



Application of Topological Optimization Method with focus on mass reduction of a landing gear wheel of an AeroDesign aircraft

Kalyude Diógenes de Sousa¹, Ramsés Otto Cunha Lima²

¹*Programa de Pós-Graduação em Engenharia Aeroespacial, Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Campus Universitário. Lagoa Nova, Natal, RN, Brasil. CEP 59078.970. kalyude.diogenes.104@ufrn.edu.br*

²*Centro de Engenharias, Universidade Federal Rural do Semiárido, Campus Mossoró. Mossoró, RN, Brasil. CEP 56625.900. ramses.cunhalima@ufersa.edu.br*

Resumo: A indústria aeroespacial tem como grande desafio o desenvolvimento de estruturas confiáveis, eficientes, leves, aliados ao menor tempo de processamento possível. O desenvolvimento do projeto de uma aeronave destinada a competições de AeroDesign, não é diferente. O desafio proposto pela comissão técnica é projetar, construir e testar aeronaves rádio controladas leves capazes de transportar a maior quantidade de carga possível. Nesse contexto, o objetivo aqui a aplicação do Método de Otimização Topológica (MOT) para o estudo comparativo de massa e tensão interna de um componente de uma aeronave rádio controlada previamente projetado utilizando o Método das Seções. A roda do trem de pouso foi selecionada como aplicação da metodologia. Em seguida, foi realizada a análise de cargas impostas à estrutura, para que depois seu esboço fosse obtido através do *SolidWorks*®. O *software OptiStruct*® foi utilizado em seguida para aplicação do MOT. Por fim, pode-se comparar a estrutura anterior com a otimizada topologicamente, nos quesitos de tensão e massa utilizando-se de técnicas de simulação que auxiliaram na verificação dessas informações. O Método de Otimização Topológica convergiu para um layout com material bem distribuído de acordo com as solicitações impostas, obtendo-se redução de massa considerável em relação ao Método das Seções.

Keywords: aerospace industry; Topological Optimization Method; structural simulation.

Abstract: The major challenge facing the aeronautical and aerospace industry is the development of reliable, efficient, lightweight, combined with the least process time possible. The development of an aircraft design for AeroDesign Competitions is no different. The challenge proposed by the technical committee is to design, build and test light radio-controlled aircraft capable of carrying the greatest amount of payload possible. In this context, the objective here is the application of the Topological Optimization Method (TOM) for the comparative study of mass and tension of a component of a previously designed radio-controlled aircraft, using the Sections Method. The aircraft's landing gear wheel was selected as an application of the methodology. Then the analysis of loads imposed on the structure, so that afterwards its outline was obtained through *SolidWorks*. The *OptiStruct*® software was then used to apply the TOM. Finally, it is possible to compare the previous structure with the optimized one, in terms of tension and mass using simulation techniques that assist in the verification of this informations. Topological Optimization Method converged to a layout with material well distributed according to the request that were imposed on it, ending with a considerable reduction in mass in comparison to the Sections Method.

Keywords: aerospace industry; Topological Optimization Method; structural simulation.

1. INTRODUCTION

Um grande desafio da indústria como um todo quando se trata de projetos de engenharia, está relacionado ao desenvolvimento de estruturas confiáveis, de massa reduzida e aliados ao menor tempo de processamento possível. Com essas premissas em mente, o setor vem-se desenvolvendo e aprimorando diferentes métodos e ferramentas de otimização de estruturas que podem ser utilizados na fase de conceito e pré-projeto no processo de concepção de um componente [1].

Dentro da indústria aeroespacial essa característica se torna ainda mais imprescindível, podendo ser observada desde os primórdios de sua existência, conforme relatado por Santos-Dumont durante o desenvolvimento de seu primeiro protótipo. Os relatos de [2] são que, para atingir uma massa mínima, exigiu-se a eliminação daqueles elementos que não fossem estritamente necessários à resistência da estrutura. O que resultou em algo notável na época, um motor de 3 ½ HP pesando apenas 30 kg.

Ainda no contexto aeroespacial, a Competição de AeroDesign desenvolvida pela SAE BRASIL, tem como maior desafio a elaboração do projeto, execução e realização de testes de voo de uma aeronave cargueira rádio controlada, tão leve quanto possível e que consiga transportar a maior quantidade de carga útil. Para isso, o correto dimensionamento estrutural se torna uma tarefa indispensável no cumprimento desta missão [1].

Conforme relatado por [3], as estruturas aeroespaciais normalmente possuem geometrias complexas e são compostas por combinações de elementos estruturais, o que torna inviável apresentá-las a partir de equações matemáticas separadamente. Por isso, é necessária a aplicação de métodos de análise estrutural capazes de descrever estruturas de elevada complexidade, transtornando-as em estruturas mais simples e fáceis de formular em equações algébricas. Com o desenvolvimento da computação de alta performance e métodos computacionais confiáveis como o Método dos elementos finitos (MEF), foi possível obter ferramentas experimentais analíticas e numéricas com a capacidade de desenvolver uma maneira ordenada para soluções ótimas.

De acordo com [4] com a chegada da otimização estrutural foi possível diminuir custos de fabricação, além de reduzir custos de operação ao melhorar o desempenho dos componentes e sistemas criados. De forma geral a otimização estrutural é uma ferramenta bastante flexível, a qual torna possível melhorar o projeto através de diferentes abordagens, dependendo do objetivo desejado, das condições de contorno e variáveis de projeto. O setor industrial vem adotando ferramentas de otimização estrutural, como o Método de Otimização Topológica (MOT) que é empregado na fase conceitual de concepção do componente. Reduzindo o tempo de processamento, pois logo no início do projeto é realizado um esboço ótimo do componente [5].

O MOT é um método relativamente novo que visa lidar com problemas complexos. O estudo desse procedimento é aplicado com eficiência na exploração de topologias, fornecendo o esboço adequado de uma estrutura na fase de definição do projeto, o que é decisivo para o desenvolvimento bem-sucedido de novos produtos. Normalmente, é empregado com o objetivo de maximizar a rigidez estrutural ou minimizar a massa da estrutura a ser projetada [6].

A otimização estrutural abrange um conjunto de teorias e métodos que buscam projetar a estrutura que desempenha, de forma mais eficiente, a função pretendida. Um algoritmo de otimização é usado para encontrar de maneira interativa a distribuição ótima do material, ideal para o cumprimento da missão [7].

De acordo com [8], o MOT é uma metodologia que busca a distribuição ótima de material no interior do domínio fixo de um projeto, retirando ou adicionando material em cada elemento desse domínio de maneira a satisfazer uma função objetivo e suas restrições. A porção de material em cada ponto de domínio pode variar de 0, onde não existe material, até 1, onde há presença total de material, além de adotar densidades intermediárias de acordo com um modelo de material definido por [6]. O mesmo pode também, ser aplicado a estruturas independente da configuração inicial e tem um espaço de *design* mais amplo, desta forma foi desenvolvido como técnica de *design* estrutural para componentes de alto desempenho, leves e multifuncionais.

O pioneiro no desenvolvimento desses métodos de otimização estrutural foi [9] ainda no final do século XIX, que buscava a redução de volume para estruturas unidimensionais a partir das cargas impostas as mesmas. Em continuidade a este trabalho [10], desenvolveu estruturas treliçadas com o objetivo de alcançar a menor massa, observando as tensões nas barras para cada caso de carga. Em se tratando de artigos de pesquisa atuais sobre Métodos de otimização de topologia, refere-se a [11] e [12].

Diversas aplicações da Otimização Topológica são analisadas em [13] no qual é feito o levantamento dos seus recentes avanços aplicados em projetos aeroespaciais, como: estruturas de fuselagem, nervuras para painéis de aeronaves, sistemas de estruturas aeroespaciais e fixação de estruturas. Quanto a [14], além do levantamento de recentes projetos de aplicação do Método de Otimização Topológica, este ainda os relaciona com métodos de fabricação que possam ser aplicados para obtenção de tais geometrias topologicamente otimizadas.

Aplicações da Otimização Topológica na indústria aeronáutica, podem ser observadas, por exemplo, no projeto das nervuras das asas da aeronave Airbus A380 [15] e nas junções das asas na fuselagem de aeronaves [16]. Outro modelo é o da Companhia Europeia de Defesa Aeronáutica e Espacial (*European Aeronautic Defence and Space - EADS*) que utilizou o MOT para projetar diversos componentes da

aeronave de transporte militar A400M [17], tais quais painéis, reforços e longarinas. A análise dos componentes estruturais de uma aeronave, tais como trem de pouso, roda e bequilha, são bastante complexas tendo em vista que são estruturas que sofrem constantes mudanças, dependendo da necessidade e esforço do projeto. Entre esses elementos, a roda está presente, pois é o elemento que faz a conexão entre a aeronave e o solo. [1].

Neste contexto, o trabalho objetiva selecionar um componente de uma aeronave destinada a competições de AeroDesign, previamente projetada por [18], neste caso a roda do trem de pouso, para aplicação do Método de Otimização Topológica com foco na redução de massa, visando o estudo comparativo de massa e tensões internas para que seja provado que é viável a utilização de componentes ainda mais leves na aeronave sem que isso prejudique sua resistência final.

2. MATERIAIS E MÉTODOS

O procedimento iniciou-se com a seleção da estrutura da aeronave e obtenção das cargas incidentes sobre a mesma [19] para que em seguida fosse possível a modelagem do seu esboço em. Por conseguinte, foi dado início as fases de processamento, que serão comentadas adiante. A partir da Figura 1 é possível visualizar o esquema de divisão de fases utilizado no trabalho.

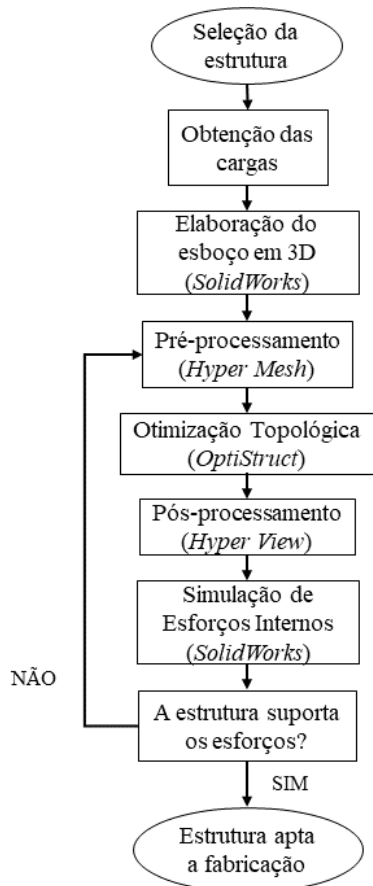


Figura 1: Esquema sequencial das atividades realizadas no trabalho adaptado de [1].

Observa-se que a utilização de *softwares* se iniciou com o desenvolvimento da modelagem da estrutura em 3D com o uso do *Solidworks*®. O pré-processamento foi feito através do *Hyper Mesh*®, e em seguida a estrutura foi, então, exportada para o *software* ao qual este é integrado denominado *OptiStruct*® onde o processo de Otimização Topológica foi realizado, também chamado de processamento. O pós-processamento é a visualização destes resultados através do *software* também integrado ao *OptiStruct*® denominado *Hyper View*®. Caso a geometria obtida seja aprovada, o projeto segue para a manufatura, caso contrário, o processo deve ser reiniciado.

2.1. Seleção da Estrutura

Uma aeronave destinada a competição SAE Brasil AeroDesign do ano de 2017 desenvolvida por [18] com o uso do *software* de modelagem 3D *SolidWorks*® foi escolhida como objeto de aplicação da metodologia. Na Figura 2 pode-se observar a modelagem em 3D da aeronave escolhida.

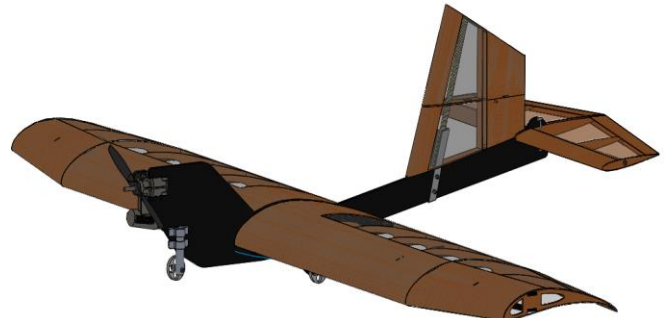


Figura 2: Aeronave selecionada para estudo [18].

O componente da aeronave analisado foi a roda do trem de pouso, a qual é fabricada em *nylon 6.6* por meio de usinagem convencional e pode ser observada através da figura 3.

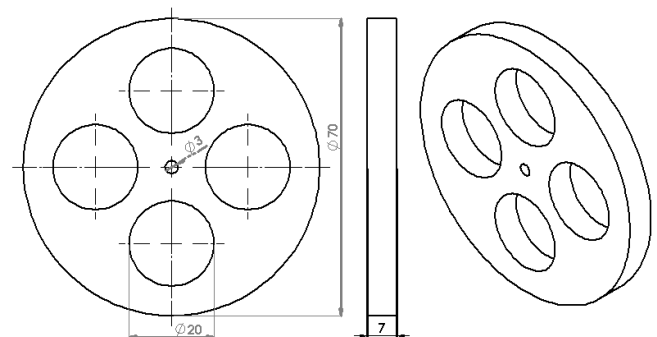


Figura 2: Principais dimensões da roda do trem de pouso [18].

Através da planta, pode-se perceber as dimensões, em milímetros, do diâmetro, espessura, furo central e alívios de massa, todos estes obtidos por [18] utilizando o método das seções. Para tal foi criada uma tabela no solver do *Excel*® com diversas variações das dimensões já citadas, as quais

variaram de 1 em 1 milímetro. A roda foi dividida verticalmente em quatro sessões e ainda no *Excel*® foram aplicadas as equações de flexão, cisalhamento e compressão para cada uma das 4 seções citadas. Foram usadas nas equações as propriedades relativas ao nylon 6.6, material do componente selecionado para estudo, que estão descritas na tabela 1.

Tabela 1: Propriedades do nylon 6.6 [1].

Densidade específica	Tensão Máxima	Módulo de Young	Coefficiente de Poisson
1,14 (g/cm ³)	90 (MPa)	3,3 (GPa)	0,36

O Nylon 6.6 é um termoplástico produzido por extrusão e tratado termicamente, o que permite uma estrutura cristalina uniforme e livre do acúmulo de tensões internas. Por se tratar de um produto com boas propriedades físicas, mecânicas e químicas pode assim substituir com vantagens o bronze, o latão, o alumínio, o duralumínio, o ferro fundido e o aço [1]. Entre as geometrias obtidas através do *Excel*®, foi escolhida aquela que suportou todas as forças aplicadas pelas equações já citadas e em contrapartida apresentou a menor massa.

2.2. Obtenção das cargas incidentes no trem de pouso

A obtenção das cargas deu-se a partir da metodologia de projeto desenvolvida por [18]. As cargas que incidem no trem de pouso foram calculadas através da pior condição de pouso da aeronave, ou seja, o pouso com apenas uma das rodas tocando o solo inicialmente. Por esse critério, uma roda do trem de pouso principal foi escolhida pois considerando o pouso com apenas uma roda, esta obteve esforços mais elevados que a roda da bequilha. Na Tabela 2 estão descritas as cargas que atuam na roda do trem de pouso principal.

Tabela 2: Cargas no trem de pouso principal [18].

Carga vertical (Vr)	Carga lateral (Dr)	Carga horizontal (Sr)
232,26 (N)	77,7 (N)	23,3 (N)

Onde Vr, Dr e Sr são, respectivamente, cargas verticais, cargas laterais e cargas horizontais. Na Figura 4 são apontadas as localizações de cada uma das cargas mostradas na Tabela 2.

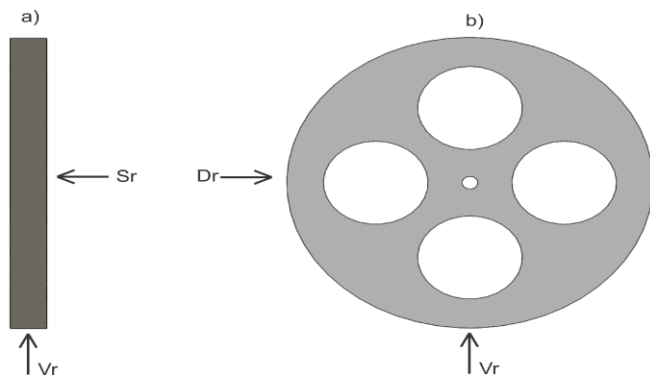


Figura 4: Localização das cargas na roda do trem de pouso principal (a) vista frontal e (b) vista lateral [1].

Além das forças acima apresentadas por Vr, Dr, Sr vale ressaltar que existe também uma força de cisalhamento agindo no furo central da roda, onde ela é fixada ao trem de pouso, e é gerada por Vr, Dr e Sr. A massa total da roda antes da aplicação da Otimização Topológica é igual a 20,63g.

2.2. Processo de Otimização Topológica

Para efeito desta análise foi utilizada uma roda sem nenhum alívio de massa prévio, também modelada em 3d através do *SolidWorks*® no intuito de compará-la, em termos de tensões e massa, com a roda retirada da aeronave e com a topologicamente otimizada. Essa estrutura apresenta suas dimensões de diâmetro, furo central e espessura preservadas, porém sem nenhum alívio de massa advindo do método de seções aplicado em 2.1. Pode-se observar na figura 5 a roda sem alívio de massa que possui uma massa igual a 30,65g

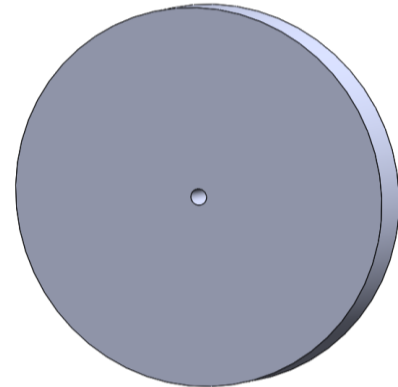


Figura 5: Estrutura sem alívio de massa, antes da aplicação do método de Otimização Topológica [1].

O pré-processamento inicia-se com a exportação do modelo em 3d sem alívio de massa, em formato compatível com os *softwares* a serem utilizados na Otimização Topológica. Através do pré-processador denominado *HyperMesh*®, a estrutura foi previamente tratada para que fosse aplicado o método. Nesta fase foram aplicadas as propriedades do material, as cargas dimensionadas em 2.2, além das condições de contorno que regem a utilização desta estrutura, tais como a fixação da roda no trem de pouso que permite apenas o movimento giratório desta sem permitir deslocamento nos eixos xyz. Também nesta fase foi feita a preparação da malha a ser aplicada para otimização. Observa-se na Figura 6 a estrutura pronta para a realização da otimização.

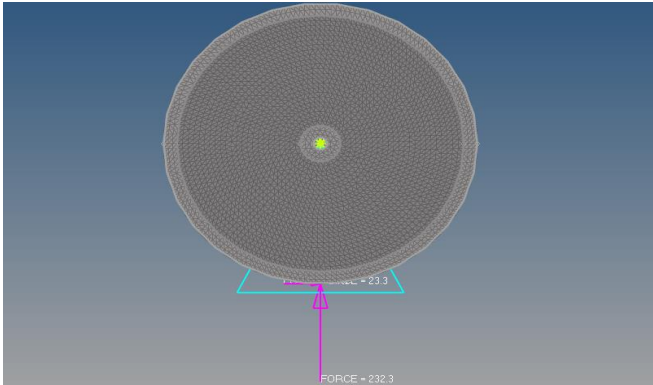


Figura 6: Estrutura pré processada pelo HyperMesh® pronta para Otimização Topológica [1].

Observa-se através da Figura 6 que a estrutura está dividida em duas regiões de cores distintas. A região cinza claro representa o *non design space*, onde não foram aplicadas as restrições para otimização e servem para delimitar as geometrias que não podem ser alteradas no projeto, que são o diâmetro externo da roda e o diâmetro do furo central. Já a região cinza escuro foi denominada *design space* e nela foram aplicadas todas as restrições acima citadas para realização da otimização. Na Figura 7 podem ser observadas as entidades necessárias para realização do pré-processamento.

Entities	ID	Include
Components (3)		
DESIGN SPACE	1	0
NON DESIGN SPACE	2	0
CONECTOR	3	0
Design Variables (1)		
TOPOL1	1	0
Load Collectors (2)		
CONSTRAINT	1	0
LOADS	2	0
Load Steps (1)		
LINEAR STATIC	1	0
Materials (1)		
NYLONS6.6	1	0
Objectives (1)		
MASSFRACTION	1	0
Optimization Constraints (1)		
STRESS	1	0
Optimization Responses (2)		
MASSFRACTION	1	0
STRESS	2	0
Properties (2)		
DESIGN SPACE	1	0
NON DESIGN SPACE	2	0

Figura 7: Entidades criadas para realização do pré-processamento [1].

Devido ao cunho desta análise a malha escolhida foi simplificada, com geometria triangular e elementos de 1,2mm devido a capacidade computacional disponível e de forma a agilizar o processo de simulação que não requer um

refino de malha mais aprimorado. As propriedades do material foram inseridas e vinculadas às propriedades tanto do *design space* quando do *non design space*. A análise realizada foi linear estática conforme as condições do componente. Como respostas para esta análise foram criadas a “resposta de fração de massa”, que será o objetivo da otimização, e a “resposta de tensão de Von Mises” que será a restrição da otimização e não pode ser ultrapassada. Ambas as respostas são requisitos preestabelecidos pelo *software*. Por último foi inserido nas opções de topologia uma restrição de manufatura aliada a um padrão de repetição visando que a otimização seja feita de maneira a tornar possível a fabricação da estrutura por meio de usinagem de uma geometria simétrica. Após todas estas etapas o modelo foi exportado para o *OptiStruct®* para que pudesse ser otimizado e a visualização de seus resultados, chamado de pós-processamento, foi realizada através do *HyperView®* como mencionado anteriormente.

Ainda, após obtenção da nova geometria otimizada, o processo de simulação de tensões através do *SoliWorks®* foi realizado nas três estruturas. A roda inicialmente selecionada pelo método das seções, a roda sem alívio de massa e a roda após Otimização Topológica, foram submetidas a simulações de tensão e massa para efeito comparativo de seus resultados.

3. RESULTADOS E DISCUSSÕES

Ao término da aplicação do Método de Otimização Topológica pode-se visualizar os resultados tanto para a geometria obtida, quanto para a distribuição de tensão e redução de massa na estrutura. A geometria ótima estimada pelo Método de Otimização Topológica pode ser observada na Figura 8.

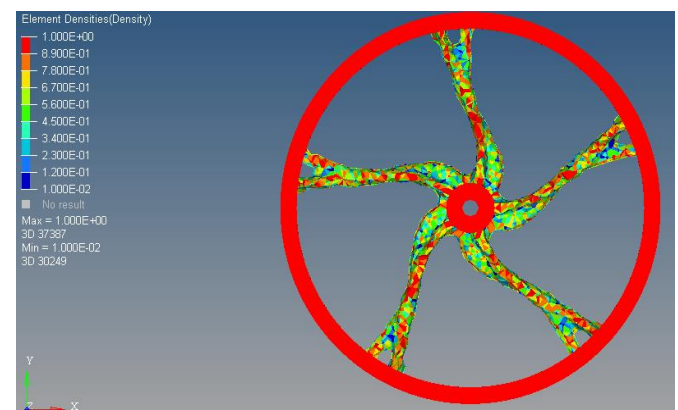


Figura 8: Geometria resultante da Otimização Topológica [1].

Pode-se perceber que a região denominada *non design space* teve suas geometrias preservadas e o material foi retirado apenas na região interna da peça, deixando-a com massa igual a 8,7g. Com isso, a geometria final que foi obtida se encontra representada na Figura 9.

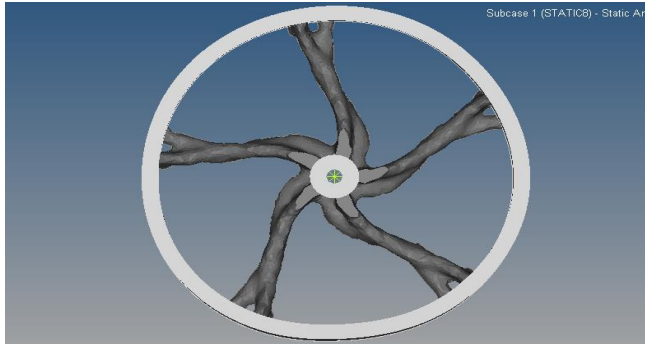


Figura 9: Geometria final da estrutura otimizada [1].

3.1. Resultados das análises de tensões internas

Através das simulações realizadas pelo *OptiStruct*® foi possível observar o diagrama de tensões para cada uma das três geometrias para que seja possível, de fato, concluir que as estruturas irão resistir aos carregamentos aplicados. O resultado para as tensões internas da estrutura com geometria sem alívio de massa pode ser observado pela Figura 10.

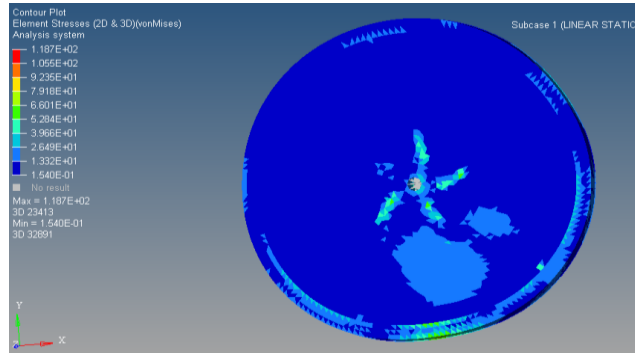


Figura 10: Distribuição de tensão para a roda do trem de pouso sem alívio de massa [1].

De acordo com a Figura 10 é possível observar que na simulação a estrutura apresentou tensão máxima de aproximadamente 52,84 MPa e assim não ultrapassa a tensão admissível do material, que por sua vez é igual a 90 MPa. A mesma análise foi aplicada na segunda geometria, com alívios de tensão obtidos através do método das seções, e seu diagrama de tensão pode ser observado na Figura 11.

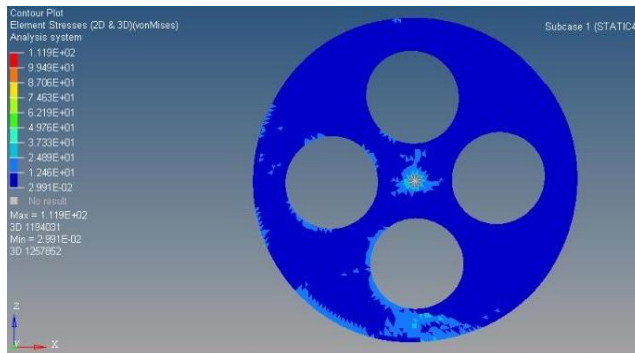


Figura 11: Distribuição de tensão para a roda do trem de pouso projetada pelo método das seções [1].

É possível perceber através desta simulação que as tensões máximas ficaram em 37,33 MPa, o que também não ultrapassa a tensão admissível do material portanto o dimensionamento foi feito de forma satisfatória respeitando todos os limites de tensão aplicados durante o uso da estrutura.

Por fim, a análise de tensões para a geometria otimizada topologicamente foi realizada como forma de checagem de confiabilidade do Método de Otimização Topológica aplicado e pode ser observada na Figura 12 através do respectivo diagrama de tensão.

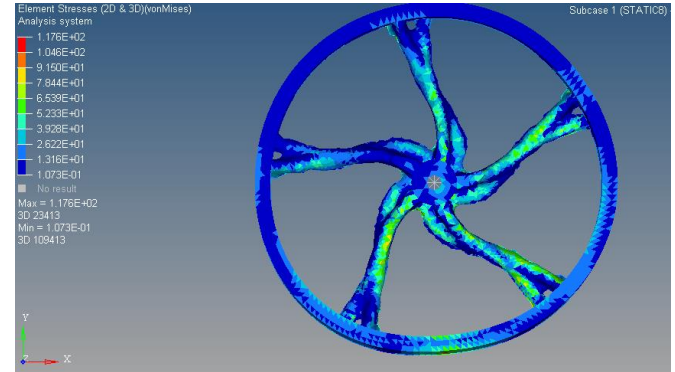


Figura 12: Distribuição de tensão para a roda do trem de pouso otimizada topologicamente [1].

Observa-se que após a obtenção da geometria topologicamente otimizada e aplicação das tensões impostas sobre ela, elas seguem não ultrapassando a tensão admissível do material pois chegam a um patamar máximo de 78,44 MPa.

A comparação entre as metodologias de projeto para dimensionamento de estruturas aeroespaciais com foco em redução de massa foi investigada no estudo. Esta comparação teve como objetivo buscar alternativas mais eficientes, rápidas e baratas para estruturas que requerem o mais alto grau de confiabilidade.

Utilizando os dados de tensões obtidos através das simulações foram calculadas as % de tensões internas em relação a tensão máxima do material utilizado e o fator de segurança através das equações (1) e (2).

$$\% \text{ Tensão do material} = \frac{\text{Tensão de simulação (MPa)}}{\text{Tensão máxima do material (MPa)}} \times 100 \quad (1)$$

$$\text{Fator de segurança} = \frac{\text{Tensão máxima do material (MPa)}}{\text{Tensão de simulação (MPa)}} \quad (2)$$

Na Tabela 3 são apresentados os valores obtidos pelas equações (1) e (2) para as três geometrias aqui estudadas.

Tabela 3: Análises feitas a partir das tensões internas (autoria própria).

Estrutura	Tensão (MPa)	% Tensão do material	Fator de segurança
Geometria sem alívio de massa	52,84	58,67	1,70
Geometria pelo método das seções	37,33	41,48	2,41
Geometria topologicamente otimizada	78,44	87,16	1,15

Já a partir da equação (3) e dos valores de massa já mencionados, é possível calcular a % de redução ou alívio de massa que foi obtida para cada estrutura, em relação a roda do trem de pouso sem nenhum alívio de massa. Na Tabela 4 são apresentados os valores para as três geometrias aqui estudadas.

$$\% \text{ massa} = 1 - \frac{\text{geometria com massa reduzida (g)}}{\text{geometria sem alívio de massa (g)}} \times 100 \quad (3)$$

Tabela 4: Análises feitas a partir das massas registradas (autoria própria).

Estrutura	Massa (g)	% de redução de massa
Geometria sem alívio de massa	30,65	0
Geometria pelo método das seções	20,63	32,7
Geometria topologicamente otimizada	8,7	71,6

Percebe-se a eficiência do Método de Otimização Topológica escolhido nesse trabalho principalmente comparando-se com os resultados de [20], pois este aplicou o MOT na mesma estrutura selecionada aqui. O método o obteve uma redução de massa igual a 40%, enquanto o presente trabalho conseguiu obter uma redução de 71,6% se comparada a geometria sem alívio de massa, e uma redução de 58% quando comparada a geometria selecionada pelo método das seções. Ainda entre todos os métodos apresentados, o que apresentou maior redução de massa foi o escolhido por [21] que aplicou o método numérico através do *MatLab*® conseguindo uma redução de 63% de massa em um trem de pouso de uma aeronave de *AeroDesign*.

Não só o objetivo de redução de massa foi alcançado sem atingir a tensão admissível máxima para o material empregado, como também, através da análise do fator de segurança final, é possível concluir que este apresenta patamar normalmente próximo ao utilizado dentro da indústria aeroespacial.

4. CONCLUSÃO

- Aplicação do Método de Otimização Topológica de estruturas através do *OptiStruct*® de forma eficaz obtendo-se as respostas esperadas para restrição de tensão objetivando a redução da massa total.
- Com a utilização da devidas restrições e condições de contorno tornam o projeto confiável, apresentando redução de massa significativa restritamente nas regiões de menores aplicações de tensão.
- Viabilidade de substituir a metodologia de projeto antiga pelo Método de Otimização Topológica sendo este mais eficiente e de fácil implementação.
- Alternativa mais confiável e mais eficiente de dimensionamento de estruturas que pode ser estendida às demais estruturas da aeronave visando uma redução de massa significativa, o que pode diferenciar uma aeronave de *AeroDesign* das demais numa competição;

ACKNOWLEDGEMENTS

Agradecimentos a *Altair*® pelo fornecimento da licença dos *softwares* que contemplam o pacote *HyperWorks*® que foram utilizados para aplicação da metodologia.

REFERENCES

- [1] SOUSA, Kalyude Diógenes de. Método de Otimização Topológica aplicada a uma roda do trem de pouso de uma aeronave de *AeroDesign*. 2019. 56 f. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Federal Rural do Semiárido, Mossoró, 2019.
- [2] HOFFMAN, Paul. *Asas da Loucura: A extraordinária vida de Santos-Dumont*. Rio de Janeiro: Objetiva, 2004. 344 p.
- [3] LAGE, Yoann Eras. *Análise Estrutural à Asa da aeronave Lockheed Martin C130H*. 2009. 93 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Engenharia Aeroespacial, Universidade Técnica de Lisboa, Lisboa, 2009.
- [4] COUTINHO, Karilany Dantas. *Método de Otimização Topológica em Estruturas Tridimensionais*. 2006. 109 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Engenharia Mecânica, Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal, 2006.
- [5] SALEEM, W., KHAN, M. A., & RAZA, S. C., 2012. Formulation and Execution of Structural Topology Optimization for Practical *Design Solutions*. *J Optim Theory Appl*, vol. 152: pp. 517-536.
- [6] BENDSOE, M. P.; SIGMUND, O. *Topology Optimization – Theory, Methods and Applications*, Springer Ed., 2003.
- [7] GONÇALVES, Gonçalo Martins. *Análise dos problemas de não-linearidade e singularidade em Otimização Topológica de estruturas e materiais com critérios de tensão*. 2017. 154 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Engenharia Mecânica, Faculdade de Ciências e Tecnologia, Universidade Nova de Lisboa, Lisboa, 2017.
- [8] BATHE, Klaus-Jurgen. *Finite Elements Procedure*. Nova Jersey: Prentice Hall, 1996.
- [9] MAXWELL, J. C. On reciprocal Figures, Frames and Diagrams of Forces. *Trans. Royal Soc. Edinb.*, vol. 26/1, 1872.
- [10] MICHELL, A. G. M. The Limits of Economy of Material in Framed Structures. *Philosophical Magazine*, Series 6, v. 8, p. 589-97, 1904.
- [11] SIGMUND, O; MAUTE, K. *Topology Optimization Approaches—A Comparative Review*. *Structural Multidisciplinary Optimization*. 2013. 48 F. 1031-1055.
- [12] VAN DIJK, N. P.; MAUTE, K; LANGELAAR, M.; VAN KEULEN, F. *Level-set methods for structural topology optimization: A review*, *Struct. Multidiscip.* 2013.

- [13] ZHU, Ji-Hong; ZHANG, Wei-Hong; XIA, Liang. Topology Optimization in Aircraft and Aerospace Structures *Design Archives Of Computational Methods In Engineering*, [S.L.], v. 23, n. 4, p. 595-622, 14 abr. 2015. Springer Science and Business Media LLC. <http://dx.doi.org/10.1007/s11831-015-9151-2>.
- [14] ZHU, Jihong; ZHOU, Han; WANG, Chuang; ZHOU, Lu; YUAN, Shangqin; ZHANG, Weihong. A review of topology optimization for additive manufacturing: status and challenges. *Chinese Journal Of Aeronautics*, [S.L.], 13 out. 2020. Elsevier BV. <http://dx.doi.org/10.1016/j.cja.2020.09.020>.
- [15] Krog, L., Tucker, A., Kemp, M., & Boyd, R., 2004. Topology Optimization of Aircraft Wing Box Ribs. 10th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference (10th AIAA).
- [16] Krog, L., Tucker, A., & Rolema, G., 2002 Application of topology, size and shape optimization methods to optimal *design* of aircraft components. Airbus UK ltd, Altair Engineering Ltd.
- [17] Gerd, S., Martin, S., Rainer, Z., Owen, O., & Marcus, W., 2004. Optimization assisted structural *design* of a new military transport aircraft. EADS Military Aircraft, Germany.
- [18] PEGAZULS. Cargas e Aeroelasticidade. Mossoró, 2017. 27p.
- [19] JAR-VLA 423 Horizontal tail surfaces: Manoeuvring loads. 1990.
- [20] SOUZA, Diego Amorim Caetano de et al. Topological Optimization and Genetic Algorithms Used in a Wheel Project for a Drone. *International Journal Of Statistics And Applications*. São João Del-rei, p. 1-07. Maio 2013.
- [21] BERTIN, Cristian Rodrigues. DESENVOLVIMENTO DE UM TREM DE POUSO OTIMIZADO ESTRUTURALMENTE PARA UM VEÍCULO AÉREO NÃO-TRIPULADO CAXIAS DO SUL 2014. 2014. 78 f. TCC (Graduação) - Curso de Engenharia Mecânica', Centro de Ciências Exatas e da Tecnologia, Universidade de Caxias do Sul, Caxias do Sul, 2014.