

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

ANÁLISE ESTRUTURAL DA LONGARINA DE ASA EM MATERIAL COMPÓSITO EM UMA  
AERONAVE NÃO TRIPULADA

por

Diego Gustavo Marin Mira

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, julho de 2013





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

ANÁLISE ESTRUTURAL DA LONGARINA DE ASA EM MATERIAL COMPÓSITO EM UMA  
AERONAVE NÃO TRIPULADA  
por

Diego Gustavo Marin Mira

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<sup>a</sup>. Dr<sup>a</sup>. Thamy Cristina Hayashi  
Coordenador do Curso de Engenharia Mecânica

Área de Concentração: **Mecânica dos Sólidos**

Orientador: Prof. Dr. Jakson Manfredini Vassoler

Comissão de Avaliação:

Prof<sup>a</sup>. Dr<sup>a</sup>. Letícia Fleck Fadel Miguel

Prof. Dr. Ignacio Iturrioz

Prof. Dr. Walter Jesus Paucar Casas

Porto Alegre, 5 de julho de 2013.

**DEDICATÓRIA:**

Para meu avô, Gustavo, que foi sempre incondicional e absoluto no seu amor e admiração.

## **AGRADECIMENTOS:**

Ao longo destes cinco anos de Engenharia Mecânica, conheci pessoas que mudaram para sempre o rumo da minha vida, e contei com o apoio de quem sempre esteve e sempre estará ao meu lado. Os agradecimentos aqui registrados vão para todas aquelas que me influenciaram positivamente neste trajeto.

Agradeço em primeiro lugar aos meus pais, Marcos e Silvana que me deram a maior força que alguém poderia dar. Sempre consideraram que eu tinha o potencial para fazer aquilo que eu desejasse e acreditaram cegamente no meu foco e determinação. Agradeço meus pais pela confiança e preocupação com o meu bem estar, tornando mais fácil e até prazerosa a vida mesmo longe de casa. Obrigado mãe por todo o acompanhamento, pelas ligações telefônicas, pelas visitas; obrigado por me dar a certeza de que tu estavas presente sempre.

Meu avô Gustavo se manteve firme dia após dia, me acompanhando desde longe, garantindo que nunca me faltasse nada e expressando seu carinho e preocupação. Obrigado.

Obrigado também ao meu tio Carlos Garat que nos deixou há tão pouco tempo, sem dúvida uma das pessoas mais importantes e inspiradoras da minha vida, quem sempre acreditou em mim com plena convicção.

Obrigado ao meu tio Gustavo filho, que através da sua experiência e carinho, deixou uma marca profunda no meu desenvolvimento profissional. Minha tia Annemie, deixou sua marca no meu desenvolvimento pessoal, sempre lembro das nossas conversas. Sempre agradecido à minha tia Maria pela sua confiança em mim e carinho ilimitado.

Queria também agradecer minha amada Geórgia pela sua paciência e apoio durante a conclusão do meu curso. É um presente que levo desta etapa da minha vida.

Agradeço com força especial ao meu melhor amigo, Kayky. Uma das pessoas mais importantes e mais incríveis que conheci na minha vida. Irmão, ninguém melhor que tu para dividir a faculdade, quantos trabalhos, quantas viagens, quantas risadas juntos. Obrigado aos meus amigos e companheiros de música, Gustavo e Roger. E também aos meus amigos Ian, Luiz, Felipe, Juan.

Agradeço em especial ao meu orientador que durante o desenvolvimento deste trabalho se mostrou pronto para me ajudar e ensinar sempre que eu precisei. Jakson, orientar faz parte da tua profissão, mas fazer isso com a melhor boa vontade e humildade é algo a mais. Não vou esquecer, obrigado.

Gostaria de agradecer a professores que me deram um bom exemplo e ajuda sempre que precisei, Ignácio, Letícia, Francis, Rogério, Adriane. Obrigado pela boa vontade e dedicação de vocês.

Aos meu amigos engenheiros, Rafael, Paul, Hugo e Danilo, que acreditaram em mim como futuro engenheiro e me deram seu mais forte apoio.

E acima de tudo, agradeço a Deus. O motivo de todas as coisas, o objetivo que me motiva a querer ser feliz na vida, autor de todas as falsas coincidências que me trouxeram à conclusão deste trabalho e a este ponto da minha vida.

*“Uma frase inteligente não prova nada” - Voltaire*

Mira, D. G. **Análise Estrutural Da Longarina De Asa Em Material Compósito Em Uma Aeronave Não Tripulada**. 2013. 17. Monografia (Trabalho de Conclusão do Curso em Engenharia Mecânica) – Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2013.

## **RESUMO**

Neste trabalho se verifica, nas condições de projeto, o membro estrutural principal da asa de uma aeronave não tripulada, projetada pela equipe AeroDesign da Universidade Federal do Rio Grande Do Sul. Este membro é composto de dois materiais, sendo um deles um material compósito que foi utilizado para reforçar a estrutura frente à alta tensão de flexão esperada. Utilizou-se uma abordagem através das teorias de viga, levando em consideração os materiais presentes, onde foi verificado se a atual configuração do projeto é aceitável. Os resultados foram obtidos através de cálculos analíticos atendendo normas de projeto aeronáutico. Com a análise, foi verificado se a asa cumpre os requisitos mínimos segundo a norma aeronáutica. Posteriormente, foi proposta uma modificação buscando atingir a eficiência estrutural desejada inicialmente pela equipe, sugerindo uma nova configuração para reduzir peso.

**PALAVRAS-CHAVE:** Análise estrutural, longarina de asa, materiais compósitos.

Mira, D. G. **Structural Analysis Of A Composite Wing Spar In An Unmanned Aerial Vehicle**. 2013. 17. Monografia (Trabalho de Conclusão do Curso em Engenharia Mecânica) – Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2013.

## **ABSTRACT**

The focus of this paper is to analyze the performance of the main structural component of an unmanned aerial vehicle wing and verify its compliance to the main project requirements. This vehicle is designed by the AeroDesign team of the Rio Grande Do Sul Federal University. The wing is made of two different materials, one of which is a composite that has been used to reinforce the structure due to a high bending axial stress. The approach was based upon beam theories, considering the specific materials in use, and the results were obtained through analytical calculations, complying with technical regulations that guide the aircraft design. Through the analysis it was determined whether the wing complies with the aviation regulation minimum requirements. Finally, a modification to the initial project was suggested to achieve the desired structural efficiency.

**KEYWORDS:** Structural analysis, wing spar, composite materials.



## ÍNDICE

	Pág.
1	INTRODUÇÃO ..... 1
2	OBJETIVOS ..... 1
3	ASA DA AERONAVE ..... 1
4	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA ..... 3
4.1	Os Materiais Compósitos ..... 3
4.2	A norma FAR23 ..... 4
4.3	Métodos de Cálculo ..... 5
4.4	Critérios de Falha ..... 6
4.4.1	Critério da Tensão Máxima ..... 6
4.4.2	Critério da Deformação Máxima ..... 6
4.4.3	Critério de Tsai-Hill ..... 7
4.4.4	Critério de Tsai-Wu ..... 7
4.4.5	Critério de Hoffman ..... 7
5	METODOLOGIA ..... 8
6	RESULTADOS ..... 14
7	CONCLUSÕES ..... 15
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS ..... 15
	Apêndice I ..... 16

## 1. INTRODUÇÃO

Na engenharia, em geral, sempre está presente a questão da qualidade e eficiência contra o custo. Na indústria aeronáutica não é diferente. Os custos podem ser de diversos tipos, como custo do material bruto, de projeto, de fabricação, de montagem, de operação, de manutenção e o relacionado ao aproveitamento do material após sua vida útil. No cenário atual, a redução de custos é de grande relevância tanto pela concorrência entre empresas, assim como pela questão energética envolvida.

Os materiais compósitos representam uma importante alternativa para melhorar a eficiência de uma aeronave. Considera-se que o advento dos mesmos foi uma das maiores revoluções técnicas que ocorreram após o motor a jato. Estes materiais possuem a grande vantagem de apresentar alta resistência mecânica e rigidez com um baixo peso, o que os torna adequados para estruturas aeronáuticas. Segundo Jones, 1999, existem compósitos com uma resistência de até três vezes a do alumínio, mas com somente 60% do seu peso. Desta maneira, os custos de operação são reduzidos; o peso menor exige menos combustível para mesma operação, e os materiais compósitos geralmente exigem uma menor manutenção do que os materiais convencionais. A modificação no material estrutural nesta indústria deve ser considerada com cuidado, já que a segurança é o requisito fundamental. Porém, este é um assunto presente há tempo razoável que já tem apresentado vantagens tão motivadoras, que sua pesquisa e aplicação continuam sendo desenvolvidas em diversas áreas. Em contraste, nos anos 50, a indústria aeronáutica se interessou pelo titânio por razões similares mas descobriu sérias desvantagens no seu uso após um alto investimento no seu desenvolvimento. “Essa lamentável experiência com o titânio originou uma maior precaução na abordagem dos materiais compósitos, porém a tornou também mais completa e equilibrada” [Jones, 1999].

O uso de materiais compósitos é comum em diferentes estruturas aeronáutica e aquaviárias, porém a sua utilização requer soluções técnicas adequadas, que são diferentes das utilizadas em materiais metálicos. São necessárias leis constitutivas apropriadas, bem como critérios de falha. Além disto, quando são aplicados em estruturas aeronáuticas, estes devem satisfazer normas correlatas. A equipe PAMPA da Universidade Federal do Rio Grande do Sul projeta e fabrica aeronaves não tripuladas, radio controladas, para a competição nacional SAE AeroDesign. A equipe formada por alunos de engenharia está desenvolvendo um novo projeto de uma aeronave utilizando material compósito e a aeronave necessita estar de acordo com requisitos de projeto aeronáutico. Assim, este trabalho visa contribuir nos cálculos estruturais da aeronave, que serão avaliados por engenheiros da indústria aeronáutica na competição SAE Aeroesign Brasil.

## 2. OBJETIVOS

O objetivo principal deste trabalho é realizar a análise estrutural da asa da aeronave projetada pela equipe PAMPA, que utiliza material compósito, seguindo requisitos de normas aeronáuticas. Em uma primeira etapa será determinado se a estrutura é capaz de cumprir sua funcionalidade mecânica segundo a norma FAR23 (2002). Posteriormente, busca-se propor uma nova configuração para melhorar a eficiência estrutural da asa. Para isto, serão utilizados métodos analíticos e critérios de falha adequados aos materiais que compõe a asa.

## 3. ASA DA AERONAVE

A aeronave projetada pela equipe PAMPA é para ser operada em eventos pontuais de teste e competição. Ela tem grande parte de sua estrutura construída em madeira balsa. Dentro dos muitos componentes presentes na aeronave, a asa se destaca pois é a parte com

maior responsabilidade estrutural. O foco deste trabalho é justamente a asa apresentada na figura 3.1.

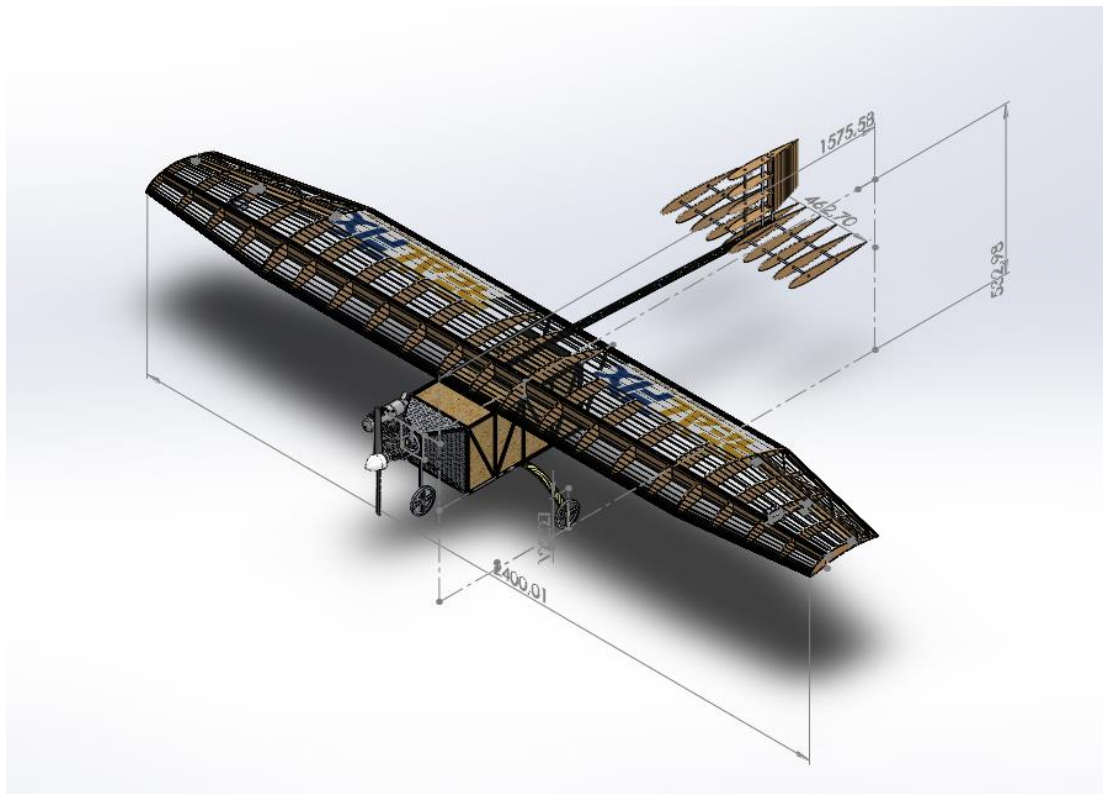


Figura 3.1 – Aeronave projetada pela equipe PAMPA

A asa da aeronave possui uma envergadura de 2400 milímetros. Com uma geometria predominante retangular (trapezoidal somente perto da ponta de asa), ela é constituída estruturalmente de uma longarina e várias nervuras (ver figura 3.2). As nervuras simplesmente recebem solicitações e as descarregam na longarina, que é o componente principal da estrutura, responsável por resistir a todos os esforços oriundos da distribuição de pressão. A longarina, por sua vez, tem formato do tipo caixão, e é formada por madeira balsa e reforços de material compósito de fibra de carbono e resina epóxi (ver figura 5.1).

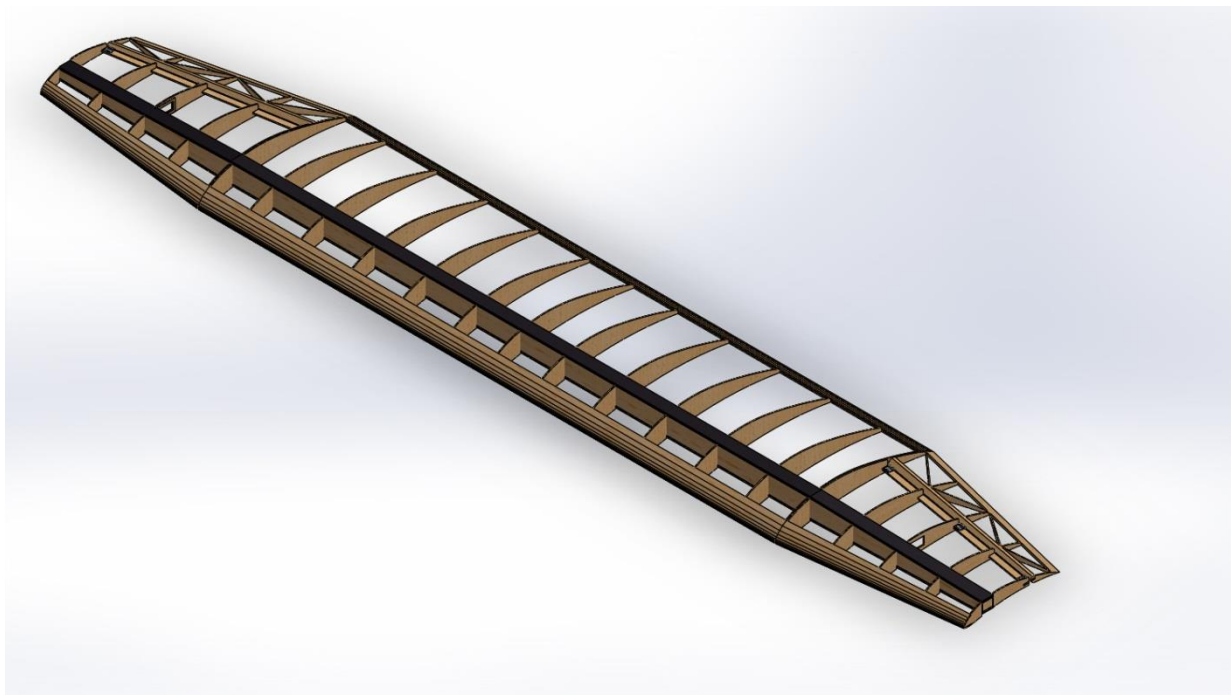


Figura 3.2 – Asa inteira com sua longarina e nervuras

Os materiais da asa utilizados neste estudo têm as propriedades mecânicas apresentadas na tabela 3.1, cujos valores foram informados pela equipe de projeto.

Tabela 3.1 – Propriedades Mecânicas dos materiais da asa utilizados

Material	Resistência a tração (MPa)	Resistência a compressão (MPa)	Resistência ao cisalhamento (MPa)	Módulo de Elasticidade (GPa)	Densidade (g/cm <sup>3</sup> )
Madeira	14	12	2	3.3	0,15
Fibra de carbono+epoxi	1500	1200	70	135	1,60

## 4. REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

### 4.1 Os Materiais Compósitos

Os materiais compósitos, ou compostos, levam este nome porque são constituídos de dois ou mais materiais de naturezas distintas. A razão desta combinação, que dá origem ao material final, é que, quando bem projetado, ele possui as melhores propriedades de cada um dos seus componentes e ainda algumas propriedades que nenhum possui isoladamente, ou seja, podem surgir características superiores para determinada aplicação neste material resultante. Algumas das características que podem ser melhoradas, apresentadas por Jones, 1999 são: resistência mecânica, rigidez, peso, vida em fadiga, tenacidade, condutividade térmica e resistência ao desgaste. No entanto, muitas vezes uma propriedade conflita com a outra, não podendo ser aperfeiçoadas simultaneamente. De fato, a ideia é se projetar um material para um uso específico, se apontando para melhorar propriedades específicas. Estes materiais são combinados de forma macroscópica, diferenciando-se de outras formas de vinculação como as ligas metálicas que são macroscopicamente homogêneas. Uma

característica típica dos materiais compósitos é a possibilidade de se identificar seus componentes a olho nu.

Existem quatro tipos de compósitos, classificados por Jones, 1999, mais comumente aceitos. Estes são:

- a) Materiais compósitos fibrosos: Consistem de fibras numa matriz.
- b) Materiais compósitos laminados: Consistem de camadas de diversos materiais.
- c) Materiais compósitos particulados: Consistem de partículas numa matriz
- d) Combinações dos apresentados acima.

É constatado que fibras de vários tipos de um material propiciam maior rigidez e resistência mecânica que o material na sua forma sólida e pura. O vidro, por exemplo, sabe-se que tem uma fratura precoce devida a tensões baixas de aproximadamente 20 MPa. Já a fibra de vidro, tem uma fratura com solicitações muito mais altas, resistindo a tensões de até 7000 MPa. Esta diferença se deve a que a fibra possui uma estrutura interna melhor organizada, com seus cristais alinhados ao eixo principal da mesma e com menos defeitos internos que o material na sua forma de organização interna tridimensional (maciça).

As fibras são as responsáveis por conferir ao material as propriedades desejadas como rigidez e resistência. Quando solicitado o material, elas é que vão responder com estas características. Podem estar dispostas de diversas maneiras, formando diferentes estruturas. Existem fibras unidirecionais, que se orientam ao longo de uma só direção; bidimensionais, que se orientam segundo duas direções ortogonais; e também existem as fibras que se orientam aleatoriamente. No caso estudado neste trabalho, o material compósito é do tipo fibroso, com a disposição das fibras unidirecional.

Como explicado por Jones, 1999, esta capacidade superior dos materiais em forma de fibras, só resulta útil se as mesmas podem ser vinculadas de modo a formar um elemento estrutural sobre o qual possam ser aplicadas cargas. O material que efetua esta vinculação é chamado de matriz. Esta matriz transfere as solicitações mecânicas às fibras e também as protege do meio externo.

#### 4.2 A norma FAR23

Os regulamentos federais de aviação, ou FARs, são uma parte do Código de Regulamentos Federais (CFR). São emitidos pela Administração Federal de Aviação dos Estados Unidos, que governa toda atividade de aviação no país. Nestes regulamentos, estão registradas as mais diversas atividades da área. O objetivo é promover a segurança na aviação, poupando as partes envolvidas, de riscos desnecessários. As FARs estão divididas em seções de acordo ao assunto que tratam. Dentro destas seções, encontra-se a de número 23 [F.A.A., 2002].

A FAR23 (2002) contém requisitos para aeronaves normais, de utilidade, acrobática, e transporte regional, onde cada tipo de aeronave requer diferentes coeficientes de segurança. Estes requisitos são padrões de aeronavegabilidade, necessários para garantir uma operação segura da aeronave. A norma abarca várias áreas tais como: procedimentos de emergência, sistemas de pressurização e oxigênio, e cargas estruturais. Por exemplo, de acordo à categoria, cada aeronave possui um máximo peso aceitável para decolagem.

A norma prevê diversas manobras da aeronave que majoram as cargas estáticas sobre as estruturas. Na análise estrutural de asa realizada neste trabalho, se leva em consideração a subparte C da norma que trata sobre estrutura. Esta subparte começa com a seção 23.301, referente a Cargas. Os requisitos de resistência são dados em termos de uma carga limite e uma carga última. Como é de se esperar, um projeto de asa deve verificar que a mesma suporte as cargas mais críticas que possam ocorrer. Vale citar que, a pior carga, segundo a

norma, é justamente a carga limite, e a carga última é a limite multiplicada por um fator de segurança. Caso não informado um outro fator específico, adota-se um fator igual a 1,5.

Sabe-se que o contato de um meio em movimento, como o ar, com uma superfície da aeronave gera uma distribuição determinada de pressões que não é uniforme. Assim, a norma estabelece que deve ser distribuído o carregamento da maneira mais próxima possível às condições reais. E se deflexões devidas ao carregamento, causam diferenças consideráveis na distribuição de cargas, então estas diferenças devem ser levadas em consideração também.

Segundo a norma, F.A.A., 2002, a estrutura deve ser capaz de resistir à carga limite sem apresentar uma deformação permanente. Isto porque deseja-se garantir que dentro desta faixa de carregamentos, não vá haver uma deformação que interfira com a operação segura da aeronave. Deve ser possível, também, comportar a carga última sem apresentar falhas por, pelo menos, 3 segundos. Falhas locais e instabilidades da estrutura somente são permitidas se ela é capaz de resistir à carga última pelos 3 segundos.

Na análise estrutural, primeiro deve se chegar às cargas limites e últimas necessárias para a verificação da longarina da asa. Como a carga última depende da limite, deve-se focar os esforços em encontrar a segunda. Para chegar a tal valor, na norma FAR23 (2002), seção 23.321, se apresentam os chamados fatores de carga. Os fatores de carga são a razão entre a força aerodinâmica agindo verticalmente, e o peso total da aeronave. Para se encontrar a carga limite, é necessário considerar as piores situações de solicitação. Existem diversas possíveis instâncias na operação dos diferentes tipos de aeronave, que determinam qual é esta situação crítica. A mais relevante, que cabe à todos os casos possíveis, é a situação limite de manobra da aeronave. Isto é, levar em conta os fatores de carga a serem usados para expressar como as manobras de uma aeronave provocam um aumento na força aerodinâmica. Também existem instâncias como: Voo assimétrico devido a mais de um motor, uso de superfícies de alta sustentação como flaps ou ainda forças adicionais devidas a manobras acrobáticas. Para o caso deste trabalho, resulta mais importante considerar os fatores de carga devidos às manobras normais da aeronave.

A FAR23 especifica que para aeronaves normais e de transporte regional, o fator de carga  $n$ , não deve ser menor do que:

$$n = 2,1 + \frac{24000}{W + 10000} \quad (4.1)$$

Onde  $W$  (lb) é o máximo peso de projeto para decolagem.

Para aeronaves de utilidade deve ser  $n=4,4$ . Para acrobáticas deve ser de  $n=6,0$ . O envelope de carga da aeronave contempla fatores negativos devido a algumas manobras que poderiam inverter as solicitações em voo. A análise foi realizada para a máxima velocidade de operação que proporciona um fator positivo que é igual a 4,4. Os valores de  $n$  negativo para manobras não deverão ser menores que:

- 0.4 vezes o fator positivo para aeronaves normais, regionais e de utilidade
- 0.5 vezes o fator positivo para aeronaves acrobáticas.

#### 4.3 Métodos de Cálculo

Para realizar uma análise estrutural, é necessário se determinar quão resistente deve ser a estrutura a ser projetada. Isto se traduz em: quão importante é a resistência da estrutura quando comparada com o seu custo. Assim, o problema se observa do ponto de vista das solicitações, do ponto de vista da resistência oferecida pelo material, e para unir as duas: seleciona-se um critério de falha adequado aos mecanismos de falha existentes no material e os previstos pela norma.

A análise das tensões numa longarina de asa é um problema frequente na aeronáutica.

Este é um processo que passa primeiro pela determinação do momento fletor, torção e esforço cortante ao longo da viga, para depois descobrir as tensões nos pontos de interesse (pontos críticos).

Uma vez encontrados os esforços e tensões atuantes, verifica-se que a estrutura não falhe. Um dos modos mais frequentes em aeronaves é o de falha por fadiga. As partes estruturais das aeronaves estão dimensionadas de forma que as tensões estáticas fiquem abaixo de um máximo admissível. Todavia, neste tipo de aeronave abordada no trabalho, a fadiga não representa um grande problema, pois esta é projetada para alguns poucos voos. Finalmente, se decide concentrar a análise somente na falha por tensão estática máxima do material, utilizando o fator da norma da F.A.A., 2002, que é o método comumente empregado nestas aeronaves.

Segundo Raymer, 1992, as teorias estruturais de viga (analíticas) para encontrar tensões vêm sendo, cada vez mais, deixadas de lado no cálculo de estruturas aeronáuticas. No seu lugar, se utiliza mais frequentemente uma análise numérica pelo Método de Elementos Finitos. Este método visa dividir a estrutura em inúmeros elementos analisando-os individualmente para chegar a uma solução global. Ele possui vantagens como a possibilidade de descrever melhor os detalhes e analisar comportamentos mais complexos e difíceis de ser modelados analiticamente. Contudo, neste tipo de aeronave os métodos de cálculo analítico são bem aceitos e constituem uma análise estrutural interessante para o trabalho. As incertezas que possa haver são devidas exclusivamente a considerações feitas no modelo e não a aproximações inerentes à discretização e modelamento, existentes no método de elementos finitos. A longarina é o principal componente estrutural da asa em questão e esta pode ser modelada matematicamente como uma viga sem grandes simplificações geométricas e de carregamento.

#### 4.4 Critérios de Falha

Para verificar se a estrutura tem o desempenho desejado, sem apresentar falha, deve se escolher um critério de falha. Existem diversos critérios desde os de máxima tensão e deformação até critérios interativos mais complexos. Nesta revisão, serão apresentados cinco critérios descritos por Jones, 1999, levados em conta neste trabalho:

##### 4.4.1 Critério da Tensão Máxima:

Neste critério, avalia-se individualmente a resistência em cada um dos eixos principais do material. Como este compósito é fibra unidirecional de carbono, se avalia o sentido longitudinal e transversal das fibras. Para isto, deve-se fazer uma rotação do tensor para encontrar as tensões nestas direções. Considera-se que não há interação entre os modos de falha. Assim, se avalia que as tensões normais estejam entre as resistências máximas de tração e compressão, e que a tensão cisalhante seja menor em módulo à resistência de cisalhamento do material.

##### 4.4.2 Critério da Deformação Máxima:

Este método é muito similar, em sua base teórica, ao anterior. Enquanto um identifica a condição de falha através da tensão de ruptura do material, o outro a identifica através da deformação. O equacionamento deste método inicia do mesmo modo que o anterior, através do cálculo das tensões na direção principal do material. Logo depois, são usadas as relações constitutivas do material para poder encontrar os valores de deformação. Estes valores de deformação são comparados com as deformações máximas encontradas no limite da fratura do material. Existem os limites de deformação para cada tensão normal e para a cisalhante. A diferença fundamental entre este critério e o anterior é a inclusão do efeito Poisson. No cálculo da deformação a partir da tensão, se inclui a deformação perpendicular.

#### 4.4.3 Critério de Tsai-Hill:

Até o momento, têm-se critérios que analisam as tensões equivalentes independentemente. A partir deste critério, se explicarão outros que levam em consideração a interação entre as tensões presentes e que por isso são chamados de Critérios Interativos. O de Von Mises, ou da energia de distorção é um método que considera esta interação porém está voltado para materiais metálicos já que considera isotropia nos mesmos. Para voltar o estudo a materiais compósitos, deverá ser usado um critério que considere a ortotropia deste tipo de material. No critério de Tsai-Hill, o equacionamento refere-se à energia para mudar o volume do sólido e não para sua distorção. Muitos autores confundem isto porque, para materiais ortotrópicos, a variação de volume sempre acarreta distorção. As tensões usadas como resistências à falha são tensões de ruptura e não de escoamento como no caso de Von Mises. Numa só equação tem-se um critério completo que considera diversos mecanismos de falha e, portanto, não é preciso considerar 3 como nos métodos anteriores. Somente deve ser observado se está se avaliando o limite de tração ou compressão, para substituir o valor adequado no parâmetro de resistência. Sua curva de falha no plano é uma elipse.

#### 4.3.4 Critério de Tsai-Wu:

Para se desenvolver um critério ainda mais preciso que possuísse maior representatividade dos dados experimentais, pensou-se na adição de ainda mais termos. No critério de Tsai-Wu se tomou esta iniciativa, junto com a de representar as tensões e resistências de forma tensorial. Como resultado da operação matricial, obtêm-se termos lineares, que são úteis para representar resistências diferentes de tração e compressão, e termos quadráticos, que representam o espaço elipsoidal mencionado antes. As constantes são determinadas, como nos outros critérios, em função da resistência encontrada em experimentos e a equação final em si, é muito similar à de Tsai-Hill. Porém aqui existe um termo que não é igualmente determinado e que precisa de um teste biaxial para ser determinado. Os testes para obter um resultado confiável geralmente são caros e difíceis e este termo parece ter pequena influência nos resultados finais, sendo algumas vezes desconsiderado. Este método, assim, possui uma capacidade superior de representar dados experimentais devido ao seu termo adicional; sua natureza tensorial apresenta propriedades de simetria, facilitando algumas operações matemáticas e interpretações gráficas de resultados.

#### 4.4.5 Critério de Hoffman:

O critério de Hoffman é basicamente uma extensão do de Tsai-Hill. Numa primeira vista na sua equação, se observam algumas constantes a mais em termos lineares adicionais. Esta adição de termos melhora a qualidade do método. O motivo para adição dos termos é levar em consideração a diferença que possa haver entre a resistência à compressão e à tração. Em todas as constantes, inclusive naquelas já presentes no critério de Tsai Hill, existe lugar para se introduzir as duas resistências. Isso o torna um método mais completo e de certa forma mais simples para fins de projeto, já que numa só equação tem-se descrito completamente o comportamento do material. Igual ao critério de Tsai-Hill, sua curva de falha no plano é uma elipse. Apenas que ao levar em conta a diferença das resistências a tração e compressão, ela está deslocada da origem. No caso de resistências iguais, a elipse retorna a origem e chega-se de volta ao critério de Tsai-Hill.

Dentre os critérios de falha para materiais compósitos revisados, foi selecionado aquele que pareceu mais apropriado. Os primeiros dois critérios analisados, os da máxima tensão e máxima deformação focam-se no mesmo princípio. Analisando individualmente a resistência em cada direção, as desvantagens são evidentes: São métodos que não consideram em nenhum momento a interação entre diferentes tensões. Como foi demonstrado anteriormente,



numa longarina de aeronave, atuam diversas tensões que atuam conjuntamente na estrutura e não isoladamente. Se analisada a resistência uniaxial de um material compósito em função do ângulo da solicitação, constata-se uma forte inadequação destes critérios para representar dados experimentais. Nestes métodos mais simples, precisa-se de diversas curvas para representar esta relação, cada uma avaliando uma resistência. Para cada trecho de variação angular, a curva que limita o desempenho do material é a de menor magnitude. Assim, a curva total, de todos os trechos, é a união de todas estas curvas de menor resistência. Devido às diferentes inclinações de cada uma delas, observam-se intersecções de derivada descontínua. Este comportamento não se observa nas curvas experimentais e por isso estes critérios são distantes da realidade.

Os critérios que consideram a interação entre tensões constituem uma opção mais interessante. Dentre estes, foi escolhido o critério de Hoffman. A expressão do critério é apresentada na equação 5.4. Este é um critério que se encontra numa posição favorável para a resolução deste problema. Além de ser iterativo, ele já considera na mesma equação as diferentes resistências de tração e compressão. Ele é muito similar ao critério de Tsai-Hill, o qual foi utilizado para análise de material compósito por Sampert, 2012. Assim, ele possui uma boa concordância com dados experimentais e oferece toda a informação numa equação só. Apesar de ter sido descrito anteriormente um método mais sofisticado, que seria o de Tsai-Wu, verifica-se que ele possui a complicação de determinar um termo através de um ensaio biaxial. Este termo muitas vezes não influencia tanto no resultado sendo por isso deixado de lado por alguns autores, segundo Jones, 1999, e o ensaio para determiná-lo é complicado e caro. Por isso, decidiu-se que não valia a pena passar para este último critério, já que o de Hoffman oferecia qualidade suficiente.

## 5. METODOLOGIA

Para análise estrutural da asa, se modelou a mesma como uma viga engastada, conforme figura A1.1, no apêndice. Os engastes se localizam a 112 mm do eixo longitudinal central da aeronave, deixando cada semi-asa com um comprimento de 1088 milímetros. A viga possui um perfil do tipo caixão, com reforços a base de fibra de carbono na borda superior e inferior que podem ser observados na figura 5.1. A ideia é que estes reforços absorvam bem a flexão devido à sustentação, que é a solicitação mais importante que se espera no membro.

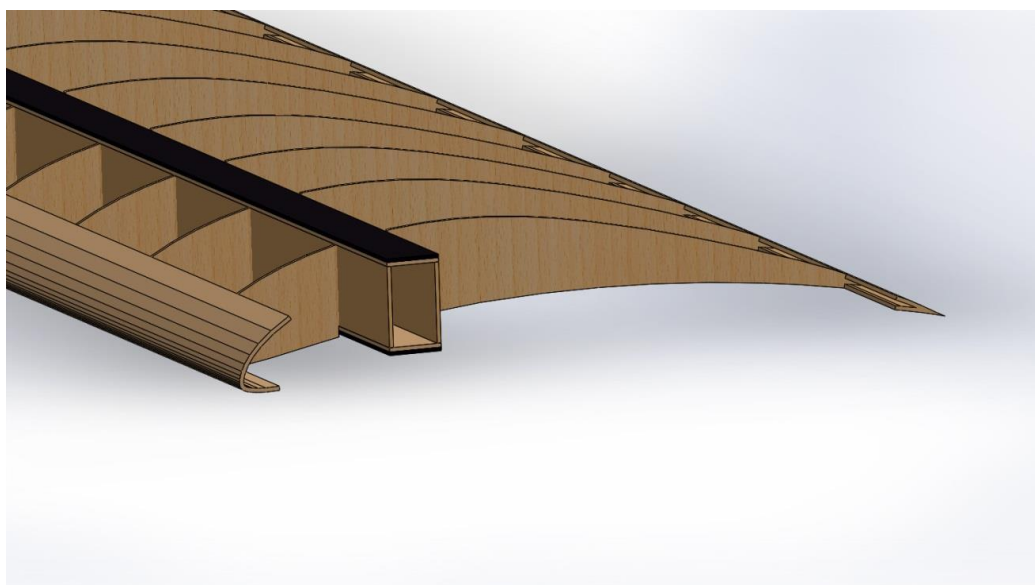


Figura 5.1 – Extremidade da asa e da longarina

O carregamento principal a ser considerado nesta análise é o devido à sustentação da asa. Por isso foi tomado um cuidado especial na sua representação, de modo a cumprir com o quesito da FAR23 (2002) que estabelece que a distribuição deste carregamento deve ser modelada da forma mais realista possível. Para a distribuição se adotou o método de Schrenk que foi encontrado em diversas fontes como sendo bem aceito para cálculos deste tipo, (Santos et al., 2011). O método afirma que a distribuição de sustentação numa asa não elíptica pode ser aproximada por uma média da distribuição elíptica e da distribuição relativa à geometria da asa em questão. Esta asa, conforme já comentado, possui uma geometria que é retangular em sua maior parte (aproximadamente 60% da mesma), com uma geometria trapezoidal próximo às pontas. Assim, no método de Schrenk se utilizou uma distribuição retangular em média com a elíptica. Com isso, se deixou o cálculo mais conservativo (porque a distribuição retangular tende a elevar a média perto das pontas, aumentando o momento resultante no engaste).

O valor de carga distribuída, para efeitos de cálculo, é o decorrente da aplicação dos fatores de carga e segurança estabelecidos pela FAR23 sobre o peso total da aeronave. As curvas de esforços decorrentes da distribuição de carga também foram encontradas para poder fazer uma determinação precisa de qual seção analisar ao longo da viga.

A distribuição é apresentada, na figura 5.2, num gráfico com 3 curvas que ilustram a aplicação do método de Schrenk. Dentre elas, pode se observar a curva elíptica que começa em 0 no extremo da asa e atinge seu valor máximo no engaste da longarina; a reta que supõe uma distribuição constante ao longo da asa e finalmente a curva de distribuição média entre uma e a outra.

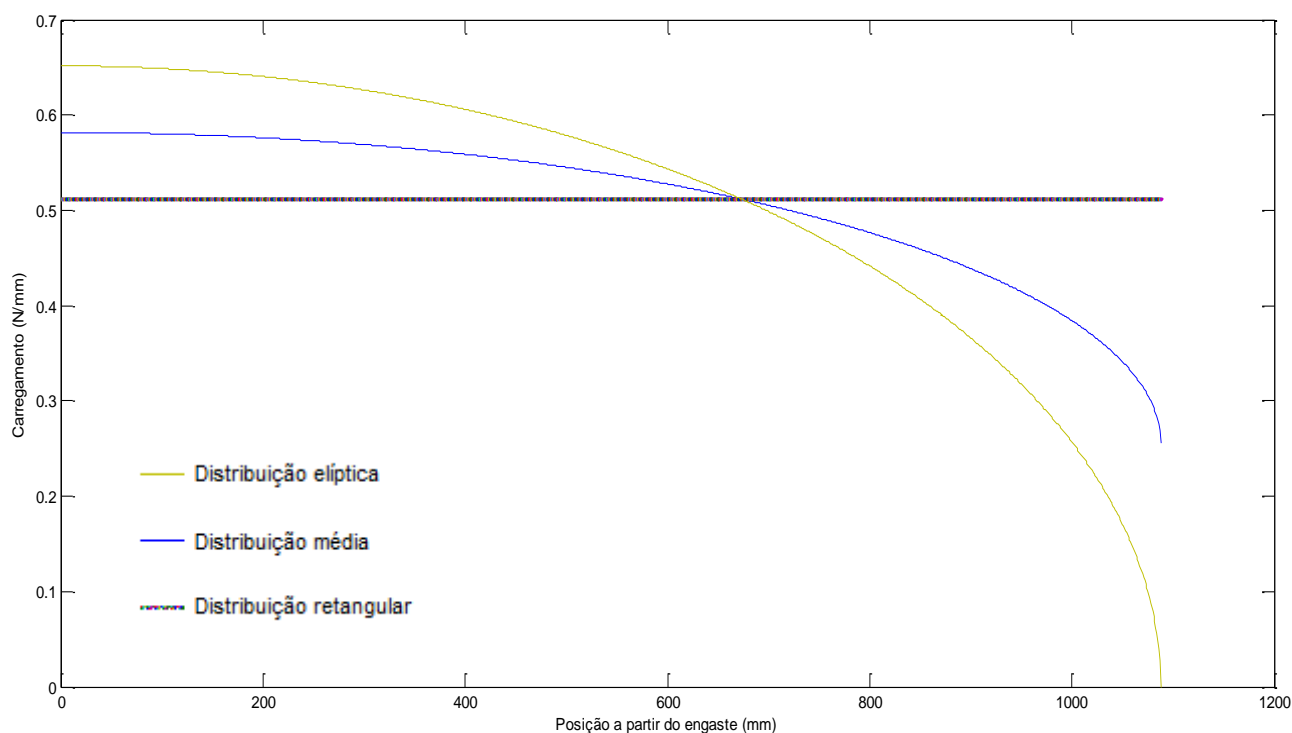


Figura 5.2 – Gráfico da distribuição de carga ao longo da semi-asa

Integrando-se a curva média no domínio da semi-asa, encontra-se o máximo valor de cortante, que deve ser igual à metade da carga distribuída em toda a asa. Ainda, com a integral definida tem-se a distribuição de esforço cortante com seu máximo no engaste. A condição de

cortante nula no extremo da asa e máximo no engaste foi utilizada para determinação da constante de integração, resultando na seguinte curva:

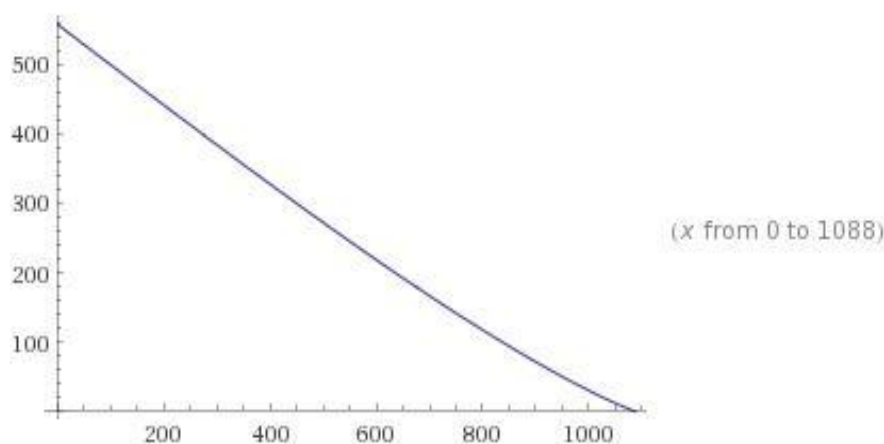


Figura 5.3 – Distribuição de esforço cortante ao longo da semi-asa.

Da mesma forma, integrando a curva de esforço cortante no domínio da semi-asa, encontra-se o máximo momento fletor. Sabendo que o mesmo deve ocorrer no engaste da asa e que deve ser nulo na ponta, encontra-se a segunda constante de integração. A integral indefinida proporciona a curva de momento fletor que tem a seguinte distribuição:

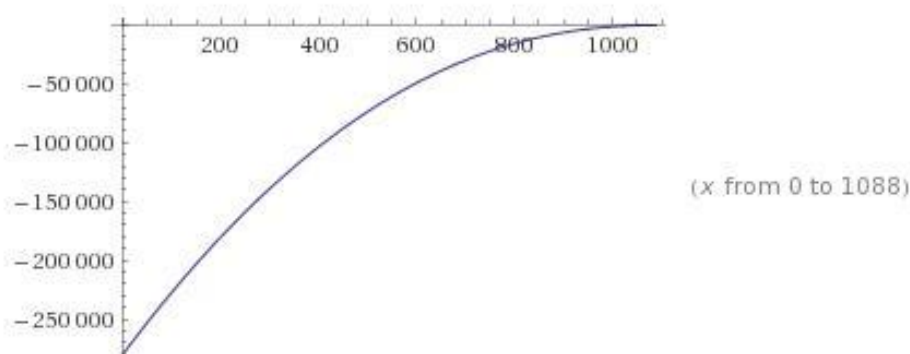


Figura 5.4 – Distribuição do momento fletor ao longo da semi-asa.

A partir destas três curvas representadas nas figuras 5.2-4, pode-se obter o valor dos esforços principais esperados devido à sustentação em qualquer ponto ao longo da asa. Deve-se notar que a escolha de calcular a equação dos esforços internos sobre a asa devido à sustentação, em vez do cálculo destes apenas na raiz da asa, é devido à possibilidade de dimensionar a longarina ao longo da asa.

Porém, além dos esforços devido à sustentação, devem ser considerados aqueles devidos ao arrasto e torção, que são de origem aerodinâmica. Foram considerados dois tipos de arrasto, conforme Raymer, 1992; o induzido e o parasita. O induzido, também chamado de arrasto devido à sustentação, se deve aos vórtices que ocorrem na ponta da asa devido à diferença de pressão entre a parte superior e inferior da mesma. O parasita, por sua vez, ocorre pela distribuição de pressões ao longo do perfil e pelas tensões de cisalhamento do ar escoando através do aerofólio. Este último não está ligado à sustentação porque não precisa

de uma diferença entre a pressão superior e inferior para ocorrer. O arrasto induzido aumenta com o ângulo de ataque da asa, que geralmente vem acompanhado de uma menor velocidade; contudo, o arrasto parasita aumenta com a velocidade, que vem acompanhada de um baixo ângulo de ataque. Considerando os valores de arrasto calculados no projeto da aeronave para cada ângulo de ataque e sua velocidade, se observou que os valores de arrasto induzido são mais significativos e por isso se analisa o seu caso mais crítico.

Por último, é importante considerar que devido à distribuição de pressões ao longo do perfil utilizado na asa, conforme a figura 5.5, surge um momento que se apresenta como torção ao longo da viga em estudo. Este momento pode ser concentrado no centro de pressão do perfil. Nesta aeronave, a longarina está coincidente com este centro de pressão e por isso pode-se usar diretamente o valor obtido para este perfil.

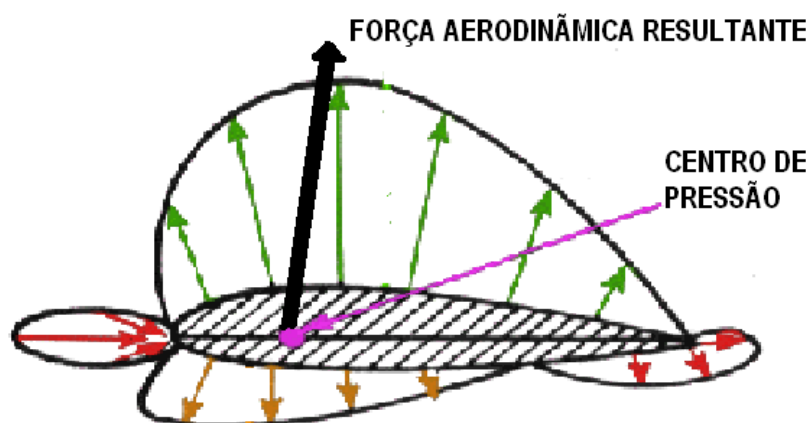


Figura 5.5 – Perfil com distribuição de pressões

Os valores de arrasto e de momento torção recebidos do projeto geral do produto, são os totais e máximos que ocorrem sobre a asa. O valor de arrasto total é o concentrado no meio da asa, e o valor do momento é o concentrado no engaste tornando a análise conservativa. Estes não foram distribuídos pois não são tão significativos para o dimensionamento do reforço de carbono e são suficientes para analisar as tensões na raiz da asa.

Assim, com estes dados, podem-se determinar todos os esforços necessários, eles são:

- Momento fletor devido à sustentação
- Esforço cortante devido à sustentação
- Momento fletor devido ao arrasto
- Esforço cortante devido ao arrasto
- Momento torção

Uma vez que o perfil da longarina não recebe reforços de fibras em todos os seus lados, todos os esforços citados acima serão considerados. Como pode ser deduzido “a priori”, os pontos críticos irão ocorrer no engaste, próximo à fuselagem central da aeronave. Por isso, esta foi a posição escolhida para análise da seção.

Neste trabalho será utilizado o princípio da superposição, onde cada esforço irá ocasionar uma contribuição de tensão. Observando a distribuição das várias tensões presentes neste caso, decide-se examinar detalhadamente 5 pontos da seção: 2 deles sobre fibra de carbono, e outros 3 sobre a madeira, onde aplicou-se um critério de falha apto para a fibra de carbono e madeira (ver figura 5.6).

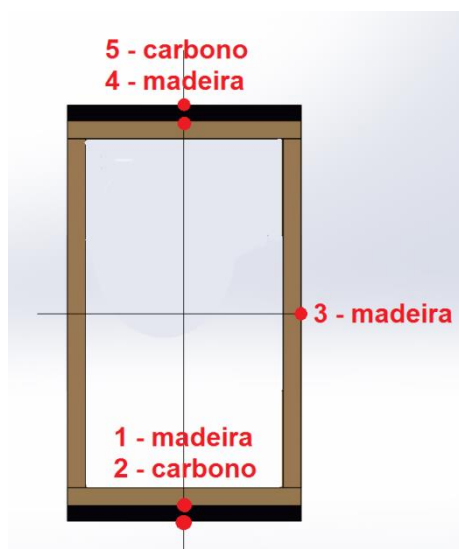


Figura 5.6 – Pontos para análise de falha

Sem dúvida, a maior força aerodinâmica que age sobre a asa é a de sustentação. Considerando-se uma viga longa, e utilizando a teoria estrutural de vigas sob flexão, a tensão axial devido ao momento produzido pode, segundo Popov, 1968, ser definida através da equação:

$$\sigma_{xx} = \frac{M_z \cdot y}{I_{zz}} \quad (5.1)$$

onde  $M_z$  é o momento fletor no engaste,  $y$  é a distância vertical do ponto analisado até a linha neutra, e  $I_{zz}$  é o momento de inércia em torno do eixo  $z$ . Como a seção da viga possui um reforço com diferente material, irão se desenvolver tensões diferentes em cada um dos materiais presentes. Sendo importante considerar que  $y$  assumirá um valor de acordo ao ponto da seção onde se deseja encontrar a tensão.

Primeiramente, o momento de inércia foi calculado levando em conta as contribuições de cada um dos materiais presentes na seção. Para isso, usou-se o método das seções transformadas [Popov, 1968]. Neste método, busca-se descrever a seção com um só material, mas com uma seção equivalente ao caso original de dois materiais. No método das seções transformadas adota-se um único material para a seção e modificam-se as partes que forem construídas de outro material. A modificação se faz em proporção à rigidez de cada material, alterando a dimensão paralela ao eixo neutro da flexão considerada. Assim, se uma região da seção da viga construída em fibra de carbono é transformada a madeira, a dimensão deve aumentar consideravelmente. Uma alternativa, não utilizada aqui, seria utilizar o método da rigidez equivalente. Com o método das seções transformadas, obtém-se o momento de inércia somando a contribuição da região mantida e da modificada. Para calcular a tensão através da equação 5.1, deve-se escolher a posição a partir da linha neutra desejada e sempre levar em conta em qual material está se trabalhando. Se a tensão encontrada for sobre as fibras de carbono, a tensão encontrada deverá ser multiplicada pela razão de rigidez dos materiais, já que as tensões serão bem maiores no material mais rígido. Assim, na fronteira de um material com o outro, se observa um salto na distribuição de tensões. O momento devido à sustentação tende a fletir a viga para cima, gerando uma compressão acima da linha neutra e uma tração

abaixo. Na posterior verificação de falha, os sinais dos valores de tensão devem ser usados adequadamente segundo a posição do ponto de análise, em relação à linha neutra.

No cálculo das tensões de flexão causadas pela força de arrasto, a seção modificada servirá somente para o cálculo do momento de inércia equivalente. A tensão sobre a madeira, por sua vez, será calculada através da equação 5.1 já que nas superfícies laterais só existe um ponto de interesse que é madeira. Esperam-se valores bem menores nesta flexão e por isso não foi necessário adicionar reforços nestas superfícies também.

No cálculo das tensões de cisalhamento devido às cargas de sustentação e arrasto foi utilizado o método da rigidez equivalente para levar em conta a influência dos reforços de fibra de carbono. Segundo Raymer, 1992, as tensões de cisalhamento são absorvidas pelas almas das vigas, sendo desprezível o cisalhamento encontrado nas mesas. De fato, fazendo-se a aproximação apresentada por Popov, 1968, de calcular a tensão de cisalhamento como sendo o cortante sobre a área da alma, foi obtido um resultado muito similar ao real. De qualquer forma, preferiu-se utilizar a fórmula geral do cisalhamento através da rigidez equivalente.

$$\tau = \frac{V.Q}{\langle EI \rangle . t} \quad (5.2)$$

onde  $\tau$  é a tensão cisalhante no plano YZ, V é o esforço cortante, Q é o momento estático, o produto EI é a rigidez equivalente e t é a espessura da parede.

Finalmente, para calcular as tensões de cisalhamento devido à torção no perfil, se assume uma viga com seção de paredes finas. Nesta teoria se assume que a distribuição da tensão de cisalhamento através da espessura da parede tem um fluxo constante. Desta forma pode se aplicar a seguinte equação que facilita consideravelmente o procedimento de cálculo:

$$\tau_{\Theta} = \frac{T}{2.Am.t} \quad (5.3)$$

Onde  $\tau_{\Theta}$  é a tensão de cisalhamento, T é o momento torçor e Am é a área dentro do perímetro localizado na metade da espessura da parede.

A partir da equação original do critério de Hoffman, se realizaram algumas simplificações que cabem ao caso tratado, como por exemplo assumir que não existiria outra tensão axial que não seja ao longo do eixo longitudinal da viga. Outra simplificação se consegue assumindo isotropia no plano y-z (apesar das fibras possuírem diferentes propriedades a 0° e 90°, as propriedades são as mesmas ao longo do eixo z ou y, já que qualquer um dos dois faz 90° com o eixo x).

Assim, a expressão à que se chega é a seguinte:

$$\frac{-\sigma_1^2}{X_c.X_t} + \sigma_1 \frac{X_c + X_t}{X_t.X_c} + \frac{\tau_{12}^2 + \tau_{13}^2}{S^2} \quad (5.4)$$

Onde  $\sigma_1$  representa a tensão axial na direção principal da viga, Xc e Xt as resistências a compressão e tração, respectivamente,  $\tau_{12}$  e  $\tau_{13}$  representam as tensões de cisalhamento no plano da seção da viga, e S a resistência ao cisalhamento.

## 6. RESULTADOS

Com as equações apresentadas na seção 5, foi possível determinar todos os valores de tensão nos pontos da seção analisada através de sua superposição. Após a determinação do estado de tensões nos pontos analisados na seção da viga, aplicou-se o critério de Hoffman em cada um deles. A tabela 6.1 mostra os resultados para os 5 pontos em estudo.

Tabela 6.1 – Resultados da Análise

Ponto	Material	Tensor (MPa)	Valor de Hoffman	Situação
1	Madeira	$\begin{bmatrix} 1,78 & 0 & 2,20 \\ 0 & 0 & 0 \\ 2,20 & 0 & 0 \end{bmatrix}$	1,2152	Falha
2	Carbono	$\begin{bmatrix} 78,83 & 0 & 0,53 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0,53 & 0 & 0 \end{bmatrix}$	-0,0096	Não Falha
3	Madeira	$\begin{bmatrix} -0,56 & 4,86 & 0 \\ 4,86 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$	6,5744	Falha
4	Madeira	$\begin{bmatrix} -1,78 & 0 & 2,12 \\ 0 & 0 & 0 \\ 2,12 & 0 & 0 \end{bmatrix}$	1,1590	Falha
5	Carbono	$\begin{bmatrix} -78,83 & 0 & 0,53 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0,53 & 0 & 0 \end{bmatrix}$	0,0166	Não Falha

As tensões axiais devidas à flexão, que eram de maior preocupação por parte do grupo de projeto, foram bem absorvidas pela fibra de carbono, chegando inclusive a estar superdimensionado o projeto neste quesito. Porém, foram as tensões cisalhantes provenientes da sustentação da aeronave, junto com aquelas causadas pelo momento torçor, que levaram à pior falha. As tensões encontradas principalmente no ponto 3, sobre a madeira, foram as mais críticas, já que as duas resultaram agindo na mesma direção, originando uma tensão de cisalhamento bastante superior à resistência da madeira.

Observou-se que variando a espessura da parede da viga, os valores das tensões cisalhantes que causaram a falha se reduzem consideravelmente. Foi desta forma que se concluiu qual seria a solução para o projeto da equipe. Se sugeriu um aumento na espessura de parede a fim de possibilitar o bom desempenho da estrutura. Conforme mostrado no apêndice em mais detalhe, primeiro se aumentou a espessura de 2,3mm para 4, e se observou que a estrutura ainda falharia, embora por bastante menos do que na primeira opção. Isto sugeriu a idéia de que variações na mesma ordem de grandeza na espessura, podiam levar ao resultado esperado. No final, conseguiu-se um estado favorável para uma espessura de 4,7 mm, que se recomendou à equipe de projeto. O peso adicional pela adição de madeira balsa é mínimo e não apresenta influência no resultado da análise.

Ainda, como resultado da verificação se sugere modificar a extensão da aplicação de fibra de carbono como reforço na viga ao longo da asa. Nos pontos da faixa de reforço estudados, constata-se um superdimensionamento em relação às tensões. A fibra de carbono possui um peso específico maior que a madeira balsa e portanto, a pesar do aumento da

espessura da parede da viga, estaria se reduzindo o peso. Assim, aplicando a equação de momento 5.1 e isolando para obter o momento em função da tensão, descobre-se que o máximo momento que a madeira consegue resistir sem os reforços de carbono é de 132,69 N.m. Assim, utilizando a distribuição de momento apresentada anteriormente nas curvas, encontra-se uma posição onde é possível indicar interromper o reforço devido apenas ao esforço de flexão e deixar somente a madeira. Esta posição é a 330 mm do engaste da asa. Porém, a análise completa da seção neste ponto é necessária.

## 6. CONCLUSÕES

A partir da configuração de asa escolhida pela equipe de projeto foi realizada a análise estrutural obtendo resultados que permitiram verificar e melhorar o projeto inicial da aeronave. Através deste estudo, foi possível uma boa familiarização com o conceito de materiais compósitos, assim como com os métodos apropriados para sua análise. Os resultados mostraram que, na configuração estudada, os esforços internos de cisalhamento são tão importantes quanto os esforços axiais. Estes geralmente são desconsiderados, porém, neste estudo, foram decisivos para verificar a funcionalidade estrutural da asa. Conclui-se assim que a atenção não deve ser voltada somente para a tensão axial de flexão. Inclusive, os reforços de material compósito são necessários somente próximo ao engaste da viga. Por fim, neste trabalho cumpriu-se o objetivo de determinar se a estrutura cumpre sua funcionalidade mecânica, e ainda se gerou resultados importantes para auxiliar a equipe de AeroDesign no desenvolvimento do seu novo projeto.

## REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION; **“Federal Aviation Regulations, Part 23 Airworthiness standards: normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes”**, U.S.A, 2002.

Jones, R. M.; **“Mechanics of Composite Materials”**, Taylor & Francis, 2<sup>nd</sup> edition, 1999.

Popov, E. P.; **“Introduction to Mechanics of Solids”**, Prentice-Hall, 1<sup>st</sup> edition, 1968.

Raymer, D. P.; **“Aircraft Design: A conceptual approach”**, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2<sup>nd</sup> edition, 1992.

Santos, A. C. R.; **“Dimensionamento de uma Longarina de Seção Retangular Aplicada a Asas de Aeronaves Voltadas para a Competição SAE Brasil AeroDesign”**, 39<sup>o</sup> COBENGE, Blumenau, 2011.

Sampert, F.; **“Análise de uma Longarina de Avião Acrobático em Material Compósito”**, Trabalho de Conclusão do Curso. Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2012.

Hughes, T.J.R **“The Finite Element Method: Linear Static and Dynamic Finite Element Analysis”**, Dover Publications, 2000.



## APÊNDICE I

Alguns detalhes da geometria e seção da viga, assim como da análise realizada, podem ser encontrados a continuação.

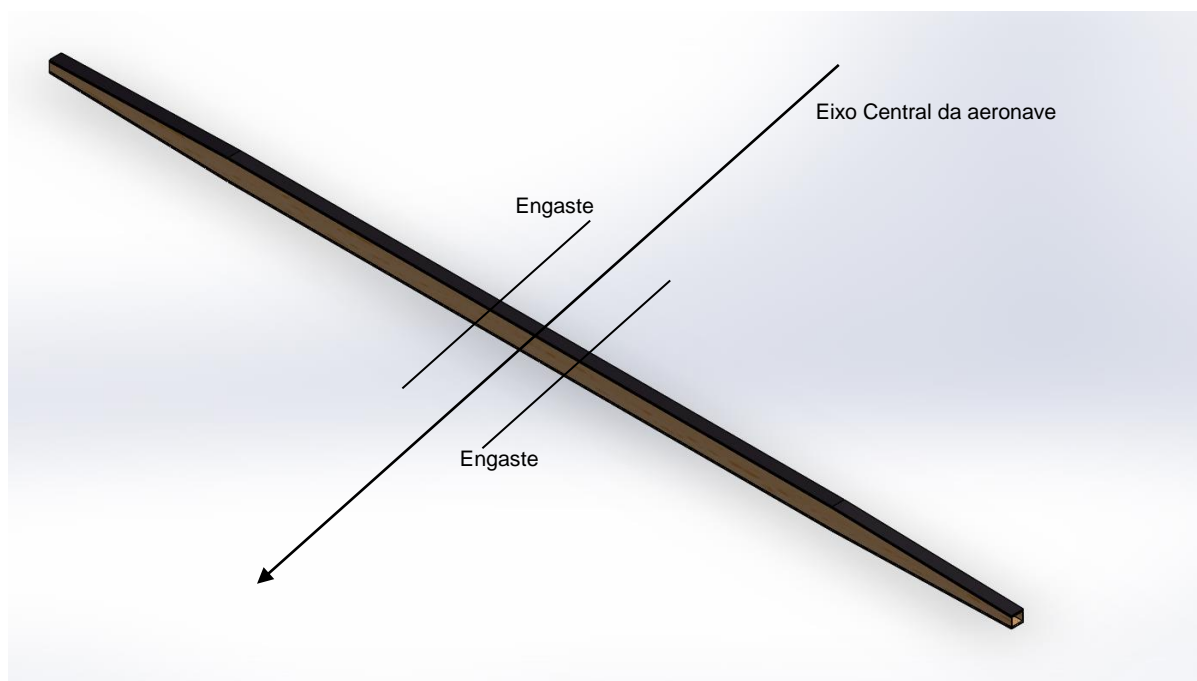


Figura A1.1 – Vista completa da longarina da asa.

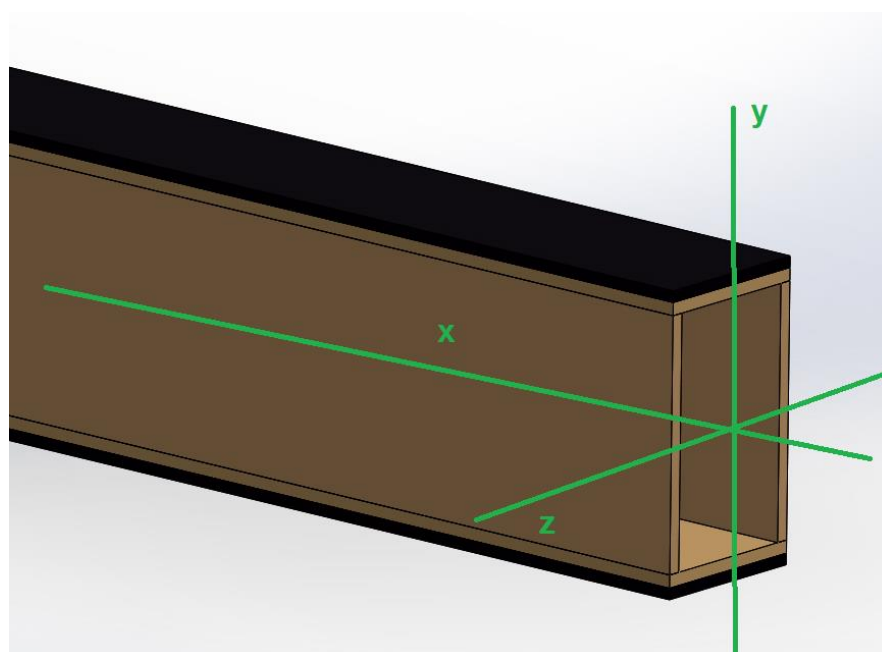


Figura A1.2 – Detalhe na extremidade da longarina

As dimensões originais da seção eram: 34,6 milímetros de base e 49,6 milímetros de altura. Com espessura de 2,3 milímetros de madeira, e nos flanges superiores, mais 2 milímetros de fibra de carbono.

Conforme eixos apresentados na figura Al.2, O momento de inércia em relação ao eixo z é de  $3,89 \times 10^{-6} \text{ m}^4$ , e em relação ao eixo y,  $6,3481 \times 10^{-7} \text{ m}^4$ .

Nas imagens acima é possível constatar a extensão do material compósito ao longo de toda a envergadura da asa. Conforme mostrado anteriormente nos resultados da análise, todos os pontos verificados sobre este material, mostraram um superdimensionamento da estrutura. Foi isso que se motivou a redução da área reforçada por fibra de carbono. Para determinar o ponto a partir do qual poderia se retirar o reforço, se integrou o esforço cortante ao longo da viga até uma posição onde o momento resultante ainda não oferecesse risco para a madeira (ainda não tão próximo ao engaste). Assim se realizou o processo algumas vezes para chegar a uma posição bem próxima à limite.

Nos resultados apresentados na tabela Al.1, verifica-se que de fato são as tensões cisalhantes devidas à torção e sustentação da asa que causam a falha. Estas dominam o comportamento da estrutura e por isso o foco para solucionar o problema foi nelas. O resto dos termos dentro da equação de Hoffman eram muito menores.

Para encontrar esta espessura apresentada anteriormente, se realizaram 4 iterações de cálculo, observando o parâmetro de resistência ao cisalhamento na madeira, que é igual a 2MPa.

Tabela Al.1 – Determinação da espessura modificada.

Iteração	Espessura	$\tau_{xy}$ de sustentação (MPa)	$\tau_e$ de torção (MPa)	Soma (MPa)	Situação
1	2,3	2,70	2,16	4,86	Falha
2	4	1,28	1,14	2,42	Falha
3	4,6	1,09	0,96	2,05	Falha
4	4,7	1,06	0,91	1,97	Não Falha