

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

PROJETO E ANÁLISE ESTRUTURAL DE UMA LONGARINA PARA AERONAVE
AERODESIGN FABRICADA COM TÉCNICA DE ENROLAMENTO FILAMENTAR

por

Enzo Costamilan

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, junho de 2018

Projeto e análise estrutural de uma longarina para aeronave AeroDesign fabricada com a técnica de enrolamento filamentar

Por

Enzo Costamilan

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

Profª. Thamy Cristina Hayashi
Coordenador do Curso de Engenharia

Mecânica

Área de Concentração: **Mecânica dos Sólidos**

Orientador: Prof. Jakson Manfredini Vassoler

Comissão de Avaliação:

Prof. Daniel De Leon

Prof. Rogério José Marczak

Prof. Jakson Manfredini Vassoler

Porto Alegre, 25, junho de 2018

Agradecimentos

Ao Prof. Jakson Manfredini Vassoler, pela orientação e apoio neste trabalho e no projeto de extensão AeroDesign como um todo, sempre acessível e disposto a aconselhar e auxiliar em dividas técnicas e de projeto.

À equipe do LaPol: Prof. Sandro Amico, Frederico Eggers, Cristiano Baierle sem seu apoio, o projeto da longarina não teria sido possível. Agradecer também o apoio ao projeto Aerodesign, por compartilhar suas experiências e conhecimentos. Um agradecimento especial para o colega de AeroDesign Otávio Zimmermann por ser o braço executor dessa longarina.

A toda equipe UFRGS Pampa AeroDesign. A longarina é uma das inúmeras partes do projeto que sem vocês não sairia do chão.

À minha namorada Caroline que me apoiou e incentivou durante esse trabalho.

Costamilan, E.C. Projeto e análise estrutural de uma longarina para aeronave AeroDesign fabricada com a técnica de enrolamento filamental. 2018. 28 folhas. Monografia (Trabalho de Conclusão do Curso em Engenharia Mecânica) – Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, Ano.

RESUMO

Neste trabalho, apresenta-se o projeto e a análise estrutural de uma longarina de um avião AeroDesign produzida pela técnica de enrolamento filamental. A aeronave foi projetada para levar cargas nos moldes da competição SAE AeroDesign na qual deseja-se obter a melhor relação resistência peso. No trabalho desenvolve-se os detalhes do cálculo do carregamento aerodinâmico proveniente da geração de sustentação na asa, assim como um método de aplicação das cargas na estrutura. A segurança estrutural é garantida utilizando as normas aeronáuticas como diretrizes. Para o dimensionamento da longarina foram analisadas as limitações da técnica de enrolamento filamental para guiar as escolhas de projeto. Para avaliar a resistência da longarina, utiliza-se simulações em elementos finitos utilizando teoria dos laminados, que possui limitação quanto a aplicação na técnica construtiva da longarina. Para considerar o entrelaçamento entre as camadas, foi investigado o efeito da sequência de laminação frente a resistência da estrutura. Por fim, selecionou-se a melhor configuração de longarina que atendeu aos requisitos de projeto e de fabricação.

PALAVRAS-CHAVE: enrolamento filamental, longarina, compósitos, projeto aeronáutico

Costamilan,E.C **Design of a wing spar to AeroDesign airplane produced by filament winding technique** . 2018. 26 folhas. Monografia (Trabalho de Conclusão do Curso em Engenharia Mecânica) – Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul, Porto Alegre, 2018.

ABSTRACT

In this work is performed the design and structural analysis of a wing spar of an AeroDesign airplane produced by the filament winding technique. The plane was design to lift loads in the SAE AeroDesign Competition's in with the best resistance/weight ratio is required. This works explains the details off lift loads originating from the wing as the applications method on the structure, the structural safety is granted by using aeronautical standards.To sizing, the wing spar was analyzed the filament winding limitation to guide the project choices. Was used finite element simulations in order to validate using Laminate Theory. In order to consider the interlacing between the layers, the effect of the lamination sequence on the strength of the structure was investigated. Finally, we selected the best stringer configuration that met design and manufacturing requirements.

KEYWORDS: Filament Windin, Wing Spar, Composites, Airplane Design

ÍNDICE

Agradecimentos	iii
Lista de Símbolos.....	vii
Lista de Figuras.....	viii
Lista de Tabelas.....	ix
1. INTRODUÇÃO.....	1
2. OBJETIVOS.....	1
3. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....	1
3.1 Cargas	2
3.2 Normas Aeronáuticas	3
3.3 Enrolamento Filamentar	4
4. CARACTERÍSTICAS GERAIS DA AERONAVE	5
5. METODOLOGIA	5
5.1 Longarina fabricada com Enrolamento Filamentar	5
5.2 Cálculo das Cargas	7
5.3 Condições de Contorno.....	9
5.4 Cálculo Numérico	9
5.5 Critério de Falha.....	10
6. RESULTADOS	10
6.1. Primeira iteração de projeto: longarina com uma camada	11
6.2. Segunda iteração de projeto: longarina com reforço na raiz da meia asa.....	12
6.3. Terceira iteração de projeto: enrolamento circunferencial para reforço local	13
7. CONCLUSÕES.....	14
8. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	15
Apêndices A.....	16

Lista de Símbolos

θ	Ângulo de enrolamento
E_{11}	Módulo de elasticidade na direção longitudinal
E_{22}	Módulo de elasticidade na direção transversal
ν_{12}	Coeficiente de Poisson
ν_{21}	Coeficiente de Poisson
G_{12}	Módulo de elasticidade torcional
$\sigma_{1,t}$	Tensão de ruptura à tração na direção longitudinal
$\sigma_{2,t}$	Tensão de ruptura à tração na direção transversal
$\sigma_{1,c}$	Tensão de ruptura à compressão na direção longitudinal
$\sigma_{2,c}$	Tensão de ruptura à compressão na direção transversal
τ_{12}	Tensão de ruptura ao cisalhamento
n	Fator de carga

Lista de Figuras

Figura 3.1 – Fluxograma esquemático do processo de projeto estrutural – adaptado Jones, 1999.

Figura 3.2 – Aproximação de Schrenk – adaptada de Raymer, 2004.

Figura 3.3 – Distribuição de pressão em um perfil aerodinâmico (esquerda) e forças e momento resultante em um quarto de corda (direita) – adaptada de Roskan, 1997.

Figura 3.4 – Processo de enrolamento filamentar – Peters, 2011.

Figura 4.1 - Aeronave projetada pela equipe UFRGS PAMPA AeroDesign

Figura 5.1– Resultado do teste do enrolamento com ângulo de 10°

Figura 5.2 – Padrão de sequenciamento das fibras na simulação e enrolamento.

Figura 5.3 - Distribuição de sustentação.

Figura 5.4 - Metodologia de aplicação de cargas no Ansys Workbench.

Figura 5.5 – Geometria do elemento SHELL 181 - Ansys User's Guide, 2014.

Figura 6.1 – Resultados da análise FEM da longarina com um enrolamento passante.- empilhamento [(14°, -14°)] à direita e [(-14°, 14°)] à esquerda.

Figura 6.2 - Estado de tensões e coeficiente de segurança da sequência de empilhamento [(14°, -14°)].

Figura 6.3 – Resultados da análise FEM da longarina com um enrolamento passante e reforço de 200mm – enrolamento [(14°, -14°, 14°, -14°)] à esquerda e [(-14°, 14°, -14°, 14°)] à direita.

Figura 6.4 - Estado de tensões e coeficiente de segurança da região com concentrador de tensão da sequência de empilhamento [(14°, -14°, 14°, -14°)].

A Figura 6.5 - Resultado da análise com o reforço circunferencial assim como representação da sequência de enrolamento na análise de elementos finitos adotada.

Figura 6.6 – Análise das tensões do ponto crítico da longarina na região próxima ao início do reforço circunferencial.

Figura A.1 - Estado de tensões e coeficiente de segurança da sequência do empilhamento [(-14°, 14°)]

Figura A.2- Estado de tensões e coeficiente de segurança da sequência do empilhamento [(14°, -14°, -14°, 14°)]

Figura A.3 - Estado de tensões e coeficiente de segurança da sequência do empilhamento [(-14°, 14°, -14°, 14°)].

Figura A.4 - Estado de tensões e coeficiente de segurança da sequência do empilhamento [(-14°, 14°, 14°, +14°)].

Lista de Tabelas

Tabela 4.1 - Características gerais do avião

Tabela 5.1 – Propriedades mecânicas do enrolamento filamentar, Almeida et al, 2014.

Tabela 5.2 – Valores dos pontuais da força de sustentação e arrasto e de momento fletor.

Tabela 6.1 - Coeficiente de segurança de todas as configurações de enrolamento analisadas.

1. INTRODUÇÃO

A utilização de materiais compósitos na indústria aeronáutica é bem conhecida. Sua relação resistência/peso é superior aos materiais metálicos comumente utilizados. Com a evolução da automatização industrial, novos métodos de fabricação surgiram e revolucionaram a maneira com as quais as aeronaves são construídas. Nas últimas décadas, com o desenvolvimento de resinas de alta performance, compósitos vêm sendo implementados em estruturas primárias de aeronaves tais como: como fuselagem, superfícies de comando e até mesmo a longarina da asa.

As aeronaves rádio controladas projetadas para a competição SAE AeroDesign tem como objetivo efetuar um voo com a maior carga paga possível respeitando as limitações impostas pelo regulamento. Conseqüentemente, as estruturas requerem elevada resistência mecânica e baixo peso. Por isso, a utilização de materiais compósitos é largamente difundida.

A longarina é o principal componente estrutural da asa, corresponde à viga que a sustenta. Ela acompanha paralelamente o eixo transversal da aeronave, a partir da fuselagem em direção a ponta da asa, e geralmente é fixada à fuselagem por encaixes de asa, vigas simples ou uma treliça.

Comumente as equipes utilizam o método de laminação manual para a confecção de suas estruturas. Esse método é limitado frente a dificuldade de prever as direções das fibras nas lâminas e pode gerar grandes variações nas propriedades do laminado, levando à altas incertezas no projeto. Uma técnica que vem ganhando destaque frente a sua flexibilidade no projeto da estrutura de compósito é o método de enrolamento filamental. Este foi o método escolhido para a o projeto da longarina da aeronave da competição pela equipe UFRGS PAMPA AeroDesign.

O método de enrolamento filamental é comumente utilizado na produção de vasos de pressão, consiste na deposição orientada de fibras em um mandril rotativo. Essa técnica possui grande controle dos parâmetros de projeto, tais como: ângulo de enrolamento, volume de fibra e espessura. Porém, devido as características da técnica de fabricação, os padrões de entrelaçamento podem representar um desafio na previsão dos esforços nas laminas e/ou filamentos, uma vez que podem não respeitar adequadamente hipóteses de teorias estruturais comumente utilizadas no cálculo de compósitos.

A longarina, assim como todas as outras estruturas da aeronave, requer extensa análise e rigorosos testes a fim de garantir a sua integridade estrutural. Em via de regra, a estrutura deve ser avaliada aos olhos das normas aeronáuticas vigentes e cumprir com sua funcionalidade de forma segura.

2. OBJETIVOS

Esse trabalho tem como objetivo principal projetar e analisar estruturalmente uma longarina de um avião rádio controlado produzida pela técnica de enrolamento filamental, a ser utilizada pela equipe UFRGS PAMPA na competição SAE AeroDesign no ano de 2018. Como objetivo secundário, mas não menos importante, este trabalho deverá servir como base para futuros projetos de longarinas que venha a utilizar a técnica de enrolamento filamental.

3. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

3.1 Design estrutural

Como descrito em Jones ,1999, o projeto estrutural inicia-se com os requisitos de projeto para que se possa definir os seus objetivos. Com isso em mente, é analisado o procedimento necessário para atingir o objetivo. Um fluxograma esquemático do processo de projeto estrutural

é apresentado na Figura 3.1. Inicia-se conhecendo a carga que será exercida e quais materiais podem ser considerados para seu projeto. Por meio de algum processo, escolhemos uma configuração inicial para a estrutura. Essa configuração pode ser muito bruta, entretanto constitui um começo para o processo de design iterativo.

A análise de falhas considera a configuração inicial e um material em particular. Então, para as cargas prescritas, executam-se análises estruturais para obter os parâmetros de resposta tais como tensões, deslocamentos, frequências naturais, etc. Se os resultados estiverem com seus valores em faixas aceitáveis, e não violarem nenhuma restrição de projeto, então considera-se que não há falha. Entretanto, o fato de não haver falhas não significa que essa configuração é a melhor estrutura, visto que ela pode estar superdimensionada. Conseqüentemente, deve-se reconfigurar a estrutura para que carregue a mesma carga com menos peso e a sua performance estrutural seja reavaliada. É recomendado realizar esse processo iterativamente a fim de alcançar a melhor estrutura que respeite os limites de projeto.

A fim de atingir um resultado mais satisfatório que a atual estrutura, é feita uma reconfiguração estrutural, que significa a mudança de alguma variável do projeto estrutural como espessura, direção de fibra, rigidez, etc. 'Resultado mais satisfatório' possui duas possibilidades: ou a estrutura está subdimensionada ou superdimensionada frente as definições de projeto.

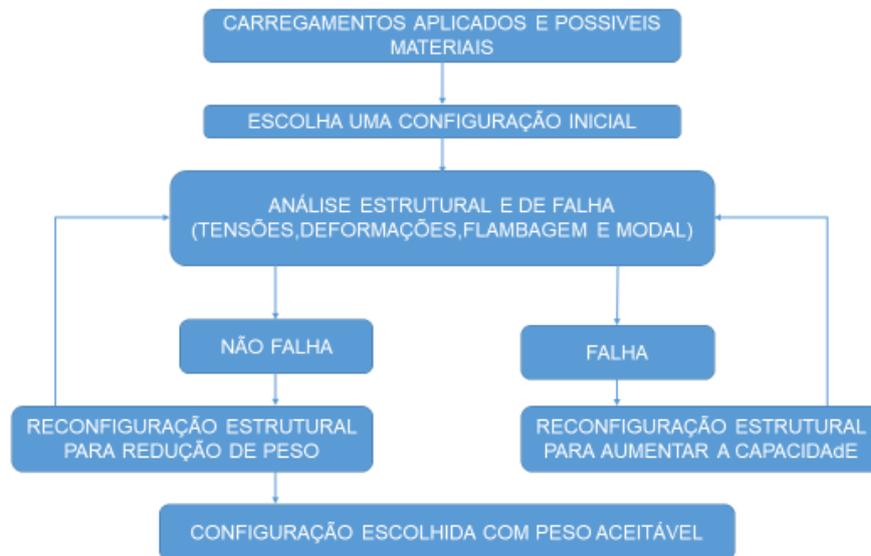


Figura 3.1 – Fluxograma esquemático do processo de projeto estrutural – adaptado Jones, 1999.

3.1 Cargas

Para o cálculo da distribuição de sustentação ao longo da asa é necessário a sua configuração geométrica e para quais características de missão a aeronave é projetada. Túneis de vento e métodos numéricos podem determinar essa distribuição. Porém, para o dimensionamento inicial de uma aeronave leve, métodos analíticos são empregados com bons resultados como descrito em Raymer, 2004.

De acordo com a teoria clássica de asas, a distribuição de sustentação é proporcional à corda para cada seção da envergadura. Para uma asa elíptica, considera-se que a distribuição de carregamento seja de forma elíptica. Para uma asa não elíptica, um bom método semi-empírico de estimar a distribuição de carregamento é a aproximação de Schrenk. Ela assume

que a distribuição da carga é a média entre a forma da asa (vista de topo) e a asa elíptica de mesma envergadura e mesma área total. A área sobre o gráfico da distribuição de sustentação é igual a sustentação total gerada pela aeronave como mostra a Figura 3.2.

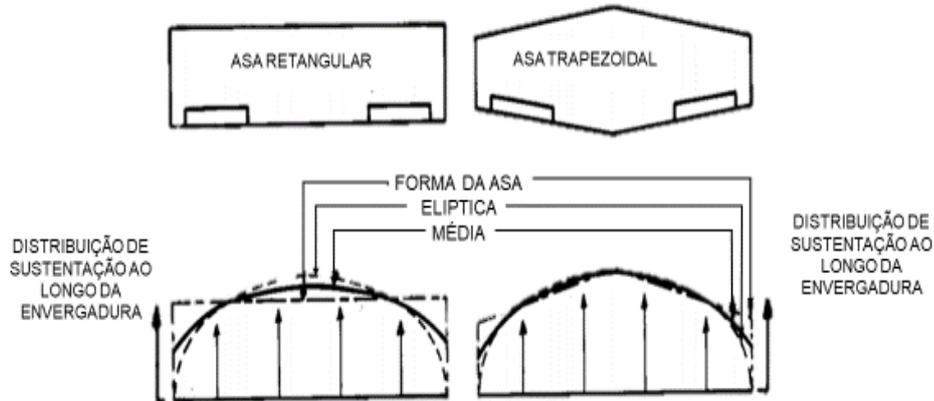


Figura 3.2 – Aproximação de Schrenk – adaptada de Raymer, 2004.

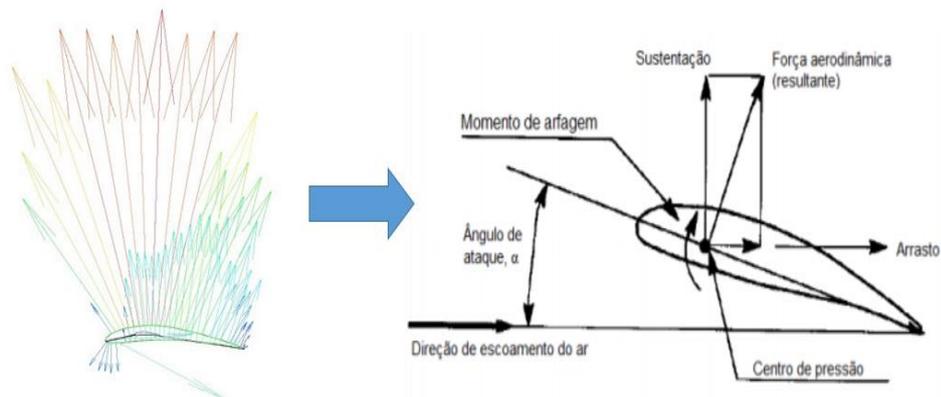


Figura 3.3 – Distribuição de pressão em um perfil aerodinâmico (esquerda) e forças e momento resultante em um quarto de corda (direita) – adaptada de Roskan, 1997.

Entretanto, não há apenas os esforços de sustentação na asa. Considera-se para o dimensionamento estrutural também o arrasto e o momento de arfagem. O arrasto é subdividido em arrasto induzido e parasita. Arrasto induzido é devido a geração de sustentação ao longo da asa, dada a diferença da pressão entre o extradorso e intradorso, o que gera vorticidade. Já o arrasto parasita deve-se ao atrito do escoamento do ar pela superfície do aerofólio. Ambos os arrastos produzem força contrária ao movimento da aeronave. Devido à distribuição não homogênea de sustentação no perfil do aerofólio, como mostra a Figura 3.3 (esquerda), é gerado um momento de arfagem ao longo de toda a asa. Todos esses esforços são considerados agindo sobre centro de pressão do perfil, que se encontra aproximadamente a um quarto da corda do mesmo, como mostra a Figura 3.3 (direita). Esses esforços se distribuem ao longo da asa da mesma forma que a sustentação, segundo a aproximação de Schrenk, como descrito em Iscold, 2002.

3.2 Normas Aeronáuticas

As normas da FAR (Federal Aviation Regulation) regulamentam toda a atividade de aviação nos Estados Unidos. Elas possuem o objetivo de promover a segurança na aviação e

evitar riscos desnecessários. Essas normas encontram-se divididas em seções de acordo com o assunto tratado.

O principal objetivo da parte 23 da FAR versa sobre os requisitos de segurança necessários para diversos tipos de aeronaves. Esses requisitos são padrões de aeronavegabilidade (“*airworthiness*”), necessários para garantir o projeto seguro. Visto que as aeronaves são normalmente dimensionadas por cargas estáticas, a norma prevê alguns fatores multiplicativos, a fim de emular os efeitos dinâmicos e assim garantir a estabilidade estrutural. O fator de carga dinâmico é uma variável representada pela aceleração da gravidade, ou seja, é avaliado em “g’s”. Basicamente um fator de carga $n = 2$ significa que para uma determinada condição de voo, a estrutura da aeronave estará sujeita a uma força de sustentação dada pelo dobro do seu peso.

Após o cálculo das cargas atuantes no avião e dos esforços suportados pela estrutura, a norma prevê a adoção de um coeficiente de segurança. Esse varia conforme o tipo do avião. Aviões nos moldes da competição AeroDesign não constam na norma. Entretanto, é definido o menor coeficiente de segurança aceitável como 1,5 independente do critério de falha escolhido.

3.3 Enrolamento Filamentar

O método de enrolamento filamentar (*filament winding*) vem ganhando espaço no mercado devido à crescente redução nos custos, a elevada velocidade e a grande precisão alcançada. Comumente utilizado na produção de corpos de revolução, pode ser encontrado em cilindros, vasos de pressão, bocais de foguete entre outros. Ele consiste em depositar as fibras de forma contínua sobre um mandril rotativo, como mostra a Figura 3.4.

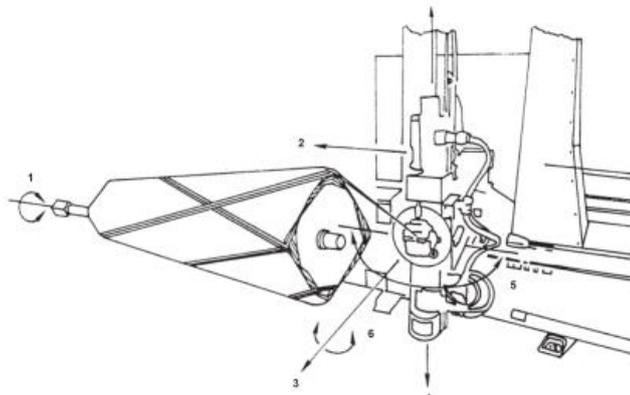


Figura 3.4 – Processo de enrolamento filamentar – Peters,2011.

Para definição do enrolamento é necessário o dimensionamento de certos parâmetros, como ângulo de enrolamento, geometria do mandril, padrão de posicionamento da fibra e quantidade de camadas a serem aplicadas. Ademais, esse método produz duas camadas por ciclo sendo suas orientações reversas. Em outras palavras, sempre há uma camada de ângulo $+\theta$ e uma $-\theta$ em sequência. Porém, dependendo do projeto da disposição das fibras, estas podem não mais respeitar as leis clássicas de laminados, que preveem laminas com as mesmas características mecânicas equivalentes em toda estrutura.

A geometria do mandril é um fator essencial para o projeto de qualquer estrutura fabricada por enrolamento filamentar. Seção transversal, comprimento, rugosidade entre outras propriedades definem as limitações do enrolamento executado. Por exemplo, a relação entre o diâmetro e o comprimento limitam os ângulos de enrolamento possíveis de serem executados.

4. CARACTERÍSTICAS GERAIS DA AERONAVE

A longarina foi dimensionada visando o projeto da aeronave de competição da equipe UFRGS PAMPA AeroDesign do ano de 2018. Nesse ano, a limitação geométrica da classe regular foi que a soma da envergadura da aeronave com o seu comprimento total deve ser menor que 3,5m. Por isso, optou-se pelo design de aeronave mostrado na Figura 4.1.

Optou-se por realizar o projeto da asa de tal forma que a longarina estivesse a um quarto de corda em todo o comprimento da asa. Essa decisão de projeto baseou-se no fato de que o método de enrolamento filamental disponível produz apenas sólidos de revolução. Em outras palavras, produz apenas longarinas retas. Outro fenômeno que corrobora com essa decisão, é o fato de que quando a longarina está deslocada do centro de pressão da asa, gera-se um torque extra na estrutura.

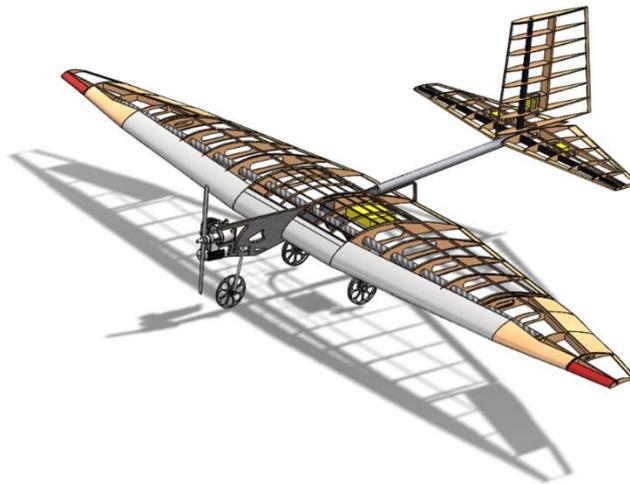


Figura 4.1 - Aeronave projetada pela equipe UFRGS PAMPA Aerodesign

A equipe de projeto da UFRGS PAMPA AeroDesign calculou as forças de sustentação da aeronave projetada em condições climáticas de São José dos Campos. Seus valores são mostrados na Tabela 4.1.

Tabela 4.1 - Características gerais do avião.

Característica	Valor
Máximo peso de decolagem (MTOW)	137,34 N
Arrasto total	9,823 N
Momento de arfagem	6,03 N.m
Fator de carga	2
Envergadura	2,45m

5.METODOLOGIA

5.1 Longarina fabricada com Enrolamento Filamental

No método de enrolamento filamental, a escolha do mandril é parte essencial do projeto estrutural. A longarina requer rigidez para que seja assegurada a forma da asa durante o voo.

Para isso, a seção utilizada deve ter o maior momento de inércia possível. Perfis retangulares cuja seção se reduz ao longo da envergadura são comumente utilizados. Entretanto, essa redução é muito laboriosa no processo de enrolamento filamentar, visto que é necessária a retirada do mandril da peça produzida. Por isso, foi utilizado um mandril de seção quadrada de arestas arredondadas. A seção possui 20mm de lado e 1mm de arredondamento entre as faces.

A longarina possui uma combinação específica de esforços. O mais expressivo deles é a flexão devida a sustentação que gera tensões no sentido axial. Para esse esforço, a melhor orientação da fibra é no sentido axial (0°). Entretanto, esse ângulo é impossível de ser executado pelo método de enrolamento filamentar. Ângulos muito baixos também são difíceis de serem executados, pois consomem grande área útil do mandril nas regiões de retorno.

Neste trabalho é utilizada uma máquina de enrolamento filamentar constituída de um braço robótico da marca KUKA; modelo KR 140 L100, e dispositivos periféricos da MFTech, do laboratório de Materiais Poliméricos da UFRGS (LaPol). As fibras utilizadas no enrolamento são da marca TCR Composites, modelo Toray T700-12K-50C que possui aproximadamente 0,43mm de espessura. A programação do enrolamento é executada com o programa CADWIND 2007

Com esta técnica sendo executada na referida máquina, o menor ângulo de enrolamento executável é 5° . Enrolamentos com ângulos tão baixos são difíceis de serem realizados pelo equipamento, o enrolamento apresenta falhas de deposição como mostra a figura em Figura 5.2. Através de uma série de testes pilotos de enrolamento, concluiu-se que o menor ângulo de enrolamento exequível, sem que houvesse descontinuidades significativas na longarina, é 14° . Deve-se notar que esta escolha ainda é benéfica a esforços oriundos de efeitos de torção e cortante que existem na asa, mesmo que suas magnitudes sejam significativamente menores. Assim, este ângulo de enrolamento, proveniente de uma restrição da técnica construtiva, será empregado na metodologia deste trabalho.



Figura 5.2– Resultado do teste do enrolamento com ângulo de 10° .

As propriedades mecânicas finais de um material compósito são influenciadas pelo processo de fabricação utilizado. Neste trabalho foram utilizados os dados de caracterização descritos em Almeida et al. ,2014, que caracterizou o processo e os materiais gerados pela máquina usada neste trabalho. A Tabela 5.1 mostra os resultados dessas caracterizações. As propriedades indicadas são para um enrolamento realizado apenas com fibras a unidirecionais.

Tabela 5.1 – Propriedades mecânicas do enrolamento filamentar, Almeida et al, 2014.

Propriedade	Média	Propriedade	Média
E_{11}	129,79 [GPa]	$\sigma_{1,t}$	1409 [MPa]
E_{22}	9,11 [GPa]	$\sigma_{2,t}$	42,5 [MPa]
ν_{12}	0,31	$\sigma_{1,c}$	520 [Mpa]
ν_{21}	0,027	$\sigma_{2,c}$	103,3 [MPa]
G_{12}	3,160 [GPa]	τ_{12}	74,6 [Mpa]

Durante o enrolamento da longarina, as fibras se sobrepõem e se entrelaçam formando padrões. Entretanto, é muito difícil aferir a sequência de camadas em um ponto da estrutura. Esta característica construtiva diferencia a estrutura composta de um clássico laminado. Em outras palavras, um ponto de um mesmo enrolamento pode estar com a sequência de empilhamento de $[(+\theta, -\theta)]$ enquanto outro pode estar $[(-\theta, +\theta)]$, tornando-se em uma estrutura com características mecânicas heterogêneas. Como mostra a Figura 5.2, essas inversões acontecem periodicamente no enrolamento. Assim, para resolver esta dificuldade técnica, neste trabalho, foi analisado as possíveis sequências de enrolamentos durante a avaliação do critério de falha, utilizando a teoria de laminados e assumindo que o ponto crítico não se encontra próximo as mudanças de entrelaçamento.

Poder-se-ia optar em discretizar as fibras de uma forma geometricamente mais representativa frente ao enrolamento apresentado na Figura 5.2. Porém, esta seria uma estratégia muito laboriosa, uma vez que a teoria de laminados não prevê as mudanças geométricas no enrolamento e padrão final, considerando apenas uma lamina com propriedades médias de uma lâmina, sendo então necessário discretizar domínio tridimensional dos filamentos, e suas interações, ou utilizar técnicas multiescalas.

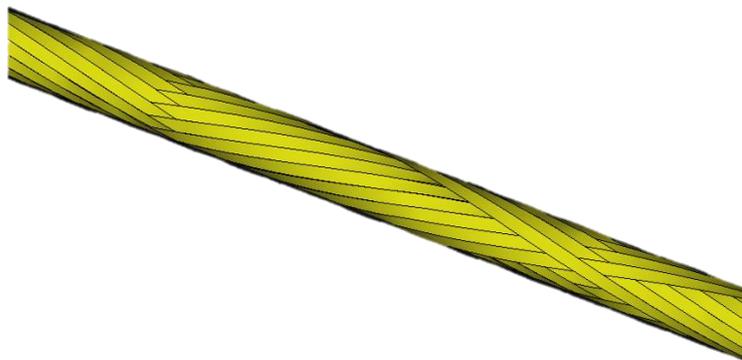


Figura 5,2 – Padrão de sequenciamento das fibras na simulação e enrolamento.

5.2 Cálculo das Cargas

Para o cálculo das cargas atuantes na asa, considerou-se a aproximação de Schrenk em um voo reto e nivelado com o avião carregando seu máximo peso de decolagem. Para levar em consideração as cargas de manobra, multiplicou-se a carga aplicada pelo fator de carga adotado. Para esse projeto adotou-se fator de carga igual a 2, visto que em Fonseca (2014) foi a maior aceleração medida em um voo de uma aeronave rádio controlada nos moldes da competição SAE AeroDesign. A partir desses dados e da geometria da asa da aeronave, foi calculada a distribuição de sustentação ao longo da envergadura como mostra a Figura 5.3.

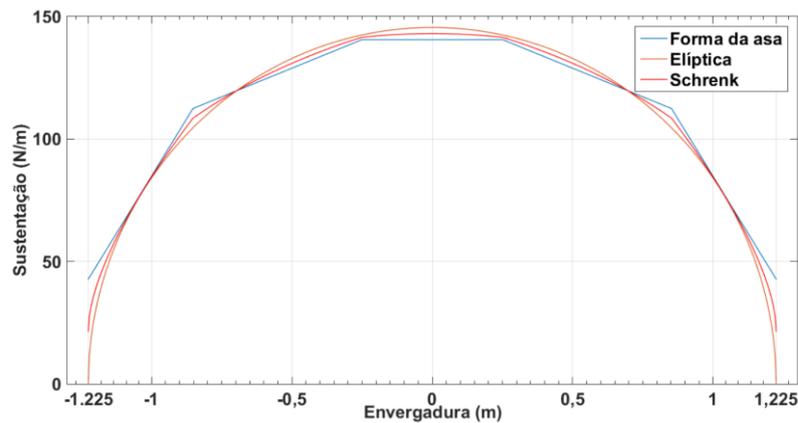


Figura 5.3 - Distribuição de sustentação.

Para tornar a análise mais fidedigna, a aplicação desse carregamento nas análises estruturais foi discretizada em forças pontuais. Elas representam a transferência de carga da asa para a longarina através das nervuras (perfis) de madeira. Essas forças foram calculadas por integração numérica da distribuição de sustentação de Schrenk. O limite superior e inferior de cada integração para cada força é a metade da distância do perfil onde é ela aplicada, até o perfil imediatamente anterior e posterior, respectivamente.

Tabela 5.2 – Valores dos pontuais da força de sustentação e arrasto e de momento fletor.

<i>Perfil</i>	<i>Sustentação (N)</i>	<i>Arrasto (N)</i>	<i>Momento de arfagem [N.m]</i>
0 (central)	14,325	1,023	0,628
1	14,294	1,022	0,627
2	14,217	1,016	0,623
3	13,956	0,998	0,612
4	13,537	0,968	0,594
5	13,045	0,932	0,572
6	12,498	0,893	0,548
7	11,865	0,849	0,520
8	11,071	0,792	0,486
9	9,802	0,701	0,430
10	8,042	0,575	0,353
11	5,907	0,422	0,259
12	2,359	0,168	0,103

O método difere apenas do último perfil no qual a integração ocorre apenas por um dos lados. Foi desenvolvido um código no software MatLab que realiza essa integração numérica. A distribuição de arrasto e de momento de arfagem seguem a mesma metodologia de cálculo, seus valores encontram-se na Tabela 5.2. Já A Figura 5.4 apresenta a metodologia de aplicação das cargas já no software Ansys Workbentch.

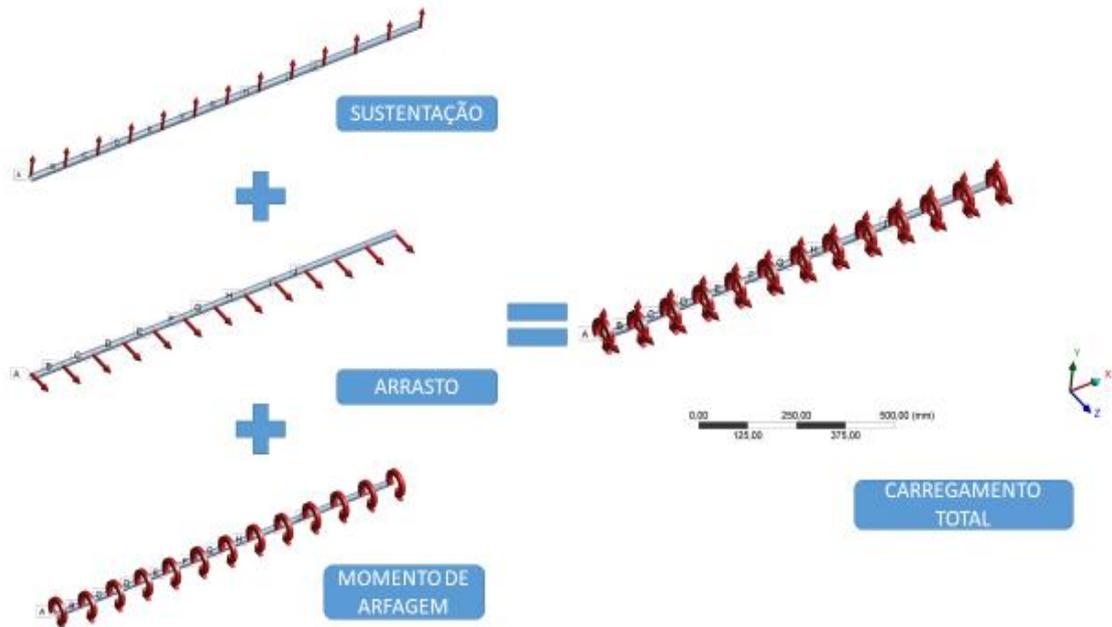


Figura 5.4 - Metodologia de aplicação de cargas no Ansys Workbench.

5.3 Condições de Contorno

Para facilitar a análise estrutural, foi adotado plano de simetria de meia asa. Em outras palavras, foi analisado o comportamento de meia longarina visto que seu comportamento é espelhado para ambos os lados da asa. As condições de contorno aplicadas se assemelham a uma viga em balanço, em uma das extremidades é restringido a translação e a rotação em todos os eixos.

5.4 Cálculo Numérico

O software utilizado para a análise de elementos finitos foi ANSYS Workbench 2018. Esse programa possui um módulo de pré-processamento de materiais compósitos laminados chamado ACP Pre o qual atribui ao elemento as propriedades mecânicas de cada camada laminada. E o ACP Post é o módulo de pós-processamento na qual é feita a análise de tensões no laminado e em sequência afere-se seu coeficiente de segurança associado.

O método de elementos finitos (FEM) apresenta uma solução para que um número infinito de variáveis seja substituído por um número finito de elementos de comportamento conhecido. Uma determinada estrutura submetida a carregamentos e restrições é subdividida em pequenas partes denominadas de elementos, os quais passam a representar o domínio discreto do problema. A divisão da geometria em pequenos elementos permite resolver um problema complexo, subdividindo-o em problemas mais simples.

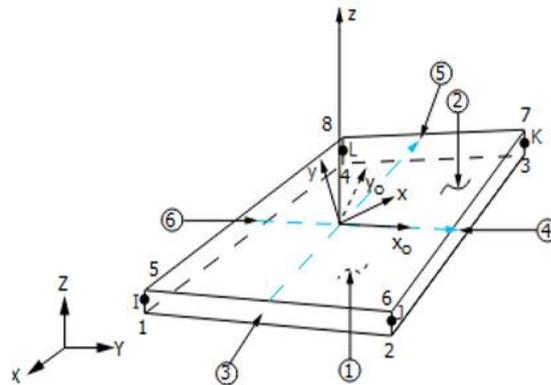


Figura 5.5 – Geometria do elemento SHELL 181 - Ansys Use's Guide, 2014.

A escolha do tipo de elemento na qual a estrutura será subdividida depende de suas características mecânicas. O elemento SHELL181 foi selecionado visto que a longarina pode ser representada pelo comportamento de cascas finas. É um elemento de quatro nós e seis graus de liberdade em cada nó: translações nas direções X, Y e Z e rotações nos eixos X, Y e Z como mostra a Figura 10. O SHELL181 é adequado para aplicações lineares de rotação grande ou não lineares de grande tensão. A acuracidade na modelagem de laminados é governada pela teoria de deformação por cisalhamento de primeira ordem como descrito em Ansys Use's Guide, 2014.

5.5 Critério de Falha

O critério de falha escolhido para o dimensionamento da longarina foi o critério de Tsai-Hill. Por esse método é analisado as interações entre as tensões presentes na estrutura. Ele, assim como o critério de Von Mises, avalia a energia de distorção. Entretanto, Tsai-Hill é equacionado para materiais ortotrópicos. Esse critério considera vários modos de falha no seu coeficiente de segurança. Como pode-se notar na equação (5.1), o critério de falha abrange todos os esforços de um material ortotrópico. Quando o coeficiente de segurança for maior que 1 então a estrutura não falha. As tensões são comparadas com suas respectivas tensões de ruptura no seu sentido e direção. Em outras palavras a tensão longitudinal (1), por exemplo, é comparada com a tensão de ruptura sob tração se estiver sendo tracionada, e o mesmo acontece se estiver sendo comprimida. É adotado o método de first ply failure, no qual se há um elemento cujo coeficiente de segurança estiver abaixo do determinado pelo projeto, então a estrutura falha.

$$\left(\frac{\sigma_1}{\sigma_{1,t \text{ ou } c}} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{\sigma_{2,t \text{ ou } c}} \right)^2 - \frac{\sigma_1 \sigma_2}{\sigma_{1,t \text{ ou } c}} + \frac{\tau}{\tau_{12}} \geq 1 \quad (5.1)$$

6.RESULTADOS

Devido ao fato do material laminado ter sido modelado com elementos de casca com lâminas, e o critério de falha é para cada lâmina (independe da espessura), a sua espessura não é apresentada nos resultados. O coeficiente de segurança mostrado é o menor obtido em cada elemento calculado. Esse coeficiente pode estar em qualquer uma das camadas do laminado. Por isso, nos pontos críticos da estrutura, foram feitas análises mais criteriosas do estado de tensões e de coeficiente de segurança em cada camada do enrolamento. Não foram considerados no critério de falha os efeitos de falha interlaminares e delaminação. Para todas as simulações foram realizados teste de convergência de malha, refinando o tamanho dos

elementos, a fim de assegurar os resultados obtidos. Como foram analisadas todas as configurações de enrolamento, são apresentadas as análises de tensões apenas daquelas que tiveram o menor coeficiente de segurança em cada iteração (os mais críticos).

6.1. Primeira iteração de projeto: longarina com uma camada

Para a primeira iteração do projeto da longarina, optou-se por um enrolamento cuja orientação de 14° . Os resultados da primeira análise são mostrados na Figura 6.1. Nela, pode-se notar que o coeficiente de segurança decresce à medida que se aproxima do plano de simetria da longarina, o que era esperado, assim como é crescente à medida que se aproxima da linha neutra da longarina. Entretanto, nota-se que há a presença de elementos no qual o coeficiente de segurança é inferior a 1,5 (mínimo de projeto). Esses elementos estão representados em vermelho. Nota-se que a mudança da sequência de empilhamento, $[(14^\circ, -14^\circ)]$ para $[(-14^\circ, 14^\circ)]$, fez com que as tensões se comportassem de forma distinta. O elemento que mostrou o menor coeficiente de segurança ocorreu no enrolamento $[(14^\circ, -14^\circ)]$, está imediatamente em seguida do engaste da estrutura próximo a aresta.

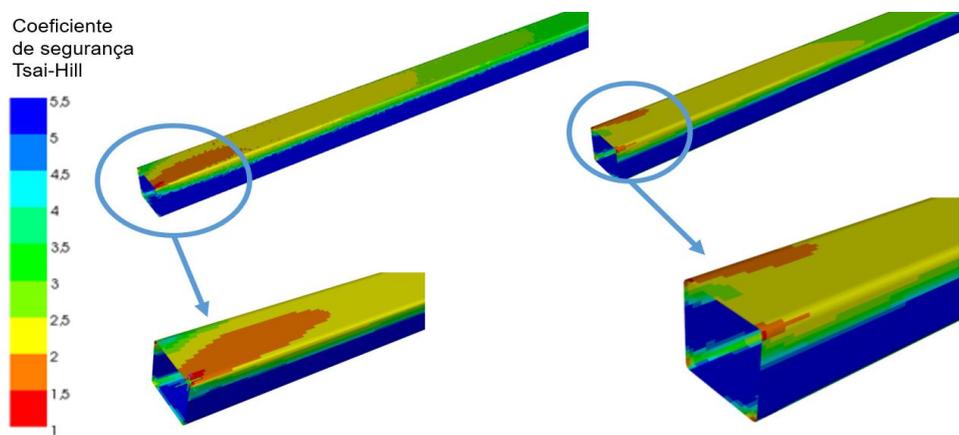


Figura 6.1 – Resultados da análise FEM da longarina com um enrolamento passante - empilhamento $[(14^\circ, -14^\circ)]$ à direita e $[(-14^\circ, 14^\circ)]$ à esquerda.

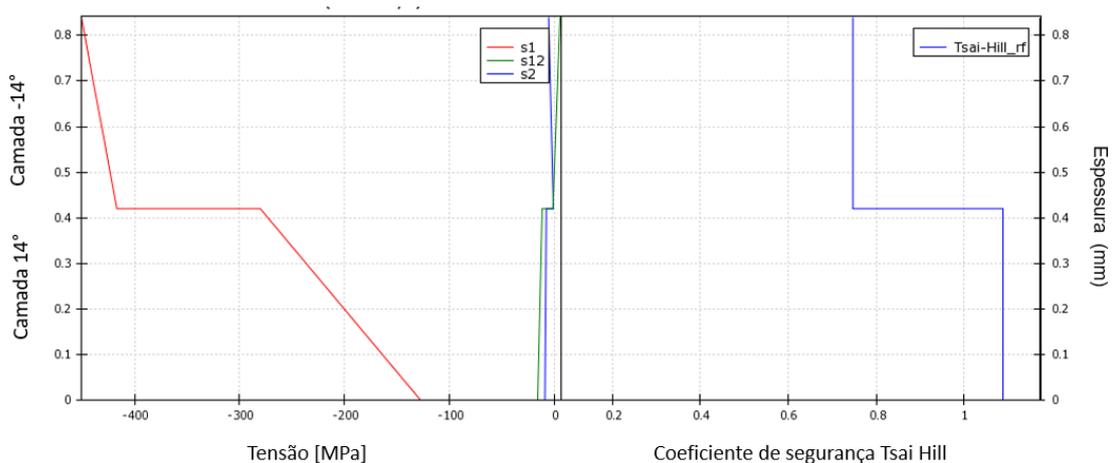


Figura 6.2 - Estado de tensões e coeficiente de segurança da sequência de empilhamento $[(14^\circ, -14^\circ)]$.

A Figura 6.1 mostra o gráfico das tensões na direção longitudinal (s_1), transversal (s_2) e cisalhante (s_{12}) das fibra do ponto crítico juntamente com coeficiente de segurança calculado para cada camada na sequência de empilhamento $[(14^\circ, -14^\circ)]$.

6.2. Segunda iteração de projeto: longarina com reforço na raiz da meia asa

Para aumentar o coeficiente de segurança da estrutura, optou-se por realizar um segundo enrolamento de 14° apenas na região da raiz da longarina (engaste). Visto que realizar um enrolamento em todo o comprimento da longarina acrescentaria muito peso, desnecessário a resistência do avião. Foi selecionado um enrolamento extra de 100mm na região central da longarina. Esse comprimento foi selecionado visto que não acarretaria em problemas de interferência com outros elementos internos do avião (região da fixação do compartimento de carga). Conseqüentemente, foi adicionado nas análises uma segunda camada com 200mm de comprimento devido ao plano de simetria.

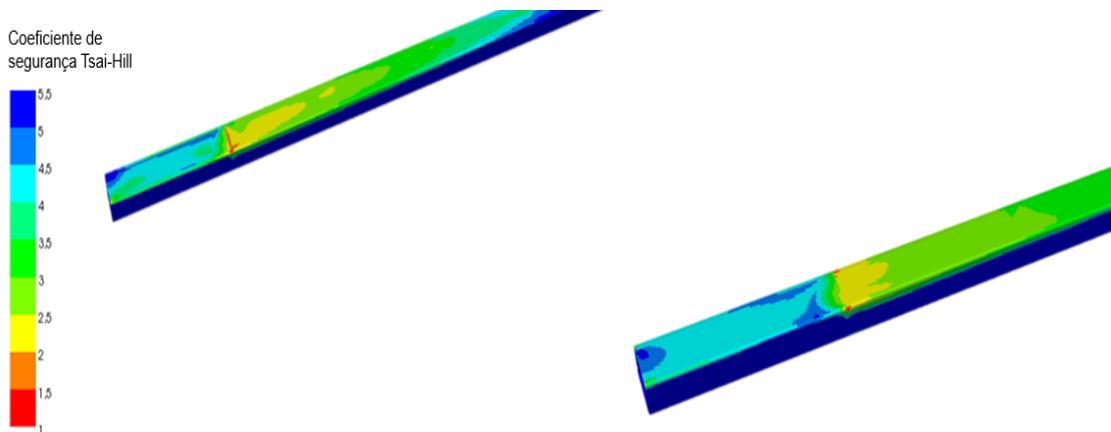


Figura 6.3 – Resultados da análise FEM da longarina com um enrolamento passante e reforço de 200mm – enrolamento $[(14^\circ, -14^\circ, 14^\circ, -14^\circ)]$ à esquerda e $[(-14^\circ, 14^\circ, -14^\circ, 14^\circ)]$ à direita.

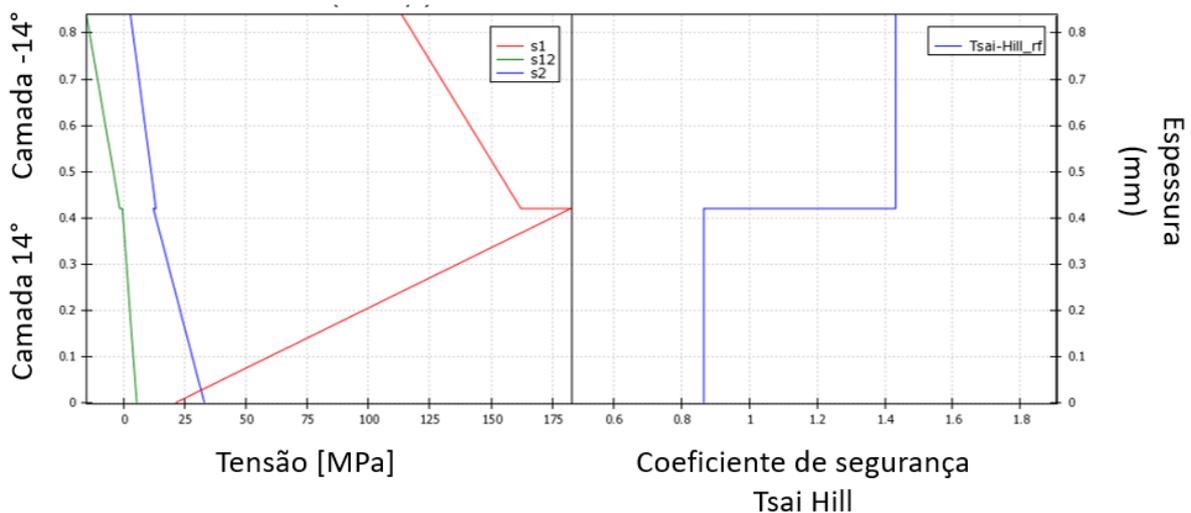
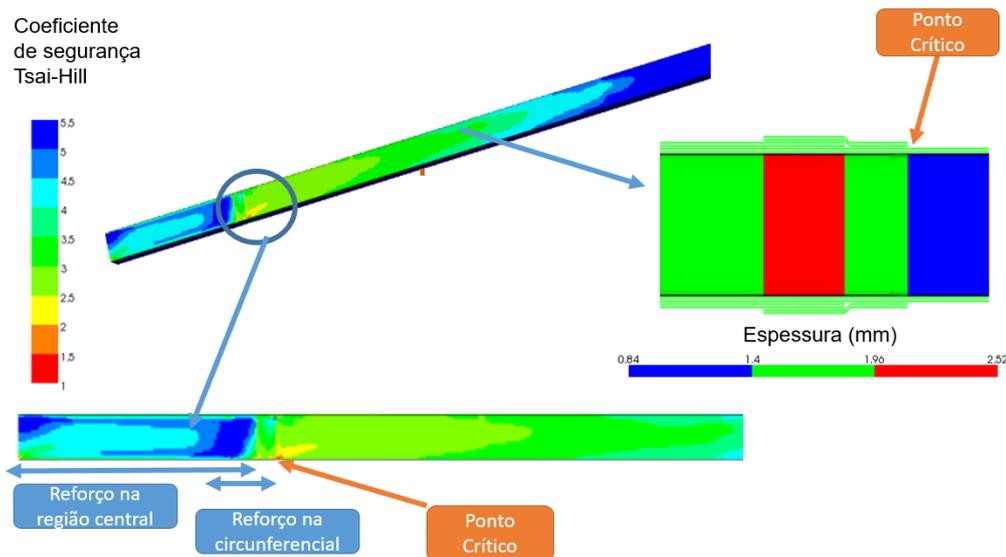


Figura 6.4- Estado de tensões e coeficiente de segurança da região com concentrador de tensão da sequência do empilhamento $[(14^\circ, -14^\circ, 14^\circ, -14^\circ)]$.

A Figura 6.3 mostra o coeficiente de segurança da longarina com o acréscimo da região de reforço. São mostrados os enrolamentos $[(14^\circ, -14^\circ, 14^\circ, -14^\circ)]$ à esquerda e $[(-14^\circ, 14^\circ, -14^\circ, 14^\circ)]$ à direita. Pode-se notar que agora há outro ponto crítico na análise: a região de mudança de seção da longarina. Essa mudança constitui um concentrador de tensões. Em outras palavras, a região do engaste que antes estava falhando agora está com coeficiente superior. O menor coeficiente encontrado foi no enrolamento $[(14^\circ, -14^\circ, 14^\circ, -14^\circ)]$ na seção inferior da longarina, sujeita a tração. Entretanto o coeficiente de segurança se mostrou baixo devido à tensões no sentido transversal da fibra. Nesse ponto os efeitos de concentração de tensão foram maiores. Por isso, foi realizada uma análise de tensões como mostra a Figura 6.4.

6.3. Terceira iteração de projeto: enrolamento circunferencial para reforço local

Visto que o aumento das tensões da longarina ocorreu de forma localizada, optou-se por um enrolamento circunferencial apenas nessa região. O enrolamento circunferencial (hoop) nada mais é do que um enrolamento de 90° , o mais fácil de ser executado pelo método de enrolamento filamentar. Foi realizado o cálculo numérico apenas da configuração $[(14^\circ, -14^\circ, 14^\circ, -14^\circ)]$ visto que apresentou o menor coeficiente de segurança anteriormente. A Figura 6.5 mostra a distribuição do coeficiente de segurança do enrolamento com reforço circunferencial juntamente com uma representação de como o software representou o laminado durante as simulações. A Figura 6.6 apresenta a análise de tensões do ponto crítico da longarina na região próxima ao início do reforço circunferencial.



A Figura 6.5 - Resultado da análise com o reforço circunferencial assim como representação da sequência de enrolamento na análise de elementos finitos adotada.

A tabela 6.1 mostra o coeficiente de segurança de todas as configurações de enrolamento analisadas. Nela pode se notar que apesar de adicionar mais uma camada na região de maior solicitação, o coeficiente de segurança não se elevou de forma tão significativa. Isso se deve ao fato de ser criado um concentrador de tensões na região em que a seção da longarina é alterada.

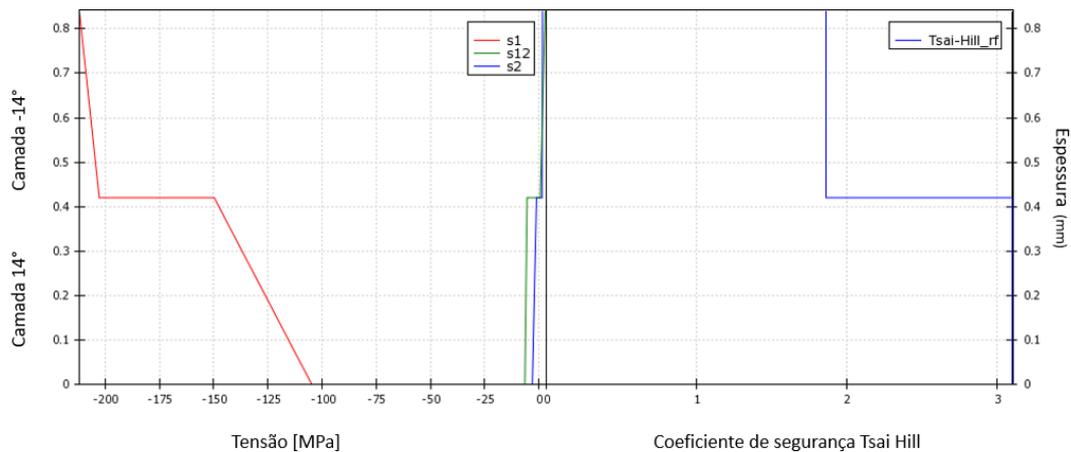


Figura 6.6 – Análise das tensões do ponto crítico da longarina na região próxima ao início do reforço circunferencial

Tabela 6.2 - Coeficiente de segurança de todas as configurações de enrolamento analisadas.

Configuração	Coeficiente de segurança de Tsai Hill
[(14,-14)]	0,75
[(-14,14)]	1,32
[(14,-14,14,-14)]	0,86
[(-14,14,-14,14)]	1,28
[(14,-14,-14,14)]	1,23
[(-14,14,14,-14)]	0,91
[(14,-14,14,-14,90,90)]	1,91

7.CONCLUSÕES

Neste trabalho foi possível projetar uma longarina e analisar de forma adequada o uso da técnica de enrolamento filamental. Esse processo mostrou-se satisfatório na produção de estruturas como a longarina para uma aeronave AeroDesign. Porém, esse método apresentou diversas dificuldades técnicas frente ao cálculo e diversas restrições de processo que foram levadas em consideração para o projeto da equipe UFRGS PAMPA.

A estratégia de analisar as possíveis orientações de laminado se mostrou satisfatória para o dimensionamento da longarina, uma vez que localmente respeita as hipóteses da teoria estrutural de laminados. Os resultados mostraram que a ela apresenta coeficiente de segurança mínimo em todos os pontos da estrutura.

Com a metodologia aplicada, os resultados apresentaram tensões e coeficientes de segurança distintos em cada configuração analisada. Além disto, deve-se ressaltar que os pontos críticos, e seus valores de tensão, também mudaram dependendo da sequência dos laminados estudada.

Porém, uma vez que este trabalho apresenta um estudo com o emprego da teoria dos laminados, não é possível fazer avaliações de tensões e/ou falha nas regiões de mudança de orientação (entrelaçamento).

Para trabalhos futuros propõe-se realizar testes experimentais de ruptura para validar os resultados obtidos. Caso haja a necessidade de se investigar os níveis de tensões e falha nas regiões de entrelaçamento, pode-se realizar análises multiescala ou discretização do entrelaçamento na espessura.

8. REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Administration, Federal Aviation Regulation (FAR). **Part 23: Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic and Commuter Category Airplanes**. United States of America. 2017.

ANSYS, “**Ansys Use’s Guide**”, Ansys Mechanical, 2014

ANSYS, “**Ansys Composite PerpPost Use’s Guide**”, Ansys Mechanical, 2013

Almeida, Jr., J. H. S., Staudigel, C., Caetano, G. L. P., Amico, S. C. “**Engineering properties of carbon/epoxy filament wound unidirectional composites**”. In 16th European Conference on Composite Materials, volume 16, 1-8, 2014

Jones, R. M.; “**Mechanics of composite Materials**”. Philadelphia: Taylor & Francis, 1999

Fonseca, G.C. “**Estudo de Forças Mássicas no Fator de Carga de uma Aeronave Rádio Controlada**”. 2014. 19 folhas. Monografia (Trabalho e Conclusão do Curso em Engenharia Mecânica) - Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Sul

Iscold, P. H.; “**Introdução às Cargas nas Aeronaves**”, Desenvolvimento de material didático ou institucional, 2002 – Apostila

Niu, M. C.; “**Airframe Structures Design**”, Comilit Press LTD, California, 1988.

Peters, S.T.; “**Composite Filament Winding**”. ASM International, 2011

Raymer, D. P.; “**Aircraft Design: A Conceptual Approach**”, Sylmar(California), 2004.

Roskam, D. J; “**Airplane Design - Part I: Preliminary Sizing of Airplanes**”. Lawrence: ARcorporation, 2005.

Apêndices A

Os pontos críticos dos enrolamentos restantes ocorreram nas regiões próximas ao início do reforço e próximas à borda da seção. Por isso ocorrem descontinuidades tão severas nas tensões.

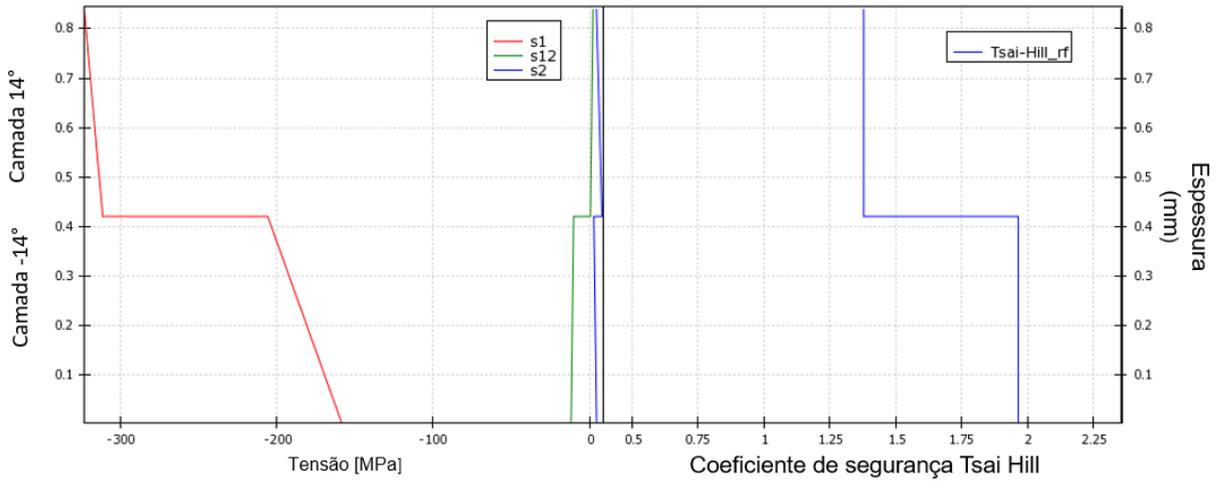


Figura A.1 - Estado de tensões e coeficiente de segurança da sequencia do empilhamento [(-14°,14°)].

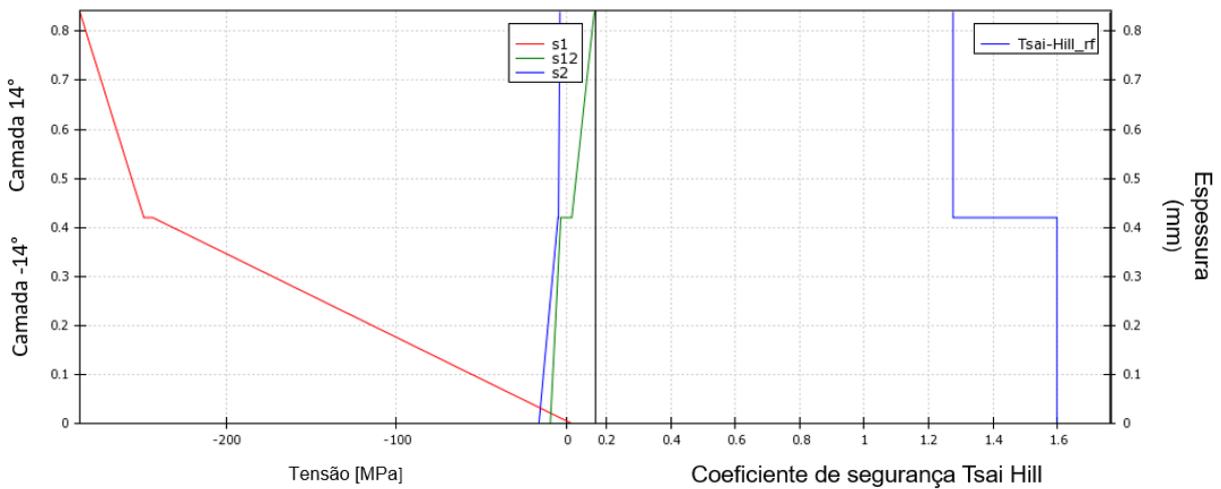


Figura A.2- Estado de tensões e coeficiente de segurança da sequencia do empilhamento [(14°, -14°, -14°, 14°)].

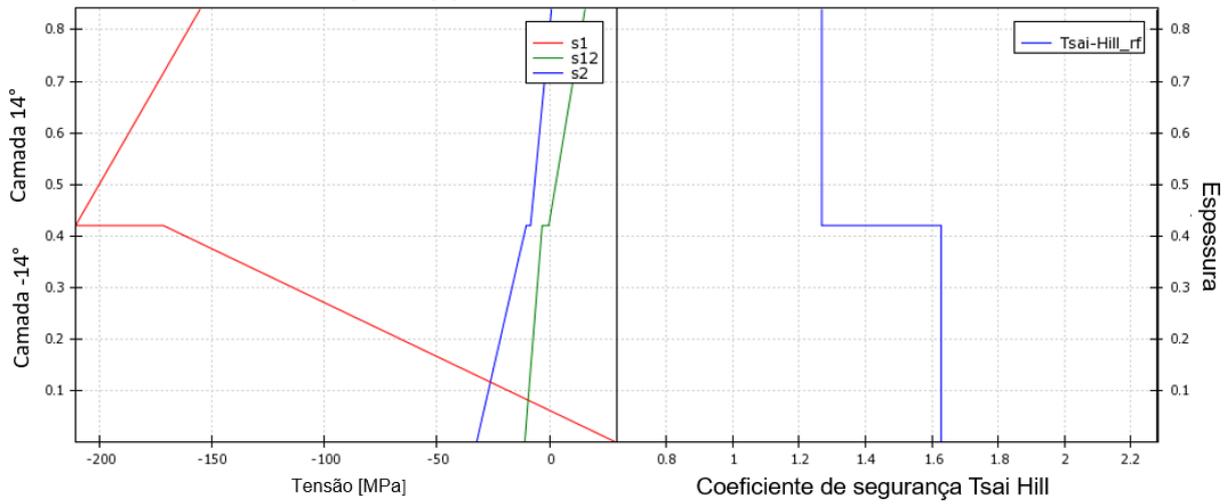


Figura A.3 - Estado de tensões e coeficiente de segurança da sequencia do empilhamento $[(-14^\circ, 14^\circ, -14^\circ, 14^\circ)]$.

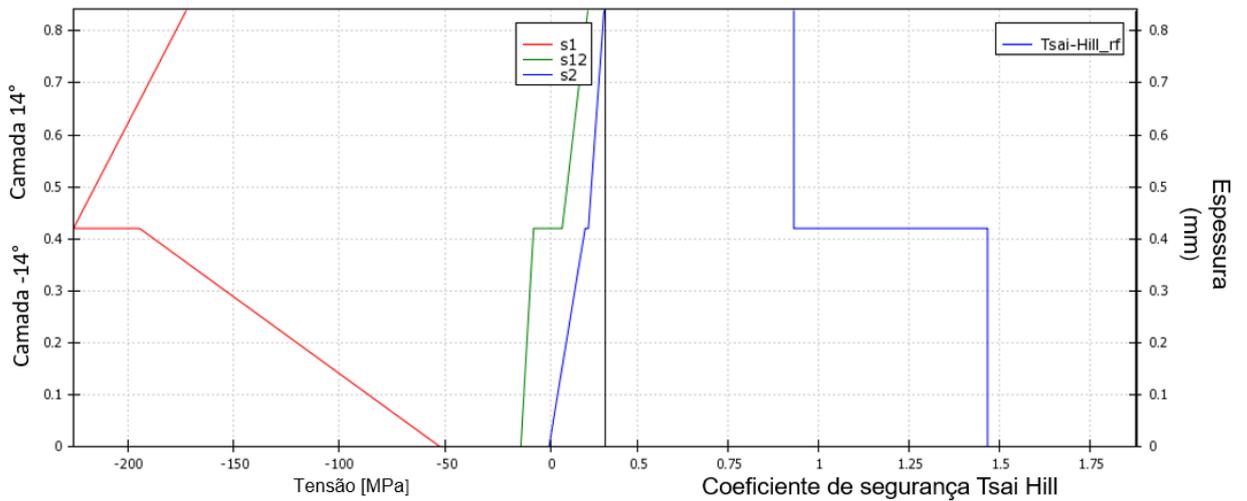


Figura A.4 - Estado de tensões e coeficiente de segurança da sequencia de empilhamento $[(-14^\circ, 14^\circ, 14^\circ, +14^\circ)]$.