

UNIVERSIDADE FEDERAL DE ITAJUBÁ
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM
ENGENHARIA MECÂNICA

DISSERTAÇÃO DE MESTRADO

**Rastreamento de Modos e Análise Intramodal de Aeroelasticidade
de uma Aeronave Muito Flexível com o uso de Autovalores e
Autovetores**

Autor: Luiz Felipe Ribeiro Siqueira

Orientador: Prof. Dr. Sebastião Simões da Cunha Jr

Coorientador: Prof. Dr. Marcelo Santiago de Sousa

Itajubá, Junho de 2019

UNIVERSIDADE FEDERAL DE ITAJUBÁ
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM
ENGENHARIA MECÂNICA

Luiz Felipe Ribeiro Siqueira

**Rastreamento de Modos e Análise Intramodal de Aeroelasticidade
de uma Aeronave Muito Flexível com o uso de Autovalores e
Autovetores**

Dissertação submetida ao Programa de
Pós-Graduação em Engenharia Mecânica
como parte dos requisitos para a obtenção
do título de Mestre em Ciências em
Engenharia Mecânica.

Área de Concentração: Projeto, Materiais e Processos

Orientador: Prof. Dr. Sebastião Simões da Cunha Jr

Coorientador: Prof. Dr. Marcelo Santiago de Sousa

Itajubá, Junho de 2019

UNIVERSIDADE FEDERAL DE ITAJUBÁ
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM
ENGENHARIA MECÂNICA

Luiz Felipe Ribeiro Siqueira

**Rastreamento de Modos e Análise Intramodal de Aeroelasticidade
de uma Aeronave Muito Flexível com o uso de Autovalores e
Autovetores**

Dissertação submetida para aprovação por
banca em 28 de Junho de 2019 para conferir
ao autor o título de Mestre em Ciências em
Engenharia Mecânica.

Banca Examinadora:

Prof. Dr. Sebastião Simões da Cunha Jr– UNIFEI

Prof. Dr. Marcelo Santiago de Sousa – UNIFEI

Prof. Dr. Flávio Luiz Cardoso Ribeiro – ITA

Prof. Dr. Yohan Alí Díaz Méndez – UNIFEI

Itajubá, Junho de 2019

À minha família.

Agradecimentos

São inúmeras as pessoas e instituições às quais devo meus sinceros agradecimentos por transformar a proposta dessa pesquisa em realidade. Agradeço primeiramente à Ele e à Virgem Maria Santíssima, que sempre se fazem presentes em minha vida. Agradeço aos meus pais, irmão e namorada pelo apoio incondicional e paciência. Agradeço a todos os professores que me auxiliaram e deram suporte para a realização deste trabalho, especialmente aos professores Sebastião e Marcelo, sem os quais nada disso seria possível. Agradeço também aos colegas do mestrado pelo companheirismo, conversas e por terem tornado essa jornada mais amena. Agradeço o apoio do GEMEC e da UNFEI pela estrutura disponibilizada para a realização dos estudos. À CAPES/CNPq, pelo suporte financeiro e a todos aqueles que mesmo que indiretamente puderam contribuir para que este esse trabalho saísse do roteiro.

*“[...] Bom mesmo é ir à luta com determinação,
abraçar a vida com paixão,
perder com classe
e vencer com ousadia,
porque o mundo pertence a quem se atreve
e a vida é muito para ser insignificante.”*

AUGUSTO BRANCO

Resumo

SIQUEIRA, L. F. R. (2019), Rastreamento de Modos e Análise Intramodal de Aeroelasticidade de uma Aeronave Muito Flexível com o uso de Autovalores e Autovetores, Itajubá, 243 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Instituto de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Itajubá.

Uma aeronave flexível modelada com a metodologia NFNS_s foi utilizada como base para a realização de análises em aeroelasticidade. Rotinas adicionais foram implementadas para que o processo de aquisição das matrizes de autovalores e autovetores obtidas em cada condição trimada se tornasse rápido e possibilitasse o correto manejo dos dados, em especial para que o ordenamento estivesse na sequência correta (rastreamento de modos). Além disso, as rotinas possibilitaram a filtragem dos dados e extração das informações relativas à frequência, taxa de amortecimento, fase e amplitude. Estes resultados foram utilizados em uma análise intramodal como meio para realizar a proposição do mecanismo físico do *flutter*. Isto é, uma avaliação das componentes de torção e flexão foi feita internamente nos modos aeroelásticos filtrados para identificar regimes de instabilidade e o que ocorre dentro de cada um dos modos aeroelásticos selecionados. Em adição, dois estudos de sensibilidade foram efetuados para mensurar os principais efeitos originados pela variação do posicionamento do eixo de flexão e mudança das rigidezes das asas da aeronave. Dentre os principais resultados obtidos com a pesquisa, pode-se destacar a importância da fase nas análises físicas do mecanismo de *flutter*, visto que os saltos de fase modificaram o mecanismo físico de ação, e que o modo em que o fenômeno foi encontrado é aquele em que a componente de torção é equiparada à flexão em termos de amplitude. Já no primeiro estudo de sensibilidade feito, pode-se diagnosticar que a alteração do eixo de flexão sentido ao bordo de fuga tende a incrementar a componente de torção e reduzir a componente de flexão. No segundo estudo de sensibilidade, referente à alteração de rigidez, os valores mostraram que a rigidez exerce papel fundamental na prevenção de *flutter*, pois altera o comportamento das curvas de amplitude e fase, sendo que uma rigidez maior inibe saltos nos valores de fase e variações bruscas nas amplitudes das componentes do modo. Para reforçar os resultados encontrados, duas simulações não lineares foram realizadas, sendo uma abaixo da velocidade de *flutter* e outra na velocidade de *flutter* calculada.

Palavras-chave: Aeronave flexível; metodologia NFNS_s; rastreamento de modos; análise intramodal; mecanismo físico do *flutter*.

Abstract

SIQUEIRA, L. F. R. (2019), *Mode Tracking and Intramodal Aeroelasticity Analysis of a Highly Flexible Aircraft with the Use of Eigenvalues and Eigenvectors*, Itajubá, 243 p. MSc. Thesis — Mechanical Engineering Institute, Federal University of Itajubá.

A flexible aircraft modeled with the NFNS_s methodology was used as the basis for aeroelastic analysis. Additional routines were implemented to permit that the acquisition process of the eigenvalues and eigenvectors matrices obtained in each trimmed condition became fast and allowed the correct data management, especially so that the ordering was in the correct sequence (mode tracking). In addition, the routines enabled the data filter and the extraction of information related to frequency, damping rate, phase, and amplitude. These results were used in an intramodal analysis as a means to show the proposition of the flutter physical mechanism. An evaluation of the twist and bending components was done internally in the filtered aeroelastic modes to identify instability regimes and what occurs within each of the selected aeroelastic modes. In addition, two sensitivity studies were carried out to measure the main effects caused by the variation of the position of the flexural axis and changes in the stiffness of aircraft wings. Among the main results obtained with the research, it was possible to emphasize the importance of the phase in the physical analysis of the flutter mechanism, since the phase jumps modified the physical mechanism of action, and the aeroelastic mode that the phenomenon was found is the one that the twist component is equated to bending in terms of amplitude. In the first study of sensitivity made, it can be diagnosed that the alteration of the flexural axis towards the trailing edge tends to increase the twist component and reduce the bending component. In the second study of sensitivity, associated with the change in stiffness, the values showed that the stiffness plays a fundamental role in the prevention of flutter, as it changes the behavior of the amplitude and phase curves, and a greater stiffness inhibits jumps in the phase values and variations in the amplitudes of the mode components. Reinforcing the results found, two nonlinear simulations were performed, one below the flutter velocity and the other at the calculated flutter velocity.

Keywords: Flexible aircraft; NFNS_s methodology; mode tracking; intramodal analysis; physical mechanism of flutter.

Sumário

Lista de Figuras	iv
Lista de Tabelas	xi
Acrônimos	xii
Lista de Símbolos	xiii
1 INTRODUÇÃO	1
1.1. Perspectiva Histórica	9
1.2. O Advento das Aeronaves Flexíveis	18
1.3. Revisão Bibliográfica	25
1.3.1. Aeronaves Flexíveis	25
1.3.2. Mecanismo Físico do <i>Flutter</i>	42
1.3.3. O uso de Autovalores e Autovetores	50
1.4. Motivação e Justificativas	53
1.5. Objetivos	55
1.6. Organização do Trabalho	56
2 METODOLOGIA	57
2.1. Metodologia NFNS_s	57
2.1.1. Sistemas de Eixos	58
2.1.2. Cinemática das Vigas	61
2.1.3. Coordenadas Generalizadas	64
2.1.4. Equações do Movimento	66
2.2. Formulação do Mecanismo Físico	69
2.2.1. Conceitos Iniciais	69
2.2.2. Variáveis Envolvidas	71
3 MODELO MATEMÁTICO	75
3.1. Geometria do Avião	82
3.2. Distribuição de Massa	83
3.3. Modelo Estrutural	84
3.4. Modelo Aerodinâmico	87
3.5. Fuselagem	90
3.6. Motor	91
4 CÁLCULOS E IMPLEMENTAÇÕES	93

4.1. Rotinas e Cálculos	93
4.1.1. Aspectos Gerais	93
4.1.2. Filtragem dos Dados	97
4.1.3. Rotinas Auxiliares.....	102
4.2. Principais problemas enfrentados	106
4.2.1. Rastreamento dos Modos.....	106
4.2.2. Problemas Secundários	107
5 RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	111
5.1. Considerações Iniciais	112
5.2. Proposição do Mecanismo Físico	114
5.2.1. Frequência de Taxa de Amortecimento	114
5.2.2. Modo 01— S06.....	116
5.2.3. Modo 02— S06.....	120
5.2.4. Modo 03— S06.....	133
5.3. Variação do Eixo de Flexão.....	139
5.3.1. Simulação S01— Aeronave Flexível e Eixo de Flexão em 25%	140
5.3.2. Simulação S02— Aeronave Flexível e Eixo de Flexão em 50%	144
5.3.3. Simulação S03— Aeronave Flexível e Eixo de Flexão em 75%	148
5.3.4. Simulação S04— Aeronave Muito Flexível e Eixo de Flexão em 25%...	151
5.3.5. Simulação S05— Aeronave Muito Flexível e Eixo de Flexão em 50%...	161
5.4. Variação da Rigidez.....	168
5.4.1. Modo 01	168
5.4.2. Modo 02	173
5.4.3. Modo 03.....	177
5.5. Simulações Dinâmicas.....	181
5.5.1. Simulação S07— Aeronave Muito Flexível e Eixo de Flexão em 75%...	182
5.5.2. Simulação S08— Aeronave Muito Flexível e Eixo de Flexão em 75%...	186
6 CONCLUSÕES	189
6.1. Resumo da Pesquisa.....	189
6.2. Sugestões para Trabalhos Futuros	191
APÊNDICE A.....	194
A.1. Modos Aeroelásticos Adicionais	194
A.1.1. Modo 04— 7,34 Hz	194

A.1.2. Modo 05— 8,11 Hz	196
A.1.3. Modo 06— 11,04 Hz	198
A.1.4. Modo 07— 11,60 Hz	200
A.1.5. Modo 08— 12,42 Hz	202
APÊNDICE B.....	205
B.1. Modo 01— Aeronave Flexível.....	205
B.2. Modo 01— Aeronave Muito Flexível.....	207
B.3. Modo 02— Aeronave Muito Flexível.....	209
B.4. Modo 03— Aeronave Muito Flexível.....	211
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	214

Lista de Figuras

Figura 1.1- Interação entre a aeronave, forças externas e forças aerodinâmicas.....	1
Figura 1.2- Triângulo Aeroelástico de Collar.....	2
Figura 1.3- <i>Flutter</i> ocorrido na Ponte Tacoma Narrows em 1940.	5
Figura 1.4- Resposta típica de um LCO.	7
Figura 1.5- Modelo de asa adaptativa testada recentemente pela NASA.....	9
Figura 1.6- Comparação entre monoplanos (direita) e biplanos (esquerda).....	10
Figura 1.7- Bombardeiro Biplano Britânico Handley Page 0/400.	10
Figura 1.8- Monoplano Bristol Bagshot.	12
Figura 1.9- Aeronave X-15 decolando.	14
Figura 1.10- XB-70 Valkyrie.....	15
Figura 1.11- Bombardeiro B-52 na pista de decolagem.	16
Figura 1.12- Aeronave F/A-18 (X-53) usada no programa AAW.	18
Figura 1.13- Resumo da dinâmica de voo clássica.....	19
Figura 1.14- a) Interação tradicional; b) Interação integrada.	20
Figura 1.15- Espectro de Frequências de interesse.....	21
Figura 1.16- Componentes da dinâmica de voo moderna.	22
Figura 1.17- Aeronave Helios HP03-2.....	23
Figura 1.18- Vistas isométrica, superior e frontal da aeronave X-HALE em CAD.....	24
Figura 1.19- Vista superior de uma representação de asa e a localização da linha nodal.	43
Figura 1.20- Mecanismo de transferência de energia.....	46
Figura 1.21- Acoplamento entre as oscilações de torção e flexão.....	48
Figura 1.22- Exemplo de efeitos oriundos do ordenamento errôneo dos autovalores.	51
Figura 2.1- Sistemas de Eixos utilizado na formulação NFNS_s.....	59
Figura 2.2- Sistema de Coordenadas do Aerofólio e Componentes de Velocidade.....	60
Figura 2.3- Single Beam System (esquerda) e Split Beam System (direita).	61
Figura 2.4- Deformações estruturais atuantes nos elementos estruturais.	63
Figura 2.5- Esquema utilizado para obter as equações do movimento.	67
Figura 2.6- Exemplos de sistemas com um grau de liberdade.	71
Figura 2.7- (a) v_0 e x_0 positivos. (b) v_0 positivo e x_0 negativo.	72
Figura 2.8- Resumo descritivo de um movimento harmônico simples.	73
Figura 3.1- Embraer E-190.....	76

Figura 3.2- Vista frontal do modelo numérico da aeronave.	78
Figura 3.3- Vista lateral do modelo numérico da aeronave.	78
Figura 3.4- Vista superior do modelo numérico da aeronave.	79
Figura 3.5- Vista em perspectiva do modelo numérico da aeronave.	79
Figura 3.6- Vista frontal da aeronave com as condições de repouso e trimada.	80
Figura 3.7- Vista superior com a discretização dos elementos utilizados.	81
Figura 3.8- Localização do Eixo elástico e Centros aerodinâmicos.	81
Figura 3.9- Rigidezes nos elementos da asa.	85
Figura 3.10- Rigidezes nos elementos da empenagem horizontal.	86
Figura 4.1- Comparação entre o estágio antigo e atual do código numérico.	94
Figura 4.2- Exemplo de um modo aeroelástico obtido.	104
Figura 4.3- Exemplo de gráfico obtido para fase e amplitude (k_x e k_y).	105
Figura 5.1- Frequência e taxa de amortecimento- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.	115
Figura 5.2- Vista frontal do modo 01- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.	116
Figura 5.3- Vista lateral do modo 01- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.	116
Figura 5.4- Vista superior do modo 01- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.	117
Figura 5.5- Vista em perspectiva do modo 01- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.	117
Figura 5.6- Torção e flexão do modo 01- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.	118
Figura 5.7- - Diferença entre torção e flexão do modo 01- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.	119
Figura 5.8- Vista frontal do modo 02- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.	120
Figura 5.9- Vista lateral do modo 02- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.	120
Figura 5.10- Vista superior do modo 02- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.	121

Figura 5.11- Vista em perspectiva do modo 02- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.	121
Figura 5.12- Torção e flexão do modo 02- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.	122
Figura 5.13- Diferença entre torção e flexão do modo 02- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.	124
Figura 5.14- Sem movimento (a), movimento com torção positiva (b) e negativa (c).	126
Figura 5.15- Sem movimento (a), movimento com flexão positiva (b) e negativa (c).	126
Figura 5.16- Torção e flexão em fase (0° - (a)) e fora de fase (90° - (b)).	127
Figura 5.17- Flexão e torção com diferença de fase de 0° (em fase).	127
Figura 5.18- Trabalho realizado no movimento em fase (0°) entre flexão e torção.	128
Figura 5.19- Flexão e torção com diferença de fase de 90°	128
Figura 5.20- Trabalho realizado no movimento fora de fase (90°) entre flexão e torção.	129
Figura 5.21- Flexão e torção com diferença de fase de 180°	129
Figura 5.22- Arranjo esquemático das componentes de flexão e torção antes da diferença de fase.	130
Figura 5.23- Mecanismos de ação antes da diferença de fase.	131
Figura 5.24- Arranjo esquemático das componentes de flexão e torção depois da diferença de fase.	131
Figura 5.25- Mecanismo de ação depois da diferença de fase.	132
Figura 5.26- Vista frontal do modo 03- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.	134
Figura 5.27- Vista lateral do modo 03- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.	134
Figura 5.28- Vista superior do modo 03- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.	135
Figura 5.29- Vista em perspectiva do modo 03- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.	135
Figura 5.30- Torção e flexão do modo 03- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.	136
Figura 5.31- Diferença entre torção e flexão do modo 03- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.	138

Figura 5.32- Frequência e taxa de amortecimento- Aeronave flexível com eixo de flexão em 25% da corda aerodinâmica.	140
Figura 5.33- Torção e flexão para o modo 01- Aeronave flexível com eixo de flexão em 25% da corda aerodinâmica.	141
Figura 5.34- Diferença entre torção e flexão para o modo 01- Aeronave flexível com eixo de flexão em 25% da corda aerodinâmica.	143
Figura 5.35- Frequência e taxa de amortecimento- Aeronave flexível com eixo de flexão em 50% da corda aerodinâmica.	144
Figura 5.36- Torção e flexão para o modo 01- Aeronave flexível com eixo de flexão em 50% da corda aerodinâmica.	146
Figura 5.37- Diferença entre torção e flexão para o modo 01- Aeronave flexível com eixo de flexão em 50% da corda aerodinâmica.	147
Figura 5.38- Frequência e taxa de amortecimento- Aeronave flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.	148
Figura 5.39- Torção e flexão para o modo 01- Aeronave flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.	149
Figura 5.40- Diferença entre torção e flexão para o modo 01- Aeronave flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.	150
Figura 5.41- Frequência e taxa de amortecimento- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 25% da corda aerodinâmica.	153
Figura 5.42- Torção e flexão para o modo 01- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 25% da corda aerodinâmica.	155
Figura 5.43- Diferença entre torção e flexão para o modo 01- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 25% da corda aerodinâmica.	155
Figura 5.44- Torção e flexão para o modo 02- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 25% da corda aerodinâmica.	157
Figura 5.45- Diferença entre torção e flexão para o modo 02- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 25% da corda aerodinâmica.	158
Figura 5.46- Torção e flexão para o modo 03- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 25% da corda aerodinâmica.	159
Figura 5.47- Diferença entre torção e flexão para o modo 03- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 25% da corda aerodinâmica.	160

Figura 5.48- Frequência e taxa de amortecimento- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 50% da corda aerodinâmica.	162
Figura 5.49- Torção e flexão para o modo 01- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 50% da corda aerodinâmica.	163
Figura 5.50- Diferença entre torção e flexão para o modo 01- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 50% da corda aerodinâmica.	164
Figura 5.51- Torção e flexão para o modo 02- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 50% da corda aerodinâmica.	165
Figura 5.52- Diferença entre torção e flexão para o modo 02- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 50% da corda aerodinâmica.	165
Figura 5.53- Torção e flexão para o modo 03- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 50% da corda aerodinâmica.	166
Figura 5.54- Diferença entre torção e flexão para o modo 03- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 50% da corda aerodinâmica.	167
Figura 5.55- Comparação de variação de rigidez para frequência e taxa de amortecimento- modo 1.	169
Figura 5.56- Avaliação da variação de rigidez na torção- modo 1.....	170
Figura 5.57- Avaliação da variação de rigidez na flexão- modo 1.....	171
Figura 5.58- Avaliação da variação de rigidez na diferença entre torção e flexão- modo 1.	172
Figura 5.59- Comparação de variação de rigidez para frequência e taxa de amortecimento- modo 2.	173
Figura 5.60- Avaliação da variação de rigidez na torção- modo 2.....	174
Figura 5.61- Avaliação da variação de rigidez na flexão- modo 2.....	175
Figura 5.62- Avaliação da variação de rigidez na diferença entre torção e flexão- modo 2.	176
Figura 5.63- Comparação de variação de rigidez para frequência e taxa de amortecimento- modo 3.	177
Figura 5.64- Avaliação da variação de rigidez na torção- modo 3.....	178
Figura 5.65- Avaliação da variação de rigidez na flexão- modo 3.....	179
Figura 5.66- Avaliação da variação de rigidez na diferença entre torção e flexão- modo 3.	180
Figura 5.67- Comando de entrada- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75 % da corda aerodinâmica à 225 m/s.....	182
Figura 5.68- Resultados para a torção e flexão nas asas- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75 % da corda aerodinâmica à 225 m/s.....	183

Figura 5.69- Ângulos de Euler e suas respectivas taxas de variação- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75 % da corda aerodinâmica à 225 m/s.	184
Figura 5.70- Velocidade da aeronave e suas componentes- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75 % da corda aerodinâmica à 225 m/s.	185
Figura 5.71- Altitude e velocidade total da aeronave- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75 % da corda aerodinâmica à 225 m/s.	186
Figura 5.72- Resultados para a torção e flexão nas asas- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75 % da corda aerodinâmica à 425 m/s.	186
Figura 5.73- Velocidade da aeronave e suas componentes- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75 % da corda aerodinâmica à 425 m/s.	187
Figura 5.74- Altitude e velocidade total da aeronave- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75 % da corda aerodinâmica à 425 m/s.	188
 Figura A. 1- Vista frontal- modo 04.	 194
Figura A. 2- Vista lateral- modo 04.	195
Figura A. 3- Vista superior- modo 04.	195
Figura A. 4- Vista em perspectiva- modo 04.	196
Figura A. 5- Vista frontal- modo 05.	196
Figura A. 6- Vista lateral- modo 05.	197
Figura A. 7- Vista superior- modo 05.	197
Figura A. 8- Vista em perspectiva- modo 05.	198
Figura A. 9- Vista frontal- modo 06.	198
Figura A. 10- Vista lateral- modo 06.	199
Figura A. 11- Vista superior- modo 06.	199
Figura A. 12- Vista em perspectiva- modo 06.	200
Figura A. 13- Vista frontal- modo 07.	200
Figura A. 14- Vista lateral- modo 07.	201
Figura A. 15- Vista superior- modo 07.	201
Figura A. 16- Vista em perspectiva- modo 07.	202
Figura A. 17- Vista frontal- modo 08.	202
Figura A. 18- Vista lateral- modo 08.	203
Figura A. 19- Vista superior- modo 08.	203
Figura A. 20- Vista em perspectiva- modo 08.	204

Figura B. 1- Frequência e taxa de amortecimento do modo 1- Aeronave flexível.....	205
Figura B. 2- Torção do modo 1- Aeronave flexível.	206
Figura B. 3- Flexão do modo 1- Aeronave flexível.....	206
Figura B. 4- Diferença entre torção e flexão do modo 1- Aeronave flexível.	207
Figura B. 5- Frequência e taxa de amortecimento do modo 1- Aeronave muito flexível.	207
Figura B. 6- Torção do modo 1- Aeronave muito flexível.....	208
Figura B. 7- Flexão do modo 1- Aeronave muito flexível.	208
Figura B. 8- Diferença entre torção e flexão do modo 1- Aeronave muito flexível.....	209
Figura B. 9- Frequência e taxa de amortecimento do modo 2- Aeronave muito flexível.	209
Figura B. 10- Torção do modo 2- Aeronave muito flexível.....	210
Figura B. 11- Flexão do modo 2- Aeronave muito flexível.	210
Figura B. 12- Diferença entre torção e flexão do modo 2- Aeronave muito flexível.....	211
Figura B. 13- Frequência e taxa de amortecimento do modo 3- Aeronave muito flexível. ...	211
Figura B. 14- Torção do modo 3- Aeronave muito flexível.....	212
Figura B. 15- Flexão do modo 3- Aeronave muito flexível.	212
Figura B. 16- Diferença entre torção e flexão do modo 3- Aeronave muito flexível.....	213

Lista de Tabelas

Tabela 1.1- Classificação dos Problemas Aeroelásticos	4
Tabela 1.2- Aeronaves e os respectivos tipos de flutter enfrentados entre 1932-1934.	13
Tabela 1.3- Análise de sensibilidade quanto ao surgimento de flutter e divergência.	49
Tabela 3.1- Dados geométricos da aeronave modelada.	83
Tabela 3.2- Massa e distribuição de inércia de massa da asa.	84
Tabela 3.3- Massa e distribuição de inércia de massa da empenagem horizontal.....	84
Tabela 3.4- Massa e distribuição de inércia de massa da empenagem vertical.....	84
Tabela 3.5- Rigidezes no elemento da empenagem vertical	86
Tabela 3.6- Derivadas de estabilidade, de controle e α_0 ao longo da envergadura da asa.	90
Tabela 3.7- Derivadas de estabilidade, de controle e α_0 ao longo da envergadura da empenagem horizontal.	90
Tabela 3.8- Derivadas de estabilidade, de controle e α_0 ao longo da envergadura da empenagem vertical.....	90
Tabela 3.9- Massa, inércias e posição do centro de gravidade da fuselagem rígida.	91
Tabela 4.1- Cálculo da Dimensão da Matriz de Autovalores e Autovetores.	96
Tabela 5.1- Resumo das simulações realizadas.....	111

Acrônimos

LCO	<i>Limit Cycle Oscillations</i>
BFF	<i>Body Freedom Flutter</i>
VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado
MIT	Instituto Tecnológico de Massachusetts
MEF	Método de Elementos Finitos
TDT	<i>Transonic Dynamics Tunnel</i>
ILAF	<i>Identical Location of Accelerometer and Force</i>
LAMS	<i>Load Alleviation and Mode Stabilization</i>
CCV	<i>Control Configured Vehicles</i>
FMC	<i>Flutter Mode Control</i>
MLC	<i>Maneuver Load Control</i>
AS	<i>Augmented Stability</i>
RC	<i>Ride Control</i>
GLA	<i>Gust Load Alleviation</i>
FR	<i>Fatigue Reduction</i>
VLM	<i>Vortex-Lattice Method</i>
DLM	<i>Doublet-Lattice Method</i>
AAW	<i>Active Aeroelastic Wing</i>
HALE	<i>High-Altitude Long Endurance</i>
DFRC	<i>Dryden Flight Research Center</i>
SHAMPO	<i>Solar HALE Aircraft Multi Payload and Operation</i>
NFNS	<i>Nonlinear Flight Dynamics – Nonlinear Structural Dynamics</i>
NFLS	<i>Nonlinear Flight Dynamics – Linear Structural Dynamics</i>
NATASHA	<i>Nonlinear Aeroelastic Trim And Stability for HALE Aircraft</i>
UVLM	<i>Unsteady Vortex-Lattice Method</i>
HiLDA	<i>High Lift-Over-Drag Active</i>
RANS	<i>Reynolds Average Navier- Stokes</i>
GVT	<i>Ground Vibration Testing</i>
C-HOEP	<i>Complex Higher Order Eigenpair Perturbation</i>
C-CORC	<i>Complex Cross-orthogonality Check</i>
MAC	<i>Modal Assurance Criterion</i>

Lista de Símbolos

θ_B	Orientação do avião com relação do sistema de eixos inercial
V_B	Velocidade linear do avião no sistema de eixos do corpo
ω_B	Velocidade angular do avião no sistema de eixos do corpo
$\vec{p}_B$	Posição do sistema de eixos do corpo
$\vec{p}_w$	Posição do nó com relação a origem do sistema de eixos do corpo
$\vec{p}_a$	Posição de um ponto arbitrário na estrutura da aeronave
$\vec{b}$	Posição e a orientação do sistema de referência do corpo
V	Velocidade
$\dot{y}, \dot{z}$	Componentes dos eixos Y e Z da velocidade V
$c/2$	Metade da corda do perfil aerodinâmico
d	Distância da metade até o sistema de eixos local
L	Força de sustentação
D	Força de arrasto
M	Momento aerodinâmico
$\vec{p}_B(s)$	Vetor da posição do sistema de eixos do corpo
$\vec{p}_w(s)$	Posição do sistema de eixos local
$\vec{h}(s)$	Posição absoluta e orientação dos nós da viga
$\vec{p}(s)$	Posição absoluta
$\vec{w}_x, \vec{w}_y$ e $\vec{w}_z$	Vetores de orientação do sistema de coordenadas local w
$\vec{h}_r(s)$	Vetor de posição e orientação de um nó da viga
ε	Vetor de deformações estruturais
$\vec{b}$	Posição e orientação do corpo rígido
$J_{hb}, J_{h\varepsilon}$	Jacobianas
$M_{FF}, M_{FB}, M_{BF}, M_{BB}$	Matrizes de massa generalizada
$C_{FF}, C_{FB}, C_{BF}, C_{BB}$	Matrizes de amortecimento generalizada
K_{FF}	Matriz de rigidez
$\vec{R}_F, \vec{R}_B$	Vetores de força generalizados
$\beta=$	Vetor dos graus de liberdade de corpo rígido
H, p_N, p_E	Posição do avião em relação ao sistema de eixos inercial
s_{asa}	Posição dos nós extremos da asa
s_{EH}	Posição dos nós extremos da empenagem horizontal

s_{EV}	Posição dos nós extremos da empenagem vertical
a	Posição do eixo de flexão
K_{11}	Rigidez longitudinal associada com a extensão em X
K_{22}	Rigidez em torção em torno do eixo X
K_{33}	Rigidez em flexão em torno do eixo Y da aeronave
K_{44}	Rigidez em flexão em torno do eixo Z da aeronave
ζ	Fator de amortecimento
$c_i(s)$	Componente de amortecimento
$k_i(s)$	Componente de rigidez
α_i	Constante de proporcionalidade
$\dot{\alpha}$	Derivada temporal do ângulo de ataque local
α_0	Ângulo de ataque para sustentação nula
δ_i	Deflexão da superfície de controle considerada
$C_{L\alpha}, C_{m0}$	Derivadas de estabilidade
$C_{L\delta i}, C_{m\delta i}, C_{D\delta i}$	Derivadas de controle
C_{D0}	Coeficiente de arrasto para ângulo local nulo
ρ	Densidade local do ar
F_{max}	Força de tração máxima
v_0	Velocidade inicial
x_0	Deslocamento inicial
ρ_0	Massa específica de referência
I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}	Momentos de inércia de área
I_1, I_2, I_3	Momentos de inércia por unidade de comprimento
ε_x	Extensão em X
k_x	Torção em X
k_y	Flexão em Y
k_z	Flexão em Z
u, v, w	Velocidades lineares
p, q, r	Velocidades angulares
θ, ϕ, ψ	Ângulos de Euler
A_{lin}	Matriz linearizada: graus de liberdade elásticos e de corpo rígido
$A_{aeroelastic}$	Matriz linearizada com os graus de liberdade flexíveis
f	Frequência

g	Taxa de amortecimento
Amp	Amplitude
Re_{va}	Parte real do autovalor
Im_{va}	Parte imaginária do autovalor
Re_{ve}	Parte real do autovalor
Im_{ve}	Parte imaginária do autovalor
λ	Autovalor
v	Autovetor
V_1	Matriz do autovetor do passo anterior
V_2	Matriz do autovetor do passo atual
D_{1RE}	Parte real da matriz dos autovalores do passo anterior
D_{2RE}	Parte real da matriz dos autovalores do passo atual
D_{1IM}	Parte imaginária da matriz dos autovalores do passo anterior
D_{2IM}	Parte imaginária da matriz dos autovalores do passo atual
A	Amplitude do movimento
ω_n	Frequência natural
t	Tempo
ϕ	Fase

1 INTRODUÇÃO

O termo aeroelasticidade designa o campo de estudo interessado em avaliar as interações que são estabelecidas entre as disciplinas de aerodinâmica, elasticidade e dinâmica (WRIGHT E COOPER, 2007). Tais interações surgem quando uma dada estrutura flexível está sujeita a um escoamento e sofre uma deformação que altera as forças aerodinâmicas atuantes. Com uma força diferente agindo sobre a estrutura, haverá uma nova resposta da estrutura e consequentemente o processo será realimentado em uma mútua interação fluido- estrutura. A natureza multidisciplinar desse campo de estudos pode ser sintetizada pela predição das forças atuantes por parte da utilização de teorias aerodinâmicas, o formato da estrutura elástica sendo previsto pela elasticidade e a dinâmica introduzindo forças inerciais no sistema (HODGES E PIERCE, 2011). A Figura 1.1 mostra esquematicamente a interação entre as forças aerodinâmicas e as forças externas.

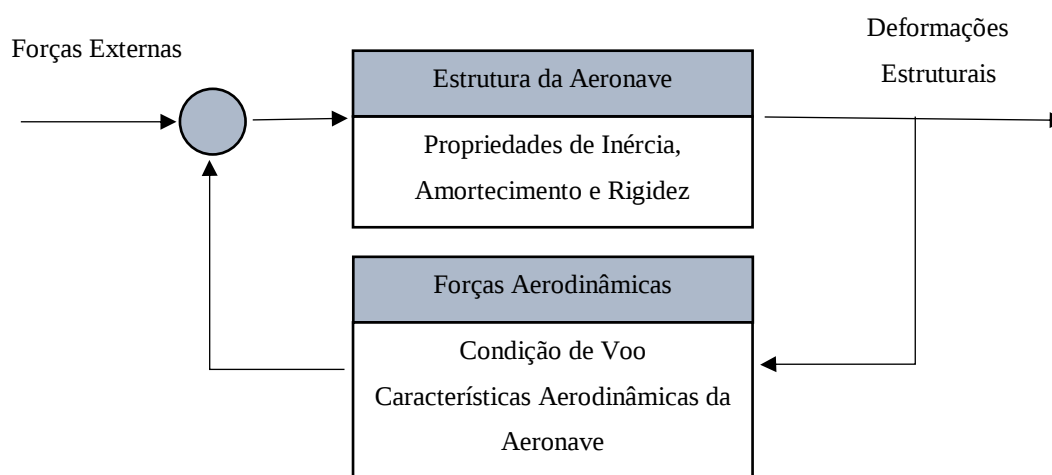


Figura 1.1- Interação entre a aeronave, forças externas e forças aerodinâmicas.

Fonte: Adaptado de Buttini (2014).

Collar (1946) propôs um esquema representativo e resumido muito útil para visualização do conceito de aeroelasticidade. Esta representação é amplamente conhecida como triângulo aeroelástico de Collar (ou simplesmente triângulo de Collar ou ainda triângulo de forças) e é apresentado com frequência no início dos estudos aeroelásticos, já que explicita de uma maneira bem sutil as sub-relações entre as disciplinas que compõem o campo de estudos da aeroelasticidade: mecânica dos fluidos (forças aerodinâmicas), mecânica dos sólidos (forças elásticas) e dinâmica (forças inerciais). As áreas resultantes pela interação dos diferentes

assuntos abrangem os campos de estabilidade e controle, aeroelasticidade estática e dinâmica estrutural. A Figura 1.2 mostra uma representação adaptada do mencionado triângulo.

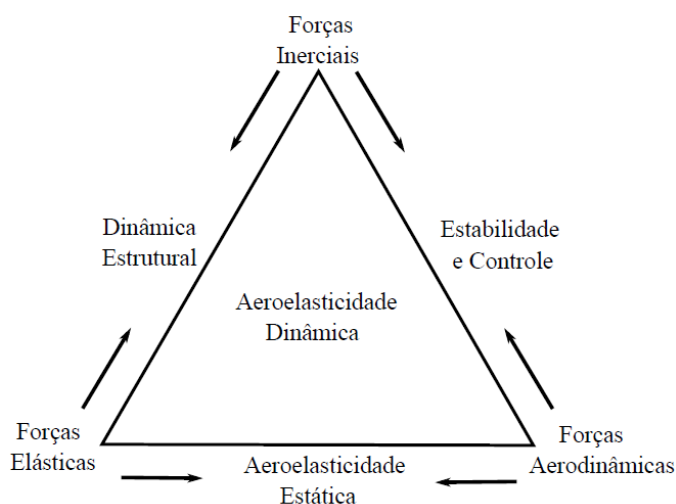


Figura 1.2- Triângulo Aeroelástico de Collar.

Fonte: Cleuber Silva (2016).

Há a designação de aeroelasticidade em duas frentes básicas: clássica e não linear. A primeira aborda problemas linearizados com a suposição de baixos deslocamentos, ausência de descolamento da camada limite e contatos suaves entre as partes mecânicas. Por outro lado, a aeroelasticidade não linear busca tratar exatamente o contrário: estruturas com altas deformações, atrito e folga entre os componentes, descolamento da camada limite, leis de controle não lineares (aeroservoelasticidade), presença de ondas de choque oscilantes, dentre outros efeitos. Em resumo, a diferença primordial entre os dois segmentos de estudos está no fato de que o segundo incorpora efeitos aerodinâmicos e estruturais não lineares negligenciados pelo primeiro (DIMITRIADIS, 2017).

De Marqui Jr (2004) mostra que os fenômenos aeroelásticos podem ser divididos em problemas de estabilidade e de resposta, sendo cada uma dessas classificações ainda subdivididas nas frentes estática e dinâmica. Um problema de estabilidade é caracterizado quando um corpo flexível imerso em um fluido apresenta movimento e sofre deformações estruturais que induzem um carregamento aerodinâmico adicional, o que provoca novas deformações e assim sucessivamente. Isto é, os problemas de estabilidade estão intimamente ligados aos casos de auto excitação¹. Já a segunda classificação, de resposta, envolve problemas que buscam atingir um valor de saída quando submetidos a uma dada entrada. A caracterização

¹ A resposta da estrutura é considerada ser auto excitada quando a energia de um modo de vibração é usada para sustentar o outro modo de vibração (THOMASSON, 2016).

presente em ambas as frentes assume sob o ponto de vista dos fenômenos estáticos, segundo Bisplinghoff e Ashley (1975), a independência das forças aerodinâmicas e deformações estruturais com relação ao tempo. Logo, o foco das análises estáticas está na relação entre as forças elásticas e aerodinâmicas. Marqui (2017) aponta como exemplos nesta classe de estudos os seguintes fenômenos:

- Divergência: fenômeno caracterizado pelo grande aumento do ângulo de ataque efetivo devido a flexibilidade dos componentes estruturais;
- Perda de eficiência das superfícies de comando: perda de controlabilidade devido a deformação estrutural dos membros estruturais flexíveis (aumenta com o aumento da velocidade, mas ocorre em velocidades menores);
- Reversão dos comandos: condição de voo caracterizada por efetuar a manobra contrariamente ao sentido comandado, em virtude da deformação elástica da superfície de comando (ocorre em velocidades maiores);
- Redistribuição do carregamento aerodinâmico: mudança do carregamento aerodinâmico em razão da deformação estrutural sofrido pelos membros estruturais (asas, empenagens, etc).

Já os fenômenos dinâmicos acrescentam a variação temporal e, consequentemente, a inércia do sistema. Quando a aeronave é submetida aos esforços de torção e flexão, as deformações oriundas como resultado da elasticidade estrutural podem combinar-se em certas condições com as forças dinâmicas atuantes, sendo estas uma fonte de alimentação para a estrutura, o que pode incrementar as oscilações e levar a estrutura ao colapso (CHAMBERS, 2005). Segundo Marqui (2017), o estudo da aeroelasticidade dinâmica engloba:

- *Flutter*: fenômeno aeroelástico instável que pode ser caracterizado pelo acoplamento entre modos aeroelásticos em uma certa velocidade de escoamento;
- *Buffeting*: resposta aeroelástica causada pelo carregamento aerodinâmico oriundo da esteira turbulenta formada pelo descolamento do escoamento nos componentes da aeronave, como por exemplo, asas, *nacelles* e fuselagem. Se esta esteira atinge a empenagem horizontal, o piloto percebe esta vibração nos comandos (em aeronaves com transmissão e atuação mecânica). O *buffeting* indica que a aeronave está perto do estol;
- Amplificação da resposta aeroelástica: ocorre devido a ação de diferentes formas de cargas dinâmicas formadas durante, por exemplo, rajadas, turbulência, manobras de controle, pouso e decolagem;
- Aeroservoelasticidade: regida pela interação do sistema aeroelástico com as forças produzidas pelos comandos da unidade de controle de voo. Esta linha de pesquisa abrange

a modificação da dinâmica do sistema aeroelástico a partir da aplicação de forças de controle, estudo da estabilidade aeroelástica quando são considerados a atuação das leis de controle de voo e também a ação dos atuadores. Isto é, aeroservoelasticidade lida com integração dos sistemas de controle e a aeroelasticidade.

A Tabela 1.1 mostra um resumo relativo à classificação dos problemas aeroelásticos como problemas de estabilidade ou de resposta (DE MARQUI JR, 2004).

Tabela 1.1- Classificação dos Problemas Aeroelásticos

	Estático	Dinâmico
<i>Estabilidade</i>	• Divergência	• <i>Flutter</i> • <i>Stall Flutter</i>
<i>Resposta</i>	• Distribuição de Carregamento • Efetividade de Controle • Reversão de Controle	• Resposta a Rajadas • Resposta a Comandos • <i>Buffeting</i>

Fonte: De Marqui Jr (2004).

Especificamente sobre o *flutter*, principal problema retratado nesta dissertação, é importante ressaltar que existem vários tipos do mesmo. Reforçando a definição já supramencionada, o *flutter* é uma vibração auto excitada que extrai energia do escoamento e normalmente resulta em falhas estruturais catastróficas. Sendo assim, este fenômeno é considerado um dos mais relevantes nos estudos aeroelásticos e também um dos mais difíceis de serem previstos (GARRICK E REED, 1981).

Apesar da similaridade existente entre a ressonância e o *flutter*, é possível pontuar algumas diferenças existentes entre os dois fenômenos. O *flutter* é uma vibração auto excitada de um corpo elástico imerso em um escoamento, que retira energia do fluido para criar um ganho positivo que o amortecimento estrutural tenta eliminar. A fonte de energia no *flutter* tende a ser contínua e a frequência de oscilação é determinada pelo próprio corpo auto excitado. Já na ressonância, o corpo elástico apresenta oscilações na própria frequência natural (da estrutura) e com grande amplitude das oscilações. Isto tende a ter um caráter destrutivo no sistema. A energia produzida pela ressonância é originada pela ação de uma força excitadora oscilante. Ambos os fenômenos podem ter resultados catastróficos e o que difere um do outro é a maneira na qual eles são iniciados. Enquanto o *flutter* é uma resposta natural do corpo elástico, a ressonância é um problema de vibração forçada (THOMASSON, 2016).

E, embora a importância dos estudos aeroelásticos tenha sido detectada no começo do século passado e ganhado impulso expressivo especialmente após a Segunda Guerra Mundial (BISPLINGHOFF, ASHLEY E HALFMAN, 2002), a complexidade dos fenômenos traz ainda consigo um amplo campo de estudos. Não somente na aeronáutica, tal fenômeno também é encontrado em outros tipos de estruturas, como pontes, fios de transmissão, prédios, turbomáquinas e turbinas eólicas (WRIGHT E COOPER, 2007). Um dos casos mais conhecidos sobre fenômenos aeroelásticos em construções civis foi o colapso estrutural da ponte de Tacoma Narrows nos Estados Unidos em 1940. As fortes oscilações ocasionadas pela interação fluido- estrutura foram caracterizadas pelos fortes efeitos aerodinâmicos induzidos que auto excitaram a ponte em uma condição capaz de atingir o amortecimento negativo em um grau de liberdade torcional que levou a estrutura a uma falha catastrófica (SCANLAN E BILLAH, 1991). A Figura 1.3 apresenta a ponte sob regime de torção.

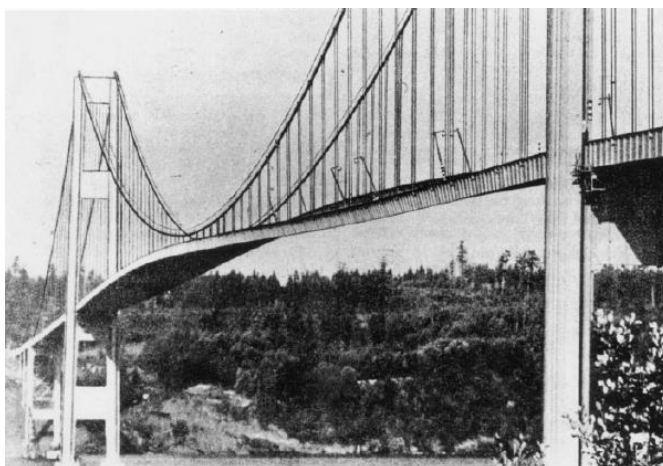


Figura 1.3- *Flutter* ocorrido na Ponte Tacoma Narrows em 1940.

Fonte: Dowell *et al.* (2004).

O *flutter* denominado de clássico (ou binário) no meio aeronáutico envolve a consideração de escoamento potencial (ideal, sem fricção) e usualmente, mas não necessariamente, o acoplamento de dois ou mais graus de liberdade (BISPLINGHOFF, ASHLEY E HALFMAN, 2002). Existem, basicamente, dois tipos de acoplamentos que podem ser associados com o *flutter*. O primeiro deles, o acoplamento inercial, como o próprio nome já indica, tem ação produzida pelas forças de inércia e indica que um movimento vertical é capaz de produzir uma força torcional e vice-versa. O segundo deles é o acoplamento aerodinâmico que é caracterizado pela mútua interferência das próprias forças aerodinâmicas com o movimento oscilatório da estrutura. Basicamente, este tipo de acoplamento produz uma variação na sustentação pela ação do movimento em translação ou rotação. Fisicamente, quando

ocorre acoplamento entre a flexão e torção dos modos de vibração, a resposta da estrutura é considerada ser auto excitada porque a energia de um modo de vibração é usada para sustentar o outro modo de vibração. O acoplamento pode ser caracterizado pela coalescência das frequências de flexão e torção (THOMASSON, 2016).

Segundo Thomasson (2016), abaixo da velocidade de *flutter*, a ação dos amortecimentos estruturais e aerodinâmicos atuam para que a estrutura retorne para a posição de equilíbrio. Quando a velocidade de *flutter* é atingida, a estrutura torna-se instável. Em termos do mecanismo de ação, um acréscimo na força de sustentação agindo sobre a asa resulta em um momento que altera o ângulo de ataque da asa. Ao contrário do que ocorria nas velocidades abaixo da velocidade de *flutter*, a resposta da estrutura pode ser aumentada substancialmente e a estrutura se encontra sujeita a um amortecimento negativo, em que é atribuído o ar como responsável por prover energia para o movimento.

Uma outra vertente do fenômeno, a não clássica, que mostra um alto grau de complexidade em análises puramente teóricas, pode englobar efeitos de descolamento da camada limite, efeitos dinâmicos de estol e implicações não estacionárias em geral. Como medidas preventivas normalmente utilizadas na solução e melhoria das qualidades aeroelásticas quanto ao *flutter*, pode ser citado o aumento de rigidez e decréscimo do acoplamento existente entre os graus de liberdade por meio de ajustes na distribuição de massa ou uma combinação mútua dos mecanismos (rigidez e massa). O parâmetro mais afetado pelas considerações de design do *flutter* é a rigidez torcional das asas (BISPLINGHOFF, ASHLEY E HALFMAN, 2002).

Outras especificações relacionadas ao fenômeno envolvem a classificação do *flutter* como de painel, *galloping*, *stall flutter*, *Limit Cycle Oscillations* (LCO), *flutter* no motor ou hélice *whirl flutter* ou ainda *Body Freedom Flutter* (BFF).

O *flutter* de painel pode aparecer quando uma superfície não está devidamente suportada e fixa, originando vibrações em decorrência de excitações naturais presentes, por exemplo, na operação da aeronave. Normalmente acontece em aeronaves supersônicas, embora não esteja limitado apenas a este tipo de aeronave. A amplitude do movimento cresce exponencialmente com o tempo no início da instabilidade, apesar de que frequentemente a amplitude é limitada pela presença de não linearidades (usualmente estruturais) (NASA, 1972).

Já o *galloping* é caracterizado pela forte interação com a esteira vorticiosa formada a jusante do movimento. Com um desprendimento alternado de estruturas vorticosas em cada um dos lados do objeto analisado, surgem forças oscilatórias que tendem a movimentar o corpo em

questão. Este fenômeno é típico em fios de linhas de transmissão quando submetidos a ventos fortes, realizando um movimento análogo ao movimento de “galopar” (BLEVINS, 2001).

O *flutter* de estol (*stall flutter*) está diretamente associado com as condições do estol dinâmico das asas. Este fenômeno faz parte da aeroelasticidade não linear e é caracterizado pela transferência de energia do fluido para a estrutura elástica quando a estrutura está submetida à altos ângulos de ataque e há a presença de descolamento de fluido na superfície da asa. As formulações matemáticas tratam este tipo de *flutter* como uma instabilidade de um grau de liberdade dominada por oscilações torcionais (THOMASSON, 2016). Este tipo de *flutter* é típico em helicópteros voando em altas velocidades e realizando manobras, sendo acometido pelo estol das pás em várias localizações do rotor (DOWELL *et al.*, 2003).

O LCO, muitas vezes referenciado como *flutter* não linear ou limitado, é interpretado como uma particularização do *flutter* (CLEUBER SILVA, 2016) caracterizada por estar associada com não linearidades que limitam a amplitude do movimento. Tais efeitos podem ser introduzidos no sistema de diversas formas, como nas rigidezes e amortecimentos, efeitos aerodinâmicos presentes no regime transônico e não linearidades dos sistemas de controle—por exemplo, batentes das superfícies de controle (DOWELL *et al.*, 2003). Este fenômeno possui amplitude de oscilação praticamente constante e uma resposta estrutural periódica de acordo com as frequências de carregamento da estrutura. A Figura 1.4 mostra uma resposta típica de LCO.

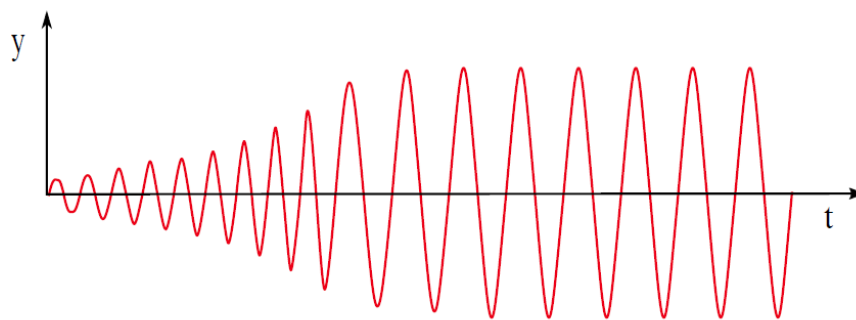


Figura 1.4- Resposta típica de um LCO.

Fonte: Cleuber Silva (2016).

O *flutter* que acomete os motores e hélices (*whirl flutter*) é provindo geralmente de uma montagem flexível no conjunto do motor e encontrado normalmente em aeronaves turboélices.

Há a presença de uma complexa interação² entre as rigidezes do motor e os torques ocasionados pelo mesmo, bem como a frequência natural da estrutura da asa. São contabilizados os efeitos dinâmicos e aerodinâmicos originados pela rotação dos componentes, como por exemplo, o gás da turbina do motor ou hélice. A massa rotativa acrescenta o número de graus de liberdade no sistema e produz forças e momentos que devem ser contabilizados no modelo (ČEČRDLE, 2018).

Por último, o BFF é caracterizado por ser uma instabilidade dinâmica criada a partir do acoplamento entre modo de corpo rígido e modo elástico, tendo uma complexidade que dificulta o estudo devido a presença de múltiplas instabilidades modais e influência diferenciada dos parâmetros da aeronave em cada um dos modos associados com o *flutter*. Aeronaves flexíveis são mais susceptíveis a este tipo de fenômeno devido a propriedades geométricas e estruturais (IANNELLI, MARCOS E LOWENBERG, 2018).

A aeroelasticidade é uma disciplina impactante no desenvolvimento de aeronaves modernas. Já não bastasse a complexidade natural do problema, a física do mecanismo tem sido alterada com a incorporação de novos efeitos relacionados com o aumento de tensões estruturais em altas temperaturas, originando a vertente de estudos denominada aerotermoelasticidade, ou ainda com a interação com a dinâmica dos sistemas de controle e guiamento, o que cria o termo da aeroservoelasticidade (DOWELL *et al.*, 2004; SILVESTRE, 2013), campo de estudos este que também engloba a análise do projeto das leis de controle para assegurar a ausência de fenômenos instáveis (PRATT, 2000). Visto a grande preocupação envolvida, análises de estabilidade são necessárias para melhorar as qualidades de voo sem que haja algum efeito adverso, assim como realizar a depuração das leis de controle de voo para melhorar o comportamento aeroelástico ou ainda possibilitar percursos com voo automático (SILVESTRE *et al.*, 2017).

É notório que os estudos aeroelásticos abrangem diversas áreas como consequência direta do aumento da flexibilidade e sob condições de operação cada vez mais severas. O avanço é dado tanto em meios teóricos como experimentais para tornar hábil a aplicação de novas tecnologias. E, embora a maioria dos projetos busquem evitar ao máximo os fenômenos aeroelásticos pelos resultados indesejados que eles acarretam, existem desenvolvimentos que abordam os efeitos aeroelásticos no sentido de retirarem proveitos das consequências originadas, como é o caso dos Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) e aeronaves com o

² A natureza complexa do mecanismo desse tipo de *flutter* é provinda da indução de movimento vibratório por parte de efeitos aerodinâmicos não estacionários ocasionados pelas forças e momentos dos motores (ČEČRDLE, 2018).

conceito de aeronave adaptativa (*morphing aircraft*) (DOWELL *et al.*, 2004). Este último tipo de aeronave tem tido um apreço grande recentemente e é caracterizada como um veículo aéreo capaz de alterar sua configuração ativamente durante o voo para cumprir diversas missões (LUCIO DA SILVA, 2010; HUANG *ET AL.*, 2018; CHANDLER, 2019). A Figura 1.5 mostra um exemplo de aeronave com esta configuração.

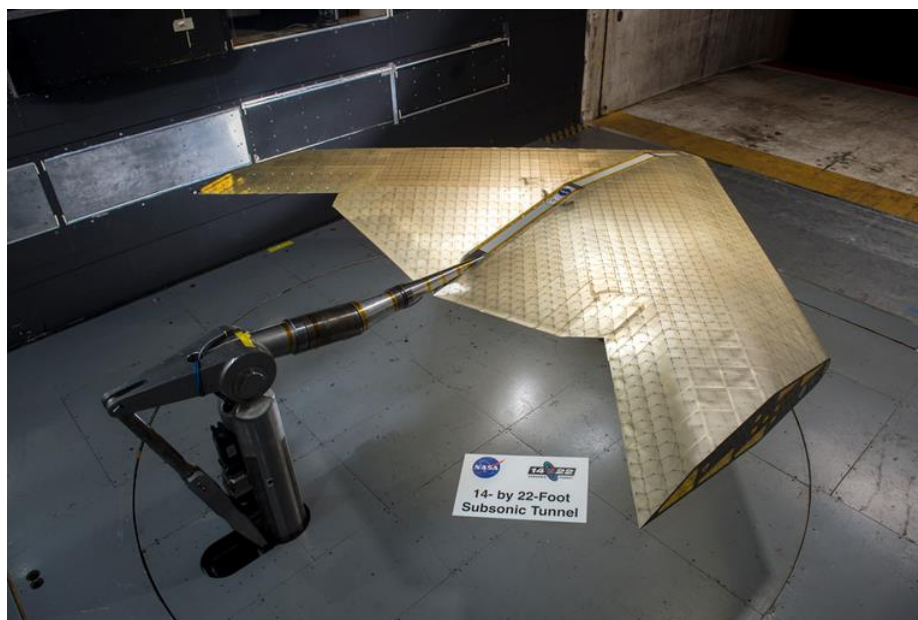


Figura 1.5- Modelo de asa adaptativa testada recentemente pela NASA.

Fonte: Chandler (2019).

1.1. Perspectiva Histórica

Como fato marcante das primeiras utilizações dos efeitos aeroelásticos nos primórdios da aviação, pode ser citado o aproveitamento de forma benéfica da deformação estrutural das asas para realizar o controle de rolagem da aeronave, realizada pelos irmãos Wright em 1903. Em contrapartida, neste mesmo sentido, haviam prejuízos no desempenho do grupo motopropulsor pela perda de tração nas hélices devido a torção das pás (GARRICK E REED, 1981).

Um dos primeiros casos relatados na literatura sobre o acometimento de fenômenos aeroelásticos em aeronaves foi também em 1903 quando o projeto de aeronave do Professor Samuel P. Langley do Instituto Smithsonian falhou pela segunda vez na tentativa de atravessar o rio Potomac com seu monoplano. Naquele período, a justificativa mais plausível encontrada pelos estudiosos foi de que em ambas as tentativas houveram falhas estruturais ocasionadas pela falta de rigidez torcional das asas, o que culminou no fenômeno da divergência. Este foi

um dos impulsos na época para que as novas aeronaves passassem a ser biplanos, já que possuíam maior rigidez torcional quando comparados a configuração de monoplanos com reforços externos (GARRICK E REED, 1981; COLLAR, 1959). A Figura 1.6 mostra uma comparação esquemática entre os projetos de monoplanos e biplanos.

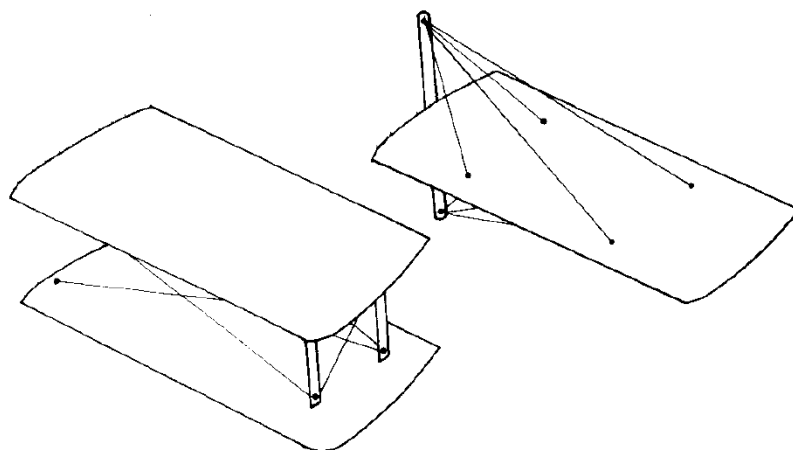


Figura 1.6- Comparação entre monoplanos (direita) e biplanos (esquerda).

Fonte: Garrick e Reed (1981).

O primeiro desenvolvimento e estudo de *flutter* ocorreu efetivamente durante a Primeira Guerra Mundial na investigação do engenheiro e cientista Lanchester para compreender o motivo pelo qual o bombardeiro biplano britânico Handley Page O/400, vide Figura 1.7, teve fortes oscilações assimétricas na fuselagem e na cauda (GARRICK E REED, 1981).

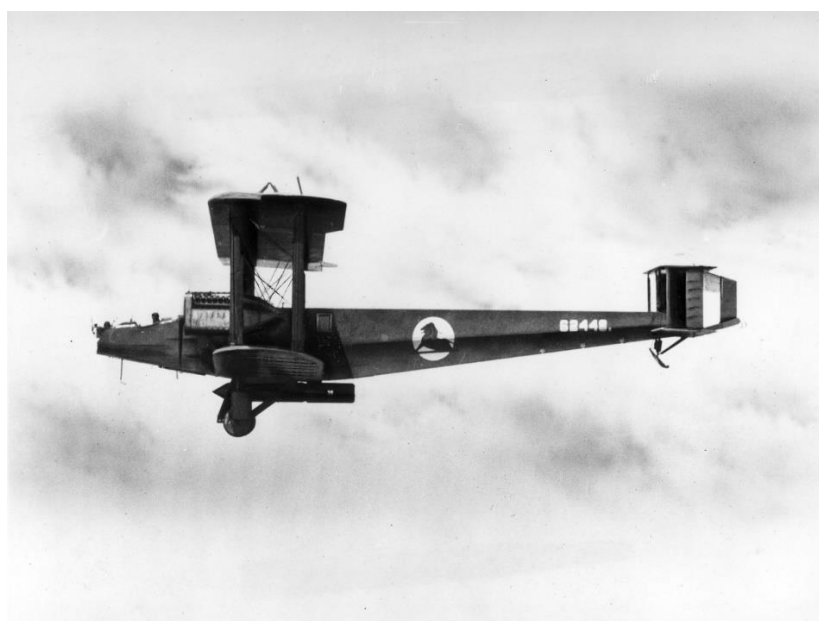


Figura 1.7- Bombardeiro Biplano Britânico Handley Page O/400.

Fonte: The Editors of Encyclopaedia Britannica.

É importante ressaltar que essa aeronave, Handley Page 0/400, efetuava o comando de arfagem com profundores independentes, isto é, podiam ser acionados separadamente. Lanchester reconheceu após os estudos feitos que as vibrações encontradas na aeronave eram auto excitadas e que uma possível alternativa para melhorar a configuração do biplano era implementar um tubo de torque único para aumento da rigidez torcional do profundor e desacoplamento entre a torção da fuselagem e o modo de rotação antissimétrico dos profundores (GUIMARÃES NETO, 2014). Ainda durante a Primeira Guerra Mundial, outro exemplo de aeronave que merece destaque no contexto de aeroelasticidade foi o biplano alemão Albatros D-III, vítima de efeitos estruturais danosos de divergência torcional estática (GARRICK E REED, 1981).

Movidos por casos de *flutter* nos ailerons de aeronaves, Baumhauer e Koning, publicaram em 1923, pós Primeira Guerra, os resultados de um estudo empírico sobre tais acontecimentos. Dentre as principais conclusões obtidas, destaca-se a solução sugerida da utilização de um balanço de massa dinâmico (adição de massas em pontos específicos) para contrapor os efeitos vistos nas superfícies primárias a partir do desacoplamento dos modos de vibração (FUNG, 1993).

Já em 1926, após realizar muitos estudos em estruturas aeronáuticas, Reissner pesquisou e montou uma análise com importantes resultados e detalhes quanto a divergência torcional em uma asa, ressaltando aspectos importantes de projeto, como por exemplo, a posição relativa entre o centro aerodinâmico e o centro de torção (GARRICK E REED, 1981).

Uma das primeiras investigações realizadas nos Estados Unidos ocorreu em 1927 em uma análise de oscilações em torno de 6Hz no estabilizador horizontal da aeronave Navy MO-1. Conduzida por Zahm e Bear, e utilizando o que havia sido produzido de material científico no continente europeu, foi constatado deflexões diferenciais e um forte acoplamento entre a flexão e a torção do conjunto de asas. Como solução havia sido proposto o aumento da rigidez torcional do conjunto, além da alteração da posição do centro de massa. No mesmo ano, o Instituto Tecnológico de Massachusetts (MIT) iniciou pesquisas e trabalhos empíricos na área, o que fomentou as pesquisas nesse campo de estudo e a produção de trabalhos associados (GARRICK E REED, 1981). Por volta da mesma época, o Comitê de Pesquisas Aeronáuticas britânico atribuiu o foco de pesquisas relacionadas ao *flutter* para duas organizações. Uma delas, o Laboratório de Física Nacional (britânico), publicou em 1929 estudos do fenômeno e recomendações detalhadas de projeto oriundas de um modelamento em túnel de vento

(FRAZER, 1929). Apesar do grande avanço no assunto, efeitos como interação com esteiras de vórtices eram negligenciados (GARRICK E REED, 1981).

A década de 30 foi considerada o fermento no progresso da aeroelasticidade. Com aeronaves mais rápidas, os efeitos aeroelásticos estáticos e dinâmicos passaram a ter atenção especial da comunidade científica, já que ocasionaram muitas falhas catastróficas nas aeronaves. Nesta época, iniciou-se uma grande quantidade de estudos sobre modelos numéricos e ensaios experimentais em túneis de vento (MARQUI, 2017). A rigidez estrutural do biplano vista até então entrou em desuso e reabriu espaço para os monoplanos com melhor desempenho, a partir do aumento da rigidez torcional e redução do arrasto (GUIMARÃES NETO, 2014). A utilização de madeiras nas estruturas das asas deu espaço para recobrimentos metálicos e de melhor desempenho. Houve a introdução das estruturas monocoque e semi-monocoque que permitiram voos em velocidades maiores. Apesar do avanço, em 1932 muitos acidentes ocorreram e com eles, as respectivas investigações. O Comitê de Pesquisas Aeronáuticas publicou, em 1936, um conjunto com mais de 50 investigações detalhadas. Dentre os principais pontos levantados, estava o de que não apenas a asa sofria com *flutter*, mas também o leme e o aileron poderiam estar envolvidos na interação aeroelástica (GARRICK E REED, 1981). Surgia então um novo campo de estudos não detectado até então: reversão de aileron. Com o aumento da pressão dinâmica, a torção da asa produzida pelo comando de rolagem dos ailerons reduz o momento de rolamento. Esta redução é mantida até a velocidade em que o momento de rolagem se torna nulo— velocidade de reversão de comando. Duas aeronaves britânicas, Bristol Bagshot (vide Figura 1.8) e Bristol Racer, são exemplos de aviões que enfrentaram este problema (GUIMARÃES NETO, 2014).



Figura 1.8- Monoplano Bristol Bagshot.

Fonte: Bristol Aeroplane Company Limited.

A Tabela 1.2 mostra alguns casos de *flutter* vivenciados entre 1932 e 1934, bem como os tipos associados (acoplamento dos modos) e as soluções adotadas.

Tabela 1.2- Aeronaves e os respectivos tipos de *flutter* enfrentados entre 1932-1934.

Aeronave	Tipo de <i>Flutter</i>
YC-14 (General Aviation)	Asa- Aileron ^a
C-26A (Douglas)	Asa- Aileron
XO-43 (Douglas)	Asa- Aileron
YO-27 (General Aviation)	Asa- Aileron ^a
YO-27 (General Aviation)	Leme- Fuselagem ^a
F-24 (Fairchild)	Asa- Aileron
F-24 (Fairchild)	Empenagem Vertical
YA-8 (Curtiss)	Leme- Estabilizador Vertical ^a
YB-9A (Boeing)	Leme- Fuselagem
XV-7 (Douglas)	Profundor- Fuselagem ^a
YO- 40B (Curtiss)	Profundor ^b

^a Solução: Alteração na distribuição de massa local; ^b Solução: Aumento da frequência da superfície de comando.

Fonte: Adaptado de Garrick e Reed (1981).

No mesmo período, Theodorsen (1934) desenvolveu um prestigioso trabalho na análise do *flutter*. Suas contribuições foram de grande valia para a indústria aeronáutica, elaborando basicamente, uma teoria bidimensional sobre oscilações em uma placa plana que abrangeu translação, torção e movimentos típicos enfrentados pelo aileron. A partir de uma formulação em que houve distinção entre a parte não circulatória e circulatória do movimento (envolvendo efeitos de esteira), Theodorsen elaborou um método matemático para descrever a equação diferencial de estabilidade do *flutter* que possibilitava análises por variadas formas e parâmetros. Também no mesmo período, segundo Garrick e Reed (1981), a disseminação dos estudos sobre aeroelasticidade foi intensa, com início de estudos desenvolvidos na Rússia, Japão, França e Itália.

Já no período da Segunda Guerra Mundial, muitos problemas aeroelásticos vistos estavam relacionados com a falta de rigidez e/ou acoplamento de armamento externo nas aeronaves. Apesar de toda complexidade envolvida nas análises, um novo campo de estudos

despontava: os métodos numéricos. Já no fim da década de 40, com a emergência dos primeiros computadores programáveis, o início de pesquisas em problemas tidos antes como impraticáveis veio à tona por meio da solução de problemas via Método de Elementos Finitos (MEF). Inicialmente aplicado em 1956 por engenheiros da Boeing, a popularização da resolução de problemas mais complexos nas áreas de estruturas e aeroelasticidade tornou-se possível (BERTOLIN, 2015). Ainda na mesma época, diversas investigações sobre fenômenos aeroelásticos em velocidades subsônicas foram conduzidas na Inglaterra, enquanto nos Estados Unidos a comunidade científica se atentava aos regimes transônico e supersônico (GARRICK E REED, 1981).

E, apesar dos desafios enfrentados, a aeroelasticidade atingiu uma maturidade considerável após ser amplamente estudada na metade do século XX com o desenvolvimento computacional e túneis de vento. Como um dos grandes feitos da época pode ser citada a aeronave experimental X-15, propulsada por motor foguete, rompeu a barreira do Mach 7 e sofreu com problemas aeroelásticos (principalmente com *flutter* de painéis) durante seu desenvolvimento (GARRICK E REED, 1981). A Figura 1.9 ilustra a aeronave X-15 em decolagem.



Figura 1.9- Aeronave X-15 decolando.

Fonte: Smithsonian National Air and Space Museum.

No início da década de 60, um dos mais famosos túneis de vento utilizados para estudos aeroelásticos iniciou suas operações. Tratava-se do *Transonic Dynamics Tunnel* (TDT). Alguns dos objetivos desenvolvidos na época estavam alinhados prioritariamente com pesquisas sobre efeitos aeroelásticos transônicos, sistemas de controle e predição de fenômenos aeroelásticos.

Normalmente os dados obtidos eram confirmados por testes em voo, conciliando pesquisas científicas com aplicações reais (GARRICK E REED, 1981).

Ainda na mesma década, metodologias preditivas e novos processos de resolução dos problemas físicos foram desenvolvidos. Os pesquisadores se dedicaram de modo mais intenso com a tecnologia dos controles ativos, a fim de alterar as características de resposta das aeronaves, permitindo uma redução do peso estrutural, melhor desempenho, flexibilidade nas missões e supressão de fenômenos aeroelásticos. Isto é possível por meio de um controle automático composto por computadores e sensores que monitoram e agem para anular oscilações indesejáveis e carregamentos aerodinâmicos intensos na estrutura da aeronave. Com o início um pouco duvidoso e poucos experimentos bem-sucedidos, algumas das primeiras aplicações dessa tecnologia vieram somente nas aeronaves Airbus A320 e Lockheed L-1011 (CHAMBERS, 2005).

Visando lidar com os problemas de mau desempenho das aeronaves e das qualidades de voo, assim como o desconforto da tripulação, aumento dos carregamentos estruturais e chances de falhas por fadiga, três programas importantes desenvolvidos nos Estados Unidos podem ser citados: *Identical Location of Accelerometer and Force* (ILAF), *Load Alleviation and Mode Stabilization* (LAMS) e *Control Configured Vehicles* (CCV) (GUIMARÃES NETO, 2014). O primeiro deles, ILAF, foi baseado em testes na aeronave supersônica, flexível e com asa em delta XB-70 Valkyrie da empresa norte-americana Rockwell, ilustrada na Figura 1.10. Uma das metas mais perceptíveis do programa era mensurar o movimento estrutural de baixa frequência e características de amortecimento, por meio de sensores, o mais próximo possível do atuador das superfícies de controle (MCKAY, KORDES e WYKES, 1973).



Figura 1.10- XB-70 Valkyrie.

Fonte: NASA, 1965.

O segundo programa, desenvolvido pela força aérea americana, contemplou a implementação de controle ativo de *flutter* no bombardeiro da Boeing B-52 para melhoria das qualidades de voo e dos parâmetros estruturais voltados principalmente para análises de fadiga, tensões máximas permitidas, alívio de carga e estabilização dos modos estruturais (BURRIS *et al.*, 1968; DEMPSTER E ROGER, 1967). Como resultados importantes na avaliação da aeronave, obteve-se um aumento da velocidade de início do *flutter* em dez nós devido a atuação do sistema de controle *Flutter Mode Control* (FMC) no aumento da taxa de amortecimento. Ainda podem ser citados a redução nas acelerações verticais (30%) e laterais (44%) na empenagem vertical oriundas de regimes turbulentos (ROGER, HODGES e FELT., 1974), diminuição do momento fletor na raiz da asa em torno de 10 % na condição de voo com máximo carregamento na raiz e redução de mais de 20% nas cargas presenciadas pelas asas e pela fuselagem devido a rajadas (HODGES E MCKENZIE, 1975). A Figura 1.11 mostra o bombardeiro B-52 na pista de decolagem.



Figura 1.11- Bombardeiro B-52 na pista de decolagem.

Fonte: Chambers (2005).

O sucesso da utilização do programa LAMS motivou investigações futuras para o uso das mesmas tecnologias em aeronaves com maior flexibilidade. Um dos programas nascentes nessa linha de pesquisa foi o terceiro programa supramencionado, o CCV. Com objetivos claros de principalmente aumentar o envelope de voo (aumentar a velocidade de *flutter*), melhorar as qualidades de voo, reduzir os esforços estruturais provocados na estrutura durante as manobras e demonstrar a compatibilidade de todos os sistemas operando simultaneamente, o CCV unia seis funcionalidades de controle. Para realizar o controle de *flutter*, o FMC era utilizado. Este

sistema ficava responsável por incrementar a taxa de amortecimento de cinco modos aeroelásticos com frequências próximas dos 2,4 Hz. Apesar da caracterização do *flutter* na aeronave em questão não ter sido diagnosticada como severa, havia a necessidade de múltipla comunicação entre os mais variados sistemas de controle: o *Maneuver Load Control* (MLC) reformulava a distribuição de carregamento nas asas; o *Ride Control* (RC) atuava no aumento do amortecimento e na redução da magnitude em respostas à turbulências; o *Augmented Stability* (AS) era responsável por adequar as qualidades de voo com uma estabilidade suficiente conforme as configurações impostas no voo; o *Gust Load Alleviation* (GLA) realizava o alívio de cargas durante o voo; e, por último, o *Fatigue Reduction* (FR) geria os resultados a fim de diminuir os movimentos das asas quanto submetidas a turbulências (HODGES E MCKENZIE, 1975).

No contexto da aeroelasticidade computacional, dois métodos extremamente relevantes, que são utilizados até os dias atuais, foram desenvolvidos na década de 60. São eles: o *Vortex-Lattice Method* (VLM), de 1965, e o *Doublet-Lattice Method* (DLM) no ano de 1969. A partir da combinação dessas metodologias com o uso do MEF, a Boeing foi capaz de desenvolver um programa computacional, nomeado de FLEXSTAB, entre os anos de 1968 e 1974, para avaliar a estabilidade estática e dinâmica de uma aeronave. Mais que isso, o programa determinava as deformações elásticas, a condição de trimagem, as derivadas de estabilidade e controle, bem como a frequência e taxa de amortecimento dos modos dinâmicos na configuração completa da aeronave (GUIMARÃES NETO, 2014; PERKIN E ERICKSON, 1976).

Um programa de pesquisa importante das décadas de 80 e 90 foi o *Active Aeroelastic Wing* (AAW). Este programa abordou ensaios em túnel de vento entre 1984 e 1993 (PENDLETON, 2000) e testes em voo durante os anos de 1996 a 2005 (CLARKE *et al.*, 2005). A tecnologia implementada pelo programa usava a flexibilidade da asa em conjunto com o sistema de controle digital capaz de promover uma torção favorável em situações de alta pressão dinâmica. Com isso, um menor movimento da superfície era requisitado e a rigidez estrutural não precisava ser tão grande como nas aeronaves convencionais, o que permitiu uma redução superior a 20% do peso bruto de decolagem, assim como uma redução também no arrasto (PENDLETON, 2000). Os testes do programa foram realizados primeiramente na aeronave F/A-18, renomeada posteriormente para X-53, e puderam demonstrar com segurança o cumprimento dos requisitos de alto desempenho da aeronave (PENDLETON, 2007). A Figura 1.12 mostra a aeronave F/A-18.



Figura 1.12- Aeronave F/A-18 (X-53) usada no programa AAW.

Fonte: Guimarães Neto (2014).

Portanto, foi possível observar de maneira bem resumida como se deu o desenvolvimento da aeroelasticidade ao longo dos anos, impulsionado muitas vezes pelos próprios desenvolvimentos de aeronaves realizados. Com a evolução das pesquisas e com as características das aeronaves que eram desenvolvidas, foi sendo reforçado gradualmente a importância de uma abordagem multidisciplinar que incorporasse o acoplamento entre a dinâmica estrutural e de corpo rígido. Com o advento massivo das aeronaves flexíveis, tornou-se evidente que era necessário uma reformulação e criação de novas frentes de pesquisa. E é justamente isso que será abordado no próximo item.

1.2. O Advento das Aeronaves Flexíveis

A dinâmica de voo pode ser considerada como o estudo das forças que atuam em um veículo em voo e como este veículo responde a estas forças. A avaliação do veículo ocorre com a versão completa do mesmo e traz fundamentalmente um viés multidisciplinar pela integração de diferentes áreas: desempenho, estabilidade, controle, aeroelasticidade, navegação e guiamento (ETKIN E REID, 1996).

Normalmente, as bibliografias clássicas de dinâmica de voo, como por exemplo Etkin e Reid (1996), tratam as disciplinas de mecânica de voo e aeroelasticidade como independentes, sendo a primeira uma fonte de informações quanto as condições críticas de operação que restringem o envelope de voo e garantem a ausência de fenômenos aeroelásticos, enquanto a segunda fornece dados de limites de velocidade operacional e carregamentos, que são os

batentes e as entradas para o cálculo de desempenho e para simulações numéricas, respectivamente (SILVESTRE, 2007). A Figura 1.13 mostra um resumo da dinâmica de voo clássica.

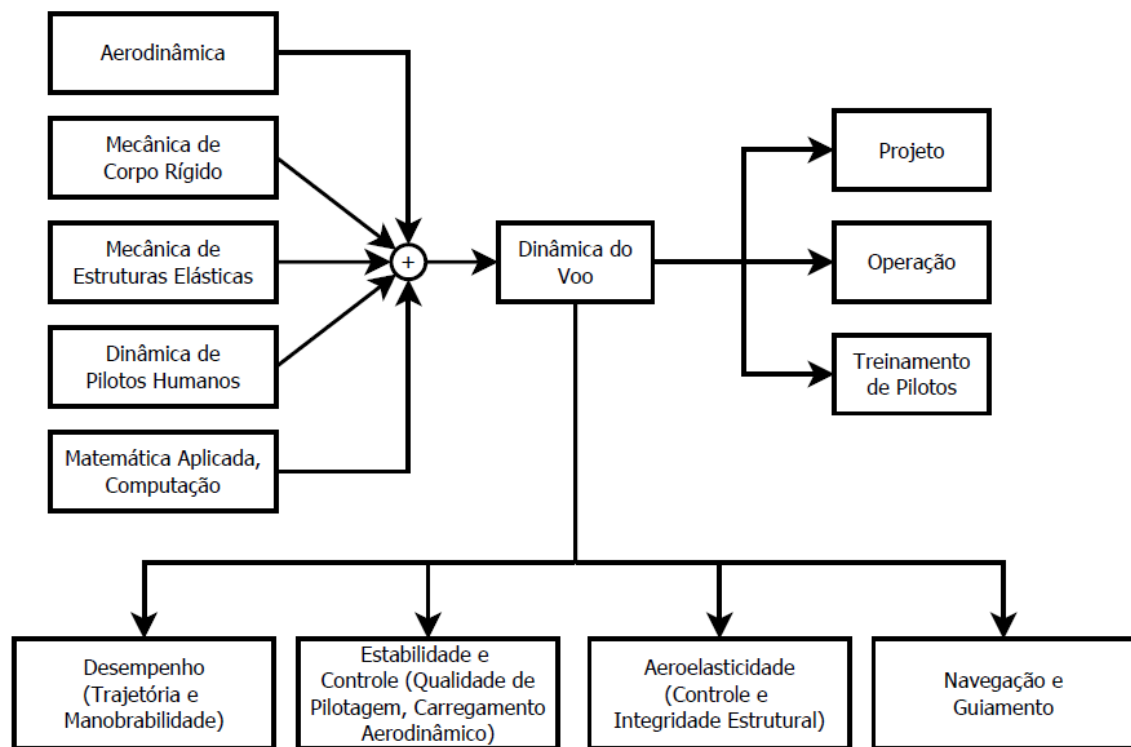


Figura 1.13- Resumo da dinâmica de voo clássica.

Fonte: Bertolin (2015).

O tratamento fornecido pela dinâmica de voo clássica pode ser justificado sempre que as frequências que descrevem a dinâmica estrutural forem altas o suficiente para não causar nenhum tipo de interferência com as frequências características de corpo rígido. Porém, com o aumento da flexibilidade, um tratamento mais conjunto é requisitado para que seja possível a análise de uma mútua interferência das disciplinas (SILVESTRE, 2007; SILVESTRE, 2013).

Sob uma legislação cada vez mais restritiva e diretrizes motivadas pelo conceito de Engenharia Verde, no que se refere ao consumo sustentável de energia e redução drástica de poluentes e ruídos, o desenvolvimento da indústria aeronáutica no século XXI tem experimentado novas tecnologias e materiais para melhorar o desempenho com uma perspectiva ambientalmente correta (BERTOLIN, 2015). Um dos exemplos recentes mais notórios dentro da aviação comercial seria a aeronave Boeing 787 *Dreamliner*, que apresenta uma enorme utilização de material compósito em sua fabricação (BIDINOTTO, 2007) e grandes deformações estruturais que influenciam a dinâmica de voo (SOUSA, 2013), sendo

possível a ponta da asa atingir um deslocamento de 7,92 m em uma condição de alta deformação (VERSIANI, 2016). Uma comparação esquemática entre as abordagens tradicional e integrada pode ser vista na Figura 1.14.

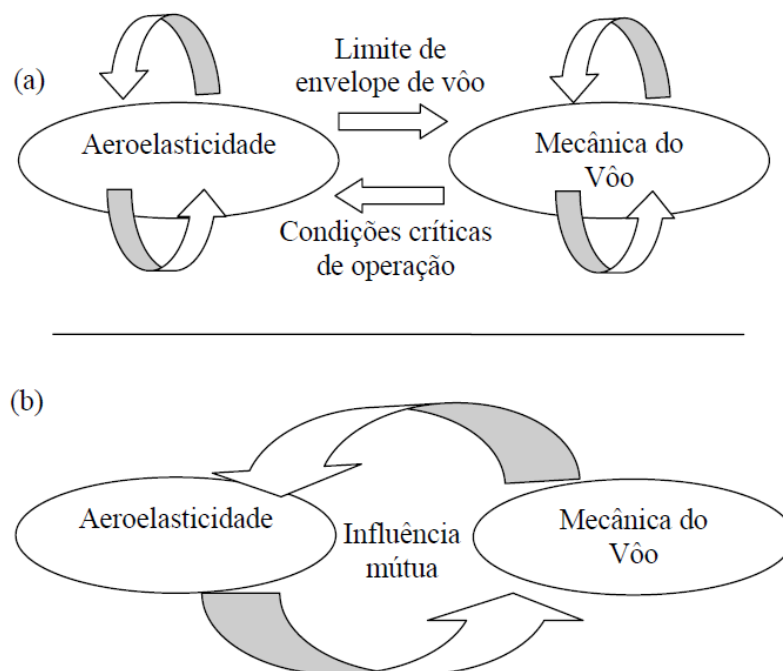


Figura 1.14- a) Interação tradicional; b) Interação integrada.

Fonte: Silvestre (2007).

Com o foco na melhoria da relação resistência/ peso e redução dos custos operacionais, a indústria aeroespacial incrementou significativamente o uso de materiais mais resistentes e leves para alcançar requisitos desejáveis de desempenho e projeto estrutural (SILVESTRE, 2007). Sendo assim, materiais compósitos avançados têm surgido com uma ampla gama de propriedades pela combinação de diferentes tipos de fibras (por exemplo, polímeros, inorgânicas ou metálicas), tamanhos (macro, micro ou nano) e formatos (tubos, partículas, fibras, reboques ou tecidos) embebidos em diversos tipos de matrizes. Fibra de vidro, fibra de carbono e aramida são alguns exemplos de reforços utilizados no meio aeroespacial (BIDINOTTO, 2007).

Naturalmente, a busca por uma maior eficiência energética e melhor desempenho traz consigo a redução do arrasto e a preferência pelo uso de superfícies sustentadoras mais alongadas e menos espessas. Em conjunto, o uso de fuselagens mais longas e delgadas se faz presente para a redução do arrasto e adição de uma quantidade mais significativa de passageiros (SILVESTRE, 2007; GUIMARÃES NETO, 2014).

Com isso, as dimensões das aeronaves são alteradas e, inevitavelmente, a rigidez estrutural e o nível de flexibilidade da estrutura. Este acréscimo da flexibilidade faz com que ocorra uma redução na faixa que separa as frequências dos modos de corpo rígido e as frequências dos modos flexíveis, vide Figura 1.15. Isto significa que, caso seja desprezado a influência da dinâmica estrutural na mecânica de voo de uma aeronave flexível, existirá uma deficiência intrínseca ao processo que introduzirá erros no modelo pela desconsideração da influência da dinâmica estrutural na dinâmica de corpo rígido e vice-versa. Sendo assim, torna-se necessário uma abordagem multidisciplinar que incorpore os múltiplos efeitos estabelecidos por esta interação (BERTOLIN, 2015).

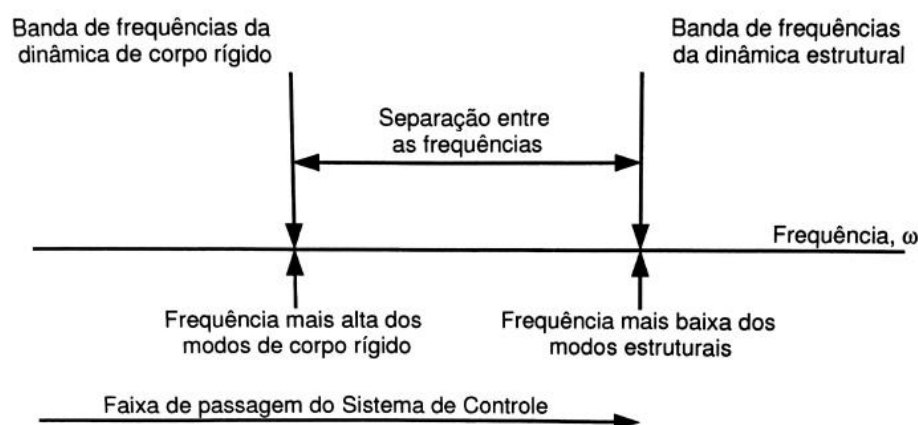


Figura 1.15- Espectro de Frequências de interesse.

Fonte: Bertolin (2015).

O grupo de frequências associadas com a dinâmica de corpo rígido está comprometido com análises nas áreas de desempenho, qualidade de voo e conforto da tripulação/passageiros. Com o inerente aumento da flexibilidade estrutural, a dinâmica estrutural é incorporada no desenvolvimento dos sistemas de controle, pois existe a possibilidade de que um número razoável de modos estruturais tenha frequências similares aquelas encontradas nas análises de corpo rígido (GUIMARÃES NETO, 2014). Em outras palavras, a separação entre as frequências da dinâmica de corpo rígido e da dinâmica estrutural torna-se menor. De acordo com as normativas de qualidades de voo, a frequência de referência para o modo dinâmico de curto período é de 0,5 Hz, valor este que deve ser tomado por base para avaliar se as frequências da dinâmica estrutural são bem maiores ou não (SILVESTRE, 2013).

Logo, um novo tratamento multidisciplinar deveria ser abordado para suprir essa demanda de um estudo conjunto entre a dinâmica de corpo rígido e a dinâmica estrutural. Uma das áreas que emergiram recentemente é a dinâmica de voo moderna (SCHMIDT, 2012), que

aborda uma integração dos assuntos principalmente no que concerne o carregamento aerodinâmico e a distribuição de massa, vide Figura 1.16. Um exemplo para ilustrar o mecanismo pode ser visto quando uma aeronave realiza manobras: o carregamento aerodinâmico é alterado, bem como as deformações estruturais, o que causa uma redistribuição da massa, alteração do centro de gravidade e de parâmetros associados com a inércia da mesma. Com essas mudanças, o comportamento dinâmico é modificado, assim como as características da própria manobra, o que implica em um ciclo de dependência (NELSON, 1998; SILVESTRE, 2007).

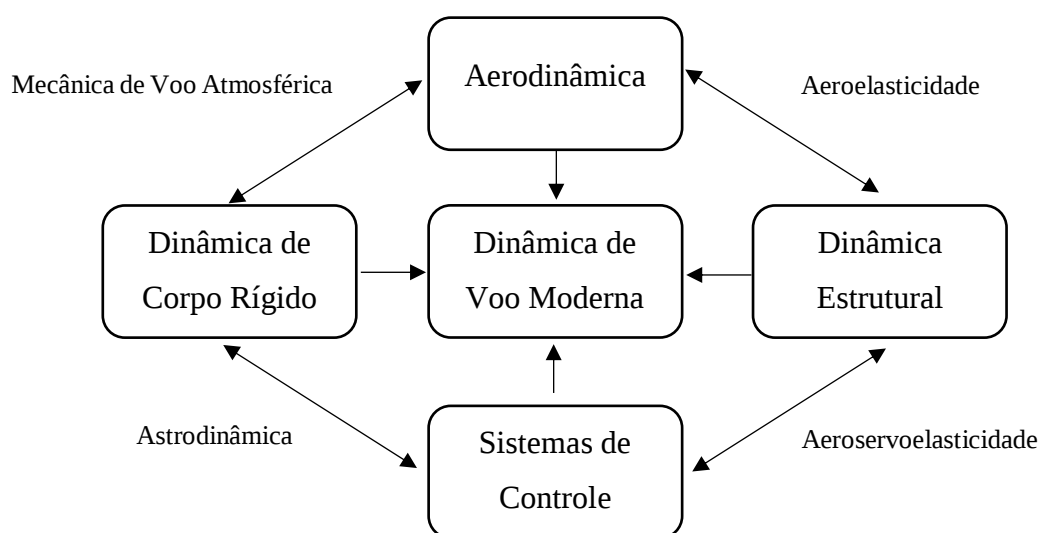


Figura 1.16- Componentes da dinâmica de voo moderna.

Fonte: Adaptado de Schmidt (2012).

Aeronaves com flexibilidade pronunciada ganharam importância na década de 90, com grande destaque para o tipo de aeronave denominada de *High- Altitude Long Endurance* (HALE)³ (PATIL *et al.*, 2001), com uma demanda crescente provocada principalmente pelas necessidades de comunicação, reconhecimento de regiões, vigilância e usos militares gerais. Com estes requisitos, a configuração dessa classe de aeronaves combina o uso de alto alongamento, fuselagens delgadas, superfícies de controle finas e alta flexibilidade em condições normais de operação (SHEARER E CESNIK, 2007). Como consequência direta, a dinâmica de voo e estrutural tornam-se inerentemente não lineares com a presença de altas deformações estruturais em voo (GUIMARÃES NETO, 2014).

³ Aeronaves utilizadas para operar em altas altitudes e ter grande autonomia.

Uma aeronave HALE que ficou bastante conhecida foi o protótipo Helios da NASA, criada pelo *Dryden Flight Research Center* (DFRC), rádio controlada e com 75 metros de envergadura. Duas configurações foram construídas, sendo a primeira (HP01) projetada para operar em altitudes extremamente altas com a utilização de baterias e células solares de alta eficiência, enquanto a segunda (HP03) era destinada para voos de longa duração. Um dos acidentes mais citados na literatura com este tipo de aeronave foi o ocorrido com o protótipo Helios HP03-2 (vide Figura 1.17) no dia 26 de junho de 2003. Ao ter encontrado um regime turbulento em voo, o formato da aeronave, que já tinha uma grande deformação em condições normais de operação, assumiu um alto e instável ângulo de diedro que culminou em uma falha estrutural catastrófica. Dentre as recomendações feitas no relatório de análise, a melhoria dos modelos com uma tratativa mais avançada, multidisciplinar, não linear e no domínio do tempo deveria ser criada para o tratamento e estudo de aeronaves muito flexíveis (NOLL *et al.*, 2004).



Figura 1.17- Aeronave Helios HP03-2.

Fonte: Noll *et al.* (2004).

Outra aeronave da mesma categoria (HALE) teve seu desenvolvimento impulsionado pelo acidente ocorrido com a aeronave Helios foi o modelo X-HALE, desenvolvido na Universidade de Michigan para pesquisas de fenômenos aeroelásticos e aeroservoelásticos em aeronaves de elevada flexibilidade. A aeronave X-HALE pode ser considerada uma plataforma de baixo custo para realização de pesquisas com enfoque principalmente voltado para os efeitos não lineares (difíceis de serem reproduzidos em túnel de vento), já que seu projeto concebeu intrinsecamente a presença de efeitos aeroelásticos (CESNIK E SU, 2011b; CESNIK *et al.*, 2012). O projeto foi concebido de forma que a aeronave apresentasse um modo de *dutch-roll*

instável, mas controlável, acoplado com o primeiro modo de flexão das asas. (CESNIK E SU, 2011b). Outros exemplos de aeronaves tipo HALE que podem ser citados são: DARPA HALE, *Solar HALE Aircraft Multi Payload and Operation* (SHAMPO) e *Zephyr* (VERSIANI, 2016). Um desenho da aeronave X-HALE é mostrado na Figura 1.18.

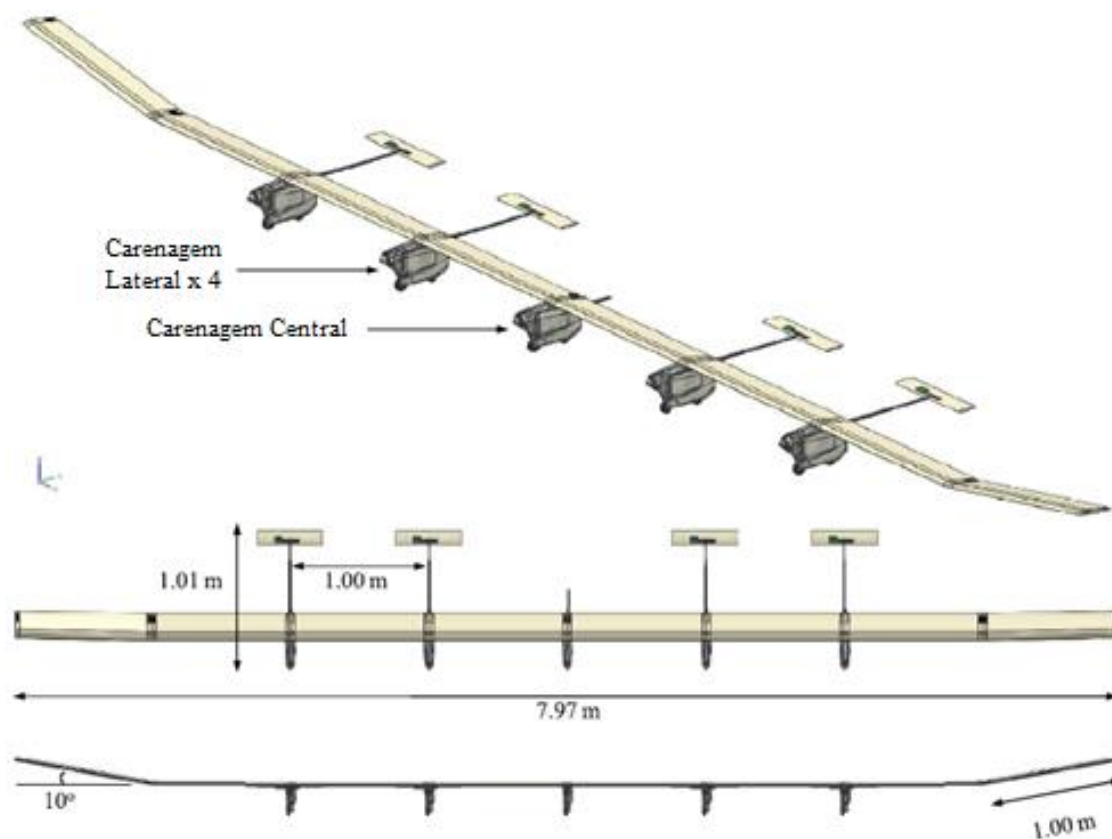


Figura 1.18- Vistas isométrica, superior e frontal da aeronave X-HALE em CAD.

Fonte: Adaptado de Cesnik *et al.* (2012).

Além do surgimento das aeronaves tipo HALE, os VANTs têm tido uma crescente procura para realizar missões. Por não possuírem passageiros, é possível a realização de manobras com maior fator de carga, o que pode provocar um acréscimo relevante nos deslocamentos estruturais sofridos (SILVESTRE, 2007).

De maneira geral, a flexibilidade nas aeronaves é algo recorrente nos desenvolvimentos atuais e requer um tratamento adequado para que informações sobre o comportamento real do veículo possam ser diagnosticadas antes do acontecimento de falhas ou comportamentos inesperados/indesejados. Neste contexto, um entendimento detalhado sobre a matemática e a física envolvida nos fenômenos aeroelásticos assume uma importância significativa.

1.3. Revisão Bibliográfica

O trabalho desenvolvido nesta dissertação contempla prioritariamente análises de aeroelasticidade de um avião flexível, buscando propor um mecanismo físico de ação do *flutter* com base nas informações obtidas a partir dos autovalores e autovetores. Logo, esta seção apresentará um breve resumo de algumas das principais ideias estudadas que têm ligação direta com o propósito aqui empenhado. Para isso, a revisão dos trabalhos foi dissociada em três vertentes, as quais foram postas separadamente devido a particularidade de cada um dos assuntos.

A primeira frente abordada se refere aos estudos e pesquisas sobre aeronaves flexíveis, focando principalmente nas metodologias comumente utilizadas e as pesquisas normalmente feitas nessa classe de aeronaves. Este assunto é crucial, pois é um pilar no qual esta pesquisa está apoiada.

Já a segunda vertente abordada é referente nas principais ideias normalmente encontradas para explicar o mecanismo físico do *flutter*. Torna-se importante conhecer as explicações contidas na literatura para formar uma base de comparação e averiguar se os resultados obtidos estão em consonância com o que é tradicionalmente proposto pela literatura.

Por último é apresentado uma visão geral a respeito do uso dos autovalores e autovetores dentro do campo da aeroelasticidade.

1.3.1. Aeronaves Flexíveis

O assunto da modelagem da dinâmica de voo de aviões flexíveis é muito extenso (SOUSA, 2013). E, embora detectada a necessidade da integração entre as disciplinas de dinâmica de voo e aeroelasticidade há muito tempo (COLLAR, 1946), esta necessidade somente pôde ser desenvolvida com maior veemência com o advento de recursos computacionais para efetuar cálculos e simulações tidas antes como impraticáveis (TUZCU, 2001). Em adição a essa limitação nas pesquisas, as aeronaves antigamente possuíam uma alta rigidez estrutural que tornava menos significativo o acoplamento entre a dinâmica de corpo rígido e a dinâmica estrutural. Porém, o aumento da flexibilidade fez com que a integração das disciplinas fosse mandatória para a criação de modelos mais realísticos. Neste contexto, surgem novas metodologias e modelos matemáticos para suprir a inerente necessidade de integrar as disciplinas no estudo de aeronaves flexíveis. Apesar desse assunto ter sido identificado como

fundamental já na metade do século XX, a validade e representatividade dos diferentes modelos ainda é, segundo Sousa (2013), um tema de pesquisa.

Como o tema de aeronaves flexíveis traz consigo uma grande gama de desenvolvimentos, a apresentação dos trabalhos desenvolvidos buscou agrupá-los em duas frentes: dinâmica estrutural linear e dinâmica estrutural não linear. Essas duas divisões são relativas aos dois tipos de metodologias comumente abordados para o tratamento de aeronaves flexíveis. Em suma, os trabalhos de ambas as vertentes focam em melhorias de modelos e estudos específicos, como por exemplo, melhoria de algum modelo aerodinâmico, avaliação de algum tipo de *flutter* ou algum assunto que ainda gere debate no meio científico.

Mas antes da apresentação desses desenvolvimentos, será mostrado a divisão que se costuma fazer nas metodologias geralmente utilizadas para realizar a formulação matemática dos modelos de aeronaves flexíveis. Para tanto, deve-se atentar primeiramente ao próprio conceito de aeronave flexível.

Apesar da nomenclatura tratar intrinsicamente de um pleonismo, pois todas aeronaves têm um determinado nível de flexibilidade, esta distinção é vista como uma forma de diferenciar a abordagem de corpo rígido, tratada na dinâmica de voo clássica, com a abordagem que integra as disciplinas de aeroelasticidade e dinâmica de voo (dinâmica de voo moderna) (SILVESTRE, 2013). Esta integração propiciou um ambiente fértil para o surgimento de metodologias/formulações matemáticas para o tratamento de aeronaves flexíveis. A complexidade de cada uma dessas ferramentas matemáticas depende, em um âmbito mais geral, do grau de flexibilidade que a aeronave apresenta, podendo ser moderadamente flexível ou muito flexível (SILVESTRE E LUCKNER, 2015).

A designação de aeronaves moderadamente flexíveis surge quando os deslocamentos elásticos estruturais não fazem o centro de gravidade se alterar muito⁴, sendo possível a descrição do movimento realizado por meio de equações lineares (SILVESTRE E LUCKNER, 2015). Essas metodologias em que a dinâmica de voo é não linear, mas a dinâmica estrutural é linear (limitada a pequenos deslocamentos estruturais), compõem a primeira abordagem de aeronaves flexíveis aqui enunciada, cuja denominação, segundo Sousa (2013), é *Nonlinear Flight Dynamics – Linear Structural Dynamics* (NFLS).

Já a nomenclatura de aeronave muito flexível é caracterizada por grandes deformações elásticas e, portanto, com uma possível alteração significativa do posicionamento do centro de

⁴ Sousa (2013) complementa essa definição em sua tese com a conclusão de que a origem do sistema de eixos médios e sistema de eixos do corpo podem ser consideradas coincidentes se as deformações elásticas forem pequenas.

gravidade quando o veículo está sujeito a grandes deslocamentos estruturais ⁵. Com isso, as aeronaves muito flexíveis violam, a rigor, as premissas básicas de linearidade da dinâmica estrutural e exigem uma tratativa diferenciada em virtude disso (SILVESTRE E LUCKNER, 2015). As metodologias em que ambas as vertentes, dinâmica de voo e dinâmica estrutural, são consideradas não lineares, geralmente são nomeadas de metodologias *Nonlinear Flight Dynamics – Nonlinear Structural Dynamics* (NFNS) (SOUSA, 2013).

Sob uma perspectiva geral, a metodologia NFLS mostra similaridade quando comparada com a dinâmica de voo tradicional. Entretanto, a consideração de desacoplamento inercial e linearidade da dinâmica estrutural perde a validade quando se trata de uma aeronave com alta flexibilidade. Diferentemente da metodologia NFLS, a NFNS faz as considerações de dinâmica estrutural não linear, acoplamento inercial e não possui semelhança com a dinâmica de voo tradicional (SOUSA, 2013). Mais detalhes sobre essas metodologias serão apresentados no Capítulo 02.

Enunciado os conceitos gerais sobre as metodologias NFLS e NFNS, nos próximos itens serão apresentados alguns dos trabalhos feitos quanto as considerações de pequenos ou grandes deformações estruturais.

1.3.1.1. Dinâmica Estrutural Linear— NFLS

Um dos pioneiros a estudar a influência da flexibilidade na dinâmica de voo de aeronaves foi Milne (1964). Em seu trabalho, Milne estudou a estabilidade longitudinal de uma aeronave e considerou a estrutura como um meio elástico contínuo constituído por um conjunto de vigas no modelo estrutural. Para a modelagem aerodinâmica, a teoria das faixas foi usada para se calcular as cargas aerodinâmicas incrementais e três sistemas de eixos de referência foram usados: fixo ao corpo não deformável; sistema dos eixos médios⁶, cuja origem não tem ligação com nenhum ponto fixo do corpo; e, por último, o sistema de eixos principais. Foi assumido por Milne (1964) a presença de pequenas deformações estruturais e a colinearidade entre a quantidade de movimento e os deslocamentos sofridos.

Como um dos primeiros trabalhos expressivos desenvolvidos com essa abordagem NFLS, pode ser destacado a pesquisa mostrada em Waszak e Schmidt (1988). Estes autores consideraram o movimento longitudinal de uma aeronave flexível modelada com o uso do

⁵ Uma análise detalhada pode ser encontrada em Sousa (2013).

⁶ Normalmente a modelagem dinâmica de aeronaves moderadamente flexíveis emprega de maneira árdua o sistema de eixos médios para realizar o desacoplamento inercial, tal que o único acoplamento existente entre a dinâmica de corpo rígido e a dinâmica estrutural seja feito de maneira aerodinâmica (BERTOLIN, 2015).

referencial dos eixos médios como sistema de referência do corpo. O acoplamento inercial é eliminado e as equações do movimento são obtidas pelo princípio de Lagrange ⁷. Os modos elásticos e de corpo rígido são acoplados apenas pela ação das cargas aerodinâmicas incrementais. A modelagem aerodinâmica, por sua vez, é feita pela teoria das faixas em um modelo quase-estacionário e possibilita que coeficientes de influência entre o carregamento aerodinâmico e os graus de liberdade elásticos sejam obtidos. Estes coeficientes de influência são semelhantes as derivadas de estabilidade, usadas na dinâmica de voo tradicional.

Com o uso da metodologia proposta em Waszak e Schmidt (1988), Schmidt e Raney (2001) estudaram os efeitos da flexibilidade em aeronaves de grande porte. Já Silvestre (2007) estendeu a metodologia para analisar a dinâmica látero-direcional de uma aeronave moderadamente flexível e realizar a implementação de leis de controle de voo. Não somente os coeficientes longitudinais são calculados nas análises de dinâmica de voo, mas também os coeficientes látero-direcionais. Estes resultados foram estendidos por Silvestre (2013) ao ser utilizada a uma abordagem com o uso da teoria das faixas e aerodinâmica não estacionária no domínio do tempo. Dentre os principais objetivos procurados, destacou-se o de criar uma metodologia simples, barata e confiável de modelagem de aeronaves moderadamente flexíveis que possibilitasse o acoplamento entre a dinâmica de voo e a aeroelasticidade. Como parte experimental de seu trabalho, o protótipo STEMME S158 foi utilizado e os resultados obtidos na campanha de ensaios e testes demonstrou que a modelagem feita foi capaz de prever o comportamento real da aeronave. Com isso, a metodologia mostrou-se como adequada para aplicações em projetos de leis de controle e análises de estabilidade. Silvestre e Luckner (2015) mostraram essa abordagem de modo mais resumido em conjunto com os principais resultados alcançados, dentre os quais podem ser destacados que o modelo foi capaz de capturar as tendências de movimento da estrutura em uma ampla faixa de frequências reduzidas e que o desempenho computacional foi aceitável.

De maneira bem similar, Guimarães Neto (2008) utilizou a mesma metodologia de Silvestre (2007) e distinguiu-se pelo modelo aerodinâmico empregado. O referido autor, Guimarães Neto (2008), lança mão de uma formulação com enfoque em um modelo aerodinâmico não estacionário obtido pela aplicação do DLM para calcular as cargas aerodinâmicas incrementais, comparando os resultados obtidos com o VLM em um modelo

⁷ Apesar da ampla utilização do princípio de Lagrange, outras formas podem ser utilizadas para obter as equações do movimento, como exemplo, o princípio de Hamilton (CAVIN III E DUSTO, 1977; BROWN, 2003; SHEARER, 2006; SU, 2008; RIBEIRO, 2011; SOUSA, 2013) ou a própria mecânica newtoniana (KEYES, SEILER E SCHMIDT, 2017).

quase-estacionário. Como conclusões principais, destaca-se a relevância de incorporar efeitos não estacionários relativos aos amortecimentos ocasionados nas respostas aerodinâmicas decorrentes do atraso da resposta. Anos mais tarde, o mesmo autor, Guimarães Neto (2014) e Guimarães Neto *et al.* (2016) apresentam uma formulação baseada em um sistema de eixos genérico do corpo (*General Body Axes*) que possibilita a escolha arbitrária de um sistema de eixos. Este desenvolvimento pressupõe uma dinâmica estrutural baseada em elementos finitos e a possibilidade deste sistema de eixos não ser coincidente com o sistema no qual as cargas aerodinâmicas são calculadas. O modelo aerodinâmico base é o DLM, corrigido com efeitos transônicos e viscosos, com representação do atraso aerodinâmico. A metodologia se demonstra como uma alternativa útil para escolha independente dos sistemas de eixos do corpo, aerodinâmico e estrutural a ser usado.

Ainda no contexto da metodologia desenvolvida em Waszak e Schmidt (1988), Pogorziélki (2010) estudou um modelo de planador moderadamente flexível com enflechamento negativo quanto à dinâmica do movimento. O modelo é inercialmente desacoplado pela aplicação do sistema de eixos médios e a modelagem aerodinâmica é feita pela teoria das faixas não estacionária, com modificações para se modelar asas enflechadas.

Com o foco em estudos de controle, Da Silva (2010) criou uma representação de aeronave comercial moderadamente flexível para estudar técnicas de controle ótimo não linear. Já Silvestre *et al.* (2017) analisaram o projeto de leis de controle para aeronaves flexíveis em um modelo numérico tomado como base para aplicação e demonstração das melhorias no desempenho em malha fechada e nas margens de estabilidade.

Tuzcu (2001) usou a metodologia desenvolvida em Meirovitch (1991) para aplicação em aeronaves flexíveis, com uma abordagem integrada entre a dinâmica de voo e a aeroelasticidade linear (NFLS). Meirovitch e Tuzcu (2004) mostraram metodologias distintas para o tratamento de aeronaves flexíveis, porém ainda sob a consideração de pequenas deflexões estruturais. Ainda avaliando o acoplamento completo entre a dinâmica estrutural de uma aeronave flexível com a dinâmica de corpo rígido, Saltari *et al.* (2017) baseiam-se na formulação de Cauchy. A formulação desenvolvida considera pequenas perturbações, aerodinâmica não estacionária modelada pelo DLM e linearização em torno da condição trimada. Nos resultados obtidos são discutidos a influência do acoplamento inercial e aerodinâmico na resposta e estabilidade de um modelo com a dinâmica de voo e aeroelasticidade integradas.

Com o intuito de desenvolver uma plataforma pra estudo de aeronaves flexíveis, mas ainda no contexto linear, a ferramenta chamada de CA²LM é mostrada em detalhes em Pontillo *et al.* (2017). Ela pode ser aplicada em um conjunto considerável de aeronaves flexíveis, concebendo resultados importantes desde valores de cargas até qualidades de voo. A plataforma possui uma grande quantidade de modelos de superfícies de controle que podem ser aplicadas na aeronave para estudos da dinâmica da aeronave em diversas condições de voo. Os autores estudaram a aplicação de ailerons e spoilers no alívio de carga e encontraram uma redução de 10 % nos momentos fletores e torsores avaliados na raiz da aeronave.

Alguns outros exemplos de aplicação da metodologia NFLS podem ser encontrados em Schmidt (2012) e Bertolin (2015).

1.3.1.2. Dinâmica Estrutural Não Linear— NFNS

As metodologias NFNS compreendem o segundo grande ramo de estudos em aeronaves flexíveis. Como exemplo de um dos primeiros trabalhos realizados com um modelo de aeronave muito flexível, pode ser destacado a pesquisa de Van Schoor e Von Flotow (1990). Estes autores utilizaram vigas para modelagem estrutural e da teoria das faixas com efeitos não estacionários para modelar a parte aerodinâmica, sendo possível notar que a dinâmica de voo de aeronaves flexíveis é altamente dependente das condições de voo e que é necessário a incorporação desses efeitos em estudos de controle quando a aeronave de análise tem uma flexibilidade notável.

Patil, Hodges e Cesnik (1998) concluíram que as altas deformações podem alterar significativamente o carregamento aerodinâmico, o que torna essencial uma abordagem multidisciplinar em aeronaves com altas deflexões estruturais. Já Patil, Hodges e Cesnik (2000) mostraram que as não linearidades presentes no estol fazem com que a velocidade de início de *flutter* previsto por uma abordagem linear caia drasticamente. Além disso, os resultados mostraram a presença de LCO e que instabilidades podem ser induzidas devido a perturbações. Patil, Hodges e Cesnik (2001) verificaram que a dinâmica de voo da aeronave, bem como a condição trimada, são diretamente influenciadas pela flexibilidade das asas. O modelo não linear também foi capaz de prever a redução da força vertical provocada pela alta flexão.

Também com foco na abordagem de metodologias capazes de considerar grandes deformações estruturais, Drela (1999) desenvolveu um modelo de simulação de aeronave com acoplamento entre as disciplinas de aeroelasticidade, dinâmica de voo e leis de controle. São utilizadas vigas não lineares que permitem altas deformações arbitrárias no modelo estrutural,

enquanto o modelo aerodinâmico abrange a utilização de efeitos não estacionários de estol⁸ e vorticidade. A formulação foi implementada em um programa chamado de ASWING, voltado para o projeto preliminar.

Hesse e Palacios (2012) derivaram as equações do movimento de uma aeronave muito flexível assumindo grandes movimentos de corpo rígido, mas pequenas deformações em torno da condição de equilíbrio não linear⁹. A metodologia preserva o acoplamento giroscópico entre a dinâmica estrutural de corpo rígido e não pode ser desprezada em um problema de natureza rotacional com a abordagem de eixos médios, pois falha na previsão das corretas deformações elásticas. Como extensão da pesquisa, Hesse, Palacios e Murua (2014) investigaram a linearização de deformações estruturais por meio de métodos de perturbação a partir de uma resposta não linear da dinâmica de voo em uma aeronave com asas delgadas e flexíveis. A principal conclusão extraída do trabalho é que é possível obter uma condição inicial trimada com grandes deformações, o que não era possível com o uso dos eixos médios.

Em sequência são apresentados alguns tópicos contendo trabalhos relacionados com diferentes assuntos dentro do contexto da abordagem NFNS.

1.3.1.2.1. Tipos de Metodologias NFNS

Uma das frentes desenvolvidas com a metodologia NFNS para aeronaves muito flexíveis, que tem relação direta com a pesquisa aqui desenvolvida e será revelada em maiores detalhes no segundo capítulo, é a formulação baseada em deformações que é apresentada inicialmente em Cesnik e Brown (2002) e Brown (2003). Em resumo, nesta formulação a dinâmica estrutural utiliza como coordenadas generalizadas as deformações estruturais. Por comodidade, este tipo de metodologia será tratado ao longo do texto como NFNS_s para evidenciar de que se trata da metodologia baseada em deformações (*Strain-based*).

Cesnik e Brown (2002) procuraram principalmente o uso da deformação para realizar o controle de rolamento em asas de alto alongamento a partir de atuadores piezelétricos anisotrópicos embutidos na estrutura. Dentre os resultados mais notáveis, foi possível notar inicialmente uma melhora no desempenho em rolagem de uma aeronave de alta flexibilidade, tipo HALE, quando comparado com o uso de ailerons tradicionais. Um ano depois, os mesmos autores, Cesnik e Brown (2003), estenderam a pesquisa realizada para averiguar se os resultados

⁸ Um modelo de estol modificado pode ser encontrado em Wang *et al.* (2016).

⁹ Isto porque alguns estudos já apontaram que as deformações obtidas em torno da condição de equilíbrio são bem menores do que as deformações da condição trimada.

realmente eram satisfatórios. Foi considerado um modelo com seis graus de liberdade de corpo rígido e acoplamento total em três dimensões: torção, flexão e extensão em um modelo com vigas não lineares. Porém, os resultados mostraram perda súbita na rigidez em razão da flambagem capturada na parte traseira da asa apenas pelo modelo não linear. Logo, a taxa de rolagem produzida foi inferior àquela produzida tradicionalmente pelo uso de ailerons e foi possível evidenciar a importância do uso de abordagens não lineares.

Analogamente ao uso de atuadores piezelétricos por Cesnik e Brown (2002), outro estudo ainda realizado com o emprego da metodologia NFNS_s e desses atuadores é encontrado em Tsushima e Su (2018). Estes autores estudam uma asa multifuncional muito flexível com a presença de materiais piezelétricos e um fino filme de célula de bateria que agem em conjunto para efetuar um controle adaptativo de vibração. O filme de bateria é formado por baterias de lítio para acumular a energia armazenada nos dispositivos piezelétricos. Os autores também focam a pesquisa no que se refere a captação de energia. Um controlador é implementado na ação dos atuadores piezelétricos e o projeto da asa prioriza a capacidade de reduzir as vibrações juntamente com um algoritmo para alívio de carga é desenvolvido. Em outro trabalho, Tsushima and Su (2017) abordaram a supressão de *flutter* em asas muito flexíveis com o uso ativo e passivo de transdução piezelétrica. A inserção do efeito piezelétrico é feita nas equações dinâmicas da viga e a ação é realizada ativamente na supressão do *flutter* por atuadores piezelétricos. A atuação passiva é feita pela adição de amortecimento na vibração da asa, feita a partir da coleta de energia. Segundo os autores, o sistema utilizado é capaz de converter a energia de vibração das asas em energia elétrica. Além disso, um controlador é desenvolvido para realizar a supressão de LCO e os efeitos originados pela incorporação dos mecanismos de ação nas características de *flutter* nas asas são também avaliadas. Os resultados mais importantes alcançados são que os sistemas desenvolvidos possibilitam uma melhora no desempenho da aeronave no que diz respeito à estabilidade aeroelástica e aspectos relativos ao consumo de energia elétrica.

O desenvolvimento da metodologia NFNS_s possibilitou muitas frentes de pesquisas, assim como mostrado em Cesnik e Su (2005, 2006, 2011, 2014), Shearer (2006), Su (2008), Su, Huang e Hammerton (2017), Ribeiro (2011) e Sousa (2013).

O primeiro deles, Cesnik e Su (2005), mostrou uma extensão da metodologia de estudos para analisar a taxa de rolamento e elaboraram uma aeronave completamente flexível, haja visto que em Cesnik e Brown (2002, 2003) a fuselagem e a cauda foram modeladas como rígidas. Com a avaliação de duas configurações de aeronaves, *single-wing* e *joined-wing*, a última

apresentou maior susceptibilidade à flexibilidade induzida da fuselagem e cauda, tendo o um pior desempenho em rolagem quando comparada com a primeira configuração.

Cesnik e Su (2006) mostraram um método de modelagem a ser utilizado a partir do acoplamento entre a dinâmica de voo não linear com a aeroelasticidade em asas voadoras muito flexíveis. Um modelo de rajada distribuída assimetricamente foi aplicado no domínio do tempo para avaliar o comportamento do veículo voador quando submetido a tais perturbações. O método conta com uma estrutura de elementos finitos não lineares e de baixa ordem que é capaz de avaliar efeitos não lineares estruturais. Um modelo é proposto para mensurar a mudança da rigidez torcional devido ao enrugamento da superfície da estrutura devido à grande curvatura da asa em flexão. Um dos resultados importantes foi a constatação da necessidade de se considerar os efeitos de estol no modo instável de fugóide.

Shearer (2006) foi capaz de reduzir o custo computacional ao substituir expressões encontradas numericamente por expressões analíticas. Já o tratamento adicional efetuado por Su (2008) foi no sentido de possibilitar a implementação de fuselagens flexíveis e estudos com a configuração de aeronave que possui as extremidades conectadas (*Joined- Wing*). Este mesmo tipo de configuração é também avaliado em Su, Huang e Hammerton (2017). Neste trabalho, Su, Huang e Hammerton se concentraram no estudo de manobras da aeronave modelada, com o intuito de adquirir um melhor entendimento das características aeroelásticas não lineares (por exemplo, em manobra de rolamento) e das múltiplas interações existentes entre diferentes partes da aeronave.

Ribeiro (2011) utilizou um modelo de vigas não linear para representar a dinâmica estrutural. Uma plataforma numérica de estudos, titulada de AEROFLEX, foi criada para averiguar os efeitos da flexibilidade nas características dinâmicas, possibilitando que simulações não lineares ao longo do tempo sejam efetuadas. Uma asa voadora de alto alongamento foi utilizada nas análises, mas a ferramenta desenvolvida criou espaço para o desenvolvimento de outros tipos de veículos voadores.

Um dos trabalhos que utilizou o AEROFLEX como base de desenvolvimento é apresentado em Sousa (2013), tornando possível análises de dinâmica de voo e técnicas de controle em um modelo de aeronave flexível com dimensões similares às aeronaves Embraer 190 e Boeing 737/300. Além disso, Sousa (2013) realizou uma comparação entre as metodologias NFLS e NFNS_s. Para tanto, um modelo de aeronave flexível feito em ambas as metodologias foi utilizado como base de comparação, sendo que o modelo de aeronave base foi feito inicialmente em Da Silva (2012) com a metodologia NFLS. As metodologias diferenciam-

se não somente pelo modelo estrutural, mas também quanto aos aspectos aerodinâmicos e em relação as equações do movimento que descrevem o comportamento da aeronave. Pela consideração não linear, a metodologia NFNS torna-se mais realística, porém demanda consideravelmente mais tempo computacional para gerar os resultados (Sousa, 2017)¹⁰.

Similarmente ao que foi realizado em Sousa (2013), Hesse, Palacios e Murua (2014) desenvolveram uma pesquisa voltada para a comparação da metodologia NFLS com a metodologia NFNS baseada em deslocamentos (NFNS_d). Os autores realizaram a linearização do modelo estrutural não linear em uma condição de trimagem também não linear para realizar a comparação com a metodologia NFLS. Dentre os resultados encontrados, destaca-se que a aproximação por eixos médios não é precisa o suficiente para predizer as deformações estruturais que realmente existem.

Cesnik e Su (2011a) abordaram uma formulação NFNS_s para representar um modelo estrutural e aeroelástico de uma aeronave muito flexível com asas delgadas. Para tanto, foram utilizadas vigas no modelo, hábeis para capturar não linearidades geométricas e fornecer bons resultados para estudos em controle e aeroelasticidade. Os resultados encontrados foram comparados com a metodologia baseada puramente em deslocamentos (na qual o MSC.Nastran se apoia) e uma formulação mista (deformação e deslocamento). Um dos principais resultados foi a capacidade do modelo desenvolvido pelos autores gerar os mesmos dados das outras duas metodologias citadas com uma menor quantidade de graus de liberdade para resolver o problema proposto.

Cesnik e Su (2014) usaram a formulação NFNS_s em problemas estáticos e transientes, cujas excitações externas podem ser estruturais ou aerodinâmicas. Como resultados importantes, podem ser citados a possibilidade de aplicação em estruturas feitas em material compósito e a necessidade de um menor número de graus de liberdade para representar o mesmo grau de complexidade do problema. Apesar da economia computacional não ter sido tão expressiva como era esperado pelos autores, a metodologia apresentada também é capaz de ser usada conjuntamente com dados tipicamente captados por sensores utilizados em estudos de controle (*strain gauges*).

Vale notar que existem mais tipos de metodologias NFNS e uma comparação entre as diferentes metodologias utilizadas no tratamento de aeronaves muito flexíveis é revelada em Palacios, Murua e Cook (2010). No trabalho desenvolvido, Palacios, Murua e Cook (2010)

¹⁰ Existem também pesquisas que seguem neste viés de redução do custo computacional, assim como apresentado em Hesse e Palacios (2014) e Palacios, Wang e Wynn (2015).

mostraram que os modelos estruturais dinâmicos podem contemplar uma formulação baseada em: deslocamentos (NFNS_d), deformações (NFNS_s) ou intrínseca/mista (combinação das outras duas- NFNS_i). Uma aeronave com asas de grande alongamento foi modelada geometricamente com vigas feitas em material compósito e um modelo aerodinâmico não estacionário foi usado (com base nos métodos das faixas e VLM). Dentre os resultados obtidos, pode se destacar que no modelo estrutural a abordagem intrínseca é muito mais rápida em termos computacionais do que as outras metodologias para o modelo de aeronave avaliado. Além disso, eles concluíram que a formulação baseada em deformações é um método alternativo eficiente. Já em relação ao modelo aerodinâmico, foi encontrado que o método das faixas gera resultados satisfatórios quando o problema é dominado por pequenas amplitudes, enquanto as descrições tridimensionais (por exemplo, VLM) são mais precisos quando a dinâmica do movimento das asas possui grandes amplitudes de oscilação e as frequências reduzidas tem magnitude baixas ou moderada.

1.3.1.2.2. Aeroelasticidade Estática

Apesar da aeroelasticidade dinâmica ser na maioria das vezes o foco das pesquisas, há trabalhos que buscam analisar a parte estática do problema. É o que acontece, por exemplo, em Garcia (2005), Changchuan *et al.* (2013) e Suleman *et al.* (2016).

O primeiro deles, Garcia (2005), desenvolveu uma análise aeroelástica não linear para analisar as características aeroelásticas asas de grande alongamento em velocidades transônicas. Utilizando um acoplamento entre a geometria que incorpora efeitos não lineares em vigas e um modelo computacional fluidodinâmico *Reynolds Average Navier- Stokes* (RANS), análises são voltadas para aeroelasticidade estática em asas com ou sem enflechamento. As asas sem enflechamento mostraram maior propensão ao aparecimento de reversão de comandos devido ao aumento substancial do momento tursor. Um dos resultados mais interessantes é referente a redução do acoplamento entre flexão-torção quando o enflechamento é utilizado.

Chagchuan *et al.* (2013) mostraram um novo método criado para analisar aeroelasticidade estática. Este método é fundamentado no VLM e permite uma modelagem aerodinâmica em asas com grandes deformações estruturais. O novo método, segundo os autores, combina uma metodologia estrutural baseada em elementos finitos, que não se limita a estruturas simples, com um modelo aerodinâmico não linear, o que produz melhores aspectos computacionais relativos à precisão dos resultados e eficiência quando comparado ao modelo linear usualmente usado em análises estáticas similares.

Já Suleman *et al.* (2016) usaram um modelo computacional capaz de avaliar os efeitos das não linearidades geométricas em aeronaves com grande alongamento. Um modelo com 20 metros de envergadura e um metro de corda é estudado quanto às variações no tamanho da corda da asa e no afilamento (*taper ratio*). Os resultados gerados por soluções de equilíbrio na aeroelasticidade estática são comparados em termos da polar de arrasto, momento de flexão na raiz da asa e frequências naturais.

1.3.1.2.3. Plataformas de Estudos

De maneira análoga a plataforma de estudos ASWING (DRELA, 1999) e o AEROFLEX (RIBEIRO, 2011), outras plataformas de estudos foram/são criadas e usadas para estudo de aeronaves muito flexíveis em função do baixo custo, boa capacidade científica e predição do comportamento da aeronave. Alguns exemplos dessas plataformas de estudos são: *Nonlinear Aeroelastic Trim And Stability for HALE Aircraft* (NATASHA) (PATIL E HODGES, 2006), NAST (SHEARER E CESNIK, 2007) e SHARP (MURUA, PALACIOS E GRAHAM, 2012a, 2012b).

O programa de computador nomeado de NATASHA foi utilizado em Patil e Hodges (2006) a fim de mostrarem uma teoria para análise dinâmica de voo de asas voadoras muito flexíveis. O movimento da aeronave é acoplado com deformação estrutural geometricamente não linear. Com uma análise em um modelo típico de asa voadora de grande alongamento, os resultados indicam que ocorre uma grande deformação durante a trimagem e a mudança significativa das características dinâmicas quando a aeronave se encontra deformada. Um dos exemplos citados é em relação ao par de raízes conjugadas complexas de curto período se fundindo para se tornar duas raízes reais, ao mesmo tempo que o modo fugóide se torna instável.

A ferramenta de simulação NAST, desenvolvida via MATLAB, foi validada com resultados numéricos e experimentais encontrados na literatura. Shearer e Cesnik (2007) a utilizaram em uma modelagem de uma aeronave muito flexível com acoplamento das equações de movimento de seis graus de liberdade com as equações aeroelásticas que governam as não linearidades estruturais geométricas. As simulações feitas mostraram a importância de considerar os efeitos não lineares no modelo estrutural, com diferenças importantes na arfagem, rolagem e guinada, que não são capturadas pela abordagem linear ou pelas análises tradicionais de dinâmica de voo.

Com a plataforma de simulação de aeronaves de alto alongamento SHARP, Murua, Palacios e Graham (2012a) apresentaram aplicações práticas em aeroelasticidade e dinâmica de

voo acerca do *Unsteady Vortex-Lattice Method* (UVLM), além de fazerem uma revisão histórica dos últimos desenvolvimentos realizados no assunto. No artigo são apresentados a maneira de se implementar o método e como ele pode ser uma boa alternativa no tratamento da dinâmica de voo de aeronaves flexíveis. Os referidos autores concluem que o tempo economizado com o uso do DLM não tem muita relevância quando comparada com a aplicação do UVLM e que o UVLM é capaz de atualizar a malha aerodinâmica quando encontra grandes deformações e cargas. Esta mesma base de simulações foi utilizada pelos mesmos autores em Murua, Palacios e Graham (2012b) na avaliação dos efeitos ocasionados pela mútua interferência entre as esteiras produzidas nas asas e nas empenagens horizontais, tendo também o *downwash* assumindo um papel relevante no estudo da dinâmica longitudinal da aeronave. O efeito da esteira da asa na cauda foi mais significativo quando a distância relativa entre ambas foi menor.

1.3.1.2.4. Aerodinâmica

Em termos de desenvolvimentos mais relacionados com a parte aerodinâmica, podem ser destacados os trabalhos de Hesse e Palacios (2014), Guimarães Neto *et al.* (2014), Marqui *et al.* (2017), Parenteau e Laurendeau (2018), Mallik, Schetz e Kapania (2018) e Opgenoord, Drela e Willcox (2018).

No contexto do UVLM, Hesse e Palacios (2014) buscam analisar a redução de modelo com base no truncamento e técnicas de fatoração. A técnica foi capaz de fornecer uma grande redução no tamanho do modelo e com a preservação das características não estacionárias do escoamento. O custo computacional é bem semelhante aos métodos baseados em frequência, mas o modelo é destacado pelos autores pela sua maior representatividade por abordar carregamentos de manobra e rajadas, isto é, maiores perturbações.

Guimarães Neto *et al.* (2014) abordaram um novo método, nomeado de Método de Posicionamento do Ponto de Controle, para uso no processo de modelagem aerodinâmica em estudos aeroelásticos. O método é capaz de alterar intrinsecamente os valores dos coeficientes de influência aerodinâmicos a partir do deslocamento dos pontos de controle de cada painel, onde a condição de escorregamento nulo é satisfeita, contrastando a prática usual de correção dos fatores pela multiplicação das matrizes aerodinâmicas geradas pelos VLM e DLM. Os resultados encontrados pelo novo método revelam boa concordância com dados disponíveis na literatura, bem como com as diferentes metodologias já desenvolvidas.

Marqui *et al.* (2017) revelaram um novo método para modelagem aeroelástica no domínio do tempo, tomando por base uma modificação nos polinômios de Laguerre, que são utilizados para aproximar forças aerodinâmicas não estacionárias definidas no domínio da frequência com o método DLM, para representar quantidades complexas. No método apresentado as matrizes que representam o sistema aeroelástico mantêm a mesma dimensão das matrizes da dinâmica estrutural, sendo isto um ponto positivo já que normalmente a representação clássica em espaço de estados acrescenta termos devido ao atraso aerodinâmico e aumentam de maneira considerável a dimensão das matrizes.

Parenteau e Laurendeau (2018) mostraram um *solver* não linear no domínio da frequência para o VLM. A solução é assumida como periódica, a circulação na asa é modelada por séries de Fourier sem a necessidade da hipótese de que as asas estão sujeitas apenas a pequenas amplitudes de oscilação e assumindo que a esteira formada é conhecida. Com a proposição de duas abordagens distintas para a resolução de problemas, iterativa (segregada) e direta no domínio da frequência, o sistema linear do VLM é comparado com a clássica teoria de Theodorsen, com o DLM e com o UVLM. O método consegue, segundo os autores, capturar as não linearidades presentes na esteira e requerer um tempo de processamento menor quando comparado com o UVLM, o que o torna útil para o uso na indústria aeroespacial.

1.3.1.2.5. Estudos Empíricos

Além da modelagem de aeronaves flexíveis, existem pesquisas focadas com a obtenção de dados de ensaios, que poderão ser usados na validação dos modelos implementados. É o que ocorre, por exemplo, com Cesnik e Su (2010, 2011b) e Doherty *et al.* (2019).

Cesnik e Su (2011b) têm feito pesquisas com os dados obtidos com o avião experimental X-HALE. Eles têm buscado a aquisição de dados para validação dos resultados previstos pela metodologia NFNS_s.

Cesnik e Su (2010) estudaram o modelo experimental da força área americana *High Lift-Over-Drag Active* (HiLDA). As análises feitas foram principalmente voltadas para as características dinâmicas de voo e estabilidade aeroelástica. Os autores discutiram o acoplamento entre flexão e torção e os efeitos estruturais e aerodinâmicos não lineares encontrados. Instabilidades foram encontradas, nas quais houve um acoplamento de um modo elástico asa-fuselagem com o modo de curto período.

Já Doherty *et al.* (2019) fizeram análises preliminares acerca de uma avaliação experimental para mostrar a interação significativa que existe entre o LCO e a força de

excitação. É mostrado que as interações existentes entre a instabilidade dinâmica e a resposta forçada de um sistema aeroelástico podem apenas ser capturadas por um modelo não linear. Recentemente, sob perspectiva da aeroelasticidade dinâmica, pode ser destacado o estudo do BFF em Iannelli, Marcos e Lowenberg (2016, 2018) e Pitt, Sexton e Byun (2016).

Em Iannelli, Marcos e Lowenberg (2016) desenvolveram um estudo sensitivo por meio do método p-k e de uma técnica robusta de análise de *flutter* para estudar o papel desempenhado por dois parâmetros principais: rigidez da asa sob flexão e a distância do estabilizador horizontal da cauda. O exemplo desenvolvido mostra o potencial em inferir regimes críticos possíveis da BFF e a capacidade de uma análise complexa robusta mais detalhada. Os mesmos autores estenderam a pesquisa em Iannelli, Marcos e Lowenberg (2018). Um modelo simplificado de asa é aumentado com a inclusão de uma aproximação de curto período e termos de acoplamento entre as dinâmicas rígida e elástica. O modelo feito é capaz de obter as tendências das instabilidades analisadas.

Seguindo o mesmo tema de pesquisa, Pitt, Sexton e Byun (2016) analisaram o comportamento do fenômeno em um túnel de vento de baixa velocidade submetido apenas ao movimento de torção. A análise contemplou uma prioritariamente a variação do ponto em que o protótipo rotacionava, criando assim um estudo de sensibilidade com diferentes valores de inércia em torção e forças aerodinâmicas atuantes.

1.3.1.2.6. Estado da Arte

E, tratando-se de bibliografias acerca do estado da arte, podem ser ressaltadas as revisões apresentadas em Dowell, Edwards e Strganac (2003), Jinwu, Yongju e Daochun (2013), Afonso *et al.* (2017b) e Livne (2018).

Na primeira delas, Dowell, Edwards e Strganac (2003) fizeram uma revisão sobre o estado da arte da aeroelasticidade não linear, explicitando as principais capacidades teóricas, computacionais e experimentais relacionadas ao assunto. Um dos pontos destacados é a respeito das fontes físicas que introduzem não linearidades no sistema, das quais podem ser mencionadas como exemplos as não linearidades estruturais, folgas nos componentes, forças de amortecimento internas, ondas de choque, fricção e descolamento do escoamento.

Jinwu, Yongju e Daochun (2013) fizeram uma revisão sobre os avanços desenvolvidos no ramo da aeroelasticidade não linear, classificando-os em três tipos básicos de pesquisa: análise bidimensional de um aerofólio, análise de uma asa e de uma aeronave por completa. Na análise feita, há destaque para as técnicas de pesquisa utilizadas para avaliar o comportamento

aeroelástico e uma breve descrição comparativa entre as modelagens estrutural e aerodinâmica mais comuns empregadas para o estudo de aeronaves com alto grau de flexibilidade. Como escopo do trabalho realizado, há também o destaque ao uso árduo de códigos numéricos como uma tendência atual para resolução de não linearidades nos modelos.

Afonso *et al.* (2017b) mostraram uma revisão sobre aeroelasticidade não linear aplicada em asas com alto alongamento, abordando principalmente os tipos de metodologias comumente utilizadas para o tratamento de problemas aeroelásticos, bem como a aplicação de cada uma delas e as limitações envolvidas. Os autores fizeram importantes observações no que concerne o estado atual da arte e apontaram os principais desafios que ainda requerem pesquisas.

Livne (2018), similarmente ao que foi feito em Afonso *et al.* (2017b), abordou uma revisão sobre o estado da arte da supressão de *flutter* pelo uso de controle ativos, mostrando os principais resultados e desenvolvimentos alcançados nos mais de 50 anos de pesquisas, assim como identificando as principais lacunas ainda existentes no tema.

Como já ressaltado anteriormente, o campo de estudos em aeronaves flexíveis é muito extenso. E, além dos trabalhos já destacados, podem ser encontradas abordagens interessadas, por exemplo, em processos de otimização (Roughen *et al.*, 2016), estudos sobre a influência do posicionamento do motor (Matter, Darabseh e Mourad, 2018), modelagem de incertezas (Iannelli, Marcos e Lowenberg, 2017), entre outros.

1.3.1.2.7. Outros Trabalhos

Neste item são apresentados alguns outros trabalhos ainda associados com o contexto da metodologia NFNS.

O primeiro deles, Palacios e Cesnik (2005) abordaram uma formulação numérica de alta fidelidade para o comportamento aeroelástico de alta velocidade de asas delgadas. Há modelagem compressível do escoamento e acoplamento da dinâmica estrutural (estrutura delgada anisotrópica) não linear com um método de resolução de Euler CFD. Uma solução no domínio do tempo é feita para o problema de interação fluido-estrutura. Como resultado notório ressalta-se que a modelagem estrutural 3D é capaz de capturar deformações não vistas com o uso de vigas. Outro resultado que pode ser citado é que a inclusão da flexão provocada pelo arqueamento da asa como grau de liberdade pode alterar as características do regime transônico e consequentemente a resposta estrutural.

Mallik, Schetz e Kapania (2018) apresentaram uma nova abordagem a partir da combinação de funções indiciais não estacionárias 2D com dados de simulações RANS

bidimensionais. A análise é voltada para a avaliação de *flutter* no regime transônico para aeronaves com alto alongamento e limitada em modelos em que é possível a discretização pelo uso da teoria das faixas. O método proposto é contraposto com dados ensaiados em túnel de vento, sendo capaz de prever até mesmo o *transonic dip* característico do regime. O custo computacional obtido (bem menor do que as análises de CFD convencionais) em função da precisão alcançada possibilita que o método seja utilizado em projetos conceituais de aeronaves com alto alongamento para o regime transônico.

Opgenoord, Drela e Willcox (2018) apresentaram um modelo de baixa ordem, 2D, para análises não estacionárias no regime transônico. O modelo é acoplado a uma formulação estrutural típica e é capaz de prever o início da instabilidade dinâmica (*flutter*) no regime transônico para asas de moderado/ alto alongamento. Os autores realizam uma análise de precisão do modelo desenvolvido e ressaltam a capacidade de ser aplicado em projetos conceituais de aeronaves pela rapidez apresentada. Ainda no mesmo trabalho, é avaliado a influência da compressibilidade no *flutter*.

Seguindo outras frentes de estudo, Roughen *et al.* (2016) estudaram um processo de otimização procurando minimizar a massa estrutural e o arrasto produzido pelas superfícies de comando, satisfazendo a restrição imposta pela velocidade de *flutter*. Com um algoritmo genético de otimização aplicado em uma aeronave genérica do tipo HALE, o trabalho desenvolvido mostra a capacidade de aplicar processos de otimização com restrições aeroelásticas em uma aeronave qualquer.

Já em Matter, Darabseh e Mourad (2018) o foco está no estudo do posicionamento de um motor (força de tração) na estrutura de uma asa modelada como uma viga com material viscoelástico. Os estudos de casos realizados abordaram a posição do motor ao longo da direção da corda aerodinâmica, ao longo da envergadura e a posição vertical. Como resultado principal foi encontrado que as três direções exercem uma influência importante na estabilidade aeroelástica dinâmica da asa.

E, por último, Iannelli, Marcos e Lowenberg (2017) fizeram uma análise de estabilidade em um sistema aeroelástico afetado por *free-play*¹¹. Danos críticos podem ser encontrados nas respostas periódicas auto-sustentadas que têm seu início marcado pela ação de não linearidades que provocam LCO. Os autores destacam que previsões sobre o início de regimes instáveis

¹¹ *Free-play* é caracterizado pela variação na posição ou rotação de partes mecânicas. As aeronaves possuem superfícies móveis (ailerons, lemes e profundos) que podem estar sujeitas a uma variação nas condições ideais de operação, seja uma mudança na posição, rotação ou desgaste das partes mecânicas. Isto é o que caracteriza o *free-play* e requer um monitoramento, já que esta variação, quando é mais acentuada, pode provocar *flutter*, vibrações excessivas, fadiga dos componentes e outras instabilidades (PITT, 1995).

podem estar muito distantes do comportamento real justamente pela presença de incertezas nos modelos de previsão. Ainda é destacado maneiras úteis de contornar os problemas apresentados.

Em um resumo geral, nota-se uma forte tendência na melhoria de modelos aeroelásticos e na proposição de metodologias para análises com o grau de complexidade compatível com o problema analisado. Pela tamanha complexidade do assunto, apesar do estudo ter se iniciado há um tempo razoável, o advento de recursos computacionais pôde ampliar as possibilidades de pesquisas, tornando-as vastas, principalmente pelo impulso adicional oriundo no meio industrial com uma produção tecnológica voltada gradativamente para o uso de aeronaves com uma maior flexibilidade estrutural.

1.3.2. Mecanismo Físico do *Flutter*

Esta seção é dedicada exclusivamente na apresentação de algumas das explicações sobre o mecanismo físico do *flutter*. Primeiramente serão apresentadas algumas interpretações tipicamente encontradas na literatura sobre a natureza do fenômeno, e posteriormente serão expostos estudos sobre alguns parâmetros que mostram ter influência na física do problema.

Como primeiro ponto a ser destacado, Bisplinghoff e Ashley (1975) mostram que o desenvolvimento da aerodinâmica não estacionária em asas oscilantes promoveu uma maior complexidade no entendimento físico do mecanismo do *flutter*, o que levou alguns estudos da metade do século XX a retornar para análises quase-estacionárias em sistemas com mais de um grau de liberdade. Pelo fato de as frequências reduzidas¹² serem bem altas, os operadores aerodinâmicos quase-estacionários ou a abordagem por espaço de estados tornaram-se insuficientes para fazer previsões quantitativas a respeito do *flutter* em fases finais de projeto. Porém, quando é almejado explicações físicas, a teoria quase-estacionária é muito útil na compreensão de sistemas aeroelásticos com dois ou mais graus de liberdade. Sendo assim, Bisplinghoff e Ashley (1975) mostram que é possível explicar qualitativamente o amortecimento negativo em valores baixos de frequência reduzida, bem como a velocidade mínima de *flutter*. Estes autores elaboram um desenvolvimento descritivo de um e dois graus de liberdade na tentativa de esclarecer o mecanismo em um sistema mais simples. Em adição, também é mostrado uma visão com relação a energia do sistema, avaliando as componentes de

¹² Frequência reduzida é calculada pela razão entre o produto da frequência natural com o comprimento da corda aerodinâmica dividido pelo dobro da velocidade do escoamento (WRIGHT E COOPER, 2007). Em valores altos de frequência reduzida o comprimento da esteira formada é menor e vórtices com rotação horária e anti-horária contribuem para o *upwash* induzido. O efeito originado é uma eventual mudança no sinal (negativo para positivo) no amortecimento aerodinâmico (BISPLINGHOFF E ASHLEY, 1975).

torção e flexão do movimento¹³. Um dos pontos do desenvolvimento realizado por esses autores é que em velocidades acima da velocidade de início do *flutter*, a rotação efetiva passa a ocorrer em outra localização na estrutura, o que corresponde a um salto de 180° nos valores de fase. O momento provocado devido a flexão (movimentos acoplados) cria um trabalho positivo que desestabiliza o movimento. Quando se trata de um modo aeroelástico dominado pela flexão, em baixas velocidades a estabilidade é controlada pelo amortecimento criado pela flexão, embora também haja uma parcela devido a torção. O momento associado com a flexão também é capaz de excitar o grau de liberdade torcional, conduzindo-o a uma frequência menor e a um movimento em fase com o torque propriamente dito

Bisplinghoff e Ashley (1975) mostram também que a forma do modo e as variações na fase têm um papel fundamental no mecanismo físico, uma vez que as mudanças na forma modal têm uma grande influência em como e onde a instabilidade de um sistema com múltiplos graus de liberdade começa.

Outra explicação com caráter mais físico pode ser encontrada em Biot e Arnold (1948). Estes autores estudam dois tipos de *flutter* em um aerofólio oscilante, buscando atribuir uma explicação física para o fenômeno. Os autores destacam inicialmente que apesar da existência de conceitos que auxiliam na prevenção do *flutter*, existem exceções e cada projeto aeronáutico deve ser analisado dentro da sua particularidade, por exemplo, quanto as distribuições de massa e características aeroelásticas. Os autores partem da teoria bidimensional proposta por Theodorsen e encontram que um fator importante para o acontecimento de *flutter* em baixas velocidades é a localização da chamada linha nodal (*nodal-line*- vide Figura 1.19), a qual se localizada em três quartos da corda aerodinâmica (contada a partir do bordo de ataque) provê velocidade de *flutter* nula, isto é, torna mais fácil o acontecimento do fenômeno.

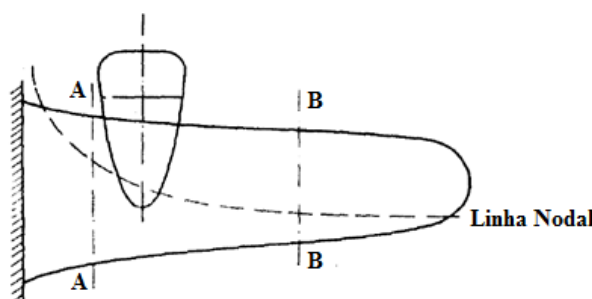


Figura 1.19- Vista superior de uma representação de asa e a localização da linha nodal.

Fonte: Adaptado de Biot e Arnold (1948).

¹³ Este desenvolvimento pode ser encontrado na seção 6.6 de Bisplinghoff e Ashley (1975).

Assumindo uma força externa excitando a asa de uma aeronave no solo, a linha nodal é apresentada como a região em que todos os pontos localizados na mesma linha se movem em fase uns com relação aos outros, diferenciando-se uns dos outros apenas pela rotação da seção bidimensional a qual cada um deles pertence, vide a Figura 1.19.

Analizando o posicionamento das seções AA e BB, conforme mostra a Figura 1.19, nota-se que a seção AA possui a linha nodal em torno dos 40 % da corda aerodinâmica e consequentemente terá uma velocidade de *flutter* maior, ao contrário do que ocorre com a seção BB, cuja linha nodal está situada nos $\frac{3}{4}$ da corda aerodinâmica. Em uma dada velocidade, a seção AA estará dissipando energia do escoamento, enquanto a seção BB estará absorvendo energia do mesmo. No momento em que a quantidade de energia dissipada pelas seções da linha nodal se iguala a quantidade absorvida por elas, o *flutter* ocorre. Em outras palavras, este é o instante em que as quantidades de energias se igualam e em velocidades superiores, a estrutura estará recebendo mais energia do que dissipando. Como conclusão, os autores destacam que é importante considerar o posicionamento da linha nodal nos projetos para evitar o *flutter*. A localização da linha nodal deve ser o mais distante possível da região próxima dos $\frac{3}{4}$ da corda aerodinâmica. Vale notar que os autores, Biot e Arnold (1948), utilizaram escoamento potencial nas análises.

Outra análise interessante é mostrada em Rheinfurth e Swift (1965), ao ser analisado a estabilidade de modelo 2D simplificado de flexão-torção com o método lugar das raízes. Na formulação inicial usada nas análises é apresentado a variável K , que representa uma espécie de ganho do sistema. Este valor, em termos de aeroelasticidade, significaria o acoplamento aerodinâmico existente entre os dois graus de liberdade modelados (aerodinâmica quase-estacionária). O valor desse parâmetro pode ser tanto positivo quanto negativo, o que depende das características da aeronave, como por exemplo, a localização do centro aerodinâmico em relação ao centro de massa. Se o centro aerodinâmico estiver depois (mais traseiro) do centro de massa, K será negativo e tenderá a se opor a qualquer desvio em relação a posição nominal. Caso a posição seja contrária, isto é, o centro aerodinâmico estiver antes do centro de massa, o acoplamento aerodinâmico será positivo e tenderá a reforçar as perturbações iniciais. Logo, este último caso possui maior tendência de instabilidade do que o primeiro. Como a maioria dos projetos concebem o centro aerodinâmico mais à frente do que o centro de massa, a única alternativa para prevenir o regime instável é aumentar a velocidade na qual o fenômeno se inicia, tornando esta velocidade de início acima do limite operacional da aeronave, o que,

teoricamente, evita o *flutter* pelo envelope de voo permitido. Por fim, algumas assertivas que Rheinfurth e Swift (1965) concluem a respeito do modelo flexão-torção estudado são:

- O fenômeno do *flutter* entre a torção e a flexão apenas pode ocorrer se ambas as frequências relativas a cada um dos movimentos se aproximarem quando a velocidade for acrescida;
- Não é possível ter *flutter* se ambas as frequências dos graus de liberdade aumentarem seus valores com a velocidade;
- Um decréscimo em ambas as frequências sempre conduz o sistema a divergência;
- O ganho K (acoplamento aerodinâmico) correspondente a velocidade crítica de *flutter* (velocidade de início do regime instável) é sensível a variações do eixo elástico perto do centro de massa;
- O início do *flutter* pode ser postergado se o modo (flexão ou torção) que possui a maior frequência tiver o valor desta variável aumentado;
- A velocidade de *flutter* se aproxima de zero se ocorrer a coalescência de duas frequências naturais do sistema (aerodinâmica quase-estacionária);
- É possível estender a abordagem do método lugar das raízes para um sistema com vários graus de liberdade, desde que a aerodinâmica seja estacionária, o que já previne o acontecimento de regimes instáveis até que seja possível análises mais realísticas com um modelo preciso. Isto porque os efeitos originados pela inclusão da dissipação de energia e aerodinâmica não estacionária torna uma análise quantitativa de estabilidade muito complexa.

Já a análise encontrada em Patil (2001) trata de conceitos ligados a conservação de energia para explicar o mecanismo de *flutter*. O paradigma revelado integra interações aeroelásticas com os efeitos propulsivos aplicados e induzidos (em termos de conservação da energia do sistema). São considerados os efeitos relativos à energia produzida, perdida e o trabalho realizado pela vibração estrutural, esteira aerodinâmica e propulsão. Esta imersão do conceito de energia com o sistema propulsivo da aeronave é explicada pelo autor pelo seguinte mecanismo: quando a asa inicia o movimento oscilatório de *flutter*, mais arrasto é induzido e para manter a velocidade é necessário que mais tração seja fornecida pelo grupo motopropulsor, o que, inevitavelmente, incrementa a energia. Este gasto adicional de energia é, segundo o autor, o que alimenta o mecanismo de *flutter* com mais energia estrutural e do escoamento. A inclusão dos efeitos propulsivos é relatada como algo omissos muitas vezes nos estudos aeroelásticos. Sendo assim, esse estudo de caráter dinâmico aborda a velocidade como fator determinante na estabilidade das asas, ao passo de que a amplitude de oscilação determina o arrasto na aeronave

e a desaceleração ocasionada. Como conclusão, é apresentado que existem três tipos de modos em um sistema aeroelástico: modo instável (*flutter*) produzindo arrasto; modo estável, que também gera arrasto; e, por último, modo estável produzindo energia de tração. A Figura 1.20 mostra o fluxo energético desses modos com a ideia de fontes ou sumidouros de energia. A estrutura ilustrada se refere a energia estrutural e a direção da seta indica a trabalho feito pela ou na estrutura. Se acaso a energia estrutural estiver aumentando, isto evidencia o acontecimento de um modo instável (*flutter*), enquanto que a redução da energia estrutural indica um modo amortecido, isto é, é necessário que seja feito algum trabalho na estrutura para manter o nível de oscilação. Já a esteira indica a energia perdida no fluido, isto é, a energia cinética do fluido devido a formação de vórtices. E, por último, a propulsão revela o trabalho feito pelo conjunto motopropulsor para manter a velocidade de voo. Fluxo de energia entrando na propulsão indica que o modo está produzindo tração. Vale notar que a energia propulsiva é adicional aquela necessária para a trimagem da aeronave.

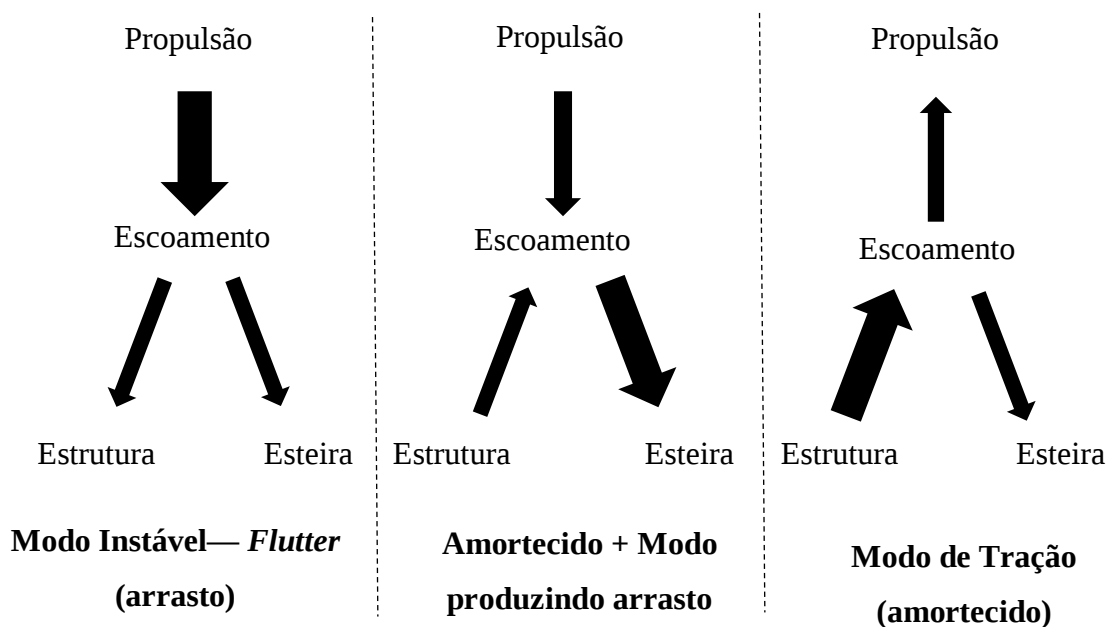


Figura 1.20- Mecanismo de transferência de energia.

Fonte: Adaptado de Patil (2002).

Similarmente ao que foi desenvolvido em Patil (2001), Patil (2002, 2003) abordaram novamente esse conceito de energia como partes adicionais ao primeiro trabalho realizado. Em Patil (2002) é explicado os efeitos do arrasto criado pelo *flutter* na resposta instável da aeronave e ainda que a aeronave pode estar sujeita a LCO devido a incapacidade de o motor suportar o aumento exponencial das oscilações. A abordagem relatada do LCO engloba variações na velocidade e na amplitude de vibração. é estendido o que foi apresentado previamente,

enunciando um novo tipo de LCO que é gerado pelo arrasto induzido produzido nas vibrações do *flutter*. Caso a aeronave completa seja considerada, as equações aeroelásticas acoplam-se com aquelas relativas a dinâmica de voo. Porém, o trabalho realizado não considera não linearidades das asas. Mais detalhes sobre o estudo desenvolvido podem ser encontrados também em Patil (2003).

1.3.2.1. Trabalhos Correlacionados

Apresentadas algumas explicações a respeito de como o mecanismo físico é geralmente exposto pela literatura, os próximos trabalhos mostrados são referentes ao desenvolvimento de pesquisas pontuais com resultados importantes em relação ao mecanismo físico de *flutter*. Tais pesquisas contemplam a apresentação de algumas características ou parâmetros sobre o mecanismo de ação do fenômeno aqui analisado.

Stevenson (1981) apresenta sucintamente o processo no qual tornou parte do teste de vibração em solo (*Ground Vibration Testing- GVT*) computadorizado. E, embora o foco inicial de sua pesquisa tenha sido distinto, Stevenson (1981) fez considerações importantes acerca do mecanismo físico do fenômeno. A velocidade na qual o *flutter* tem início é marcada pelo momento em que a taxa de amortecimento se torna nula. Acima dessa velocidade, a entrada de energia no sistema causa a divergência das oscilações e normalmente a falha estrutural. Geralmente apenas duas ou três oscilações são necessárias para causar algum efeito danoso e o lapso temporal entre esses eventos pode ser menor do que apenas 0,2 segundos. E, apesar do *flutter* acontecer em qualquer superfície, comumente é iniciado pelo acoplamento entre torção e flexão na asa.

Assumindo uma seção bidimensional com os movimentos de flexão e torção defasados em 90°, ou ainda, o movimento de torção atinge o valor máximo de amplitude quando a flexão está em seu valor mínimo. No primeiro caso, o aumento no ângulo de incidência irá produzir uma sustentação adicional para cima que irá auxiliar no movimento ascendente da oscilação em flexão. Analogamente, o ângulo de incidência negativo produzido pelo movimento de torção irá criar uma força direcionada para baixo, o que novamente auxilia no movimento de flexão, vide Figura 1.21. Em velocidades menores do que a velocidade de início do *flutter*, este efeito desestabilizante é amortecido pela estrutura. Isto é mantido até o momento em que o equilíbrio entre os efeitos desestabilizadores e estabilizadores é atingido (velocidade de início do fenômeno dinâmico). Acima da velocidade de *flutter*, a estrutura não é capaz de dissipar toda energia de entrada fornecida, o que gera o efeito destrutivo. Alguns fatores cruciais para o

entendimento do fenômeno que podem ser citados são as rigidezes de flexão e torção da asa, que influenciam diretamente as frequências de oscilação. Além disso, a posição relativa entre o centro de gravidade (CG) e o eixo elástico configura uma característica importante a ser considerada. Se o CG está atrás do eixo elástico, as forças elásticas geradas tendem a maximizar a torção. Caso contrário, se o centro de gravidade estiver a frente do eixo elástico, o efeito da torção será reduzido. Normalmente este efeito de posicionamento do CG é denominado como balanço de massa. Caso seja possível posicionar o eixo elástico o mais próximo do centro aerodinâmico, o momento produzido pelas forças aerodinâmicas também será reduzido (STEVENSON, 1981).

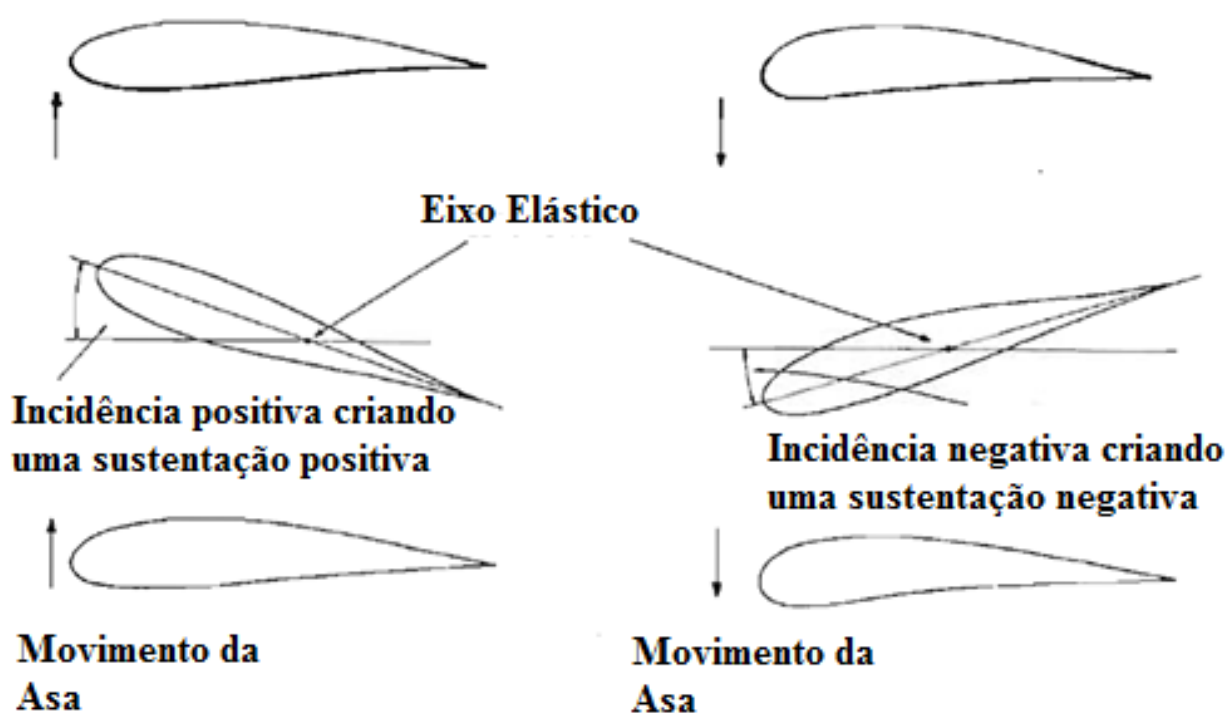


Figura 1.21- Acoplamento entre as oscilações de torção e flexão.

Fonte: Adaptado de Stevenson (1981).

De maneira análoga ao que foi apresentado em Stevenson (1981), Blevins (2001) sumariza os posicionamentos dos eixos quanto ao aparecimento de *flutter*, conforme apresenta a Tabela 1.3, para perfis 2D. Vale notar que estes posicionamentos conferem apenas um norte para o projeto aeronáutico, mas cada projeto deve ser analisado dentro de sua peculiaridade, já que os estudos dentro do campo de aeroelasticidade são complexos e envolvem uma análise de variados parâmetros.

Tabela 1.3- Análise de sensibilidade quanto ao surgimento de *flutter* e divergência.

	Centro de Gravidade após o Centro de Cisalhamento	Centro de Gravidade a frente do Centro de Cisalhamento
Centro de Aerodinâmico a frente do Centro de Cisalhamento	<i>Flutter</i> Divergência	Sem <i>flutter</i> Divergência
Centro de Aerodinâmico após o Centro de Cisalhamento	<i>Flutter</i> Sem divergência	Sem <i>Flutter</i> Sem divergência

Fonte: Adaptado de Blevins (2001).

Ainda podem ser destacados alguns outros trabalhos relacionados:

- Pitt (1995): realizou simulações não lineares ao longo do tempo para estudar o comportamento de uma superfície primária sujeita a não linearidades provocadas pela ação de *free-play*. Os resultados apresentados mostram que a velocidade e a frequência de *flutter* são reduzidas quando é inserida a não linearidade no sistema. Além disso, os resultados previstos para um estabilizador de uma aeronave caça estudada é compatível com os resultados encontrados no túnel de vento. Um dos aspectos físicos encontrados é que os maiores valores de amplitude não foram encontrados na velocidade de *flutter* ou próxima da velocidade prevista para tal;
- Bendiksen (2004): estudou LCO e fez considerações acerca da física desse tipo de *flutter*. Um mecanismo destacado é a dependência das forças aerodinâmicas não estacionárias com a amplitude do *flutter* e que asas altamente assimétricas podem ser acometidas por dois tipos diferentes de LCO, pois o comportamento presente no intradorso é diferente daquele visto no extradorso, isto é, as características geométricas têm influência na física do problema. Por último, é mencionado que é impossível que exista *flutter* causado somente por flexão, sendo necessário ao menos uma quantidade de torção no movimento para que a instabilidade ocorra. Esta última assertiva, de que é necessário a inclusão do movimento de torção para obter um modelo preciso quanto as características do *flutter*, é reforçada no estudo de Huang *et al.* (2018) em relação ao BFF;
- Cecrdle e Vich (2012) realizam uma análise de sensibilidade em asas sujeitas a *flutter* com o uso de autovalores. Os coeficientes de sensibilidade definem a influência das mudanças nos parâmetros estruturais (representam a possibilidade de instalação de dispositivos no bordo de ataque ou de fuga) nos autovalores calculados e consequentemente nas características de estabilidade. Como objetivo principal da pesquisa realizada, os autores

focam em encontrar os principais parâmetros que quando alterados modificam significativamente as características do *flutter*. Os resultados obtidos apontam que os parâmetros mais sensíveis são relativos à inércia do sistema e que a região crítica de mudança nos parâmetros é a região próxima do bordo de fuga;

- Merret (2016): focou sua pesquisa em estruturas feitas por materiais compósitos poliméricos com comportamento viscoelástico devido a efeitos de dissipação de energia e efeito de memória que influencia a resposta física da asa. O problema relatado pelo autor é que este tipo de estrutura torna ainda mais complexa a análise do *flutter* por incorporar a dimensão tempo nos estudos de estabilidade. Logo, a teoria proposta é capaz de prever a componente tempo dos estudos de *flutter* e fornece um conjunto de condições para instabilidades em estruturas viscoelásticas em geral;
- Afonso *et al.* (2017a): conduziram um estudo em uma asa retangular para avaliar as principais diferenças entre as respostas aeroelásticas não lineares e lineares. Como meios de comparação, as frequências naturais dos modos, os deslocamentos e a velocidade de *flutter* são avaliadas. Alguns dos resultados importantes encontrados que podem ser citados são referentes a grande distinção nas velocidades de *flutter* e de divergência, bem como o mecanismo de *flutter* quando o alongamento das asas é incrementado.

1.3.3. O uso de Autovalores e Autovetores

O uso de autovalores e autovetores nas análises de aeroelasticidade é comum. Normalmente, os autovalores são utilizados para encontrar as frequências e taxas de amortecimento dos modos aeroelásticos, enquanto os autovetores fornecem o formato do modo. Porém, pela pesquisa da literatura feita, verificou-se que o uso majoritário puramente baseado em autovalores e autovetores está associado na proposição de um método para rastrear os modos aeroelásticos obtidos. Isto é, quando os autovalores e autovetores são encontrados, eles estão associados entre si, mas podem ocorrer variações no ordenamento dos dados quando armazenados conjuntamente. Como normalmente os resultados são encontrados com o uso de algum software (nesta dissertação, MATLAB®), o mesmo calcula os autovalores e autovetores em cada passo da simulação, mas não há uma lógica interna que identifique a física do problema quando o conjunto de dados é armazenado como um todo (dados de todos os incrementos de velocidade). O software calcula de maneira correta os valores, mas podem ocorrer alterações na ordem dos mesmos ao serem armazenados. Então, quando gerado o conjunto de autovalores e autovetores, podem ocorrer trocas indevidas dos valores, fazendo com que os resultados

fique errados se plotados diretamente ao longo da velocidade sem nenhum tipo de ordenamento/ rastreamento. Como este mesmo problema foi enfrentado nesta dissertação, o próximo item abordará algumas pesquisas realizadas em relação a este assunto.

1.3.3.1. Rastreamento dos Modos

Este problema tem uma seção especial devido, obviamente, à sua importância. Sua existência é atribuída ao problema encontrado no ordenamento dos resultados gerados pelas simulações de velocidade. Há a extrema necessidade de correção para que cada linha da matriz dos autovalores e cada coluna da matriz dos autovetores correspondesse a um mesmo modo. E, embora seja um problema muito comum, sua solução não é tão trivial. Na literatura este problema é referenciado como rastreamento de modos (*Mode Tracking*). Um exemplo gráfico dos efeitos ocasionados por este problema é mostrado na Figura 1.22, evidenciando a importância do correto ordenamento dos modos. É perceptível que ocorrem alterações indevidas nos dados que ocasionam saltos nas curvas.

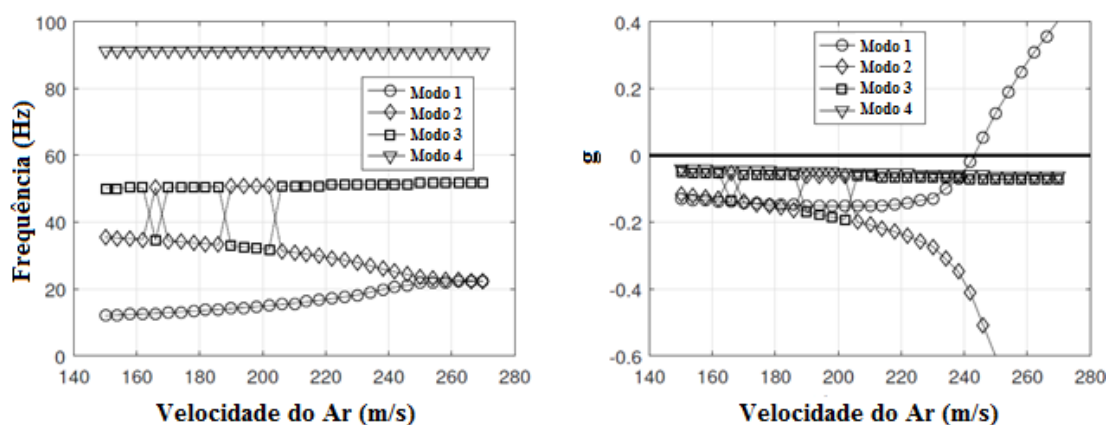


Figura 1.22- Exemplo de efeitos oriundos do ordenamento errôneo dos autovalores.

Fonte: Adaptado de Hang, Fei e Su (2018).

Segundo Eldred, Venkayya e Anderson (1995), o rastreamento de modos é uma tecnologia utilizada em problemas de autovalores para realizar a correta associação desses valores quando determinados parâmetros do sistema são alterados. A classificação desse problema comporta dois possíveis tipos: auto-adjunto (*self-adjoint*) ou não auto-adjunto (*nonself-adjoint*). No primeiro caso, a energia é conservada no modelo do sistema, os pares de autovalores são reais e ambos os valores são idênticos. Já o segundo caso, a energia do sistema não é conservada dentro do modelo e normalmente compreende valores complexos tanto para

os autovalores como para os autovetores. Em adição, existem diferenças entre os valores do lado esquerdo quando comparados com os da direita¹⁴.

Em sequência é mostrado um breve resumo de como alguns trabalhos tratam desse problema.

Zyl (1993) mostra que o método p-k é normalmente empregado na resolução da equação relativa ao *flutter* por fornecer valores realísticos de amortecimento. O método p-k necessita dos cálculos de frequência e amortecimento no processo iterativo, informações estas que são retiradas dos autovalores. Porém, este método falha quando os autovalores sofrem mudanças rápidas nos valores com o aumento da velocidade, o que pode gerar uma convergência equivocada ou mesmo não convergir. Uma maneira de contornar esse problema é reduzir o incremento utilizado no processo iterativo, o que gera um maior custo computacional. Outra falha comumente encontrada quando os autovalores estão muito próximos entre si ou até mesmo são iguais, o que pode tornar impossível a convergência em alguns casos e a redução do incremento de simulação não tem nenhum efeito positivo. Então, é proposto um procedimento usando uma formulação e implementação baseada no produto escalar entre autovetores de um passo anterior e aqueles novos encontrados no processo iterativo, atribuindo assim os corretos autovalores aos modos aeroelásticos.

Eldred, Venkayya e Anderson (1995) mostram uma metodologia para o rastreamento e ordenamento de autovalores e autovetores complexos por meio de alterações nos problemas aeroelásticos de autovalores. A metodologia é proposta para modelos de elementos finitos e objetiva principalmente eliminar as trocas equivocadas entre os valores associados com cada um dos modos, como por exemplo, o cruzamento de frequências. São apresentados dois métodos:

- O primeiro método é nomeado de *Complex Higher Order Eigenpair Perturbation* (C-HOEP) e é baseado na alteração do problema de autovalores pela inserção de um parâmetro de perturbação;
- Já o segundo método, *Complex Cross-orthogonality Check* (C-CORC) utiliza de mecanismos associados com a ortogonalidade dos autovetores para rearranjar e fazer o rastreamento dos autovalores com o devido modo.

¹⁴ A designação de valores do lado esquerdo e direito se refere ao sinal considerado do par complexo conjugado do autovalor.

Estes dois métodos mostrados são explicados em detalhes e comparados com o método apresentado em Zyl (1993). São ressaltadas as vantagens e situações que alguns deles são incapazes de operar corretamente.

Já Qiu e Sun (2009) utilizam de autovalores e autovetores para encontrar a velocidade de início do *flutter*. Os autores detalham o processo de aquisição dos autovalores e autovetores pelo algoritmo QR¹⁵ e comparam o procedimento proposto com o método p-k, ressaltando a maior rapidez computacional do processo desenvolvido quando comparado com o método tradicional. Em adição, Qiu e Sun (2009) mostram um processo de rastreamento de autovalores baseado no uso dos autovetores.

Por último e mais recente, Hang, Fei e Su (2018) afirmam primeiramente que um dos problemas cruciais na análise de estabilidade é o rastreamento de modos. Por isso, um novo método é desenvolvido com base nos autovetores esquerdos de sistemas aeroelásticos. Com os autovetores disponíveis, o método avalia a ortogonalidade dos mesmos para monitorar os modos com a variação da velocidade. Partindo de análises numéricas relativas ao *flutter* em diferentes tipos de asas, as vantagens do novo método são apresentadas e comparadas com o tradicional método *Modal Assurance Criterion* (MAC), o que realça a efetividade e precisão do método desenvolvido.

1.4. Motivação e Justificativas

Vários são os motivos que impulsionam e explicam os estudos sobre aeronaves flexíveis. Como apresenta Bertolin (2015), a crescente demanda pelo uso consciente de energias, atrelado a um comportamento cada vez mais restritivo da legislação aeronáutica para redução de poluentes e ruídos, torna-se inerente a presença de projetos de engenharia mais preocupados com a sustentabilidade e as prerrogativas trazidas pelo conceito de Engenharia Verde, principalmente no que diz respeito a redução da poluição, risco à vida humana e melhora do meio ambiente. Sendo assim, o desenvolvimento tecnológico busca constantemente o aumento da eficiência dos dispositivos convencionais e diversas formas para melhorar o desempenho e as qualidades de voo das aeronaves.

Naturalmente, a busca por uma maior eficiência energética e melhor desempenho traz consigo a redução do arrasto induzido a partir do uso de asas mais esbeltas (VERSIANI, 2016) e a preferência por novos materiais, estruturas mais alongadas e menos espessas (GUIMARÃES

¹⁵ Algoritmo utilizado em álgebra linear para calcular autovalores e autovetores.

NETO, 2014). Em conjunto, o usufruto de fuselagens mais longas e delgadas se faz presente para reduzir ainda mais o arrasto e possibilitar uma quantidade maior de passageiros (SILVESTRE, 2007).

Além do aumento da flexibilidade, o caráter complexo e catastrófico que pode ser originado pelos problemas aeroelásticos, assim como já destacado na seção anterior o infeliz fato ocorrido com o protótipo Helios HP-03, fez com que a comunidade científica se atentasse à produção de metodologias e modelos capazes de descrever com maior precisão o comportamento dinâmico das aeronave flexíveis (NOLL *et al.*, 2004).

Com isso, o assunto de aeronaves flexíveis é uma realidade e possui uma grande quantidade de pesquisas sendo realizadas recentemente voltadas para criação e melhorias de tecnologias envolvendo a presença de fenômenos aeroelásticos. Porém, a maioria das linhas de pesquisas aborda um enfoque mais matemático, dedicando-se ao modelamento e desenvolvimento de equações (JINWU, YONGJU E DAOCHUN, 2013; GUIMARÃES NETO, 2014; BUTTINI, 2014; MARQUI, 2017; SOUSA, 2017). Bisplinghoff e Ashley (1975), há mais de quarenta anos, já mencionaram que os conhecimentos que os especialistas em aeroelasticidade têm, são, na maioria dos casos, puramente matemáticos. Sendo assim, percebe-se que, mesmo atualmente, a procura por um entendimento mais profundo sob uma perspectiva física não é tão comum quando comparado com as pesquisas matemáticas.

Com uma inerente necessidade de desenvolvimento de formulações para descrever o comportamento de aeronaves muito flexíveis, nota-se a importância de compreender não somente as grandezas quantitativas mensuradas, mas também o mecanismo físico presente no surgimento de fenômenos aeroelásticos (em especial o *flutter*) em aeronaves flexíveis.

Uma das vertentes que tratam as explicações físicas sobre o acontecimento de *flutter* em aeronaves assume um viés explicativo pela energia do sistema (PATIL, 2001, 2002, 2003), e normalmente os resultados associados com os autovetores (fase e amplitude) são descartados (BISPLINGHOFF E ASHLEY, 1975). E, apesar de alguns trabalhos já terem sido realizados com uma abordagem baseada em autovalores e autovetores (ZYL, 1993; ELDRED, VENKAYYA E ANDERSON, 1995; QIU E SUN, 2009; CECRDLE E VICH, 2012; HANG, FEI E SU, 2018), não é encontrado, ao menos nos conhecimentos do autor, estudos deste tipo para aeronaves flexíveis. Isto configura um importante ponto a ser estudado para compreensão e identificação de peculiaridades para este tipo de aeronave, pois apresentam particularidades devido à forte interação da dinâmica de voo e a aeroelasticidade. Um entendimento físico mais pronunciado confere um pilar importante para que seja possível a aplicação de soluções

pontuais e resultados satisfatórios em termos aeroelásticos. Apesar da existência de bibliografias que já enunciaram explicações sobre o *flutter*, somente uma pequena quantidade de trabalhos é destinada a uma análise física mais detalhada. E, embora o uso dos autovalores seja recorrente nas análises aeroelásticas, estes são comumente empregados, segundo Wright e Cooper (2007), para encontrar instabilidades em gráficos frequência e amortecimento. Já, no que concerne o uso dos autovetores, os resultados são relativos à identificação e plotagem gráfica do formato dos modos analisados.

Logo, permeando em uma linha de pesquisa atual, a motivação principal está atrelada com a utilização dos resultados provenientes dos autovalores e autovetores como alternativa útil na explicação do mecanismo físico do *flutter* em aeronaves flexíveis. E, pela metodologia utilizada na elaboração do modelo numérico, NFNS_s, é possível o diagnóstico pontual sobre o que está acontecendo em cada parte na estrutura.

Os diferenciais da pesquisa aqui feita estão no uso dos autovetores como parte importante na compreensão do mecanismo físico do *flutter* (interligando os dados extraídos dessas grandezas com a física do problema), a possibilidade de dissociação dos esforços de flexão e torção dentro do modo aeroelástico (isto em virtude da metodologia utilizada) e a realização de uma análise não apenas da interação entre os modos aeroelásticos (aqui nomeada de intermodal), mas também dentro do próprio modo (aqui nomeada de intramodal).

A plataforma desenvolvida em Ribeiro (2011) foi utilizada em Sousa (2013) para a modelagem de uma aeronave com flexibilidade elevada. Este código numérico, Sousa (2013), foi a base para o desenvolvimento e implementações que esta dissertação aborda.

1.5. Objetivos

Em linhas gerais, esta dissertação contempla uma adequação de um modelo numérico de aeronave flexível, a fim de ser coletado dados com base em autovalores e autovetores para promover e entender como se dá o mecanismo físico do *flutter*. Uma vez detectado como age o mecanismo, é possível aplicar soluções rápidas e impactantes na resolução de problemas. Especificando os objetivos:

- Melhorar o modelo numérico AEROFLEX a partir da implementação de ferramentas úteis para análises aeroelásticas;
- Obter os autovalores e autovetores e selecionar os modos aeroelásticos de interesse;
- Plotagem de fases e amplitudes da flexão e torção de todos os elementos estruturais e de todos os modos obtidos;

- Com base nestes dados, analisar a aeronave modelada no AEROFLEX por Sousa (2013) quanto a variação do eixo de flexão, rigidez e em simulações não lineares;
- Realizar a proposição de um mecanismo físico de ação do *flutter* com base nos dados oriundos dos autovalores e autovetores;
- Verificar se existem particularidades no mecanismo físico do *flutter* que acometem a classe de aeronaves flexíveis.

1.6. Organização do Trabalho

Esta dissertação está composta em seis capítulos. O primeiro deles, aqui já apresentado, mostrou os principais conceitos envolvidos no campo da aeroelasticidade, o surgimento expressivo de aeronaves com maior flexibilidade, uma revisão de trabalhos correlatos com o propósito aqui defendido e a motivação que fundamentou o desenvolvimento desse estudo. Os outros capítulos estão estruturados como se segue:

- Capítulo 02: abrange uma pequena revisão sobre a metodologia utilizada na criação do modelo numérico base para esta dissertação e a formulação utilizada na compreensão física do *flutter*. Estas metodologias são apresentadas para elucidar os principais conceitos utilizados ao longo das análises;
- Capítulo 03: é destinado a apresentar os parâmetros estruturais e aerodinâmicos relevantes do modelo desenvolvido e as limitações do mesmo;
- Capítulo 04: mostra as modificações realizadas no modelo numérico para gerir os dados provindos das simulações e gerar os resultados que serão a base para as análises do próximo capítulo. Além disso, é apresentado as principais dificuldades encontradas na elaboração dos códigos e na adaptação do modelo para comportar um enfoque aeroelástico;
- Capítulo 05: revela primeiramente a proposição do mecanismo do *flutter* com base em uma das simulações feitas e, em seguida, apresenta todas as simulações realizadas e os resultados encontrados, conjuntamente com suas respectivas análises. As simulações estão subdivididas na avaliação da variação do eixo de flexão, da rigidez e simulações dinâmicas;
- Capítulo 06: o último capítulo contempla as principais conclusões e contribuições retiradas ao longo do trabalho e sugestões para desenvolvimentos futuros com a plataforma numérica utilizada.

2 METODOLOGIA

Este capítulo está segmentado em duas partes. A primeira delas, retratada na seção 2.1 é referente à metodologia NFNS_s, base para o desenvolvimento do modelo matemático utilizado nas simulações para aquisição dos dados. Nesta seção 2.1 são apresentadas as características gerais da formulação para formar um entendimento sobre como a aeronave flexível foi modelada numericamente. A outra parte do capítulo, seção 2.2, visa esclarecer a modelagem utilizada na proposição do mecanismo físico, apresentada no Capítulo 05. Para tanto, alguns conceitos iniciais são apresentados e como o movimento oscilatório foi formulado para melhorar a compreensão do mecanismo físico em si.

2.1. Metodologia NFNS_s

Conforme visto no primeiro capítulo, é evidente a importância do desenvolvimento de metodologias capazes de integrar as disciplinas de aerodinâmica, aeroelasticidade, dinâmica e controle de voo. O que se pretende é a obtenção de modelos com alto nível de fidelidade e uma análise mais detalhada da dinâmica de voo e aeroelasticidade de aviões muito flexíveis (SOUSA, 2017). Pelo retrospecto histórico, a maioria dos problemas descobertos no desenvolvimento de uma nova aeronave ocorre apenas depois de alcançado um certo nível de maturidade. Além disso, o processo de desenvolvimento de sistemas de controle de aeronaves só incorpora modelos aeroelásticos em fases avançadas de projeto (SILVESTRE, 2013). Para evitar isso, um novo tratamento nos processos de desenvolvimento tem sido realizado com uma aplicação maior de recursos nas etapas iniciais de projeto. Investimentos agudos em modelos numéricos e ambientes de simulação evitam uma quantidade bem maior de problemas e geram melhores resultados ao longo de todo desenvolvimento da aeronave (BERTOLIN, 2015). Com isso, a presença de modelos que integrem a dinâmica de voo e a aeroelasticidade (dinâmica aeroelástica) de aviões flexíveis possibilita a consideração de efeitos aeroelásticos já nas fases iniciais do desenvolvimento de leis de controle e economiza uma expressiva quantidade de recursos na fase de testes (ensaios em voo)— ensaios em solo continuam sendo muito necessários.

Ambas as metodologias citadas anteriormente no Capítulo 01, NFNS e NFLS, são tratadas em Sousa (2013) em caráter comparativo, com atenção especial as principais diferenças

e vantagens de uma em relação a outra. Nesta dissertação, o modelo numérico utilizado faz uso da primeira abordagem citada, NFNS_s.

As metodologias NFNS usam uma formulação com o uso de vigas para representar estruturalmente os membros. Estas vigas são capazes de captar as deformações não lineares estruturais presentes no modelo. Como já ressaltado anteriormente, existem basicamente três tipos diferentes de implementações NFNS. Estas formulações podem ser baseadas em: deslocamentos (NFNS_d), deformações (NFNS_s) ou intrínseca (NFNS_i) (SOUSA, 2017). A diferença principal entre cada uma dessas metodologias está na escolha das variáveis independentes para representar o campo de deslocamentos e o tratamento da linha de rotação de referência da viga usada na solução do problema (CESNIK e SU, 2010). Assim como já apresentado na revisão bibliográfica, Palacios, Murua e Cook (2010) fazem uma comparação entre estes tipos de metodologias NFNS.

A formulação utilizada no modelo numérico tomado por base neste trabalho (Sousa, 2013) é aquela baseada em deformações (NFNS_s), desenvolvida e mostrada em detalhes em Brown (2003), Shearer (2006), Su (2008), Cesnik e Su (2010), Ribeiro (2011), Sousa (2013), Su (2014) e Sousa (2017). Esta metodologia possibilita considerar grandes deformações e acoplamento inercial entre as coordenadas generalizadas rígidas e elásticas. E, embora algumas melhorias significativas já tenham sido feitas na metodologia originalmente criada, como por exemplo, a implementação de deformações oriundas de esforços cisalhantes (CESNIK e SU, 2010; SU, 2014), o modelo numérico aqui utilizado não as considera.

2.1.1. Sistemas de Eixos

A metodologia NFNS_s considera cinco sistemas de referência:

- Sistema de Eixos Inercial: sistema de eixos fixo no chão, utilizado para calcular a posição e orientação do avião (SOUSA, 2013);
- Sistemas de Eixos do Corpo: é usado para definir os graus de liberdade de corpo rígido e realizar a integração das equações do movimento (SU, 2008). Diferentemente da mecânica/dinâmica de voo clássica, este sistema de eixos segue a orientação dos sistemas de eixos da mecânica dos sólidos, isto é, enquanto a mecânica/dinâmica de voo clássica tem o eixo X apontando para frente (nariz da aeronave), o Y para a asa direita e o Z para baixo, a metodologia NFNS_s possui o eixo X na direção da asa direita, o eixo Y aponta para a frente, e, conseqüentemente, o eixo Z é perpendicular aos eixos X e Y e aponta “para cima”;

- **Sistemas de Eixos Local:** é formado pelos versores w_x , w_y e w_z (vide Figura 2.1) e é característico para cada nó de cada elemento (cada nó possui um). Este sistema de eixos fornece a orientação e a posição de cada nó dos elementos ao longo da linha de referência da viga (posição e orientação em relação ao sistema de eixos do corpo ou da terra). O versor w_x está na direção do eixo de simetria da viga (aponta para a ponta da asa), w_y é perpendicular a w_x e tem direção sentido ao bordo de ataque da asa (viga), e por último w_z é resultado do produto vetorial de w_x e w_y (BROWN, 2003; SHEARER, 2006; SU, 2008);
- **Sistemas de Eixos Auxiliar:** é usado para definir a posição e orientação de elementos rígidos conectados nas estruturas flexíveis, como por exemplo, tanques de combustível externos e motores suportados pelas asas (SOUSA, 2017);
- **Sistema de Eixos Aerodinâmico:** definido localmente em cada nó e usado para calcular as forças e momentos aerodinâmicos. Torna-se importante para simplificar a modelagem e reduzir o custo computacional das simulações (SOUSA, 2013).

A Figura 2.1 ilustra os quatro primeiros sistemas de eixos supramencionados.

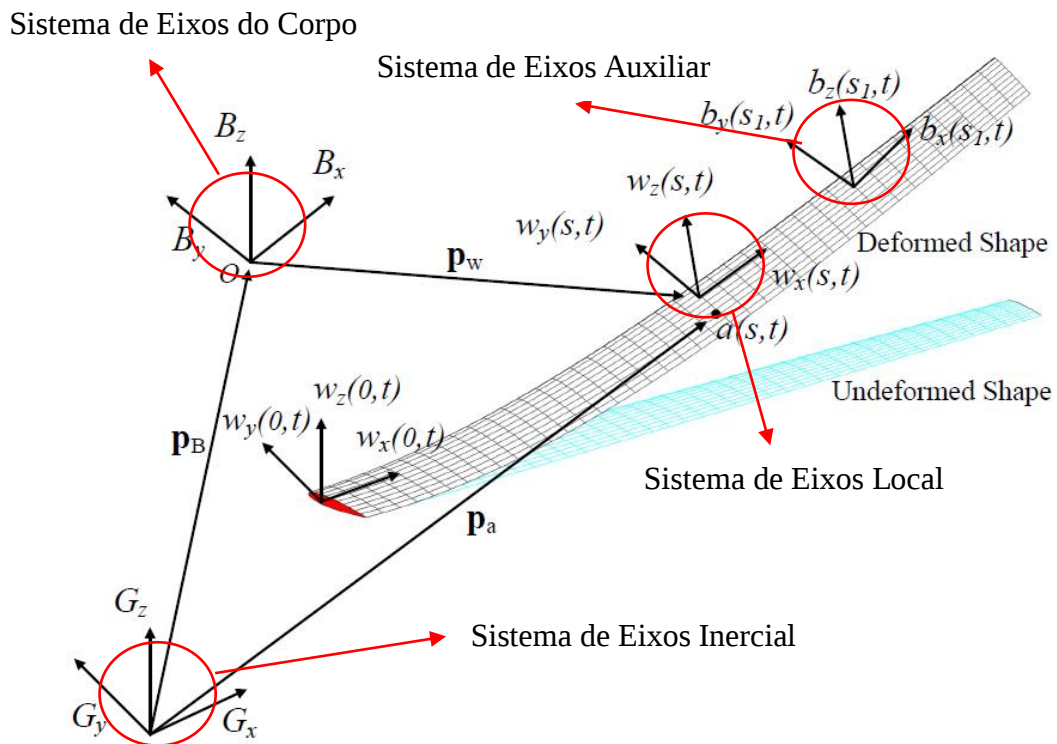


Figura 2.1- Sistemas de Eixos utilizado na formulação NFNS_s.

Fonte: Adaptado de Su (2008).

A posição e a orientação do sistema de referência do corpo $\vec{b}$ (graus de liberdade do corpo rígido) e suas derivadas temporais são definidas pela Equação 2.1.

$$\vec{b} = \begin{bmatrix} \vec{p}_B \\ \theta_B \end{bmatrix} \quad \dot{\vec{b}} = \dot{\beta} = \begin{bmatrix} \dot{\vec{p}}_B \\ \dot{\theta}_B \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_B \\ \omega_B \end{bmatrix} \quad \ddot{\vec{b}} = \ddot{\beta} = \begin{bmatrix} \dot{V}_B \\ \dot{\omega}_B \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

Sendo:

θ_B : orientação do avião com relação do sistema de eixos inercial (ângulos de Euler- definidos segundo a orientação da aeronave em relação a Terra);

V_B : velocidade linear do avião no sistema de eixos do corpo;

ω_B : velocidade angular do avião no sistema de eixos do corpo;

$\vec{p}_B$: posição do sistema de eixos do corpo com relação ao referencial inercial;

$\vec{p}_w$: posição do nó com relação a origem do sistema de eixos do corpo, que é função da coordenada s ao longo da viga;

$\vec{p}_a$: posição de um ponto arbitrário na estrutura da aeronave com relação ao sistema de eixos da terra.

As variáveis $\vec{p}_B$ e θ_B descrevem a posição e orientação do sistema de eixos do corpo ligado a um ponto fixo do corpo. Este ponto não precisa ser necessariamente o centro de gravidade do avião (SU, 2008; SOUSA, 2013). Porém, análises feitas por Ribeiro (2011) mostram que é conveniente que o sistema de eixos do corpo seja ligado ao centro de massa do avião. Isto evita complicações na análise dos resultados obtidos em simulações (SOUSA, 2013).

O último sistema de eixos, o aerodinâmico, é mostrado pela Figura 2.2 (estão apresentadas as componentes de velocidades nos eixos Y e Z). O eixo Y do sistema de eixos aerodinâmico está orientado com a linha de sustentação nula do perfil, enquanto o eixo Z é perpendicular ao eixo Y e aponta para cima do perfil (RIBEIRO, 2011).

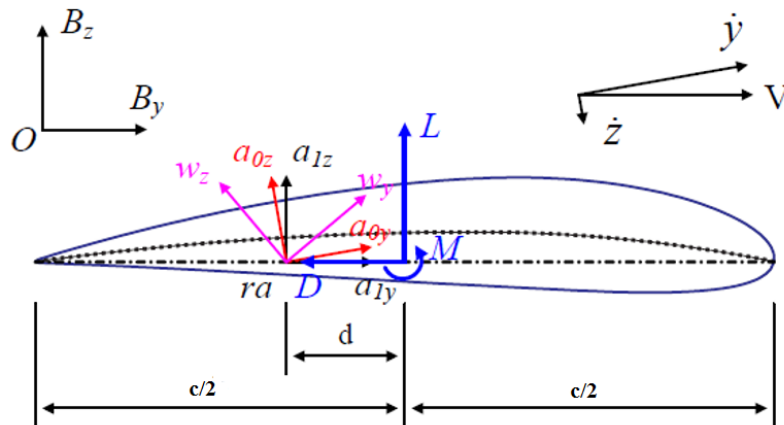


Figura 2.2- Sistema de Coordenadas do Aerofólio e Componentes de Velocidade.

Fonte: Su (2008).

Sendo:

- $\dot{y}$ e $\dot{z}$: componentes da velocidade V (SU, 2008);
- $c/2$: metade da corda do perfil aerodinâmico (SU, 2008);
- d : distância da metade da corda até o sistema de eixos local (SU, 2008);
- L : força de sustentação (SOUSA, 2013);
- D : força de arrasto (SOUSA, 2013);
- M : momento aerodinâmico (SOUSA, 2013);

Na metodologia NFNS_s, as asas e empenagens são modeladas estruturalmente como vigas. A fuselagem também pode ser modelada como uma viga, mas isso induz a consideração de uma fuselagem flexível. Se for rígida, pode ser modelada como uma unidade rígida ligada ao centro de gravidade da fuselagem (SOUSA, 2013). Nesta dissertação, este último modelo, fuselagem rígida, é utilizado.

2.1.2. Cinemática das Vigas

Uma representação da formação dos membros é mostrada na Figura 2.3. A configuração de viga é denominada de *Single Beam System* quando o último nó de um elemento está conectado somente a um outro elemento. O primeiro índice identifica o membro e o segundo, o nó correspondente. Caso o último nó de um elemento esteja conectado a mais de um elemento secundário, a configuração da viga é chamada de *Split Beam System*, pois existe a presença de um ponto de divisão. Esta distinção torna-se essencial porque cada um dos tipos de vigas possui uma cinemática particular. Vale notar que os primeiros nós dos elementos 02 e 03 da *Split Beam System* estão conectados com o último nó do elemento 01, mas possuem direções diferentes, que geram uma mudança no comportamento cinemático (SU, 2008).

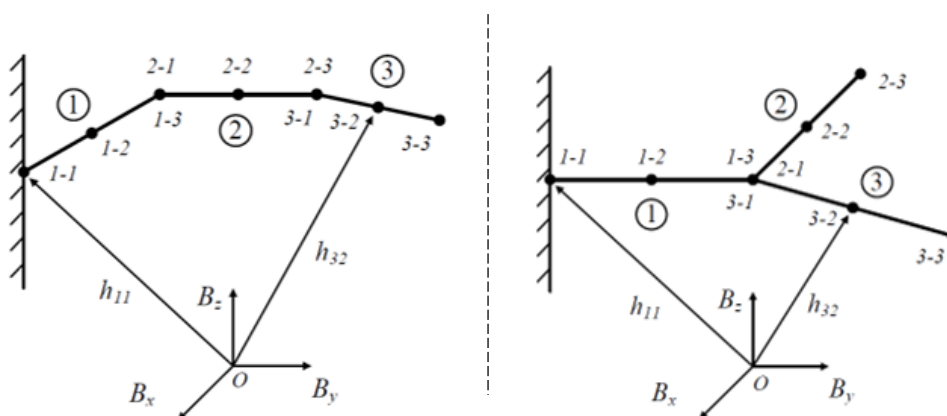


Figura 2.3- *Single Beam System* (esquerda) e *Split Beam System* (direita).

Fonte: Su (2008).

O modelo de viga não linear desenvolvido em Cesnik e Brown (2002) foi aplicado na modelagem numérica para contabilizar a deformação elástica das vigas. Nesta modelagem, cada viga ou membro é formado por elementos, e cada elemento, por sua vez, é formado por três nós: nó interno, nó intermediário e nó externo. Os nós contêm informações sobre a posição e orientação do elemento e essas informações de cada um dos nós são armazenadas em um vetor. A posição absoluta de cada nó é obtida pela Equação 2.2, sendo que $\vec{p}_B(s)$ representa o vetor da posição do sistema de eixos do corpo e $\vec{p}_w(s)$ representa a posição do sistema de eixos local em relação ao sistema de eixos do corpo.

$$\vec{p}(s) = \vec{p}_B + \vec{p}_w(s) \quad (2.2)$$

A posição absoluta e orientação dos nós da viga são definidas pelo vetor $\vec{h}(s)$ 12×1 , sendo que cada conjunto de três linhas é usado para definir uma grandeza: a posição absoluta $\vec{p}(s)$, o vetor $\vec{w}_x(s)$, o vetor $\vec{w}_y(s)$ e o vetor $\vec{w}_z(s)$. A Equação 2.3 mostra como o vetor $\vec{h}(s)$ é formado (é apresentado como $\vec{h}^T(s)$ por se tratar do vetor transposto).

$$\vec{h}^T(s) = [\vec{p}^T(s) \quad \vec{w}_x^T(s) \quad \vec{w}_y^T(s) \quad \vec{w}_z^T(s)] \quad (2.3)$$

Em alguns casos, é necessário definir a posição do nó com relação ao sistema de eixos do corpo (SU, 2008). Caso isso seja necessário, o nó será definido pelo vetor $\vec{h}_r(s)$, conforme apresentado pela Equação 2.4.

$$\vec{h}_r^T(s) = [\vec{p}_w^T(s) \quad \vec{w}_x^T(s) \quad \vec{w}_y^T(s) \quad \vec{w}_z^T(s)] \quad (2.4)$$

O vetor $\vec{h}(s)$ é definido no sistema de eixos inercial e usado para se calcular a jacobiana J_{hb} . Esta jacobiana apresenta o efeito que mudanças nos graus de liberdade de corpo rígido produzem na posição e orientação dos nós¹⁶. Já o vetor $\vec{h}_r(s)$ representa o vetor deslocamentos devido as deformações das asas e a diferença do vetor $\vec{h}(s)$ em relação a este é pela presença da posição do sistema de eixos do corpo (SU, 2008).

Já as deformações representam os graus de liberdade estruturais devido a flexibilidade. Cada um dos elementos pode sofrer quatro deformações (uma extensão e três rotações): extensão em X, torção em X, flexão em Y e flexão em Z, representadas pelo vetor deformações

¹⁶ A jacobiana J_{hb} é usada para se calcular as matrizes de massa e amortecimento generalizados (SOUSA, 2013).

(vide Equação 2.5) (SU, 2008). O modelo não considera as deformações de extensão nos eixos Y e Z. Isto implica em dizer que os perfis aerodinâmicos mantêm sua geometria constante.

$$\varepsilon = [\varepsilon_x \quad k_x \quad k_y \quad k_z] \quad (2.5)$$

A Figura 2.4 apresenta uma demonstração dos graus de liberdade elásticos possíveis com a metodologia. Vale notar que estes graus de liberdade representam as deformações sofridas pela estrutura. Somado a isso, pode ser notado que o sentido no qual as asas se movem em flexão, apesar de ser igual, configura um sinal diferente para a variável referente a flexão em Y. Isto ocorre devido ao sistema de eixos utilizado, com o eixo Y apontando para o nariz da aeronave. Flexão positiva tende a subir a asa esquerda e descer a direita. Se o valor for negativo, ocorre o contrário: asa esquerda tende a descer e a direita a subir.

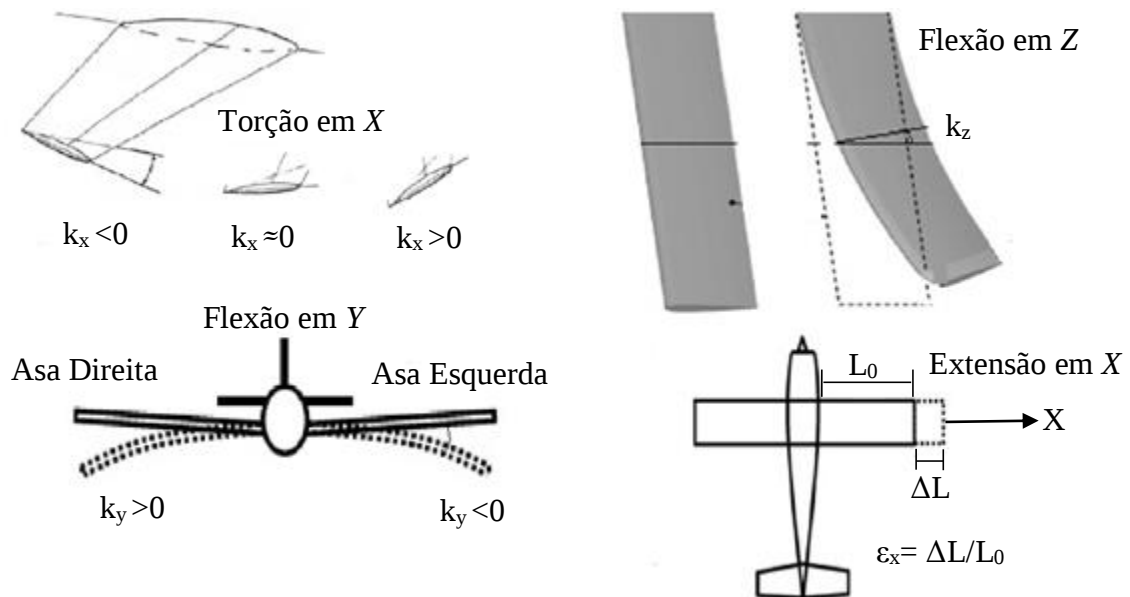


Figura 2.4- Deformações estruturais atuantes nos elementos estruturais.

Fonte: Sousa (2013).

O vetor $\vec{h}(s)$ é dependente das deformações estruturais. Logo, alterações nas deformações causarão mudanças nos valores da posição e orientação dos nós, o que terá como consequência mudanças nas propriedades de inércia, uma vez que a geometria da aeronave foi alterada (SOUSA, 2013). A posição final dos nós dos elementos é determinada a partir das informações quanto as deformações e a posição inicial dos mesmos (SU, 2008).

2.1.3. Coordenadas Generalizadas

As coordenadas generalizadas consistem nos graus de liberdade de corpo rígido e as deformações sofridas por todos os elementos que compõem os membros estruturais. O conjunto completo de variáveis independentes da NFNS_s é definida pelo vetor $\vec{q}$, conforme é apresentado pela Equação 2.6 (SOUSA, 2017).

$$\vec{q} = \begin{bmatrix} \varepsilon \\ \vec{b} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon \\ \vec{p}_B \\ \theta_B \end{bmatrix} \quad \dot{\vec{q}} = \begin{bmatrix} \dot{\varepsilon} \\ \dot{\beta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon \\ V_B \\ \omega_B \end{bmatrix} \quad \ddot{\vec{q}} = \begin{bmatrix} \ddot{\varepsilon} \\ \ddot{\beta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \ddot{\varepsilon} \\ \dot{V}_B \\ \dot{\omega}_B \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

Sendo:

ε : representa o vetor que é composto por todas as deformações estruturais de todos os elementos do avião (Equação 2.5);

$\vec{b}$: representa o vetor composto pela posição e orientação do corpo rígido (com componentes escritas no sistema de eixos inercial).

O conjunto de Equações 2.7 define a relação do vetor $\vec{h}(s)$ e de suas derivadas primeira e segunda com as coordenadas generalizadas descritas nas Equações 2.6 (SHEARER, 2006; SU, 2008). As derivadas primeiras são as velocidades lineares e angulares do nó considerado, e as derivadas segundas são acelerações. A aceleração é usada para calcular o trabalho virtual devido às forças de inércia (SOUSA, 2013).

As jacobianas J_{hb} e $J_{h\varepsilon}$ mostram os efeitos na posição e orientação dos nós quando alteradas a posição/orientação do corpo rígido e as deformações estruturais ε , respectivamente. O conjunto de Equações 2.7 mostram os efeitos das mudanças das coordenadas generalizadas de corpo rígido e flexível na posição e orientação dos nós. Quando a asa é deformada, a orientação e posição do sistema de eixos local são alteradas e, consequentemente, causam mudanças no vetor $\vec{h}(s)$. Considerações similares são válidas se houver alteração na posição e/ou orientação do sistema de eixos do corpo. Assumindo uma asa não deformada, com um sistema de eixos local orientado inicialmente com o sistema de eixos do corpo, caso a aeronave mude sua atitude com um comando de rolamento, por exemplo, a orientação do sistema de eixos do corpo em relação ao sistema de eixos inercial será alterada, bem como a posição do sistema de eixos local em relação ao sistema de eixos inercial. Matematicamente, o vetor $\vec{h}(s)$ sofre mudanças. Se o nó for definido em relação ao sistema de eixos do corpo, estas alterações nos graus de liberdade de corpo rígido não irão influenciar o vetor $\vec{h}_r(s)$ (SOUSA, 2013).

$$\delta \vec{h} = J_{h\varepsilon} \delta \varepsilon + J_{hb} \delta b \quad \delta \vec{h}_r = J_{h\varepsilon} \delta \varepsilon \quad (2.7a)$$

$$d\vec{h} = J_{h\varepsilon} d\varepsilon + J_{hb} db \quad d\vec{h}_r = J_{h\varepsilon} d\varepsilon \quad (2.7b)$$

$$\frac{d\vec{h}}{dt} = J_{h\varepsilon} \frac{d\varepsilon}{dt} + J_{hb} \frac{db}{dt} = J_{h\varepsilon} \frac{d\varepsilon}{dt} + J_{hb} \beta \quad \frac{d\vec{h}_r}{dt} = J_{h\varepsilon} \frac{d\varepsilon}{dt} \quad (2.7c)$$

$$\frac{d^2 \vec{h}}{dt^2} = J_{h\varepsilon} \frac{d^2 \varepsilon}{dt^2} + \dot{J}_{h\varepsilon} \frac{d\varepsilon}{dt} + J_{hb} \dot{\beta} + \dot{J}_{hb} \beta \quad \frac{d^2 \vec{h}_r}{dt^2} = J_{h\varepsilon} \frac{d^2 \varepsilon}{dt^2} + \dot{J}_{h\varepsilon} \frac{d\varepsilon}{dt} \quad (2.7d)$$

Sendo:

$$J_{h\varepsilon} = \frac{d\vec{h}}{d\varepsilon} \quad J_{hb} = \frac{d\vec{h}}{db} \quad (2.8)$$

Sendo assim, seis graus de liberdade são usados como coordenadas generalizadas de corpo rígido. Estas variáveis correspondem a posição e orientação do avião e as deformações de todos os elementos. Além destas coordenadas, são consideradas também as deformações estruturais de todos os elementos. O uso de deformações como graus de liberdade flexíveis é o que caracteriza a formulação baseada em deformações NFNS_s (SHEARER, 2006; SU, 2008).

Na metodologia NFNS_s são consideradas não somente a deformação, mas também suas derivadas primeira e segunda (taxas de variação). Ambas as derivadas são necessárias porque as forças de inércia dos elementos estruturais são dependentes das taxas de variação de primeira e segunda ordem das deformações (SOUSA, 2013).

Segundo Sousa (2013), a formulação NFNS_s aborda a deformação com variações lineares apenas localmente. Isto significa que dada uma deformação ε em um elemento i , outro elemento j , localizado a uma pequena distância Δx , sofrerá uma deformação $\varepsilon + k\Delta x$, sendo k um ganho. Se outro elemento ii localizado a uma distância bem maior que Δx , Δy , este elemento ii sofrerá uma deformação diferente de $\varepsilon + k\Delta y$.

Uma das vantagens na utilização da formulação baseada em deformações está no fato de que esta formulação permite o acoplamento inercial entre os graus de liberdade de corpo rígido e de corpo flexível, uma vez que as deformações e suas respectivas taxas de variação alteram a geometria do avião, e, conseqüentemente, a distribuição de massa com relação ao sistema de eixos do corpo. Esta mudança da geometria e redistribuição de massa ocorre por meio de uma transformação das deformações (representadas em um sistema de eixos local) em deslocamentos estruturais (representados no sistema de eixos do corpo ou no sistema de eixos inercial). Nesta transformação geométrica das deformações para deslocamentos, as deformações que variavam localmente de forma linear, poderão produzir variações não lineares

nos deslocamentos, quando for feita uma análise da dinâmica estrutural em todo o avião (SOUSA, 2013).

2.1.4. Equações do Movimento

As equações de movimento da metodologia NFNS_s são obtidas com a aplicação do princípio de Hamilton ou mecânica hamiltoniana (SOUSA, 2013). Segundo Sousa (2013), este princípio consiste em somar todo o trabalho virtual presente (forças internas e externas) de todos elementos presentes e fazer esta soma ser igual a zero. Formalmente, o princípio enuncia que a variação da integral Lagrangeana somada com a integral do trabalho virtual das forças ativas e não conservativas de um sistema entre dois instantes de tempo é nula, desde que as configurações inicial e final sejam prescritas. Essas forças são divididas em dois grupos:

- Forças Internas: abrangem as forças de inércia (forças devido a aceleração) da fuselagem rígida (se houver), dos membros elásticos (asa, empenagens e fuselagem, se esta for flexível), das unidades rígidas (motores e tanques externos de combustível) ligadas a membros flexíveis e as forças devido as deformações estruturais, taxas de deformação e amortecimento estrutural (SU, 2008);
- Forças Externas: incluem as forças e momentos aerodinâmicos, força peso e tração do motor (SU, 2008).

Além da aplicação do princípio de Hamilton, as equações do movimento são obtidas pela consideração de deslocamentos virtuais arbitrários e pela soma de todos os trabalhos virtuais. Os dados estruturais são obtidos em duas partes: primeiramente, são obtidas as propriedades das seções transversais das vigas; por último, são calculadas as propriedades dos elementos com o uso de integração numérica (SU, 2008).

A aplicação de métodos de energia para obtenção das equações do movimento é muito vantajosa quando comparada com a mecânica newtoniana, visto que simplifica muito o processo. Quando a energia do sistema é analisada, não há preocupação quanto ao sinal da grandeza, uma vez que trabalho e energia são grandezas escalares. Com o cálculo do trabalho virtual calculado, tendo em vista a cinemática dos membros estruturais, as equações de movimento são alcançadas com as coordenadas generalizadas ε e b .

A Figura 2.5 ilustra a ideia usada para obter das equações do movimento.

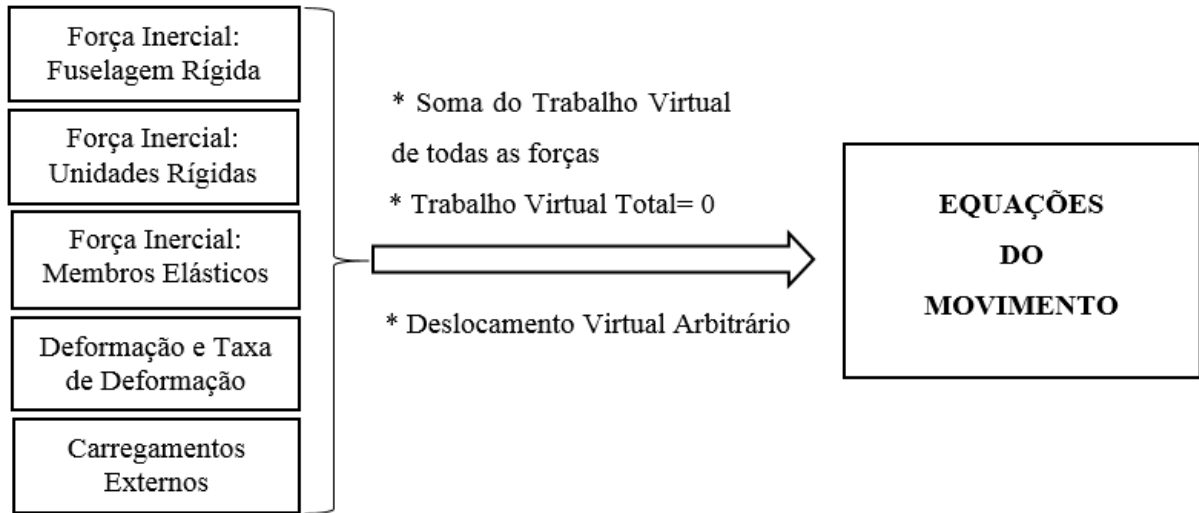


Figura 2.5- Esquema utilizado para obter as equações do movimento.

Fonte: Adaptado de Sousa (2017).

A equação que representa o trabalho virtual completo pode ser encontrada em Su (2008) e Sousa (2013), bem como o desenvolvimento realizado em cada um dos componentes necessários para obtenção dos trabalhos virtuais. Com o trabalho virtual calculado e fazendo-se a consideração de deslocamentos arbitrários e soma total do trabalho virtual sendo nula, é possível obter o conjunto completo das equações de movimento na metodologia NFNS_s (SOUSA, 2017). Este conjunto é apresentado pelo conjunto de Equações 2.9, contendo as equações da dinâmica juntas com as equações da cinemática do corpo rígido.

$$M_{FF} \cdot \ddot{\epsilon} + M_{FB} \cdot \dot{\beta} + C_{FF} \cdot \dot{\epsilon} + C_{FB} \cdot \beta + K_{FF} \cdot \epsilon = \vec{R}_F \quad (2.9a)$$

$$M_{BF} \cdot \ddot{\epsilon} + M_{BB} \cdot \dot{\beta} + C_{BF} \cdot \dot{\epsilon} + C_{BB} \cdot \beta = \vec{R}_B \quad (2.9b)$$

$$\dot{\phi} = p + \tan(\theta) (q \sin(\phi) - r \cos(\phi)) \quad (2.9c)$$

$$\dot{\theta} = q \cos(\phi) + r \sin(\phi) \quad (2.9d)$$

$$\dot{\psi} = (q \sin(\phi) - r \cos(\phi)) / \cos(\theta) \quad (2.9e)$$

$$\dot{H} = U \sin(\theta) - V \cos(\theta) \sin(\phi) - W \cos(\theta) \cos(\phi) \quad (2.9f)$$

$$\dot{p}_N = U \cos(\theta) \cos(\psi) + V (-\cos(\phi) \sin(\psi) + \sin(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi)) - W (\sin(\phi) \sin(\psi) + \cos(\phi) \sin(\theta) \cos(\psi)) \quad (2.9g)$$

$$\dot{p}_E = U \cos(\theta) \sin(\psi) + V (\cos(\phi) \cos(\psi) + \sin(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi)) - W (-\sin(\phi) \cos(\psi) + \cos(\phi) \sin(\theta) \sin(\psi)) \quad (2.9h)$$

Sendo:

- M_{FF} , M_{FB} , M_{BF} e M_{BB} são as componentes da matriz de massa generalizada (BROWN, 2003; SHEARER, 2006; SU, 2008);
- C_{FF} , C_{FB} , C_{BF} e C_{BB} são as componentes da matriz de amortecimento generalizada (BROWN, 2003; SHEARER, 2006; SU, 2008);
- K_{FF} é a matriz de rigidez (BROWN, 2003; SHEARER, 2006; SU, 2008);

- $\vec{R}_F$ e $\vec{R}_B$ são vetores de força generalizados. Essas forças são compostas pelo peso, forças e momentos pontuais (tração) e distribuídos (aerodinâmicos) ao longo dos elementos estruturais (BROWN, 2003; SHEARER, 2006; SU, 2008);
- $\beta = [V, U, W, q, p, r]$ é o vetor dos graus de liberdade de corpo rígido (BROWN, 2003; SHEARER, 2006; SU, 2008);
- ϕ , θ e ψ são os ângulos de Euler (RIBEIRO, 2011; SOUSA, 2013);
- H , p_N e p_E são as componentes da posição do avião em relação ao sistema de eixos inercial (RIBEIRO, 2011; SOUSA, 2013).

O código numérico utilizado possibilita a atualização das matrizes de massa e amortecimento generalizadas em cada passo da integração numérica, porém há um custo computacional inerente a esta escolha (Sousa, 2017).

Sousa (2013) sumariza todas as hipóteses assumidas durante a dedução das equações de movimento para a metodologia NFNS_s. Essas hipóteses são:

- I- O sistema de eixos inercial é ligado a Terra;
- II- O vetor aceleração da gravidade é uniforme ao longo do corpo;
- III- O avião é modelado como um conjunto de membros (vigas e unidades rígidas) interconectados;
- IV- Os valores das massas, rigidezes, amortecimentos e inércias distribuídas estão disponíveis;
- V- Todas as forças aplicadas produzem tensões internas menores do que o limite de elasticidade e da tensão de escoamento do material utilizado nas vigas.

Vale notar que ao longo do desenvolvimento das equações do movimento não precisou ser feita nenhuma hipótese restritiva com relação a pequenas deformações e a colinearidade das suas derivadas, o que garante um caráter não linear da formulação. Portanto, a metodologia NFNS_s possibilita que a estrutura esteja sujeita a grandes deformações e, naturalmente, grandes deslocamentos estruturais. Com isso, a metodologia NFNS_s permite uma análise mais precisa dos efeitos de grandes deformações estruturais na dinâmica de voo de aviões muito flexíveis. Há acoplamento inercial entre as coordenadas generalizadas do corpo rígido e da dinâmica estrutural. Por estas razões, caso o modelo estrutural da metodologia NFNS_s seja suficientemente representativo para o avião analisado, esta metodologia pode ser considerada mais realista e completa do que as metodologias restritas a baixos deslocamentos estruturais. Porém, há de ser notado que metodologia NFNS_s requer um maior tempo computacional para que as simulações de voo sejam feitas (SOUSA, 2013).

Como a estrutura é modelada por elementos que possuem um número finito de nós, isto pode ser visto como uma restrição. Adicionado a isso, outra restrição significativa que pode ser ressaltada é o fato de a estrutura ser modelada por vigas, fazendo com que informações de área e volume sejam perdidas. As asas e empenagens perdem a tridimensionalidade e são reduzidas a uma representação em linha. Estes fatores podem introduzir perdas de informações no modelo desenvolvido (SOUSA, 2013).

Mais detalhes sobre a dedução das equações do movimento com a metodologia NFNS_s podem ser encontrados em Brown (2003), Shearer (2006), Su (2008), Ribeiro (2011) e Sousa (2013).

2.2. Formulação do Mecanismo Físico

Esta seção é dedicada à apresentação de conceitos úteis que serão abordados posteriormente nas análises do Capítulo 05. Também é mostrada a formulação matemática usada como base para compreensão física envolvida nos valores de fase.

2.2.1. Conceitos Iniciais

Antes de iniciar a formulação do mecanismo físico do *flutter*, é essencial definir alguns conceitos muito usuais na disciplina de aeroelasticidade e que serão abordados ao longo do corpo do texto. A primeira designação aqui feita é relativa às diferenças entre ao eixo de flexão e eixo elástico. Para isso é apresentada a pesquisa realizada em Stodieck, Cooper e Weaver (2015). Estes autores fazem uma revisão da literatura e apontam as definições comumente apresentadas pela literatura quanto aos conceitos de eixo de flexão e eixo elástico, algo que muitas vezes se demonstrou conflitante. Sendo assim, por fim, os referenciados autores descrevem as definições de conceitos aceitas pela comunidade científica para:

- Centro de Cisalhamento: posição na seção bidimensional onde não existe mudança da taxa de torção (torção nula) a partir da aplicação de um esforço cortante na mesma seção. Este ponto é característico de uma seção em particular;
- Eixo Elástico: localização dos centros de cisalhamento ao longo da asa;
- Centro de flexão: posição de uma carga de cisalhamento em uma seção transversal da asa, onde não existe torção em relação a raiz da mesma, mas não necessariamente em relação a outro ponto da asa. Sendo assim, o centro de flexão é uma característica da asa em uma seção bidimensional particular;

- Eixo de flexão local: localização que contempla todos os centros de flexão ao longo da asa;
- Eixo de flexão global: posição de um conjunto distribuído de cargas aplicadas simultaneamente ao longo de uma asa que resultará em torção zero ao longo de toda a asa (isto é, o eixo de flexão global é característico da asa sob um caso de carregamento específico).

Além desses conceitos supramencionados, torna-se essencial a definição dos resultados que serão extraídos dos autovalores (frequência e taxa de amortecimento) e autovetores (fase e amplitude). Estes dados caracterizam os modos aeroelásticos e formam a base primordial para o entendimento físico do problema e dos fenômenos. Logo, elencando cada uma das variáveis com sua respectiva definição, tem-se que:

- Frequência: indica a quantidade de ciclos por unidade de tempo (INMAN, 2014);
- Taxa de Amortecimento: é composta pelos amortecimentos aerodinâmico e estrutural e indica quão rápida a resposta temporal é amortecida. Uma maior taxa de amortecimento assinala que a resposta ao longo do tempo será amortecida mais rapidamente, caso a frequência se mantenha inalterada. Se, pelo contrário, a taxa de amortecimento for pequena e a frequência não amortecida for a mesma, a resposta temporal persistirá por mais tempo sob um regime oscilante (INMAN, 2014). O amortecimento diz quão rápida a resposta temporal vai ser amortecida, sendo uma informação extraída pela parte real dos autovalores¹⁷;
- Amplitude: valor máximo de oscilação (INMAN, 2014);
- Fase: Segundo Inman (2014), mostra o valor inicial assumida pela função seno quando o movimento oscilatório é modelado segundo esta função. Sob outra perspectiva de avaliação de Inman (2014), a fase representa, em linhas gerais, o lapso entre o surgimento da força excitadora e o momento em que a estrutura “sente” a ação dessa força. Se utilizado o modelo aerodinâmico não estacionário, há incorporação não somente dos efeitos de circulação, mas também os efeitos de esteira. Com isso, existe um atraso entre a alteração das condições aerodinâmicas ao redor da asa e o surgimento das forças resultantes que terão aplicação sobre a estrutura.

¹⁷ Amortecimento é proporcional a taxa de amortecimento vezes a frequência não amortecida.

2.2.2. Variáveis Envolvidas

Embora já tenham sido definidas as grandezas utilizadas, nesta seção é apresentada uma pequena descrição de um modelo de um grau de liberdade, encontrado em Inman (2014), para melhorar a compreensão dos conceitos. O esclarecimento desses conceitos se faz necessário, pois serão úteis no Capítulo 05— proposição do mecanismo físico do *flutter*.

Considerando primeiramente uma vibração livre, sem amortecimento, com movimento periódico em um modelo massa-mola, conforme apresenta a Figura 2.6:

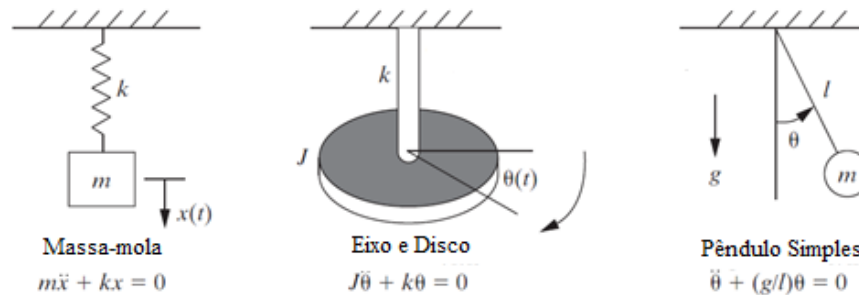


Figura 2.6- Exemplos de sistemas com um grau de liberdade.

Fonte: Adaptado de Inman (2014).

O sistema massa- mola mostrado na Figura 2.6 pode ser equacionado pelo uso das Leis de Newton pela Equação 2.10:

$$m\ddot{x}(t) + kx(t) = 0 \quad (2.10)$$

Assumindo que a Equação 2.11 é solução para a Equação 2.10:

$$x(t) = A \sin(\omega_n t + \phi) \quad (2.11)$$

Sendo:

- A: amplitude do movimento— determina o valor máximo do deslocamento sofrido;
- ω_n : frequência natural— determina a frequência na qual o corpo entra em ressonância;
- t: tempo;
- ϕ : fase— determina, em termos matemáticos, o início da função seno.

Esta descrição senoidal é normalmente escolhida para representar o movimento, pois mostra o caráter oscilatório do sistema. A amplitude e a fase são função do estado ou posição inicial do sistema, enquanto a frequência é determinada pelas propriedades de massa e rigidez do sistema. Se nenhuma força é aplicada no sistema, ele se manterá em repouso. Caso seja

retirado do repouso pela aplicação de um deslocamento inicial e/ ou uma velocidade inicial, o sistema oscilará. Impondo as condições iniciais v_0 (velocidade inicial) e x_0 (deslocamento inicial), tem-se as Equações 2.12 e 2.13:

$$x_0 = x(0) = A \sin(\omega_n 0 + \phi) = A \sin(\phi) \quad (2.12)$$

$$v_0 = \dot{x}(0) = \omega_n A \cos(\omega_n 0 + \phi) = \omega_n A \cos(\phi) \quad (2.13)$$

Resolvendo ambas as equações, chega-se às Equações 2.14 e 2.15¹⁸:

$$A = \frac{\sqrt{\omega_n^2 x_0^2 + v_0^2}}{\omega_n} \quad (2.14)$$

$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{\omega_n x_0}{v_0} \right) \quad (2.15)$$

Substituindo as Equações 2.14 e 2.15 na Equação 2.11, pode-se obter a Equação 2.16.

$$x(t) = \frac{\sqrt{\omega_n^2 x_0^2 + v_0^2}}{\omega_n} \sin \left(\omega_n t + \tan^{-1} \left(\frac{\omega_n x_0}{v_0} \right) \right) \quad (2.16)$$

Com estes dados é possível uma representação trigonométrica geral do movimento no plano cartesiano para ilustrar as variáveis do movimento, vide Figura 2.7.

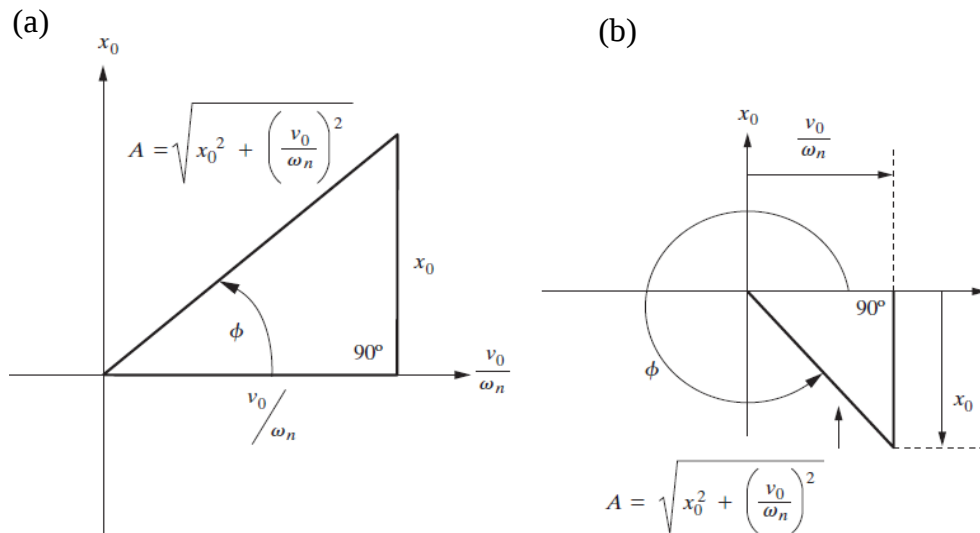


Figura 2.7- (a) v_0 e x_0 positivos. (b) v_0 positivo e x_0 negativo.

Fonte: Adaptado de Inman (2014).

¹⁸ É necessário cuidado para calcular o arco tangente, pois a fase precisa estar situada no quadrante correto, como mencionado previamente. Na implementação feita no MATLAB® este cuidado foi tomado simplesmente pelo uso do comando *atan2*, que já faz a correção naturalmente.

Os valores de $\tan(\phi)$ podem ser tanto positivos quanto negativos. Se for positivo, o ângulo ϕ pertence ao primeiro ou terceiro quadrante. Para conhecer de qual quadrante se trata, é necessária uma avaliação das condições iniciais. Se o deslocamento inicial for positivo, o ângulo de fase está no primeiro quadrante. Se o deslocamento inicial for negativo, o ângulo de fase estará no terceiro quadrante. Agora, caso os valores de $\tan(\phi)$ forem negativos, o ângulo de fase pertence ao segundo ou quarto quadrante. Novamente, é necessária uma avaliação dos sinais das condições iniciais para saber de qual quadrante se trata. Se o sinal do deslocamento inicial for positivo, o ângulo de fase está no segundo quadrante e se for negativo o ângulo estará situado no quarto quadrante. A última possibilidade restante é se acaso o valor de $\tan(\phi)$ for igual a zero. Neste caso, o ângulo de fase pode ser tanto nulo como igual a 180° . Para saber de qual se trata, deve-se atentar ao sinal das condições iniciais. Se ambos os valores de deslocamento e velocidade inicial forem nulos, o ângulo também será nulo. Se, pelo contrário, o valor da velocidade inicial for negativo, se trata do ângulo de fase igual a 180° .

Além da representação mostrada na Figura 2.7¹⁹, também é possível apresentar um resumo descritivo das grandezas com variação do movimento ao longo do tempo, conforme mostra a Figura 2.8:

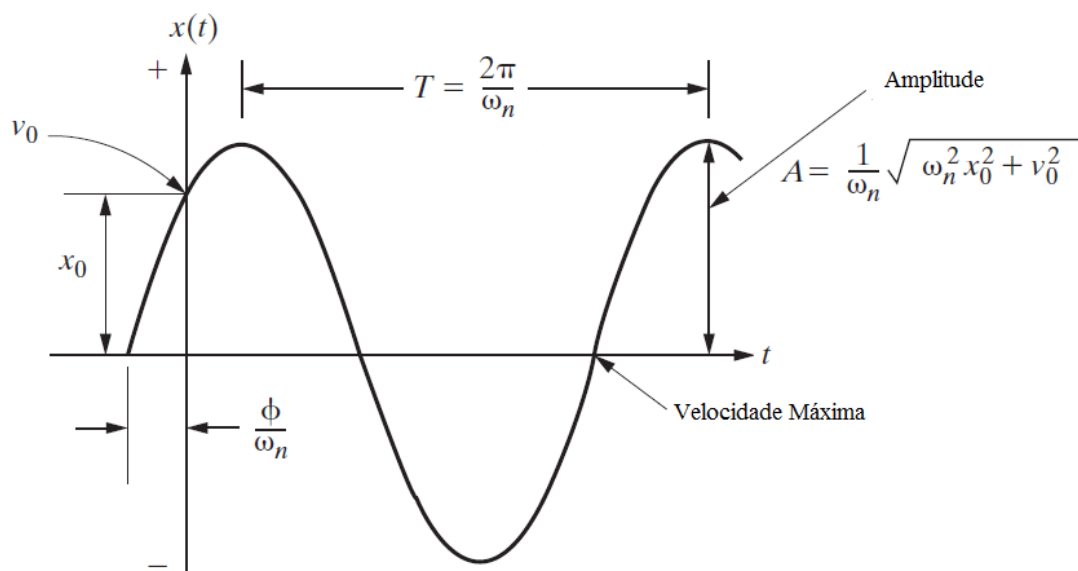


Figura 2.8- Resumo descritivo de um movimento harmônico simples.

Fonte: Adaptado de Inman (2014).

¹⁹ Vale notar que a modelagem realizada na proposição do mecanismo físico (Capítulo 05) parte justamente de um modelo análogo à Figura 2.7 para explicar um entendimento físico sobre a fase atuante no modo aeroelástico, como se cada uma das componentes atuasse como um sistema de um grau de liberdade sem amortecimento.

Analogamente ao desenvolvimento realizado sem a presença do amortecimento, quando o amortecimento for considerado, o equacionamento do sistema fica de acordo com a Equação 2.17.

$$m\ddot{x} + c\dot{x} + kx = F_0 \cos(\omega t) \quad (2.17)$$

De maneira similar ao que foi apresentado, pode-se chegar aos valores de amplitude e fase para o sistema, conforme apresentam as Equações 2.18 e 2.19:

$$A = \sqrt{x_0^2 + \left(\frac{v_0 + \zeta \omega_n x_0}{\omega_d}\right)^2} \quad (2.18)$$

$$\phi = \tan^{-1} \left(\frac{x_0 \omega_d}{v_0 + \zeta \omega_n x_0} \right) \quad (2.19)$$

Sendo:

$$\zeta = \frac{c}{2m\omega_n} \quad (2.20)$$

$$\omega_d = \omega_n \sqrt{(1 - \zeta^2)} \quad (2.21)$$

Com esses dados, é possível obter a equação do movimento, mostrada pela Equação 2.22.

$$x(t) = e^{-\zeta \omega_n t} \left[\frac{v_0 + \zeta \omega_n x_0}{\omega_d} \sin(\omega_d t) + x_0 \cos(\omega_d t) \right] \quad (2.22)$$

Tendo em pauta as metodologias usadas para a formulação da dissertação, o próximo capítulo trata justamente de algumas das características gerais do modelo matemático desenvolvido em Sousa (2013), sendo a base para as simulações efetuadas no Capítulo 05.

3 MODELO MATEMÁTICO

Este capítulo trata essencialmente das principais características do modelo numérico desenvolvido em Sousa (2013). Torna-se importante conhecer como foi feita a implementação do modelo para uma melhor compreensão da aeronave flexível utilizada neste trabalho. Estas características estão divididas em:

- Geometria do avião: são apresentados os principais dados em relação a dimensão da aeronave;
- Distribuição de massa: este tópico trata de como a massa e a inércia está distribuída ao longo dos membros da aeronave;
- Modelo estrutural: são abordadas características relativas a rigidez e o amortecimento;
- Modelo aerodinâmico: são mostradas as distribuições de forças e momentos aerodinâmicos ao longo das asas e empenagens usadas na modelagem;
- Fuselagem: são apresentadas informações a respeito do modelo rígido de fuselagem desenvolvido;
- Motor: é mostrado o posicionamento e a massa de cada um dos motores, assim como é calculado a tração.

Assim como já destacado anteriormente, a plataforma de modelagem usada para aplicar a metodologia NFNS_s por Sousa (2013) foi o programa AEROFLEX desenvolvido e mostrado em detalhes em Ribeiro (2011). Sousa (2013) utilizou como dados de entrada de geometria, distribuição de massa e coeficientes aerodinâmicos a aeronave encontrada em Da Silva (2010) e Da Silva (2012). Sousa (2013) fez uma adequação dos dados de entrada para obter os mesmos valores resultantes que os citados em Da Silva (2012): a geometria foi a mesma; a distribuição de massa foi definida de forma a obter as mesmas massa e inércias de massa; e a distribuição de coeficientes aerodinâmicos foi feita de forma a obter mesmas derivadas de estabilidade e de controle. As características da aeronave modelada são similares a aeronave Embraer E-190, vide Figura 3.1.

Com os dados disponíveis, Sousa (2013) modelou a geometria, distribuição de massa, inércias, centro de gravidade do avião, coeficientes aerodinâmicos, motor e dados estruturais. O processo de modelagem consistiu em fornecer os dados de entrada da aeronave para a plataforma AEROFLEX e tentar alcançar a mesma configuração de aeronave encontrada em Da Silva (2010) quanto aos aspectos geométricos, estruturais e aerodinâmicos, pois um dos

objetivos da modelagem de Sousa (2013) foi de utilizar o modelo numérico como meio de comparação entre as metodologias NFLS (DA SILVA, 2010) e NFNS_s (SOUSA, 2013).



Figura 3.1- Embraer E-190.

Fonte: The Flight.

Com o intuito de manter a originalidade do modelo desenvolvido em Sousa (2013) e pelo conhecimento do retrospecto de demanda computacional para realizar as simulações²⁰, o modelo utilizado nesta dissertação manteve a mesma quantidade de elementos do modelo em Sousa (2013) para agilizar a aquisição dos dados das simulações. Se há um menor número de elementos e nós, a quantidade dos graus de liberdade elásticos também é menor e, portanto, o custo computacional envolvido também será menor. Neste modelo são considerados cinco elementos para cada uma das asas, dois elementos em cada uma das empenagens horizontais e um elemento na empenagem vertical. De maneira geral, o número de elementos foi configurado em cada membro para comportar a menor quantidade possível que permitisse uma precisão razoável e um custo computacional aceitável. Designando, para cada um dos membros, a justificativa pela escolha da quantidade de elementos, segundo Sousa (2013):

- Asas: devido a presença dos *ailerons* interno e externo, pode-se notar a necessidade de pelo menos três elementos ao longo da asa. Além disso, como existe a necessidade de um nó conter a posição do motor, mais um elemento é adicionado a estrutura da asa. O último elemento foi colocado para melhorar a precisão da distribuição de massa e forças aerodinâmicas. A distribuição final das posições das extremidades dos elementos em cada uma das asas é mostrada na Equação 3.1.

$$s_{asa} = [0 \quad 0,33 \quad 0,50 \quad 0,70 \quad 0,88 \quad 1] \quad (3.1)$$

²⁰ Pode ser encontrado em detalhes em Ribeiro (2011).

Vale notar que a coordenada s mostrada na Equação 3.1 traduz as posições das extremidades dos elementos ao longo da envergadura. Se $s=0,88$, isto significa que se trata do ponto localizado em 88% da envergadura do membro.

- **Empenagens Horizontais:** foram considerados apenas dois elementos em cada uma delas. O particionamento da empenagem horizontal ocorreu em virtude da existência de dois profundores: o profundor interno, que está em 60 % da semi-envergadura exposta da empenagem, e o profundor externo, que está nos 40% restantes da semi-envergadura. Os profundores são usados para controlar a dinâmica de corpo rígido. As posições das extremidades dos elementos relativas à semi-envergadura da empenagem horizontal estão mostradas na Equação 3.2.

$$s_{EH} = [0 \quad 0,60 \quad 1] \quad (3.2)$$

- **Empenagem Vertical:** apenas um elemento foi considerado, pois o ganho na precisão não justificaria o aumento no custo computacional. As coordenadas das extremidades dos elementos para este membro estão apresentadas na Equação 3.3.

$$s_{EV} = [0 \quad 1] \quad (3.3)$$

A maior parte das rotinas do programa AEROFLEX são usadas para todos os membros do avião, uma vez que a modelagem realizada em cada um deles é análoga. Cada membro é modelado estruturalmente como uma viga no eixo elástico, estando localizado na metade da corda aerodinâmica, assim como a posição do centro de massa de cada perfil que compõe as estruturas sustentadoras. Quando o eixo elástico e o eixo de massa são coincidentes, a flexão e a torção das vigas não estarão acopladas (WRIGHT E COOPER, 2007), o que significa que a flexão não produz torção e nem a torção gera flexão. Sendo assim, a ocorrência de *flutter*, teoricamente, será mais difícil. Porém, há de ser notado que a aeronave modelada em Sousa (2013) possui uma configuração mais complexa, com a presença por exemplo, de enflechamento e afilamento.

As Figuras 3.2 - 3.5 mostram uma representação tridimensional da aeronave, cuja rotina de geração das imagens será abordada com mais detalhes no próximo capítulo. Esta representação vislumbra mostrar o comportamento da aeronave sob determinado carregamento ou representar, ainda que de modo qualitativo, o formato dos modos aeroelásticos da aeronave (útil nas análises de resultados). Nestas figuras são apresentadas as vistas do modelo de aeronave flexível utilizado. Na primeira delas, a vista frontal, estão expostas as nomenclaturas

de cada um dos membros²¹. Vale notar que a fuselagem e os motores não estão representados. Apesar do modelo incorporar vigas para representar a estrutura da aeronave, a representação gráfica mostra superfícies nos membros. Isto porque são consideradas estas superfícies no cálculo das cargas aerodinâmicas ao longo das vigas elásticas que representam cada um dos membros.

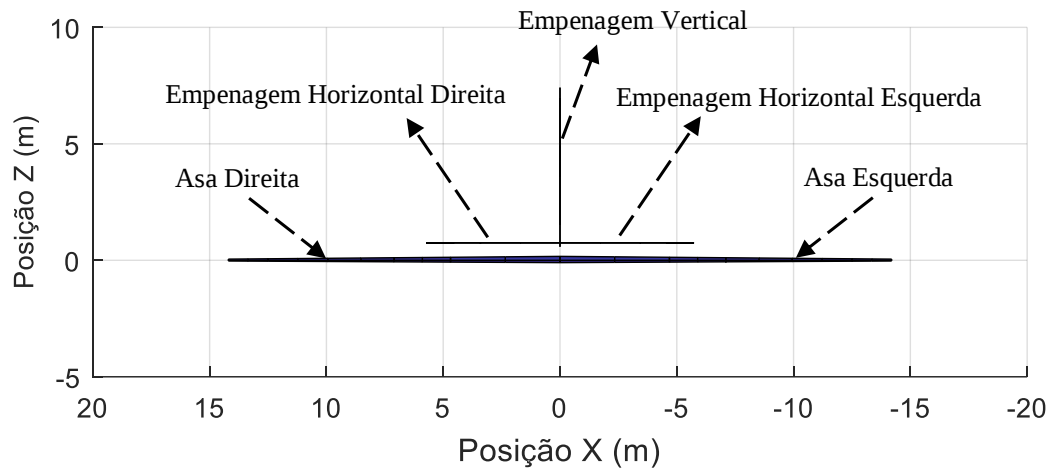


Figura 3.2- Vista frontal do modelo numérico da aeronave.

Fonte: Elaborado pelo autor.

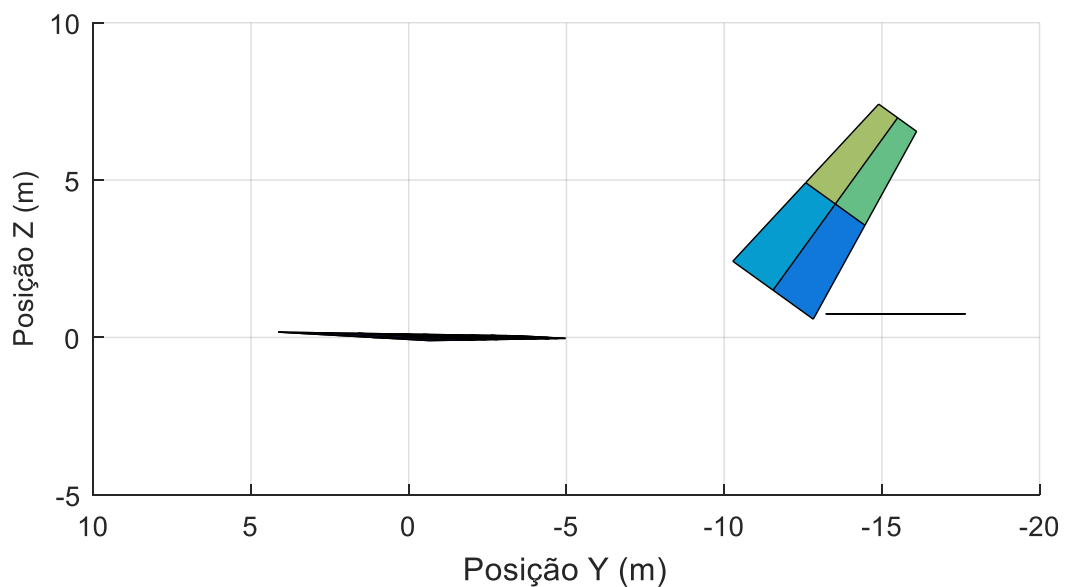


Figura 3.3- Vista lateral do modelo numérico da aeronave.

Fonte: Elaborado pelo autor.

²¹ A vista frontal da aeronave é tomada olhando-se pela parte dianteira da mesma, com intuito de apresentar a correta orientação dos eixos.

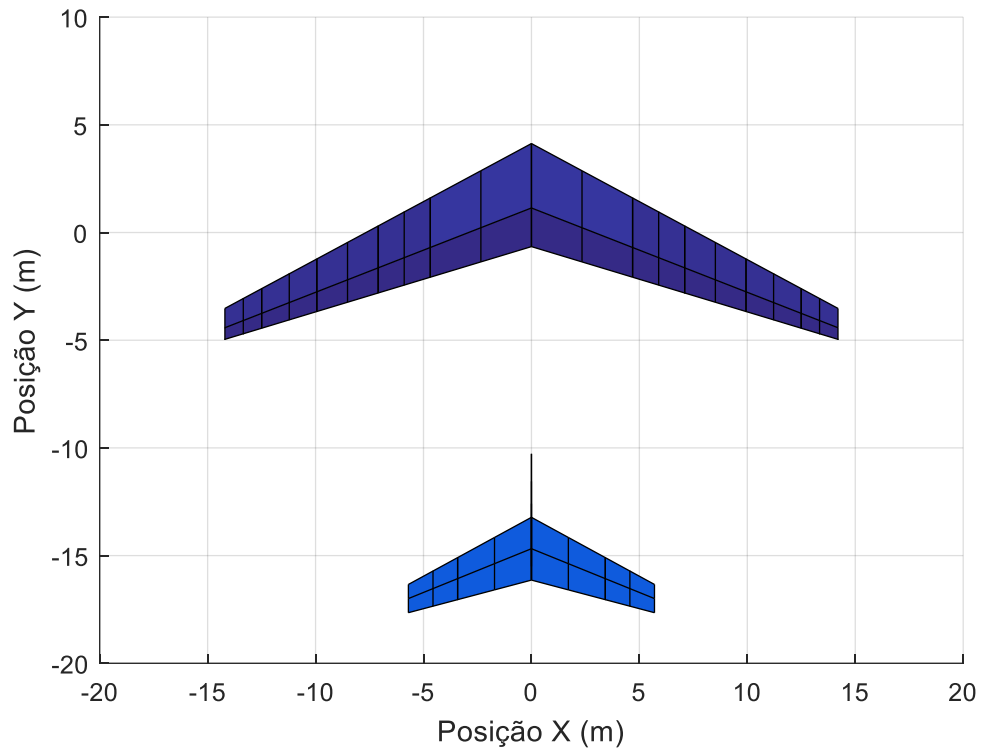


Figura 3.4- Vista superior do modelo numérico da aeronave.

Fonte: Elaborado pelo autor.

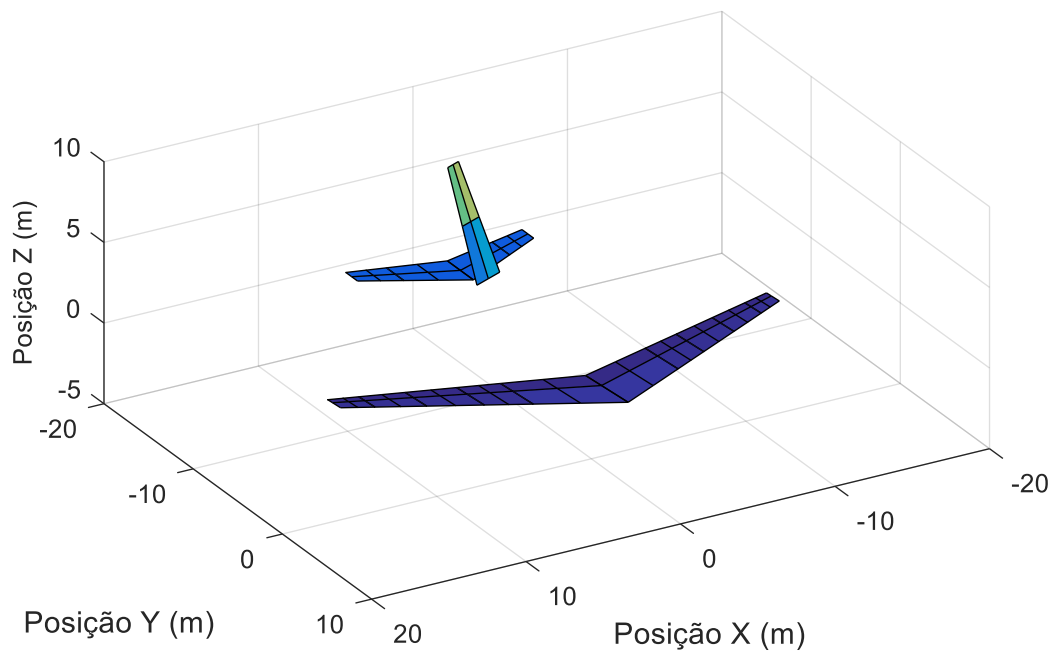


Figura 3.5- Vista em perspectiva do modelo numérico da aeronave.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Com intuito de exemplificar a distinção da aeronave em repouso e em uma condição trimada, a Figura 3.6 é apresentada. Segundo Ribeiro (2011), a trimagem é efetuada por meio

do cálculo do equilíbrio estrutural e de corpo rígido para uma condição de voo reto e nivelado na altitude e velocidade especificadas como entrada (neste caso, 10.000 m e 250 m/s). Com isso, é possível obter o vetor deformações estruturais de equilíbrio, ângulo de arfagem, tração e deflexão do profundor no equilíbrio. Mais detalhes sobre a trimagem podem ser encontrados em Ribeiro (2011).

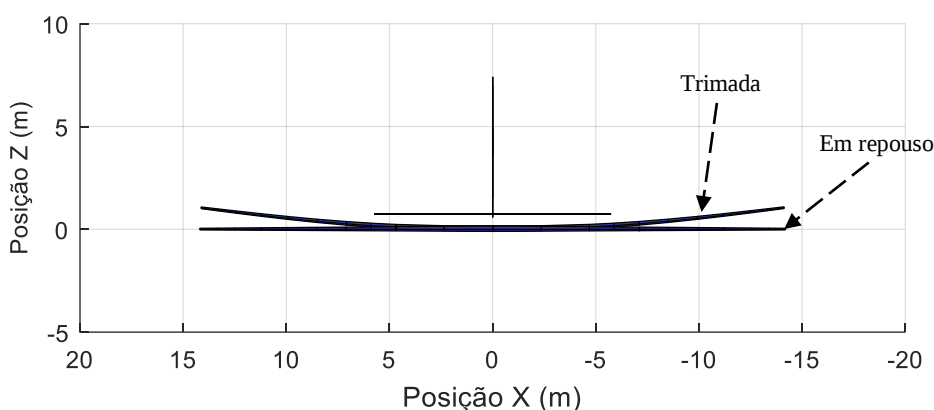


Figura 3.6- Vista frontal da aeronave com as condições de repouso e trimada.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Já a Figura 3.7 apresenta uma vista superior da aeronave com a designação dos elementos nas asas e empenagens horizontais²². A nomenclatura utilizada na Figura 3.7 e ao longo das legendas nas representações tridimensionais é feita com a junção da letra *E* (de elemento) com o respectivo número do elemento do membro em questão. Na Figura 3.7 são nomeados apenas os elementos da asa esquerda, porém, é análogo para a asa direita. O mesmo é visto para as empenagens horizontais, estando nomeados apenas os elementos referentes ao lado direito.

Já a Figura 3.8 ilustra a posição da viga na metade da corda, onde o eixo elástico está alocado, e a ligação das posições de todos os centros aerodinâmicos dos perfis ao longo da asa. É possível notar que existe uma diferença entre as localizações, o que era previsto pelo fato de o eixo elástico estar na metade da corda e o centro aerodinâmico em 25% da mesma. Como o centro aerodinâmico da aeronave foi modelado no quarto de corda, as forças e momentos aerodinâmicos devem ser transladados para a metade da corda.

²² Como a empenagem vertical é formada por um único elemento, ela não foi mostrada separadamente em uma figura.

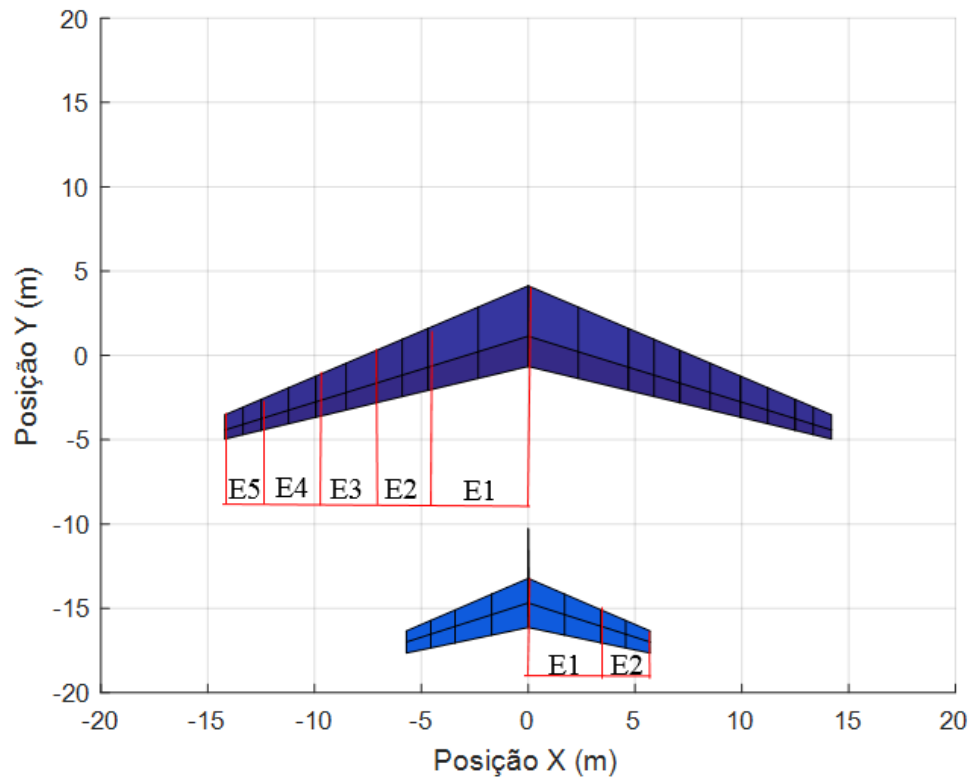


Figura 3.7- Vista superior com a discretização dos elementos utilizados.

Fonte: Elaborado pelo autor.

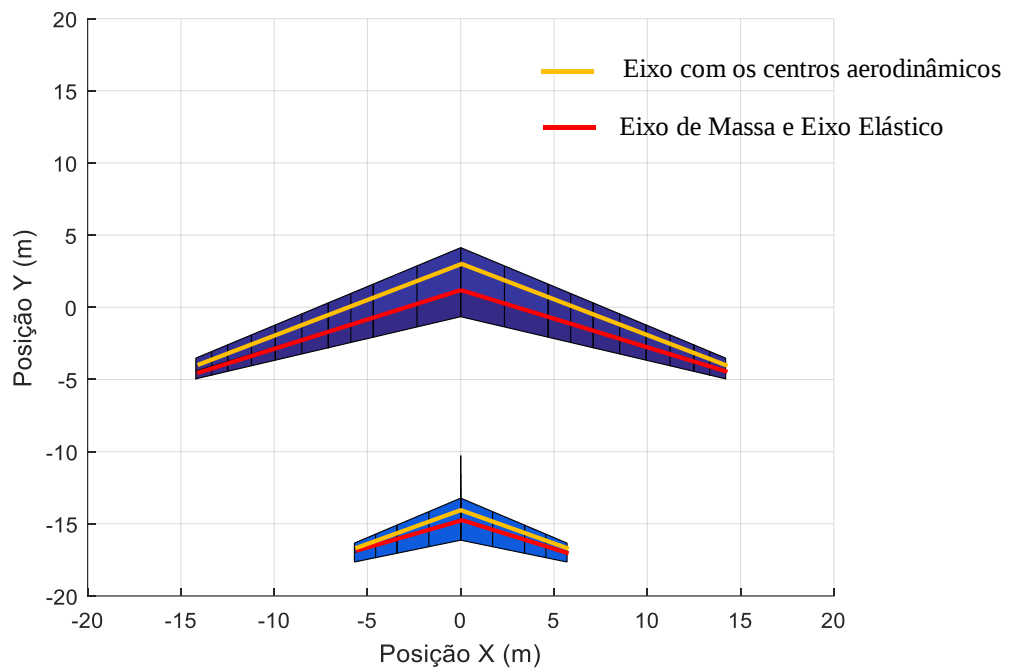


Figura 3.8- Localização do Eixo elástico e Centros aerodinâmicos.

Fonte: Adaptado de Sousa (2017).

Um dos parâmetros importantes na elaboração do modelo numérico, que será utilizado nas simulações e merece destaque é a posição do eixo elástico. A implementação feita no AEROFLEX com a metodologia NFNS_s dispõe de um parâmetro nomeado de *aeroparams.a*, aqui tratado somente de *a*, para que seja feito o posicionamento do eixo elástico na estrutura da aeronave.

Para alterar o posicionamento do eixo elástico, a posição da viga é mantida constante/fixa e as superfícies que representam as asas sofrem alterações na posição, seja indo para frente ou para trás. No modelo numérico, a viga está situada na metade da corda aerodinâmica. Logo, ao configurar o eixo de elástico com o parâmetro *a* em -0,25 por exemplo, o código move o conjunto de asas para trás em 25% da corda aerodinâmica, contados a partir da metade da mesma. Como a posição da viga (fixa) é justamente na metade da corda e as asas são trazidas para uma posição mais traseira, o eixo elástico estará situado próximos dos 25 % da corda aerodinâmica, ou seja, o eixo elástico foi levado para frente²³. Com esta alteração no eixo elástico, a junção da viga da asa com a fuselagem e o ponto de transmissão de força são alterados e, inevitavelmente o braço de momento produzido é reduzido por estar mais próximo do centro aerodinâmico (25% da corda). Além disso, as características de estabilidade longitudinal da aeronave e a resposta da estrutura do avião aos esforços externos aplicados podem sofrer alterações (SOUSA, 2013).

Este processo de alteração do eixo elástico na estrutura da aeronave foi crucial para o desenvolvimento do estudo de sensibilidade quanto a sua localização na estrutura da aeronave. Este estudo estará apresentado em detalhes no Capítulo 05.

3.1. Geometria do Avião

Os dados de entrada descritivos da geometria dos membros são os parâmetros da forma em planta da asa, das empenagens horizontais e vertical. Dentre esses parâmetros podem ser destacados, por exemplo, a envergadura, enflechamento, diedro, afilamento e incidência. Numericamente, é preciso fornecer também a posição inicial do primeiro nó e a localização deste ponto na corda da raiz do membro (asa ou empenagem).

²³ Embora seja alterado o eixo elástico ao longo da viga, o eixo de flexão é aquele que exerce um importante papel em estudos aeroelásticos, sendo este considerado estar próximo do eixo elástico, mas não esteja necessariamente em uma linha fixa e imutável, haja visto que as condições e esforços aerodinâmicos se alteram ao longo do voo e também dependem da configuração do avião. Uma explicação mais detalhada será apresentada no Capítulo 05.

Os dados geométricos da aeronave utilizados por Sousa (2013) como entrada são apresentados em resumo na mostra a Tabela 3.1. As informações geométricas completas podem ser encontradas em Sousa (2013) e Da Silva (2010).

Tabela 3.1- Dados geométricos da aeronave modelada.

Parâmetro	Asa	Empenagem Horizontal	Empenagem Vertical
Área em planta	95 m ²	26 m ²	20 m ²
Corda da Raiz	5,15 m	3,14 m	4,91 m
Envergadura	28,4 m	11,4 m	5,48 m
Alongamento	8,5	5,0	1,5
Enflechamento (1/4 de corda)	25,0°	27,5°	40,0°
Afilamento	0,30	0,56	0,50

Fonte: Adaptado de Sousa (2017).

3.2. Distribuição de Massa

Sousa (2013) utiliza de estimativas iniciais de massa dos membros da aeronave encontrada em Da Silva (2012) para posteriormente realizar um refinamento nos cálculos e obter os valores finais de massa, inércias e centro de gravidade para o modelo implementado. Com a distribuição de massa, Sousa (2013) teve por objetivo obter um avião com a mesma massa, posição do centro de gravidade e inércias de massa do avião modelado em Da Silva (2012). Para isso, Sousa (2013) fez uso de softwares (como por exemplo, FEMAP®). Vale notar que as inércias I_1 , I_2 e I_3 são resultados fornecidos por um código de simulação numérica utilizado em Sousa (2013) para quantificar inércias de massas. Cada um desses valores representa a inércia de massa relativa a um dos eixos ($1 = X$; $2 = Y$ e $3 = Z$).

É importante notar que a inércia de massa não deve ser confundida com a inércia de área. Segundo Beer *et al.* (2015), o momento de inércia de massa representa a resistência oposta por um corpo em rotação a uma mudança em sua velocidade de giro, sendo chamada também de inércia rotacional. O momento de inércia desempenha na rotação um papel equivalente ao da massa no movimento linear. Por exemplo, se é aplicado um mesmo par de forças a uma roda com um momento de inércia pequeno e a outra com um momento de inércia grande, a velocidade de giro da primeira roda aumentará de modo mais rápido que a da segunda. O momento de inércia de um objeto depende de sua massa e da distância da massa ao seu eixo de

rotação. É uma propriedade que depende do eixo de giro considerado, uma vez que as distribuições de massa em torno de um dado eixo são diferentes em relação a outro.

Após a implementação realizada, os valores de massa e inércia estimados para a asa, empenagem horizontal e vertical são apresentados nas Tabelas 3.2- 3.4, respectivamente.

Tabela 3.2- Massa e distribuição de inércia de massa da asa.

S_{asa}	Massa por unidade de envergadura (kg/m)	Inércia de Massa I_1 (kg x m)	Inércia de Massa I_2 (kg x m)	Inércia de Massa I_3 (kg x m)
0,00	1326,00	2252,10	463,30	1788,80
0,33	609,98	702,38	110,44	591,93
0,50	294,22	444,32	69,96	374,36
0,70	81,70	187,43	29,35	158,07
0,88	40,63	78,85	12,34	66,52
1,00	24,00	46,45	7,30	39,15

Fonte: Adaptado de Sousa (2017).

Tabela 3.3- Massa e distribuição de inércia de massa da empenagem horizontal.

S_{EH}	Massa por unidade de envergadura (kg/m)	Inércia de Massa I_1 (kg x m)	Inércia de Massa I_2 (kg x m)	Inércia de Massa I_3 (kg x m)
0,00	107,54	204,00	37,00	167,00
0,60	50,96	43,75	7,88	35,63
1,00	24,19	17,66	3,19	14,46

Fonte: Adaptado de Sousa (2017).

Tabela 3.4- Massa e distribuição de inércia de massa da empenagem vertical.

S_{EV}	Massa por unidade de envergadura (kg/m)	Inércia de Massa I_1 (kg x m)	Inércia de Massa I_2 (kg x m)	Inércia de Massa I_3 (kg x m)
0,00	186,98	1252,95	369,55	883,40
1,00	48,20	156,17	46,07	110,10

Fonte: Adaptado de Sousa (2017).

3.3. Modelo Estrutural

O modelo estrutural é feito a partir definição das matrizes totais de rigidez (K) e amortecimento (C), sendo estas formadas pelo amortecimento e rigidez em cada nó que compõe

a aeronave. E, já que na metodologia NFNS_s é necessário que as rigidezes contidas no modelo sejam dos elementos e não dos nós, é feita uma média aritmética das rigidezes dos nós interno, intermediário e externo em cada elemento para ser obtido um valor único de rigidez ao longo do mesmo (SOUSA, 2013).

Como a asa é, essencialmente, uma viga que reúne todo o carregamento aerodinâmico e o transmite para fuselagem, Sousa (2013) faz uma modelagem estrutural similar àquela feita em Da Silva (2010), com asas e empenagens modeladas como vigas de seção transversal variável e em formato de caixa. Tais vigas utilizam de longarinas, nervuras e membranas como componentes estruturais. Como os membros estão discretizados em elementos, os valores das rigidezes de cada seção particular são obtidos por interpolação linear.

Para encontrar as rigidezes e inércias distribuídas nas seções ao longo da envergadura da asa e empenagens, Sousa (2013) utiliza dos métodos análogos aqueles encontrados em Shearer (2006) e Su (2008). Basicamente, o método reduz a dimensão de um problema tridimensional obtido da teoria de elasticidade a partir de uma análise da seção transversal (usualmente linear) e uma análise unidimensional não linear e geometricamente exata de uma viga.

Na Figura 3.9 está apresentado os valores de rigidezes da asa em função dos elementos (cinco) que compõem a mesma.

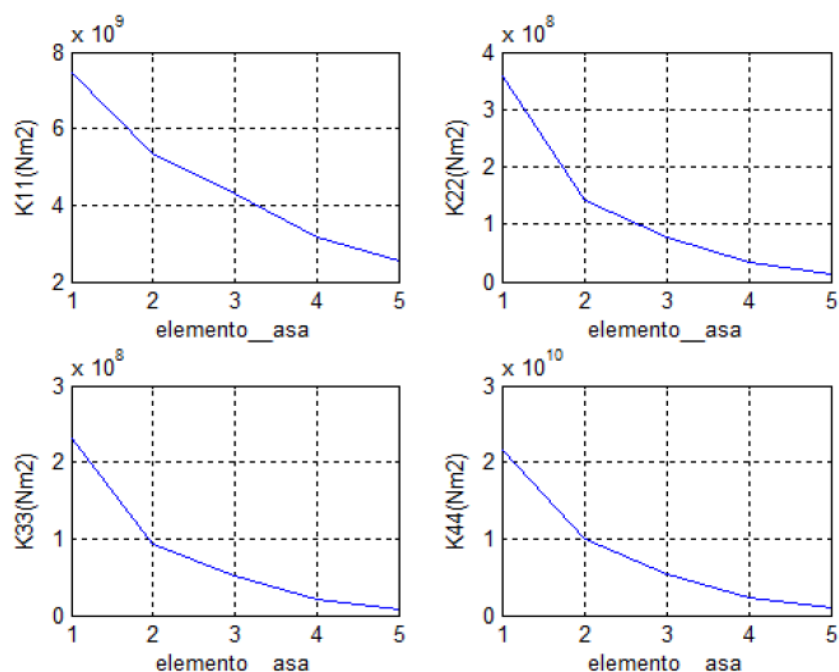


Figura 3.9- Rigidezes nos elementos da asa.

Fonte: Sousa (2013).

O valor de K_{11} representa a rigidez longitudinal associada com a extensão do membro ao longo do eixo X (eixo que aponta para a ponta da asa direita), K_{22} é a rigidez torcional, K_{33} é a rigidez em flexão em torno do eixo Y da aeronave (aponta para o nariz da mesma) e K_{44} é a rigidez em flexão em torno do eixo vertical do avião (eixo Z).

O mesmo apresentado na Figura 3.9 para as asas é feito na Figura 3.10 para as empenagens horizontais (dois elementos).

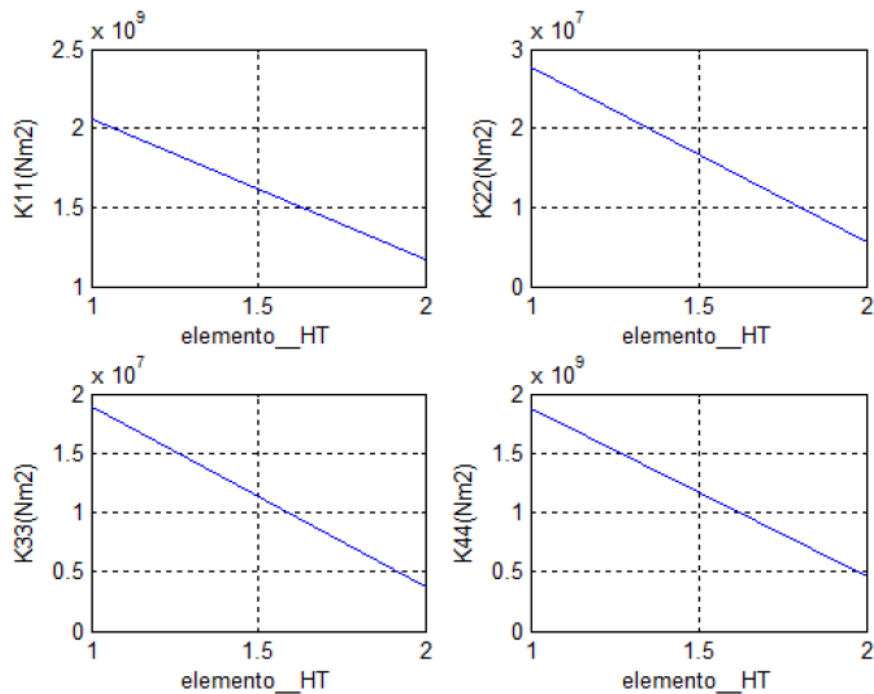


Figura 3.10- Rigidezes nos elementos da empenagem horizontal.

Fonte: Sousa (2013).

Como a empenagem vertical foi modelada com apenas um elemento, os valores de rigidezes associados são apresentados na Tabela 3.5.

Tabela 3.5- Rigidezes no elemento da empenagem vertical

Rigidez	Valor ($\text{Nm}^2 \times 10^8$)
K_{11}	20,93
K_{22}	0,79
K_{33}	0,48
K_{44}	59,20

Fonte: Adaptado de Sousa (2013).

Com os valores de rigidezes apresentados, a outra variável estrutural de interesse é o amortecimento. Na metodologia NFLS e na disciplina de dinâmica de estruturas, normalmente o parâmetro usado para definir o amortecimento é o fator de amortecimento ζ (DA SILVA, 2012; SOUSA, 2013). Entretanto, as estruturas das aeronaves não possibilitam o cálculo do amortecimento, sendo que em dinâmica de estruturas é considerado geralmente um valor de fator amortecimento modal por modo flexível (tipicamente 1% do amortecimento crítico viscoso ou fator de amortecimento de 2% para o amortecimento estrutural). Estes valores são usados inicialmente com base na retrospectiva histórica e depois são atualizados com valores obtidos em ensaios de GVT (WRIGHT E COOPER, 2007).

Na metodologia NFNS_s, o amortecimento é considerado na componente da matriz de amortecimento generalizada e é modelado com um valor proporcional a rigidez, vide Equação 3.4:

$$c_i(s) = \alpha_i k_i(s) \quad (3.4)$$

Sendo:

$c_i(s)$: Componente de amortecimento;

$k_i(s)$: Componente de rigidez;

α_i : Constante de proporcionalidade. Os valores de α_i utilizados para as empenagens e para as asas são: $\alpha_1=1\%$, $\alpha_2=2\%$, $\alpha_3=2\%$ e $\alpha_4=10\%$. O índice i indica o grau de liberdade.

Logo, o amortecimento relacionado com cada um dos graus de liberdade fica (SOUSA, 2013):

- Extensão em X (ε_x) é igual a $0,01 K_{11}$;
- Torção em X (k_x) $0,02 K_{22}$;
- Flexão em Y (k_y) $0,02 K_{33}$;
- Flexão em Z (k_z) $0,1 K_{44}$.

3.4. Modelo Aerodinâmico

O modelo aerodinâmico utilizado no AEROFLEX concebe as forças e momentos calculados pela teoria das faixas (modelo bidimensional e independente para cada nó) e agindo sobre os nós, já que estes são os representantes de cada seção aerodinâmica. As forças aerodinâmicas (sustentação e arrasto) são calculadas em cada nó e transferidas do sistema de coordenadas aerodinâmico para o sistema de coordenada do corpo (RIBEIRO, 2011). Com a

ação das forças e momentos nas seções, o código numérico realiza a integração ao longo da envergadura das asas e empenagens, obtendo os esforços finais atuantes sobre a aeronave. Além disso, como as vigas representativas das asas e empenagens estão localizadas na metade da corda, as forças e momentos calculados no quarto de corda têm que ser deslocados para a metade da mesma. O momento na metade da corda é a soma do momento calculado no quarto de corda mais o produto da força de sustentação pela distância do quarto de corda até a metade da corda (SOUSA, 2013).

São utilizados *aileron*s externos e internos nas asas, sendo que o aileron externo preenche os 12% finais da semi-envergadura da asa, ao passo de que o aileron interno vai até os 18% iniciais da semi-envergadura. Já os perfis aerodinâmicos usados são o NACA 2412 para as seções das asas e NACA 0010 para as seções das empenagens horizontal e vertical (SOUSA, 2013).

O código numérico (RIBEIRO, 2011; SOUSA, 2013) possibilita a escolha de quatro diferentes tipos de modelos aerodinâmicos para calcular as cargas aerodinâmicas. As expressões utilizadas consideram um modelo de placa plana em todos os casos (RIBEIRO, 2011). O primeiro deles é um modelo estacionário²⁴; o segundo é um modelo quase-estacionário que considera apenas a parte circulatória da sustentação (HADDADPOUR e FIROUZ-ABADI, 2006); o terceiro também é quase-estacionário, mas este considera também os termos de massa aparente (HADDADPOUR e FIROUZ-ABADI, 2006); e o último é um modelo não estacionário que considera estados que representam o atraso aerodinâmico ocasionado pela esteira (RIBEIRO, 2011). A modelagem não estacionária é importante por englobar efeitos de atraso e fornecer um caráter mais realístico para as simulações (RIBEIRO, 2011). Porém, o tempo computacional de processamento exigido é bem maior. Logo, as simulações realizadas nesta dissertação consideram o modelo aerodinâmico quase-estacionário sem massa aparente para reduzir este custo computacional.

O conjunto de Equações 3.5 descrevem as equações utilizadas no modelo quase-estacionário de acordo com a implementação em Sousa (2013) para o cálculo das forças e momentos aerodinâmicos atuantes no centro aerodinâmico do perfil (calculados por unidade de envergadura). A sustentação do perfil aerodinâmico, Equação 3.5b, é função do ângulo de ataque local, da derivada do ângulo de ataque e da deflexão da superfície de controle δ_i . Já as

²⁴ Sousa (2013) acrescentou a implementação desse modelo no código original.

Equações 3.5c e 3.5d revelam o cálculo do momento aerodinâmico. Por último, a Equação 3.5e representa a força de arrasto²⁵ atuante no perfil aerodinâmico.

$$V \cong \dot{y} \quad b = \frac{c}{2} \quad d = ab \quad (3.5a)$$

$$L = C_{L\alpha} \rho b V^2 \left(\frac{-\dot{z}}{V} + \left(\frac{b}{2} - d \right) \frac{\dot{\alpha}}{V} \right) + \rho b \dot{y}^2 C_{L\delta i} \delta_i \quad (3.5b)$$

$$M = -0,5\pi \rho b^3 \dot{y} \dot{\alpha} + 2\rho b^2 \dot{y}^2 (C_{m0} + C_{m\delta i} \delta_i) \quad (3.5c)$$

$$M_x = M + (d + 0,5b)(L \cos(\alpha_t + \alpha_0) - D \sin(\alpha_t + \alpha_0)) \quad (3.5d)$$

$$D = -\rho b \dot{y}^2 (C_{D0} + C_{D\delta i} \delta_i) \quad (3.5e)$$

Sendo:

- $-\dot{z}/\dot{y}$: representa o ângulo de ataque formado pelo ângulo de ataque estacionário e o ângulo ocasionado pelo movimento de flexão;
- $\dot{\alpha}$: representa a derivada do ângulo de ataque local com relação ao tempo;
- α_t : $\tan^{-1} \left(\frac{\dot{z}}{\dot{y}} \right)$;
- α_0 : ângulo de ataque para sustentação nula;
- δ_i : representa a deflexão da superfície de controle considerada (profundor, aileron ou leme);
- $C_{L\alpha}$: representa a taxa de variação do C_L com relação ao α ;
- C_{m0} : coeficiente de momento de arfagem do perfil para a condição de ângulo local nulo;
- $C_{L\delta i}$, $C_{m\delta i}$ e $C_{D\delta i}$: derivadas de controle em que o índice i representa uma das superfícies primárias (aileron, profundor ou leme);
- C_{D0} : coeficiente de arrasto do perfil para a condição de ângulo local nulo;
- ρ : densidade local do ar na altitude H ;

Para o modelo aerodinâmico estar completo, é necessário ainda que as derivadas de estabilidade $C_{L\alpha}$, C_{m0} , as derivadas de controle $C_{L\delta i}$, $C_{D\delta i}$, $C_{m\delta i}$ e o ângulo de ataque quando a sustentação é nula (α_0) sejam conhecidos em cada partição da asa e das empenagens. Devem ser conhecidos os coeficientes distribuídos ao longo da envergadura e os valores resultantes da integração ao longo da envergadura (SOUSA, 2013). Os dados aerodinâmicos apresentados nas Tabelas 3.6- 3.8 (asas, empenagens horizontais e vertical, respectivamente) foram calculados para uma velocidade de 224,6 m/s e altitude de 10.000 metros (estes dados aerodinâmicos são fixos para as simulações feitas nesta dissertação). Apesar dos efeitos transônicos serem

²⁵ Uma simplificação do modelo é que o arrasto não sofre variação com o ângulo de ataque (SOUSA, 2013).

pronunciados na velocidade analisada, em torno de Mach 0,75, eles não foram modelados. Isto pode ser feito futuramente, por exemplo, com a correção de compressibilidade de Prandtl-Glauert (SOUSA, 2013).

Tabela 3.6- Derivadas de estabilidade, de controle e α_0 ao longo da envergadura da asa.

S_{asa}	$C_{L\alpha}$	C_{D0}	C_{m0}	$\alpha_0(^{\circ})$	$C_{L\delta a}$	$C_{D\delta a}$	$C_{m\delta a}$
0,00	4,593	0,025	0,06	-2,60	0,000	0,000	0,000
0,33	4,784	0,025	0,06	-2,60	0,000	0,000	0,000
0,50	4,880	0,025	0,06	-2,60	0,000	0,000	0,000
0,70	5,262	0,025	0,06	-2,60	1,790	0,039	0,193
0,88	5,597	0,025	0,06	-2,60	4,150	0,203	0,397
1,00	5,693	0,025	0,06	-2,60	0,000	0,000	0,000

Fonte: Adaptado de Sousa (2017).

Tabela 3.7- Derivadas de estabilidade, de controle e α_0 ao longo da envergadura da empenagem horizontal.

S_{EH}	$C_{L\alpha}$	C_{D0}	C_{m0}	$\alpha_0(^{\circ})$	$C_{L\delta p}$	$C_{D\delta p}$	$C_{m\delta p}$
0,00	3,937	0,020	0,000	0,000	2,060	0,000	0,127
0,60	2,099	0,020	0,000	0,000	1,660	0,000	0,227
1,00	0,000	0,020	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000

Fonte: Adaptado de Sousa (2017).

Tabela 3.8- Derivadas de estabilidade, de controle e α_0 ao longo da envergadura da empenagem vertical.

S_{EV}	$C_{L\alpha}$	C_{D0}	C_{m0}	$\alpha_0(^{\circ})$	$C_{L\delta l}$	$C_{D\delta l}$	$C_{m\delta l}$
0,00	3,729	0,020	0,000	0,000	-1,900	0,000	0,167
1,00	3,729	0,020	0,000	0,000	-1,135	0,000	0,358

Fonte: Adaptado de Sousa (2017).

3.5. Fuselagem

Diferentemente da fuselagem modelada em Da Silva (2012), Sousa (2013) a considerou como um corpo rígido, vislumbrando simplificar a modelagem do avião e agilizar as simulações. Numericamente, o modelo interpreta essa consideração como um ponto material que está localizado no seu próprio centro de gravidade, mas um pouco defasado do centro de gravidade do avião todo, de forma a obter o mesmo centro de gravidade total.

Para encontrar os valores de massa e inércia da fuselagem, Sousa (2013) partiu de estimativas iniciais e, com o auxílio do software FEMAP®, obteve um valor de massa bem próximo daquele feito por base inicialmente. Os valores da massa, centro de gravidade e inércias da fuselagem são apresentados na Tabela 3.9.

Tabela 3.9- Massa, inércias e posição do centro de gravidade da fuselagem rígida.

Parâmetro	Valor
Massa da Fuselagem (kg)	24828
Posição do Centro de Gravidade (m)	-0,38
I_{xx} (kg x m ⁴)	1973300
I_{yy} (kg x m ⁴)	6719
I_{zz} (kg x m ⁴)	1968500

Fonte: Sousa (2013).

3.6. Motor

De maneira similar à fuselagem, os motores também são modelados como unidades rígidas e cada um deles possui massa concentrada ligada ao nó da seção da asa que fica posicionada em 33% da semi-envergadura, contados a partir da raiz. A tração do motor em função do comando no manete de combustível π , da velocidade V , da altitude H (com densidade ρ) e da força de tração máxima do motor F_{max} pode ser determinada pela Equação 3.6.

$$F = \pi F_{max} \left(\frac{V}{V_0} \right)^{n_v} \left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^{n_p} \quad (3.6)$$

Sendo:

- $F_{max} = 77.000$ N;
- $n_v = 0$;
- $n_p = 0,77$;
- V_0 : Velocidade inicial;
- ρ_0 : Massa específica de referência (0,447 kg/m³)

Cada motor tem uma massa de 2150 kg e cada *nacelle* possui 425 kg. Sendo assim, cada conjunto *motor + nacelle* tem uma massa total de 2575 kg. O centro de gravidade do motor está 2,4 metros à frente, 4,74 metros ao lado e 1,93 metros abaixo do centro de gravidade do avião.

Mais detalhes sobre o modelo numérico e a implementação realizada podem ser encontrados em Sousa (2013).

4 CÁLCULOS E IMPLEMENTAÇÕES

Este capítulo trata essencialmente das modificações feitas no código original do AEROFLEX com o objetivo de obter os resultados e informações dos modos aeroelásticos analisados na dissertação. Como o AEROFLEX é uma plataforma numérica de simulação, principalmente para estudo de aeronaves com grande flexibilidade, as modificações feitas para a aquisição dos modos aeroelásticos e suas respectivas características foram baseadas em mudanças e desenvolvimentos de novas rotinas para tratar as matrizes de autovalores e autovetores que o próprio código AEROFLEX já fornece em cada trimagem feita. A apresentação feita neste capítulo contempla as principais mudanças e rotinas desenvolvidas para realizar o tratamento dos dados e obter os gráficos dos modos aeroelásticos, bem como as principais dificuldades enfrentadas para implementação das rotinas.

Como o foco desta dissertação não é voltado para programação, apesar de fazer uso desse tipo de ferramenta, o estágio atual das rotinas foi capaz de satisfazer as necessidades encontradas para o andamento e progresso da pesquisa.

4.1. Rotinas e Cálculos

4.1.1. Aspectos Gerais

A rotina aqui designada de *Basis* referencia o código principal utilizado para obter as matrizes dos autovalores e autovetores. Nesta rotina, o modelo da aeronave virtual é carregado a partir da chamada de sub-rotinas e entrada dos parâmetros de simulação. Posição do eixo elástico (viga), o modelo aerodinâmico e as velocidades de simulação são alguns dos dados que podem ser ajustados para realizar as simulações com essa rotina.

Originalmente, o AEROFLEX requiritava uma única velocidade de simulação, a partir da qual a simulação dinâmica era feita e gerava os resultados necessários para as análises de mecânica e dinâmica de voo e aplicações de técnicas de controle. Sob um olhar aeroelástico, as matrizes de autovalores e autovetores já eram calculadas pelo código. Porém, seria essencial obtê-las em toda extensão de velocidades para assim extrair dados a respeito dos modos aeroelásticos. Deste modo, a rotina original do AEROFLEX foi modificada para comportar um laço (*loop*) com entrada das velocidades inicial e final da simulação requisitada. As velocidades inicial e final são configuradas antes do laço, bem como o incremento de velocidade que será utilizado. Em cada passo da simulação, o modelo da aeronave é carregado e trimado para gerar

as novas matrizes de autovalores e autovetores, que são armazenadas em duas matrizes distintas (isto é, uma para os autovalores e outra para os autovetores) que serão a base para os cálculos posteriores.

A Figura 4.1 ilustra uma comparação entre o código original e o estágio atual do mesmo.

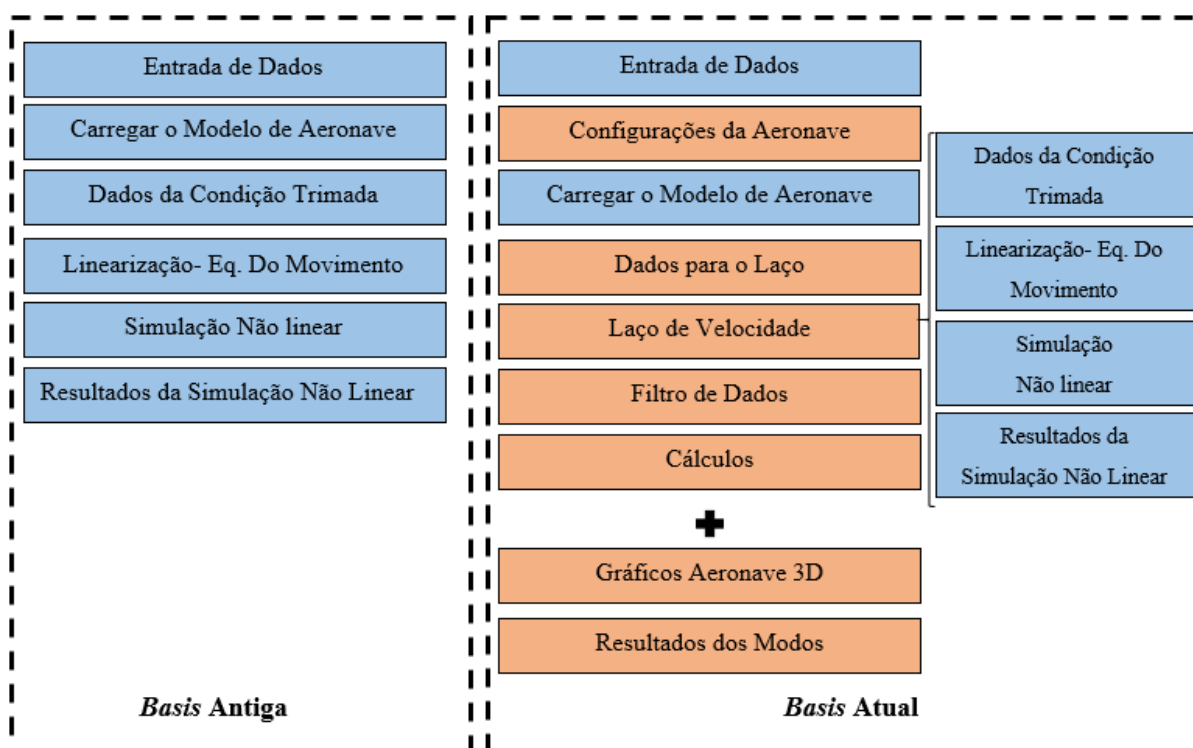


Figura 4.1- Comparação entre o estágio antigo e atual do código numérico.

Fonte: Elaborado pelo autor.

A simulação dinâmica, que antes era feita naturalmente pelo código, agora pode ser habilitada ou não na rotina principal, o que depende do tipo de análise que o usuário deseja fazer. Nas simulações de velocidade, por exemplo, esta funcionalidade de simulação temporal é normalmente desabilitada por não ser o objetivo momentâneo de utilização do código. Mas, se for do desejo do usuário realizar simulações temporais, isso pode ser realizado sem maiores complicações, apenas atentando-se em habilitar a funcionalidade no início do código. Como normalmente em um caso de simulação dinâmica pretende-se averiguar os resultados em uma velocidade específica, é necessário que seja configurado um mesmo valor para as velocidades inicial e final para que o código realize a simulação não linear em uma única velocidade. Adicionado a isso, tem-se a liberdade para ajustar o tempo que durará a análise temporal (em segundos) e o incremento de tempo (passo) que será utilizado. Quando a simulação dinâmica está habilitada, o código principal roda duas sub-rotinas adicionais para extração de gráficos.

Uma dessas sub-rotinas é a responsável por gerar os gráficos relativos ao movimento de cada um dos graus de liberdade (ε_x , k_x , k_y e k_z) ao longo do tempo, enquanto a outra é incumbida de plotar os gráficos das velocidades lineares (u , v e w), velocidades angulares (p , q e r), ângulos de Euler (θ , φ , ψ) e as entradas efetuadas nas superfícies de comando (*aileron*, leme e profundor).

Como já era esperado pelo planejamento da dissertação realizar simulações com diferentes matrizes de rigidezes, um parâmetro multiplicador da rigidez foi posto na rotina para ser usado quando fosse carregada as configurações da aeronave. Este procedimento é baseado simplesmente no aumento ou redução da rigidez de um membro específico (asas, empenagens horizontais ou empenagem vertical) ou combinado a partir da multiplicação da matriz de rigidez dos elementos por um número configurado. Esta mudança artificial da rigidez age na tentativa de possibilitar o estudo dos efeitos no comportamento da aeronave mantendo-se todos os outros parâmetros inalterados. Fisicamente, isto é muito improvável que ocorra, já que uma alteração na rigidez possivelmente vai estar associada com modificações de massa, geometria ou no próprio material utilizado para a fabricação da aeronave.

Além de um fator multiplicador para rigidez, existe um parâmetro similar para a massa, mas ao invés de multiplicar a matriz de massa, este parâmetro configura a distribuição de massa utilizada nas asas, havendo a possibilidade de ter uma distribuição:

- Original: a quantidade de massa diminui a medida com que se aproxima da ponta da asa;
- Invertida: a quantidade de massa aumenta a medida com que se aproxima da ponta da asa;
- Homogênea: a quantidade de massa se mantém constante ao longo da envergadura da asa.

Apesar de improvável a construção de um modelo com mais massa sentido a ponta da asa ou ainda, com caráter homogêneo (difícil fabricação), este parâmetro possibilita checar, mesmo que artificialmente, os efeitos oriundos de uma distribuição de massa distinta. Esta funcionalidade mantém a massa total constante e assume que, novamente, todos os outros parâmetros da aeronave irão manter-se inalterados. Os conhecimentos que podem ser obtidos com as alterações de massa e rigidez poderão servir de base para futuras análises para melhor entendimento do mecanismo de ocorrência do *flutter*, assim como propor soluções localizadas para evitar o fenômeno, que sejam mais ágeis e demandem menos esforço.

Um dos parâmetros que é ajustado também antes do laço de velocidade é a escolha de qual matriz será utilizada para cálculo, via MATLAB®, dos autovalores e autovetores na condição trimada. As possibilidades permitem dois tipos de escolhas: matriz linearizada (A_{lin}) ou matriz aeroelástica ($A_{aeroelastic}$). Ambas são calculadas a partir do equilíbrio na trimagem,

sendo que a diferença crucial entre estas matrizes é que a primeira delas, matriz linearizada, considera também os modos de corpo rígido, ao passo de que a segunda, matriz aeroelástica, não. Sendo assim, a matriz A_{lin} tem dimensão maior porque inclui os termos de corpo rígido (dinâmica de voo), enquanto a $A_{aeroelastic}$ desconsidera os graus de liberdade de corpo rígido.

A coleta de dados é feita pelo armazenamento dos autovalores e autovetores em matrizes, como mencionado anteriormente. Nas primeiras tentativas de desenvolvimento do código, o agrupamento de ambas as matrizes foi lateral, ou seja, a cada incremento de velocidade, um novo conjunto de dados era armazenado ao lado daquele gerado no passo anterior. Os autovalores são obtidos em uma matriz diagonal, da qual é retirada a diagonal principal e armazenada em um vetor coluna, agrupado lateralmente no conjunto de dados. Logo, para os autovalores, cada linha corresponde a um modo aeroelástico em particular. Já para os autovetores, a matriz obtida tinha dimensão baseada na quantidade de elementos utilizados em cada membro. Para o modelo utilizado, sabe-se que cada uma das asas possui 5 elementos, cada uma das empenagens possui 2 elementos e a empenagem vertical possui 1 elemento. Cada elemento possui quatro possíveis deformações. Sendo assim, a Tabela 4.1 mostra como é encontrado a dimensão da matriz. Vale lembrar que a matriz obtida em cada trimagem realizada é composta pela deformação ε e sua taxa de variação $\dot{\varepsilon}$. Portanto, a dimensão total da matriz é o dobro da dimensão parcial encontrada apenas para uma das grandezas.

Tabela 4.1- Cálculo da Dimensão da Matriz de Autovalores e Autovetores.

Membro	Nº de Elementos x Nº de Graus de Liberdade	Dimensão
Asa Direita	5 x 4	20
Asa Esquerda	5 x 4	20
Empenagem Horizontal Direita	2 x 4	8
Empenagem Horizontal Esquerda	2 x 4	8
Empenagem Vertical	1 x 4	4
SUBTOTAL		60
TOTAL		120

Fonte: Elaborado pelo autor.

Como a dimensão da matriz é relativamente grande, um agrupamento lateral do conjunto de dados gerava matrizes muito extensas longitudinalmente, o que requeria uma lógica mais elaborada para acesso dos valores requisitados. Sendo assim, optou-se posteriormente por

rearranjar os autovetores em matrizes tridimensionais, sendo que a terceira dimensão correspondia a cada incremento de velocidade feito. Com isso, tornou-se mais fácil a permutação de colunas e o acesso a dados específicos em uma certa velocidade. Vale notar que, diferentemente dos autovalores, para os autovetores, cada coluna corresponde a um modo em particular. Posteriormente ao laço de velocidade e aquisição de dados, o código prossegue com as implementações do filtro de resultados e cálculos com tais dados.

4.1.2. Filtragem dos Dados

A filtragem de dados basicamente seleciona os modos de interesse com base na parte real e imaginária dos autovalores. Esta seleção foi uma etapa do processo de desenvolvimento da dissertação que demandou um tempo maior do que o previsto em virtude da aleatoriedade no ordenamento dos autovalores e autovetores ao serem calculados pelo MATLAB®. Como já citado no Capítulo 01, o problema encontrado foi devido a mesclagem errônea dos modos obtidos, isto é, a cada incremento de velocidade uma nova ordem de autovalores com os autovetores associados era gerada. E, embora a mesclagem dos autovalores e autovetores fosse pouca no conjunto de dados, seria necessário um processo de rastreamento/ ordenamento dos modos.

Caso o software MATLAB® calculasse em cada velocidade a mesma sequência de autovalores e autovetores, o processo de filtragem de dados seria bem simples: extrair as linhas correspondentes aos autovalores e colunas aos autovetores. Sendo assim, o processo de filtragem de dados foi desenvolvido para que não apenas filtre os dados de interesse, como também estabeleça previamente a sequência correta dos mesmos, para que os gráficos originados sejam plotados sem nenhum tipo de salto/ pico errôneo. Para realizar a filtragem e o ordenamento correto dos modos aeroelásticos de interesse são chamadas quatro funções:

- Limpeza de dados: sub-rotina utilizada para selecionar os autovalores e autovetores de interesse. Nesta sub-rotina são inseridos dois valores limites usados pelo código para selecionar os autovalores com base na parte imaginária e real. O primeiro valor limite é configurado para que o código selecione apenas os autovalores com módulo da parte imaginária maior do que esse número de entrada. Já o segundo valor limite é configurado para que a seleção seja com base na parte real dos autovalores. A consideração feita é análoga ao primeiro limite, sendo considerados apenas autovalores com parte real maior do que o valor posto. Por exemplo, se o primeiro limite for configurado em 2 e o segundo em -50, os autovalores com módulo da parte imaginária maior do que 2 e com parte real maior

que -50 (-40, -30, -20, -10, 0, etc) serão filtrados do conjunto de dados inicial e separados. Ao serem selecionados os autovalores de interesse, naturalmente o código já filtra os autovetores associados. Usualmente, os valores configurados para as análises aqui feitas foram configuradas com a parte real maior que -15 e parte imaginária maior que 0,01. Isto porque valores reais menores do que -15 tornam a análise dos modos aeroelásticos menos crítica, já que mesmo se o modo for oscilatório, segundo Ogata (2010), acontecerá de maneira muito rápida (grande amortecimento) a ponto de não ter influência significativa no comportamento da aeronave. Já o filtro relativo à parte imaginária visa captar especificamente os modos aeroelásticos oscilatórios, embora um modo aeroelástico genérico possa ter apenas parte real e, conseqüentemente, não oscilar. Apesar disso, os modos comumente analisados em aeroelasticidade são oscilatórios;

- Ordenamento inicial dos autovalores e autovetores: função responsável pelo ordenamento primário dos dados com base na parte real dos autovalores. Novamente, os autovetores associados são também ordenados com base na sequência estabelecida para os autovalores. A parte real dos autovalores foi a escolhida, pois se acaso fosse a parte imaginária, seria estabelecido uma ordem primária aleatória, já que existe um conjunto significativo de autovalores com parte imaginária nula. O mesmo não ocorre para a parte real. Este procedimento torna-se importante para as próximas etapas do processo de filtragem de dados, pois é requerido que valores numéricos próximos estejam ordenados sequencialmente;
- Extração: o conjunto total de autovalores e autovetores obtidos é composto por pares complexos conjugados, isto é, as partes real e imaginária de um são iguais a do outro, mas com sinal oposto para a parte imaginária. Como é usual o tratamento de apenas um desses autovalores para extração das informações relativas à frequência e taxa de amortecimento (OGATA, 2010), o autovalor com parte imaginária positiva foi o escolhido para ser o representante do modo aeroelástico²⁶. Para a extração desses autovalores, devido a erros numéricos, foi necessário a definição novamente de duas grandezas limites como critério de seleção. Estes dois limites eram utilizados como para avaliar a diferença entre as partes imaginária e real dos números complexos. Caso a diferença entre as partes imaginária fosse menor do que o primeiro limite e a diferença entre as partes real fosse menor do que o

²⁶ Caso fosse escolhido o autovalor com parte imaginária negativa, a taxa de amortecimento na velocidade de *flutter* iria assumir uma transição de valor negativo para positivo. Apesar dos valores serem os mesmos e apenas o sinal trocar, a escolha do autovalor com parte imaginária positiva mantém a concordância com a ideia de que o *flutter* é caracterizado pelo amortecimento negativo.

segundo, os números complexos eram considerados equivalentes e tratava-se de um mesmo modo. Foi necessário calcular a diferença e não apenas uma comparação numérica exata, pois a existência de erros numéricos nas últimas casas decimais não garante a equivalência em toda faixa de velocidades analisada. Outros métodos foram testados, como o uso de critério de arredondamento ou sinal da parte imaginária, porém foram vistos problemas dependendo dos valores de entrada nos filtros de dados e também quando existiam regiões com cruzamento errôneo de certos autovalores;

- Checagem do Ordenamento: sub-rotina utilizada para conferir e reordenar os autovalores e autovetores, caso for necessário²⁷. Em suma, a sub-rotina faz um cálculo de consistência baseada nas diferenças dos valores de um passo de simulação anterior e o atual. Este cálculo envolve autovalores e autovetores e gera como saída a sequência na qual os valores no passo atual da simulação devem ser postos para que se tenha um comportamento o mais suave possível (para cada um dos valores) entre os dois incrementos de velocidade.

Com essas quatro sub-rotinas foi possível obter, na maioria dos casos rodados com os valores de filtros usuais desta dissertação (parte real= -15 e parte imaginária= 0,01), autovalores e autovetores ordenados. Porém, dependendo dos valores configurados para os filtros, é possível que algum autovalor em algum incremento de velocidade transite de posição com outro valor complexo similar. Sendo assim, para possibilitar um leque maior de ação no conjunto de dados, duas funções foram criadas para que fosse possível um ajuste manual dos dados após o ordenamento automático.

A primeira delas é uma função que efetua troca de linhas nos autovalores e colunas nos autovetores em uma faixa de velocidade específica. São selecionados os modos nos quais a troca será efetuada (dois modos por vez) e a partir de qual incremento da simulação a mudança será feita.

Já a segunda função possibilita a seleção dos modos caso algum problema seja verificado com a rotina de extração dos autovalores/ autovetores. Um exemplo já visto na análise dos dados e que requer o uso dessas funções manuais para ajustar as matrizes de trabalho é quando existem modos aeroelásticos com parte imaginária nula em uma dada faixa de velocidade e, a partir de um certo incremento, esta parte oscilatória começa a crescer a ponto de não poder ser negligenciada, já que influencia a dinâmica da aeronave. Alguns casos

²⁷ A sub-rotina que faz a checagem do ordenamento foi baseada na função *eigenshuffle.m* encontrada no próprio site da produtora do software MATLAB®, *MathWorks*, feita por um usuário do software, John D'Errico.

evidenciados pelo autor ocorrem com modos aeroelásticos com parte real em torno de -50, o que é descartado normalmente com o uso dos filtros padrões.

Posteriormente ao processo de filtragem dos autovalores e autovetores, a rotina possibilita, se habilitado, que sejam extraídas informações desses dados por meio de cálculos para amplitude, fase, frequência e taxa de amortecimento. As duas primeiras grandezas são retiradas dos autovetores, enquanto as duas últimas são retiradas dos autovalores. A frequência e a taxa de amortecimento são relativas a um modo específico e calculadas pela Equação 4.1 e 4.2, respectivamente. Já a fase e a amplitude são obtidas para cada elemento em cada membro da aeronave pelas Equações 4.3 e 4.4, respectivamente.

$$f = \frac{\sqrt{(Re_{va}^2 + Im_{va}^2)}}{2\pi} \quad (4.1)$$

$$g = \frac{-100Re_{va}}{\sqrt{(Re_{va}^2 + Im_{va}^2)}} \quad (4.2)$$

$$Fase = \tan^{-1} \left(\frac{Im_{ve}}{Re_{ve}} \right) \quad (4.3)$$

$$A = \sqrt{(Re_{ve}^2 + Im_{ve}^2)} \quad (4.4)$$

Sendo:

- f: frequência (Hz);
- g: taxa de amortecimento (%);
- A: amplitude;
- Re_{va} : parte real do autovalor;
- Im_{va} : parte imaginária do autovalor;
- Re_{ve} : parte real do autovetor;
- Im_{ve} : parte imaginária do autovetor.

A implementação feita fez com que, caso a amplitude máxima vista ao longo de toda a faixa de velocidades simulada fosse menor do que 10^{-4} , os valores de fase e amplitude seriam zerados pela irrelevância dos resultados mostrados. Este procedimento normalmente tornava-se útil para zerar valores muito baixos calculados para as empenagens em um modo com valores relevantes para as asas ou vice-versa.

Com o término do processo de cálculo e obtenção dos dados numéricos na ordem correta, as rotinas auxiliares desenvolvidas abordam o tratamento desses dados para a plotagem

ao longo da velocidade. Os resultados que são fornecidos para essas rotinas estão discretizados de acordo com a quantidade de autovalores ou modos aeroelásticos filtrados.

Aqui vale destacar um fato importante: nas primeiras análises de dados foi verificado a existência de autovalores, já filtrados, muito semelhantes em toda a extensão de velocidades analisadas. E, além disso, a magnitude da diferença mantinha-se extremamente baixa em toda simulação. Com os gráficos 3D e os autovetores associados foi constatado que cada um desses modos próximos era relativo a apenas uma das asas, isto é, um autovalor e autovetor eram em relação a asa esquerda enquanto o outro conjunto estava relacionado com a asa direita. Em outras palavras, a frequência e taxa de amortecimento eram muito similares em dois dos modos obtidos pelos filtros utilizados, ao passo de que as deformações associadas com cada um dos autovalores ocorriam em uma única asa, mas com a mesma proporção numérica. Este fato está associado com a escolha da matriz utilizada, $A_{aeroelastic}$. Com a escolha dessa matriz, há a ausência dos graus de liberdade de corpo rígido. Logo, o código trata cada um dos membros como independente, ou seja, a asa direita está engastada independentemente da asa esquerda, não havendo nenhuma conexão entre elas. Logo, como saída, há a existência de modos iguais, mas aplicados separadamente em cada um dos membros. Sendo assim, a consideração feita nesta dissertação foi que, quando os modos apresentam valores semelhantes de frequência e taxa de amortecimento (diferença na terceira ou quarta casa decimal) e os formatos de cada um dos modos são aplicados em uma das asas, isto caracteriza um mesmo modo.

Fisicamente esta consideração faz sentido, uma vez que as asas possuem as mesmas características e, na teoria, deveriam apresentar o mesmo comportamento ao serem excitadas por uma força comum. Isto é, se acaso fossem tratados como diferentes, os modos ainda aconteceriam na mesma frequência. A união dos resultados de ambas as asas neste tipo de situação facilita a apresentação em um único modo, pois os autovalores referem-se a um mesmo modo. Matematicamente, o processo de soma dos autovetores associados com os autovalores próximos é possível. Considerando primeiramente uma matriz M , um autovalor λ e autovetor v , como mostra a Equação 4.5.

$$Mv = \lambda v \quad (4.5)$$

Considerando agora dois autovalores e autovetores de um mesmo sistema (mesma M), conforme mostra a Equação 4.6 e 4.7, e somando estas equações na Equação 4.8, tem-se:

$$Mv_1 = \lambda_1 v_1 \quad (4.6)$$

$$Mv_2 = \lambda_2 v_2 \quad (4.7)$$

$$M(v_1 + v_2) = \lambda_1 v_1 + \lambda_2 v_2 \quad (4.8)$$

Finalmente, se ambos os autovalores forem iguais, a Equação 4.8 pode ser escrita como apresenta a Equação 4.9, o que implica como conclusão principal que a soma de dois ou mais autovetores é um autovetor.

$$M(v_1 + v_2) = \lambda_1(v_1 + v_2) \quad (4.9)$$

Tornava-se útil somar os efeitos de determinados modos por serem o mesmo, já que os dados de entrada são fornecidos separadamente. Logo, para ambos os grupos de rotinas auxiliares existe uma funcionalidade que pode ser habilitada ou não para realizar a soma dos modos cujas frequências estão extremamente próximas. Caso for realizada a soma dos modos, o código calcula uma média dos autovalores, ao passo de que os autovetores associados são somados para que sejam recalculados os valores de fase e amplitude. Com isso, as quatro grandezas são recalculadas para a situação de soma especificada no início da rotina auxiliar. Quando a soma for habilitada, deve ser incluído o número dos modos que se deseja realizar o processo de soma, por exemplo, modos 1 e 2. A nomenclatura dos modos é feita de acordo com a ordem dos autovalores obtidos inicialmente, ou seja, o modo 1 corresponde aquele com menor frequência a 100 m/s. Usualmente, os modos obtidos são somados dois a dois e em sequência, sendo um representante da asa esquerda e outro da direita. Vale notar que ao serem somados, por exemplo, os modos 1 e 2, estes dois modos vão originar um único modo. Logo, o “novo” modo 2 será tratado pelo código como o próximo modo (no caso, 3 e 4 — se também habilitada a soma).

4.1.3. Rotinas Auxiliares

As rotinas auxiliares podem ser designadas em dois grupos distintos para gerar os gráficos: plotagem em 3D do modelo de aeronave flexível e plotagem da frequência, taxa de amortecimento, fase e amplitude dos modos. Os próximos dois itens irão abordar cada um desses conjuntos.

4.1.3.1. Gráficos 3D

O primeiro grupo, dos gráficos tridimensionais, tenta dar uma percepção mais palpável de como é o comportamento na aeronave do modo aeroelástico, conforme já mostrado anteriormente no Capítulo 03 nas Figuras 3.2-3.5. Nestes gráficos é possível observar as duas asas, as empenagens horizontais e a empenagem vertical. A fuselagem não é ilustrada, pois a modelagem numérica realizada considera o nó interno do elemento 01 (conexão com a raiz da asa) engastado, ou seja, as asas estão conectadas no gráfico.

Estes gráficos são gerados por uma rotina que recebe dados provenientes dos autovetores (amplitudes) em uma dada velocidade e converte as deformações da aeronave em deslocamentos nos respectivos nós dos elementos. Para determinar a amplitude absoluta do elemento 05, por exemplo, o código soma automaticamente o valor encontrado para este elemento com as amplitudes dos elementos 01, 02, 03 e 04. Além da rotina fazer uma transformação das deformações em deslocamentos, há um fator multiplicador dentro da rotina que ajusta e torna possível uma melhor visualização da forma modal. Como os autovetores expressam um comportamento relativo entre si, este multiplicador utilizado mantém a proporcionalidade entre os valores e garante uma boa ilustração do modo aeroelástico²⁸.

As amplitudes fornecidas por meio dos autovetores para a rotina de plotagem gráfica representam o grau de oscilação da estrutura em relação à condição de equilíbrio (trimagem) da aeronave. Ou seja, os gráficos tridimensionais apresentados ilustram meramente um formato qualitativo dos modos aeroelásticos levando em consideração como determinada parte da aeronave se deforma em relação a condição de equilíbrio calculada pela trimagem. Estes gráficos não consideram a diferença de fase presente entre os elementos (apenas amplitude), já que cada parte do membro analisado atinge seu respectivo valor máximo e mínimo de amplitude em um tempo específico que é particular para cada elemento. Para saber como o modo realmente se comporta seria necessário considerar as amplitudes com suas respectivas fases somadas com a condição inicial da aeronave— trimagem em uma certa velocidade.

Outra consideração importante acerca dos gráficos 3D é que eles sempre ilustram a asa direita para baixo e a esquerda para cima. Isto não identifica que se trata de um modo antissimétrico, mas sim que a sub-rotina lida com os módulos dos autovetores. Logo, os valores sempre serão positivos e, pelo sistema de eixos da metodologia (Capítulo 02), o sentido positivo

²⁸O fator multiplicador dos autovetores foi ajustado por tentativa e erro até o momento em que a representação gráfica possibilitasse uma boa visualização 3D.

tende a abaixar a asa direita e subir a asa esquerda. A Figura 4.2 ilustra um modo aeroelástico obtido com este gráfico tridimensional.

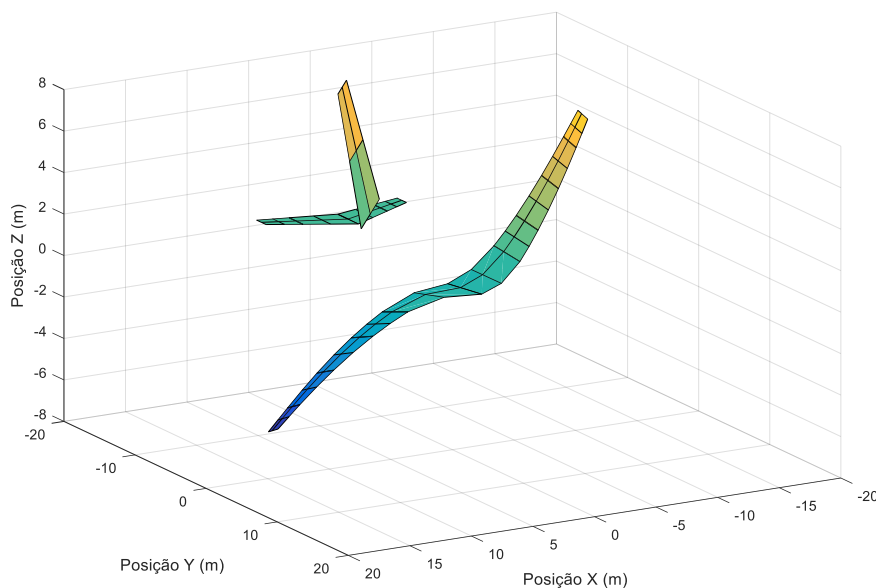


Figura 4.2- Exemplo de um modo aeroelástico obtido.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Uma rotina adicional a esta também foi criada, tendo por base o código principal produzido neste grupo de rotinas para que fosse possível a comparação entre os diferentes modos e, mais ainda, diferentes simulações. Por exemplo, caso seja necessário realizar uma comparação de um mesmo modo em arquivos de dados distintos, esta rotina é capaz de realizá-la com êxito. Isto é importante para mensurar o efeito originado pela variação de uma grandeza na aeronave, desde que seja possível observar tal efeito nos gráficos tridimensionais, como exemplo, a alteração do eixo de flexão ou dados geométricos da aeronave.

4.1.3.2. Gráficos extraídos dos Autovalores e Autovetores

Este segundo grupo é destinado ao tratamento dos resultados calculados por meio dos autovalores e autovetores. Os gráficos gerados pelos comandos são subdivididos em duas parcelas, sendo a primeira responsável por gerar o gráfico de frequência e taxa de amortecimento (informação do modo como um todo) e a segunda parcela contém os valores da fase e amplitude para cada elemento em cada membro para um modo específico. Por exemplo, ao ser escolhido o modo e o membro de desejo para visualizar os gráficos, o código irá gerar os

gráficos de frequência e taxa de amortecimento (que são os mesmos valores para todos os membros, porque é uma propriedade do modo e não de um elemento em particular), bem como os de fase e amplitude para cada deformação de cada elemento do membro. Caso seja escolhido um membro com cinco elementos, serão ilustradas cinco curvas de fase em um gráfico e cinco curvas de amplitude em outro gráfico.

Além disso, o código é capaz de efetuar o cálculo da média dessas curvas dos elementos para dar um caráter representativo do comportamento do membro. A seleção do membro e do modo para gerar os gráficos auxilia para os casos em que os valores obtidos para um membro (por exemplo, empenagem vertical) são irrelevantes no modo aeroelástico, o que gera uma sobrecarga desnecessária se toda vez fosse preciso plotar os efeitos dos modos em todos os membros.

Analogamente ao caso anterior, uma rotina para comparação dos modos e diferentes simulações foi criada para avaliar as diferenças entre os resultados gerados por configurações diferentes da aeronave. Como os valores de fase e amplitude são específicos para cada elemento em cada membro, a comparação desses dados é feita por meio dos respectivos valores médios, pois dependendo da quantidade de elementos que o membro possui, o número de curvas ilustradas dificultaria a análise.

A Figura 4.3 ilustra um gráfico de fase e amplitude obtido para um determinado modo aeroelástico. Vale ressaltar que as análises apresentadas foram voltadas majoritariamente para as análises das componentes de flexão e torção dos modos aeroelásticos, pois estas eram os principais valores obtidos. A extensão em X e flexão em Z tinham pouca importância nos resultados e dificilmente eram consideradas.

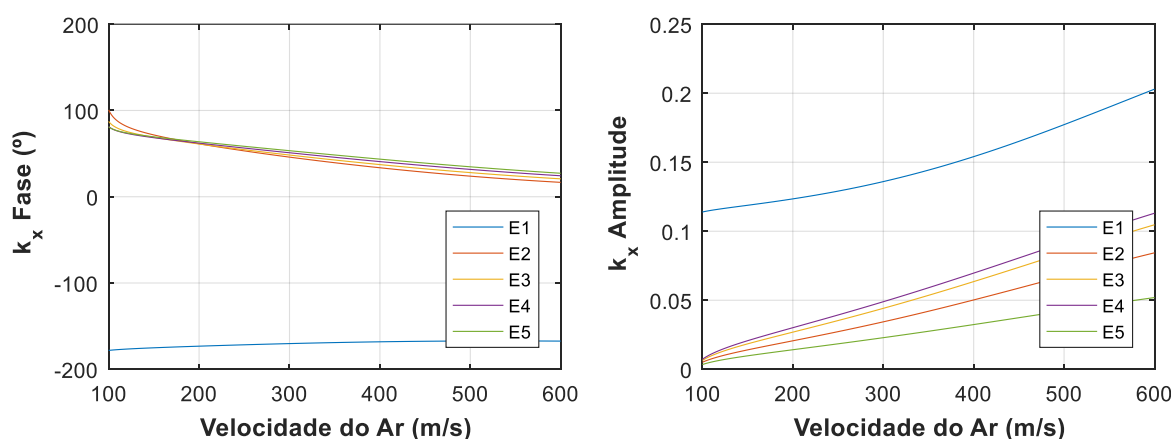


Figura 4.3- Exemplo de gráfico obtido para fase e amplitude (k_x e k_y).

Fonte: Elaborado pelo autor.

4.2. Principais problemas enfrentados

Muitos problemas foram encontrados ao longo do desenvolvimento das rotinas. A apresentação das dificuldades encontradas é feita em duas etapas: o primeiro item trata da dificuldade majoritária vista no manejo dos dados (autovalores e autovetores) e o segundo item revela alguns dos problemas secundários de maior destaque encontrados na elaboração das rotinas.

4.2.1. Rastreamento dos Modos

Como já destacado anteriormente no Capítulo 01 e ao longo deste Capítulo 04, a principal dificuldade encontrada na elaboração das rotinas foi encontrar um processo de ordenamento dos autovalores e autovetores que suprisse os anseios desta dissertação.

Inicialmente, este problema foi associado como uma característica interna do próprio software MATLAB® utilizado para criar as rotinas. Sendo assim, previamente foram utilizados métodos elaborados pelo próprio autor. Porém, alguns casos demonstraram-se com resultados satisfatórios, enquanto outros não. O grande desafio se dava essencialmente quando existia o cruzamento de modos com autovalores bem similares, haja visto que é natural o decaimento numérico de alguns deles simultaneamente à ascensão de outros. Apesar da ausência de todos os detalhes neste texto, muitas tentativas foram efetuadas para o correto manejo e ordenamento dos dados até ser atingida a configuração final do código. Como exemplos de tentativas, podem ser citadas o estudo de métodos alternativos para o cálculo dos autovalores e autovetores, o ordenamento dos autovalores pelo módulo, pela parte imaginária, parte real e algumas múltiplas combinações que não obtiveram total êxito nos resultados. Em resumo, a conclusão inicial foi de que um ordenamento baseado apenas nas informações contidas nos autovalores seria insuficiente para gerar um código bom o bastante para comportar simulações com uma faixa de velocidades extensa (grande conjunto de dados). A solução então seria englobar, de alguma maneira, os autovetores associados.

Sendo assim, foi encontrada no próprio site da companhia produtora do software, *MathWorks*, uma rotina adaptável para o problema enfrentado. Esta rotina leva em conta os autovalores e autovetores para realizar o ordenamento e é capaz de suprir as necessidades encontradas neste trabalho²⁹.

²⁹ A rotina tomada por base para a elaboração do código pode ser encontrada no link: <<https://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/22885-eigenshuffle>>.

A essência da rotina utilizada é baseada na relação entre autovalores e autovetores apresentada pela Equação 4.10. Como dados de entrada são fornecidas as matrizes de autovalores e autovetores do incremento de velocidade atual e anterior. A rotina calcula as diferenças entre os dados e gera como saída a sequência na qual os autovalores/autovetores do passo atual devem ser colocados para permitir o comportamento mais suavizado possível.

$$dist = (1 - |V_1^T \cdot V_2|) \cdot \sqrt{(distM(D_{1RE}, D_{2RE})^2) + (distM(D_{1IM}, D_{2IM})^2)} \quad (4.10)$$

Sendo:

- *dist*: matriz de saída com os dados que serão utilizados para gerar a sequência de ordenamento;
- *distM*: função interna que calcula a diferença entre os módulos dos argumentos de entrada;
- V_1 : matriz do autovetor do passo anterior;
- V_2 : matriz do autovetor do passo atual;
- D_{1RE} : parte real da matriz dos autovalores do passo anterior;
- D_{2RE} : parte real da matriz dos autovalores do passo atual;
- D_{1IM} : parte imaginária da matriz dos autovalores do passo anterior;
- D_{2IM} : parte imaginária da matriz dos autovalores do passo atual.

É importante salientar que, apesar de muito útil, a função desenvolvida e tomada por base para realização do ordenamento já apresentou mau funcionamento, representada pela perda de precisão na sequência estabelecida, quando existe um conjunto grande de dados com valores complexos e reais mesclados entre si e com parte real próxima. Formulações mais complexas e completas, como aquelas mencionadas anteriormente, podem ser implementadas em versões futuras do código numérico. Apesar disso, o estágio atual do código foi capaz de atender as necessidades encontradas nesta pesquisa.

4.2.2. Problemas Secundários

Nesta seção são apresentados os problemas secundários encontrados no desenvolvimento das rotinas. Para facilitar, estas dificuldades foram sequenciadas um após a outra:

- Soma equivocada dos modos: inicialmente no código principal era calculada a diferença entre os módulos dos modos e comparada com um valor de referência configurado. Caso

esta diferença fosse menor do que o valor de referência inserido, a soma seria realizada. Caso fosse maior, não. Porém, esta lógica apresentava problemas já que a diferença entre os modos não se mantém constante durante toda faixa de velocidades, pois os autovalores se alteram. Isto é, em alguns casos, modos próximos eram somados e em outros não, o que invalidava o processo de soma dos modos. Como conclusão, constatou-se que uma comparação entre as partes imaginária e real separadamente era mais vantajosa para evitar trocas errôneas;

- Extração equivocada dos modos: nas primeiras tentativas de desenvolvimento da rotina de extração dos autovalores e autovetores, a consideração feita foi de apenas retirar os valores situados em posições ímpares (parte imaginária positiva) na matriz de autovalores e autovetores. Porém, foi constatado que, ainda assim, é possível a existência de mais um valor complexo exatamente igual no conjunto de dados, o que requeria uma confirmação adicional se ainda existe um valor em comum nos dados após a primeira extração;
- Mudança de sinal da parte imaginária: nos primeiros gráficos de fase encontrados existia com frequência a presença de resultados com muitas descontinuidades, ocasionados principalmente pela alteração do sinal da parte imaginária ao serem atingidos os valores de -180° ou $+180^\circ$. Como a diferença de fase é um fator importante para análises aeroelásticas ao serem analisados as diferenças de fase entre os movimentos de torção e flexão, tornava-se um requisito melhorar os gráficos para saber quais dessas descontinuidades eram ocasionadas pelo cálculo e quais tinham relação com a física do problema. Embora algumas medidas tenham sido testadas, o melhor resultado obtido foi empregando uma função do próprio software (*unwrap*) que corrige automaticamente os valores de fase para evitar descontinuidades como aquelas vistas nos primeiros gráficos analisados. Deve-se ter atenção especial para o cálculo da fase, uma vez que as condições iniciais alteram o sinal e o quadrante de atuação;
- Dispersão dos resultados: nas primeiras implementações feitas, o modelo da aeronave era carregado apenas uma vez, antes do laço de velocidade, e os autovalores e autovetores eram obtidos para diferentes velocidades. Porém, depois de uma quantidade significativa de análises de dados, foi notado que, por não carregar o modelo de aeronave a cada incremento de velocidade, existia a presença de um erro sistemático acumulado que alterava aos poucos os valores dos autovalores e autovetores por não atualizar o modelo de aeronave, aparentemente como se existisse a presença de um erro acumulado com o aumento da velocidade. Isto foi evidenciado pela distinção dos resultados encontrados para uma mesma

velocidade em simulações com diferença apenas na faixa de velocidades analisada. Ora, uma simulação com faixa de 100 m/s até 600 m/s, avaliada na velocidade de 300 m/s deve ter os mesmos autovalores e autovetores (por se tratar de simulação numérica) de uma simulação de 295 m/s até 305 m/s também avaliada em 300 m/s quando as condições de simulação são as mesmas. Constatado isso, o modelo da aeronave foi posto para ser carregado a cada passo de velocidade, fazendo a atualização do modelo e originando os resultados corretos;

- Valores errados de fase: nos primeiros gráficos de fase obtidos foi constatado que muitos elementos possuíam valores iguais a 90° . Isto porque o código não fazia a correta seleção dos autovalores e autovetores. Ora era selecionado um autovalor com parte imaginária positiva, ora era selecionado um autovalor com parte imaginária negativa. Mais do que isso, as rotinas estavam efetuando a soma dos autovetores em um mesmo par complexo conjugado, o que não poderia ser realizado por não se tratar de um mesmo autovalor (sinal da parte imaginária distinto). A suposição já mencionada anteriormente parte da máxima que autovalores próximos (parte real e imaginária de ambos possuem sinais equivalentes) podem ser assumidos como iguais, o que possibilita a soma dos efeitos das asas. Porém, caso for considerado a soma dos efeitos em um mesmo par complexo conjugado, a parte imaginária será anulada por ter sinal oposto. Sendo assim, com a parte imaginária nula, os valores de fase calculados eram também nulos. O estado atual do código agrupa somente os valores de mesmo sinal encontrados em pares complexos conjugados diferentes, porém próximos. Isto é, considera um valor de cada par complexo conjugado e realiza o agrupamento dos efeitos (autovetores);
- Inversão dos modos: foi notado em alguns momentos das análises que, dependendo da velocidade de entrada no código, o comportamento de um mesmo modo era alterado da asa direita para esquerda ou vice-versa. Ao aprofundar-se nas análises, foi visto que este comportamento errôneo dos modos se dava justamente em regiões de cruzamento das curvas de frequências, isto é, os autovalores se aproximavam a ponto de ser imperceptível a diferença nas curvas de frequência. Mas, apesar da similaridade entre os autovalores, os autovetores eram distintos e estavam invertidos. Enfim, o problema estava na rotina de confirmação do ordenamento matricial dos autovalores e autovetores, que mesclava o conjunto de autovetores em alguns momentos, pois não os consideravam na etapa de ordenamento. Ao ser estabelecida a relação entre autovalores e autovetores, o problema foi solucionado;

- Código com todas processos habilitados simultaneamente: após algumas implementações feitas inicialmente com o processo de aquisição e manejo de dados em um único arquivo sem qualquer tipo de separação das funcionalidades que se deseja trabalhar, foi observado que seria muito útil a segmentação do código em etapas distintas, que poderiam ou não estar habilitadas. Como antes não havia esta distinção, muitos dados foram perdidos pela ausência de separação no código, pois a maioria dos erros apresentados foram/estão associados aos processos de filtragem dos dados e cálculo dos valores de interesse. A separação dos processos demonstrou-se muito útil por agilizar o tratamento dos dados e depuração do código na presença de erros. Estando separados, o conjunto de dados obtido poderia facilmente ser armazenado e acessado apenas para filtragem e/ou cálculos de interesse. Além disso, como as trimagens da aeronave exigiram um tempo considerável de processamento computacional (pelas observações feitas, cada incremento de velocidade exige aproximadamente um minuto para cálculo), não seria necessário um retrabalho para aquisição das matrizes. Isto foi criado para evitar que o montante de dados seja perdido, caso ocorra algum erro no código durante a simulação. Com a separação é possível trabalhar os dados de forma independente, já que o alto tempo de processamento inviabilizaria a repetida aquisição dos autovetores e autovalores em todas as simulações feitas, principalmente quando a faixa de velocidades é extensa. Normalmente, realiza-se a coleta dos dados separadamente aos processos secundários de filtragem e cálculos;
- Simetria dos modos: pela física do problema retratado, era esperado uma simetria geométrica nos membros. Mas, nos primeiros casos simulados, foi notado uma assimetria entre as asas da aeronave. O diagnóstico feito foi de que a matriz de cálculo dos autovalores e autovetores deveria ser trocada. Inicialmente estava sendo utilizada a matriz linearizada A_{lin} , que contabiliza os modos de corpo rígido junto aos modos aeroelásticos. Ao utilizar-se a matriz aeroelástica, $A_{aeroelastic}$, a simetria entre os lados esquerdo e direito foi encontrada.

5 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Este capítulo contempla os resultados encontrados e análises feitas para as simulações realizadas. Ele está subdividido em seções, sendo cada uma relativa a um tipo de análise. Tais análises foram feitas vislumbrando um estudo de sensibilidade para caracterizar os impactos originados pelas mudanças em alguns parâmetros da aeronave. As análises abordadas foram divididas em três frentes:

- Análise da Variação do Eixo de Flexão;
- Análise da Variação de Rigidez;
- Simulações Dinâmicas.

Uma vez encontrado o *flutter*, as explicações são feitas no sentido de mostrar o que está sendo apresentado em cada um dos gráficos e realizar a proposição de um mecanismo físico para o fenômeno. Com a explicação das informações contidas, é possível fazer uma avaliação das alterações sofridas quando algum dos parâmetros sofre mudança. Vale notar que as análises foram feitas para a asa direita, sendo análogo para a asa esquerda.

Um resumo das simulações realizadas está apresentado na Tabela 5.1. Ao longo do texto o modelo de aeronave originalmente desenvolvido em Sousa (2013) foi tratado como aeronave flexível, enquanto o modelo em que a rigidez foi reduzida (fator multiplicador de 1/6— asas seis vezes mais flexível) será mencionada como aeronave muito flexível.

Tabela 5.1- Resumo das simulações realizadas.

Nome	Tipo	V_0 (m/s)	V_f (m/s)	Aeronave	Eixo Elástico (α)	Tempo de Simulação (s)	Custo Computacional (hh:mm:ss)
S01	Velocidade	100	600	Flexível	-0,25	-	07:16:17
S02	Velocidade	100	600	Flexível	0	-	06:59:47
S03	Velocidade	100	600	Flexível	+0,25	-	14:16:19
S04	Velocidade	100	600	Muito Flexível	-0,25	-	07:50:08
S05	Velocidade	100	600	Muito Flexível	0	-	10:56:53
S06	Velocidade	100	600	Muito Flexível	+0,25	-	10:12:48
S07	Dinâmica	225	-	Muito Flexível	+0,25	15	00:25:35
S08	Dinâmica	425	-	Muito Flexível	+0,25	15	00:33:52

Fonte: Elaborado pelo autor.

A ideia principal dos estudos de sensibilidade foi identificar condições de instabilidades e, uma vez achadas, analisar os resultados gráficos obtidos (amplitude, fase, frequência e fator de amortecimento) com um entendimento acerca da física do problema. O diferencial das análises é a abordagem feita internamente em cada um dos modos aeroelásticos obtidos, isto é, uma análise intramodal, diferentemente das análises usuais que buscam avaliar o comportamento entre os modos, ou seja, intermodal.

Dentre os dois estudos de casos, o primeiro deles mostra como a variação do eixo de flexão atua no mecanismo físico do fenômeno. Já o segundo visa averiguar os efeitos que podem ser originados pelo aumento ou redução das rigidezes das asas.

Posteriormente a esses dois estudos serão apresentados dois casos de simulação não linear (dinâmica), um caso sem *flutter* e outro com *flutter*. Isto é feito para mostrar a coerência dos resultados apresentados com aqueles obtidos nos estudos de sensibilidade.

5.1. Considerações Iniciais

Como características gerais da configuração da aeronave modelada utilizada nas simulações, podem ser destacados como dados de entrada:

- A distribuição de massa utilizada foi a mesma da aeronave desenvolvida inicialmente em Sousa (2013), conforme mostrado previamente na seção 3.2 do Capítulo 03;
- Modelo aerodinâmico quase-estacionário³⁰;
- A matriz utilizada para armazenamento dos autovalores e autovetores foi a matriz aeroelástica ($A_{aeroelastic}$);

Reforçando novamente os quatro filtros padrões de dados utilizados e referenciados ao longo do corpo do texto:

- Limite 01: parte imaginária= 0,01 — indica o valor da parte imaginária acima do qual os autovalores são considerados;
- Limite 02: parte real= -15 — indica o valor da parte real acima do qual os autovalores são considerados. Para seleção de algum modo, ambos os limites 01 e 02 devem ser respeitados;

³⁰ Além desse modelo exigir menos em termos computacionais, como citado anteriormente no Capítulo 03, a escolha desse modelo aerodinâmico possibilita uma segregação dos efeitos. Isto é, apesar do modelo aerodinâmico não estacionário ser mais realístico, isto poderia mesclar os efeitos obtidos e tornar a compreensão dos resultados ainda mais complexa.

- Limite 03: parte real = 0,00001 — indica o limite máximo para realizar o agrupamento dos autovalores, desde que a diferença entre as partes real de um autovalor e outro seja menor que esse limite;
- Limite 04: parte imaginária = 0,00001 — indica novamente o limite máximo para realizar o agrupamento dos autovalores, desde que a diferença entre as partes imaginárias de um autovalor e outro seja menor que esse limite. Para realizar o agrupamento é necessário que os limites 03 e 04 sejam respeitados.

Duas foram as razões para a escolha dos filtros padrões. A primeira delas, relativa à parte imaginária, foi configurada de modo a obter modos aeroelásticos oscilatórios. Já a segunda razão, relativa à parte real, foi configurada de maneira a captar modos com taxa de amortecimento menor, isto é, descartar os modos que ocorrem rápido a ponto de tornar-se pequena sua ação já que o amortecimento minimiza o movimento rapidamente. Com o uso dessas duas configurações obteve-se coincidentemente uma quantidade de modos que não tornaria a análise intramodal muito extensa, podendo avaliar o que ocorre internamente em cada um dos modos obtidos. Com a discretização original do modelo de aeronave flexível foram obtidos 53 modos aeroelásticos. A análise de todos sob uma perspectiva intramodal está aquém dessa dissertação devido a tamanho do conjunto de dados. Sendo assim, este número foi reduzido para três modos aeroelásticos após a implementação dos filtros. Alguns dos modos aeroelásticos adicionais obtidos são apresentados no Apêndice A.

As análises feitas foram baseadas na retirada de informações dos gráficos de frequência, taxa de amortecimento, amplitude e fase. Estas informações caracterizam os modos aeroelásticos e formam a base primordial para o entendimento físico do problema e dos fenômenos. Estas quatro grandezas formam uma base para a análise dos resultados apresentados. A cada simulação feita, os gráficos serão mostrados seguindo a ordem:

- Gráficos 3D: A velocidade escolhida para representação gráfica em 3D (deve estar contida na faixa de velocidades simulada) foi de 250 m/s — velocidade próxima daquela em que a modelagem aerodinâmica foi realizada originalmente em Sousa (2013);
- Gráficos de Frequência e Taxa de Amortecimento: são informações extraídas por meio dos autovalores e retratam a quantidade de ciclos por segundo (Hz) e o fator amortecimento do modo;
- Gráficos de Fase e Amplitude: são informações obtidas por meio dos autovetores calculados com base nas matrizes linearizadas para cada condição trimada da aeronave. Estes gráficos são apresentados para cada um dos modos obtidos com o uso dos filtros.

Embora a metodologia NFNS_s possibilite que seja feito a análise intramodal em quatro deformações, as análises feitas apenas consideraram as duas mais importantes: flexão k_y e torção k_x . Isto porque esses foram os esforços mais importantes em todos os modos aeroelásticos aqui estudados. Os valores de extensão ao longo de X e flexão em Z foram insignificantes quando comparados a torção em X e flexão em Y .

5.2. Proposição do Mecanismo Físico

Como citado anteriormente, esta seção de proposição do mecanismo físico visa elucidar o entendimento físico tão comentado ao longo dessa dissertação. Para tanto, foi escolhido um dos casos em que o *flutter* foi evidenciado. A ideia dessa seção é apresentar os principais entendimentos adquiridos com a análise dos resultados para formar uma base para as próximas simulações que serão apresentadas. Os resultados estão compostos dos gráficos 3D ilustrativos dos modos aeroelásticos obtidos, seguido do gráfico de frequência e taxa de amortecimento. Posteriormente, ocorre a análise intramodal, isto é, a avaliação das componentes de torção e flexão dentro do próprio modo.

A simulação de velocidade escolhida para efetuar a proposição do mecanismo foi a simulação 06 (S06) — aeronave muito flexível com eixo de flexão posicionado em 75% da corda aerodinâmica.

5.2.1. Frequência de Taxa de Amortecimento

Como o uso dos filtros padrões, três modos aeroelásticos foram obtidos. Para a simulação aqui avaliada, a frequência e taxa de amortecimento obtidas estão apresentadas na Figura 5.1. Vale lembrar que a denominação dos modos nos gráficos é mostrada com a união da letra “M” de modo com o respectivo número do modo em questão. O mesmo se aplica para os elementos, formados pela letra “E” mais o respectivo número.

Conforme ilustra a Figura 5.1, nota-se de imediato que o modo 02 é aquele dentre os três que atinge o amortecimento negativo em torno dos 425 m/s, sendo esta a velocidade que caracteriza o início do *flutter*. A partir dessa velocidade a estrutura se torna incapaz de amortecer o movimento, extraindo energia do escoamento para alimentar o comportamento vibratório instável. O cruzamento das frequências se dá em torno dos 465 m/s, cerca de 40 m/s após o atingimento da velocidade de *flutter*. Quando as frequências estão próximas, pode ser que ocorra a excitação mútua dos modos aeroelásticos em uma mesma uma mesma velocidade.

Com a velocidade e frequência próximas, os mecanismos de ação das componentes de flexão e torção internas de cada um dos modos podem interagir com o outro modo. Isto é, um modo pode ser um agente excitador para outro modo.

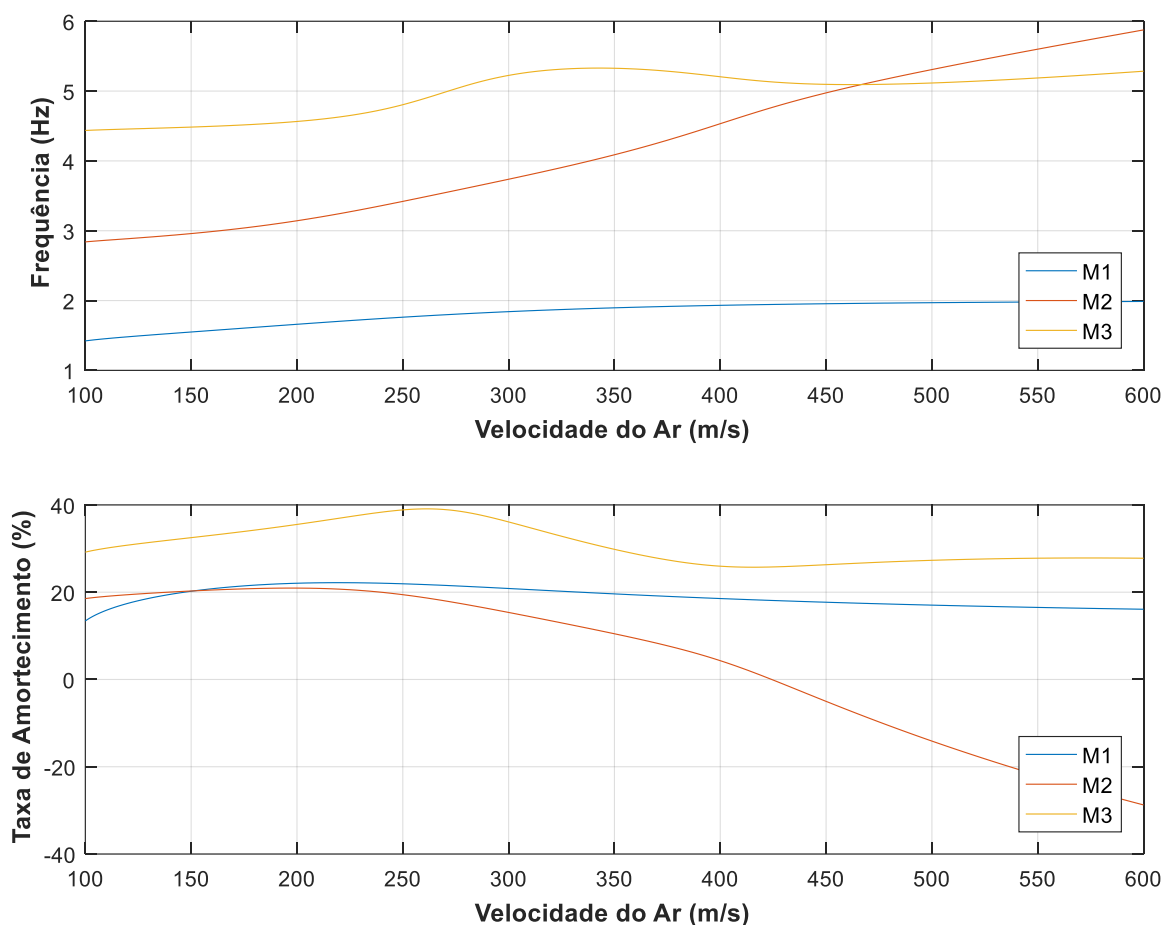


Figura 5.1- Frequência e taxa de amortecimento- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Após evidenciar que o modo 02 é aquele que possui a presença de *flutter*, os próximos itens apresentam uma análise intramodal em cada um dos três modos obtidos. Para efetuar a análise intramodal são apresentados os gráficos de fase e amplitude para cada um dos esforços de flexão e torção.

A ordem de apresentação será de acordo com a nomenclatura utilizada, sendo que o primeiro modo corresponde ao modo com menor frequência à 100 m/s (início da simulação) e assim sucessivamente.

5.2.2. Modo 01— S06

As Figuras 5.2- 5.5 mostram a representação tridimensional obtida para o primeiro modo aeroelástico. Nota-se visualmente que este modo é dominado pela componente de flexão.

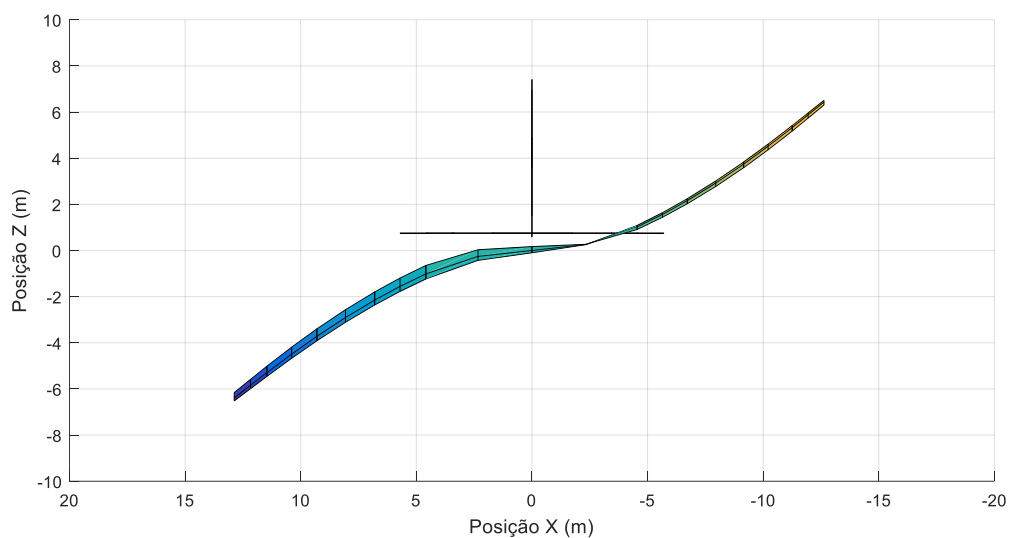


Figura 5.2- Vista frontal do modo 01- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

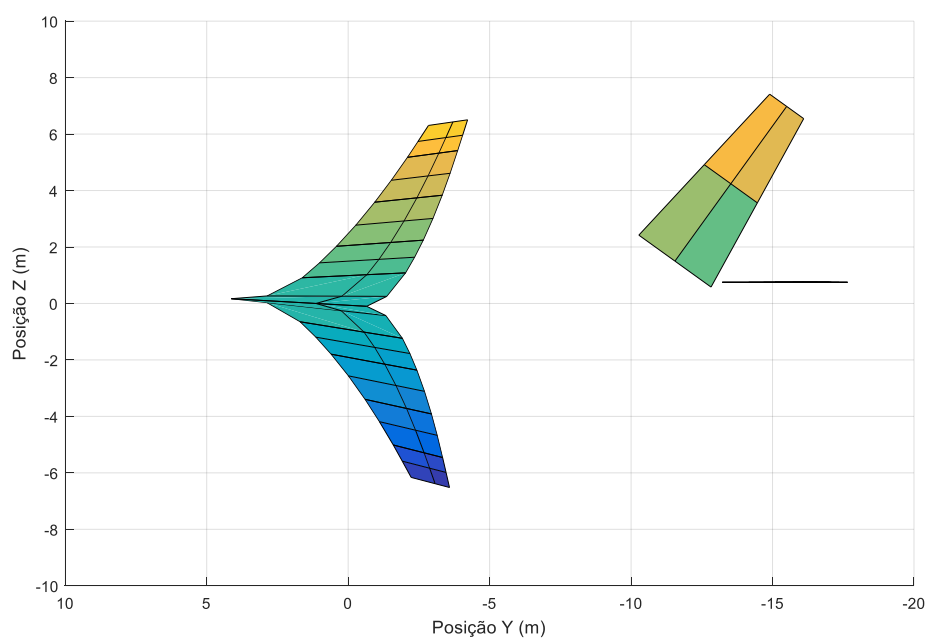


Figura 5.3- Vista lateral do modo 01- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

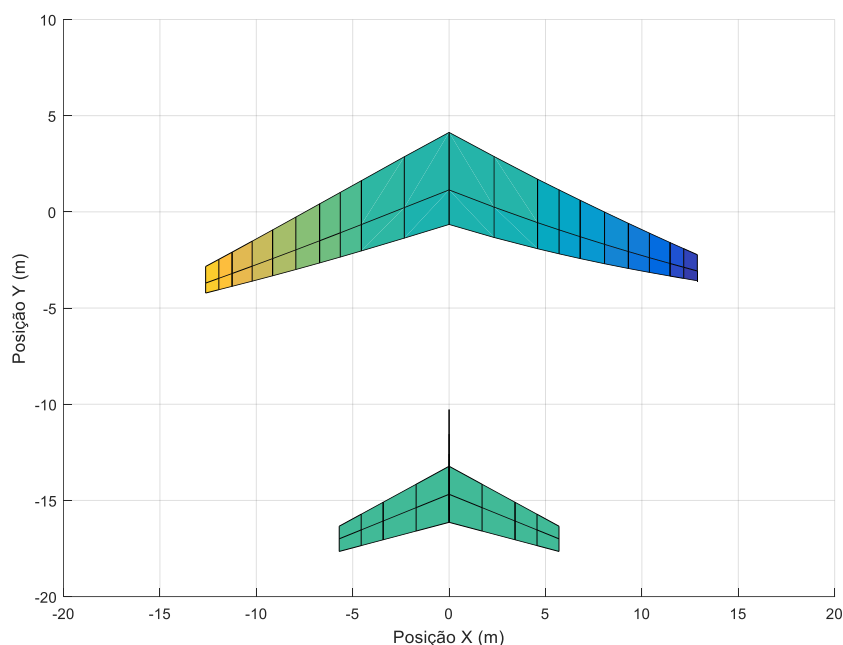


Figura 5.4- Vista superior do modo 01- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

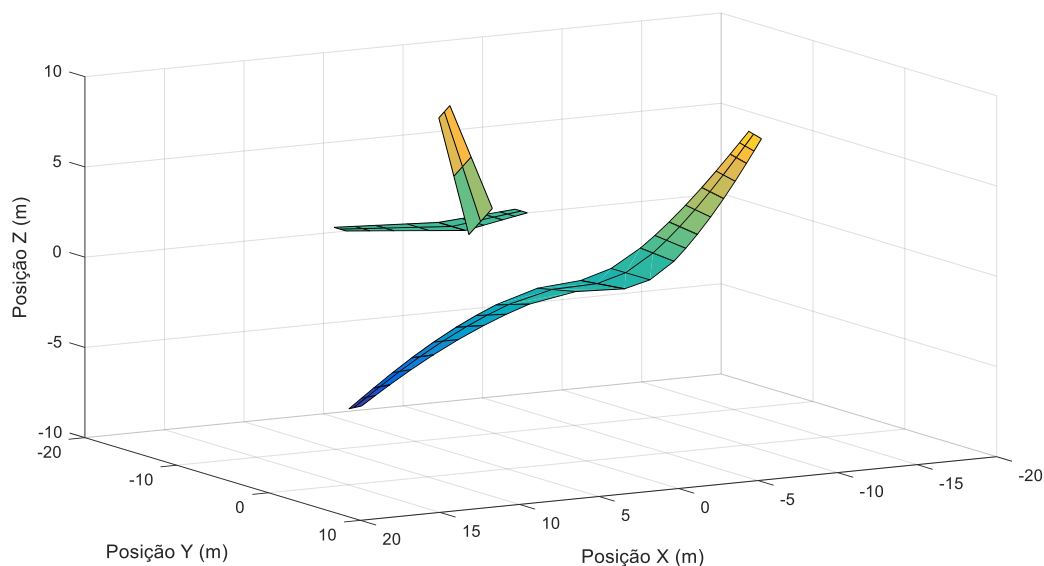


Figura 5.5- Vista em perspectiva do modo 01- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Visto isso, a Figura 5.6 retrata as amplitudes e fases para ambas as componentes, torção e a flexão, do modo 01. Analisando primeiramente a torção, nota-se que o elemento 01 apresenta resultados de fase diferenciados dos demais. Os outros elementos mostram o mesmo comportamento de fase ao longo da velocidade, com poucas diferenças de magnitude entre si. O elemento 01 sofre um aumento inicial, marcado posteriormente por uma leve redução nos

valores de fase. Os outros elementos apresentam decaimento na fase com valores cada vez mais negativos.

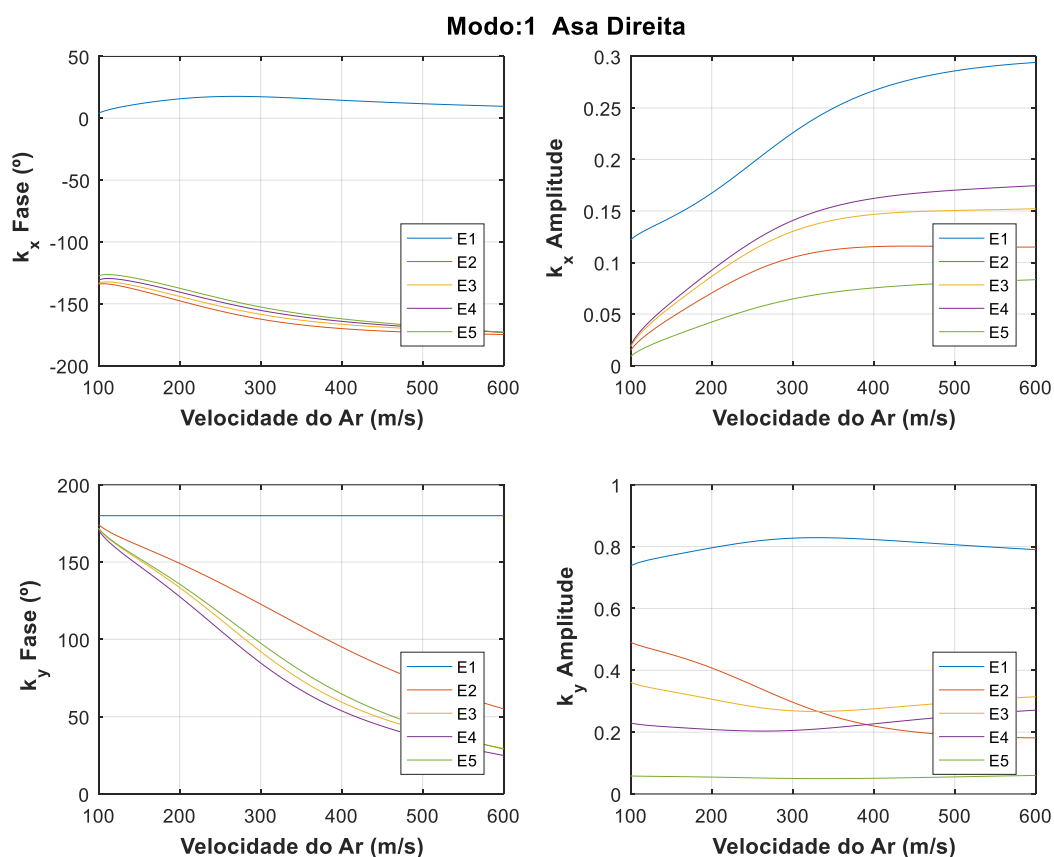


Figura 5.6- Torção e flexão do modo 01- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Quando considerados os resultados referentes as amplitudes de torção de cada elemento, nota-se que todos as componentes do membro acresceram os valores de torção, principalmente até os 300 m/s. A torção acomete diferentemente cada um dos elementos, tendo, por exemplo, a raiz da asa com os maiores valores de torção (elemento 01). Fisicamente, verifica-se que existe uma resposta em torção mais imediata da região próxima da raiz da asa, pois os valores de fase estão próximos dos 0°, enquanto as outras partições têm uma resposta mais atrasada temporalmente. Há uma hipótese a qual o autor acredita que possa estar relacionada com a diferença de fase e amplitude mais notável para o elemento 01. Esta hipótese é referente ao próprio modelo de simulação feito, no que diz respeito ao engastamento desse elemento na fuselagem rígida. Esta hipótese pode ser analisada futuramente com simulações adicionais.

Ainda na Figura 5.6, mas agora em relação à flexão das asas no modo 01, constata-se que a fase do elemento 01 foi invariante com a velocidade ao passo de que os outros elementos

mostraram redução da fase. O elemento 01, que nesta simulação apresenta valores estagnados em 180° e as maiores amplitudes, tem o autovetor correspondente com parte real negativa e parte imaginária nula (os valores foram verificados manualmente). Nota-se que houve pouca variação na amplitude de oscilação apresentada pelos elementos 01 e 05. O elemento 02 mostra o maior decaimento na amplitude de flexão, principalmente na faixa dos 200 m/s até os 400 m/s, enquanto os elementos 03 e 04 sofrem redução de amplitude até aproximadamente 300 m/s, seguido de um pequeno acréscimo na vibração com o incremento da velocidade. Novamente o autor acredita em outra hipótese para justificar a maior diferença vista para a amplitude de flexão do elemento 02. Esta ideia está fundamentada na presença do motor da aeronave neste elemento, haja visto que isto pode atuar como fator determinante na diferença das propriedades de fase e amplitude, já que o posicionamento do motor já foi apontado pela literatura como fator relevante em análises de aeroelasticidade, conforme visto em Matter, Darabseh e Mourad (2018).

O último gráfico analisado para o modo 01 é criado a partir da diferença entre fase e amplitude dos movimentos de torção e flexão. Este gráfico está retratado na Figura 5.7.

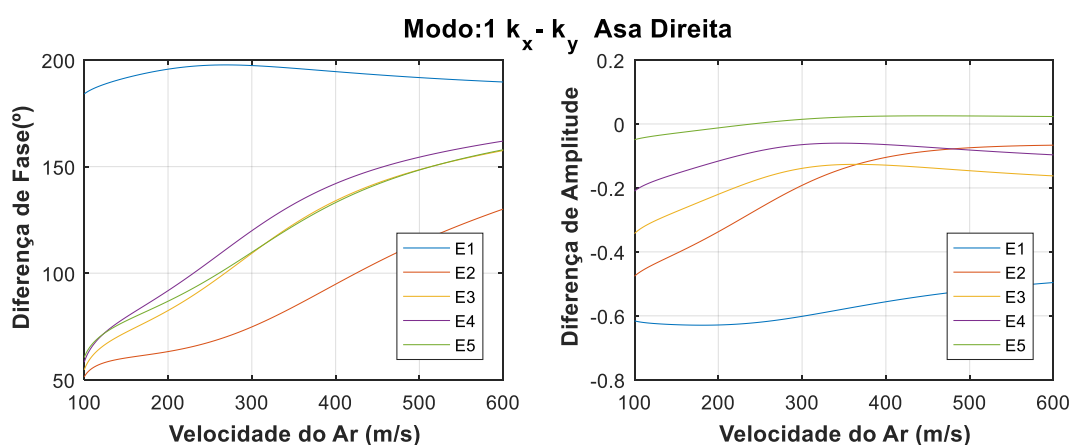


Figura 5.7- - Diferença entre torção e flexão do modo 01- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

De uma maneira geral, pela Figura 5.7, os valores de amplitude em torção são acrescidos com o aumento da velocidade. Mas, como os valores da diferença de amplitude são negativos, isto indica que praticamente em todas as partições da asa há predominância de flexão. Vale destacar ainda que os elementos 03, 04 e 05 mantêm praticamente o mesmo comportamento das curvas de diferença de fase e amplitude.

5.2.3. Modo 02— S06

As Figuras 5.8- 5.11 mostram a representação tridimensional obtida para o segundo modo. Visualmente este modo possui uma maior equivalência entre as componentes de torção e flexão.

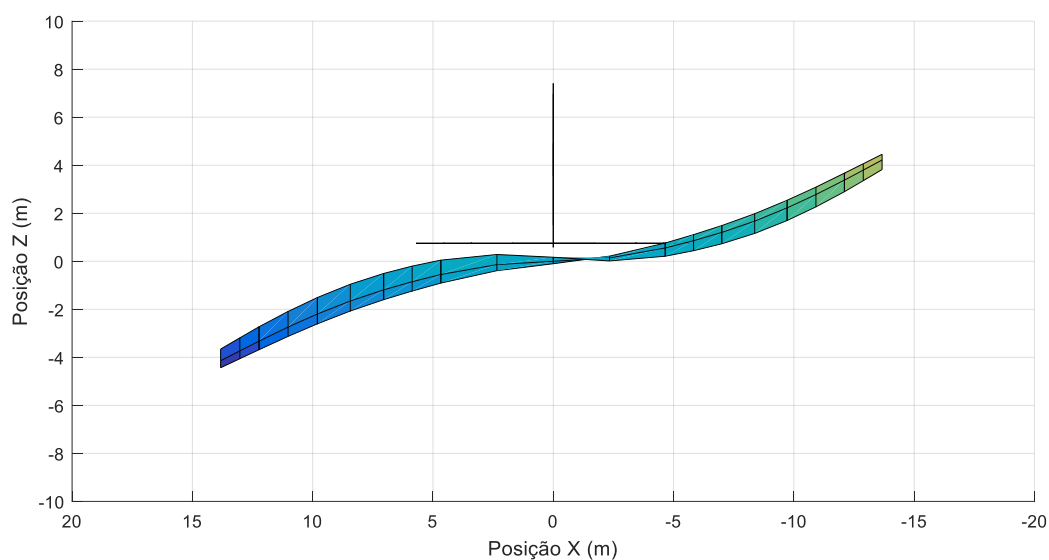


Figura 5.8- Vista frontal do modo 02- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

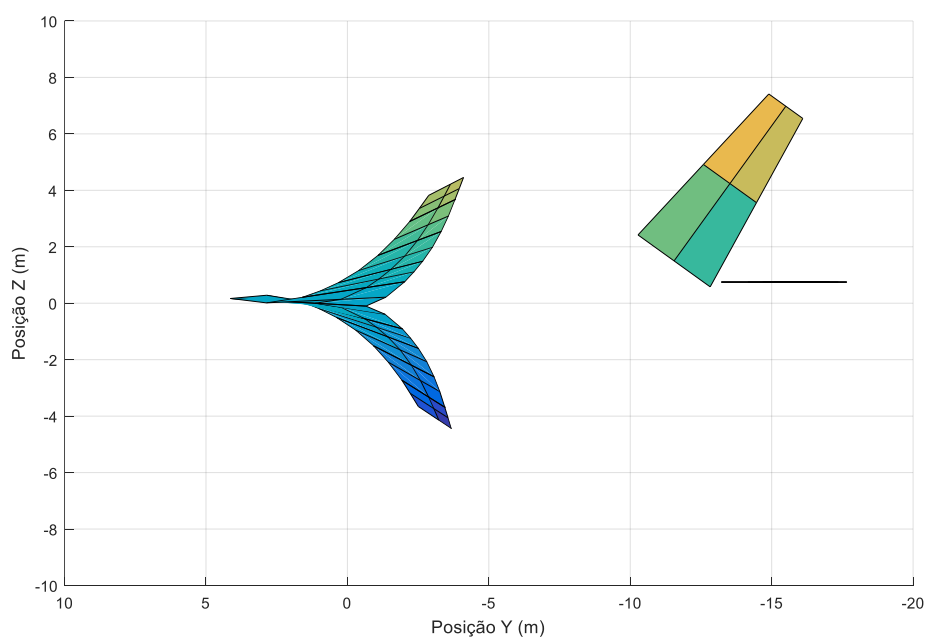


Figura 5.9- Vista lateral do modo 02- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

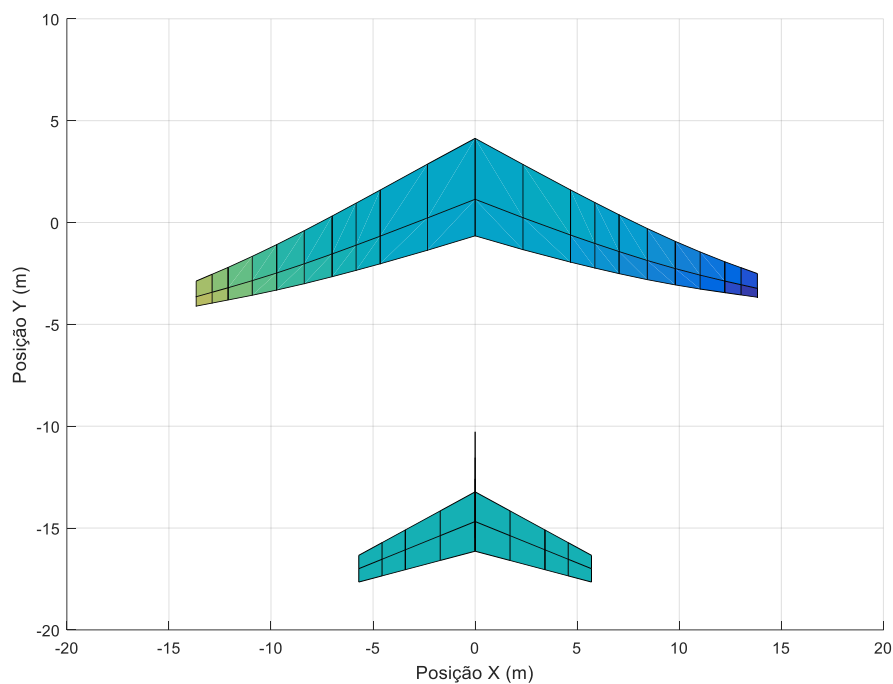


Figura 5.10- Vista superior do modo 02- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

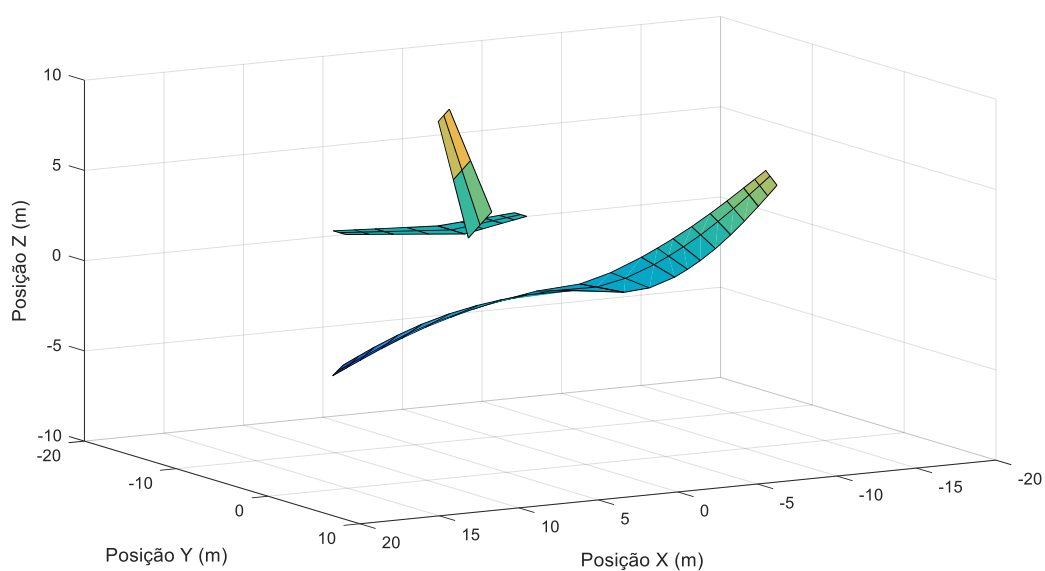


Figura 5.11- Vista em perspectiva do modo 02- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

O gráfico apresentado na Figura 5.12 mostra as amplitudes e fases para ambas as componentes, torção e a flexão, do modo 02. Analisando primeiramente a torção, nota-se que os valores de fase dos elementos partem um pouco acima de zero em ordem crescente, tendem a mesmo valor de fase negativa em sequência (em torno dos -10°) e, quando atingido este

referido valor, existe um salto menor em torno dos 220 m/s e um salto de fase moderado próximo dos 250 m/s³¹. Ainda sobre o gráfico de fase da torção, percebe-se um distanciamento dos resultados em torno da velocidade de *flutter*, 425 m/s. Nesse distanciamento é possível perceber que nas proximidades dessa velocidade há um crescimento gradual, elemento a elemento, da fase em direção a ponta da asa (elemento 05 tem uma fase próxima dos 70° e o elemento 01 um valor próximo dos 45°). Ou seja, o avanço de fase aumenta em sentido a ponta da asa. Isto é, quanto mais próximo da ponta da asa, maior será o valor de avanço de fase (valores de fase mais positivos).

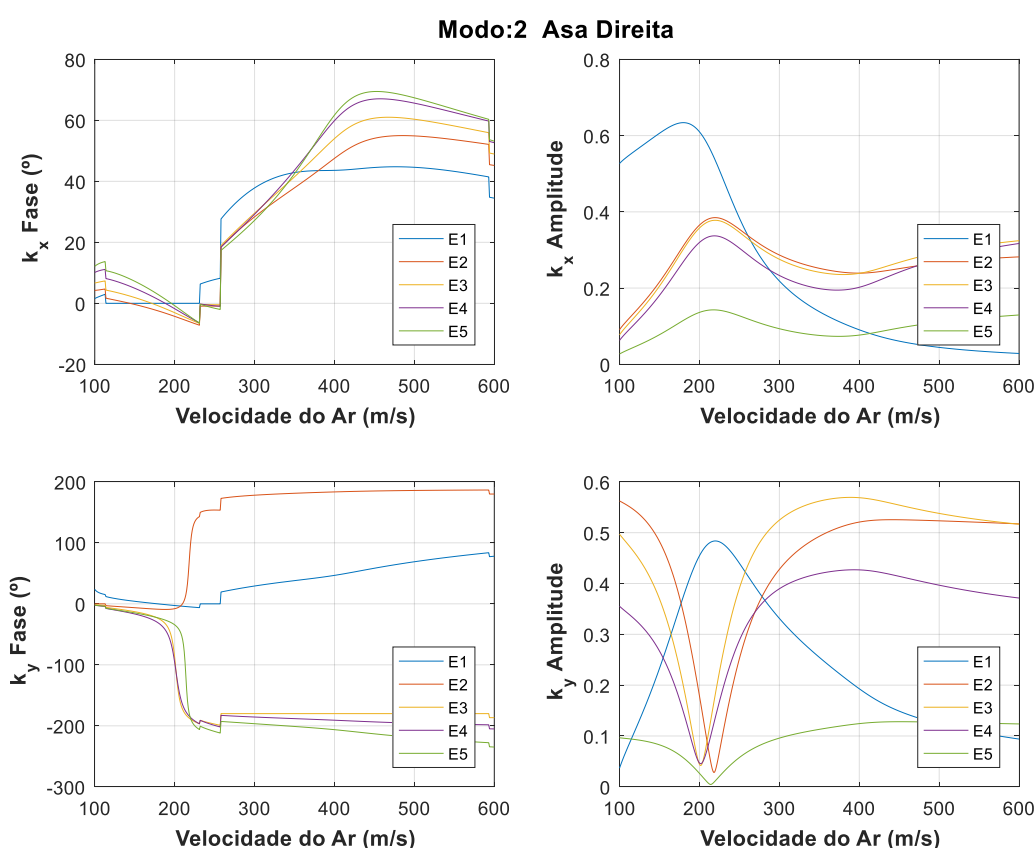


Figura 5.12- Torção e flexão do modo 02- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Quanto aos valores de amplitude de torção vistos ainda na Figura 5.12, nota-se que no início o elemento 01 é aquele que possui os maiores valores de torção. Inicialmente há um aumento da amplitude de torção até os 200 m/s, que é seguido de um decaimento quando a

³¹ Vale ressaltar que estes saltos de fase visualizados para a torção ocorreram em todos os elementos. Isto poderia induzir à hipótese de que ocorreram erros numéricos, o que não é descartado totalmente. Apesar de ter sido checado, seria interessante um estudo futuro mais detalhado acerca desse tema.

velocidade é acrescida. Este mesmo comportamento é visto para os outros elementos, mas estes últimos apresentam um aumento nos valores de fase após os 400 m/s.

A máxima amplitude torcional é atingida antes ou muito próxima dos saltos presentes na fase de torção. Quando atingida, há uma tendência do movimento da estrutura em responder de maneira rápida a entrada da força excitadora, pois os valores de fase em torção estão próximos de zero (movimento em fase).

Analisando agora os resultados de flexão, ilustrados também na Figura 5.12, verifica-se que a diferença ou salto de fase é notável em todos os elementos, menos no primeiro (pode ser resultado do engaste, como ressaltado anteriormente). Os elementos 03, 04 e 05 possuem uma diferença de fase no sentido negativo, enquanto o elemento 02 tem essa diferença com valores positivos. Essa diferença de sinal pode ser ocasionada pelo motor, como destacado previamente.

A diferença de fase (flexão) vista na Figura 5.12 ocorre justamente na região em que os valores máximos (torção) e mínimos (flexão) de amplitude são alcançados, em torno dos 200/ 220 m/s. A variação de fase visualizada nos gráficos é calculada em relação à entrada da força excitadora, isto é, existe uma alteração súbita nos valores de fase em flexão que inicialmente estavam respondendo a entrada da força quase instantaneamente e depois passam a responder de maneira diferente. Essa variação súbita de fase ocorre com aproximadamente 180° (sentido negativo para os elementos 03, 04 e 05 e positivo para o 02), resultando em um valor total próximo dos $\pm 200^\circ$. Após a diferença de fase, os valores de fase sofrem pouca variação, como se apresentasse uma estabilização dos valores de fase, ou seja, sem mudanças bruscas. Comparativamente com os resultados em torção, percebe-se que a amplitude de flexão de uma maneira geral tende a reduzir enquanto a amplitude de torção tende a crescer.

Resumindo de maneira simplória os resultados da Figura 5.12, o que será de extrema importância para compreender a física envolvida nos valores de fase na proposição do mecanismo físico, nota-se que os valores de fase da torção imediatamente antes da mudança súbita de fase em torno dos 225 m/s, têm um valor médio dos elementos (ressalvado o elemento 01) próximo de -10° , enquanto a flexão apresenta-se na mesma velocidade com um valor médio próximo dos -20° . Após a alteração súbita na fase, os valores de fase de torção são acrescidos ao longo da velocidade e atingem um valor médio em torno dos 60° na velocidade de *flutter* (425 m/s), enquanto a flexão atinge um valor próximo dos $\pm 200^\circ$. Esses valores de fase destacados neste parágrafo são valores aproximados e representativos para compreender o que a fase, fisicamente, acarreta no mecanismo do *flutter*.

Pelos resultados apresentados em sequência, na Figura 5.13, a respeito da diferença entre as componentes do movimento, vê-se claramente a presença de uma diferença de fase na região de máxima/ mínima amplitude dos elementos (máxima para torção e mínima para flexão). Quando o movimento de flexão mostra uma variação de fase em relação a entrada da força excitadora, naturalmente gera uma diferença de fase em relação a torção pelo fato do movimento torcional apresentar valores iguais a zero na velocidade próxima dos 225 m/s.

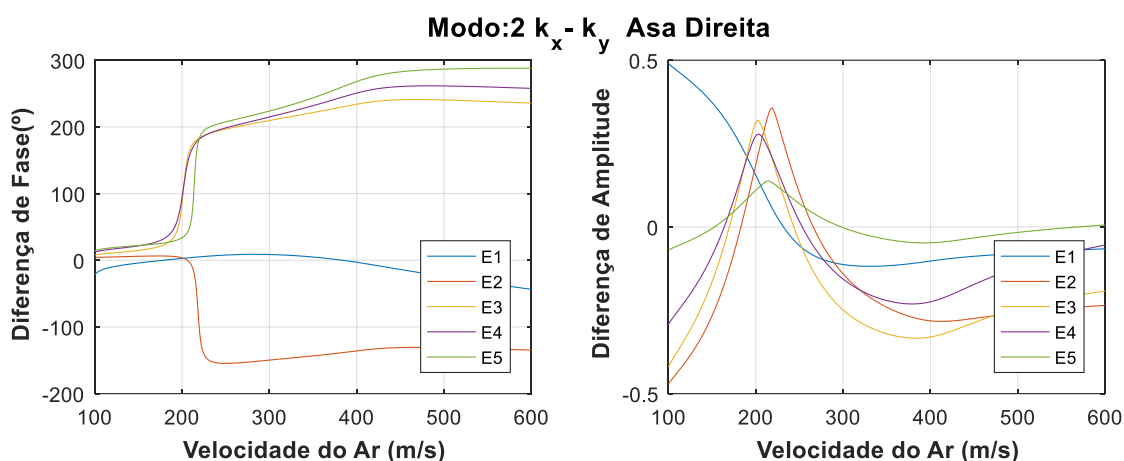


Figura 5.13- Diferença entre torção e flexão do modo 02- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

A diferença de fase vista na Figura 5.13 retrata um início bem similar entre a torção e a flexão, com valores próximos (diferença próxima de zero) e praticamente em fase um com o outro. Com a presença de uma diferença de fase da ordem de 180° para os elementos 03, 04 e 05 e -180° para o elemento 02, a diferença de fase é marcada por amplitudes de torção superiores as de flexão, sendo que estas últimas logo voltam a ser preponderantes com o acréscimo da velocidade de simulação. O elemento 01 é o único que mostra ausência de diferença de fase, tendo um movimento em fase entre torção e flexão até aproximadamente os 400 m/s.

Percebe-se ainda pela Figura 5.13 que há uma diferença de comportamento na fase. O elemento 02 apresenta sentido contrário aos elementos 03, 04 e 05. Como já mostrado anteriormente, esta diferença é fruto de condições iniciais distintas, já que o sinal é outro. Isto pode ser originado pela presença do motor no elemento 02. Isto pode ser analisado com mais detalhes futuramente.

Como o *flutter* é caracterizado pela mudança de sinal na taxa de amortecimento (positivo para negativo), isto é equivalente a dizer que ocorre uma mudança de sinal no autovalor correspondente: a parte imaginária passa a ser positiva. Os valores de fase são calculados pelo

arco tangente da parte imaginária pela parte real do autovalor (vide Equação 4.1). Uma vez que a parte imaginária se aproxima de zero, o argumento utilizado para o cálculo também estará próximo de zero. Com isso, como já destacado anteriormente, existem duas possibilidades de ângulos, conforme apresenta Inman (2014): 0° ou 180° . Para que o ângulo seja 0° é necessário que as condições iniciais de velocidade e deslocamento também sejam nulas. A segunda possibilidade, referente a um ângulo de 180° , ocorre quando a velocidade inicial é negativa. Pelos resultados apresentados pela Figura 5.13, o caso aqui tratado está mais próximo do segundo deles, um ângulo de 180° .

Sob uma perspectiva física do problema, é evidente que as componentes de torção e flexão apresentaram diferença ou salto de fase pela análise intramodal. Isto já era esperado pelo conhecimento provindo da literatura (WRIGHT E COOPER, 2007). A diferença de fase exerce um papel fundamental na quantidade e direção do fluxo de energia entre o escoamento e a estrutura (PATIL, 2001). Isto significa que o descompasso entre a flexão e a torção cria condições para o acontecimento de *flutter* na estrutura.

Com os resultados apresentados para o segundo modo, é possível iniciar a proposição do mecanismo físico do *flutter*, já que este modo presenciou o fenômeno. Primeiramente, é essencial pontuar que a análise faz a suposição de cinco hipóteses:

1ª Hipótese: A velocidade é a responsável por gerar o impulso do movimento, isto é, o movimento começa com a velocidade inicial, caso o elemento em questão não esteja engastado;

2ª Hipótese: A componente do movimento, flexão ou torção, com maior módulo de velocidade lidera o movimento oscilatório;

3ª Hipótese: Na análise é considerado apenas a ação de uma força inicial F e não sua variação ΔF gerada no movimento ao longo do tempo;

4ª Hipótese: A proporção das componentes de flexão e torção no modo aeroelástico é mantida quando a frequência sofre alterações³²;

5ª Hipótese: A análise mostrada é aplicada também para os casos com amortecimento.

Apresentado os resultados referentes ao modo 02 pelas Figuras 5.12 e 5.13 e mostrada a consonância dos dados obtidos com aquilo previsto pela literatura, os próximos parágrafos visam esclarecer a proposição do mecanismo físico em si.

Para compreender a proposição do mecanismo físico, é necessário esclarecer primeiramente como é a ação dos movimentos de torção e flexão. Embora já tenha sido

³² Se não se tratasse de uma avaliação interna no modo aeroelástico (intramodal), seria necessário a consideração de que a frequência natural do movimento varia pouco com o aumento da velocidade. Porém, como se trata de uma análise interna, se a frequência aumenta ou diminui, ambos sentem estas alterações.

apresentado o sentido no qual os movimentos ocorrem, as Figuras 5.14 e 5.15 representam os movimentos de torção e flexão, respectivamente, de um aerofólio em torno de uma linha de referência. O primeiro movimento, de torção, tem sinal positivo quando tende a torcer no sentido de aumentar o ângulo de ataque. Se a torção acontecer no sentido negativo, ocorre uma redução no ângulo de ataque.

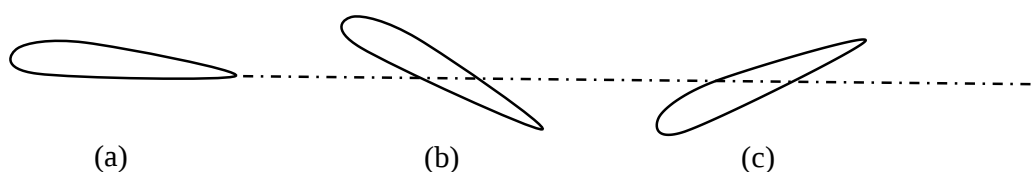


Figura 5.14- Sem movimento (a), movimento com torção positiva (b) e negativa (c).

Fonte: Elaborado pelo autor.

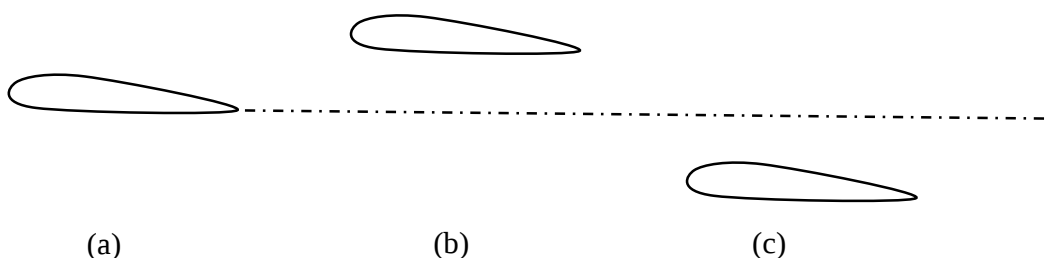


Figura 5.15- Sem movimento (a), movimento com flexão positiva (b) e negativa (c).

Fonte: Elaborado pelo autor.

Vale notar que as Figuras 5.14 e 5.15 indicam casos dinâmicos, ou seja, a mera altura do aerofólio (asa) não altera a força, mas sim o movimento de torção (rotação) e flexão (subida ou descida) que produz variações no ângulo de ataque. O valor estático da flexão em si vai influenciar comportamento se considerado a asa como um todo e o valor estático da torção altera o ângulo de ataque e as forças atuantes (SOUSA, 2013).

Como o movimento vibratório ocorre pela composição de torção e flexão e com a ação da fase, normalmente é feita a designação em fase quando o ângulo entre as componentes é de 0° . Já o movimento fora de fase é referenciado pela literatura (WRIGHT E COOPER, 2007) por uma diferença de 90° , embora pelo entendimento do autor qualquer valor diferente de 0° caracteriza um movimento fora de fase, em maior ou menor grau. A Figura 5.16 ilustra esta composição de movimentos.



Figura 5.16- Torção e flexão em fase (0° - (a)) e fora de fase (90° - (b)).

Fonte: Elaborado pelo autor.

É importante notar que os gráficos apresentados na Figura 5.16 mostram o movimento estrutural de duas componentes distintas, flexão e torção. Isto é diferente de quando é estudado a propagação de ondas, por exemplo. No estudo de ondas, um movimento com fase 0° indica a superposição de duas ondas (interferência construtiva) e consequentemente a soma das suas respectivas amplitudes. Assim, supondo a presença de duas ondas de mesma frequência e amplitude em fase, o resultado será uma onda com mesma frequência e amplitude igual ao dobro da original. Caso essas ondas estejam defasadas, essa relação de amplitude é modificada. Se a defasagem for de 180° para duas ondas de mesma frequência e amplitude, as amplitudes estão exatamente opostas e cancelam-se totalmente (interferência destrutiva) (HALLIDAY, RESNICK E WALKER, 2007).

A Figura 5.17 mostra uma representação senoidal do movimento das componentes de flexão e torção em fase. As amplitudes não têm os mesmos valores máximos justamente para evidenciar que as amplitudes dos movimentos podem ser diferentes.

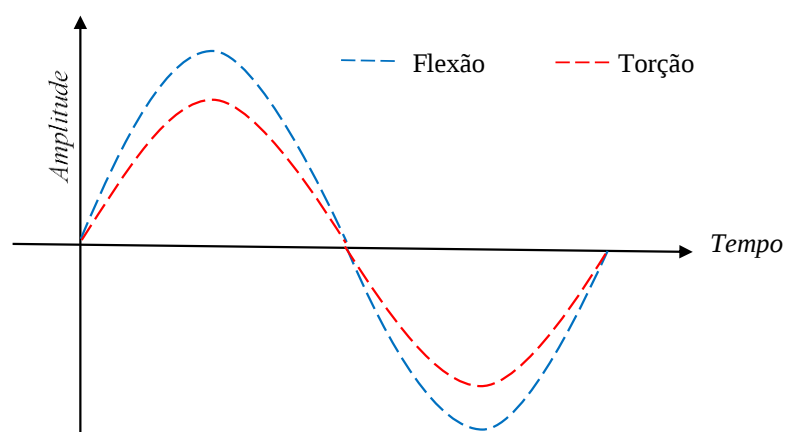


Figura 5.17- Flexão e torção com diferença de fase de 0° (em fase).

Fonte: Elaborado pelo autor.

Quando as componentes estão em fase, conforme mostrado pela Figura 5.17, significa que o movimento de flexão atinge o valor máximo de amplitude quase simultaneamente ao movimento de torção, apesar das amplitudes serem distintas. No primeiro um quarto de ciclo, a sustentação produzida e o deslocamento da estrutura são positivos e, então, um trabalho positivo é realizado sobre a estrutura. No segundo quarto de ciclo, a sustentação é positiva ao mesmo tempo que o deslocamento é negativo. Logo, um trabalho negativo é realizado sobre a estrutura. O mesmo ocorre para durante as duas últimas etapas do ciclo (última metade do ciclo). Em resumo, um trabalho líquido próximo de zero é realizado na estrutura, ou seja, o mecanismo de ação tende a manter a estrutura em equilíbrio (KAKKAVAS, 1998).

A Figura 5.18 ilustra esse mecanismo, com a identificação de que os trabalhos efetuados pelas componentes de torção e flexão estão em equilíbrio. O movimento ilustrado na Figura 5.18 é em relação a um ciclo completo do movimento. A cada meio ciclo existe a ação tanto do trabalho positivo, quanto negativo. Cada uma das setas é referente a um trabalho realizado sobre a estrutura da aeronave, podendo ser de torção ou flexão.

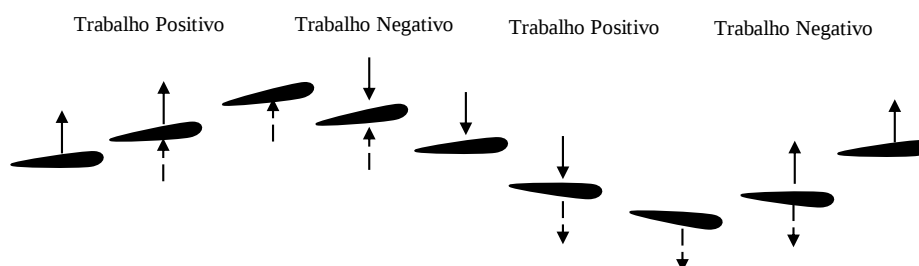


Figura 5.18- Trabalho realizado no movimento em fase (0°) entre flexão e torção.

Fonte: Adaptado de Kakkavas (1998).

Avaliando agora a Figura 5.19, é mostrado um esquema quando a diferença de fase entre os movimentos é de 90° .

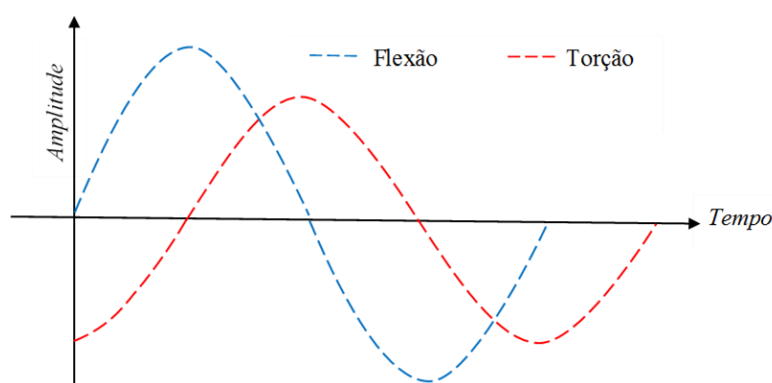


Figura 5.19- Flexão e torção com diferença de fase de 90° .

Fonte: Elaborado pelo autor.

Pela Figura 5.19 verifica-se que o movimento está fora de fase porque as componentes estão descompassadas, ou seja, os máximos e mínimos não são atingidos no mesmo tempo. Na primeira metade do ciclo ou nos dois primeiros quartos de ciclo, tanto o deslocamento quanto a sustentação são positivos. Na última metade do ciclo, ambas as grandezas passam a ser negativas. Isto é, um ciclo total de trabalho é feito sobre a estrutura. As sustentações dos movimentos de torção e flexão não tentam se anular, mas pelo contrário, a se reforçar. A Figura 5.20 mostra esse mecanismo.

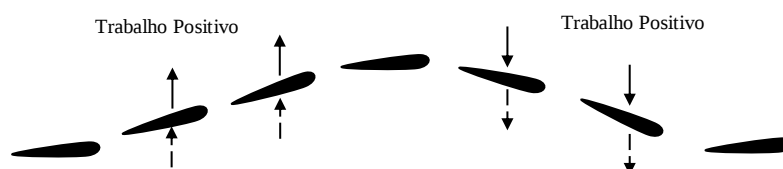


Figura 5.20- Trabalho realizado no movimento fora de fase (90°) entre flexão e torção.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Ao ser avaliado o movimento com diferença de fase de 180° , as curvas que antes estavam 90° defasadas, acrescentam mais 90° de diferença uma com a outra. Neste cenário, o máximo de amplitude do movimento de flexão é contraposto pelo mínimo de torção e vice-versa, conforme mostra a Figura 5.21.

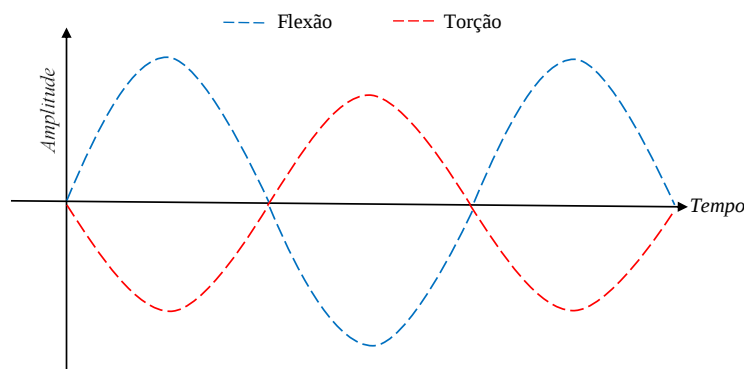


Figura 5.21- Flexão e torção com diferença de fase de 180° .

Fonte: Elaborado pelo autor.

Logo, retornando e resumindo os dados presentes na Figuras 5.12 (modo 02), para iniciar a proposição e explicação da ação da fase no mecanismo físico do *flutter*, nota-se que (análise de dois cenários: antes e após a mudança de fase súbita em torno dos 225 m/s):

- Os valores de torção iniciam-se com fase média próxima dos 10° , depois mudam de direção e se tornam iguais aproximadamente a -10° e tendem a um mesmo valor de fase negativa

até uma velocidade em torno dos 225 m/s. A partir dessa velocidade, entre 225 m/s e 425 m/s, há um salto pequeno e um moderado na fase de torção, fazendo com que um valor máximo em torno dos 60/ 70° seja atingido quando a velocidade de *flutter* é alcançada em 425 m/s;

- Os valores de flexão também começam com resultados de fase próximo dos -20° (valor médio da fase e ilustrativo antes da mudança súbita vista em torno dos 200 m/s) e em torno dos 200 m/s sofrem uma diferença de mais ou menos 180° nos elementos 02, 03, 04 e 05, atingindo assim um valor próximos dos $\pm 200^\circ$. Após este salto na fase, os valores pouco se alteram até atingir a velocidade na qual o *flutter* ocorre.

As diferenças vistas na fase ocorrem simultaneamente quando a amplitude de torção atinge o valor máximo e a amplitude de flexão atinge o valor mínimo. É possível subdividir o mecanismo de ação em duas etapas: antes e após ocorrer as diferenças de fase nos resultados.

Avaliando em primeira instância o comportamento anterior à diferença de fase, pode-se plotar o arranjo apresentado na Figura 5.22, mostrando as fases que cada um dos esforços apresenta no período inicial.

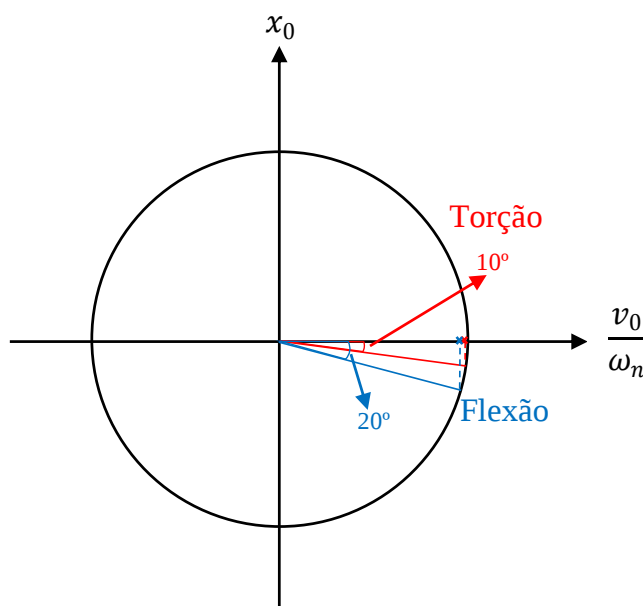


Figura 5.22- Arranjo esquemático das componentes de flexão e torção antes da diferença de fase.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Percebe-se que inicialmente ambos os movimentos estão em fase com a força de entrada e praticamente entre si. Apesar da similaridade, existe uma pequena “vantagem” na velocidade do movimento de torção. Isto é, o movimento de torção possui uma leve liderança no

comportamento do modo aeroelástico (2ª hipótese). Porém, como ambas as componentes estão em fase, o efeito estabilizador da flexão apontado anteriormente ajuda a impedir a instabilidade.

Para esclarecer como o mecanismo de ação age, a Figura 5.23 é apresentada. Esta figura mostra os mecanismos de ação para estabilidade do movimento e instabilidade do mesmo. Antes da diferença de fase, ambas as componentes de flexão e torção estão em fase e têm equilíbrio dos efeitos. Enquanto a torção age como o mecanismo para instabilizar o movimento, as rigidezes da estrutura e o efeito aerodinâmico produzido pela flexão tendem a contrapor a instabilidade criada.

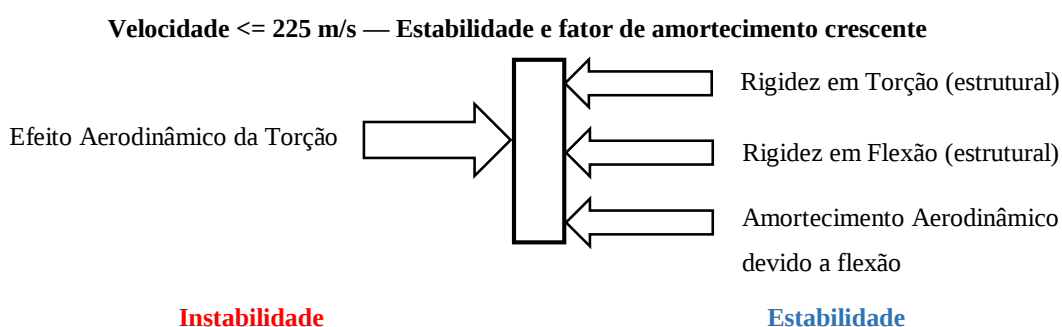


Figura 5.23- Mecanismos de ação antes da diferença de fase.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Este mecanismo de estabilidade perfaz até o instante antes de acontecer os saltos na fase, sendo que o comportamento do sistema é completamente alterado, conforme mostra a Figura 5.24.

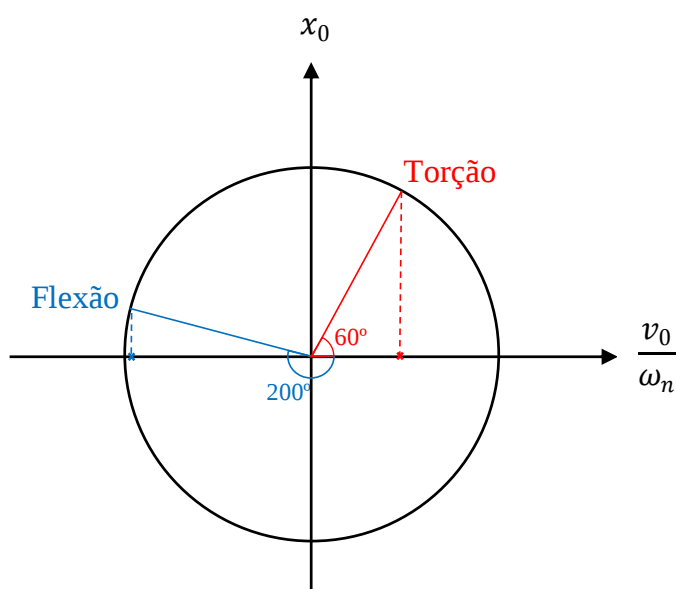


Figura 5.24- Arranjo esquemático das componentes de flexão e torção depois da diferença de fase.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Antes a torção tinha uma pequena vantagem no movimento que era contraposta com os efeitos de estabilidade. Agora, neste novo cenário, ocorre uma inversão no sentido da velocidade, que passa a se mover em contrariamente, já que a fase alterou em 180° . A magnitude da velocidade de flexão é praticamente a mesma, mas agora age no sentido contrário, o que muda fisicamente o comportamento do sistema. Em adição a isso, a componente de torção tem uma redução da magnitude de velocidade, visto que a fase está em torno dos 60° .

Até ocorrer a diferença de fase, as componentes de flexão e torção se movem juntas e a estabilidade é assegurada pelo cancelamento mútuo das forças produzidas. Após a diferença de fase, a flexão age no sentido de instabilizar a estrutura porque se movimenta em sentido contrário a força excitadora. O efeito de instabilidade cresce com o aumento da velocidade, pois a força criada é maior. E isto é mantido até o momento em que a estrutura não é capaz de contrapor a instabilidade gerada (*flutter*).

Analogamente ao caso anterior, a Figura 5.25 auxilia na compreensão desse mecanismo de ação após ocorre a diferença de fase.

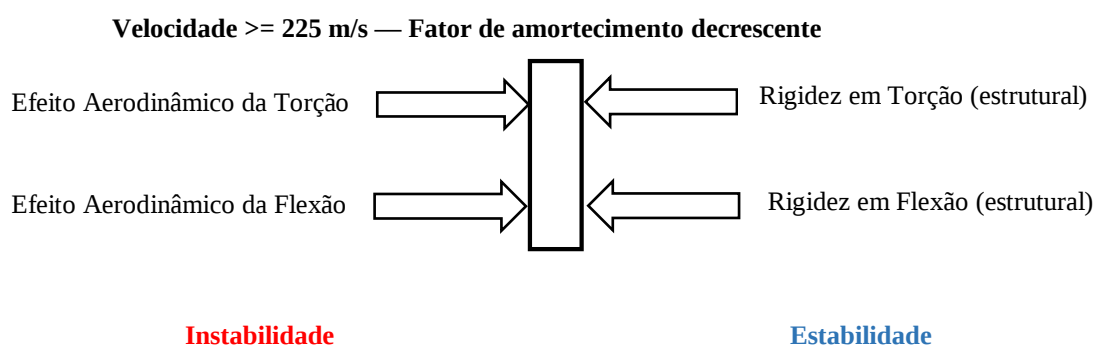


Figura 5.25- Mecanismo de ação depois da diferença de fase.

Fonte: Elaborado pelo autor.

A ideia ressaltada pelo mecanismo é que a componente que lidera o movimento, isto é, tem maior velocidade em módulo, capta mais energia de entrada fornecida pela força excitadora e assim deixa uma quantidade menor para ser utilizada pela outra componente. Apesar da ideia primordial que o movimento de flexão é naturalmente estável, esta assertiva está respaldada pela consideração de que se trata de um movimento de flexão em fase com a força. Mas o que ocorre aqui é justamente o contrário. Considerando apenas o movimento de flexão, já que é o dominante neste caso, ao supor a ação de uma força direcionada para cima, ao invés da estrutura subir, ela desce. Ou seja, o efeito originado pela componente de flexão tende a instabilizar o movimento pois provoca um movimento contrário a ação da força. E, adicionado a tudo isso, existem as variações de amplitude. Após a diferença de fase, a amplitude da componente de

flexão que é menor passa a crescer e a amplitude da torção que é maior passa a decair. Consequentemente, apesar da torção sofrer um decréscimo, o efeito de instabilidade provocado ganha magnitude com a velocidade por parte da flexão e o fator de amortecimento vai diminuindo com a velocidade até o instante em que o *flutter* se inicia.

Para tornar ainda mais clara a compreensão, supõe-se a geração de uma força de sustentação F pela ação do escoamento. Se os movimentos estivessem em fase, seria instantâneo o movimento estrutural de torção e flexão com a ação dessa força. Porém, com a fase ocorre uma alteração no comportamento estrutural na medida em que existe um lapso temporal entre a ação da força e o movimento da estrutura. A estrutura que antes movia-se para cima, passa a descer e vice-versa. Embora o movimento seja uma combinação de flexão e torção, a maior parte da instabilidade está associada diretamente com esse mecanismo de flexão.

Existem considerações importantes que devem ser feitas em relação a proposição do mecanismo físico. A primeira delas é relativa à necessidade de melhoria da proposição do mecanismo para que consiga explicar corretamente todos os possíveis casos obtidos. Isto porque o modelo carece de todos os parâmetros que podem exercer influência nos resultados. O amortecimento e o deslocamento certamente influenciam e devem ser incorporados em análises futuras. Apesar da proposição se adequar bem ao modo 2, que teve *flutter*, o elemento 01 apresentou distinção dos resultados quando comparado aos outros elementos, o que não pode ser descartado. É preciso avaliar se as distinções são originadas pelo engastamento e aprofundar no entendimento do comportamento idiossincrático desse elemento. Por último, a análise aqui feita englobou apenas os três primeiros modos aeroelásticos do sistema. Foi possível identificar uma interação entre os modos 2 e 3, mas isto não exime o fato de que, por exemplo, o modo 3 possa estar recebendo alguma contribuição de algum outro modo que os filtros não captaram, mas que ainda assim esteja próximo da faixa de frequência analisada. Isto é, uma contribuição indireta de algum modo aeroelástico pode ser oculta na análise aqui efetuada, algo que também pode ser explorado em análises futuras.

Visto esta explicação acerca do mecanismo físico de ação, o próximo tópico seguirá com a apresentação dos resultados encontrados para o modo 03.

5.2.4. Modo 03— S06

As Figuras 5.26- 5.29 mostram as vistas da representação tridimensional obtidas para o terceiro modo.

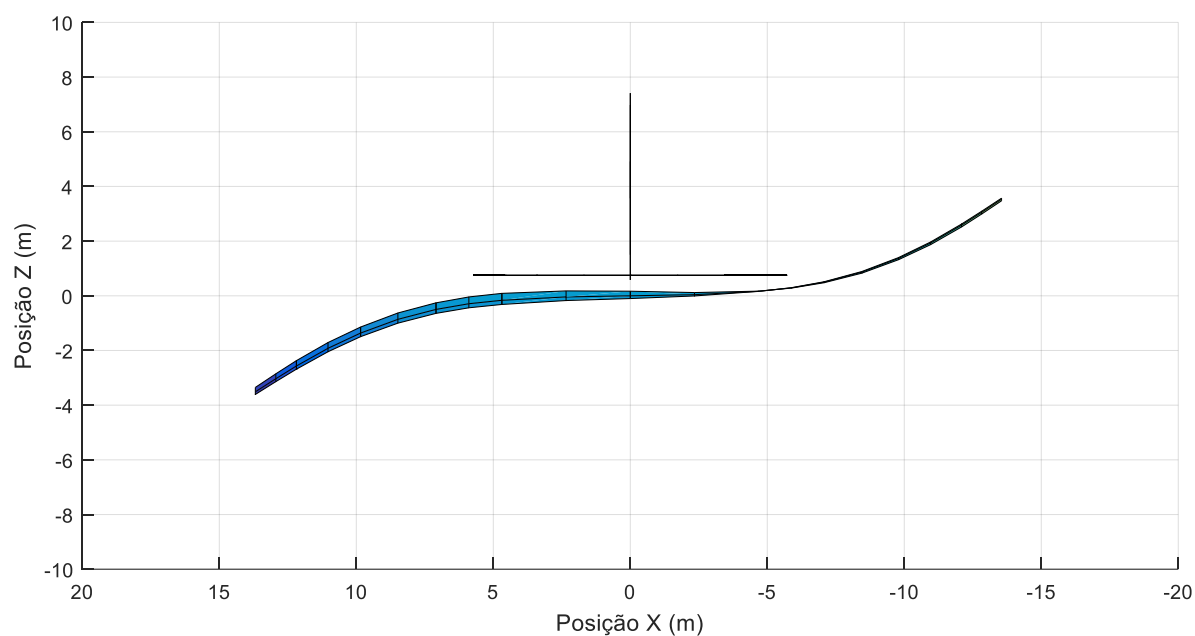


Figura 5.26- Vista frontal do modo 03- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

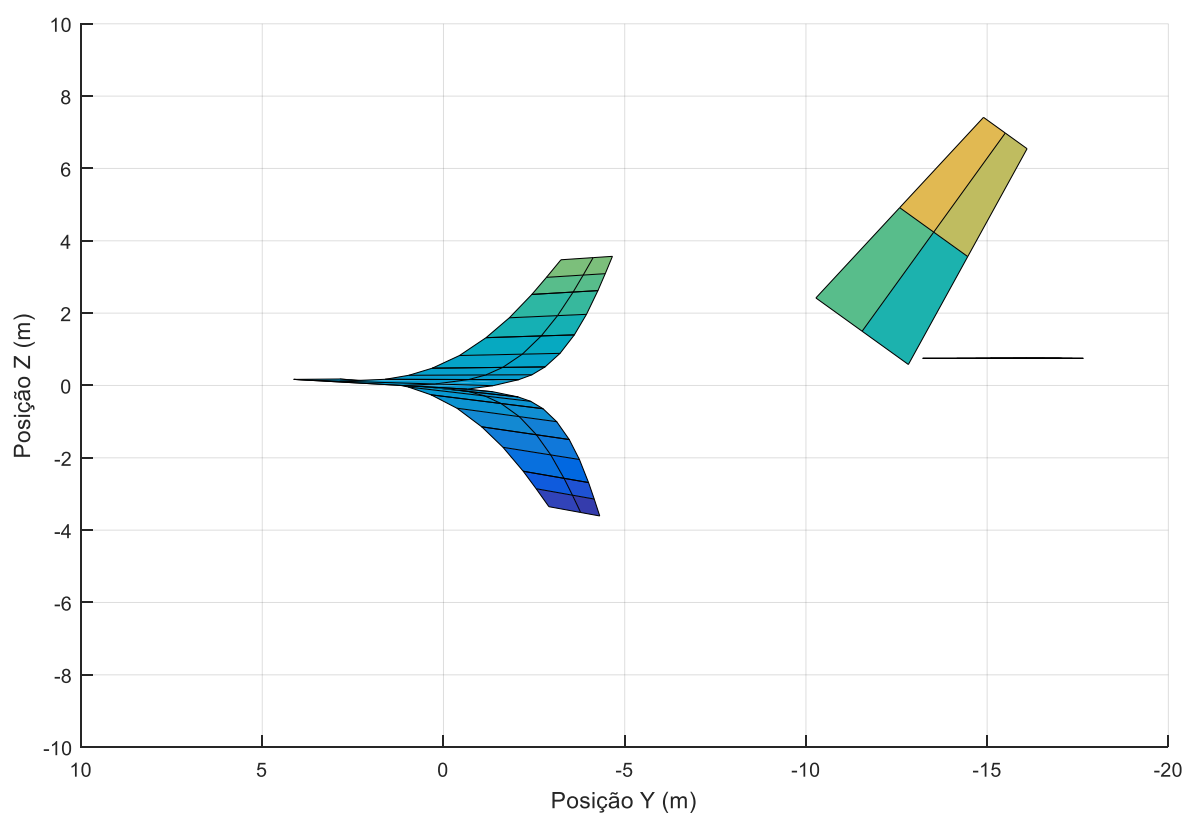


Figura 5.27- Vista lateral do modo 03- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

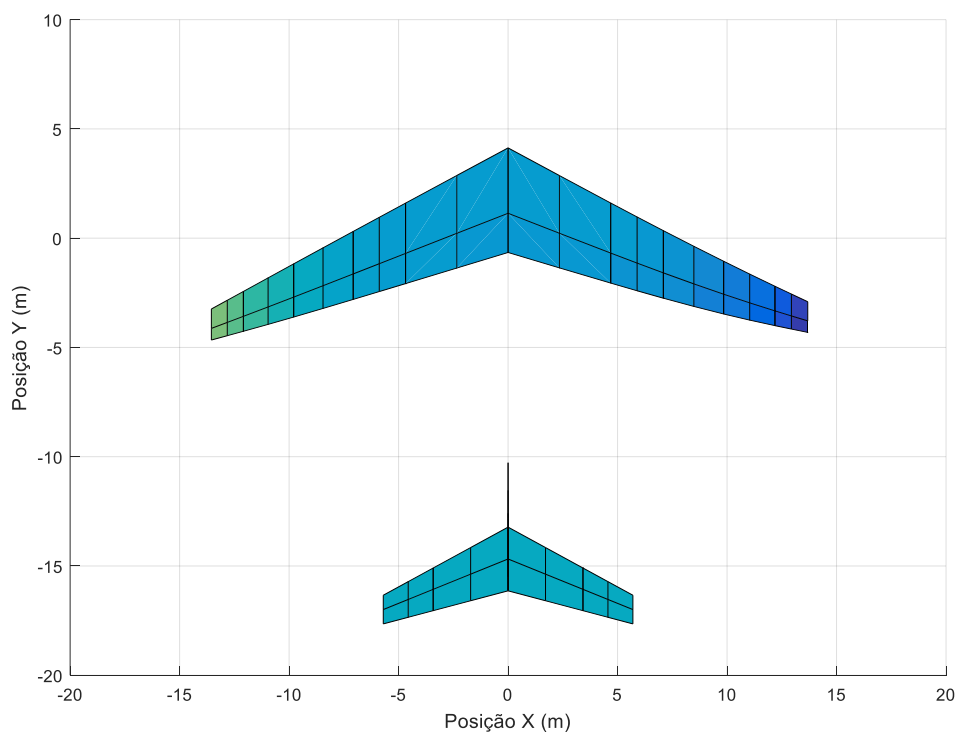


Figura 5.28- Vista superior do modo 03- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

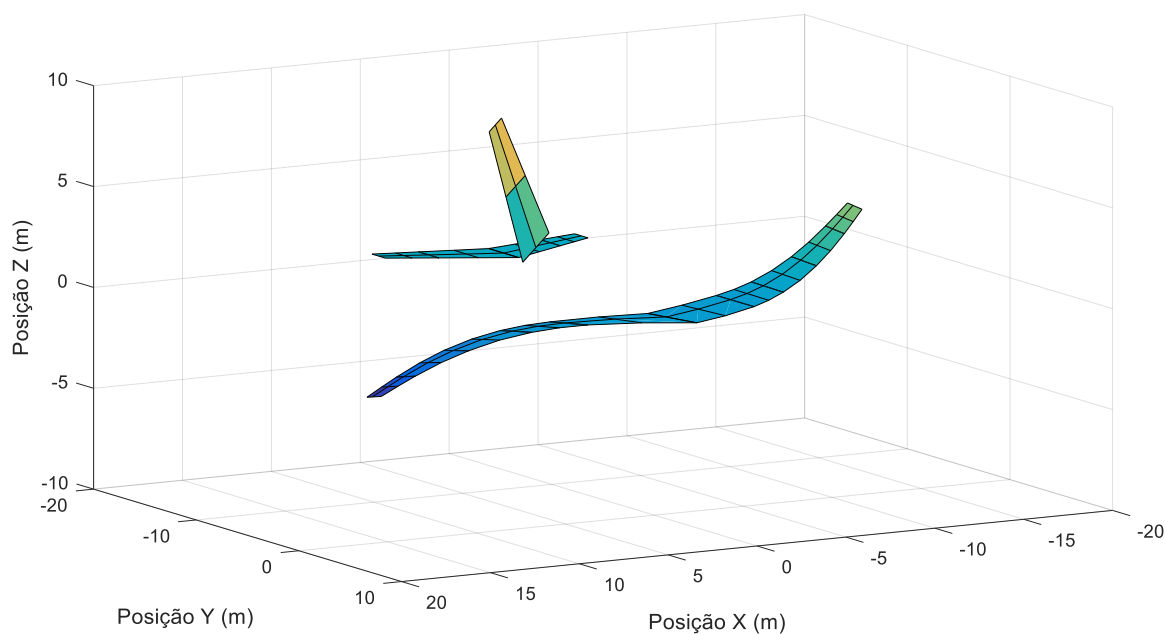


Figura 5.29- Vista em perspectiva do modo 03- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Já a Figura 5.30 mostra os dados relativos à torção e flexão para o modo 03. Para a torção, o elemento 01 tem os resultados de fase sem alterações bruscas, ao passo de que os

outros elementos decrescem os valores de fase, tendo praticamente o mesmo valor de fase aos 300 m/s, velocidade esta em que as maiores variações na amplitude são visualizadas. O elemento 02 mostra uma transição na fase similar àquelas encontradas para o modo 02, porém agora a modificação acontece de forma lenta. A caracterização de mudança de fase ocorrendo em sintonia com picos e vales nos valores de amplitude ainda está presente, mas não para todos os elementos, já que não é unânime a presença de saltos relevantes nas fases. Entretanto, quando vistas, são em proporções menores do que ao modo 02.

Como citado antes, a velocidade de *flutter* ocorre um pouco antes do encontro dos valores das frequências dos modos 02 e 03. Nota-se que a fase para de decrescer e mantém os valores praticamente inalterados quando a velocidade calculada para o fenômeno é atingida. Isto traduz, de uma certa forma, que talvez essa maior estabilidade na fase possa ser o mecanismo de ação que não ocasionou o decaimento da taxa de amortecimento como ocorreu para o modo 02.

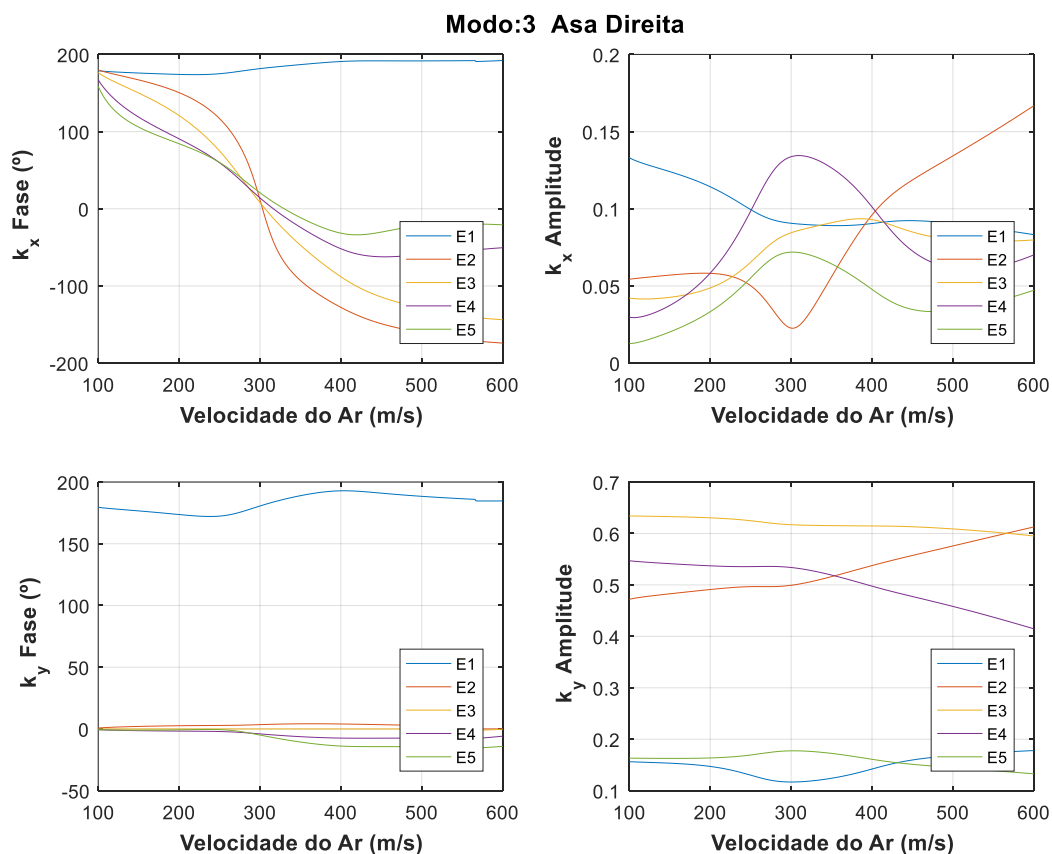


Figura 5.30- Torção e flexão do modo 03- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Já para a flexão do modo 03 percebe-se que a fase do elemento 01 mostra-se muito parecida com aquela relativa à torção no modo 03: pouca variação em torno dos 180° . Os outros elementos possuem movimento em fase com a entrada da força excitadora, distinguindo-se parcialmente uns dos outros após os 300 m/s, velocidade esta em que as alternâncias de amplitude na torção são vistas. As amplitudes do movimento de flexão mostram-se com grandes amplitudes de oscilação para os elementos 02, 03 e 04, enquanto a ponta e a raiz da asa tem valores reduzidos de oscilação. Mais uma vez, percebe-se que a velocidade de 300 m/s atua como batente para as amplitudes a partir da mudança de comportamento extremamente análoga e invertida para os elementos 02 e 04, sendo que este começa a decair e aquele a crescer os níveis vibracionais. Ainda nessa velocidade, os elementos 01 e 05 também revelam um comportamento similar e invertido. Apenas o elemento 03 não sofre nenhum tipo de interação visível com algum dos elementos, talvez pelo fato de estar situado na região intermediária da asa, mantendo o mesmo nível de amplitude, mas atuando como elemento de transferência entre duas partes do membro: a região próxima à raiz da asa e a outra próxima a ponta da mesma. Em suma, constata-se que tanto para a fase como para a amplitude do movimento, a variação ao longo da velocidade foi bem baixa.

Pela diferença entre os resultados de fase e amplitude dos movimentos de torção e flexão para o modo, segundo a Figura 5.31, nota-se novamente que a diferença de fase para o elemento 01 é praticamente nula, o que indica um deslocamento estrutural em flexão e torção sem nenhum tipo de defasagem na região da raiz da asa, embora a amplitude dos movimentos nesta parte da aeronave seja um pouco distinta, mas com mesma ordem de grandeza para ambos os graus de liberdade.

O comportamento das curvas de diferença de fase é bem similar e consequência direta do comportamento visto para a fase da torção e flexão na Figura 5.30— para a flexão, a maioria dos elementos têm fase próxima de 0° . Sendo assim, as curvas retratadas têm comportamento similar aquele observado na torção nas asas. Adicionado a isso, nota-se que até aproximadamente os 280 m/s existe um decréscimo da diferença de fase a partir do elemento 02 em direção ao elemento 05 (ponta da asa) — ressaltado o elemento 01. Após os 280 m/s, o comportamento é invertido, isto é, a diferença de fase para o elemento 02 passa a ter os valores mais negativos e estes se tornam mais amenos quanto mais próximo da ponta da asa estiver o elemento— à exceção do elemento 01 novamente, que possui diferença praticamente nula. É importante notar que nesta transição da diferença de fase dos elementos, em torno dos 280 m/s, os elementos 03, 04 e 05 passam praticamente por um mesmo valor, o que indica que nesta

velocidade a diferença de fase entre a torção e a flexão para estes elementos é a mesma. Porém, isto não implica necessariamente que a fase de flexão do elemento 03, por exemplo, está em fase com a flexão do elemento 04. Isto é, apesar da diferença ser a mesma, as fases das componentes separadas podem não serem as mesmas. E ainda, a velocidade da qual a diferença de fase é zero para o elemento 03 (componentes em fase para o elemento) não é a mesma para o elemento 04 e assim sucessivamente. O ponto aqui destacado é que esta análise dos movimentos sob uma perspectiva física não é trivial e deve-se atentar e ter cuidado redobrado na elaboração de assertivas sobre o movimento.

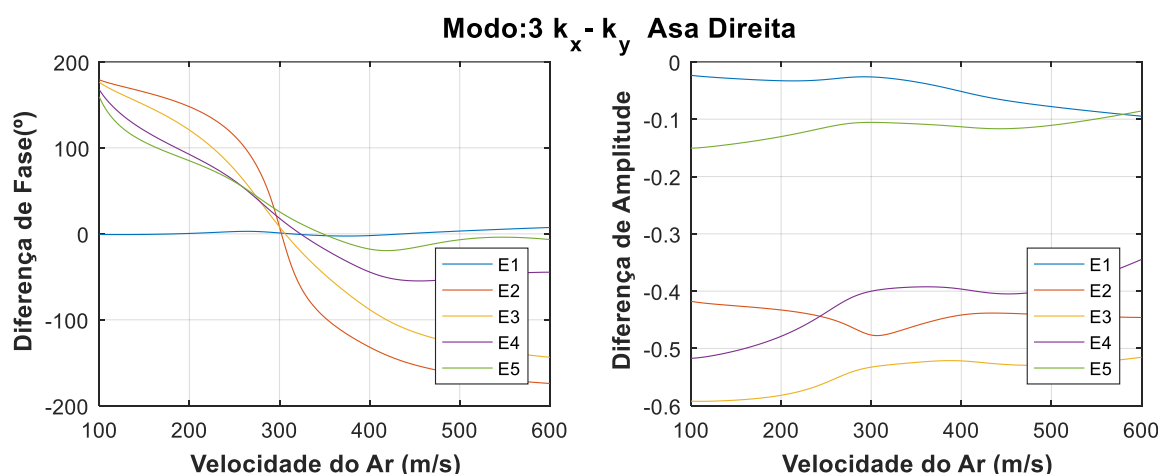


Figura 5.31- Diferença entre torção e flexão do modo 03- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Já pelos resultados de amplitude mostrados na Figura 5.31, percebe-se que existe supremacia do movimento em flexão em todos os elementos, sendo mais significativa nas regiões intermediárias da asa, onde o membro sofre maiores deformações.

Nota-se que as variações de fase vistas para o modo 03 não apresentaram variações bruscas como aquelas encontradas para o modo 02, apesar de que a variação total nos valores de fase foi alta, mas ocorreu de maneira mais gradual e suavizada³³. Além disso, o modo 03 tem relevância do movimento de flexão em toda a extensão de velocidades.

Sob uma perspectiva geral dos resultados encontrados para os três modos, destaca-se que a fase exerce um papel importante em análises voltadas para o entendimento físico do

³³ Vale notar que esta inversão de fase do modo 3 acarreta uma mudança no mecanismo físico de ação. Ou seja, as fases que antes eram positivas passam a ser negativas, mas não ocorrem variações súbitas nesta variável. Aparentemente, supõe-se que as variações ocorreram no sentido de estabilizar o movimento e não o contrário. Estudos futuros e mais detalhados devem ser feitos para mensurar tais variações no modo 3.

sistema. Por exemplo, se considerado o primeiro modo, que teve valores de frequência e taxa de amortecimento pouco alterados, também não foi vista alteração significativa da fase em nenhum dos elementos. A fase é alterada no modo 01, mas suavemente e, de uma maneira mais geral, com valores próximos de fase para os elementos. Em relação ao modo 03, foi verificada mudanças nos valores de fase, mas bem menos drásticas do que aquelas encontradas para o modo 02. Isto reforça o conceito de que a fase é mandatória para que ocorra um amortecimento negativo. A fase altera o regime de estabilidade ao introduzir diferenças entre a aplicação da força e a resposta estrutural, tornando-se assim, uma grandeza de suma importância.

5.3. Variação do Eixo de Flexão

Esta seção é dedicada ao primeiro estudo de sensibilidade feito para mensurar os efeitos oriundos da variação do eixo de flexão na estrutura da aeronave. Vale notar, como apresentado anteriormente na seção 5.1, que a mudança feita no modelo numérico altera a posição do eixo elástico, mas a consideração aqui feita é que o eixo de flexão pode não ser coincidente, mas está próximo do eixo elástico. Logo, ao longo do texto estará explicitado eixo de flexão, mas isto está apoiado na hipótese de proximidade de ambos.

As simulações foram feitas com três posicionamentos de eixo de flexão, baseando-se na mudança do parâmetro a do código numérico. Estas posições foram: $-0,25$, 0 e $+0,25$. Novamente, isto implica que a posição do eixo de flexão será dianteira ($a=-0,25$ — em direção ao bordo de ataque), na metade da corda aerodinâmica ($a=0$) e por último o eixo de flexão mais traseiro ($a=+0,25$ — em direção ao bordo de fuga).

Os dois modelos utilizados foram as aeronaves flexível (as três primeiras simulações— S01, S02 e S03) e muito flexível (três últimas simulações— S04, S05 e S06). Cada uma delas foi analisada quanto aos três posicionamentos do eixo de flexão sob uma perspectiva da análise intramodal.

A seguir serão apresentadas cada uma dessas simulações. Como já destacado anteriormente, as análises dos gráficos de fase e amplitude foram feitas com base nos valores encontrados para uma das asas, a direita. Para o outro membro, a asa esquerda, o comportamento visto foi o mesmo e não será apresentado para evitar repetição dos resultados. Além disso, os modos aeroelásticos discutidos nesta dissertação tiveram valores insignificantes para as empenagens horizontais e vertical (amplitudes menores que 10^{-4}), sendo o motivo pelo qual também não estarão apresentados os valores de torção e flexão para esses membros.

5.3.1. Simulação S01— Aeronave Flexível e Eixo de Flexão em 25%

Nesta primeira simulação, o eixo de flexão foi posto em $-0,25$, isto é, na região mais próxima ao bordo de ataque da asa. Utilizando os filtros padrões propostos inicialmente, apenas um modo aeroelástico foi obtido. Este modo é o mesmo obtido na seção 5.2.2, sendo análogo às Figuras 5.2- 5.5.

5.3.1.1. Frequência e Taxa de Amortecimento— S01

A Figura 5.32 mostra a frequência e taxa de amortecimento obtidas na simulação S01.

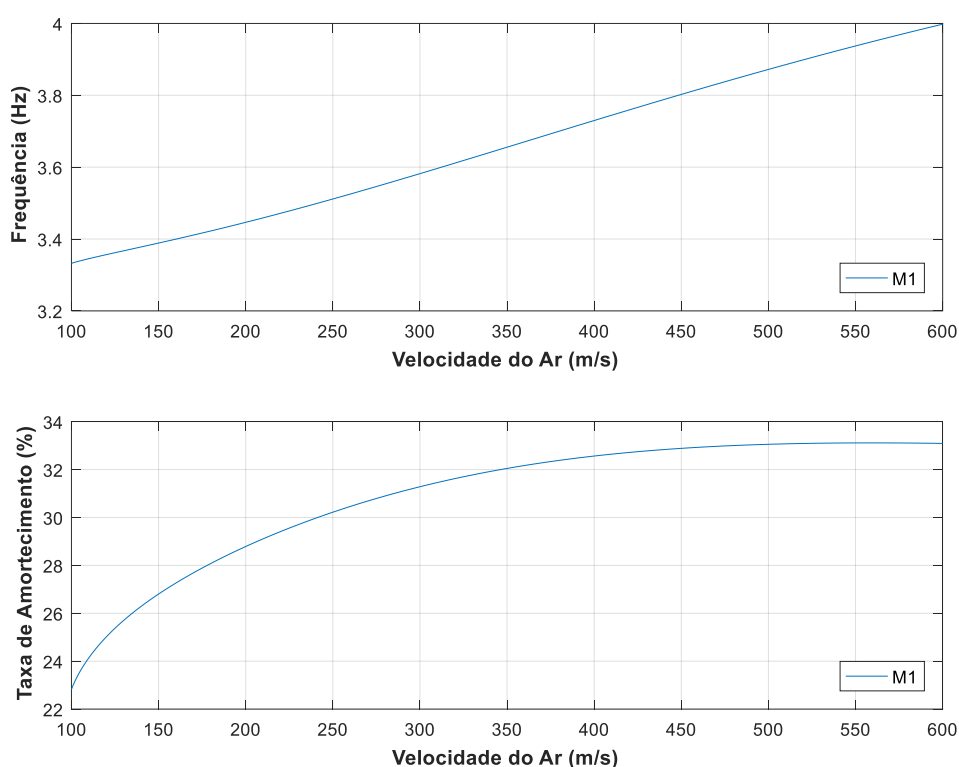


Figura 5.32- Frequência e taxa de amortecimento- Aeronave flexível com eixo de flexão em 25% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

O comportamento visto na frequência do modo é praticamente linear crescente, partindo de aproximadamente 3,3 Hz em 100 m/s e terminando em 600 m/s com um valor próximo à 4 Hz. Nota-se que apesar do valor aumentar ao longo da velocidade, a variação absoluta foi pequena (apenas 0,7 Hz de diferença).

Já a taxa de amortecimento apresenta um aumento mais acentuado no início da faixa de velocidades e praticamente estagna quando atinge a velocidade de 450 m/s. A taxa de

amortecimento tem uma relação diretamente proporcional com a velocidade, variando aproximadamente em 10 % e se mantendo em 33 % a 600 m/s. Não há nenhum indício de mudança no comportamento destas duas grandezas e, como o fator de amortecimento não atingiu nenhum valor negativo, pode-se concluir que não houve presença de *flutter* nesta simulação.

5.3.1.2. Modo 01— S01

O gráfico mostrado na Figura 5.33 revela os resultados de fase e amplitude obtidos para o modo 01 quanto às componentes de torção e flexão.

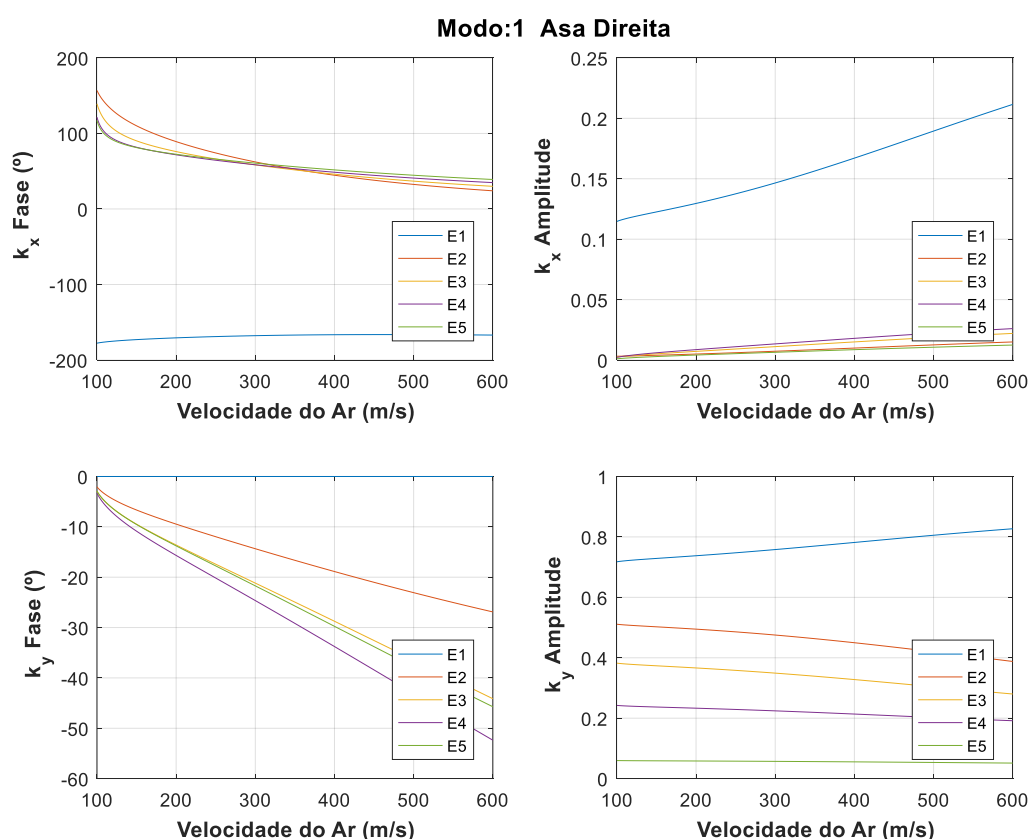


Figura 5.33- Torção e flexão para o modo 01- Aeronave flexível com eixo de flexão em 25% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

A fase de torção em X (k_x), vide Figura 5.33, tem um comportamento linear decrescente com apenas uma curvatura mais acentuada no início próximo dos 100 m/s. Percebe-se que os elementos 02, 03, 04 e 05 têm praticamente o mesmo valor de fase em torção ao longo da velocidade. Isto é, esta similaridade entre as fases dos elementos indica um movimento conjunto— valores máximos e mínimos de amplitude são alcançados aproximadamente no

mesmo tempo. Já o elemento 01 novamente teve valores de fase bem diferentes (próximo à -180°) dos outros elementos. De uma maneira geral, nota-se que o comportamento da fase em torção é suave e sem saltos.

Para a amplitude de torção, nota-se um leve crescimento para os elementos 02, 03, 04 e 05, os mesmos elementos que tiveram uma similaridade entre os resultados de fase em torção. Isto implica que, apesar de um movimento em conjunto (movimento quase sincronizado), a amplitude de oscilação é próxima de zero (quase não há vibração).

Analisando agora os dados relativos à flexão das asas no eixo Y (k_y), ainda na Figura 5.33, é possível perceber que os valores de fase, em geral, apresentam-se com um decaimento praticamente linear e com uma variação máxima em torno dos 50° . Os valores se iniciam bem próximos de 0° à 100 m/s e tendem à valores de fase cada vez mais negativos, proporcionalmente a velocidade, mas em taxas diferentes. Isto significa que, inicialmente, os elementos se movem praticamente juntos em flexão e em fase com a força excitadora (fase próxima dos 0°). Com o aumento da velocidade, os elementos começam a ter movimentos mais descompassados, pois as fases passam a ser distintas.

Para a amplitude de flexão em Y , apresentada também na Figura 5.33, um comportamento suave é visto para todos elementos, diferindo-se uns dos outros praticamente pela magnitude da amplitude. A diferença mais visível no comportamento seria a leve tendência do elemento 01 em aumentar sua amplitude simultaneamente ao decréscimo desta grandeza para os outros elementos.

O elemento 01 novamente se apresenta destoado dos demais— neste caso, com o maior valor de amplitude de torção e o menor valor de fase em torção (vide Figura 5.33). Quanto a flexão, o movimento do elemento 01 é praticamente instantâneo e os valores de amplitude em flexão são os maiores.

Analisando agora os dados apresentados pela Figura 5.34 em relação à diferença entre as componentes de torção e flexão. A diferença calculada é entre os valores de torção e flexão ($k_x - k_y$). Isto significa que valores positivos indicam que a fase ou amplitude da torção é maior do que a flexão e, consequentemente, valores negativos expressam superioridade numérica dos valores de flexão. Como mostrado previamente e ressaltado ao longo do corpo do texto, os esforços de flexão caracterizam o modo aeroelástico 01 encontrado e possuem valores maiores do que aqueles de torção. Logo, os valores de amplitude encontrados são negativos e expressam a supremacia da flexão nas vibrações sofridas por cada elemento da estrutura.

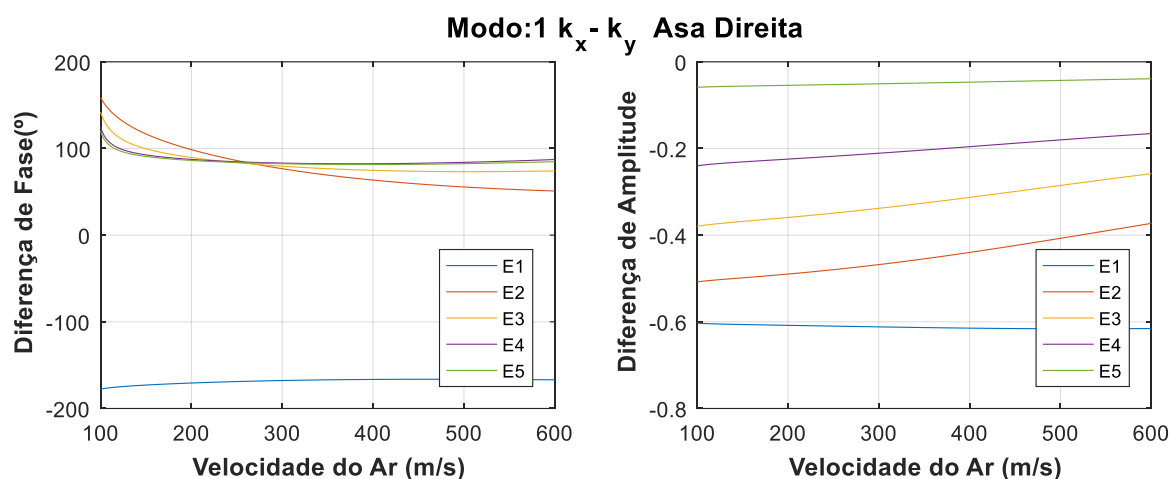


Figura 5.34- Diferença entre torção e flexão para o modo 01- Aeronave flexível com eixo de flexão em 25% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Um ponto importante a ser destacado na Figura 5.34 é que a diferença entre as componentes possui uma faixa de diferença de fase em torno dos 110° . Isto é, embora existe um movimento que não está em fase, o *flutter* não ocorreu neste primeiro modo. A justificativa para isso é baseada no fato de que as amplitudes de torção não são tão altas, o que reduz o efeito aerodinâmico instável provocado por esta componente. Isto é, como a amplitude de torção não é relevante, talvez isto pode inibir um acoplamento com a flexão e um efeito instável que seja capaz de superar a estabilidade.

Outra observação importante deve ser feita. A explicação feita anteriormente na seção 5.2.3 com o uso de “circunferências” para elucidar o mecanismo de ação do *flutter* desconsiderou o amortecimento presente no movimento³⁴, algo que sempre estará presente. Além disso, foi notado nesta análise do modo 1 que a amplitude do movimento certamente exerce algum tipo de influência no movimento, outro ponto que deve ser somado na abordagem do mecanismo físico. Estas considerações não invalidam a proposição feita, mas indicam o campo de pesquisas que ainda pode ser desenvolvido. Isto é, a proposição preliminar do mecanismo físico da seção 5.2 pode e deve ser melhorada com a incorporação de mais parâmetros.

³⁴ No modo 2, que foi visto a presença de *flutter*, a taxa de amortecimento máxima estava em torno dos 20 %. Para o modo 1 aqui apresentado, o valor máximo visto está em torno dos 33 % e é crescente com a velocidade.

5.3.2. Simulação S02— Aeronave Flexível e Eixo de Flexão em 50%

Esta nova simulação manteve exatamente os mesmos dados configurados da primeira, exceto pelo fato de que agora o eixo de flexão foi posto na metade da corda, isto é, $a = 0$. Novamente apenas um modo aeroelástico foi analisado. Este é o mesmo modo da simulação S01 e análogo às Figuras 5.2- 5.5.

5.3.2.1. Frequência e Taxa de Amortecimento— S02

A analogia dos resultados para esta simulação também é vista nos gráficos de frequência e taxa de amortecimento, vide Figura 5.35.

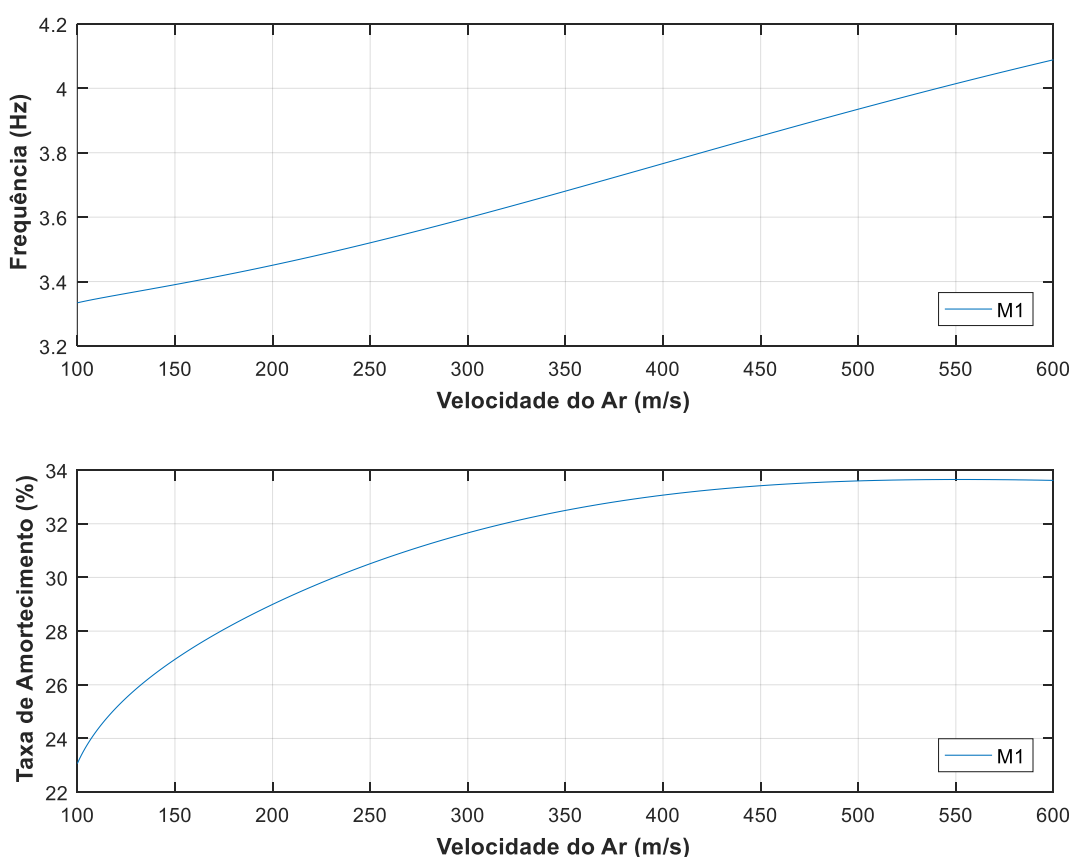


Figura 5.35- Frequência e taxa de amortecimento- Aeronave flexível com eixo de flexão em 50% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

O comportamento de ambos os resultados, frequência e taxa de amortecimento, é similar ao caso anterior (simulação S01), com os respectivos aumentos dos valores com a velocidade a partir de uma relação diretamente proporcional. A frequência se mantém praticamente com o mesmo coeficiente de inclinação da reta, enquanto o fator de amortecimento apresenta uma

curvatura suave e quase não tem alteração numérica após os 450 m/s. O ponto inicial da frequência é um pouco abaixo dos 3,4 Hz e final fica um pouco acima dos 4 Hz. A taxa de amortecimento apresenta um leve acréscimo no valor de estagnação final (um pouco superior a 33%), tendo partido de um valor bem próximo ao primeiro caso estudado (S01).

Nota-se em um primeiro momento, na Figura 5.35, que a mudança do eixo de flexão em 25% ocasionou uma maior diferença dos autovalores quando estes estavam em velocidades maiores. Apesar da diferença nos resultados vistos, a mudança no posicionamento do eixo de flexão não gerou uma diferença no modo 01 que pudesse ser considerada significativa em termos numéricos, porque os valores calculados foram extremamente próximos em ambos os casos. Por último, vale notar que, novamente, não houve a presença de *flutter* nesta simulação para o avião flexível com eixo de flexão na metade da corda aerodinâmica.

5.3.2.2. Modo 01— S02

Para a torção e flexão, os resultados de fase e amplitude estão apresentados na Figura 5.36. Quanto aos valores de torção, percebe-se que o comportamento das curvas se manteve o mesmo e, assim como visualizado na frequência e taxa de amortecimento, há uma pequena diferença nos valores. A fase de torção ainda possui um comportamento linear decrescente, mas agora os valores inicial e final são menores do que no caso anterior. Ou seja, a fase de torção mantém o mesmo comportamento visto antes, mas com mudança nos resultados (deslocamento da curva para baixo). Novamente os valores de fase em torção são bem próximos e suaves para os elementos 02, 03, 04 e 05.

De maneira similar à fase de torção, a amplitude de torção também manteve o mesmo comportamento da primeira simulação, porém com números ligeiramente superiores ao caso anterior, isto é, nesta simulação a aeronave teve uma amplitude de vibração em torção mais acentuada. O elemento 01 manteve-se praticamente inalterado, tendo os mesmos valores anteriores. Logo, o aumento da vibração em torção ocorreu nos elementos 02, 03, 04 e 05, que apresentaram o mesmo comportamento de curva, porém com maiores números de amplitude. Os valores iniciais dos elementos não tiveram grande alteração, todos partindo um pouco acima de zero. A diferença de amplitude entre os elementos citados fica mais evidente com o aumento de velocidade. Isto pode significar que a velocidade atua como agente excitador da estrutura em torção, já que incrementa as amplitudes de oscilação (isto foi observado para S01 e agora na S02). Mas, há de ser observado que o aumento mais significativo da amplitude em torção se deu pela redistribuição das forças e momentos na estrutura, o que foi ocasionado essencialmente

pela mudança no eixo de flexão. Sendo assim, é de se esperar que, para a simulação com eixo de flexão mais traseiro (próxima simulação), as amplitudes de oscilação em torção tendam a aumentar ainda mais.

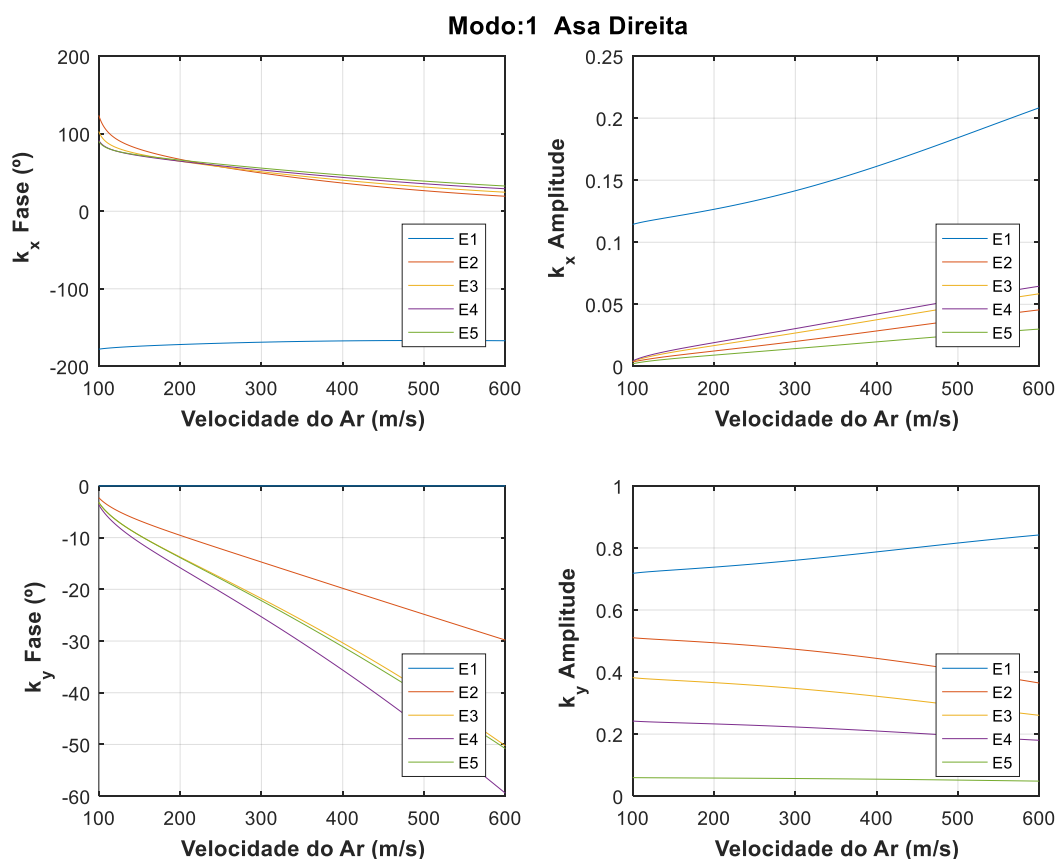


Figura 5.36- Torção e flexão para o modo 01- Aeronave flexível com eixo de flexão em 50% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

De maneira geral, percebe-se que a fase em torção diminui com o aumento da velocidade enquanto a amplitude de torção aumenta, o que indica um movimento da asa menos defasado e com maiores amplitudes ao longo da velocidade.

Partindo agora para analisar o grau de liberdade relativo à flexão em Y, mostrado também na Figura 5.36, é notável a similaridade dos resultados com aqueles vistos previamente no primeiro caso rodado. A fase mostra um decaimento praticamente linear, porém com uma maior taxa de decréscimo do que no primeiro caso rodado, ou seja, os valores de fase dos elementos são mais negativos ainda.

A amplitude da flexão em Y, vide Figura 5.36, mostra novamente a supremacia de magnitude da componente de flexão no modo aeroelástico. É possível visualizar que as curvas de amplitude dos elementos são suaves e a distinção entre elas se dá basicamente pela diferença

da magnitude. Comparando estes dados com aqueles obtidos anteriormente para a flexão das asas, identifica-se que os valores finais, ressaltando-se novamente o elemento 01 que se mantém igual, apresentam números menores— redução da componente de flexão. Em adição, há de se notar que os valores iniciais a 100 m/s são muito semelhantes e essa diferença mencionada ocorre em velocidades superiores. Com isso, existem indícios de que a alteração do eixo de flexão da aeronave tem maior influência em altas velocidades.

Por fim, avaliando a diferença entre a torção e flexão no modo aeroelástico, conforme mostra a Figura 5.37, obtém-se uma análise similar ao caso anterior (S01). No início da simulação, a diferença de fase dos elementos está mais conjunta e ao longo da velocidade esta proximidade é perdida, principalmente no elemento 02.

A diferença de amplitude mostrada pela Figura 5.37 apresenta valores negativos, pois a componente de flexão é mais significativa do que a torção ao longo de todo o membro. Em linhas gerais, quando comparada com a simulação S01, a mudança do eixo de flexão reduziu as amplitudes de flexão e aumentou as de torção. Ou ainda: a amplitude da componente de torção foi enaltecida pela alteração do eixo de flexão, ao contrário do que foi visto para a flexão (vale notar que a diferença é bem pequena). De certa forma, este aumento era esperado devido ao aumento do braço de momento quando o eixo de flexão assume uma posição mais traseira.

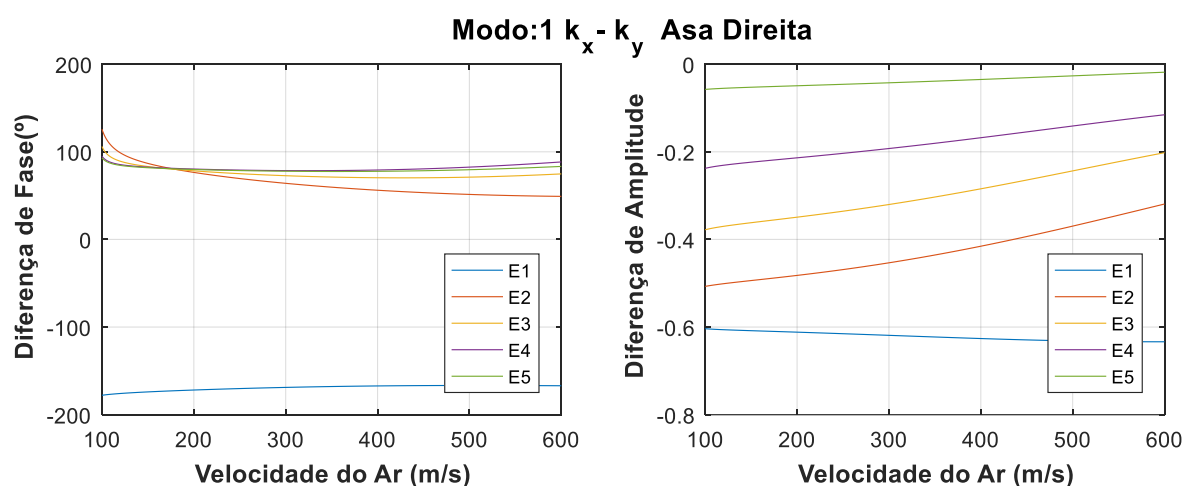


Figura 5.37- Diferença entre torção e flexão para o modo 01- Aeronave flexível com eixo de flexão em 50% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

De maneira geral, avaliando ambos os movimentos de flexão e torção, constata-se que enquanto a oscilação de torção tende a reduzir a fase e aumentar a amplitude na faixa de velocidades analisadas, a flexão das asas tem uma fase ainda mais negativa e diminui a amplitude de vibração. Isto é, de acordo com os resultados, com a mudança do eixo de flexão,

a torção cresce e a flexão diminui. Apesar disso, a flexão ainda é predominante e os valores de amplitude de torção são bem menores do que os de flexão.

5.3.3. Simulação S03— Aeronave Flexível e Eixo de Flexão em 75%

A última simulação de velocidade feita com a aeronave inicial desenvolvida no AEROFLEX manteve as mesmas configurações dos dois primeiros casos apresentados (S01 e S02), alterando-se novamente somente a posição do eixo de flexão (75% da corda— isto é, $\alpha=+0,25$). Pelo retrospecto, é esperado que ocorra um aumento de torção e redução da flexão.

5.3.3.1. Frequência e Taxa de Amortecimento— S03

A Figura 5.38 ilustra os valores de frequência e taxa de amortecimento obtidas para a terceira simulação, S03.

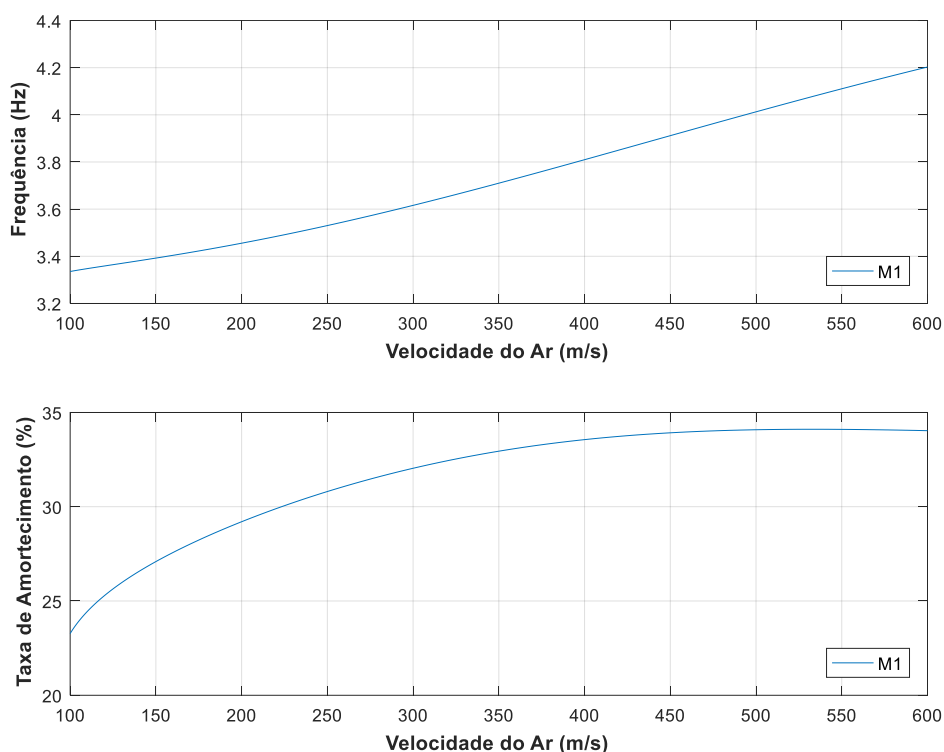


Figura 5.38- Frequência e taxa de amortecimento- Aeronave flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Similarmente às simulações S01 e S02, os valores encontrados para S03 mantêm o mesmo comportamento. A diferença é pouca quanto aos resultados de frequência e taxa de amortecimento. Pode-se inferir que a alteração no eixo de flexão para este modelo de aeronave

flexível alterou, mas pouco, os autovalores correspondentes em cada velocidade. O posicionamento do eixo de flexão em direção ao bordo de fuga aumentou os valores de frequência e taxa de amortecimento para o modo 01.

5.3.3.2. Modo 01— S03

A Figura 5.39 mostra os resultados de fase e amplitude para o modo 01 nesta terceira simulação. Para os valores de torção, k_x , nota-se uma similaridade gráfica com os outros dois casos rodados. O elemento 01 apresenta valores distantes dos demais elementos e, estes, têm semelhança nos valores de fase. A linearidade das curvas destes elementos é perceptível, não havendo nenhum salto ou variação brusca de fase. Sob um olhar físico, a asa oscila com fase distinta na região próxima a raiz (elemento 01) enquanto o restante da estrutura do membro vibra de maneira mais igual (fase dos elementos 02, 03, 04 e 05 bem parecida).

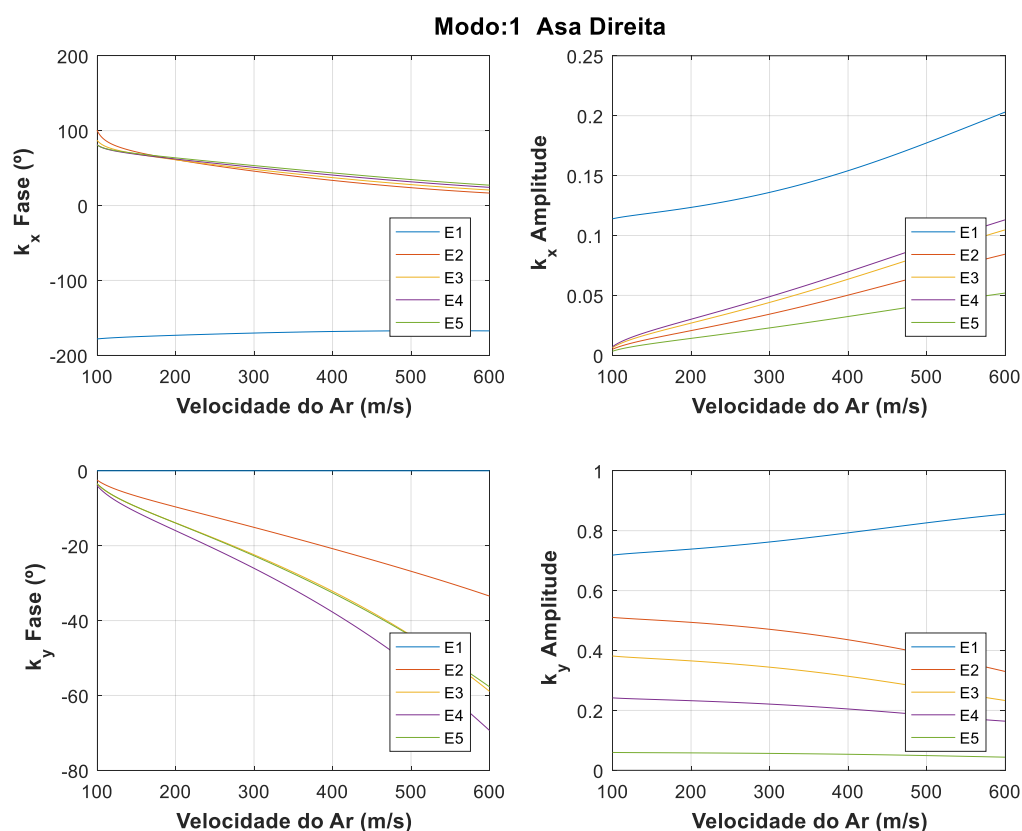


Figura 5.39- Torção e flexão para o modo 01- Aeronave flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Já para amplitude de torção, vide Figura 5.39, os valores seguiram o comportamento já visto para esta grandeza nas outras simulações e confirmaram as estimativas previstas para este

terceiro caso: valores de amplitude em torção foram acrescidos ainda mais. Juntamente com os valores de fase de torção, nota-se sob um olhar geral dessa componente, que houve uma amplificação da amplitude de oscilação e decaimento dos valores de fase (valores mais negativos) com o aumento da velocidade.

Analisando conjuntamente os resultados da Figura 5.39, confirma-se que com a variação do eixo de flexão no modelo de aeronave flexível, a vibração de torção foi enaltecida em detrimento da flexão simultaneamente ao fato de que os valores positivos de fase em torção foram reduzidos e os de flexão se tornaram ainda mais negativos.

Finalmente, analisando os dados provenientes da diferença entre a torção e a flexão, conforme ilustra a Figura 5.40, nota-se que o gráfico mantém a aparência vista para os outros casos (S01 e S02). A diferença de amplitude ainda mostra o domínio da amplitude de flexão quando comparada com as magnitudes da amplitude de torção, já que os valores da diferença foram negativos. Pela diferença de amplitudes retratada na Figura 5.40, percebe-se pelo comportamento que, dentre todos os elementos, aquele que atingiu primeiramente a equivalência entre as amplitudes foi o elemento 05 (no final da simulação atinge valor nulo da diferença de amplitudes).

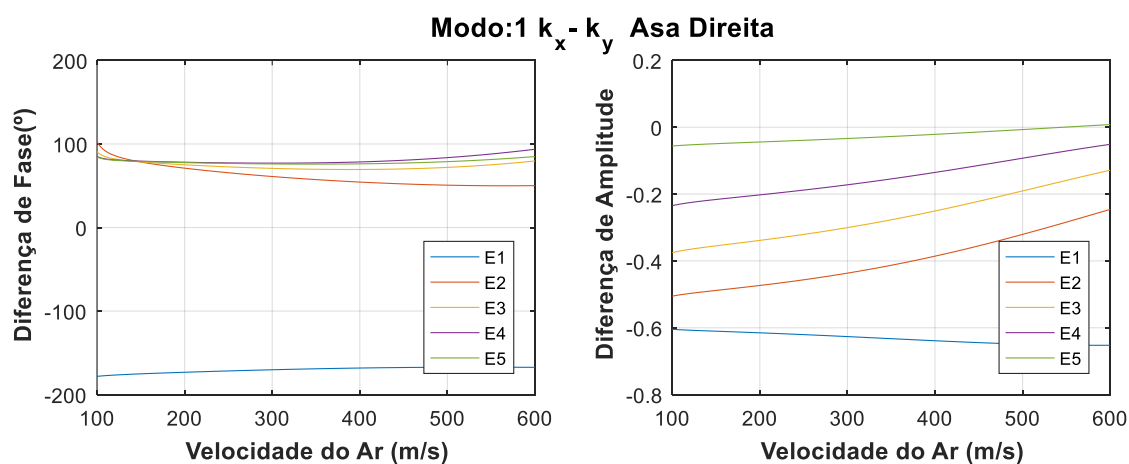


Figura 5.40- Diferença entre torção e flexão para o modo 01- Aeronave flexível com eixo de flexão em 75% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Pelo comportamento visto na diferença de fase da Figura 5.40, verifica-se que a diferença entre as componentes se situa próximo dos 90° , como destacado anteriormente na análise S01 e, ainda assim, este primeiro modo aeroelástico não exibiu *flutter*. É importante notar novamente que, embora as amplitudes de torção tenham sido acrescidas, há predomínio da flexão em toda a faixa de velocidades analisada. Quando analisado este resultado com a

proposição do mecanismo físico do *flutter* da seção 5.2, nota-se que o modo 02 mostrou exatamente na diferença de fase uma relevância da componente de torção, isto é, os valores de torção foram maiores quando ocorreu a diferença de fase. E é isso que pode explicar o porquê o modo 01 não exibiu *flutter*: não houve nenhum instante em que a torção se tornou também significativa, embora existe uma diferença de fase entre flexão e torção. Logo, nota-se que não somente a diferença de fase exerce influência significativa no acontecimento de *flutter*, mas também as amplitudes de cada uma das componentes de flexão e torção. Caso não exista uma relevância de torção, não há meios de ocorrer o *flutter*. Esta última assertiva tem um respaldo na literatura, uma vez que, Bendiksen (2004) ao estudar LCO, mostrou que é impossível um modelo de um grau de liberdade com flexão apresentar *flutter*, sendo necessário ao menos uma quantidade de torção para que o fenômeno ocorra.

5.3.4. Simulação S04— Aeronave Muito Flexível e Eixo de Flexão em 25%

Terminadas as primeiras análises relativas ao modelo sem nenhuma alteração de rigidez, os próximos três casos apresentados terão modificações significativas na aeronave, pois além de serem apresentados três posicionamentos distintos do eixo de flexão, também haverá mudança de rigidez da aeronave flexível inicialmente modelada em Sousa (2013). Para tanto, inseriu-se um fator multiplicador na rigidez que muda o modelo a partir do produto entre o valor inserido e o número original, alterando a rigidez dos nós que compõem o membro em questão. É possível alterar separadamente as rigidezes das asas, das empenagens horizontais e da empenagem vertical. Embora a rigidez seja um fator determinado prioritariamente pela geometria e tipo de material utilizado, em uma aeronave real uma mudança de rigidez possivelmente traz consigo efeitos secundários, como por exemplo, alterações de massa. Porém, na modelagem aqui feita, essas vertentes foram negligenciadas e mantidas inalteradas por simplicidade. O fator multiplicador utilizado nas três simulações da aeronave muito flexível foi alterado apenas para as asas e foi configurado em 1/6. Isto significa que o modelo aqui retratado possui asas com rigidezes seis vezes menor do que aquele simulado inicialmente.

Com os dados propostos de rigidez, esta primeira simulação com a aeronave muito flexível tem o eixo de flexão posicionado em direção ao bordo de ataque, ou seja, as asas foram levadas para trás, ou ainda, o eixo de flexão posicionado em 25% da corda ($\alpha = -0,25$). Os filtros utilizados nos dados foram os mesmos aplicados anteriormente e forneceram três modos aeroelásticos, os quais serão apresentados em sequência. Como dito previamente, a

nomenclatura utilizada para tratamento dos modos está em conformidade com o ordenamento crescente das frequências na velocidade inicial da simulação (100 m/s para os casos rodados).

Já que a mudança de rigidez da aeronave proporcionou uma maior quantidade de modos para os mesmos filtros de dados utilizados, nota-se que a flexibilidade das asas, uma vez alterada, atuou no sentido de incrementar o número de modos relevantes para a análise aqui feita quando utilizado os mesmos valores de filtros. Isto é, com o uso dos filtros padrões, a aeronave muito flexível possui mais modos aeroelásticos dentro da faixa filtrada e designada como “significativa” nesta dissertação. Com um número maior de modos aeroelásticos, as análises futuras contemplam prioritariamente o estudo das características intrínsecas de cada modo (intramodal), como já estava sendo realizada, mas também uma análise conjunta dos resultados visando um estudo da múltipla influência entre os modos (intermodal). Estas análises são capazes de aprofundar o conhecimento nas características internas de cada modo e a relação estabelecida com outro modo, o que pode servir de base para uma melhor compreensão dentro do campo da aeroelasticidade e consequentemente a aplicação de soluções para evitar instabilidades.

5.3.4.1. Frequência e Taxa de Amortecimento— S04

O gráfico de frequência e taxa de amortecimento dos modos está mostrado na Figura 5.41. O modo 1 é o mesmo obtido nas simulações S01, S02 e S03. Adicionado a este, agora existem mais dois modos na análise.

Com base na Figura 5.41, percebe-se que o modo 1 tem uma leve taxa de aumento ao longo da velocidade, partindo em torno de 1,5 Hz e chegando a praticamente 2 Hz em 600 m/s. A curva se apresenta de maneira suave e não existe nenhum instante em que há coalescência das frequências com este modo 1. O modo 2 parte um pouco abaixo dos 3 Hz e apresenta uma de crescimento sempre positivo, chegando a 600 m/s um pouco acima dos 6 Hz. Por último, o modo 3 parte com uma frequência em torno de 4,5 Hz e até os 250 m/s praticamente não tem nenhuma alteração significativa de frequência, passando por um período de acréscimo com auge na faixa de velocidades de 450/ 500 m/s e posteriormente tendo uma leve atenuação no valor. Próximo aos 540 m/s há o cruzamento das curvas de frequência dos modos 2 e 3, sendo que após este instante o modo 2 passa a ter valores de frequência superiores ao 3. É importante destacar os momentos em que as curvas se tocam, pois isto indica que neste exato instante dois modos distintos são excitados por uma mesma frequência, o que pode gerar efeitos instáveis. Fisicamente, o modo 1 mantém o mesmo grau oscilatório enquanto os outros dois modos,

mesmo existindo particularidades, amplificam o número de oscilações por unidade de tempo com o aumento da velocidade.

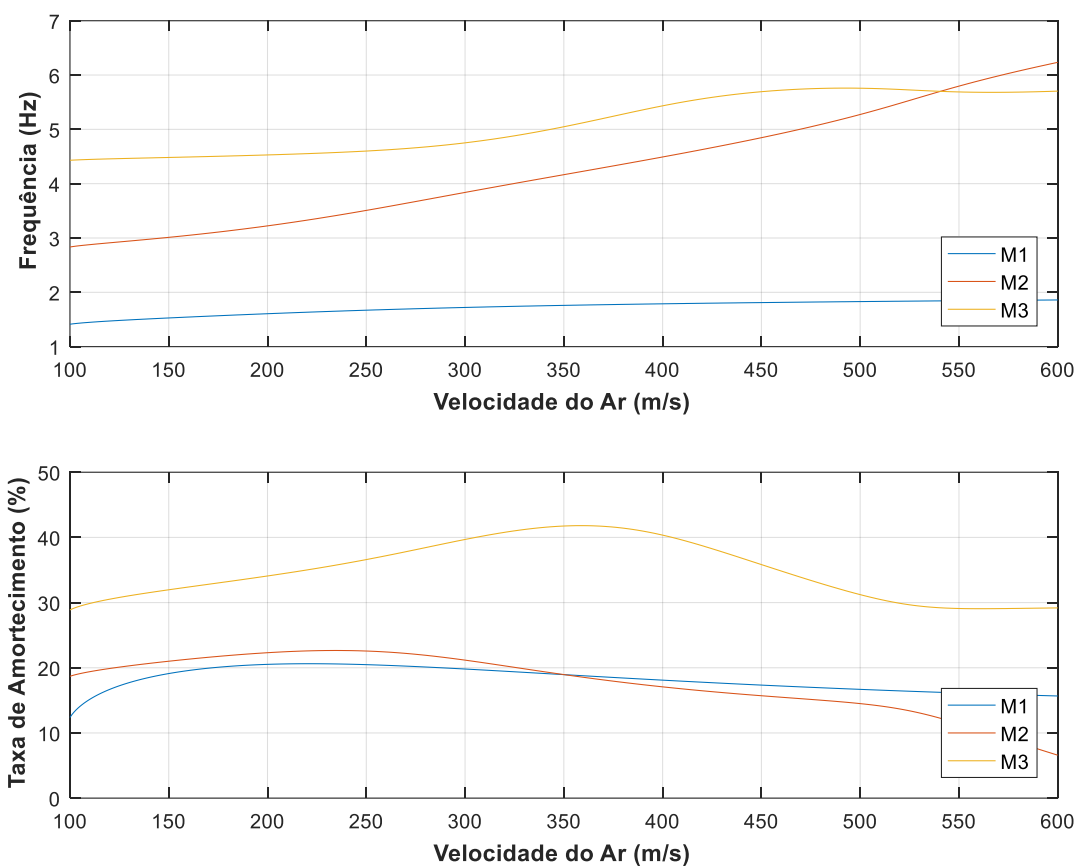


Figura 5.41- Frequência e taxa de amortecimento- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 25% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Direcionando as análises para a taxa de amortecimento dos três modos, vide Figura 5.41, verifica-se que o modo 1 tem um leve acréscimo inicial seguido de uma baixíssima taxa de decaimento com a velocidade após os 250 m/s. Já o modo 2 mostra um aumento da taxa de amortecimento até os 250 m/s, atingindo um valor de aproximadamente 20 %, e posteriormente começa a decair de maneira mais notável quando comparado ao primeiro modo. Aos 350 m/s, pelo fato de que o modo 2 decai mais rapidamente, este modo intercepta a curva de amortecimento do modo 01 e passa a ter o menor valor de amortecimento dentre os três modos. Além disso, em torno dos 530 m/s há um decaimento abrupto da taxa de amortecimento do modo 2, o que gera em 600 m/s um valor próximo dos 7% para esta variável. Finalmente, o modo 3 inicia-se com um fator de amortecimento em torno dos 30 % e chega a 600 m/s com um valor bem próximo deste inicial. Porém, vale notar que existe um aumento dessa grandeza

até aproximadamente 370 m/s, seguido de um decaimento até uma velocidade ao redor dos 530 m/s e uma posterior estagnação do resultado.

Analisando o conjunto dos dados da Figura 5.41, nota-se que talvez que a interação entre os modos 2 e 3 que ocorreu em torno dos 530 m/s possa ter gerado um decréscimo acentuado na taxa de amortecimento do modo 2 e, em contrapartida, uma certa estabilização do modo 03. Esta interação modal poderia ter atuado no sentido de aumentar a instabilidade no modo 2 e estabilizar o modo 3. Ou seja, próximo da velocidade de 530m/s ocorreu a coalescência das frequências dos modos 2 e 3 ao mesmo tempo em que aconteceu uma certa estagnação da taxa de amortecimento do modo 3. E, neste instante o modo 2 apresentou uma queda considerável na taxa de amortecimento e a frequência continuou aumentando. Qualitativamente, infere-se que o modo 3 possa ter cedido boa parte da energia adquirida com o aumento de velocidade para o modo 2, sendo que este não teve tempo suficiente para dissipar esta energia extra e os efeitos de instabilidade passaram a ter maior relevância.

5.3.4.2. Modo 01— S04

A Figura 5.42 mostra os resultados obtidos para a fase e amplitude das componentes de torção e flexão do modo 1.

Explorando os resultados obtidos para a torção nas asas, vide Figura 5.42, verifica-se uma similaridade dos resultados obtidos com aqueles oriundos da aeronave flexível na mesma localização do eixo de flexão. O elemento 01 apresenta valores destoados de fase, porém um pouco menores em magnitude quando comparados aqueles apresentados primeiro. Os outros elementos, por sua vez, mostraram similaridade numérica entre si com um decaimento suave a medida com que a velocidade cresce. A amplitude de torção mostrou disparidade dos resultados encontrados para o elemento 01 quando comparados com os outros elementos (valores baixos de amplitude de torção).

Com relação aos resultados da componente de flexão da Figura 5.42, nota-se que a fase do modo 1 apresentou o elemento 01 com valores de fase iguais a zero em toda extensão de velocidade e os outros elementos com um comportamento gráfico mais ou menos parecido. As curvas de fase destes elementos se apresentaram suaves e tornaram-se cada vez mais negativas com o aumento da velocidade.

Já para a amplitude de flexão ilustrada na Figura 5.42, pode-se notar prioritariamente que os elementos 02 e 03 foram aqueles que sofreram maiores variações com o aumento da velocidade.

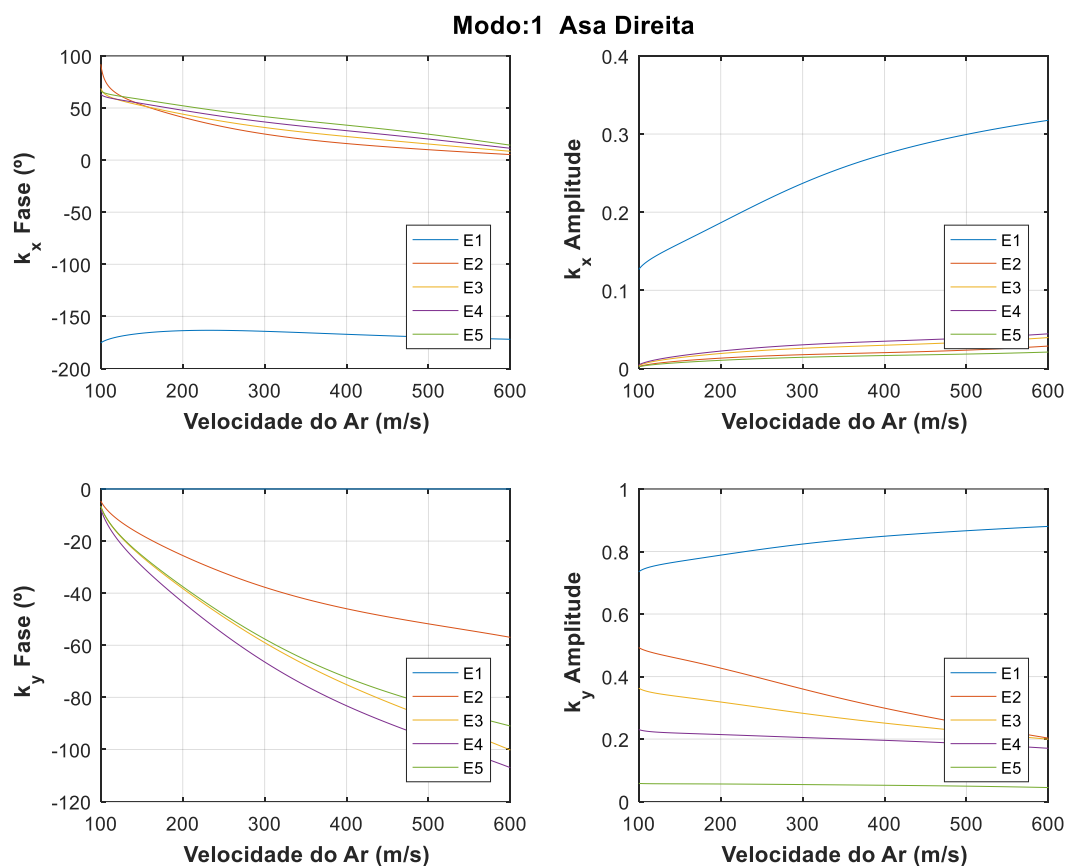


Figura 5.42- Torção e flexão para o modo 01- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 25% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Na Figura 5.43 estão apresentados os resultados de diferença de fase e amplitude para o modo 01.

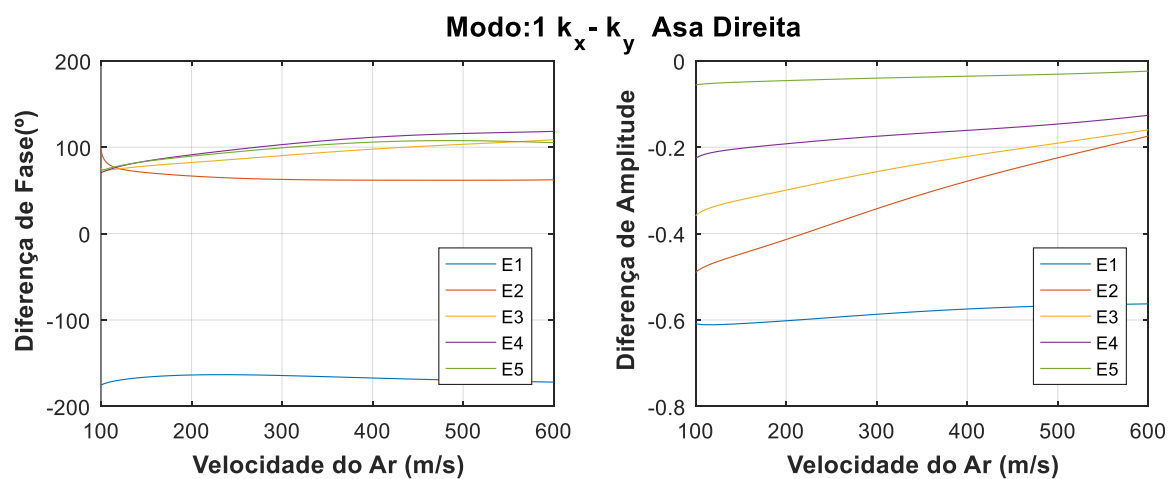


Figura 5.43- Diferença entre torção e flexão para o modo 01- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 25% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Para a diferença de fase, mostrada na Figura 5.43, percebe-se que o elemento 01 é o único que se apresentou valores negativos e possuiu a maior magnitude (em módulo) em toda faixa de velocidade. Já o elemento 02 apresentou um decaimento ameno no início da simulação em 100 m/s e posterior estabilização da diferença de fase. Por último, os elementos 03, 04 e 05 mostraram semelhança dos resultados entre si e tiveram um crescimento suave da diferença de fase com o aumento da velocidade, algo que não havia sido visto para o modo 01 nas simulações S01, S02 e S03.

Analisando os resultados provenientes da diferença de amplitude, vide Figura 5.43, verifica-se que todos os elementos tiveram uma tendência de crescimento das curvas, algo que foi originado principalmente pela redução de amplitude de flexão, conforme mostrou a Figura 5.42. Como o código avalia a diferença entre torção e flexão, conclui-se que a torção tornou-se um pouco mais expressiva com a velocidade, embora a flexão nas asas ainda seja predominante.

Com os dados das Figuras 5.42 e 5.43 é possível estabelecer uma comparação com as simulações S01, S02 e S03, uma vez que o modo obtido foi o mesmo. Isto estará apresentado na análise de rigidez da seção 5.4.

5.3.4.3. Modo 02— S04

O modo 2 é similar aquele já mostrado na seção de proposição do mecanismo físico do *flutter*, seção 5.2.3. Uma representação tridimensional desse modo pode ser encontrada nas Figuras 5.8- 5.11. Este modo é caracterizado visualmente por deformações torcionais nas asas mescladas às de flexão.

A Figura 5.44 mostra as fases e amplitudes para as componentes de torção e flexão desse modo 2. Como ilustrado, a fase de torção calculada mostrou uma conduta distinta daquela visualizada anteriormente para o modo 1, mas apresentou grande similaridade com os valores obtidos e apresentados na seção 5.2, quanto à simulação S06 para o modo 2. Para a torção, todos os elementos partiram de um valor um pouco acima de 0° , tendo posteriormente um decaimento até um valor próximo dos -10° com a tendência para um mesmo valor numérico de fase, à exceção do elemento 01. Ao atingir este ponto comum da fase de torção, houve um pequeno salto em torno dos 5° em torno dos 280 m/s que foi seguido de um salto moderado de aproximadamente 20° . Com estes saltos, os elementos passaram a ter valores positivos de fase e próximos entre si. Este comportamento de proximidade é perdido com o aumento da velocidade, tendo a presença cada vez mais clara de uma distinção entre as fases de torção dos

elementos. Em torno dos 550 m/s, houve um crescimento dos valores de fase de torção partindo da raiz da asa em direção a ponta da mesma, isto é, o elemento 01 teve o menor valor de fase dentre os cinco elementos e o quinto teve o maior valor. Isso faz com que, fisicamente, cada partição da asa se mova com um avanço de fase diferente, que aumenta quanto mais próximo da ponta da asa for. Vale notar que a fase que o elemento 05 atingiu em torno dos 550 m/s é próxima dos 80° , maior do que aquela vista para a simulação S06. Embora não tenha sido evidenciado *flutter* nesta simulação, percebe-se grande analogia com os resultados mostrados pela simulação S06 previamente.

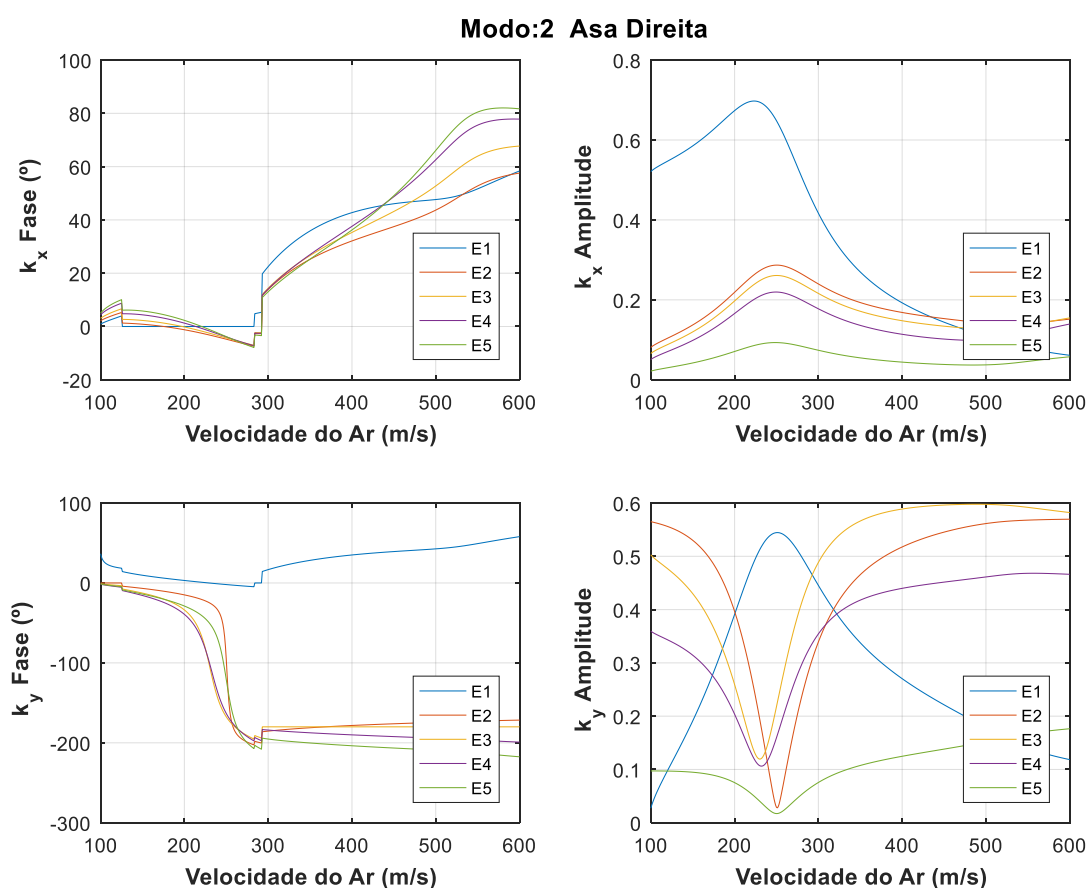


Figura 5.44- Torção e flexão para o modo 02- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 25% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Identifica-se, ao ser analisado os resultados da Figura 5.44, que as amplitudes das componentes parecem ter a tendência a uma compensação mútua. Isto é, para os elementos não engastados, enquanto há acréscimo de torção, a flexão sofre uma baixa e vice-versa. Uma possível explicação para o fenômeno é que o sistema em si tende a conservar a energia inerente aos movimentos, isto é, uma troca de energias entre a torção e a flexão. O armazenamento de

energia, segundo Ogata (2010), tem influência na resposta dos sistemas de controle físico, pois estes sistemas sofrem um atraso para responder a entrada de sinais, isto é, a resposta não ocorre imediatamente quando há uma entrada. Em outras palavras, a energia do sistema está intimamente ligada com a fase que apresenta.

A Figura 5.45 mostra a diferença entre as componentes de torção e flexão para o modo 2. O comportamento visualizado na Figura 5.45 é extremamente análogo aquele visto anteriormente na simulação S06 (proposição do mecanismo físico). Existem diferenças de fase visíveis entre as componentes de torção e flexão, exatamente quando a torção tem uma maior relevância quanto a amplitude do movimento, isto é, a diferença de fase ocorre quando a diferença de amplitude entre torção e flexão se torna positiva (amplitude de torção maior).

Como a simulação S06 apresentada anteriormente possui o eixo de flexão em +0,25, nota-se que a alteração do eixo de flexão altera um pouco os valores numéricos, mas não muda o comportamento visto para a fase e amplitude de ambas as componentes. E, como não foi visto *flutter* nesta simulação S04, percebe-se que a alteração do eixo de flexão atua prioritariamente no deslocamento das curvas. Ou seja, altera os autovalores e autovetores, mas esta mudança não é capaz de mudar o comportamento gráfico. Além disso, verifica-se, como já destacado anteriormente, que o posicionamento do eixo de flexão sentido ao bordo de fuga favorece o acontecimento de *flutter*.

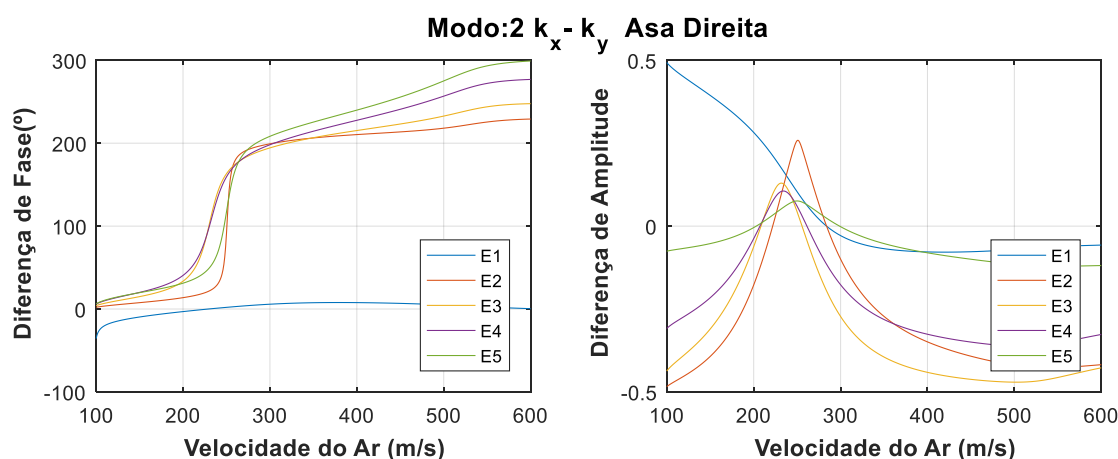


Figura 5.45- Diferença entre torção e flexão para o modo 02- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 25% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

5.3.4.4. Modo 03— S04

O modo 3, sendo o último a ser obtido pelo uso dos filtros padrões no conjunto de dados, é o mesmo daquele obtido para a seção 5.2.4. As Figuras 5.26- 5.29 mostraram as vistas da representação tridimensional obtidas para este modo.

Na Figura 5.46 são apresentados os resultados relativos à fase e amplitude de torção e flexão para o modo 03 ao longo da velocidade. O comportamento visualizado é similar às curvas apresentadas para este mesmo modo na simulação S06 anteriormente, mas existem certas particularidades. Em relação a componente de torção, os elementos 01 e 02 apresentaram-se diferentes quando comparados aos outros três elementos da asa. Enquanto o elemento 01 situa-se próximo dos 180° na simulação, o elemento 02 fica próximo dos -200° até aproximadamente uns 400 m/s e tem uma diferença nos valores de fase. Os outros três elementos, 03, 04 e 05 têm valores de fase em torção bem próximos até aproximadamente 400 m/s, sendo que depois desta velocidade a diferença entre eles ficou maior.

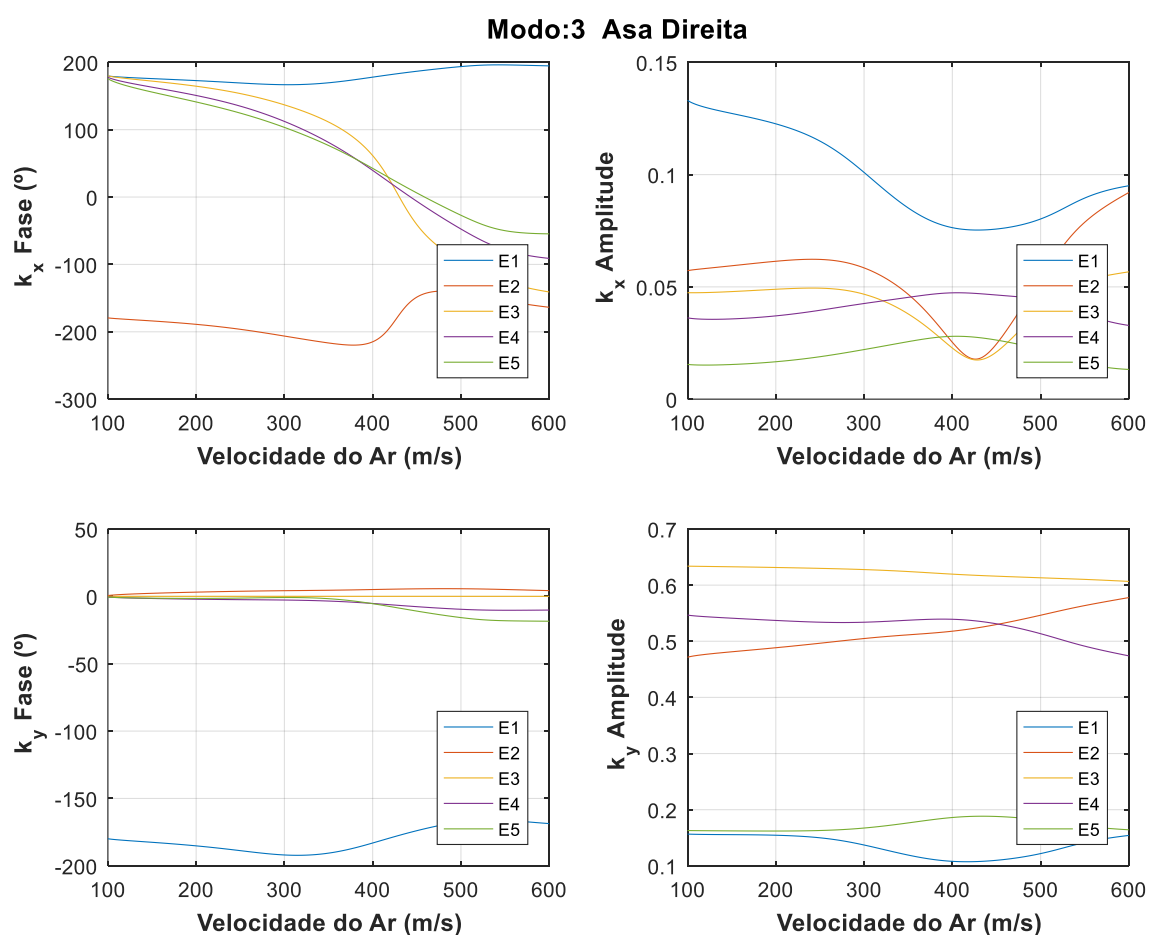


Figura 5.46- Torção e flexão para o modo 03- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 25% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Com relação à amplitude de torção da Figura 5.46, nota-se que o elemento 01 apresentou os maiores valores dessa grandeza e que os outros elementos sofreram maior variação depois dos 300 m/s. Retirando o elemento 01, os elementos que tiveram maior variação nos valores de amplitude de torção foram os elementos 02 e 03.

Com os resultados de flexão da Figura 5.46, constata-se que a fase mostra pouca variação dos resultados em toda faixa de velocidades. O elemento com a alternância mais significativa é o elemento 01, que tem valores destoados (em torno de -180°). Os outros elementos da asa mantêm-se com valores próximos de 0° , com uma maior distinção dos resultados após os 400 m/s. Com relação a amplitude de flexão, nota-se que os elementos 02, 03 e 04 têm os maiores valores dessa variável (região intermediária da asa) e que apenas depois dos 300 m/s existe uma maior diferença entre os resultados. Apesar da diferença, não é tão expressiva como as diferenças vistas para o segundo modo.

Avaliando agora os resultados quanto a diferença de fase e amplitude das componentes de torção e flexão, pela Figura 5.47, percebe-se que a diferença de amplitude teve valores negativos para todos os elementos, o que mostra a supremacia da componente de flexão no modo. Vale destacar que essa supremacia é bem relevante, haja visto as magnitudes de amplitude mostradas na Figura 5.46.

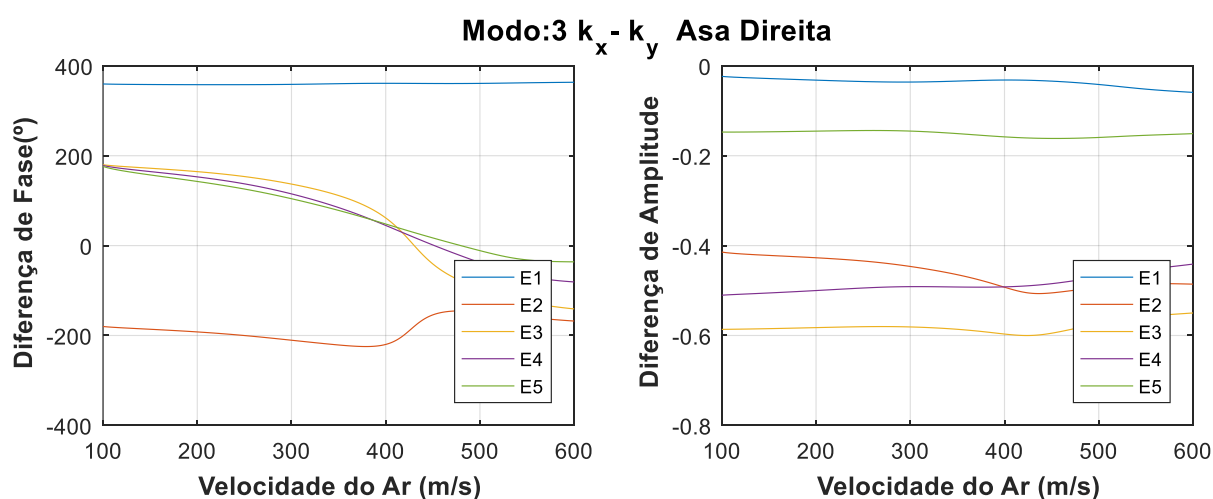


Figura 5.47- Diferença entre torção e flexão para o modo 03- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 25% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

A diferença de fase entre as componentes, mostrada pela Figura 5.47, não exibe nenhuma grande diferença entre os movimentos. Como a fase vista nos gráficos de flexão (Figura 5.46) sofreu pouca influência com o aumento da velocidade, o comportamento da curva

de diferença de fase da Figura 5.47 é oriunda do próprio comportamento da fase visualizado nas curvas de torção.

Em suma, não existe uma diferença de fase abrupta como vista para o modo 2, as amplitudes de flexão são superiores às de torção e não há nenhuma velocidade de simulação em que os esforços torcionais são mais relevantes do que os de flexão. Assim como no modo 1, neste modo 3 não foi visto variações súbitas de amplitude e fase.

Esta simulação com eixo de flexão posicionado em $a=-0,25$ não apresentou nenhum modo com *flutter*, já que as taxas de amortecimento para cada um dos modos foram positivas. Vale notar que existe uma tendência mais significativa do modo 02 em atingir amortecimento negativo. O modo 3 também apresentou uma variação dos resultados de fase e amplitude vistos para os esforços de torção e flexão, mas não foi tão significativa quando comparado com o modo 2.

A heterogeneidade vista nos resultados do modo 2 pode ser justificada pelo fato de possuir uma torção mais acentuada quando comparado com os outros dois modos. Uma vez que a alteração na posição do eixo de flexão altera a distribuição das forças aerodinâmicas e momentos sofridos pela estrutura, o modo 2 pode ter uma excitação mais pronunciada. Isto é, a mudança do eixo de flexão sentido ao bordo de fuga ocasiona um aumento no braço de momento torsor na estrutura. Além disso, como visto nos três primeiros casos rodados (S01, S02 e S03), a torção aumentou proporcionalmente ao posicionamento do eixo de flexão: quanto mais em direção ao bordo de fuga, mais assinalado foi o aumento das amplitudes de torção. Haja visto que nesta simulação S04 o eixo de flexão está em 25% da corda, isto o torna próximo do ponto de aplicação das forças (centro aerodinâmico), o que gera menos torção.

5.3.5. Simulação S05— Aeronave Muito Flexível e Eixo de Flexão em 50%

Nesta nova simulação, o eixo de flexão foi posicionado na metade da corda aerodinâmica, ou seja, $a=0$. Embora a aeronave seja outra pela modificação feita, a quantidade de modos aeroelásticos obtida com o uso dos filtros padrões foi a mesma, ou seja, três modos. Estes três modos aeroelásticos são os mesmos analisados previamente na simulação S04 e S06.

5.3.5.1. Frequência e Taxa de Amortecimento— S05

A frequência e taxa de amortecimento estão apresentadas na Figura 5.48. Ao serem observados os resultados, nota-se que o comportamento da curva é bem similar àquela

apresentada na primeira simulação da aeronave muito flexível com eixo de flexão em 25% da corda. Embora a semelhança entre as curvas seja nítida, há de se observar que existem certas peculiaridades.

Os modos, em um todo, têm valores iniciais (à 100 m/s) de frequência e taxa de amortecimento bem próximos daqueles já apresentados. Mas, os valores vão se distanciando a medida com que a velocidade é acrescida. Este comportamento já foi visto anteriormente nas simulações apresentadas, sendo que um posicionamento diferente do eixo de flexão ocasiona uma diferença maior quanto maior for a velocidade.

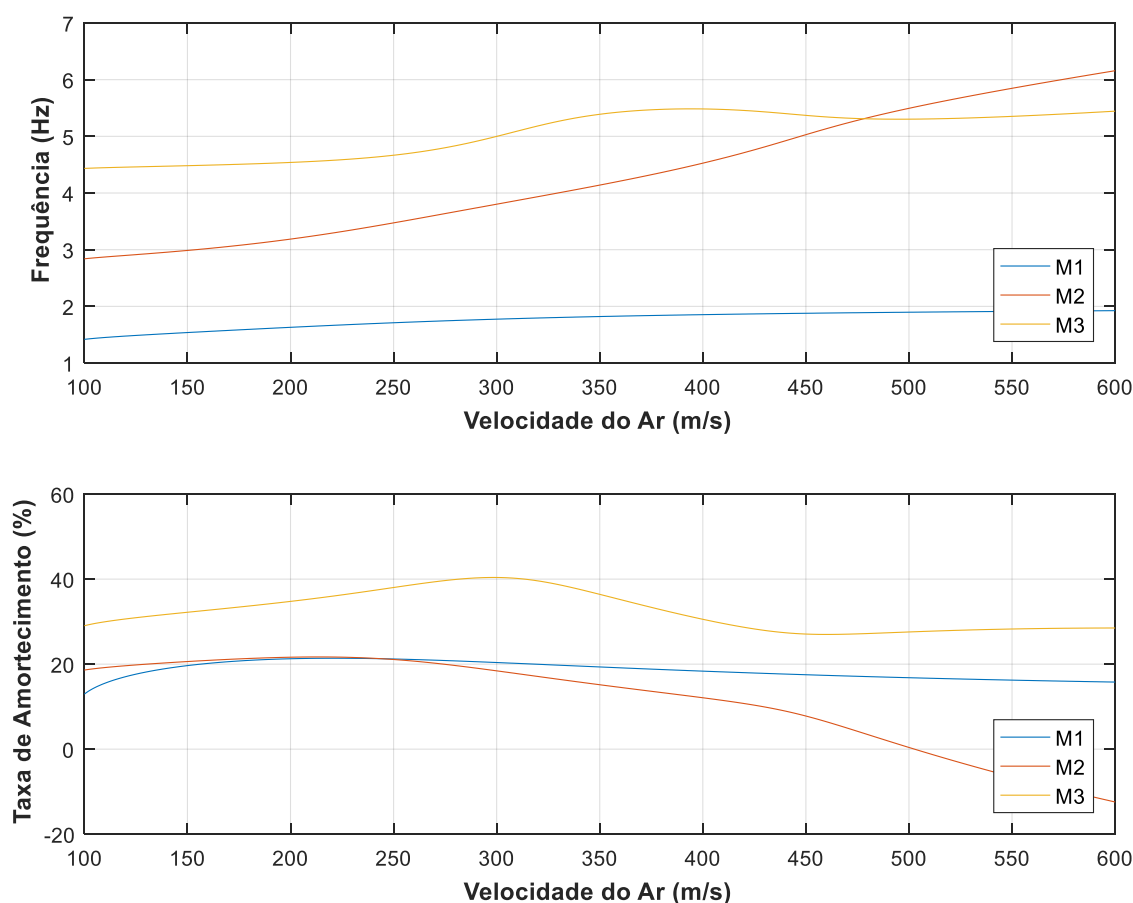


Figura 5.48- Frequência e taxa de amortecimento- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 50% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Em geral o comportamento das curvas de frequência e taxa de amortecimento é o mesmo, mas houve um deslocamento das curvas, como por exemplo, o cruzamento das frequências dos modos 02 e 03 acontece de maneira mais precoce do que anteriormente para a aeronave com eixo de flexão em 25% da corda. Esta coalescência das frequências caiu para uma velocidade em torno dos 470 m/s. O modo 3 ainda tende a estabilizar os valores de taxa de

amortecimento enquanto o modo 2 apresenta um decréscimo ainda mais pronunciado, atingindo em um valor nulo de fator de amortecimento em torno dos 500 m/s. Este ponto de taxa de amortecimento nulo caracteriza a velocidade de início de *flutter*.

5.3.5.2. Modo 01— S05

Os resultados de fase e amplitude do primeiro modo estão apresentados na Figura 5.49. Os resultados são bem parecidos com as outras duas simulações com o eixo de flexão à $+0,25$. Vale destacar que as amplitudes de torção foram acrescidas quando comparadas aos valores obtidos para S04.

Percebe-se pela Figura 5.49, que assim como apontado anteriormente, as amplitudes de flexão são mais expressivas quando comparadas com às de torção. Além disso, sob uma perspectiva geral, o movimento torcional tende a incrementar as amplitudes de oscilação e a flexão tende a diminuí-las.

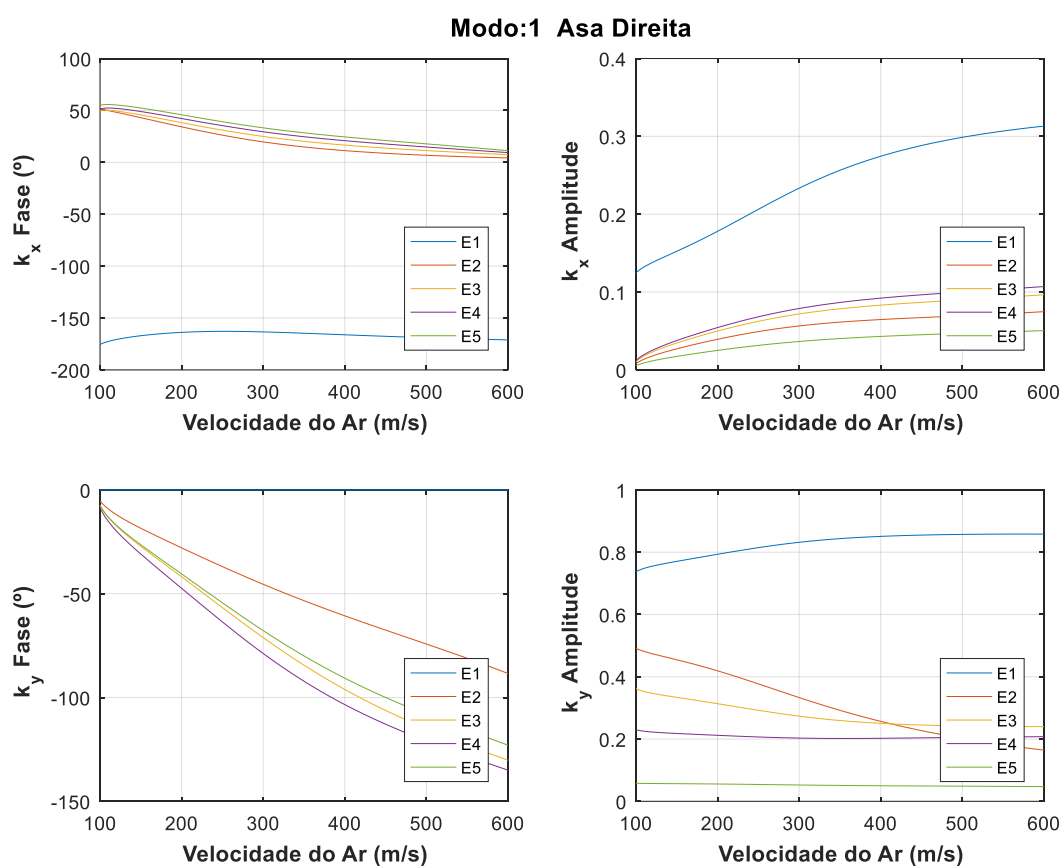


Figura 5.49- Torção e flexão para o modo 01- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 50% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

De forma similar aos resultados mostrados pela Figura 5.49, a Figura 5.50 também mostra grande semelhança com os resultados encontrados previamente para as outras duas simulações com a aeronave muito flexível (S04 e S06). A flexão continua sendo predominante no modo aeroelástico, apesar do aumento da torção e os valores de diferença de fase dos elementos 02, 03, 04 e 05 tendem a crescer com o aumento da velocidade.

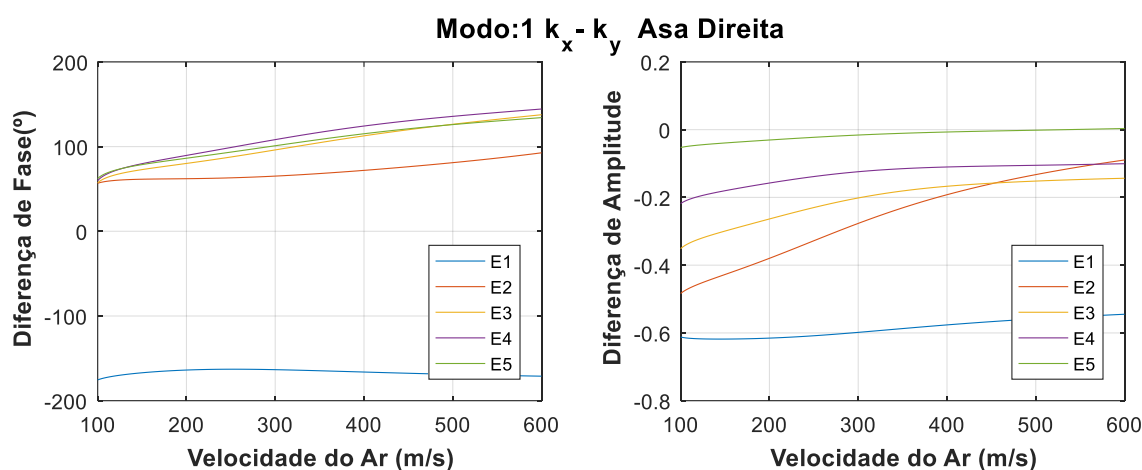


Figura 5.50- Diferença entre torção e flexão para o modo 01- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 50% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

5.3.5.3. Modo 02— S05

A Figura 5.51 mostra os resultados obtidos para a fase e amplitude para as duas componentes do modo 2. Verifica-se que o comportamento das curvas da Figura 5.51 é análogo aquele visto anteriormente na primeira simulação da aeronave muito flexível com eixo a 25% da corda. Quando à torção, os elementos iniciam com valores de fase próximos a zero, têm um pequeno acréscimo seguido de um decaimento e tendência a um mesmo valor negativo. Atingido este valor em comum, os elementos sofrem um salto na fase e tendem a distanciar-se uns dos outros com o aumento da velocidade.

Pode-se notar que as amplitudes de torção observadas no pico dessa simulação são maiores do que aquelas encontradas para a simulação S04 e menores do que aquelas vistas para a simulação S06. Quanto à flexão, os valores de amplitude, de uma maneira geral, tenderam a reduzir com o aumento com o posicionamento do eixo de flexão sentido ao bordo de fuga, algo que já havia sido notado anteriormente nas simulações com a aeronave flexível.

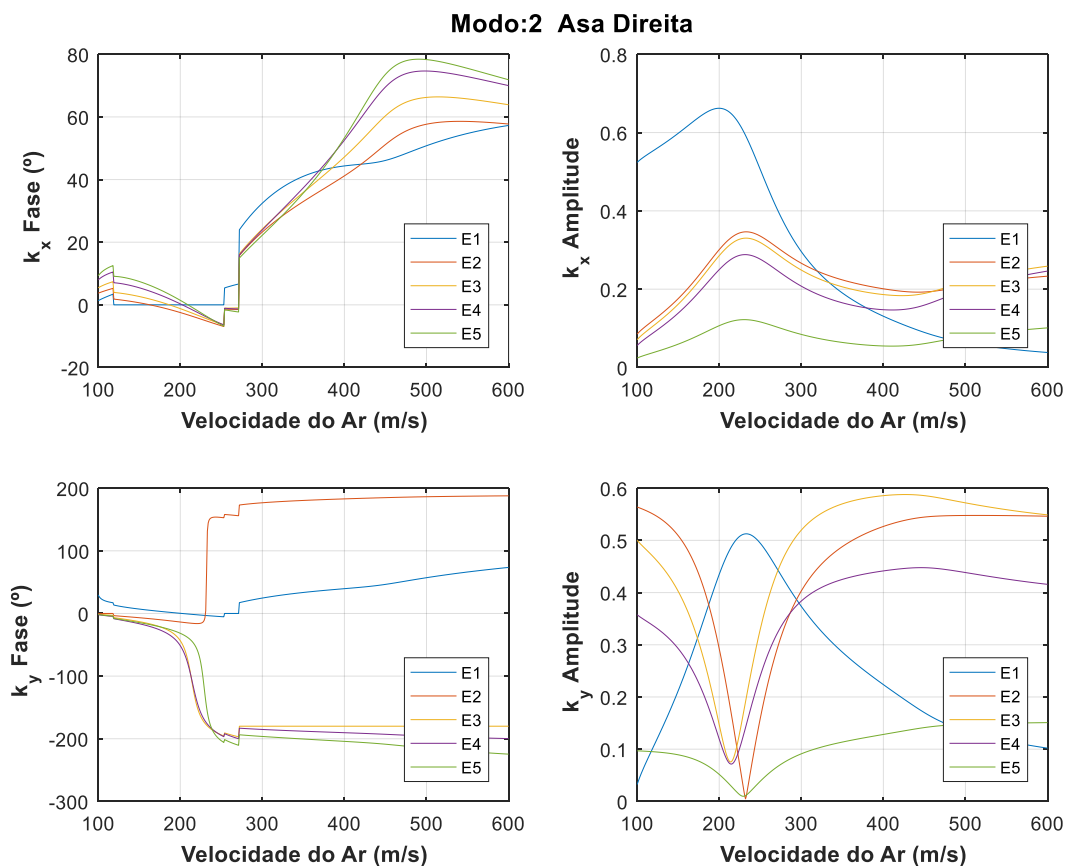


Figura 5.51- Torção e flexão para o modo 02- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 50% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Também de maneira similar aos outros dois casos, a Figura 5.52 mostra a diferença entre as componentes de torção e flexão.

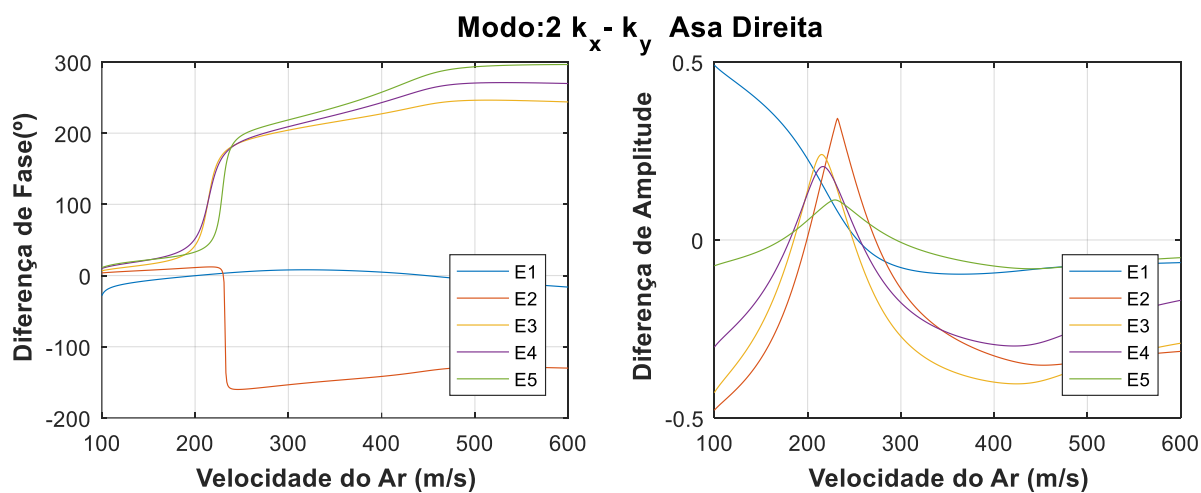


Figura 5.52- Diferença entre torção e flexão para o modo 02- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 50% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

5.3.5.4. Modo 03— S05

A Figura 5.53 mostra os resultados de fase e amplitude para as duas componentes desse modo aeroelástico. O comportamento é parecido com os outros casos apresentados para o modo 3, com apenas algumas diferenças.

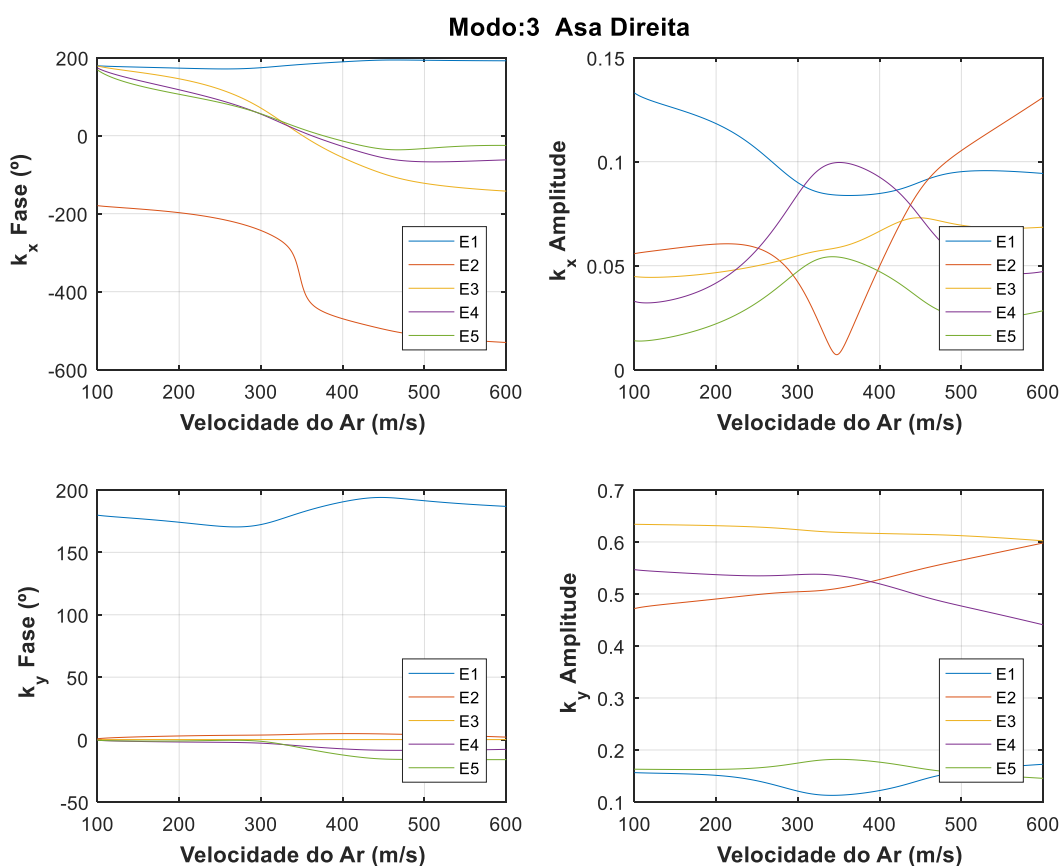


Figura 5.53- Torção e flexão para o modo 03- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 50% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

A amplitude de torção na Figura 5.53 apresentou uma heterogeneidade de resultados, com elementos aumentando e outros reduzindo a amplitude de movimento. Percebe-se, em linhas gerais, que quando existiu um cume ou um vale abrupto nos valores de amplitude, foram vistas variações mais notórias nos gráficos de fase de torção a respeito do elemento que sofreu tal variação. Isto é esperado porque ambos os dados, fase e amplitude, foram obtidos por meio dos autovetores associados, o que indica uma relação intrínseca entre as grandezas, já que foram geradas pelo mesmo dado.

Vislumbrando os resultados mostrados pela Figura 5.53 a respeito da fase em flexão, nota-se que, excluindo o elemento 01, todos os outros mostraram valores bem próximos de zero

em quase toda a faixa de velocidades. Existe uma pequena distinção apenas para os elementos 04 e 05 passados os 330 m/s, mas ainda assim o atraso visto é pequeno. O elemento 01 é o único que apresentou valores de fase em torno dos 180° . Quanto aos valores de amplitude em flexão, percebe-se que não existe nenhum salto ou pico abrupto e que os elementos 02, 03 e 04 foram aqueles que possuíram maiores valores de amplitude, enquanto o elemento 01 e o 05 apresentam os menores números dessa grandeza. As amplitudes em flexão são bem mais expressivas quando comparados às de torção e que a região intermediária da asa é aquela que sofre maior deformação.

Resumindo os resultados da Figura 5.53, pode ser notado que a flexão das asas foi bem mais expressiva e as regiões com maior atividade em flexão se locomovem em fase com a força excitadora. Já para a torção, nota-se que o maior valor foi visto na raiz da asa e, mesmo assim, foi bem menor em termos de magnitude quando comparado aos de flexão.

Ao serem calculados os valores da diferença entre a torção e a flexão, conforme ilustra a Figura 5.54, é notado que o comportamento novamente é semelhante aos resultados encontrados previamente para o mesmo modelo de aeronave, o muito flexível. Todos os elementos mostram superioridade de flexão e a diferença de fase tem um comportamento suave das curvas. O comportamento com variação mais drástica é encontrado para o elemento 02. Já os outros elementos, 03, 04 e 05 possuem uma diferença de fase suave que é resultado direto dos valores de fase de torção, pois as fases desses elementos em flexão são praticamente nulas. Nota-se que os elementos 03 e 04, ao contrário do que foi visto para o elemento 02, incrementaram a torção próximo dos 350 m/s em detrimento do movimento em flexão.

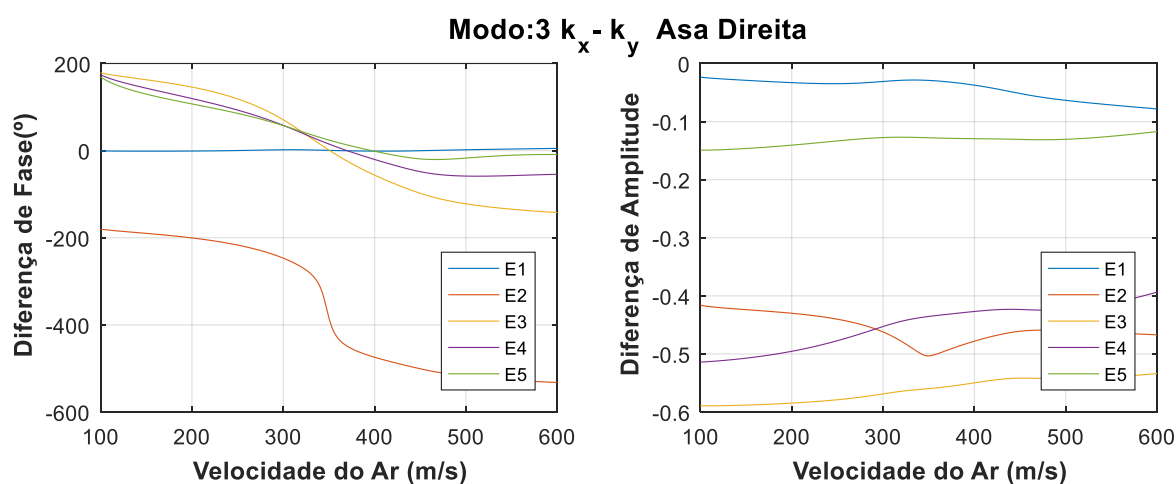


Figura 5.54- Diferença entre torção e flexão para o modo 03- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 50% da corda aerodinâmica.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Tendo em vista os resultados para os três modos, a distinção entre os modos 1 e 3 com relação ao modo 2, que exibiu *flutter*, seria a maior relevância de torção que este último apresenta. Ou seja, o efeito de instabilidade da torção no modo 2 é maior do que nos outros dois modos e gera um comportamento distinto quanto aos valores de fase e amplitude.

Em suma, foi visto que a mudança no eixo de flexão forneceu, como esperado, características distintas no comportamento da aeronave, suprimindo ou enaltecendo a possibilidade de ocorrência de instabilidades. Ao se posicionar o eixo de flexão mais próximo ao bordo de ataque, como a distância entre a região de aplicação das forças aerodinâmicas (25% da corda) e a localização do eixo de flexão foi menor, houve uma maior resistência a ocorrência do *flutter*. Ou seja, com a alteração do braço de momento proveniente da distância entre o centro aerodinâmico e o eixo de flexão, a distribuição dos esforços de torção e flexão é alterada. Neste contexto, um eixo de flexão mais traseiro tende a aumentar os valores de amplitude em torção e antecipar a velocidade na qual o *flutter* é visto. Um posicionamento mais dianteiro do eixo de flexão favorece o aumento da estabilidade aeroelástica.

Uma compilação dos resultados desse estudo de sensibilidade de eixo de flexão é apresentada no Apêndice B.

5.4. Variação da Rigidez

Com as seis simulações realizadas para a análise do eixo de flexão, pode-se estabelecer também uma análise comparativa em relação à rigidez da aeronave que foi alterada entre as três primeiras simulações (S01, S02 e S03) e as três últimas (S04, S05 e S06). Porém, como na aeronave flexível apenas um modo aeroelástico foi analisado, os filtros padrões foram alterados apenas para o modelo flexível para poder incorporar os valores dos modos 2 e 3 obtidos para a aeronave muito flexível. Sendo assim, cada um dos modos foi avaliado quanto à variação de rigidez das asas. Mas, para não tornar muito extensa a análise, apenas as simulações S01 e S04, com posicionamento do eixo de flexão em 25 % da corda, foram comparadas.

A comparação foi feita modo a modo para buscar identificar padrões e os principais efeitos originados no comportamento dos modos quando a rigidez sofre alterações.

5.4.1. Modo 01

Investigando primeiramente o modo 1, pela Figura 5.55, correspondente a frequência e taxa de amortecimento do modo 1.

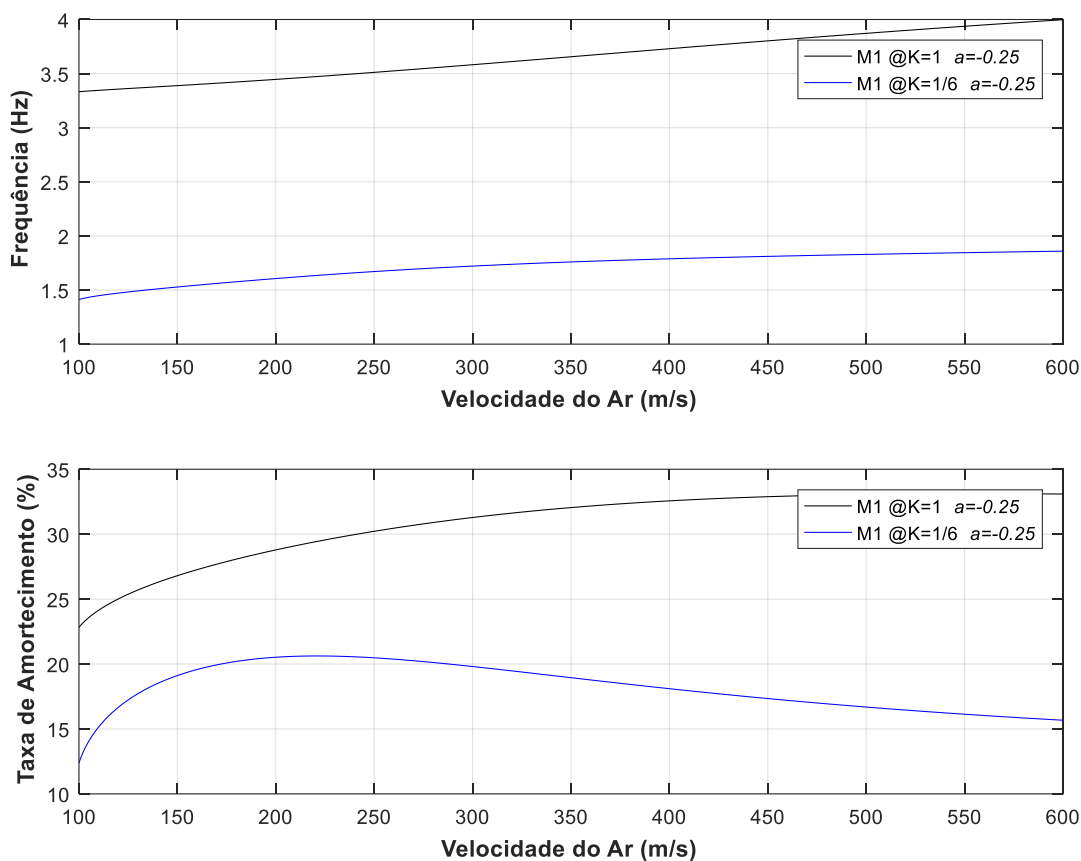


Figura 5.55- Comparação de variação de rigidez para frequência e taxa de amortecimento- modo 1.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Nota-se que a frequência tem um aumento com a velocidade, embora não seja tão expressivo, e a taxa de amortecimento possui uma leve elevação numérica inicial seguida de uma estagnação dos valores. Apesar de similar, a aeronave original tem um pequeno aumento na taxa de amortecimento após os 300 m/s, enquanto o avião muito flexível possui uma redução. Percebe-se que para o modo 1 a mudança de rigidez não ocasionou alterações drásticas no comportamento gráfico das curvas, mas deslocou as curvas para baixo. Essa mudança veio no sentido de reduzir a frequência e a taxa de amortecimento (em torno de 2 Hz para o primeiro valor e 10% para o segundo).

Verifica-se ainda pela Figura 5.55 que a frequência do modo 1 diminuiu para o caso do avião muito flexível. Uma possível explicação para isso seria o fato de que uma estrutura mais flexível possibilita o movimento e não o restringe, isto é, fornece uma maior liberdade para a aeronave se movimentar, o que teoricamente aumentaria a amplitude de oscilação e reduziria a frequência em que o movimento ocorre.

O segundo gráfico, ilustrado na Figura 5.56, mostra a torção para o modo 1 para as aeronaves flexível e muito flexível.

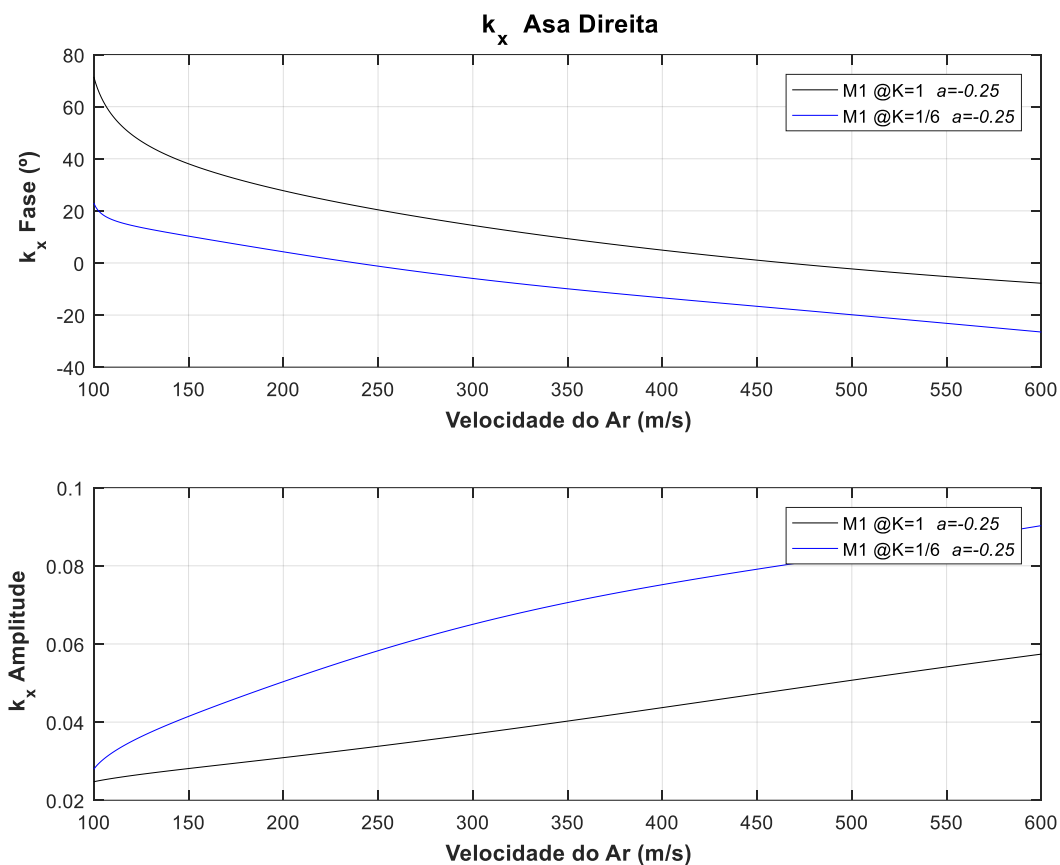


Figura 5.56- Avaliação da variação de rigidez na torção- modo 1.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Com vista nos valores de amplitude de torção da Figura 5.56, verifica-se que o avião flexível aumenta a amplitude de maneira linear ao mesmo tempo em que o mais flexível mostra um comportamento mais ou menos parabólico. Na prática, a aeronave mais flexível possui um movimento mais demorado, mais amplificado, com menor frequência e taxa de amortecimento. Talvez o aumento de amplitude possa ter ocasionado a redução de frequência.

Ao se analisar os efeitos originados na flexão em Y pela redução de rigidez na aeronave, conforme ilustra a Figura 5.57, processa-se que a aeronave muito flexível apresenta maior defasagem do que a original (em módulo). Ambos os valores iniciais partem de uma região próxima a -5° , mas enquanto o modelo original tem um decaimento com aspecto linear, o muito flexível decai com um comportamento mais curvo. Isto provoca uma diferença final em 600 m/s em torno de 35° de fase. Para a amplitude ilustrada na Figura 5.57, a aeronave com menor rigidez estrutural mostrou um decréscimo mais acentuado em relação à original (flexível). O valor inicial para os dois casos é bem próximo, mas a diferença aumenta quanto maior for a velocidade da simulação. Apesar do aumento da diferença, a redução foi pequena e, sob uma

perspectiva geral do movimento, os esforços de flexão ainda são predominantes em relação aos de torção.

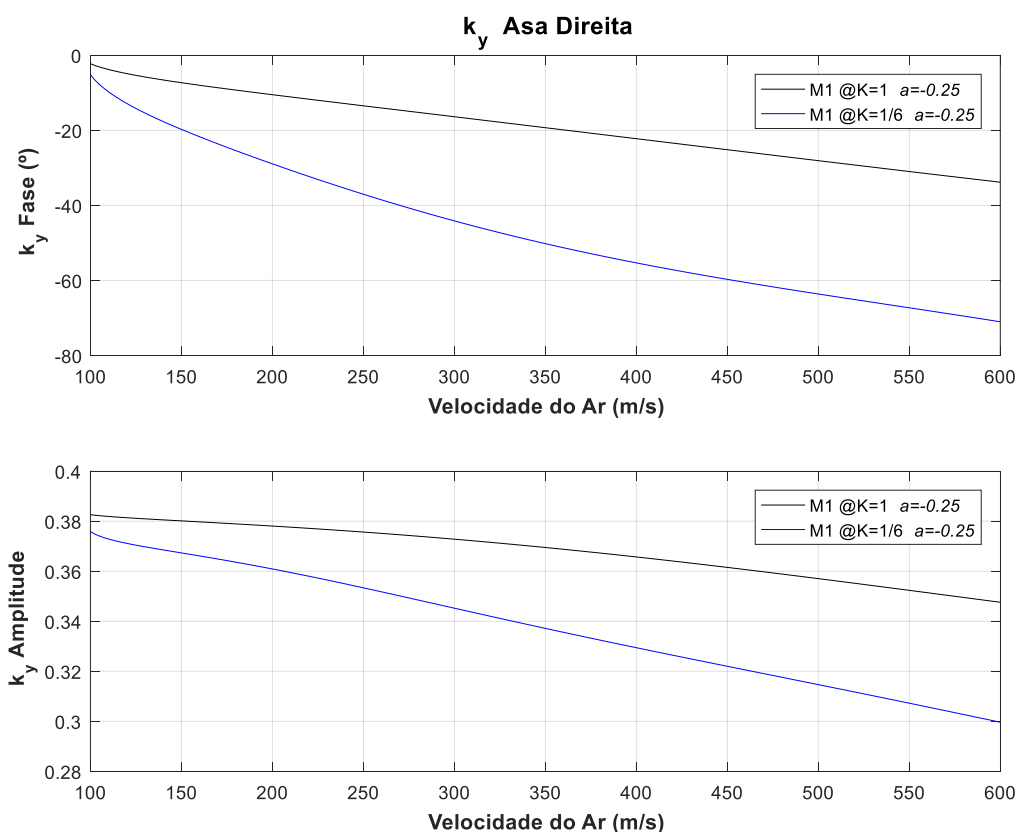


Figura 5.57- Avaliação da variação de rigidez na flexão- modo 1.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Analisando o conjunto dos gráficos de flexão e torção, constata-se que na torção houve uma alta na amplitude e uma redução no avanço de fase. A flexão, por sua vez, reduziu um pouco a amplitude do movimento e teve valores de fase mais negativos ainda. Os resultados apontam que, dada uma entrada da força excitadora, a torção responde primeiro para depois haver a resposta em flexão. Vale notar que, apesar da flexibilidade ter sido aumentada (curva azul exemplifica a aeronave muito flexível), a amplitude de flexão sofreu uma redução. Quando vistos os resultados de flexão e torção em conjunto, percebe-se pelos valores de fase que a torção é a componente que lidera o movimento (2ª hipótese do mecanismo físico do *flutter*) e tem sua amplitude acrescida. Seria como se a torção deixasse uma menor quantidade de uma força F de entrada para a flexão poder utilizar. Com uma menor força de entrada, a flexão sofre uma redução na amplitude do movimento mesmo com um aumento da flexibilidade estrutural.

Comparando os resultados de diferença entre as componentes de torção e flexão, conforme mostra a Figura 5.58, constata-se que a mudança de rigidez alterou os valores iniciais

da fase a 100 m/s e o comportamento dessas curvas. Na aeronave flexível, os cálculos apontam para uma redução da diferença de fase entre os movimentos, ao passo de que na aeronave muito flexível ocorre o oposto: a diferença torna-se superior quanto maior for a velocidade de análise. Próximo dos 240 m/s as diferenças de fase para ambos os casos rodados são iguais, o que indica um mesmo adiantamento da torção frente a flexão. Pelos valores de amplitude, a aeronave muito flexível tem maiores oscilações e uma frequência menor; enquanto o modelo original tem menores amplitudes de vibração, mas uma frequência maior.

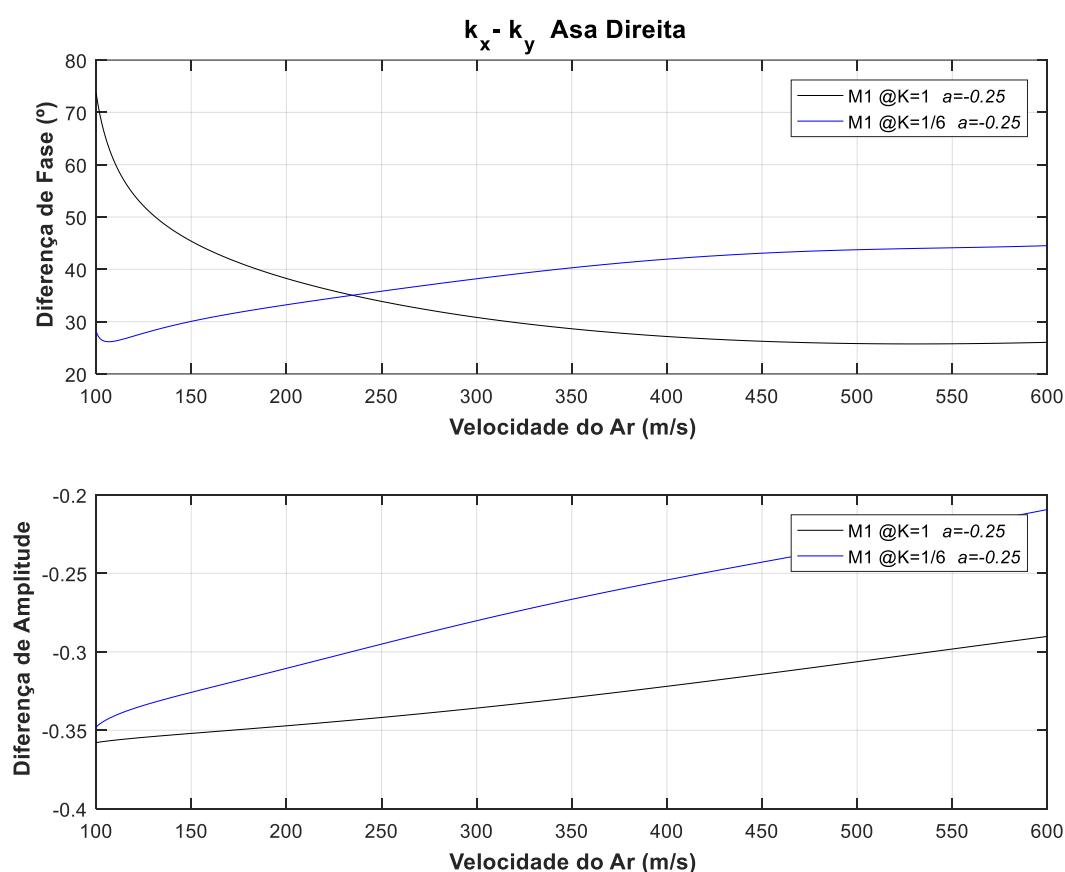


Figura 5.58- Avaliação da variação de rigidez na diferença entre torção e flexão- modo 1.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Em suma, os dados para o modo 01 apontam que o modelo desenvolvido originalmente oscila mais e é mais coordenado por esforços de flexão, enquanto o segundo modelo (muito flexível) vibra com uma frequência menor e tem uma pequena redução na flexão. Ainda assim, em ambos os casos, a torção é bem inferior a flexão.

5.4.2. Modo 02

A Figura 5.59 mostra os resultados de frequência e taxa de amortecimento para o modo 02. Novamente, nota-se que a mudança de rigidez atuou na redução dessas duas grandezas. As curvas de frequência mantêm praticamente o mesmo comportamento crescente, embora a taxa de crescimento da frequência da aeronave muito flexível seja maior, resultado provindo talvez do decaimento sofrido na taxa de amortecimento. A aeronave flexível desenvolvida inicialmente mostra um fator de amortecimento quase invariante com o aumento da velocidade, ao passo que o modelo muito flexível revela uma variação considerável. Pelas considerações feitas para o modo 01, é esperado que haja novamente aumento das amplitudes de torção e redução das de flexão.

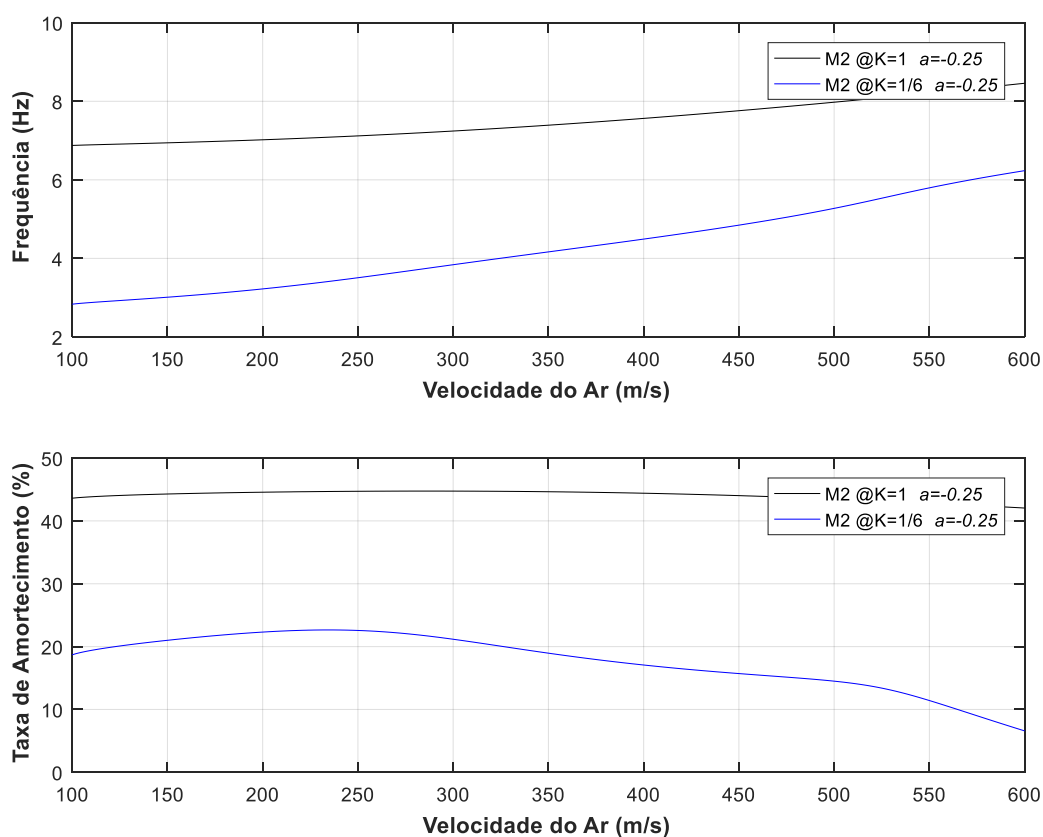


Figura 5.59- Comparação de variação de rigidez para frequência e taxa de amortecimento- modo 2.

Fonte: Elaborado pelo autor.

A Figura 5.60 mostra a comparação dos resultados de torção para os dois modelos aqui tratados. Nota-se que a fase pouco varia no modelo originalmente desenvolvido e que há grande semelhança com o modelo muito flexível até os 270 m/s, velocidade esta em que a torção compactua com saltos na fase e é seguida de um avanço de fase crescente. Nota-se que, ao

menos graficamente, os saltos de fase do modelo muito flexível aparentam estar associados com as variações de amplitude vistas em torno dos 250 m/s. Além disso, nas proximidades dos 250 m/s ocorre a inflexão da curva de taxa de amortecimento, ou seja, variações de fase e amplitude possivelmente são causa da redução do fator de amortecimento. Este último fato torna-se interessante pelo fato de que normalmente o *flutter* é referenciado pela taxa de amortecimento negativa, mas a causa física para que isso ocorra está intimamente relacionada com a diferença de fase entre as componentes de torção e flexão.

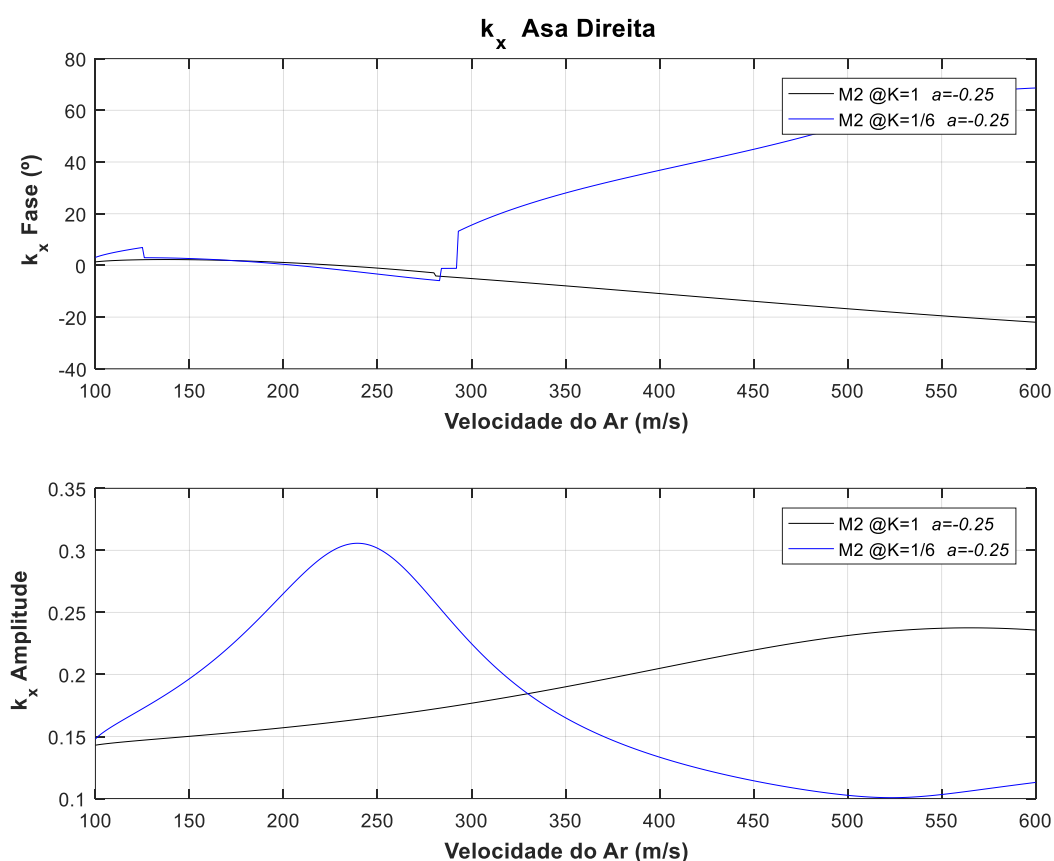


Figura 5.60- Avaliação da variação de rigidez na torção- modo 2.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Avaliando as amplitudes de oscilação da Figura 5.60, é notado que a aeronave flexível tem um acréscimo quase linear, ao mesmo tempo em que a aeronave muito flexível apresenta um valor máximo de amplitude que decai suavemente até o término da simulação. Até os 330 m/s aproximadamente, o modelo muito flexível possui amplitudes maiores de oscilação. A partir dessa velocidade, o modelo original mostra predomínio nos valores de amplitudes.

Em resumo, a torção do modo 02 foi acometida pelos efeitos de mudança de rigidez ao demonstrar salto e aumento de avanço de fase e um comportamento totalmente diferente para a curva de amplitude.

Já a Figura 5.61 ilustra os resultados comparativos de flexão para o modo 02 quanto à variação de rigidez. Verifica-se que a alteração de rigidez atuou fortemente na fase e na amplitude do movimento. A flexão, que originalmente manteve-se praticamente em fase com a força excitadora, sofre no modelo muito flexível uma variação brusca que torna o movimento fora de fase. A amplitude de flexão, que também permaneceu em um patamar praticamente inalterado na aeronave flexível, passa a ter um valor mínimo, no mesmo instante em que a torção atinge o valor máximo, e logo após aumenta a amplitude até uma aparente estagnação depois dos 400 m/s.

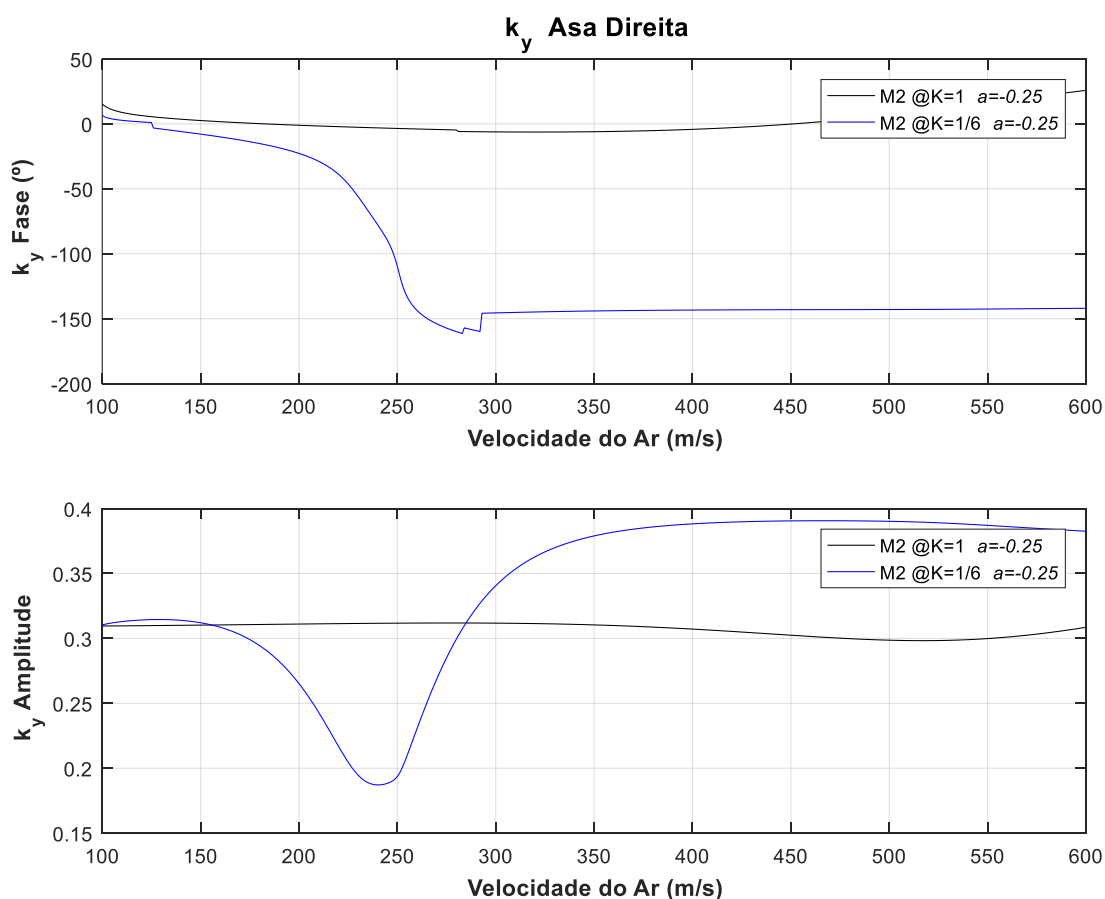


Figura 5.61- Avaliação da variação de rigidez na flexão- modo 2.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Para o modo 02, nota-se que ambos os movimentos da aeronave flexível estão compassados com a força excitadora em praticamente toda a faixa de velocidades. Já para a

aeronave muito flexível, verifica-se que existe um salto na fase de torção e uma variação abrupta de fase na flexão.

Pelos valores calculados de diferença de fase e amplitude entre a torção e a flexão, conforme a Figura 5.62, confirma-se o que foi apresentado anteriormente: a mudança de rigidez na aeronave altera o comportamento da fase e amplitude dos movimentos de torção e flexão. Com isso, pode-se concluir que a rigidez exerce papel fundamental na prevenção de *flutter*.

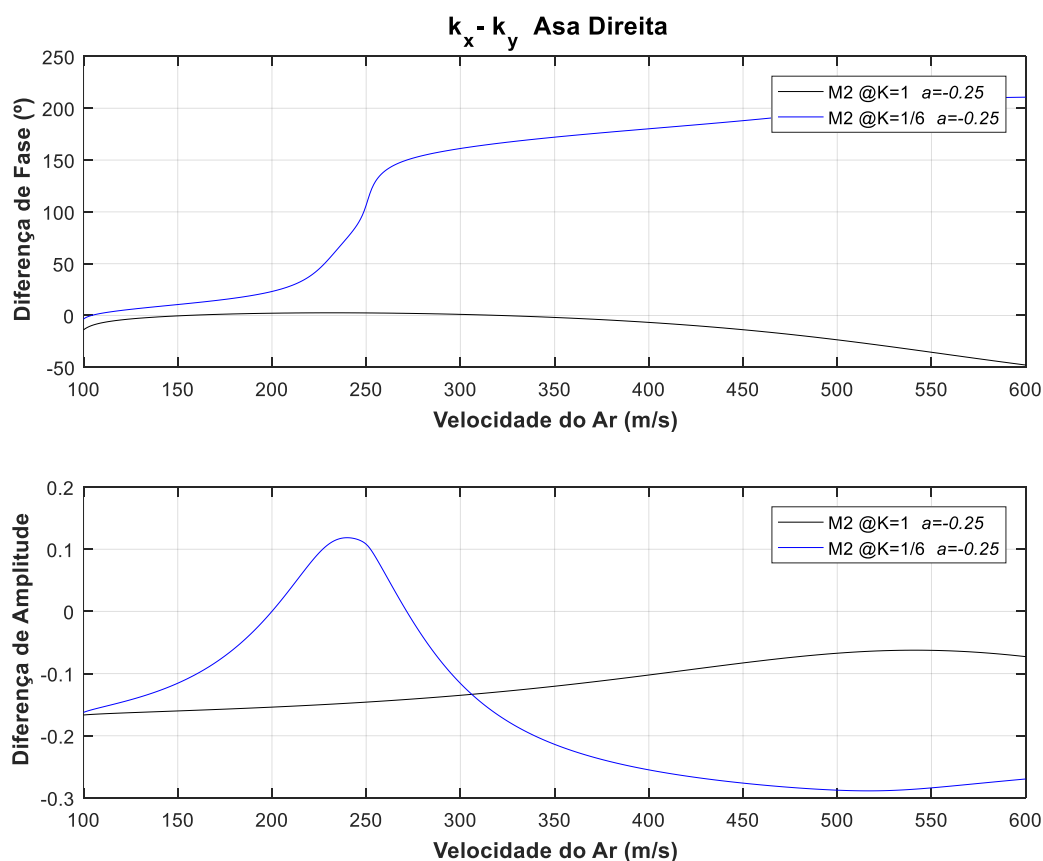


Figura 5.62- Avaliação da variação de rigidez na diferença entre torção e flexão- modo 2.

Fonte: Elaborado pelo autor.

A diferença de fase e amplitude ilustrada na Figura 5.62 mostra que a aeronave flexível praticamente mantém a proporção dos movimentos em toda a faixa de velocidade. Isto é, os movimentos estão em equilíbrio e a velocidade é um parâmetro que exerce pouca influência no comportamento do modo aeroelástico. De maneira contrária, a aeronave muito flexível mostra que a velocidade exerce papel fundamental no comportamento e distribuição de esforços, sendo que os efeitos originados apontam para uma propensão maior ao surgimento de *flutter*, haja visto que o fenômeno foi encontrado para as simulações com a aeronave muito flexível.

5.4.3. Modo 03

Agora, analisando os resultados comparativos para o modo 03, nota-se novamente pela Figura 5.63 que a mudança de rigidez atuou no sentido de reduzir a frequência e a taxa de amortecimento.

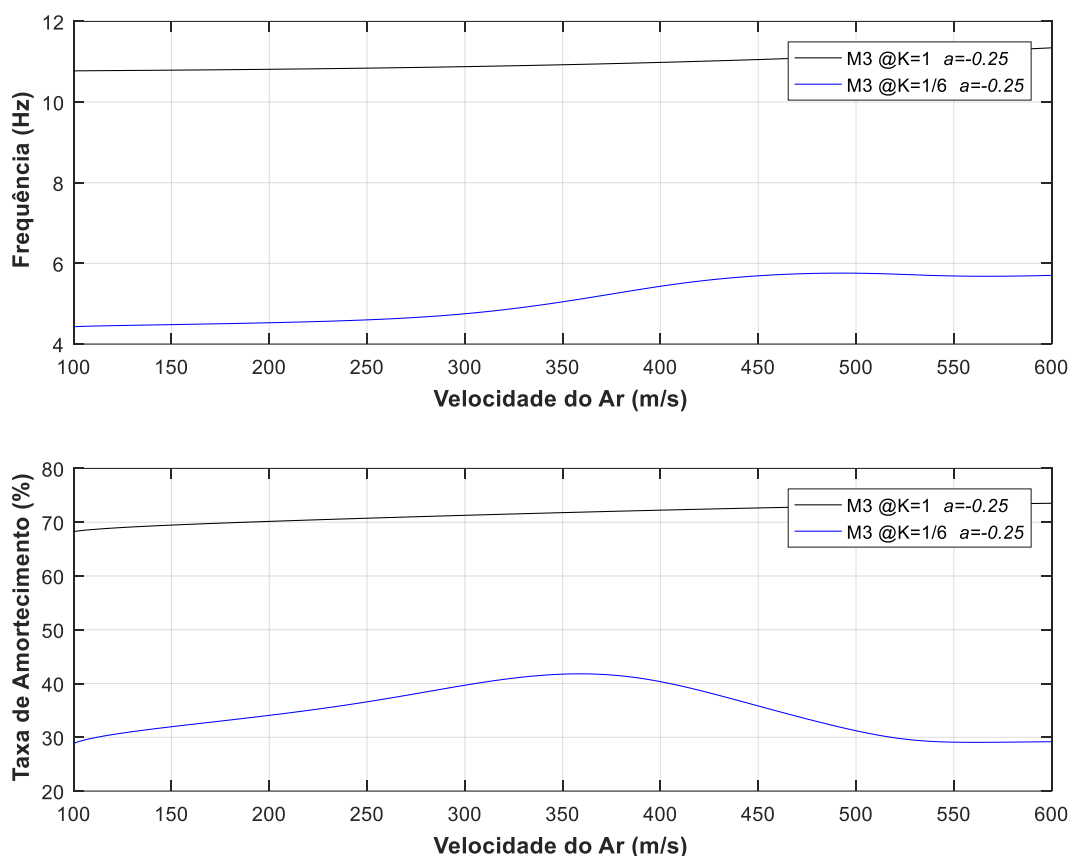


Figura 5.63- Comparação de variação de rigidez para frequência e taxa de amortecimento- modo 3.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Em um cenário geral, os três modos reduziram a frequência e a taxa de amortecimento, algo que já era esperado pelo fato de que os filtros padrões, que selecionam os dados de interesse com base nos autovalores, não foram capazes de captar os modos 2 e 3 na simulação com o modelo original. Sendo assim, o aumento de flexibilidade faz com que a frequência seja menor, assim como a taxa de amortecimento da estrutura. Qualitativamente, para compreender o mecanismo, pode-se imaginar uma asa extremamente rígida e outra muito flexível. Se uma mesma perturbação for a entrada para ambas as asas, a rígida terá amplitudes bem pequenas e vibrará em uma frequência maior. Já a segunda asa, permitirá uma maior deformação e amplitude do movimento, porém terá uma frequência menor. Entendendo a rigidez, neste cenário, como mecanismo de resistência ao movimento, é esperado que a estrutura possua um

amortecimento maior. Por outro lado, a asa mais flexível não consegue apresentar tanta resistência ao movimento, conforme é mostrado na Figura 5.63.

Os resultados de torção para o modo 03, apresentados na Figura 5.64, mostram as alterações provocadas pelo aumento de flexibilidade nas asas. Enquanto o modelo original permanece com a fase e amplitude praticamente sem nenhuma mudança significativa, a aeronave muito flexível mostra um avanço de fase que decai suavemente com a velocidade até se tornar um atraso de fase nos 450 m/s. Já para a amplitude em torção, verifica-se que há uma inflexão para baixo próxima dos 250 m/s (talvez associada com o modo 02) e outras para cima (ponto de amplitude mínimo) em torno dos 430 m/s. Apesar das variações, a alternância dos dados de amplitude de torção para ambos os modelos flexível e muito flexível é bem baixa. A maior diferença vista é dada nos valores de fase.

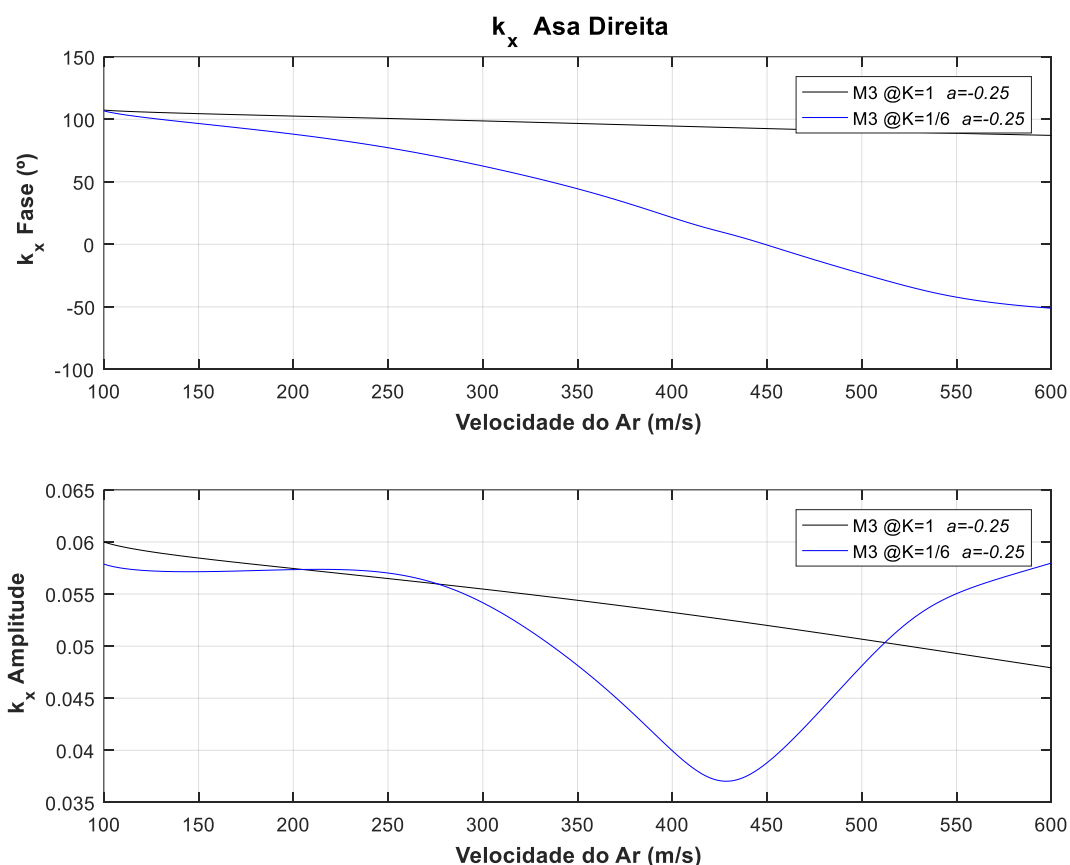


Figura 5.64- Avaliação da variação de rigidez na torção- modo 3.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Com os resultados de flexão para o modo 03 apresentados pela Figura 5.65, percebe-se que as fases pouco mudaram com o incremento de velocidade, e os resultados para a aeronave original, em torno de 35°, são exatamente análogos aos obtidos para a aeronave muito flexível,

porém com o sinal oposto. O primeiro modelo possui adiantamento de fase enquanto o segundo mostra atraso de fase.

Os valores de amplitude em flexão são praticamente os mesmos e, embora o avião muito flexível demonstre uma variação mais assinalada graficamente, a ordem de grandeza das variações em ambos os casos é pequena.

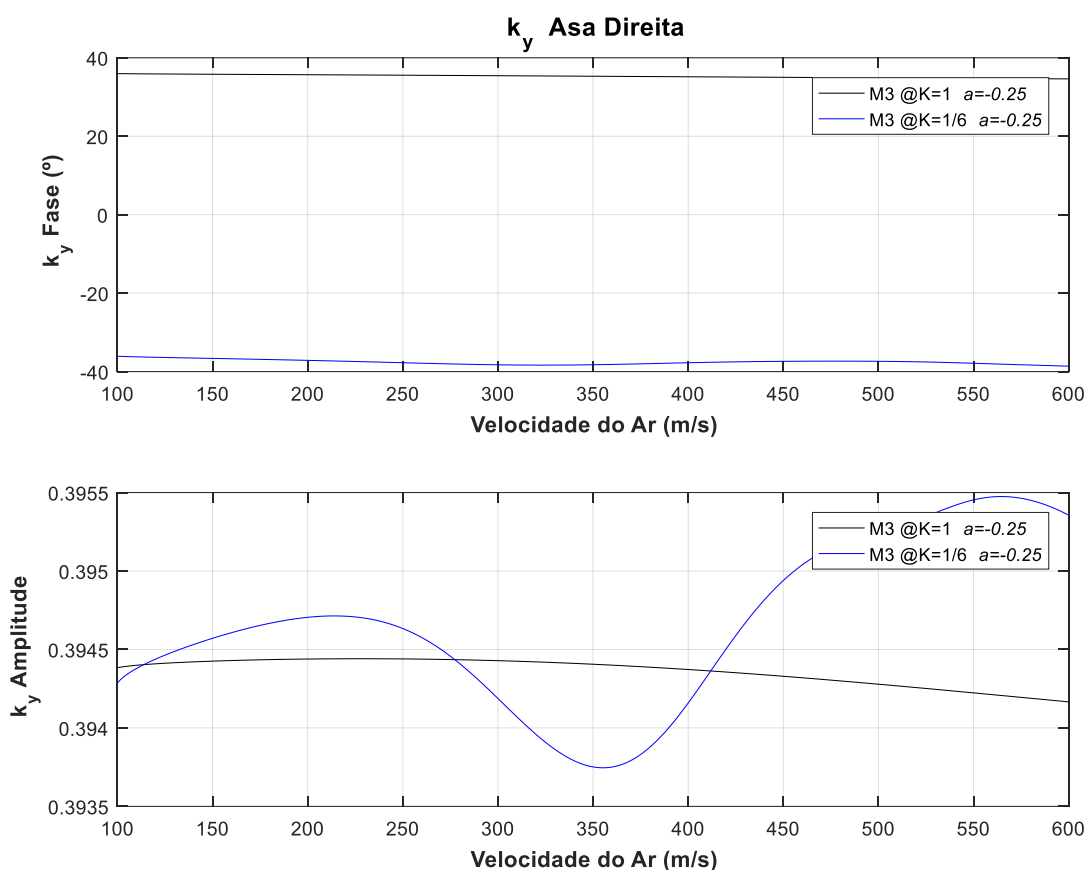


Figura 5.65- Avaliação da variação de rigidez na flexão- modo 3.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Por último, conforme mostra a Figura 5.66, estão apresentados os resultados relativos a diferença entre torção e flexão para ambos os casos analisados. Como já esperado, o modelo flexível quase não sofreu mudanças com a velocidade, enquanto o modelo muito flexível mostra sua maior distinção pelos resultados de diferença de fase.

Apesar da ordem de grandeza ser praticamente a mesma, percebe-se pela Figura 5.66 que as amplitudes estão mais próximas até os 270 m/s, ponto a partir do qual a aeronave muito flexível passa a decaimento nos valores de amplitude. Vale notar ainda que após a curva de amplitude do modelo muito flexível atingir o ponto de mínimo, logo em seguida a diferença de

fase passa a ter valores negativos, o que representa que a torção passa a demandar mais tempo em resposta do que a flexão.

Em suma, a rigidez atuou na mudança de fase e nas amplitudes dos esforços de torção e flexão, o que produziu efeitos na taxa de amortecimento e frequência.

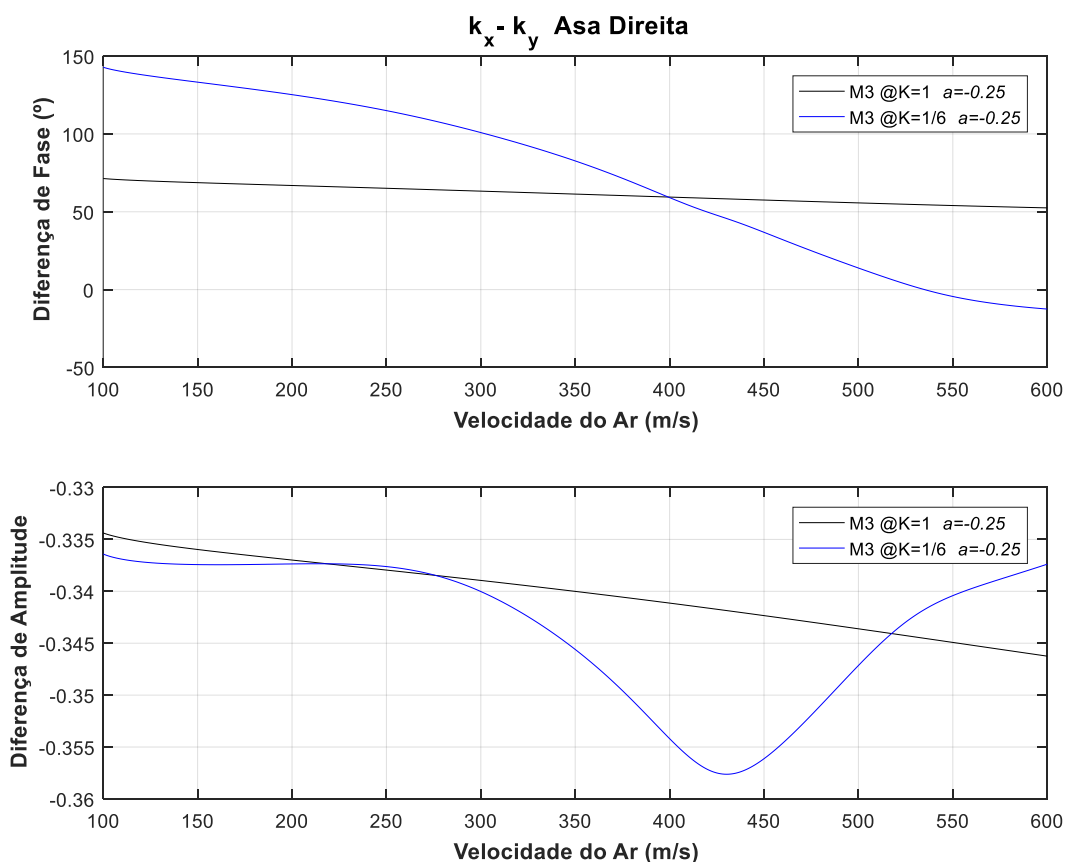


Figura 5.66- Avaliação da variação de rigidez na diferença entre torção e flexão- modo 3.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Pelos dados apresentados, nota-se que a mudança de rigidez na aeronave provocou, sob um cenário geral, maior variação dos resultados. Antes da alteração de rigidez, os valores da aeronave flexível possuíam uma menor variação com a velocidade, como se a velocidade exercesse pouca influência. Com o aumento da flexibilidade das asas, nota-se que a aeronave tem uma mudança mais radical dos valores. De maneira geral, pode-se afirmar com respaldo nos dados apresentados que a redução da rigidez diminui os valores de frequência e taxa de amortecimento, como já citado anteriormente.

O modo 1 manteve praticamente o mesmo comportamento para ambas as aeronaves, mas com alteração numérica dos dados. A frequência e a taxa de amortecimento foram reduzidas, a torção teve um acréscimo na amplitude seguido de um decaimento no avanço, e

por último, a flexão reduziu as amplitudes de oscilação e aumentou o atraso. A torção responde primeiro a força excitadora para depois haver resposta em flexão.

O modo 2 apresentou maior distinção dos dados quando contrapostos os dois modelos. Embora os dois valores de frequência tenham sofrido acréscimo, na aeronave muito flexível houve um aumento mais pronunciado. A respeito da taxa de amortecimento, tem-se que na aeronave original havia um equilíbrio e independência dos valores em relação a velocidade. Com o aumento da flexibilidade, o modelo passa a ter influência direta da velocidade de voo e apresenta um decaimento considerável. Uma peculiaridade que pode ser notada para os valores de flexão e torção é que no modelo original não existe a presença de valor máximo e mínimo nas curvas, bem como a variação brusca nas fases.

Além disso, podem ser notadas algumas diferenças que certamente influenciam diretamente o mecanismo físico de ação, sendo que originalmente a torção tem um aumento gradual dos valores de amplitude com a fase um pouco atrasada, e a flexão possui valores de amplitude aproximadamente constantes e a fase um pouco avançada. Para o modelo muito flexível, isto é alterado: torção com valor máximo de amplitude em torno dos 240 m/s e com fase avançada; flexão com valor mínimo de amplitude em torno dos 240 m/s também e com fase atrasada.

Por fim, o modo 3 teve pouca variação das amplitudes dos movimentos de flexão e torção e uma diferença de fase mais pronunciada em ambos os movimentos também. A torção aumentou o atraso do movimento, enquanto a flexão, que antes na aeronave flexível era adiantada, passa a ser atrasada com a mesma proporção numérica.

Resumidamente, a mudança de rigidez tornou os resultados mais sensíveis à variação de velocidade e as maiores alterações foram vistas justamente no modo 02, sendo aquele em que os movimentos de flexão e torção são mais equiparados e mostrou uma alteração mais drástica no comportamento das curvas. Além disso, diferentemente da variação do eixo de flexão que não foi capaz de alterar significativamente o comportamento das curvas vistas, a rigidez desempenha um papel fundamental na maneira como as curvas se apresentam.

5.5. Simulações Dinâmicas

Além da avaliação dos efeitos originados pela alteração do eixo de flexão e a rigidez das asas da aeronave, foram efetuadas duas simulações ao longo do tempo (dinâmicas) para que pudessem ser analisadas as diferenças de comportamento da aeronave quando está ou não submetida ao *flutter*. Para tanto, foi escolhido o modelo de aeronave muito flexível, isto é, com

asas seis vezes mais flexível do que o modelo original, e eixo de flexão em $\alpha = +0,25$ (mais traseiro). Com o modelo de aeronave escolhido, as velocidades analisadas contemplam dois casos particulares: abaixo da velocidade de *flutter* (225 m/s) e na velocidade de *flutter* teórica calculada (425 m/s— velocidade obtida para a simulação S06). Nas duas simulações analisadas há uma entrada de um *doublet* de profundor para excitar a estrutura.

As análises feitas foram focadas na apresentação da torção e flexão para as asas da aeronave, assim como em outras características relevantes em análises dinâmicas, como por exemplo, a decomposição de velocidades da aeronave e as taxas de variação de cada uma dessas grandezas.

A primeira simulação dinâmica a ser apresentada mostra o caso analisado abaixo da velocidade de *flutter* (S07). O segundo caso rodado mostra uma condição avaliada na velocidade de *flutter* (S08). Os próximos itens irão tratar dessas duas simulações.

A apresentação dos resultados será de maneira mais sucinta. Caso seja desejado, o leitor pode encontrar análises dinâmicas detalhadas em Sousa (2013).

5.5.1. Simulação S07— Aeronave Muito Flexível e Eixo de Flexão em 75%

Nesta primeira simulação dinâmica a velocidade analisada foi configurada para 225 m/s. A Figura 5.67 ilustra os comandos de entrada. É possível notar que apenas o profundor foi acionado. O *doublet* de profundor dessa simulação e da simulação S08 foi de $\pm 5^\circ$ em relação à condição trimada.

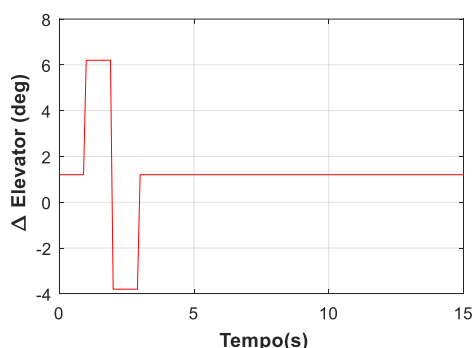


Figura 5.67- Comando de entrada- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75 % da corda aerodinâmica à 225 m/s.

Fonte: Elaborado pelo autor.

A Figura 5.68 mostra os valores da flexão e torção para ambas as asas ao longo do tempo. Os valores iniciais (*tempo*= 0 s) indicam os resultados calculados para a condição

trimada. As mudanças em relação à condição trimada são resultantes da perturbação feita pelo comando de profundor. Percebe-se que os valores de flexão na trimagem são bem superiores aos de torção e que as respostas das asas estão no sentido invertido, visto que o sistema de eixos do modelo numérico é diferente daquele adotado pela mecânica de voo tradicional. Além disso, pode ser notada a simetria entre as asas, sendo que ambas têm o mesmo comportamento das curvas, embora o sentido seja invertido.

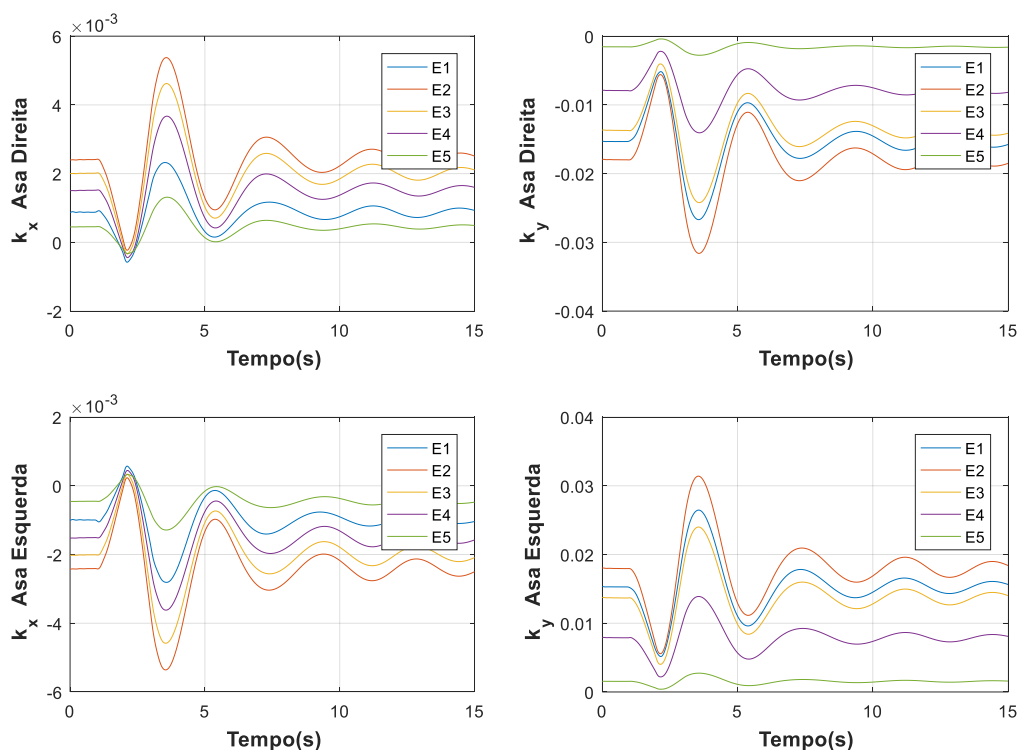


Figura 5.68- Resultados para a torção e flexão nas asas- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75 % da corda aerodinâmica à 225 m/s.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Uma consideração importante a ser feita é que os resultados mostrados inicialmente nas simulações com variação do eixo de flexão abordam os valores de frequência, taxa de amortecimento, fase e amplitude separadamente, isto é, como se cada resultado estivesse isolado. Já na simulação dinâmica, todos esses fatores agem em conjunto e os modos aeroelásticos ocorrem simultaneamente. Com isso, há uma mesclagem de diferentes amortecimentos e oscilações da estrutura em torno da condição de equilíbrio obtida na trimagem.

Pela Figura 5.68 é possível perceber que os efeitos de estabilidade são superiores aos que provocam instabilidade. A estrutura sofre a perturbação originada pelo *doublet* e a amortece

ao longo do tempo, tendendo a um regime estável. Vale notar que é o elemento 02 é aquele que possui maiores valores de amplitude.

A Figura 5.69 mostra os resultados encontrados para as taxas de arfagem (q), rolamento (p) e guinada (r), bem como os ângulos associados com cada uma delas (θ — ângulo de atitude, ϕ — ângulo de rolamento e ψ — ângulo de guinada). Vale notar que estes resultados são apresentados conforme o sistema de eixos de dinâmica de voo tradicional.

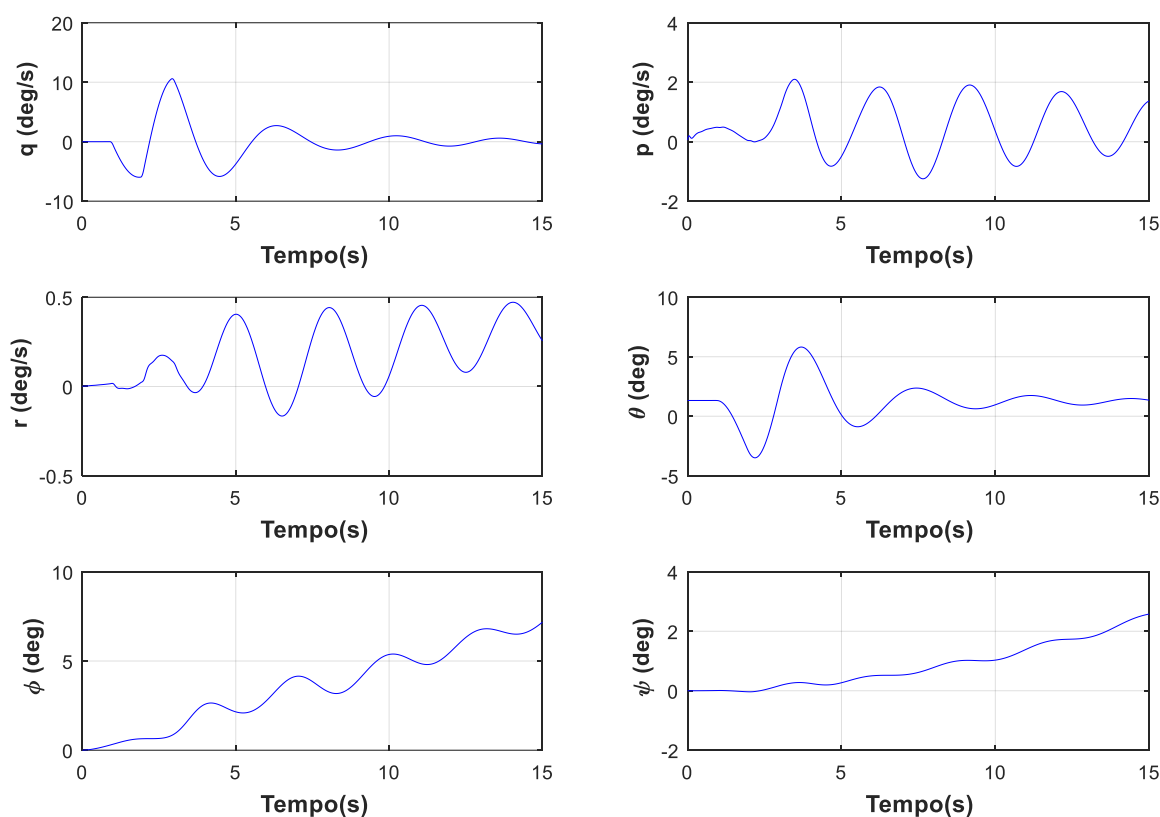


Figura 5.69- Ângulos de Euler e suas respectivas taxas de variação- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75 % da corda aerodinâmica à 225 m/s.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Pela Figura 5.69 é notado que a taxa de arfagem q varia de maneira análoga ao ângulo θ . Pelo fato de a entrada de comando ter sido efetuada longitudinalmente, isto é, pelo profundor, já era esperado que estas grandezas fossem aquelas que apresentassem as maiores variações. Um fato importante a ser notado é que a taxa de rolamento p não possui valor nulo no início da simulação em virtude do fato de que o código numérico realiza apenas a trimagem longitudinal da aeronave. Uma possível melhoria seria a implementação da trimagem látero-direcional.

A Figura 5.70 apresentada em sequência mostra a velocidade linear da aeronave com sua respectiva decomposição em cada um dos eixos: X (velocidade u), Y (velocidade v) e Z

(velocidade w). A variação total da velocidade da aeronave é bem baixa, na ordem dos décimos. A velocidade em u é praticamente composta pelo valor de velocidade de entrada fornecida, enquanto as outras duas componentes possuem valores mais baixos. As componentes oscilam devido prioritariamente ao fato de ter sido realizado a entrada de comando do profundor. A velocidade u tem um acréscimo no início da simulação devido ao comando de profundor fazer com que a aeronave inicialmente tenda a reduzir o ângulo de atitude, isto é, a descer. Ao descer, esta componente de velocidade é acrescida, pois há uma troca entre a energia potencial e a energia cinética.

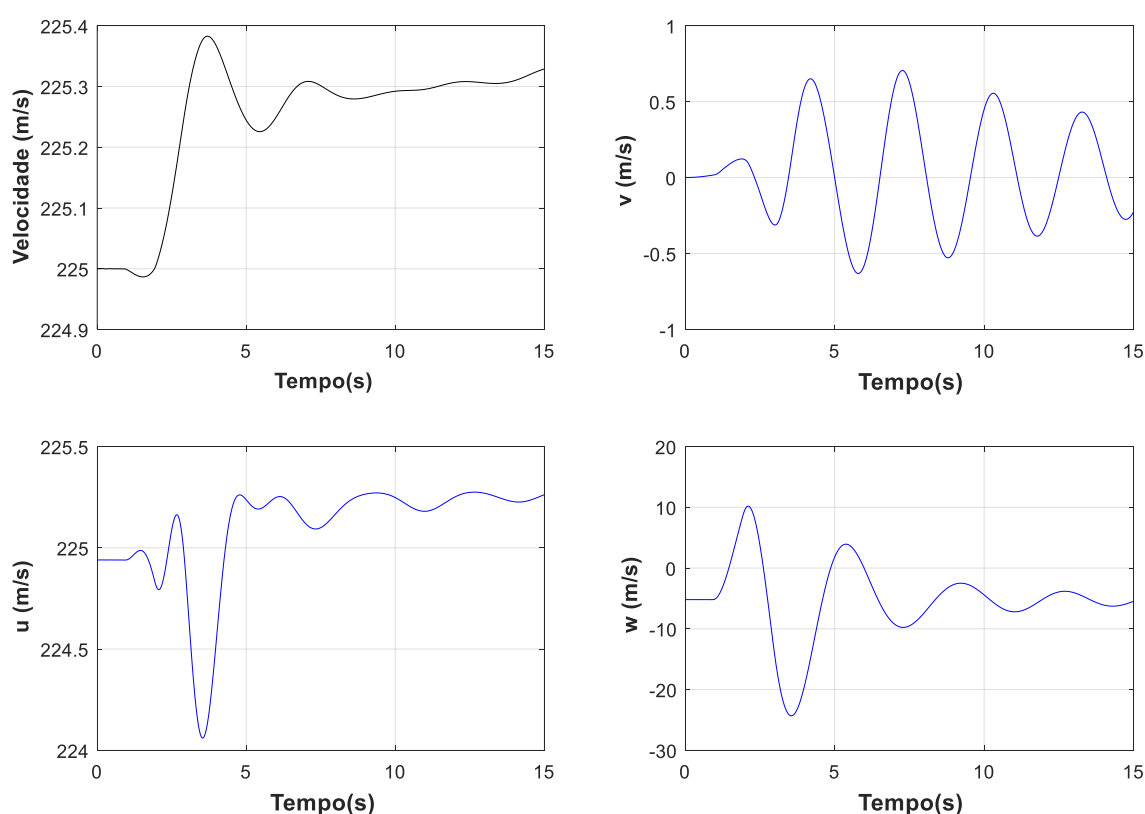


Figura 5.70- Velocidade da aeronave e suas componentes- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75 % da corda aerodinâmica à 225 m/s.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Para completar ainda mais os dados mostrados, a Figura 5.71 evidencia justamente esta troca de energia potencial e cinética que há na aeronave. Para tanto, são mostrados os gráficos de altitude da aeronave e sua respectiva velocidade (total).

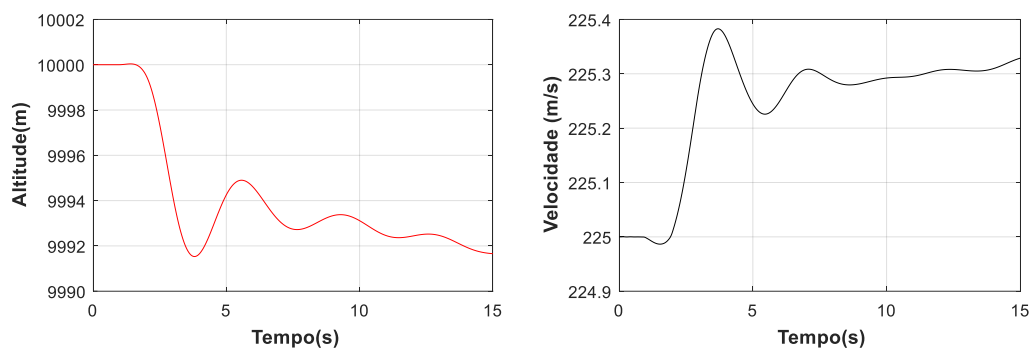


Figura 5.71- Altitude e velocidade total da aeronave- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75 % da corda aerodinâmica à 225 m/s.

Fonte: Elaborado pelo autor.

5.5.2. Simulação S08— Aeronave Muito Flexível e Eixo de Flexão em 75%

Esta simulação utilizou o mesmo modelo aeronave da análise anterior, S07, e a entrada de comando foi análoga a Figura 5.67. E, embora os comandos tenham sido os mesmos, os resultados foram bem distintos, conforme apresenta a Figura 5.72.

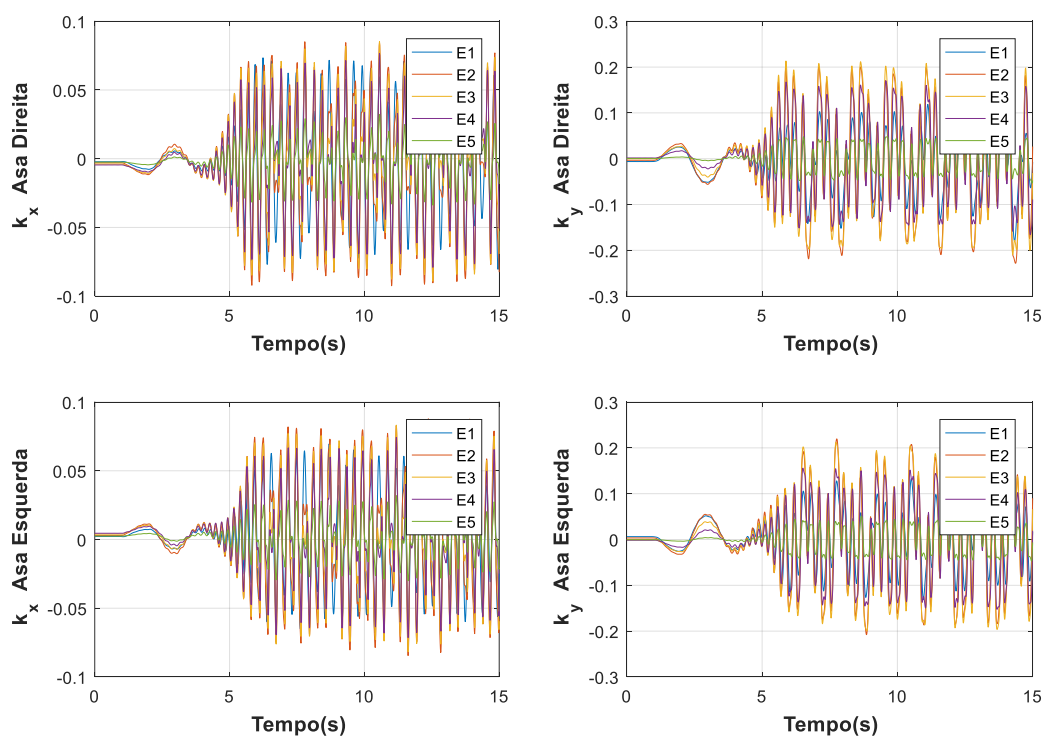


Figura 5.72- Resultados para a torção e flexão nas asas- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75 % da corda aerodinâmica à 425 m/s.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Na Figura 5.72 é notório que a aeronave teve uma resposta bem diferente da primeira simulação não linear. A estrutura é excitada pela entrada de profundor e mostra uma resposta que tende a crescer a magnitude das componentes de torção e flexão. Os valores de torção não são tão pequenos como no caso anterior, mas ainda assim os valores de flexão mostram maior superioridade numérica. O comportamento retratado pelas curvas indica a superioridade dos efeitos de instabilidade frente aos de estabilidade, algo que caracteriza o amortecimento negativo. E, apesar da simulação considerar 15 segundos, possivelmente nesta condição instável mostrada a aeronave seja incapaz de resistir estruturalmente logo nos primeiros ciclos ou segundos, acometendo alguma falha ou efeito danoso.

Avaliando agora os resultados apresentados para as velocidades e suas componentes, vide Figura 5.73, nota-se que as oscilações nas componentes e na velocidade total foram bem mais severas.

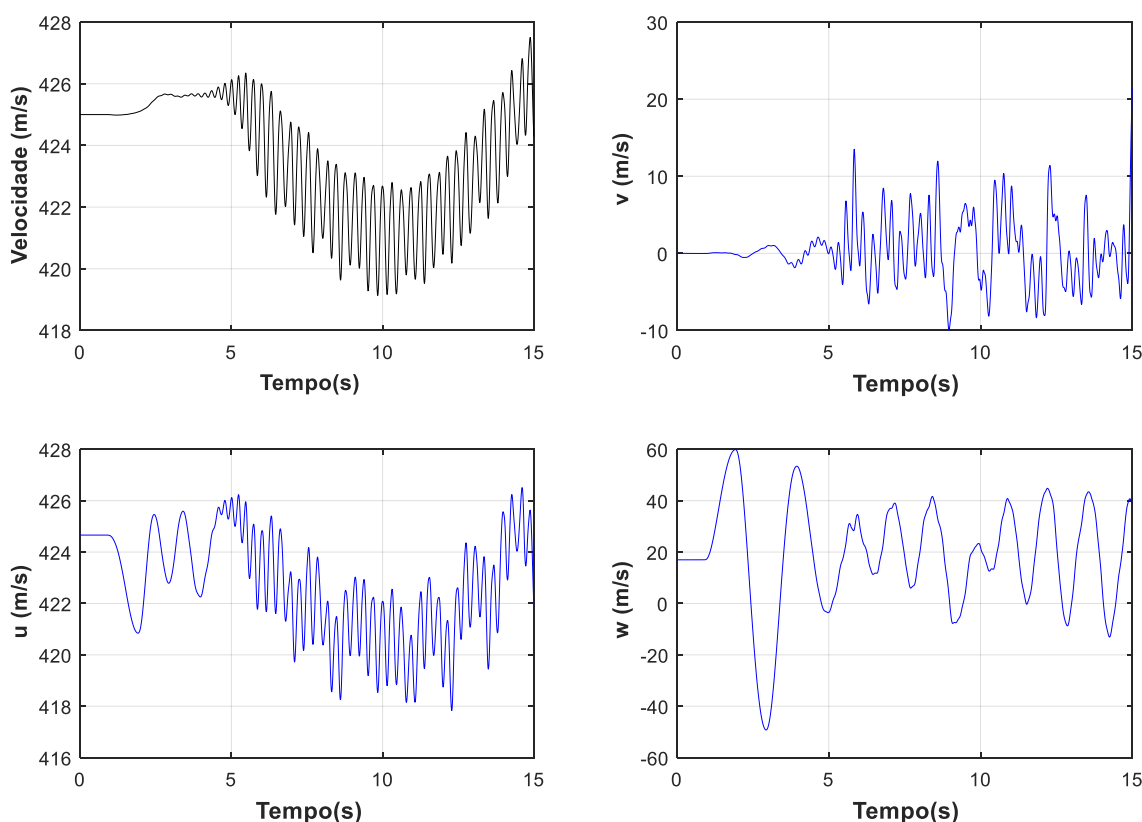


Figura 5.73- Velocidade da aeronave e suas componentes- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75 % da corda aerodinâmica à 425 m/s.

Fonte: Elaborado pelo autor.

Por último, são apresentados novamente os valores de altitude e velocidade para esta simulação S08, conforme apresenta a Figura 5.74. Embora a altitude tenha reduzido bastante, a

velocidade apenas começa a crescer, em regime oscilatório, após os 10 segundos. A presença de não linearidades e uma composição mais complexa dos movimentos está presente, visto que as asas estão sob um regime árduo de oscilação.

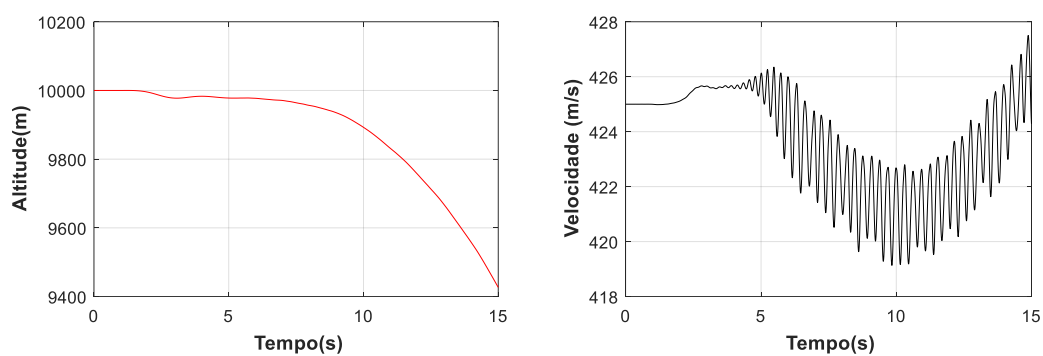


Figura 5.74- Altitude e velocidade total da aeronave- Aeronave muito flexível com eixo de flexão em 75 % da corda aerodinâmica à 425 m/s.

Fonte: Elaborado pelo autor.

6 CONCLUSÕES

Este último capítulo é dedicado a apresentação das principais conclusões obtidas com o desenvolvimento dessa pesquisa, os objetivos que foram alcançados e as frentes ainda abertas para futuros desenvolvimentos no modelo feito por Sousa (2013), com o uso do AEROFLEX, e adaptado nessa dissertação sob uma perspectiva de aeroelasticidade.

6.1. Resumo da Pesquisa

Uma implementação numérica foi feita no modelo criado inicialmente por Sousa (2013). Esta melhoria se deu no sentido de adaptar o código para preencher as condições necessárias para que a aquisição das matrizes dos autovalores e autovetores fosse mais rápida e viabilizasse o desenvolvimento aqui apresentado. Adicionalmente, rotinas foram feitas para o tratamento desses dados, sendo estas rotinas já de grande contribuição para análises, já que o processo de rastreamento de modos não é trivial. A abordagem feita fez o uso de filtros para selecionar e analisar os modos aeroelásticos de interesse. Apesar dos filtros utilizados terem selecionados apenas os primeiros modos, esta análise pode ser ampliada com o uso de outros valores de filtros. Ainda sob o aspecto das rotinas desenvolvidas, destaca-se aquela responsável por gerar os resultados de frequência, taxa de amortecimento, fase e amplitude para cada elemento do membro analisado. Esta rotina foi elaborada para que tornasse possível a inserção apenas do modo que se deseja avaliar. Isto, é claro, com a rotina devidamente ajustada para tal.

As rotinas desenvolvidas construíram a base para o manejo e aquisição dos resultados apresentados ao longo dessa dissertação. Destacam-se as análises referentes a proposição do mecanismo físico com o uso intramodal das informações obtidas pelos autovalores e autovetores, e dois estudos de sensibilidade: posicionamento do eixo de flexão e variação da rigidez.

A proposição do mecanismo físico trouxe uma abordagem distinta daquela normalmente encontrada na literatura. E isto graças à análise intramodal (metodologia NFNS_s), que possibilitou a avaliação das características internas presentes em cada modo aeroelástico, quanto às componentes de flexão e torção. Isto permite analisar pontualmente a estrutura da aeronave e conhecer o comportamento de cada partição. O autor acredita que, com um conhecimento físico bem aprofundado acerca do *flutter*, isso possa tornar praticável a implementação de soluções pontuais para evitar comportamentos instáveis.

A análise do mecanismo físico do *flutter* mostrou um esforço inicial para fazer uma abordagem conjunta dos valores de fase e amplitude com as informações contidas nos autovalores, frequência e taxa de amortecimento. A ideia foi utilizar esses resultados para esclarecer um pouco mais sobre a física do problema e mostrar os mecanismos de ação envolvidos (instabilidade e estabilidade). As explicações se demonstraram aplicáveis localmente e necessitam de um desenvolvimento mais assíduo para atingir uma proposição única acerca da física entre as componentes de torção e flexão internas em cada modo. Neste trabalho muitos dados foram obtidos e uma teoria única ainda é tema de pesquisa.

O modo 2 foi aquele avaliado, pois apresentou *flutter* na condição da simulação S06. Este segundo modo foi aquele que, dentre os três, possuiu maior equivalência entre as componentes de flexão e torção. Neste contexto, este arranjo interno das componentes dentro de cada modo se mostrou como um ponto importante e relevante nas análises de *flutter*.

Embora normalmente seja destacado pela literatura que o *flutter* é marcado pelo instante em que a taxa de amortecimento se tornar nula e passa a ter valores negativos, o que não está errado, se torna mais rara a existência de citações referentes a presença de diferença de fase e, mais ainda, quando se trata de uma abordagem física do modo o qual foi feito nesta pesquisa. Isto é, a lógica sequencial para o acontecimento do *flutter* é que antes da taxa de amortecimento se tornar negativa, há uma mudança de fase que altera o mecanismo físico para fazer com que os efeitos instáveis fiquem maiores do que aqueles que estabilizam o movimento. Em linhas gerais, a proposição do mecanismo físico do *flutter* elucidou como os valores obtidos pelos autovetores (fase e amplitude), podem ser úteis na avaliação interna dos modos aeroelásticos. E, embora a análise aqui feita demonstre uma abordagem física sob o *flutter* no modo 2, é preciso extremo cuidado na realização de generalizações no meio da aeroelasticidade, visto a complexidade envolvida na análise. Isto é, embora tenha sido feita uma análise detalhada, ainda é preliminar e exige que estudos futuros também sejam realizados no tema.

Quanto aos estudos de sensibilidade, o primeiro deles, relativo ao posicionamento do eixo de flexão, teve três posicionamentos distintos: próximo ao bordo de ataque ($a=-0,25$), na metade da corda aerodinâmica ($a=0$) e próximo ao bordo de fuga ($a=+0,25$). Foi notado como conclusão principal que a mudança do eixo de flexão sentido ao bordo de fuga incrementa a componente de torção e reduz a de flexão. O comportamento das curvas obtidas neste estudo se manteve o mesmo, apenas com uma certa translação no sentido de aumentar ou reduzir as componentes do modo.

Para o segundo estudo de caso realizado, os dois modelos de aeronaves, flexível e muito flexível, foram avaliados quanto as características internas no modo. Como resultado principal, percebe que a flexibilidade atuou no sentido de reduzir a frequência e a taxa de amortecimento do modo aeroelástico. O comportamento das curvas de fase e amplitude extraídas para a aeronave flexível foi alterado significativamente quando a rigidez sofreu mudanças, sendo que posteriormente à redução de rigidez, houve a presença de saltos nos valores de fase e consequentemente *flutter* no modo 2.

Com vista na classe de aeronaves flexíveis, o mecanismo de ação do *flutter* se apresenta similar aquele enunciado tradicionalmente pela literatura, sendo que o ponto crucial dessa classe de aeronaves é justamente a variação da rigidez estrutural, parâmetro este que demonstrou-se de suma importância nos comportamentos das curvas de fase e amplitude, o que culminou no aparecimento do *flutter*.

Sob uma análise geral dos resultados dos estudos de sensibilidade, é possível diagnosticar que a rigidez altera bem mais o comportamento da aeronave do que a variação do eixo de flexão, sendo um parâmetro crucial na avaliação aeroelástica, como já destacado em Bisplinghoff e Ashley (1975).

Por último, as simulações não lineares realizadas mostraram a coerência dos resultados obtidos sob um viés diferente, ou seja, ao longo do tempo, o que produz um respaldo ainda mais forte para as análises efetuadas e quanto as velocidades de *flutter* avaliadas. Foi possível notar as diferenças comportamentais quando a aeronave está ou não submetida ao *flutter* e foi visto a instabilidade em 425 m/s.

Em resumo, a pesquisa aqui elencada com os principais resultados atingiu os objetivos propostos com êxito e abriu novas frentes para trabalhos futuros no tema, os quais são apresentados no próximo tópico.

6.2. Sugestões para Trabalhos Futuros

Ao analisar minuciosamente todo o desenvolvimento feito, são inúmeras as pesquisas que podem ser feitas para melhorar o teor do trabalho. Visto que as análises promoveram uma abordagem preliminar com os gráficos e dados apresentados, ainda há muito espaço para desenvolvimento. Sendo assim, algumas das possíveis frentes são elencadas em sequência:

- Alterar a linguagem de programação utilizada (atualmente o código está em MATLAB®) para promover uma maior agilidade nas simulações e aquisição dos dados, além de que possibilitar uma discretização com um número um pouco maior de

elementos. Isto porque o tempo para aquisição de dados foi oneroso e pode ser otimizado;

- Implementar trimagem látero-direcional no modelo numérico de aeronave para melhorar os resultados das simulações, principalmente as não lineares;
- Implementar fuselagem flexível no modelo numérico de aeronave e avaliar se as diferenças vistas para o elemento 01 eram fruto do engastamento do nó interno do mesmo;
- Implementar uma modelagem aerodinâmica com a presença de efeitos transônicos;
- Implementar o amortecimento dinâmico da taxa de arfagem;
- Realizar simulações com modelo aerodinâmico não estacionário e analisar as diferenças físicas originadas pelo atraso da esteira;
- Aprofundar a análise intramodal em outros modos aeroelásticos para diagnosticar padrões para auxiliar na identificação dos modos mais susceptíveis ao *flutter*, tornando assim possível a implementação de soluções pontuais;
- Modelar outras aeronaves flexíveis e comparar se o mecanismo de *flutter* proposto mostra coerência;
- Como a pesquisa foi voltada para uma análise intramodal, seria interessante caso o estudo fosse aprofundado um contexto intermodal também. Para tanto, poderiam ser calculadas as diferenças entre as componentes de flexão e torção não apenas internamente no modo aeroelástico, mas também com relação a outro modo que deve ter relação com o aparecimento de *flutter* (por exemplo, seria analisado os modos 2 e 3);
- Fazer a implementação de um código capaz de gerar um vídeo com os resultados obtidos na simulação, para facilitar a visualização dos resultados nos diferentes elementos da estrutura;
- Melhorar/ implementar um código de rastreamento de modos que não apresente instabilidades quando há uma grande quantidade de autovalores similares no conjunto de dados;
- Realizar estudos mais aprofundados com relação a influência do posicionamento do motor na estrutura. Em certos momentos, o elemento 02 mostrou-se com um comportamento peculiar e isto deve ser analisado com mais detalhes para extrair informações úteis;

- Realizar um estudo mais aprofundado das simulações dinâmicas para extrair informações, como a frequência vista nos casos com *flutter*. Comparar os resultados com as análises de velocidade;
- Correlacionar os resultados obtidos pela análise intramodal com cálculos de energia (deformação) de torção e flexão;
- Desenvolvimento do mecanismo físico do *flutter* na tentativa de propor uma teoria geral que concilie todos os comportamentos vistos nos gráficos de fase e amplitude. Para isso, possivelmente será necessário a incorporação de novos parâmetros relevantes, como o amortecimento e a amplitude do movimento.

APÊNDICE A

A.1. Modos Aeroelásticos Adicionais

Este apêndice é dedicado à apresentação de alguns modos aeroelásticos oscilatórios adicionais obtidos nas simulações numéricas, além dos três já mostrados e analisados anteriormente. A seleção contemplou os cinco primeiros modos aeroelásticos obtidos após o último modo já mostrado, modo 3, com relação ao valor de frequência encontrado.

São mostradas as vistas frontal, lateral, superior e em perspectiva para cada um dos modos. Vale notar que a velocidade padrão utilizada na plotagem foi de 225 m/s.

A.1.1. Modo 04— 7,34 Hz

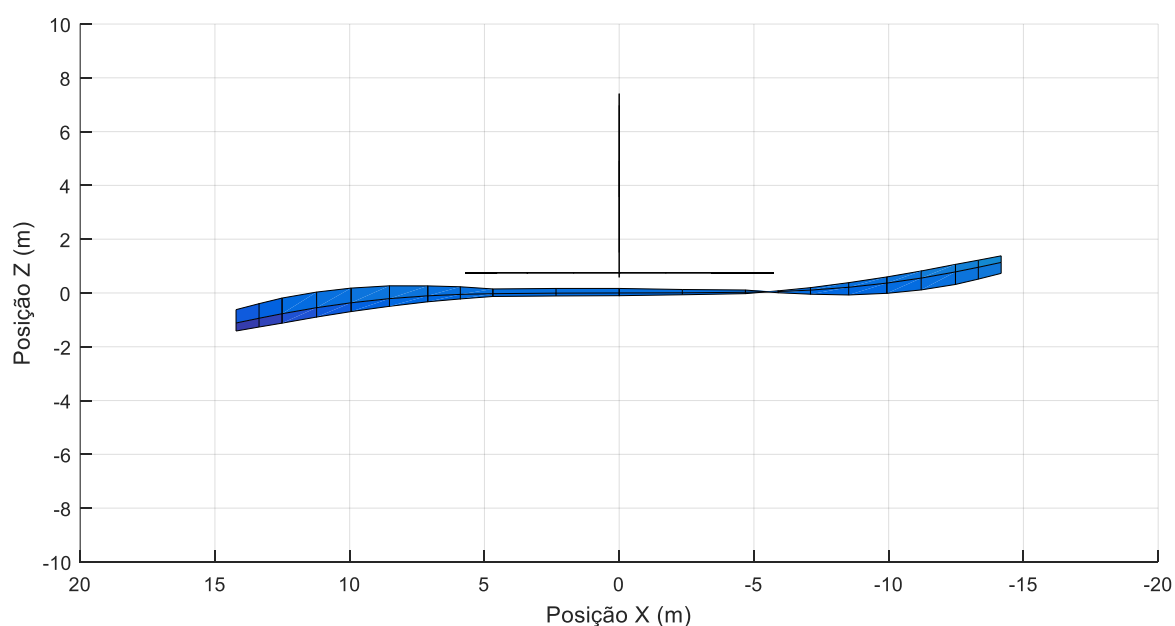


Figura A. 1- Vista frontal- modo 04.

Fonte: Elaborado pelo autor.

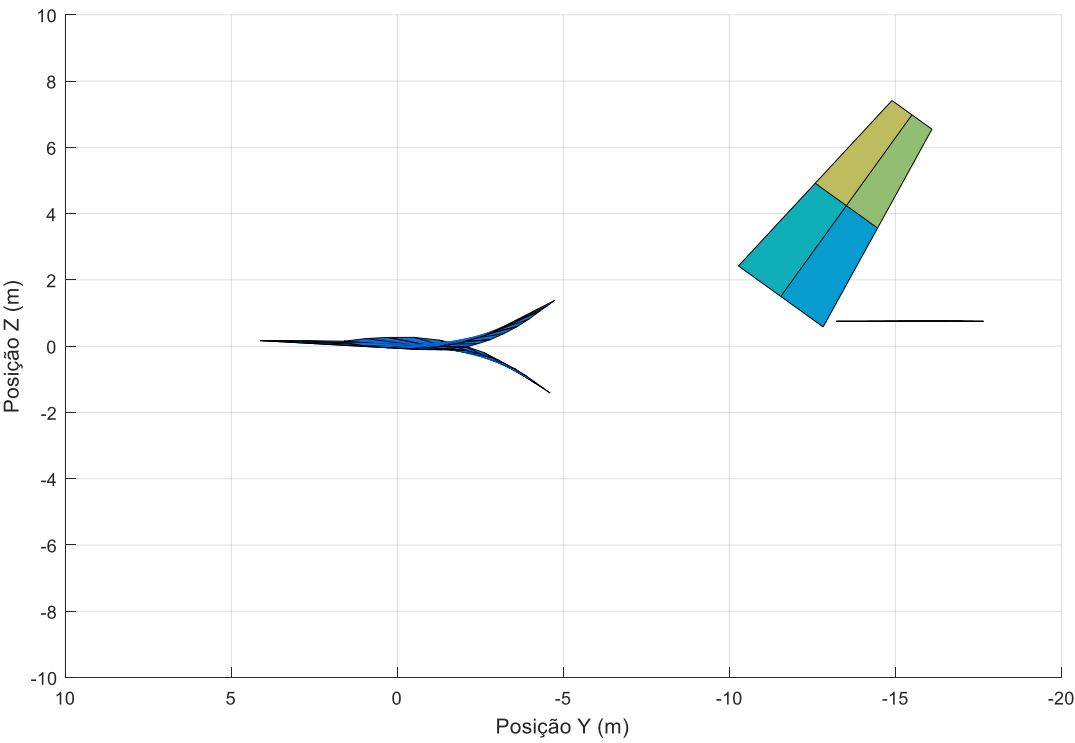


Figura A. 2- Vista lateral- modo 04.

Fonte: Elaborado pelo autor.

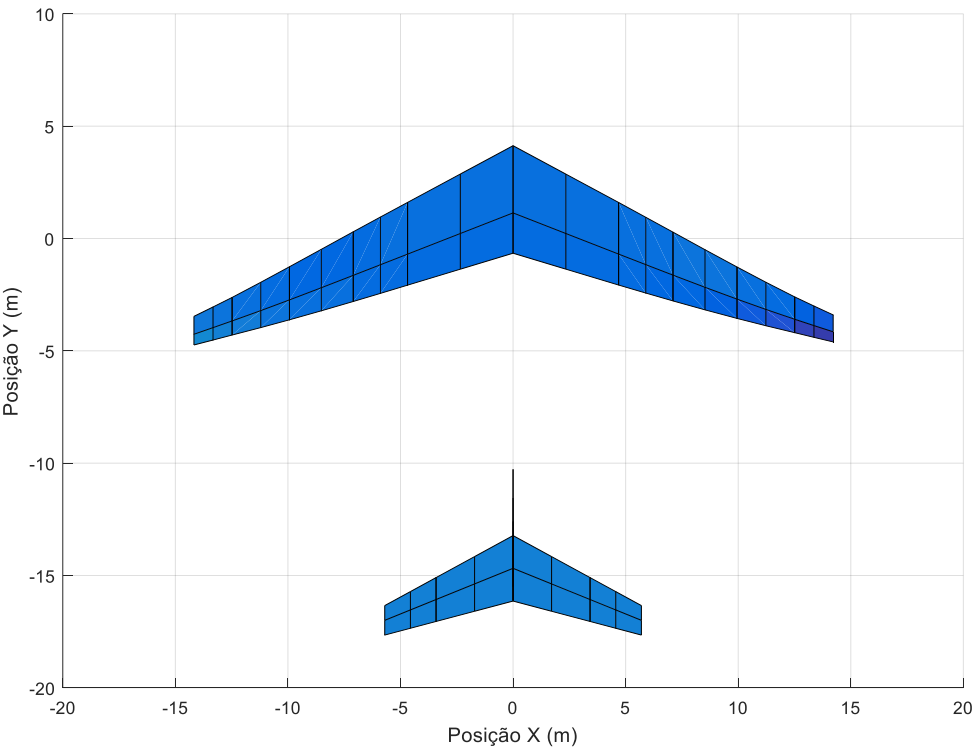


Figura A. 3- Vista superior- modo 04.

Fonte: Elaborado pelo autor.

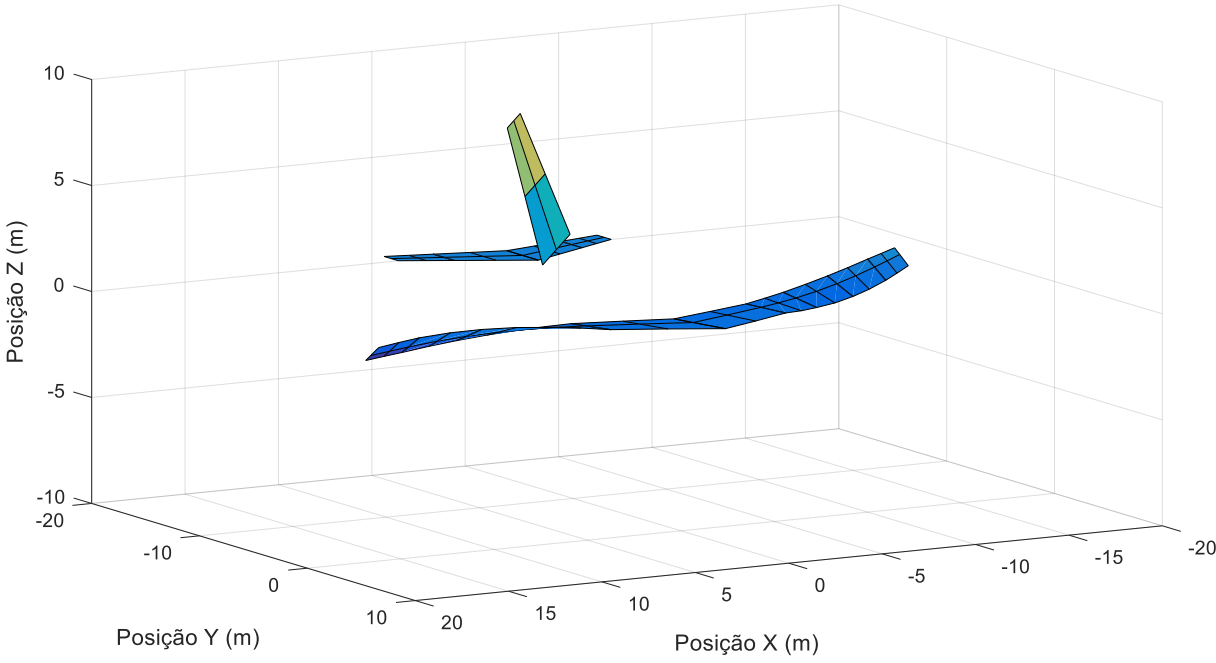


Figura A. 4- Vista em perspectiva- modo 04.

Fonte: Elaborado pelo autor.

A.1.2. Modo 05— 8,11 Hz

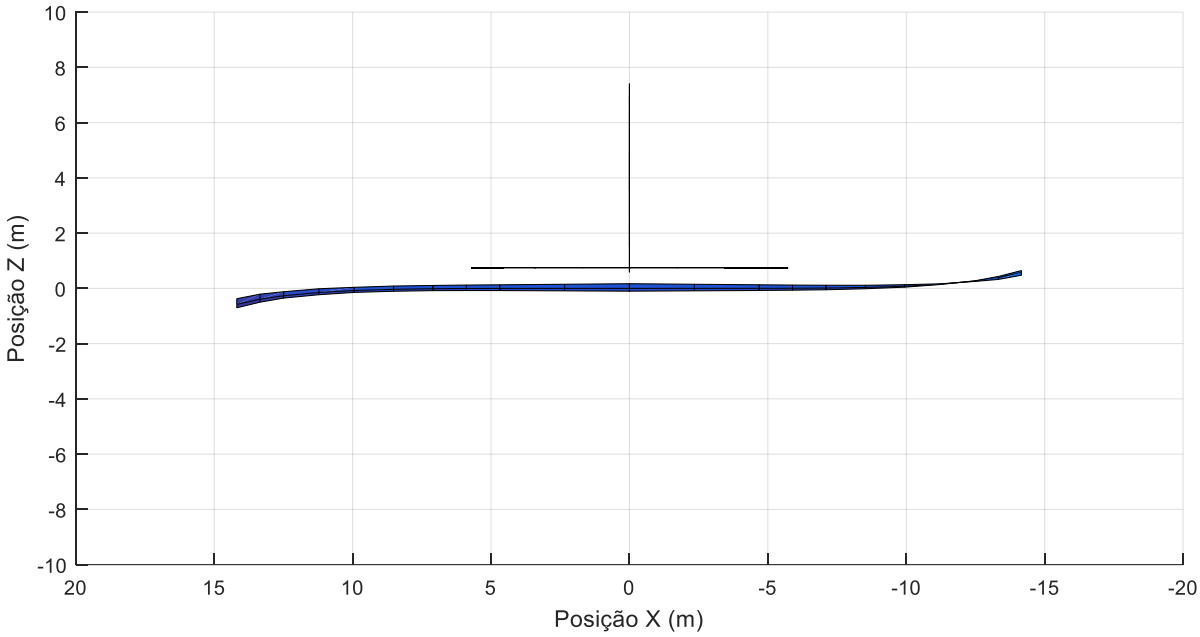


Figura A. 5- Vista frontal- modo 05.

Fonte: Elaborado pelo autor.

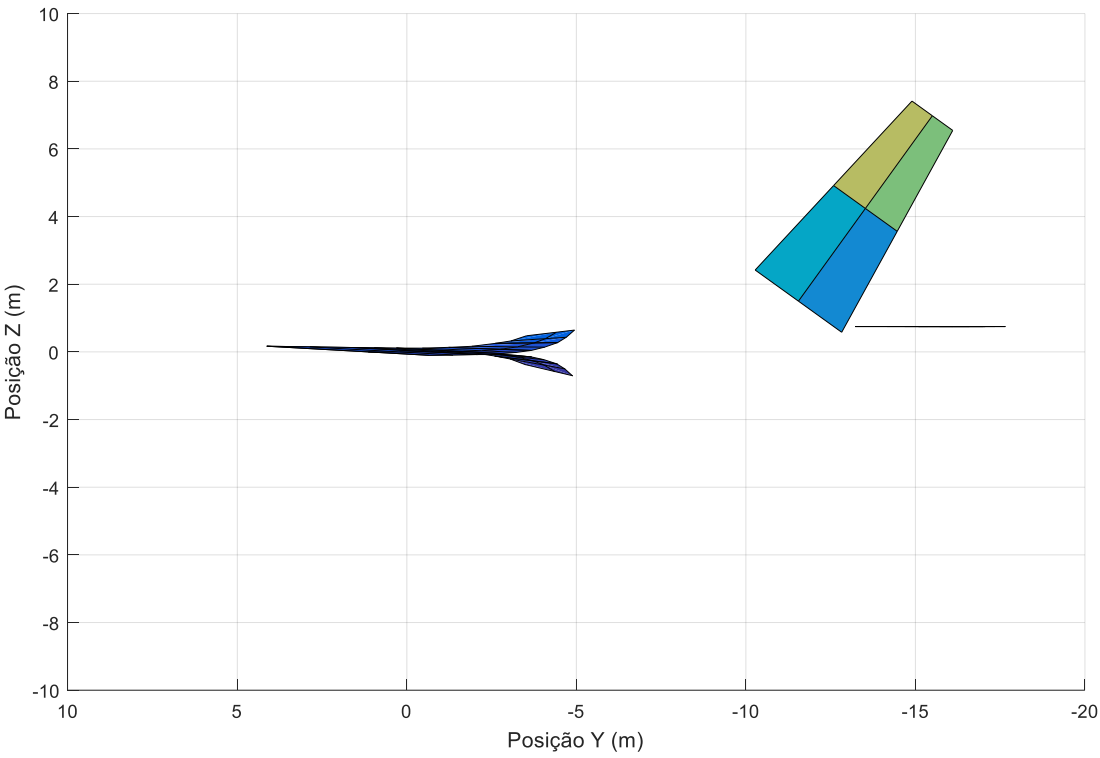


Figura A. 6- Vista lateral- modo 05.

Fonte: Elaborado pelo autor.

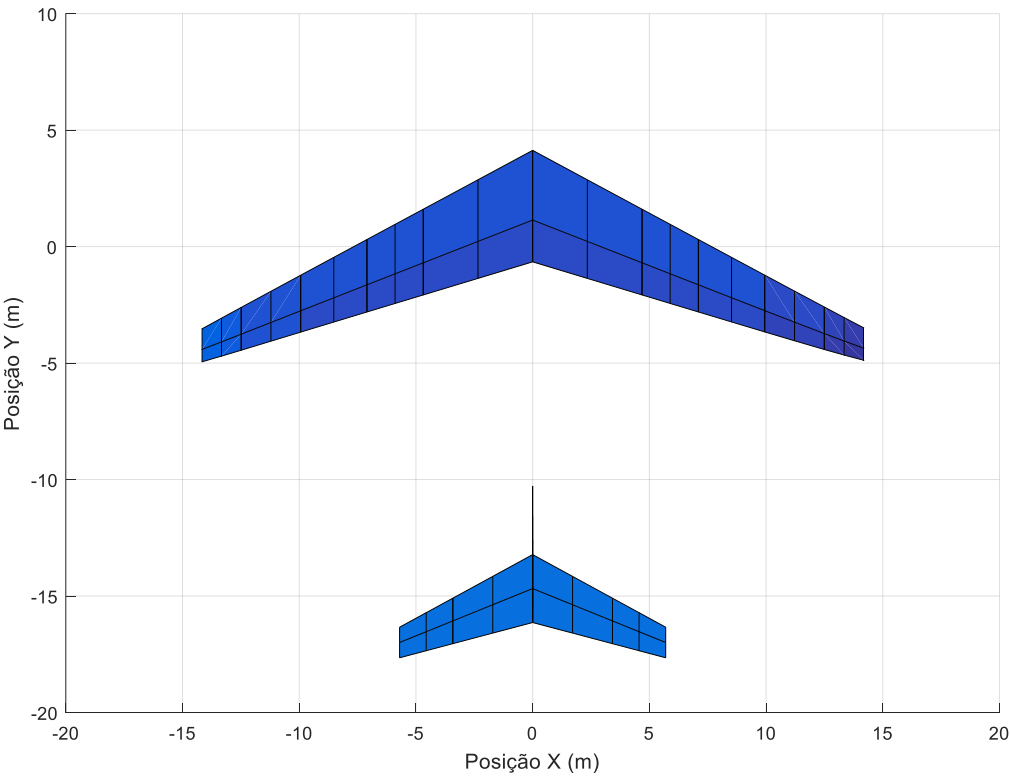


Figura A. 7- Vista superior- modo 05.

Fonte: Elaborado pelo autor.

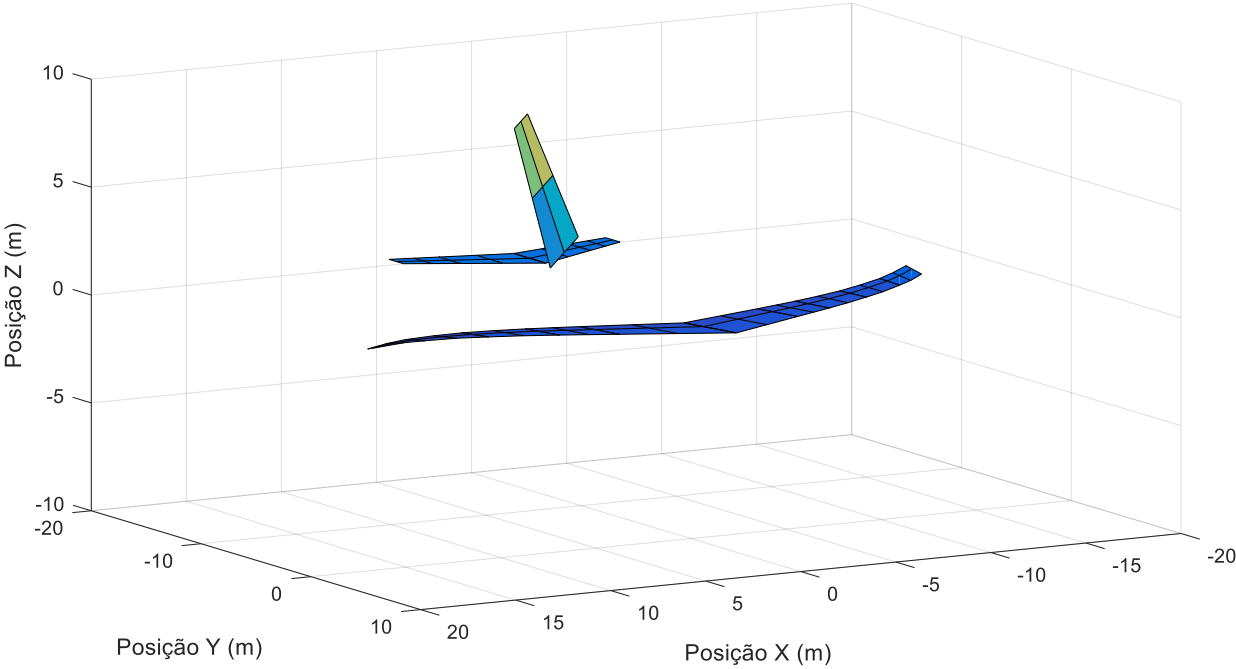


Figura A. 8- Vista em perspectiva- modo 05.

Fonte: Elaborado pelo autor.

A.1.3. Modo 06— 11,04 Hz

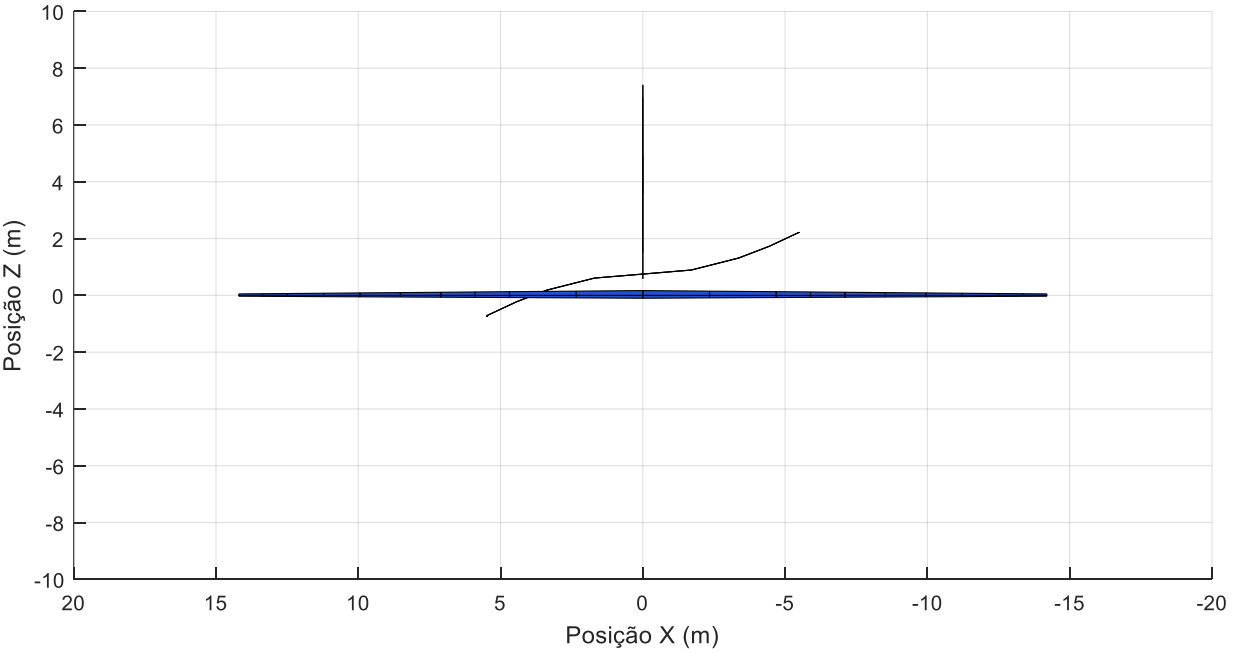


Figura A. 9- Vista frontal- modo 06.

Fonte: Elaborado pelo autor.

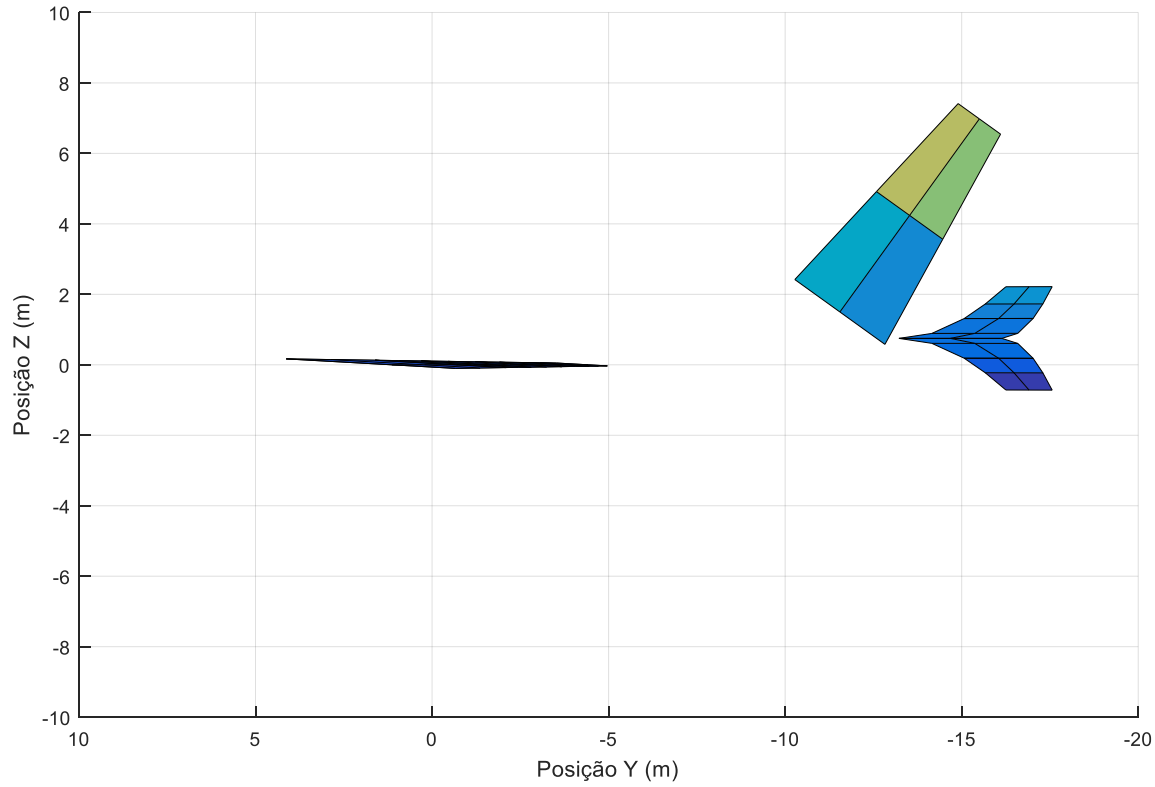


Figura A. 10- Vista lateral- modo 06.

Fonte: Elaborado pelo autor.

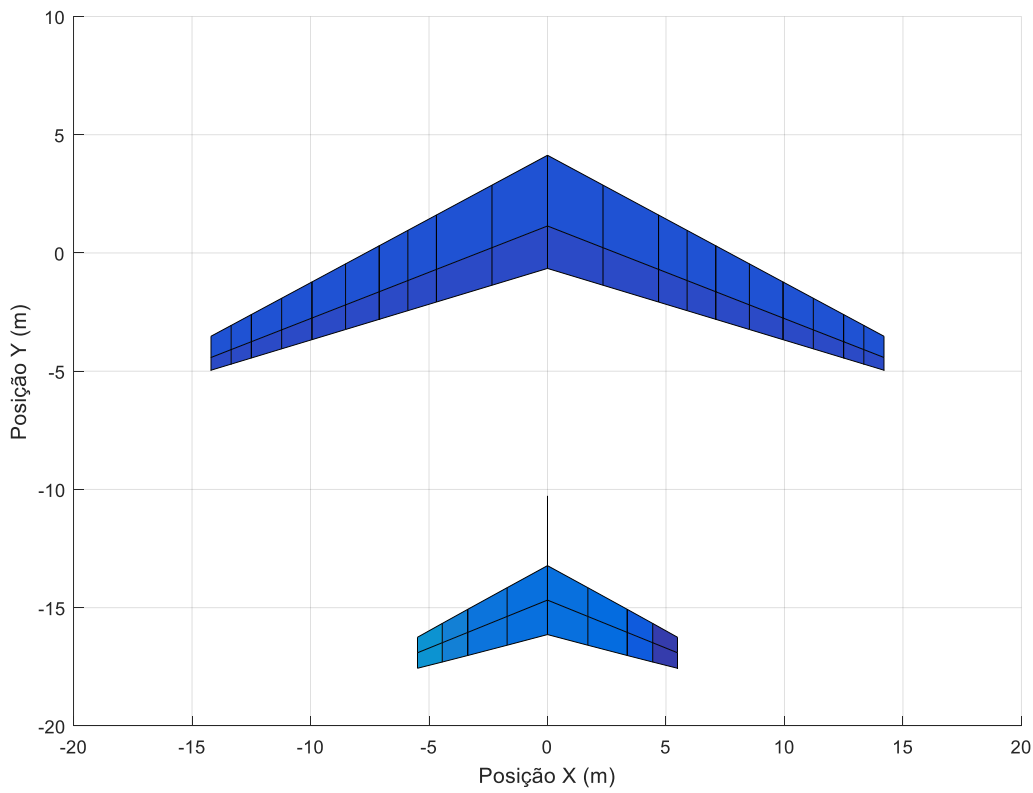


Figura A. 11- Vista superior- modo 06.

Fonte: Elaborado pelo autor.

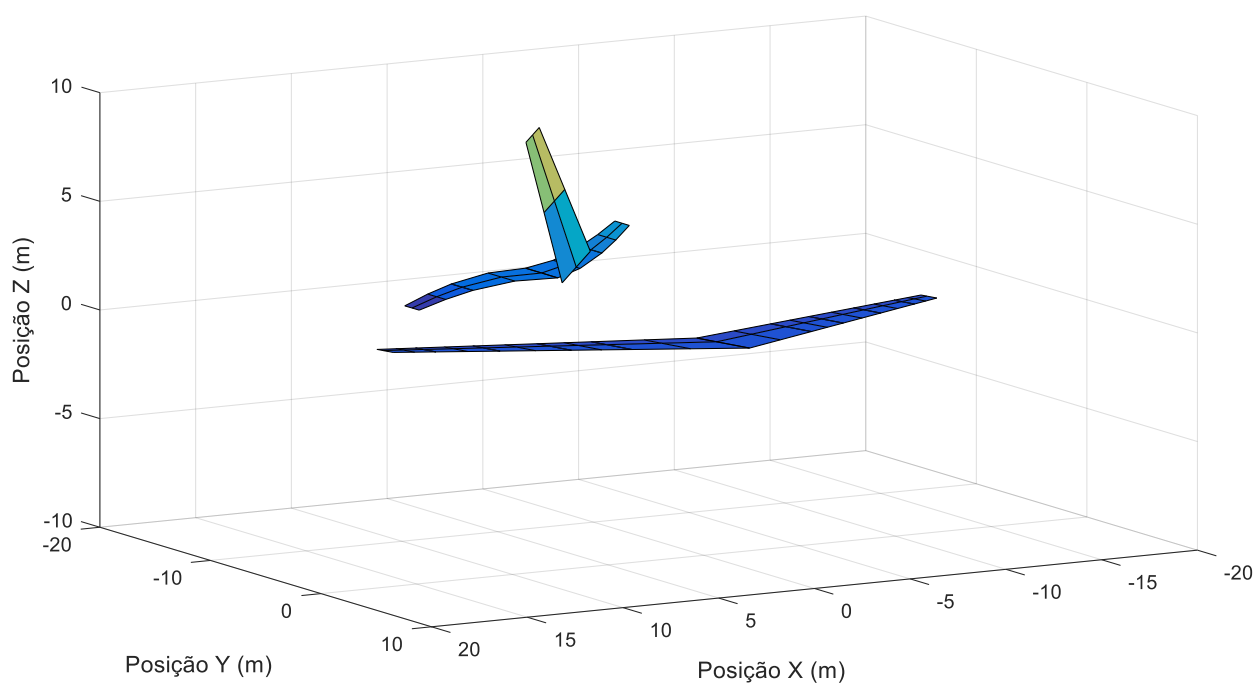


Figura A. 12- Vista em perspectiva- modo 06.

Fonte: Elaborado pelo autor.

A.1.4. Modo 07— 11,60 Hz

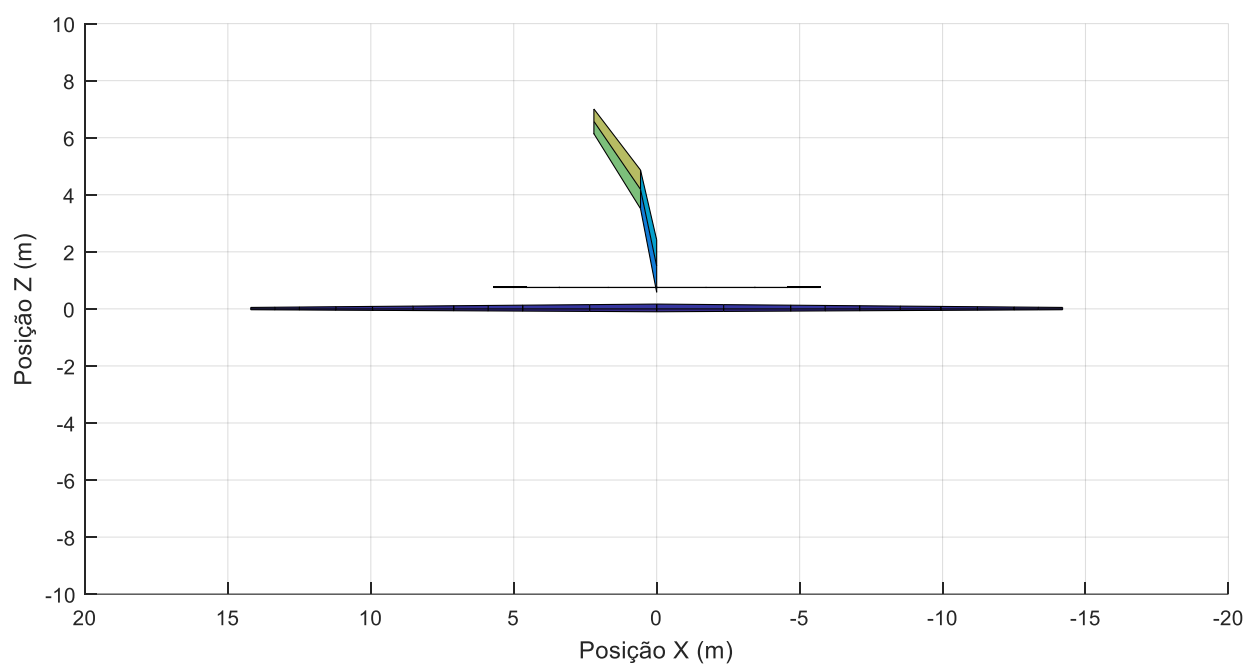


Figura A. 13- Vista frontal- modo 07.

Fonte: Elaborado pelo autor.

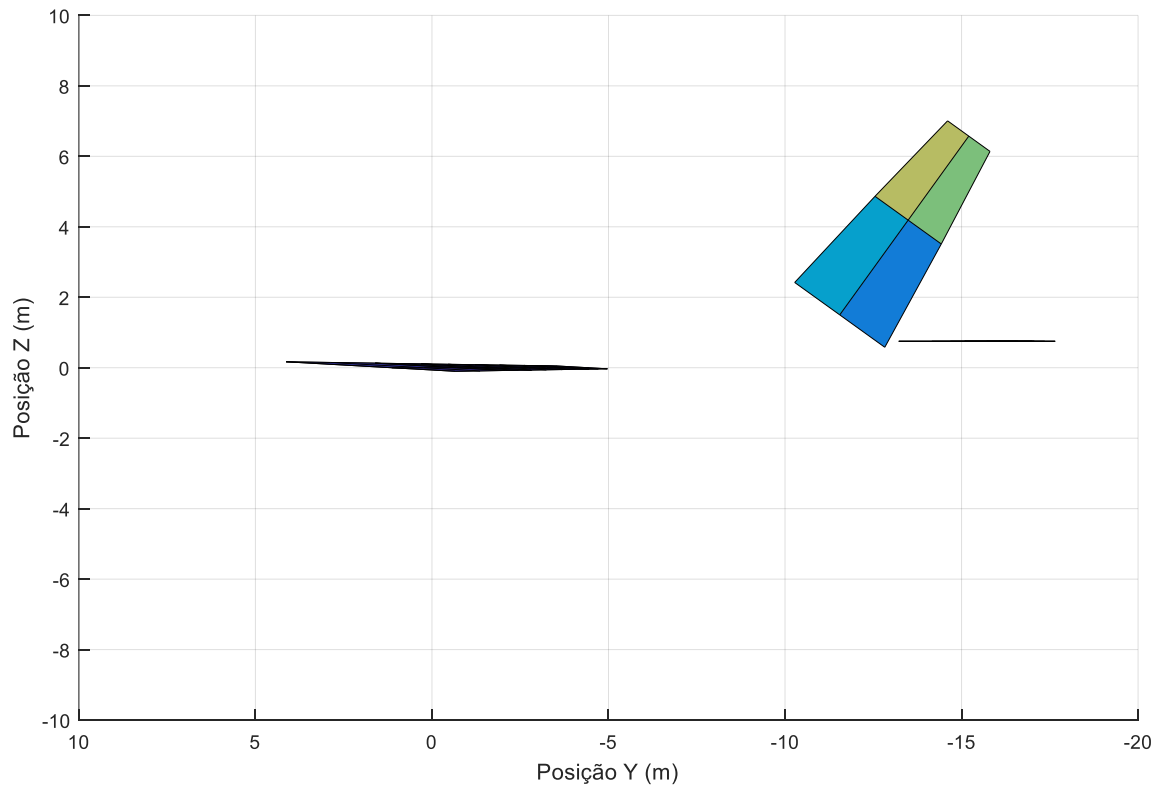


Figura A. 14- Vista lateral- modo 07.

Fonte: Elaborado pelo autor.

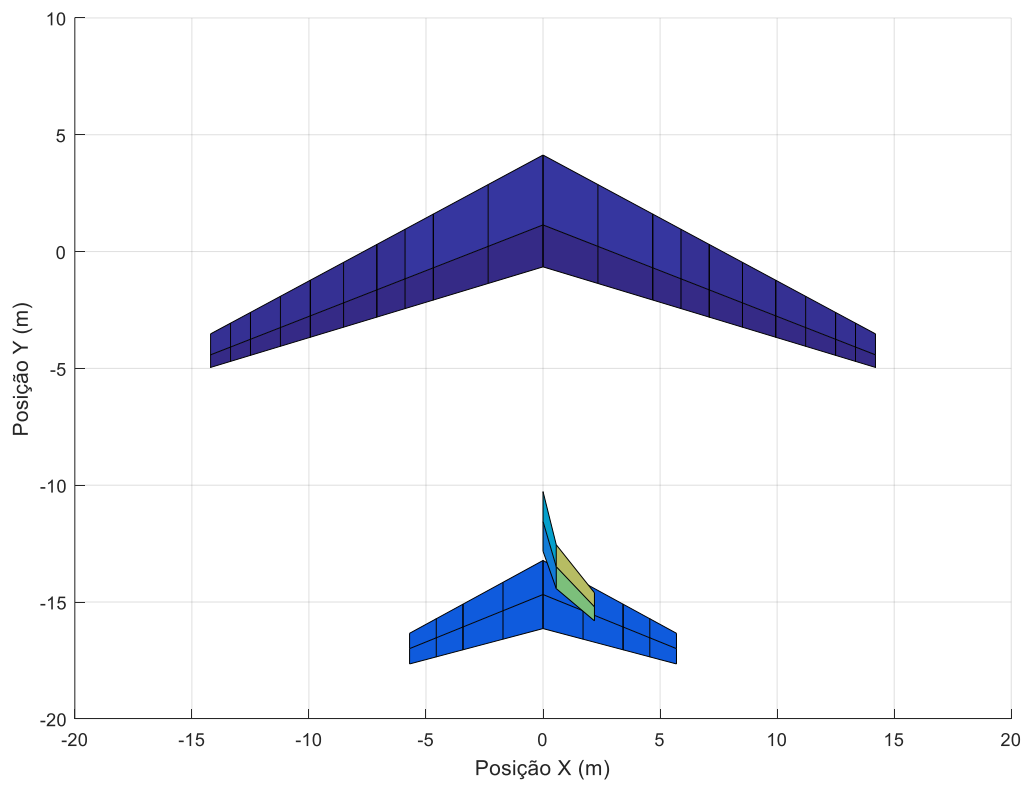


Figura A. 15- Vista superior- modo 07.

Fonte: Elaborado pelo autor.

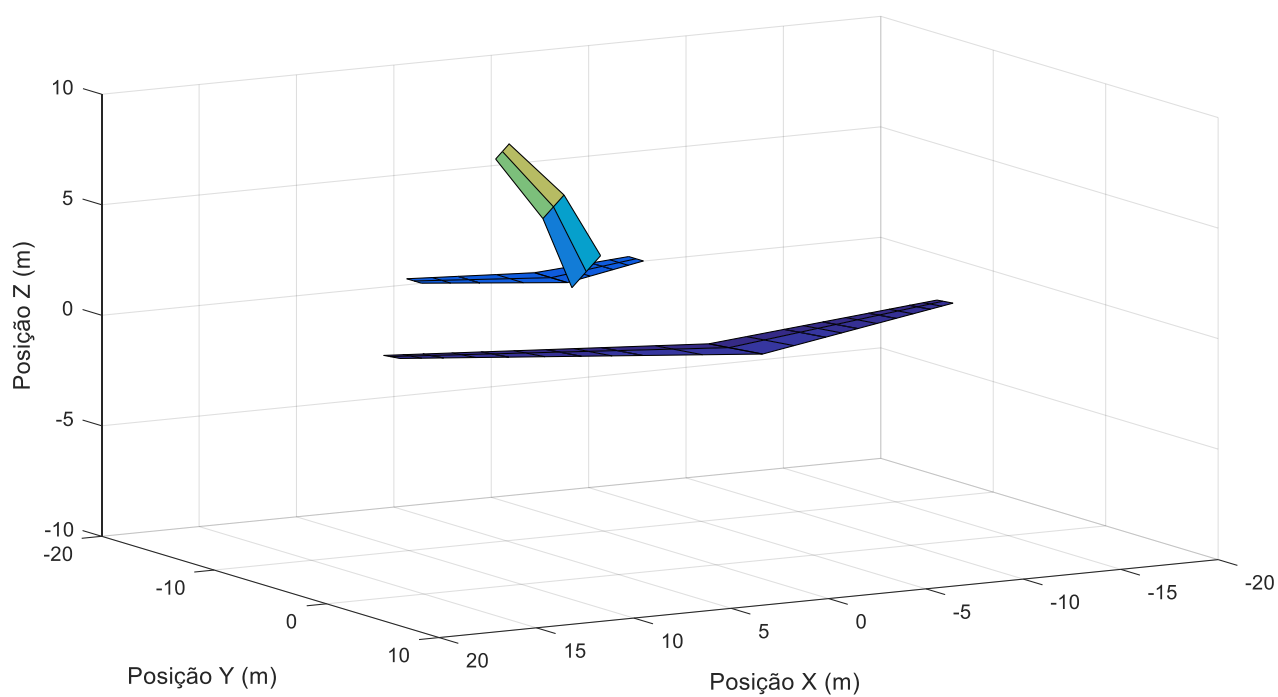


Figura A. 16- Vista em perspectiva- modo 07.

Fonte: Elaborado pelo autor.

A.1.5. Modo 08— 12,42 Hz

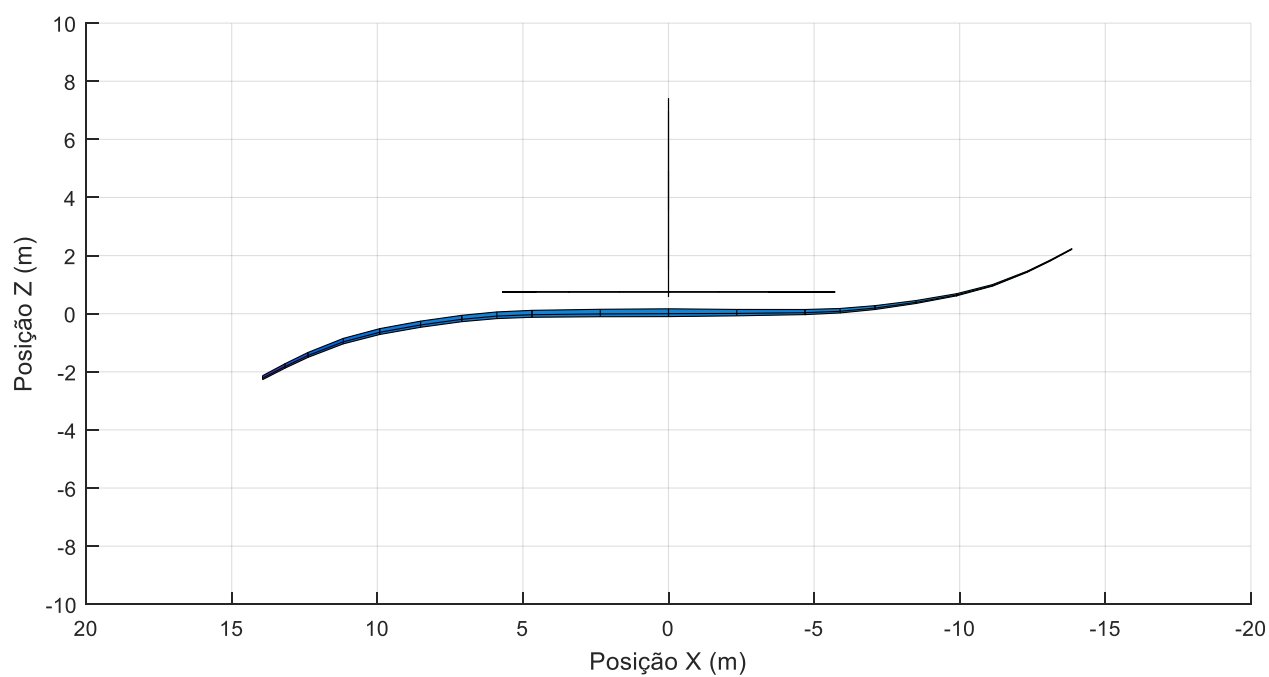


Figura A. 17- Vista frontal- modo 08.

Fonte: Elaborado pelo autor.

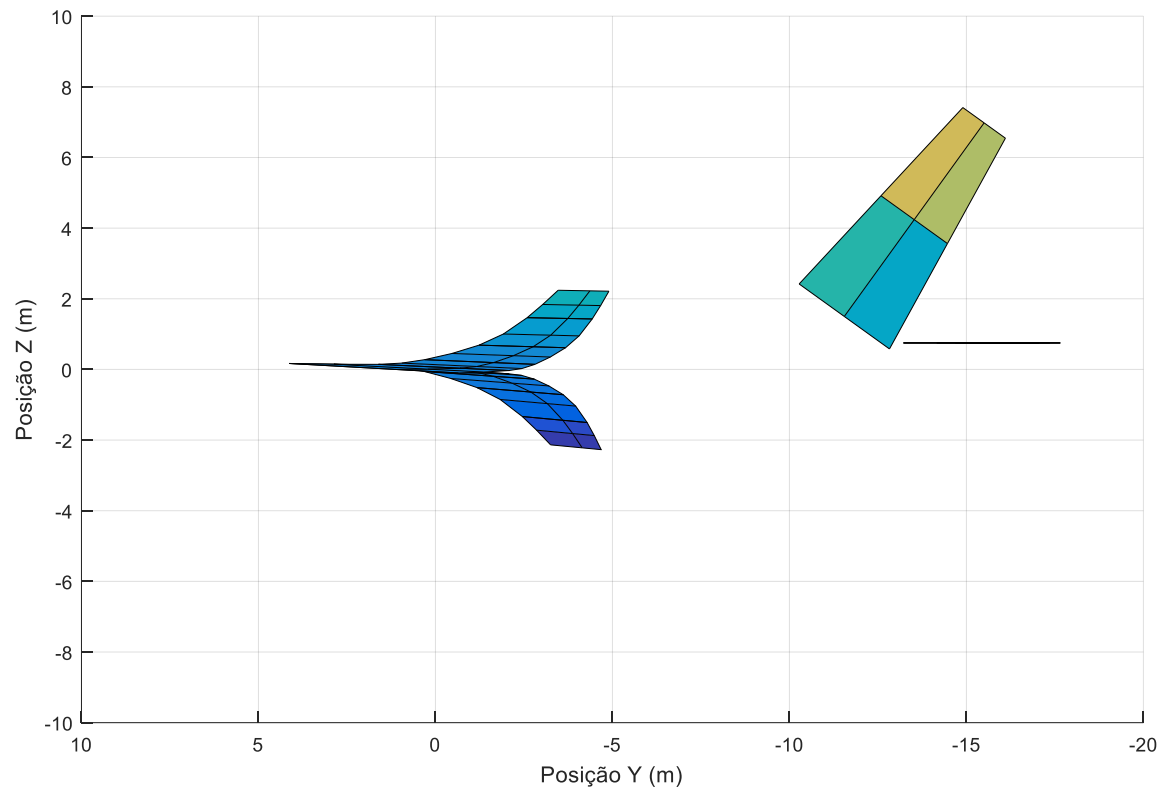


Figura A. 18- Vista lateral- modo 08.

Fonte: Elaborado pelo autor.

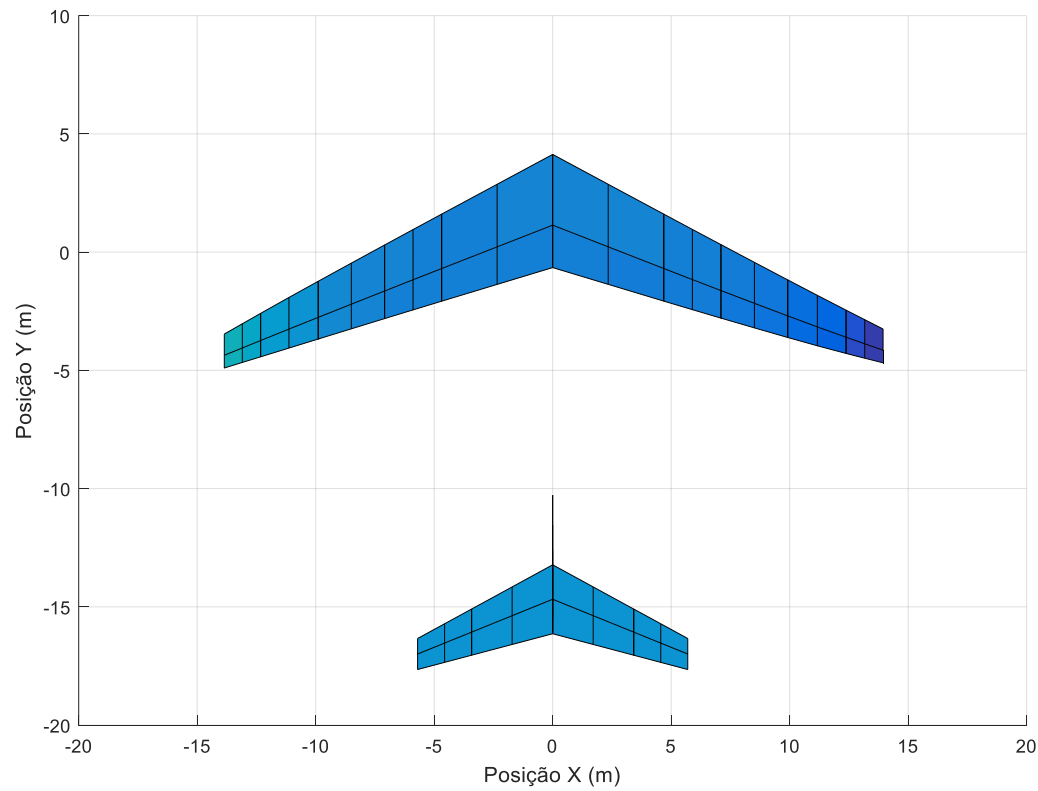


Figura A. 19- Vista superior- modo 08.

Fonte: Elaborado pelo autor.

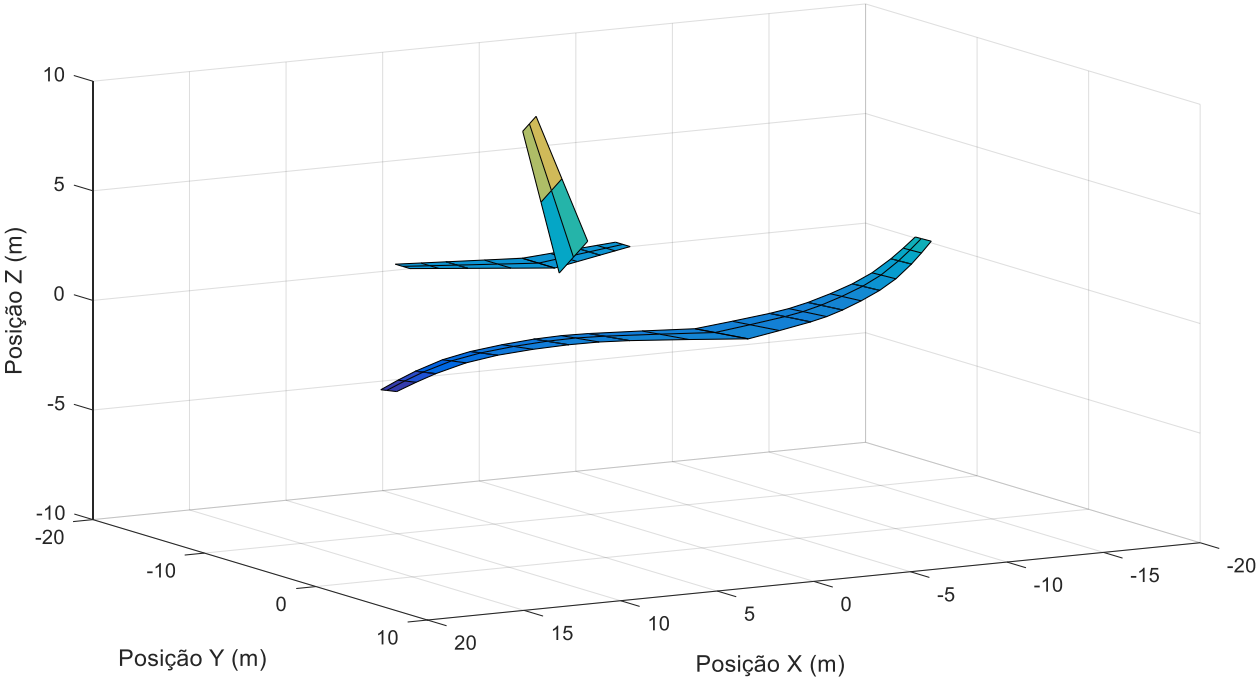


Figura A. 20- Vista em perspectiva- modo 08.
Fonte: Elaborado pelo autor.

APÊNDICE B

Neste Apêndice B são mostrados gráficos comparativos para os três modos aeroelásticos analisados na seção 5.3, quando o eixo de flexão foi alterado. Esta análise está baseada na comparação dos resultados das aeronaves flexível e muito flexível.

Foi assumida a hipótese de que a média dos elementos é representativa para mostrar o comportamento do membro por inteiro. Isto porque será plotado os resultados referentes aos três posicionamentos de eixos de flexão e, caso fosse feita a ilustração de todas as curvas referentes a cada um dos elementos, a análise poderia ficar de difícil interpretação devido a quantidade de dados.

B.1. Modo 01— Aeronave Flexível

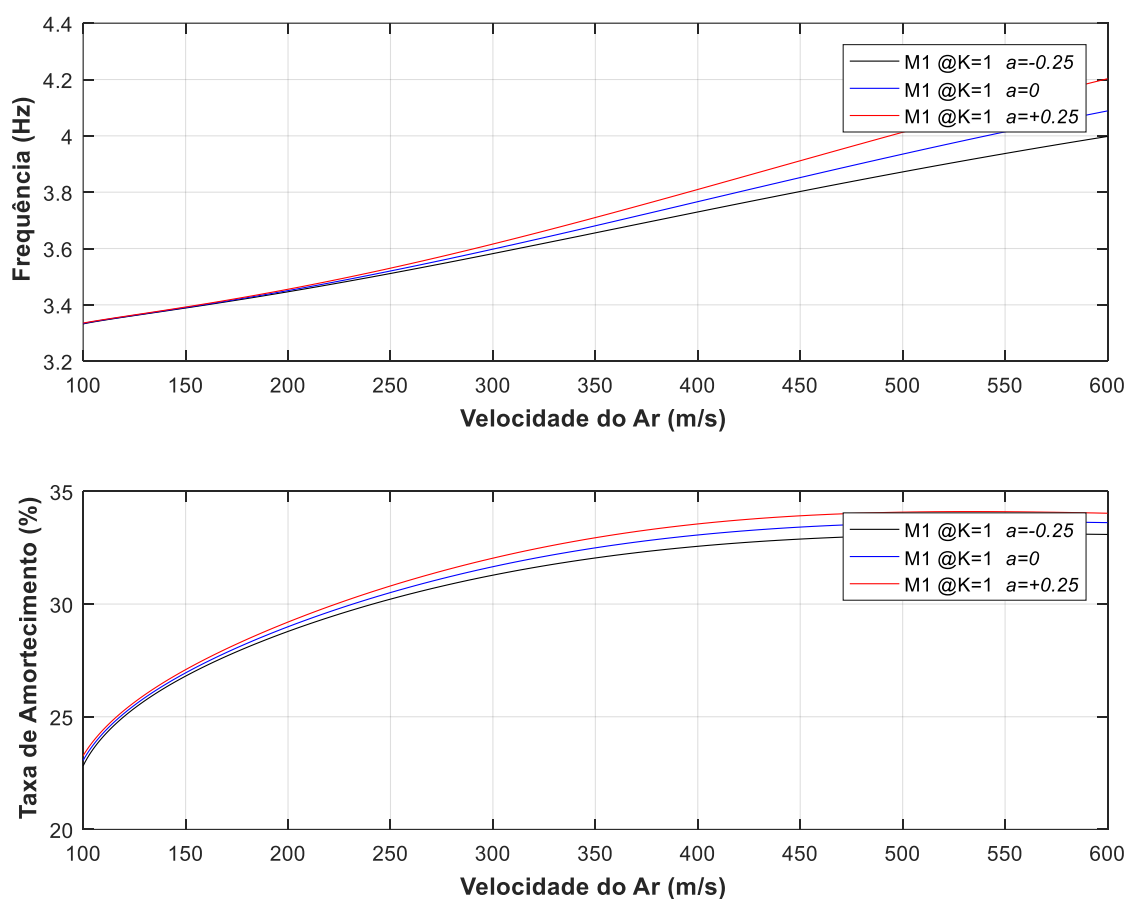


Figura B. 1- Frequência e taxa de amortecimento do modo 1- Aeronave flexível.

Fonte: Elaborado pelo autor.

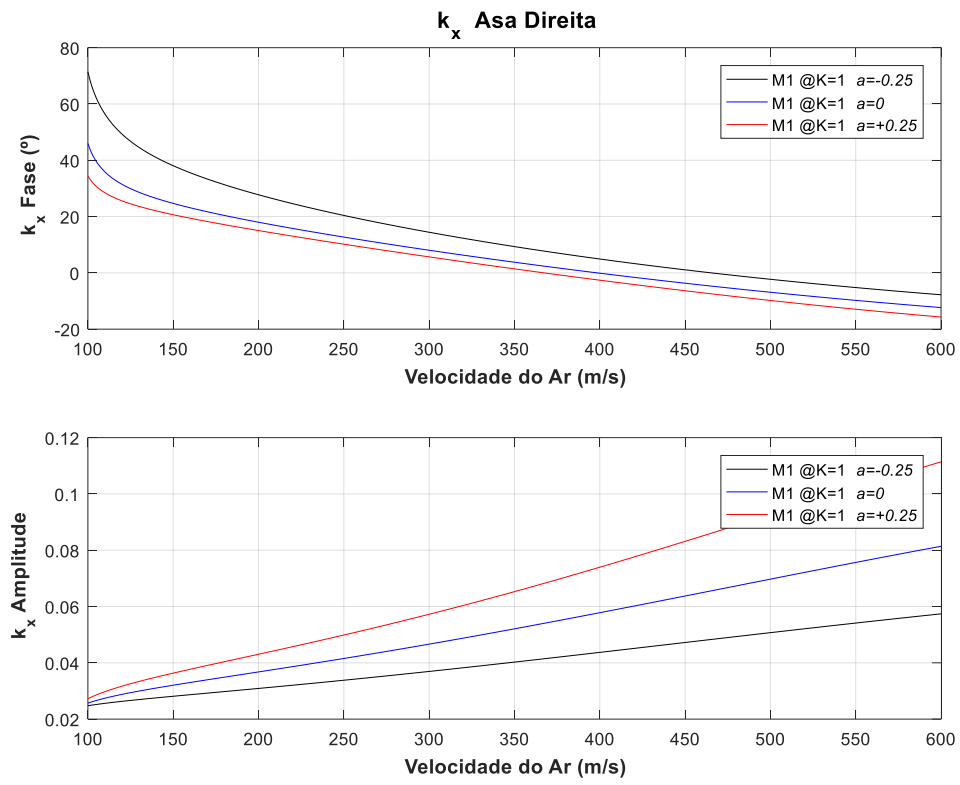


Figura B. 2- Torção do modo 1- Aeronave flexível.

Fonte: Elaborado pelo autor.

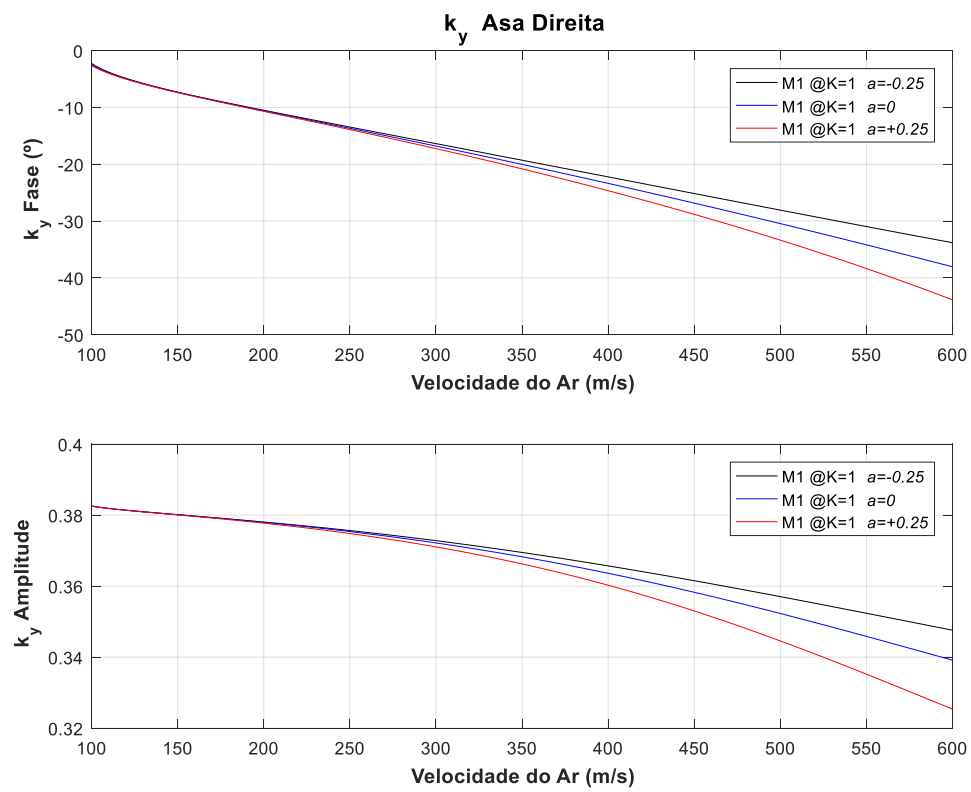


Figura B. 3- Flexão do modo 1- Aeronave flexível.

Fonte: Elaborado pelo autor.

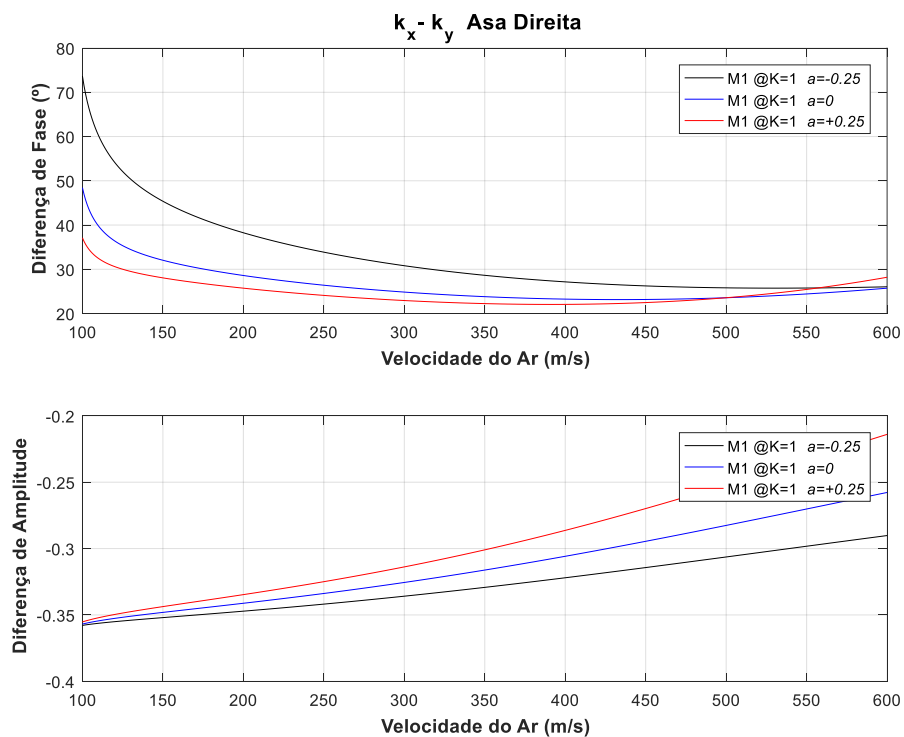


Figura B. 4- Diferença entre torção e flexão do modo 1- Aeronave flexível.

Fonte: Elaborado pelo autor.

B.2. Modo 01— Aeronave Muito Flexível

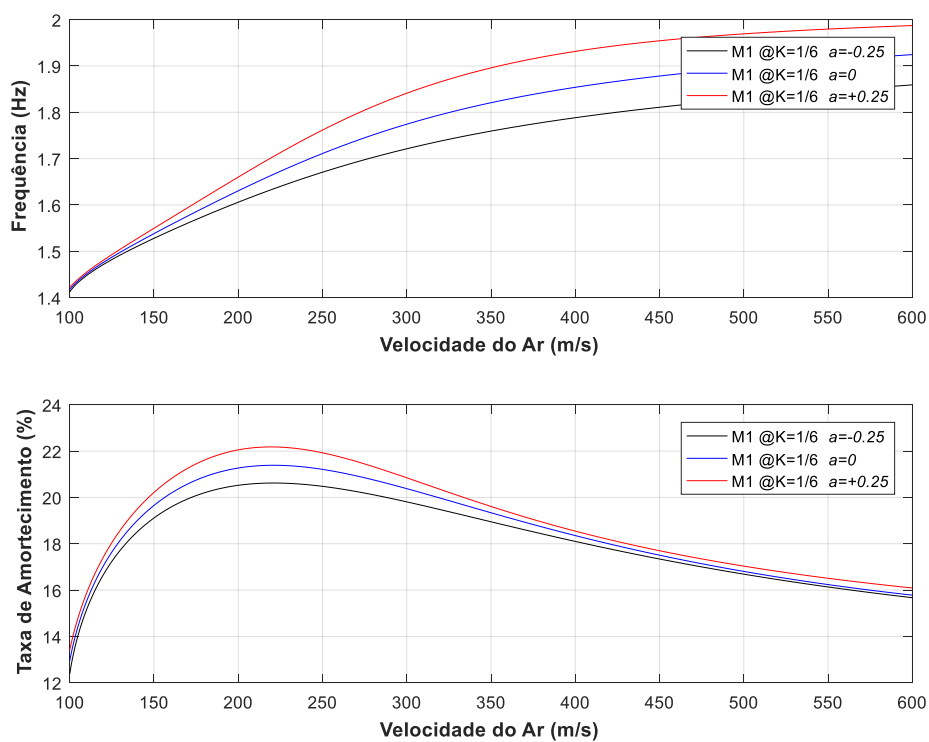


Figura B. 5- Frequência e taxa de amortecimento do modo 1- Aeronave muito flexível.

Fonte: Elaborado pelo autor.

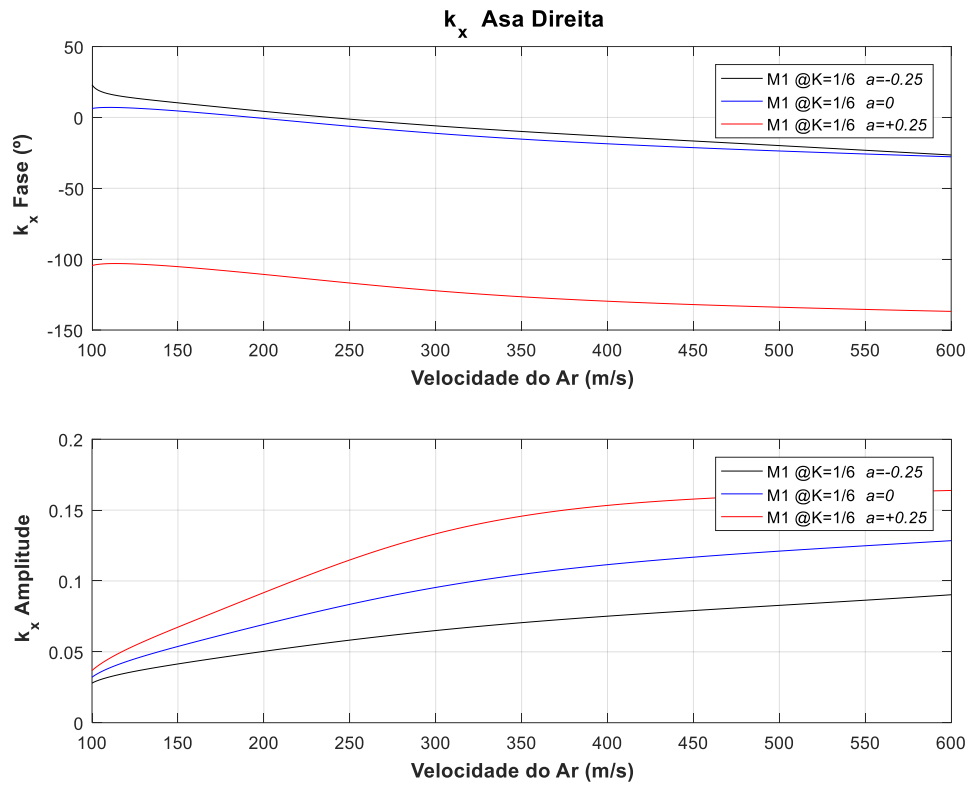


Figura B. 6- Torção do modo 1- Aeronave muito flexível.

Fonte: Elaborado pelo autor.

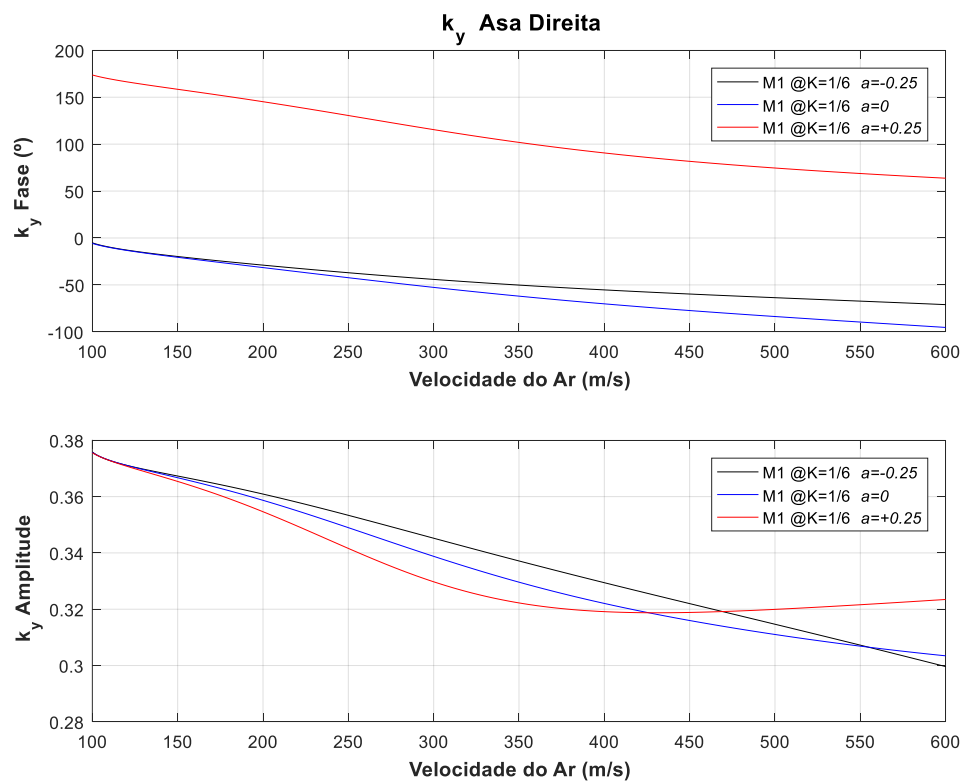


Figura B. 7- Flexão do modo 1- Aeronave muito flexível.

Fonte: Elaborado pelo autor.

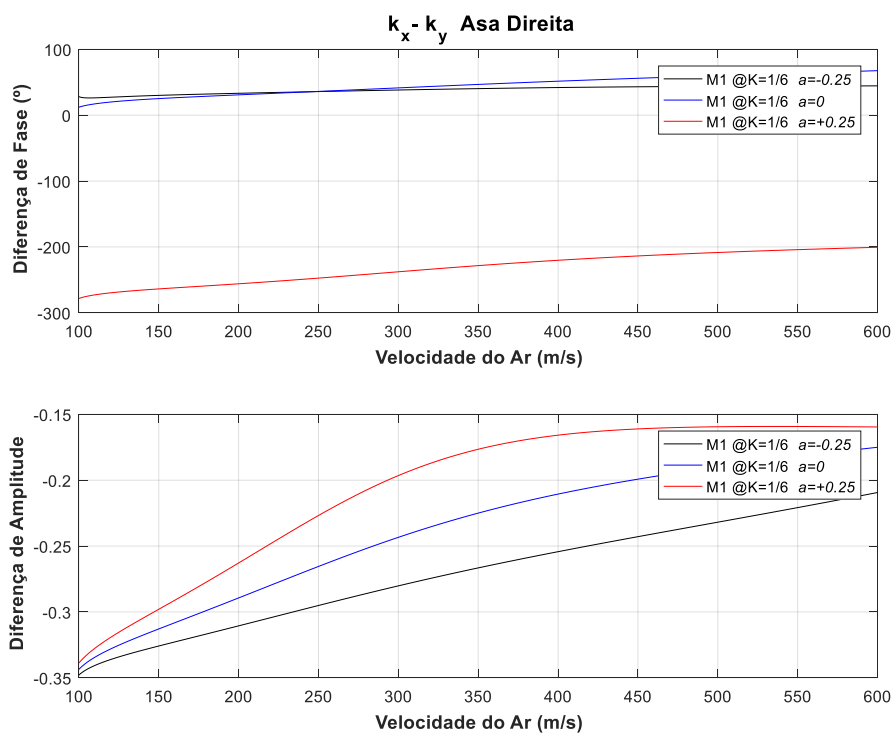


Figura B. 8- Diferença entre torção e flexão do modo 1- Aeronave muito flexível.

Fonte: Elaborado pelo autor.

B.3. Modo 02— Aeronave Muito Flexível

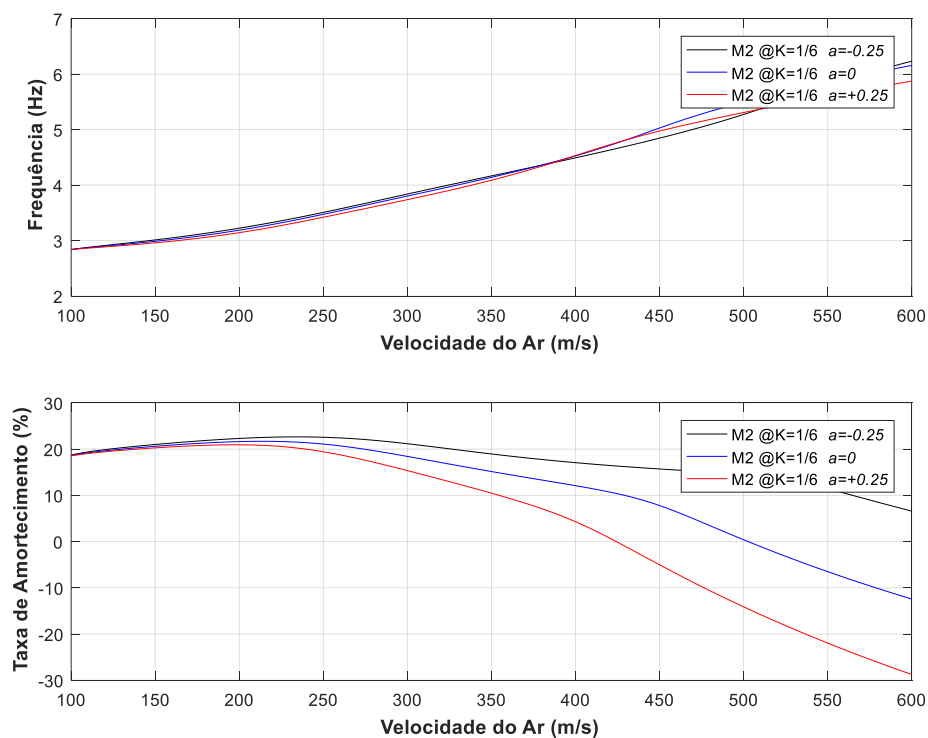


Figura B. 9- Frequência e taxa de amortecimento do modo 2- Aeronave muito flexível.

Fonte: Elaborado pelo autor.

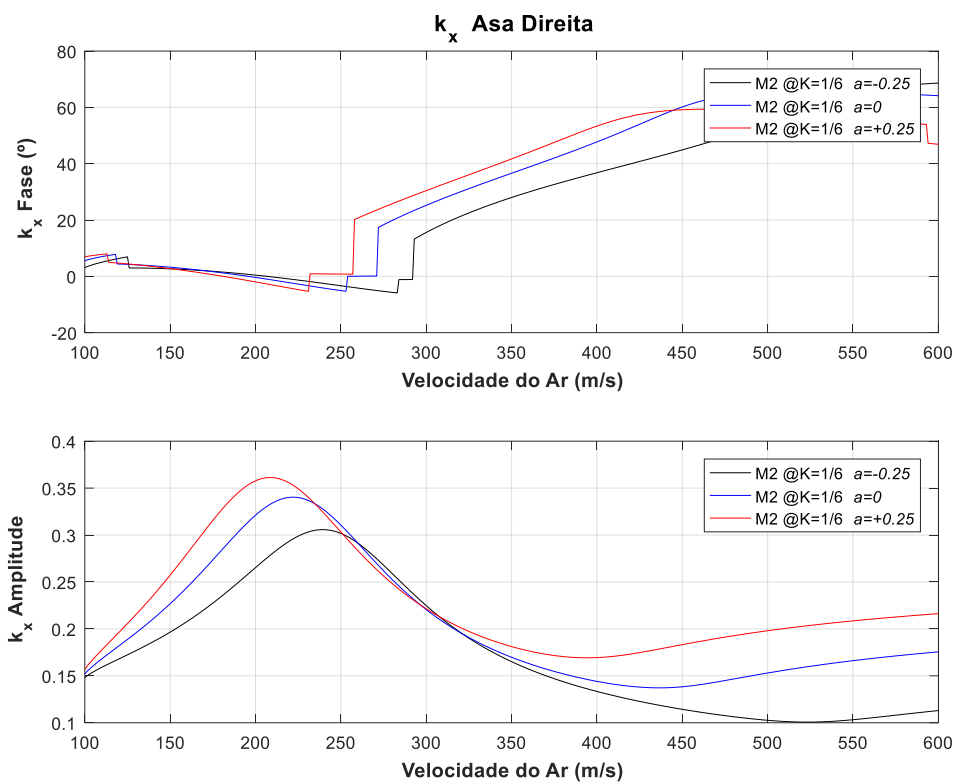


Figura B. 10- Torção do modo 2- Aeronave muito flexível.

Fonte: Elaborado pelo autor.

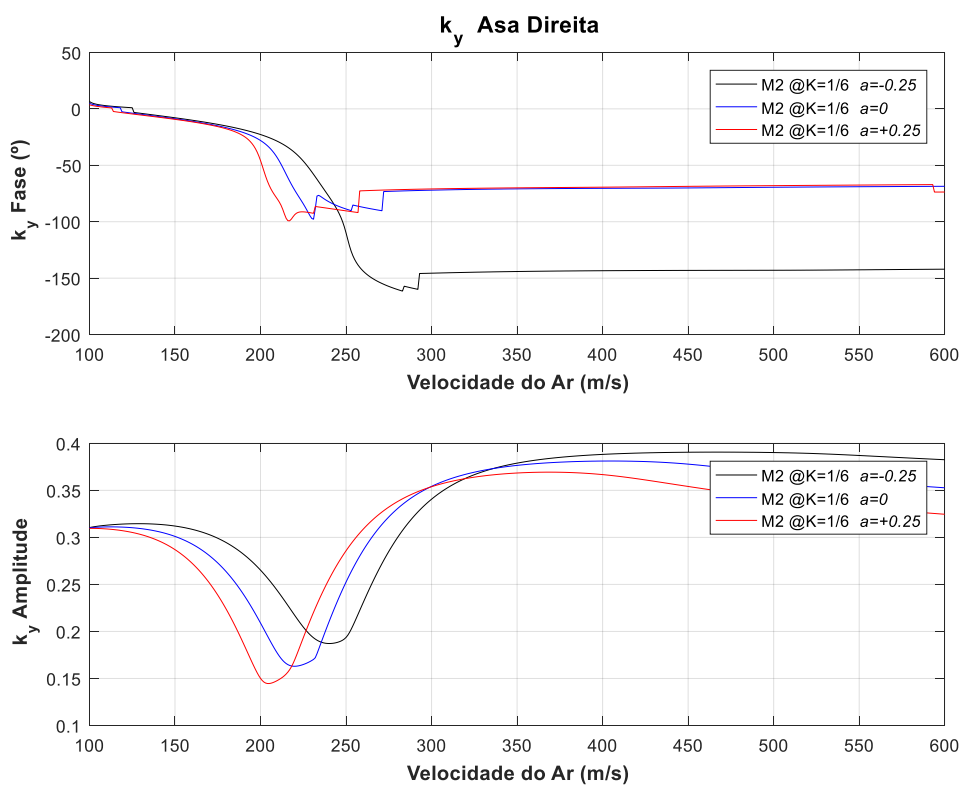


Figura B. 11- Flexão do modo 2- Aeronave muito flexível.

Fonte: Elaborado pelo autor.

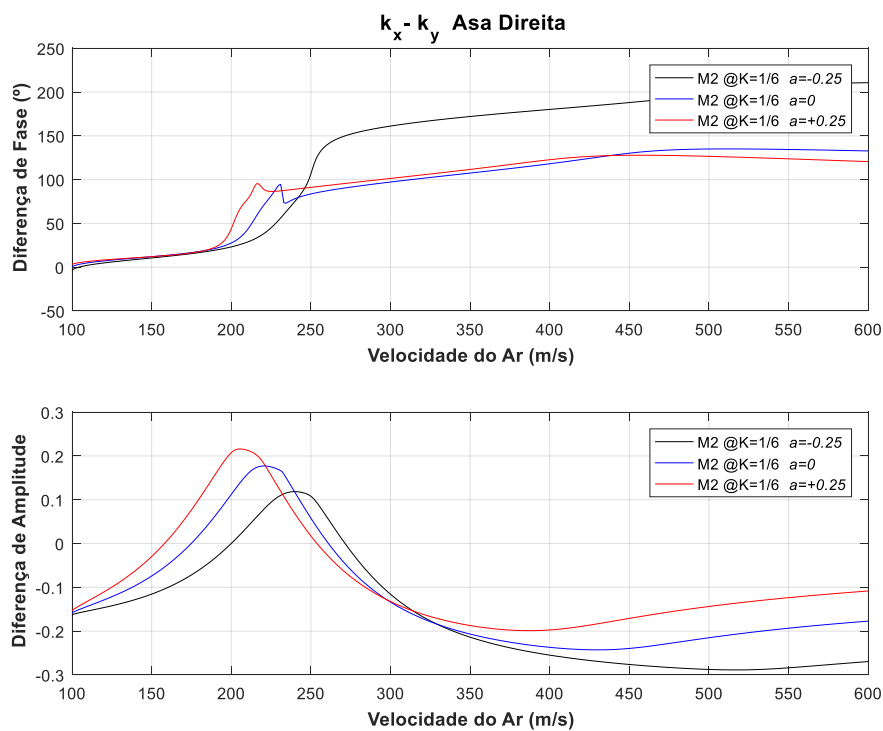


Figura B. 12- Diferença entre torção e flexão do modo 2- Aeronave muito flexível.

Fonte: Elaborado pelo autor.

B.4. Modo 03— Aeronave Muito Flexível

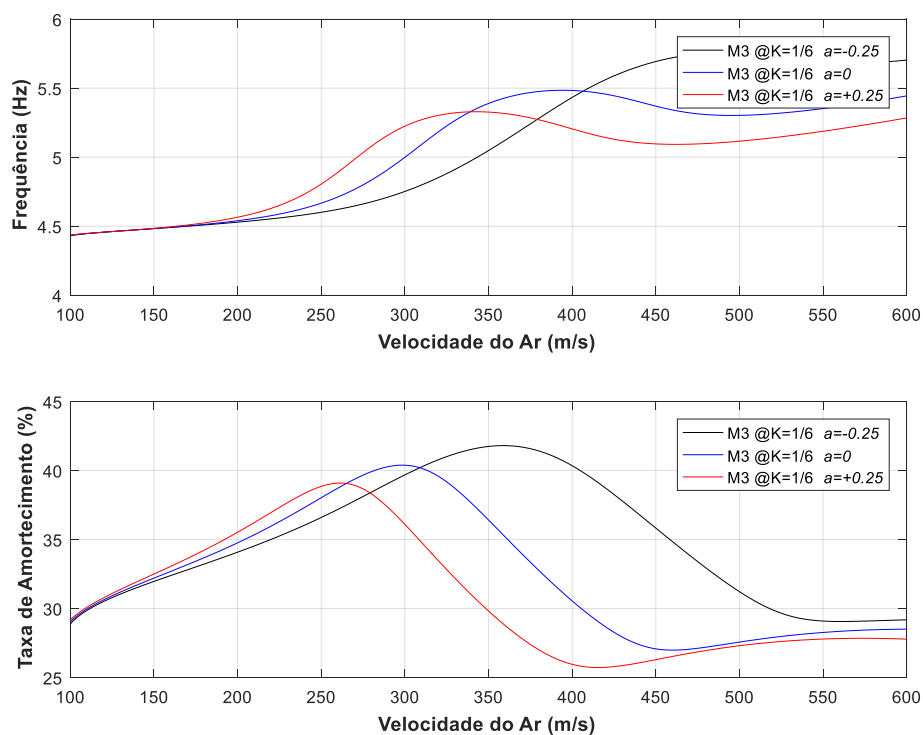


Figura B. 13- Frequência e taxa de amortecimento do modo 3- Aeronave muito flexível.

Fonte: Elaborado pelo autor.

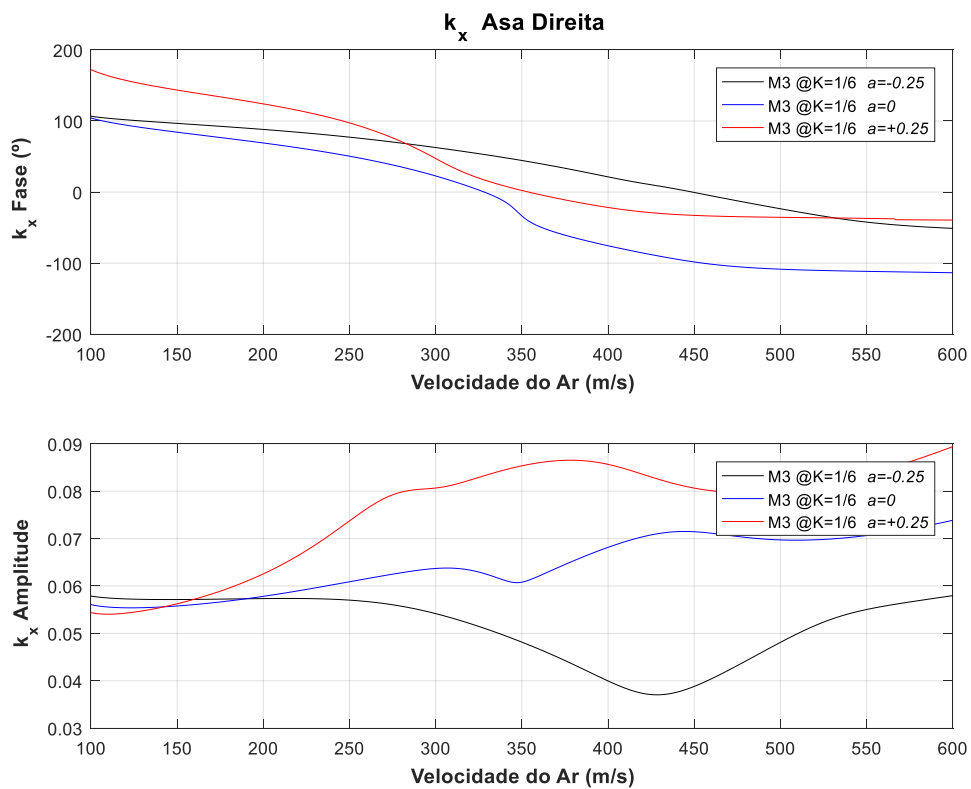


Figura B. 14- Torção do modo 3- Aeronave muito flexível.

Fonte: Elaborado pelo autor.

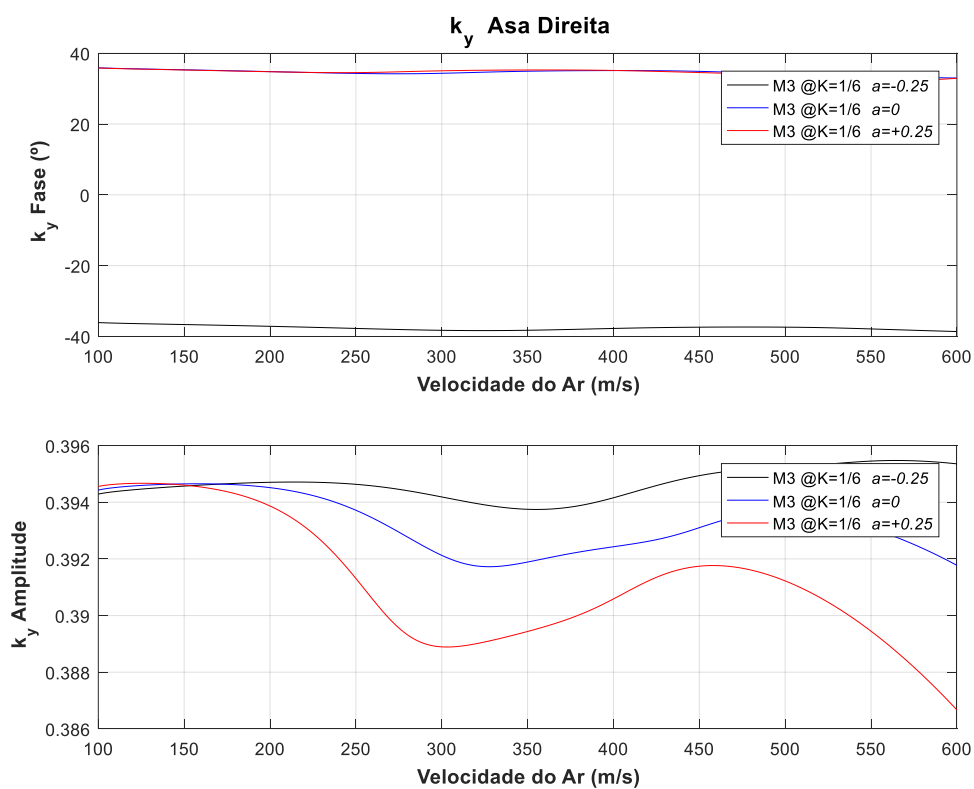


Figura B. 15- Flexão do modo 3- Aeronave muito flexível.

Fonte: Elaborado pelo autor.

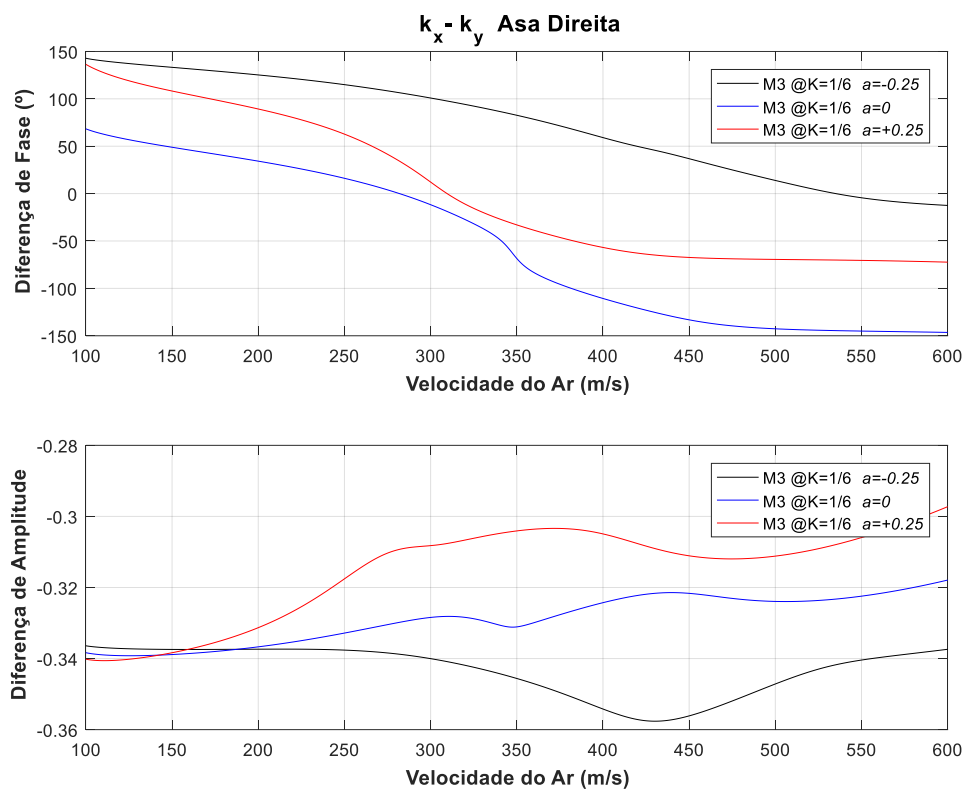


Figura B. 16- Diferença entre torção e flexão do modo 3- Aeronave muito flexível.

Fonte: Elaborado pelo autor.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- AFONSO, F.; VALE, J.; OLIVEIRA, É.; LAU, F. e SULEMAN, A. Non-linear aeroelastic response of high aspect-ratio wings in the frequency domain. **The Aeronautical Journal**, v.121, n. 1240, p. 858–876, 2017a. doi:10.1017/aer.2017.29.
- AFONSO, F.; VALE, J.; OLIVEIRA, É.; LAU, F. e SULEMAN, A. A review on non-linear aeroelasticity of high aspect-ratio wings. **Progress in Aerospace Sciences**, v. 89, p. 40–57, 2017b. doi:10.1016/j.paerosci.2016.12.004
- BEER, F. P.; JOHNSTON, R.; DE WOLF, J. T. e MAZUREK, D. F. **Mechanics of Materials**. 7ª Ed. McGraw-Hill, Estados Unidos. 2015. 902p.
- BENDIKSEN, O. Transonic Limit Cycle *Flutter*/LCO. **45th AIAA/ASME/ASCE/ AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference**. 2004. doi:10.2514/6.2004-1694.
- BERTOLIN, R.M. **Modelagem de uma Aeronave Flexível Usando Teoria das Faixas Não Estacionária**. 2015. 252f. Dissertação de Mestrado— Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos. 2015.
- BIDINOTTO, J. H. **Proposta Conceitual de excitador de flutter alternativo para ensaios em voo**. Dissertação (Mestrado). 91f. Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo. São Carlos, 2007.
- BIOT, M. A. e ARNOLD, L. Low-speed *Flutter* and Its Physical Interpretation. **Journal of Aeronautical Sciences**, p.232- 236. 1948.
- BISPLINGHOFF, R.L. e ASHLEY, H. **Principles of Aeroelasticity**. New York: Dover Publications, 1975. 527p.
- BISPLINGHOFF, R.L.; ASHLEY, H. e HALFMAN, R. L. **Aeroelasticity**. New York: Dover Publications, 2002. 860p.
- BLEVINS, R. D. **Flow-Induced Vibration**. 2ª Ed. Florida: Krieger Publishing Company, 2001. 477p.
- BRISTOL AEROPLANE COMPANY. **T95 Bristol Bagshot twin-engined fighting cantilever monoplane for Coventry Ordnance Works guns (37 mm)**. Disponível em: <<http://www.transportarchive.org.uk/getsingleobject.php?rnum=G1495>>. Acesso em: 12 de Abr. de 2019.
- BROWN, E.L. **Integrated Strain Actuation In Aircraft With Highly Flexible Composite Wings**. 2003. 205f. Tese de Doutorado— Massachusetts Institute of Technology (MIT), Massachusetts. 2003.
- BURRIS, P. M.; DEMPSTER, J. B.; JOHANNES, R. P. Flight testing structural performance of the LAMS control system. **AIAA Flight Test, Simulation and Support Conference**, v. 2, Los Angeles, 1968. Reston: AIAA, 1968. AIAA Paper 68-244.
- BUTTINI, T.M. **Aeroelastic State- Space Model Development Based on Frequency Response Identification and Integration with Flight Dynamics**. 2014. 60f. Dissertação de Mestrado— Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos. 2014.
- CAVIN III, R.K. e DUSTO, A.R. Hamilton's principle: finite element methods and flexible body dynamics. **AIAA Journal**, v. 15, n. 12, p.1684-1690, 1977.

CECRDLE, J. Aeroelastic Stability of Turboprop Aircraft: Whirl *Flutter*. **Flight Physics - Models, Techniques and Technologies**, Chapter 8. 21p, 2018. doi: <http://dx.doi.org/10.5772/intechopen.70171>.

CECRDLE, J. e VICH, O. Eigenvaleu and *Flutter* Sensitivity Analysis of Airliner Wing. **28th International Congress of The Aeronautical Sciences**. 2012. 7p.

CESNIK, C. E. S. e BROWN, E. L. Modeling of high aspect ratio active flexible wings for roll control. **AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit**, v. 43, 2002, Denver. New York: AIAA, 2002. AIAA Paper 2002-1719.

CESNIK, C. E. S. e BROWN, E. L. Active wing warping control of a joined-wing airplane configuration. **AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit**, v. 44, 2003, Norfolk. New York: AIAA, 2003. AIAA Paper 2003-1715.

CESNIK, C. E. S.; SENATORE, P. J.; SU, W.; ATKINS, E. M. e SHEARER, C.M. X-HALE: a very flexible unmanned aerial vehicle for nonlinear aeroelastic tests. **AIAA Journal**, v. 50, n.12, p. 2820-2833, 2012.

CESNIK, C. E. S. e SU, W. Nonlinear aeroelastic modeling and analysis of fully flexible aircraft. In: **AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit**, v. 46., 2005, Austin. New York: AIAA, 2005. AIAA Paper 2005-2169.

CESNIK, C. E. S. e SU, W. Aeroelastic response of highly flexible flying wings. **AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit**, v. 47, 2006, Newport. New York: AIAA, 2006. AIAA Paper 2006-1636.

CESNIK, C. E. S. e SU, W. Nonlinear Aeroelasticity of a Very Flexible Blended-Wing-Body Aircraft. **Journal of Aircraft**, v.47, n.5, 1539-1553, 2010. doi:10.2514/1.47317.

CESNIK, C. E. S. e SU, W. Strain-based geometrically nonlinear beam formulation for modeling very flexible aircraft. **International Journal of Solids and Structures**, pp. 2349-2360, 2011a.

CESNIK, C. E. S. e SU, W. Nonlinear aeroelastic simulation of X-HALE: a very flexible UAV. In: **AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition**, v. 49., 2011b, Orlando. New York: AIAA, 2011b. AIAA Paper 2011-1226.

CESNIK, C. E. S. e SU, W. Strain-based analysis for geometrically nonlinear beams: a modal approach. **Journal of Aircraft**, v. 51, n. 3, p. 890-903, 2014. doi: 10.2514/1.C032477.

CHAMBERS, J. R. **Innovation in Flight: Research of the NASA Langley Research Center on the Revolutionary Advanced Concepts for Aeronautics**. NASA SP-2005-4539, Library of Congress Cataloging-in-Publication Data. Yorktown, Virginia. 2005. 389p.

CHANDLER, D. L. **MIT and NASA engineers demonstrate a new kind of airplane wing**. Disponível em: < <https://phys.org/news/2019-04-mit-nasa-kind-airplane-wing.html> >. Acesso em: 15 de fev. de 2019.

CHANGCHUAN, X.; LIBO, W.; CHAO, Y. e YI, L. Static aeroelastic analysis of very flexible wings based on non-planar vortex lattice method. **Chinese Journal of Aeronautics**, pp. 514-521, 2013. DOI: <http://dx.doi.org/10.1016/j.cja.2013.04.048>.

CLARKE, R.; ALLEN, M. J.; DIBLEY, R. P.; GERA, J. e HODGKINSON, J. Flight Test of the F/A-18 Active Aeroelastic Wing Airplane. **AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit**. 15 - 18 August 2005, San Francisco, California, 31p.

CLEUBER SILVA, G. **Sistemas de Controle Ativo e Passivo para Supressão de Flutter de uma Seção Típica**. 2016. 191f. Dissertação de Mestrado — Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos. 2016.

COLLAR, A. R. The Expanding Domain of Aeroelasticity. **The Royal Aeronautical Society**. 1946. 24p.

COLLAR, A. R. Aeroelasticity: Retrospect and Prospect. **The Journal of The Royal Aeronautical Society**. 1959. 12p.

DA SILVA, A.L. **Nonlinear Optimum Model Following Control of Flexible Aircraft**. 2010. 241f. Tese de Doutorado — Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos. 2010.

DA SILVA, A. L. **Non-linear optimal model following control of flexible aircraft**. Saarbrücken: LAP Lambert Academic, 2012. 217 f.

DE MARQUI JR, C. **Estudo Teórico e Experimental de um Controlador para Supressão de Flutter**. 2004. 159f. Tese de Doutorado — Escola de Engenharia de São Carlos, São Carlos. 2004.

DEMPSTER, J. B. e ROGER, K. L. Evaluation of B-52 structural response to random turbulence with stability augmentation systems. **Journal of Aircraft**, v. 4, n. 6, p. 507- 512, 1967.

DRELA, M. Integrated simulation model for preliminary aerodynamic, structural, and control-law design of aircraft. **AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit**, v. 40, 1999, Reston. New York: AIAA, 1999. p. 1644–1656. AIAA Paper 99-1394.

DIMITRIADIS, G. **Introduction to Nonlinear Aeroelasticity**. 1ª Edição. John Wiley & Sons Ltd, 2017. 573p.

DOHERTY, J.; JOSHI, M.; LEVIN, D.; RAUSEO, M.; SHARMA, M.; KIELB, R. e DOWELL, E. Nonlinear Interaction of a Flutter Induced Limit Cycle Oscillation of a Cantilevered Wing with a Forced Gust Excitation. **AIAA SciTech Forum**. 7-11 January 2019, San Diego, California. 2019. doi: 10.2514/6.2019-1862.

DOWELL, E.; EDWARDS, J., e STRGANAC, T. Nonlinear Aeroelasticity. **Journal of Aircraft**, 2003, v. 40, n. 5, 857–874. doi:10.2514/2.6876.

DOWELL, E. H.; CLARCK, R.; COX, D.; CURTISS JR, H.C.; EDWARDS, J. W.; HALL, K. C.; PETERS, D. A.; SCANLAN, R.; SIMIU, E.; SISTO, F. e STRGANAC, T. W. **A Modern Course in Aeroelasticity**. 4ª Edição. Dordrecht: Kluwer Academic Publishers, 2004. 746p. (Solid Mechanics and its Applications, v.116).

ELDRED, M. S.; VENKAYYA, V. B. e ANDERSON, W. J. New mode tracking methods in aeroelastic analysis. **AIAA Journal**, v.33, n.7, p.1292–1299, 1995. doi:10.2514/3.12552.

ETKIN, B. e REID, L. D. **Dynamics of Flight: Stability and Control**. 3ª Ed. JOHN WILEY & SONS, Inc., Canada, 1996. 382 p.

FRAZER, R. A. The *flutter* of Aeroplane Wings. **The Royal Aeronautical Society**. 1929. 48p.

FUNG, Y. C. **An Introduction to the Theory of Aeroelasticity**. Dover Publications, New York, 1993. 498p.

- GARCIA, J. A. Numerical investigation of nonlinear aeroelastic effects on flexible high-aspect-ratio wings. **Journal of Aircraft**, v. 42, n. 4, p. 1025–1036, 2005.
- GARRICK, I. E. e REED III, W. H. Historical Development of Aircraft *Flutter*. **Journal of Aircraft**, v. 18, n. 11, p. 897–912, 1981. doi:10.2514/3.57579.
- GUIMARÃES NETO, A.B. **Dinâmica e Controle de Aeronaves Flexíveis com Modelagem Aerodinâmica pelo Método de Doublet- Lattice**. 2008. 176f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação)— Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos. 2008.
- GUIMARAES NETO, A. B. **Flight Dynamics of Flexible Aircraft Using General Body Axes: A Theoretical and Computational Study**. 2014. 450f. Tese de Doutorado— Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos. 2014.
- GUIMARÃES NETO, A. B.; SILVA, R. G. A.; PAGLIONE, P. e SILVESTRE, F. J. Formulation of the Flight Dynamics of Flexible Aircraft Using General Body Axes. **AIAA Journal**, v.54, n.11, p.3516–3534, 2016. doi:10.2514/1.j054752.
- HADDADPOUR, H.; FIROUZ-ABADI, R.D. Evaluation of quasi-steady aerodynamic modeling for *flutter* prediction in subsonic flow. **Journal of Thin-Walled Structures**, v.44, n.9, p.931-936, 2006.
- HALLIDAY, D.; RESNIK, R. e WALKER, J. **Fundamentals of physics**. Extended edition-Wiley, 2007. 1333p.
- HANG, X.; FEI, Q. e SU, W. A Mode Tracking Method in Aeroelastic Stability Analysis Using Left Eigenvectors. **2018 AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference**. 8–12 January, Kissimmee, Florida. 2018. doi:10.2514/6.2018-1204.
- HESSE, H. e PALACIOS, R. Consistent structural linearisation in flexible-body dynamics with large rigid-body motion. **Computers and Structures**, v. 110-111, p. 1- 14, 2012.
- HESSE, H.; PALACIOS, R. Reduced-order aeroelastic models for dynamics of maneuvering flexible aircraft. **AIAA Journal**, v. 52, n. 8, p. 1717-1732, 2014.
- HESSE, H.; PALACIOS, R.; MURUA, J. Consistent structural linearization in flexible aircraft dynamics with large rigid-body motion. **AIAA Journal**, v. 52, n. 3, p. 528-538, 2014.
- HODGES, G. E. e MCKENZIE, J. R. Performance compatibility and flight testing of B- 52 CCV systems. **AIAA Aircraft Systems and Technology Meeting**, Los Angeles, 1975. Reston: AIAA, 1975. AIAA Paper 75- 1035.
- HODGES, D.H. e PIERCE, G.A. **Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity**. 2ª Edição. Nova Iorque, Georgia Institute of Technology: Cambridge University Press, 2011. 247p.
- HUANG, C.; YANG, C.; WU, Z. e TANG, C. Variations of *flutter* mechanism of a span-morphing wing involving rigid-body motions. **Chinese Journal of Aeronautics**, v. 31, n. 3, p.490–497, 2018.
- IANNELLI, A.; MARCOS, A. e LOWENBERG, M. Modeling and robust Body Freedom *Flutter* Analysis of flexible aircraft configurations. 2016. **IEEE Conference on Control Applications (CCA)**, 2016. doi:10.1109/cca.2016.7587843.
- IANNELLI, A.; MARCOS, A. e LOWENBERG, M. Nonlinear *flutter* analysis with uncertainties based on Describing Function and Structured Singular Value with an IQC validation. **7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS 2017)** EUCASS Association, 2017.

- IANNELLI, A.; MARCOS, A. e LOWENBERG, M. Study of Flexible Aircraft Body Freedom *Flutter* with Robustness Tools. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 41, n. 5, p.1083–1094, 2018. doi:10.2514/1.g003165.
- INMAN, D. J. **Engineering Vibrations**. 4^a Ed. Pearson, New Jersey, 2014. 707p.
- JINWU, X.; YONGJU, Y. e DAOCHUN, L. Recent advance in nonlinear aeroelastic analysis and control of the aircraft. **Chinese Journal of Aeronautics**, pp. 12- 22, 2013. DOI: <http://dx.doi.org/10.1016/j.cja.2013.12.009>.
- KAKKAVAS, C. **Computational Investigation of Subsonic Torsional Airfoil Flutter**. 1998. 110f. Dissertação de Mestrado— Naval Postgraduate School, California, 1998.
- KEYES, S. A.; SEILER, P. J. e SCHMIDT, D. K. A Newtonian Development of the Mean-Axis Equations of Motion for Flexible Aircraft. **AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference**, 9 - 13 January, Grapevine, Texas, 18p, 2017. doi:10.2514/6.2017-1395.
- LIVNE, E. Aircraft Active *Flutter* Suppression: State of the Art and Technology Maturation Needs. **Journal of Aircraft**, v.55, n.1, p.410–452, 2018. doi:10.2514/1.c034442.
- LUCIO DA SILVA, T. M. **Aeroelasticidade Transônica de um aerofólio com arqueamento variável**. 2010. 142f. Dissertação de Mestrado— Escola de Engenharia de São Carlos, São Carlos, 2010.
- MALLICK, W.; SCHETZ, J. A. e KAPANIA, R. K. Rapid Transonic *Flutter* Analysis for Aircraft Conceptual Design Applications. **AIAA Journal**, v.56, n.6, p.2389–2402, 2018. doi:10.2514/1.j056218
- MARQUI, C.R. **Orthogonal Polynomials Approach For Unsteady Aerodynamics and Aeroelastic Applications**. 2017. 112f. Tese de Doutorado — Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos. 2017.
- MARQUI, C.R.; BUENO, D. D.; GOES, L. C. S. e GONÇALVES, P. J. P. A reduced order state space model for aeroelastic analysis in time domain”. **Journal of Fluids and Structures**, pp. 428- 440, 2017. DOI: <http://dx.doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2017.01.010>.
- MATTER, Y. S.; DARABSEH, T. T. e MOURAD, A.-H. I. Effect of engine location on *flutter* speed and frequency of a tapered viscoelastic wing. **IOP Conference Series: Materials Science and Engineering**, 370, 2018. doi:10.1088/1757-899x/370/1/012014.
- MCKAY, J. M.; KORDES, E. E. e WYKES, J. H. **Flight investigation for a structural mode control system for the XB-70 aircraft**. Washington, DC: NASA, 1973. (NASA-TN-D-7420).
- MEIROVITCH, L. Hybrid state equations of motion for flexible bodies in terms of quasi-coordinates. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v.14, n. 5, p. 1008–1013, 1991. doi:10.2514/3.20743.
- MEIROVITCH, L. e TUZCU, I. Unified Theory for the Dynamics and Control of Maneuvering Flexible Aircraft. **AIAA Journal**, v. 42, n. 4, 714–727, 2004. doi:10.2514/1.1489.
- MERRETT, C.G. Time to *Flutter* Theory for Viscoelastic Composite Aircraft Wings, **Composite Structures**, 2016. doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2016.07.019>.
- MURUA, J.; PALACIOS, R. e GRAHAM, J. M. R. Applications of the unsteady vortex- lattice method in aircraft aeroelasticity and flight dynamics. **Progress in Aerospace Sciences**, pp. 46- 72, 2012a. doi: dx.doi.org/10.1016/j.paerosci.2012.06.001.
- MURUA, J.; PALACIOS, R. e GRAHAM, J. M. R. Assessment of wake-tail interference effects on the dynamics of flexible aircraft. **AIAA Journal**, v. 50, n. 7, p. 1575-1585, 2012b.

- NASA. **XB-70 Valkyrie ECN-792**. Washington, DC, 1965. 1 photo, color. Disponível em: <<http://www.nasa.gov/centers/dryden/multimedia/imagegallery/XB-70/ECN-792.html#.VDMTLvldVqU>>. Acesso em: 14 Abr. 2019.
- NASA. **Panel Flutter**. NASA Space Vehicle Design Criteria (Structures). NASA SP- 8004. 1972. 51p.
- NELSON, R. C. **Flight Stability and Automatic Control**. 2ªEd. McGraw- Hill, Singapore, 1998. 441p.
- NOLL, T. E.; BROWN, J. M.; PEREZ-DAVIS, M. E.; ISHMAEL, S. D.; TIFFANY, G. C. e GAIER, M. **Investigation of the Helios prototype aircraft mishap**. Washington, DC: NASA. v.1, 2004.
- OGATA, K. **Modern Control Engineering**. 5ª Ed. Prentice Hall, New Jersey. 2010. 894p.
- OPGENOORD, M. M. J.; DRELA, M. e WILLCOX, K. E. Physics-Based Low-Order Model for Transonic *Flutter* Prediction. **AIAA Journal**, v. 56, n. 4, p. 1519–1531. 2018. doi:10.2514/1.j056710.
- PALACIOS, R. e CESNIK, C. E. S. Static nonlinear aeroelasticity of flexible slender wings in compressible flow. **AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference**, v. 46, 2005, Austin. New York: AIAA, 2005. AIAA Paper 2005-1945.
- PALACIOS, R.; MURUA, J. e COOK, R. Structural and aerodynamic models in nonlinear flight dynamics of very flexible aircraft. **AIAA Journal**, v. 48, n. 11, p. 2648-2659. 2010. doi: 10.2514/1.J050513.
- PALACIOS, R.; WANG, Y. e WYNN, A. A method for normal- mode- based model reduction in nonlinear dynamics of slender structures. **Computers and Structures**, pp. 26- 40, 2015. doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruc.2015.07.001>.
- PARETEAU, M. e LAURENDEAU, É. Nonlinear Frequency-Domain Solver for Vortex Lattice Method. **AIAA Journal**, v.56, n.6, p.2242–2251, 2018. doi:10.2514/1.j056704.
- PATIL, M. From *fluttering* wings to flapping flight - The energy connection. **19th AIAA Applied Aerodynamics Conference**, 2001. doi:10.2514/6.2001-1460.
- PATIL, M. Limit Cycle Oscillations of Aircraft Due to *Flutter*-Induced Drag. In: **43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference**, 2002. doi:10.2514/6.2002-1409.
- PATIL, M. J. From *Fluttering* Wings to Flapping Flight: The Energy Connection. **Journal of Aircraft**, 2003, v.40, n.2, p.270–276. doi:10.2514/2.3119.
- PATIL, M. J. e HODGES, D. H. On the importance of aerodynamic and structural geometrical non-linearities in aeroelastic behavior of high aspect ratio wings. **Journal of Fluid and Structures**, v.19, p. 905-915, 2004.
- PATIL, M. J. e HODGES, D. H. Flight dynamics of highly flexible wings. **Journal of Aircraft**, v. 43, n. 6, p.1790-1798, 2006.
- PATIL, M. J.; HODGES, D. H. e CESNIK, C. E. S. Nonlinear aeroelastic analysis of aircraft with high-aspect-ratio wings. **39th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference and Exhibit**, 1998. doi:10.2514/6.1998-1955.
- PATIL, M. J.; HODGES, D. H. e CESNIK, C. E. S. Nonlinear aeroelastic analysis of complete aircraft in subsonic flow. **Journal of Aircraft**, v. 37, n. 5, p. 753-760, 2000.

- PATIL, M. J.; HODGES, D. H. e CESNIK, C. E. S. Nonlinear aeroelasticity and flight dynamics of high-altitude long-endurance aircraft. **Journal of Aircraft**, v. 38, n. 1, p. 88-94, 2001.
- PENDLETON, E. W.; BESSETTE, D.; FIELD, P. B.; MILLER, G. D. e GRIFFIN, K.E. Active aeroelastic wing flight research program: technical program and model analytical development. **Journal of Aircraft**, v. 37, n. 4, p. 554- 561, 2000.
- PENDLETON, E. W.; FLICK, P.; PAUL, D.; VORACEK, D.; REICHENBACH, E. e GRIFFIN, K. E. The X-53: a summary of the active aeroelastic wing flight research program. **AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference**, v. 48, 2007, Honolulu. Reston: AIAA, 2007. AIAA Paper 2007-1855.
- PERKIN, B. R. e ERICKSON, L. L. **FLEXSTAB – A computer Program for the Prediction of Loads and Stability and Control of Flexible Aircraft**. NAS2-5006 e NAS2-7729. p. 249-280. 1976.
- PITT, D. A physical explanation of free play effects on the *flutter* response of an all movable control surface. **36th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference**, p. 1915-1923, 1995. doi:10.2514/6.1995-1387.
- PITT, D. M.; SEXTON, B. e BYUN, K. Wind Tunnel *Flutter* Testing of a Highly Swept All-Movable Wing with a Control Surface. **57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference**. 2016. doi:10.2514/6.2016-1960.
- POGORZELSKI, G. **Dinâmica de Aeronaves Flexíveis com Modelagem Aerodinâmica pela Teoria das Faixas Não Estacionária**. 2010. 189f. Dissertação de Mestrado— Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos. 2010.
- PONTILLO, A.; DUSSART, G. X.; LONE, M. M.; FLEISCHMANN, D. e COETZEE, E. Control surface modelling for fast simulation of large flexible aircraft. **AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference**, 2017. doi:10.2514/6.2017-0017.
- PRATT, R. Flight Control Systems. Reston, Virginia: **Progress in Astronautics and Aeronautics**, v. 184, 2000. 382p.
- QIU, J. e SUN, Q. *Flutter* Solution by Use of Eigenvalues and Eigenvectors of a Complex General Matrix. **Modern Applied Science**, v.3, n.10, 2009. doi:10.5539/mas.v3n10p42.
- RANEY, D.L. e SCHMIDT, D. K. Modeling and Simulation of Flexible Flight Vehicles. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 24, n.º. 3, pp. 539–546. 2001.
- RHEINFURTH, M. e SWIFT, F. A new approach to the Explanation of the *flutter* Mechanism. **Symposium on Structural Dynamics and Aeroelasticity**. 1965. doi:10.2514/6.1965-1101.
- RIBEIRO, F. L. C. **Dinâmica de voo de aviões muito flexíveis**. 2011. 158f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Aeronáutica) - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2011.
- ROGER, K. L.; HODGES, G. E. e FELT, L. Active *flutter* suppression: a flight test demonstration. **Journal of Aircraft**, v. 12, n. 6, p. 551-556, 1974.
- ROUGHEN, K.; BAKER, M.; ROBINSON, J. e LIU, Z. Optimization of High Altitude Long Endurance (HALE) Vehicle Subject to *Flutter* Speed Constraint. **57th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference**, 2016. doi:10.2514/6.2016-1964

- SALTARI, F.; RISO, C.; MATTEIS, G. D. e MASTRODDI, F. Finite-Element-Based Modeling for Flight Dynamics and Aeroelasticity of Flexible Aircraft. **Journal of Aircraft**, v. 54, n. 6, pp. 1– 17. 2017. doi:10.2514/1.c034159.
- SCANLAN, R.H e BILLAH, K. Y. Resonance, Tacoma Narrows bridge failure, and undergraduate physics textbooks. **American Journal of Physics**. Carlisle, Pennsylvania, v. 59, n. 2, p. 118-124, 1991.
- SCHMIDT, D. K. **Modern Flight Dynamics**. 1ª Ed. McGraw-Hill, New York, 2012. 872 p.
- SHEARER, C. **Coupled non linear and flight dynamics, aeroelasticity and control of very flexible aircraft**. 2006. 236 f. Dissertation (Doctorate in Aerospace Engineering) - University of Michigan, Ann Arbor.
- SHEARER, C. M. e CESNIK, C. E. S. Nonlinear flight dynamics of very flexible aircraft. **Journal of Aircraft**, v. 44, n. 5, p. 1528-1545, 2007.
- SILVESTRE, F. J. **Modelagem da mecânica de voo de aviões flexíveis e aplicações de controle**. 2007. 116f. Tese (Mestrado em Engenharia Aeronáutica) -Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos. 2007.
- SILVESTRE, F. J. **Methodology for Modelling the Dynamics of Flexible, High-Aspect-Ratio Aircraft in the Time Domain for Aeroservoelastic Investigations**. 2013. 209f. Tese de Doutorado— Maschinensysteme der Technischen Universitat Berlin, Berlin, 2013.
- SILVESTRE, F. J.; GUIMARAES NETO, A. B.; BERTOLIN, R. M.; DA SILVA, R. G. A. e PAGLIONE, P. Aircraft Control Based on Flexible Aircraft Dynamics. **Journal of Aircraft**, v. 54, n. 1, p. 262–271, 2017. doi:10.2514/1.c033834
- SILVESTRE, F.J. e LUCKNER, R. Experimental Validation of a Flight Simulation Model for Slightly Flexible Aircraft. **AIAA Journal**, 17p., 2015. doi: 10.2514/1.J054023.
- SMITHSONIAN NATIONAL AIR AND SPACE MUSEUM. **North American X-15**. Disponível em: < <https://airandspace.si.edu/collection-objects/north-american-x-15>>. Acesso em:12 de Abr. de 2019.
- SOUSA, M.S. **Modelagem, simulação e controle não linear de aviões muito flexíveis**. 2013. 389f. Tese de Doutorado em Mecânica e Controle de Voo – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.
- SOUSA, M.S.; PAGLIONE, P.; ANNES SILVA, R. G.; RIBEIRO, F. L. C. e Cunha Jr., S. S. Mathematical model of one flexible transport category aircraft. **Aircraft Engineering and Aerospace Technology**, v. 89 Issue: 3, 34p., 2017. doi: 10.1108/AEAT-12-2013-0230.
- STEVENSON, W. Aeroelasticity in aircraft design. **The South African Mechanical Engineer**, v.31, p. 50- 57. 1981.
- STODIECK, O.; COOPER, J.E. e WEAVER, P.M. Interpretation of Bending/ Torsion Coupling for Swept, Nonhomogeneous Wings. **56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference**. 5-9 January, 2015, Kissimmee, Florida. doi: 10.2514/6.2015-0440.
- SU, W. **Coupled Nonlinear Aeroelasticity and Flight Dynamics of Fully Flexible Aircraft**. Tese de Doutorado. 237f. Universidade de Michigan, Ann Arbor, 2008.
- SU, W. Modified Strain-Based Geometrically Nonlinear Beam Formulation for Modeling Slender Wings with Deformable Cross-Sections. **55th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC**

Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. 13-17 January, National Harbor, Maryland. 2014. doi:10.2514/6.2014-0841.

SU, W.; HUANG, Y. e HAMMERTON, J. R. Nonlinear Aeroelasticity of Highly Flexible Joined-Wing Aircraft using Unsteady Vortex-Lattice Method. **58th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference.** Grapevine, Texas, 19p., 2017.

SULEMAN, A.; AFONSO, F.; VALE, J.; OLIVEIRA, É. e LAU, F. Non-linear aeroelastic analysis in the time domain of high-aspect-ratio wings: Effect of chord and taper-ratio variation. **The Aeronautical Journal**, v.121, n.1235, p.21–53. doi:10.1017/aer.2016.94.

THE EDITORS OF ENCYCLOPAEDIA BRITANNICA. **Sir Frederick Handley Page: British Aircraft Designer.** Disponível em: <<https://www.britannica.com/biography/Frederick-Handley-Page#ref119043>>. Acesso em: 24 de fev. de 2019.

THE FLIGHT. **Embraer ERJ-190 American Airlines.** Photos and description of the plane. Disponível em: <<http://theflight.info/embraer-erj-190-american-airlines-photos-and-description-of-the-plane/>>. Acesso em: 16 de Abril de 2019.

THEODORSEN, T. **General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of Flutter.** NACA TR 496, 1934.

THOMASSON, W. **Flutter: History, Theory and Simulations.** 2016. 123f. Bachelor of Engineering Thesis— Mechanical and Aerospace Engineering, The University of Queensland, Austrália. 2016.

TSUSHIMA, N. e SU, W. Flutter suppression for highly flexible wings using passive and active piezoelectric effects. **Aerospace Science and Technology**, 27p., 2017. doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.ast.2017.02.013>.

TSUSHIMA, N. e SU, W. A study on adaptive vibration control and energy conversion of highly flexible multifunctional wings. **Aerospace Science and Technology**, v.79, p.297–309, 2018. doi:10.1016/j.ast.2018.05.056.

TUZCU, I. **Dynamics and control of flexible aircraft.** 2001. 95f. Dissertation (Doctorate in Mechanical Engineering) - Virginia Polytechnic Institute and State University, Blacksburg.

VAN SCHOOR, M. C. e VON FLOTOW, A. H. Aeroelastic characteristics of a highly flexible aircraft. **Journal of Aircraft**, v. 27, n. 10, p. 901-908, 1990.

VAN ZYL, L. H. Use of eigenvectors in the solution of the *flutter* equation. **Journal of Aircraft**, v. 30, n. 4, p.553–554, 1993. doi:10.2514/3.46380.

VERSIANI, T. S. S. **Alívio de Carga de Rajada em Asa Flexível Instrumentada com Transdutores Piezelétricos.** 2016. 185f. Dissertação de Mestrado— Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos. 2016.

WANG, W.; ZHU, X.; ZHOU, Z. e DUAN, J. A method for nonlinear aeroelasticity trim and stability analysis of very flexible aircraft based on co-rotational theory. **Journal of Fluids and Structures**, v. 62, p. 209–229. 2016. doi:10.1016/j.jfluidstructs.2016.01.009.

WASZAK, M. R. e SCHMIDT, D. K. Flight Dynamics of Aeroelastic Vehicles. **Journal of Aircraft**, v. 25, nº. 6, pp. 563–571. 1988. DOI:10.2514/3.45623.

WRIGHT, J.R.; COOPER, J.E. **Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads.** Chichester, Inglaterra: John Wiley & Sons Ltd, 2007. 550p.