

# STRUCTURAL ANALYSIS OF A COMPOSITE WING SPAR OF A LIGHT SPORTING AIRCRAFT

Felipe Silva Lima<sup>1</sup>, Álvaro Barbosa da Rocha<sup>2</sup>, Daniel Sarmento dos Santos<sup>2</sup>, Wanderley Ferreira de Amorim Júnior<sup>2</sup>, Tony Herbert Freire de Andrade<sup>3</sup>

<sup>1</sup>*Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal da Paraíba  
Cidade Universitária, s/n, João Pessoa, Brasil  
felipe.silva.lima@estudantes.ufpb.br*

<sup>2</sup>*Departamento de Engenharia Mecânica, Universidade Federal de Campina Grande  
Rua Aprígio Veloso 882, Campina Grande, Brasil  
engenhariabrasileira1@gmail.com*

<sup>3</sup>*Departamento de Engenharia de Petróleo, Universidade Federal de Campina Grande  
Rua Aprígio Veloso 882, Campina Grande, Brasil*

**Resumo.** Este artigo tem como objetivo examinar o comportamento mecânico-estático de uma longarina compósita projetada para uma aeronave esportiva leve através de investigações numéricas, empreendidas em *software* (ANSYS Release 19.2) comercial de elementos finitos. Diferentes seções transversais foram testadas numericamente para se determinar suas respectivas tensão equivalente e deslocamentos finais alcançados. Para avaliar os efeitos tridimensionais, modelos com a capacidade de simular uma viga em balanço, onde uma extremidade foi engastada enquanto a outra sofre flexão devido a sustentação, foram desenvolvidos cumprindo etapas de definição geométrica, geração de malha e aplicação de carregamento. As simulações revelaram que os fatores analisados, assinalaram os efeitos dos picos resultantes de tensão na sobrecarga sob a região engastada, simultaneamente, destaca que uma opção de perfil se sobrepõe com deslocamentos inferiores a 10 % em relação aos outros, assim como tensões equivalentes variando 17 até 75 % inferiores ao que foi desenvolvido em outros espécimes. Por fim, a partir dos resultados verificou-se a presença de pontos críticos e locais de baixa sollicitação, mantidos dentro de especificações de projeto, o que evidencia a versatilidade da análise por elementos finitos, podendo evitar equívocos desconsiderados em análises empíricas, imprimindo celeridade ao processo de investigação.

**Palavras-Chave:** Análise Estrutural, Longarina de Asa, Materiais Compósitos, ANSYS

## 1 Introdução

As disputas entre as indústrias aeronáuticas pela soberania no mercado global, vem projetando novas linhas de pesquisa e se convertendo em uma interessante ferramenta de avanço tecnológico. Novas tecnologias tem despontado, dado a necessidade de materiais com altos requisitos de propriedades que não são alcançados por materiais convencionais [1]. No intuito de atingir as propriedades requeridas, tais como, baixo peso, alta rigidez, resistência à corrosão e bom desempenho em elevadas temperaturas, a ciência dos compósitos tem crescido paulatinamente [2].

O emprego de materiais compósitos ficou restrito a alguns setores da indústria durante décadas, principiando com o projeto de peças sujeitas a baixos níveis de sollicitação estrutural. Posteriormente, progrediu para a substituição de conjunto de peças com uma importância notável para o correto funcionamento do avião, a exemplo das superfícies móveis de controle. E finalmente, a substituição de conjuntos críticos para o desempenho da aeronave, como os conjuntos da asa, caixa de torção, fuselagem, estabilizador horizontal e vertical [2].

Nesse sentido, no projeto aeronáutico o baixo peso estrutural associado a um bom comportamento mecânico tem efeito apreciável no desempenho em voo, na capacidade de transporte e no consumo de combustível.

Por vezes, a medida de eficiência de uma aeronave pode ser avaliada como uma relação da carga máxima paga e o peso máximo de decolagem, por conseguinte uma estrutura leve e segura tem grande importância tecnológica [3].

O montante em novos investimentos, ligado aos curtos prazos de entrega, que o mercado impõe aos fabricantes na execução das características mecânicas mencionadas acima. Vem implicando no emprego cada vez maior do método dos elementos finitos relacionados a poderosos *softwares* devido à segurança, precisão e velocidade de resposta [3,4]. A realização dos cálculos de forma analítica seria muito trabalhosa ou até mesmo impossível em certas circunstâncias, além disso a construção de protótipos demandaria muito tempo, pois uma ou mais iterações acerca de configurações geométricas são necessárias para que se chegue a um resultado que atenda às especificações exigidas [4].

Em trabalho recente, Araújo et al. [5] relataram o projeto e o processo de fabricação de uma longarina composta para uma asa destinada a um UAV leve, visando alcançar uma alta eficiência estrutural. No trabalho, o primeiro passo centra-se na seleção do aerofólio, em seguida, definição do tipo de asa e suas principais dimensões, além das cargas aerodinâmicas. Um procedimento analítico é apresentado para o dimensionamento estrutural e além disso, o critério de falha de Tsai-Wu é empregado para calcular as margens estruturais de segurança para as peças compostas.

Este trabalho tem como objetivo avaliar a longarina principal integrante da asa de uma aeronave esportiva leve, formada por materiais compósitos, comumente, aplicados na indústria aeronáutica. A partir do modelo genérico de longarina, analisa-se como a mesma se comporta alterando parâmetros geométricos, através do método dos elementos finitos. É realizada uma análise estática comparando as longarinas com as mesmas dimensões, variando apenas a seção transversal que as compõem. O comportamento mecânico em termos globais do modelo, isto é, deflexões e tensões, devem ser representativos das repostas reais.

## 2 Metodologia

O problema abordado neste trabalho é baseado no projeto de uma longarina compósita para uma aeronave esportiva leve, denominada de *ST20* sob domínio construtivo da *Stratus Indústria Aeronáutica*. O estudo, em questão, enfatizou a análise estrutural deste elemento demarcado em duas etapas. A metodologia proposta é ilustrada no organograma da Fig. 1.

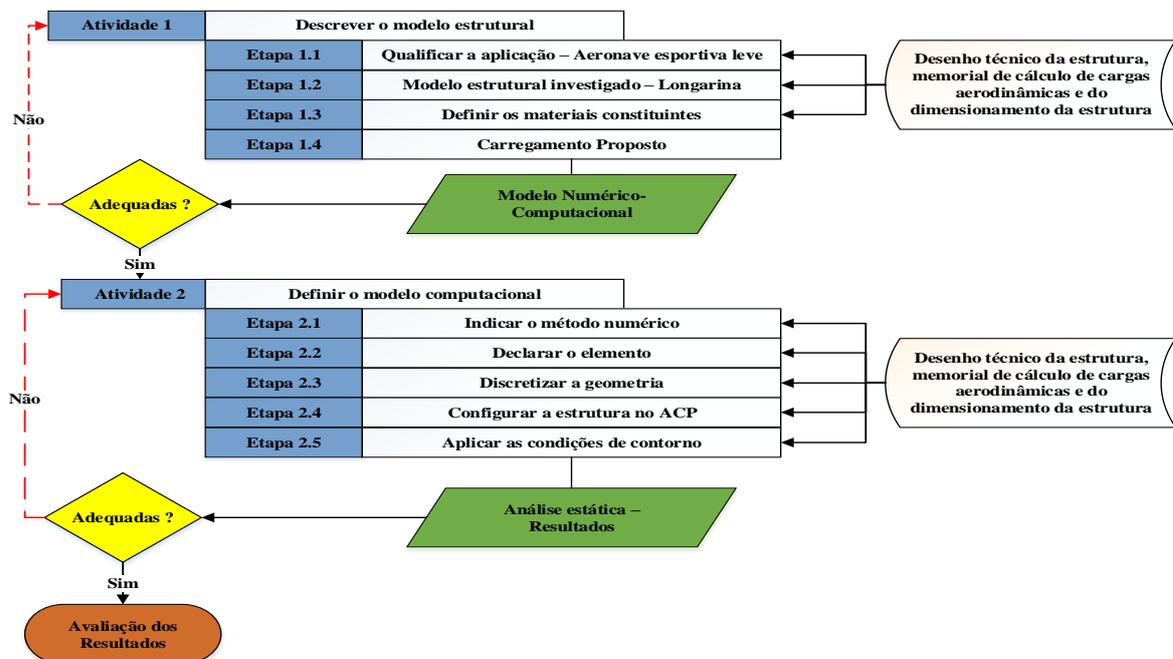


Figura 1. Metodologia empregada para o desenvolvimento desta pesquisa. Fonte: Acervo do autor (2019).

## 2.1 Modelo Estrutural

A aeronave *ST20* enquadra-se na categoria leve esportiva ou LSA (*Light Sport Aircraft*) caracterizada por diferentes propósitos, como desporto, meio de transporte particular, ferramenta de treinamento, etc. A Tab. 1 resume as principais características técnicas da aeronave *ST20*.

Tabela 1. Características técnicas principais. Fonte: Acervo do Autor (2019).

Parâmetros	ST20
Área Alar (m <sup>2</sup> )	14
Envergadura (m)	11
Velocidade de Estol (nós)	45
Velocidade de Cruzeiro (nós)	120
Peso da Aeronave (Kg)	325

O elemento estrutural investigado no presente trabalho se refere a uma longarina de asa, cuja estrutura é formada por elementos em material compósito. As suas medidas explicitam uma envergadura equivalente a 10,502 m. Desta maneira, o corpo em estudo detém de comprimento muito superior em relação às dimensões de sua seção transversal ( $b/L \ll 1$  e  $h/L \ll 1$  onde  $b$  é largura,  $h$  é altura e  $L$  é comprimento), segundo Vinson e Sierakowski [6] sendo considerado, portanto, como um elemento estrutural viga. Adicionalmente, percebe-se que há um ângulo diedro positivo formado entre o plano de asas e o eixo transversal do avião.

A longarina é um arranjo de três partes perfeitamente aderidas uma à outra, tal como acontece com as vigas convencionais. Com referência às características físicas dos materiais utilizados, pode-se dizer:

- As duas faces que funcionam como mesas são compostas por um empilhamento de lâminas. Cada lâmina de material possui cerca de 0,32 mm de espessura. A matriz consiste em resina do tipo epóxi reforçado por fibras de carbono unidirecionais. Para atingir a espessura de 6 mm correspondente a cada mesa, foram empilhadas 20 camadas de material pré-impregnado. Na Tab. 2 são indicados os materiais componentes das mesas da longarina com suas propriedades mecânicas;

Tabela 2. Propriedades mecânicas do material da mesa. Fonte: Rana e Figueiro (2016).

Propriedades – Epóxi/Fibra de Carbono	
Massa Específica (g/cm <sup>3</sup> )	1,54
Tensão de Compressão (MPa)	893
Tensão de Tração (MPa)	1979
Tensão de Cisalhamento (GPa)	100
Módulo de Elasticidade (GPa)	209

- No que concerne à “alma”, que desempenha um papel similar a um núcleo resistindo às tensões de cisalhamento provocadas por carregamentos transversais e torsionais, foi sancionado pela equipe de projeto, o arranjo que estabelece um material intermediário (núcleo) em *Divinycell*<sup>®</sup>. Este polímero é uma espuma de PVC rígida com estrutura de célula fechada, com espessura de 6 mm, intercalada a tecidos em fibra de carbono, impregnado de resina epóxi orientados de acordo com a sequência de laminação [-45°/45°/-45°/45°/-45°/45°/-45°]. Vale mensurar, a circunstância para adoção de reforços bidirecionais na forma de tecido despontou-se pela atenuação do efeito das tensões cisalhantes sobre a região. A Tab. 3 se refere aos materiais especificando o valor das propriedades necessárias para a sua determinação.

Tabela 3. Propriedades mecânicas dos materiais da “alma”. Fonte: Rana e Figueiro (2016).

Parâmetros	Epóxi/Fibra de Carbono	<i>Divinycell</i> <sup>®</sup>
Massa Específica (g/cm <sup>3</sup> )	1,76	0,06
Tensão de Compressão (MPa)	350	0,9
Tensão de Tração (MPa)	385	1,8
Tensão de Cisalhamento (GPa)	60	0,76
Módulo de Elasticidade (GPa)	48,9	0,075

A longarina requer rigidez para que seja garantida a forma aerodinâmica durante o voo. Para isso, a seção utilizada deve ter o maior momento de inércia possível. O mais expressivo esforço sofrido por este componente é

a flexão devido a sustentação. Especificamente, neste trabalho a distribuição das forças de sustentação em uma asa é simplificada através do Método de Schrenk, que supõe a distribuição das forças de sustentação ao longo da envergadura de um avião, proporcional às áreas de uma asa imaginária, na qual suas cordas são a média geométrica das cordas reais e das cordas de uma asa elíptica de mesma área e envergadura. O comportamento da corda equivalente é representado na Fig. 2.

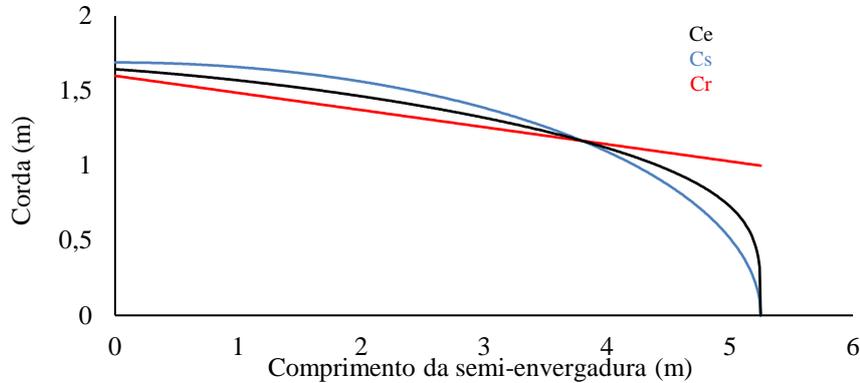


Figura 2. Corda equivalente. Fonte: Acervo do autor (2019).

## 2.2 Modelo Numérico

A concepção do modelo numérico utilizou o Método dos Elementos Finitos – MEF, em função da familiaridade do autor e devido a excelente precisão alcançada. A modelagem desenvolvida lidou com a dificuldade de preparar estruturas em material compósito, dado que eles obrigam cuidados específicos ao apontar as suas propriedades bem como a definição da orientação das fibras em cada camada [7]. Para examinar o comportamento mecânico foi realizada uma modelagem teórica através do CAE (comercial ANSYS 19.2). Foi analisado o comportamento de meia longarina, porquanto seu comportamento é espelhado

O elemento finito empregado nas simulações numéricas para anunciar o comportamento mecânico da longarina foi o *Shell 181*, que é um elemento bidimensional apropriado para analisar estruturas de cascas e moderadamente espessas. Tem como característica quatro nós com seis graus de liberdade em cada nó: translações nas direções  $x$ ,  $y$ , e  $z$ , e rotações sobre os eixos  $x$ ,  $y$  e  $z$ . O *Shell 181* é propício para grandes rotações e/ou grandes aplicações não-lineares de tensão. Mudança na espessura da casca são contabilizadas nas análises não-lineares

As simulações preliminares para definição da malha testaram modelos com elementos de casca *Shell 181*. Foram efetuadas análises estruturais, com o objetivo de extrair os valores de deflexão do sistema estrutural em estudo, mediante aplicação dos esforços intrínsecos a uma longarina. Através da Fig. 3 é possível observar, os resultados atingidos para as deflexões, em função da variação do tamanho da malha de elementos finitos, indicando uma tendência invariante da curva. Para tal, foi considerado o modelo de longarina em C (original).

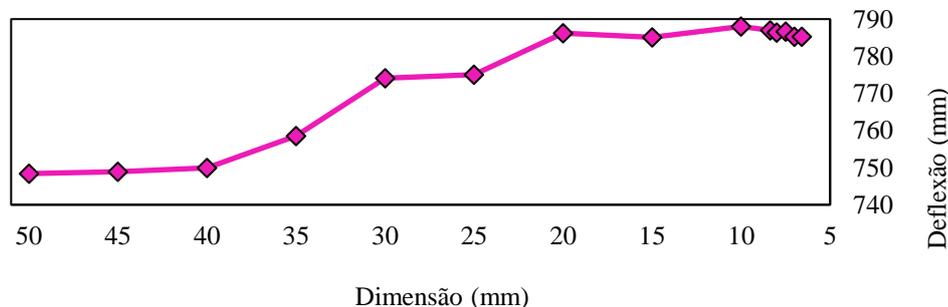


Figura 3. Gráfico comparativo entre a deflexão e dimensão de elemento para o estudo de convergência de malha. Fonte: Acervo do autor (2019).

O material foi modelado e configurado no ANSYS Workbench 2019.2. Esse programa possui um módulo de pré-processamento de materiais compósitos denominado *ACP Pre*, o qual atribui ao elemento as propriedades mecânicas de cada laminado. E o ANSYS Mechanical incumbe-se do módulo de pós-processamento, na qual é feita

a análise de tensões no laminado.

Em relação às condições de contorno no caso da longarina, uma extremidade foi engastada, ou seja, há restrição de translação e rotação em todos os eixos. Na prática, para simular esta condição no *ANSYS Mechanical* foi empregado a opção denominada de *Fixed Support* (Suporte Fixo). A distribuição de carga ao longo da semi-envergadura foi alcançada utilizando o método de Schrenk mencionado previamente. Estas cargas foram introduzidas na mesa superior de modo a simular os esforços na região. Para maior simetria do carregamento, convencionou-se uma divisão em 21 componentes de força, vertical para baixo, a fim de se obter uma configuração compatível com o tamanho da malha adotado no modelo. A Fig. 4 mostra o cenário explicitado acima.

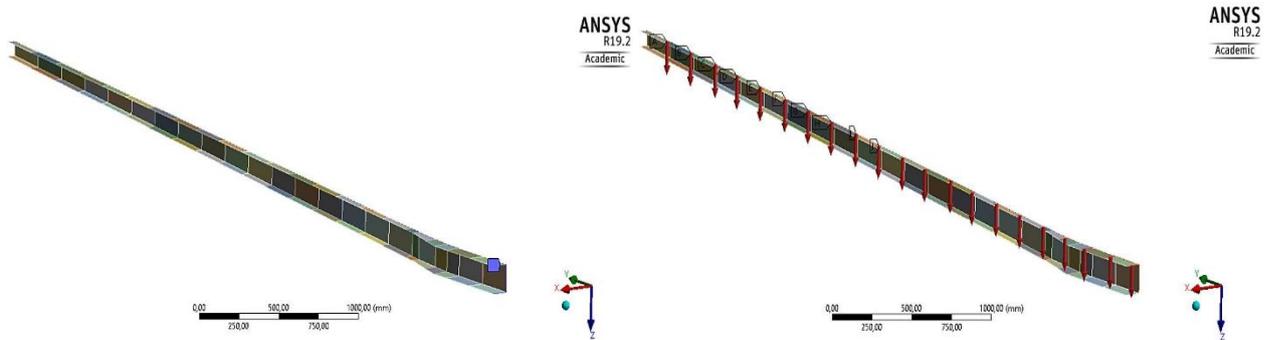


Figura 4. Restrição da extremidade e configuração de cargas na longarina no *ANSYS Mechanical*. Fonte: Acervo do autor (2019).

### 3 Resultados e Discussões

Com base na geometria e condições de contorno enfatizadas na metodologia, realizaram-se as análises estruturais estáticas no aplicativo computacional ANSYS. Para a elaboração dos gráficos, o ângulo diedro foi observado para as vigas com seção transversal em “I” e “C”, assim como também foram examinadas as configurações sem diedro. A seção transversal em caixão foi considerada apenas no seu formato usual. Vale destacar que para todas as investigações efetuadas foi processada uma análise de convergência de malha.

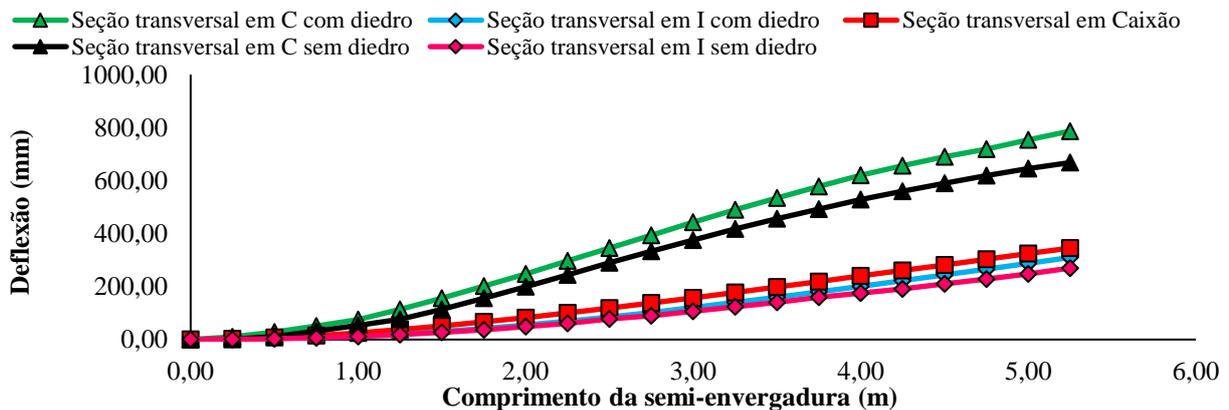


Figura 5. Curvas de deflexão versus semi-envergadura obtidas para diferentes seções transversais. Fonte: Acervo do autor (2019).

A Fig. 5 mostra a variação da deflexão em função da semi-envergadura da longarina. Por sua vez, a Fig. 6 traz a representação computacional dos valores da distribuição de deflexão para cada modelo, evidenciando a localização dos valores máximo e mínimo. Desta forma, de acordo com os valores, têm-se os resultados da longarina em “I” indicando que a deflexão é menor em cerca de 153,94 % em confronto com o exemplar em “C”, caindo para 10,21 % ao observar o modelo em caixão. De forma semelhante, tem-se a viga em “C” apresentando deflexão 128,02 % superior a seção em Caixão. Ressalta-se que, embora as principais medidas da longarina permanecem idênticas, houve alteração no momento de inércia, responsável mais pronunciado por essa diferença

entre valores.

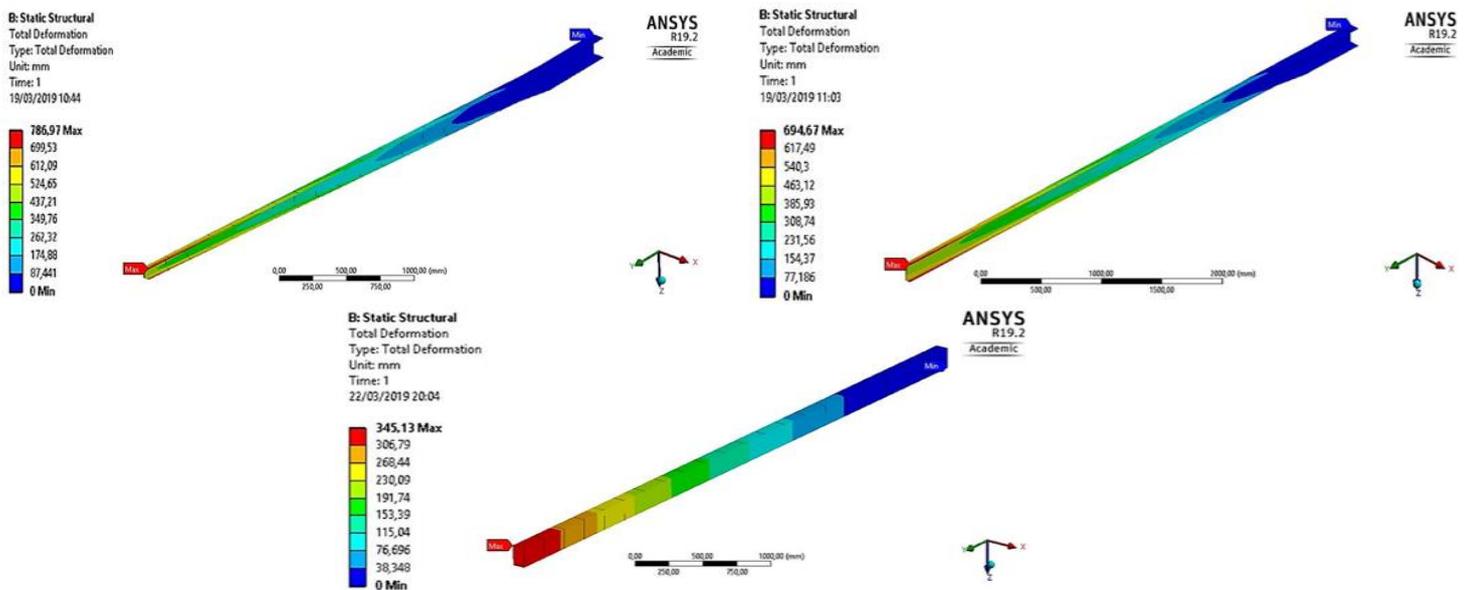


Figura 6. Deflexão total da estrutura (a) “C” com diedro, (b) “I” com diedro. Fonte: Acervo do autor (2019).

Ainda a partir das análises executadas, pode-se ver nas Fig. 5 que, para as longarinas em “C” e “I”, foram examinados os modelos sem a incorporação do ângulo diedro. Neste caso, os modelos proporcionam reduções em se tratando de deflexões, particularmente maiores que as disposições com diedro, por exemplo, no arranjo em “C” a redução é de 11,73 % e no arranjo em “I” equivale a 12,96 %. Todavia, os ganhos muito provavelmente são negligenciados, em função do aumento da estabilidade lateral conseguida na aeronave através do ângulo diedro.

De modo análogo ao que foi feito para deflexão, foram estimadas as curvas de tensão para a semi-envergadura da asa, como pode ser visto na Fig. 7. Na Fig. 8, pode ser observado, ainda, os resultados das análises estruturais estáticas para os modelos, em consideração, quanto ao parâmetro de tensão.

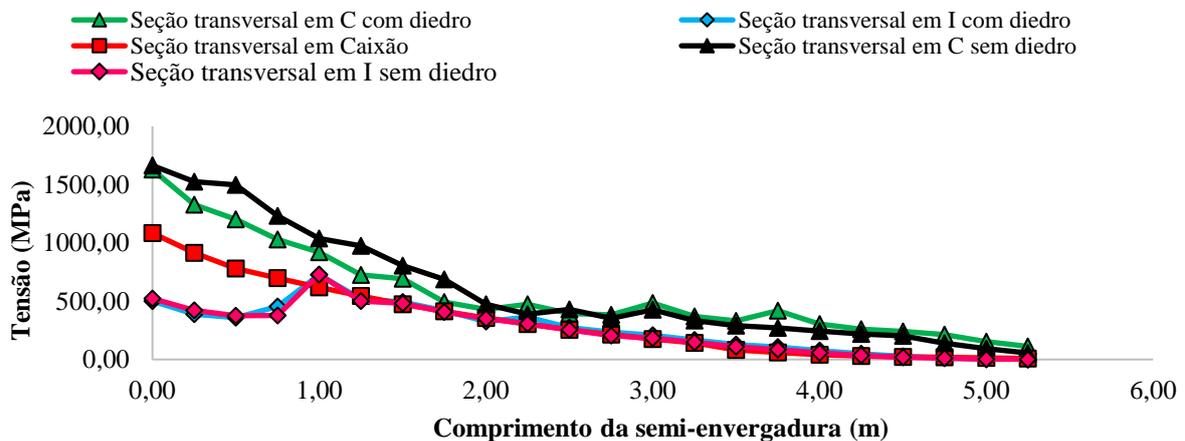


Figura 7. Curvas de tensão versus semi-envergadura obtidas para diferentes seções transversais. Fonte: Acervo do autor (2019).

Os dados apresentados na Fig. 7 mostram que as longarinas com seções transversais em “C” e Caixaõ registraram valores de 74,88 % e 17,49 %, respectivamente, superiores que o exemplar em “I”. Considerando apenas a análise, que confronta os resultados de tensão, observa-se que houve um acréscimo de 48,84% de C em relação à seção caixaõ. É interessante notar que, sob o ponto de vista estrutural, o não emprego do ângulo diedro conduz a diminuição dos valores do gradiente de tensão. O desencadeamento do processo de sobrepor um ângulo diedro pode ocasionar mudanças súbitas de seções no decurso da longarina que, nesse caso, provoca, imediatamente, uma diminuição da área projetada, transferindo uma grande parcela de carga para a região.

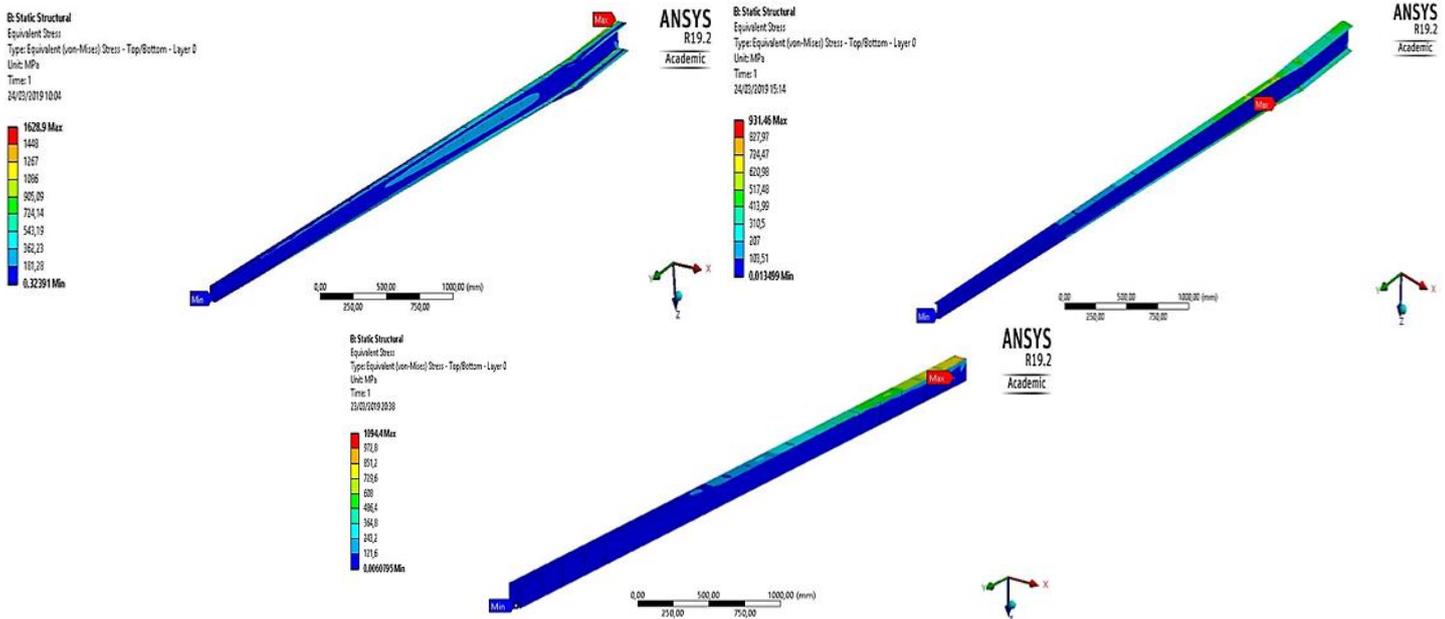


Figura 8. Gradiente de tensões nas estruturas da longarina (a) “C” com diedro, (b) “I” com diedro. Fonte: Acervo do autor (2019).

## 4 Conclusões

Neste trabalho foi possível avaliar numericamente uma longarina, além de analisar de forma rápida diferentes configurações de perfis estruturais, que porventura poderiam ser implementados no projeto de uma asa para a aplicação em questão. A estratégia de analisar as possíveis configurações para os perfis de uma longarina se mostrou satisfatória para o projeto da aeronave, uma vez que respeita às hipóteses de falha para a estrutura, concomitantemente impede a produção de protótipos que onerariam os custos de projeto, fornecendo meios para o aumento da performance. Com a metodologia aplicada, os resultados apresentaram tensões e deformações distintas em cada configuração analisada. Além disto, deve-se ressaltar que os pontos críticos e os valores das variáveis arregimentadas se mantêm em regiões específicas, apesar das modificações executadas. Através deste estudo, foi possível uma boa familiarização com os conceitos de materiais compósitos, tal qual com os métodos de projeto aeronáuticos envolvendo meios computacionais empregados para sua análise.

## Agradecimentos

Os autores agradecem à CAPES, pelo apoio financeiro concedido à esta pesquisa e à Stratus Aeronaves pelo suporte técnico prestado.

## Referências

- [1] Rana, S., Figueiro, R., 2016. *Advanced Composite Materials for Aerospace Engineering: Processing, Properties and Applications*. Woodhead Publishing Ltd.: Cambridge.
- [2] Kassapoglou, C., 2013. *Design and Analysis of Composite Structures With Applications to Aerospace Structures*. John Wiley & Sons Ltd.
- [3] Kaufmann, M., Zenkert, D., Wennhage, P., 2010. Integrated cost/weight optimization of aircraft structures. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, vol. 41, pp. 325-334.
- [4] Kim, H. A., Kennedy, D., Gürdal, Z., 2008. Special issue on optimization of aerospace structures. *Structural and Multidisciplinary Optimization*, vol. 36, pp.1-2.
- [5] Araujo, P. M. N.; Costa, T. R.; Silva, E. C., 2018. *Design and manufacturing process of uav composite wing*.
- [6] Vinson, J. R., Sierakowski, R. L., 1993. *The Behavior of Structures Composed of Composite Materials*. 3rd printing. AD Dordrecht, Netherlands. Kluwer Academic Publishers.
- [7] Barbero, E. J., 2013. *Finite Element Analysis of Composite Materials Using Ansys*. CRC Press, Boca Raton, Flórida, USA.