da torre).

Objetivando a simulação bidimensional, uma das dimensões da geometria é bastante menor em relação as demais. Adotado aqui $D/100$, sendo D a dimensão característica da seção. Esta estratégia objetiva a redução do custo computacional.

5.2.2 Malha

O software utiliza uma plataforma específica para geração da malha do objeto (*Mesh*). Nesta etapa, características da malha podem ser modificadas e parâmetros definidos:

- *Sizing*: Informações referentes aos comprimentos dos elementos, máximo e mínimo. O operador também consegue inserir características referentes à prioridade ao refinar regiões curvas e na proximidade de zonas de interesse.
- *Body Influence*: Região de influência de outros corpos. Essa função foi utilizada para refinamento localizado.
- Física adotada: CFD, mechanical, hydrodynamics, etc.
- *Solver* escolhido: CFX, Fluent, etc.
- Ordem do elemento: linear ou quadrático.
- *Inflation*: Transição da malha para inflar uma camada de elementos.
- *Sweep*: Em simulações bidimensionais, se adota uma pequena espessura na direção ortogonal ao plano da seção. Esta função permite dividir o domínio no plano longitudinal. Como prática comum, objetivando reduzir o custo computacional, divide-se em duas partes, ficando os nós centrais responsáveis pelas soluções das equações governantes.
- *Statistics*: Remete a estatísticas da discretização, permitindo acompanhar os aspectos quantitativos e qualitativos da malha.
- Dispõe-se também de ferramentas adicionais, dentre elas a *Preview surface mesh*, que permite uma pré visualização da malha evitando o uso de memória para refino em regiões desnecessárias.

Para a qualidade de malha foram adotados valores mais próximos a 1 (um) para a ortogonalidade (*Orthogonal Quality*) e razão de aspecto (*Aspect Ratio*) e valores próximo a zero para deformação da malha (*Skewness*). O módulo *Mesh* do Ansys permite visualizar quais elementos apresentaram problemas de qualidade. É óbvio que em refinamento de malhas para objetos com formas complexas e milhares de elementos em todo o domínio, alguns destes não obedecerão aos requisitos de qualidade, mas cabe ao operador, responsável por refinar o domínio, permitir ou não os elementos deformados ou não ortogonais nas regiões de interesses.

Quando setores importantes da malha apresentarem maiores problemas, deverão ser corrigidos com refino local, ou outras ferramentas do *software* capazes de corrigir problemas localizados, como é o caso do *Pinch control*.

5.2.3 Setup

Este módulo é responsável pela entrada de todas as características da física dos problemas, dentre ela pode-se destacar:

- Características do material (Fluido) - possibilita ao operador editar massa específica, viscosidade, temperatura, calor específico, pressão atmosférica, condutividade térmica, entre outras. Caso seja necessário, o ANSYS dispõe de materiais previamente definidos, deixando a escolha mais sucinta.
- Características do escoamento - Modelo de Turbulência e outras.
- Características do domínio - Funções de parede conforme:
 - Entrada (Inlet) e Saída (Outlet): Permite impor a velocidade, pressão, escoamento de massa e tipo de turbulência na entrada e saída do domínio;
 - Paredes (Wall): Permite caracterizar cada parede como *Free Slip Wall* ou *No Slip Wall*, referente à condição de livre para escoar e não escorregamento (ou deslizamento) respectivamente.
 - Simetria do domínio (Symmetry). Em escoamentos turbulentos evita-se esta opção, uma vez que a simetria não é garantida para um dado passo de tempo.
- Características temporais - Seleciona-se o tipo de análise: Transiente ou estacionária. Regimes turbulentos requerem a análise transiente. O operador deverá inserir parâmetros iniciais como duração do escoamento, passo de tempo, velocidade e pressão. O passo de tempo é escolhido de acordo com o tamanho da malha, a partir do número de Courant. Na sua ausência, manter o Courant máximo entre 10 e 20 (SARMENTO, 2015) e o erro médio quadrático (RMS) do número de Courant, valores entre 0,5 e 1.
- Expressões - É possível inserir equações para obter os resultados no Solver. Nas simulações aerodinâmicas realizadas aqui, objetivou-se o arrasto, sustentação e momento, inserindo então o carregamento F_x , F_y e M_z conforme as Eqs. 2.1, 2.2 e 2.23.
- *Control Solver* - Nesta aba, características específicas de critério de marcha e parada para a simulação, entre elas ordem de resolução do método transiente e turbulência numérica, critérios de convergência (número de Loops e limite residual);
- *Output Control* - O operador pode selecionar nesta guia as informações de resultados do *software*, ou seja, quais informações há interesse em reportar (imprimir), podendo escolher então as janelas gráficas que devem ser exibidas durante o processamento.

5.2.4 Solucionador

Na janela *solver* do programa é possível alterar as definições de partição e interpolador, permitindo escolher a prioridade de execução e alocação de memória. Ainda é possível selecionar opções de inicialização na aba *Run Definition*:

- Serial - Usa apenas um núcleo do processador, ou seja está em série.
- *Platform MPI Local Parallel* - Adota-se um processamento em paralelo na mesma máquina (Via CPU), dependendo da quantidade de núcleos do computador, é possível escolher quantos serão destinados à cada simulação.
- *Platform MPI Distributed Parallel* - Nesta etapa o operador pode acoplar mais de uma máquina, desde que ambas tenham o software instalado.
- Processamento via GPU - O programa empregado ainda permite a simulação em paralelo via GPU (*Graphical processing units*), que pode chegar a apresentar simulações 32x mais rápidas que processadores convencionais (CPU) (UNLEASHING. . . , 2023), entretanto tal estratégia não foi empregada neste trabalho, podendo ser explorada em trabalhos futuros.
- Precisão dupla - O usuário ao marcar esta opção o programa computa a precisão dupla na resolução de equações do escoamento.
- Problema grande - Ao selecionar esta condição, considera-se que o problema será resolvido em grandes domínios computacionais. Isso é usual quando se deseja aplicar as dimensões reais das estruturas empregadas nas obras de engenharia. Em alternativa a marcação desta opção, é possível utilizar modelos computacionais reduzidos, nas escalas de 1:100, 1:200 ou a depender da dimensão da estrutura.

Ao executar o solucionador (*Start Run*), inicia-se a interface Solver Manager, onde é possível acompanhar em tempo real a resolução do problema e resultados requisitados no *Output Control*. O Ansys irá ler toda a física do problema, ou seja, todos os parâmetros informados. A partir de então é possível o operador acompanhar critérios preliminares e direto sem precisar de nenhum pós-processamento, permitindo salvar um arquivo da atual situação da simulação, para continuar em outro momento, ou mesmo para não perder as informações caso haja um desligamento inesperado. Também é possível exportar os dados do processamento nos formatos: ".txt" e ".csv". Nesta etapa é possível salvar as diversas variáveis, por exemplo: velocidade do vento (U, V e W), momento, força, além das expressões indicadas no *Output* do *Setup*: C_D , C_L e C_M .

5.2.5 Resultados

Na opção de *Results* é possível verificar os resultados em uma plataforma mais acessível conforme a integração homem-máquina. Nesta etapa é possível visualizar gráficos, *streamlines*, vetores e partículas do movimento. Para isto o operador pode inserir linhas e planos nesta própria plataforma, para visualizar os resultados apenas na região de interesse. É possível acompanhar as variáveis utilizadas na simulação, através da aba *Variables*, tais como número de Courant, densidade, viscosidade dinâmica, pressão, temperatura, entropia estática, turbulência, função de parede, velocidade, entre outras.

Ainda na aba *Results*, o operador também tem acesso à calculadora permitindo os módulos: i) *Macro Calculator*: calcula *fan noise*, *comfort factor*, *liquid turbunce performance*, ii) *Mesh Calculator*: permite acompanhar informações completas sobre a malha utilizada na simulação e iii) *Function Calculator* Fornece valores de variáveis (área, força, comprimento, volume, massa, entre outras).

5.3 Aspectos computacionais

Cada simulação aerodinâmica demorou em média cinco dias ininterruptos, enquanto as simulações estruturais demoraram menos de 1 min para formulações de referência e aproximadamente 30 min para a análise dinâmica proposta nesta tese (cada caso), conforme apresentado no Quadro 7.

Quadro 7 – Tempo de processamento das simulações utilizando um computador tipo *desktop*

Computador exemplo	Análise	Programa utilizado	Tempo médio de simulação para cada análise
Computador desktop Dell XPS 8920	Aerodinâmica	ANSYS	1 semana
	Aeroelástica	FAST	10 minutos
	Dinâmica estrutural sem amortecimento	MATLAB	1 minuto
	Dinâmica estrutural com a formulação proposta nesta tese	MATLAB	30 minutos

Fonte: O Autor (2023)

Todas as simulações foram conduzidas independentes, ou seja, cada computador simulou um caso com mudanças em ângulo de ataque, velocidade, geometria ou outra característica analisada, e este valor foi salvo, não dependendo do resultado de outra máquina, que estava processando outro caso. Havia a possibilidade de acoplamento de todos os computadores, para simular um caso só, e reduzir o custo computacional daquele analisado, entretanto não foi realizado pelos diversos cenários necessários para esta etapa do estudo. As simulações foram

conduzidas em quatro diferentes computadores, sendo dois domésticos (*Desktop*) e os outros, cluster físico instalados no MAMNE-UFPE. As características dos equipamentos utilizados estão detalhadas a seguir:

1. Computador Desktop Dell XPS 8920

- Processador Intel ®Core™i7-7700 3.60GHz
- 4 núcleos e 8 *Thread*
- Memória RAM 16 GB 1200MHz
- SSD M2 480GB
- GPU Gtx 1050 Ti 4GB GDDR5 3504MHz (Memoria) 1290 GHz (Core)

2. Computador Desktop HP Elitedesk

- Processador Intel ®Core™i7-4770 3.40GHz
- 4 núcleos e 8 *Thread*
- Memória RAM 12 GB 665MHz
- SSD 480GB
- Placa gráfica integrada Intel ®HD Graphics 4600

3. Computador Cluster HP Proliant DL380 Giant

- Processador Intel ®Core™Xeon V4 2.20GHz
- 48 núcleos e 96 *Thread*
- Memória RAM 32 GB 1200MHz
- HD 600GB
- Placa gráfica integrada (*OnBoard*) Matrox Adapter HP

4. Computador Cluster HP Proliant DL380 Giant

- Processador Intel ®Core™Xeon V4 2.20GHz
- 48 núcleos e 96 *Thread*
- Memória RAM 32 GB 1200MHz
- HD 600GB
- Placa gráfica integrada (*OnBoard*) Matrox Adapter HP

6 PARÂMETROS DAS SIMULAÇÕES

Este trabalho usou o aerogerador NREL 5 MW *onshore* de 126m de diâmetro do rotor. A torre tem 87,6 m e será considerada cilíndrica com diâmetro, espessura e inércia variável. O diâmetro da base é 6,00 m, e a espessura da torre nesta seção é 0,027 m, enquanto no topo a seção tem diâmetro de 3,87 m com espessura de 0,019 m, considerando aqui, a variação linear. Além da seção circular, outras são adotadas considerando mudanças geométricas a partir de soluções comerciais e literatura.

6.1 Parâmetros adotados no FAST

O FAST disponibiliza diversos exemplos, nomeados Test01 até o Test 26, que abordam aerogeradores em diferentes condições de operações, fundação e carregamento. Neste trabalho foi utilizado o exemplo Test18, que é um aerogerador *onshore*, cujos parâmetros são apresentados na Tabela 2. Os módulos considerados nestas simulações foram: Aerodyn, servodyn e elastodyn, conforme instrui Jonkman (2007). O objetivo de usar um exemplo do próprio programa é permitir futuros leitores reproduzirem o mesmo caso, e também ter dados da literatura para comparar os resultados.

Foi adotado o vento conforme preconiza a IEC 61400-23 para diferentes condições de operação. O Quadro 8 apresenta oito situações de projeto desta norma. A condição de 1.1, vento normal em produção de energia, foi tomada a velocidade nominal do vento (*Rated*), ou seja, $v_{Hub} = v_{rated} = 11,4m/s$. Outras condições do vento foram adotadas a partir da susceptibilidade do galope, após o estudo de instabilidade aerodinâmica da seção. Dentre esses casos, foram consideradas situações onde o gerador não está em operação. As características da simulação, aplicadas no FAST, são apresentadas na Tabela 2. Os valores exibidos nesse são para a simulação já convergida espacial e temporalmente. Os detalhes da análise de convergência serão discutidos no próximo capítulo.

Estas simulações desprezaram efeitos de módulos adicionais, como, por exemplo, o absorvedor de massa sintonizada (*TMD- Tuned mass damper*), subestrutura, sismos, choque de embarcações, ações de gelo, entre outras. Estas ações poderiam alterar o comportamento dinâmico estrutural, e interferir nos deslocamentos do aerogerador.

Os dados de saída objetivados nas simulações foram deslocamentos e velocidades da torre, através dos módulos Elastodyn e Aerodyn. Entre essas variáveis exemplifica-se: deslocamento translacional do topo da torre ($YawBrTD_{x,y,zP}$), rotação do topo da torre ($YawBrF_{x,y,zn}$), Força local em um ponto N qualquer ($TwHtNML_{x,y,zt}$), Força total no rotor ($RtAeroF_{x,y,zh}$), entre outras variáveis.

Tabela 2 – Parâmetros adotados no FAST NREL 5MW OC3

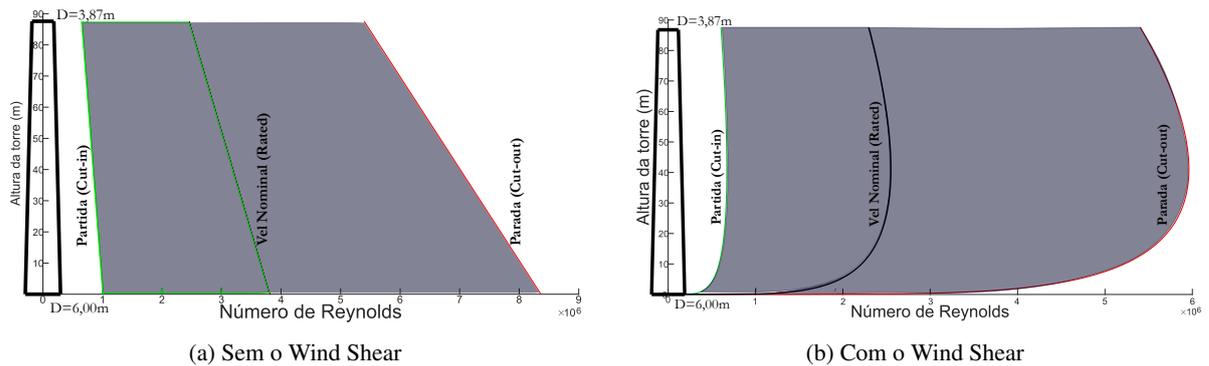
Parâmetros gerais		
Parâmetro	Nomenclatura no FAST	Parâmetro (ou Valor) adotado
Referência da turbina		NREL 5MW - Land-based (Test19)
Número de pás		3
Diâmetro do rotor		126 m
Potência nominal		5000 W
Tempo Total da análise, passo de tempo e intervalo de saída de dados	Tmax, DT e DT _{Out}	100 s , 0,001 s e 0,01 s
Aerodinâmico (TurbSim e Aerodyn)		
Discretização (z e y) e dimensões	NumGrid _y , NumGrid _z , GridHeight e GridWidth	31 x 31 nós e 145 x 145 m
Tempo da análise e Passo de tempo do vento	TimeStep e UsableTime (igual ao AnalysisTime)	100 s e 0,05 s
Altura do Hub	HubHt	90 m
Parâmetros do vento e turbulência	TurbModel, IECstandard e IEC _{WindType}	Kaimal, IEC 61400-1 Ed3 Classe B e Vento Normal (NTM)
Altura de referência (ponto de aplicação do vento)	RefHt	90 m
Velocidade de referência	Uref	V _r (11.4m/s) e V _{e50}
Expoente da lei de potência, Rugosidade da superfície e número do gradiente de Richardson	PLExp, Z0 e RICH _{N0}	0,14, 0,03 m e 0,05
Modelo de Esteira e Modelo aerodinâmico do aerofólio	WakeModel e AFAeroMod	BEM e Beddoes-Leishman unsteady model
Influência da torre, sombra de pá e aerodinâmica da torre	TwrPotent, Tower Shadow e TwrAero	Escoamento potencial, Sim e Sim
Densidade, Viscosidade do ar e velocidade do som no ar	AirDens, KinVisc e SpdSound	1,225 kg/m ³ , 1,464e-5 m ² /s e 335m/s
Consideração das perdas	TipLoss, HubLoss e TanInd	Sim
Modelo aerodinâmico transiente	UAMod	Mínemna/Pierce variant Muda o CC e CM
Servodinâmico (Servodyn)		
Controle de Pitch	PCMode	Definido via arquivo DLL (ServoData/DISCON _w in32.dll)
Tempo para anular a manobra de pitch	TPitManS	9999,9 s
Razão de mudança do pitch em cada manobra até o ângulo final	PitManRat	2 °/s
Pitch final para o pitch de manobra	BIPitchF	0°
Eficiência do gerador	GenEff	94,40%
Partida e parada do gerador	GenTiStr e GenTiStp	Por tempo: TimGenOn(0 s) e TimGenOf(9999,9s)
Rigidez e amortecimento da nascele	YawSpr e YawDamp	9028320000 e 19160000
Elastico estrutural (Elastodyn)		
Método de integração	Method	ABM4
Gravidade	Gravity	9,80665 m/s ²
Condições iniciais	RotSpeed	12,1 rpm
Demais condições	Pitch, def, Ptfm etc	0
Distância do hub ao extremo da pá	TipRad	63 m
Distância do hub ao acomplamento da pá	HubRad	1,5 m
Curvatura inicial da pá (cone)	Precone	-2,5 °
Distância do eixo vertical ao rotor	OverHang	-5,0191 m
Distância do topo do rotor	ShftGagL	1,912 m
Ângulo do rotor a caixa de geração	ShftTilt	5°
Altura da torre	TowerHt	87,6 m
Massas: Hub e Nacele	HubMass e NacMass	56.780 kg e 240.000 kg
Inércia: Hub, Gerador e Nacele	HubIner, GenIner e NacYiner	115.926 kg m ² , 534.116 kg m ² e 2,60789e6 kg m ²
Rotor teeter	Teet (Rigidez, amortecimento, parada, etc)	0
Eficiência e razão da caixa de engrenagem	GBoxEff e GBRation	100% e 97%
Rigidez e amortecimento torcionais do sistema de transmissão	DTTorSprp e DTTorDmp	8,67637e8 Nm/rad e 6,215E6 Nm/(rad/s)
Solo Estrutura (Elastodyn)		
Movimentos translacionais da plataforma	PtfmSgDOF, PtfmSwDOF e PtfmHvDOF	False
Movimentos rotacionais da plataforma	PtfmRDOF, PtfmPDOF e PtfmYDOF	False
Arquivos de entrada (.fst e .dat)		
Entrada do FAST (Programa principal)		Test18
Elastodyn		NRELOffshrBslne5MW_Onshore_ElastoDyn.dat
BeamDyn		NRELOffshrBslne5MW_Onshore_BeamDyn.dat
Inflow		NRELOffshrBslne5MW_Onshore_InflowWind.dat
Aerodyn 14		NRELOffshrBslne5MW_Onshore_AeroDyn14.dat
ServoDyn		NRELOffshrBslne5MW_Onshore_ServoDyn.dat

Fonte: O autor (2023)

6.2 Parâmetros adotados no ANSYS

As simulações aerodinâmicas foram conduzidas, via domínios bidimensionais, para velocidades do vento para contemplar o intervalo de abrangência do aerogerador, ou seja, de 3 m/s a 25 m/s, que resultam em número de Reynolds de 1×10^4 até 10×10^6 conforme a Fig. 28 para a análise sem (Fig. 28a) e com (Fig. 28b) o *Wind Shear*.

Figura 28 – Número de Reynolds ao longo da altura do aerogerador NREL-5MW para velocidades de 3 m/s a 25 m/s



Fonte: O Autor (2023)

As geometrias foram elaboradas conforme outros trabalhos da literatura. A torre da NREL originalmente é de seção circular, cujo coeficiente de arrasto é consagrado por White (1979), Potter, Wiggert e Ramadan (2016) e Cengel e Cimbala (2015). Além da seção circular outras geometrias foram reproduzidas com o objetivo de simular as diferentes torres de seção não circular: tetradecagonal, circular com cavidades (*dimple*), circular com saliências (*groove*), e hexagonal (*hexcrete*).

As geometrias foram divididas em subdomínios objetivando o refinamento localizado. Estudos de convergências foram realizados para aspectos espaciais e temporais, além de características da turbulência.

6.2.1 Poligonal: Tetradecagonal

Algumas torres de turbinas eólicas, denominadas *Andresen tower assembly*, são montadas *in loco* (modulares), após a montagem sua seção transversal gera um tetradecágono conforme a Fig. 29 tomada a partir Chantharasenawong, Jongpradist e Laoharatchapruerk (2011), Peggar (2017), Schmitz (2013), Ebert, Glienke e Dörre (2019) e Gamesa (2019).

Através da Fig. 29 é possível verificar um corte da seção transversal da torre, que aponta os 14 lados da seção com diferentes diâmetros ao longo da altura. Os coeficientes aerodinâmicos dessas torres não foram abordados nesses trabalhos, desta forma será investigado nesta tese e verificado a suscetibilidade ao galope.

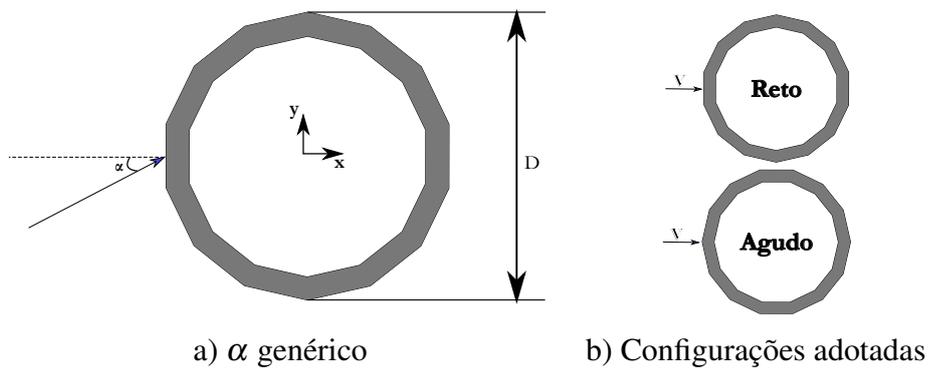
Figura 29 – *Andresen tower assembly*



Fonte: Adaptado de Peggar (2017)

A geometria da seção transversal desta torre pode ser aproximada a um polígono tetradecagonal conforme a Figura 30.a. Foram criadas duas configurações de ângulo de ataque (α) visualizadas através da Fig. 30.b. A primeira denominada RETO, que é quando $\alpha = 0^\circ$ e onde o ângulo frontal é característico por uma superfície reta. Já a orientação denominada: AGUDO, é quando o vértice está a frente do escoamento, ou seja, $\alpha \approx 12,86^\circ$.

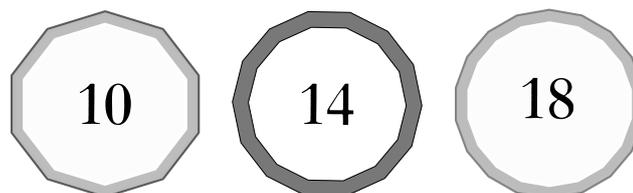
Figura 30 – Seção tetradecagonal



Fonte: O Autor (2023)

Para a seção tetradecagonal foram analisados todos os coeficientes aerodinâmicos: arrasto, sustentação e momento. Objetivando uma avaliação da influência do número de lados, para futuras estruturas também modulares, além da seção tetradecagonal, duas outras seções foram modeladas no ANSYS: 10 e 18 lados (Fig. 31). Para estas, só foi analisado o arrasto.

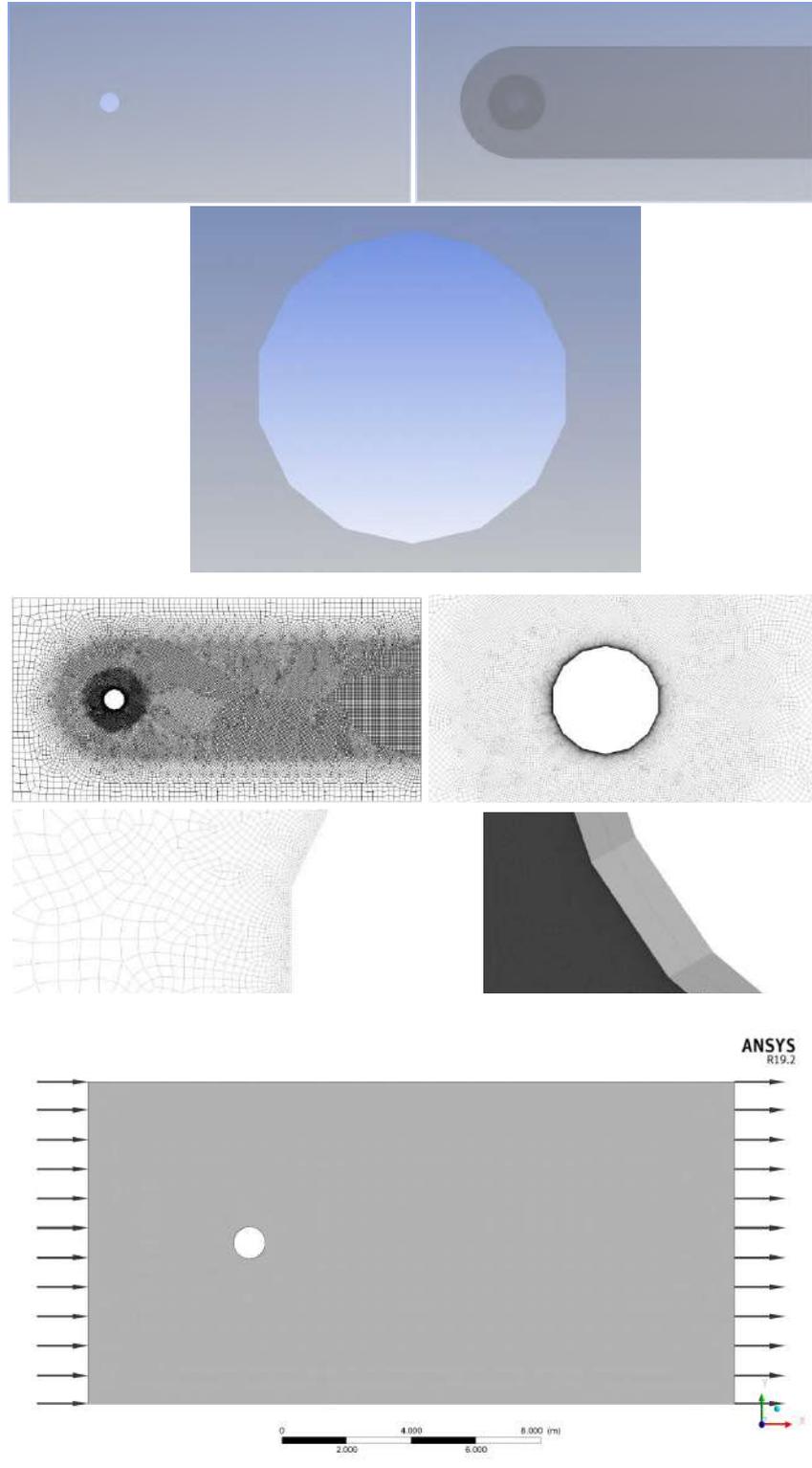
Figura 31 – Seções poligonais analisadas número de lados: 10, 14 e 18



Fonte: O Autor (2023)

A Fig. 32 apresenta a seção tetradecagonal inserida no ansys, destacando sua geometria, subdomínios, malha (refinamentos) e setup (condições de contorno).

Figura 32 – Parâmetros do escoamento - Tetradecagonal



Geometria: Domínios e subdomínios

Malha

Setup: Entrada e saída

Fonte: O Autor(2023)

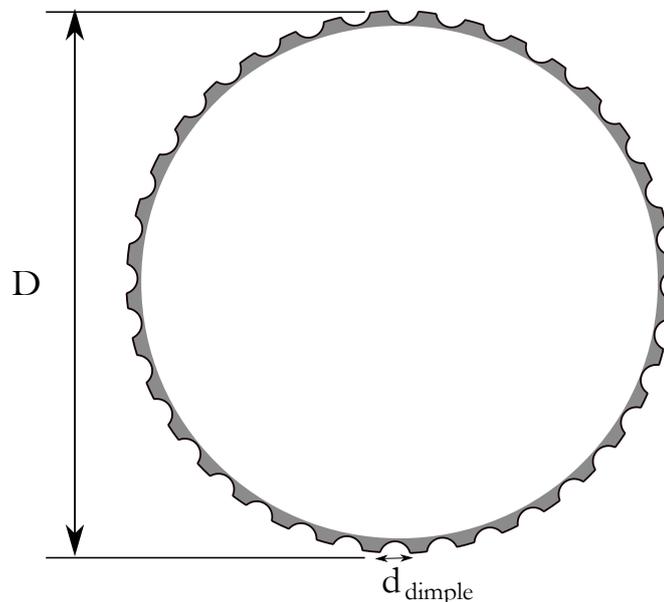
6.2.2 Dimple (Cavidades circulares)

Objetivando avaliar o efeito de cavidades ao longo da torre, presentes nas estruturas modulares, formado pela conexão entre um painel e outro, conforme já visto na Fig. 29, foram criadas seções com estes elementos, denominados Dimple. Ressalta-se que a profundidade de cada cavidade foi o raio do elemento (D), entretanto um estudo da variação desta profundidade poderia ser analisado, e é indicado como trabalhos futuros.

Zhou et al. (2015) apresenta diferentes posições para as cavidades (à barlavento e sotavento), entretanto devido à variação da direção do vento, não é simples a definição de uma variação na posição das cavidades, requerendo um equipamento dinâmico capaz de rotacionar uma carenagem a depender do ângulo de rotação (Yaw), em função da direção do vento.

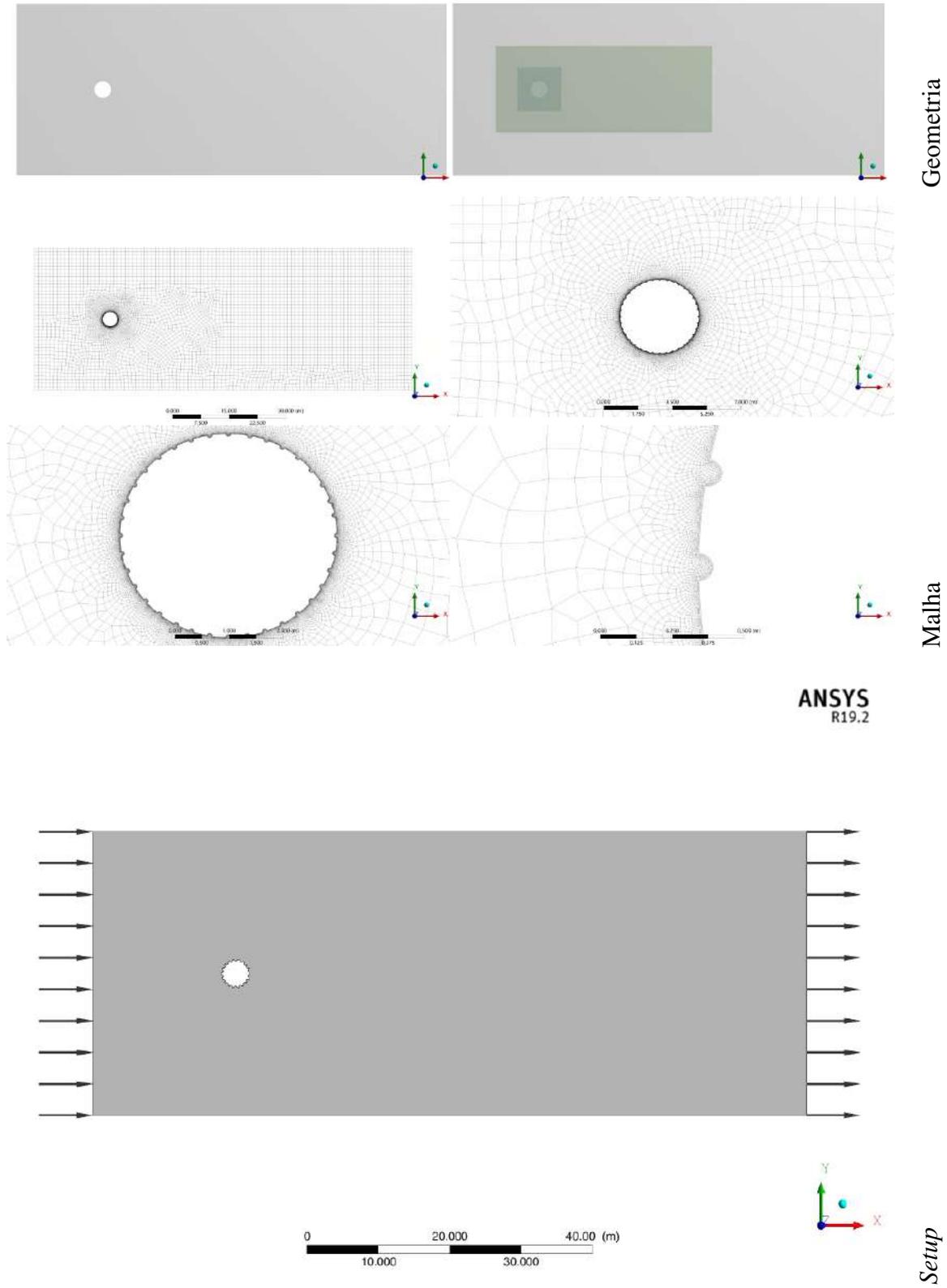
Desta forma foi considerada a posição das cavidades em toda a seção, variando apenas sua quantidade analisando 36 elementos a cada 10° conforme visto na Fig. 33. Foram adotados diferentes diâmetros (d_{dimple}) destas cavidades, objetivando analisar a sensibilidade destes elementos no escoamento. A instabilidade aerodinâmica da seção com dimples será analisada, verificando desta forma se estes elementos contribuem para o galope ou podem atuar como um atenuador deste fenômeno. A Fig. 34 apresenta a geometria, subdomínios, malhas (refino em cada região) e paredes de entrada e saída do domínio da seção dimple com 36 cavidades.

Figura 33 – Seção circular com 36 cavidades (*Dimple*)



Fonte: O Autor(2023)

Figura 34 – Parâmetros do escoamento - Dimple 36



6.2.3 Groove

Torres modulares têm elementos conectores que podem ser aproximados a saliências arredondadas, conforme visualizado na Fig. 35a. Essas saliências são conhecidas na literatura como *Groove* (BLEVINS, 1977). Os elementos arredondados, no formato de semi-circunferências também foram investigadas para diferentes diâmetros. A posição adotada para as saliências foi de 18 grooves, a cada 20° conforme a Fig. 35b.

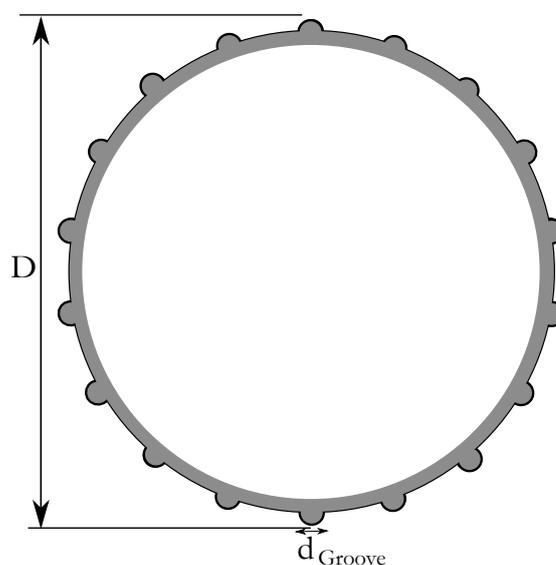
Figura 35 – Torre de seção circular com saliências (*Grooves*)

(a) Torre *NorthStart Wind*



Fonte: Adaptado de NorthStar (2014)

(b) Seção circular com 18 saliências.

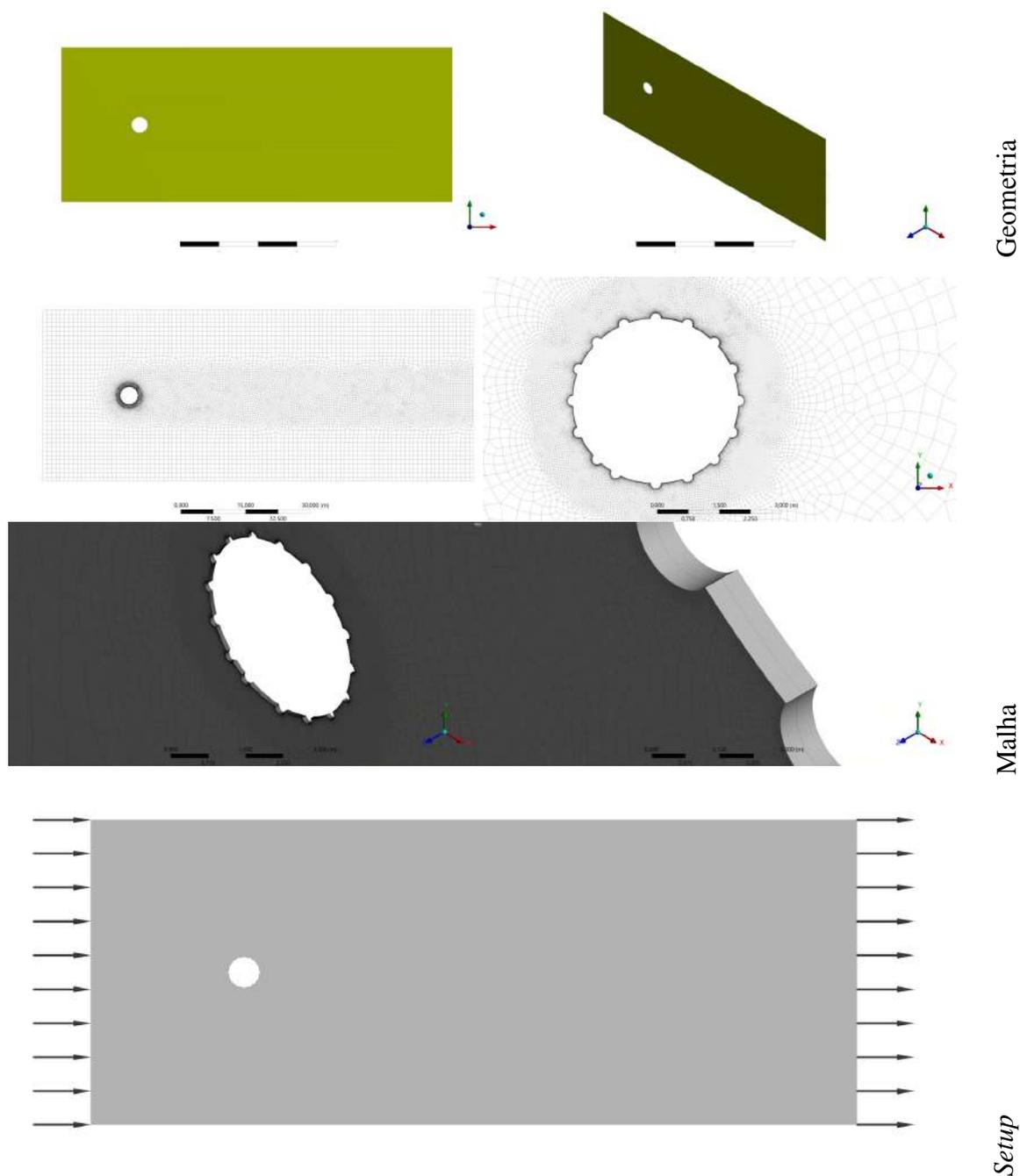


Fonte: O Autor(2023)

A Fig. 35 apresenta as configurações adotadas na análise aerodinâmica, para groove com 18 saliências.

Os detalhes aplicados nas simulações aerodinâmicas da seção Groove de 18 elementos são apresentados nas Fig. 36. Nesta figura é possível verificar os domínios e subdomínios criados, assim como os detalhes das malhas criadas (regiões de refinamento e divisão sweep) e também a entrada e saída do domínio.

Figura 36 – Parâmetros do escoamento - Groove 18



Fonte: O autor (2023)

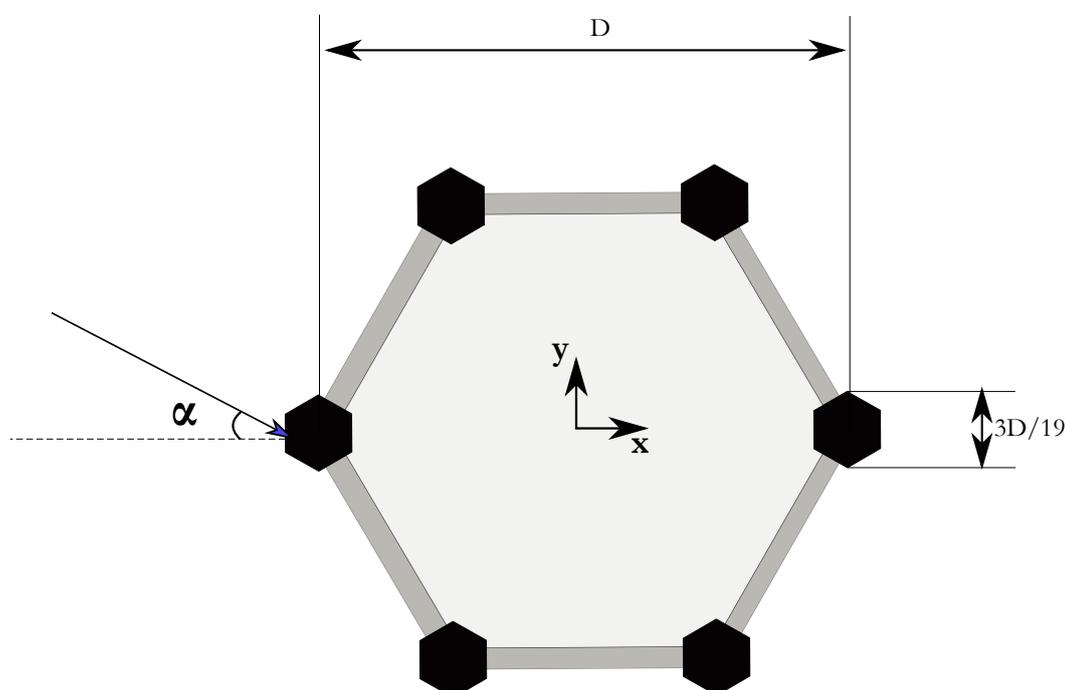
As malhas adotaram as mesmas regras de refino, desta forma a seção com 36 grooves apresenta maior número de nós e elementos. Outras configurações também poderiam ser testadas para analisar a sensibilidade deste elemento. Dentre esses arranjos se exemplifica: 4, 10, 14 e 24 grooves. Que podem ser adotados em trabalhos futuros. Para estas saliências, diferentes diâmetros (d) dos elementos foram adotados.

6.2.4 Hexcrete

A torre Hexcrete tem a seção transversal com geometria hexagonal formada por elementos também de seis lados em seus vértices conforme visualizado na Figura 37. Esta torre foi apresentada em trabalhos de Sritharan (2017), Sritharan (2015), Peggarr (2017) e Schmitz (2013).

Sritharan (2017) relata a realização de uma análise fluido dinâmica computacional, entretanto os resultados não são apresentados, nem quais variáveis foram computadas. A seção a ser modelada, foi construída conforme a Fig. 37, cujas dimensões foram retiradas desses trabalhos citados.

Figura 37 – Seção Torre Hexcrete

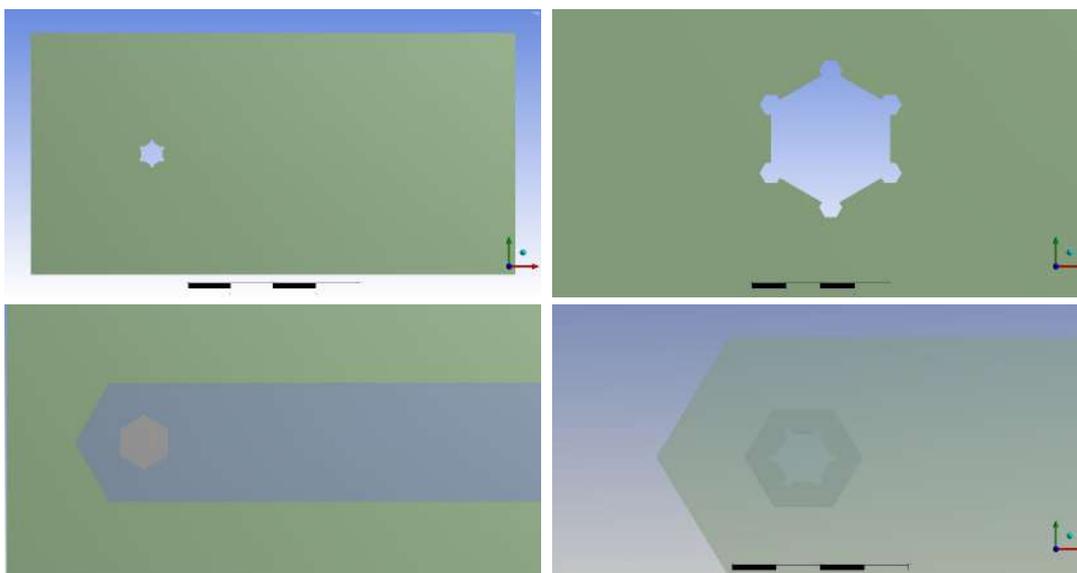


Fonte: O Autor(2023)

Os subdomínios adotados nas simulações do Hexcrete são visualizados na Fig. 38 e tem a mesma finalidade das ações realizadas nas seções anteriores (refinamento localizado na camada limite e região de esteira).

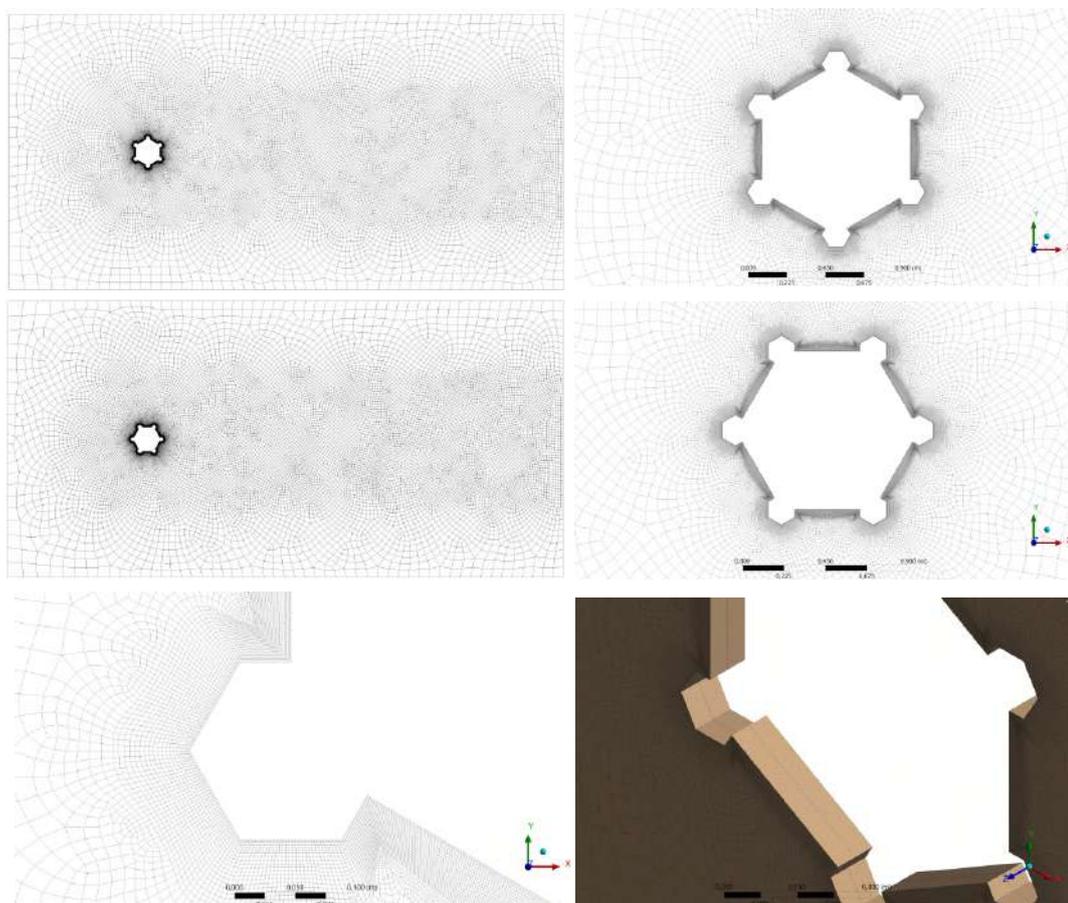
A malha computacional é visualizada através da Fig. 39, onde o refino localizado é visualizado na região de camada limite e esteira. O refinamento de malha foi realizado também na direção perpendicular ao plano de escoamento, onde é visualizada a divisão em dois elementos através da função *sweep*. Essa estratégia é adotada para reduzir o custo computacional, onde nesta direção só haverá um elemento.

Figura 38 – Domínio e subdomínios computacionais Hexcrete: Reto e Agudo



Fonte: O Autor(2023)

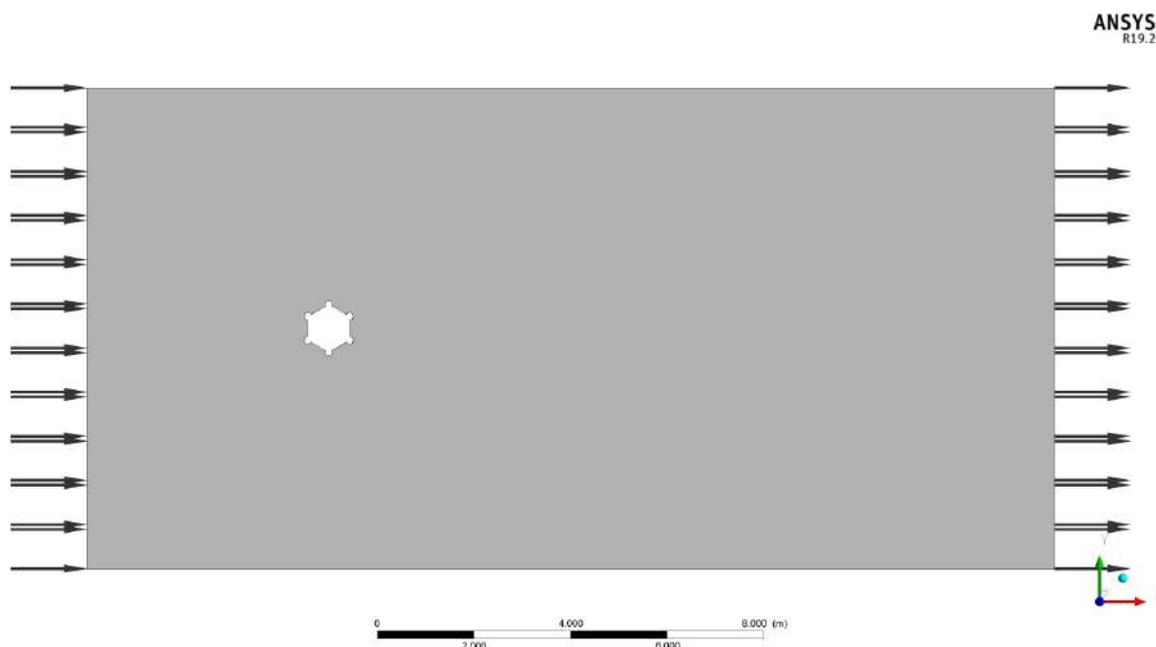
Figura 39 – Malha computacional Hexcrete: Reto e Agudo



Fonte: O Autor(2023)

As configurações físicas aplicadas ao problema encontram-se na Fig. 40.

Figura 40 – Configurações físicas do escoamento no Hexcrete: Entrada e saída do vento



Fonte: O Autor(2023)

6.2.5 Dados gerais adotados nas Simulações via Ansys (Todas as seções)

As características das simulações, serão sucintamente descritas aqui, partiram de dados da literatura e também estudo de convergência espacial, temporal e física: malha, y^+ , tempo, Courant, quantidade de interações, modelo de turbulência entre outros.

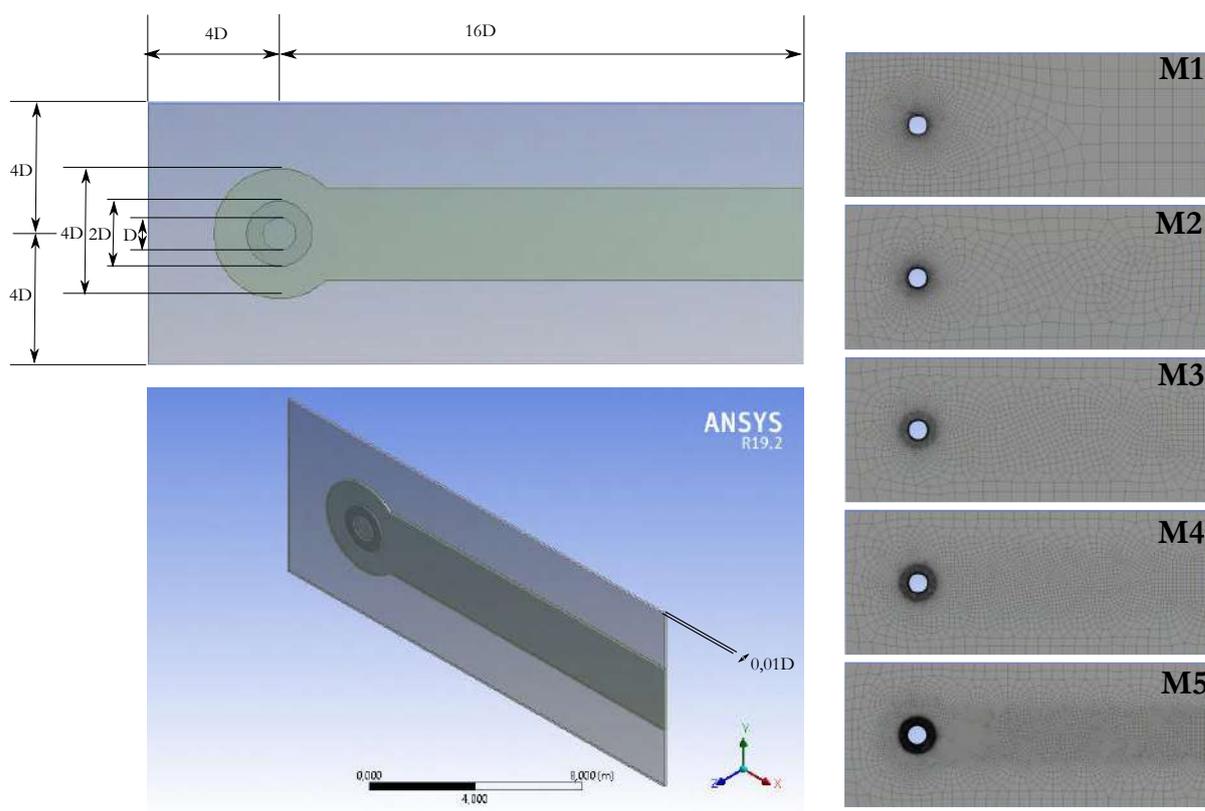
6.2.5.1 Geometria

Os domínios e subdomínios partiram da seção circular, conforme apresentado na Fig. 41. Ficando o domínio $4D$ à barlavento e $16D$ à sotavento da seção. E mantendo $4D$ na distância superior e inferior. A espessura do domínio (em z) foi considerado $0,01D$.

Os subdomínios criados para refinamento localizado na região de esteira e camada limite também são visualizados através da Fig. 41, onde para um dado corpo de diâmetro D , há uma primeira região de diâmetro $2D$ que será responsável pelas menores tamanhos de elementos, resultando em uma maior concentração da malha. Em seguida, o próximo subdomínio contém diâmetro de $4D$, esse é prolongado até o final do domínio permitindo considerar a região de esteira.

As dimensões de cada elemento do *groove* e *dimple* das estruturas analisadas são apresentadas na Tabela 3 em função do diâmetro da seção (D). Nesta tabela também são apresentadas características das seções Hexcrete e poligonais. Não foi possível simular seções dimple com diâmetro de cavidade maior que $d_{dimple} = 1/10$ devido a uma saliência sobrepor a outra. As cavidades e saliências foram consideradas equidistantes ao longo da circunferência, através de distribuições angulares. Ou seja, se há 18 saliências, cada uma fica a 20° da última. Se houver 36 dimples, cada um ficará a 10° do outro.

Figura 41 – Dimensões adotadas nos domínios e subdomínios das seções



Fonte: O Autor(2023)

Tabela 3 – Parâmetros geométricos das seções analisadas

Seção	Variável analisada (Modelo)	Variável analisada (Modelo)					
		Nº de lados	10	14	18		
Poligonal (Tetradecagonal)							
Dimple 36	d_{dimple}/D	1/160	1/80	1/40	1/20	1/13,33	1/10
Groove 18	d_{Groove}/D	1/80	1/40	1/20	1/16	1/13,33	
Hexcrete	Ângulo de Incidência	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 90^\circ$				

Fonte: O autor (2023)

6.2.5.2 Malha

As malhas foram obtidas a partir de estudo de convergência da seção circular, os resultados serão apresentados nas próximas seções desta tese. Esse estudo foi realizado através do refinamento da malha, partindo de um domínio com menos elementos (Malha M1) e reduzindo o tamanho do elemento, aumentando a quantidade desses, até chegar na malha mais refinada, M5.

O refinamento de malha foi realizado a partir da divisão em 2 elementos na direção z , via método *Sweep*, e em seguida foi realizado o refinamento das paredes da seção, definindo o tamanho dos elementos do perímetro, via *Edge element*. O próximo refinamento foi realizado no primeiro corpo de influência, que na Fig. 41 aparece com dimensão 2D, após isto foi feito o refinamento do segundo corpo de influência, com dimensão 4D, ao final, o restante do domínio computacional é refinado, com maiores elementos. As dimensões são apresentadas na Tabela 4.

Tabela 4 – Dados das malhas computacionais: Seções de interesse

Seção	d_{Seo}/D	Tamanho dos elementos			Número de	
		Edge	Body sizing 1	Body sizing 2	Nós	Elementos
Tetradecagonal		D/1000	D/100	D/10	73.749	48.546
Dimple 36	1/40	D/500	D/500	D/100	99.573	62.778
Groove 18	1/80	D/2000	D/200	D/10	150.320	96.172
Hexcrete Agudo		D/2000	D/200	D/10	171.936	112.928
Hexcrete Reto		D/2000	D/200	D/10	173.037	113.390

Fonte: O autor (2023)

Nem todas as razões d/D das seções abordadas nesta tese são apresentados nesta tabela como se exemplifica no dimple 36 que faltou exibir as razões 1/160, 1/80, 1/20, 1/10 e 1/8. Foram adotados os mesmos critérios de tamanho dos elementos para o *edge*, *body sizing 1*, *body sizing 2*, entretanto resultando em número de nós e elementos próximos aos apontados na Tabela 4.

Em alguns momentos, umas seções necessitaram de maior refinamento, devido às características geométricas (Hexcrete com seus pequenos hexágonos, por exemplo), ou necessidade de melhoria na qualidade da malha, a partir de necessidades oriundas dos critérios: ortogonalidade, deformação, raio de aspecto, etc.

Esse refino tem o objetivo de melhor capturar efeitos locais, como desprendimento de vórtices. Quando mais rombudo o corpo, menor será a necessidade desse tipo de refino.

6.2.5.3 Setup: Configurações físicas do problema

As simulações foram conduzidas via análise transiente, de forma que a simulação seja interrompida a partir do operador, então para o tempo final foi adotado um valor alto. Os resíduos das interações para massa e momento (em x, y e z) se mantiveram em torno de 10^{-8} . As características do problema estão apresentadas na Tab. 5.

Tabela 5 – Parâmetros físicos adotados nas simulações

Parâmetro	Condição / Valor adotado
Tipo de análise	Transiente
Condições iniciais	$v_{Inicial} = v_{Final}$ $P_{Entrada} = P_{Sada}$
Condições de contorno	Entrada: $v_{Entrada} = v_{escoamento}$ Saída: $P_{absoluta} = 0$ Paredes: Livre para escoar (Free slip Wall) Objeto (Seção): Não deslizamento (No slip Wall)
Condições temporal	Número de Courant: 10 - 20 Tempo final = $10^4 \times \Delta t$
Critério de parada	Tempo final
Alvo do resíduo	10^{-10}
Esquema de solução	Advecção: Alta resolução Transiente: Segunda ordem Euler
Modelo de Turbulência	SST
Variáveis de saída	C_D , C_L e C_M

Fonte: O autor (2023)

6.3 Simplificações adotadas

Algumas simplificações foram consideradas nas análises, principalmente no módulo dinâmico estrutural. Dentre elas destaca-se que todas as torres foram consideradas metálicas com dimensões similares ao NREL 5MW. Ou seja, tendo a mesma altura, diâmetro da base e topo. Então foi criada uma seção Hexcrete modificada em alternativa a torre Hexcrete originalmente de concreto armado. Se fosse considerada a torre em concreto armado, seus painéis e seus pilares hexagonais com variação de números de barras, espessura, entre outros, poderiam alterar as características da resposta dinâmica. Elementos enrijecedores e auxiliares inseridos dentro da torre também foram desprezados, assim como aberturas, escadas, anéis de ligação entre trechos, etc.

No módulo aerodinâmico, a principal simplificação foi a consideração do escoamento como bidimensional, fazendo com que efeitos tridimensionais fossem desprezados.

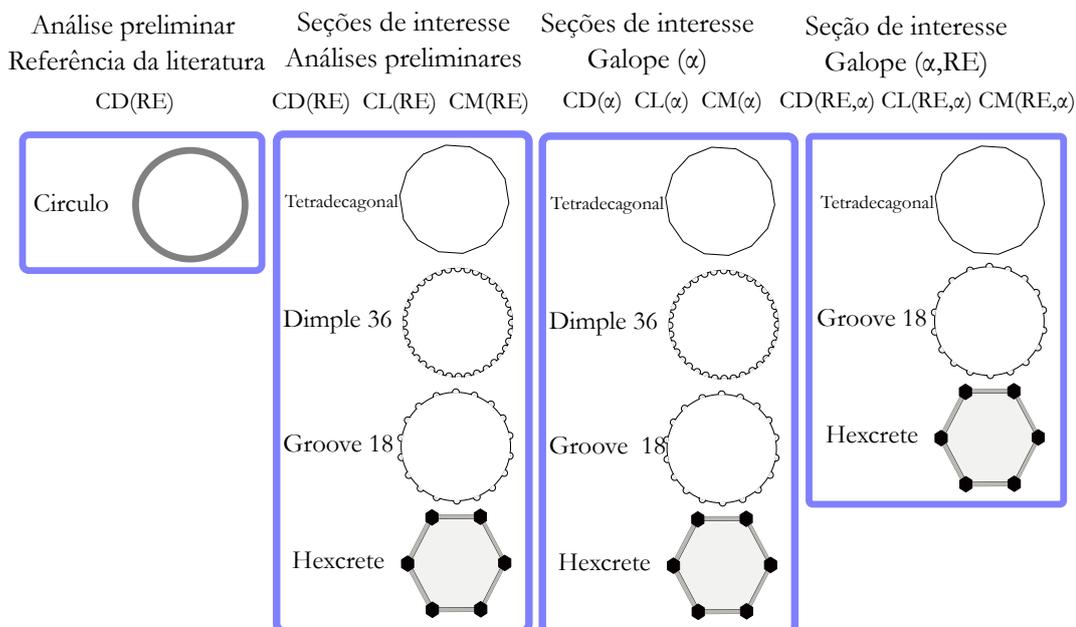
7 SIMULAÇÕES AERODINÂMICAS PRELIMINARES

É necessário realizar as simulações preliminares para obter os parâmetros aerodinâmicos para serem inseridos no código dinâmico. Essas análises foram baseadas nas seções bidimensionais das torres, conforme já destacado na seção anterior. Estas simulações partiram de valores de referência disponíveis na literatura e evoluíram até os casos reais: torres com seção não circular.

7.1 Simulação aerodinâmica 2D: Torre

As simulações foram conduzidas conforme a seção: parâmetros das simulações. Inicialmente com a análise de convergência de malha e em seguida redução do passo de tempo, objetivando a obtenção de número de Courant máximo no domínio computacional entre 10 e 20. A Fig. 42 ilustra como as simulações foram conduzidas. Realizando inicialmente a análise em seções conhecidas na literatura (Seção circular) e só em seguida através da evolução para seção de interesse (Hexcrete, Dimple, groove e tetradecagonal). Em seguida, a verificação com a variação do ângulo de ataque é conduzida, para um Reynolds fixo de 10.000, permitindo a análise do galope estrutural. E só ao final, a verificação para diferentes ângulos de ataque e número de Reynolds é realizada, permitindo analisar o cenário de galope para qualquer velocidade.

Figura 42 – Esquema de simulações

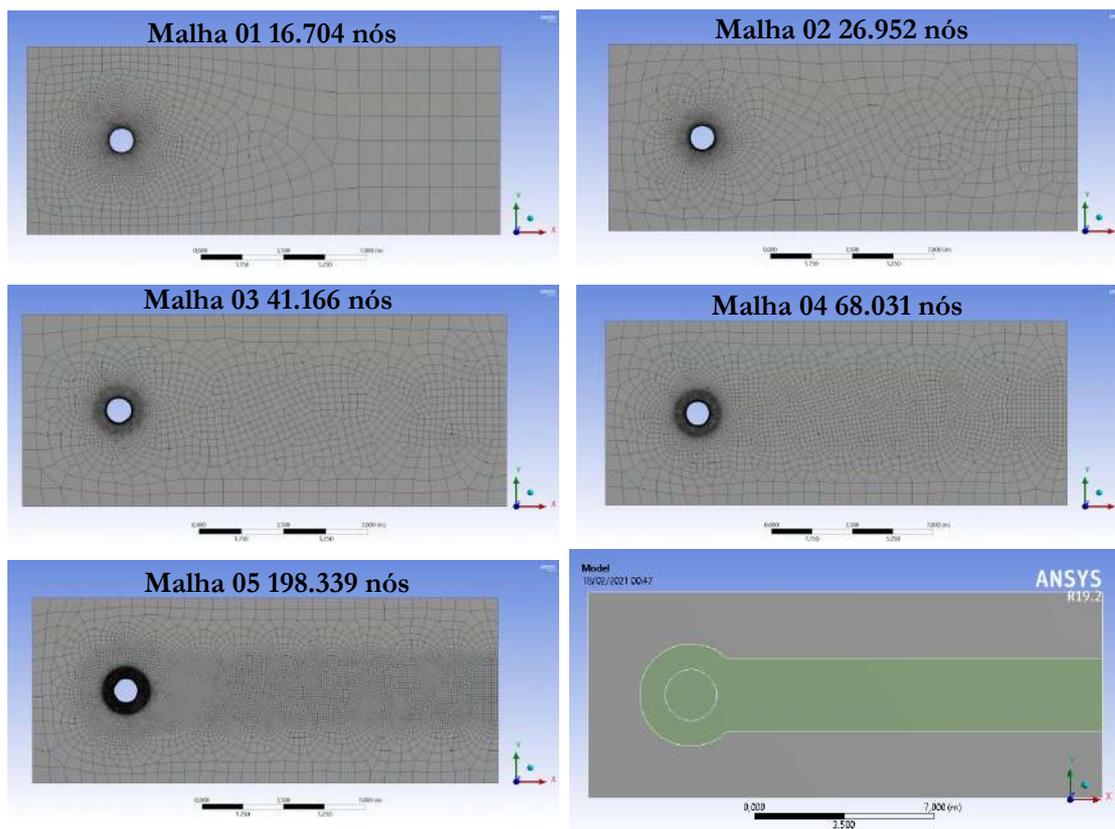


Fonte: O Autor (2023)

7.1.1 Referência da literatura: Seção circular

A seção circular foi simulada permitindo comparar com valores numéricos, experimentais e também os adotados no FAST. A geometria foi dividida em domínios para permitir a melhor discretização conforme a Fig. 43. O Apêndice E apresenta imagens do escoamento, que permite verificar o desprendimento de vórtices.

Figura 43 – Malhas aplicadas no estudo de convergência



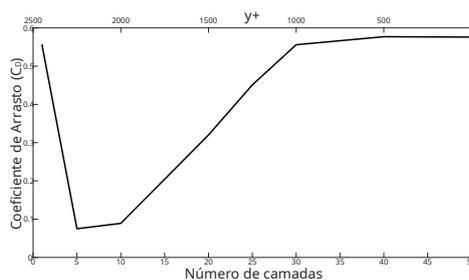
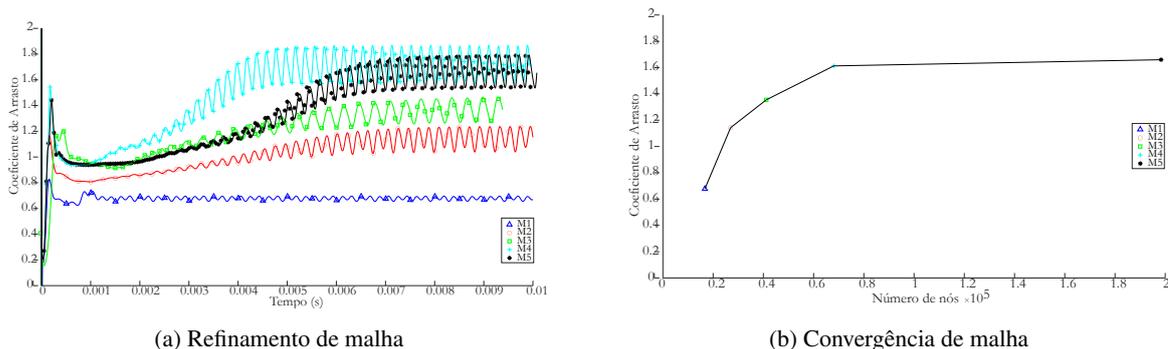
Fonte: O Autor (2023)

7.1.1.1 Convergência espacial: Malha e y^+

Inicialmente foi realizada a análise de convergência do y^+ através do número de divisões da primeira camada (cuja espessura adotada foi de $1/10D$). A Fig. 44c apresenta a convergência do refinamento da camada limite a partir de 30 camadas. Então esse valor foi o adotado nas simulações.

Em seguida foi realizada a convergência de malha onde foi criado refinamentos conforme a Fig. 43. A partir do estudo de convergência (Fig. 44b), foi verificada que malhas entre 70.000 e 200.000 nós, apresentaram coeficientes de arrasto muito próximos. Desta forma será adotada malhas com aproximadamente 100.000 nós para as demais seções.

Figura 44 – Convergência de malha e y^+ da seção circular



Fonte: O Autor (2023)

Após a convergência espacial, foi realizada a verificação com os dados da literatura (ACHENBACH, 1968; PANTON, 2013; YUCE; KAREEM, 2016; WIESELSBERGER, 1923; FAGE; WARSAP, 1929; HOERNER, 1965; DELANY; SORENSEN, 1953; JONKMAN; JR, 2005) para diferentes números de Reynolds, conforme a Fig. 45. Os erros dessas simulações, comparados ao ANSYS $k\epsilon$ são apresentados através da Tabela 6.

Figura 45 – Coeficiente de arrasto seção circular

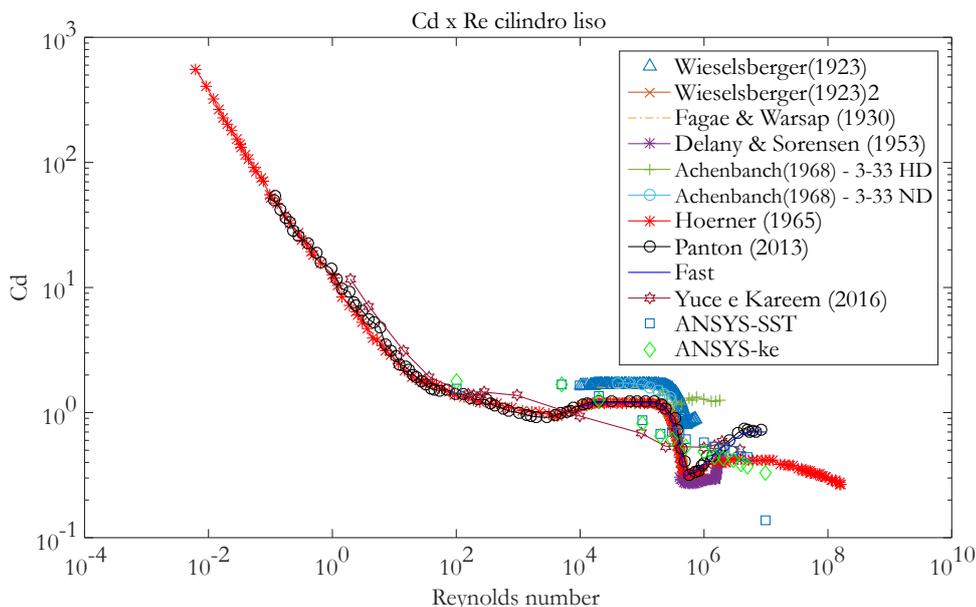


Tabela 6 – Erro percentual das simulações do cilindro

Número de Reynolds	10^2	10^5	10^6	10^7
ANSYS $k\epsilon$	1,77	0,82	0,48	0,33
ANSYS SST	1,54	0,87	0,57	0,14
Erro %	13,18	5,46	19,00	57,58
Hoerner (1965)	1,37	1,18	0,39	0,41
Erro %	22,69	42,66	19,72	25,87
Panton (2013)	1,41	1,22	0,39	0,74
Erro %	20,25	48,47	18,78	124,61
FAST		1,20	0,38	0,70
Erro %		45,63	21,34	113,61
Fage e Warsap (1929)			1,61	
Erro %			233,34	
Wieselsberger (1923)		1,20	0,35	
Erro %		45,77	27,70	
Yuce e Kareem (2016)	1,40	0,68	0,53	
Erro %	21,11	17,00	9,32	

Fonte: O Autor (2023)

Percebe-se uma consonância entre o modelo e os valores da literatura para número de Reynolds abaixo de 10^4 e acima de 10^7 . Nota-se que no intervalo de Reynolds de 10^5 a 10^6 o modelo numérico tem uma suave queda, o experimental mostra um brusco decaimento, depois retomando ao valor anterior. Esta variação é oriunda da crise de arrasto atribuída a transição de escoamento laminar para turbulento, oriundo da formação da camada limite e ponto de separação não definido e o fluxo é alterado pela variação de pressão (YUCE; KAREEM, 2016; PARK; KWON; CHOI, 1998; ROULUND et al., 2005; ZDRAVKOVICH, 1997). Dessa forma, conclui-se que o modelo computacional implementado nas simulações consegue representar o fenômeno aerodinâmico para o escoamento bidimensional.

Sabendo que as seções a serem analisadas (Hexcrete, tetradecagonal e poligonais) possuem vértices, que regerão os pontos de separação do escoamento, não se espera o surgimento de comportamentos adicionais.

A Fig. 45 apresenta os resultados para o coeficiente de arrasto das seções de 10, 14 e 18 lados. Verificou-se que a seção decagonal detém maior coeficiente para o ângulo de ataque reto, devido a menor característica aerodinâmica da seção, atingindo valores de 1,79, enquanto que essa seção em ângulo de ataque agudo detém arrasto menor que 1,35. A seção com 18 lados, detém o coeficiente de arrasto do ângulo de ataque agudo maior que o reto, entretanto detém valores muito próximos, entre 1,28 e 1,40, que são valores muito próximos e o aumento do lado tende as seções poligonais tendendo a circular, enquanto que o valor de arrasto está reduzindo, tendendo a 1,20, que é o valor de referência do círculo devido à característica aerodinâmica da seção.

7.1.2 Análises preliminares nas seções de interesse: Dimple 36, groove 16, Tetradecagonal e Hexcrete

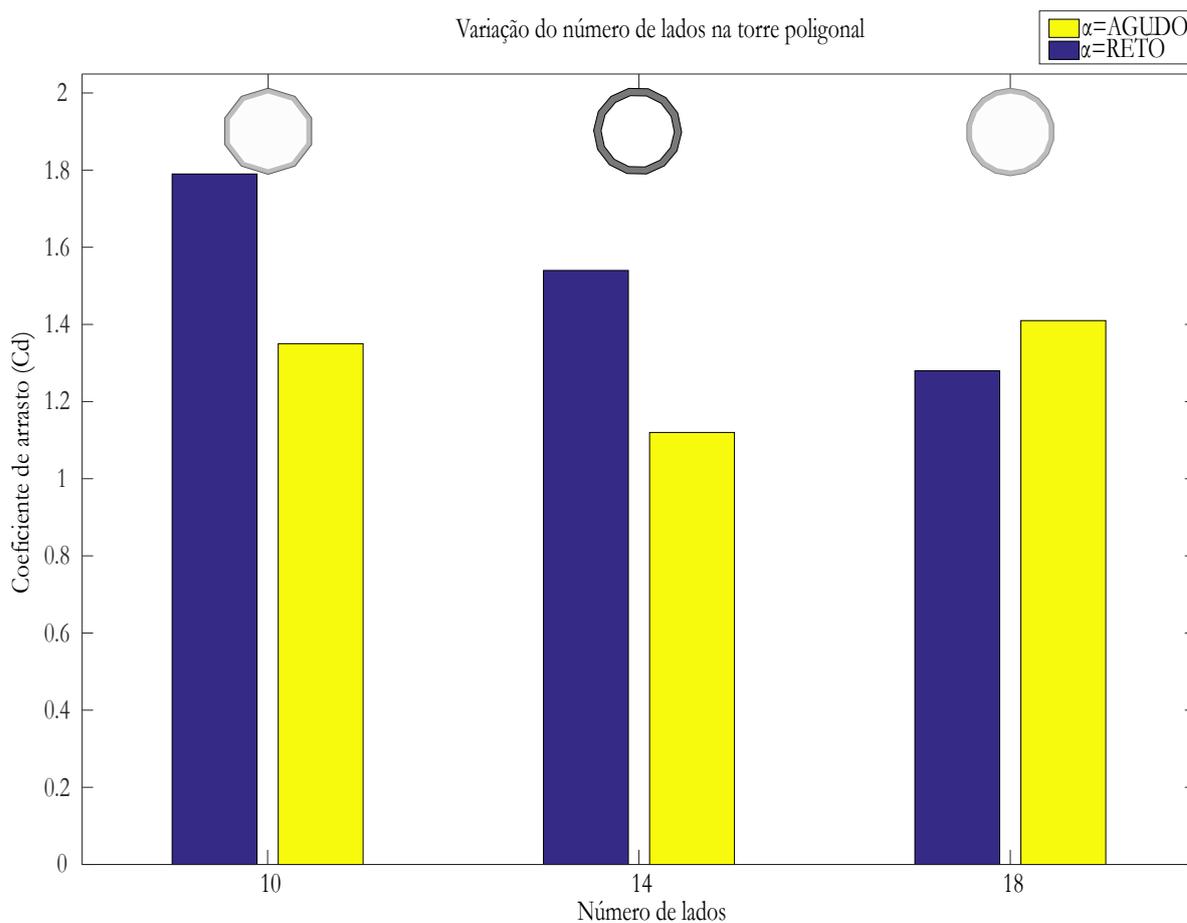
As seções simuladas nesta etapa foram submetidas a um escoamento sem mudança do ângulo de ataque (α). Aqui serão apresentados os gráficos de coeficientes aerodinâmicos (C_D , C_L e C_M) em função do número de Reynolds.

7.1.2.1 Poligonal: Tetradecagonal

Inicialmente foram simuladas as seções poligonais com 10, 14 e 18 lados. O escoamento foi para o mesmo número de Reynolds (10.000), e para duas configurações de ângulo de ataque distintos: Reto e Agudo. Nestas simulações foi apenas verificado o coeficiente de arrasto. A Fig. 46 apresenta estes resultados.

Após isso, a seção tetradecagonal foi simulada para dois diferentes ângulos de ataque, cujas orientações são denominadas: reto e agudo.

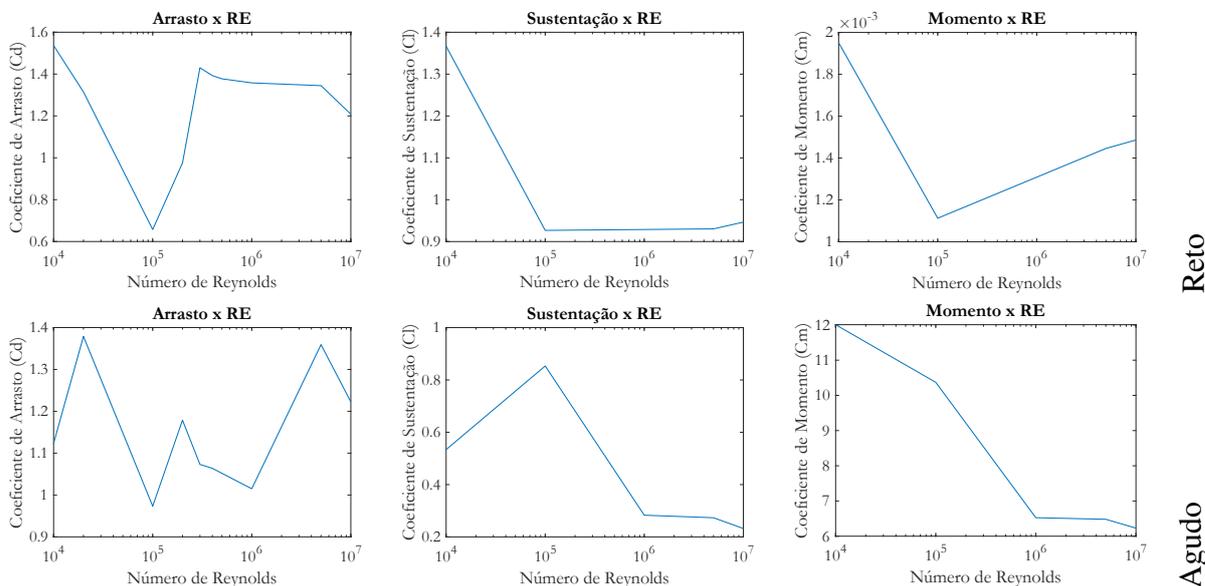
Figura 46 – Coeficiente de arrasto (C_D) para seções poligonais: 10, 14 e 18 lados



Fonte: O Autor (2023)

A Fig. 47 apresenta os coeficientes de arrasto, sustentação e momento para a seção tetradecagonal, para o ângulo reto e agudo conforme já apresentado nas seções anteriores.

Figura 47 – escoamento em torno da seção Tetradecagonal em dois ângulos de ataque



Fonte: O Autor (2023)

O coeficiente de arrasto para o ângulo reto apresentou um valor mínimo (0,68) quando o número de Reynolds foi de 10^5 voltando a subir e atingindo valores próximos a 1,40 para os maiores números de Reynolds. Já para o ângulo agudo, o valor ficou oscilando entre 1,00 e 1,40, com grandes alterações entre cada número de Reynolds.

O coeficiente de sustentação para o ângulo reto parte de 1,35 e reduz para valor de 0,92 quando o escoamento atinge Re de 10^5 , se mantendo próximo a este valor até 10^7 . Já no ângulo agudo, a sustentação oscilou entre 0,20 e 0,80, atingindo o valor máximo em $Re=10^5$.

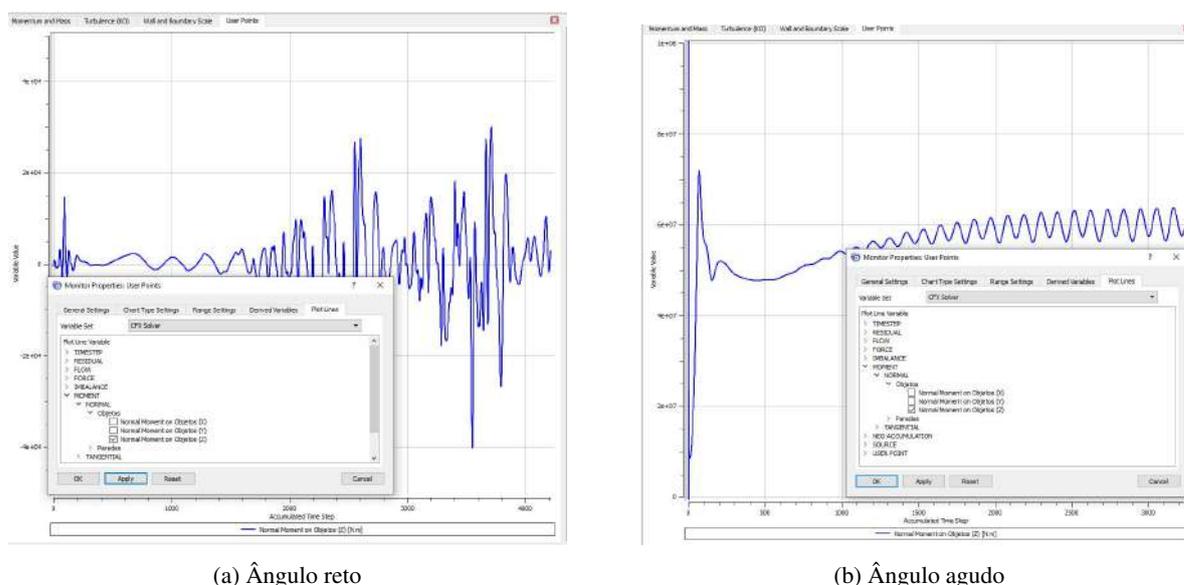
Foi verificado no escoamento para o ângulo agudo que os valores do coeficiente de momento foram altos (12), diferentes dos valores convencionais de aproximadamente 0,01 encontrados nas demais seções e também apontados na literatura (BLEVINS, 1977). Desta forma foi analisado se tal comportamento era oriundo do ângulo agudo frontal, que define bem o ponto de separação inicial, causando um gradiente de pressão na parte superior e inferior da seção, tornando-a instável à rotação.

A Fig. 48 apresenta a saída de dados do programa, que mostra a evolução do momento ao longo do escoamento (tempo). Qualitativamente percebe-se uma diferença no comportamento do momento entre este resultado (48b) e as demais seções simuladas até o momento, onde esta variável oscilava entre valores positivos e negativos 48a.

Na seção tetradecagonal com ângulo agudo o valor evolui e fica oscilando em torno de um valor médio, comportamento este similar ao coeficiente de arrasto.

O coeficiente de momento em seções apresenta variação com o ângulo de ataque, conforme trabalhos de Ejeh et al. (2019), Zarruk et al. (2014) que investigaram este efeito em seções aerodinâmicas. Ao avaliar torres poligonais (pentágono, seção L, T e C), Shanmugasundaram et al. (2021) apontam coeficientes de momento que variam de 0,5 a 5,2 quando o ângulo de ataque muda de 0° a 90° .

Figura 48 – Avaliação do momento na seção tetradecagonal



Fonte: O Autor (2023)

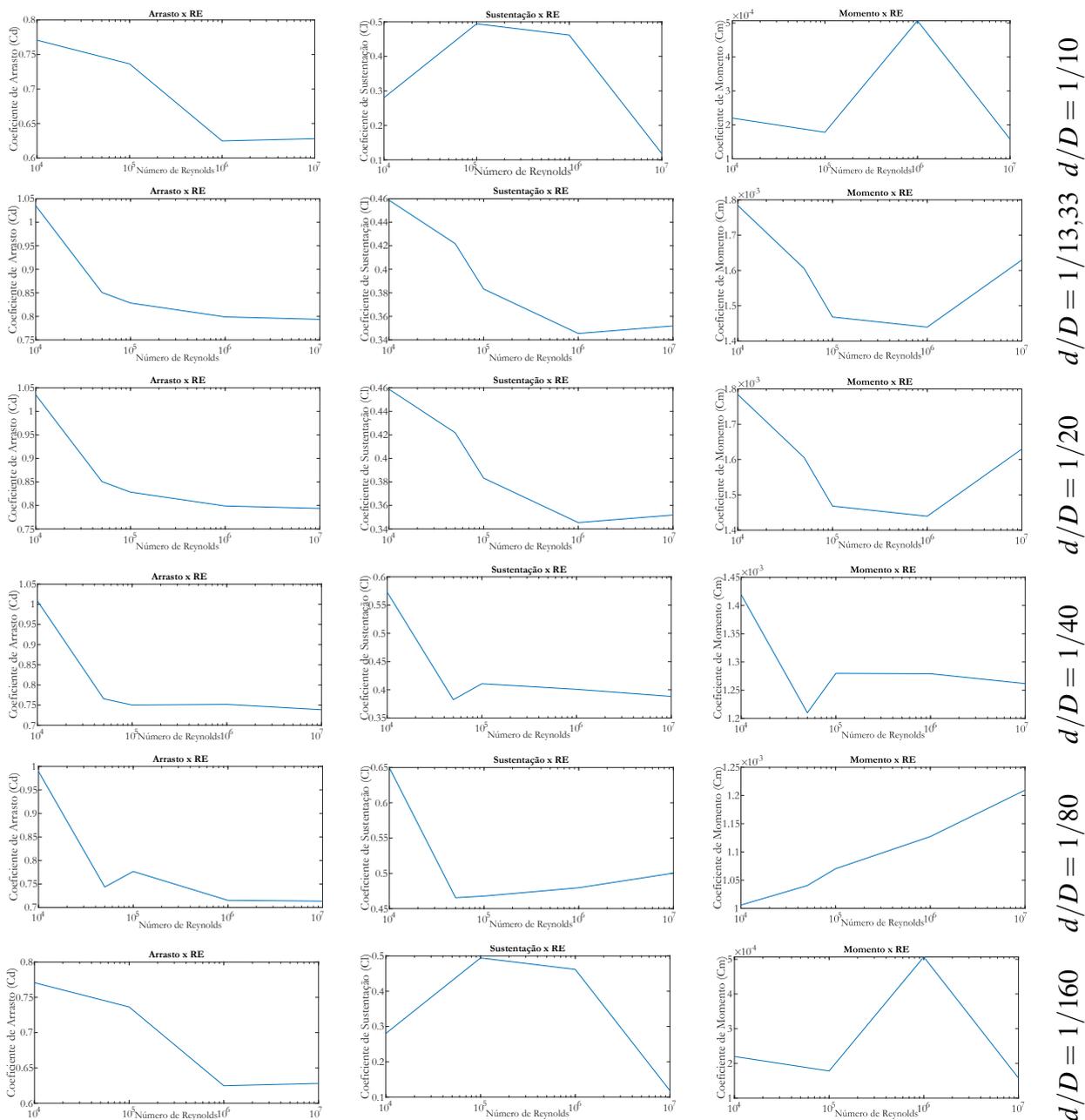
Desta forma, a seção tetradecagonal será considerada adotando que a variação do coeficiente de momento é natural da geometria, indicando que alguns ângulos de ataque são mais propícios à torção da estrutura.

Entretanto verifica-se uma carência no estudo desta forma de seção, para maiores investigações da instabilidade do coeficiente de momento em desprendimento de vórtices oriundo de escoamentos turbulentos.

7.1.2.2 Dimple 36

O Dimple foi simulado para diferentes dimensões das 36 cavidades. As razões d/D adotadas foram : $1/160$, $1/80$, $1/40$, $1/20$, $1/13,33$ e $1/10$, onde d é o diâmetro da cavidade (dimple) e D da seção. A Fig. 49 apresenta os coeficientes médios.

Figura 49 – Escoamento em torno Dimple 36 diferentes cavidades



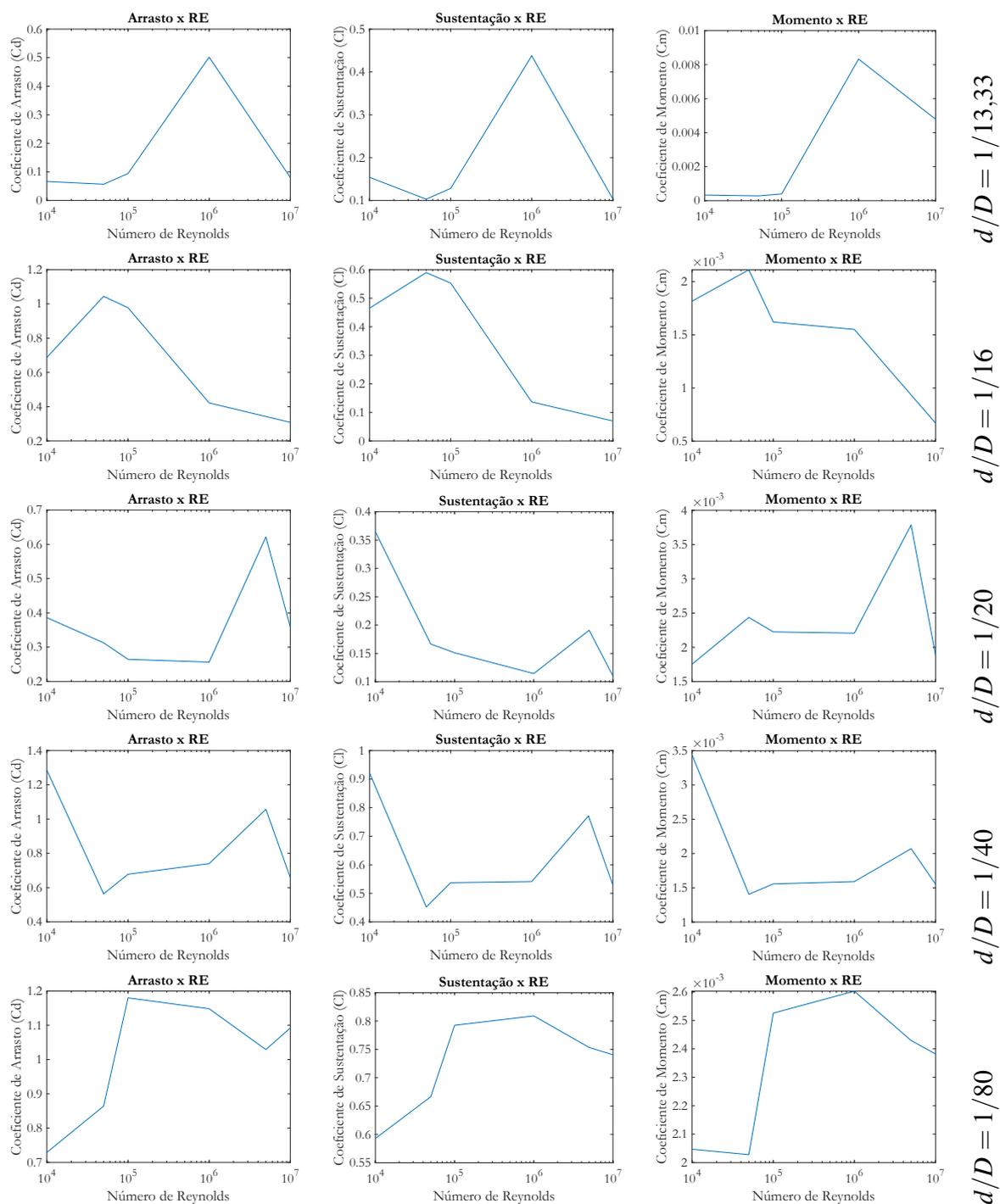
Fonte: O Autor (2023)

O coeficiente de arrasto da seção *dimple* 36 apresentou maiores valores nas cavidades de razão d/D igual a 1/10, enquanto que as menores cavidades resultaram coeficiente de arrasto de 0,75. O mesmo aconteceu para a sustentação e momento. Já quanto ao número de Reynolds os valores dos parâmetros aerodinâmicos são maiores para $Re = 10^5$, enquanto que com o aumento do Reynolds, as propriedades reduzem os valores desses coeficientes, tornando as seções mais aerodinâmicas.

7.1.2.3 Groove 18

A seção com grooves foi simulada para diferentes diâmetros das saliências. As razões d/D adotadas foram : 1/160, 1/80, 1/40, 1/20, 1/13,33, onde d é o diâmetro da saliência e D da seção. A Fig. 50 apresenta os coeficientes para a seção groove com 18 saliências de diferentes diâmetros adotados.

Figura 50 – Escoamento em torno do Groove para diferentes diâmetros de saliências



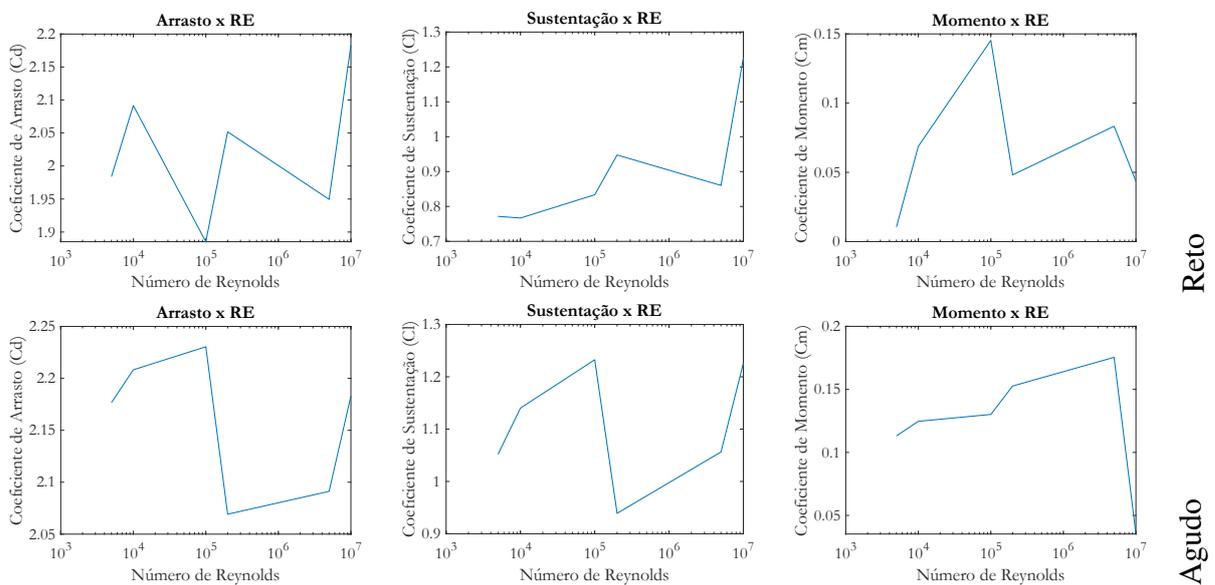
Fonte: O Autor (2023)

A seção *groove* apresentou comportamento particular para cada razão de diâmetro das saliências. A primeira razão d/D os parâmetros aerodinâmicos (arrasto, sustentação e momento) iniciaram em um valor muito baixo, e próximo a $Re = 10^6$, tiveram um súbito aumento oriundo da turbulência do escoamento, após esse instante, retoma a diminuir chegando a valores muito baixo, próximos a 0,1 para o arrasto e sustentação e 0,001 para o momento. Na relação $d/D = 1/16$, o groove apresentou coeficientes que iniciaram em determinado valor, aumentou aproximadamente 50%, e em seguida reduziu, este ponto de máximo ocorreu em aproximadamente $Re = 10^5$. Para as saliências de d/D igual a 1/20 e 1/40, o comportamento foi similar, onde os coeficientes aerodinâmicos iniciaram uma redução, e em $Re = 10^6$ aumentaram. Quando o escoamento se deu em torno da seção groove com saliências de $d/D = 1/80$, os coeficientes tem valor mínimo em $Re = 10^4$ e aumenta a partir de $Re = 10^5$.

7.1.2.4 Hexcrete

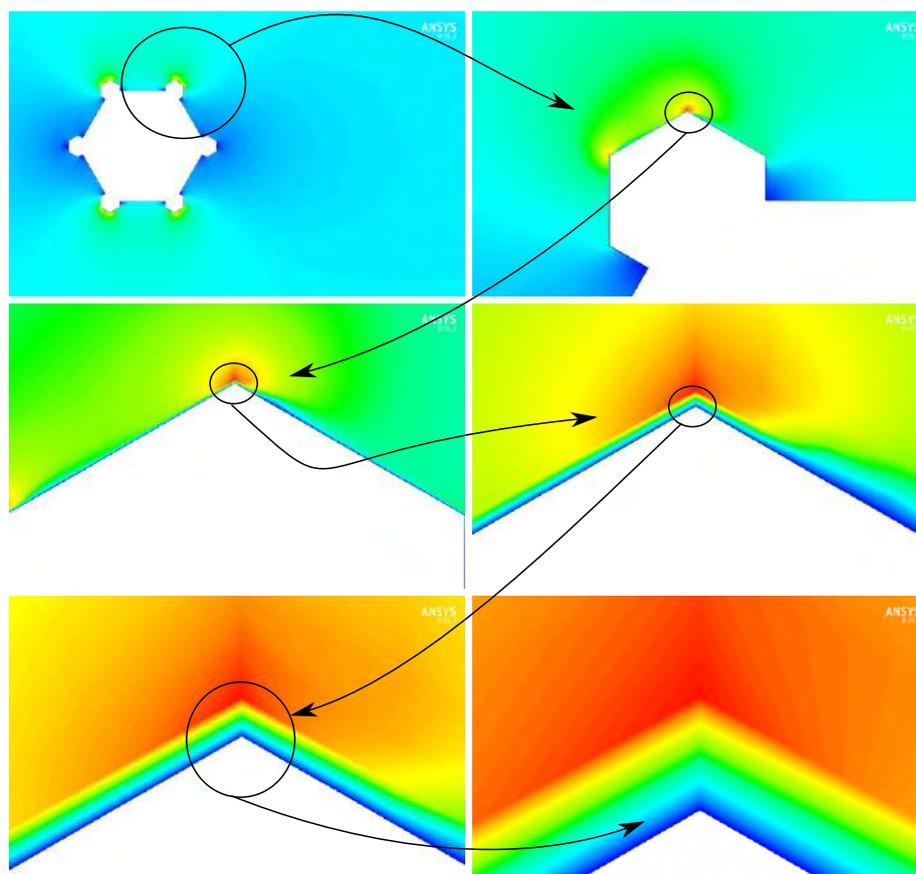
A seção Hexcrete foi simulada para os escoamentos, cujos resultados e imagens completos podem ser acompanhados através do apêndice F e serão sucintamente descritos aqui. A Fig. 51 apresenta os coeficientes de arrasto, sustentação e momento para a seção Hexcrete. Os pequenos hexágonos nos vértices do hexágono maior causam um ponto de separação no escoamento. A formação da camada limite pode ser visualizada na Fig. 52.

Figura 51 – Escoamento em torno da seção Hexcrete em dois ângulos de ataque diferente



Fonte: O Autor (2023)

Figura 52 – Zoom do escoamento na seção Hexcrete: Detalhe no ponto de separação



Fonte: O Autor (2023)

Verifica-se através da Fig. 52 uma maior incidência no escoamento nas regiões de vértices das seções, que apontam maiores velocidades e conseqüentemente pressões.

O pós-processamento do escoamento pode ser visualizado através do Apêndice F, onde vários intervalos de tempo permitem acompanhar o desencadeamento dos vórtices.

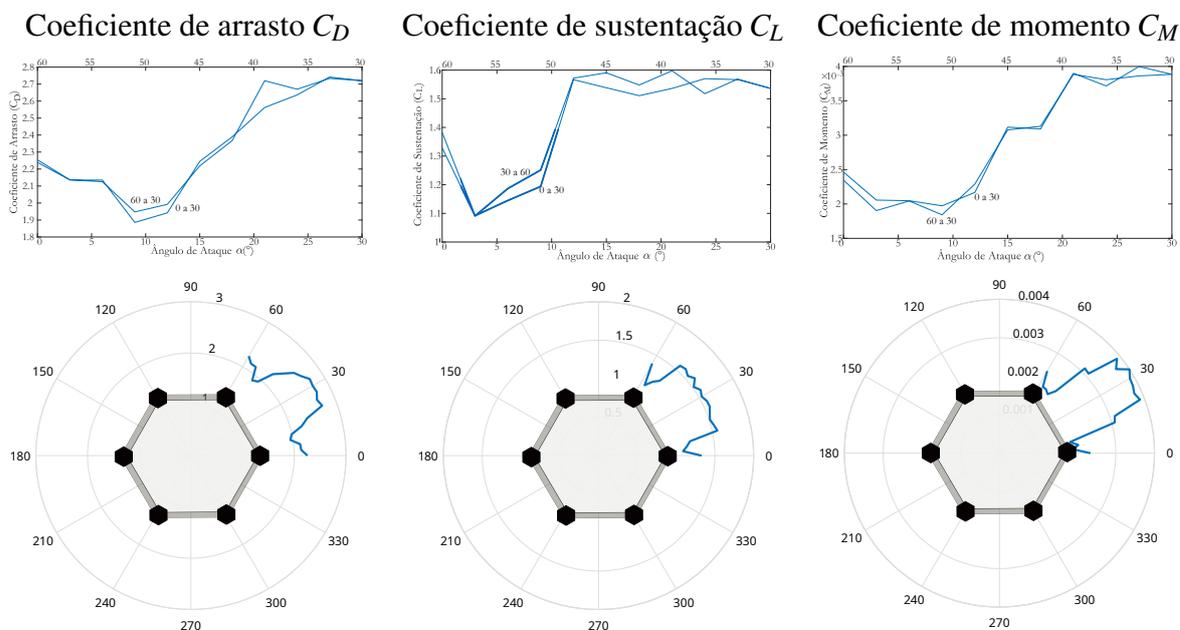
7.1.3 Seções de interesse (Dimple, Groove e Hexcrete): Galope Estrutural em função do ângulo de ataque (α)

Esta etapa objetiva abordar o galope estrutural em três estruturas: Dimple36, Groove18 e Hexcrete. O galope analisado nesta seção será o clássico abordado por (BLEVINS, 1977) conforme já tratado na revisão da literatura (2.21 e 2.24).

Cada estrutura é submetida a um escoamento com velocidade, à montante, constante e em cada simulação, o ângulo de ataque (α) é variado para analisar o galope. O intervalo de avaliação do α depende de quando o corpo volta a seu estágio original, e então admite-se a repetição do fenômeno. Exemplifica-se que uma seção quadrada se mantém igual, quando rotacionada em 90° . De maneira análoga a seção Hexcrete a cada 60° , O dimple contendo 36 cavidades, a cada 10° e o groove com 18 saliências distantes a 20° .

A seção hexcrete repete sua geometria a cada 60° , desta forma, o comportamento do escoamento até a metade (0-30°) é similar a outra parte, havendo um espalhamento do fenômeno de 0° a 30° sendo similar a 60° a 30° . Para comprovar isto, foi realizada uma simulação total (0° a 60°), conforme a Fig. 53.

Figura 53 – Coeficientes aerodinâmicos na seção Hexcrete 0-60



Fonte: O Autor (2023)

As curvas se mostraram muito próximas, não conseguindo a exatidão devido a erros inerentes do processo, como diferença de malha, tempo de simulação, entre outros.

Os erros das variáveis C_D , C_L e C_M são exibidos através da Tab. 7, calculando através dos pares: 0-60, 3-57, 6-54, 9-51, 12-48, 15-45, 18-42, 21-39, 24-36 e 27-33.

Tabela 7 – Erro considerando a simetria (α) para a seção Hexcrete

Variável	Erro (%)	
	Máximo	Médio
C_D	5,79	1,63
C_L	4,79	2,62
C_M	8,04	3,45

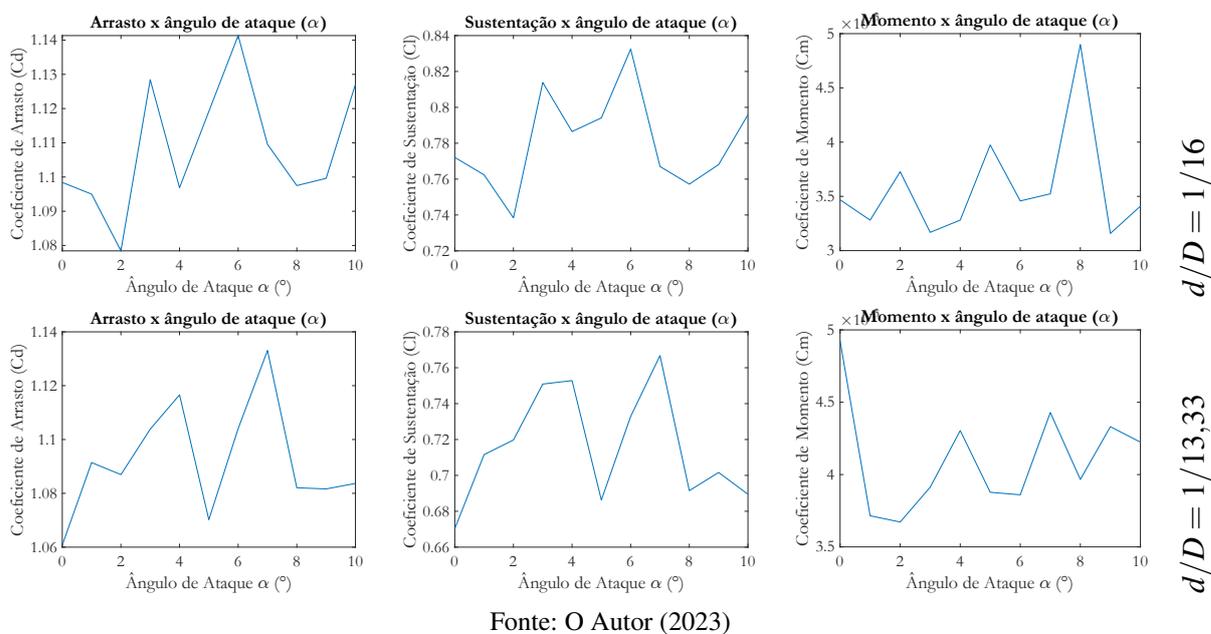
Fonte: O Autor (2023)

Os coeficientes aerodinâmicos para a seção hexcrete, ao considerar a metade do escoamento, resulta em erro de simulação médio de 1,63 % para o arrasto, 2,62 % para a sustentação e 3,45 % para o coeficiente de momento.

7.1.3.1 Dimple 36

Foram simuladas seções dimples contendo 36 cavidades com razões d/D de $1/13,33$ e $1/16$ para diferentes ângulos de ataque, conforme apresenta as Fig. 54.

Figura 54 – Dimple 36 Coeficientes x α



Fonte: O Autor (2023)

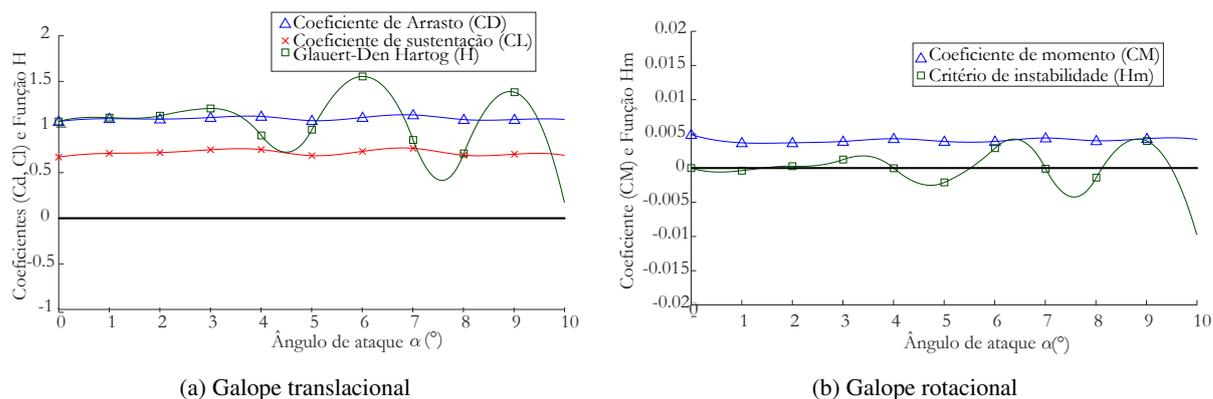
As simulações apresentaram coeficientes aerodinâmicos muito próximos, ficando a seção dimple com 36 cavidades de diâmetro $d/D = 1/16$ com coeficiente de arrasto oscilando entre 1,08 e 1,14. Já a seção com $d/D = 1/13,33$ apresentou arrasto de 1,06 a 1,13. Valores máximos foram encontrados quando o ângulo de ataque foi de 6° a 7° . A depender do ângulo de ataque, os coeficientes de arrasto modificaram mais de 20% entre um ângulo e o outro.

O coeficiente de sustentação apresentou valores próximos entre 0,74 e 0,82 para o $d/D = 1/16$, já o dimple com $d/D = 1/13,33$ resultou em sustentação de 0,67 a 0,76.

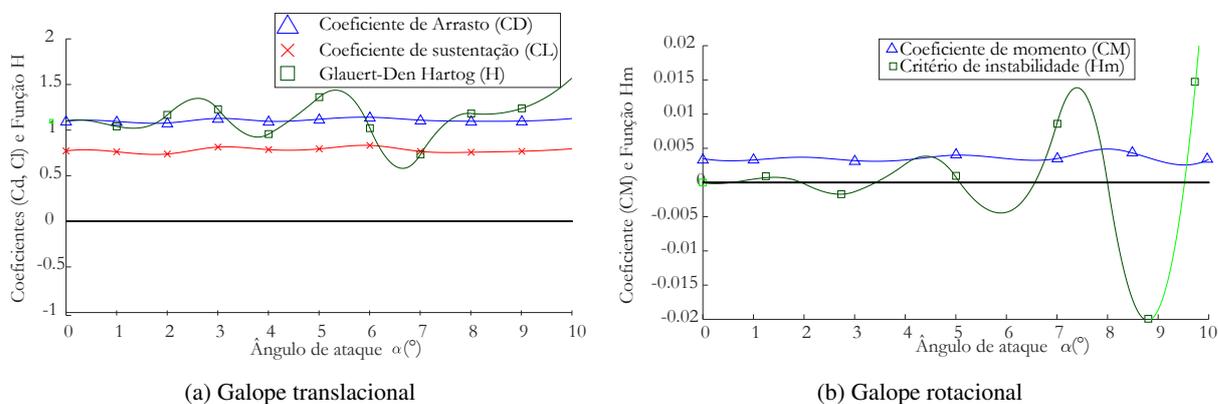
O coeficiente de momento apresentou valores entre $3,5 \times 10^{-3}$ e $5,0 \times 10^{-3}$. Comportamentos similares foram evidenciados ao longo da variação do ângulo de ataque. O dimple com $d/D = 1/16$ apresentou pico de coeficiente de momento em $\alpha = 8$, chegando ao valor de $5,0 \times 10^{-3}$.

A partir de então foi realizada a análise desacoplada do galope estrutural translacional e rotacional para a seção Dimple com razão $d/D = 1/13,33$ e $1/16$ conforme as Fig. 55 e 56, respectivamente. Desta forma foi plotado o gráfico dos coeficientes aerodinâmicos em função das funções de instabilidade ao galope.

Graficamente, verifica-se que ambas as seções são estáveis para o galope translacional e instáveis para o galope rotacional.

Figura 55 – Galope da seção Dimple de 36 cavidades com $d/D = 1/13,33$ 

Fonte: O Autor (2023)

Figura 56 – Galope da seção Dimple de 36 cavidades com $d/D = 1/16$ 

Fonte: O Autor (2023)

Na seção com maiores cavidades (55b) a instabilidade rotacional ocorre entre $0^\circ - 1^\circ$, $4^\circ - 5,5^\circ$ e $7^\circ - 8^\circ$.

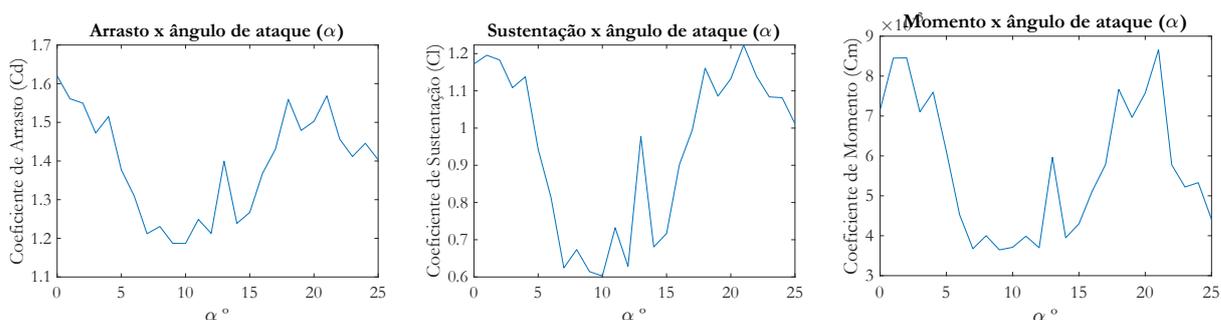
Já na seção com menores cavidades (56b) a instabilidade rotacional ocorre entre $2^\circ - 3^\circ$, $5^\circ - 6^\circ$ e $8^\circ - 10^\circ$.

O galope rotacional, para ambas as seções ($d/D = 1/13,33$ e $d/D = 1/16$), em sua variável de instabilidade (Hm) apresentou uma tendência a amplificação dos efeitos com o aumento do ângulo de ataque. Seu comportamento senoidal faz com que a estrutura ora esteja em região de galope e ora sai desta.

Logo, ressalta a importância de avaliação do comportamento dinâmico e a mudança do coeficiente aerodinâmico durante os passos de tempo (a depender da velocidade e ângulo de ataque), uma vez que a mudança poderá conduzir a seção a uma região de instabilidade estrutural.

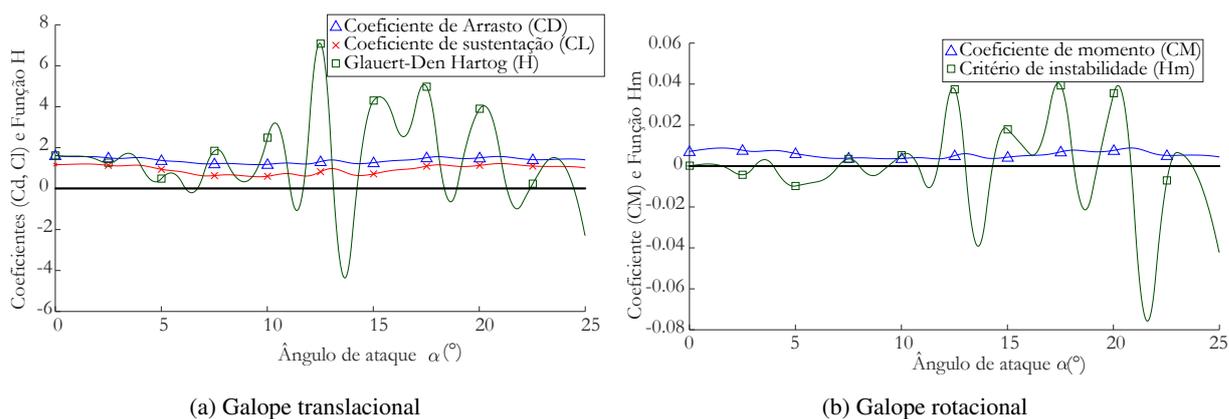
7.1.3.2 Groove 18

Foram simuladas seções com 18 saliências (Grooves) com mesma dimensão ($d/D = 1/16$) para diferentes ângulos de ataque, conforme apresenta as Fig. 57. Mesmo sabendo que o fenômeno se repete a partir de 20° , foi simulado até $\alpha = 25^\circ$ para verificar a tendência a repetição do fenômeno.

Figura 57 – Groove Coeficientes x α ($d/D = 1/16$)

Fonte: O Autor (2023)

A partir de então foi realizada a análise desacoplada do galope estrutural translacional e rotacional para a seção Groove com razão $d/D = 1/16$. Foi plotado o gráfico dos coeficientes aerodinâmicos em função das expressões de instabilidade aerodinâmica. Através da Fig. 58 verifica-se que esta seção é instável ao galope translacional e o rotacional.

Figura 58 – Galope da seção Groove de 18 saliências com $d/D = 1/16$ 

(a) Galope translacional

(b) Galope rotacional

Fonte: O Autor (2023)

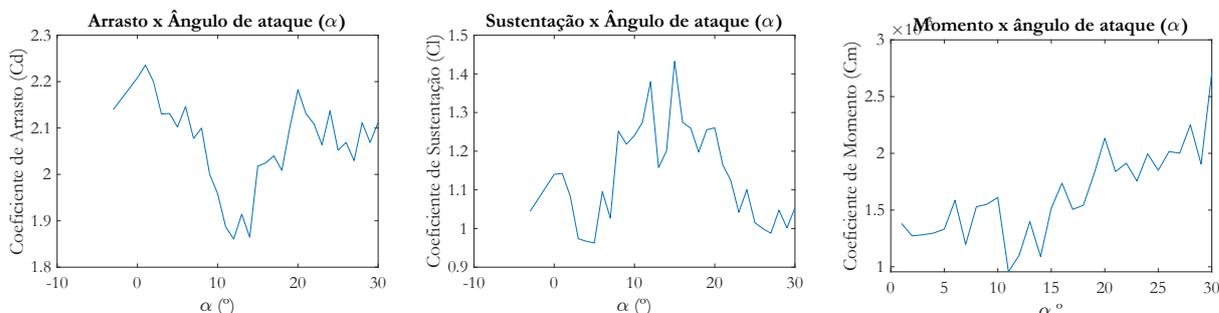
A instabilidade translacional ocorre entre os ângulos de $11^\circ - 12^\circ$, $13^\circ - 14^\circ$, $18^\circ - 19^\circ$, $22^\circ - 23^\circ$ e também $24^\circ - 25^\circ$ (58a).

Já o galope rotacional ocorre com maior frequência, nos ângulos de $2^\circ - 3^\circ$, $4 - 6^\circ$, $8 - 9^\circ$, $11 - 12^\circ$, $13 - 14^\circ$, $4 - 6^\circ$, $18 - 19^\circ$ e $20 - 22^\circ$ (58b).

7.1.3.3 Hexcrete

Foram simuladas seções Hexcrete para diferentes ângulos de ataque, conforme apresenta as Fig. 109. As demais simulações para cada ângulo α são apresentadas no Apêndice F.

Figura 59 – Hexcrete Coeficientes x α



Fonte: O Autor (2023)

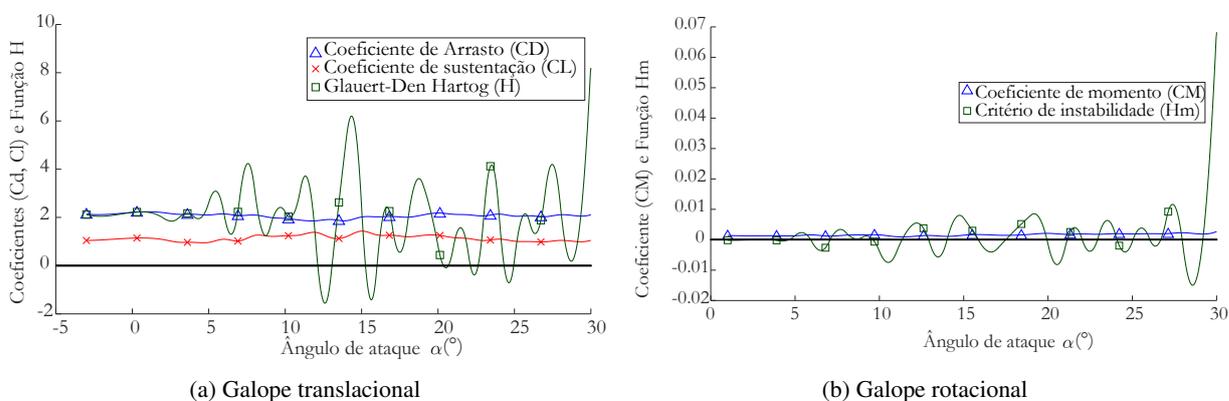
A partir de então foi realizada a análise desacoplada do galope estrutural translacional e rotacional para a seção Hexcrete. Desta forma foi plotado o gráfico dos coeficientes aerodinâmicos em função das expressões de instabilidade aerodinâmica.

Graficamente, através da Fig. 60, verifica-se que a seção Hexcrete é instável para o galope translacional e rotacional.

A instabilidade translacional ocorre entre os ângulos de $12^\circ - 13^\circ$, $15^\circ - 16^\circ$, $22^\circ - 23^\circ$ e também $24^\circ - 25^\circ$ (Fig. 60a).

Já o galope rotacional ocorre com maior frequência, nos ângulos de $6^\circ - 7^\circ$, $10 - 11^\circ$, $13 - 14^\circ$, $16 - 17^\circ$, $20 - 21^\circ$, $4 - 6^\circ$, $18 - 19^\circ$ e $20 - 30^\circ$ (Fig. 60b).

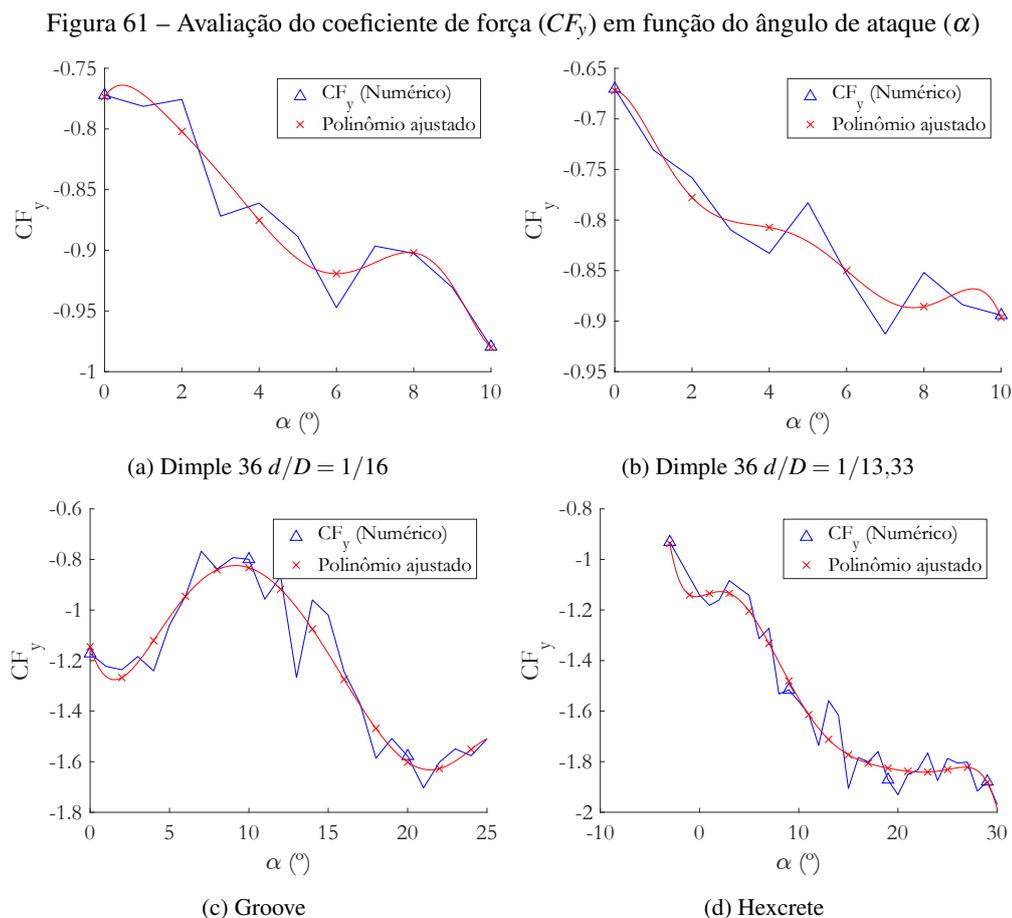
Figura 60 – Galope da seção Hexcrete



Fonte: O Autor (2023)

7.1.3.4 Equação polinomial dos coeficientes

Conforme apresentado na Eq. 2.6, apresentado por Blevins (1977) e Simiu e Scanlan (1978), a curva do coeficiente de força (CF) foi plotado em função do ângulo de ataque (α) conforme a Fig. 61. A partir de então foi utilizado o método dos mínimos quadrados para obter os coeficientes da equação polinomial de 7º grau da seção Dimple, Groove e Hexcrete, que são apresentados através da Tabela 8. Nesse, os termos $a_0, a_1 \dots a_7$ são coeficientes do polinômio.



Fonte: O Autor (2023)

Tabela 8 – Coeficientes da equação polinomial de 7º grau

	a_0 ($\times 10^1$)	a_1 ($\times 10^3$)	a_2 ($\times 10^3$)	a_3 ($\times 10^3$)	a_4 ($\times 10^4$)	a_5 ($\times 10^5$)	a_6 ($\times 10^7$)	a_7 ($\times 10^9$)
Dimple 36 0,25	-7,735	48,510	74,970	37,440	-106,700	166,600	-1294,000	3890,000
Dimple 36 0,30	-6,720	-3,451	80,720	43,710	-96,780	99,870	-43,100	-538,400
Groove	-11,450	-196,300	91,040	-13,650	10,620	-4,963	13,080	-14,540
Hexcrete	-11,460	7,085	7,702	-4,216	5,017	-2,649	6,670	-6,540

Fonte: O Autor (2023)

7.1.4 Hexcrete: Galope Estrutural em função do ângulo de ataque (α) e Número de Reynolds (Re)

A seção Hexcrete foi simulada para os intervalos de ângulo de ataque (α) de 0 a 30 ° e para as velocidades que resultam em números de Reynolds de 10^4 a 10^7 de forma a obter os coeficientes aerodinâmicos ($C_{D,L,M}$), suas derivadas em função do ângulo de ataque ($\frac{dC_{D,L,M}}{d\alpha}$) e também da velocidade ($\frac{dC_{D,L,M}}{dU}$).

Os resultados são apresentados através das Tabelas 9, 10 e 11 para o arrasto, sustentação e momento respectivamente. A partir dos valores exibido nestas tabelas, foram computadas as derivadas em função do ângulo de ataque e velocidade. As tabelas das derivadas não serão explicitadas aqui, apenas através dos gráficos.

Tabela 9 – Seção Hexcrete: Coeficiente de arrasto em função do ângulo de ataque e número de Reynolds. $C_D \times \alpha \times Re$

α	Reynolds ($\times 10^6$)						
	0,01	0,05	0,10	0,50	1,00	5,00	10,00
0	2,2339	2,2406	2,2251	2,2173	2,2085	2,1417	2,1913
3	2,1300	2,1756	2,1902	2,2292	2,1572	2,1186	2,1856
6	2,1463	2,1773	2,1100	2,1477	1,9887	2,0179	2,0369
9	2,0007	1,9716	2,0500	1,9929	1,7221	1,6966	1,9062
12	1,8606	1,8726	1,8425	1,8202	1,8805	1,8732	1,8612
15	2,0178	2,1672	2,1382	2,0985	2,0589	2,1482	2,0584
18	2,0087	2,2912	2,1332	2,2834	2,2851	2,3464	2,2642
21	2,1308	2,5828	2,5712	2,5106	2,5458	2,4783	2,5352
24	2,1370	2,6424	2,6596	2,6742	2,6408	2,6269	2,6566
27	2,0297	2,7589	2,7632	2,7408	2,6711	2,5811	2,7789
30	2,1123	2,5649	2,8107	2,7599	2,6747	2,7451	2,7216

Fonte: O Autor (2023)

A Tabela 9 mostra que o coeficiente de arrasto apresentou maiores valores nas regiões de número de Reynolds entre $0,10 \times 10^6$ e $10,00 \times 10^6$ e ângulo de ataque entre 21° e 30°. Os menores valores são encontrados para o ângulo de ataque de 12°.

Já a sustentação, os maiores valores foram evidenciados no mesmo intervalo de Reynolds ($0,10 \times 10^6$ e $10,00 \times 10^6$) nos ângulos de ataque centrais: 12° a 18°.

A Tabela 11 mostra que os coeficientes de momento máximos são encontrados nas regiões de $0,05 \times 10^6$ e $10,00 \times 10^6$ Reynolds e para α entre 21° e 30°.

Tabela 10 – Seção Hexcrete: Coeficiente de sustentação em função do ângulo de ataque e número de Reynolds.
 $C_L \times \alpha \times Re$

α	Reynolds ($\times 10^6$)						
	0,01	0,05	0,10	0,50	1,00	5,00	10,00
0	1,4115	1,3906	1,4455	1,2594	1,2180	1,1033	1,3592
3	0,9737	1,1321	1,1434	1,0968	1,1077	1,1911	1,2206
6	1,0953	1,1330	1,1597	1,1388	1,3986	1,4031	1,1088
9	1,2181	1,2478	1,1863	1,3572	1,2861	1,6244	1,3599
12	1,3794	1,4391	1,4947	1,6727	1,8274	1,6569	1,5495
15	1,4327	1,5690	1,6028	1,6278	1,5301	1,6577	1,3963
18	1,1977	1,4883	1,2668	1,5183	1,5243	1,5305	1,6383
21	1,1648	1,5828	1,5672	1,5262	1,6163	1,4949	1,5577
24	1,1005	1,4797	1,5067	1,5979	1,5672	1,5976	1,5477
27	0,9878	1,5751	1,5782	1,5561	1,5336	1,4613	1,6041
30	1,0533	1,4046	1,5976	1,6059	1,5055	1,6109	1,5215

Fonte: O Autor (2023)

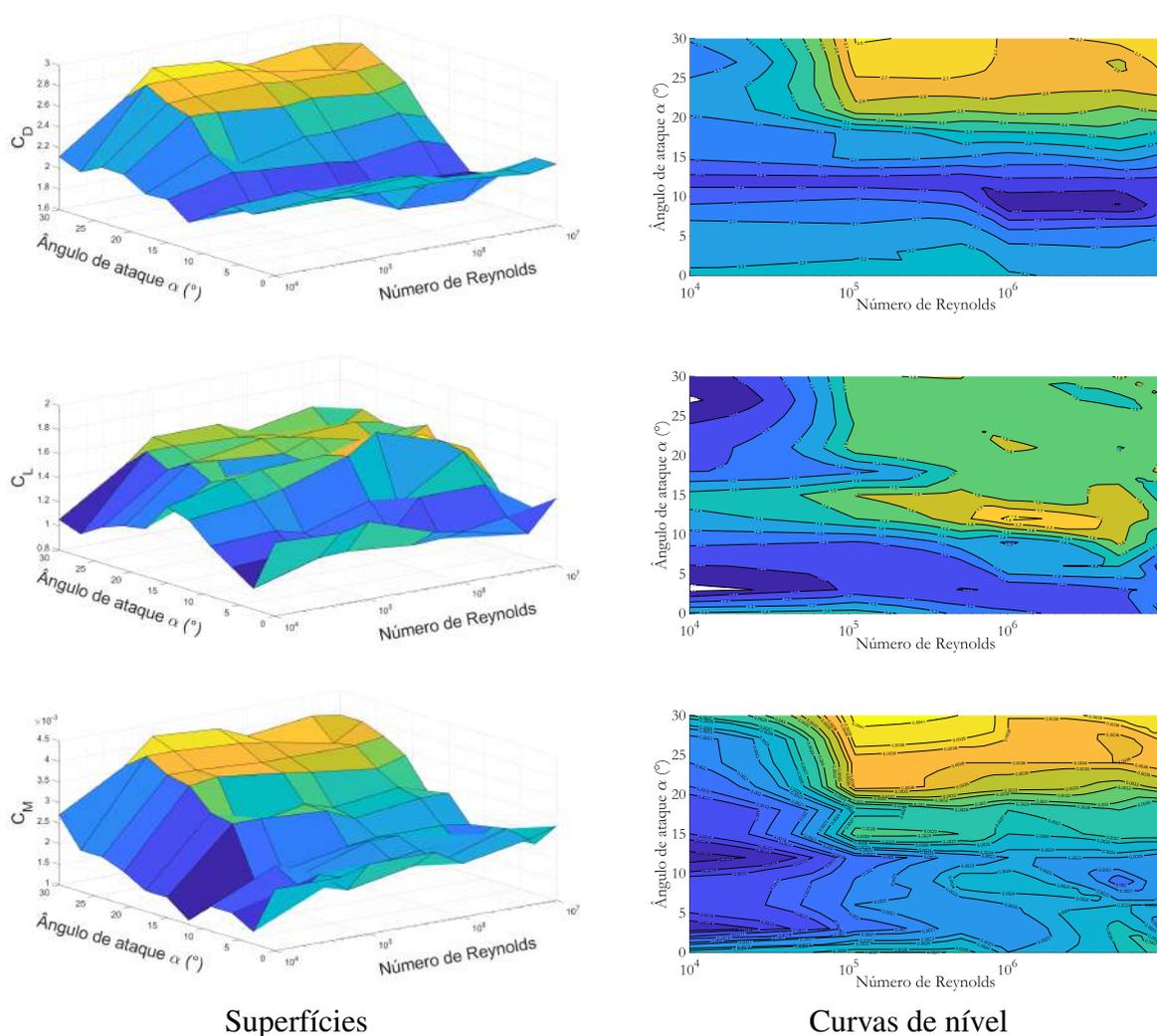
Tabela 11 – Seção Hexcrete: Coeficiente de momento em função do ângulo de ataque e número de Reynolds.
 $C_M \times \alpha \times Re$

α	Reynolds ($\times 10^6$)						
	0,01	0,05	0,10	0,50	1,00	5,00	10,00
0	0,0025	0,0025	0,0027	0,0027	0,0023	0,0026	0,0028
3	0,0013	0,0024	0,0019	0,0022	0,0022	0,0027	0,0022
6	0,0016	0,0020	0,0021	0,0022	0,0023	0,0024	0,0024
9	0,0016	0,0023	0,0020	0,0025	0,0025	0,0019	0,0023
12	0,0011	0,0018	0,0019	0,0022	0,0023	0,0023	0,0022
15	0,0015	0,0030	0,0030	0,0029	0,0026	0,0028	0,0028
18	0,0015	0,0031	0,0026	0,0029	0,0027	0,0029	0,0027
21	0,0018	0,0036	0,0037	0,0035	0,0034	0,0032	0,0034
24	0,0020	0,0037	0,0037	0,0036	0,0036	0,0036	0,0037
27	0,0020	0,0040	0,0040	0,0039	0,0038	0,0035	0,0039
30	0,0027	0,0036	0,0042	0,0041	0,0038	0,0040	0,0039

Fonte: O Autor (2023)

A partir destas tabelas, plota-se as superfícies permitindo analisar graficamente as regiões mais susceptíveis ao galope. A melhor visualização foi via superfície, e também por curvas de nível (função *Contour* do matlab). A Fig. 62 apresenta esses valores. As curvas de nível apresentadas nas Fig. 62, 63 e 64 são contornos e não apresentam os valores máximos e mínimos, mas sim patamares.

Figura 62 – Variação dos coeficientes (C_D , C_L e C_M) em função de α e Re



Fonte: O Autor (2023)

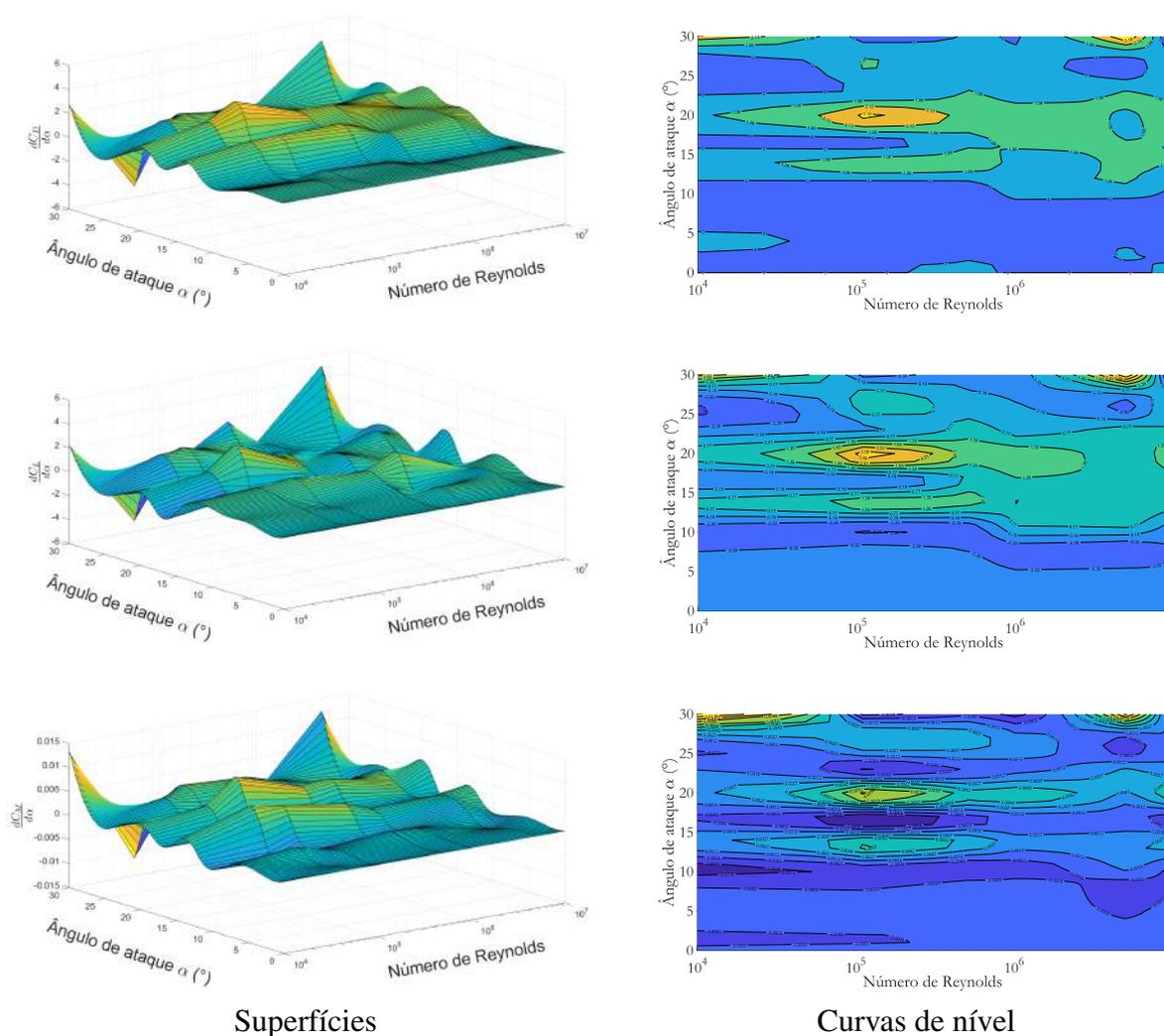
A partir da Fig. 62 permite visualizar regiões que permitam construir estruturas mais seguras, objetivando reduzir os esforços e também evitar fenômenos de instabilidade aerodinâmica.

O arrasto apresentou maiores valores (2,81) para número de Reynolds entre 10^5 e 10^6 e ângulo de ataque de 25° a 30° . Enquanto a sustentação apresentou maiores valores (1,80) para ângulos de ataques de 10° a 15° e Reynolds em aproximadamente 10^6 . O coeficiente de momento também se comportou como o arrasto, onde seus maiores valores (0,004) para α entre 25° e 30° e número de Reynolds entre 10^5 e 10^6 . Ressalta que estas figuras apresentam apenas curvas de nível para as variáveis analisadas, representando um patamar.

A região mais segura do arrasto foi de 1,80 para o Reynolds 10^6 a 10^7 e ângulo de ataque de 10° . A sustentação foi de 1,10 em Reynolds próximo a 10^4 com ângulo de ataque de 0° a 5° e 25° a 30° . O menor momento foi visualizado entre 10^4 e 10^5 para o número de Reynolds e ângulo de ataque α de 10° a 15° .

As derivadas dos coeficientes aerodinâmicos em função do ângulo de ataque $\frac{dC_{D,L,M}}{d\alpha}$ representadas através dos gráficos da Fig. 63.

Figura 63 – Variação das derivadas dos coeficientes ($\frac{dC_{D,L,M}}{d\alpha}$) em função de α e Re



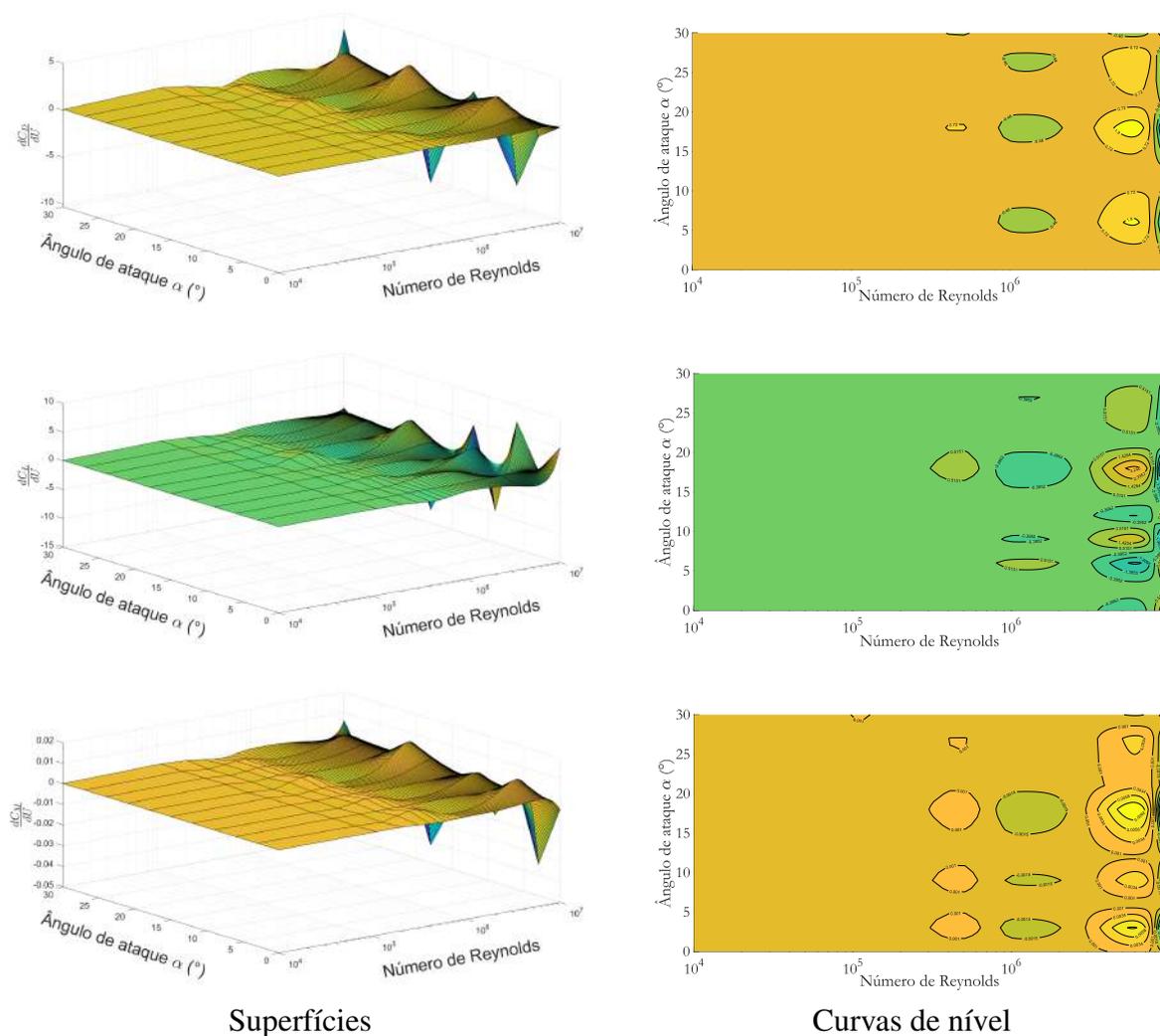
Fonte: O Autor (2023)

Verifica-se que situações de valores máximos para a derivada em função de α são encontrados próximos a ângulos de ataque de 20° e Reynolds de 10^5 , resultando em valores $\frac{dC_D}{d\alpha} = 4,25$, $\frac{dC_L}{d\alpha} = 3,09$ e $\frac{dC_M}{d\alpha} = 0,009$. As menores derivadas do coeficiente de arrasto está entre 1×10^4 e 5×10^4 e ângulo de ataque de 5° , resultando em valores $\frac{dC_D}{d\alpha} = -2,12$. O $\frac{dC_L}{d\alpha}$ apresentou valores menores que $-0,40$ para todos os números de Reynolds abaixo de 7° , mas sua mínima global ocorreu em 9×10^6 para $\alpha = 30$. A derivada do coeficiente de momento mínimo encontra-se abaixo de 10° em todos os números de Reynolds com valor menor que $\frac{dC_M}{d\alpha} = -0,002$.

As derivadas dos coeficientes aerodinâmicos em função da velocidade (número de Reynolds) $\frac{dC_{D,L,M}}{dU}$ são representadas nos gráficos da Fig. 64.

As situações de valores máximos são visualizadas para ângulos de ataque entre 15° e 20° e também Reynolds próximo de 8×10^6 e $\alpha = 18$, resultando em valores de aproximadamente: $\frac{dC_D}{dU} = 2,47$, $\frac{dC_L}{dU} = 3,25$ e $\frac{dC_M}{dU} = 0,01$. Os menores valores dos coeficientes são encontrados em 10^7 para diversos ângulos de ataque de de 0° a 30° , resultando em valores $\frac{dC_D}{dU} = -5,60$, $\frac{dC_L}{dU} = -6,77$ e $\frac{dC_M}{dU} = -0,03$.

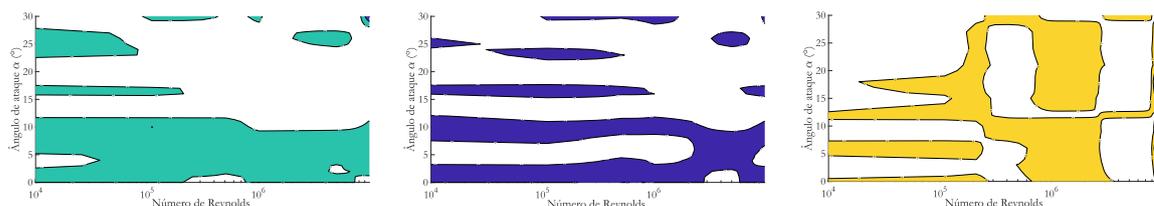
Figura 64 – Variação das derivadas dos coeficientes ($\frac{dC_{D,L,M}}{dU}$) em função de α e Re



Fonte: O Autor (2023)

A partir destes gráficos é possível dimensionar estruturas seguras, objetivando valores longe de regiões potencialmente susceptíveis ao galope estrutural e outros efeitos aerodinâmicos. Adotando que os coeficientes (C_D , C_L e C_M) serão sempre positivos, a instabilidade poderá ocorrer apenas quando suas derivadas forem menores que zero, desta forma foi plotado os gráficos da Fig. 65 que apresentam apenas as regiões onde as derivadas dos coeficientes ($\frac{dC_L}{d\alpha}$, $\frac{dC_M}{d\alpha}$ e $\frac{dC_D}{dU}$) são negativas.

Figura 65 – Regiões onde as derivadas $\frac{dC_L}{d\alpha}$, $\frac{dC_M}{d\alpha}$ e $\frac{dC_D}{dU}$ são negativas



Fonte: O Autor (2023)

Através destas análises foi criada a Tab. 12 para análise nas regiões críticas, que possam colocar a estrutura a condições de instabilidade aerodinâmica.

Tabela 12 – Regiões críticas e suscetíveis ao galope estrutural da seção Hexcrete

Critério de Instabilidade Aerodinâmica	Equação	$\alpha_{Crítico}$ (°)	$Re_{Crítico}$	$U_{Crítico}$ (m/s)
Den Hartog (1947)	$\left(\frac{dC_L}{d\alpha} + C_D\right) < 0$	0 a 10 0 a 4	10^4 a 5×10^5	0,1 a 1,0
Nigol e Clark (1974)	$\left(\frac{dC_M}{d\alpha}\right) < 0$	9 a 11 17 a 18	10^4 a 10^6	0,3 a 3
Este trabalho	$\left(2C_D + U\frac{dC_D}{dU}\right)$	17 a 18	1×10^6 a 5×10^6 > 8×10^6	3 a 12 >28

Fonte: O Autor (2023)

Esta análise inicial conduziu as simulações na turbina, entretanto realizando uma verificação mais profunda foram computados os valores para a soma da derivada da sustentação com o coeficiente de arrasto ($\frac{dC_L}{d\alpha} + C_D$) em todos os ângulos de ataque e número de Reynolds, chegando ao valor máximo de 7,01 em $Re=5 \times 10^6$ e valor mínimo de -2,51 em $Re=5 \times 10^4$ (condição de instabilidade de Den Hartog), ambas a 30° , entretanto necessitaria de velocidade do vento de 0,12m/s para tal número de Reynolds (considerando o diâmetro da torre de 6m). Simulações neste espectro seriam fisicamente possíveis, entretanto fugiria do cenário real atuante no aerogerador.

As regiões consideradas serão de 5° , 15° , 18° e 30° , evitando assim os extremos (0 e 30°). Já a velocidade simulada será a usual da turbina referente a sua partida, operação e parada: 3 m/s, 11.4 m/s, 20 m/s e 28 m/s, essa última velocidade é acima do *rated*, que é de 25m/s, que garante que o aerogerador estará parado.

Entretanto ressalta-se que esta é uma investigação a priori que foi realizada com o objetivo de reduzir o número de simulações, efetuando apenas estudos em condições de vulnerabilidade aerodinâmica estrutural. Todavia, excetuando o custo computacional, nada impede a realização de simulações dinâmicas em todos os números de Reynolds e ângulos de ataque iniciais.

7.1.4.1 Equação polinomial dos coeficientes: Hexcrete ($C_{D,L,M} \times \alpha \times Re$)

De maneira análoga ao que foi feito para o Hexcrete na seção 7.1.3.4, foi obtida uma equação polinomial para o coeficiente de arrasto a partir do ângulo de ataque e número de Reynolds, a partir da criação de uma superfície interpolada utilizando a ferramenta *Curve fitting* do Matlab, resultando na Eq. 7.1, com coeficientes dados através da Tabela 13.

$$C_D(\alpha, Re) = a_{00} + a_{10}Re + a_{01}\alpha + a_{11}Re\alpha + a_{20}Re^2 + a_{02}\alpha^2 + a_{21}Re^2\alpha + a_{12}Re\alpha^2 + a_{30}Re^3 + a_{03}\alpha^3 \quad (7.1)$$

Tabela 13 – Coeficientes da equação polinomial em função de Re e α

a_{00} ($\times 10^0$)	a_{10} ($\times 10^{-8}$)	a_{01} ($\times 10^{-1}$)	a_{11} ($\times 10^{-9}$)	a_{20} ($\times 10^{-14}$)	a_{02} ($\times 10^{-3}$)	a_{21} ($\times 10^{-16}$)	a_{12} ($\times 10^{-11}$)	a_{30} ($\times 10^{-21}$)	a_{03} ($\times 10^{-4}$)
2,321	3,167	-1,006	3,197	-2,106	7,774	-3,319	3,175	1,766	1,385

Fonte: O Autor (2023)

A métrica da equação em questão foi tomada a partir do coeficiente de determinação (R^2), raiz do erro quadrático médio (RMSE) e o resíduo (SSE) dados através das Equações 7.2, 7.3 e 7.4 respectivamente.

$$R^2(y, \hat{y}) = 1 - \frac{\sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2}{\sum_{i=1}^n (y_i - \bar{y})^2} \quad (7.2)$$

$$RMSE(y, \hat{y}) = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2} \quad (7.3)$$

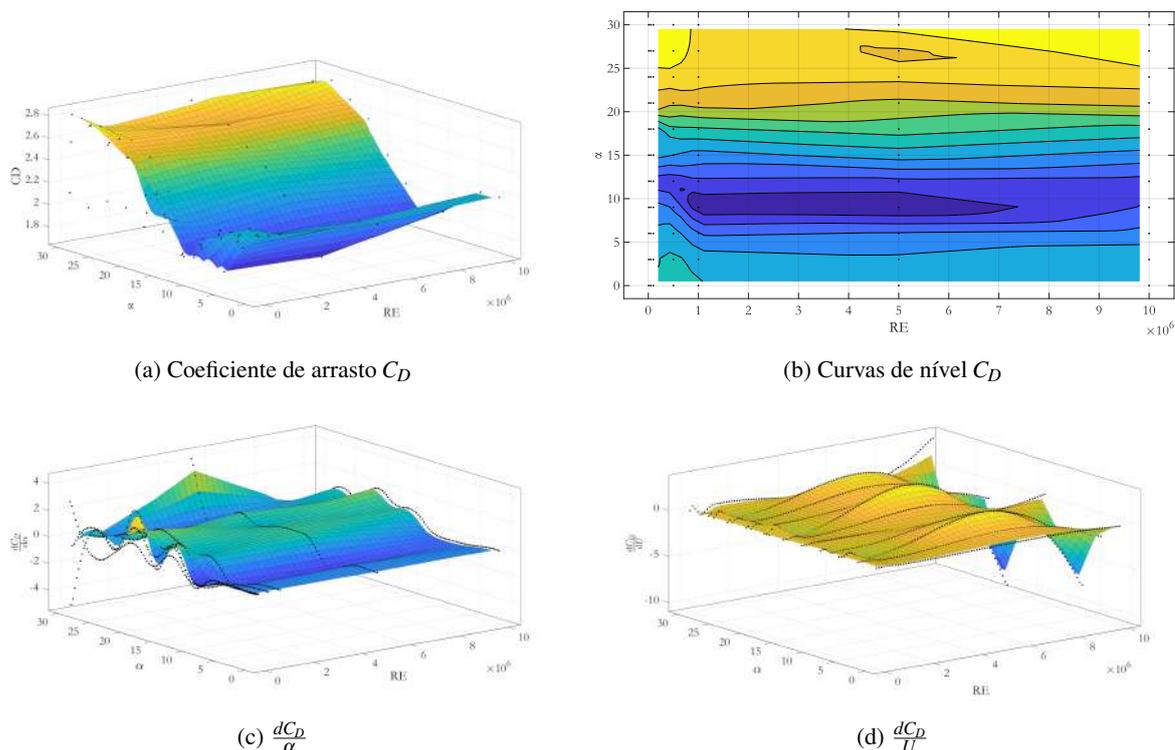
$$SSE = \sum_{i=1}^n (y_i - \hat{y}_i)^2 \quad (7.4)$$

Dessa forma a Eq. 7.1 apresentou $R^2 = 0,75$, $RMSE=0,16$ e $SSE=1,71$. Ao aplicar valores de Re e α , o C_D apresentou erro máximo de 21 % e erro médio de 5.38 %.

Verificando que esta equação polinomial não foi satisfatória, foi utilizada outra ferramenta do Matlab (Linear interpolant), capaz de interpolar a curva (quadrilátero), entre os 4 pontos vizinhos (nós) de um dado painel (paralelogramo), desta forma o erro $R^2 = 1$, fazendo com que os valores das variáveis nos pontos analisados apresentem erro nulo.

A Fig. 66 exemplifica algumas das curvas interpoladas. Foram criados arquivos para todas as variáveis, mas só exemplificada para o arrasto.

Figura 66 – Curvas interpoladas para a variável arrasto



Fonte: O Autor (2023)

A desvantagem deste método é que precisa da vizinhança para interpolar, não servindo então para valores que não estejam dentro do intervalo simulado, exemplo: ângulos menores que 0° , maiores que 30° , Reynolds menores que 10^4 e maiores que 10^7 . Entretanto, devido ao range de trabalho do aerogerador tais valores não são esperados. Para situação onde o Reynolds é maior que 10^7 ou menor que 10^4 recomenda-se novas simulações devido a impossibilidade de extrapolar os resultados.

Nesta forma de interpolação, não cria uma equação, como realizado na variação do ângulo de ataque, e sim um arquivo tipo .mat, que dentro do código estrutural será chamado para cada passo de tempo, uma vez que haverá a variação da velocidade e ângulo de ataque, desta forma a chamada no Matlab ocorre conforme a sintaxe: $Var(Re, \alpha)$, sendo Var os coeficientes ou suas derivadas.

A limitação deste método é que cenários desconhecidos, são desprezados, realizando uma interpolação linear entre os pontos.

De maneira análoga ao realizado na seção Hexcrete, também foi simulada a seção groove com 18 saliência e criados arquivos de leitura via MATLAB (.mat) para uso no código dinâmico. A análise das curvas não foram plotadas neste trabalho devido a não necessidade de análise, sendo feita a mesma que àquela da hexagonal.

7.1.5 Resumo das simulações: Tabelas dos parâmetros aerodinâmicos

Foi realizada a compilação de todos os resultados a fim de permitir aos leitores deste trabalho, futuras aplicações, verificações e validações, mediante comparações com ensaios experimentais, por exemplo.

Essas tabelas permitem que os usuários possam futuramente inserir como uma função, do Matlab, por exemplo, permitindo chamar os arquivos para interpolação e captura de valores em determinado instante.

Estas tabelas não são completas, ou seja, algumas velocidades (número de Reynolds) não foram simuladas devido a diversos motivos:

- Parâmetros invariáveis: não verificada a mudança do valor do coeficiente aerodinâmico para as demais velocidades adjacentes. Considerando então que em determinado ponto os parâmetros permaneceram inalterados.
- Algum problema no momento da exportação dos dados, não restando tempo para novas simulações.
- Instabilidade do programa: erro para a velocidade e passo de tempo, que não foram investigados neste momento do trabalho.
- Necessidade de mudança das características da simulação devido a alterações no escoamento. Como, por exemplo, quando o número de Reynolds é maior que 10^7 o modelo de turbulência e esquemas de solução empregados não apresentam resultados e o programa dá erro, indicando a necessidade de mudança desses parâmetros para modelos mais robustos.
- outros.

A Tabela 14 apresenta os coeficientes de arrasto em função do número de Reynolds para as seções adotadas neste trabalho com diferentes configurações geométricas. Os coeficientes de sustentação são visualizados através da Tabela 15. Enquanto a Tabela 16 apresenta os coeficientes de momento.

A variação dos parâmetros (C_D , C_L e C_M) em função do ângulo de ataque (α) para a seção dimple, groove e Hexcrete são apresentados através da Tabela 17. Essa tabela resumo não contém algumas linhas devido a não realização de determinados ângulos de ataques (α) para todas as geometrias, conforme já discutido.

Para a seção Hexcrete, já foram apresentadas as variações dos parâmetros aerodinâmicos em função do ângulo de ataque e número de Reynolds, através das Tabs 9, 10 e 11. Essas tabelas permitiram analisar as regiões de maiores vulnerabilidades aerodinâmicas, na faixa de número de Reynolds em questão.

Tabela 14 – Tabela resumo das seções: Coeficiente de Arrasto (C_D) x Re

Seção	Razão do elemento	Número de Reynolds ($\times 10^6$)					
		0,01	0,05	0,1	1	5	10
Tetradecagonal	Agudo	1,1174		0,9703	1,0169	1,3704	1,2600
	Reto	1,5431		0,6581	1,3643	1,3110	1,2100
Dimple 36	1/160	0,7707		0,7363	0,6247		0,6281
	1/80	0,9892	0,7435	0,7767	0,7153		0,7135
	1/40	1,0083	0,7658	0,7502	0,7519		0,7386
	1/20	1,0351	0,8508	0,8284	0,7989		0,7937
	1/13,33	1,3080	0,9964	0,8635	0,8652		0,8986
	1/10	1,1986	1,0364	0,9918	0,8809		0,9282
Groove 18	1/80	1,3949	1,3326	1,3340	1,3475	1,3580	1,3402
	1/40	1,4114	1,2141	1,2299	1,2012	1,2403	1,1940
	1/20	1,1803	0,8721	0,8073	0,6596	0,5971	0,5840
	1/16	1,2106	1,1013	1,0481	0,6933		0,5890
	1/13,33	1,2193	0,9395	0,8623	0,4969		0,4083
Hexcrete	Agudo	2,3858		2,3406		2,0211	
	Reto	2,6833		2,7271		2,8109	

Fonte: O Autor (2023)

Tabela 15 – Tabela resumo das seções: Coeficiente de Sustentação (C_L) x Re

Seção	Razão do elemento	Número de Reynolds ($\times 10^6$)					
		0,01	0,05	0,1	1	5	10
Tetradecagonal	Agudo	1,3667		0,9267		0,9303	0,9464
	Reto	0,5337		0,8533		0,2733	0,2322
Dimple 36	1/160	0,2804		0,4943	0,4618		0,1183
	1/80	0,6497	0,4655	0,4678	0,4796		0,5003
	1/40	0,5731	0,3824	0,4108	0,4008		0,3882
	1/20	0,4588	0,4219	0,3832	0,3454		0,3519
	1/13,33	1,0188	0,7829	0,7099	0,7575		0,8330
	1/10	0,8746	0,7648	0,7268	0,6532		0,1543
Groove 18	1/80	1,1172	1,0135	1,0314	1,0454	1,0712	1,0478
	1/40	1,1125	0,8280	0,8871	0,8620	0,9680	0,8941
	1/20	0,7951	0,2855	0,2358	0,1441	0,1134	0,1155
	1/16	0,7476	0,6763	0,6352	0,1403		0,5890
	1/13,33	0,8252	0,5520	0,4915	0,4477		0,2301
Hexcrete	Agudo	1,0500		1,2100	0,9800		1,2000
	Reto	0,8000		0,8500	0,9000		1,2000

Fonte: O Autor (2023)

Tabela 16 – Tabela resumo das seções: Coeficiente de Momento (C_M) x Re

Seção	Razão do elemento	Número de Reynolds ($\times 10^6$)					
		0,01	0,05	0,1	1	5	10
Tetradecagonal	Agudo	0,1220		0,0695		0,0904	0,0929
	Reto	0,7504		0,6482		0,4051	0,3893
Dimple 36	1/160	0,0002		0,0002	0,0005		0,0002
	1/80	0,0010	0,0010	0,0011	0,0011		0,0012
	1/40	0,0014	0,0012	0,0013	0,0013		0,0013
	1/20	0,0018	0,0016	0,0015	0,0014		0,0016
	1/13,33	0,0024	0,0018	0,0020	0,0022		0,0022
	1/10	0,0034	0,0027	0,0028	0,0033		0,0009
Groove 18	1/80	0,0039	0,0031	0,0033	0,0034	0,0035	0,0034
	1/40	0,0042	0,0025	0,0024	0,0023	0,0024	0,0023
	1/20	0,0041	0,0040	0,0033	0,0020	0,0018	0,0015
	1/16	0,0026	0,0026	0,0016	0,0016		0,0006
	1/13,33	0,0015	0,0013	0,0014	0,0084		0,0115
Hexcrete	Agudo	0,1100		0,1350	0,1500		0,0400
	Reto	0,0500		0,1450	0,0500		0,0400

Fonte: O Autor (2023)

A Tabela 14 resume o coeficiente de arrasto para as diferentes seções estudadas, ficando a geometria com cavidades (dimple) mais aerodinâmica, com menores valores, já o hexcrete apresentou maiores coeficientes de arrasto. A sustentação também atingiu valores menores na seção dimple, enquanto os maiores foram obtidos nas seções tetradecagonal e hexcrete, ambas para o ângulo agudo. O coeficiente de momento também se mostrou menor na seção dimple 36, e o maior, foi na seção tetradecagonal.

Tabela 17 – Tabela resumo das seções: Coeficientes x α

d/D	Dimple 36			Groove 18			Hexcrete					
	1/16	1/13,33	1/16	1/16	1/13,33	1/16	1/16	1/13,33	1/16			
α	C_D	C_L	C_M	C_D	C_L	C_M	C_D	C_L	C_M	C_D	C_L	C_M
0	1,0984	0,7721	0,0035	1,0608	0,6703	0,0049	1,6200	1,1722	0,0071	2,3820	0,0220	0,0014
1	1,0950	0,7624	0,0033	1,0914	0,7116	0,0037	1,5610	1,1956	0,0085	2,3876	0,0084	0,0014
2	1,0784	0,7384	0,0037	1,0870	0,7197	0,0037	1,5497	1,1829	0,0085	2,3346	0,0496	0,0013
3	1,1284	0,8139	0,0032	1,1039	0,7509	0,0039	1,4723	1,1083	0,0071	2,2950	0,2060	0,0013
4	1,0969	0,7865	0,0033	1,1166	0,7528	0,0043	1,5149	1,1379	0,0076	2,2100	0,2740	0,0013
5	1,1192	0,7941	0,0040	1,0702	0,6863	0,0039	1,3769	0,9428	0,0061	2,1350	0,2550	0,0013
6	1,1413	0,8325	0,0035	1,1041	0,7329	0,0039	1,3096	0,8134	0,0045	2,1490	0,2280	0,0016
7	1,1096	0,7670	0,0035	1,1331	0,7668	0,0044	1,2118	0,6243	0,0037	2,1072	0,4923	0,0012
8	1,0975	0,7572	0,0049	1,0821	0,6915	0,0040	1,2306	0,6736	0,0040	2,1366	0,3697	0,0015
9	1,0996	0,7681	0,0032	1,0816	0,7016	0,0043	1,1871	0,6144	0,0036	2,0060	0,5000	0,0016
10	1,1271	0,7959	0,0034	1,0837	0,6895	0,0042	1,1866	0,6025	0,0037	1,9688	0,6868	0,0016
11							1,2489	0,7323	0,0040	1,8828	1,0404	0,0010
12							1,2127	0,6286	0,0037	1,8530	1,1520	0,0011
13							1,3996	0,9771	0,0060	1,8697	1,1295	0,0014
14							1,2386	0,6806	0,0039	1,9072	1,0545	0,0011
15							1,2669	0,7166	0,0043	2,0410	0,9720	0,0015
16							1,3683	0,9019	0,0051	2,0756	0,8052	0,0017
17							1,4305	0,9946	0,0058	2,1146	0,8317	0,0015
18							1,5594	1,1610	0,0077	2,2180	0,6910	0,0015
19							1,4791	1,0858	0,0070	2,4088	0,6080	0,0018
20							1,5026	1,1323	0,0076	2,2936	0,4974	0,0021
21							1,5685	1,2231	0,0087	2,4790	0,4920	0,0018
22							1,4569	1,1391	0,0058	2,5951	0,4135	0,0019
23							1,4115	1,0837	0,0052	2,6022	0,3328	0,0018
24							1,4459	1,0816	0,0053	2,6400	0,3360	0,0020
25							1,4033	1,0115	0,0044	2,6141	0,2986	0,0019
26										2,6254	0,2442	0,0020
27										2,5470	0,2290	0,0020
28										2,6860	0,1073	0,0023
29										2,7153	0,0666	0,0019
30										2,4400	0,0420	0,0027

Fonte: O Autor (2023)

7.2 Simulação aerodinâmica 3D: Carregamento no Rotor

A simulação foi conduzida com o auxílio do programa FAST para a turbina NREL 5MW em diferentes cenários de vento, conforme a Tab. 18.

Tabela 18 – Resumo dos casos simulados no FAST

Caso	Velocidade	Cenário reproduzido	Situação do rotor
01	3 m/s	Partida (Cut-in)	Parado iniciando
02	11,4m/s	Nominal (Rated)	Operando
03	20 m/s	Produção	Operando
04	28 m/s	Falha	Operação

Fonte: O Autor (2023)

Foi simulado inicialmente o vento constante de 3m/s (caso 01), configurando a partida do aerogerador (*cut-in*), em seguida foi simulado o vento na velocidade nominal da turbina, ou seja, 11,4m/s (caso 02), ficando o aerogerador produzindo energia em situação normal. Outro cenário analisado foi o de produção de energia, operando com um valor de velocidade alto (20m/s) caracterizando o caso 03. Por fim foi analisado em uma situação extrema com o aerogerador em operação, submetido a um vento de 28 m/s (caso 04).

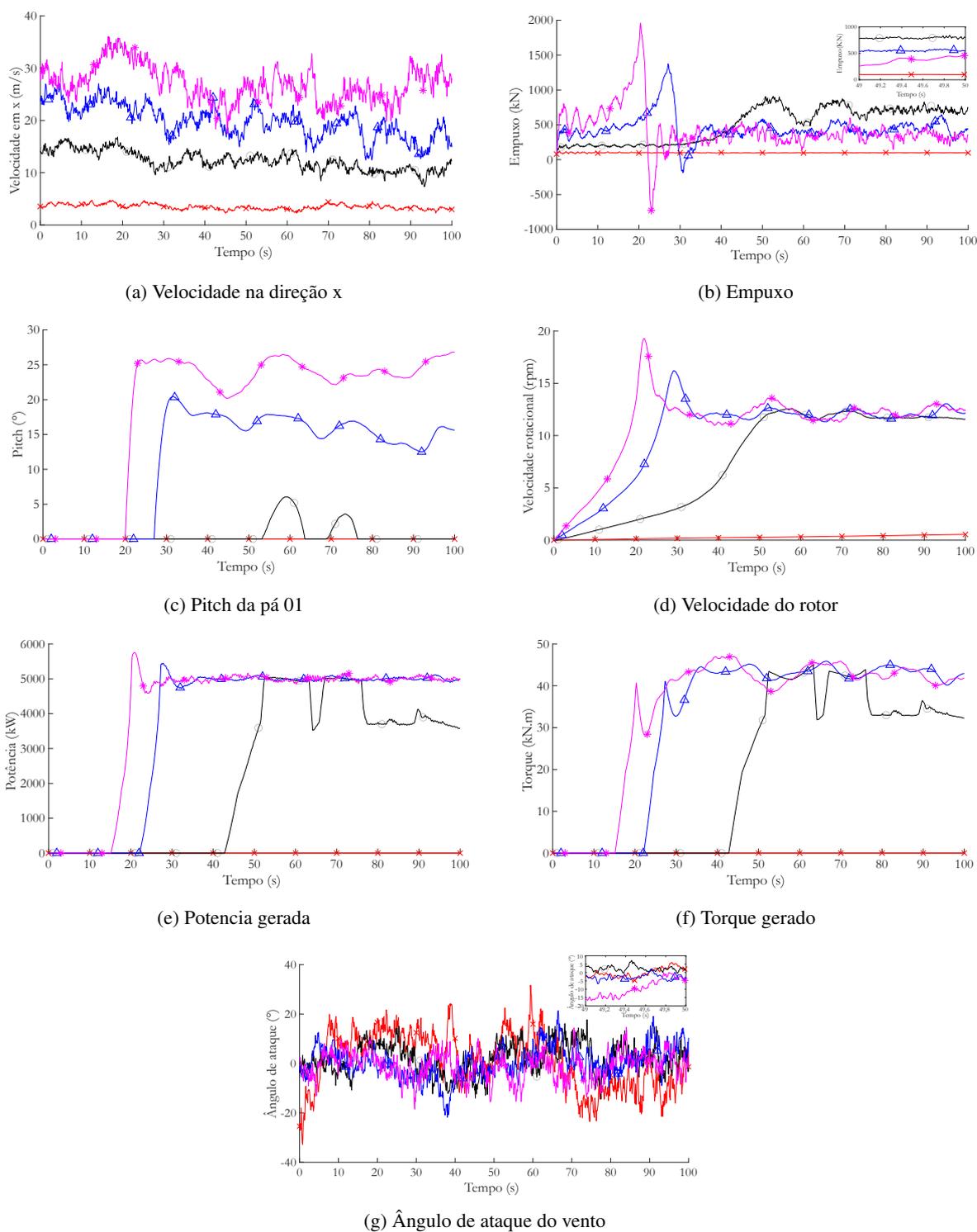
A Fig. 67a apresenta as velocidades do vento, na direção x, adotadas nestas simulações. O empuxo é visualizado na Fig. 67b que apresenta um baixo valor no caso 01 ($v = 3,0$ m/s), enquanto apresenta altos valores para os casos 02, 03 e 04.

As variações de propriedades são explicadas pela compensação do *pitch* da pá, que atua como um suavizador de velocidade rotacional, agindo como um freio natural (aerodinâmico). A Fig. 67c apresenta isto, para a velocidade de 28 m/s, no tempo de 20 s o ângulo da pá é alterado para 23° , utilizando ela como um freio. Situação parecida ocorre para o caso 03 ($v=20$ m/s) onde o *pitch* fica em aproximadamente 18° . Já para o caso 02 (11,4 m/s) o *pitch* só é modificado em dois instantes ($t=60$ s e $t=70$ s), objetivando corrigir aumentos da velocidade do rotor. Percebe-se que para o caso 01 (3 m/s) o *pitch* continua inalterado (0°), por estar abaixo do *rated*. Fato similar ocorre na velocidade do rotor (Fig. 67d), que atinge o valor limite de 12,1 rpm para os casos 02, 03 e 04.

A potência e o torque gerados tiveram comportamentos parecidos para os casos 02, 03 e 04. A potência atinge um valor máximo de 5000kW e o torque 43 kN.m próximo ao *rated*.

A Fig. 67g apresenta o ângulo de incidência do vento atuando no rotor. Neste trabalho houve uma simplificação que considerou a variação desse ângulo do rotor se repetindo para as demais alturas. Uma análise mais precisa, poderia coletar a velocidade em cada nó da torre, e em seguida calcular α para cada uma dessas alturas.

Figura 67 – Resultados FAST- NREL 5MW



× 3,0m/s ○ 11,4m/s △ 20,0m/s * 28,0m/s

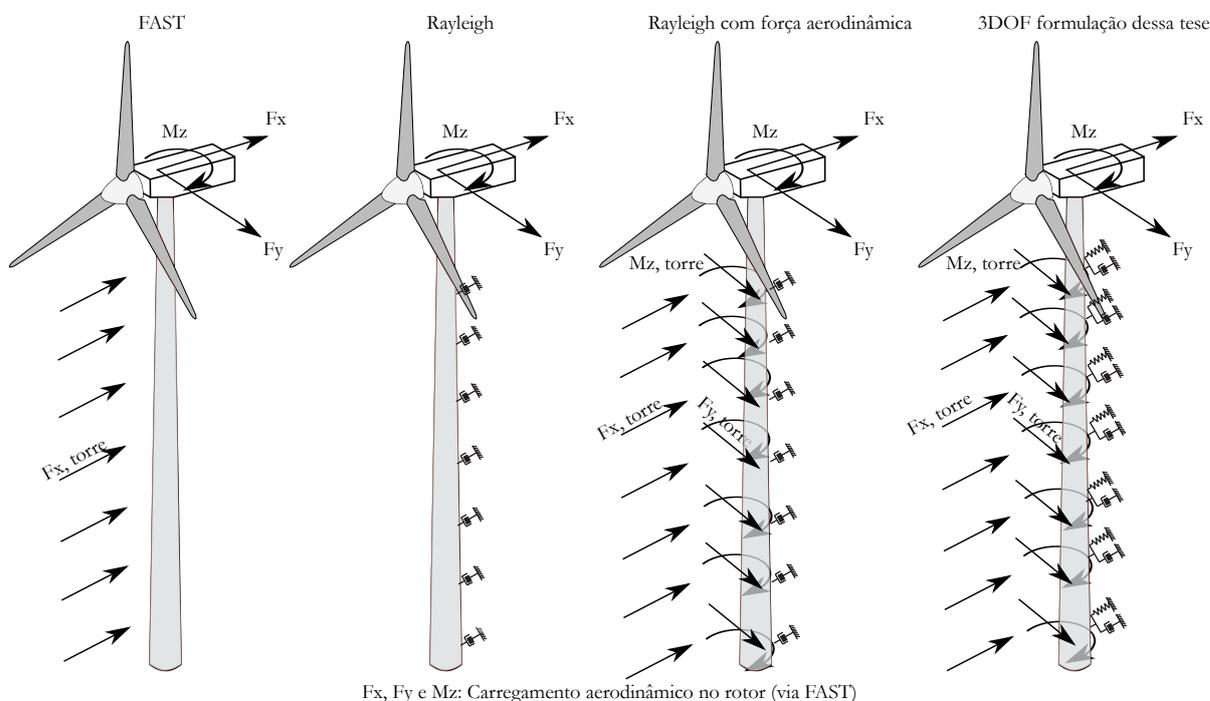
Fonte: O Autor (2023)

8 APLICAÇÃO À TURBINA EÓLICA NREL 5MW

A turbina exemplo NREL foi analisada via FAST considerando sua torre de 87 m de altura, com seção não circular. Foi considerado que inicialmente a torre está sujeita a um ângulo de ataque α , e duas considerações foram adotadas, sendo a primeira que esse ângulo não era alterado pelo vento, apenas pela rotação da torre causada pela resposta dinâmica, já a segunda considerou que o vento muda de direção e a torre também rotaciona. Nestas análises foram avaliados os deslocamentos em x, y e rotação em z para o topo da torre. Nessa extremidade foram aplicadas as cargas aerodinâmicas obtidas via FAST.

Quanto ao carregamento e amortecimento da torre, as simulações propostas nesta tese foram comparadas com outras três formulações, que considera-se ser um ponto de partida para um projetista em uma análise estrutural: i) Utilizar um programa aerodinâmico estrutural (FAST), ii) resolver via método dos elementos finitos (MEF) com o amortecimento proporcional de Rayleigh, e iii) mesma condição anterior (MEF com Rayleigh) considerando as forças aerodinâmicas atuando ao longo da torre nas direções x, y e momento em z. Esses casos são ilustrados através da Fig. 68.

Figura 68 – Formulações empregadas nas análises dinâmica estrutural do aerogerador



Fonte: O Autor (2023)

As condições de suporte adotadas para todos os casos é que essa estrutura está engastada na base, ou seja, a extremidade inferior da torre é considerada engastada no solo, via elemento de fundação.

Os casos abordados na Fig. 68 são descritos conforme:

- FAST: Deslocamentos e rotações obtidos no programa considerando a torre.
- Rayleigh: Formulação em MEF considerando apenas o amortecimento proporcional (Rayleigh). Cada elemento detém uma contribuição de amortecimento. Nesse caso não foi considerada a força aerodinâmica na torre.
- Rayleigh com Força aerodinâmica: Formulação em MEF considerando o amortecimento de Rayleigh, similar a anterior, e também a força atuante em cada elemento (Eq. 2.34).
- 3DOF: A formulação, via MEF, apresentada nesta tese, conforme apresentado na Eq. 2.63, além da consideração do carregamento aerodinâmico na torre e rotor. Nesse caso, foi considerada a rigidez e amortecimento aerodinâmico em cada elemento.

Foram criados diferentes cenários para a análise, variando a velocidade do vento no Hub adotando os valores de 3 m/s, 11,4 m/s, 20 m/s e 28 m/s e também foi modificado o ângulo de ataque inicial, adotando 5°, 15°, 18° e 30°. As combinações dos casos são apresentadas na Tab.19.

Tabela 19 – Parâmetros da verificação da formulação

Velocidade \ α	5°	15°	18°	30°
3,0 m/s	V3 α 5	V3 α 15	V3 α 18	V3 α 30
11,4 m/s	V11.4 α 5	V11.4 α 15	V11.4 α 18	V11.4 α 30
20,0 m/s	V20 α 5	V20 α 15	V20 α 18	V20 α 30
28,0 m/s	V28 α 5	V28 α 15	V28 α 18	V28 α 30

Fonte: O Autor (2023)

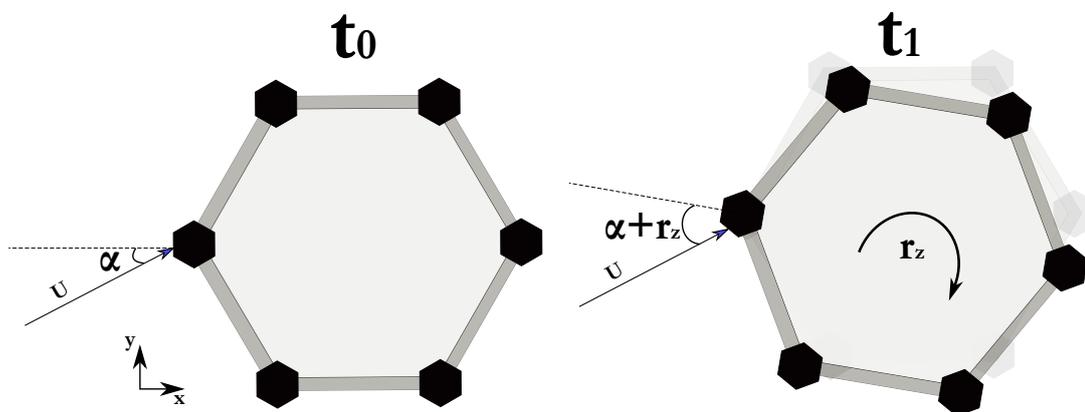
O material da estrutura apresenta um limite elástico, que, ao ser ultrapassado, indica que a estrutura entrou em um patamar plástico, que aqui neste trabalho, foi denominada como região limite, pois a partir deste ponto a estrutura não se comporta mais elasticamente. Esse valor foi adotado a partir de Asareh, Schonberg e Volz (2016), que fez esta análise para a NREL 5MW com torre metálica via Abaqus, chegando ao deslocamento máximo de 2,20 m nas direções x e y, e 0,0415 rad (2,38°) para a rotação em z.

A estrutura adotada neste trabalho, torre hexcrete modificada, foi criada com base em características da estrutura metálica, não guardando relação com a torre Hexcrete em concreto armado, verificando assim a necessidade de futuros estudos na torre hexcrete (em concreto).

8.1 Análise dinâmica da Turbina NREL 5MW com torre de seção Hexcrete modificado considerando: ângulo de ataque (α) inicial e rotação da torre

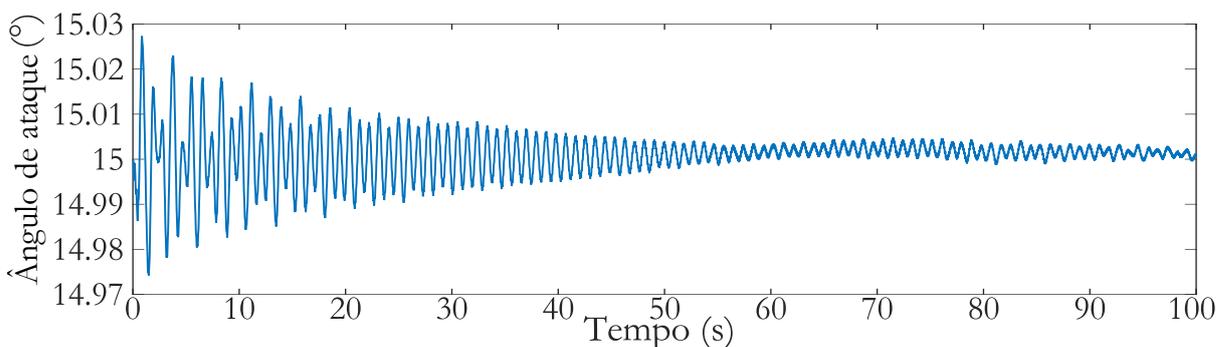
Nesta verificação inicial foi aplicado o vento atuante na torre, assim como o carregamento do rotor, atuante no topo da torre e as demais considerações. Neste caso analisado, foi considerado apenas o ângulo inicial de ataque do vento acrescido da rotação da torre, oriunda da análise dinâmica, conforme explicitado na Fig. 69. A variação do ângulo de incidência do vento, para o caso V3 α 15 é apresentada através da Fig. 70.

Figura 69 – Ângulo de ataque considerando a rotação da torre



Fonte: O Autor (2023)

Figura 70 – Ângulo de ataque considerando a rotação da torre para o caso V3 α 15



Fonte: O Autor (2023)

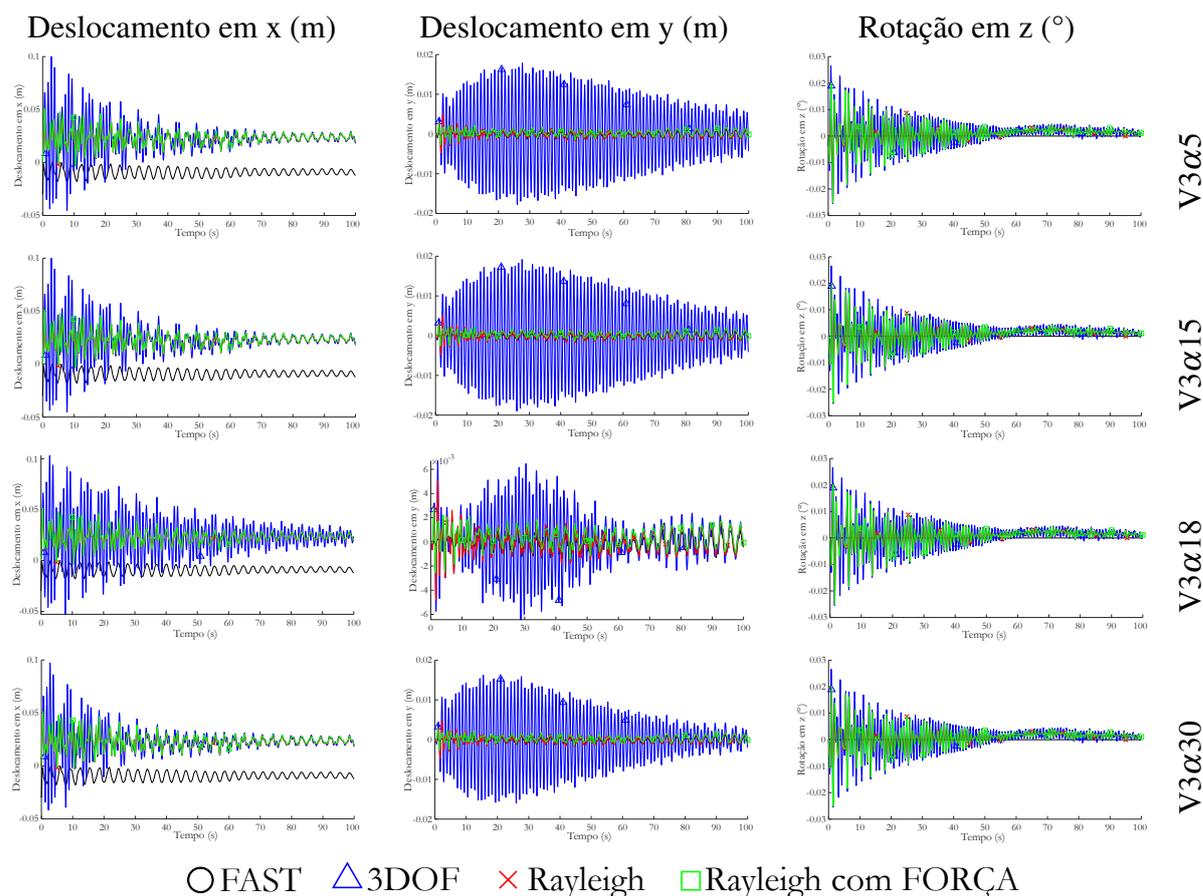
A análise modal apontou frequência natural translacional da estrutura de 0,304 Hz, 3,094 Hz para o 1º e 2º modo respectivamente. Já o modo torcional tem frequência natural de 10,66 Hz. As mudanças geométricas alteraram suavemente a frequência, uma vez que a NREL 5MW com seção circular apresenta 0,312 Hz para o primeiro modo e 2,936 Hz para o segundo modo (JONKMAN et al., 2009).

As 10 primeiras frequências encontradas na análise modal do módulo dinâmico estrutural são apresentadas a seguir: 0,304 Hz, 0,304 Hz, 3,094 Hz, 3,094 Hz, 9,298 Hz, 9,304 Hz, 10,657 Hz, 16,637 Hz, 19,040 Hz e 19,069 Hz.

8.1.1 Análise para o vento de 3 m/s

A Fig. 71 apresenta os resultados da simulação realizada para a velocidade do vento no Hub de 3 m/s para diferentes ângulos de ataque inicial.

Figura 71 – Resposta dinâmica da turbina eólica, com torre Hexcrete modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 3m/s para diferentes ângulos de ataque: 5°, 15°, 18° e 30°. Deslocamentos e rotações do topo da torre.

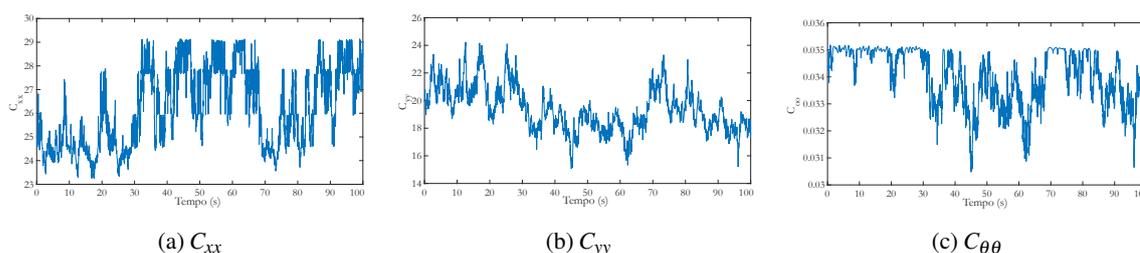


Fonte: O Autor (2023)

A Fig. 71 mostra que os deslocamentos em x e y, ao considerar a formulação apresentada nesta tese indicaram maiores deslocamentos para a estrutura. Ao desconsiderar o amortecimento estrutural, a amplitude dos deslocamentos não seriam avaliadas.

8.1.1.1 Análise das parcelas de amortecimento

As parcelas diagonais da matriz de amortecimento (C_{xx} , C_{yy} e $C_{\theta\theta}$) responsáveis pelas instabilidades translacionais e rotacionais são verificadas através da Fig. 72. Essas parcelas permaneceram em regiões positivas tanto em x, y e rotação em θ . O tempo de 30s até 70s indicou mudança nas parcelas, onde em x, elevou-se 30%, enquanto que a rotação em θ reduziu 13%.

Figura 72 – Verificação das parcelas de amortecimento para o caso V3 α 5

Fonte: O Autor (2023)

8.1.1.2 Análise dos deslocamentos em x

Os deslocamento em x apresentaram pequenas variações, durante os 30 primeiros segundos de simulação, em relação as demais formulações. O FAST apresentou resultados diferentes do 3DOF e Rayleigh com força (cerca de 0,01m). Nota-se que o FAST, para este caso, exibiu deslocamentos negativos, que pode indicar uma orientação diferente daquela que foi adotada na simulação dinâmica. Entretanto não foi feita consideração para mudar o sinal do sentido de deslocamento, devido ao baixo valor e também resultado das demais simulações.

8.1.1.3 Análise dos deslocamentos em y

Para o deslocamento em y, nos ângulos de ataque 5°, 15° e 30° verificou-se uma amplitude maior em relação às demais formulações. Entretanto não constata-se que tal comportamento seja o de galope estrutural translacional em y, uma vez que os valores não aumentaram, apenas partem de um valor alto e reduzem com o passar do tempo, atingindo os valores das demais formulações em $t > 90s$. Conforme visto na Fig. 72, a parcela em x, em y e rotação em z são sempre positivos. Desta forma verifica-se que esta amplitude em y é oriunda das parcelas de amortecimento cruzadas que podem alterar o comportamento mas não causar a instabilidade por galope, pois o fenômeno não ganha energia com o passar do tempo. Verifica-se ainda que o ângulo de ataque é modificado apenas devido ao acréscimo da rotação da torre.

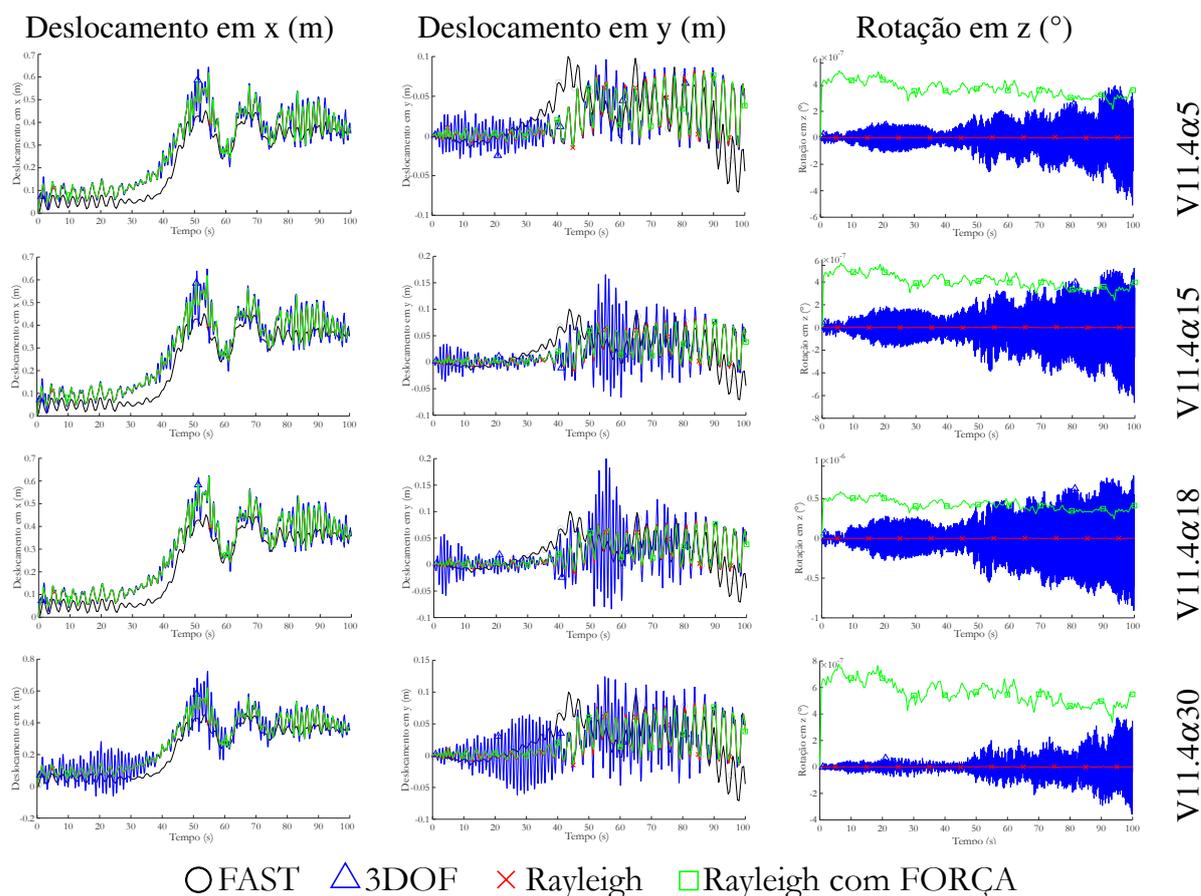
8.1.1.4 Análise das rotações em z

As rotações se apresentaram muito próximas em todos os casos, excetuando o FAST, que não apresentou valores representativos, mesmo que o programa exporta um momento em z, entretanto para esse caso, de velocidade igual a 3m/s o FAST resultou em rotações de valor próximo a zero (10^{-13}).

8.1.2 Análise para o vento de 11,4 m/s

A Fig. 73 apresenta os resultados da simulação realizada para a velocidade do vento no *Hub* de 11,4 m/s para diferentes ângulos de ataque inicial.

Figura 73 – Resposta dinâmica da turbina eólica, com torre Hexcrete modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 11,4 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5°, 15°, 18° e 30°.



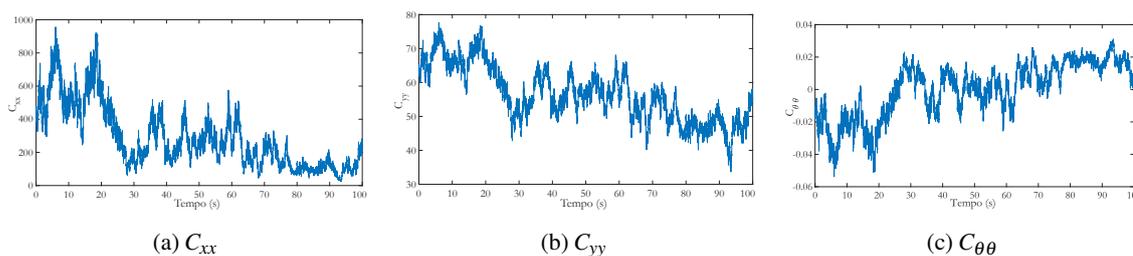
Fonte: O Autor (2023)

8.1.2.1 Análise das parcelas de amortecimento

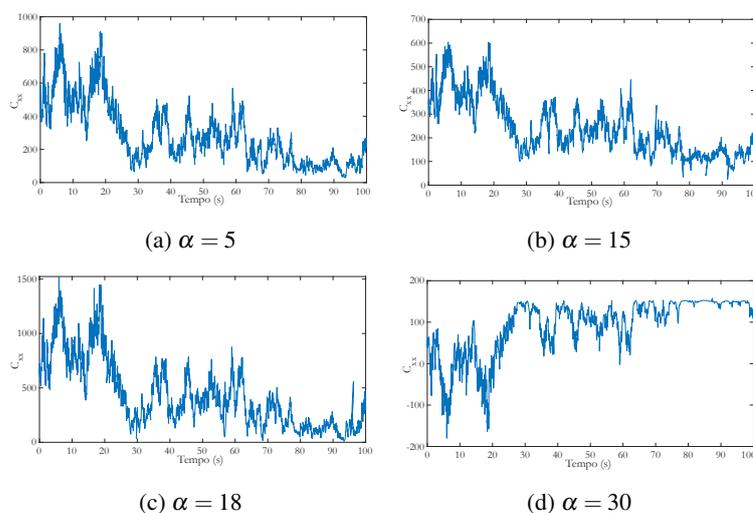
As parcelas diagonais da matriz de amortecimento (C_{xx} , C_{yy} e $C_{\theta\theta}$) responsáveis pelas instabilidades translacionais e rotacionais são analisadas através da Fig. 74.

8.1.2.2 Análise dos deslocamentos em x

Verifica-se que a análise 3DOF apresentou grande aproximação em todos os ângulos analisados. Para o ângulo de 30° foi verificado que a formulação em 3DOF capturou uma amplificação dos deslocamentos nos tempos iniciais (0 a 30 s), para a segunda metade, (50 a 100 s) foi verificado comportamento similar. Desta forma foi avaliada a parcela do amortecimento C_{xx} conforme a Fig. 75.

Figura 74 – Verificação das parcelas de amortecimento para o caso V11.4 α 5

Fonte: O Autor (2023)

Figura 75 – Verificação da parcela de amortecimento C_{xx} para o caso V11.4

Fonte: O Autor (2023)

Verifica-se que o ângulo de ataque 30° tem amortecimento negativo até o $t=22s$, quando este valor começa a aumentar, o comportamento estrutural fica estável.

8.1.2.3 Análise dos deslocamentos em y

As parcelas de amortecimento para a direção y (C_{yy}) para este caso foram sempre positivas, conforme visto para o ângulo de 5° através da Fig. 74b. Conclui-se então que essa amplitude foi oriunda de deslocamentos capturados pelo termo cruzado.

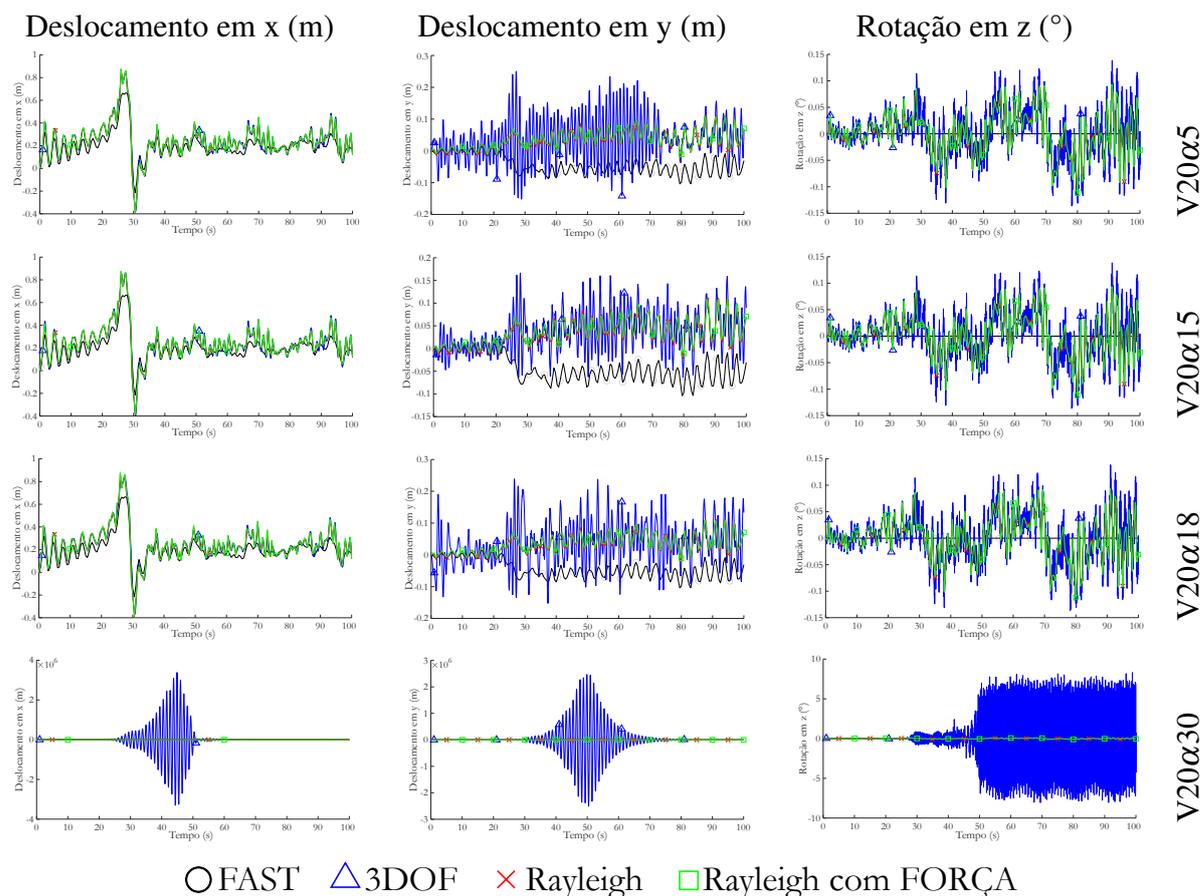
8.1.2.4 Análise das rotações em z

Conforme verificado na Fig. 74, a parcela de amortecimento rotacional inicia com valores negativos, mas a partir do tempo $t=20s$ torna-se positivo. Percebe-se graficamente (em 73) que a rotação aumenta sua frequência em relação as demais formulações. O Rayleigh com a parcela da força ficou distante das demais formulações.

8.1.3 Análise para o vento de 20 m/s

A Fig. 76 apresenta os resultados da simulação realizada para a velocidade do vento no Hub de 20 m/s para diferentes ângulos de ataque inicial.

Figura 76 – Resposta dinâmica da turbina eólica, com torre Hexcrete modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 20 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5°, 15°, 18° e 30°. Deslocamentos e rotações do topo da torre.

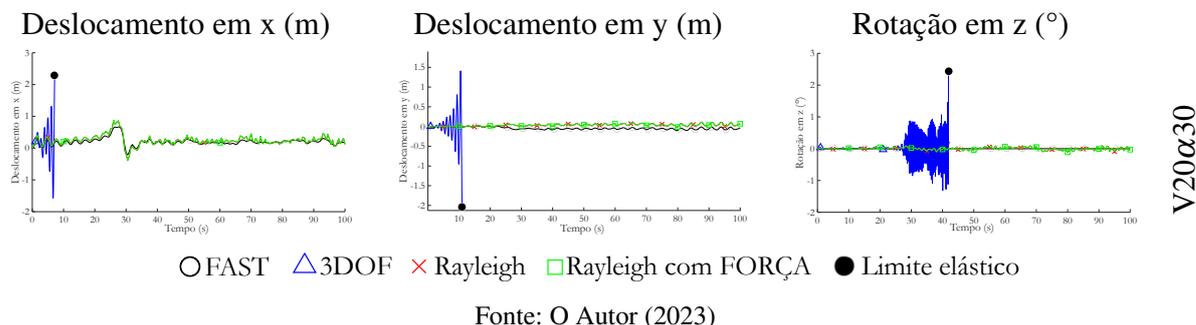


Fonte: O Autor (2023)

Os deslocamentos em x foram muito próximos em suas formulações. Já a translação em y apresentou discrepância entre os métodos, ficando o 3DOF com amplitudes superiores aos demais, com majoração de mais de 100%. As rotação em z foram bem próximas nas formulações analisadas.

Verifica-se que o caso V20 α 30 há a ocorrência de grandes deslocamentos, a Fig. 77 aponta o instante em que a estrutura metálica ultrapassa o limite de elasticidade do material.

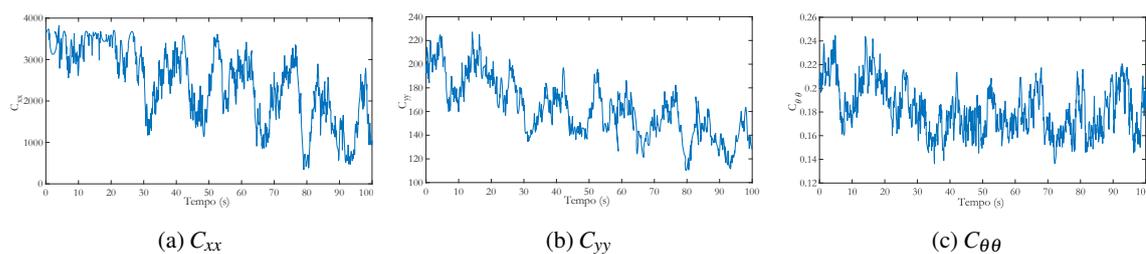
Figura 77 – Condição LIMITE da torre Hexcrete modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 20 m/s para ângulo de ataque de 30°



8.1.3.1 Análise das parcelas de amortecimento

As parcelas diagonais da matriz de amortecimento (C_{xx} , C_{yy} e $C_{\theta\theta}$) responsáveis pelas instabilidades translacionais e rotacionais são analisadas através da Fig. 78. Estes gráficos mostram que não há tendência de galope estrutural.

Figura 78 – Verificação das parcelas de amortecimento para o caso V20 α 5



Fonte: O Autor (2023)

8.1.3.2 Análise dos deslocamentos em x

Para os ângulos de ataque de 5°, 15° e 18° o deslocamento em x se mostrou muito próximo em relação as demais formulações.

8.1.3.3 Análise dos deslocamentos em y

Para o deslocamento em y, para os ângulos de ataque de 5°, 15° e 18° houve uma pequena majoração na amplitude, principalmente entre 30 s e 40 s, este valor foi aumentado em aproximadamente 0,1 m. Entretanto não apresentando comportamento de instabilidade.

8.1.3.4 Análise das rotações em z

A rotação em z se mostrou muito próxima quando comparado com as demais formulações para ângulos de 5° , 15° e 18° . As rotações máximas para estes ângulos de ataque foram de $0,1^\circ$.

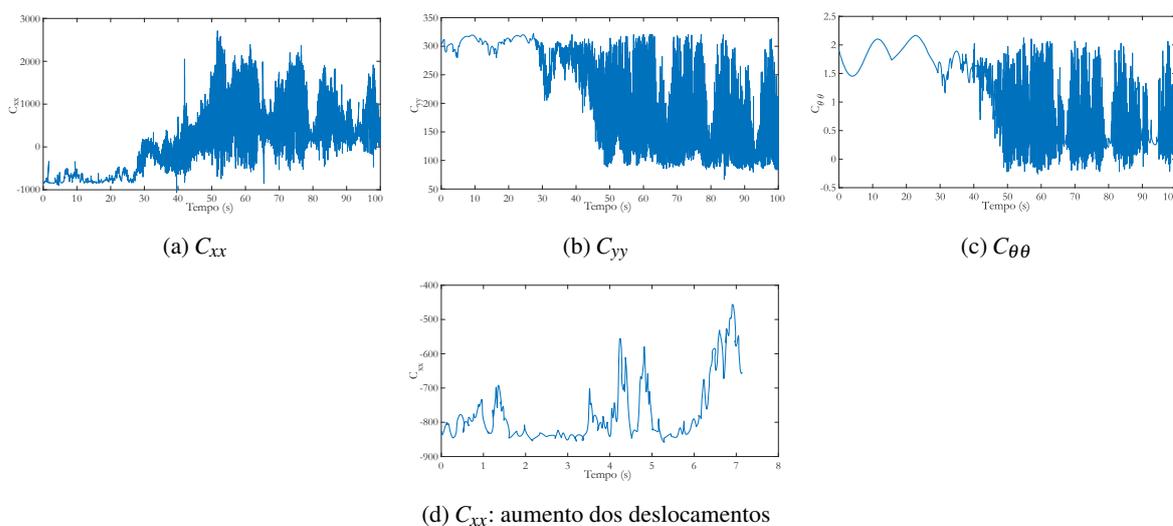
8.1.3.5 Verificação particular para o ângulo de ataque de 30°

A estrutura em condição de instabilidade aerodinâmica aumenta sua amplitude em determinada direção, entretanto este comportamento interfere também nas demais direções, em x, y e rotação em z. Ao verificar a Fig. 76, a turbina com torre Hexcrete modificada sujeita a um vento de 20 m/s e com ângulo de ataque inicial de 30° verifica-se a apresentação de uma instabilidade estrutural.

Visualmente já se nota que o aumento em x inicia antes da majoração dos deslocamentos em y e rotação em z, com isto, percebe-se que a instabilidade ocorreu por galope em x. A Fig. 77 comprova isso, pois o aumento dos deslocamentos na direção x ocorre aos 7,15 s, já em y só se evidencia aos 11,10 s. A estrutura só atingiria a região de limite elástico, devido a rotação em z, aos 41,91 s, que é um tempo onde já ocorreu o limite em x.

Outra forma de confirmar essa afirmação é através das parcelas de amortecimento (Fig. 79). C_{xx} apresentou valores negativos no início do escoamento, e até 30 s (após a região limite) permanece sempre negativa. A parcela C_{yy} ficou positiva em todos os tempos analisados. Já o $C_{\theta\theta}$ ficou positivo até 50 s, após este tempo, o valor ficou sutilmente negativo, pois oscilou apenas alguns instante para valores menores que zero.

Figura 79 – Verificação das parcelas de amortecimento para o caso V20 α 30

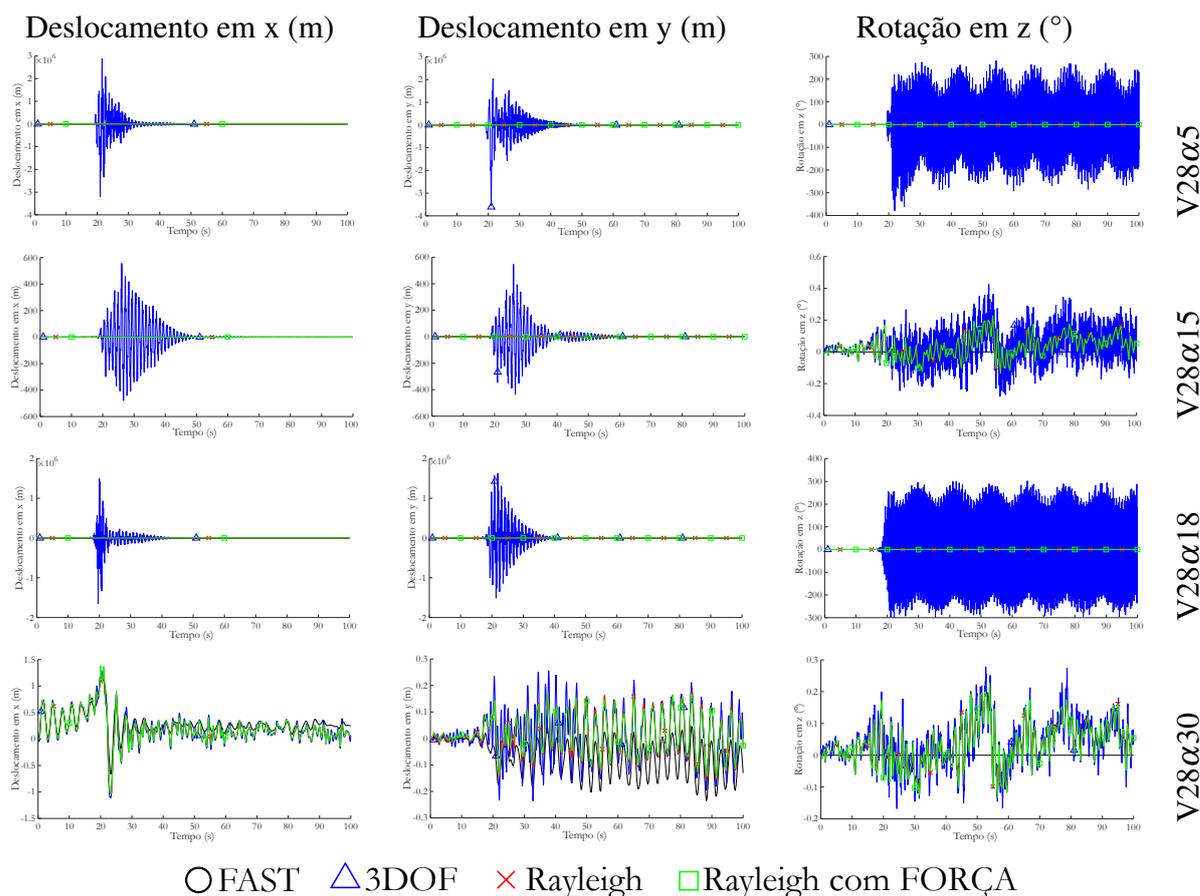


Fonte: O Autor (2023)

8.1.4 Análise para o vento de 28 m/s

A Fig. 80 apresenta os resultados da simulação realizada para a velocidade do vento no *Hub* de 28 m/s para diferentes ângulos de ataque inicial.

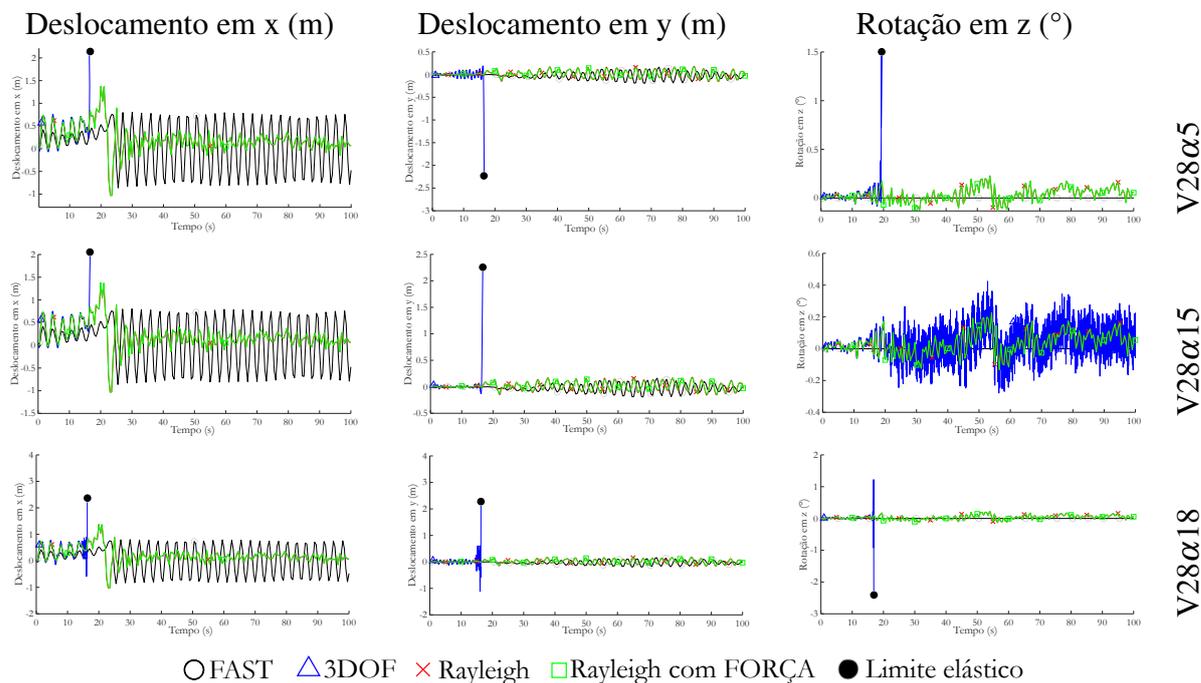
Figura 80 – Resposta dinâmica da turbina eólica, com torre Hexcrete modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 28 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5°, 15°, 18° e 30°. Deslocamentos e rotações do topo da torre.



Fonte: O Autor (2023)

A Fig. 80 revelou a ocorrência de instabilidade aerodinâmica em três casos quando utilizando a formulação 3DOF para a velocidade de 28 m/s. Revelando que as maiores velocidades tornam a estrutura suscetível ao galope. Verifica-se que os casos V28 α 5, V28 α 15 e V28 α 18 apresentaram grandes deslocamentos, indicando que a estrutura atingiu a região limite. A Fig. 81 aponta esses instantes, onde foi plotada a curva até o momento em que alcançou o limite elástico do material. Através desses gráficos, verifica-se que as demais formulações não computaram os efeitos aerodinâmicos do galope, e suas influências nas parcelas de amortecimento. Logo, compreende-se que esta seção está suscetível ao galope, na iminência de ocorrência do fenômeno. Mas destaca-se, através da Fig. 80 que em alguns casos houve instabilidade aerodinâmica (V28 α 5, V28 α 15 e V28 α 18) enquanto para o caso V28 α 30, não apresentou tal comportamento.

Figura 81 – Região limite da torre Hexcrete modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 28 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5°, 15° e 18°



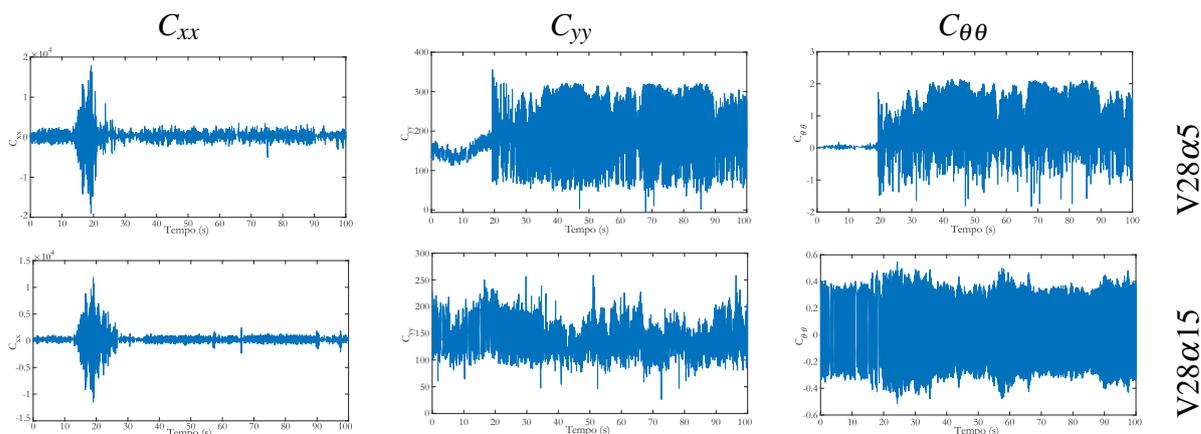
○ FAST △ 3DOF × Rayleigh □ Rayleigh com FORÇA ● Limite elástico

Fonte: O Autor (2023)

8.1.4.1 Análise das parcelas de amortecimento

As parcelas diagonais da matriz de amortecimento (C_{xx} , C_{yy} e $C_{\theta\theta}$) responsáveis pelas instabilidades translacionais e rotacionais foram analisadas e exemplificadas para dois ângulos de ataque 5 e 15 ° através da Fig. 82.

Figura 82 – Verificação das parcelas de amortecimento para os casos V28α5 e V28α15



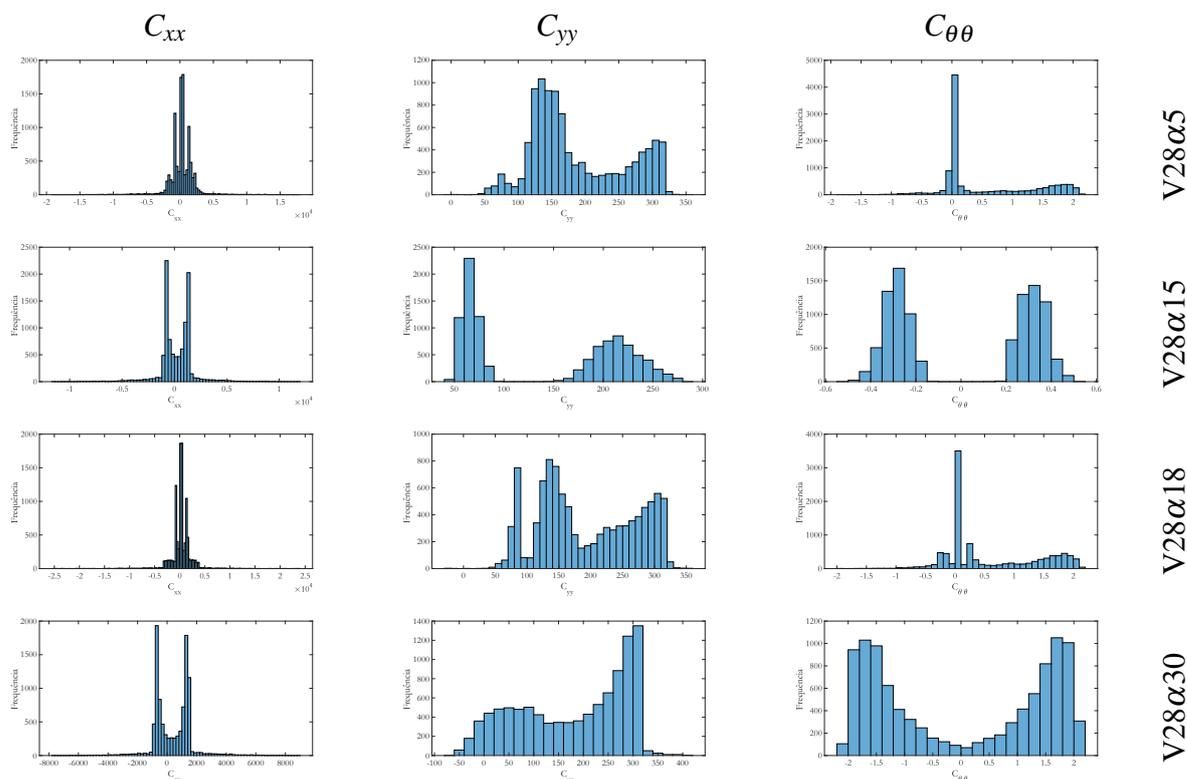
Fonte: O Autor (2023)

Analisando o galope em y, verificou-se que nenhum dos gráficos apresentou tendência a este comportamento, pois o gráfico da Fig. 82 só apresentaram valores positivos para essa parcela de amortecimento. Já para os gráficos de C_{xx} e $C_{\theta\theta}$ quando o ângulo de ataque foi de $\alpha = 5^\circ$

e $\alpha = 15^\circ$ não foram claros quanto a previsão de galope estrutural, pois em alguns instantes o amortecimento está negativo, e em outros, positivo.

Desta forma foi plotado o histograma de frequências para cada variável analisada ($C_{xx,yy,\theta\theta}$), conforme a Fig. 83.

Figura 83 – Histograma das parcelas de amortecimento: V28 diferentes α



Fonte: O Autor (2023)

Essa verificação permite analisar que as turbinas cujo histograma apresentaram maior ocorrência de frequência próxima ao zero, são as que experimentam a instabilidade aerodinâmica ($\alpha = 5^\circ$ e $\alpha = 18^\circ$ e sutilmente para $\alpha = 15^\circ$). Enquanto turbinas cujo histograma apresentaram a frequência longe do zero (gráfico em "U"), não há ocorrência do galope, como ocorre em $\alpha=30^\circ$ e também para $C_{\theta\theta}$ em $\alpha=15^\circ$.

Ressalta-se que alguns gráficos não foram analisados pela não necessidade de investigação, pois já se conhecia a estabilidade estrutural, dentre eles, exemplifica-se a parcela de amortecimento aerodinâmicos em y (C_{yy}), se mantiveram sempre em regiões positivas, com valores máximos próximos a 300. E sendo o ângulo de ataque $\alpha = 30^\circ$ a configuração mais estável na direção y, uma vez que as frequências maiores foram próximas a esses 300, indicando 1200 ocorrências.

8.1.4.2 Análise dos deslocamentos em x

A partir da Fig. 80 e também pela Fig. 81 verifica-se que o deslocamento em x apresentou instabilidade para os ângulos de ataque iniciais $\alpha=5^\circ$, 15° e 18° . Nos três ângulos citados a instabilidade ocorre entre o tempo de 16 e 18s de escoamento do vento, onde até o momento da instabilidade, o comportamento dinâmico estava sendo muito próximo das demais formulações, sem permitir ao operador, identificar preliminarmente, a tendência de acontecimento deste fenômeno. Já para o ângulo de ataque de 30° , a formulação 3DOF ficou muito próxima das demais, sem reconhecimento de discrepâncias com o Rayleigh e também considerando a força aerodinâmica. A formulação em FAST para o ângulo de 30° apresentou pequenas discrepâncias com as demais formulações, principalmente a partir dos 30 s.

8.1.4.3 Análise dos deslocamentos em y

O deslocamento em y não revelou uma instabilidade aerodinâmica, mas sua majoração foi oriunda do galope translacional em x e rotacional em z.

8.1.4.4 Análise das rotações em z

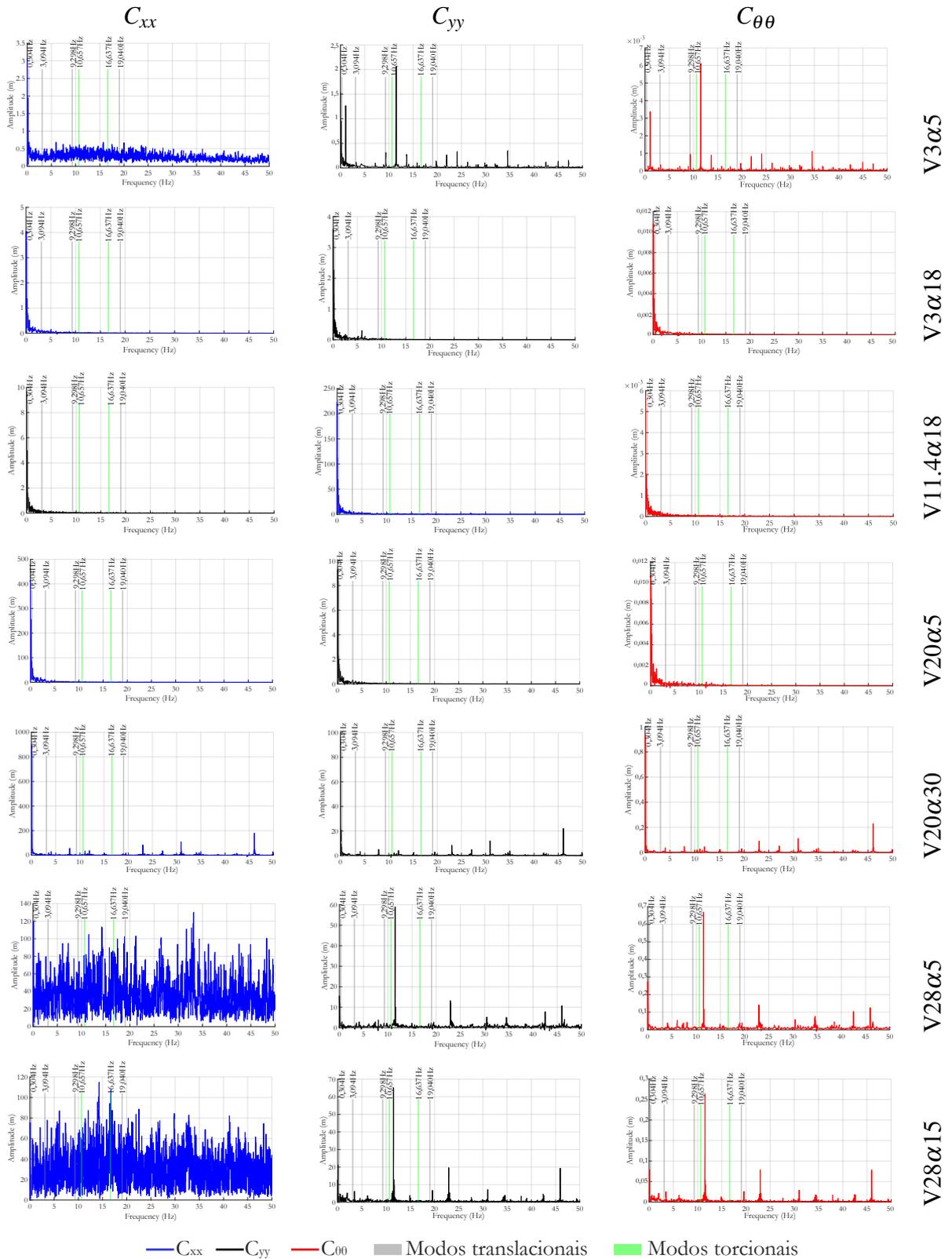
A rotação apresentou aumento de sua frequência em $\alpha=5^\circ$ e 18° .

8.1.5 Análise no domínio da frequência

Foi verificada a análise no domínio da frequência para desta forma compreender o comportamento dinâmico do aerogerador e sua suscetibilidade à resposta ressonante. As variáveis analisadas foram C_{xx} , C_{yy} e $C_{\theta\theta}$ conforme apresentado na Fig. 84, e também plotadas as frequências naturais para os modos translacionais (*Side-Side* e *forward-aft*) e também torcionais. No caso V3 α 5 verifica-se que há uma excitação oriunda do amortecimento coincidindo com a frequência do 3º modo translacional (9,298Hz). Esta excitação ocorre em C_{yy} , motivo pelo qual a Fig. 71 apresentou deslocamento em y.

Para os casos V28 α 5 e V28 α 15 foram identificados carregamentos próximos à frequência natural, carregamento de 11,52Hz, muito próximo do 3º modo translacional (9,298 Hz) e 1º modo torcional (10,657 Hz). Mas não alterou o comportamento dinâmico da estrutura. Os demais casos analisados mostram que a estrutura teve seu carregamento aerodinâmico longe da frequência natural.

Figura 84 – Análise no domínio da frequência para alguns dos casos estudados

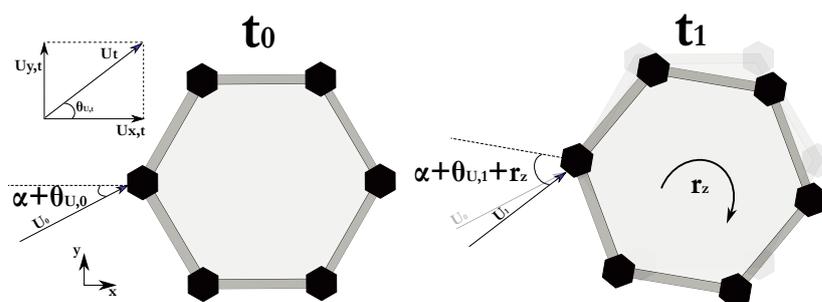


Fonte: O Autor (2023)

8.2 Análise dinâmica da Turbina NREL 5MW com torre de seção Hexcrete modificada: Considerando a variação do ângulo de ataque (α) inicial, rotação da torre e variação da direção do vento

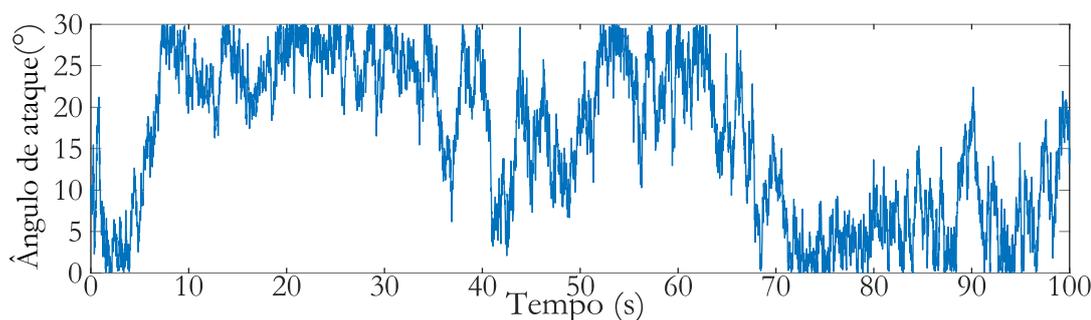
O modelo aplicado anteriormente foi aprimorado, acrescentando a variação do ângulo de incidência do vento variando com o tempo, conforme visto na Fig. 85. Sabe-se que o vento varia em x e y, esta mudança causa uma variação na direção do vento que será calculada aqui. Sabe-se que o vento é tridimensional, entretanto aqui será considerada apenas a variação do ângulo em 2D (x e y), pois o modelo aerodinâmico já havia feito essa simplificação, então a consideração 3D não geraria mudança aos parâmetros aerodinâmicos. A expressiva variação do ângulo do vento fará com que o escoamento não se concentre em regiões suscetíveis ao galope. A Fig. 86 representa o ângulo de ataque em cada passo de tempo para o caso V3 α 15, que é bastante diferente daquele apresentado na Fig. 70.

Figura 85 – Ângulo de ataque considerando a rotação da torre e mudança do ângulo de incidência do vento



Fonte: O Autor (2023)

Figura 86 – Ângulo de ataque para o caso V3 α 15



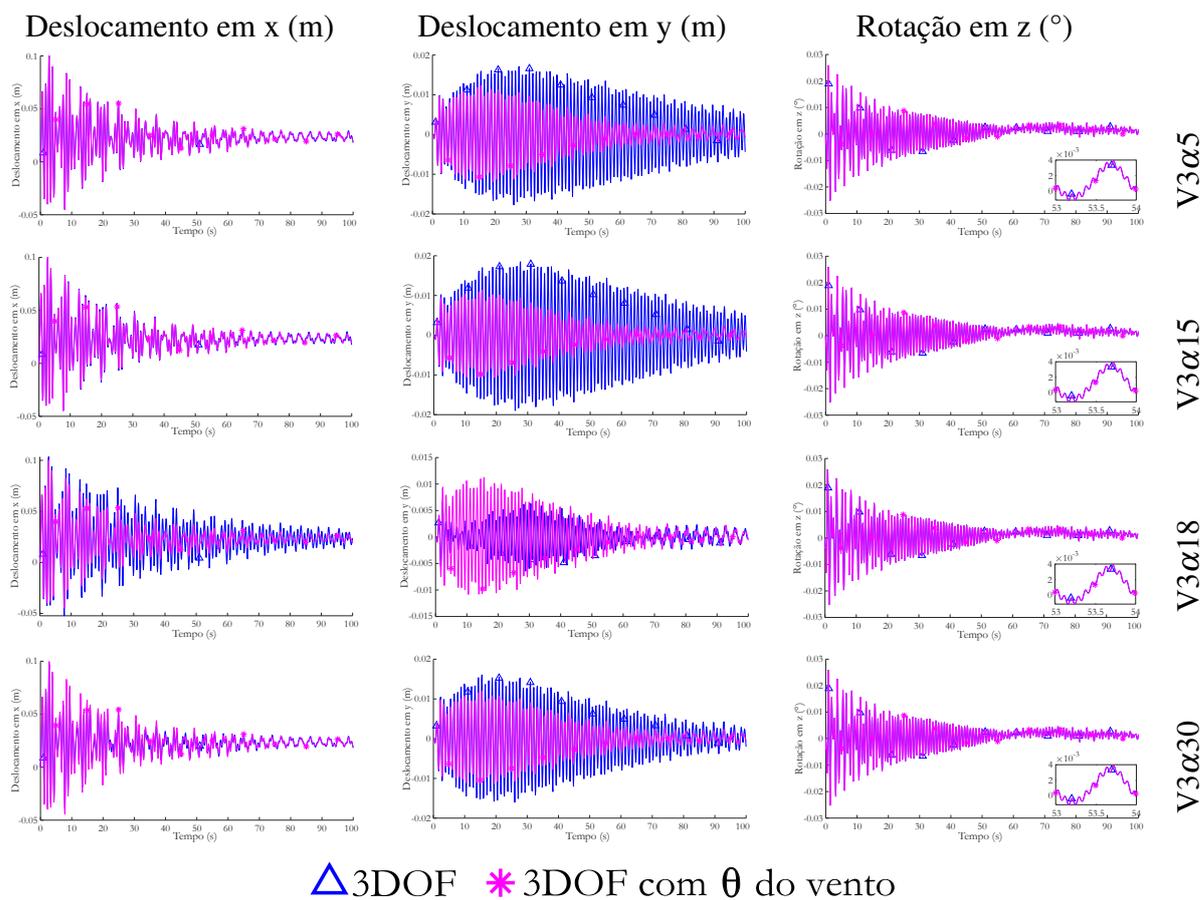
Fonte: O Autor (2023)

O modelo é comparado apenas com o resultado anterior (3DOF), uma vez que o mesmo já foi comparado às formulações elementares (Rayleigh, força, etc). As análises dos coeficientes (C_{xx} , C_{yy} e $C_{\theta\theta}$) serão realizadas apenas nas curvas que divergirem entre os modelos analisados, uma vez que para o modelo anterior (3DOF) já foram computadas.

8.2.1 Análise para o vento de 3 m/s

Para a velocidade do vento de 3 m/s, a resposta dinâmica é apresentada através da Fig. 87.

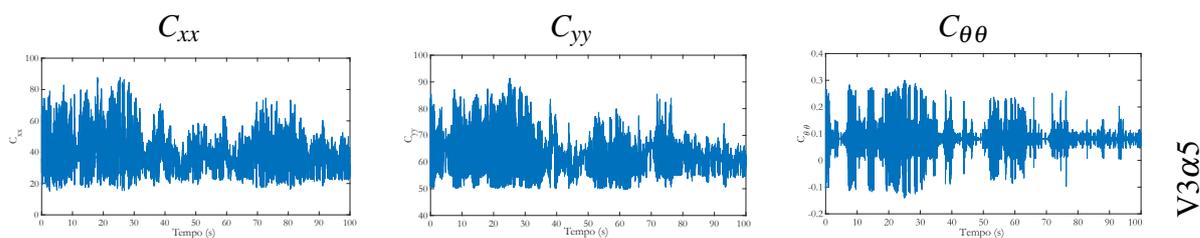
Figura 87 – Resposta dinâmica da turbina eólica, com torre Hexcrete modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 3m/s para diferentes ângulos de ataque: 5°, 15°, 18° e 30°, considerando a variação do ângulo do vento. Deslocamentos e rotações do topo da torre.



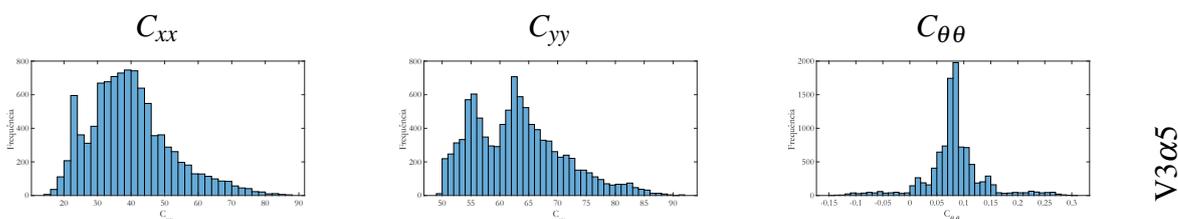
Fonte: O Autor (2023)

8.2.1.1 Análise das parcelas de amortecimento

As parcelas diagonais da matriz de amortecimento (C_{xx} , C_{yy} e $C_{\theta\theta}$) responsáveis pelas instabilidades translacionais e rotacionais são analisadas através da Fig. 88 para o caso V3 α 5, que apresentaram resultados parecidos com que já foi observado na Fig. 72. Ficando a parcela C_{xx} e C_{yy} apenas com valores positivos. A parcela torcional $C_{\theta\theta}$ apresentou comportamento oscilante, com predominância na região positiva, cuja linha média ocorrem em 0,1. O histograma dessas parcelas é analisada através da Fig. 89 que aponta a maior ocorrência na região positiva.

Figura 88 – Verificação das parcelas de amortecimento para o caso $V3\alpha5$ 

Fonte: O Autor (2023)

Figura 89 – Histograma das parcelas de amortecimento: $V3\alpha5$ 

Fonte: O Autor (2023)

8.2.2 Análise para o vento de 11,4 m/s

Para a velocidade do vento de 11,4 m/s, a resposta dinâmica é apresentada através da Fig. 90.

8.2.2.1 Análise das parcelas de amortecimento

As parcelas diagonais da matriz de amortecimento (C_{xx} , C_{yy} e $C_{\theta\theta}$) responsáveis pelas instabilidades translacionais e rotacionais são analisadas através da Fig. 91. Para os casos V11.4A3 e V11.4A30 não foi verificada diferença para a parcela C_{yy} , continua positiva. Desta forma foi analisado o histograma de ocorrência para ambos os casos de amortecimento conforme a Fig. 92.

Percebe-se que a ocorrência de regiões negativas se dá apenas para a variável C_{xx} , onde o máximo ocorre em regiões positivas ($C_{xx} \approx 100$).

A Fig. 91 permite ainda verificar que a região onde $C_{xx} < 0$ ocorre com maior frequência em $t < 30$, que é exatamente onde o gráfico do deslocamento em x apresenta aumento na amplitude. Já para o C_{yy} não há ocorrência em regiões negativas, conforme já apresentado no gráfico das parcelas de amortecimento, o que mostra que a majoração nos deslocamento não é oriunda puramente da parcela em y, podendo ser resultante de outro fator ou da análise em três graus de liberdade (termos cruzados).

Figura 90 – Resposta dinâmica da turbina eólica, com torre Hexcrete modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 11,4 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5°, 15°, 18° e 30°, considerando a variação do ângulo do vento. Deslocamentos e rotações do topo da torre.

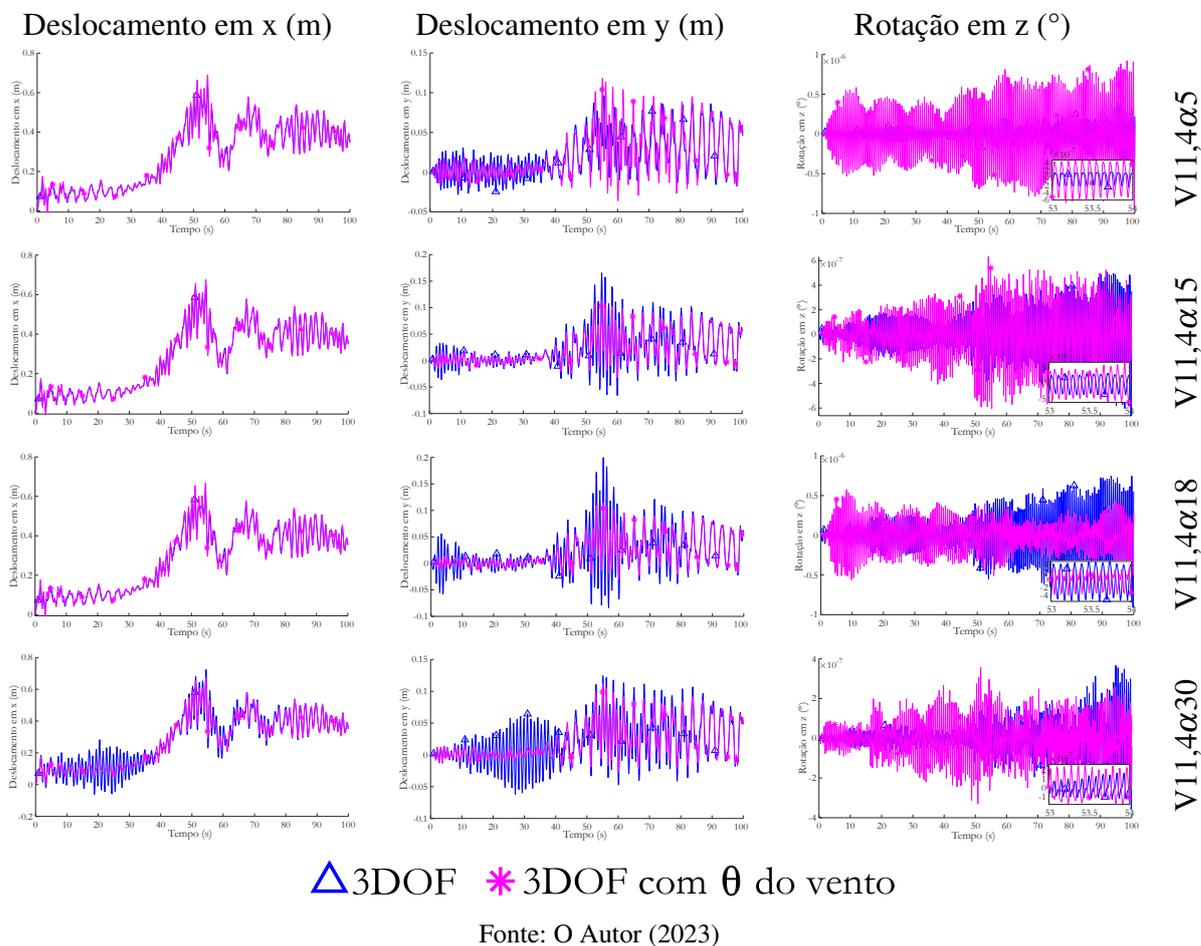


Figura 91 – Verificação das parcelas de amortecimento para os casos V11,4 α 5 e V11.4 α 30

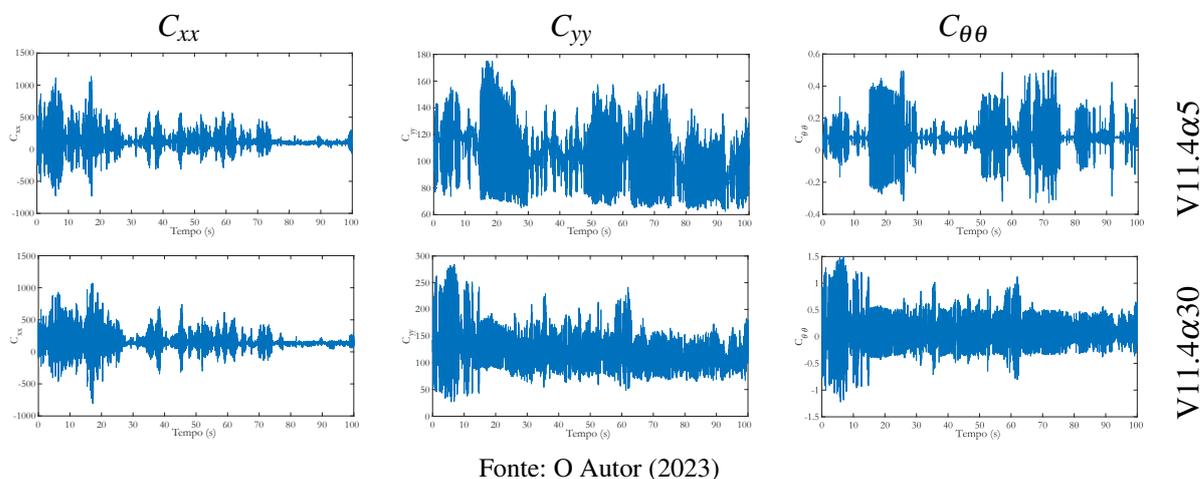
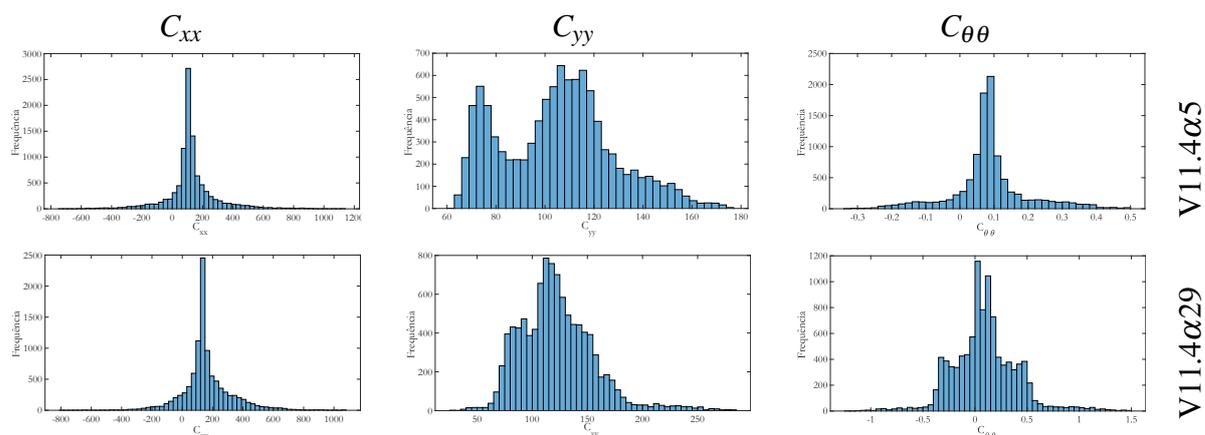


Figura 92 – Histograma das parcelas de amortecimento: $V11.4\alpha5$ e $V11.4\alpha30$ 

Fonte: O Autor (2023)

8.2.3 Análise para o vento de 20 m/s

Para o vento de 20 m/s, a resposta dinâmica é apresentada através da Fig. 93. O caso $V20\alpha30$ com a formulação 3DOF considerando a variação do ângulo do vento não atingiu a região limite, entretanto uma vez que a análise anterior (3DOF) apresentou esse aumento nos deslocamentos e rotação, foi plotado graficamente, através da Fig. 94 para avaliar este comportamento. Concluindo desta forma que a desconsideração da variação do ângulo de ataque, pode majorar os efeitos, e conseqüentemente levar a análise imprecisa, uma vez que a variação do ângulo do vento, neste caso, atua como uma ferramenta de redução dos esforços aerodinâmicos.

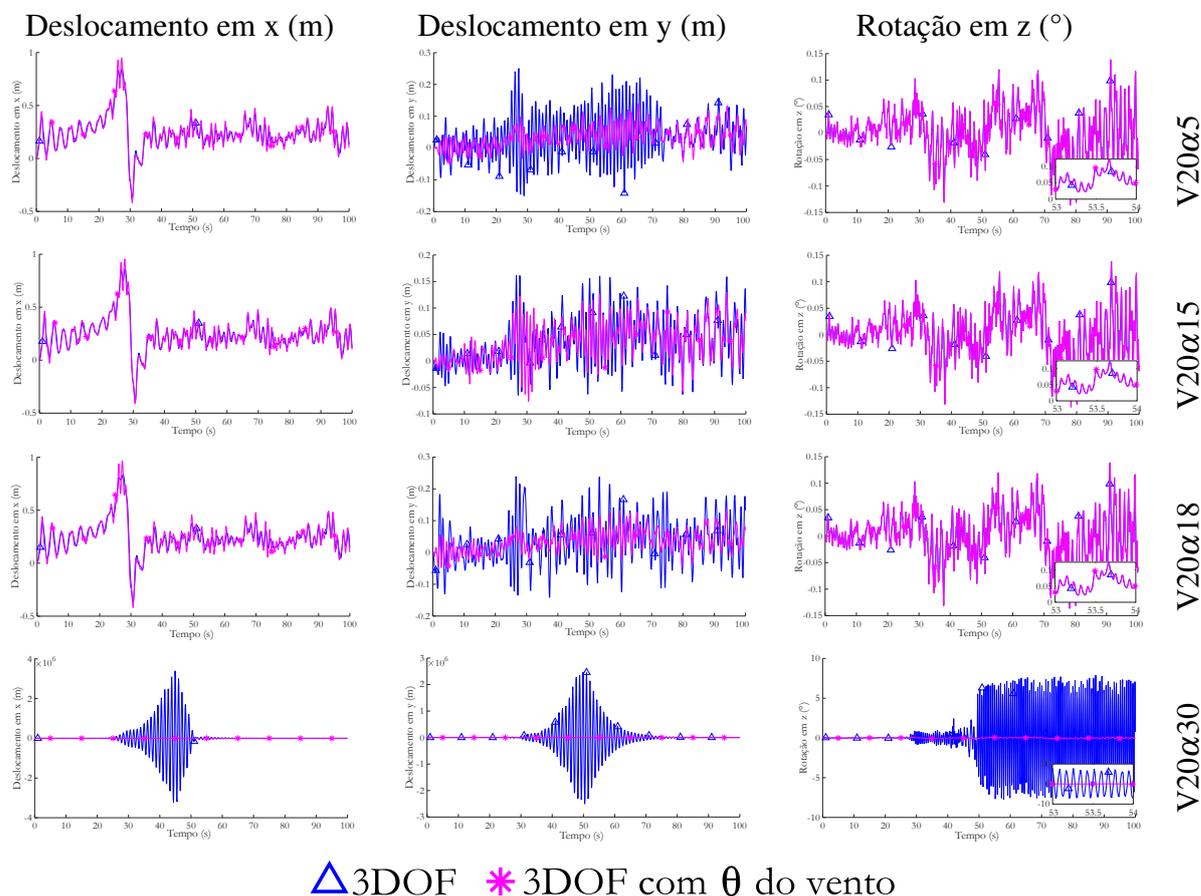
8.2.3.1 Análise das parcelas de amortecimento

As parcelas diagonais da matriz de amortecimento (C_{xx} , C_{yy} e $C_{\theta\theta}$) responsáveis pelas instabilidades translacionais e rotacionais são analisadas através da Fig. 95.

Diferentemente do caso sem a consideração do ângulo do vento, (Fig. 79), as parcelas do amortecimento tiveram valores oscilantes, não predominando a região negativa, por isso, o caso $V20\alpha30$ fugiu da região de instabilidade.

Não foi plotado o histograma destes casos, devido a não instabilidade aerodinâmica, entretanto verifica-se através da Fig. 95 que os valores oscilaram muito para a direções x (C_{xx}), verificando desta forma uma suscetibilidade aerodinâmica nesta direção. As parcelas em y, se comportaram sempre positivas. Já o termo rotacional ($C_{\theta\theta}$) se comportou similar a direção x, entretanto com valor médio positivo.

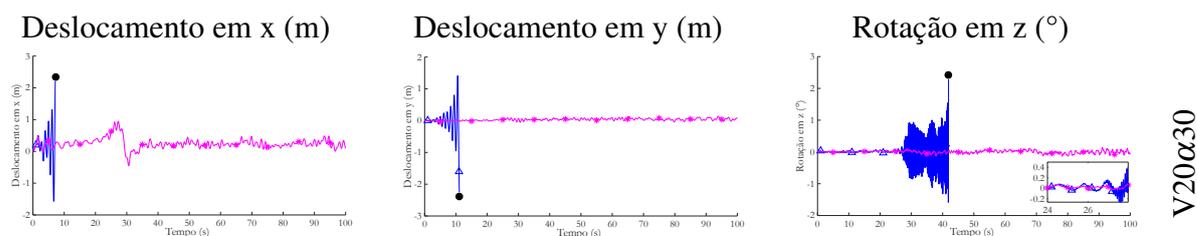
Figura 93 – Resposta dinâmica da turbina eólica, com torre Hexcrete modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 20 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5°, 15°, 18° e 30°, considerando a variação do ângulo do vento. Deslocamentos e rotações do topo da torre.



△ 3DOF * 3DOF com θ do vento

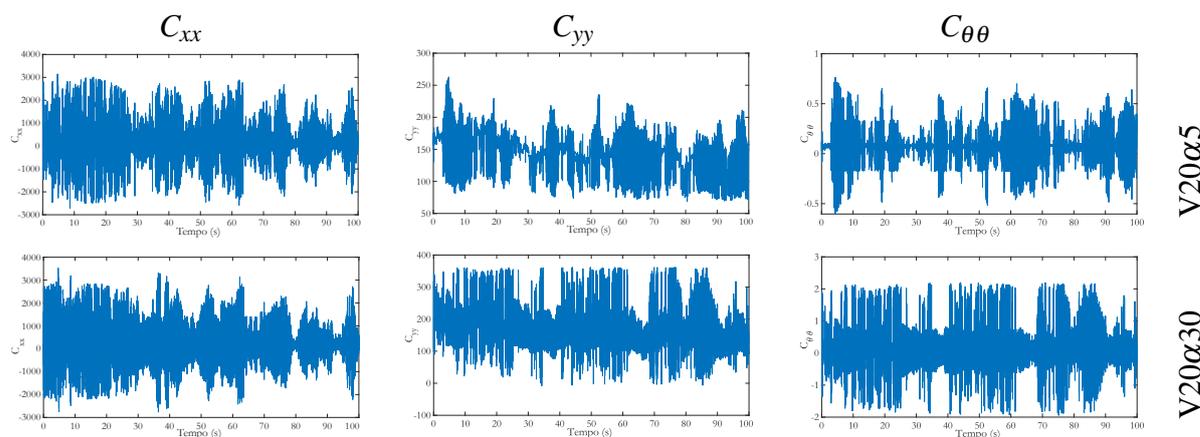
Fonte: O Autor (2023)

Figura 94 – Região limite da torre Hexcrete modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 20 m/s para o ângulos de ataque de 30°



△ 3DOF * 3DOF com θ do vento ● Limite elástico

Fonte: O Autor (2023)

Figura 95 – Verificação das parcelas de amortecimento para os casos V20 α 5 e V20 α 29

Fonte: O Autor (2023)

8.2.4 Análise para o vento de 28 m/s

Para a velocidade do vento de 28 m/s, a resposta dinâmica é apresentada através da Fig. 96.

Para os casos V28 α 5, V28 α 15, V28 α 18 e V28 α 30 grandes deslocamentos foram verificados, então foi analisado graficamente através da Fig. 97 que o limite elástico foi alcançado para a formulação 3DOF e também para θ do vento variável. Para α igual a 5°, 15° e 18°, em ambas as formulações, ocorreu a instabilidade aerodinâmica. Quando o ângulo de ataque foi de 30° a formulação em 3DOF não apresentou instabilidade, enquanto a consideração do ângulo do vento ultrapassa a região elástica da estrutura.

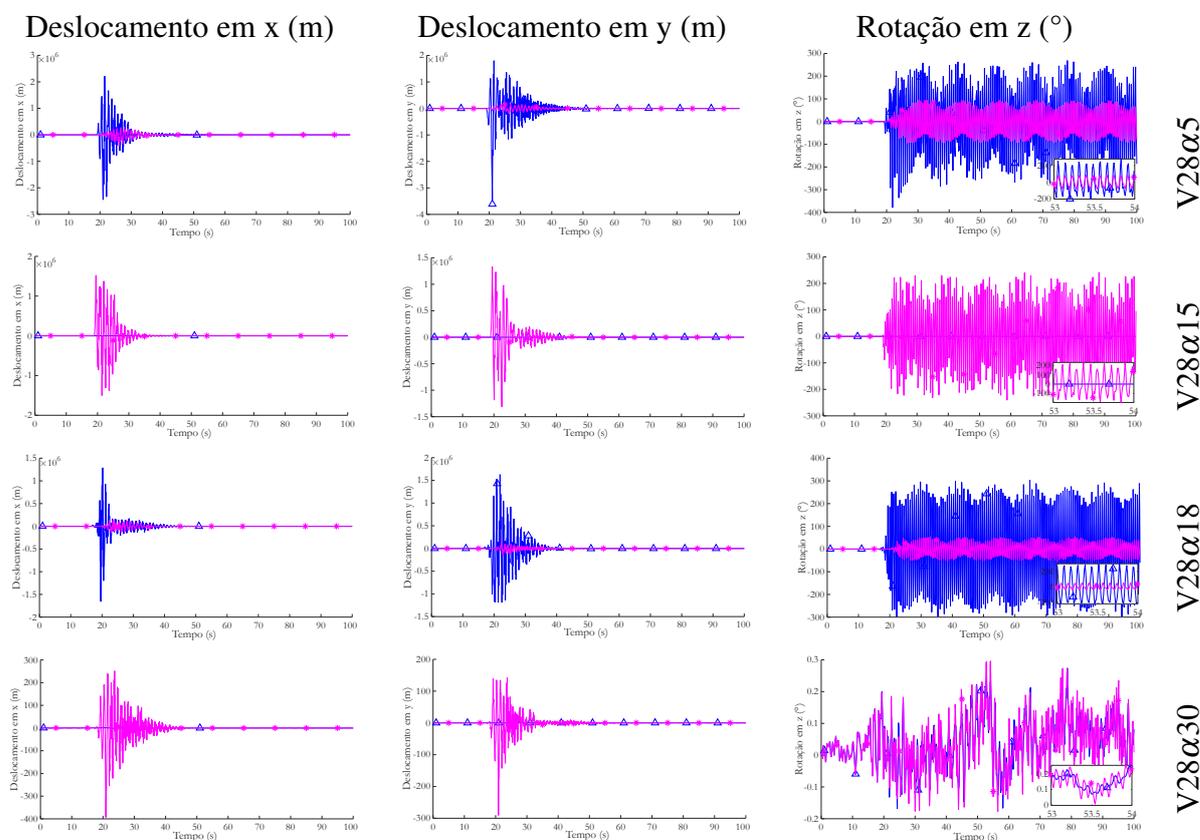
8.2.4.1 Análise das parcelas de amortecimento

As parcelas diagonais da matriz de amortecimento (C_{xx} , C_{yy} e $C_{\theta\theta}$) responsáveis pelas instabilidades translacionais em x, y e rotacional em θ são analisadas através da Fig. 98 com o objetivo de verificar a maior ocorrência.

Em uma análise preliminar, verifica-se que, na direção y (parcela C_{yy}), a estrutura se manteve sempre em regiões positivas, descartando a instabilidade translacional nesta direção. Essa parcela de amortecimento, C_{yy} , ficou com valores entre 100 e 300, entretanto nesse intervalo, a frequência de ocorrência se mostrou alta para o ângulo de ataque de 18°, mostrando a necessidade de futuras investigações das razões desta consequência, principalmente para o cenário em fadiga da estrutura.

Entretanto essa análise é insuficiente para confirmar a ocorrência do galope translacional em x e rotacional em θ , devido a participação dessas parcelas de amortecimento em regiões positivas e negativas sem predominância que definam o comportamento e tendência à instabilidade aerodinâmica.

Figura 96 – Resposta dinâmica da turbina eólica, com torre Hexcrete modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 28 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5°, 15°, 18° e 30°, considerando a variação do ângulo do vento. Deslocamentos e rotações do topo da torre.



\triangle 3DOF * 3DOF com θ do vento

Fonte: O Autor (2023)

Graficamente percebe-se que a parcela referente ao deslocamento em x (C_{xx}) teve majorações significativas no intervalo de 15 s a 30 s. Já a parcela torcional, $C_{\theta\theta}$, se manteve com baixa oscilação (em relação a C_{xx}) durante todo os 100 s de escoamento. Outra característica importante observada neste caso estudado é que a parcela de translação na direção x teve grandes valores, chegando a 3×10^4 m, ainda não observado antes, que tiveram valores de deslocamento da ordem de 10^3 m.

A Fig. 99 permite analisar que o comportamento na direção y (C_{yy}) se manteve sempre positivo. Já a parcela do amortecimento rotacional ($C_{\theta\theta}$) teve regiões positivas e negativas, entretanto predominantemente em 0,1. O amortecimento em x (C_{xx}) se manteve nas duas regiões. Desta forma, apenas cabendo a esta parcela a responsabilidade pelo galope. Ressaltando que a instabilidade em uma direção, reflete nas outras direções, devido ao sistema ser acoplado, tanto nas parcelas de amortecimento quando na matriz de rigidez e massa do elemento, oriundo da consideração dos termos cruzados.

Figura 97 – Região limite da torre Hexcrete modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 28 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5°, 15°, 18° e 30°

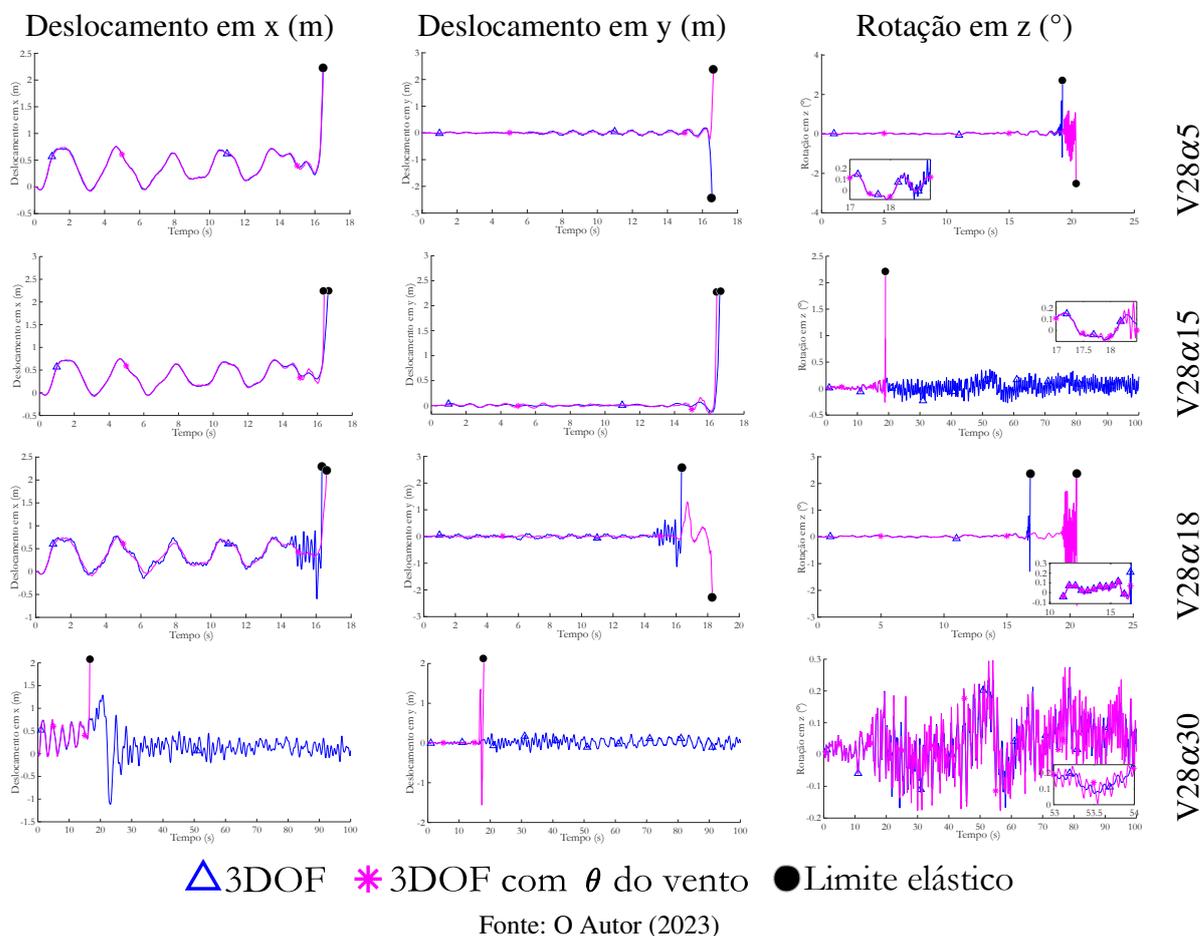


Figura 98 – Verificação das parcelas de amortecimento para os casos V28 α 18 e V28 α 30

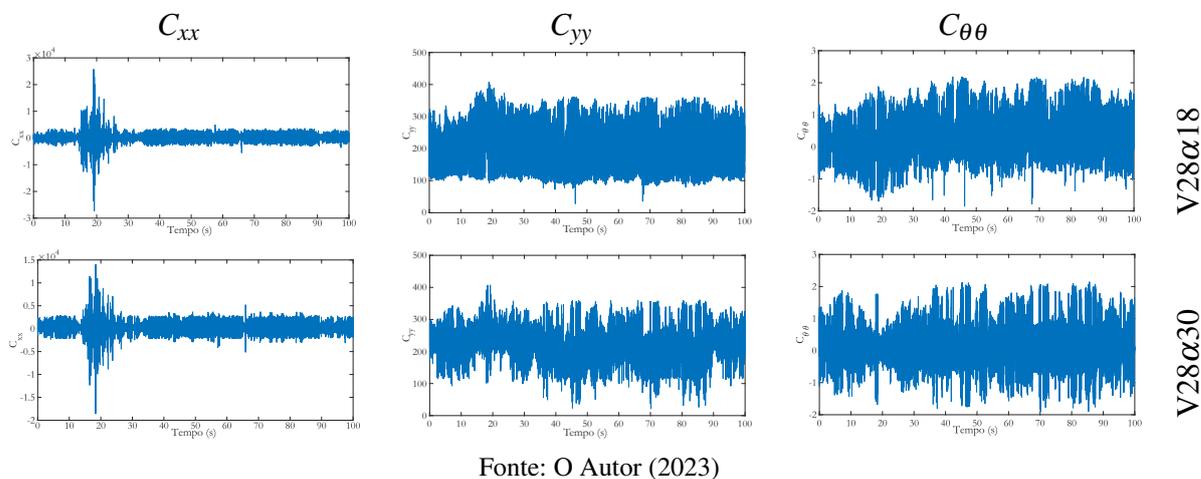
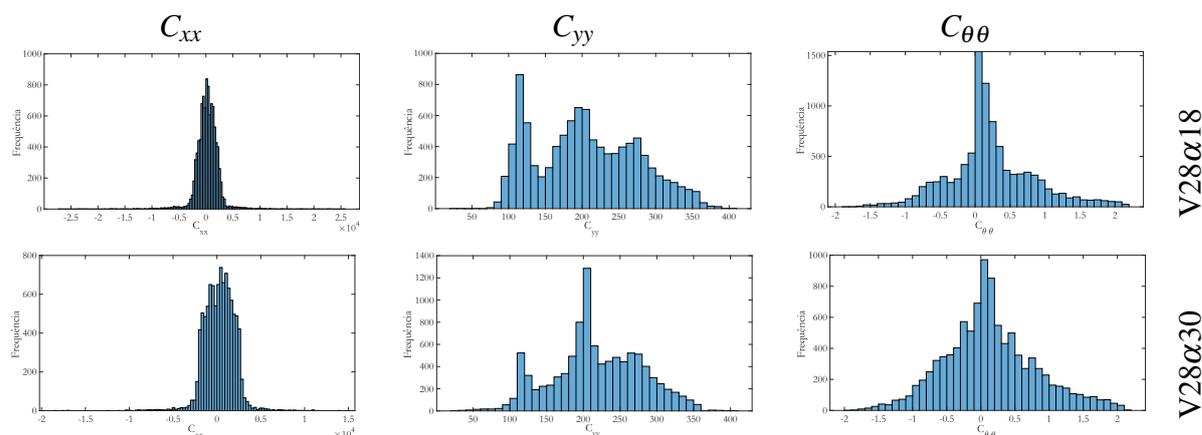


Figura 99 – Histograma das parcelas de amortecimento: V28 α 18 e V28 α 30

Fonte: O Autor (2023)

8.3 Instantes que a torre ultrapassa o limite elástico

As análises ultrapassaram regiões elásticas da torre metálica, conforme parâmetros de Asareh, Schonberg e Volz (2016). Desta forma, a Tabela 20 apresenta os instantes em que isso ocorreu. Destaca-se que algumas linhas contém a descrição **Não**, onde indicam que esse caso não atingiu esse limite, entretanto pode ter ocorrido para a outra análise (Formulação 3DOF).

Tabela 20 – Instantes em que a torre ultrapassa o regime elástico - Torre NREL 5MW Hexcrete modificada

Análise	Caso	Instante da ocorrência (s)		
		dx	dy	rz
3DOF	V20 α 30	7,15	11,10	41,91
	V28 α 5	16,48	16,55	19,27
	V28 α 15	16,59	16,62	Não
	V28 α 18	16,34	16,35	16,85
3DOF Variação do ângulo	V20 α 30	Não	Não	Não
	V28 α 5	16,48	16,64	20,37
	V28 α 15	16,43	16,46	19,06
	V28 α 18	16,62	18,32	20,55
	V28 α 30	16,66	17,86	Não

Fonte: O Autor (2023)

Essa tabela permite verificar a desconsideração do ângulo do vento pode induzir o projetista a dimensionar estruturas mais onerosas, que demandarão maiores rigidezes e amortecimentos (TMD por exemplo), enquanto que o próprio vento pode atuar como aliado na contribuição aerodinâmica. Outra característica importante é que nenhuma instabilidade iniciou causada pela parcela torcional ($C_{\theta\theta}$).

8.4 Sínteses das simulações: Torre Hexcrete modificada

As simulações na torre hexcrete modificada conduzidas com a formulação apresentada (3DOF) foram resumidas nesta seção.

8.4.1 3DOF

Inicialmente o modelo não computou a variação do ângulo do vento, sendo considerado apenas aplicado nos nós ao longo da torre eólica sem variação translacional, modificando apenas a sua magnitude.

Quando a estrutura esteve sujeita a um vento escoando a 3 m/s, verificou-se a estabilidade. Foi computado efeitos excedentes na direção y, majorando em 10x os deslocamentos, entretanto o valor ainda ficou longe do limite elástico estrutural, atingindo uma amplitude de 0,01m. O deslocamento em x e rotação em z para esta velocidade apresentaram concordância com as demais formulações.

Para o vento de 11,4 m/s foi verificada uma concordância no deslocamento em x para os ângulos de 5°, 15° e 18°. No ângulo de ataque de 30° o deslocamento em x apresentou uma variação nos instantes iniciais, entretanto na segunda metade do escoamento permaneceu próximo as demais formulações. Já o deslocamento em y apresentou boa concordância nos momentos finais, mas nos tempos próximos à metade do escoamento ($t=50$ s) houve majoração da amplitude, não ultrapassando 0,1 m. A rotação para esta velocidade apresentou uma divergência em relação a Rayleigh e Rayleigh com força, entretanto compreende-se que é devido ao baixo valor (10^{-6}), salientando os erros inerentes da formulação, oriundos de arredondamentos, aproximações e precisão do método.

O vento de 20 m/s apresentou boa proximidade das formulações para o deslocamento em x e rotação em z para os ângulos de 5°, 15° e 18°. Já o deslocamento em y, houve majoração, não ultrapassando 0,2 m. A análise para o ângulo de 30° apresentou grandes deslocamentos ultrapassando os limites elásticos do material na direção x.

A velocidade do vento de 28 m/s apresentou majoração nos deslocamentos na direção x e y para os ângulos de 5°, 15° e 18°. A rotação em z só indicou o comportamento de instabilidade para α igual a 5° e 18°. No ângulo de 15° a rotação se comportou com pequena incremento, da ordem de 0,1°.

Dentre os casos analisados, apenas o V20 α 30, apresentou bem definido o início da instabilidade em x. Os demais casos necessitaram de avaliações aprofundadas.

8.4.2 3DOF considerando o θ do vento

Ao analisar a estrutura considerando a variação do ângulo do vento, foi considerado que ao longo da torre o vento sofria modificação no seu ângulo de ataque. Este cenário foi comparado apenas com a configuração anterior (direção do vento constante), verificando apenas a formulação 3DOF.

Para o vento de 3 m/s, em todos os ângulos de ataque, o deslocamento em x e rotação em z se comportaram muito próximos ao 3DOF com vento de ângulo constante. O deslocamento em y, teve sua amplitude minorada nos ângulos de 5°, 15° e 30°, entretanto no ângulo de 18° houve um incremento nos instantes iniciais, não ultrapassando 0,01 m.

O vento de 11,4 m/s apresentou boa proximidade entre as duas formulações para o deslocamento em x em todos os ângulos de ataque. A direção em y, apresentou uma minoração nos ângulos de ataque de 15°, 18° e 30°, ficando o $\alpha = 5^\circ$ muito próximo. Já a rotação em z, apresentou uma maior frequência, entretanto sem ultrapassar o limite elástico do material.

Para o escoamento de 20 m/s o comportamento se manteve muito próximo, nos ângulos de 5°, 15° e 18°, para as direções de translação em x e rotação em z, apresentando uma suave minoração no deslocamento em y. O ângulo de ataque de 30° ao considerar a variação de θ do vento, foi verificado, que a estrutura, que antes atingia o limite elástico, agora não mais, situando em uma condição estável.

No último caso, $v=28$ m/s, nos ângulos de 5°, 15° e 18°, ambas as análises apresentaram a instabilidade translacionais em x, y e rotacional em z, indicando que o material ultrapassou o regime elástico. Já para o ângulo de 30°, que na formulação 3DOF era estável, ao considerar o ângulo do vento, ultrapassaria o limite elástico.

Dentre os casos analisados, $V28\alpha18$ e $V28\alpha30$, não permitiram a identificação da instabilidade via parcela de amortecimento, então precisaram ser avaliados via histograma, que indicou a direção em x como responsável pela instabilidade. Já para os casos $V28\alpha5$ e $V28\alpha15$, não foi permitido verificar via parcela de amortecimento e nem histograma, desta forma apenas via tempo de início, que apontou a direção x como responsável.

A partir disso evidencia-se que a consideração da variação do ângulo do vento torna a análise mais realista. Ao desconsiderar o ângulo do vento, a estrutura será projetada mais conservadora, com majoração do dimensionamento devido as grandes amplitudes translacionais e rotacionais. Esta consideração induzirá o projetista a superdimensionamento estrutural.

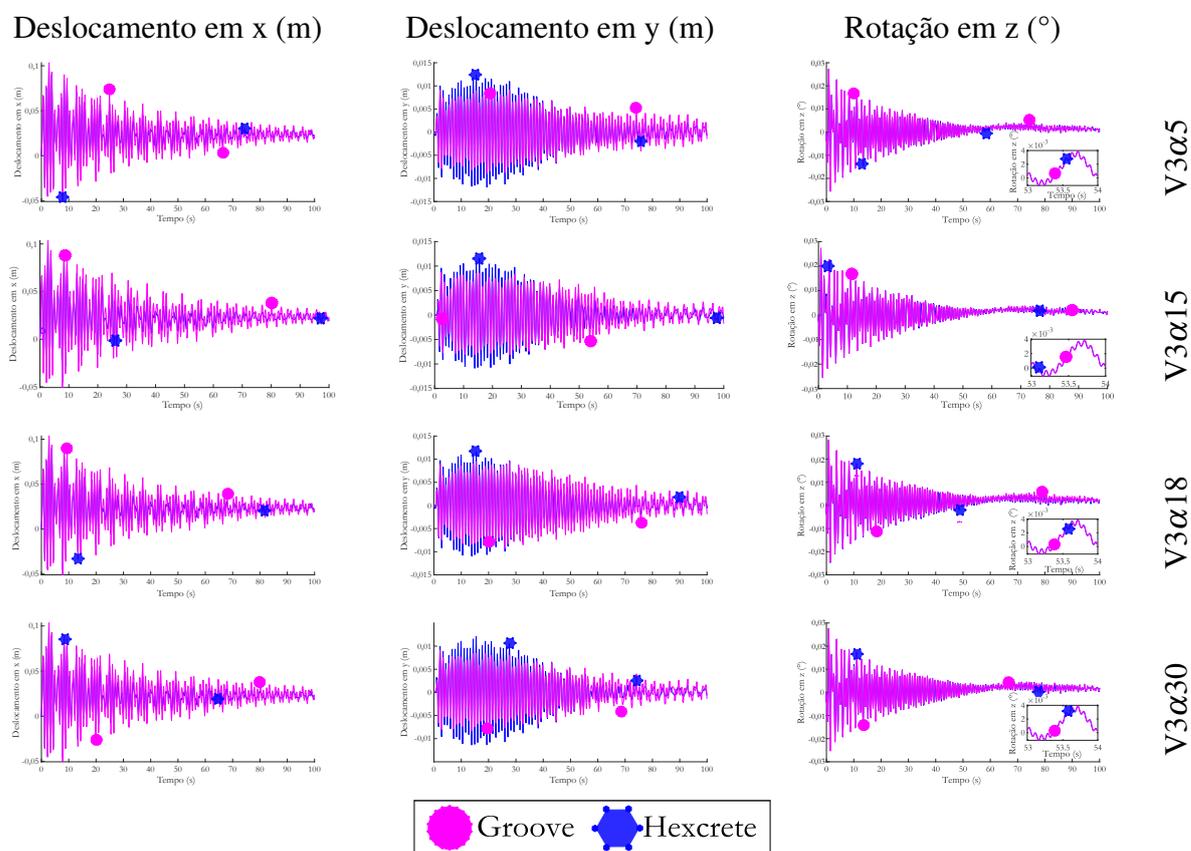
8.5 Análise dinâmica da Turbina NREL 5MW com torre de seção Groove modificada: Considerando a variação do ângulo de ataque (α) inicial, rotação da torre e variação da direção do vento

Similar ao que foi realizado para a seção hexcrete modificada, também criada uma turbina de 87m com seção groove, contendo 18 saliências cada uma com um diâmetro de d/D de 1/16. Essa estrutura será denominada torre com groove modificada. Desprezando a necessidade de comparar com as demais formulações, a torre com grooves foi comparado apenas com a turbina anterior (hexcrete modificado) considerando a mudança do ângulo de ataque. Os resultados são apresentados e comentados nas subseções a seguir.

8.5.1 Análise para o vento de 3 m/s

A torre com seção groove foi submetida ao vento de 3 m/s considerando as mesmas condições da torre anterior: hexcrete modificada, ou seja, torre metálica de 87 m com as características da torre NREL-5MW. Ao aplicar o vento, os deslocamentos e rotações para cada ângulo de ataque são apresentados conforme a Fig. 100.

Figura 100 – Resposta dinâmica da turbina eólica, com torre groove modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 3 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5°, 15°, 18° e 30°. Deslocamentos e rotações do topo da torre.



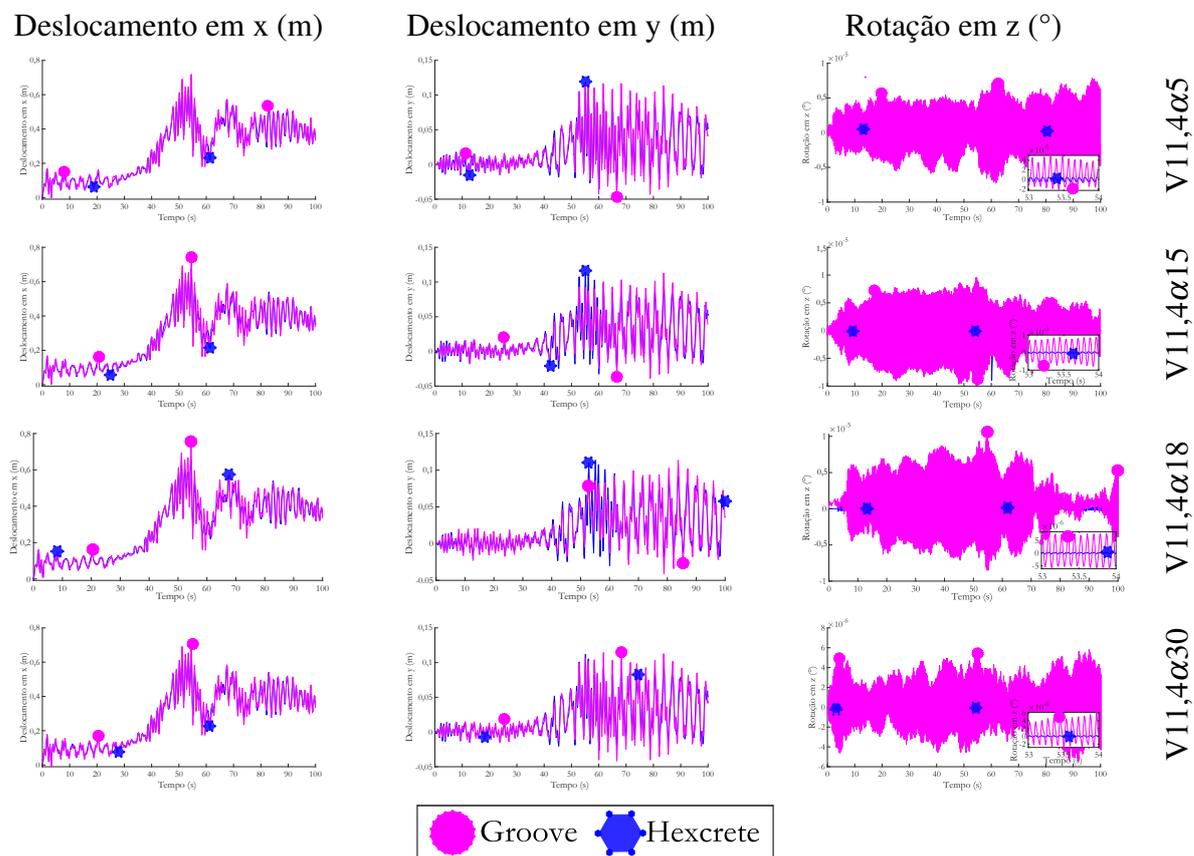
Fonte: O Autor (2023)

Na direção x, os deslocamentos da torre com groove foram bem próximos daqueles apresentados pela seção hexcrete modificada, ficando a groove amplitudes maiores que a hexagonal. Já o deslocamento em y, a torre com grooves se manteve com valores 20% menor que a hexcrete nos instantes iniciais (até os 30s), mas apresentando grande similaridade a partir dos 30 segundos até o fim da simulação. A rotação em z se manteve muito próximo das duas seções.

8.5.2 Análise para o vento de 11,4 m/s

A torre com seção groove foi submetida ao vento de 11,4 m/s. Ao aplicar o vento, os deslocamentos para cada ângulo de ataque são apresentados conforme a Fig. 101.

Figura 101 – Resposta dinâmica da turbina eólica, com torre groove modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 11,4 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5°, 15°, 18° e 30°. Deslocamentos e rotações do topo da torre.



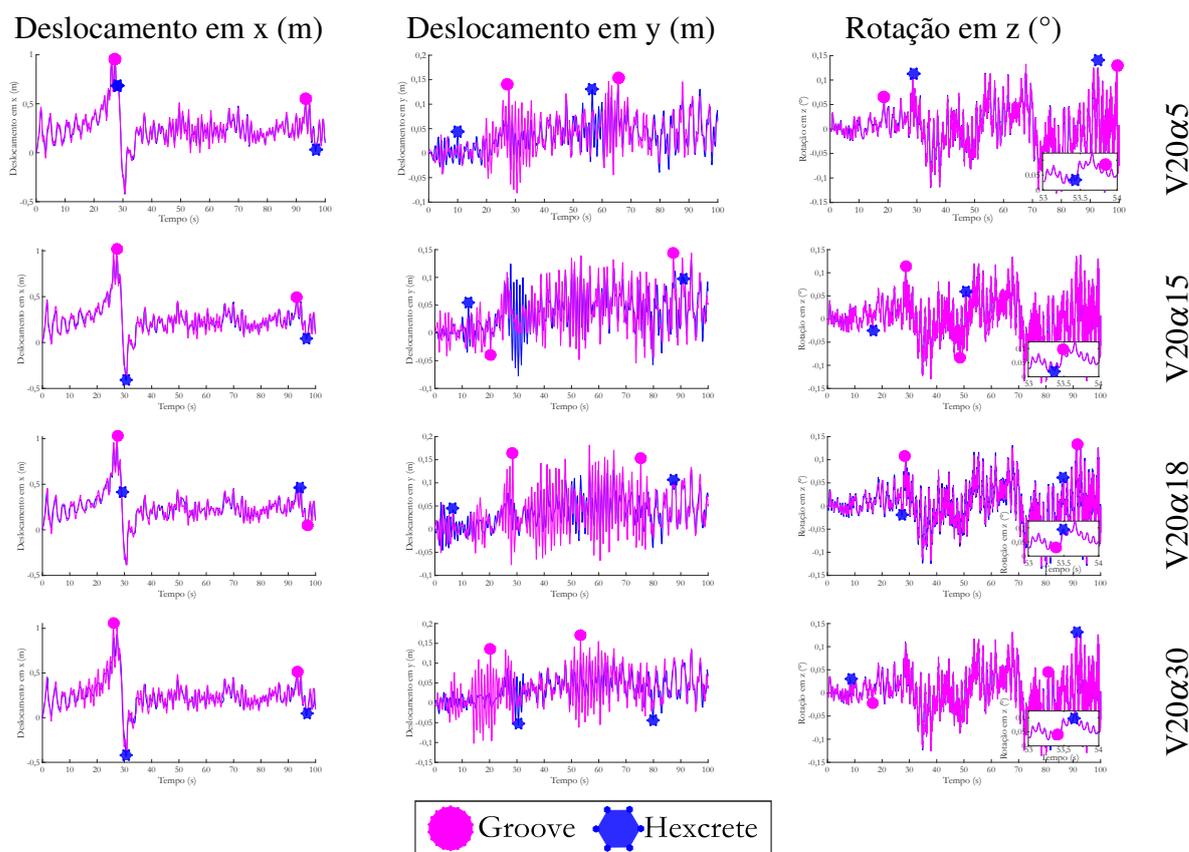
Fonte: O Autor (2023)

A velocidade do vento de 11,4 m/s resultou em deslocamentos da torre com groove na direção x e y muito próximos daqueles apresentados pela seção hexcrete modificada. A rotação em z da seção groove se mostrou maior que a hexcrete modificada. Enquanto a primeira deteve amplitude da ordem de 10^5 °, a geometria hexagonal apresentou rotações da ordem de 10^6 °.

8.5.3 Análise para o vento de 20 m/s

A torre com seção groove foi submetida ao vento de 20 m/s considerando as mesmas condições da torre anterior: hexcrete modificada, ou seja, torre metálica de 87 m com as características da torre NREL-5MW. Ao aplicar o vento, os deslocamentos e rotações para cada ângulo de ataque são apresentados conforme a Fig. 102.

Figura 102 – Resposta dinâmica da turbina eólica, com torre groove modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 20 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5°, 15°, 18° e 30°. Deslocamentos e rotações do topo da torre.



Fonte: O Autor (2023)

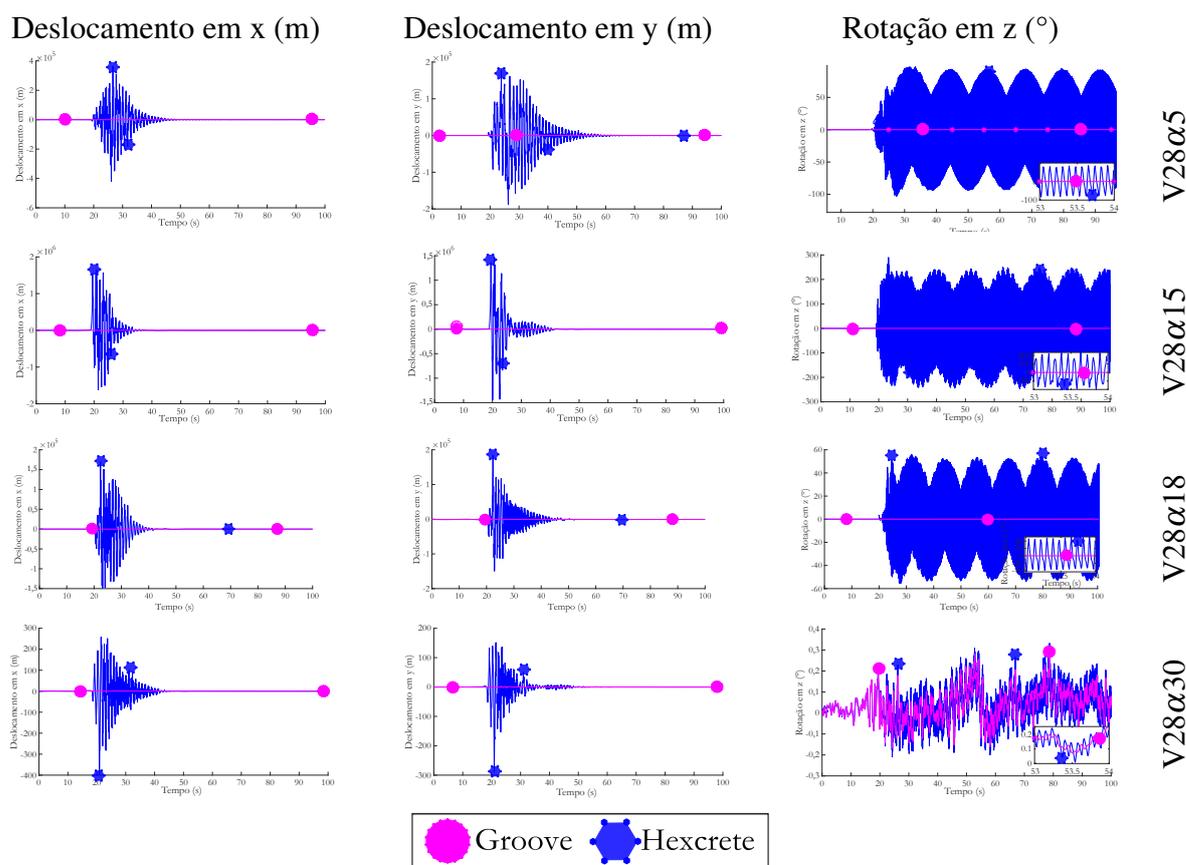
A velocidade do vento de 20 m/s resultou em deslocamentos da torre com groove na direção x e rotações em z muito próximos daqueles apresentados pela seção hexcrete modificada.

O deslocamento em y também foi muito próximo, apresentando apenas algumas diferenças nas regiões de 30s para o ângulo de ataque de 5°, de 20s a 80s para o ângulo de ataque de 15° e 18° e o para o ângulo de ataque de 30° foi verificada a majoração da amplitude na direção y da seção com grooves nos tempos de 10s a 30s e de 50s a 70s.

8.5.4 Análise para o vento de 28 m/s

A torre com seção groove foi submetida ao vento de 28 m/s considerando as mesmas condições da torre anterior: hexcrete modificada, ou seja, torre metálica de 87 m com as características da torre NREL-5MW. Ao aplicar o vento, os deslocamentos e rotações para cada ângulo de ataque são apresentados conforme a Fig. 103.

Figura 103 – Resposta dinâmica da turbina eólica, com torre groove modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 28 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5°, 15°, 18° e 30°. Deslocamentos e rotações do topo da torre.



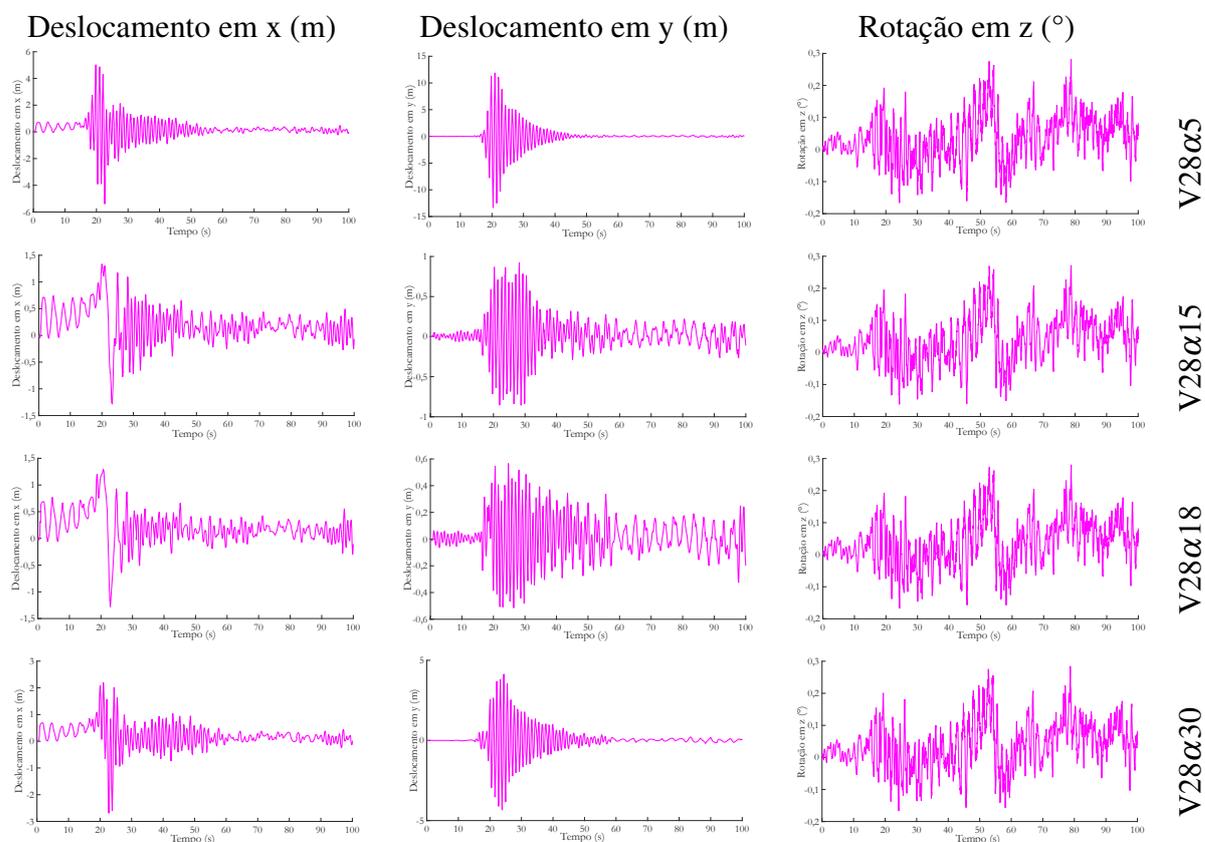
Fonte: O Autor (2023)

A velocidade do vento de 28 m/s na torre hexcrete modificada ultrapassou o limite elástico do material em todos os ângulos de ataque para todas as direções (x e y). Já para a rotação em z, o hexcrete foi instável para os ângulos de ataque α igual a 5°, 15° e 18°, já o caso $V28\alpha30$ a rotação da torre hexcrete se manteve estável. Ao considerar a torre com saliências (groove), esse cenário foi modificado, tornando a torre segura para o escoamento do vento nessas condições.

Devido a torre hexcrete modificada ultrapassar valores de deslocamento e rotações, foi plotado apenas os gráficos da resposta dinâmica da torre com saliências (grooves), que não apresentaram grandes magnitudes nos deslocamentos e rotações, conforme exibido na Fig. 104.

Esses gráficos apresentaram que os deslocamentos em x, ao considerar a torre com

Figura 104 – Resposta dinâmica da turbina eólica, apenas torre groove modificada, sujeita a uma velocidade do vento de 28 m/s para diferentes ângulos de ataque: 5°, 15°, 18° e 30°. Deslocamentos e rotações do topo da torre.



Fonte: O Autor (2023)

grooves, apenas o ângulo de ataque de 5° ultrapassou o valor do limite elástico do material, o ângulo de 30° apresentou deslocamentos de 2,68m, que é inferior ao limite da estrutura. Para a direção y, o ângulo de 5° e 30°, tiveram deslocamentos ultrapassando o limite elástico no instante 18s. As rotações em z não ultrapassaram os limites do material.

9 CONCLUSÕES

Estruturas sujeitas a escoamento do vento podem experimentar condições de instabilidade aerodinâmica, principalmente o galope estrutural. Essa situação é mais suscetível em elementos esbeltos, de pequeno amortecimento aerodinâmico, flexíveis, e principalmente aqueles que tem seção transversal não circular. Diversas estruturas da construção civil podem experimentar tal condição, como torres, mastros, aerogeradores e diversas outras.

Diante disso, inicialmente foi elaborada uma formulação para o galope ocorrendo simultaneamente nas direções x , y e rotação em z . Esta formulação, foi comparada com dados da literatura, e aplicada a modelos simplificados. Verificou-se uma boa proximidade entre o método empregado e as demais formulações: Rayleigh e Força aerodinâmica.

Após isso foram realizados estudos preliminares que possibilitassem a aplicação da proposta. Dentre essas simulações iniciais, foram conduzidas análises aerodinâmicas e aeroelásticas no ANSYS e FAST respectivamente, obtendo desta forma, o carregamento no rotor, e também parâmetros aerodinâmicos da seção da torre. Permitindo ainda obter os deslocamentos oriundos do FAST que utiliza formulações que não computam os parâmetros aerodinâmicos na torre oriundos da sustentação e momento, e também não considera a variação do coeficiente de arrasto para mudanças da velocidade e ângulo de ataque.

Por fim foram aplicados esses valores na formulação apresentada, permitindo realizar a análise dinâmica da estrutura.

9.1 Formulação desenvolvida

Esta tese apresentou uma formulação matricial visando implementação em estruturas via esquemas numéricos (método dos elementos finitos). Essa formulação foi inicialmente verificada com a literatura, onde suas parcelas foram comparadas com trabalhos de DEN HARTOG (1947), Nigol e Clarke (1974), Martin, Naudascher e Currie (1981), Gjelstrup e Georgakis (2011), Macdonald e Larose (2006), Macdonald e Larose (2008a) e Liu et al. (2020).

A formulação precisou de coeficientes aerodinâmicos, obtidos com o auxílio de solucionadores via dinâmica dos fluidos computacional em alternativa a ensaios experimentais.

Por fim, a formulação desenvolvida foi aplicada via método dos elementos finitos e foi utilizado os dados das simulações preliminares, fazendo com que a interface integradora (MATLAB) realizasse a análise dinâmica via método da aceleração média (Newmark).

9.2 Simulações preliminares

Foram conduzidas simulações via programas auxiliares: FAST e ANSYS-CFX, sendo o primeiro responsável pelas análises aerodinâmicas na turbina, com foco na obtenção dos esforços no rotor. Esse programa não considera efeitos transversais e rotacionais na torre. Dessa forma, as seções da torre foram simuladas bidimensionalmente via CFD com o propósito de obter os coeficientes aerodinâmicos (C_D , C_L e C_M) para cada ângulo de ataque (α) e velocidade (U). As seções analisadas foram: círculo (referência para calibrar os ensaios computacionais), tetradecagonal, dimple 36, groove 18 e hexcrete. De posse desses valores, foi possível não só plotar curvas de galope, como também superfícies ($C_{D,L,M} \times Re \times \alpha$) que permitam analisar as regiões suscetíveis a esta instabilidade. De posse destes gráficos, foram analisadas os pontos críticos e desta forma foram os objetos de estudo.

Em seguida, análises aerodinâmicas foram conduzidas, com o auxílio do FAST, objetivando capturar os esforços aerodinâmicos no rotor, para os casos de velocidade apontados no estudo anterior.

9.2.1 Simulação aerodinâmica via CFD: Obtenção dos coeficientes e análise da suscetibilidade do galope

Foram conduzidas as simulações aerodinâmicas inicialmente na seção circular, cujo objetivo foi calibrar o modelo aerodinâmico bidimensional e permitir evoluir para as demais seções. Nessa análise foram realizados os testes de convergência espacial e temporal.

Após isso foram realizadas simulações nas seções de interesse com o objetivo de computar os coeficientes aerodinâmicos. De posse desses, foi analisada a curva de galope para as variáveis: arrasto (C_D), sustentação (C_L) e momento (C_M), em função do ângulo de ataque (α), verificando a suscetibilidade das seções, conforme realizado por Blevins (1977). O dimple 36 apresentou regiões de instabilidade torcional, enquanto o groove 18 e hexcrete se mostraram suscetíveis ao galope torcional e translacional. Foi apresentado um polinômio característico para essas seções.

Ao criar polinômios para as duas variáveis (Re e α) foram encontrados erros elevados, então uma estratégia adotada para contornar essa situação foi de adotar arquivo de dados do MATLAB do tipo .mat, que permitisse computar os coeficientes aerodinâmicos e suas derivadas.

Novas simulações foram realizadas para diferentes velocidades do vento, permitindo então criar superfícies para os coeficientes e suas derivadas, permitindo investigar as regiões de instabilidade aerodinâmica. Tabelas de coeficientes aerodinâmicos em função das velocidades e ângulo de ataque são apresentadas.

9.3 Aplicação da formulação: Torre Hexcrete modificada

A formulação foi aplicada a uma torre metálica fictícia, com características mecânicas da NREL-5MW, entretanto com seção transversal hexagonal (mesma seção da torre Hexcrete).

As simulações na torre de seção *Hexcrete* modificada permitiram avaliar o comportamento dinâmico da estrutura e também comparar a valores de outros métodos (Rayleigh e Força aerodinâmica). Foram analisados os casos a partir de histogramas, gráficos das parcelas de amortecimento e também domínio da frequência. A torre empregada tem propriedades estruturais apresentadas na Tabela 2. Na análise dinâmica foi estabelecido o limite elástico do material, ficando os deslocamentos estruturais translacionais máximos em 2,20 m e a rotação 2,38° .

Alguns fatores de ajuste foram realizados, cujo objetivo foi tornar a formulação mais realista, como, por exemplo:

- Considerar a variação do ângulo de incidência do vento.
- Impor simetrias no escoamento, gerando ângulos de ataque equivalentes para diferentes ângulos, a depender da seção.
- Limitar velocidades fora do intervalo investigado, considerando valores limites para isso.
- Calcular situações de equivalência gráfica. Evitar erros quando a velocidade aumenta e diminui, por exemplo.
- Acrescentar os efeitos da rotação (dinâmica) da torre no ângulo de ataque.

9.3.1 3DOF

As simulações conduzidas para a formulação proposta desconsiderando a variação do ângulo do vento se mostraram bastante eficaz na análise dinâmica da estrutura para os ventos estudados (3 m/s, 11,4 m/s, 20 m/s, 25 m/s e 28 m/s).

3DOF permitiu verificar algumas regiões de instabilidade aerodinâmica, que majoraram os deslocamentos, como por exemplo os deslocamento em y para as velocidades de 3 m/s, 20m/s, 25 m/s e 28m/s. A rotação em z para 11,4 m/s também mostrou acréscimo. A análise das parcelas de amortecimento mostrou a origem desses incrementos, ou seja, quais parcelas ocasionaram isso.

9.3.2 3DOF considerando θ do vento

Ao considerar a variação do ângulo de incidência do vento, verificou-se que os deslocamentos e rotações foram menos alterados, e 8 cenários que antes haviam ultrapassado o limite

elástico, agora, já não fazem mais. Isso é oriundo da variação do vento, que é um carregamento aleatório. Ou seja, o vento não se posiciona por muito tempo na mesma direção, para os casos analisados esta mudança foi aproximadamente $\pm 15^\circ$.

Essa formulação é a mais realista e corresponde ao modelo mais completo dos analisados, permitindo situações fidedignas ao projeto de aerogeradores, onde a velocidade do vento é facilmente alterada.

A consideração do ângulo do vento permite dimensionar estruturas seguras e menos onerosas, uma vez que com a consideração anterior maiores ocorrências da estrutura atingir o limite elástico foram evidenciadas. Ou seja, o vento em determinadas condições pode atuar como amortecedor aerodinâmico, agindo a favor da segurança estrutural. Entretanto, para o vento de 28 m/s a estrutura ultrapassou a região elástica em todos os casos. Desta forma, para ventos extremos é imprescindível a aplicação da formulação no projeto estrutural.

9.4 Aplicação da formulação: Torre Groove modificada

Foram conduzidas simulações dinâmicas estruturais considerando o galope estrutura em torres com seção formada por 18 saliências. As mesmas simplificações adotadas na seção *hexcrete* modificada foram aplicadas nesta seção groove, ou seja, velocidade após intervalo de abrangência, simetrias, rotação na dinâmica da torre, entre outras.

A verificação via groove foi realizada apenas para o caso de vento variável e comparada somente com a mesma formulação (3DOF) para o hexcrete modificado.

Essa seção transversal do aerogerador garantiu maior estabilidade ao galope para a estrutura. As velocidades de 3,0 m/s, 11,4 m/s e 20 m/s mantiveram a estrutura sem ocorrência de aumento de amplitude. As rotações em z para a estrutura com saliências sujeita a velocidade de 11,4 m/s apresentou grandes frequências, indicando elevadas solicitações estruturais. Quando a estrutura é sujeita ao escoamento de 20 m/s, aumentos no deslocamento em y foram evidenciados, não ultrapassando os limites elásticos, mas provocando maiores deslocamentos em determinados intervalos de tempo.

Já o vento de 28 m/s resultou em deslocamentos inferiores ao hexcrete modificado. Entretanto, mesmo assim, os casos $V28\alpha5$ e $V28\alpha30$, com seção groove, tiveram seus limites elásticos ultrapassados.

Desta forma, esta análise permitiu verificar que há seções transversais para a torre que podem contribuir atenuando o comportamento dinâmico, a partir de redução das amplitudes de deslocamento oriundo de amortecimento aerodinâmico.

9.5 Verificação da contribuição da tese

A proposta da tese foi alcançada ao apresentar uma formulação que foi verificada e explorada, permitindo aplicações em estruturas suscetíveis ao vento para analisar o comportamento dinâmico e suscetibilidade a instabilidade aerodinâmica. A principal contribuição desta formulação é sua aplicação em métodos numéricos (método dos elementos finitos), usualmente aplicados em análises de estruturas na indústria da construção civil.

Foi possível aplicar a formulação proposta nesse trabalho, a casos práticos, devido ao avanço computacional ocorrido nas últimas décadas, que permitiram a criação de túnel de vento numérico de forma simples, permitindo obter os parâmetros aerodinâmicos de uma seção qualquer sem a necessidade de ensaios experimentais.

Este trabalho contribui com o estado da arte em fenômenos de instabilidade aerodinâmica, principalmente na formulação e aplicação numérica via método dos elementos finitos, permitindo análises estruturais e investigações de efeitos atualmente não computados pelos *softwares* computacionais usuais nos projetos. Esses estudos podem auxiliar no projeto e construção mais seguros de estruturas com seção não-circulares.

Outra contribuição dessa tese foram as análises aerodinâmicas, principalmente nos polinômios característicos das seções analisadas, que proporcionam a futuros autores usarem as equações na alternativa a novas simulações computacionais e ensaios experimentais.

9.6 Perspectivas e trabalhos futuros

Dentre os trabalhos futuros, que se verifica ao concluir esta tese, destacam-se principalmente aqueles tópicos oriundos das limitações, aqui empregadas, logo surgem:

- Formulação completa permitindo contemplar os grandes deslocamentos e rotações: Após as simulações foi verificado que diversos casos a estrutura ultrapassou o limite elástico do material, resultando em grandes rotações e deslocamentos, fugindo da imposição inicial da formulação, que foi de considerar pequenos valores.
- Não linearidade geométrica e física: A consideração da não linearidade geométrica é de grande importância no comportamento de estruturas, principalmente de aerogeradores que tem massa concentrada no topo, e seu deslocamento causa excentricidade no carregamento dinâmico, sua implementação via elementos finitos pode ser facilmente adotada a partir de matriz explícita encontrada na literatura em trabalhos de Willems e Lucas (1978). Quanto a não linearidade física, sua importância surge pelas características do comportamento dinâmico cuja amplitude translacional e rotacional ultrapassar limites elástico da estrutura, e em situações reais mudam as leis que regem o movimento (aqui adotado Lei de Hooke).

- Efeitos do *Tower Shadow*: A variação do carregamento de forma abrupta pode impactar na torre, alterando desta forma as parcelas do amortecimento, uma vez que a velocidade irá ser alterada repentinamente para cada pá passando pela frente da torre, dessa forma a sua investigação é importante, pra avaliar o comportamento e sua influência.
- Consideração da mudança de ângulo do vento com a altura (z): O vento ele é variável com a altura, entretanto sua direção também irá mudar, essa avaliação é extremamente importante, principalmente quanto a rotação do elemento de torre, que um nó pode provocar um momento em uma direção, enquanto o nó acima pode estar rotacionando em sentido contrário, provocando um momento maior. Também pode ocorrer do nó superior rotacionar no mesmo sentido do inferior.
- Interface acopladora das diferentes físicas envolvidas: programa único responsável por chamar todos os módulos: Essa interface permitirá chamada automática e autônoma dos módulos possibilitando futuras expansões, como possibilidade de considerar sismo, não linearidade, mudança de fundações e outras características que possam ser acopladas a análise das torres não circulares.
- Aplicação desta formulação em torres eólicas com diferentes fundações: A mudança do tipo de fundação impacta diretamente no comportamento dinâmico estrutural, dessa forma é importante considerar as diferentes formas de fundação nesta análise.
- Consideração das propriedades do concreto para a torre Hexcrete, tornando-a mais próxima ao cenário real: As simplificações adotadas para a torre hexcrete fugiu de uma estrutura de concreto, e a considerou em aço, entretanto tal simplificação não contempla uma estrutura atual, existente, necessitando então das características reais do hexcrete.
- Análise de tensões localizadas, via implementação do elemento de casca: A formulação de elementos de casca é mais onerosa e complexa computacionalmente, quando comparada ao elemento de barra, entretanto permite análises locais, como aberturas de acesso (portas) e também acoplamentos entre segmentos da torre.
- Investigação dos efeitos em fadiga, devido ao aumento da amplitude dos deslocamentos: A verificação da mudança nos deslocamentos e rotações, mesmo que pequena, não trazendo impacto na estabilidade estrutural, pode causar grandes influências na estrutura quando o ciclo de ocorrências aumenta, dessa forma é necessário verificar seu comportamento quando o número de ciclos aumenta. Outra característica que induz a análise em fadiga é o tipo de carregamento, pois o vento é contínuo e essa variação ocorre a todo instante.

REFERÊNCIAS

- 4COFFSHORE. *Global Offshore Wind Farm Database*. 2022. Disponível em: <<https://www.4coffshore.com/windfarms/>>.
- ABEDIN, Z.; KHAN, N. A.; RIZIA, M. M.; ISLAM, M. Q. Simulation of wind flow over square, pentagonal and hexagonal cylinders in a staggered form. In: AIP PUBLISHING LLC. *AIP Conference Proceedings*. [S.l.], 2017. v. 1919, n. 1, p. 020004.
- ABHINAV, K.; SAHA, N. Dynamic analysis of an offshore wind turbine including soil effects. *Procedia Engineering*, Elsevier, v. 116, p. 32–39, 2015.
- ABHINAV, K.; SAHA, N. Dynamic analysis of monopile supported offshore wind turbines. *Proceedings of the Institution of Civil Engineers-Geotechnical Engineering*, Thomas Telford Ltd, v. 170, n. 5, p. 428–444, 2017.
- ABNT, A. D. N. T. Nbr 6123: Forças devidas ao vento em edificações. *Associação Brasileira de Normas Técnicas*, p. 66, 1988.
- ACHENBACH, E. Distribution of local pressure and skin friction around a circular cylinder in cross-flow up to $re = 5 \times 10^6$. *Journal of Fluid Mechanics*, Cambridge University Press, v. 34, n. 4, p. 625–639, 1968.
- ADHIKARI, S.; BHATTACHARYA, S. Vibrations of wind-turbines considering soil-structure interaction. *Wind and Structures*, v. 14, n. 2, p. 85, 2011.
- ADHIKARI, S.; BHATTACHARYA, S. Dynamic analysis of wind turbine towers on flexible foundations. *Shock and vibration*, Hindawi, v. 19, n. 1, p. 37–56, 2012.
- ALONSO, G.; MESEGUER, J.; PÉREZ-GRANDE, I. Galloping instabilities of two-dimensional triangular cross-section bodies. *Experiments in Fluids*, Springer, v. 38, p. 789–795, 2005.
- ALONSO, G.; VALERO, E.; MESEGUER, J. An analysis on the dependence on cross section geometry of galloping stability of two-dimensional bodies having either biconvex or rhomboidal cross sections. *European Journal of Mechanics-B/Fluids*, Elsevier, v. 28, n. 2, p. 328–334, 2009.
- ANDERSEN, L. V.; VAHDATIRAD, M.; SICHANI, M. T.; SØRENSEN, J. D. Natural frequencies of wind turbines on monopile foundations in clayey soils—a probabilistic approach. *Computers and Geotechnics*, Elsevier, v. 43, p. 1–11, 2012.
- ANSYS, I. Theory reference, release 5.6. *ANSYS Inc., Canonsburg*, 1997.
- API, R. Dnv no 304: Foundations. *DNV*, 1992.
- API, R. 2geo, geotechnical and foundation design considerations. *Washington, DC: API*, 2011.
- API, R. 2met. *Derivation of Metocean Design and Operating Conditions*”, 2014.
- ARANY, L.; BHATTACHARYA, S.; ADHIKARI, S.; HOGAN, S.; MACDONALD, J. An analytical model to predict the natural frequency of offshore wind turbines on three-spring flexible foundations using two different beam models. *Soil Dynamics and Earthquake Engineering*, Elsevier, v. 74, p. 40–45, 2015.

ARANY, L.; BHATTACHARYA, S.; MACDONALD, J. H.; HOGAN, S. J. Closed form solution of eigen frequency of monopile supported offshore wind turbines in deeper waters incorporating stiffness of substructure and ssi. *Soil Dynamics and Earthquake Engineering*, Elsevier, v. 83, p. 18–32, 2016.

ARSHAD, M.; O’KELLY, B. C. Offshore wind-turbine structures: a review. *Proceedings of the Institution of Civil Engineers-Energy*, ICE Publishing, v. 166, n. 4, p. 139–152, 2013.

ASAREH, M.-A.; SCHONBERG, W.; VOLZ, J. Fragility analysis of a 5-mw nrel wind turbine considering aero-elastic and seismic interaction using finite element method. *Finite Elements in Analysis and Design*, Elsevier, v. 120, p. 57–67, 2016.

BARROS, D. C. F. *Análise dinâmica de aerogeradores offshore com fundação tipo monopilar*. Dissertação (Mestrado) — Universidade Federal de Pernambuco, 2020.

BASHFORTH, F.; ADAMS, J. C. *An attempt to test the theories of capillary action by comparing the theoretical and measured forms of drops of fluid*. [S.l.]: University Press, 1883.

BEARMAN, P. W. Vortex shedding from oscillating bluff bodies. *Annual review of fluid mechanics*, Annual Reviews 4139 El Camino Way, PO Box 10139, Palo Alto, CA 94303-0139, USA, v. 16, n. 1, p. 195–222, 1984.

BECHMANN, A.; SØRENSEN, N. N.; ZAHLE, F. Cfd simulations of the mexico rotor. *Wind Energy*, Wiley Online Library, v. 14, n. 5, p. 677–689, 2011.

BEITER, P.; RAND, J. T.; SEEL, J.; LANTZ, E.; GILMAN, P.; WISER, R. Expert perspectives on the wind plant of the future. *Wind Energy*, Wiley Online Library, v. 25, n. 8, p. 1363–1378, 2022.

BHATTACHARYA, S. Challenges in design of foundations for offshore wind turbines. *Engineering & Technology Reference*, v. 1, n. 1, 2014.

BHINDER, A. P. S.; SARKAR, S.; DALAL, A. Flow over and forced convection heat transfer around a semi-circular cylinder at incidence. *International journal of heat and mass transfer*, Elsevier, v. 55, n. 19-20, p. 5171–5184, 2012.

BIMBATO, A. M.; PEREIRA, L. A.; HIRATA, M. H. Numerical investigation of the drag crisis in flow past a rough circular cylinder. In: *Proceedings of the COBEM 2013 22nd International Congress of Mechanical Engineering. Ribeirão Preto, SP, Brazil*. [S.l.: s.n.], 2013.

BIR, G.; JONKMAN, J. Aeroelastic instabilities of large offshore and onshore wind turbines. In: IOP PUBLISHING. *Journal of Physics: Conference Series*. [S.l.], 2007. v. 75, n. 1, p. 012069.

BISOI, S.; HALDAR, S. Dynamic analysis of offshore wind turbine in clay considering soil–monopile–tower interaction. *Soil Dynamics and Earthquake Engineering*, Elsevier, v. 63, p. 19–35, 2014.

BISOI, S.; HALDAR, S. Design of monopile supported offshore wind turbine in clay considering dynamic soil–structure-interaction. *Soil Dynamics and Earthquake Engineering*, Elsevier, v. 73, p. 103–117, 2015.

BLESSMANN, J. *Introdução ao estudo das ações dinâmicas do vento*. [S.l.]: Editora da UFRGS, 2005.

BLEVINS, R. D. Flow-induced vibration. *vnr*, 1977.

BRASIL. Resolução nº 210 de 13 de novembro de 2006. estabelece os limites de peso e dimensões para veículos que transitem por vias terrestres e dá outras providências. *Diário Oficial [da] República Federativa do Brasil*, Brasília, DF, 2006. ISSN 1677-7042. Disponível em: <https://www.camara.leg.br/proposicoesWeb/prop_mostrarintegra?codteor=1608786>.

CAI, M.; ZHOU, L.; LEI, H.; HUANG, H. Wind tunnel test investigation on unsteady aerodynamic coefficients of iced 4-bundle conductors. *Advances in Civil Engineering*, Hindawi, v. 2019, 2019.

CANADIAN STANDARDS ASSOCIATION . Csa guide to canadian wind turbine codes and standards. 2008.

CARRIÓN, M.; STEIJL, R.; WOODGATE, M.; BARAKOS, G.; MUNDUATE, X.; GOMEZ-IRADI, S. Computational fluid dynamics analysis of the wake behind the mexico rotor in axial flow conditions. *Wind Energy*, Wiley Online Library, v. 18, n. 6, p. 1023–1045, 2015.

CARSWELL, W.; JOHANSSON, J.; LØVHOLT, F.; ARWADE, S.; MADSHUS, C.; DEGROOT, D.; MYERS, A. Foundation damping and the dynamics of offshore wind turbine monopiles. *Renewable energy*, Elsevier, v. 80, p. 724–736, 2015.

CENGEL, Y. A. *Fluid mechanics*. [S.l.]: Tata McGraw-Hill Education, 2010.

CENGEL, Y. A.; CIMBALA, J. M. *Mecânica dos fluidos-3*. [S.l.]: Amgh Editora, 2015.

CHANTHARASENAWONG, C.; JONGPRADIST, P.; LAOHARATCHAPRUEK, S. Preliminary design of 1.5-mw modular wind turbine tower. In: CITSEER. *The 2nd TSME International Conference on Mechanical Engineering, Krabi, Thailand*. [S.l.], 2011.

CHEN, C.; DUFFOUR, P.; FROMME, P. Modelling wind turbine tower-rotor interaction through an aerodynamic damping matrix. *Journal of Sound and Vibration*, Elsevier, v. 489, p. 115667, 2020.

CLOUGH, R.; PENZIENDYNAMICS, J. *of Structures*. [S.l.]: McGraw-Hill, New York, 1994.

CLOUGH, R. W.; PENZIEN, J. *Dynamics of structures. Berkeley: Computers & Structures*. [S.l.]: Inc, 1995.

COMMISSION, I. E. *IEC 61400-1: Wind Turbines–Part 1: Design Requirements*. [S.l.]: Edition, 2005.

COMMISSION, I. E. *Wind Energy Generation Systems-Part 1: Design Requirements*. [S.l.]: International Electrotechnical Commission Geneva, CH, 2019.

CORCIULO, S.; ZANOLI, O.; PISANÒ, F. Transient response of offshore wind turbines on monopiles in sand: role of cyclic hydro–mechanical soil behaviour. *Computers and Geotechnics*, Elsevier, v. 83, p. 221–238, 2017.

CSSC. *CSSC Haizhuang H260-18MW offshore wind turbine giant emerges–CSSC Haizhuang Windpower*. 2023. <<http://cssc-hz.com/?en/enNews/NewsReleases/148.html>>. (Acessado em 03/25/2023).

CSSC. *H260-18.0MW–CSSC Haizhuang Windpower*. 2023. <<http://cssc-hz.com/?en/Products/WindTurbines/Product57/77.html>>. (Acessado em 03/25/2023).

- DAMIANI, R.; JONKMAN, J.; HAYMAN, G. *SubDyn user's guide and theory manual*. [S.l.], 2015.
- DAWOOD, A. O.; SANGOOR, A. J.; AL-RKABY, A. H. Behavior of tall masonry chimneys under wind loadings using cfd technique. *Case Studies in Construction Materials*, Elsevier, v. 13, p. e00451, 2020.
- DELANY, N. K.; SORENSEN, N. E. *Low-speed drag of cylinders of various shapes*. [S.l.], 1953.
- DEN HARTOG, J. P. Transmission line vibration due to sleet. *Transactions of the American Institute of Electrical Engineers*, IEEE, v. 51, n. 4, p. 1074–1076, 1932.
- DEN HARTOG, J. P. *Mechanical vibrations*. 3. ed. New York: McGraw-Hill, 1947.
- DEN HARTOG, J. P. *Mechanical vibrations*. [S.l.]: Courier Corporation, 1985.
- DNV, G. *Project certification of wind farms according to IEC 61400-22*. [S.l.], 2014.
- DNV, G. Loads and site conditions for wind turbines: Standard dnvgl-st-0437, november ed. *DNV GL AS*, 2016.
- DNVGL-RP-C205. Environmental conditions and environmental loads. DNV GL Oslo, Norway, 2017.
- EBERT, A.; GLIENKE, R.; DÖRRE, M. Ultra-long-term slip-resistance and comments to the test procedure determining the slip factor. *Journal of Constructional Steel Research*, Elsevier, v. 161, p. 171–186, 2019.
- EJEH, C. J.; AKHABUE, G. P.; BOAH, E. A.; TANDOH, K. K. Evaluating the influence of unsteady air density to the aerodynamic performance of a fixed wing aircraft at different angle of attack using computational fluid dynamics. *Results in Engineering*, Elsevier, v. 4, p. 100037, 2019.
- ENGIE. *Jornada longa de transporte desafia o setor de pás eólicas*. 2022. <<https://www.alemnaenergia.engie.com.br/jornada-longa-de-transporte-desafia-o-setor-de-pas-eolicas/>>. (Acessado em 03/25/2023).
- ENGINEERS, A. S. of C. Minimum design loads for buildings and other structures. In: AMERICAN SOCIETY OF CIVIL ENGINEERS. [S.l.], 2000.
- FAGE, A.; WARSAP, J. *The effects of turbulence and surface roughness on the drag of a cylinder*. [S.l.], 1929.
- FAST. 2008. Disponível em: <<https://www.nrel.gov/wind/nwtc/fast.html>>.
- FEERO, M. A.; NAGUIB, A. M.; KOOCHESFAHANI, M. M. Effect of surface topology on the galloping instability of rectangular cylinders. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, Elsevier, v. 86, p. 108721, 2020.
- FEYZOLLAHZADEH, M.; MAHMOODI, M. Dynamic analysis of offshore wind turbine towers with fixed monopile platform using the transfer matrix method. *Journal of Solid Mechanics*, Islamic Azad University Arak Branch, v. 8, n. 1, p. 130–151, 2016.

- FLETCHER, C. A. *Computational techniques for fluid dynamics 2: Specific techniques for different flow categories*. [S.l.]: Springer Science & Business Media, 2012.
- GAMESA. 2019. Disponível em: <<https://www.tcbolts.com/en/projects/wind-energy/109-siemens-gamesa-bolted-steel-shell-tower>>.
- GAO, W.; NELIAS, D.; LIU, Z.; LYU, Y. Numerical investigation of flow around one finite circular cylinder with two free ends. *Ocean Engineering*, Elsevier, v. 156, p. 373–380, 2018.
- GAWRONSKI, K. E.; HAWKS, R. J. Computer simulation of galloping catenaries. *Electric Power Systems Research*, Elsevier, v. 1, n. 4, p. 283–289, 1978.
- GJELSTRUP, H.; GEORGAKIS, C. A quasi-steady 3 degree-of-freedom model for the determination of the onset of bluff body galloping instability. *Journal of Fluids and Structures*, Elsevier, v. 27, n. 7, p. 1021–1034, 2011.
- GL, D. Dnvgl-st-0126: Support structures for wind turbines. *DNV GL: Oslo, Norway*, 2016.
- GOMEZ-IRADI, S.; STEIJL, R.; BARAKOS, G. Development and validation of a cfd technique for the aerodynamic analysis of hawt. *Journal of Solar Energy Engineering*, American Society of Mechanical Engineers Digital Collection, v. 131, n. 3, 2009.
- GUYAN, R. J. Reduction of stiffness and mass matrices. *AIAA journal*, v. 3, n. 2, p. 380–380, 1965.
- HARTWANGER, D.; HORVAT, A. 3d modelling of a wind turbine using cfd. In: *NAFEMS Conference, United Kingdom*. [S.l.: s.n.], 2008.
- HEEGE, A.; BONNET, P.; BASTARD, L.; HORCAS, S.; SANCHEZ, J.; CUCCHINI, P.; GAULL, A.; IBERICA, S. Numerical simulation of offshore wind turbines by a coupled aerodynamic, hydrodynamic and structural dynamic approach. *DEWI Magazin*, v. 8, p. 6–15, 2011.
- HÉMON, P.; SANTI, F. On the aeroelastic behaviour of rectangular cylinders in cross-flow. *Journal of Fluids and Structures*, Elsevier, v. 16, n. 7, p. 855–889, 2002.
- HÉMON, P.; SANTI, F.; SCHNOERRINGER, B.; WOJCIECHOWSKI, J. Influence of free-stream turbulence on the movement-induced vibrations of an elongated rectangular cylinder in cross-flow. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Elsevier, v. 89, n. 14-15, p. 1383–1395, 2001.
- HENNE, P. *Applied computational aerodynamics*. [S.l.]: AIAA, 1990. v. 125.
- HERRAEZ, I.; MEDJROUBI, W.; STOEVE SANDT, B.; PEINKE, J. Aerodynamic simulation of the mexico rotor. In: IOP PUBLISHING. *Journal of Physics: Conference Series*. [S.l.], 2014. v. 555, n. 1, p. 012051.
- HINSBERG, N. P. van. Aerodynamics of smooth and rough square-section prisms at incidence in very high reynolds-number cross-flows. *Experiments in Fluids*, Springer, v. 62, n. 3, p. 50, 2021.
- HOERNER, S. F. Practical information on aerodynamic drag and hydrodynamic resistance. *Fluid dynamic drag. Horner fluid dynamics, CA*, 1965.

- HU, D.; HUA, O.; DU, Z. A study on stall-delay for horizontal axis wind turbine. *Renewable Energy*, v. 31, n. 6, p. 821–836, 2006. ISSN 0960-1481. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0960148105001199>>.
- HU, Y.; WANG, J.; CHEN, M. Z.; LI, Z.; SUN, Y. Load mitigation for a barge-type floating offshore wind turbine via inerter-based passive structural control. *Engineering Structures*, Elsevier, v. 177, p. 198–209, 2018.
- ILIOPOULOS, A.; SHIRZADEH, R.; WEIJTJENS, W.; GUILLAUME, P.; HEMELRIJCK, D. V.; DEVRIENDT, C. A modal decomposition and expansion approach for prediction of dynamic responses on a monopile offshore wind turbine using a limited number of vibration sensors. *Mechanical Systems and Signal Processing*, Elsevier, v. 68, p. 84–104, 2016.
- INTERNATIONAL ELECTROTECHNICAL COMISSION . *IEC 61400-1: Wind Turbines–Part 1: Design Requirements*. [S.l.]: Edition, 2005.
- INTERNATIONAL ELECTROTECHNICAL COMMISSION . *Iec 61400-23*. 2014.
- JOLY, A.; ETIENNE, S.; PELLETIER, D. Galloping of square cylinders in cross-flow at low reynolds numbers. *Journal of Fluids and Structures*, Elsevier, v. 28, p. 232–243, 2012.
- JONES, K. F. Coupled vertical and horizontal galloping. *Journal of engineering mechanics*, American Society of Civil Engineers, v. 118, n. 1, p. 92–107, 1992.
- JONKMAN, B.; JONKMAN, J. Fast v8. 16.00 a-bjj. *National Renewable Energy Laboratory*, v. 1355, 2016.
- JONKMAN, B. J. *TurbSim user's guide: Version 1.50*. [S.l.], 2009.
- JONKMAN, J. Overview of the fast servo-elastic module. In: *NREL Wind Turbine Modeling Workshop, Tokyo, Japan*. [S.l.: s.n.], 2013.
- JONKMAN, J.; BUHL, M. New developments for the nwtc's fast aeroelastic hawt simulator. In: *42nd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. [S.l.: s.n.], 2004. p. 504.
- JONKMAN, J.; BUTTERFIELD, S.; MUSIAL, W.; SCOTT, G. Definition of a 5-mw reference wind turbine for offshore system development. *National Renewable Energy Laboratory, Golden, CO, Technical Report No. NREL/TP-500-38060*, 2009.
- JONKMAN, J. M. *Modeling of the UAE Wind Turbine for Refinement of FAST { } AD*. [S.l.], 2003.
- JONKMAN, J. M. *Dynamics modeling and loads analysis of an offshore floating wind turbine*. [S.l.]: University of Colorado at Boulder, 2007.
- JONKMAN, J. M.; JR, M. L. B. *Fast user's guide-updated august 2005*. [S.l.], 2005.
- JR, R. R. C.; BAMPTON, M. C. Coupling of substructures for dynamic analyses. *AIAA journal*, v. 6, n. 7, p. 1313–1319, 1968.
- JUNG, S.; KIM, S.-R.; PATIL, A. Effect of monopile foundation modeling on the structural response of a 5-mw offshore wind turbine tower. *Ocean Engineering*, Elsevier, v. 109, p. 479–488, 2015.
- KANE, T. R.; LEVINSON, D. A. *Dynamics, theory and applications*. [S.l.]: McGraw Hill, 1985.

- KARAMPOUR, H.; WU, Z.; LEFEBURE, J.; JENG, D.-S.; ETEMAD-SHAHIDI, A.; SIMPSON, B. Modelling of flow around hexagonal and textured cylinders. *Proceedings of the Institution of Civil Engineers-Engineering and Computational Mechanics*, Thomas Telford Ltd, v. 171, n. 3, p. 99–114, 2018.
- KAWAI, H. Effect of corner modifications on aeroelastic instabilities of tall buildings. *Journal of wind engineering and industrial aerodynamics*, Elsevier, v. 74, p. 719–729, 1998.
- KIM, Y. C. Aeroelastic and aerodynamic tests of wind turbine with various polygonal towers. *Applied Sciences*, MDPI, v. 11, n. 24, p. 11740, 2021.
- KUNDU, P. K.; COHEN, I. M.; DOWLING, D. R. *Fluid mechanics*. [S.l.]: Academic press San Diego, 1990.
- LACKNER, M. A.; ROTEA, M. A. Passive structural control of offshore wind turbines. *Wind energy*, Wiley Online Library, v. 14, n. 3, p. 373–388, 2011.
- LANZAFAME, R.; MAURO, S.; MESSINA, M. Wind turbine cfd modeling using a correlation-based transitional model. *Renewable Energy*, Elsevier, v. 52, p. 31–39, 2013.
- LEKKALA, M. R.; LATHEEF, M.; JUNG, J. H.; CORADDU, A.; ZHU, H.; SRINIL, N.; LEE, B.-H. Recent advances in understanding the flow over bluff bodies with different geometries at moderate reynolds numbers. *Ocean Engineering*, Elsevier, v. 261, p. 111611, 2022.
- LI, M.; LI, M.; SU, Y. Experimental determination of the two-dimensional aerodynamic admittance of typical bridge decks. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Elsevier, v. 193, p. 103975, 2019.
- LI, Q.; FANG, J.; JEARY, A. Evaluation of 2d coupled galloping oscillations of slender structures. *Computers & structures*, Elsevier, v. 66, n. 5, p. 513–523, 1998.
- LI, Y.; PAIK, K.-J.; XING, T.; CARRICA, P. M. Dynamic overset cfd simulations of wind turbine aerodynamics. *Renewable Energy*, Elsevier, v. 37, n. 1, p. 285–298, 2012.
- LIANG, S.; YANG, W.; SONG, J.; WANG, L.; HU, G. Wind-induced responses of a tall chimney by aeroelastic wind tunnel test using a continuous model. *Engineering Structures*, Elsevier, v. 176, p. 871–880, 2018.
- LILIEN, J. L. *State of the art of conductor galloping*. [S.l.]: CIGRE, Paris, France, 2007.
- LIU, X.; ZOU, M.; WU, C.; YAN, B.; CAI, M. Galloping stability and aerodynamic characteristic of iced transmission line based on 3-dof. *Shock and Vibration*, Hindawi, v. 2020, 2020.
- LOMBARDI, D.; BHATTACHARYA, S.; WOOD, D. M. Dynamic soil–structure interaction of monopile supported wind turbines in cohesive soil. *Soil Dynamics and Earthquake Engineering*, Elsevier BV, v. 49, p. 165–180, jun 2013.
- LU, J.; WANG, Q.; WANG, L.; MEI, H.; YANG, L.; XU, X.; LI, L. Study on wind tunnel test and galloping of iced quad bundle conductor. *Cold Regions Science and Technology*, Elsevier, v. 160, p. 273–287, 2019.
- LUO, S.; CHEW, Y.; LEE, T.; YAZDANI, M. Stability to translational galloping vibration of cylinders at different mean angles of attack. *Journal of Sound and Vibration*, Elsevier, v. 215, n. 5, p. 1183–1194, 1998.

MA, W.; LIU, Q.; DU, X.; WEI, Y. Effect of the reynolds number on the aerodynamic forces and galloping instability of a cylinder with semi-elliptical cross sections. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Elsevier, v. 146, p. 71–80, 2015.

MACDONALD, J.; LAROSE, G. A unified approach to aerodynamic damping and drag/lift instabilities, and its application to dry inclined cable galloping. *Journal of Fluids and Structures*, Elsevier, v. 22, n. 2, p. 229–252, 2006.

MACDONALD, J. H.; LAROSE, G. L. Two-degree-of-freedom inclined cable galloping—part 1: General formulation and solution for perfectly tuned system. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Elsevier, v. 96, n. 3, p. 291–307, 2008.

MACDONALD, J. H.; LAROSE, G. L. Two-degree-of-freedom inclined cable galloping—part 2: Analysis and prevention for arbitrary frequency ratio. *Journal of wind Engineering and industrial Aerodynamics*, Elsevier, v. 96, n. 3, p. 308–326, 2008.

MAHREHOLTZ, O.; BARDOWICKS, H. Aeroelastic problems at masts and chimneys. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Elsevier, v. 4, n. 3-4, p. 261–272, 1979.

MALHOTRA, S. Design and construction considerations for offshore wind turbine foundations. In: AMERICAN SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEERS. *ASME 2007 26th International Conference on Offshore Mechanics and Arctic Engineering*. [S.l.], 2007. p. 635–647.

MALISKA, C. R. Transferência de calor e mecânica dos fluidos. *Computacional*. Editora LTC, Rio de Janeiro, 1995.

MANDAS, N.; CAMBULI, F.; CARCANGIU, C. E. Numerical prediction of horizontal axis wind turbine flow. *University of Caglaira, EWEC*, Citeseer, 2006.

MANSOUR, K.; YAHYAZADE, M. Effects of turbulence model in computational fluid dynamics of horizontal axis wind turbine aerodynamic. *WSEAS Trans. Appl. Theor. Mech*, v. 3, n. 6, 2011.

MARDFEKRI, M.; GARDONI, P. Probabilistic demand models and fragility estimates for offshore wind turbine support structures. *Engineering Structures*, Elsevier, v. 52, p. 478–487, 2013.

MARINO, E.; GIUSTI, A.; MANUEL, L. Offshore wind turbine fatigue loads: The influence of alternative wave modeling for different turbulent and mean winds. *Renewable Energy*, Elsevier, v. 102, p. 157–169, 2017.

MARTIN, W. W.; NAUDASCHER, E.; CURRIE, I. Streamwise oscillations of cylinders. *Journal of the Engineering Mechanics Division*, American Society of Civil Engineers, v. 107, n. 3, p. 589–607, 1981.

MESQUITA, C. *Desvios e custos elevados: o transporte de pás eólicas pelas rodovias do Ceará - Negócios - Diário do Nordeste*. 2022. <<https://diariodonordeste.verdesmares.com.br/negocios/desvios-e-custos-elevados-o-transporte-de-pas-eolicas-pelas-rodovias-do-ceara-1.3260703>>. (Acessado em 03/25/2023).

MO, J.-O.; CHOUDHRY, A.; ARJOMANDI, M.; LEE, Y.-H. Large eddy simulation of the wind turbine wake characteristics in the numerical wind tunnel model. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Elsevier, v. 112, p. 11–24, 2013.

- MORATÓ, A.; SRIRAMULA, S.; KRISHNAN, N.; NICHOLS, J. Ultimate loads and response analysis of a monopile supported offshore wind turbine using fully coupled simulation. *Renewable Energy*, Elsevier, v. 101, p. 126–143, 2017.
- MOULTON, F. R. *New methods in exterior ballistics*. [S.l.]: Chicago, 1926.
- MUNSON, B. R.; OKIISHI, T. H.; HUEBSCH, W. W.; ROTHMAYER, A. P. *Fluid mechanics*. [S.l.]: Wiley Singapore, 2013.
- MUSTTO, A. A.; BODSTEIN, G. C. Subgrid-scale modeling of turbulent flow around circular cylinder by mesh-free vortex method. *Engineering applications of computational fluid mechanics*, Taylor & Francis, v. 5, n. 2, p. 259–275, 2011.
- NAKAMURA, Y.; MIZOTA, T. Torsional flutter of rectangular prisms. *Journal of the Engineering Mechanics Division*, American Society of Civil Engineers, v. 101, n. 2, p. 125–142, 1975.
- NARMASHIRI, K.; HOSSEINI-TABATABAI, S. *Tuned mass damper: an energy dissipation device for earthquake/wind resistant buildings*. [S.l.]: LAP Lambert Academic Publishing, 2013.
- NAUNG, S. W.; NAKHCHI, M. E.; RAHMATI, M. High-fidelity cfd simulations of two wind turbines in arrays using nonlinear frequency domain solution method. *Renewable Energy*, Elsevier, v. 174, p. 984–1005, 2021.
- NEWMARK, N. M. A method of computation for structural dynamics. *Journal of the engineering mechanics division*, American Society of Civil Engineers, v. 85, n. 3, p. 67–94, 1959.
- NIGOL, O.; CLARKE, G. Conductor galloping and control based on torsional mechanism. In: IEEE-INST ELECTRICAL ELECTRONICS ENGINEERS INC 345 E 47TH ST, NEW YORK, NY *IEEE Transactions on Power Apparatus and Systems*. [S.l.], 1974. p. 1729–1729.
- NODA, H.; ISHIHARA, T. Wind tunnel test on mean wind forces and peak pressures acting on wind turbine nacelles. *Wind Energy*, Wiley Online Library, v. 17, n. 1, p. 1–17, 2014.
- NORBERG, C. Flow around rectangular cylinders: pressure forces and wake frequencies. *Journal of wind engineering and industrial aerodynamics*, Elsevier, v. 49, n. 1-3, p. 187–196, 1993.
- NORTHSTAR. *northstar wind - modular wind towers*. 2014. Disponível em: <<http://www.northstarwind.com/>>.
- OSGOOD, R. *Dynamic characterization testing of wind turbines*. [S.l.], 2001.
- OSKARSDOTTIR, M. O. *A General description and comparison of horizontal axis wind turbines and vertical axis wind turbines*. Tese (Doutorado), 2014.
- PALAU-SALVADOR, G.; STOESSER, T.; RODI, W. Les of the flow around two cylinders in tandem. *Journal of Fluids and Structures*, Elsevier, v. 24, n. 8, p. 1304–1312, 2008.
- PANTON, R. L. *Incompressible flow*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2013.
- PARK, J.; KWON, K.; CHOI, H. Numerical solutions of flow past a circular cylinder at reynolds numbers up to 160. *KSME international Journal*, Springer, v. 12, n. 6, p. 1200–1205, 1998.

- PATANKAR, S. *Numerical heat transfer and fluid flow*. [S.l.]: CRC press, 1980.
- PEGGAR, R. Design and structural testing of tall hexcrete wind turbine towers. 2017.
- PEGGAR, R.; SRITHARAN, S. Large-scale strength testing of hexcrete segment designed with uhpc for tall wind turbine towers. In: *AFGC-ACI-fib-RILEM Int. Symposium on Ultra-High Performance Fibre-Reinforced Concrete (UHPFRC 2017), Montpellier*. [S.l.: s.n.], 2017. v. 2, p. 615–624.
- PHILIPPE, M.; BABARIT, A.; FERRANT, P. Modes of response of an offshore wind turbine with directional wind and waves. *Renewable energy*, Elsevier, v. 49, p. 151–155, 2013.
- PLAZA, B.; BARDERA, R.; VISIEDO, S. Comparison of bem and cfd results for mexico rotor aerodynamics. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Elsevier, v. 145, p. 115–122, 2015.
- PLOTDIGITIZER. *PlotDigitizer Online App*. 2001. <<https://plotdigitizer.com/app>>. (Acessado em 04/03/2023).
- POTTER, M. C.; WIGGERT, D. C.; RAMADAN, B. H. *Mechanics of fluids*. [S.l.]: Cengage learning, 2016.
- POWLES, S. The effects of tower shadow on the dynamics of a horizontal-axis wind turbine. *Wind Engineering*, JSTOR, p. 26–42, 1983.
- PRAKASH, C.; PATANKAR, S. A control volume-based finite-element method for solving the navier-stokes equations using equal-order velocity-pressure interpolation. *Numerical Heat Transfer*, Taylor & Francis, v. 8, n. 3, p. 259–280, 1985.
- QIAN, Y.; ZHANG, Z.; WANG, T. Comparative study of the aerodynamic performance of the new mexico rotor under yaw conditions. *Energies*, Multidisciplinary Digital Publishing Institute, v. 11, n. 4, p. 833, 2018.
- REGODESEVES, P. G.; MORROS, C. S. Unsteady numerical investigation of the full geometry of a horizontal axis wind turbine: Flow through the rotor and wake. *Energy*, Elsevier, v. 202, p. 117674, 2020.
- RICHARDSON, A.; MARTUCCELLI, J.; PRICE, W. Research study on galloping of electric power transmission lines. In: *National Physics Lab Symposium HMSO*. [S.l.: s.n.], 1965.
- RODERICK, C. Vibration reduction of offshore wind turbines using tuned liquid column dampers. 2012.
- RODRIGUES, R. V.; LENGSELD, C. Development of a computational system to improve wind farm layout, part i: model validation and near wake analysis. *Energies*, Multidisciplinary Digital Publishing Institute, v. 12, n. 5, p. 940, 2019.
- RODRIGUES, R. V.; LENGSELD, C. Development of a computational system to improve wind farm layout, part ii: Wind turbine wakes interaction. *Energies*, Multidisciplinary Digital Publishing Institute, v. 12, n. 7, p. 1328, 2019.
- ROSENLUND, E. *Nonlinear hydrodynamic effects for bottom-fixed wind turbines*. Dissertação (Mestrado) — Institutt for marin teknikk, 2013.

ROSHKO, A. Experiments on the flow past a circular cylinder at very high reynolds number. *Journal of fluid mechanics*, v. 10, n. 3, p. 345–356, 1961.

ROULUND, A.; SUMER, B. M.; FREDSSØE, J.; MICHELSEN, J. Numerical and experimental investigation of flow and scour around a circular pile. *Journal of Fluid Mechanics*, Cambridge University Press, v. 534, p. 351–401, 2005.

RUSCHEWEYH, H.; HORTMANN, M.; SCHNAKENBERG, C. Vortex-excited vibrations and galloping of slender elements. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Elsevier, v. 65, n. 1-3, p. 347–352, 1996.

SARMENTO, C. V. d. S. Estimativa de parâmetros aerodinâmicos em estruturas com a utilização da dinâmica dos fluidos computacional. Universidade Federal de Pernambuco, 2015.

SARMENTO, C. V. d. S.; RIBEIRO, P. M. V. Análise modal de turbinas eólicas offshore: Modelagem analítica e numérica. In: ABMEC. *Congresso Ibero Latino Americano de métodos computacionais em engenharia (CILAMCE), 2017 XXXVIII*. [S.l.], 2017. p. 169–174. ISSN 2178-4949.

SAYED, M.; KLEIN, L.; LUTZ, T.; KRÄMER, E. The impact of the aerodynamic model fidelity on the aeroelastic response of a multi-megawatt wind turbine. *Renewable Energy*, v. 140, p. 304–318, 2019. ISSN 0960-1481. Disponível em: <<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0960148119303519>>.

SCHAFFARCZYK, A. P. *Introduction to wind turbine aerodynamics*. [S.l.]: Springer Nature, 2020.

SCHAFFER, W. A. Monopile foundation offshore wind turbine simulation and retrofitting. South Dakota State University, 2017.

SCHLØER, S.; BREDMOSE, H.; BINGHAM, H. B. The influence of fully nonlinear wave forces on aero-hydro-elastic calculations of monopile wind turbines. *Marine Structures*, Elsevier, v. 50, p. 162–188, 2016.

SCHMITZ, G. M. Design and experimental validation of 328 ft (100 m) tall wind turbine towers utilizing high strength and ultra-high performance concrete. 2013.

SCHUBEL, P.; CROSSLEY, R. Wind turbine blade design review. *Wind engineering*, Sage Publications Sage UK: London, England, v. 36, n. 4, p. 365–388, 2012.

SCRUTON, C.; ROGERS, E. Steady and unsteady wind loading of buildings and structures. *Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A, Mathematical and Physical Sciences*, The Royal Society London, v. 269, n. 1199, p. 353–383, 1971.

SEN, S.; MITTAL, S. Free vibration of a square cylinder at low reynolds numbers. *Journal of Fluids and Structures*, Elsevier, v. 27, n. 5-6, p. 875–884, 2011.

SEZER-UZOL, N.; LONG, L. 3-d time-accurate cfd simulations of wind turbine rotor flow fields. In: *44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. [S.l.: s.n.], 2006. p. 394.

SHANMUGASUNDARAM, P. et al. Experimental investigation on aerodynamic characteristics for 3d bluff bodies: Pentagon, t, c and l-shape buildings. *Tehnički vjesnik, Strojarski fakultet u Slavskom Brodu; Fakultet elektrotehnike, računarstva . . .*, v. 28, n. 6, p. 2036–2044, 2021.

- SIEMENS. An innovative solution for high hub heights bolted steel shell tower. 2009.
- SIEMENS. *Siemens Gamesa - Bolted Steel Shell Tower*. 2010. <<https://www.tcbolts.com/en/projects/wind-energy/109-siemens-gamesa-bolted-steel-shell-tower>>. Acessado em 2020-01-03.
- SIEROS, G.; CHAVIAROPOULOS, P.; SØRENSEN, J. D.; BULDER, B. H.; JAMIESON, P. Upscaling wind turbines: theoretical and practical aspects and their impact on the cost of energy. *Wind energy*, Wiley Online Library, v. 15, n. 1, p. 3–17, 2012.
- SIMIU, E.; SCANLAN, R. H. *Wind effects on structures*. [S.l.]: Wiley, 1978.
- SOHANKAR, A.; NORBERGB, C.; DAVIDSON, L. Numerical simulation of unsteady low-reynolds number flow around rectangular cylinders at incidence. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Elsevier, v. 69, p. 189–201, 1997.
- SØRENSEN, J. N. *General momentum theory for horizontal axis wind turbines*. [S.l.]: Springer, 2016. v. 4.
- SOUZA, C. E. S. de; BACHYNSKI-POLIĆ, E. E. Design, structural modeling, control, and performance of 20 mw spar floating wind turbines. *Marine Structures*, Elsevier, v. 84, p. 103182, 2022.
- SRITHARAN, S. Wind turbine towers: Precast concrete hexcrete may help increase renewable energy capacity with taller hub height. *PCI Journal*, v. 60, n. 6, p. 33, 2015.
- SRITHARAN, S. Hexcrete tower for harvesting wind energy at taller hub heights—budget period 2. 2017.
- STANDARD, B. Eurocode 2: Design of concrete structures—. *Part 1*, v. 1, p. 230, 2004.
- STANDARD, B. Eurocode 3—design of steel structures—. *BS EN 1993-1*, v. 1, p. 2005, 2006.
- STANDARDISATION, E. C. for. Eurocode 3: Design of steel structuresd part 1e6: General rulesdsupplementary rules for the shell structures. *European Committee for Standardisation*, 1993.
- STANDARDISATION, E. C. for. Eurocode 3: Design of steel structuresd part 1-9: Fatigue. *European Committee for Standardisation*, 2005.
- STEWART, G. M.; LACKNER, M. A. The impact of passive tuned mass dampers and wind–wave misalignment on offshore wind turbine loads. *Engineering Structures*, Elsevier, v. 73, p. 54–61, 2014.
- STRUVE, A. *Analysis of a Rotatable Wind Turbine Tower by means of Aero-Servo-Elastic Load Simulations*. [S.l.]: KIT Scientific Publishing, 2021.
- SULLIVAN, P. P. *Aeroelastic galloping of tall structures in simulated winds*. Tese (Doutorado) — University of British Columbia, 1977.
- SUMNER, D. Two circular cylinders in cross-flow: A review. *Journal of fluids and structures*, Elsevier, v. 26, n. 6, p. 849–899, 2010.

- SURESH, V.; PREMKUMAR, P.; SENTHILKUMAR, C. Drag reduction of non-circular cylinder at subcritical reynolds numbers. *Journal of Applied Fluid Mechanics*, v. 12, n. 1, p. 187–194, 2019.
- TATSUNO, M.; TAKAYAMA, T.; AMAMOTO, H.; ISHI-I, K. On the stable posture of a triangular or a square cylinder about its central axis in a uniform flow. *Fluid dynamics research*, Elsevier, v. 6, n. 3-4, p. 201–207, 1990.
- TONG, X.; ZHAO, X.; ZHAO, S. Load reduction of a monopile wind turbine tower using optimal tuned mass dampers. *International Journal of Control*, Taylor & Francis, v. 90, n. 7, p. 1283–1298, 2017.
- TRITTON, D. J. *Physical fluid dynamics*. [S.l.]: Springer Science & Business Media, 2012.
- TURBINES—PART, W. 3: Design requirements for offshore wind turbines. *IEC International Standard*, p. 61400–3, 2009.
- UNLEASHING the Power of Multiple GPUs for CFD Simulations. 2023. <<https://www.ansys.com/blog/unleashing-the-power-of-multiple-gpus-for-cfd-simulations>>. (Acessado em 06/17/2023).
- VAFIADIS, K.; STERGIANNIS, N.; TOURLIDAKIS, A.; RADOS, K. Computational investigation of horizontal axis wind turbine wake. In: *EWEA Conference*. [S.l.: s.n.], 2013.
- VALAMANESH, V.; MYERS, A.; ARWADE, S. Multivariate analysis of extreme metocean conditions for offshore wind turbines. *Structural Safety*, Elsevier, v. 55, p. 60–69, 2015.
- VERITAS, D. N. *Guidelines for Certification of Wind Turbine Power Plants*. [S.l.]: DNV, 1992.
- VERITAS, D. N. Design and manufacture of wind turbine blades, offshore and onshore wind turbines. *DNV Standard, DNV-DS-J102*, p. 2010–11, 2010.
- VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. *An excellent introduction to theory of CFD with well-presented derivations of the equations*. [S.l.]: Longman, Harlow, 1995.
- WANG, J.-s.; FAN, D.; LIN, K. A review on flow-induced vibration of offshore circular cylinders. *Journal of Hydrodynamics*, Springer, v. 32, n. 3, p. 415–440, 2020.
- WANG, Q.; ZHOU, H.; WAN, D. Numerical simulation of wind turbine blade-tower interaction. *Journal of Marine Science and Application*, Springer, v. 11, n. 3, p. 321–327, 2012.
- WANG, X.; DONG, J.; ZHANG, P.; FENG, Y. Study on galloping critical wind velocity of high-rise structure. In: *ICLEM 2010: Logistics For Sustained Economic Development: Infrastructure, Information, Integration*. [S.l.: s.n.], 2010. p. 1428–1433.
- WHITE, F. M. Fluid mechanics, 1999. *Me Graw-Hill*, 1979.
- WHITE, F. M. *Mecânica dos fluidos*. [S.l.]: McGraw Hill Brasil, 2004.
- WIESELSBERGER, C. Versuche uber den luftwiderstand gerundeter und kantiger korper. *Ergebnisse Aerodyn, Versuchsanstalt Gottingen*, Lifeerung, v. 23, 1923.
- WILLEMS, N.; LUCAS, W. M. *Structural analysis for engineers*. [S.l.]: McGraw-Hill Companies, 1978.

WIND, N. *Modular Tower*. 2022. Disponível em: <<http://www.northstarwind.com/index.php>>.

WRIGHT, J. R.; COOPER, J. E. *Introduction to aircraft aeroelasticity and loads*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2008. v. 20.

WU, B.; LI, S.; ZHANG, L.; LI, K. Experimental determination of the two-dimensional aerodynamic admittances of a 5: 1 rectangular cylinder in streamwise sinusoidal flows. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Elsevier, v. 210, p. 104525, 2021.

WU, C.; YAN, B.; HUANG, G.; ZHANG, B.; LV, Z.; LI, Q. Wake-induced oscillation behaviour of twin bundle conductor transmission lines. *Royal Society Open Science*, The Royal Society Publishing, v. 5, n. 6, p. 180011, 2018.

WU, J.-S.; HSU, S.-H. A unified approach for the free vibration analysis of an elastically supported immersed uniform beam carrying an eccentric tip mass with rotary inertia. *Journal of Sound and Vibration*, Elsevier, v. 291, n. 3-5, p. 1122–1147, 2006.

WU, X.; GE, F.; HONG, Y. A review of recent studies on vortex-induced vibrations of long slender cylinders. *Journal of Fluids and structures*, Elsevier, v. 28, p. 292–308, 2012.

WUSSOW, S.; SITZKI, L.; HAHM, T. 3d-simulation of the turbulent wake behind a wind turbine. In: IOP PUBLISHING. *Journal of Physics: Conference Series*. [S.l.], 2007. v. 75, n. 1, p. 012033.

XIE, J.; WANG, X. Modelling two-dimensional flow around a circular cylinder with different roughness height. In: ATLANTIS PRESS. *2016 2nd International Conference on Architectural, Civil and Hydraulics Engineering (ICACHE 2016)*. [S.l.], 2016. p. 228–233.

YAGMUR, S.; DOGAN, S.; AKSOY, M. H.; CANLI, E.; OZGOREN, M. Experimental and numerical investigation of flow structures around cylindrical bluff bodies. In: EDP SCIENCES. *EPJ Web of Conferences*. [S.l.], 2015. v. 92, p. 02113.

YOUNG, E.; HE, X.; KING, R.; CORBUS, D. *A Fluid Solver for Studying Torsional Galloping in Solar-Tracking PV Panel Arrays*. [S.l.], 2020.

YU, G.; SHEN, X.; ZHU, X.; DU, Z. An insight into the separate flow and stall delay for hawt. *Renewable Energy*, Elsevier, v. 36, n. 1, p. 69–76, 2011.

YU, P.; DESAI, Y.; POPPLEWELL, N.; SHAH, A. Three-degree-of-freedom model for galloping. part ii: Solutions. *Journal of engineering mechanics*, American Society of Civil Engineers, v. 119, n. 12, p. 2426–2448, 1993.

YU, P.; DESAI, Y.; SHAH, A.; POPPLEWELL, N. Three-degree-of-freedom model for galloping. part i: Formulation. *Journal of Engineering Mechanics*, American Society of Civil Engineers, v. 119, n. 12, p. 2404–2425, 1993.

YU, P.; SHAH, A.; POPPLEWELL, N. Inertially coupled galloping of iced conductors. 1992.

YUCE, M. I.; KAREEM, D. A. A numerical analysis of fluid flow around circular and square cylinders. *Journal-American Water Works Association*, Wiley Online Library, v. 108, n. 10, p. E546–E554, 2016.

ZARRUK, G. A.; BRANDNER, P. A.; PEARCE, B. W.; PHILLIPS, A. W. Experimental study of the steady fluid–structure interaction of flexible hydrofoils. *Journal of Fluids and Structures*, Elsevier, v. 51, p. 326–343, 2014.

ZDRAVKOVICH, M. M. *Flow around circular cylinders: Volume 2: Applications*. [S.l.]: Oxford university press, 1997. v. 2.

ZHANG, L.; DAI, H.; ABDELKEFI, A.; WANG, L. Experimental investigation of aerodynamic energy harvester with different interference cylinder cross-sections. *Energy*, Elsevier, v. 167, p. 970–981, 2019.

ZHANG, M.; TAN, B.; XU, J. Smart load control of the large-scale offshore wind turbine blades subject to wake effect. *Science Bulletin*, Springer, v. 60, n. 19, p. 1680–1687, 2015.

ZHANG, M.; YANG, H.; XU, J. Numerical investigation of azimuth dependent smart rotor control on a large-scale offshore wind turbine. *Renewable Energy*, Elsevier, v. 105, p. 248–256, 2017.

ZHOU, B.; WANG, X.; GUO, W.; GHO, W. M.; TAN, S. K. Control of flow past a dimpled circular cylinder. *Experimental Thermal and Fluid Science*, Elsevier, v. 69, p. 19–26, 2015.

ZIEGLER, L.; SCHAFHIRT, S.; SCHEU, M.; MUSKULUS, M. Effect of load sequence and weather seasonality on fatigue crack growth for monopile-based offshore wind turbines. *Energy Procedia*, Elsevier, v. 94, p. 115–123, 2016.

ZIEGLER, L.; VOORMEEREN, S.; SCHAFHIRT, S.; MUSKULUS, M. Sensitivity of wave fatigue loads on offshore wind turbines under varying site conditions. *Energy Procedia*, Elsevier, v. 80, p. 193–200, 2015.

ZIEGLER, L.; VOORMEEREN, S.; SCHAFHIRT, S.; MUSKULUS, M. Design clustering of offshore wind turbines using probabilistic fatigue load estimation. *Renewable Energy*, Elsevier, v. 91, p. 425–433, 2016.

ZILLER, C.; RUSCHEWEYH, H. A new approach for determining the onset velocity of galloping instability taking into account the nonlinearity of the aerodynamic damping characteristic. *Journal of wind engineering and industrial aerodynamics*, Elsevier, v. 69, p. 303–314, 1997.

APÊNDICE A – NORMAS INTERNACIONAIS PARA PROJETO DE AEROGERADOR

1. *NORSOK classification note no. 30.4: Foundations* (API, 1992)
2. *DNV - Wind Turbines. Guideline certification wind turbines* (VERITAS, 1992)
3. *Eurocode 2 - Design of concrete structures* (STANDARD, 2004)
4. *Eurocode 3 - Design of steel structures* (STANDARD, 2006)
5. *Design of steel structures -Part 1-6: General rules - supplementary rules for the shell structures* (STANDARDISATION, 1993)
6. *DNV- Guidelines for design of wind turbines* (VERITAS, 1992)
7. *Design of steel structures - Parts 1-9: Fatigue* (STANDARDISATION, 2005)
8. *IEC 61400-1 Wind turbines Part 1: Design requirements* (INTERNATIONAL ELECTRO-TECHNICAL COMISSION , 2005)
9. *CSA Guide to Canadian wind turbine codes and standards* (CANADIAN STANDARDS ASSOCIATION , 2008)
10. *DNV-OS-J102-Design and manufacture of wind turbine blades, offshore and onshore wind turbines* (VERITAS, 2010)
11. *API RP 2GEO: Geotechnical and foundation design considerations* (API, 2011)
12. *API RP 2MET: Derivation of metocean design and operating conditions* (API, 2014)
13. *DNV-OSS-901 Project certification of wind farms according to IEC 61400-22* (DNV, 2014)
14. *IEC 61400-23 Full-scale structural testing of rotor blades* (INTERNATIONAL ELECTROTECHNICAL COMMISSION , 2014)
15. *DNV GL - ST-0126: Support Structures for Wind Turbines* (GL, 2016)
16. *DNV GL - ST-0437: Load and site conditions for wind turbines* (DNV, 2016)
17. *DNV GL -RP-C205: Environmental conditions and environmental loads* (DNVGL-RP-C205, 2017)

APÊNDICE B – CASOS DE CARREGAMENTO

A norma IEC 61400-1 aponta vários casos de carregamento para conduzir as análises de aerogeradores (COMMISSION, 2019). O Quadro 8 apresenta os casos, e suas combinações, cuja condição do vento é sucintamente descritas a seguir:

1. Produção de energia (casos 1.1 - 1.5)
 - a) Modelo de turbulência normal (NTM)
 - b) Modelo de turbulência extremo (ETM)
 - c) Rajada do vento extremo com coerente mudança de direção (ECD)
 - d) Cortante do vento extremo (EWS)
2. Produção de energia considerando evento de falta (casos 2.1 - 2.4)
 - a) Modelo de turbulência normal (NTM)
 - b) Rajada em operação extrema (EOG)
3. Partida (casos 3.1 - 3.3)
 - a) Modelo de perfil de vento normal (NWP)
 - b) Rajada em operação extrema (EOG)
 - c) Mudança extrema da direção do vento (EDC)
4. Parada normal (casos 4.1 - 4.2)
 - a) Modelo de perfil de vento normal (NWP)
 - b) Rajada em operação extrema (EOG)
5. Parada de emergência (caso 5.1)
 - a) Modelo de turbulência normal (NTM)
6. Parado ou ocioso (casos 6.1 - 6.4)
 - a) Modelo de velocidade do vento extrema (EWM)
 - b) Modelo de turbulência normal (NTM);
7. Parado ou ocioso devido à falta (casos 7.1)
 - a) Modelo de velocidade do vento extrema (EWM)
8. Transporte, instalação e manutenção (casos 8.1 - 8.2)
 - a) Modelo de velocidade do vento extrema (EWM)
 - b) Modelo de turbulência normal (NTM)

Quadro 8 – Casos de carregamento de acordo com a IEC 61400-1

Situação de projeto	Caso de carregamento de projeto	Condição do vento	Velocidade do vento no Hub	Tipo de análise	Fator de segurança parcial
1) Produção de energia	1.1 ^a	NTM	$V_{Cut-in} < V_{Hub} < V_{Cut-out}$	U	N
	1.2	NTM	$V_{Cut-in} < V_{Hub} < V_{Cut-out}$	F	*
	1.3	ETM	$V_{Cut-in} < V_{Hub} < V_{Cut-out}$	U	N
	1.4	ECD	$V_{Hub} = V_r - 2m/s, V_r, V_r + 2m/s$	U	N
	1.5	EWS	$V_{Cut-in} < V_{Hub} < V_{Cut-out}$	U	N
2) Produção de energia com ocorrência de falha	2.1 ^b	NTM	$V_{Cut-in} < V_{Hub} < V_{Cut-out}$	U	N
	2.2 ^c	NTM	$V_{Cut-in} < V_{Hub} < V_{Cut-out}$	U	A
	2.3 ^d	EOG	$V_{Hub} = V_r \pm 2m/s$ e $V_{Cut-out}$	U	A
	2.4 ^e	NTM	$V_{Cut-in} < V_{Hub} < V_{Cut-out}$	F	*
3) Partida	3.1	NWP	$V_{Cut-in} < V_{Hub} < V_{Cut-out}$	F	*
	3.2	EOG	$V_{Hub} = V_{Cut-in}, V_r \pm e V_{Cut-out}$	U	N
	3.3	EDC	$V_{Hub} = V_{Cut-in}, V_r \pm e V_{Cut-out}$	U	N
4) Desligamento normal	4.1	NWP	$V_{Cut-in} < V_{Hub} < V_{Cut-out}$	F	*
	4.2	EOG	$V_{Hub} = V_r \pm 2m/s$ e $V_{Cut-out}$	U	N
5) Desligamento de emergência	5.1	NTM	$V_{Hub} = V_r \pm 2m/s$ e $V_{Cut-out}$	U	N
6) Parado (Em repouso ou marcha lenta)	6.1	EWM	V_{50}	U	N
	6.2 ^f	EWM	V_{50}	U	A
	6.3 ^g	EWM	V_1	U	N
	6.4	NTM	$V_{Hub} < 0,7V_{ref}$	F	*
7) Parado e condição de falha	7.1	EWM	V_1	U	A
8) Transporte, montagem, manutenção e reparo.	8.1	NTM	V_{maint}	U	T
	8.2	EWM	V_1	U	A

Condição do vento: NTM: Modelo de turbulência normal, ETM: Modelo de turbulência extrema

ECD: Rajada do vento extremo com coerente mudança de direção, EWS: Gradiente do vento (*Wind Shear*)

EOG: Rajada em condição de operação extrema, NWP: Modelo de perfil do vento normal

EDC: Mudança extrema de direção, EWM: Modelo de velocidade do vento extrema

V_1 Velocidade com recorrência de 1 ano $V_1(z) = 0,8V_{50}(z)$

V_{50} Velocidade com recorrência de 50 anos $V_{50}(z) = 1,4V_{ref} \left(\frac{z}{z_{hub}} \right)^{0,11}$

V_{maint} Velocidade definida durante a fabricação, V_{ref} Velocidade de referência usada para definir a classe da turbina

Fator de Segurança: N: Normal, A: Anormal, T: Transporte e elevação, *Parcialmente segura para fadiga

Tipo de análise: U : Tensão última, F- Fadiga

Outras condições de carregamento: a-Extrapolação de evento extremo, b-Sistema controla falta ou perda elétrica na rede

c-Proteção do sistema ou procedimento de falta de energia interna

d-Falta de energia interna ou externa incluindo perda elétrica na rede

e-Controle, proteção ou falha no sistema elétrico, incluindo perda elétrica na rede

f-Redução de energia conectada a rede e g-Desalinhamento extremo do Yaw

Fonte: Commission (2005)

APÊNDICE C – MÉTODOS DE SOLUÇÃO DA DINÂMICA ESTRUTURAL

Dentre os diversos métodos aplicados nas análises dinâmicas estruturais, destaca-se aqui a integração no tempo: Método de Newmark (NEWMARK, 1959). Este método parte de uma expansão em série de Taylor para a variável v (deslocamento) no tempo t_0 , \dot{v} a sua derivada temporal, e \ddot{v} a segunda derivada de v também no tempo.

$$v(t_0 + \varepsilon) = v(t_0) + \dot{v}(t_0)\varepsilon + \ddot{v}(t_0)\frac{\varepsilon^2}{2} + \ddot{\ddot{v}}(t_0)\frac{\varepsilon^3}{6} + \dots \quad (\text{C.1})$$

$$\dot{v}(t_0 + \varepsilon) = \dot{v}(t_0) + \ddot{v}(t_0)\varepsilon + \ddot{\ddot{v}}(t_0)\frac{\varepsilon^2}{2} + \dots \quad (\text{C.2})$$

Estas expressões podem ser truncadas nos termos de 3ª ordem considerando que ε tem um valor pequeno e seu expoente (>4) reduziria ainda mais a parcela, tornando-a desprezível, resultando então nas Equações C.3 e C.4.

$$v(t_0 + \varepsilon) \approx v(t_0) + \dot{v}(t_0)\varepsilon + \ddot{v}(t_0)\frac{\varepsilon^2}{2} + \ddot{\ddot{v}}(t_0)\frac{\varepsilon^3}{6} \quad (\text{C.3})$$

$$\dot{v}(t_0 + \varepsilon) \approx \dot{v}(t_0) + \ddot{v}(t_0)\varepsilon + \ddot{\ddot{v}}(t_0)\frac{\varepsilon^2}{2} \quad (\text{C.4})$$

Para um dado instante t , v será considerado como v_t e $\varepsilon = \Delta t$ com isto as equações anteriores resultam em:

$$v_{t+\Delta t} = v_t + \dot{v}_t\Delta t + \ddot{v}_t\frac{\Delta t^2}{2} + \ddot{\ddot{v}}_t\frac{\Delta t^3}{6} \quad (\text{C.5})$$

$$\dot{v}_{t+\Delta t} = \dot{v}_t + \ddot{v}_t\Delta t + \ddot{\ddot{v}}_t\frac{\Delta t^2}{2} \quad (\text{C.6})$$

As Equações C.5 e C.6 podem ser reescritas em função de operadores α e β , resultando em C.7 e C.8.

$$v_{t+\Delta t} = v_t + \dot{v}_t\Delta t + \ddot{v}_t\frac{\Delta t^2}{2} + \beta \ddot{\ddot{v}}_t\Delta t^3 \quad (\text{C.7})$$

$$\dot{v}_{t+\Delta t} = \dot{v}_t + \ddot{v}_t \Delta t + \alpha \ddot{v}_t' \Delta t^2 \quad (\text{C.8})$$

Pode-se então aplicar o operador de diferenças finitas para o termo de 3ª ordem considerando a aceleração com variação linear (Equação C.9). Logo, as Equações C.7 e C.8 resultam em C.10 e C.11.

$$\ddot{v} = \frac{\ddot{v}_{t+\Delta t} - \ddot{v}_t}{\Delta t} \quad (\text{C.9})$$

$$v_{t+\Delta t} = v_t + \dot{v}_t \Delta t + \left(\frac{1}{2} - \beta \right) \ddot{v}_{t+\Delta t} \Delta t^2 + \beta \ddot{v}_{t+\Delta t} \Delta t^2 \quad (\text{C.10})$$

$$\dot{v}_{t+\Delta t} = \dot{v}_t + (1 - \alpha) \ddot{v}_t \Delta t + \alpha \ddot{v}_{t+\Delta t} \Delta t \quad (\text{C.11})$$

O fator α fornecem uma ponderação linearmente variável entre a aceleração inicial e final na mudança da velocidade, enquanto o fator β atua de maneira semelhante na mudança dos deslocamentos. O método de Newmark é estável quando as condições da Equação C.12 são atendidas.

$$\beta \leq \frac{1}{2} \leq \alpha \quad (\text{C.12})$$

$$\Delta t \leq \frac{\sqrt{2}}{\omega \sqrt{\alpha - 2\beta}}$$

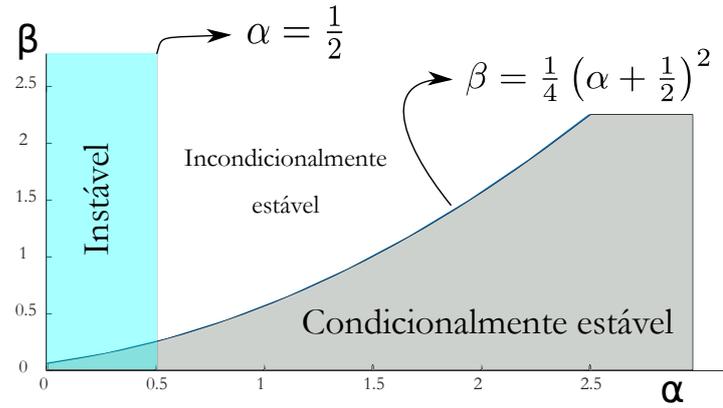
Uma vez de posse da expressões da Formulação de Newmark (Equações C.10 e C.11) é possível aplicá-las na equação de movimento (C.13) para o tempo $t + \Delta t$.

$$[M] \ddot{v}_{t+\Delta t} + [C] \dot{v}_{t+\Delta t} + [K] v_{t+\Delta t} = [F]_{t+\Delta t} \quad (\text{C.13})$$

Sendo M a matriz de massa da estrutura, C o amortecimento, K a matriz de rigidez e F o vetor de forças (carregamento). As matrizes de rigidez e massa do elemento pórtico espacial com 12 graus de liberdade é exibida nas Eq. C.14 e C.15, respectivamente.

A Fig. 105 apresenta os limites de α e β para estruturas não amortecidas. Quando $\alpha = \frac{1}{2}$ e $\beta = \frac{1}{4}$ o esquema é denominado aceleração média constante, método incondicionalmente estável e com grande acurácia (CLOUGH; PENZIENDYNAMICS, 1994).

Figura 105 – Considerações de α e β para o método de Newmark



Fonte: O Autor(2021)

$$K_{ele} = \begin{bmatrix} \frac{EA}{L} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{EA}{L} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{12EI_z}{L^3} & 0 & 0 & 0 & \frac{6EI_z}{L^2} & 0 & -\frac{12EI_z}{L^3} & 0 & 0 & 0 & \frac{6EI_z}{L^2} \\ 0 & 0 & \frac{12EI_y}{L^3} & 0 & -\frac{6EI_y}{L^2} & 0 & 0 & 0 & -\frac{12EI_y}{L^3} & 0 & -\frac{6EI_y}{L^2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{GI_x}{L} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -\frac{GI_x}{L} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{6EI_y}{L^2} & 0 & \frac{4EI_y}{L} & 0 & 0 & 0 & \frac{6EI_y}{L^2} & 0 & \frac{2EI_y}{L} & 0 \\ 0 & \frac{6EI_z}{L^2} & 0 & 0 & 0 & \frac{4EI_z}{L} & 0 & -\frac{6EI_z}{L^2} & 0 & 0 & 0 & \frac{2EI_z}{L} \\ -\frac{EA}{L} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{EA}{L} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & -\frac{12EI_z}{L^3} & 0 & 0 & 0 & -\frac{6EI_z}{L^2} & 0 & \frac{12EI_z}{L^3} & 0 & 0 & 0 & \frac{6EI_z}{L^2} \\ 0 & 0 & -\frac{12EI_y}{L^3} & 0 & \frac{6EI_y}{L^2} & 0 & 0 & 0 & \frac{12EI_y}{L^3} & 0 & \frac{6EI_y}{L^2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\frac{GI_x}{L} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{GI_x}{L} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\frac{6EI_y}{L^2} & 0 & \frac{2EI_y}{L} & 0 & 0 & 0 & \frac{6EI_y}{L^2} & 0 & \frac{4EI_y}{L} & 0 \\ 0 & \frac{6EI_z}{L^2} & 0 & 0 & 0 & \frac{2EI_z}{L} & 0 & -\frac{6EI_z}{L^2} & 0 & 0 & 0 & \frac{4EI_z}{L} \end{bmatrix} \quad (C.14)$$

$$M_{ele} = \frac{ml}{420} \begin{bmatrix} 140 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 70 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 156 & 0 & 0 & 0 & 22l & 0 & 54 & 0 & 0 & 0 & -13l \\ 0 & 0 & 156 & 0 & -22l & 0 & 0 & 0 & 54 & 0 & 13l & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 140\frac{J}{A} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 70\frac{J}{A} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -22l & 0 & 4l^2 & 0 & 0 & 0 & -13l & 0 & -3l^2 & 0 \\ 0 & 22l & 0 & 0 & 0 & 4l^2 & 0 & 13l & 0 & 0 & 0 & -3l^2 \\ 70 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 140 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 54 & 0 & 0 & 0 & 13l & 0 & 156 & 0 & 0 & 0 & -22l \\ 0 & 0 & 54 & 0 & -13l & 0 & 0 & 0 & 156 & 0 & 22l & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 70\frac{J}{A} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 140\frac{J}{A} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 13l & 0 & -3l^2 & 0 & 0 & 0 & 22l & 0 & 4l^2 & 0 \\ 0 & -13l & 0 & 0 & 0 & -3l^2 & 0 & -22l & 0 & 0 & 0 & 4l^2 \end{bmatrix} \quad (C.15)$$

APÊNDICE D – MÉTODOS NUMÉRICOS EMPREGADOS NAS ANÁLISES DE TURBINAS EÓLICAS

Quadro 9 – Métodos numéricos na solução de turbinas eólicas: Proposta da Tese

	Autor	Método Numérico		
		Aerodinâmica	Dinâmica	Soloestrutura
CS	Abhinav e Saha (2017), Abhinav e Saha (2015)	BEM (FAST)	MEF	p - y , t - z e Q - z
CP	Andersen et al. (2012)	Carga quasi-estática	Não informado	p - y (MDF) e MA
CP	Arany et al. (2015), Arany et al. (2016), Adhikari e Bhattacharya (2011) e Wu e Hsu (2006)	NC	MEF	MA
CP	Bisoi e Haldar (2014), Bisoi e Haldar (2015)	Analítico	MEF	p - y , t - z e Q - z
CS	Carswell et al. (2015)	Fast	MEF (ADINA)	MA e Elementos contínuos
CS	Corciulo, Zanoli e Pisanò (2017)	BEM	MEF	u - p
CS	Feyzollahzadeh e Mahmoodi (2016)	Analítico	Analítico	MA e distribuídas
CS	Heege et al. (2011)	BEM	MEF Não linear	não informado
CS	Iliopoulos et al. (2016)	DTU Riso	MEF (Ansys)	p - y e t - z
CS	Jung, Kim e Patil (2015)	BEM (Fast)	MEF	MEF e p - y (ABAQUS)
CS	Mardfekri e Gardoni (2013)	BEM (Fast)	MEF Não linear (ABAQUS)	p - y
CS	Marino, Giusti e Manuel (2017)	BEM (AeroDyn)	Dinâmica do corpo rígido	Não informado
Fast	Morató et al. (2017), Stewart e Lackner (2014), Zhang, Tan e Xu (2015) e Zhang, Yang e Xu (2017)	Fast	Fast	Não informado
CS	Philippe, Babarit e Ferrant (2013)	Fast	Fast	Não informado
Fast	Rosenlund (2013)	Fast	Fast	Engastado
Ansys	Schaffer (2017)	ANSYS (CFX) OneWay	MEF (ANSYS)	p - y , t - z e Q - z
CS	Schløer, Bredmose e Bingham (2016)	BEM	Flex5	Fixo ao leito
Fast	Valamanesh, Myers e Arwade (2015)	Fast (RisØ Smooth Terrain)	Fast	Não informado
CS	Ziegler et al. (2015), Ziegler et al. (2016) e Ziegler et al. (2016)	Monte Carlo: Fadiga equivalente	MEF	Não informado
CS	Sayed et al. (2019)	BEM e CFD	MBS - Simpack	Engastado
CS	EMPREGADO NESTA TESE	Pá:BEM Torre:CFD	MEF	Engastado

CS - Combinação de Software, CP - Código próprio, NC- Não considerado, MA- Molas acopladas

Fonte: O Autor (2023)

APÊNDICE E – PÓS-PROCESSAMENTO DA SEÇÃO CIRCULAR

Escoamento bidimensional em torno da seção circular sujeita a número de Reynolds 10.000. As Fig.s em 106 apresentam os streamlines e zoom no objeto. A velocidade de escoamento em linhas foi plotado quando o tempo foi superior a 1000 s, com o objetivo de melhor visualização do desprendimento de vórtices.

Figura 106 – Escoamento na seção circular $Re=10.000$

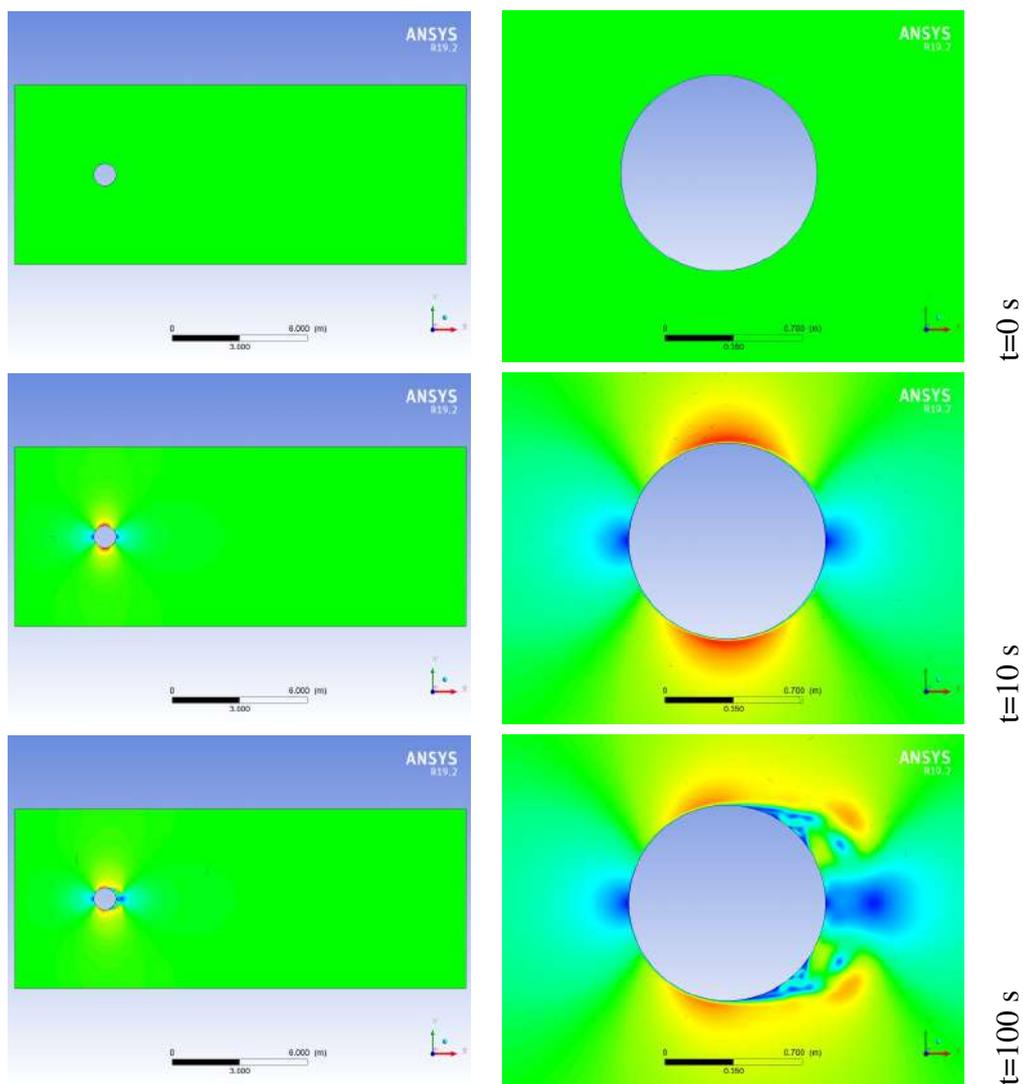


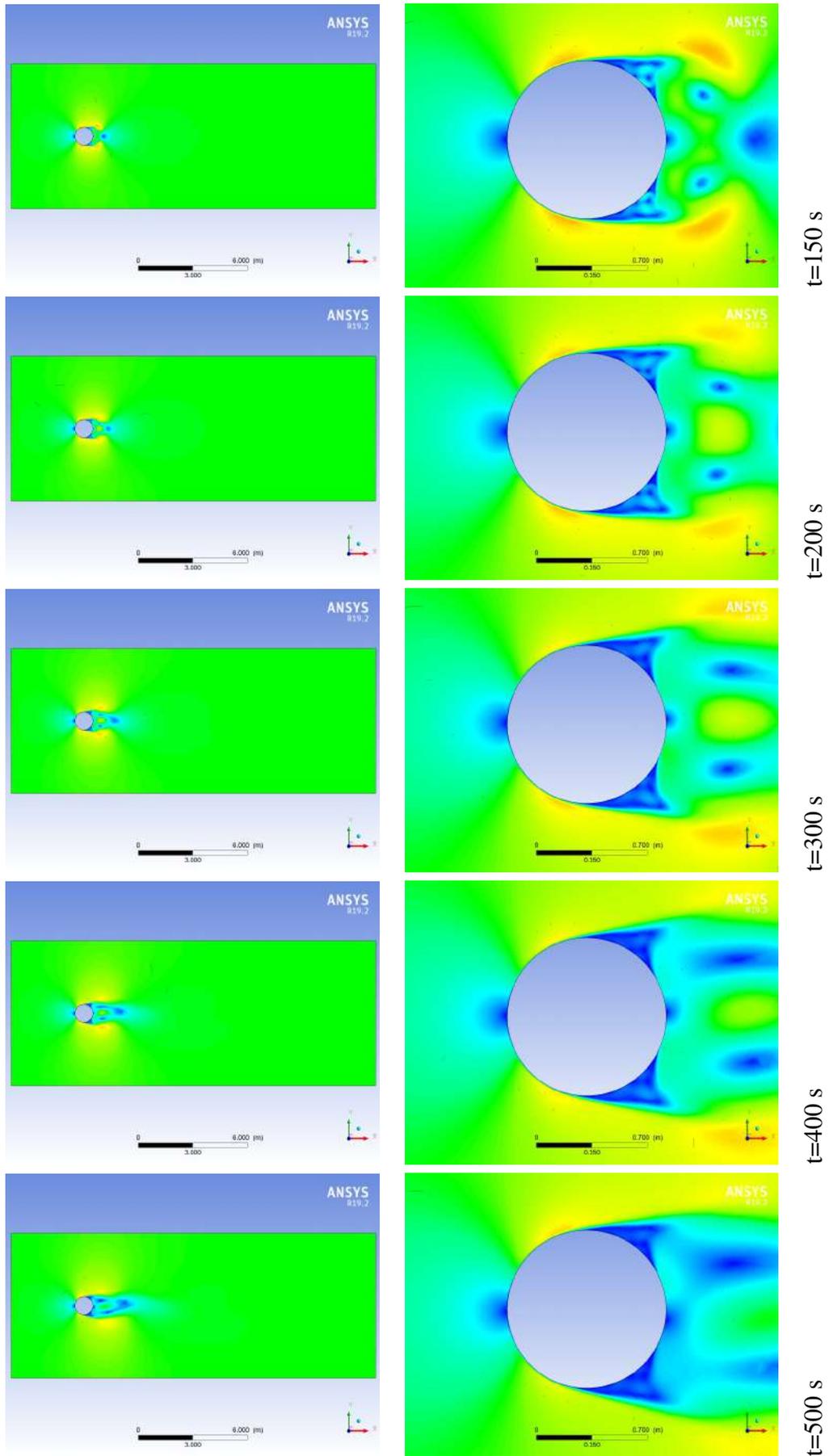
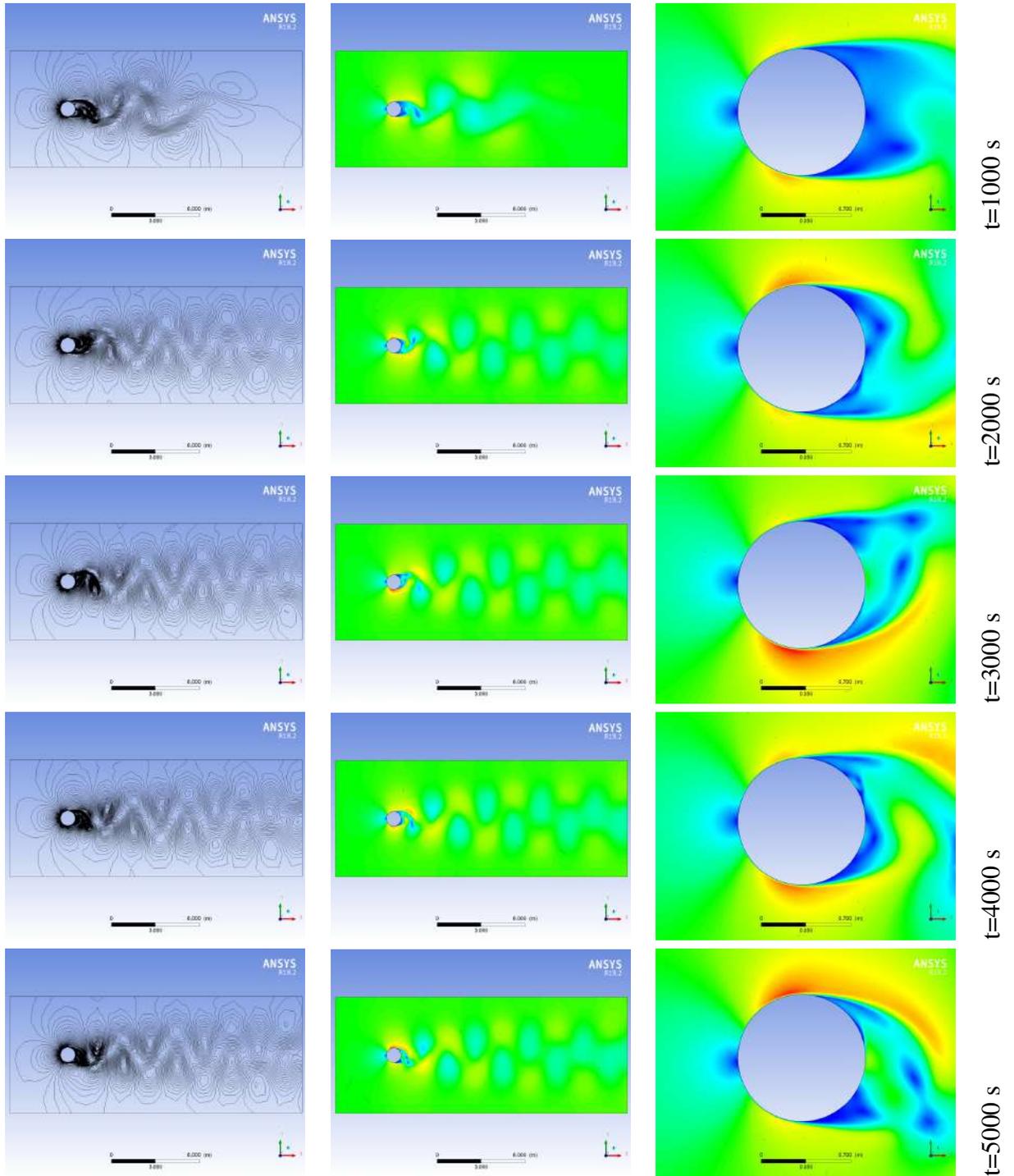
Figura 106 – Escoamento na seção circular $Re=10.000$ (Continuação da página anterior)

Figura 106 – Escoamento na seção circular $Re=10.000$ (Continuação da página anterior)

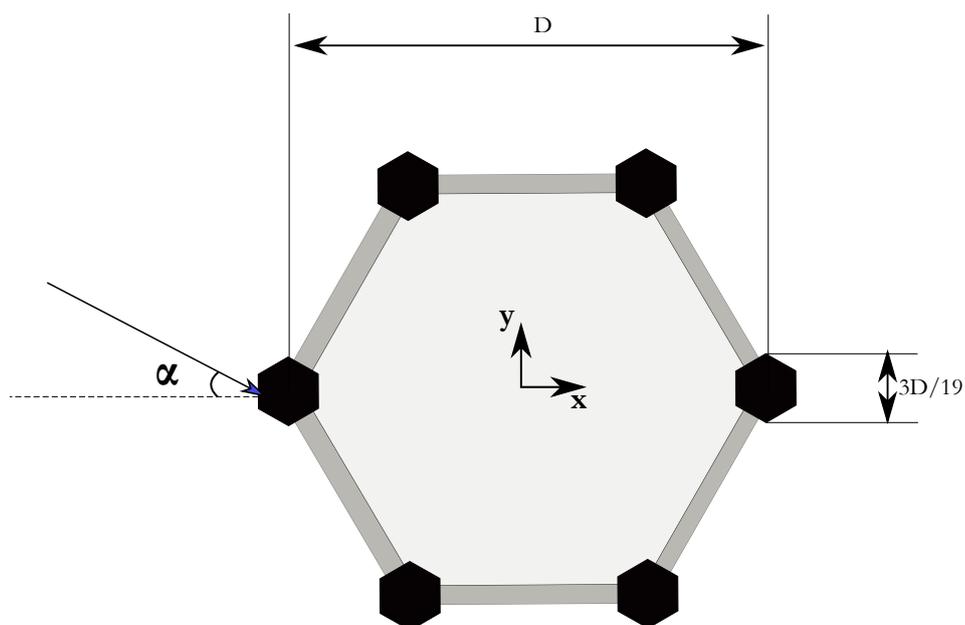


Fonte: O Autor(2023)

APÊNDICE F – RESULTADOS HEXCRETE

Escoamento bidimensional em torno da seção Hexcrete para diferentes ângulos de ataque (α) e velocidades (Número de Reynolds).

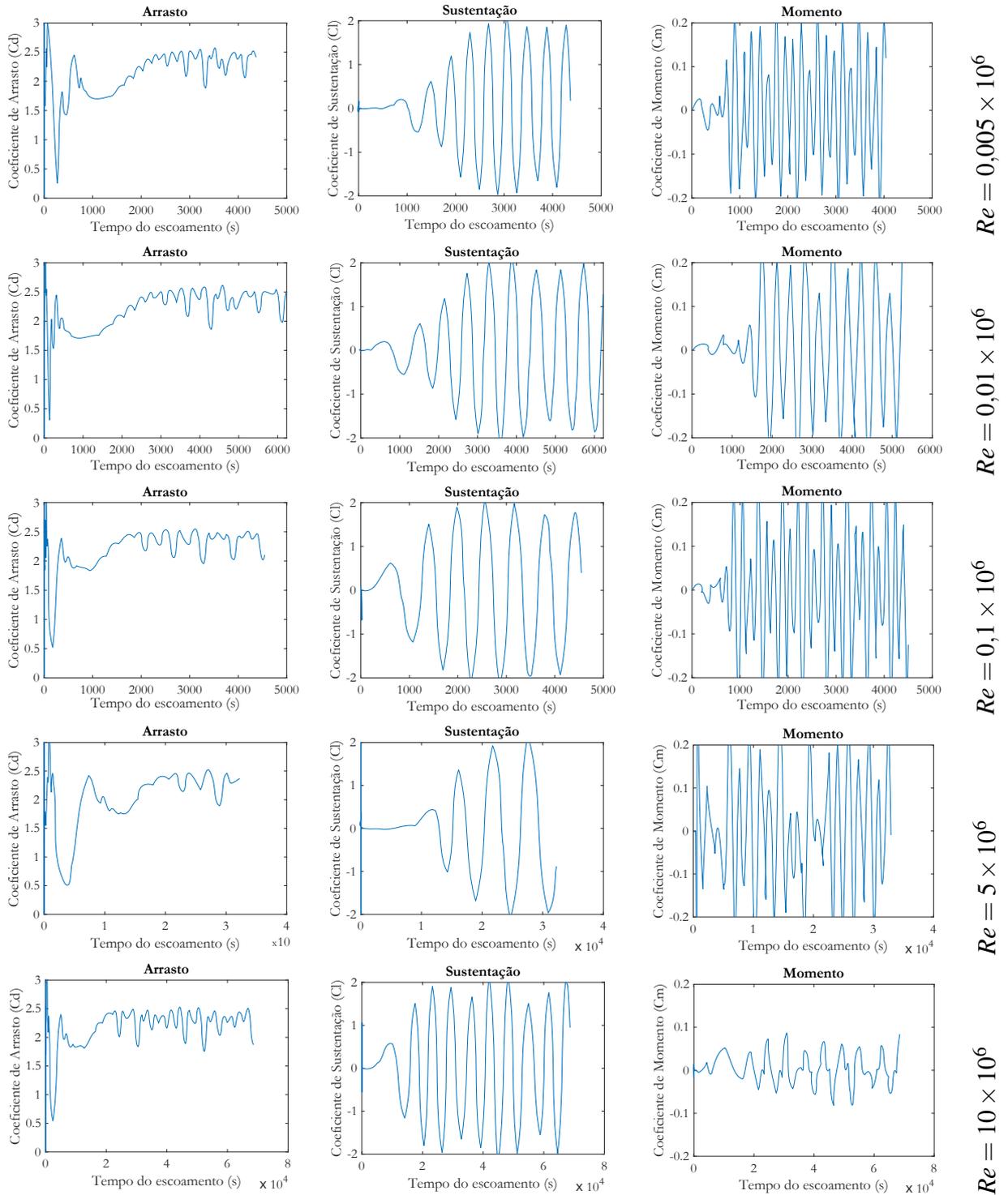
Figura 107 – Seção Torre Hexcrete



Fonte: O Autor (2023)

A Fig. 108 apresenta os coeficientes para diferentes números de Reynolds, no Hexcrete agudo. Já a avaliação do ângulo de ataque é exibida em 109. O pós-processamento é visualizado através das *streamlines* da Fig. 110.

Figura 108 – escoamento na seção Hexcrete Agudo Coeficientes x tempo



Fonte: O Autor (2023)

Figura 109 – Escoamento na seção Hexcrete variação do ângulo de ataque (α) $C_{D,L,M} \times t$

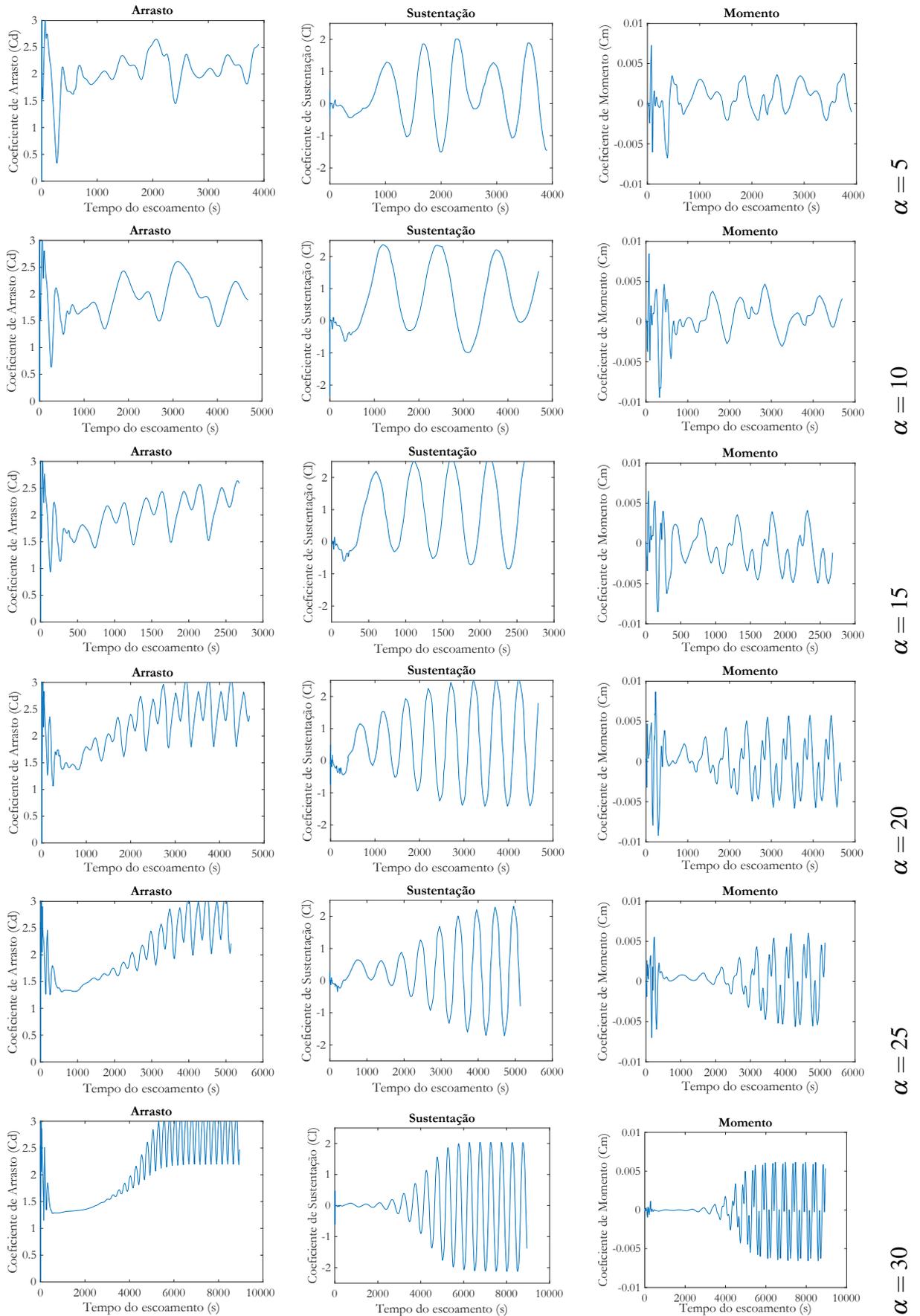


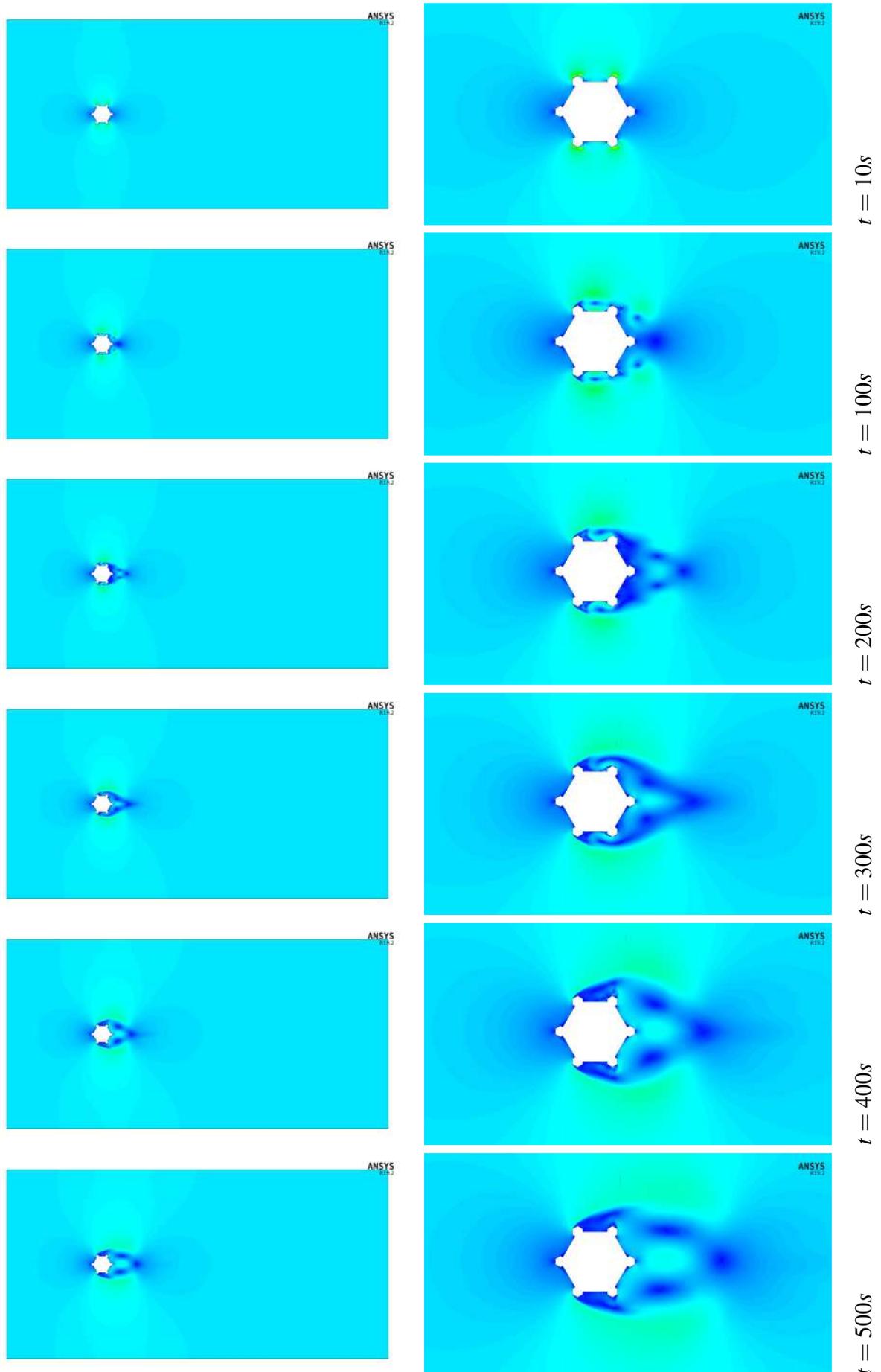
Figura 110 – *Streamlines* do Hexcrete (Agudo)

Figura 110 – Streamlines do Hexcrete (Agudo) (Continuação da página anterior)

