

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

ANÁLISE DE UMA LONGARINA DE AVIÃO ACROBÁTICO EM MATERIAL COMPÓSITO

por

Fernando Sampert

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, Dezembro de 2012

ANÁLISE DE UMA LONGARINA DE AVIÃO ACROBÁTICO EM MATERIAL COMPÓSITO

por

Fernando Sampert

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. Arnaldo Ruben Gonzalez
Coordenador do Curso de Engenharia Mecânica

Área de Concentração: **Mecânica dos Sólidos**

Orientador: Prof. Jun Sérgio Ono Fonseca

Comissão de Avaliação:

Prof. Edson Hikaro Aseka

Prof. Juan Pablo Raggio Quintas

Prof. Letícia Fleck Fadel Miguel

Porto Alegre, 17 de Dezembro de 2012.

Eu quero dedicar este trabalho a todo povo brasileiro que move o país e que paga os impostos que sustenta a universidade pública, com certeza eu retribuirei.

Fernando Sampert

Eu quero agradecer aos meus familiares, principalmente meus pais Ricardo e Rosane que sempre me deram apoio, suporte, mordomias e bom exemplo, aos meus irmãos Guilherme, juntamente com minha cunhada Amanda, e Isabela que fizeram justamente o contrário.

Aos meus colegas: Adriel Liamar Justen, Alex Schreiner Baumhardt, Alexandre Cezar Boeira, Bruno Biazzeto Rodrigues de Matos, Bruno Carapeto Xavier, Carlos Berwanger Bohrer, Felipe Airoldi Acorsi, Felipe Lewgoy Dalpiaz, Francisco Luiz Bresolin, Glauber Salaberry Kist, Guilherme Brust Orso, Jonas Wetzel, Lucas Lorenz e Silva, Luciano Magri, Luís Fernando Kanan, Marlon Da Silva Bem, Matheus Haubert, Maurício Pereira Nichterwitz, Rodrigo Brenner Miguel, Ronan Spanevello Olivier, William Brusius Jr. pelo companheirismo nos estudos e para fugir deles.

Um agradecimento especial ao colega Luís Fernando de Limas Fraga pela oportunidade que me deu de participar do seu projeto e pelo aprendizado que eu recebi por isso.

Ao professor Jun Sérgio Ono Fonseca por aceitar me orientar tão prontamente e pela grande ajuda que me deu.

Ao apoio técnico de Márcio Nunes daTecnistamp, <http://www.tecnistamp.com.br/>, que cortou os corpos de prova para os ensaios. Aos bolsistas do LAMEF: Francisco Bandeira e Diogo Treto Buzzatti pela ajuda nos ensaios. Ao técnico do GMAP, Rodrigo Rodrigues de Barros por também me auxiliar nos ensaios.

E a Deus, que é de onde vem aquela energia inexplicável quando tudo parece que não vai dar certo.

“Daqui em diante não torneis a dar palha ao povo, para fazer tijolos, como antes; eles mesmos que vão e ajuntem para si a palha.”

Êxodo 5.7

SAMPERT, F. **Análise de uma Longarina de Avião Acrobático em Material Compósito**. 2012. 20. Monografia (Trabalho de Conclusão do Curso em Engenharia Mecânica) – Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2012.

RESUMO

O presente trabalho visou testar uma longarina de um avião acrobático até as condições previstas em projeto que é um carregamento devido às forças de sustentação. Não há uma norma prevista para este teste, portanto uma peça em tamanho real deve ser avaliada. Devido às dificuldades e custo para testar um protótipo, foi feita uma análise estrutural em um modelo. Para testá-la, foi feita uma simplificação do perfil de pressões aerodinâmicas na asa. Devido à longarina ser construída em material compósito (fibra de carbono, resina epóxi e espuma de PVC), sendo assim a difícil previsão de suas propriedades mecânicas, pequenos corpos de prova foram testados para avaliar as propriedades mecânicas e mecanismos de falha, a fim de obter dados para aperfeiçoar a análise. A partir dos resultados, se verificou pontos críticos e pontos menos solicitados, para garantir que suas propriedades mecânicas sejam mantidas dentro dos requisitos de projeto.

PALAVRAS-CHAVE: Longarina, material compósito, análise estrutural.

SAMPERT, F. **Analysis of a Composite Material Spar of an Acrobatic Aircraft**. 2012. 20. Monografia (Trabalho de Conclusão do Curso em Engenharia Mecânica) – Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2012.

ABSTRACT

This study aims to test a spar of an acrobatic aircraft until the predicted project conditions which is due to a lift load forces. There is not a standard for this test, so a structure in real size should be evaluated. Due to the difficult and high cost to test a prototype, a structural analysis model has been run. To test it, there was a simplification of the aerodynamic pressures profile on the wing. Due to the spar being constructed in composite materials (carbon fiber, epoxy resin and PVC foam), therefore it is difficult to predict its mechanical properties, small specimens were tested to evaluate the mechanical properties and failure mechanisms in order to obtain data to refine the analysis. From the results, there were verified critical points and few required point, to ensure that their mechanical properties are maintained within the design requirements.

KEYWORDS: Spar, composite material, structural analysis.

ÍNDICE

1. INTRODUÇÃO	1
2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA	2
2.1. Solicitações Mecânicas em Aeronaves.....	2
2.2. Materiais Compósitos	3
2.2.1. Matriz	3
2.2.2. Reforço.....	3
2.2.3. Fibras de Carbono.....	5
2.2.4. Núcleo.....	5
2.2.4.1. Núcleos Poliméricos	5
2.2.5. Métodos Construtivos.....	6
2.2.6. Caracterização Mecânica	6
2.2.6.1. Análise Micromecânica de uma Camada.....	6
2.3. Método de Stender	8
3. METODOLOGIA.....	9
3.1.1. Ensaio de tração.....	10
3.1.2. Ensaio de vibração.....	10
4. RESULTADOS	12
4.1. Ensaio de vibração	12
4.2. Ensaio de Tração	13
4.3. Tensões Suportadas na Viga	14
4.4. Verificação	14
5. CONCLUSÃO.....	15
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	15
APÊNDICE I – DADOS EXPERIMENTAIS.....	16
APÊNDICE II – DESENVOLVIMENTO DO MÉTODO DE STENDER.....	16
APÊNDICE III - DETALHES DA LONGARINA	18
APÊNDICE IV – VERIFICAÇÃO DOS ESFORÇOS AO LONGO DO EIXO DA LONGARINA ..	20

1. INTRODUÇÃO

O setor de aviação requer muita segurança e confiabilidade em seus produtos. Para tanto, é necessário que seus componentes sejam testados e aprovados. Porém, um protótipo pode ter alto preço, já que são construídos em tamanho real e em materiais mais nobres que os comuns. Tais materiais podem ser ligas especiais, ligas de aço, ligas de alumínio e materiais compósitos. Dentre estes, os mais utilizados, quando se busca leveza e alto desempenho, são os materiais compósitos que devido à flexibilidade quanto a sua fabricação, podem-se obter propriedades mecânicas distintas de acordo com o projeto [Middleton, 1990], esse tipo de material é ideal onde as relações alta resistência por peso e alta rigidez por peso são requeridas [Niu, 1988].

Compósito é um material estrutural que consiste de dois ou mais constituintes combinados macroscopicamente que não são solúveis entre si. Um dos constituintes é chamado reforço, e o outro em que este está impregnado é chamado matriz. O material da fase reforço normalmente encontra-se na forma de fibras, partículas ou flocos. A fase matriz é composta geralmente de um material contínuo [Kaw, 2006].



Figura 1.1 - Asa do A380, construída em materiais compósitos e com ligas de alumínio (cortesia da Airbus S. A. S).

Ao se projetar uma estrutura em material compósito, é possível posicionar e orientar o reforço em uma quantidade suficiente para resistir às cargas previstas, conforme Niu, 1988. Estas qualidades fazem com que os materiais mais convencionais - tais como ligas metálicas, e, especialmente, as ligas de alumínio de qualidade aeronáutica - estejam gradativamente sendo substituídos por compósitos devido à redução de peso que estes materiais propiciam. A substituição só não é possível em larga escala devido aos altos custos dos compósitos em comparação com os metais. Diamantis e Soutis, 2005 citam que o uso dos materiais compósitos vem aumentando em estruturas primárias de aviões (B787, Airbus A380 - Figura 1.1-, F35, Typhoon), por causa da resistência superior frente aos materiais metálicos.

O objetivo desse trabalho é testar uma longarina construída totalmente em material compósito de avião modelo Sukhoi-26, retratado na Figura 1.2, que junto com sua

família de aviões acrobáticos, desde 1996, surgiu com supremacia para ser usados em treinamento, em competições de acrobacias e shows de exibição, afirmou seu fabricante. Este avião pode chegar a acelerações de 12G quando submetidos a manobras intensas as quais geram cargas que devem ser suportadas pela longarina.



Figura 1.2 – Modelo Sukhoi-26 em vôo (www.sukhoi.org)

O motivo pelo qual este estudo é conduzido é o interesse em reformar um avião avariado, processo no qual a longarina é uma peça-chave.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1. Solicitações Mecânicas em Aeronaves

Carregamentos em aeronaves são definidos por Niu, 1988, como forças e carregamentos aplicados aos componentes estruturais de aviões para estabilizar o nível de resistência do avião como um todo. Essas forças podem ser causadas pela pressão do ar, por forças de inércia ou reações com o solo durante a aterrissagem. A determinação de carregamentos de projeto envolve o estudo da pressão do ar e das forças de inércia durante certas manobras prescritas. Sendo o objetivo primordial de um avião ter um nível satisfatório de resistência, o meio pelo qual esse resultado é obtido é, às vezes, sem importância, contudo com o advento de aviões mais velozes, a necessidade de análises racionais está se tornando mais importante. A quantidade de análises usadas na determinação de carregamentos depende do tamanho, da complexidade, do conhecimento e de dados à disposição. A maioria das forças que determinam os carregamentos de projetos são as forças resultantes do escoamento de ar pelas superfícies de aviões, as mesmas forças que permitem voar e o controle durante o vôo.

A "Federal Aviation Regulation" 23 (FAR23) é a lei que regula a aviação nos Estados Unidos da América, é onde se determinam coeficientes de segurança, limitações de vôo, tipos de aeronaves entre outros fatores. Na questão estrutural, a FAR23, 2012, determina um fator de segurança de 1,5, a menos que de outra forma seja providenciado, por exemplo, uma simulação mais completa. Já para aviões acrobáticos, ela determina que as cargas de vôo

sejam assimétricas, e, nestas condições, determina que, na asa mais solicitada, o carregamento seja 100% da massa do avião multiplicado pela aceleração da manobra.

2.2. Materiais Compósitos

Como já foi mencionado na Sessão 1, os materiais compósitos são formados por um reforço e uma matriz, porém eles podem ser formados adicionalmente por núcleos, que são materiais normalmente muito leves, formando assim as estruturas sanduíche. Os materiais mais usados para se produzir estruturas sanduíche são fibras de vidro, carbono ou aramidas, sejam em forma de manta ou tecido e os núcleos estruturais, normalmente uma madeira balsa ou espumas sintéticas. Estes componentes são unidos durante a cura da resina ou colados com auxílio de adesivos, conforme Sampert, 2011. Será visto, a seguir, os constituintes dos materiais compósitos, como eles são produzidos, como caracterizar mecanicamente as estruturas e os mecanismos de falhas.

2.2.1. Matriz

O material da matriz envolve o reforço fibroso para transferir cargas para e entre as fibras e para protegê-las de danos, sejam mecânicos ou ambientais. Quatro tipos de matrizes podem ser utilizados para reforços fibrosos: resinas termorrígidas, polímeros termoplásticos, carbono e metais. As resinas termorrígidas se tornam duras e não fundíveis quando submetidas a curas com um endurecedor e em alguns casos envolve algum tipo de aquecimento. Existem seis tipos de resinas termorrígidas sendo utilizadas com reforços de alto desempenho, a mais amplamente utilizada é a resina epóxi. Isso se deve porque ela possui uma combinação de características de padrão alto, e a custos razoáveis, que são: ampla escolha de faixa de viscosidade, variedade de processos de cura, baixa retração, boas propriedades mecânicas, boa resistência química, boa adesão às fibras do reforço, estabilidade térmica frente a uma ampla faixa de temperatura e boa resistência à umidade. Os outros tipos são poliéster, estervinílicas, fenólicas, poliimidadas e bismaleídas, as quais não são o escopo deste trabalho

2.2.2. Reforço

Uma ampla variedade de materiais em forma de fibra pode ser usada para fazer plásticos, metais e cerâmicos mais fortes, mais rígidos e mais tenazes. A justificativa de usar materiais fibrosos é justamente sua geometria, é sabido que a resistência de um material diminui conforme aumentam a quantidade e o tamanho das trincas e que, quando se diminui o diâmetro das fibras, a probabilidade de ocorrer falhas diminui, portanto sua resistência aumenta conforme pode ser visto na Figura 2.1.

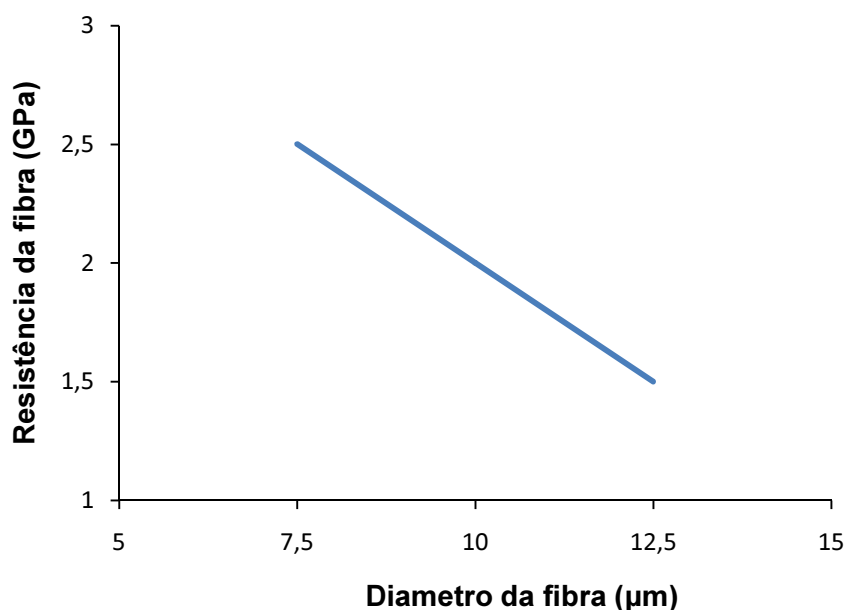


Figura 2.1 – Resistência da fibra como função do seu diâmetro. (Lamotte, E. De, and Perry, A. J., Fibre Sci. Technol., 3, 159, 1970. apud Kaw, 2006)

Os reforços mais usados na aviação são fibras aramidadas, de boro, de carbono e de vidro, as quais são fabricadas em feixes de finos filamentos, exceto as fibras de boro que são fabricadas em um único filamento de diâmetro grosso, mesmo assim, todas podem ser convertidas em fitas unidirecionais, tecidos tramados ou costurados, carretéis, mantas ou picados em pequenos comprimentos.

Tabela 2.1 - Propriedades de fibras comerciais.

Tipo de fibra	Modelo	Densidade (kg/m ³)	Módulo de Young (GPa)	Tensão de ruptura (MPa)
Aramida	Kevlar® 49	1440	112	3000
Vidro	Flitstrand® S	2450	88	4826-5081
Carbono	T300	1760	230	3530

Os reforços contribuem para o desempenho mecânico do compósito das quatro maneiras seguintes:

- Comprimento: as fibras podem ser curtas ou longas. Contínuas e longas são mais fáceis de orientar e processar, também provém resistência ao impacto, pequena retração, bom acabamento superficial e estabilidade dimensional. Enquanto fibras curtas são dificilmente orientáveis, contudo tem menor custo, apresentam fácil manuseio e possuem menos falhas, portanto garantem maior resistência.
- Orientação: fibras orientadas em uma direção dão alta rigidez e alta resistência nesta direção. Se as fibras estiverem orientadas em várias direções, o compósito apresentará resistência e rigidez nestas várias direções. Contudo, se o mesmo volume de fibras por volume do compósito for utilizado nos dois casos, o compósito multidirecional não alcançará as propriedades do tecido unidirecional.
- Formato: a forma mais comum de fibras é a circular, porque a manufatura é mais fácil. Porém fibras com perfis hexagonais e quadrados existem, mas suas vantagens de alta

resistência e maior capacidade de empacotamento não equivalem à sua maior dificuldade de processamento.

- Material: o material das fibras influencia diretamente o desempenho mecânico do compósito. O que se espera das fibras é que elas tenham alto módulo de elasticidade e alta resistência. Alcançar este patamar é a chave das fibras de vidro, de carbono e aramidas para dominar o mercado de fibras.

2.2.3. Fibras de Carbono

As fibras de carbono são produzidas comercialmente a partir de dois precursores, o PAN (poliacrilonitrina) e piche (proveniente de petróleo ou de carvão).

A conversão do PAN para fibras de carbono é dado em dois ou três estágios, dependendo do grau (*grade*) da fibra desejado. Para produzir *grades* de Módulos de Young elevados um terceiro estágio de aquecimento em argônio deve ser feito em temperatura entre 2000 e 3000 graus Celsius. Neste trabalho, usou-se este tipo de fibra por questão de disponibilidade.

Piche proveniente de petróleo ou carvão é o segundo mais importante precursor das fibras de carbono. É esperado que um material que está disponível por um preço mais baixo pudesse reduzir os preços de produção das fibras consideravelmente. Embora, o preço de limpar e converter o piche em uma forma adequada para a produção de fibras onera a matéria prima de certa forma que uma fibra produzida a partir do PAN ou do piche se equivalem. No entanto, fibras baseadas no piche podem ter diferentes propriedades, elas podem ter maiores Módulos de Young e maiores condutividades térmicas.

2.2.4. Núcleo

A deflexão de uma viga uniforme sob um dado carregamento depende, geralmente, da sua geometria e do Módulo de Elasticidade do material, e aumenta proporcionalmente com o comprimento na terceira potência e diminui proporcionalmente com a altura, também, na terceira potência. Então, a maneira mais fácil de fazer a viga mais rígida é aumentando sua altura. A deflexão pode ser diminuída pela metade, se a altura for aumentada em 25%. Onde o peso é crítico, como em uma aeronave, é preferível usar construção em materiais sanduíche, onde superfícies mais externas, as quais suportam as maiores tensões de tração e de compressão ocorrem, são separadas por um núcleo muito mais leve. Nos componentes aeronáuticos, os núcleos mais comuns são *honeycombs*, espumas poliméricas e resinas carregadas com microesferas.

2.2.4.1. Núcleos Poliméricos

Tabela 2.2 - Tipos de núcleos comerciais.

Núcleo/ Modelo	Densidade (kg/m ³)	Resistência a compressão (MPa)	Módulo de compressão (MPa)	Resistência ao cisalhamento (MPa)	Módulo de cisalhamento (Mpa)
Espuma de PVC/Divinacell H60	60	0,90	70	0,56	15
Honeycomb Nomex/ PN1-1/8-4.0	64	3,38	-	1,00	31
Honeycomb Alumínio/ Liga 3003	69	3,40	-	1,20	-

As espumas são produzidas com poros fechados ou abertos, e são disponibilizados como chapas rígidas ou em líquido para ser injetado em cavidades. Muitos polímeros podem ser usados para produzir espumas, mas em componentes estruturais o material mais usado é o PVC. Geralmente a resistência à compressão é o critério mais

importante da escolha de um núcleo, mas a fragilidade é outro fator que deve ser levado em conta. As propriedades de alguns núcleos podem ser vistas na Tabela 2.2.

2.2.5. Métodos Construtivos

O rápido crescimento da utilização de compósitos avançados pode ser atribuído às suas propriedades, as quais atingiram alto desempenho e alto custo-benefício na aplicação aeroespacial, onde o aproveitamento máximo das propriedades dos materiais pode ser alcançado, Middleton, 1990. A qualidade de um compósito que está atrelado aos métodos de fabricação é o conteúdo de vazios, que a cada 1% de fração volumétrica de vazios geralmente acarreta em um decréscimo de 2 a 10% nas propriedades mecânicas segundo Kaw, 2006. Outro fator determinante nas propriedades que depende dos processos de fabricação é a fração volumétrica de fibras.

Dentre os processos mais comuns está a moldagem a vácuo que é um melhoramento da moldagem manual em molde aberto, podendo-se obter frações volumétricas de fibras de até 50% e frações volumétricas de vazios inferiores a 5%, conforme Levi e Pardini, 2006. Existe a moldagem com tecido pré-impregnados, conhecidos como *prepegs*, e geralmente são curados em um forno auto-clave, processo que consome muita energia e requer muitos equipamentos, já que o compósito deve ser submetido a um ciclo de temperatura e pressão para alcançar até cerca de 75% [Levy e Pardini, 2006], de fração volumétrica de fibras.

Existem os processos de laminação contínua, como o *filament winding*, tecnologia utilizada para fabricar componente geralmente axissimétricos, por exemplo, um nariz de avião. Dentre estes está também a pultrusão, que se caracteriza por formar componente de seção contínua, onde fios de reforço são puxados através de uma matriz.

2.2.6. Caracterização Mecânica

A análise mecânica de materiais compósitos é diferente -de metais, por exemplo- devido à sua composição de dois ou mais materiais. A análise começa por achar as propriedades de uma camada a partir das propriedades de seus constituintes. As propriedades incluem rigidez, resistência e coeficientes de expansão térmica e de umidade. É considerado que a camada seja homogênea, esse estudo é chamado micromecânica de uma camada. O segundo passo é determinar as relações constitutivas e os critérios de falha de uma camada, chamado macromecânica de uma camada. Como uma estrutura em material compósito é geralmente um laminado de várias camadas, sabendo a macromecânica de uma camada, é possível desenvolver a macromecânica do laminado. A falha do laminado é baseada nas tensões e nos critérios de falha para cada camada. Esse conhecimento permite o desenvolvimento das estruturas em materiais compósitos.

2.2.6.1. Análise Micromecânica de uma Camada

Podem-se determinar as propriedades mecânicas de uma camada de material compósito experimentalmente, porém é muito caro e demanda tempo, então é necessário desenvolver modelos analíticos para achar essas propriedades. Assim, podem-se determinar as propriedades mecânicas a partir de uma ou duas propriedades obtidas experimentalmente. As relações entre esses parâmetros baseiam-se na rigidez, nas resistências, na fração volumétrica de fibras, entre outros. Para isso é necessário supor que a camada é homogênea, ou seja, que ela possui todas as propriedades iguais em todos os pontos da camada. Para determinar teoricamente através de fórmulas é necessário entender o conceito de fração volumétrica de fibras V_f e fração volumétrica da matriz V_m , que são definidas pelas seguintes equações:

$$V_f = \frac{v_f}{v_c}, \quad (2.1)$$

e

$$V_m = \frac{v_m}{v_c}, \quad (2.2)$$

onde v_c é o volume do compósito, v_f é o volume de fibras e v_m é o volume da matriz. Lembrando que a soma das frações volumétricas é igual a um, portanto

$$v_f + v_m = v_c, \quad (2.3)$$

e para um compósito unidirecional, levando-se em conta um elemento de volume representativo (EVR) que consiste na fibra cercada pela matriz, tem-se:

$$V_m = 1 - V_f. \quad (2.4)$$

A equação (2.4) e as seguintes suposições:

- A aderência perfeita entre as fibras e a matriz.
- O Módulo de Young, os diâmetros e os espaços entre as fibras são uniformes.
- As fibras são contínuas e alinhadas.
- As fibras e a matriz seguem a Lei de Hooke.
- As fibras possuem resistência uniforme.
- O compósito não possui vazios.

permitem que se possa dizer que, quando o EVR está sujeito a um carregamento na mesma direção do reforço, as deformações do compósito ε_c , das fibras ε_f e da matriz ε_m são iguais e as tensões suportadas nas fibras e na matriz são proporcionais às suas respectivas frações volumétricas, se relacionando da seguinte forma:

$$\sigma_c = V_f \sigma_f + V_m \sigma_m, \quad (2.5)$$

sendo σ_c a tensão suportada pelo compósito e lembrando que a tensão é igual ao Módulo de Young multiplicado pela deformação, a equação (2.5) fica:

$$E_c \varepsilon_c = V_f E_f \varepsilon_f + V_m E_m \varepsilon_m. \quad (2.6)$$

Lembrando que $\varepsilon_c = \varepsilon_f = \varepsilon_m$, a equação (2.6) fica:

$$E_c = V_f E_f + V_m E_m. \quad (2.7)$$

Portanto, se os Módulos de Elasticidade do compósito, das fibras e da matriz forem conhecidos, é possível determinar a fração volumétrica de fibras juntando as equações (2.4) e (2.7), chegando à seguinte equação:

$$V_f = \frac{E_c - E_m}{E_f - E_m}. \quad (2.8)$$

De posse do V_f , é possível prever a tensão de ruptura $(\sigma_c)_{rup}$ do compósito, caso as curvas tensão-deformação da fibra e da matriz sejam conhecidas, para isso se assume que:

- As fibras e a matriz são isotrópicas, homogêneas e elásticas lineares.
- Individualmente a deformação de ruptura $(\varepsilon_m)_{rup}$ da matriz é maior que a deformação de ruptura $(\varepsilon_f)_{rup}$ das fibras. Desta maneira, considerando-se que a fibra rompe primeiro no material compósito.

E, sabendo que

$$(\varepsilon_f)_{rup} = \frac{(\sigma_f)_{rup}}{E_f}, \quad (2.9)$$

e

$$(\varepsilon_m)_{rup} = \frac{(\sigma_m)_{rup}}{E_m}, \quad (2.10)$$

onde as tensões $(\sigma_f)_{rup}$ e $(\sigma_m)_{rup}$ são tensões de ruptura das fibras e da matriz respectivamente.

Porque as fibras suportam a maioria do carregamento em compósitos de matriz polimérica, assume-se que quando as fibras falham na deformação $(\varepsilon_f)_{rup}$, o compósito inteiro falha, portanto a tensão de ruptura do compósito, ilustrada na Figura 2.2, é definida pela seguinte equação:

$$(\sigma_c)_{rup} = (\sigma_f)_{rup} V_f + (\varepsilon_f)_{rup} E_m (1 - V_f). \quad (2.11)$$

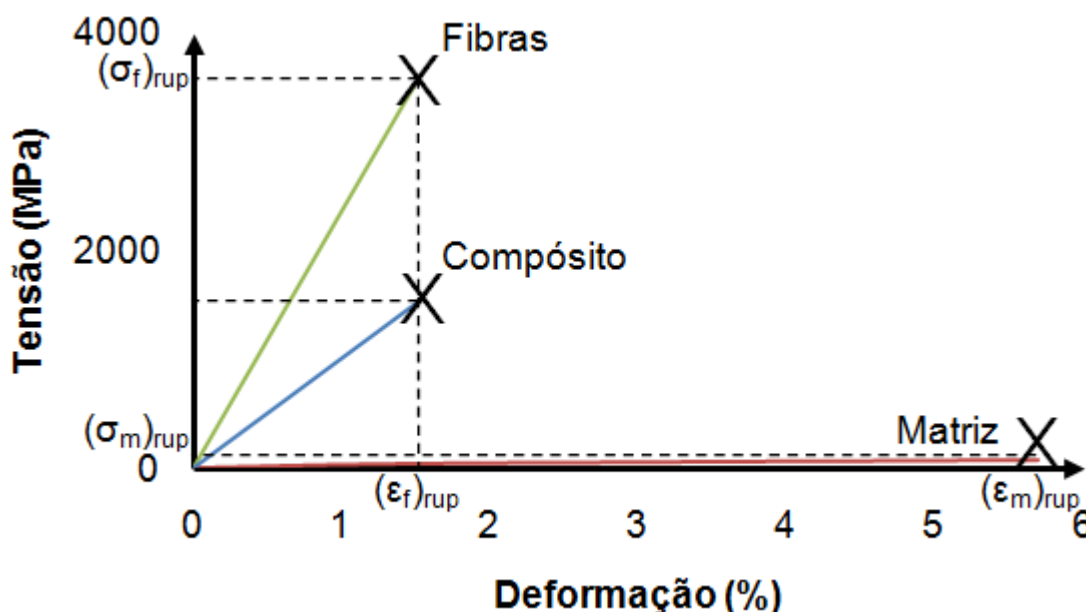


Figura 2.2 – Curva tensão-deformação para um compósito unidirecional carbono/epóxi ($V_f = 0,42$) sob tração ao longo do reforço.

2.3. Método de Stender

A distribuição das forças de sustentação na asa de uma aeronave pode ser simplificada quando houver a dificuldade de sua determinação. Como o escopo deste trabalho não é determinar o perfil aerodinâmico da distribuição de pressões ao longo da asa, será utilizado o método de Stender para poder se focar apenas em cálculos estruturais.

O Método de Stender supõe que a distribuição das forças de sustentação ao longo da envergadura de um avião é proporcional às áreas de uma asa imaginária, na qual suas cordas são a média geométrica das cordas reais e das cordas de uma asa elíptica de mesma área e envergadura. A comparação geométrica entre as asas pode ser observada na Figura 2.3.

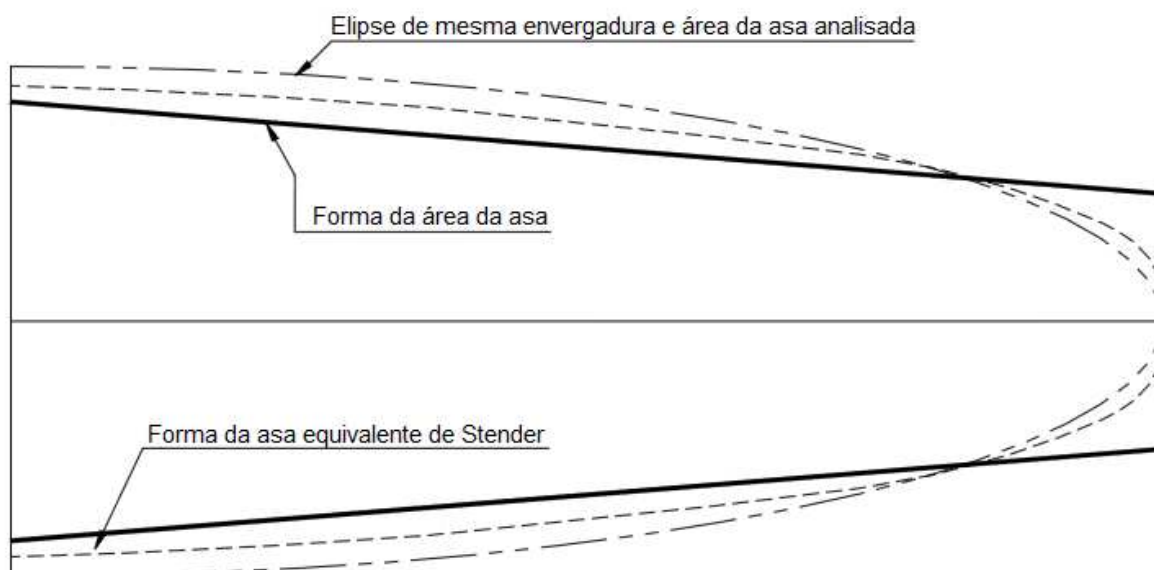


Figura 2.3 – Comparação entre as asas usadas para definir os carregamentos.

Portanto as cordas de Stender são:

$$C_S = \sqrt{C_g \cdot C_e} \quad (2.12)$$

onde C_S denota a corda da asa de Stender, C_g é a corda da asa real e C_e é a corda da asa elíptica.

3. METODOLOGIA

A metodologia do presente trabalho visa determinar as propriedades mecânicas do material utilizado na construção da estrutura, alimentando modelos matemáticos conhecidos para então verificar se a estrutura comporta as cargas previstas em projeto. Um fluxograma das etapas previstas para desenvolver o trabalho pode ser visto na Figura 3.1.

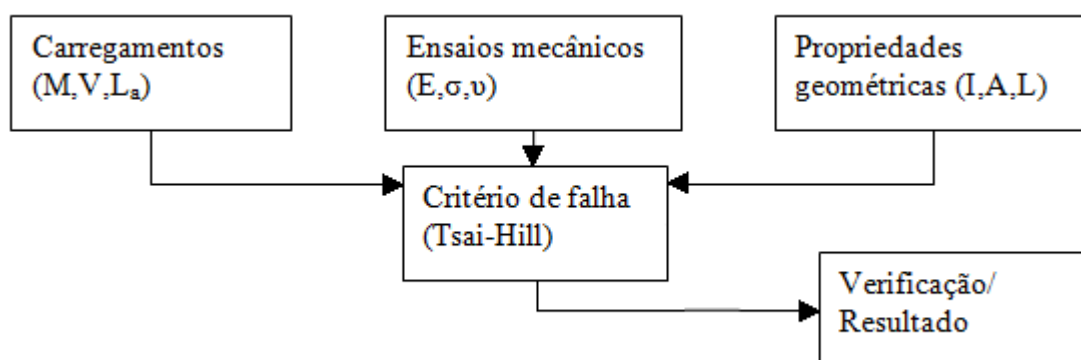


Figura 3.1 - Fluxograma das etapas do estudo.

3.1. Determinação das propriedades mecânicas

As propriedades mecânicas foram definidas a partir de dois ensaios mecânicos. Um deles utilizando a norma ASTM D3039/D3039M – 08 que determina a tensão de ruptura e o coeficiente de Poisson, já o outro - que utiliza diversos princípios da mecânica estrutural, da

dinâmica de vibrações e da análise micromecânica de laminados - determina o Módulo de Young e a fração volumétrica do reforço e da matriz.

3.1.1. Ensaio de tração

O ensaio normatizado recomendado para tração em materiais compósitos tipo fibra-matriz é o ASTM D3039/D3039M – 08. Foram preparados quatro corpos de prova com dimensões aproximadas de 250mm de comprimento, 15mm de largura e espessura de 1,7mm, ainda são inseridos espessamentos (*pads*) nas extremidades por recomendação da norma, conforme Figura 3.2, eles servem para evitar que o corpo de prova se rompa na garra do equipamento de ensaio. Em dois corpos de prova foram instalados dois extensômetros de resistência elétrica (*strain gages*), um na longitudinal e outro na transversal. Esforços trativos foram aplicados na taxa de 1mm/min. Os resultados dos testes indicam a tensão de ruptura do compósito $(\sigma_c)_{rup}$, os Módulos de elasticidade longitudinal e transversal, o coeficiente de Poisson e os modos de falha.

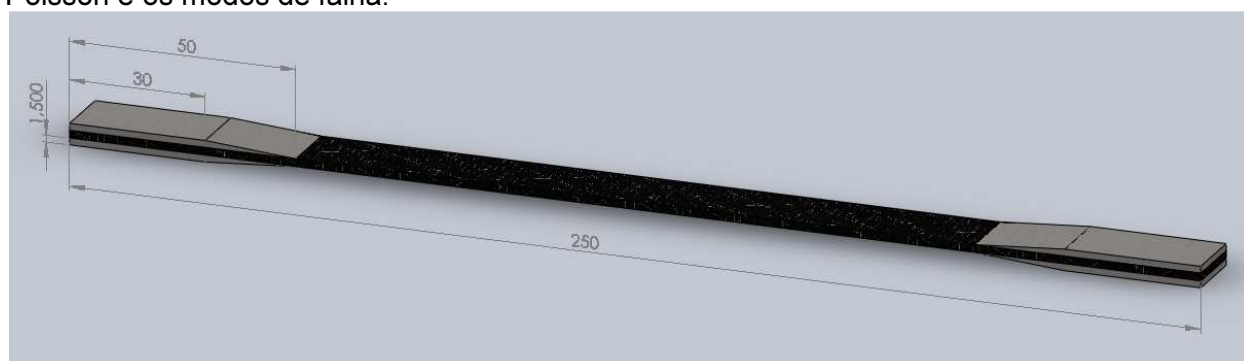


Figura 3.2 – Corpo de prova padrão.

3.1.2. Ensaio de vibração

É possível determinar o Módulo de elasticidade de um material se forem conhecidos suas frequências naturais de vibração. Para tanto, recorre-se à teoria de vigas de Euler-Bernoulli, cuja equação para vigas, conforme Figura 3.3, em vibração livre é, segundo Tauchert, 1974:

$$EI \frac{\partial^4 w}{\partial x^4}(x,t) + \rho A \frac{\partial^2 w}{\partial t^2}(x,t) = 0, \quad (3.1)$$

onde E é o módulo de elasticidade, I o momento de inércia, ρ a densidade, A a área e $w(x,t)$ o deslocamento da viga na direção y ao longo do comprimento e do tempo referentes à viga.

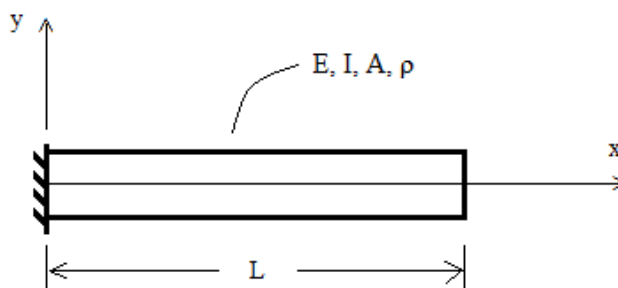


Figura 3.3 – Viga em balanço submetida à vibração livre.

Supondo que a resposta é periódica, busca-se uma solução da equação (3.1) do tipo:

$$w(x,t) = W(x)\sin(\omega t + \theta), \quad (3.2)$$

que substituindo (3.2) em (3.1), fica:

$$\frac{\partial^4 W}{\partial x^4} - \beta^4 W = 0, \quad (3.3)$$

sendo

$$\omega_n = \beta^2 \sqrt{\frac{EI}{\rho A}}. \quad (3.4)$$

A solução geral da equação (3.3) é

$$W(x) = C_1 \cosh \beta x + C_2 \sinh \beta x + C_3 \cos \beta x + C_4 \sin \beta x, \quad (3.5)$$

onde C_1 , C_2 , C_3 e C_4 são constantes, as quais podem ser encontradas utilizando as seguintes condições de contorno para vigas engastadas, segundo Rao, 2011, são

$$W(0) = 0, \quad (3.6)$$

$$\frac{\partial W}{\partial x}(0) = 0, \quad (3.7)$$

$$\frac{\partial^2 W}{\partial x^2}(L) = 0, \quad (3.8)$$

$$\frac{\partial^3 W}{\partial x^3}(L) = 0. \quad (3.9)$$

Substituindo as condições de contorno na equação (3.5), tem se:

$$C_1 + C_3 = 0, \quad (3.10)$$

$$C_2\beta + C_4\beta = 0, \quad (3.11)$$

$$C_1\beta^2 \cosh \beta L + C_2\beta^2 \sinh \beta L - C_3\beta^2 \cos \beta L - C_4\beta^2 \sin \beta L = 0, \quad (3.12)$$

$$C_1\beta^3 \sinh \beta L + C_2\beta^3 \cosh \beta L + C_3\beta^3 \sin \beta L - C_4\beta^3 \cos \beta L = 0. \quad (3.13)$$

Para a solução não trivial, o determinante dos coeficientes C_1 , C_2 , C_3 e C_4 deve ser zero, a verificação desse determinante leva a equação:

$$\cosh \beta L \cos \beta L + 1 = 0 \quad (3.14)$$

que por sua vez, possui número infinito de soluções, então para uma técnica de tentativa e erro, as três primeiras raízes são

$$\beta_1 = \frac{1,875104}{L}, \quad \beta_2 = \frac{4,694091}{L}, \quad \beta_3 = \frac{7,854757}{L}. \quad (3.15)$$

Onde os β_n estão relacionados com a n-ésima frequência natural associada à viga. Para obter o Módulo de Young, basta utilizar a equação (3.4) na forma

$$E = \frac{\rho A \omega^2}{\beta_n^2 I}. \quad (3.16)$$

Utilizando um corpo de prova retangular, facilmente se obtém as propriedades geométricas da viga. A densidade é obtida medindo a massa em uma balança semi-analítica e dividindo pelo volume do corpo de prova. As frequências naturais foram obtidas com o seguinte experimento, três corpos de prova foram engastados em um apoio conforme Figura 3.4, um aparelho laser foi usado para medir os deslocamentos após uma excitação, um programa foi utilizado para coletar os dados de deslocamentos e através de uma FFT, obter os dados em função das frequências para alimentar a equação (3.16).

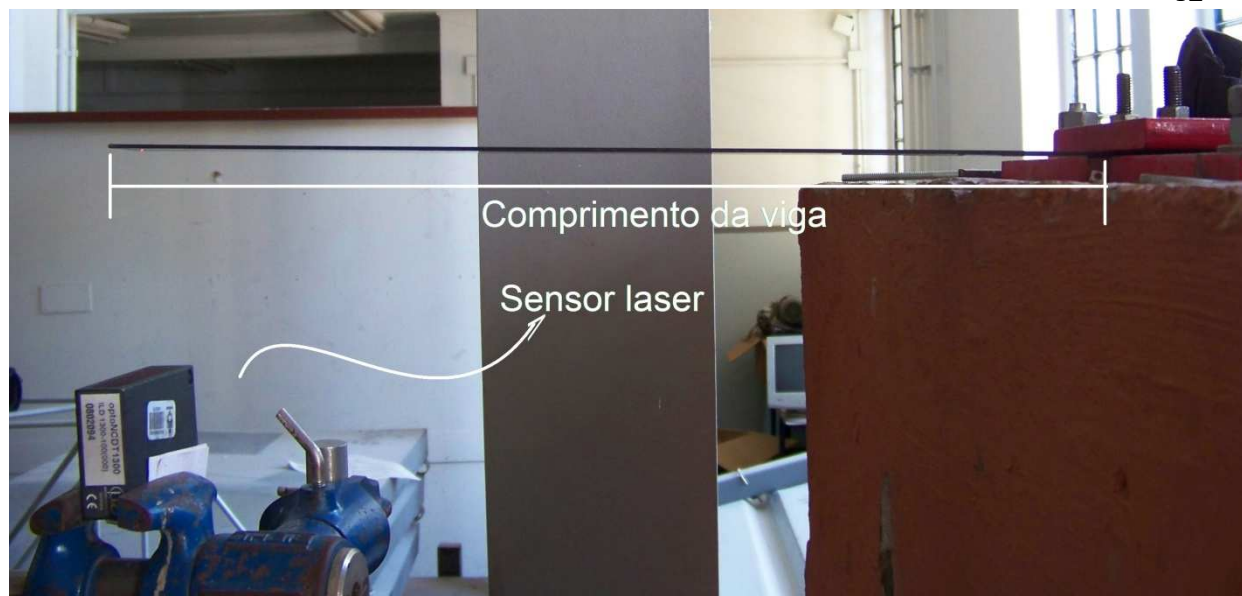


Figura 3.4 – Esquema de montagem para obter as frequências naturais dos corpos de prova.

Dos três corpos de prova, dois são feitos do mesmo material e do mesmo modo que a longarina do avião, ou seja, de reforço de fibras de carbono unidirecional T300 e resina epóxi LY 5052, o outro corpo de prova é feito apenas desta resina. Assim, é possível obter a fração volumétrica de fibras do compósito utilizando a equação (2.8).

4. RESULTADOS

Diversos experimentos foram desenvolvidos ao longo desse estudo que permitiram descobrir propriedades importantes do material no qual foi construído a longarina, primeiramente será apresentado o resultado desses experimentos, depois será apresentado o desenvolvimento da verificação estrutural da longarina.

4.1. Ensaio de vibração

Foram usados três corpos de prova para realização do ensaio de vibração, dois feitos em material compósito e um só de resina. Eles possuem seção retangular e suas dimensões foram medidas com um paquímetro e estão descritas na Tabela A1.1. A Tabela 4.1 mostra o resultado deste experimento, a seguir ela mostra o cálculo do Módulo de Young e da fração volumétrica de fibras $V_f(1)$ que foram obtidos através das equações (3.16) e (2.8) respectivamente. Pela regra das misturas representada pela equação (2.5), é possível estimar a tensão admissível de ruptura do compósito $(\sigma_c)_{rup} = 1497,45\text{MPa}$. A regra das misturas indica uma fração volumétrica de fibras $V_f(2)$ de 0,53, a diferença, quando comparada com a medição, é porque a regra das misturas não leva em conta a fração e vazios.

Tabela 4.1 - Resultado experimental e propriedades obtidas.

	Experimental		Calculado					
	Freq. Naturais (Hz)		Densidades (kg/m ³)	E _{ω1} (GPa)	E _{ω2} (GPa)	V _f (1)	V _f (2)	(MPa)
	ω1	ω2						
Compósito 1	12,8	77,6	1450	100,17	93,74	0,4273	0,53	1531,9
Compósito 2	15	89,8	1450	97,53	89,00	0,4175	0,53	1497,5
Resina	12,4	72,6	1130	3,28	2,86	-		-

4.2. Ensaio de Tração

Com o ensaio de tração, pode-se determinar qual a resistência à tração (σ_1^T)_{rup} do compósito. Como pode ser visto na Tabela 4.2.

Os mecanismos de falha ocorreram de forma semelhante em todos os corpos de prova, os quais foram delaminação nas bordas, descolamento longitudinal e súbito na ruptura e se distribuíram de forma generalizada no corpo de prova. Na Figura 4.1 a), pode-se ver como a força se desenvolve com o deslocamento, a parte que pode ser reparada não linear ocorre junto com pequenas delaminações, o corpo de prova acaba por romper de forma frágil e súbita, conforme é visível na Figura 4.1 b).

Tabela 4.2 – Dados obtidos através de ensaio de tração.

	CP2	CP3	CP4	CP5		
Área(mm ²)	28,94	27,96	30,31	30,13		
Força(N)	33840,611	33840,611	23126,345	33090,790	Média	Desvio padrão
Resistência a ruptura (MPa)	1168,977	1210,099	762,760	1097,926	1059,94	306,941

Já os dois corpos de prova em que foram instalados os *strain gages* apresentaram divergências quanto seus valores de coeficiente de Poisson e não linearidades nas curvas. O CP4 variou de 0,28 a 0,32. Não foi possível traçar curva de tensão por deformação, a qual é bem comum em engenharia, porque os equipamentos que coletavam os dados não estavam sincronizados. No entanto, foi possível, a partir das curvas de tensão pelo tempo e deformação pelo tempo, identificar as partes lineares das curvas e obter um Módulo de elasticidade que variaram de 100 a 108GPa. Pode-se notar a diferença entre os Módulos de Elasticidade obtidos de formas diferentes na Tabela 4.3

Tabela 4.3 – Comparação entre Módulos de Elasticidade obtidos de formas diferentes.

	Regra das misturas	Ensaio de vibração (Compósito 1)	Ensaio de vibração (Compósito 2)	Ensaio de tração (CP4)	Ensaio de tração (CP5)
E (GPa)	98	100	97	100	108

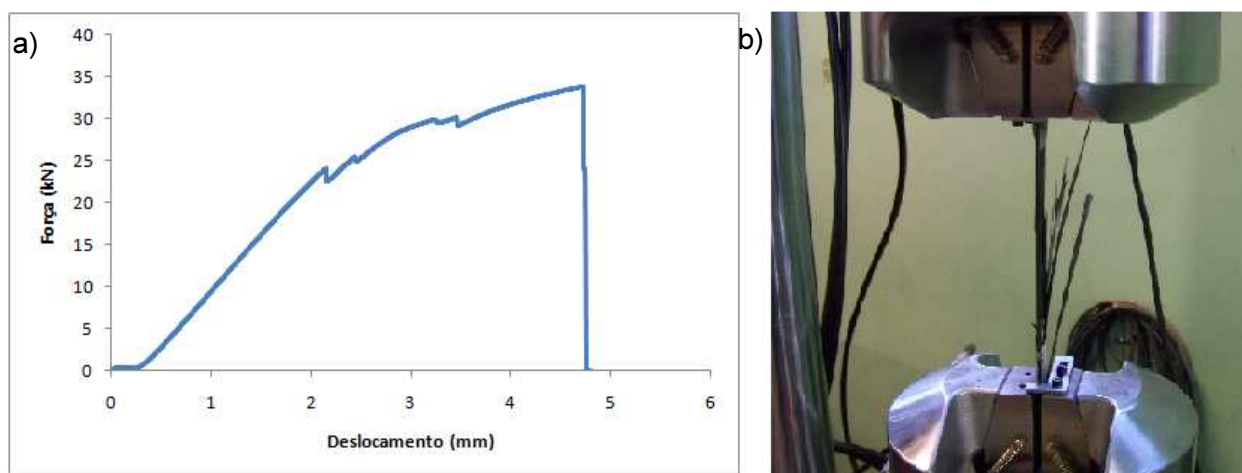


Figura 4.1 – Gráfico força por deslocamento a) do corpo de prova 2 rompido b).

4.3. Tensões Suportadas na Viga

O próximo passo foi calcular as tensões que o carregamento das cargas de sustentação supostas pelo Método de Stender, descrito no APÊNDICE II, gera na longarina, a tensão normal σ_1 gerada pelos momentos fletores M nos flanges das longarinas são dadas pela equação:

$$\sigma_1 = \frac{My}{I}, \quad (4.1)$$

Enquanto, em um modelo simplificado, a tensão cisalhante τ_{12} é considerada constante, onde quem resiste é a área da alma A_A , é dada por:

$$\tau_{12} = \frac{V}{A_A}. \quad (4.2)$$

Levando-se em conta um momento fletor com coeficiente de segurança 1,5 na raiz da longarina $M=173\text{kNm}$, uma distância $y=157\text{mm}$ do eixo neutro até a fibra mais solicitada e um momento de inércia $I=36979733\text{mm}^4$, obtém-se uma tensão $\sigma_1=734\text{MPa}$. Para a tensão cisalhante tem-se uma força cortante $V=121860\text{N}$ e uma área da alma, responsável por suportar os esforços cortantes, $A_A=1176\text{mm}^2$, gerando tensões $\tau_{12}=103\text{MPa}$.

4.4. Verificação

Nos materiais metálicos, normalmente se utiliza o critério de falha de Von Mises para materiais isotrópicos baseado na energia de distorção no escoamento. A energia de distorção é uma parte do total da energia de deformação em um corpo, a qual consiste de duas partes, uma devido à mudança do volume que é chamada energia de dilatação, e outra devido à mudança de forma que é chamada de energia de distorção. Assume-se que a falha em materiais acontece somente quando a energia de distorção é maior que a energia de dilatação de um material. Hill adotou o critério de Von Mises para materiais anisotrópicos, então Tsai adaptou para uma lamina unidirecional. O critério de Tsai-Hill é dado pela equação:

$$\left[\frac{\sigma_1}{(\sigma_1^T)_{rup}} \right]^2 - \left[\frac{\sigma_1 \sigma_2}{(\sigma_1^T)_{rup}^2} \right]^2 + \left[\frac{\sigma_2}{(\sigma_2^T)_{rup}} \right]^2 + \left[\frac{\tau_{12}}{(\tau_{12})_{rup}} \right]^2 < 1. \quad (4.3)$$

De um compósito similar citado por Tsai, 2008, a tensão de ruptura por cisalhamento é de 68 MPa, e, quando utilizada na equação (4.3) indica que o compósito falha. Já a tensão normal, suportada apenas pelo flange, resiste, utilizando os dados experimentais.

5. CONCLUSÃO

Os resultados dos ensaios de vibração e das medidas de deformações pelos *strain gages* em relação ao Módulo de Elasticidade indicaram resultados próximos à teoria de propriedades efetivas de materiais compósitos. Os resultados referentes às tensões de ruptura indicaram grandes diferenças entre o valor estimado e os valores experimentais, estes por sua parte apresentando alto desvio padrão, evidenciando deficiências no procedimento experimental. Os valores de coeficiente de Poisson foram muito difíceis de analisar por problemas do procedimento. Os resultados de um modelo simples de análise estrutural indicam que a longarina falhará apenas por cisalhamento. No entanto, devido ao alto desvio padrão dos resultados, a verificação positiva nas tensões normais não é confiável. Para melhorar os resultados, a primeira opção é aumentar o controle de qualidade, aumentando o número de ensaios. Caso não houvesse melhorias, seria necessário mudanças nos métodos construtivos. Para melhorar os dados referentes à tensão de ruptura por cisalhamento, testes deveriam ser feitos para a estrutura em si, ou simplesmente diminuir a espessura do núcleo polimérico e acrescentar mais compósito reforçado. De posse de dados confiáveis seria possível testar um modelo numérico computacional para comparar com o teste de um protótipo a ser ensaiado no futuro.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- Niu, M. C.; **“Airframe Structural Design”**, Conmilit Press LTD, California, 1988.
- Sampert, F.; Garay, A. C.; Moreira, V.; Souza, J. A.; Amico, S. C.; **“Avaliação de Diferentes Núcleos e Faces em Materiais Compósitos Sanduíche para Aplicações Marítimas”**. 11º CBPol, Campos do Jordão, 2011
- Middleton, D. H.; **“Composite Materials in Aircraft Structures”**, Longman, 1990.
- Levy, F. N.; Pardini, L. C.; **“Compósitos Estruturais”**, Edgar Blücher, São Paulo, 1ª edição, 2006.
- Tauchert, T. R.; **“Energy Principles in Structural Mechanics”**. McGraw-Hill, 1974.
- Rao, S. S.; **“Mechanical Vibrations”**. Prentice Hall, 5th edition, 2011.
- Kaw, A. K.; **“Mechanics of Composite Materials”**, CRC Press, 2nd edition, 2006.
- Tsai, S. W.; **“Strength and Life of Composites”**, Stanford University, 2008.
- Diamanti, K.; Soutis, C.; **“Structural Health Monitoring Techniques for Aircraft Composite Structures”**, Progress in Aerospace Sciences, vol. 46, pp 342-352, 2010.

APÊNDICE I – DADOS EXPERIMENTAIS

Dados referentes às dimensões dos corpos de prova para ensaios de vibração.

Tabela AI.1 - Propriedades geométricas dos corpos de prova utilizados para ensaio de vibração.

	Dimensões (mm)			Propriedades de seção	
	Comprimento	Largura	Espessura	Área (mm ²)	Momento de inércia (mm ⁴)
Compósito 1	414	30,78	1,63	50,28	11,18
Compósito 2	416	40,35	1,95	79,02	25,25
Resina	433	28,31	8,43	238,80	1415,33

APÊNDICE II – DESENVOLVIMENTO DO MÉTODO DE STENDER

No Capítulo 2, foi descrito o método de Stender, agora será visto o carregamento obtido. A área da asa, que pode ser vista na Figura AII.1 é 9,69m² que deve ser igual à área da elipse que é dada pela equação:

$$A_e = ab\pi, \quad (\text{AII.1})$$

onde a e b são os eixos da elipse, supondo que a seja a semi envergadura da asa elíptica, pode calcular b a partir da equação AII.1. Obtém-se 955mm para b , que é a corda na raiz da asa elíptica. Assim, têm-se a partir da equação que descreve uma elipse, respectivamente as equações que descrevem a corda elíptica C_e e a corda real ao longo do comprimento x da asa:

$$C_e = 912025 \sqrt{1 - \frac{x^2}{3230}} \quad (\text{AII.2})$$

e

$$C_r = \frac{3230 - x}{3987,6} + 1095. \quad (\text{AII.3})$$

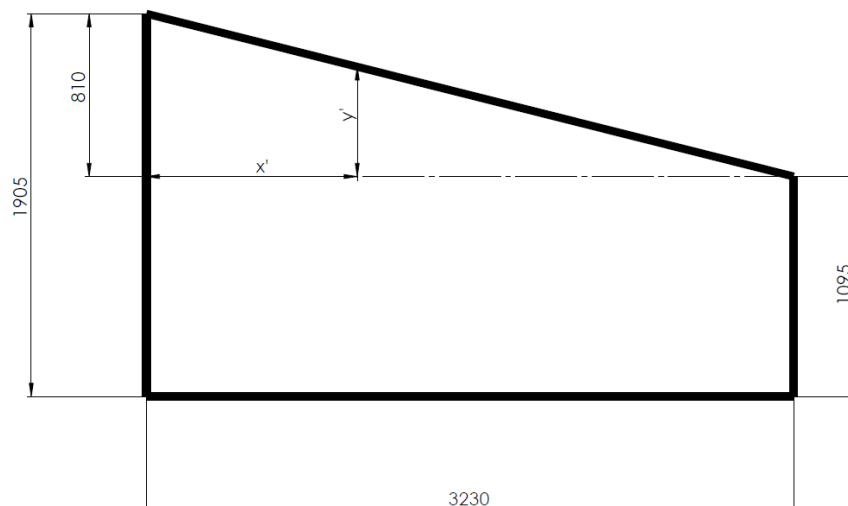


Figura All.1 – Semi asa do avião Sukhoi-26.

De posse dessas duas equações é possível determinar as cordas de Stender C_s pela equação (2.12). Para calcular as áreas necessárias para determinar a carga de sustentação usa a equação:

$$A_s = \int_{x_1}^{x_2} C_s dx, \quad (\text{All.4})$$

onde os intervalos x_1 e x_2 , equivalem ao limites das áreas calculadas como pode ser visto na Figura All.2a). As relações das áreas podem ser vistos na Tabela All.1. O diagrama de corpo livre da longarina está estabelecido na Figura All.2b).

Tabela All.1 – Distribuição do carregamento devido às forças de sustentação prevista pelo método de Stender

Distância da raiz (mm)	Área (m ²)	% Força	Força 12G's (N)	Força com coeficiente de segurança (N)
500	0,95324	19,67%	15.983,77	23.975,66
1000	0,89224	18,42%	14.960,89	22.441,34
1500	0,83643	17,26%	14.025,09	21.037,64
2000	0,76608	15,81%	12.845,44	19.268,16
2500	0,67544	13,94%	11.325,59	16.988,39
3230	0,72157	14,89%	12.099,21	18.148,82

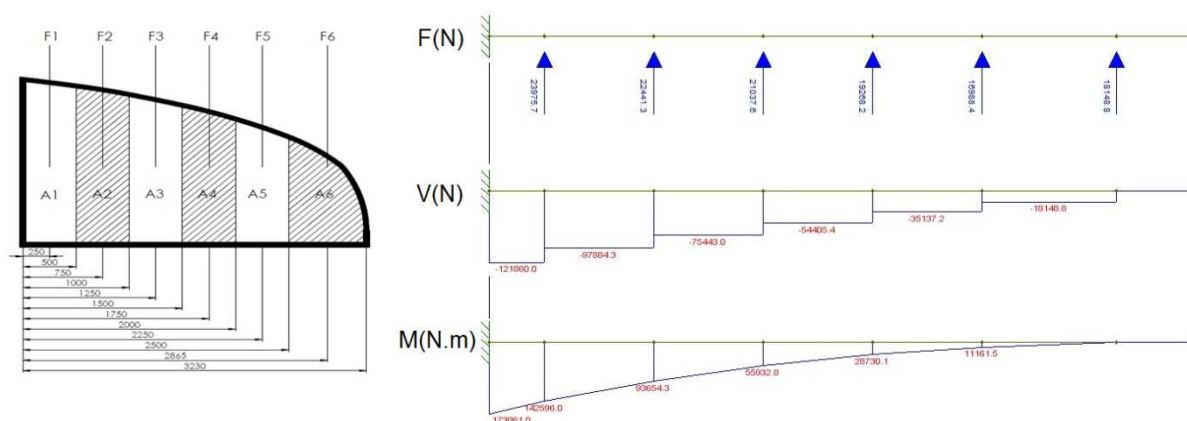


Figura AII.2 – Distribuição das áreas a) e diagrama esforços devido às forças aplicadas no centro de cada intervalo b).

APÊNDICE III - DETALHES DA LONGARINA



Figura AIII.1 – Longarina já fabricada.

A longarina foi fabricada utilizando um processo de laminação contínuo parecido com a pultrusão, diversos feixes de fibras de carbono T300, provenientes de carretéis foram puxados em um banho de resina Araldite 5052 e logo após através de um olhal para extrair o excesso. Esse filamento contínuo foi então depositado em um molde da flange. O processo foi repetido para obter um segundo flange para formar uma viga de perfil I. A alma da viga é formada por espuma de PVC DiviniceH60, cujas propriedades se encontram na Tabela 2.2, envolvida por um compósito formado por um tecido de fibra de carbono orientado a -45 e 45 graus com o eixo ao longo da estrutura e a mesma resina mantendo, um esquema da disposição dos materiais na seção transversal da longarina. A qual não é constante ao longo do comprimento da estrutura, as dimensões podem ser vistas na Figura AIII.2. O comprimento é de 3230mm. Devido à descontinuidade da geometria, suas propriedades geométricas só podem ser descritas por equações ou localmente como pode ser visto na Tabela AIII.1

Tabela AIII.1 – Momentos de inércia da seção ao longo da asa.

Posição	Momento de inércia (mm ⁴)	Área da alma (mm ²)
Raiz	36979733	1176
Extremidade	5488933,3	214

A espuma na alma serve para aumentar o momento de inércia para evitar flambagem por cisalhamento, já que a espessura seria muito pequena.

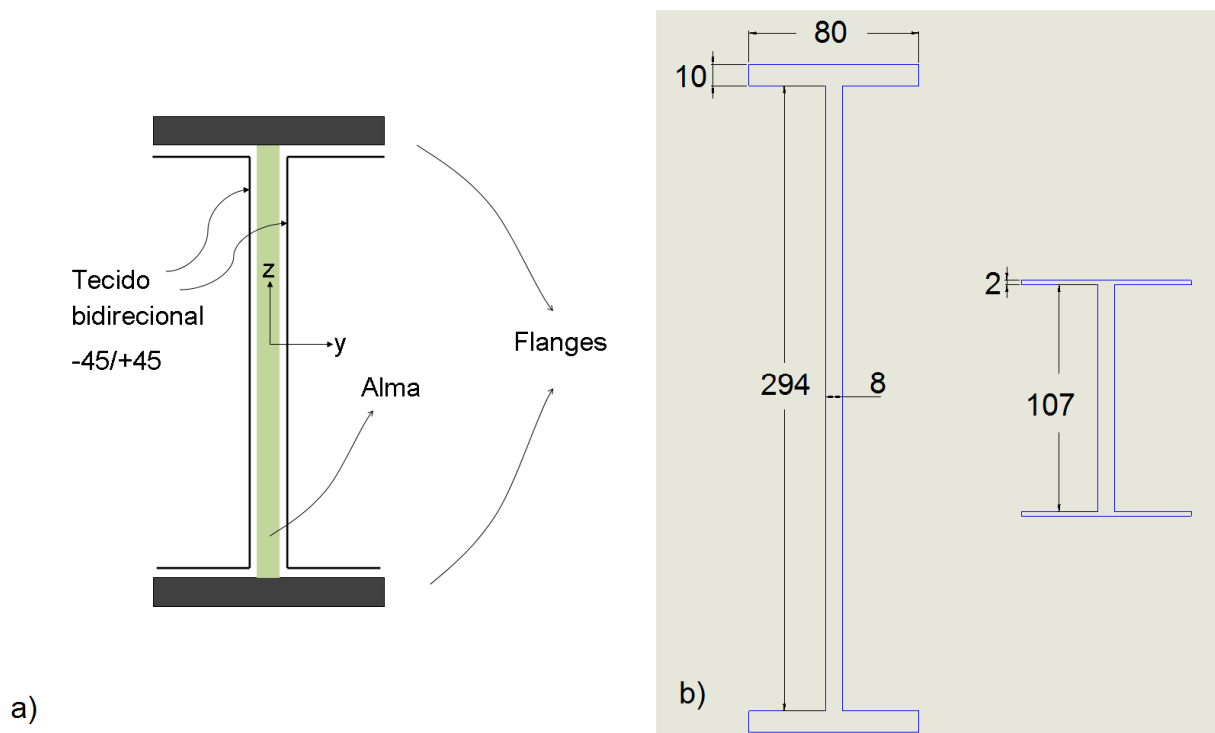


Figura AIII.2 – Esquema de montagem da longarina a), e dimensões na raiz e no extremo da longarina b).

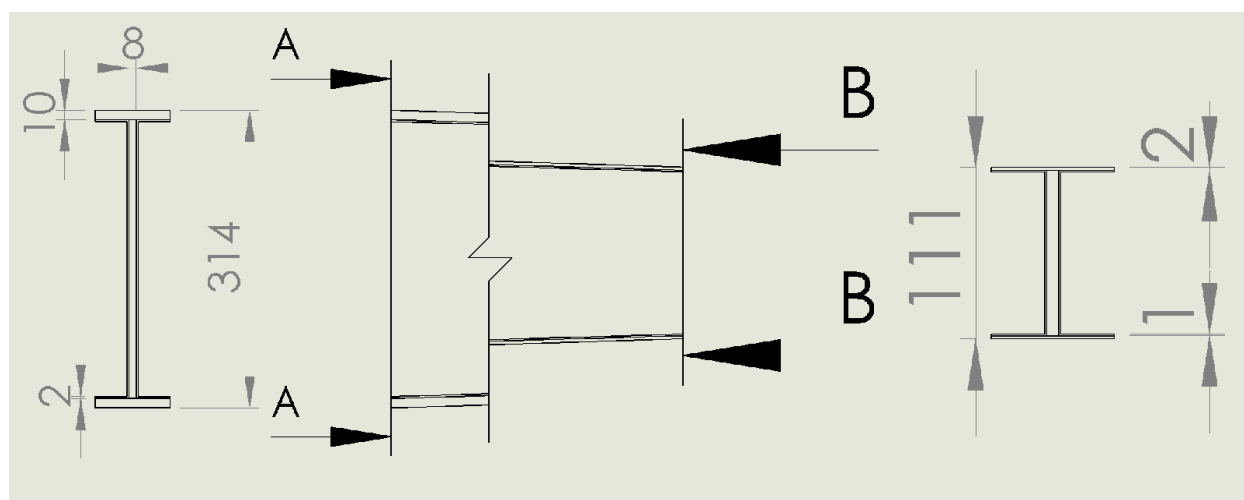


Figura AIII.3 – Dimensões das mesas, da alma e da face.

APÊNDICE IV – VERIFICAÇÃO DOS ESFORÇOS AO LONGO DO EIXO DA LONGARINA

A Tabela AIV.2 mostra as tensões normais e cisalhantes que a longarina suporta em determinados pontos, as tensões com fundo amarelo indicam que segundo o critério de Tsai-Hill, a longarina não rompe, mas com a ressalva da imprecisão dos resultados dos experimentos, o resultado não é confiável. As tensões com fundo vermelho indicam que a estrutura falha pelo critério de Tsai-hill. O valor de referência para a tensão de ruptura por cisalhamento é de 68MPa, retirado de um compósito similar citado por Tsai, 2008.

Tabela AIV.2 – Verificação dos esforços na longarina.

x (mm)	a (mm)	h (mm)	t (mm)	I (mm ⁴)	Aa (mm ²)	M (Nmm)	V(N)	σ (MPa)	τ* (MPa)
0,00	10,00	294,00	4,00	36979733,33	1176,00	1,7306E+08	121860,00	734,74	103,62
250,00	9,38	279,53	3,85	31330634,36	1074,83	1,4260E+08	121860,00	678,82	113,38
500,00	8,76	265,05	3,69	26284769,25	978,15		97884,00		100,07
750,00	8,14	250,58	3,54	21808267,10	885,95	9,2805E+07	97884,00	567,82	110,49
1000,00	7,52	236,11	3,38	17867257,05	798,23		75443,00		94,51
1250,00	6,90	221,63	3,23	14427868,21	714,98	5,5933E+07	75443,00	456,37	105,52
1500,00	6,28	207,16	3,07	11456229,70	636,22		54405,00		85,51
1750,00	5,67	192,68	2,92	8918470,64	561,95	2,8730E+07	54405,00	328,61	96,82
2000,00	5,05	178,21	2,76	6780720,15	492,15		35137,00		71,40
2250,00	4,43	163,74	2,61	5009107,34	426,83	1,1162E+07	35137,00	192,30	82,32
2500,00	3,81	149,26	2,45	3569761,34	366,00		18149,00		49,59
2865,00	2,90	128,13	2,23	1994849,02	285,22		18149,00		63,63
3230,00	2,00	107,00	2,00	950586,67	214,00				