

Laura Tameirao Sampaio Rodrigues

Otimização estrutural de um painel reforçado utilizando os parâmetros de laminação

Belo Horizonte, MG - Brasil

21 de julho de 2018

Laura Tameirao Sampaio Rodrigues

Otimização estrutural de um painel reforçado utilizando os parâmetros de laminação

Trabalho de conclusão de curso de Engenharia Aeroespacial na Universidade Federal de Minas Gerais, centrado na otimização de uma estrutura em material composto utilizando os parâmetros de laminação

Universidade Federal de Minas Gerais – UFMG

Escola de Engenharia

Engenharia Aeroespacial

Orientador: Prof. Rodrigo de Sá Martins

Coorientador: -

Belo Horizonte, MG - Brasil

21 de julho de 2018

Laura Tameirao Sampaio Rodrigues

Otimização estrutural de um painel reforçado utilizando os parâmetros de laminação/ Laura Tameirao Sampaio Rodrigues. – Belo Horizonte, MG - Brasil, 21 de julho de 2018-

25 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Prof. Rodrigo de Sá Martins

Coorientador: -

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade Federal de Minas Gerais – UFMG

Escola de Engenharia

Engenharia Aeroespacial, 21 de julho de 2018.

1. Otimização. 2. Materiais compostos. 2. Parâmetros de laminação. I. Prof. Rodrigo de Sá Martins. II. Universidade Federal de Minas Gerais. III. Escola de Engenharia. IV. Otimização estrutural de um painel reforçado utilizando os parâmetros de laminação

Laura Tameirao Sampaio Rodrigues

Otimização estrutural de um painel reforçado utilizando os parâmetros de laminação

Trabalho de conclusão de curso de Engenharia Aeroespacial na Universidade Federal de Minas Gerais, centrado na otimização de uma estrutura em material composto utilizando os parâmetros de laminação

Trabalho aprovado. Belo Horizonte, MG - Brasil, 21 de julho de 2018:

Prof. Rodrigo de Sá Martins
Orientador

-
Coorientador

Nome
Convidado 1

Belo Horizonte, MG - Brasil
21 de julho de 2018

Dedicatória: a fazer.

Epigrafe: a fazer.

Resumo

A primeira versão deste Trabalho de Conclusão de Curso consiste em uma revisão bibliográfica a respeito do tema: Otimização estrutural de um painel reforçado utilizando os parâmetros de laminação. As próximas versões irão conter mais detalhes da metodologia adotada e os resultados obtidos durante o desenvolvimento do trabalho.

Palavras-chave: engenharia aeroespacial, otimização, materiais compostos, parâmetros de laminação, painel reforçado, nastran sol 200.

Lista de abreviaturas e siglas

PL	<i>Parâmetros de laminação</i>
CLT	<i>Classical Theory of Lamination</i>
FEM	<i>Finite Element Model</i>

Sumário

1	OBJETIVOS	15
2	INTRODUÇÃO	17
3	MATERIAIS COMPOSTOS	19
3.1	Desenvolvimento histórico	19
3.2	Visão geral	20
3.3	Parâmetros de laminação	21
3.4	Práticas de projeto para materiais compostos	21
3.4.1	Laminados simétricos	21
3.4.2	Laminados balanceados	22
3.4.3	Laminados balanceados	24
	REFERÊNCIAS	25

1 Objetivos

Como trabalho final do curso de graduação em Engenharia Aeroespacial na Universidade Federal de Minas Gerais, este trabalho de pesquisa foi realizado no âmbito de uma otimização estrutural de um painel reforçado utilizando como variáveis de otimização os parâmetros de laminação de cada componente estrutural. Visando otimizar a estrutura de um painel reforçado quando submetido à uma determinada carga de compressão, será feito um modelo em elementos finitos utilizando o *software FEMAP*. O revestimento do painel e os reforçadores serão otimizada utilizando a SOL 200 do *Nastran* e análises de flambagem, SOL 105, serão realizadas visando obter os modos de flambagem da estrutura.

O objetivo inicial da otimização é obter as propriedades de um laminado que suporte a maior carga de flambagem, mantendo as espessuras do revestimento e a geometria e espessuras dos reforçadores constantes, portanto, variando somente as propriedades do laminado. Os parâmetros de laminação serão utilizados como variáveis de projeto e serão os resultados obtidos da otimização.

O outro objetivo do trabalho é criar um banco de dados para um determinado valor de espessura do laminado. Com este banco de dados de laminados será possível obter a sequência e os ângulos de cada lâmina do laminado com base nos valores de propriedades do laminado que foram otimizados.

2 Introdução

A utilização de materiais compostos em estruturas primárias tem aumentado gradualmente nas últimas décadas. Atualmente, no setor aeronáutico, estruturas primárias como asas, fuselagens e empenagens possuem a tendência de serem projetadas utilizando painéis reforçados constituídos de material composto. Isto se deve ao fato de as estruturas em materiais compostos possuírem elevadas resistência e rigidez específicas (HERENCIA; WEAVER; FRISWELL, 2007). Além disso, variando-se a sequência do laminado e os ângulos de laminação, as propriedades do material composto podem ser otimizadas em vista do componente estrutural no qual o laminado será aplicado, apresentando um potencial de uso bastante elevado.

No decorrer dos anos, diversas técnicas de otimização foram desenvolvidas para auxiliar nos processos de obtenção do laminado ótimo para cada uso. Algumas das técnicas de otimização dos materiais compostos envolvem a variação do número de camadas do laminado e dos ângulos de laminação, e assumem que o material possui propriedades ortotrópicas, conforme utilizado por (SCHMIT; FARSHI, 1973). No entanto, segundo (CHAMIS, 1969) pelo fato de os materiais compostos poderem apresentar características anisotrópicas, resultados não conservativos podem ser obtidos, durante otimizações nas quais o comportamento em flambagem é observado, caso a anisotropia flexural dos materiais não sejam consideradas. A otimização do número de camadas e dos ângulos de laminação de cada camadas demanda um elevado custo computacional e consiste em um processo de otimização não linear com variáveis discretas que possui um espaço de projeto não convexo.

Visando solucionar o problema de otimização das variáveis discretas da sequência de laminação dos materiais compostos, (MIKI, 1991) propôs a utilização dos parâmetros de laminação. O método proposto por (MIKI, 1991), considera que a rigidez no plano e a rigidez flexural de materiais compostos que possuem laminados simétricos e ortotrópicos são funções dos parâmetros de laminação, e esses parâmetros dependem da sequência de laminação. Com isso, os parâmetros de laminação podem ser utilizados como as variáveis de projeto durante a otimização e pontos ótimos de projeto podem ser obtidos em função desses parâmetros e da função objetivo.

O objetivo deste trabalho de conclusão de curso, é portanto, descrever um processo de otimização de um painel reforçado em material composto. O problema será dividido em duas etapas, na qual a primeira consistirá na otimização dos parâmetros de laminação aplicando restrições de projetos presentes na indústria aeronáutica. A função objetivo da otimização é obter uma estrutura que suporte a maior carga de flambagem variando

somente as propriedades do material e mantendo a geometria dos reforçadores e do painel constante. Nesta etapa, será assumido que os laminados dos reforçadores e do revestimento sejam simétricos e ortotropicos. Após a obtenção dos parâmetros de laminação com a otimização estrutural, a sequência de laminação do laminado deverá ser obtida. Para isso, será criado um banco de dados de laminados com restrições e critérios de boas práticas e os melhores laminados serão obtidos.

3 Materiais Compostos

3.1 Desenvolvimento histórico

A implementação do uso de materiais compostos na indústria aeronáutica civil e militar seguiu os estágios típicos da implementação de qualquer nova tecnologia no mercado. Segundo (KASSAPOGLOU, 2013), primeiramente o uso da tecnologia de materiais compostos foi limitado às estruturas secundárias visto que minimizavam os riscos envolvidos e também possibilitava a coleta de dados, o que viabilizava uma melhor compreensão do comportamento das estruturas que possuíam essa tecnologia.

De acordo com (DANIEL, 2006), em 1942 o primeiro barco constuído de fibra de vidro foi fabricado, e nos anos 1950 as primeiras aplicações com materiais compostos em mísseis foram realizadas. Referindo-se a indústria aeronáutica no último século, o primeiro uso de materiais compósitos mais avançados, segundo (KASSAPOGLOU, 2013), ocorreu no final da década de 1950 na aeronave *Akaflieg Phonix FS-24*, que foi um planador projetado por professores e alunos da Universidade de Stuttgart e construído, inicialmente de madeira balsa, e que posteriormente teve sua estrutura alterada para um sanduíche de compósitos de fibra de vidro com madeira tipo balsa. Após isso, no fim dos anos 1960, com a nova geração de materiais compósitos avançados, como o carbono, a indústria de helicópteros foi a primeira a utilizá-los em estruturas primárias, destacando o projeto do *Aerospatiale AS-341 Gazelle*. Este helicóptero foi considerado um dos mais modernos na época, não só porque ele possuía um inovador rotor de cauda reduzindo drasticamente a emissão de ruídos, mas também, pelo fato de as pás do rotor principal serem constituídas de material composto.

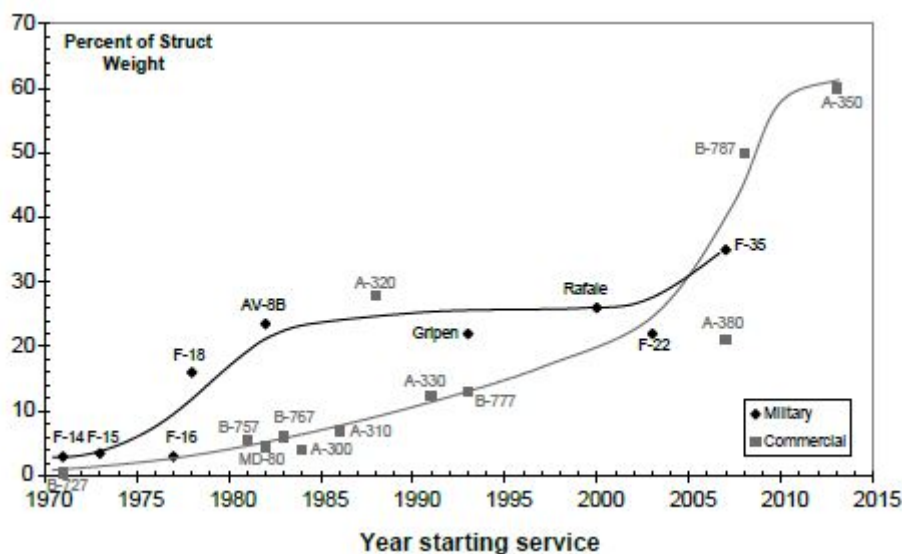
Por volta dos anos 1970 as primeiras aeronaves majoritariamente constituídas de materiais compósitos começaram a surgir. Essas aeronaves eram pequenas e normalmente para uso recreativo ou para acrobacias, visto que com o uso de compósitos obtinham uma redução de peso estrutural e portanto, aeronaves mais rápidas e ágeis quando comparadas às aeronaves da época, e também pelo fato de os requisitos de certificação estrutural em materiais compostos para aeronaves menores serem mais facilmente cumpridos se comparados às aeronaves de grande porte. Além disso, de acordo com (KASSAPOGLOU, 2013), a performance dos materiais compostos não era completamente conhecida, por exemplo, a sensibilidade desse tipo de material ao dano por impacto e suas implicações para o projeto só foram ser melhor conhecidas no final dos anos 1970. Portanto, somente no final dos anos 1970 e início dos anos 1980 que a utilização de materiais compostos começou a ser expandida para aeronaves de porte maior, como a concepção da empenagem horizontal do *Boeing 737*, que era contruída de um sanduíche de materiais compostos.

Seguindo a aplicação em grande escala de materiais compostos, destaca-se o *Airbus A320*, no qual tanto a empenagem horizontal e vertical, quanto as superfícies de controle foram projetadas e fabricadas utilizando material composto.

A próxima aplicação significativa desse tipo de material em estruturas primárias foi no início dos anos 1990 com o *Boeing 777*, em que além das empenagens e superfícies de controle, as vigas principais do piso eram constituídas de material composto. No entanto, segundo (DANIEL, 2006), o maior sinal de aceitação do uso de materiais compostos na indústria aeronáutica civil, ocorreu no *Boeing 787 Dreamliner*, em que materiais como carbono/epoxy e grafite/titânio constituíam cerca de 50% do peso da aeronave, incluindo majoritariamente asas e fuselagem. Destaca-se também o *Airbus A380*, que utiliza materiais compostos, incluindo o *GLARE*, um laminado híbrido de fibra de vidro/epoxy/alumínio, que combina as vantagens e desvantagens dos materiais metálicos e compostos.

Observa-se, portanto, que o uso dos materiais compostos vem aumentando na indústria aeronáutica. Uma maneira de perceber o aumento do uso de materiais compostos nessa indústria é com base na Figura 1, em que fica claro o aumento percentual da utilização desse tipo de material nas estruturas de vários modelos de aeronaves.

Figura 1 – Uso de materiais compostos na indústria aeronáutica



Fonte: (KASSAPOGLOU, 2013, p. 6)

3.2 Visão geral

De acordo com (DANIEL, 2006), os materiais compostos possuem diversas vantagens de utilização em relação aos materiais metálicos como elevada resistência, elevada rigidez, vida longa em fadiga, baixa densidade e alta adaptabilidade em relação a função de utilização pretendida pela estrutura. A superior performance estrutural dos materiais

compostos se deve basicamente às elevadas resistência e rigidez específicas e à anisotropia do material, visto que devido à esta última característica, o material composto possui diversos graus de liberdade para uma configuração ótima do laminado. No geral, devido ao elevado número de graus de liberdade é possível realizar a otimização do laminado em material composto para diversas restrições de projeto e objetivos, como menor peso estrutural, máxima estabilidade dinâmica e/ou menor custo de fabricação. No entanto, todo o processo requer um confiável banco de dados das propriedades dos materiais, métodos de análises estruturais, técnicas de modelagem e simulações padronizadas e certificadas. Logo, devido às numerosas opções disponíveis, os processos e análises acabam se tornando mais complexas em relação aos materiais convencionais.

Os materiais compostos possuem algumas limitações de uso em relação aos materiais metálicos. Do ponto de vista da micromecânica, as fibras dos materiais compostos possuem uma grande variabilidade nas propriedades de resistência e concentradores de tensão locais reduzem consideravelmente a resistência a tração das estruturas projetadas em materiais compostos. Em relação à macromecânica, a anisotropia do material pode ser utilizada considerada como uma vantagem visto que o comportamento do material pode ser variado, no entanto, esta mesma característica faz com que as análises desses materiais sejam muito mais complexas (DANIEL, 2006).

3.3 Parâmetros de laminação

$$\begin{bmatrix} \xi_{11}^2 & x_{12} & x_{13} & \dots & x_{1n} \\ x_{21} & x_{22} & x_{23} & \dots & x_{2n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ x_{d1} & x_{d2} & x_{d3} & \dots & x_{dn} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_{11} & x_{12} & x_{13} & \dots & x_{1n} \\ x_{21} & x_{22} & x_{23} & \dots & x_{2n} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ x_{d1} & x_{d2} & x_{d3} & \dots & x_{dn} \end{bmatrix}$$

3.4 Práticas de projeto para materiais compostos

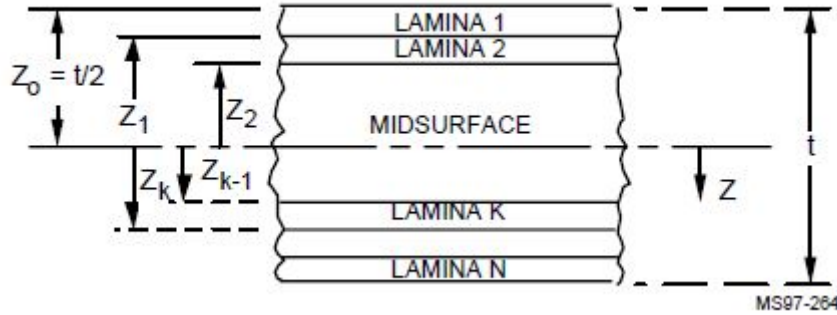
Esta seção apresenta regras e práticas relevantes utilizadas durante o projeto de estruturas em materiais compostos na indústria aeronáutica.

3.4.1 Laminados simétricos

Os laminados que possuem uma sequência de ângulos das lâminas simétrica em relação ao plano médio, são chamados de laminados simétricos. Conforme descrito por (MIL-HDBK-17-3F, 2002) e (NIU, 1992), a maior vantagem da utilização de um laminado simétrico é o desacoplamento entre o comportamento de membrana e flexão da estrutura.

Em um laminado simétrico, conforme notação apresentada na [Figura 2](#) e conforme a [Equação 3.1](#) matriz $[B]$ do laminado se anula.

Figura 2 – Notação para espessura do laminado e sequência das lâminas



Fonte: ([MIL-HDBK-17-3F](#), 2002)

$$B_{ij} = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k [z_k^2 - (z_{k-1})^2] \quad (3.1)$$

Sabe-se que \bar{Q}_{ij} corresponde a rigidez da lâmina. E sabe-se também que a matriz B_{ij} é a responsável pelo acoplamento entre a resposta no plano e a flexão do laminado. Portanto, conforme ([BAILIE J; LEY; PASRICHA, 1997](#)), quando a matriz B_{ij} não é zerada, um carregamento no plano induz curvaturas, e momentos de flexão induzem deformações no plano. Nota-se pela [Equação 3.1](#) que a matriz B_{ij} possui termos da coordenada z elevados ao quadrado, portanto, quando o laminado possui simetria geométrica e de materiais em relação ao plano médio, este termo é zerado.

3.4.2 Laminados balanceados

Os laminados balanceados são aqueles em que todas as lâminas, com exceção das de 0° e das de 90° , devem ocorrer em pares de $+\theta$ e $-\theta$ acima e abaixo do plano médio do laminado. Para o conjunto de laminados compostos por lâminas com ângulos $0/\pm 45/90$, cada lâmina de $+45^\circ$ deve ser acompanhada de uma lâmina de -45° . Laminados balanceados possuem vantagens similares às vantagens dos laminados simétricos. Uma delas é que o acoplamento de membrana entre o comportamento normal e de cisalhamento no plano da estrutura é removido, visto que ambos os coeficientes, A_{16} e A_{26} , são iguais a zero ([BAILIE J; LEY; PASRICHA, 1997](#)). Este comportamento pode ser explicado observando as equações do carregamento de membrana de um laminado simétrico, [Equação 3.2](#), [Equação 3.3](#) e

Equação 3.4.

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

$$A_{16} = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{16})_k t_k \quad (3.3)$$

$$A_{26} = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{26})_k t_k \quad (3.4)$$

Onde

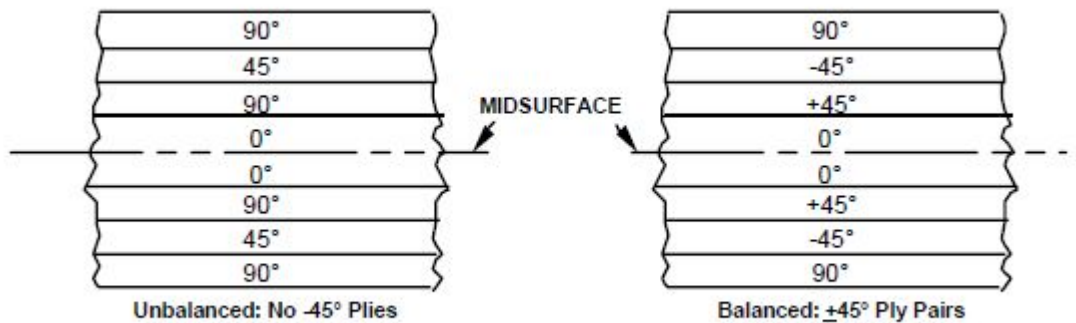
$$(\bar{Q}_{16})_k = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})_k \sin \theta \cos^3 \theta + (Q_{11} - Q_{22} - 2Q_{66})_k \sin^3 \theta \cos \theta \quad (3.5)$$

$$(\bar{Q}_{26})_k = (Q_{11} - Q_{12} - 2Q_{66})_k \sin^3 \theta \cos \theta + (Q_{11} - Q_{22} - 2Q_{66})_k \sin \theta \cos^3 \theta \quad (3.6)$$

Sabe-se que \bar{Q}_{ij} corresponde a rigidez da lâmina e que t_k corresponde a espessura da lâmina. Nota-se também que ambas as expressões de A_{16} e A_{26} contêm potências ímpares de $\sin \theta$ e $\cos \theta$. Logo lâminas com ângulos de 0° e 90° não contribuem para os termos de A_{16} e A_{26} e estes termos são reduzidos a zero em qualquer laminado balanceado (BAILIE J; LEY; PASRICHA, 1997).

A Figura 3 apresenta dois laminados, um desbalanceado, visto que faltam lâminas com -45° e um balanceado.

Figura 3 – Laminado desbalanceado e laminado balanceado



MS97-263

Fonte: (MIL-HDBK-17-3F, 2002)

Portanto, satisfazendo esta prática de projeto de utilizar somente laminados balanceados, tem-se a seguinte [Equação 3.7](#) resultante para tensão-deformação

$$\begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & 0 \\ A_{12} & A_{22} & 0 \\ 0 & 0 & A_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_x^o \\ \varepsilon_y^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} \quad (3.7)$$

3.4.3 Laminados balanceados

Referências

- BAILIE J; LEY, R.; PASRICHA, A. A summary and review of composite laminate design guidelines. *National Aeronautics and Space Administration*, Final, n. 22, 1997. Citado 2 vezes nas páginas 22 e 23.
- CHAMIS, C. C. Buckling of anisotropic composite plates. *Journal of the Structural Division*, ASCE, v. 95, n. 10, p. 2119–2140, 1969. Citado na página 17.
- DANIEL, I. *Engineering Mechanics of Composite Materials*. [S.l.]: Oxford University Press, 2006. Citado 3 vezes nas páginas 19, 20 e 21.
- HERENCIA, J. E.; WEAVER, P. M.; FRISWELL, M. I. Optimization of long anisotropic laminated fiber composite panels with t-shaped stiffeners. *AIAA journal*, v. 45, n. 10, p. 2497–2509, 2007. Citado na página 17.
- KASSAPOGLOU, C. *Design and analysis of composite structures: with applications to aerospace structures*. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2013. Citado 2 vezes nas páginas 19 e 20.
- MIKI, M. Optimum design of laminated composite plates using lamination parameters. *AIAA Paper*, 1991. Citado na página 17.
- MIL-HDBK-17-3F. *MIL-HDBK-17-3F Composite Materials Handbook - Volume 3: Polymer Matrix Composites, Materials Usage, Design and Analyses*. [S.l.]: US Department of Defense, 2002. Citado 3 vezes nas páginas 21, 22 e 23.
- NIU, M. C.-Y. Composite airframe structures. *Hong Kong Conmilit Press Ltd*, 1992. Citado na página 21.
- SCHMIT, L.; FARSHI, B. Optimum laminate design for strength and stiffness. *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, Wiley Online Library, v. 7, n. 4, p. 519–536, 1973. Citado na página 17.