

CAROLINE MORAES GARCIA

Otimização topológica em estruturas aeronáuticas típicas:

um estudo de redução de peso em nervuras

Caroline Moraes Garcia

Otimização topológica em estruturas aeronáuticas típicas:
um estudo de redução de peso em nervuras

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Mecânica da Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Dr. Marcelo Sampaio
Martins

Co-orientador: Prof. Dr. Cléber Augusto
Gomes

G216o	Garcia, Caroline Moraes Otimização topológica em estruturas aeronáuticas típicas: um estudo de redução de peso em nervuras / Caroline Moraes Garcia – Guaratinguetá, 2021. 85 f : il. Bibliografia: f. 45-47 Trabalho de Graduação em Engenharia Mecânica – Universidade Estadual Paulista, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, 2020. Orientador: Prof. Dr. Marcelo Sampaio Martins Coorientador: Prof. Dr. Cléber Augusto Gomes 1. Análise estrutural (Engenharia). 2. Otimização – Sistemas. 3. Indústria aeroespacial. I. Título. CDU 624.04
-------	--

Luciana Máximo

Bibliotecária CRB-8/3595

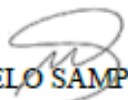
Caroline Moraes Garcia

**ESTE TRABALHO DE GRADUAÇÃO FOI JULGADO ADEQUADO COMO
PARTE DO REQUISITO PARA A OBTENÇÃO DO DIPLOMA DE
“GRADUADO EM ENGENHARIA MECÂNICA”**

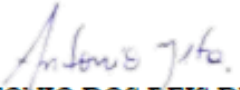
**APROVADO EM SUA FORMA FINAL PELO CONSELHO DE CURSO DE
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA**

Prof. Dr. CELSO EDUARDO TUNA
Coordenador

BANCA EXAMINADORA:


Prof. Dr. MARCELO SAMPAIO MARTINS
Orientador/UNESP-FEG


Prof. Me. EVERTON COELHO DE MEDEIROS
UNESP-FEG


Prof. Me. ANTONIO DOS REIS DE FARIA NETO
UNESP-FEG

Janeiro de 2021

DADOS CURRICULARES

CAROLINE MORAES GARCIA

NASCIMENTO	16.01.1994 – Bauru / SP
FILIAÇÃO	Wilson Garcia Andréa Branco Moraes Garcia
2014/2021	Engenheira mecânica (Engenharia mecânica - Curso de nível superior) Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá da Universidade Estadual Paulista - UNESP
2012/2012	Projetista de estruturas e mecanismos (Programa Projetista Embraer - Curso de especialização) FATEC “Jessen Vidal” – São José dos Campos
2009/2011	Técnica em mecânica (Técnico em mecânica - Curso de nível técnico) Colégio Técnico Industrial “Isaac Portal Roldan” – UNESP Bauru

dedico este trabalho
de modo especial, ao meu criador

AGRADECIMENTOS

Agradeço ao meu criador por me permitir chegar até aqui, vencendo todas as dificuldades que apareceram pelo caminho. Agradeço à minha família, meus amigos, meus professores e colegas de trabalho,

à minha mãe, Andréa Moraes, por investir e acreditar no meu potencial. A sua perseverança deu frutos e hoje podemos colher juntas.

à minha irmã, Gabriela Garcia, por ser minha maior apoiadora, minha inspiração e razão para que eu siga em frente todos os dias.

ao meu namorado e companheiro de vida, Jabur Mansur, que não mediu esforços para me ajudar e me lembrar que eu sou capaz.

ao meu querido amigo e companheiro de jornada, Tiago Takeshi, por me ajudar a trilhar essa vida de engenharia e por ser amigo de todos os momentos.

ao meu orientador, prof. Dr. Marcelo Sampaio, por sempre estar disponível e transmitir o seu valioso conhecimento, com muito entusiasmo.

ao meu colega de trabalho e co-orientador, Cléber Gomes, pela excelência acadêmica e profissional e pela incrível paciência e didática oferecidos a mim.

à todo o time da engenharia de estruturas da aviação executiva pela grande ajuda durante a execução deste trabalho.

aos meus companheiros de quatro patas, pelo amor e companheirismo de sempre.

aos queridos professores, que me permitiram chegar onde estou hoje, pois é na educação que podemos mudar o nosso futuro.

à todos que participaram de alguma forma dessa jornada, que me ajudaram a ser quem eu sou hoje.

e por fim, aos funcionários da UNESP e da biblioteca da UNESP por toda ajuda, direcionamento e qualidade na prestação de seus serviços.

“É no conhecimento que existe uma chance
de libertação.”

Leandro Karnal

RESUMO

O constante aumento da competitividade entre as empresas do setor aeronáutico demanda que a indústria se reinvente e esteja sempre buscando novas opções para tornar seu produto mais atrativo. Neste setor, cada quilograma removido do produto final se traduz em aumento de eficiência e ganho de performance, que por sua vez se traduz em aumento do lucro operacional. Por isso a redução de peso é um objetivo constante na aviação. Como ferramenta para alcançar esse objetivo, a utilização da análise topológica durante o projeto do produto possui grande potencial. Esse trabalho propõe o comparativo entre as análises estática em ruptura de uma nervura, de utilização típica em asas, antes e depois da análise topológica, feita através de um modelo de elementos finitos utilizando o *software* OptiStruct. Os resultados obtidos de distribuição de tensão e deslocamento máximo são apresentados e comentados, bem como os pontos de atenção ao utilizar essa abordagem.

PALAVRAS-CHAVE: Otimização estrutural. Análise topológica. Redução de peso. Análise estrutural. Nervura aeronáutica.

ABSTRACT

The constant increase in competitiveness among companies in the aeronautical sector demands that the industry reinvent itself and is always looking for new options to make its product more attractive. In this sector, each kilogram removed from the final product turns into an increase in efficiency and performance gain, which turns into an increase in operating profit. That is why weight reduction is a constant goal in aviation. As a tool to achieve this goal, the use of topological analysis during product design has great potential. This paper proposes the comparison between the static analysis in rupture of a rib, of typical use in wings, before and after the topological analysis, made through a finite element model using the OptiStruct software. The results obtained from stress distribution and maximum displacement are presented and commented, as well as the points of attention when using this approach.

KEYWORDS: Structural optimization. Topological analysis. Save weight. Structural analysis. Aeronautical rib.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 – Exemplo de otimização topológica em estruturas.....	16
Figura 2 – Esquema de materiais utilizados no projeto do Boeing 787 Dreamliner	18
Figura 3 – Esquema de materiais utilizados no projeto Airbus 350 XWB	19
Figura 4 – A evolução do carro Ferrari da F1	20
Figura 5 – Próteses de membro inferior fabricadas em metal biocompatível	20
Figura 6 – Representação gráfica do domínio do problema (Exemplo 1)	23
Figura 7 – Domínio das soluções viáveis e ótima para o problema (Exemplo 1)	24
Figura 8 – Domínio de uma função com n variáveis.....	25
Figura 9 – Três categorias de otimização estrutural	25
Figura 10 – Esquema de utilização dos softwares da Altair para estudos de otimização topológica	27
Figura 11 – Variáveis objetivo	28
Figura 12 – Analogia entre respostas de simulação e de ensaios reais.....	30
Figura 13 – Esquema de otimização pelo método dos gradientes.....	30
Figura 14 – Nervura – análise base	31
Figura 15 – Propriedades mecânicas e físicas da liga de Al 7475 para placas.....	32
Figura 16 – Modelo global de elementos finitos de uma aeronave	33
Figura 17 – Distribuição de tensões na nervura	34
Figura 18 – Forças e momentos aplicados aos nós.....	36
Figura 19 – Detalhe de forças e momentos aplicados aos nós	36
Figura 20 – Vínculos aplicados ao modelo	37
Figura 21 – Interface do OptiStruct.....	38
Figura 22 – Propriedades otimizáveis e não otimizáveis	39
Figura 23 – Painel na área de abas do OptiStruct.....	40
Figura 24 – Resultado da análise topológica	40
Figura 25 – Gráfico função objetivo vs iterações.....	41
Figura 26 – Gráfico deslocamento máximo vs iterações.....	42
Figura 27 – Tensões após análise topológica	43

LISTA DE QUADRO

Quadro 1 – Tipos de otimização disponíveis no OptiStruct	29
--	----

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Propriedades mecânicas e físicas do Al 7475 T7351 – Placa espessura 0.25 a 1.5 in AMS 4202	34
Tabela 2 – Resultados da análise base	34
Tabela 3 – Resultados pós análise topológica	43

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

MEF	Modelo de Elementos Finitos
FEM	Finity Element Model
SIMP	Solid Isotropic Material with Penalization
MMPDS	Metallic Materials Properties Development and Standardization
MS	Margem de segurança

LISTA DE SÍMBOLOS

σ	tensão normal
τ	tensão de cisalhamento
P_{adm}	tensão admissível do material
P_{modelo}	tensão extraída do modelo FEM
E	módulo de elasticidade
ν	coeficiente de Poisson
ρ	densidade
F_{tu}	tensão última de tração
F_{ty}	tensão de escoamento em tração
F_{cu}	tensão última de compressão
F_{cy}	tensão de escoamento em compressão
MS_{rup}	margem de segurança de ruptura
t_x	translação na direção x
t_y	translação na direção y
t_z	translação na direção z
r_x	rotação em torno do eixo x
r_y	rotação em torno do eixo y
r_z	rotação em torno do eixo z

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	15
1.1	OBJETIVO	16
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	17
2.1	A IMPORTÂNCIA DA REDUÇÃO DE PESO	17
2.2	A OTIMIZAÇÃO EM ESTRUTURAS	21
2.2.1	Os métodos de resolução	21
2.2.2	Os conceitos da otimização estrutural	23
2.3	MEF E SOFTWARES UTILIZADOS NA OTIMIZAÇÃO ESTRUTURAL.....	27
3	DESENVOLVIMENTO	31
3.1	ANÁLISE BASE	31
3.1.1	Análise de ruptura.....	33
3.2	A PROPOSTA DE ESTUDO	35
3.2.1	Criação de um modelo local a partir de um modelo global	35
3.2.2	Criação da análise topológica	37
3.2.3	Análise dos resultados e considerações.....	40
4	CONCLUSÃO	44
	REFERÊNCIAS	45
	BIBLIOGRAFIA CONSULTADA	49
	ANEXO A – Código da análise topológica	50

1 INTRODUÇÃO

Com a popularização do transporte aéreo no mundo, iniciado em 1990, a indústria aeronáutica busca, continuamente, tornar seus produtos mais seguros e eficientes, para com isso diminuir os custos de operação e tornar os aviões mais competitivos. As companhias aéreas por sua vez, buscam operar aeronaves das quais elas possam obter mais lucro sobre as passagens, porém sem perder espaço no mercado devido a altos preços. Por isso, nota-se a importância da eficiência das aeronaves do segmento comercial.

Dentre as variáveis que tornam um avião considerado eficiente estão: o alcance, ou seja, a distância a qual a aeronave consegue se deslocar sem a necessidade de reabastecimento, o consumo de combustível e o total de peso possível de transportar, como quantidade de passageiros e bagagens. A diminuição do peso total da aeronave desabastecida é um aspecto de projeto que converge para a melhoria dessas três variáveis.

A estrutura do avião representa, em média, 40% do peso total da aeronave. Essa alta porcentagem indica que o estudo de otimização das estruturas possui grande potencial nesse ganho de eficiência (informação verbal)¹.

Segundo Kirsch (1993), o processo do projeto de estruturas pode ser dividido em quatro estágios: a formulação dos requisitos, o conceito do projeto, a otimização e o detalhamento. Neste contexto, a redução do peso das estruturas está intrinsecamente ligada ao estágio de otimização, o qual, iterativamente, busca a melhor solução para uma determinada condição. Para Bendsøe (2004) e Sigmund (2004) o objetivo da otimização topológica é encontrar o *layout* ideal de uma estrutura dentro de uma região especificada. As únicas quantidades conhecidas no problema são as cargas aplicadas, as possíveis condições de contorno, o volume em que a estrutura pode ser construída e, possivelmente, algumas restrições de projeto adicionais, tais como a localização e tamanho dos furos prescritos ou áreas sólidas. Dadas essas definições, entende-se que o papel da otimização em estruturas é propor geometrias e espessuras de forma que melhor distribuam-se as cargas, atendendo aos requisitos do projeto, e, como desafio maior, aplicando material apenas em regiões estritamente necessárias.

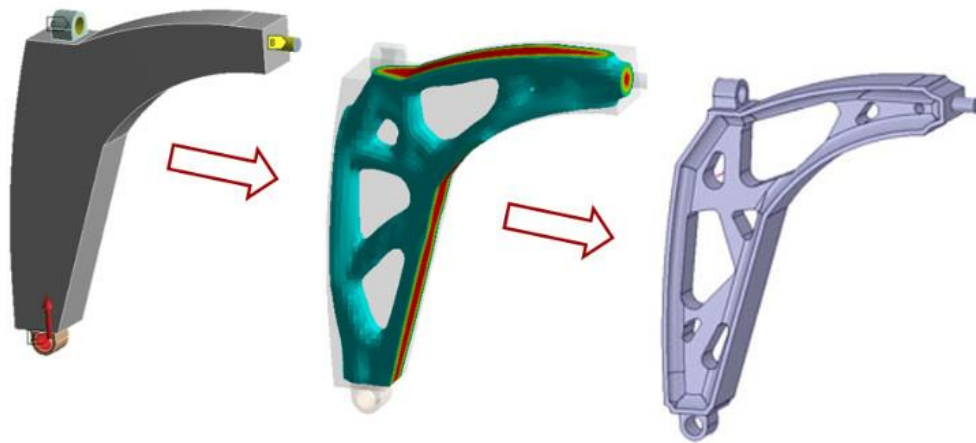
A utilização do método de elementos finitos na análise de estruturas, cujas primeiras aplicações práticas datam da década de 1950, trouxeram grandes otimizações no peso das peças, visto que a simulação possibilita uma redistribuição das tensões de acordo com as rigidezes de cada região da peça. Isso torna menos conservativa a análise, chamada numérica, quando comparada ao método analítico tradicional (informação verbal)².

¹Notícia fornecida por Marco Ribeiro, engenheiro de peso e balanceamento da Embraer, 2019.

²Notícia fornecida por Cléber Augusto Gomes, engenheiro de análise estrutural da Embraer, 2018.

Ainda segundo Kirsch (1993), com a ferramenta do método dos elementos finitos somado ao advento da computação e sua alta capacidade de processamento de dados, viabilizou-se a utilização de métodos numéricos para resolver problemas como o da otimização de estruturas. O rápido tempo de processamento das diversas iterações feitas nos modelos, possibilitam criar um mapa de espessuras que melhor atende às condições de contorno e carregamento impostos a ele. A Figura 1 representa esquematicamente a utilização da análise topológica no projeto de uma peça.

Figura 1 – Exemplo de otimização topológica em estruturas



Fonte: Hale (2017).

Como plano de fundo, a otimização topológica abre possibilidade para a aplicação de tecnologias em desenvolvimento, como a manufatura aditiva. Ela permite fabricar peças a partir de impressão 3D, reduzindo consideravelmente a quantidade de matéria-prima necessária para a usinagem, consequentemente tornando os processos mais sustentáveis.

1.1 OBJETIVO

Este trabalho tem por objetivo realizar a análise estática de cargas em uma nervura típica de estruturas aeronáuticas através de um modelo de elementos finitos. Utilizando simulações por computador, efetuar um estudo do caminho de cargas e otimizar o projeto da peça visando remover material em áreas não solicitadas estruturalmente. Por fim, comparar a diferença de peso entre os projetos inicial e pós análise topológica.

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 A IMPORTÂNCIA DA REDUÇÃO DE PESO

A redução de peso nos componentes estruturais tem sido objetivo da engenharia há décadas, porém nos últimos anos esse tema ganhou destaque, em especial nas áreas aeroespaciais e automotivas. O final do século XIX, marcado pelo fim da segunda revolução industrial, trouxe, além das máquinas movidas à vapor, a utilização da energia elétrica e do motor a combustão, utilizando combustíveis derivados do petróleo. Neste momento a importância do peso das máquinas era quase inexistente. Entretanto, na primeira metade do século XX, no contexto do pós-guerra, a engenharia cresceu exponencialmente. Criaram-se os primeiros aviões e aprimoraram-se os automóveis. Neste momento, a redução de peso começou a ditar a viabilidade dos produtos. Máquinas mais leves consumiam menos combustível, consequentemente eram mais baratas e por isso atraíam um mercado maior.

A indústria aeronáutica é o segmento onde a relação entre custo e peso tomam as maiores proporções, visto que cada quilograma influencia consideravelmente no preço do produto final. O aumento do peso das aeronaves causa aumento de consumo de combustível, pois requer mais tração do motor, e reduz o lucro do operador, devido à diminuição de carga paga. Em uma tentativa de transformar esses ganhos em valores, no mercado da aviação comercial, estima-se que cada quilograma reduzido do avião representa US\$ 1000,00/ano de economia para o operador (informação verbal)¹.

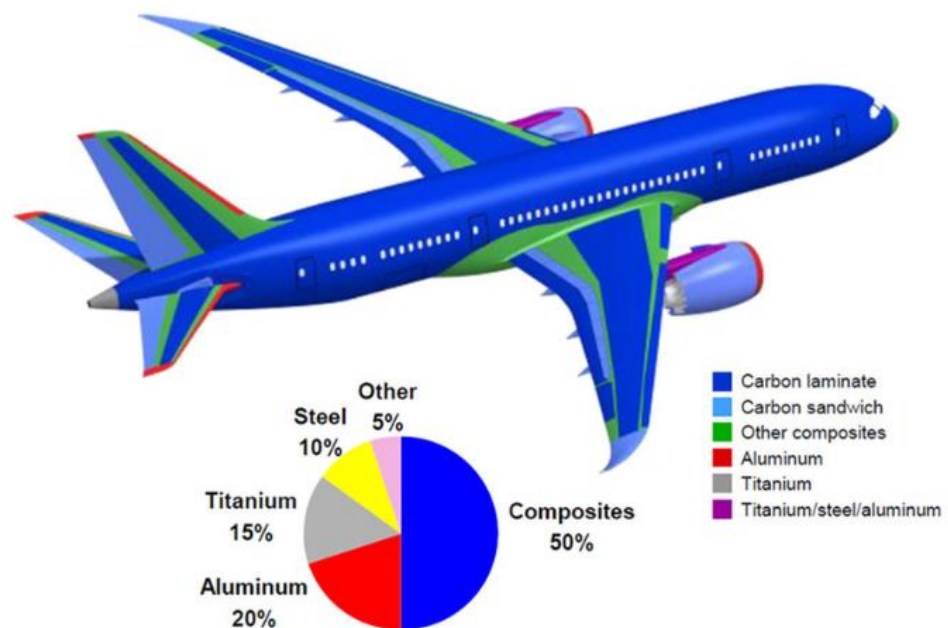
Além dos evidentes ganhos econômicos, a diminuição de peso permite maior autonomia das aeronaves. Aviões mais leves são capazes de pousar em pistas mais curtas, dada a diminuição do parâmetro chamado “distância de decolagem”, bem como permite alcançar valores menores de razão de subida.

Segundo, Braga *et al.* (2014), a redução do peso no projeto aeronáutico pode ser avaliada também do ponto de vista de competitividade a médio e longo prazo, visto que o ciclo de vida médio de uma aeronave é estimado em torno de trinta anos, podendo ainda exceder esse valor nos segmentos comercial e de defesa. Dado seu tempo útil, ao longo de sua vida, a aeronave sofre revitalizações de interiores e sistemas para acompanhar os avanços tecnológicos disponíveis no mercado. Em geral, tais revitalizações agregam peso às aeronaves, penalizando o seu alcance. Por isso, muitos fabricantes anunciam uma autonomia menor do que a projetada para atuação do avião, para que durante seu ciclo de vida haja certa margem para entrada de opcionais e revitalizações. O custo de remoção de 1 kg da aeronave

depois de pronta aumenta exponencialmente em função do tempo do projeto, visto que adaptações ao projeto inicial precisam ser feitas. Frequentemente mudanças de projeto envolvem custos de projeto, peças estocadas, ferramentais de produção e análises de engenharia. Todo o custo das mudanças impostas pelo problema do excesso de peso é repassado ao preço do produto.

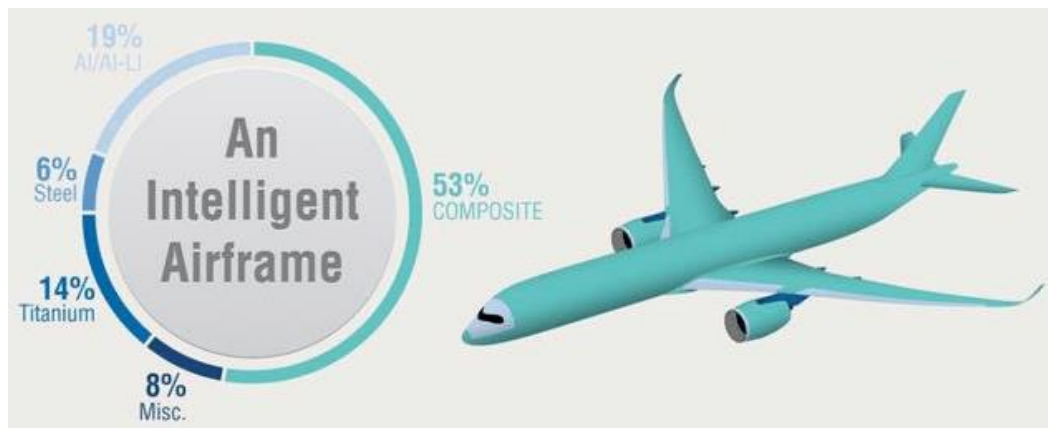
Segundo van Gent e Kassapoglou (2013), a entrada do material compósito na indústria aeronáutica, iniciada na década de 1970, em substituição à matéria-prima metálica na fabricação de componentes como estruturas primárias, peças de interior e até componentes dos motores, como apresentado por George Marsh (2012), trouxeram considerável redução de peso. É notada a difusão dessa tecnologia ao longo dos anos ao se observar a sua aplicação em grande escala nos modelos mais modernos, como o Airbus A350 XWB e o Boeing 787 Dreamliner, os quais apresentam 53 e 50% de sua estrutura fabricada em material compósito, respectivamente, como ilustrado nas Figuras 2 e 3.

Figura 2 - Esquema de materiais utilizados no projeto do Boeing 787 Dreamliner



Fonte: Loukil (2018).

Figura 3 - Esquema de materiais utilizados no projeto do Airbus 350 XWB



Fonte: Gondaliya (2016).

A importância da redução de peso não se restringe apenas ao segmento aeronáutico. Segundo Rajive Dhingra e Sujit Das (2014), a busca pela redução de peso na indústria automotiva tem crescido devido à novas e rigorosas regulamentações sobre economia de combustível e emissões de CO₂. Além desse critério, válido para todos os tipos de automóveis, os carros desenvolvidos para competições, como a Fórmula 1 por exemplo, possuem ainda mais motivos para buscar as reduções de peso. O sucesso desses carros está intrinsecamente ligado à aerodinâmica, à eficiência dos motores e ao peso do veículo. A Figura 4 ilustra a evolução de um carro de F1, onde nota-se o aumento de esbeltez da carroceria com o passar dos anos. Outro segmento distinto do aeronáutico que tem interesse na redução de peso é a biomedicina. Próteses estruturalmente resistentes, biocompatíveis e com peso que proporcionam conforto são objetivos dessa tecnologia. Neste caso, a redução de peso encontra ressalvas devido à necessidade de manter o mesmo centro de gravidade do membro ao qual a prótese substitui, para equilibrar o corpo humano. O uso desses dispositivos é cada vez mais importante devido ao fato de aproximadamente 90% da população com idade superior aos 40 anos apresentar alguma degeneração articular, na qual muitas vezes é necessária intervenção cirúrgica – como, por exemplo, nos casos de artroplastia de quadril e joelho (Diário da Saúde, 2009). Implantes para sanar problemas ósseos em casos ortodônticos também são alvo dessa tecnologia. A Figura 5 apresenta quatro tipos de prótese de membro inferior, onde a redução de peso está diretamente relacionada ao bem-estar e ao conforto do usuário.

Figura 4 - A evolução do carro da Ferrari da F1



Fonte: Gatron (2018).

Figura 5 - Próteses de membro inferior fabricadas em metal biocompatível



Fonte: Ottobock (2019).

2.2 A OTIMIZAÇÃO EM ESTRUTURAS

2.2.1 Os métodos de resolução

O conceito de otimização é a busca por uma solução ótima para um dado problema. Esse tema, estudado com profundidade no campo da pesquisa operacional, demonstra que a solução ótima de um problema é encontrada quando se define a função objetivo, as variáveis, as restrições, e as condições de contorno.

A modelagem dos problemas baseia-se em responder as seguintes perguntas:

- O que é desejado obter? O objetivo; que pode ser de minimização ou maximização (maximizar frequência natural ou minimizar peso, por exemplo).
- O que pode ser alterado? As variáveis; que são as grandezas envolvidas no problema.
- Quais condições devem ser respeitadas? As restrições, ou requisitos, do problema; como máxima tensão, mínimo valor de frequência para o primeiro modo, espessura mínima, ou máximo deslocamento, por exemplo.
- Quais são as condições dadas no início do problema? As condições iniciais e de contorno; como o tipo de vínculo, por exemplo (engastado, apoiado, etc).

Definidos tais parâmetros, a solução ótima do problema pode ser encontrada.

Uma das maneiras de obter-se a solução desse tipo de problema é o método gráfico, o qual é muito útil quando existem poucas variáveis, como é mostrado no Exemplo 1.

Exemplo 1: Deseja-se minimizar o peso de uma viga, cujas dimensões de altura e base devem manter-se entre 30 e 90 milímetros para a altura, e 20 e 30 milímetros para a base. Além disso, as tensões normal e cisalhante não devem ultrapassar 160 MPa e 60 MPa, respectivamente. Para evitar a flambagem da viga, a altura da seção transversal deve ser menor ou igual a duas vezes a dimensão da base, diminuindo assim a sua esbeltes. Qual a solução ótima para esse problema? (Adaptado de ADRIANO AKIO KOGA, 2018, Treinamento de otimização com OptiStruct, Altair Engenharia).

Esse problema pode ser reescrito matematicamente como:

Função objetivo:

Peso: $\min m(b,h)$

Variáveis:

Base: $20 < b < 40$

Altura: $30 < h < 90$

Restrições:

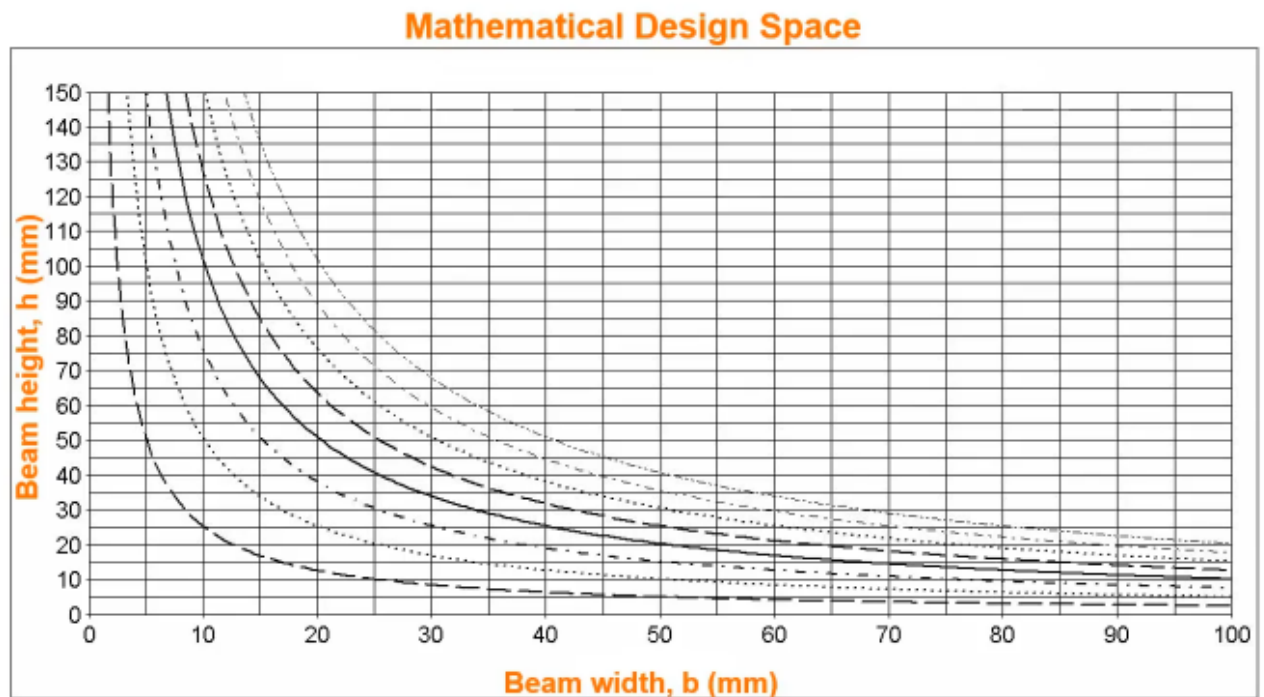
$$\sigma_{\max} = 160 \text{ MPa}$$

$$\tau_{\max} = 60 \text{ MPa}$$

$$h \leq 2*b$$

Ao dispor as variáveis em eixos, no caso de duas variáveis, as soluções restringem-se ao domínio englobado em um plano, permitindo visualizar facilmente curvas isométricas da grandeza definida pela função objetivo, neste caso o peso. A Figura 6 representa graficamente as diversas combinações das duas variáveis, altura e base, e apresenta as curvas isométricas dos valores de massa. Qualquer ponto, combinando valores de base e altura, poderia ser a resposta do problema, mas apenas os pontos sob a mesma curva isométrica indicam que qualquer combinação resulta no mesmo valor de massa, e cada curva isométrica indica um valor de massa diferente. Exemplificando, a curva mais próxima aos eixos poderia representar o valor de massa de 2 kg e qualquer ponto sob ela indicaria que os valores combinados das grandezas de altura e base resultam nesse valor de 2 kg. As demais curvas poderiam ser valores de massa acrescidos de 1 em 1 kg, então a isométrica mais próxima aos eixos seria de 2 kg e a mais externa de 9 kg.

Figura 6 - Representação gráfica do domínio do problema (Exemplo 1)

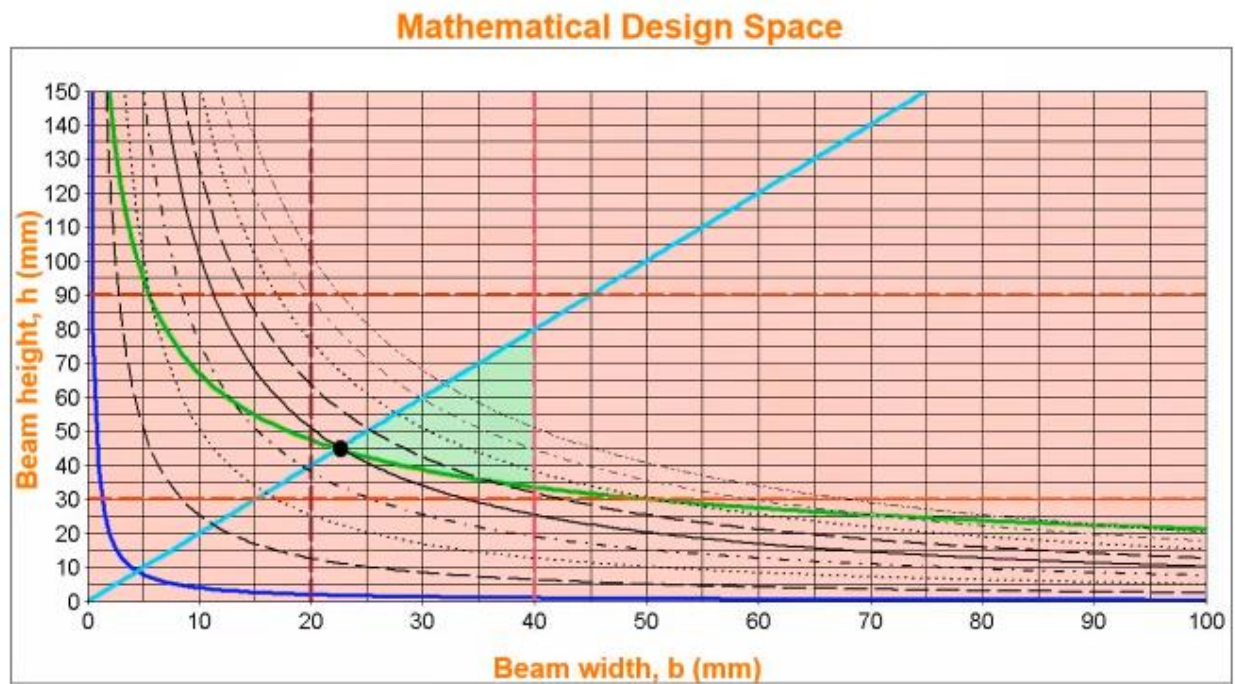


Fonte: Koga (2018).

O domínio do problema é o espaço onde todas as respostas possíveis são englobadas, porém existem as soluções inviáveis, que não respeitam os requisitos impostos pelo problema, as soluções viáveis, que atendem aos requisitos, e as soluções ótimas, onde está concentrado o esforço da análise de otimização estrutural.

Incluindo as restrições do problema no gráfico, o domínio passa a apresentar áreas delimitando as soluções inviáveis, viáveis e ótima, como mostrado na Figura 7, onde a curva verde representa a restrição da tensão normal máxima, a azul escura a tensão máxima de cisalhamento, a azul clara a restrição dimensional de esbeltes da viga, e a vermelha e a rosa as restrições dimensionais da base e da altura, respectivamente. A área destacada em verde representa o domínio de soluções viáveis, e apenas o ponto na cor preta apresenta a solução ótima para o problema.

Figura 7 – Domínio das soluções viáveis e ótima para o problema (Exemplo 1)

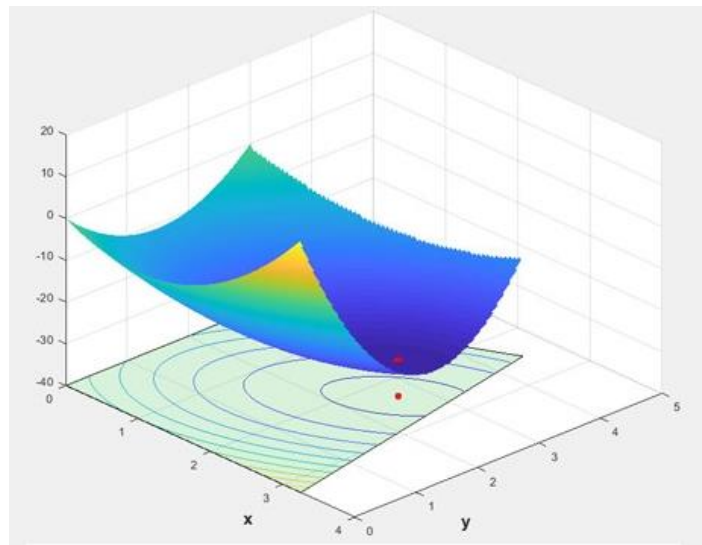


Fonte: Koga (2018).

A utilização do método gráfico na resolução do problema do Exemplo 1 mostrou-se simples devido ao reduzido número de variáveis, porém em casos onde esse número é elevado ele torna-se bastante complexo. O domínio da solução de um problema com muitas variáveis é uma superfície no espaço, fazendo com que a solução seja de difícil visualização, como demonstrado na Figura 8. Para contornar essa dificuldade, utiliza-se métodos numéricos na solução de problemas de otimização estrutural.

Além da simplificação matemática comparada aos métodos analítico e gráfico, os métodos numéricos permitem que sejam feitas iterações, que são indiscutivelmente necessárias nesse tipo de problema. A alta capacidade de processamentos dos computadores possibilita a obtenção dos resultados otimizados em poucos minutos.

Figura 8: Domínio de uma função com n variáveis

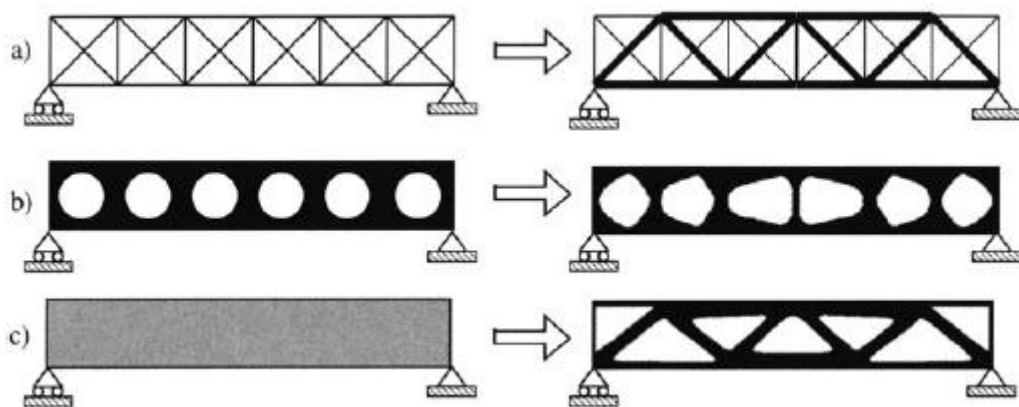


Fonte: Mathworks (2020).

2.2.2 Os conceitos da otimização estrutural

O estudo da otimização estrutural segundo Sigmund e BendrØe (2004) pode ser dividido em três grupos: a otimização dimensional, a otimização de forma e a otimização topológica. A Figura 9 apresenta um esquema dessa divisão.

Figura 9 – Três categorias de otimização estrutural: a) otimização dimensional b) otimização de forma c) otimização topológica. À esquerda é mostrada a condição inicial do problema, e à direita a solução ótima.



Fonte: Sigmund e BendrØe (2004).

A otimização dimensional busca modificações nas dimensões das seções dos elementos, ou seja, as variáveis de projeto são as propriedades de rigidez do elemento como área da seção transversal, espessuras de placas, alturas, momento de inércia e propriedades do material (Coutinho, 2006). A otimização de forma, segundo Benoit e Rajan (2013), confere a alteração de algumas posições nodais. A forma do contorno dos segmentos ou furos é modificada, implicando em alteração das regiões onde há concentrador de tensões. Já a otimização topológica, segundo Sigmund e Bendrøe (2004), analisa o caminho de carga e, dessa forma, distribui o material de forma ótima dentro do volume, delimitado previamente, fazendo com que a carga caminhe da forma mais eficiente possível.

Pode-se tratar a otimização topológica como um método binário discreto de aplicação de massa. Onde há necessidade de rigidez para suportar o carregamento o qual a peça é submetida, há massa, portanto no código binário a resposta é 1. Analogamente, onde não há essa necessidade, a resposta é 0. Essa abordagem é conhecida como homogeneização, tratando o problema em termos de variáveis de densidade que estão ligadas a um modelo de microestrutura. A microestrutura é preenchida de acordo com a necessidade, formando então uma estrutura porosa. Dessa forma, a otimização topológica é realizada modificando as variáveis de tamanho correspondentes a cada célula unitária dessa microestrutura, iterativamente. Esse conceito foi proposto por Bendrøe em 1995.

No meio acadêmico houve o questionamento quanto a validade desse método devido à sua representação física. Entre um universo binário existe outro universo, aquele cujas respostas estão entre 0 e 1. Utilizando o esquema de cores, entre branco (1) e preto (0), há o cinza, que estaria em algum lugar entre 0-1. Para esses casos, Sigmund e Bendrøe (2004) desenvolveram um método chamado SIMP (*Solid Isotropic Material with Penalization*), que é baseado no conceito de densidades, porém com uma aplicação muito mais simplificada. Ao invés de usar a homogeneização, o SIMP adiciona uma penalização na forma exponencial em termos da variável do elemento de densidade com um esquema de lei de potência:

$$P(\eta_i) = \eta_i^p \quad (1)$$

Onde η_i são as chamadas pseudo-densidades definidas como variáveis da otimização topológica, e p é o fator de penalidade cujo valor é sempre maior do que 1. Neste conceito de lei de potência, a rigidez do material é penalizada quando existem valores de densidade entre 0-1.

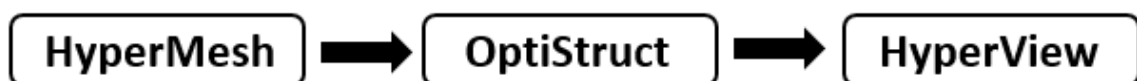
Segundo Ji-Hong Zhu *et al.* (2015), buscando interpretações físicas adequadas para as densidades intermediárias, Bendsøe e Sigmund, provaram que a rigidez obtida pelo modelo SIMP pode ser entendida como uma rigidez de uma microestrutura feita de vazios e certa quantidade de sólido correspondente à densidade relevante. Por sua simplicidade na concepção e implementação numérica, o SIMP tornou-se o método mais popular e bem-sucedido na otimização topológica.

2.3 MEF E SOFTWARES UTILIZADOS NA OTIMIZAÇÃO ESTRUTURAL

Comumente o método dos elementos finitos (MEF) é utilizado nos *softwares* de simulação. O estudo de otimização estrutural proposto por esta monografia faz uso desse método no seu desenvolvimento, utilizando os *softwares* desenvolvidos pela Altair, uma empresa norte americana criadora de softwares de engenharia líder no mercado e pioneira em inovação.

A preparação do modelo, no pré-processamento, é feita através do HyperMesh, o processamento e pós-processamento pelo HyperView. O *software* dedicado à otimização estrutural, chamado Altair OptiStruct, é utilizado para definir qual tipo de otimização é desejada e os parâmetros do problema, descritos na seção 2.2.1. O esquema de utilização dos *softwares* da Altair é apresentado na Figura 10.

Figura 10 – Esquema de utilização dos *softwares* da Altair para estudos de otimização topológica



Fonte: Produção do próprio autor.

Na ferramenta de pré-processamento cria-se a malha com os elementos, nós e propriedades. Após esse passo, determinam-se os vínculos e restrições os quais a malha estará sujeita, e por fim, determinam-se as cargas e acelerações que o modelo deverá suportar. Na ferramenta de processamento são realizados os cálculos comandados por algoritmos e, finalmente, na ferramenta de pós-processamento é possível visualizar os resultados e analisar os dados.

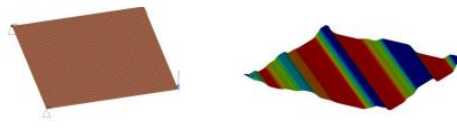
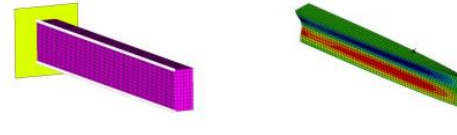
Já a ferramenta de otimização permite ao usuário construir os mais diversos cenários de variáveis, restrições e carregamentos para obter o objetivo desejado, os quais podem ser, por exemplo, redução de massa, junção de peças (redução no tempo de processo), aumento da rigidez torcional, entre outras. Pode-se utilizar essa metodologia para casos de análises estáticas, dinâmicas com vibrações livres ou forçadas, flambagem, trincas, concentradores de tensão, cargas de pressão, mecanismos, concepção de suportes, resistência ao choque, biomecânicas e outras. A Figura 11 apresenta as propriedades que podem ser definidas como objetivo e o Quadro 1 os tipos de análise de otimização que podem ser realizadas.

Figura 11: Variáveis objetivo

mass	inertia	static force	composite strain
massfrac	compliance	static stress	frf acceleration
volume	frequency	static strain	frf displacement
volumefrac	buckling	composite failure	frf erp
cog	static displacement	composite stress	frf force
frf pressure	function	temperature	psd strain
frf stress	beadfrac	psd acceleration	psd velocity
frf strain	compliance index	psd displacement	rms acceleration
frf velocity	weighted comp	psd pressure	rms displacement
fatigue	weighted freq	psd stress	rms pressure
rms stress	gpforce		
rms strain	mode shape		
rms velocity	resforce		
external	thermal compliance		
spc force	boredst		

Fonte: OptiStruct V14.0 (2020).

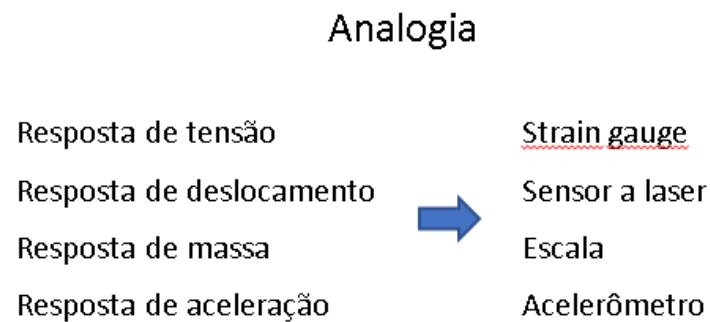
Quadro 1: Tipos de otimização disponíveis no OptiStruct

Tipo de otimização	Descrição	Exemplo
Topológica	Utiliza os elementos, alterando sua densidade de modo a atingir o objetivo. Essa alteração da densidade altera a espessura da peça, criando espaços vazios em certas regiões.	
Topográfica	Trabalha a forma da peça sem alterar seus limites externos, criando regiões mais altas e mais baixas para atingir o objetivo e é utilizada para a otimização de placas. Sua geometria final pode ser realizada utilizando o processo de estampagem.	
Shape e Free-Shape	Trabalha com a geometria geral da peça, alterando-a para atingir o objetivo proposto.	
Size e Free-Size	Trabalha alterando as seguintes propriedades estruturais do elemento: espessura, área da seção transversal, rigidez e a massa.	

Fonte: Adaptado de Carvalho (2020).

Os dados obtidos nas simulações são as grandezas as quais o usuário define como respostas do problema, que devem ser acompanhadas após cada iteração feita pelo software de processamento. A Figura 12 apresenta a analogia entre as respostas obtidas através de simulação e de ensaios reais.

Figura 12: Analogia entre respostas de simulação e de ensaios reais



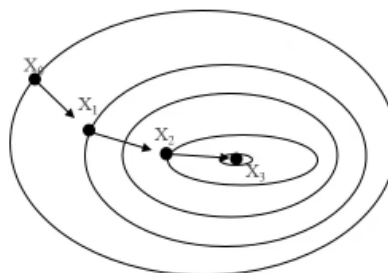
Fonte: Adaptado de Koga (2018).

Segundo, Koga (2018), o algoritmo utilizado para realizar os cálculos no OptiStruct baseia-se no método dos gradientes, o qual avalia a derivada da função, definindo a maior inclinação, e estabelece o vetor da direção a ser seguida até o próximo ponto. Quando a derivada é igual a zero encontra-se o ponto de inflexão da função, que é igual ao ponto ótimo do problema. O que define o ponto de parada dos cálculos é o momento em que a variação nos resultados é muito pequena, então entende-se que o problema chegou à convergência. A Figura 13 apresenta o esquema de cálculos do OptiStruct.

Figura 13: Esquema de otimização pelo método dos gradientes

Otimização gradiente-base

1. Começar no ponto x_0
2. Avaliar a função $F(x_i)$ e o gradiente da função $\nabla F(x_i)$ em x_i
3. Determinar o próximo ponto usando a direção negativa do gradiente $x_{i+1} = x_i - \gamma \nabla F(x_i)$
4. Repetir o passo 2 até 3 até a função convergir para o mínimo.



Fonte: Adaptado de Koga (2018).

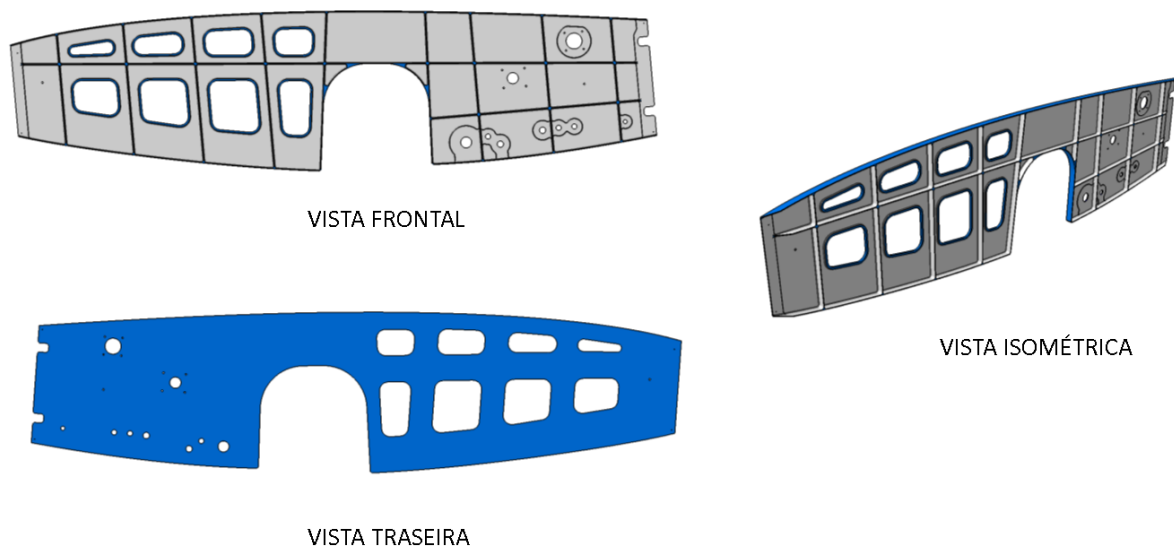
3 DESENVOLVIMENTO

Este estudo tem por objetivo quantificar a redução de peso de uma estrutura primária típica, utilizada em aeronaves, utilizando a metodologia de análise estrutural com otimização topológica. Para isso faz-se necessário criar uma análise base que servirá como parâmetro de comparação.

3.1 ANÁLISE BASE

O objeto da análise é uma nervura que reforça o tanque de combustível principal do avião, apresentada na Figura 14. A peça é fabricada em liga de alumínio 7475 através do processo de usinagem mecânica de uma placa com espessura de 1,5 polegadas. A dimensão da matéria-prima é relevante na análise, pois a tensão admissível do material diminui conforme a espessura da placa aumenta. Isto deve-se à perda de propriedade mecânica durante a conformação, por isso é importante levar em consideração a tensão admissível correspondente à necessidade da fabricação.

Figura 14: Nervura - análise base



Fonte: Produção do próprio autor.

O MMPDS apresenta dados de propriedades mecânicas e curvas para diversas ligas. A Figura 15 apresenta os dados da liga utilizada nesse estudo.

Figura 15: Propriedades mecânicas e físicas da liga Al 7475 para placas

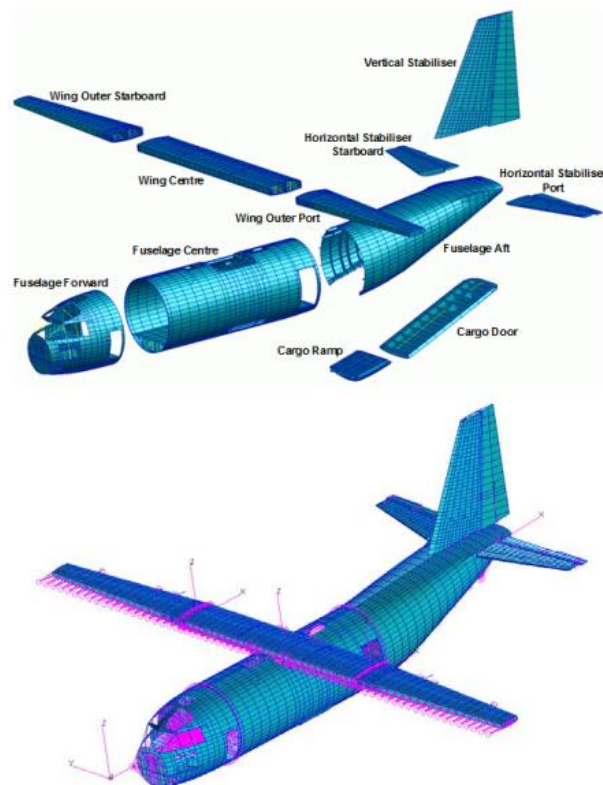
Specification	AMS 4202											
Form	Plate											
Temper	T7351											
Thickness, in.	0.250-1.500		1.501-2.000		2.001-2.500		2.501-3.000		3.001-3.500		3.501-4.000	
Basis	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B	A	B
Mechanical Properties:												
F_{ax} , ksi:												
L	70	72	70	71	68	70	68	69	64	67	64	66
LT	71	73	70	72	68	70	68	69	64	68	64	67
ST	66 ^a	70 ^a	65	69	65	69	65	68	63	67	63	66
F_{ay} , ksi:												
L	59	62	58	60	56	59	56	58	52	56	52	54
LT	60	62	58 ^b	61	56	59	56	58	52	56	52	54
ST	54 ^a	57 ^a	53	56	53	56	53	55	50	53	50	52
F_{az} , ksi:												
L	58	60	56	59	54	57	53	55	49	53	49	51
LT	61	63	60	63	58	61	58	60	54	58	54	56
ST	62 ^a	64 ^a	60	63	58	61	58	60	54	58	54	56
F_{ax} , ksi L & LT	41	42	42	43	41	42	41	42	39	42	39	41
F_{ay} , ksi:												
L & LT (e/D = 1.5) ...	102	105	103	106	101	104	101	103	97	102	97	101
L & LT (e/D = 2.0) ...	132	136	134	138	131	135	131	134	125	133	125	131
F_{az} , ksi:												
L & LT (e/D = 1.5) ...	81	84	82	86	81	84	81	84	77	82	77	80
L & LT (e/D = 2.0) ...	97	101	97	102	95	100	95	99	89	96	89	93
e , percent (S-Basis):												
L	10	...	10	...	10	...	10	...	10	...	9	...
LT	9	...	8	...	8	...	8	...	8	...	7	...
ST	4 ^a	...	4	...	4	...	3	...	3	...	3	...
E , 10 ³ ksi	10.3											
E_{ax} , 10 ³ ksi	10.6											
G , 10 ³ ksi	3.9											
μ	0.33											
Physical Properties:												
ω , lb/in. ³	0.101											
C , Btu/(lb)(°F)	0.21 (at 212°F)											
K , Btu/[(hr)(ft ²)(°F/ft)] . .	94 (at 77°F)											
α , 10 ⁻⁶ in./in./°F	13.0 (68° to 212°F)											

Fonte: MMPDS (2020).

A análise estrutural de uma aeronave deve considerar todos os possíveis casos de cargas ao qual o avião poderá ser exposto durante sua vida para que os requisitos de certificação, exigidos pelos órgãos homologadores, sejam cumpridos. Tais casos incluem os casos mecânicos - onde são consideradas as condições de voo, de pouso, cargas inerciais, e cargas em caso de falha – e também os casos aerodinâmicos - onde são consideradas as cargas devido às manobras e pressurização. A análise deve apresentar como resposta o comportamento das estruturas para todos esses casos de cargas e para a combinação deles, quando houver. Desta forma, garante-se que a estrutura é segura em todas as condições previstas durante sua vida.

A metodologia de análise estrutural na indústria aeronáutica utiliza um modelo global de elementos finitos para incluir todos os casos de cargas existentes, aplicando-os em todos os segmentos da aeronave. Um modelo genérico é ilustrado na Figura 16. Todas as análises se basearão nesse modelo. Um estudo feito na fuselagem do avião pode sofrer influência das cargas sofridas pela asa, por exemplo, por isso todas as cargas do modelo global que interferem no segmento de interesse da análise precisam ser consideradas.

Figura 16: Modelo global de elementos finitos de uma aeronave



Fonte: M. Opie and D. Hadcroft (2017).

3.1.1 Análise de ruptura

A análise de ruptura foi feita no modelo avaliando a tensão de von Mises. Esse resultado obtido foi utilizado para calcular a margem de segurança utilizando a Equação 2.

$$MS = \frac{P_{adm}}{P_{modelo}} - 1 \quad (2)$$

Onde:

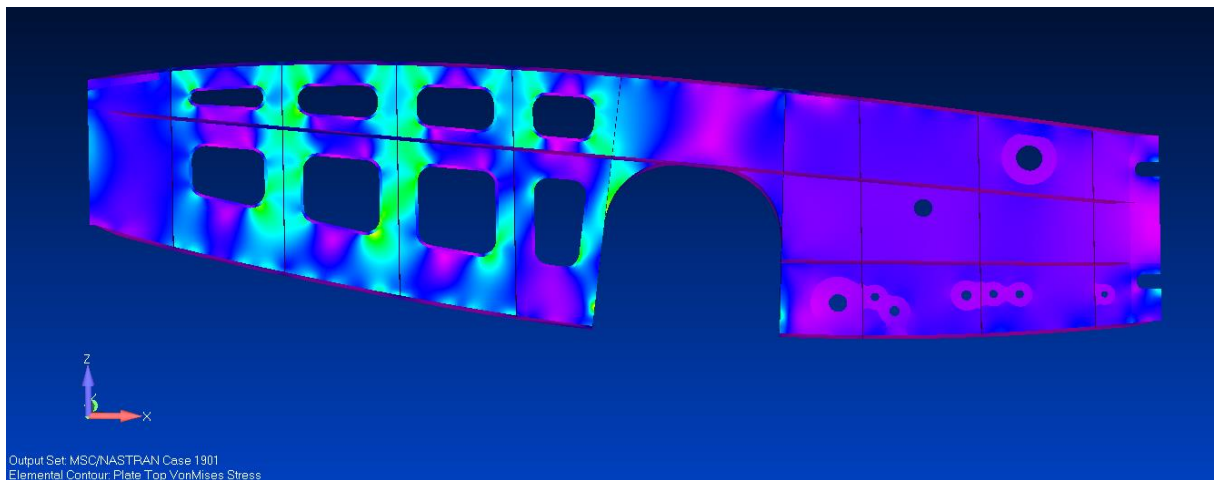
MS: margem de segurança;

Padm: Tensão admissível do material (MPa);

Pmodelo: Tensão máxima extraída do modelo FEM (MPa);

A Figura 17 apresenta o resultado da distribuição de tensões na peça em uma escala de cores e a Tabela 1 organiza os dados e a Tabela 2 apresenta a MS calculada e a massa da peça.

Figura 17: Distribuição de tensões na nervura



Fonte: Produção do próprio autor.

Tabela 1: Propriedades mecânicas e físicas do Al 7475 T7351 – Placa espessura 0.25 a 1.5 in, AMS 4202

E	71	GPa
ν	0.33	
ρ	2700	kg/m ³
Ftu	483	MPa
Fty	407	MPa
Fcu	483	MPa
Fcy	400	MPa

Fonte: Produção do próprio autor.

Tabela 2: Resultados da análise base

Pmodelo	370.2	MPa
MSrup	30,5%	
Massa	7.32	kg

Fonte: Produção do próprio autor.

3.2 A PROPOSTA DE ESTUDO

O desenvolvimento do estudo proposto neste trabalho começa a partir de um modelo global de elementos finitos, criado no *software* FEMAP, com todos os casos de cargas e vínculos (*constrains*) de um avião.

O ponto de partida é a criação de um modelo local, apenas com a região de interesse da análise, neste caso, a nervura do tanque principal de combustível. Isto possibilita que o modelo local obtido seja mais leve comparado ao global, tornando o tempo de processamento mais rápido, condição essencial para que a otimização estrutural seja possível devido ao grande número de iterações feitas nesse tipo de análise.

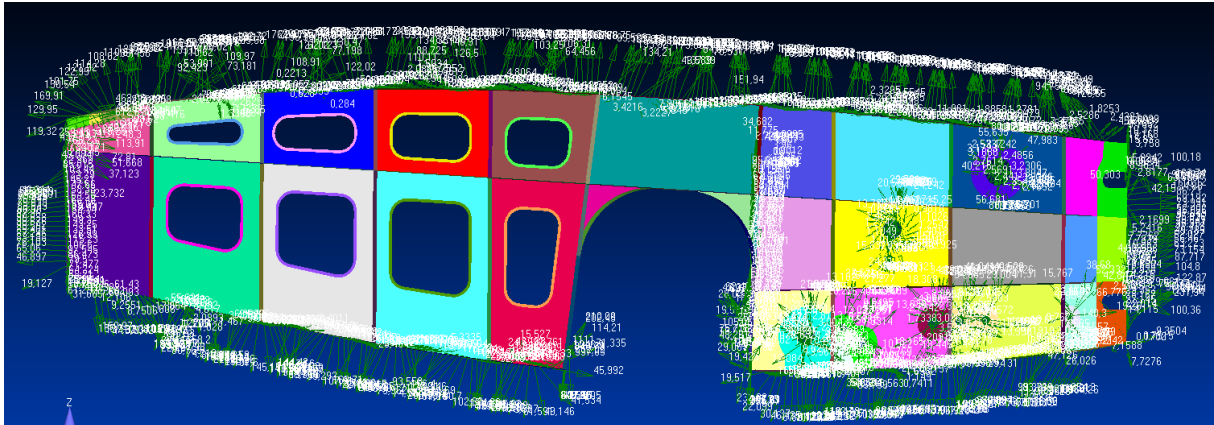
O modelo local deve ser representativo do modelo global, portanto, todos os casos de cargas devem estar aplicados nesse modelo de forma que as análises em ambos gerem as mesmas respostas. Em suma, o modelo local é uma simplificação do modelo global. Após a validação do modelo pode-se iniciar o procedimento de otimização.

A análise visando a otimização topológica começa definindo-se os parâmetros que podem sofrer alteração e o objetivo a se cumprir. Uma série de iteração são feitas pelo *software*, que após a convergência do resultado, apresenta um resultado de densidade de elementos. As comparações entre o modelo base e a nova proposta devem ser realizadas, garantindo que houve melhora no parâmetro definido como objetivo, sem ferir os requisitos pré-estabelecidos na análise.

3.2.1 Criação de um modelo local a partir de um modelo global

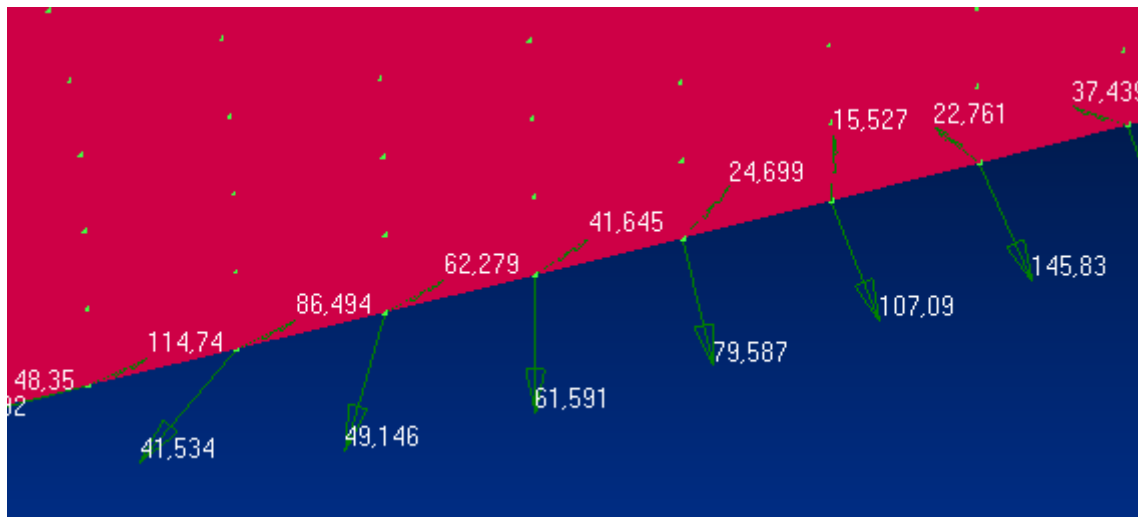
Para criar o modelo local a partir do modelo global faz-se necessário gerar os resultados, através do *solver*, neste caso o NASTRAN, afim de transformar o resultado de deformação causado pelo modelo global em forças e momentos aplicados somente à região de interesse. Gera-se uma resultante de força e de momento em cada nó onde há entrada de carga, para representar os deslocamentos translacionais t_x , t_y , t_z e os rotacionais r_x , r_y , r_z . O resultado deve ser um diagrama de corpo livre balanceado, com a somatória das forças igual a zero, para que o modelo seja possível de analisar. O resultado das forças e momentos balanceados no diagrama de corpo livre é mostrado na Figura 18, e uma vista em detalhe na Figura 19.

Figura 18: Forças e momentos aplicados aos nós



Fonte: Produção do próprio autor.

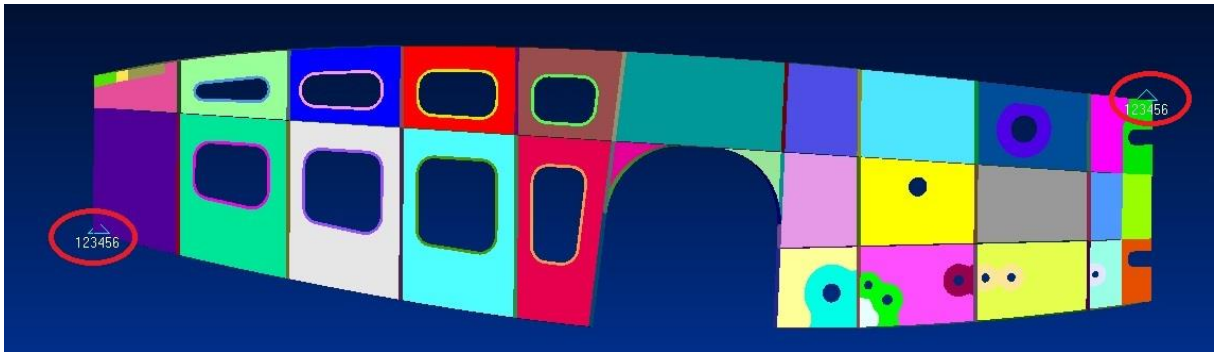
Figura 19: Detalhe de força e momento aplicado aos nós



Fonte: Produção do próprio autor.

Neste caso, a condição de contorno foi definida arbitrariamente, visto que a análise feita tinha por objetivo validar a peça estaticamente, sem considerar os prendedores e demais fixações. Por tentativa e erro, definiu-se que as *constrains* que menos afetam os resultados, induzindo tensões no modelo que não são reais, são as restrições nos nós das extremidades inferior direta e superior esquerda. Nesses nós foram inseridas restrições nos 6 graus de liberdade (t_x , t_y , t_z , r_x , r_y e r_z), conforme ilustrado na Figura 20.

Figura 20: Vínculos aplicados ao modelo



Fonte: Produção do próprio autor.

Neste trabalho definiu-se uma simplificação visando reduzir a quantidade de análises. Apenas o caso de carga crítico, já sabido devido à análise estática previamente executada no modelo base, foi considerado para gerar uma condição de contorno. Caso esta simplificação não fosse possível a tratativa seria criar restrições representativas de cada caso de carga e extrair resultados de tensão para cada uma dessas, feito isso um envelope de máxima e mínima tensão poderia ser feito para identificar qual o pior caso de carga.

3.2.2 Criação da análise topológica

Com o modelo local validado é possível iniciar a análise topológica. Um arquivo com extensão .dat é gerado no FEMAP para que seja possível de importa-lo no OptiStruct como “solver deck”.

Com o .dat importado, e nele já contendo as cargas, as restrições, o material e as propriedades, cria-se os parâmetros da análise topológica, que podem ser divididas em DRCO:

Design Variables: O que pode mudar no projeto? Propriedades/Elementos do modelo que ser alterada.

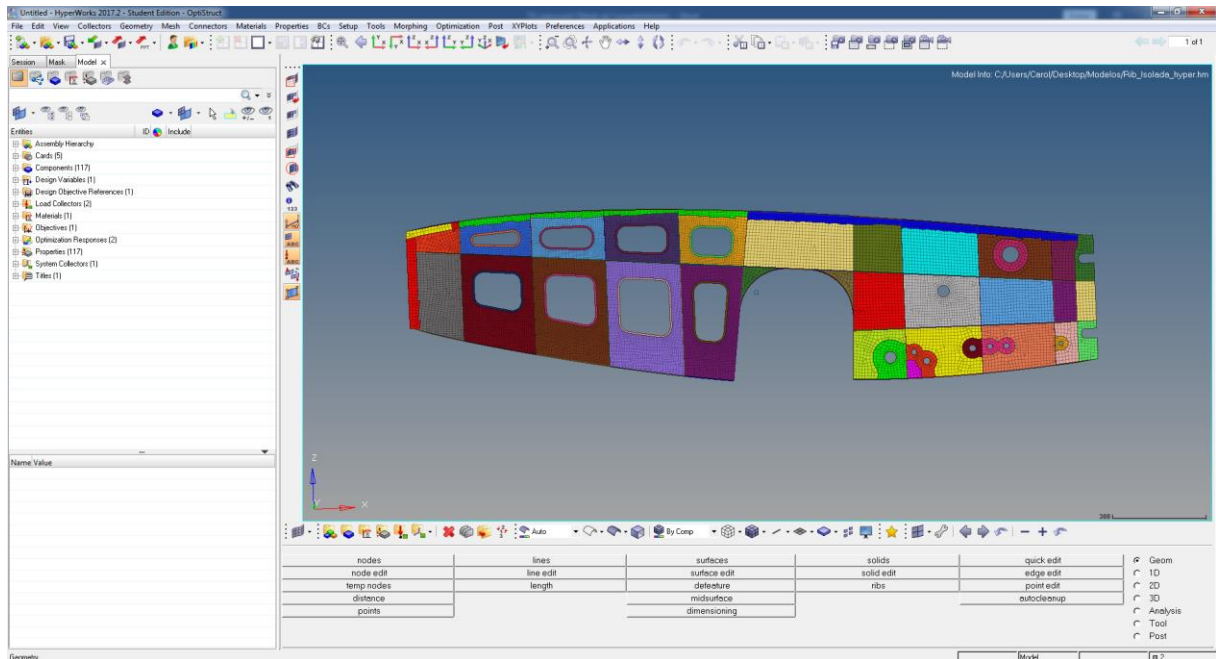
Responses: Quais as métricas que serão controladas? Grandezas do modelo que serão mensuradas ao longo do processo de otimização.

Constrains: Quais são os alvos de performance? Limites de desempenho que devem ser respeitados.

Objective: Qual é o objetivo final da otimização? O que vai ser melhorado?

A Figura 21 mostra a interface do OptiStruct, o modelo visualizado na imagem é caso estudado.

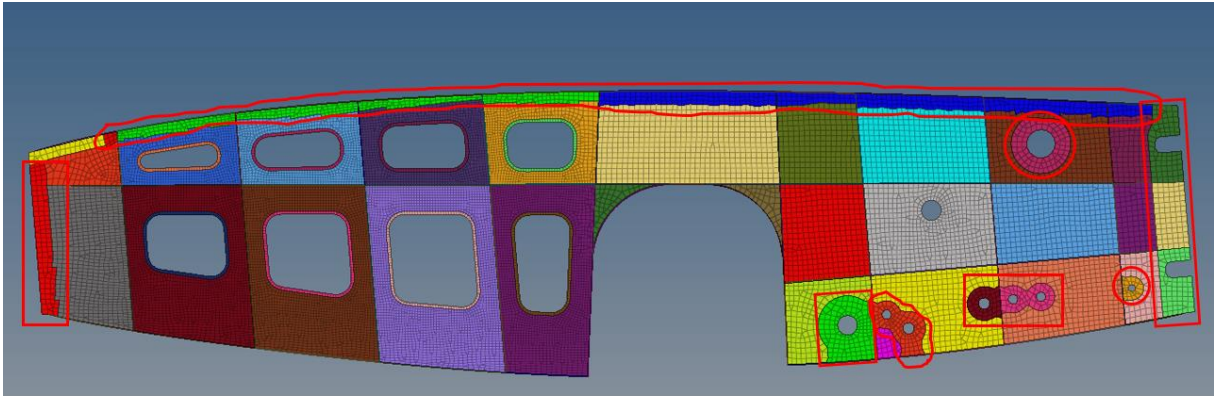
Figura 21: Interface do OptiStruct



Fonte: Produção do próprio autor.

Para definir o primeiro item, *design variables*, escolhe-se o tipo de otimização a ser feita: topológica, topográfica, *free size* ou *free shape*. A diferença entre elas está detalhada no Quadro 1, na seção 2.3. Neste estudo escolheu-se a análise do tipo topológica. Além do tipo de análise define-se o tipo de elemento a ser otimizado e quais regiões pode-se otimizar, escolhendo as propriedades otimizáveis. O modelo estudado é composto apenas por elementos de casca, nomeados PSHELL. Para diferenciar as regiões otimizáveis das não otimizáveis criou-se uma propriedade (elemento + material + espessura) para cada região da nervura. Definiu-se como não otimizável apenas a região onde material é necessário, como áreas de interface com flanges e longarinas, onde há necessidade de fixação por rebites. A Figura 22 apresenta o modelo com as propriedades diferenciadas por cor. As regiões destacadas em vermelho foram definidas como não otimizáveis.

Figura 22: Propriedades otimizáveis e não otimizáveis



Fonte: Produção do próprio autor.

Para definir o segundo item, *responses*, é preciso indicar para o software qual variável precisa ser monitorada durante o processo de iteração. A Figura 11, na seção 2.3, indica todas as possíveis variáveis de resposta disponíveis no *software*. No caso desse estudo, a massa é o parâmetro a ser monitorado a cada iteração.

O terceiro item, *constrains*, impõe restrições as quais a análise deve respeitar. Podem ser restrições de fabricação, como espessura máxima ou mínima, direção de extrusão, padrões de repetição, tensões máximas, e parâmetros de fadiga, como vida infinita ou dano acumulado. Para esse estudo definiu-se a restrição de espessura mínima de parede igual a 1,8mm, que é uma restrição da usinagem desta peça, e tensão máxima igual a 370 MPa, mantendo-se a tensão máxima do modelo base. Essa consideração foi adotada devido às outras análises que não serão realizadas nesse estudo, como flambagem, vida em fadiga e propagação de trincas. Conservadoramente, adota-se tensão máxima de 370 MPa, mesmo sabendo que esse valor é inferior ao F_{tu} e F_{cu} do material.

Por fim, para definir o terceiro item, *objective*, define-se o objetivo ao qual a variável de resposta deve atender. Nesse caso a função objetivo definida é a minimização da massa.

A Figura 23 apresenta o painel de parâmetros do modelo. Nele são destacados os parâmetros relativos à análise topológica.

Figura 23: Pannel na área de abas do OptiStruct

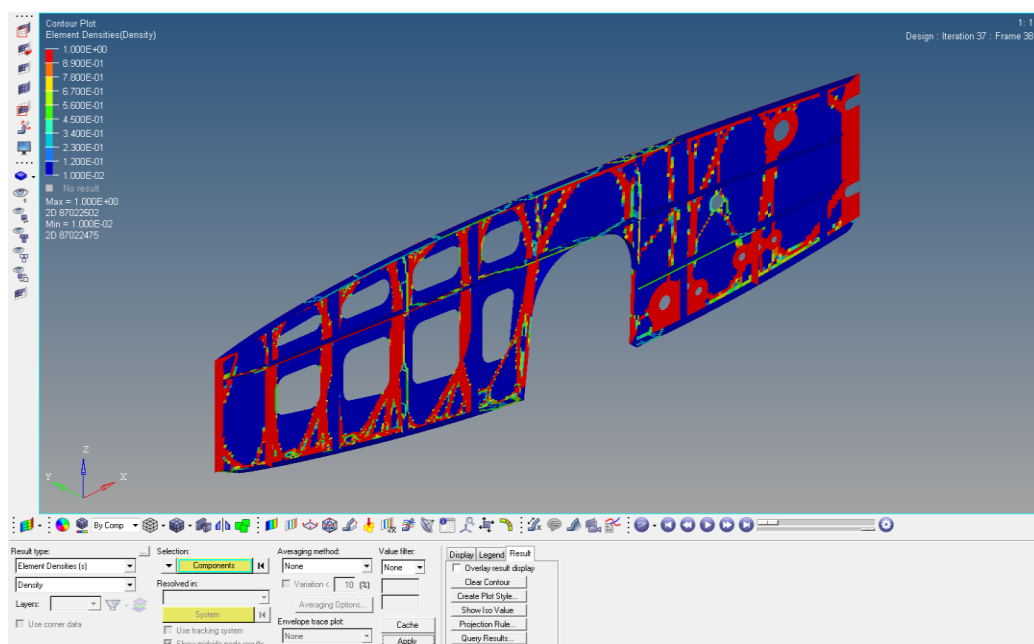
Entities	ID	Include
Assembly Hierarchy		
Cards (5)		
Components (117)		
Design Variables (1)		
topo	1	0
Load Collectors (2)		
Materials (1)		
Objectives (1)		
objective	1	0
Optimization Responses (1)		
mass	1	0
Properties (117)		
System Collectors (1)		
Titles (1)		

Fonte: Produção do próprio autor.

3.2.3 Análise dos resultados e considerações

O resultado da análise topológica apresenta-se como um campo de densidade de elementos variando de zero até um, conforme mostrado na Figura 24. Na escala de cores, a cor azul representa densidade zero e a cor vermelha densidade um. Nesta figura é possível visualizar o caminho de carga ao qual a peça está sujeita, além de confirmar que as regiões marcadas como não otimizáveis mantiveram-se com densidade máxima, conforme esperado.

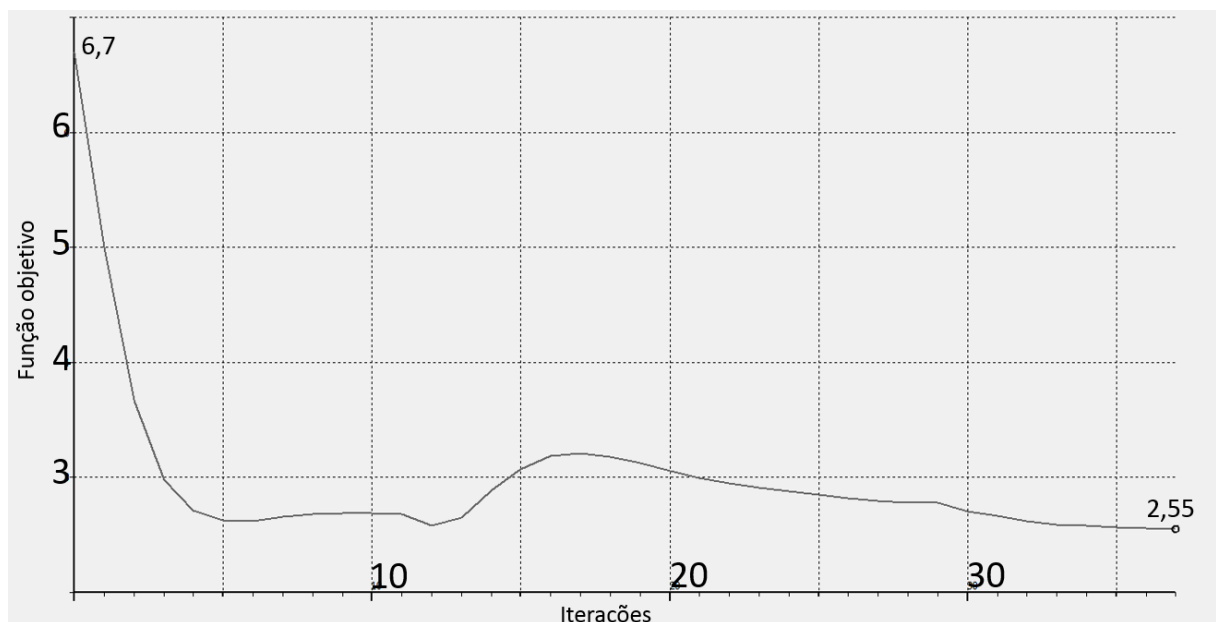
Figura 24: Resultado da análise topológica



Fonte: Produção do próprio autor

Foram necessárias 37 iterações até a convergência, considerando um critério de parada de 0,5% de diferença no resultado quando comparado ao resultado da iteração imediatamente anterior. A Figura 25 apresenta o gráfico de convergência da função objetivo a cada iteração realizada, resultando em 2,55 kg na última iteração. Nota-se que o valor inicial da função objetivo é de 6,7 kg, diferente dos 7,32 kg, valor de massa inicial total da peça, mostrado na Tabela 2 da seção 3.2.1. Isso ocorre, pois, a função objetivo considera apenas a massa otimizável, portanto a diferença entre 7,32 e 6,7 representa a massa indicada como impossível de remover. Sendo assim, o resultado de massa final da peça após a otimização é de $2,55 + 0,62 = 3,17$ kg, uma redução de 56,7% de massa comparado ao modelo base.

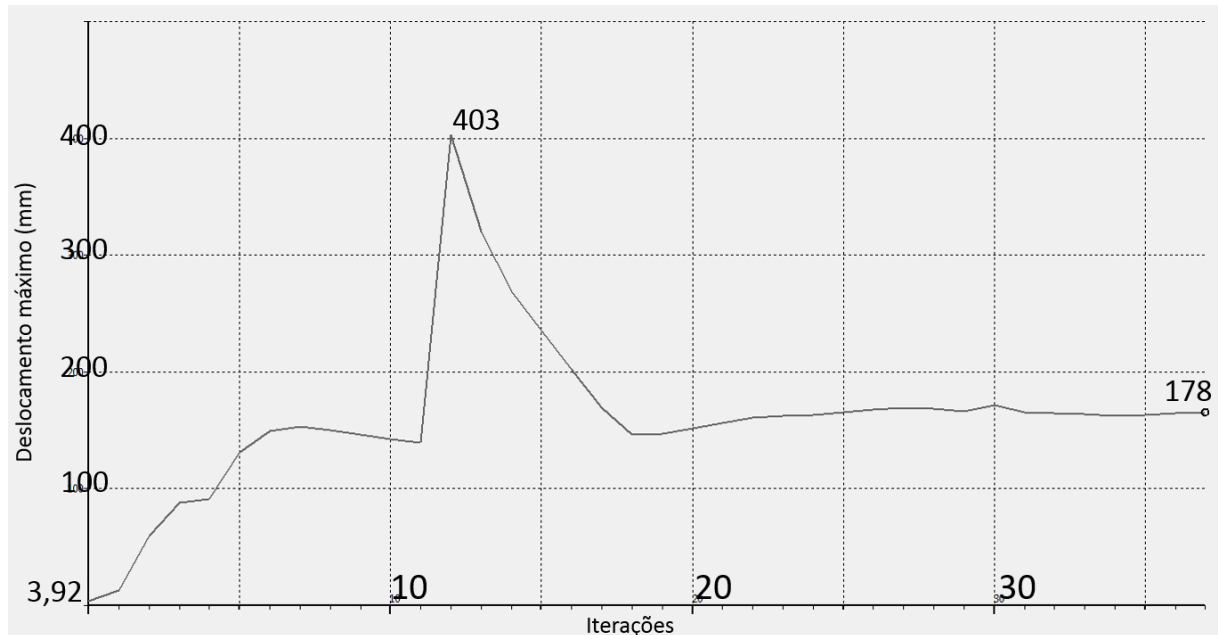
Figura 25: Gráfico função objetivo vs iterações



Fonte: Produção do próprio autor

O software permite também acompanhar o deslocamento máximo da estrutura a cada iteração, possibilitando que o analista tenha uma noção física da diminuição de rigidez da peça. A Figura 26 apresenta o gráfico de deslocamento máximo a cada iteração.

Figura 26: Gráfico deslocamento máximo vs iterações



Fonte: Produção do próprio autor

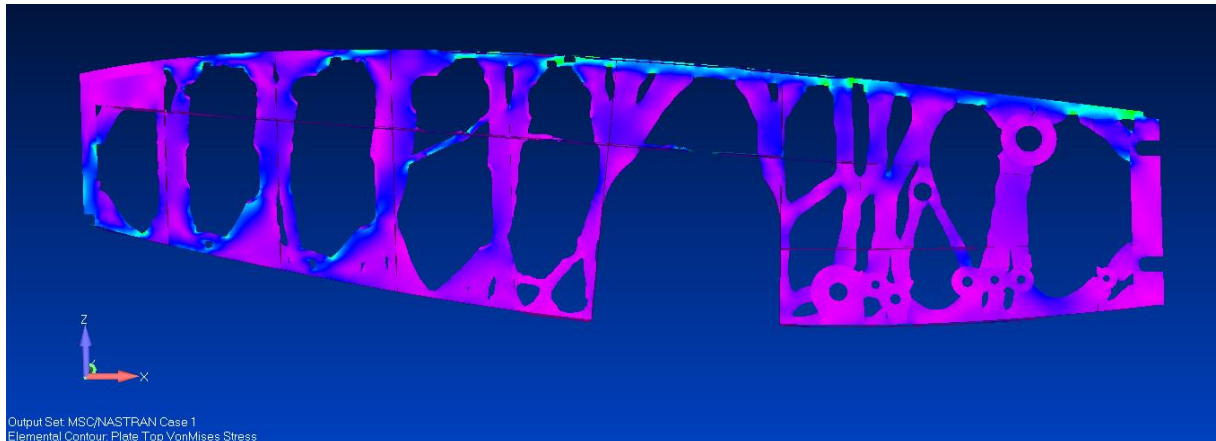
A informação trazida pela Figura 26 é de extrema importância para a análise, visto que em alguns casos a flexibilidade da estrutura não é desejável. A redução de peso gera a diminuição da rigidez, que por sua vez pode causar implicações como alteração da frequência natural da peça. Em casos onde há uma frequência que o projeto deve estar fora, para evitar ressonância e consequente falha da estrutura, a otimização estrutural deve ser feita com cautela, sempre observando o comportamento da estrutura a cada resultado obtido. Apesar do deslocamento apresentar-se no regime elástico do material, é importante considerar se a flexibilidade da estrutura pode causar algum dano às suas adjacências. Em casos onde o espaço é limitado e há muitas peças próximas umas das outras vale certificar-se que a otimização não irá gerar um problema para a estrutura montada em sua operação.

Para a análise de fadiga, que não está sendo abordada nesse trabalho, o aumento da amplitude do deslocamento também causa grande impacto. No caso desta análise, inicialmente o deslocamento máximo era de 3,92 milímetros e após a otimização passou a ser de 178mm. Um aumento de 4440% em relação ao valor do modelo base. Esse aumento da amplitude do deslocamento pode causar a falha prematura em fadiga ou causar um dano acumulado não aceitável para o intervalo de inspeção programada para a peça.

Este trabalho aborda apenas a análise estática de ruptura, não avaliando os impactos nas demais análises, como flambagem e fadiga. Esses itens são recomendados para análises futuras, de modo a complementar o estudo de otimização topológicas em nervuras.

A margem e segurança da peça manteve-se a mesma, visto que a condição imposta na análise topológica foi justamente a máxima tensão da peça não ultrapassar os mesmos 370 MPa já observados na análise base. A nova distribuição de tensões após análise topológica é mostrada na Figura 27.

Figura 27: Tensões após análise topológica



Fonte: Produção do próprio autor

Nota-se que há novas regiões de atenção, visto que as tensões mais altas apareceram em regiões de bordas e cantos, que são concentradores de tensão.

A Tabela 3 apresenta os dados pós análise topológica sumarizados.

Tabela 3: Resultados pós análise topológica

P _{modelo}	370.2	MPa
MS _{rup}	30,50%	
Massa	3,17	kg
Iterações	37	
Desloc. máx.	178	mm
Tempo de processamento	04:06	min
Tamanho do modelo	34	KB

Fonte: Produção do próprio autor.

O código gerado pelo *software* detalhando toda a análise, o passo a passo das iterações, resultados obtidos e informações sobre o modelo de elementos finitos e a configuração da máquina utilizada para gerar a análise está disponível no Anexo A deste trabalho.

4 CONCLUSÃO

Diante da proposta de estudo deste trabalho, conclui-se que os resultados e discussões obtidos enriquecem o conhecimento da otimização estrutural, que tem se destacado na indústria de forma significativa e possui ainda grande potencial de crescimento e disseminação em diversas áreas de tecnologia. A discussão feita acerca dos resultados evidencia que se deve utilizar essa ferramenta com cautela, sem que haja comprometimento de outras análises e funções que a peça otimizada deve cumprir, como a análise em fadiga, o aumento da flexibilidade da estrutura e falhas por flambagem, por exemplo.

Os resultados mostram que há grande potencial de redução de peso utilizando essa metodologia como auxílio no momento do projeto. Nesse estudo, que não considera outras análises, chegou-se em 56% de redução de massa, mantendo o mesmo nível de tensão.

A geometria gerada pela análise pode apresentar formas pouco convencionais, visto que a análise funciona como um campo de densidade de elementos, não considerando restrições de manufatura (essas restrições podem ser adicionadas à análise, mas penalizam o tempo de processamento). Para aplicar esse conceito em peças de fabricação convencional, como a usinagem, por exemplo, certamente seria necessário um refino no modelo 3D para torná-lo fabricável com os processos que já são utilizados. Porém, uma tecnologia que anda lado a lado com a otimização topológica é a manufatura aditiva, que não pode deixar de ser citada nesse contexto de fabricação de peças otimizadas. O conceito da manufatura aditiva é o inverso da usinagem: ao invés de partir de um bloco sólido de matéria prima e remover material com ferramentas de corte, produzindo cavacos, a manufatura aditiva parte de nenhum material e adiciona camadas para formar a geometria da peça, funcionando basicamente como uma impressão 3D, sem desperdício de matéria prima.

Como sugestão para trabalhos futuros, agregar a análise em fadiga a esse estudo tornaria ainda mais nítido os ganhos e impactos da implementação de análises topológica nos projetos de nervuras aeronáuticas.

Por fim, vê-se que a viabilização dessa tecnologia tem potencial de gerar ganho em redução de peso (de grande importância para a indústria aeronáutica) somado ao desenvolvimento sustentável gerado através da junção da análise topológica e da manufatura aditiva, sem desperdício de material e ajudando a produzir aeronaves cada vez mais eficientes.

REFERÊNCIAS

- BENDSØE, M; SIGMUND, O. **Topology optimization: theory, methods and applications**. 2. ed. New York: Springer, 2004. 370 p.
- BENOIT, D; RAJAN, F. A lower-bound formulation for the geometry and topology optimization of truss structures under multiple loading. **Structural and Multidisciplinary optimization**, v. 48, p. 49-58, 2013. Disponível em: <https://link.springer.com/article/10.1007/s00158-012-0876-3>. Acesso em: 18 abr. 2020.
- BRAGA, D. *et al.* Advanced design for light weight structures: Review and prospects. **Progress in Aerospace Sciences**, Porto, p. 29-39. abr. 2014. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0376042114000426>. Acesso em: 18 abr. 2020.
- CARVALHO, P. **Utilização do software hyperworks em simulação numérica e otimização na área de mecânica estrutural**. 2016. 92 f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação em Engenharia Mecânica) - Universidade Tecnológica Federal do Paraná, Curitiba, 2016.
- COUTINHO, K. **Método de otimização topológica em estruturas tridimensionais**. 2006. 95 f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) - Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal, 2006.
- DHINGRA, R; DAS, S. Life cycle energy and environmental evaluation of downsized vs. lightweight material automotive engines. **Journal of Cleaner Production**, Knoxville, p. 347-358. set. 2014. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0959652614009330>. Acesso em: 20 abr. 2020.
- DUNNING, P; KIM, H.; MULLINEUX, G. Investigation and improvement of sensitivity computation using the area-fraction weighted fixed grid FEM and structural optimization. **Finite Elements in Analysis and Design**, Bath, p. 933-941. 25 mar. 2011. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0168874X11000497>. Acesso em: 20 abr. 2020.
- DUNNING, P.; STANFORD, B.; KIM, H. Coupled aerostructural topology optimization using a level set method for 3D aircraft wings. **Structural Multidisciplinary Optimization**, Bath, p. 1113-1132. nov. 2014. Disponível em: <https://link.springer.com/article/10.1007/s00158-014-1200-1>. Acesso em: 20 mar. 2020.
- FAIS, C. Lightweight automotive design with HP-RTM. **Reinforced Lastics**, Amsterdã, p. 29-31, out. 2011. Disponível em: <https://www.materialstoday.com/composite-applications/features/lightweight-automotive-design-with-hp-rtm/>. Acesso em: 18 abr. 2020.

FAUST, O. *et al.* Design of a fault-tolerant decision-making system for biomedical applications. **Computer Methods in Biomechanics and Biomedical Engineering**, Singapore, p. 724-735. jan. 2012. Disponível em: <https://www.tandfonline.com/doi/abs/10.1080/10255842.2011.635592>. Acesso em: 18 abr. 2020.

GATRON. **Soluções em compósitos e plásticos de engenharia**. Disponível em: <https://www.gatron.com.br/>. Acesso em: 20 abr. 2020.

GONDALIYA, R. **Improving damage tolerance of composite sandwich structure subjected to low velocity impact loading**: experimental analysis paper, Daytona Beach, Disponível em: https://www.researchgate.net/publication/308882060_Improving_Damage_Tolerance_of_Composite_Sandwich_Structure_Subjected_to_Low_Velocity_Impact>Loading_Experimental_Analysis. Acesso em: 20 abr. 2020.

HALE, S. **What is topology optimization and why use it?** 5 jun. 2017. Linkedin: Steve Hale. Disponível em: <https://www.linkedin.com/pulse/what-topology-optimization-why-use-steven-hale/>. Acesso em: 20 abr. 2020.

HARHASH, M; CARRADÒ, A; PALKOWSKI, H. Lightweight titanium/polymer/titanium sandwich sheet for technical and biomedical application. **Werkstofftech**, Weinheim, v. 12, n. 45, p. 1084-1091, jan. 2014. Disponível em: <https://onlinelibrary.wiley.com/doi/abs/10.1002/mawe.201400356>. Acesso em: 20 mar. 2020.

HARZHEIM, L; GRAF, G. A review of optimization of cast parts using topology optimization: II-Topology optimization with manufacturing constraints. **Structural Multidisciplinary Optimization**, Rüsselsheim, p. 388-399. dez. 2005. Disponível em: <https://link.springer.com/article/10.1007%2Fs00158-005-0554-9>. Acesso: 18 abr. 2020.

KASTENSSON, Å. Developing lightweight concepts in the automotive industry: taking on the environmental challenge with the SÅNätt project. **Journal of Cleaner Production**, Luleå, p. 337-345. nov. 2013. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0959652613007695>. Acesso em: 20 abr. 2020.

KILIAN, S; ZANDER, U; TALKE, F. Suspension modeling and optimization using finite element analysis. **Tribology International**, San Diego, p. 317-324. dez. 2003. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0301679X02002049>. Acesso em: 20 abr. 2020.

KIRSCH, U. **Structural optimization**: fundamentals and applications. Berlin: Springer, 1993.

KOGA, A. **Treinamento_OS_Otimizacao_Out_2018**. Disponível em: <https://altair-2.wistia.com/medias/836hgi3dq9>. Acesso em: 26 out. 2019.

KROG, L; GRIHON, S; MARASCO, A. Smart design of structures through topology optimization. In: 8TH WORLD CONGRESS ON STRUCTURAL AND MULTIDISCIPLINARY OPTIMIZATION, 8., 2009, Lisboa. **Anais [...]**, Toulouse: Airbus, 2009. p. 1-9. Disponível em: <https://journals.sagepub.com/doi/10.1177/1045389X04043944>. Acesso em: 18 abr. 2020.

LÓPEZ, C; BALDOMIR, A; HERNÁNDEZ, S. Deterministic versus reliability-based topology optimization of aeronautical structures. **Structural Multidisciplinary Optimization**, Coruña, p. 907-921. nov. 2015. Disponível em: <https://link.springer.com/article/10.1007/s00158-015-1363-4>. Acesso em: 18 mar. 2020.

LOUKIL, M. **Experimental and numerical studies of intralaminar cracking in high performance composites**. 2013. 194 f. Tese (Doutorado) - Curso de Engineering Sciences and Mathematics, Lulea University Of Technology, Lulea, 2013.

MARSH, G. Aero engines lose weight thanks to composites. **Reinforced Plastics**, Amsterdã, p. 32-35, dez. 2012. Disponível em: <https://www.materialstoday.com/composite-applications/features/aero-engines-lose-weight-thanks-to-composites/>. Acesso em: 20 mar. 2020.

MATHWORKS. **Mathematical computing software developer**. Disponível em: <https://www.mathworks.com/>. Acesso em: 20 mar. 2020.

MMPDS. **Base de dados de materiais metálicos utilizados em aeronáutica**. Disponível em: <https://www.mmpds.org/>. Acesso em: 20 abr. 2020.

OKTAY, E.; AKAY, H; MERTTOPCUOGLU, O. Parallelized structural topology optimization and CFD coupling for design of aircraft wing structures. **Computers & Fluids**, Ankara, p. 141-145. maio 2011. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S004579301100154X>. Acesso em: 20 abr. 2020.

OPIE, M.; HADCROFT, D. **C-27J NASTRAN Global Finite Element Model User Manual C27J-DST-v3.0**, Victoria: Commonwealth Of Australia, 2017. 69 p. Disponível em: <https://www.dst.defence.gov.au/sites/default/files/publications/documents/DST-Group-TN-1700.pdf>. Acesso em: 25 mar. 2020.

OPTISTRUCT. **Software de otimização estrutural**. Disponível em: <https://www.altair.com/>. Acesso em: 20 abr. 2020.

OTTOBOCK, **Solução em mobilidade humana**. Disponível em: <https://www.ottobock.com.br/>. Acesso em: 20 mar. 2020.

PRIMO, T. *et al.* Additive manufacturing integration with topology optimization methodology for innovative product design. **Introduction to Additive Manufacturing Technology**, Londres, p. 467-479. 15 mar. 2017. Disponível em: <https://link.springer.com/article/10.1007/s00170-017-0112-9>. Acesso em: 20 abr. 2020.

ROSENZVEIG, G; LOUF, F; CHAMPANEY, L. A FE model updating method for the simulation of the assembly process of large and light weight aeronautical structures. **Finite Elements in Analysis and Design**, Paris, p. 56-63. dez. 2015. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0168874X15001882>. Acesso em: 20 abr. 2020.

SAADLAOUI, Y. *et al.* Topology optimization and additive manufacturing: Comparison of conception methods using industrial codes. **Journal of Manufacturing Systems**, Marseille, p. 178-186. mar. 2017. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0278612517300353>. Acesso em: 6 jun. 2019.

SEO, Y; KIM, H; YOUN, S. Shape optimization and its extension to topological design based on isogeometric analysis. **International Journal of Solids and Structures**, Daejeon, p. 1618-1639. mar. 2010. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S002076831000079X>. Acesso em: 6 jun. 2019.

VAN GENT, I; KASSAPOGLOU, C. Cost-weight trades for modular composite structures. **Structural Multidisciplinary Optimization**, Delft, p. 931-952. nov. 2013. Disponível em: <https://link.springer.com/article/10.1007/s00158-013-1019-1>. Acesso em: 20 abr. 2020.

ZHU, J; ZHANG, W; XIA, L. Topology optimization in aircraft and aerospace structures design. **Arch Computational Methods Engineering**, Barcelona, p. 595-622. abr. 2015. Disponível em: <https://link.springer.com/article/10.1007/s11831-015-9151-2>. Acesso em: 20 abr. 2020.

BIBLIOGRAFIA CONSULTADA

Nastran, Msc. **Design sensitivity and optimization user's guide**, Santa Ana: Msc Softwares, 2013. Disponível em: <https://www.mscsoftware.com/product/msc-nastran>. Acesso em: 20 mar. 2020.

ANEXO A – Código da análise topológica feita pelo OptiStruct

```
*****  
**                               **  
    OptiStruct 2017.2  
**                               **  
    **                           **  
  
**   Advanced Engineering Analysis, Design and           **  
** Optimization Software from Altair Engineering, Inc.      **  
    **                           **  
  
**       Windows 7 SP1 (Build 7601)                       **  
  
**   4 CPU: Intel(R) Core(TM) i5-2450M CPU @ 2.50GHz        **  
  
**       1144 MB RAM, 16197 MB swap                        **  
    **                           **  
  
** Build tag: 0872785_9433172_Ce64RBW8UH14M:131848-2 4000000004000 **  
*****  
  
** COPYRIGHT (C) 1996-2017               Altair Engineering, Inc. **  
  
** All Rights Reserved. Copyright notice does not imply publication. **  
  
**       Contains trade secrets of Altair Engineering, Inc.     **  
  
** Decompilation or disassembly of this software strictly prohibited. **  
*****
```

*** OptiStruct defaults set from:

install config file: C:\Program Files\Altair\2017.2-edu\hwsolvers\optistruct.cfg.

Following NASTRAN specific data:

ID ,SOL ,CEND ,NASTRAN ,INIT
were found in the input and ignored.

5 PARAM(s) were set:

AUTOSPC,YES

CHECKEL,NO

GRDPNT,0

OGEOM,NO

POST,-1

OUTPUT FROM GRID POINT WEIGHT GENERATOR

REFERENCE POINT = 0

M O

```
* 7.321161E+00 0.000000E+00 0.000000E+00 0.000000E+00 -8.927842E+03
      3.896928E+03 *
* 0.000000E+00 7.321161E+00 0.000000E+00 8.927842E+03 0.000000E+00
      6.337796E+04 *
* 0.000000E+00 0.000000E+00 7.321161E+00 -3.896928E+03 -6.337796E+04
      0.000000E+00 *
* 0.000000E+00 8.927842E+03 -3.896928E+03 1.314599E+07 3.373544E+07
      7.752437E+07 *
* -8.927842E+03 0.000000E+00 -6.337796E+04 3.373544E+07 5.627778E+08 -
      4.751984E+06 *
* 3.896928E+03 6.337796E+04 0.000000E+00 7.752437E+07 -4.751984E+06
      5.537809E+08 *
```

S

```
* 1.000000E+00 0.000000E+00 0.000000E+00 *
* 0.000000E+00 1.000000E+00 0.000000E+00 *
* 0.000000E+00 0.000000E+00 1.000000E+00 *
```

DIRECTION

MASS AXIS SYSTEM (S)	MASS	X-C.G.	Y-C.G.	Z-C.G.
X	7.321161E+00	0.000000E+00	-5.322827E+02	-1.219457E+03
Y	7.321161E+00	8.656819E+03	0.000000E+00	-1.219457E+03
Z	7.321161E+00	8.656819E+03	-5.322827E+02	0.000000E+00

I(S)

```
* 1.846055E+05 -4.446872E+02 -2.376618E+05 *
* -4.446872E+02 3.239119E+06 -1.519786E+02 *
* -2.376618E+05 -1.519786E+02 3.055099E+06 *
```

I(Q)

```
* 3.239119E+06 *
```

*	3.074643E+06	*
*	1.650613E+05	*

Q

* 2.332849E-04 8.195798E-02 9.966358E-01 *
 * 9.999993E-01 -1.142496E-03 -1.401194E-04 *
 * 1.127168E-03 9.966351E-01 -8.195820E-02 *

OPTIMIZATION FILE AND PARAMETER INFORMATION :

FEM model file :

C:/Users/Carol/Desktop/Modelos/V4/Rib_Isolada_hyper_Optmization.fem

Output files prefix :

C:/Users/Carol/Desktop/Modelos/V4/Rib_Isolada_hyper_Optmization

Model read from files:

C:/Users/Carol/Desktop/Modelos/V4/Rib_Isolada_hyper_Optmization.fem

FINITE ELEMENT MODEL DATA INFORMATION :

Total # of Grids (Structural) : 22745

Total # of Elements : 22505

Total # of Local Coordinate Systems : 3

Total # of Degrees of Freedom : 136458

(Structural)

Total # of Non-zero Stiffness Terms : 3666771

Element Type Information

CQUAD4 Elements : 21668

CTRIA3 Elements : 837

Load and Boundary Information

```

-----
FORCE Sets      :      1
SPC  Sets       :      1
  
```

Material and Property Information

```

-----

PSHELL Cards    :    117
MAT1  Cards     :      1
  
```

OPTIMIZATION PROBLEM PARAMETERS :

```

-----
Objective Function : Minimize Mass
  
```

```

-----
Response Summary :
-----
  
```

```

Number of mass responses      :      1
  
```

```

-----
Static Subcase Summary :
-----
  
```

```

-----  -----  -----
Subcase ID  SPC ID  FORCE ID
  
```

```

-----  -----  -----
          1         2        27
-----  -----  -----
  
```

 Design Parameters Summary :

Total # of topology design elements : 20599

Total # of topology cards : 1

Total Volume of Design Material : 2.2253E+06

Total Mass of Design Material : 6.2308E+00

Volume of Non-Design Material : 3.8943E+05

Mass of Non-Design Material : 1.0904E+00

Shell Design Elements : PSHELL T0 T

-----	-----	-----	-----
87013001	0.00	3.0	
87013002	0.00	3.0	
87021801	0.00	1.8	
87021802	0.00	1.8	
87037501	0.00	7.5	
87037502	0.00	7.5	
87041801	0.00	1.8	
87041802	0.00	1.8	
87047501	0.00	7.5	
87047502	0.00	7.5	
87051801	0.00	1.8	
87051802	0.00	1.8	
87057501	0.00	7.5	
87057502	0.00	7.5	
87061801	0.00	4.5	
87061802	0.00	1.8	
87067501	0.00	7.5	
87067502	0.00	7.5	
87072001	0.00	2.0	
87072002	0.00	2.0	
87072003	0.00	2.0	

87082001	0.00	2.0
87082002	0.00	2.0
87082501	0.00	2.5
87092001	0.00	2.0
87092002	0.00	2.0
87092502	0.00	2.5
87102001	0.00	2.0
87102002	0.00	2.0
87102003	0.00	2.0
87112001	0.00	2.0
87112002	0.00	2.0
87112003	0.00	2.0
87212002	0.00	2.0
87222001	0.00	2.0
87222002	0.00	2.0
87232001	0.00	2.0
87232002	0.00	2.0
87242001	0.00	2.0
87242002	0.00	2.0
87252001	0.00	4.0
87252003	0.00	2.0
87262001	0.00	2.0
87262002	0.00	2.0
87262003	0.00	2.0
87262004	0.00	2.0
87272001	0.00	2.0
87272002	0.00	2.0
87272003	0.00	2.0
87282002	0.00	2.0
87282003	0.00	2.0
87292001	0.00	2.0
87292002	0.00	2.0
87292003	0.00	2.0
87312002	0.00	2.0

87312003	0.00	2.0
87321801	0.00	1.8
87322002	0.00	2.0
87322003	0.00	2.0
87331801	0.00	1.8
87332002	0.00	2.0
87332003	0.00	2.0
87341801	0.00	1.8
87342002	0.00	2.0
87342003	0.00	2.0
87351801	0.00	1.8
87352002	0.00	2.0
87352003	0.00	2.0
87362001	0.00	2.0
87362002	0.00	2.0
87362003	0.00	2.0
87362004	0.00	2.0
87362005	0.00	2.0
87362006	0.00	2.0
87372001	0.00	2.0
87372002	0.00	2.0
87372003	0.00	2.0
87372005	0.00	2.0
87382001	0.00	2.0
87382002	0.00	2.0
87382003	0.00	2.0
87382004	0.00	2.0
87392001	0.00	2.0
87392002	0.00	2.0
87392003	0.00	2.0
87392004	0.00	2.0
87402001	0.00	2.0
87402002	0.00	2.0
87402003	0.00	2.0

87402004 0.00 2.0

Optimization Parameters Summary :

Initial Material Fraction [0,1] : 0.9000
Minimum Element Volume Fraction : 1.0000E-02
Discreteness Parameter : 1.0000

Topology Optimization Method : Density Method
Maximum Number of Iterations : 80

Convergence Tolerance : 5.0000E-03
Step Size (Topology) : 0.5000

Checkerboard Control : On (1 - Global Averaging)

Run Type : Topology Optimization

Topology Optimization Summary :

DTPL ID Minimum Maximum Minimum
Member Size Member Size Gap Size

1 0.1800E+02

DTPL ID Pattern Pattern Draw Dir. Stamping No Hole Extrusion Overhang
Repet. Group. Constraints Constraints Constraints Constraints Constraints

1 NONE NONE NONE NONE NONE NONE NONE

Restart from previous solution : No
 Run at location : C:/Users/Carol/Desktop/Modelos/V4/
 Scratch file directory : C:/Users/Carol/Desktop/Modelos/V4/
 Free space: 120.145 GB
 Number of CPU processors : 1

MEMORY ESTIMATION INFORMATION :

Solver Type is: Sparse-Matrix Solver
 Direct Method

Current Memory (RAM) : 800 MB
 Estimated Minimum Memory (RAM) for Out of Core Solution : 95 MB
 Recommended Memory (RAM) for Out of Core Solution : 106 MB
 Recommended Memory (RAM) for In-Core Solution : 344 MB

DISK SPACE ESTIMATION INFORMATION :

Estimated Disk Space for Output Data Files : 226 MB
 Estimated Scratch Disk Space for In-Core Solution : 92 MB
 Estimated Scratch Disk Space for Out of Core Solution : 416 MB

BEGINNING OPTIMIZATION SOLUTION

OPTIMIZATION HISTORY INFORMATION :

ITERATION 0

(Scratch disk space usage for starting iteration = 69 MB)

(Running in-core solution)

Objective Function (Minimize MASS) = 6.69808E+00

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 9.00000E-001 Mass = 6.69808E+000

Subcase Compliance Epsilon

1 9.364277E+03 4.972742E-14

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
				/Times			

1 MASS MASS -- -- TOTL 6.698E+00 MIN

Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization active

ITERATION 1

Objective Function (Minimize MASS) = 5.00298E+00 % change = -25.31

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 6.27947E-001 Mass = 5.00298E+000

Subcase Compliance Epsilon
1 1.466206E+04 -1.346309E-12

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
				/Times			
1	MASS	MASS	--	--	TOTL	5.003E+00	MIN
Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization							active

ITERATION 2

Objective Function (Minimize MASS) = 3.66932E+00 % change = -26.66

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 4.13901E-001 Mass = 3.66932E+000

Subcase Compliance Epsilon
1 2.368676E+04 6.962715E-12

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
---------------	----------	---------	-------	------	----------	-----------	-------

User-ID	Label	/RANDPS Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy Mode No.			Bound	
			/Times			

1	MASS	MASS	--	--	TOTL	3.669E+00	MIN
---	------	------	----	----	------	-----------	-----

Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization active

ITERATION 3

Objective Function (Minimize MASS) = 2.98213E+00 % change = -18.73

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 3.03612E-001 Mass = 2.98213E+000

Subcase	Compliance	Epsilon
1	3.586617E+04	6.719669E-12

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS Element/	Comp	Value	Reference/	%	
		/Model MID/PID/	/Reg		Constraint		
		+Frqncy Mode No.			Bound		
			/Times				

1	MASS	MASS	--	--	TOTL	2.982E+00	MIN
---	------	------	----	----	------	-----------	-----

Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization active

ITERATION 4

Objective Function (Minimize MASS) = 2.71165E+00 % change = -9.07

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 2.60202E-001 Mass = 2.71165E+000

Subcase Compliance Epsilon

1 4.193604E+04 6.806108E-12

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
			/Times				
1	MASS	MASS	--	--	TOTL 2.712E+00	MIN	
Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization							active

ITERATION 5

Objective Function (Minimize MASS) = 2.62375E+00 % change = -3.24

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 2.46094E-001 Mass = 2.62375E+000

Subcase Compliance Epsilon

1 4.201272E+04 -1.641202E-11

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
			/Times				
1	MASS	MASS	--	--	TOTL 2.624E+00	MIN	

Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization active

ITERATION 6

Objective Function (Minimize MASS) = 2.61915E+00 % change = -0.18

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 2.45355E-001 Mass = 2.61915E+000

Subcase Compliance Epsilon
1 3.911407E+04 8.797208E-12

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
			/Times				
1	MASS	MASS	--	--	TOTL 2.619E+00	MIN	

 Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization violated

ITERATION 7

Objective Function (Minimize MASS) = 2.65470E+00 % change = 1.36

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 2.51061E-001 Mass = 2.65470E+000

Subcase Compliance Epsilon

1 3.539712E+04 -3.327850E-11

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
				/Times			

1	MASS	MASS	--	--	TOTL	2.655E+00	MIN
---	------	------	----	----	------	-----------	-----

 Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization violated

ITERATION 8

Objective Function (Minimize MASS) = 2.68255E+00 % change = 1.05

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 2.55531E-001 Mass = 2.68255E+000

Subcase Compliance Epsilon
1 3.280903E+04 6.919128E-12

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
			/Times				
1	MASS	MASS	--	--	TOTL 2.683E+00	MIN	
Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization							active

ITERATION 9

Objective Function (Minimize MASS) = 2.68963E+00 % change = 0.26
Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00
Design Volume Fraction = 2.56667E-001 Mass = 2.68963E+000

Subcase Compliance Epsilon
1 3.129159E+04 3.768704E-11

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	

+Frqncy Mode No.				Bound
/Times				

1	MASS	MASS	-- -- TOTL	2.690E+00 MIN

Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization				active

ITERATION 10
the 1st satisfied convergence ratio = 1.0259E-04

Objective Function (Minimize MASS) = 2.68935E+00 % change = -0.01
Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00
Design Volume Fraction = 2.56622E-001 Mass = 2.68935E+000

Subcase Compliance Epsilon
1 3.023210E+04 -7.206018E-11

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy Mode No.			Bound	
		/Times				

1	MASS	MASS	--	-- TOTL	2.689E+00	MIN

Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization						active

ITERATION 11

the 2nd satisfied convergence ratio = 4.6089E-03

Objective Function (Minimize MASS) = 2.67701E+00 % change = -0.46

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 2.54642E-001 Mass = 2.67701E+000

Subcase Compliance Epsilon

1 2.974618E+04 -3.210369E-11

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
			/Times				

1	MASS	MASS	--	--	TOTL	2.677E+00	MIN
---	------	------	----	----	------	-----------	-----

Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization active

ITERATION 12

Objective Function (Minimize MASS) = 2.57916E+00 % change = -3.66

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 2.38938E-001 Mass = 2.57916E+000

Subcase Compliance Epsilon

1 6.622979E+04 -2.106209E-10

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
				/Times			
1	MASS	MASS	--	--	TOTL	2.579E+00	MIN
Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization						violated	

ITERATION 13

Objective Function (Minimize MASS) = 2.64911E+00 % change = 2.71
Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00
Design Volume Fraction = 2.50165E-001 Mass = 2.64911E+000

Subcase Compliance Epsilon
1 4.592448E+04 7.510648E-11

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
				/Times			
1	MASS	MASS	--	--	TOTL	2.649E+00	MIN

Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization violated

ITERATION 14

Objective Function (Minimize MASS) = 2.88969E+00 % change = 9.08

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 2.88777E-001 Mass = 2.88969E+000

Subcase Compliance Epsilon

1 3.411732E+04 -3.056752E-10

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
				/Times			

1 MASS MASS -- -- TOTL 2.890E+00 MIN

Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization violated

ITERATION 15

Objective Function (Minimize MASS) = 3.07026E+00 % change = 6.25

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 3.17756E-001 Mass = 3.07026E+000

Subcase Compliance Epsilon

1 2.778294E+04 -1.562777E-11

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
			/Times				
1	MASS	MASS	--	--	TOTL 3.070E+00	MIN	
Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization						violated	

ITERATION 16

Objective Function (Minimize MASS) = 3.18765E+00 % change = 3.82
 Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00
 Design Volume Fraction = 3.36596E-001 Mass = 3.18765E+000

Subcase Compliance Epsilon
 1 2.431702E+04 -2.968835E-10

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	

/Times

1	MASS	MASS	--	--	TOTL	3.188E+00	MIN
---	------	------	----	----	------	-----------	-----

Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization active

ITERATION 17

Objective Function (Minimize MASS) = 3.20739E+00 % change = 0.62

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 3.39764E-001 Mass = 3.20739E+000

Subcase Compliance Epsilon

1 2.301906E+04 1.061508E-10

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
				/Times			

1	MASS	MASS	--	--	TOTL	3.207E+00	MIN
---	------	------	----	----	------	-----------	-----

Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization active

ITERATION 18

Objective Function (Minimize MASS) = 3.18007E+00 % change = -0.85

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00
 Design Volume Fraction = 3.35380E-001 Mass = 3.18007E+000

Subcase Compliance Epsilon
 1 2.275433E+04 1.048184E-10

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
				/Times			
1	MASS	MASS	--	--	TOTL 3.180E+00	MIN	
Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization							active

ITERATION 19

Objective Function (Minimize MASS) = 3.12384E+00 % change = -1.77
 Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00
 Design Volume Fraction = 3.26355E-001 Mass = 3.12384E+000

Subcase Compliance Epsilon
 1 2.312928E+04 6.138986E-11

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
				/Times			

1	MASS	MASS	--	--	TOTL	3.124E+00	MIN
---	------	------	----	----	------	-----------	-----

Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization active

ITERATION 20

Objective Function (Minimize MASS) = 3.05492E+00 % change = -2.21

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 3.15294E-001 Mass = 3.05492E+000

Subcase Compliance Epsilon

1 2.389557E+04 -1.082589E-10

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
				/Times			

1	MASS	MASS	--	--	TOTL	3.055E+00	MIN
---	------	------	----	----	------	-----------	-----

Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization active

ITERATION 21

Objective Function (Minimize MASS) = 2.99713E+00 % change = -1.89

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 3.06019E-001 Mass = 2.99713E+000

Subcase Compliance Epsilon

1 2.460843E+04 6.564834E-11

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
			/Times				
1	MASS	MASS	--	--	TOTL 2.997E+00	MIN	
Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization							active

ITERATION 22

Objective Function (Minimize MASS) = 2.94510E+00 % change = -1.74

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 2.97668E-001 Mass = 2.94510E+000

Subcase Compliance Epsilon

1 2.534642E+04 -9.102116E-11

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
			/Times				
1	MASS	MASS	--	--	TOTL 2.945E+00	MIN	
Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization							active

ITERATION 23

Objective Function (Minimize MASS) = 2.91116E+00 % change = -1.15
Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00
Design Volume Fraction = 2.92222E-001 Mass = 2.91116E+000

Subcase Compliance Epsilon
1 2.576732E+04 -1.578008E-10

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
			/Times				
1	MASS	MASS	--	--	TOTL 2.911E+00	MIN	

Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization active

ITERATION 24

Objective Function (Minimize MASS) = 2.88024E+00 % change = -1.06

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 2.87259E-001 Mass = 2.88024E+000

Subcase	Compliance	Epsilon
---------	------------	---------

1 2.621037E+04 -2.919170E-11

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy Mode No.			Bound	
			/Times			

1 MASS MASS -- -- TOTL 2.880E+00 MIN

Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization active

ITERATION 25

Objective Function (Minimize MASS) = 2.85037E+00 % change = -1.04

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 2.82466E-001 Mass = 2.85037E+000

Subcase Compliance Epsilon
1 2.669697E+04 -5.218245E-11

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
				/Times			
1	MASS	MASS	--	--	TOTL	2.850E+00	MIN
Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization							active

ITERATION 26

Objective Function (Minimize MASS) = 2.81821E+00 % change = -1.13
Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00
Design Volume Fraction = 2.77304E-001 Mass = 2.81821E+000

Subcase Compliance Epsilon
1 2.730538E+04 -1.719549E-10

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	

+Frqncy Mode No. Bound
/Times

1 MASS MASS -- -- TOTL 2.818E+00 MIN

Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization active

ITERATION 27

Objective Function (Minimize MASS) = 2.79394E+00 % change = -0.86

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 2.73409E-001 Mass = 2.79394E+000

Subcase Compliance Epsilon
1 2.774896E+04 -1.137748E-10

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type Response Subcase Grid/ DOF/ Response Objective Viol.
User-ID Label /RANDPS Element/ Comp Value Reference/ %
/Model MID/PID/ /Reg Constraint
+Frqncy Mode No. Bound
/Times

1 MASS MASS -- -- TOTL 2.794E+00 MIN

Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization active

ITERATION 28

the 1st satisfied convergence ratio = 4.4487E-03

Objective Function (Minimize MASS) = 2.78157E+00 % change = -0.44

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 2.71423E-001 Mass = 2.78157E+000

Subcase Compliance Epsilon

1 2.790580E+04 -4.182963E-11

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
				/Times			

1	MASS	MASS	--	--	TOTL	2.782E+00	MIN
---	------	------	----	----	------	-----------	-----

Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization active

ITERATION 29

the 2nd satisfied convergence ratio = 1.6599E-04

Objective Function (Minimize MASS) = 2.78111E+00 % change = -0.02

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 2.71349E-001 Mass = 2.78111E+000

Subcase Compliance Epsilon

1 2.777492E+04 -1.014362E-10

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
			/Times				
1	MASS	MASS	--	--	TOTL 2.781E+00	MIN	
Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization							active

ITERATION 30

Objective Function (Minimize MASS) = 2.70394E+00 % change = -2.77
Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00
Design Volume Fraction = 2.58963E-001 Mass = 2.70394E+000

Subcase Compliance Epsilon
1 2.695080E+04 2.821125E-11

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
			/Times				
1	MASS	MASS	--	--	TOTL 2.704E+00	MIN	

Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization active

ITERATION 31

Objective Function (Minimize MASS) = 2.66218E+00 % change = -1.54

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 2.52262E-001 Mass = 2.66218E+000

Subcase	Compliance	Epsilon
---------	------------	---------

1 2.664232E+04 -1.343302E-10

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy Mode No.			Bound	
			/Times			

```
1 MASS MASS      --      -- TOTL 2.662E+00 MIN
```

Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization active

ITERATION 32

Objective Function (Minimize MASS) = 2.61767E+00 % change = -1.67

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 2.45119E-001 Mass = 2.61767E+000

Subcase Compliance Epsilon
1 2.677223E+04 -7.387703E-11

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
				/Times			
1	MASS	MASS	--	--	TOTL	2.618E+00	MIN
Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization							active

ITERATION 33

Objective Function (Minimize MASS) = 2.59002E+00 % change = -1.06
Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00
Design Volume Fraction = 2.40681E-001 Mass = 2.59002E+000

Subcase Compliance Epsilon
1 2.673922E+04 -2.517590E-10

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	

+Frqncy Mode No. Bound
/Times

1 MASS MASS -- -- TOTL 2.590E+00 MIN

Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization active

ITERATION 34

the 1st satisfied convergence ratio = 3.9935E-03

Objective Function (Minimize MASS) = 2.57972E+00 % change = -0.40

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 2.39027E-001 Mass = 2.57972E+000

Subcase Compliance Epsilon

1 2.645090E+04 -9.746149E-12

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy Mode No.			Bound	
			/Times			

1 MASS MASS -- -- TOTL 2.580E+00 MIN

Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization active

ITERATION 35

Objective Function (Minimize MASS) = 2.56253E+00 % change = -0.67

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 2.36268E-001 Mass = 2.56253E+000

Subcase Compliance Epsilon

1 2.657076E+04 1.052861E-10

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
				/Times			

1	MASS	MASS	--	--	TOTL	2.563E+00	MIN
---	------	------	----	----	------	-----------	-----

Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization active

ITERATION 36

the 1st satisfied convergence ratio = 2.7716E-03

Objective Function (Minimize MASS) = 2.55544E+00 % change = -0.28

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 2.35132E-001 Mass = 2.55544E+000

Subcase Compliance Epsilon

1 2.649145E+04 -4.930572E-12

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
				/Times			
1	MASS	MASS	--	--	TOTL	2.555E+00	MIN
Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization							active

ITERATION 37

the 2nd satisfied convergence ratio = 1.6244E-03

Objective Function (Minimize MASS) = 2.55130E+00 % change = -0.16

Maximum Constraint Violation % = 0.00000E+00

Design Volume Fraction = 2.34466E-001 Mass = 2.55130E+000

Subcase Compliance Epsilon

1 2.640740E+04 -4.099239E-11

Note : Epsilon = Residual Strain Energy Ratio.

RETAINED RESPONSES TABLE

Response Type	Response	Subcase	Grid/	DOF/	Response	Objective	Viol.
User-ID	Label	/RANDPS	Element/	Comp	Value	Reference/	%
		/Model	MID/PID/	/Reg		Constraint	
		+Frqncy	Mode No.			Bound	
				/Times			

1 MASS MASS -- -- TOTL 2.551E+00 MIN

 Stress Constraints for Topology/Free-Sizing Optimization active

OPTIMIZATION HAS CONVERGED.

FEASIBLE DESIGN (ALL CONSTRAINTS SATISFIED).

RESOURCE USAGE INFORMATION

MAXIMUM MEMORY USED 800 MB

MAXIMUM DISK SPACE USED 117 MB

COMPUTE TIME INFORMATION

EXECUTION STARTED Wed Mar 25 23:47:22 2020

EXECUTION COMPLETED Wed Mar 25 23:51:29 2020

ELAPSED TIME 00:04:06

CPU TIME 00:03:57

***** END OF REPORT *****