

MINISTÉRIO DA EDUCAÇÃO
UNIVERSIDADE FEDERAL DO RIO GRANDE DO SUL
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

METODOLOGIA DE ESCOLHA DA ORIENTAÇÃO DE COMPÓSITOS
LAMINADOS PARA MAXIMIZAR A VELOCIDADE DE *FLUTTER* EM UMA
ASA

por

Gustavo Andreas Vieira

Monografia apresentada ao Departamento de Engenharia Mecânica da Escola de Engenharia da Universidade Federal do Rio Grande do Sul, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Engenheiro Mecânico.

Porto Alegre, novembro de 2016



Universidade Federal do Rio Grande do Sul
Escola de Engenharia
Departamento de Engenharia Mecânica

METODOLOGIA DE ESCOLHA DA ORIENTAÇÃO DE COMPÓSITOS
LAMINADOS PARA MAXIMIZAR A VELOCIDADE DE *FLUTTER* EM UMA
ASA

por

Gustavo Andreas Vieira

ESTA MONOGRAFIA FOI JULGADA ADEQUADA COMO PARTE DOS
REQUISITOS PARA A OBTENÇÃO DO TÍTULO DE
ENGENHEIRO MECÂNICO
APROVADA EM SUA FORMA FINAL PELA BANCA EXAMINADORA DO
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

Prof. Dr. Alcy Rodolfo dos Santos Carrara
Coordenador do Curso de Engenharia Mecânica

Área de Concentração: **Mecânica dos Sólidos**

Orientador: Prof. Dr. Jakson Manfredini Vassoler

Coorientador: Prof. Dr. Carlos Eduardo de Souza

Comissão de Avaliação:

Prof. Dr. Edson Hikaro Aseka

Prof. Dr. Letícia Fleck Fadel Miguel

Prof. Dr. Rodrigo Rossi

Porto Alegre, 16, novembro de 2016

VIEIRA, G. A. **Metodologia de escolha da orientação de compósitos laminados para maximizar a velocidade de flutter em uma asa**. 2016. 19 folhas. Monografia (Trabalho de Conclusão do Curso em Engenharia Mecânica) – Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2016.

RESUMO

Na tentativa de se projetar asas mais eficientes objetivando a redução do consumo de combustível, o emprego de materiais compósitos aliado de altas razões de aspecto resultam em configurações bastante flexíveis. Estas asas flexíveis são comumente sujeitas a instabilidades aeroelásticas como o *flutter*, fenômeno de interesse neste trabalho. *Flutter* é caracterizado como uma ressonância aeroelástica causada pelo acoplamento entre modos de vibração da estrutura com o carregamento aerodinâmico. Para mitigar efeitos aeroelásticos indesejáveis, técnicas de otimização aeroelástica utilizam o controle da rigidez direcional, proporcionada pelo uso de materiais compósitos. Neste trabalho, portanto, apresenta-se o fenômeno de ressonância aeroelástica, bem como as equações que o governam, para direcionar o projeto do laminado da estrutura de uma asa realística para uma aeronave remotamente pilotada, ARP, de maneira a reduzir o risco de ocorrência de *flutter*. Para isto, é implementado um algoritmo para otimizar a orientação de diferentes laminados, considerando orientações constantes ou linearmente variáveis ao longo da envergadura. A estratégia é baseada na maximização da velocidade de ocorrência de *flutter* na estrutura. Por fim, são apresentados resultados para uma asa com perfil NACA0009 e razão de aspecto $AR=9$, onde se empregou o material carbono-epóxi unidirecional. Com a metodologia aqui proposta, foi possível verificar os efeitos aeroelásticos resultantes da variação de parâmetros de orientação e obteve-se as melhores orientações de laminado para a asa estudada. No entanto, não foi possível uma melhora na estabilidade estrutural através da orientação variável do laminado e, com isso, se discute a relevância na utilização deste design frente a métodos convencionais.

PALAVRAS-CHAVE: Compósitos laminados, *flutter*, otimização aeroelástica.

VIEIRA, G. A. **Methodology for selecting laminate composite orientations to maximize the flutter velocity for a wing**. 2016. 19 folhas. Monografia (Trabalho de Conclusão do Curso em Engenharia Mecânica) – Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2016.

ABSTRACT

In the attempt to design more efficient wings with the aim of reducing fuel consumption, the use of composite materials combined with high aspect ratio resulted in very flexible designs. These flexible wings are commonly subjected to aeroelastic instabilities such as flutter, a phenomenon of interest in this work. Flutter is defined as an aeroelastic resonance caused by the coupling between modes of vibration of the structure with the aerodynamic loading. To mitigate undesirable aeroelastic effects, aeroelastic tailoring techniques use the control of directional stiffness, provided by the use of composite materials. In this work, therefore, it's introduced the aeroelastic resonance phenomenon, as well as the equations that govern it, to direct the design of the laminate of a structure of a realistic wing of a remotely piloted aircraft, RPA, in order to reduce the risk of flutter occurrence. For this, an algorithm is implemented to optimize the orientation of different laminates, considering constant or linearly variable orientations along the span. The strategy is based on maximizing the flutter velocity in the structure. Finally, results are presented for a wing with profile NACA0009 and aspect ratio $AR = 9$, where the unidirectional carbon-epoxy material was used. With the presented methodology, it was possible to verify the aeroelastic effects resulting from the variation of orientation parameters and for the wing analyzed the optimal laminate orientations were obtained. However, it was not possible to improve structural stability through the variable orientation of the laminate and, therefore, the relevance of this design compared to conventional methods is discussed.

KEYWORDS: Aeroelastic tailoring, flutter, laminate composites.

ÍNDICE

1. INTRODUÇÃO	1
2. OBJETIVOS	1
3. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....	2
3.1. Análise aeroelástica	2
3.2. Análise modal.....	4
3.3. Materiais compósitos.....	5
3.4. Otimização	7
3.4.1. Métodos baseados em gradientes.....	8
3.4.2. Algoritmos evolutivos	8
4. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA.....	8
5. METODOLOGIA.....	9
5.1. Estratégia de resolução.....	11
6. RESULTADOS	13
7. CONCLUSÕES	14
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	15

LISTA DE FIGURAS

Figura 3.1 – Acoplamento dos modos aeroelásticos.....	2
Figura 3.2 – Exemplo de visualização das raízes calculadas para quatro modos aeroelásticos.....	4
Figura 3.3 – Especificação dos eixos de coordenadas locais e globais.....	5
Figura 3.4 – Nomenclatura de um laminado.....	6
Figura 5.1 – Representação esquemática da avaliação da velocidade de <i>flutter</i> segundo o vetor de parâmetros contendo as orientações do laminado.....	10
Figura 5.2 – Modelo de elementos finitos utilizado para análise modal com detalhe para a seção transversal.	10
Figura 5.3 – Modelo de painéis utilizado para resolução aerodinâmica não estacionária.	11
Figura 5.4 – Definição das variáveis de projeto para o problema com orientação constante das lâminas.	11
Figura 5.5 – Representação gráfica da velocidade de <i>flutter</i> para o problema de orientações constantes com duas variáveis.	12
Figura 5.6 – Definição das variáveis de projeto para o problema com orientação variável das lâminas.....	12
Figura 5.7 – Distribuição dos indivíduos: inicial (esquerda); quarta geração (direita).....	13
Figura 6.1 – Regiões do domínio de variáveis e os modos responsáveis por instabilidades aeroelásticas.	14

LISTA DE TABELAS

Tabela 5.1 – Propriedades mecânicas do Isopor.	10
Tabela 5.2 – Propriedades mecânicas do laminado de carbono-epóxi.....	10

1. INTRODUÇÃO

As aeronaves de transporte subsônicas vem continuamente sendo desenvolvidas de diferentes formas devido ao avanço de novas técnicas de fabricação que permitem aprimorar a utilização de materiais e estruturas cada vez mais complexas. Um dos principais desafios é reduzir, assim, o consumo de combustível, o que se pode alcançar através da diminuição de peso e utilização de asas com alta razão de aspecto (JUTTE, et al., 2014). Por isso, a utilização de materiais compósitos avançados vem ganhando espaço para atender esses requisitos, em virtude da maior rigidez e resistência específicas comparado a materiais tradicionalmente utilizados na indústria aeroespacial, como o alumínio. Isso geralmente significa estruturas bastante flexíveis que são sujeitas a instabilidades aeroelásticas, como o *flutter*, um fenômeno de ressonância aeroelástica caracterizado pelo acoplamento entre modos de vibração da estrutura com o carregamento aerodinâmico, comumente observado em asas flexíveis. Para se controlar tais efeitos indesejáveis, técnicas de otimização aeroelástica surgiram e incorporam conceitos de rigidez direcional no projeto aeronáutico.

No âmbito de otimização aeroelástica, *fiber tow steering* é um processo de fabricação inovador que oferece maior liberdade no design de estruturas de materiais compósitos laminados, possibilitando orientações curvilíneas das fibras, limitadas por um raio de curvatura mínimo. Dessa forma se permite a criação de asas com rigidez variável ao longo da envergadura. Diversos estudos abordam o controle de efeitos aeroelásticos empregando asas com rigidez variável através de laminados com fibras curvilíneas, demonstrando assim o potencial dessa tecnologia.

Quando uma nova tecnologia surge, pode levar ainda muitos anos antes de ter uma aplicação prática. Isso muitas vezes se deve a um balanço entre benefícios em performance e custo. Além de elevados custos, o risco humano é outro fator que impede a rápida penetração de novas tecnologias em aeronaves comerciais. Desta forma, as aeronaves remotamente pilotadas, ARPs, oferecem a melhor oportunidade para implantação de novas tecnologias com baixo custo. Essas aeronaves não simplesmente fornecem uma plataforma de desenvolvimento como também possuem diversas aplicações em ascensão e que sobrepõem a utilização de aeronaves tripuladas. Ausente o fator humano, as ARPs podem ter maior desempenho em missões militares, permitindo manobras em altas acelerações; em condições extremas de vôo, sem acarretar em acréscimo de peso com sistemas de suporte à vida; e em sistemas de observação em altas altitudes com uso continuado por longos períodos (WEISSHAAR, et al., 1998).

O conceito de otimização aeroelástica não é novo, porém grande parte da pesquisa correlata, inclusive as do grupo onde este trabalho está inserido, tem se dado com estruturas simplificadas de asas, como vigas ou placas planas, de forma a se entender a influência da variação de parâmetros (JUTTE, et al., 2014). Assim, ainda existe um grande espaço para propostas de desenvolvimento no tema, focando em estruturas mais realísticas.

2. OBJETIVOS

Neste trabalho, o principal objetivo é entender o fenômeno de aeroelasticidade e implementar uma metodologia de análise aeroelástica para auxiliar projetos de asas de maneira a reduzir o risco de ocorrência de *flutter*. Para isto, pretende-se desenvolver uma ferramenta capaz de fazer as avaliações da velocidade de *flutter* segundo um conjunto de parâmetros que representaria a orientação das camadas do laminado da asa da aeronave, e aplicá-la em um procedimento de otimização que permitiria determinar as orientações do laminado que reduzem o risco de ocorrência de *flutter*.

O algoritmo desenvolvido será testado com diferentes configurações de laminados para estudar estratégias de otimização de suas orientações, segundo a velocidade de ocorrência de *flutter*. Neste trabalho é considerada a possibilidade de orientação constante e linearmente variável ao longo da envergadura.

Este estudo está inserido no mesmo tema de trabalhos anteriores no grupo, que desenvolveram ferramentas similares para asas em forma de placas laminadas. Porém, este estudo tratará de asas com perfis aerodinâmicos realísticos encontrados em ARPs, possuindo então aplicação direta em aeronaves com asas construídas com laminados, e dando então uma contribuição significativa no desenvolvimento de ferramentas para análise de *flutter*.

3. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Antes de apresentar a metodologia proposta neste estudo, são apresentados alguns conceitos necessários para a sua compreensão. Assim, nesta seção, são apresentados sucintamente os fundamentos da análise aeroelástica e modal, necessários para obtenção da velocidade de *flutter*, bem como as características mecânicas e possibilidades de uso de laminados compostos, que são os componentes estruturais que serão otimizados. Por fim, é apresentada uma breve explanação sobre os conceitos de otimização estudados neste trabalho.

3.1. Análise aeroelástica

No ramo da aeroelasticidade estudam-se diversos fenômenos de interação entre fluido e estrutura. De acordo com FUNG (1993), o “estudo científico de tais problemas tem de focar no escoamento em regiões com contornos deformáveis, e nas deformações dos sólidos submetidos a carregamento de fluidos, o qual varia com a própria deformação”.

Flutter, de principal interesse neste trabalho, é um fenômeno potencialmente catastrófico. É caracterizado como uma ressonância autoexcitada que ocorre em escoamento estável. A partir de uma velocidade, a velocidade de *flutter*, os modos de vibração de torção e flexão se acoplam permitindo que a estrutura armazene energia proveniente do escoamento quando houver qualquer pequena perturbação, como se pode observar na Figura 3.1 (WEISSHAAR, 2012). Idealmente a velocidade de *flutter* deve ser a maior possível, de forma a se encontrar fora do envelope de voo de uma aeronave.

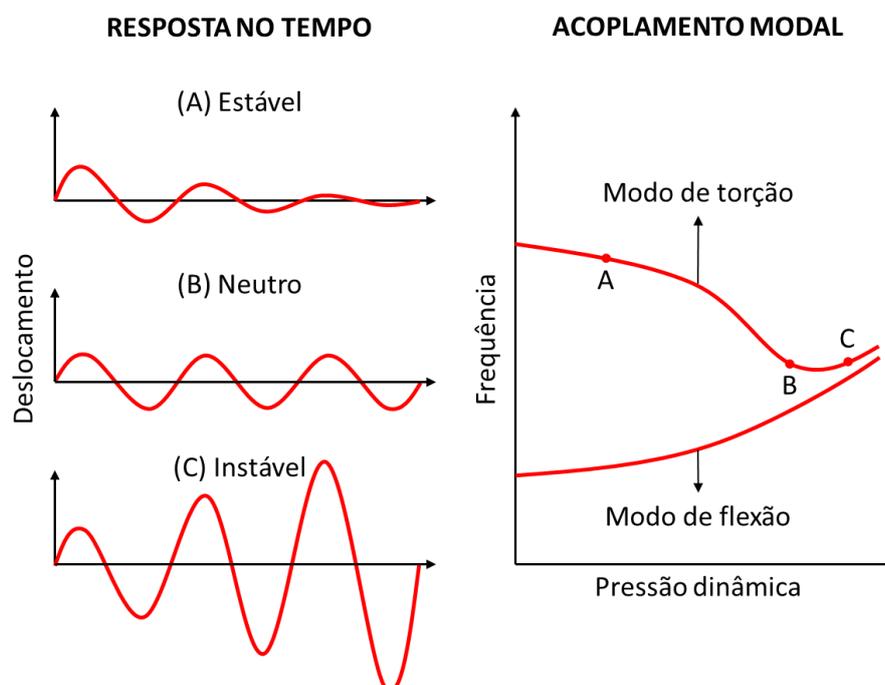


Figura 3.1 – Acoplamento dos modos aeroelásticos.

Na Figura 3.1, à esquerda, estão exemplos de resposta dinâmica em diferentes condições de estabilidade, e à direita está um exemplo de curva de evolução aeroelástica mostrando um acoplamento de modos de vibração.

O sistema aeroelástico utilizado para a resolução do problema de *flutter* deste trabalho é descrito matematicamente por (ZONA TECHNOLOGY INC., 2011):

$$\bar{\mathbf{M}}\ddot{\mathbf{x}}(t) + \bar{\mathbf{K}}\mathbf{x}(t) = \mathbf{F}_a(\mathbf{x}) + \mathbf{F}_e(t) \quad (3.1)$$

onde $\mathbf{x}(t)$ é a resposta no tempo do deslocamento estrutural, $\bar{\mathbf{M}}$ é a matriz de massa, $\bar{\mathbf{K}}$ é a matriz de rigidez, $\mathbf{F}_a(\mathbf{x})$ é a força aerodinâmica, induzida pela deformação da estrutura, e $\mathbf{F}_e(t)$ representa as forças externas, como de turbulência, rajadas, acionamento de superfícies de controle, etc. Focando somente no problema de vibrações livres que caracteriza o problema de *flutter*, ou seja, desconsiderando as forças externas, se obtém a seguinte equação:

$$\bar{\mathbf{M}}\ddot{\mathbf{x}}(t) + \bar{\mathbf{K}}\mathbf{x}(t) - \mathbf{F}_a(\mathbf{x}) = \mathbf{0} \quad (3.2)$$

Adota-se, então, a hipótese de pequenos deslocamentos, de forma a tornar o problema em um sistema de equações lineares (ZONA TECHNOLOGY INC., 2011). Dessa maneira, não há prejuízo nos objetivos desta análise, pois só há interesse em localizar a condição em que a instabilidade ocorre e não em conhecer como as oscilações se comportam no tempo. O problema linearizado permite, através da teoria aerodinâmica não estacionária, definir a força aerodinâmica com a integral de convolução, apresentada na equação:

$$\mathbf{F}_a(\mathbf{x}) = \int_0^t q_\infty \mathbf{H} \left(\frac{V}{L} (t - \tau) \right) \mathbf{x}(\tau) d\tau \quad (3.3)$$

onde $q_\infty \mathbf{H}$ representa a função de transferência aerodinâmica, q_∞ a pressão dinâmica, L o comprimento de referência e V a velocidade do escoamento não perturbado. Tomando a transformada de Laplace da equação (3.3) e do sistema de equações (3.2), tem-se as seguintes equações:

$$\mathbf{F}_a(\mathbf{x}(s)) = q_\infty \bar{\mathbf{H}} \left(\frac{sL}{V} \right) \mathbf{x}(s) \quad (3.4)$$

$$\left[s^2 \bar{\mathbf{M}} + \bar{\mathbf{K}} - q_\infty \bar{\mathbf{H}} \left(\frac{sL}{V} \right) \right] \mathbf{x}(s) = \mathbf{0} \quad (3.5)$$

que representa o problema de autovalores da análise de *flutter* no domínio de Laplace. Como o número de graus de liberdade de um modelo em elementos finitos, como o que será utilizado neste trabalho, é geralmente muito grande, este problema se torna muito custoso computacionalmente.

Como já mencionado anteriormente, o fenômeno de *flutter* ocorre em uma condição de superposição entre modos de vibração da estrutura. Por isso, pode-se reduzir o problema adotando uma abordagem modal, reduzindo o domínio de procura para somente possíveis superposições de modos de baixa ordem da estrutura, da seguinte forma:

$$\mathbf{x} = \boldsymbol{\phi} \mathbf{q} \quad (3.6)$$

onde $\boldsymbol{\phi}$ é a matriz modal, que por sua vez contém os modos naturais da estrutura, e \mathbf{q} são coordenadas generalizadas. Isso permite obter o novo sistema para o problema de autovalores para a análise de *flutter*.

$$\left[s^2 \mathbf{M} + \mathbf{K} - q_\infty \mathbf{Q} \left(\frac{sL}{V} \right) \right] \mathbf{q} = 0 \quad (3.7)$$

onde:

$$\mathbf{M} = \boldsymbol{\Phi}^T \bar{\mathbf{M}} \boldsymbol{\Phi} \quad (3.8)$$

$$\mathbf{K} = \boldsymbol{\Phi}^T \bar{\mathbf{K}} \boldsymbol{\Phi} \quad (3.9)$$

$$\mathbf{Q} \left(\frac{sL}{V} \right) = \boldsymbol{\Phi}^T \bar{\mathbf{H}} \left(\frac{sL}{V} \right) \boldsymbol{\Phi} \quad (3.10)$$

A obtenção da matriz de forças aerodinâmicas, \mathbf{Q} , no domínio de Laplace é bastante complexa e por isso é geralmente adquirida no domínio da frequência, tomando a forma de matriz de coeficientes de influência aerodinâmicos, $\mathbf{AIC}(ik)$, onde k é a frequência reduzida do escoamento. Para tal tarefa, utiliza-se o método dos painéis, que tem uma modelagem bastante diferente da de elementos finitos. Para se relacionar os deslocamentos e forças entre as duas distintas modelagens da estrutura, se utilizam matrizes de interpolação, \mathbf{G} , de modo a obter a função de transferência no domínio da frequência para a modelagem em elementos finitos de acordo com a função abaixo:

$$\mathbf{Q}(ik) = \boldsymbol{\Phi}^T \mathbf{G}^T [\mathbf{AIC}(ik)] \mathbf{G} \boldsymbol{\Phi} \quad (3.11)$$

Retomando novamente o sistema aeroelástico, leva-se o problema de autovalores para o domínio da frequência fazendo as seguintes substituições $\mathbf{Q} \left(\frac{sL}{V} \right) \rightarrow \mathbf{Q}(ik)$ e $s \rightarrow i\omega$, de modo a obter o sistema final para a análise de *flutter*.

$$[-\omega^2 \mathbf{M} + \mathbf{K} - q_\infty \mathbf{Q}(ik)] \mathbf{q} = 0 \quad (3.12)$$

Obtém-se assim, para cada modo, raízes em um espectro de velocidades, como pode-se observar no exemplo dado na Figura 3.2. Enquanto a parte real das raízes for negativa o sistema será estável. A instabilidade dinâmica ocorre, se para uma velocidade do espectro analisado, a parte real de alguma raiz se torna zero, e esta é a velocidade de *flutter*. Já a parte imaginária desta raiz caracteriza a frequência do modo de *flutter* excitado.

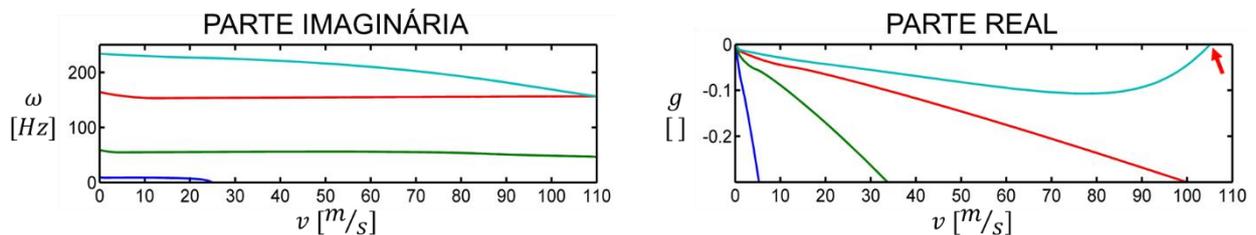


Figura 3.2 – Exemplo de visualização das raízes calculadas para quatro modos aeroelásticos.

3.2. Análise modal

De forma a reduzir o custo computacional, a análise modal permite que a análise de *flutter* seja resolvida somente para o domínio de alguns modos de vibração natural da estrutura. Tomando a equação de movimento para um sistema não amortecido em vibrações livres (INMAN, 2014):

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{K}\mathbf{x} = \mathbf{0} \quad (3.13)$$

onde \mathbf{M} é a matriz de massa, \mathbf{K} a matriz de rigidez e \mathbf{x} o vetor de deslocamento, e assumindo que a solução desse sistema tenha a seguinte forma:

$$\mathbf{x} = \mathbf{A} \sin(\omega t) \quad (3.14)$$

onde \mathbf{A} é amplitude de deslocamento e ω a frequência de vibração, tem-se:

$$\ddot{\mathbf{x}} = -\omega^2 \mathbf{A} \sin(\omega t) \quad (3.15)$$

Substituindo as equações (3.14) e (3.15) no sistema descrito pela equação (3.13) e simplificando obtém-se o problema de autovalores:

$$(\mathbf{K} - \omega^2 \mathbf{M})\{\mathbf{A}\} = \mathbf{0} \quad (3.16)$$

o qual tem solução não trivial se:

$$\det[(\mathbf{K} - \omega^2 \mathbf{M})] = 0 \quad (3.17)$$

A solução desse problema, então, fornece as frequências de vibração natural da estrutura e os vetores correspondentes definem as respectivas formas modais, que são necessários na análise aeroelástica.

3.3. Materiais compósitos

A matriz de rigidez, necessária para resolução da análise de *flutter* (aeroelástica) e modal da estrutura, depende do material utilizado. Materiais compósitos consistem na combinação de materiais com características distintas para obtenção de outro com as melhores propriedades de seus agregados. Estes materiais podem ser reunidos em diferentes tipos, fibrosos, laminados e particulados, ou ainda como combinação desses, como os materiais utilizados neste estudo, os laminados reforçados por fibras.

Em virtude da presença de fibras orientadas, são definidos dois sistemas de coordenadas para o material, como pode ser observado na Figura 3.3. Um sistema de coordenadas local (X , Y), com orientação caracterizada pelas fibras de reforço (eixo X), é definido para cada lamina em relação a um sistema de coordenadas global (1, 2), que configura a disposição de uma ou mais laminas (laminado) em um componente.

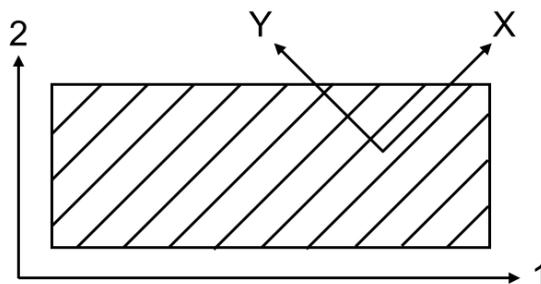


Figura 3.3 – Especificação dos eixos de coordenadas locais e globais.

Convencionalmente, na construção de um laminado adota-se uma nomenclatura da forma $[\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_n]$, como pode ser observado na Figura 3.4, onde θ é o ângulo entre os eixos 1 e X . Para um laminado simétrico pode-se ainda se utilizar a expressão $[\theta_1, \theta_2]_s$ para caracterizar um laminado da forma $[\theta_1, \theta_2, \theta_2, \theta_1]$.

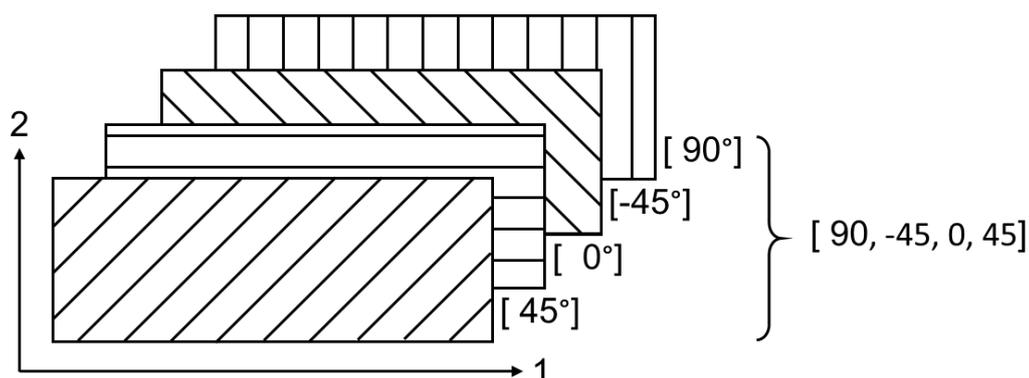


Figura 3.4 – Nomenclatura de um laminado.

A lei de Hooke, que relaciona as tensões e deformações, para um material anisotrópico tridimensional tem a seguinte forma (REDDY, 1999):

$$\begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_{13} \\ \sigma_{23} \\ \sigma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & C_{14} & C_{15} & C_{16} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & C_{24} & C_{25} & C_{26} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & C_{34} & C_{35} & C_{36} \\ C_{41} & C_{42} & C_{43} & C_{44} & C_{45} & C_{46} \\ C_{51} & C_{52} & C_{53} & C_{54} & C_{55} & C_{56} \\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & C_{64} & C_{65} & C_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} \quad (3.18)$$

onde σ são as tensões no material, ε e γ são as deformações correspondentes e C são constantes da matriz constitutiva. A dependência da orientação do laminado é incorporada na relação constitutiva. Por exemplo, na teoria clássica de laminados, onde se assume cisalhamento transversal nulo e um estado plano de tensões, pode-se transformar a relação dada pela equação (3.18) para a da equação (3.19), que caracteriza uma única lamina de modo transversalmente isotrópico:

$$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}^k = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & 0 \\ C_{12} & C_{22} & 0 \\ 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix}^k \begin{bmatrix} \varepsilon_x \\ \varepsilon_y \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \quad (3.19)$$

onde:

$$C_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad (3.20)$$

$$C_{22} = \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad (3.21)$$

$$C_{12} = \frac{\nu_{21}E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad (3.22)$$

$$C_{66} = G_{12} \quad (3.23)$$

Definida uma condição inicial de variáveis de projeto, a função objetivo é avaliada e seu resultado é utilizado para dar segmento a uma cadeia de novas avaliações por um determinado número de iterações ou até que algum critério de convergência seja atingido.

Em vista do que foi apresentado, o problema de otimização deste trabalho trata da maximização da velocidade de *flutter*, onde os argumentos a serem otimizados são as orientações, que podem ser parametrizadas.

Existem diferentes métodos de otimização disponíveis e a escolha depende muito da forma e do grau de conhecimento da função objetivo estudada. Pode-se dividir os diferentes métodos em dois grandes grupos de acordo com como a sequência de avaliações da função objetivo é tomada: os algoritmos determinísticos e os algoritmos estocásticos. Para uma determinada condição inicial um algoritmo determinístico irá sempre seguir os mesmos passos. Já em um algoritmo estocástico existirá sempre uma aleatoriedade em cada iteração. Ainda é possível, também, combinar as características destas metodologias, utilizando métodos chamados híbridos, onde pode-se iniciar com um algoritmo e finalizar com um outro.

3.4.1. Métodos baseados em gradientes

Métodos baseados em gradientes são métodos determinísticos em que a sequência de iterações se dá na direção do maior ou menor gradiente da função objetivo, dependendo se o objetivo é maximizá-la ou minimizá-la. Embora métodos baseados em gradientes tenham rápida convergência, a avaliação do gradiente a cada avaliação da função objetivo pode elevar o custo computacional, e ainda são fortemente dependentes das condições iniciais, podendo convergir para ótimos locais. Na análise de *flutter*, onde não se conhece como a velocidade de *flutter* se comportará frente a variação na orientação do laminado em uma geometria complexa, a convergência para um ótimo global não é garantida.

3.4.2. Algoritmos evolutivos

Algoritmos evolutivos são métodos estocásticos baseados na natureza, caracterizados por uma população. O algoritmo genético, por exemplo, se baseia no cruzamento e mutação dos indivíduos da população em cada iteração. Esses algoritmos são muito utilizados quando há um certo grau de incerteza sobre o comportamento da função objetivo. Computacionalmente são mais trabalhosos pois requerem a avaliação da função objetivo um grande número de vezes, porém não dependem das condições iniciais.

4. REVISÃO DO ESTADO DA ARTE

Otimização aeroelástica, de acordo com SHIRK, et al. (1985), “é um processo de projeto em que peso mínimo é um objetivo sempre presente. Adicionalmente, e igualmente importante, otimização aeroelástica envolve o uso da deformação estrutural de uma superfície de sustentação para alcançar objetivos de performance não usualmente associados com projeto estrutural de asas”. Dentre tais objetivos de performance está o controle de efeitos indesejáveis como o *flutter*.

Muito antes disso, MUNK (1949), percebeu os benefícios do uso de rigidez direcional com madeira, de forma a projetar uma hélice que mantivesse o passo constante conforme a variação das forças aerodinâmicas, atribuindo diferentes orientações dos grãos da madeira em distintas porções da hélice.

De forma similar, com o advento de materiais compósitos, diversos estudos paramétricos foram realizados mostrando os efeitos da variação de parâmetros, como distribuição de massa, orientação das fibras e sequenciamento dos laminados sobre diversos efeitos aeroelásticos. WEISSHAAR, et al. (1998) mostra os possíveis efeitos obtidos através do controle da direção primária de rigidez, linha de ação onde há maior resistência à flexão, em relação ao eixo de

referência da asa. Uma forma de se obter tal controle é através da variação de parâmetros de matérias compósitos.

No caso dos ARPs de pequeno porte, a distribuição de massa pode não ser uma alternativa. É possível conseguir a resistência desejada com poucas laminas e por isso muitos trabalhos ainda tratam somente da orientação dos laminados como maneira de aumentar a velocidade de ocorrência de *flutter*.

DE LEON, et al. (2012) analisa uma asa como placa plana retangular sob efeito de *flutter*. Uma otimização da orientação das fibras de forma extremamente localizada é realizada e o resultado é comparado com um laminado base, de mesma massa, [0, 90]s. Os resultados demonstraram um aumento na velocidade de *flutter* em 130%, porém, tal método de otimização resultou numa configuração com elevada descontinuidade das fibras, o que seria de difícil fabricação.

STANFORD, et al. (2014), também analisando uma asa como placa plana retangular, utiliza duas diferentes formas mais simples de otimização, de forma a garantir continuidade das fibras. Primeiramente conduziu uma otimização uniforme em um laminado simétrico de seis camadas, levando a um problema de três variáveis. Uma orientação constante foi encontrada para cada lamina. Este resultado foi comparado com um laminado base com a maior rigidez torcional possível, [-45, 45, 45]s, o que demonstrou um aumento de 6,4 % para a velocidade de *flutter*. Posteriormente é determinada uma variação da orientação das fibras de forma linear na envergadura da asa e definidos dois parâmetros de otimização para cada lamina, ângulo da orientação das fibras na raiz da asa e ângulo da orientação da ponta da asa. Comparada ao laminado base, esta otimização resultou em um aumento de 8,1 % na velocidade de *flutter*. Essa geometria variável pode ser fabricada pelo processo de *fiber tow steering*, e esses resultados mostram certo potencial na adoção de tal tecnologia.

GUO, et al. (2006) estuda uma asa com maior grau de complexidade. Em seu trabalho modela-se estruturalmente uma asa retangular, como uma viga de seção trapezoidal, modelagem comumente chamada de *wing box*. Inicialmente também conduziu uma otimização uniforme, porém com laminados independentes para a superfície inferior e superior da caixa. Essa análise resultou em aumento de 5,1% comparado a um laminado base [4 x ±45]s. Em seguida se faz uma otimização não uniforme, dividindo a asa em 5 seções ao longo da envergadura, também parametrizando a orientação de forma independente entre superfícies inferior e superior. Tal abordagem resultou em aumento de 20% na velocidade de *flutter*.

A pesquisa de JUTTE, et al. (2014), assim como o de GUO, et al. (2006), levam a acreditar que quando se considera a forma da seção transversal o efeito da otimização da orientação dos laminados é mais significativo comparado ao estudo conduzido com placas planas.

Tais estudos motivam a continuação do estudo da otimização da orientação de laminados com geometrias cada vez mais próximas da de uma asa real, e podem ainda mais demonstrar o potencial da utilização de *fiber tow steering* no ramo de otimização aeroelástica.

5. METODOLOGIA

A geometria usada neste trabalho consiste de uma meia asa reta, comprimento de corda $c = 100$ mm e semi-envergadura $S_{1/2} = 900$ mm, resultando em uma razão de aspecto $AR = \frac{S_{1/2}}{c} = 9$. Um perfil simétrico NACA0009 foi empregado. A meia asa consiste em uma casca com enchimento de isopor (propriedades mecânicas são mostradas na Tabela 5.1, onde ρ é a densidade do material), onde se considera uma de suas extremidades perfeitamente engastada. O material compósito laminado usado nesta análise é o tecido (manta) unidirecional de carbono-epóxi, que possui as propriedades mecânicas apresentadas na Tabela 5.2, onde t é a espessura da lâmina. Esta estrutura, com estas características é comumente utilizada em aeronaves da competição SAE AeroDesign (SAE BRASIL, 2016). Com o objetivo de estudar uma situação mais crítica do ponto de vista do fenômeno de *flutter*, neste estudo utilizou-se apenas uma lamina.

Tabela 5.1 – Propriedades mecânicas do Isopor.

ρ [kg/m^3]	E [GPa]	ν
25	2,5	0,278

Tabela 5.2 – Propriedades mecânicas do laminado de carbono-epóxi.

ρ [kg/m^3]	E_1 [GPa]	E_2 [GPa]	ν_{12}	G_{12} [GPa]	t [mm]
1520	98	7,9	0,28	5,6	0,134

A implementação da avaliação da velocidade de *flutter*, que fará o papel de avaliação da função objetivo no processo de otimização, foi implementada segundo a Figura 5.1.

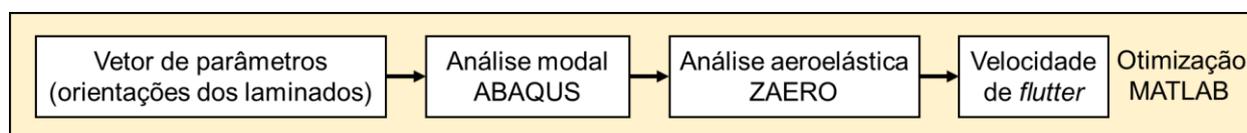


Figura 5.1 – Representação esquemática da avaliação da velocidade de *flutter* segundo o vetor de parâmetros contendo as orientações do laminado

Utiliza-se a plataforma de programação MATLAB para interconectar os diferentes *softwares* utilizados nesta metodologia. Definido um vetor com os parâmetros de orientação dos laminados, um arquivo de comando, escrito em linguagem *Python* (ABAQUS, 2014), com as características do modelo estrutural é gerado e enviado para execução da análise modal utilizando o *software* ABAQUS. O modelo estrutural utilizado é composto por uma malha estruturada de 2160 elementos de casca (SR4, 4 nós) para o laminado e 1980 elementos sólidos (C3D8R, 8 nós) para o isopor, com tamanho aproximado de 10 mm (Figura 5.2). Os resultados da análise modal servem então de entrada para geração de um arquivo de comando para execução da análise aeroelástica utilizando o *software* ZAERO. Este utiliza o método de painéis para escoamento subsônico, ZONA6, na resolução dos cálculos de aerodinâmica não estacionária e resolve o problema de autovalores, permitindo a obtenção da velocidade de ocorrência de *flutter*. O modelo aeroelástico é composto por 40 painéis (Figura 5.3), valor limite para a versão de demonstração do software, porém suficiente para a análise proposta.

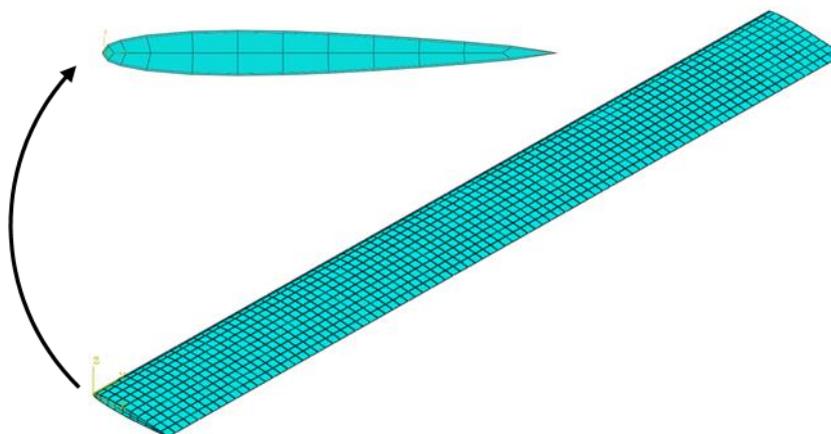


Figura 5.2 – Modelo de elementos finitos utilizado para análise modal com detalhe para a seção transversal.

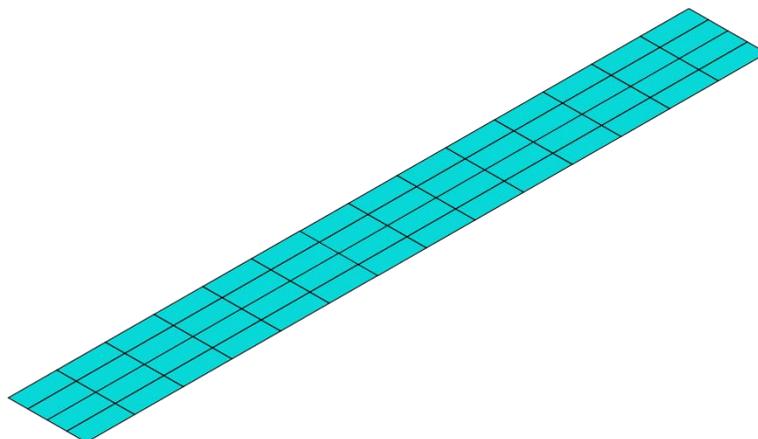


Figura 5.3 – Modelo de painéis utilizado para resolução aerodinâmica não estacionária.

5.1. Estratégia de resolução

Primeiramente escolheu-se resolver o problema utilizando laminados de orientação constante, permitindo orientações diferentes para as superfícies superior e inferior, Figura 5.4. Assim tem-se um problema com duas variáveis de projeto: o ângulo de orientação na superfície superior, θ_{sup} , e o ângulo de orientação na superfície inferior θ_{inf} . Desta maneira avaliou-se a velocidade de *flutter* que servirá de comparação para analisar uma possível melhoria através da utilização de laminados com orientação variável.

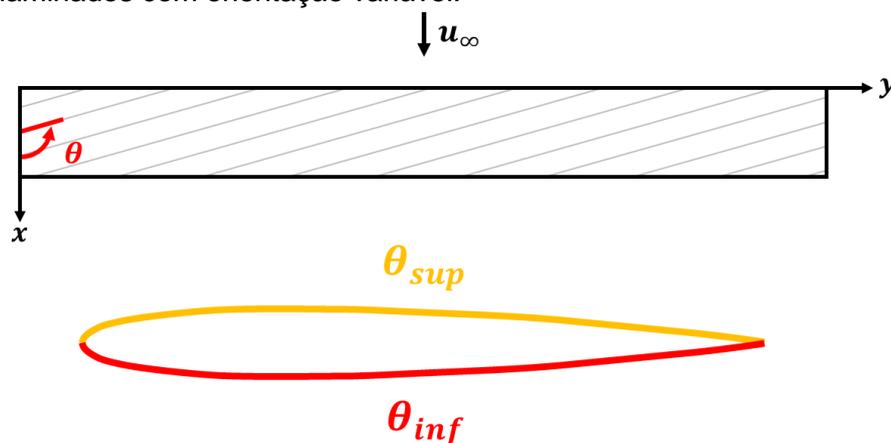


Figura 5.4 – Definição das variáveis de projeto para o problema com orientação constante das lâminas.

Verificando a função em 441 pontos distribuídos de forma uniforme no domínio de -90° a 90° para ambas as orientações de laminado, tomou-se conhecimento da forma da função, como pode se observar na Figura 5.5. Um algoritmo quase-Newton foi então utilizado para se comparar os possíveis máximos locais observados e obter o valor máximo global para a velocidade de *flutter*.

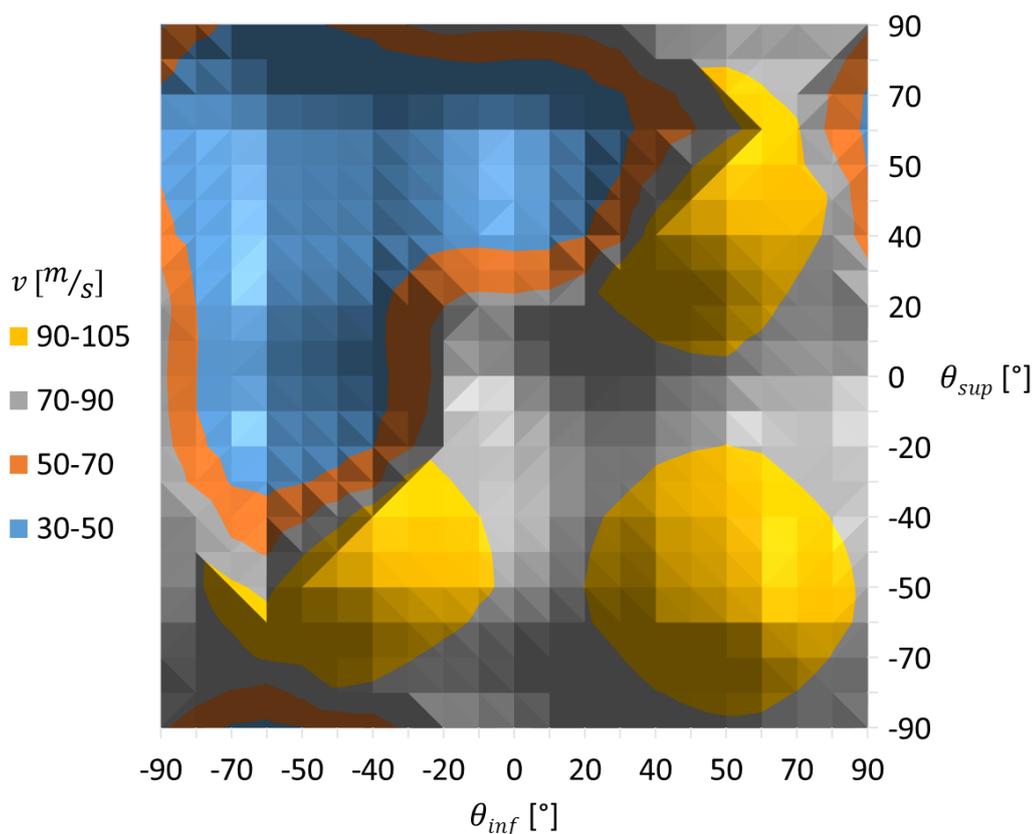


Figura 5.5 – Representação gráfica da velocidade de *flutter* para o problema de orientações constantes com duas variáveis.

Para a análise de laminados com orientações variáveis das fibras, limitou-se essa variação para uma forma linear entre a raiz e ponta da asa, necessitando definir somente duas variáveis, como pode-se observar na Figura 5.6: um ângulo de raiz, θ_r e um ângulo de ponta θ_p . Assim descreve-se um problema de otimização com quatro variáveis de projeto: ângulo de raiz na superfície superior, $\theta_{r,sup}$, ângulo de raiz na superfície inferior, $\theta_{r,inf}$, ângulo de ponta na superfície superior, $\theta_{p,sup}$ e ângulo de ponta na superfície inferior, $\theta_{p,inf}$. Para cada variável se permitiu uma variação de 0° a 180° para a orientação das lâminas.

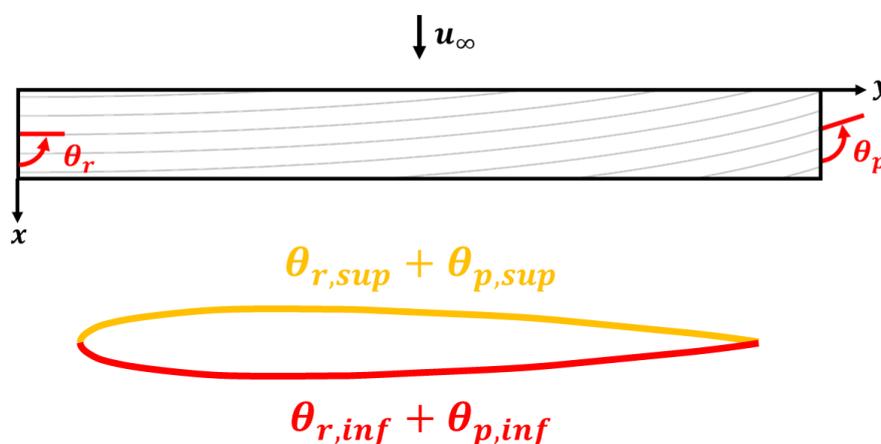


Figura 5.6 – Definição das variáveis de projeto para o problema com orientação variável das lâminas.

Para resolução do problema de orientações variáveis, não se adotou a mesma estratégia de avaliar a forma da função objetivo devido ao custo computacional elevado para se verificar um domínio de quatro dimensões. Escolheu-se utilizar uma estratégia híbrida, iniciada por um algoritmo genético de forma a escolher um ponto inicial para o algoritmo quase-Newton.

Para se escolher os melhores parâmetros a serem utilizados no algoritmo genético, alguns testes foram feitos para o problema de orientações constantes com duas variáveis. Se mostrou, então, que criando uma população inicial combinando 3 pontos igualmente espaçados para cada variável (-90° , 0° e 90°), totalizando 9 indivíduos, e avaliando somente 4 gerações, é possível obter um ponto inicial que pode convergir rapidamente para o ótimo global através do método quase-Newton. Pode-se observar a distribuição da população obtida pelo algoritmo genético na Figura 5.7. Prosseguindo de forma similar na análise com orientações variáveis, obtém-se uma população inicial de 81 indivíduos para uma distribuição de 3 pontos em cada variável (0° , 90° e 180°).

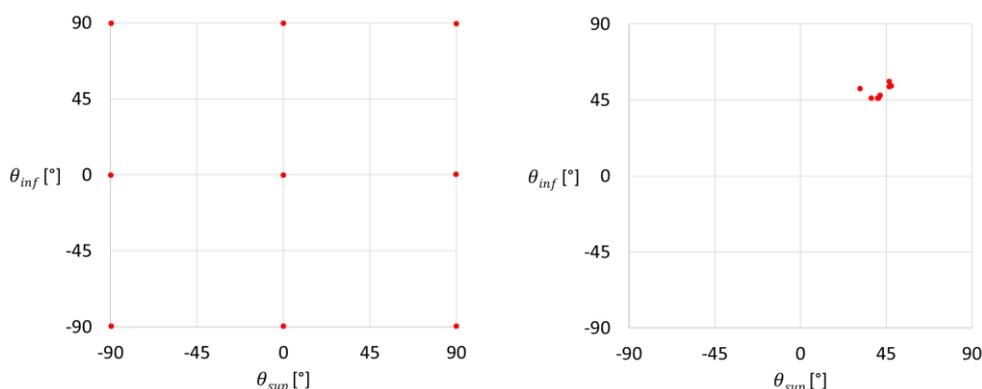


Figura 5.7 – Distribuição dos indivíduos: inicial (esquerda); quarta geração (direita).

6. RESULTADOS

As avaliações dos máximos locais para o problema de orientações constantes resultou em dois máximos globais simétricos, $\theta_{sup} = \theta_{inf} = 45^\circ$ e $\theta_{sup} = \theta_{inf} = -45^\circ$, pontos de máxima velocidade de *flutter*, 105,1 m/s. Este valor ótimo é 40,5% maior que para uma configuração $\theta_{sup} = \theta_{inf} = 0^\circ$ (74,8 m/s) e 43,2% maior que para $\theta_{sup} = \theta_{inf} = 90^\circ$ (73,4 m/s). O terceiro máximo local avaliado convergiu para $\theta_{sup} = -56^\circ$ e $\theta_{inf} = 56^\circ$, com uma velocidade de *flutter* pouco menor que a do máximo global, 103,7 m/s.

Como pode-se observar avaliando os modos das instabilidades obtidos durante a avaliação da função objetivo, Figura 6.1, para o ótimo global o único modo excitado é o modo de torção. Considerando somente a torção, é natural esperar que a melhor configuração do laminado seja a de máxima rigidez torcional como a encontrada. Também pode-se observar que o máximo local $\theta_{sup} = -56^\circ$ e $\theta_{inf} = 56^\circ$ encontra-se em uma região de transição onde o modo excitado é flexão com torção ocorrendo simultaneamente. Ainda pode-se ressaltar a falta de simetria do problema e que uma tomada errônea de orientações, $\theta_{sup} = 56^\circ$ e $\theta_{inf} = -56^\circ$, leva a uma situação de divergência (instabilidade aeroelástica não oscilatória, caracterizada pela deformação da estrutura com amplitude continuamente crescente até a ruptura), que ocorre com uma velocidade significativamente menor, 32 m/s.

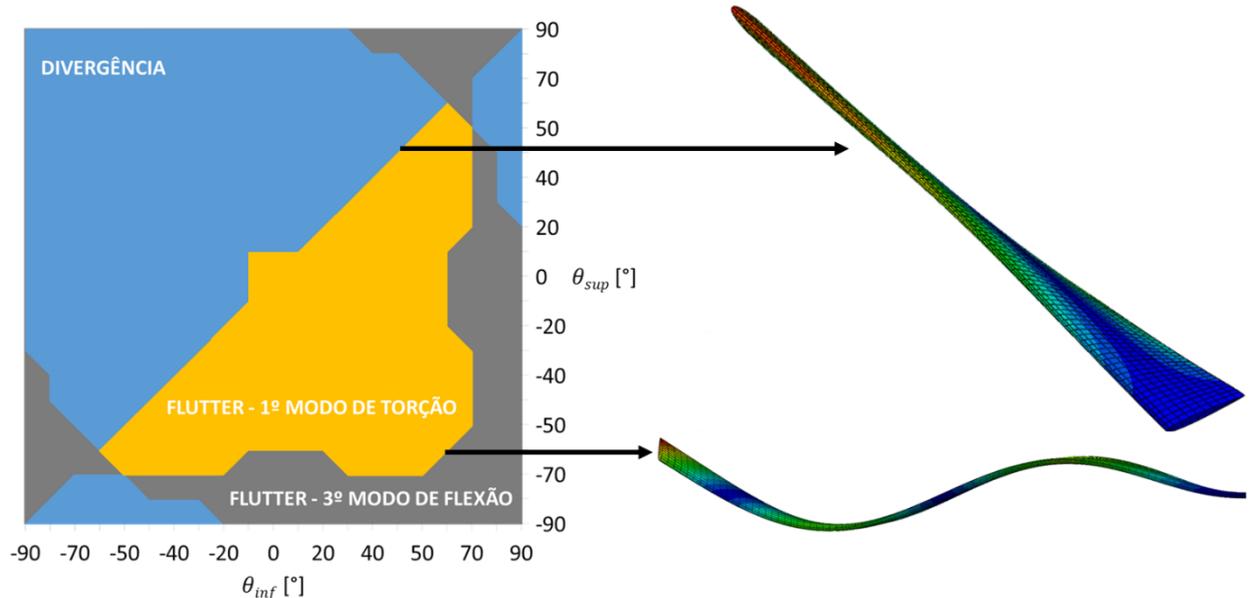


Figura 6.1 – Regiões do domínio de variáveis e os modos responsáveis por instabilidades aeroelásticas.

Para o problema com orientações variáveis, a estratégia híbrida convergiu para uma configuração de orientações constantes, a mesma obtida no problema inicial, $\theta_{r,sup} = \theta_{p,sup} = \theta_{r,inf} = \theta_{p,inf} = 45$ e velocidade de *flutter* de $105,1 \text{ m/s}$.

É importante ressaltar que para geometrias diferentes talvez possa ser encontrada uma configuração de orientações variáveis mais eficiente que a de orientação constante. No trabalho de STANFORD, et al. (2014), onde se tratou uma asa como placa plana, por exemplo, foi encontrada uma configuração melhor que a de máxima rigidez torcional. Se observa em seus resultados que para o caso otimizado há ocorrência de *flutter* através da excitação simultânea dos modos de torção e segundo modo de flexão, o que explica a configuração ótima do laminado como sendo um balanço entre rigidez torcional e flexural. Para a asa estudada por GUO, et al. (2006), que considera a espessura de um perfil em sua modelagem, também se espera (tais dados referentes aos modos excitados não é fornecido), influência tanto de um modo de torção quanto de flexão na ocorrência de *flutter*, pois sua configuração otimizada difere da de maior rigidez torcional.

7. CONCLUSÕES

Com este trabalho foi possível analisar o efeito da orientação de laminados na velocidade de *flutter* de uma asa realística, através do desenvolvimento de um algoritmo capaz de levar em consideração perfis aerodinâmicos. Esta ferramenta possibilitou, então, levar em consideração efeitos aeroelásticos no projeto de uma asa. Para a geometria escolhida não se constatou melhoria na utilização de compósitos de rigidez variável. As orientações ótimas obtidas permitindo uma variação linear entre raiz e ponta da asa convergiram para a configuração ótima de orientações constantes. A aplicação de compósitos de rigidez variável para melhorar a estabilidade se mostrou depender do mecanismo de *flutter* que pode ser bastante particular de cada geometria. Para a asa analisada não se justifica uso de um laminado com orientação variável.

Através do algoritmo criado, diferentes configurações de geometria e materiais podem ainda ser estudadas de forma a complementar o estudo da influência da orientação de compósitos laminados na estabilidade aeroelástica de asas. Visto que o custo de fabricação para configurações complexas como a de laminados de rigidez variável pode se tornar bastante

expressivo, o material deste estudo se mostra útil em acessar a melhoria da eficiência da asa e, com isso, a viabilidade da aplicação desta técnica.

Uma futura extensão deste estudo poderia ainda abordar a resistência mecânica da asa sob o carregamento aerodinâmico. Diversos trabalhos no tema de otimização aeroelástica apontam sensíveis melhorias na resistência da asa quando utilizados materiais compósitos laminados de rigidez variável. Além disso, a metodologia de análise apresentada neste trabalho pode ser validada experimentalmente.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ABAQUS. 2014. ABAQUS Documentation. 2014.

DE LEON, D. M., DE SOUZA, C. E. e FONSECA, J. S. O. 2012. Aeroelastic tailoring using fiber orientation and topology optimization. s.l. : Springer, 2012.

FUNG, Y. C. 1993. An Introduction to the Theory of Aeroelasticity. s.l. : Dover, 1993.

GUO, S., CHENG, W. e CUI, D. 2006. Aeroelastic Tailoring of Composite Wing Structures by Laminate Layup Optimization. s.l. : AIAA, 2006.

INMAN, D. J. 2014. Engineering Vibrations. s.l. : Pearson, 2014. 4 ed.

JUTTE, C. V., et al. 2014. Aeroelastic Tailoring of the NASA Common Research Model via Novel Material and Structural Configurations. s.l. : NASA, 2014.

MUNK, M. 1949. 2,484,308,1111 1949.

REDDY, J. N. 1999. Theory and Analysis of Laminated Composite Plates. s.l. : Springer, 1999.

SAE BRASIL. SAE BRASIL AeroDesign. [Online] [Citado em: 01 de Novembro de 2016.] portal.saebrasil.org.br/programas-estudantis/sae-brasil-aerodesign.

SHIRK, M. H., HERTZ, T. J. e WEISHAAR, T. A. 1985. Aeroelastic Tailoring - Theory, Practice, and Promise. s.l. : Journal of Aircraft, 1985. Vol. 23, No. 1.

STANFORD, B. K., JUTTE, C. V. e CHAUNCEY WU, K. 2014. Aeroelastic benefits of tow steering for composite plates. s.l. : Elsevier, 2014.

WEISSHAAR, T. A. 2012. Aeroelasticity, an Introduction to Fundamental Problems. s.l. : Purdue University, 2012. 3 ed.

WEISSHAAR, T. A., NAM, C. e RODRIGUEZ, A. B. 1998. Aeroelastic Tailoring for Improved UAV Performance. s.l. : AIAA, 1998.

YANG, X. 2010. An Introduction with Metaheuristic Applications. s.l. : Wiley, 2010.

ZONA TECHNOLOGY INC. 2011. ZAERO Theoretical Manual. 2011. 8.5 ed.