

ANÁLISE ESTRUTURAL DOS ESFORÇOS SOFRIDOS NA ASA DO MONOPLANO IPUC001-CARCARÁ SOB AÇÃO DA CARGA ULTIMATE UTILIZANDO O MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS

Bruno Daniel Pignolati

Pedro Américo Almeida Magalhães Júnior

bruno.pignolati@gmail.com

paamjr@gmail.com

Pontifícia Universidade Católica de Minas Gerais

Av. Dom José Gaspar, 500, Coração Eucarístico, Belo Horizonte, Minas Gerais, Brasil – 30535-610.

Resumo: O objetivo deste trabalho é avaliar de forma simplificada o comportamento da estrutura da asa do avião IPUC001-Carcará com carga máxima. A análise estrutural é efetuada por meio da aplicação do carregamento correspondente ao peso total da aeronave distribuído na asa, multiplicado por um fator de manobra e por um fator de carga, sendo este dividido em dois tipos padrões de carregamento (carga limite e ultimate). Com esta análise é possível levantar os esforços sofridos pela asa e avaliar os principais critérios de verificação estática, pelo critério de Von Mises e Mínima Tensão principal.

A aeronave se enquadra na categoria experimental e é de desenvolvimento inteiramente da PUC-MG, possui asa trapezoidal, é monoplana e biplace. Foram feitas várias simplificações na modelagem da análise estrutural computacional por elementos finitos, visando avaliar os elementos principais como longarinas, nervuras, revestimento e reforçadores, sem muitas particularizações das ligações entre elementos e detalhes construtivos.

Palavras-Chaves: Análise estrutural, Desenvolvimento de aeronaves, Análise por elementos finitos, Métodos computacionais.

AGRADECIMENTOS

Os autores generosamente agradecem o apoio da Pontifícia Universidade Católica de Minas Gerais – PUCMINAS, o Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico - CNPq – e a Fundação de Amparo a Pesquisa de Minas Gerais – FAPEMIG.

INTRODUÇÃO

A asa é o elemento aerodinâmico mais importante do avião, sendo o principal responsável pelo aparecimento da sustentação. A asa normalmente é definida pela sua forma em planta e pelo formato do perfil (PULLIN, 1976).

A asa é uma viga que transmite e reúne as cargas aerodinâmicas para a fuselagem. Para um pré-dimensionamento estrutural, é geralmente admitido que a carga total de sustentação na asa é igual ao peso da aeronave multiplicado pelo fator limite de carga e multiplicado por um fator de segurança usualmente de 1,5, chegando-se assim em uma carga última (conhecida como carga ultimate). Este carregamento será considerado nesta análise, sendo apresentada a aeronave já em fase de anteprojeto com suas especificações já concluída e então a na fase de análise do caixão da asa desta.

A estrutura geral da asa é formada por longarinas que suportam a maior parte dos esforços, normalmente são colocadas duas longarinas formando uma caixa, nervuras ("ribs"), revestimento ("skin") e reforçadores ("stringers").

Para o caso de ser necessário uma estrutura resistente a grandes esforços, o revestimento terá de ser reforçado, para isso existe um tipo de estrutura de revestimento com reforçadores, chamados de "stringers". Neste caso os momentos fletores passam a ser suportados principalmente pelo revestimento do extradorso e do intradorso. Os reforços com "stringers" longitudinais são uma grande melhoria para uma estrutura tolerante a danos. A interação entre os diferentes componentes é o grande problema deste tipo de estrutura, as nervuras não podem interromper a transmissão de cargas por parte das "stringers" e a também a quantidade de componentes.

Usualmente o revestimento é fixado às nervuras, às mesas das longarinas e aos reforçadores através de rebites (NIU, 1989).

No presente trabalho será considerado um caso para asa do tipo com duas longarinas e nervura de alma cheia, desconsiderando a ligação dos componentes por prendedores.

1.1 Elementos da asa

1.1.1 Longarina

A longarina é o elemento estrutural principal de uma asa, ela é colocada no sentido da envergadura e seu principal objetivo é suportar os esforços fletores que atuam sobre a estrutura da asa (NIU, 1989). A localização das longarinas é determinada pelas especificações da asa, mas de maneira geral deve ser colocada o mais próxima do bordo de ataque e o mais próxima do bordo de fuga para traseira. Tipicamente a longarina frontal posiciona-se entre 10 - 15% da corda e a traseira a 55% - 70%.

1.1.2 Nervuras

As nervuras são componentes estruturais de uma asa, estão dispostas tipicamente perpendiculares às longarinas. As nervuras têm como objetivos principais, resistir aos esforços transmitidos pelo revestimento (esforços estes originados pelas forças aerodinâmicas) para as longarinas. Restringir a flambagem nas quais as longarinas estão sujeitas. Manter a estabilidade do revestimento, não permitindo que o mesmo encurve. Resistir às cargas originais da co-localização dos tanques de combustível no caixão da asa. Permitir a fixação e distribuir os esforços transmitidos pelas superfícies de controle.

Manutenção da forma aerodinâmica da asa, etc. Algumas nervuras especiais reforçadas agem como elemento estrutural de suporte e distribuição de cargas concentradas como o peso do motor, trem de pouso, pilones dos tanques externos de combustíveis, bombas, etc.

1.1.3 Revestimento

O revestimento da asa tem como principais funções, resistir e transmitir forças aerodinâmicas que atuam sobre a superfície da asa. A transmissão das forças se dá para as longarinas, nervuras e reforçadores contidos na estrutura interna da asa. Tem como função também a manutenção da forma aerodinâmica da asa.

1.2 A aeronave

O IPUC0001 Carcará foi inteiramente projetada por alunos da Pontifícia universidade Catolica de Minas Gerais e seguirá um perfil típico de treinamento de navegação e turismo, seguindo essas características e especificações da norma FAR part 23. O modelo básico da aeronave segue a imagem abaixo.

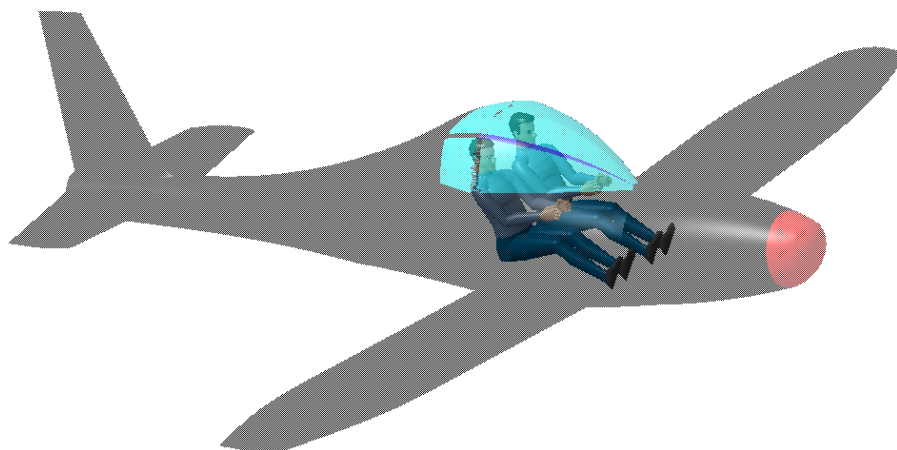


Figura 1 – A aeronave IPUC001-Carcará

Para o presente projeto foi adotada a forma em planta mista, retangular e com a ponta trapezoidal, por motivos estruturais e de desempenho. O afilamento deve preservar boas condições de estol e a asa não terá torção, também por facilidade construtiva. As figuras abaixo mostram as três vistas do anteprojeto da aeronave IPUC001-Carcará.

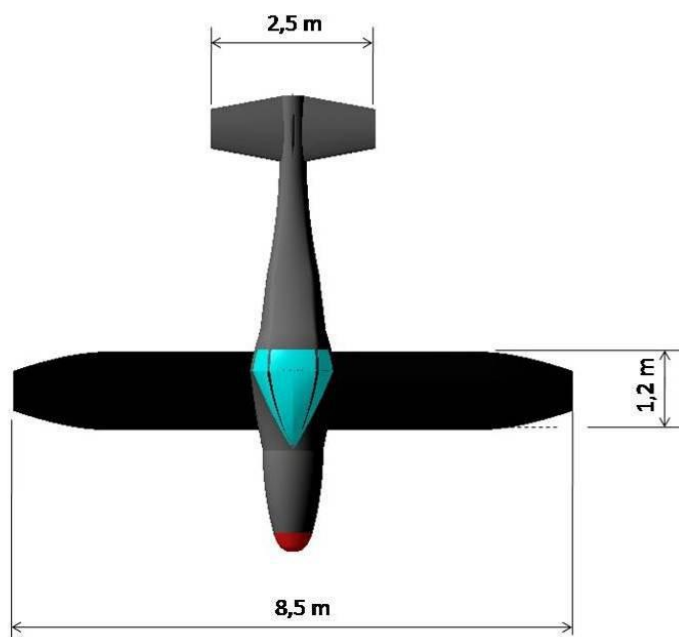


Figura 2 – Vista superior aeronave IPUC001-Carcará

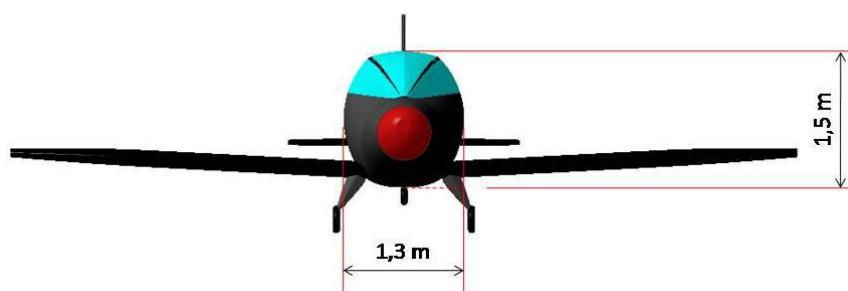


Figura 3 – Vista frontal aeronave IPUC001-Carcará

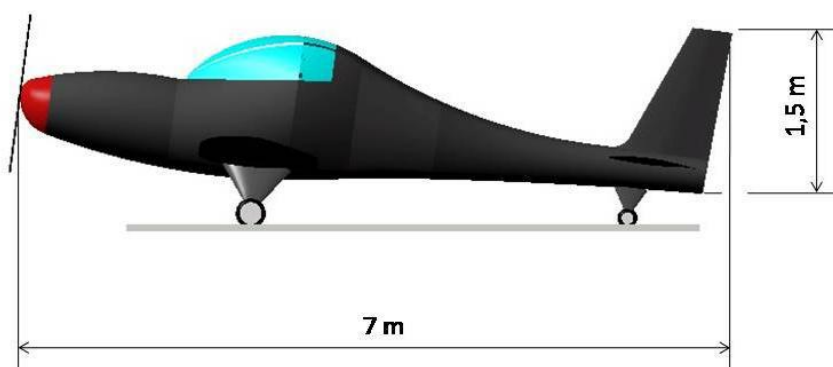


Figura 4 – Vista lateral aeronave IPUC001-Carcará

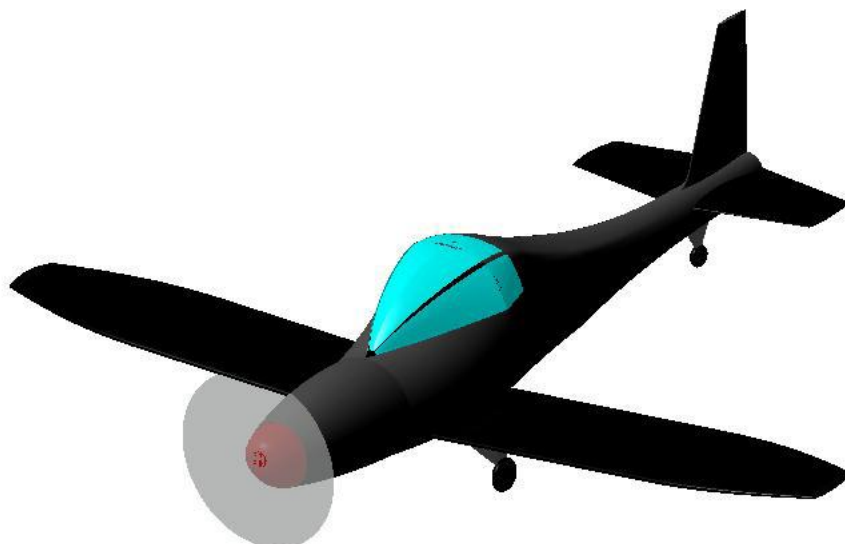


Figura 5 – Vista isométrica aeronave IPUC001-Carcará

Fonte: AUTOR

1.3 Ficha técnica

A aeronave IPUC001 - Carcará conforme definido pelos requisitos de projeto será uma aeronave pertencente à categoria utilitária e para treinamento básico. A sua construção será predominantemente de materiais metálicos, especialmente o alumínio e suas ligas. Obedecendo a norma americana FAR.

Abaixo seguem algumas tabelas contendo os dados dimensionais e especificações técnicas de cada componente da aeronave projetada:

Tabela 1 – Ficha técnica fuselagem

Grandeza	Valor
Comprimento (m)	7
Largura (m)	1,3
Altura (m)	1,5

Tabela 2 - Ficha técnica asa

Grandeza	Valor
Envergadura (m)	8,5
Área alar (m ²)	9,2
Alongamento	7,9
Corda na raiz (m)	1,2
Corda a 60% da envergadura (m)	1,2

transição asa retangular para trapezoidal	
Corda na ponta (m)	0,6
Afilamento	0,83
Incidência na raiz e na ponta (°)	0
Torção geométrica	0
Perfil da raiz e da ponta	NACA 65(2)-415
Envergadura do flape (m)	4

Tabela 3 - Ficha técnica empenagem horizontal

Grandeza	Valor
Área (m ²)	1,7
Alongamento (m)	3,7
Envergadura (m)	2,5
Corda na raiz (m)	1,0
Corda na ponta (m)	0,6
Perfil da raiz e da ponta	NACA 65-009
Afilamento	0,6

Tabela 4 - Ficha técnica empenagem vertical

Grandeza	Valor
Área (m ²)	1,1
Alongamento (m)	2,0
Altura (m)	1,5
Corda na raiz (m)	1,0
Corda na ponta (m)	0,4
Perfil da raiz e da ponta	NACA 65-009
Afilamento	0,4

Tabela 5 - Dados de velocidade

Velocidades	
Grandeza	Valor
Cruzeiro 75% (km/h)	270
Máxima 100% (km/h)	300
Estol com flapes (km/h)	73

Tabela 6- Dados de peso

Grandeza	Valor
----------	-------

Vazio (kg)	465
Carga útil (kg)	385
Máximo (kg)	850

1.4 Fator de carga

O fator de carga é o valor que determina a magnitude e severidade das manobras ou turbulência que a aeronave irá sofrer, estas são as cargas adicionais impostas à estrutura e que aumentam ou diminuem um carregamento já aplicado. Este fator multiplicativo é determinado basicamente pela utilização da aeronave e definida pela força de aceleração que aumenta a sustentação (NIU, 1999).

Variando de acordo com seu propósito e com o quanto a estrutura deve ser projetada para suportar. Este fator é baseado em estatísticas prévias e nos regulamentos de operação para cada categoria. Basicamente, o fator de carga (n), é a razão entre a sustentação produzida pela asa de uma aeronave (L), e o seu peso (W). Para que uma aeronave esteja em voo reto horizontal, é necessário que a sustentação seja igual ao peso. Neste caso o fator de carga será ($n = 1$).

É fácil perceber que para uma velocidade de voo fixa o fator de carga máximo será obtido pelo maior coeficiente de sustentação possível, como mostra a equação abaixo.

$$n_{\max} = \frac{\rho \times v^2 \times S \times C_{L(\max)}}{2W} \quad (1)$$

Sendo neste caso igual a 4,4 para a categoria utilitária, segundo a norma FAR part 23, seção 337.

Uma forma mais simples para se entender o fator de carga, é realizar uma analogia com um percurso de montanha-russa em um parque de diversões, onde em determinados momentos do trajeto, uma pessoa possui a sensação de estar mais pesada ou mais leve dependendo do fator de carga ao qual o seu corpo está submetido. Comparando-se com uma aeronave, em determinadas condições de voo, geralmente em curvas ou movimentos acelerados, a estrutura da aeronave também será submetida a maiores ou menores fatores de carga (PULLIN, 1976).

Existem duas categorias de limitações estruturais que devem ser consideradas durante o projeto estrutural de uma aeronave.

a) Fator de carga limite: Este é associado com a deformação permanente em uma ou mais partes da estrutura do avião. Caso durante um voo o fator de carga n seja menor que o fator de carga limite, a estrutura da aeronave irá se deformar durante a manobra, porém retornará ao seu estado original quando $n = 1$. Para situações onde n é maior que o fator de carga limite a estrutura irá se deformar permanentemente ocorrendo assim uma danificação estrutural, porém sem que corra a ruptura do componente.

b) Fator de carga última: Este representa o limite de carga para que ocorra uma falha estrutural, caso o valor de n ultrapasse o fator de carga último, componentes da aeronave com certeza sofrerão ruptura (NIU, 1999). Como mencionado anteriormente, a menos que especificado o contrário:

Fator de carga última = 1.5 vezes carga limite

2 MATERIAIS

As curvas mais importantes para este trabalho são as referentes às ligas de alumínio (principalmente dos grupos 2000 e 7000), e essas estão representadas na figura abaixo (NIU, 1999). Onde são retirados as tensões ultima, cisalhamento, módulo de elasticidade e tensão de compressão para as ligas analisadas.

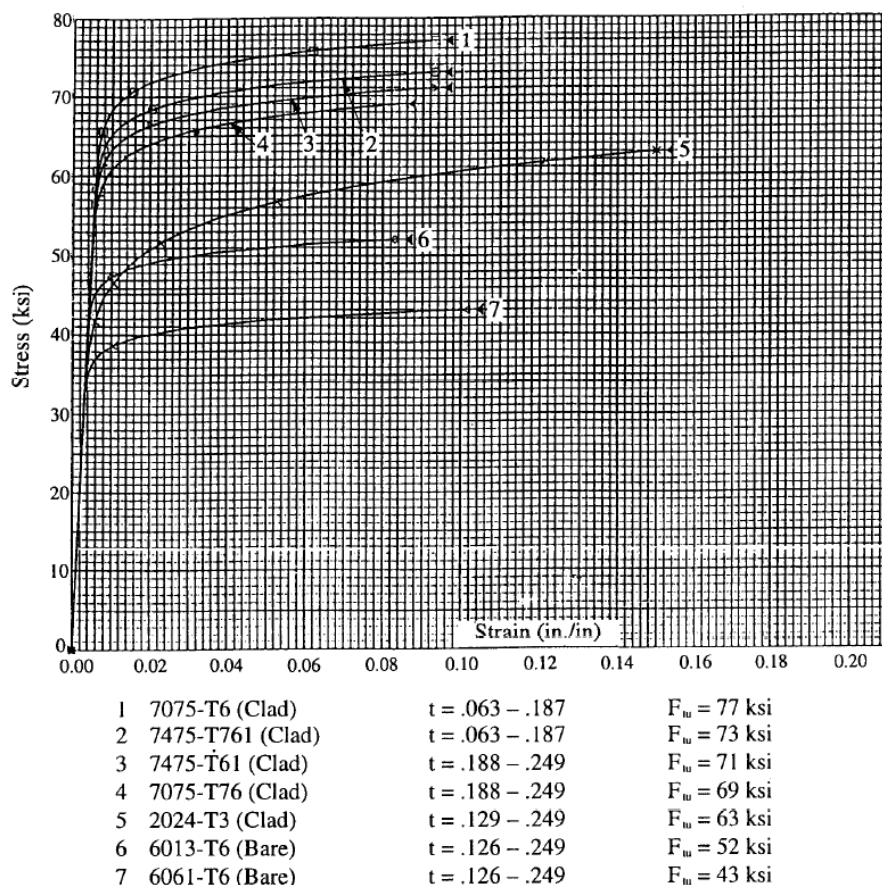


Figura 6 – Curvas Tensão x Deformação para algumas ligas de alumínio.

Obtendo assim para a liga 7475-T761 o valor de tensão ultima é de 50,3 daN/mm² e de escoamento em compressão de 42,7 daN/mm², valores que serão utilizados para comparação na análise de tensões.

3 MODELO NUMÉRICO PARA CÁLCULO ESTRUTURAL DA ASA DA AERONAVE IPUC001- CARCARÁ

3.1 Aproximação técnica.

A análise do presente trabalho em elementos finitos foi realizado com o auxílio do programa computacional Femap Nastran. O procedimento para efetuar a análise de

determinada estrutura no método FEM segue normalmente três passos fundamentais, em primeiro lugar é feita a modelagem geométrica da estrutura (no caso, a asa) e é escolhido o tipo de elementos finitos a utilizar, em segundo são aplicados os carregamentos e restrições à estrutura consoante o tipo de estudo e por último é definido o tipo de análise e é gerada a solução.

O modelo criado neste trabalho tentou representar a estrutura o mais próximo possível do que seria na realidade, para tal recorreu-se a estudos existentes e aeronaves similares e ao mesmo tempo adequou estas similaridades das especificações.

Assim se obteve uma posição consistente dos diferentes componentes e de seções, mas devido à complexidade estrutural da asa é sempre necessário que sejam feitas algumas aproximações estruturais, elementos de ligação entre secções não foram considerados (como rebites e parafusos), considerou-se que os elementos da estrutura estariam soldados e a posição das seções é aproximada. A asa foi então modelada por um conjunto de linhas e áreas descrevendo a posição dos diferentes componentes estruturais, esse modelo é apresentado na figura a seguir.

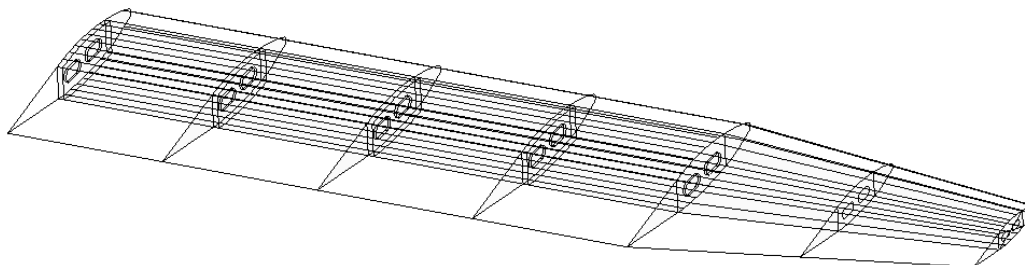


Figura 7 – Modelo da asa por um conjunto de linhas e áreas

Uma vez definida a geometria da estrutura é necessário aplicar em cada linha e área as características do correspondente as seus componentes. Para este tipo de definição estrutural são utilizados no programa FEM os elementos do tipo placa (Quad) para definir as superfícies e do tipo Beam para vigas. O elemento Beam, é um elemento linear de 2 nós com seis graus de liberdade por nó, deslocamentos x , y , z e rotação em torno de x , y , z respectivamente, é um elemento aplicado a vigas no qual é possível definir qualquer tipo de seção através do comando de criação de seções dentro do próprio programa. O elemento placa é um elemento linear utilizado para aplicação de camadas a um modelo estrutural com diferentes orientações e cada nó deste elemento é definido por seis graus de liberdade.

Definido o tipo de elementos áreas que descrevem a estrutura é necessário definir as propriedades de cada uma delas. Este passo é efetuado no programa criando individualmente cada tipo de propriedade e material e armazenando a informação com o nome da espessura e material utilizado, constituindo assim uma biblioteca de propriedades que é utilizada quando se aplica a malha na estrutura.

Com intuito de simplificar a análise e concentrar os esforços foi estudado somente o caixão da asa, a região que se encontra entre as longarinas e que realmente concentra os esforços da asa. Assim o modelo recebeu malha somente nesta região.

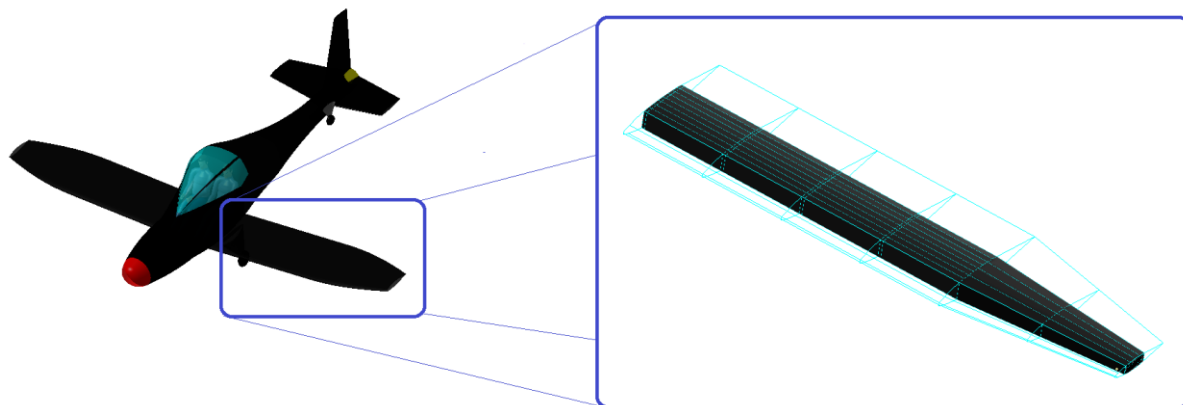


Figura 8 – Modelo em elementos Finitos do caixão da asa

Esta região foi modelada com a utilização de dois materiais, os alumínio 2024 e 7075, e com as espessuras iniciais de 3,5mm, 2mm e 8mm. Sendo que a longarina foi modelada com o alumínio 7075 e espessura de 8 mm, pela solicitação estrutural ser mais elevada nesta estrutura, e as nervuras e os revestimentos foram modelados com o alumínio 2024 e espessuras de 3,5mm e 2mm respectivamente, por esta liga ter melhor desempenho em fadiga e melhor conformabilidade. As espessuras foram alteradas até chegar a um valor final onde as tensões nos elementos se encontrassem abaixo dos limites.

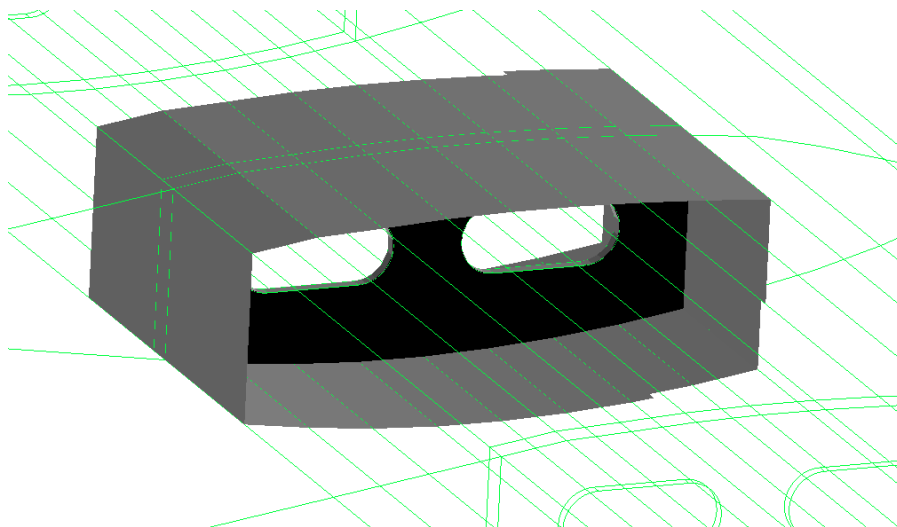


Figura 9 – Modelo em elementos Finitos da asa em corte

Definindo os elementos deste modo o cálculo dos momentos de inércia e produtos de inércia são realizados automaticamente pelo programa, tendo apenas a preocupação com a convergência da malha e o refino da mesma.

De modo a analisar a validade desta malha utilizada é feito um estudo de refinamento de malha. Para isso optou-se pelo método mais simples que é considerar o tamanho do elemento como parâmetro variável no refinamento devido ao diferente tamanho dos componentes estruturais. Consegue-se assim diminuir muito o erro, podendo fazer-se uma escolha razoável

da malha e o seu erro associado. É feita uma análise de uma região fixa da estrutura, pois a distribuição de tensões na região variará com o refinamento da malha.

Assim, após a análise de convergência pode-se escolher uma malha com elementos de 1cm de lado, visto o custo computacional adicional para uma malha com elementos de dimensões inferiores não justificar o aumento de precisão nos resultados obtidos.

3.1.1 Condição fronteira e carregamento

Para o estudo de distribuição de tensão, a asa é engastada na base, isto é, os pontos de ligação entre o caixão da asa e a fuselagem são impedidos de qualquer grau de liberdade (deslocamentos e rotações), impondo assim a condição de engastamento na base das longarinas na asa em estudo. Este tipo de condição de fronteira não é o mais próximo do real, pois devido a ele vão surgir regiões de elevada tensão junto ao engastamento. Este fato acontece, porque a asa não consegue transferir as tensões para a fuselagem (que absorverá esta tensão com alguma deformação), mas este tipo de condição também é bem aceito por ser a condição mais conservativa.

As cargas já discutidas anteriormente, são basicamente formadas pela multiplicação do fator de manobra máximo ($n=4,4$), multiplicado pelo fator da carga última (1,5), multiplicado pelo peso total da aeronave (850kg). Esta carga total conservadoramente estaria distribuída na asa, sendo assim utilizada metade desta carga em uma semi-asa.

4 ANÁLISE E DISCUSSÃO DOS RESULTADOS

Com o modelo criado, com a longarina dianteira e traseira, as nervuras e o revestimento, e as cargas aplicadas a região foi analisada utilizando os principais critérios de verificação estática, pelo critério de Von Mises (que para esta estrutura seria mais conservativo que a utilização da Máxima tensão principal) e mínima tensão principal (observando assim também a tendência a flambagem dos elementos).

Para as análises serão considerados os valores dos esforços em comparação com as escalas de tensão de ruptura a tração e escoamento a compressão, verificando assim a integridade estrutural estática da estrutura.

4.1 Análise pelo critério de Von Mises

As figuras seguintes mostram a distribuição de tensões no caixão da asa, onde pode-se observar que as tensões mais elevadas acontecem nos painéis de revestimento da asa próximo da raiz, zona que está engastada (simulando a ligação com a fuselagem). O valor máximo é a tensão de ruptura do material e o mínimo seria uma tensão nula. As espessuras foram variadas de valores iniciais até valores onde as tensões máximas encontradas nos elementos permanecessem abaixo do limite.

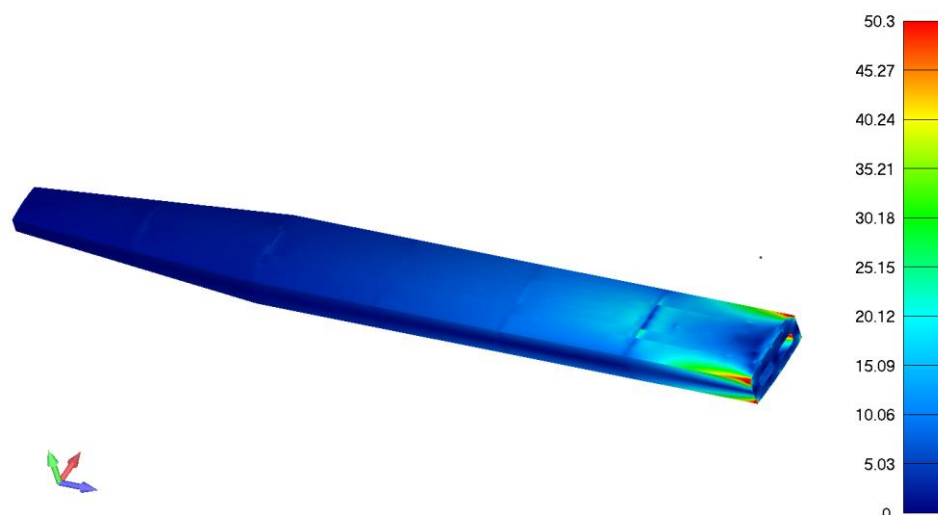


Figura 1 - Distribuição de tensões na região analisada, Longarina de 8mm de espessura e Revestimento de 2mm

Nesta análise de tensões registou-se um valor de tensão superior ao escoamento (limite de tensão entre a zona elástica e plástica do material) e próximas a ruptura (limite da escala), acontecendo na região de engastamento. Como se pode observar junto aos cantos existem um elevado gradiente de tensões, este é provocado pelo engastamento que impossibilita a transmissão dos esforços. Sendo este fato resultante da aproximação utilizada na raiz da asa (sendo assim isolados da análise os elemento em contato com essa condição) e ao sub-dimensionamento dos elementos.

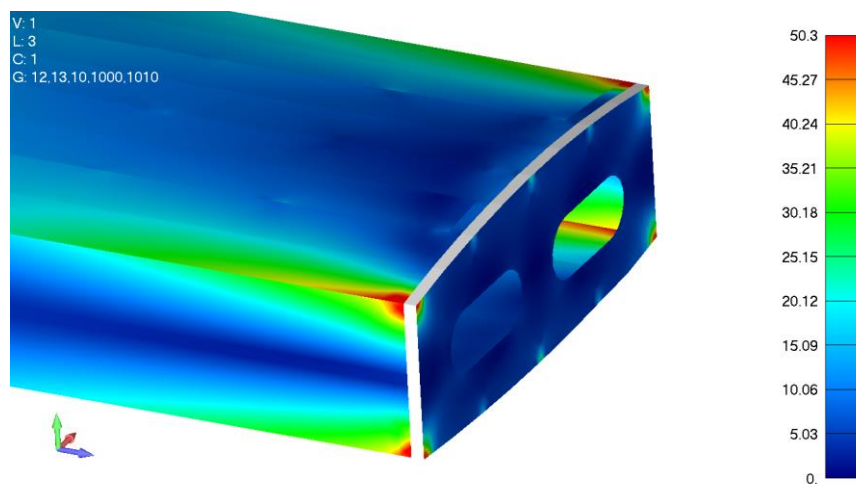


Figura 11 - Distribuição de tensões na região analisada, Longarina de 10mm de espessura e Revestimento de 2mm

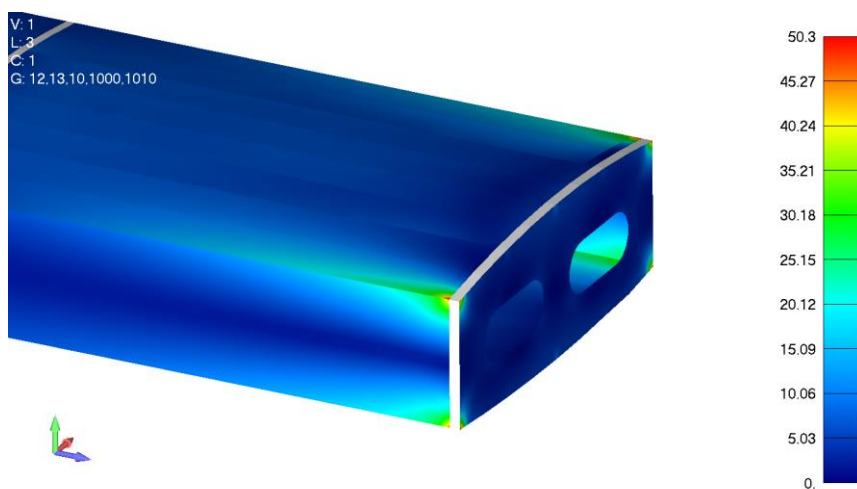


Figura 2 - Distribuição de tensões na região analisada, Longarina de 12mm de espessura e Revestimento de 4mm

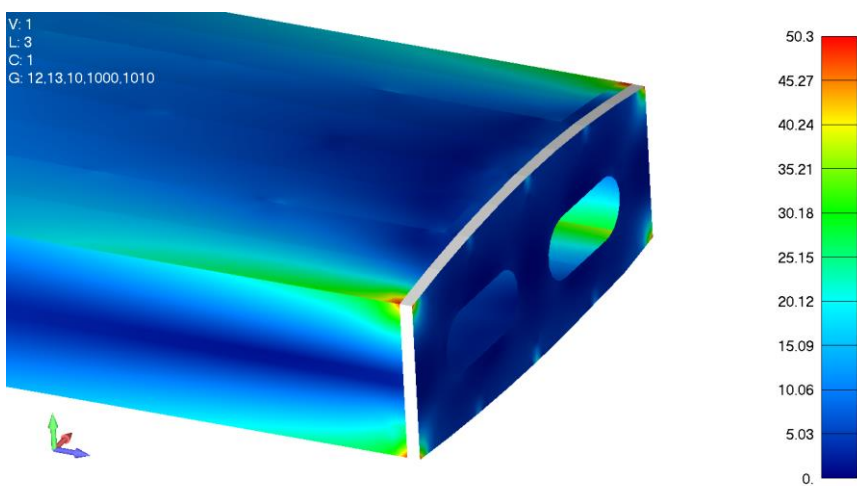


Figura 3 - Distribuição de tensões na região analisada, Longarina de 14mm de espessura e Revestimento de 3mm

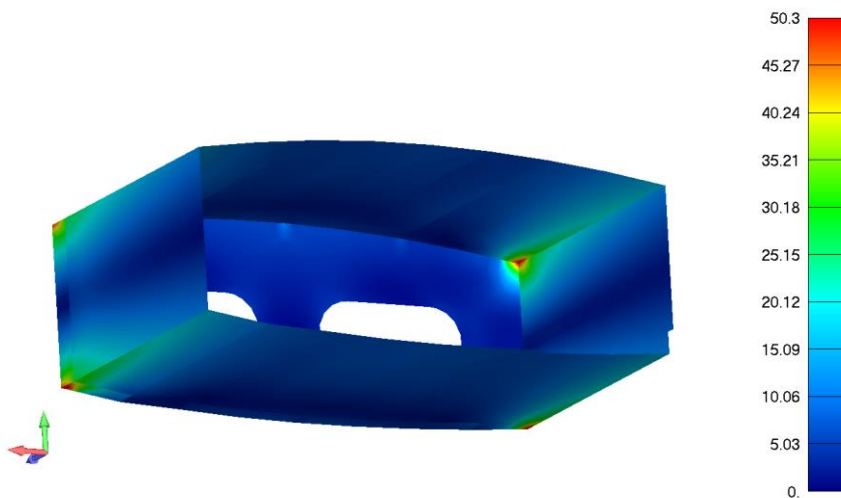


Figura 4 - Distribuição de tensões na região analisada, Longarina de 14mm de espessura e Revestimento de 3mm



Figura 5 - Distribuição de tensões na região analisada, Longarina de 14mm de espessura e Revestimento de 3mm

Com espessuras mais elevadas nas longarinas e revestimentos, as tensões foram reduzidas e mesmo o efeito do engastamento foi minimizado, chegando a um limite aceitável e o dimensionamento para este critério.

4.2 Análise de Compressão

Analisando também a asa sob fatores de compressão foi observado os valores de mínima tensão principal, como mostram as figuras a seguir.

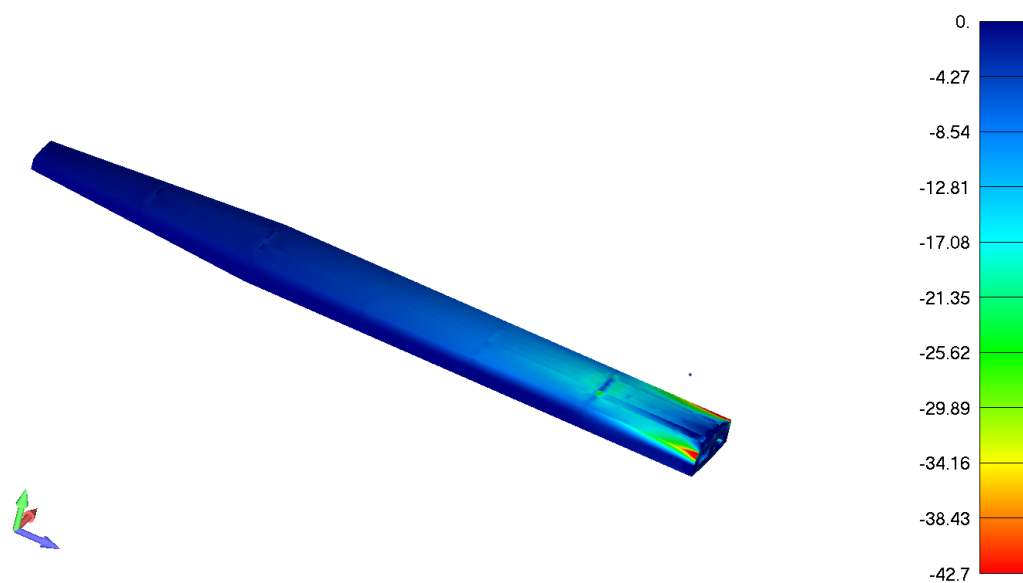


Figura 6 - Distribuição de tensões de compressão na região analisada, Longarina de 8mm de espessura e Revestimento de 2mm

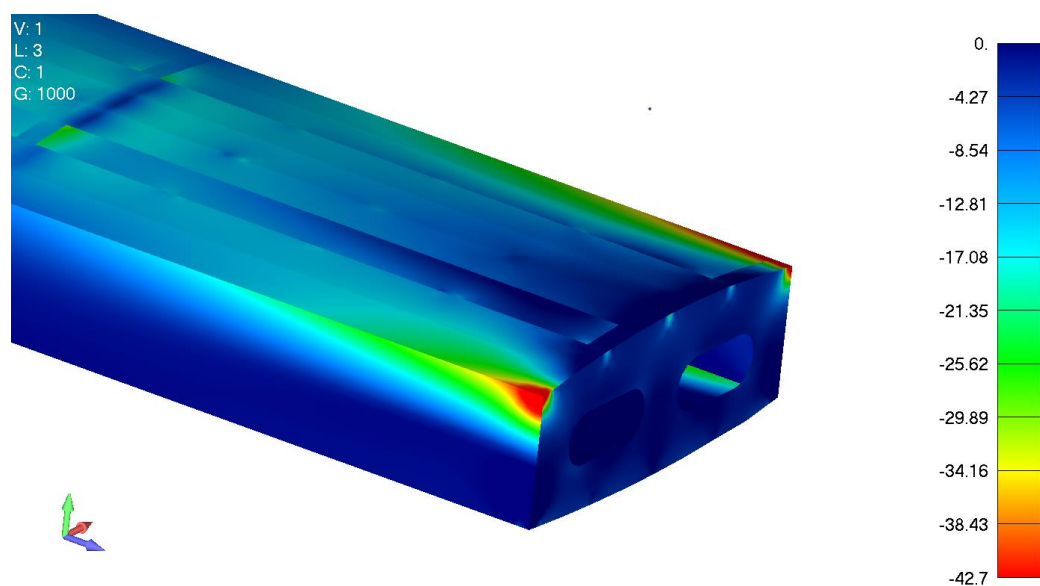


Figura 7 - Distribuição de tensões de compressão na região analisada, Longarina de 10mm de espessura e Revestimento de 2mm

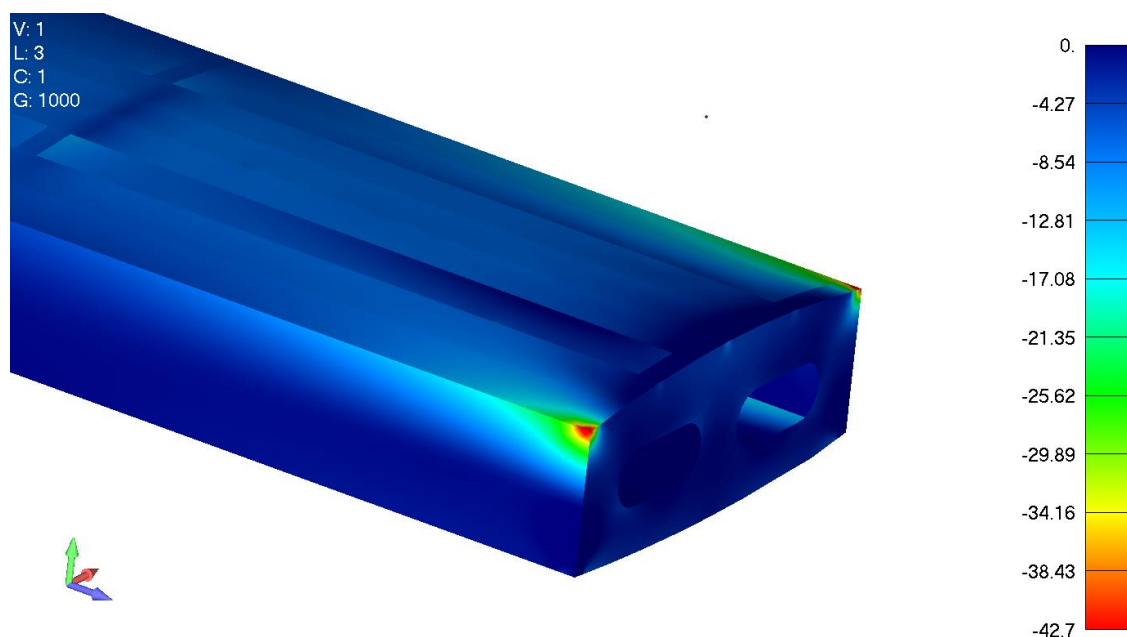


Figura 8 - Distribuição de tensões de compressão na região analisada, Longarina de 12mm de espessura e Revestimento de 4mm

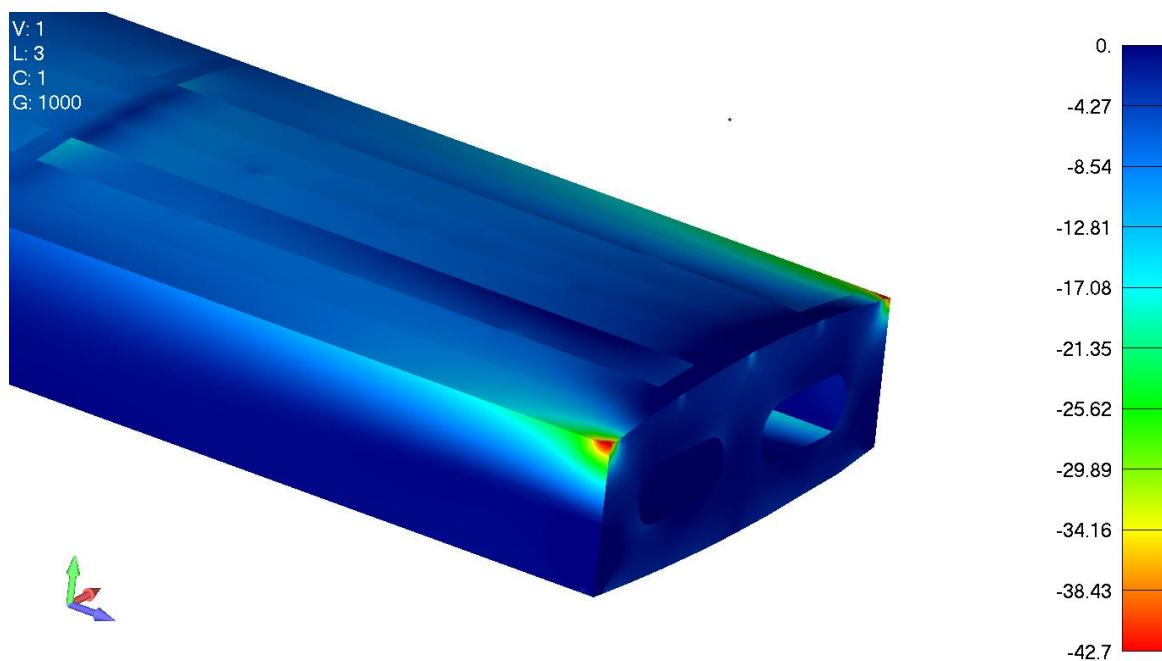


Figura 9 - Distribuição de tensões de compressão na região analisada, Longarina de 14mm de espessura e Revestimento de 3mm

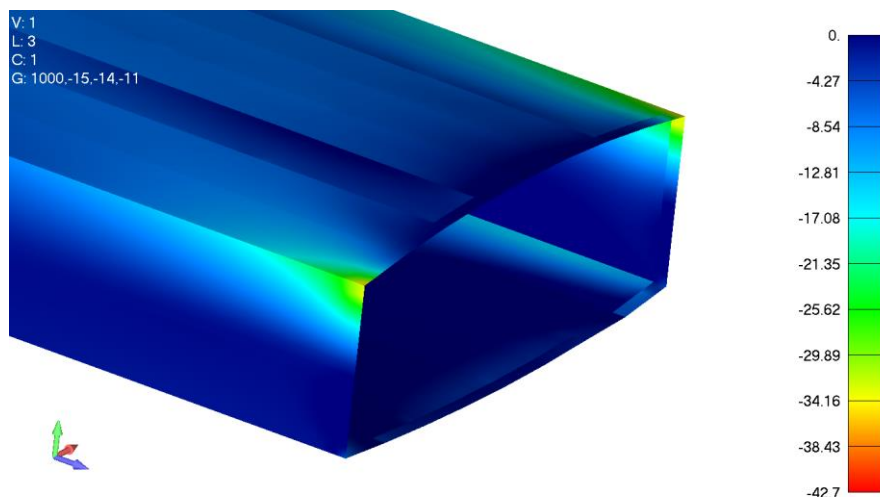


Figura 20 - Distribuição de tensões de compressão na região analisada, Longarina de 14mm de espessura e Revestimento de 3mm

4.3 Discussão dos resultados

Da análise de tensões, identifica-se que as tensões de compressão na parte superior da asa e tração na parte inferior foram as mais críticas, sendo ambas agindo principalmente sobre o revestimento e a longarina próximo ao engastamento. As espessuras, em uma otimização primária, que suportariam este carregamento da aeronave seriam de:

Longarina: 14mm

Revestimento: 3mm

Nervuras: 3,5mm

Podendo ser utilizadas espessuras maiores ou até mesmo uma distribuição de espessuras ao longo da envergadura, decrescendo a espessura a medida que as estações crescessem de 0 a 10 (estações mostradas na figura abaixo). Como exemplo da longarina que poderia ter uma espessura de 14mm nas estações de 0 a 2, uma espessura de 11mm de 2 a 5 e uma espessura de 8mm de 5 a 10. Reduzindo o peso total da aeronave, mas criando problemas para a manufatura da aeronave.

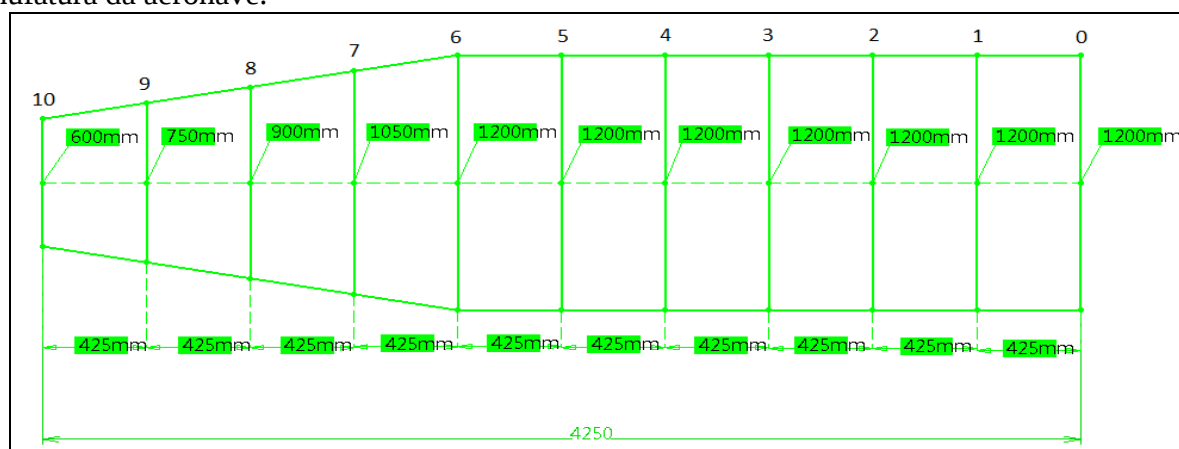


Figura 21 - Estações da semi envergadura e suas cordas

5 CONCLUSÃO

Por se tratar de uma estrutura complexa, a modelagem do caso exigiu que uma série de aproximações fossem realizadas, como utilizar o limite de carga do envelope de voo e simplificar a modelagem de alguns componentes no software de elementos finitos. Estas aproximações revelaram ser satisfatórias, para o ensaio proposto. Aproximou-se a condição fronteira na raiz da asa por um engastamento, embora este não retrate bem a realidade os resultados obtidos mostraram ser de boa aproximação.

O modelo de asa criado em elementos finitos foi testado para uma condição de voo de máximo carregamento onde o fator de carga é o máximo para a categoria 4,4 multiplicado pela carga última 1,5 e o peso da aeronave. Os resultados obtidos encontram-se em boa concordância com as condições de operação da aeronave e validam o modelo numérico criado. Constatou-se que as zonas críticas da condição de voo analisada foram: os painéis de revestimento na região de ligação com a fuselagem e por consequência os banzos das longarinas próxima à raiz. Por esse motivo foram modificadas as espessuras iniciais com intuito de se chegar a uma distribuição de tensões aceitável.

Novos aperfeiçoamentos deverão ser efetuados ao modelo de elementos finitos de modo a proporcionar uma aproximação ainda melhor dos resultados com a realidade. Outros ensaios também devem ser efetuados para revelar se a estrutura é capaz de suportar outros esforços aerodinâmicos máximos para a qual foi especificada.

AGRADECIMENTOS

Os autores generosamente agradecem o apoio da Pontifícia Universidade Católica de Minas Gerais – PUCMINAS, o Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico - CNPq – e a Fundação de Amparo a Pesquisa de Minas Gerais – FAPEMIG.

REFERÊNCIAS

ABBOT, I. H., DOENHOFF, A. E. von. **Theory of Wing Sections**, McGraw-Hill Book Company, 1949.

ANDERSON, JOHN D. **Fundamentals of aerodynamics**. 2nd ed. New York: McGraw-Hill, 1991.

ANDERSON, JOHN D. **Introduction to flight**. 7. ed. New York: McGraw-Hill, 2011.

BARROS, C.P. **Uma metodologia para desenvolvimento de aeronaves leves subsônicas**. Tese de Doutorado - Departamento de Engenharia Mecânica - UFMG, 2001.

BOOTHROYD, G.; DEWHURST, P.. Boothroyd and Dewhurst Website. Disponível em: <<http://www.dfma.com>>. Acesso em 09 mai. 2014.

BRUHN, E. F. **Analysis & design of flight vehicle structures**. 1 ed. USA: Tri-state offset company, 1973.

CALLISTER, W.D, JR. **Materials science and engineering**. 7. ed. New York: John Wiley & Sons, 2007.

COSTA, J. E.; SILVA, M. R. **Reprojeto de um produto fundamentado no design for assembly**. Trabalho de Diploma, Universidade Federal de Itajubá, 2004.

EDUARDO, C.; HENRIQUE, C. **Projeto para manufatura e montagem**. Apostila de EPR-17, Universidade Federal de Itajubá, 2008.

FAR (Federal Aviation Regulation – Part 23)

FOX, R.W.; PRITCHARD, P, J. MCDONALDS, A, T. **Introdução à mecânica dos fluidos**. 7. ed. Rio de Janeiro: LTC, 2010.

HALL, L.J.; COLUCI, V.R, GALVAO, D.S, KOSLOV, M.E, ZHANG, M.SOCRATES, O.D, BAUGHMAN, R.H. Science, v.320, n.5875, p. 504-507,2008.

HELMAN, H. CETLIN, P.R. **Fundamentos da conformação mecânica dos metais**. Ed. Guanabara dois, Rio de Janeiro, 1983.

HIBBELER, RC. **Resistência dos materiais**. 5. ed. São Paulo: Pearson Prentice Hall, 2008.

LAN, D. **Airplane aerodynamics and performance**. 1. ed. Kansas: DARcorporation, 1997.

LYCOMING. **Catálogo de especificações dos Motores**. Lycoming Avco Corporation. EUA, 2014. Disponível em: <http://www.lycoming.com>. Acesso em: 21/10/2014.

NIU, M, C. **Airframe: stress analysis and sizing**. 2. ed. Hong Kong: CONMILT PRESS LTD, 1999.

NIU, M, C. **Airframe Structural Design: practical design information and data on aircraft structures**. 2. ed. Hong Kong: CONMILT PRESS LTD, 1989.

OLIVEIRA, Paulo Henriques Iscold Andarde. **Introdução as Cargas nas Aeronaves** - Departamento de Engenharia Mecânica – UFMG, 2005.

PAZMANY, L. **Light Airplane Design**,1963,

PULLIN, D. **Aerodinâmica e desempenho de aeronaves**. Apostila, 1976.

PROVENZA, F. **Estampos: curso completo**. Vol I, II, III. ed. Protec. São Paulo, 1993.

PONTIFÍCIA UNIVERSIDADE CATÓLICA DE MINAS GERAIS. **Pró reitoria de Graduação. Sistema de Bibliotecas. Padrão PUC de normalização: normas da ABNT para**

apresentação de trabalhos científicos, teses, dissertações e monografias. Elaboração Elenice Rego dos Santos Cunha. Belo Horizonte: ago. 2001.50p.

ROSKAM, J.; LAN, C, E . **Airplane aerodynamics and performance**. 1. ed. United States of American: DARcorporation, 1997.

ROSKAM, J.; LAN, C, E . **Airplane Design – Part I Preliminary Sizing of Airplanes**. 1. ed. Roskam Aviation Corporation, Kansas, EUA, 1997.

SHIGLEY, J.; MISCHKE, C. BUDYNAS, R. **Projeto de Engenharia Mecânica**. 7. ed. Porto Alegre: Bookman, 2005.

STINTON, D. **The design of the aeroplane**. 1. ed. Great Britain: Granada Publishing, 1983.

YOUSSEF, M. A. **Design for manufacturability and time-to-market Part 1: Theoretical Foundations**. International Journal of Operations & Production Management, Vol.14, No. 12, p.6-21, 1994.