

UNIVERSIDADE FEDERAL DE SÃO CARLOS
CENTRO DE CIÊNCIAS EXATAS E DE TECNOLOGIA
DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA

ALICE PETRI NACCARATO

**APRIMORAMENTO DE UM ELEMENTO ESTRUTURAL DE UM
MOTOR AERONÁUTICO CARENADO**

SÃO CARLOS
2025

ALICE PETRI NACCARATO

**APRIMORAMENTO DE UM ELEMENTO ESTRUTURAL DE UM
MOTOR AERONÁUTICO CARENADO**

Trabalho de Conclusão de Curso apresentado ao Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade Federal de São Carlos, para obtenção do título de Bacharel em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Dr. Luis Antonio Oliveira Araujo

SÃO CARLOS
2025



FUNDAÇÃO UNIVERSIDADE FEDERAL DE SÃO CARLOS
COORDENAÇÃO DO CURSO DE ENGENHARIA MECÂNICA (CEMEC)

Rod. Washington Luís km 235 - SP-310, s/n - Bairro Monjolinho, São Carlos/SP, CEP 13565-905

Telefone: (16) 33519703 - <http://www.ufscar.br>

DP-TCC-FA nº 53/2025/CEMEC/CCET/R

Graduação: Defesa Pública de Trabalho de Conclusão de Curso

Folha Aprovação (GDP-TCC-FA)

FOLHA DE APROVAÇÃO

ALICE PETRI NACCARATO

APRIMORAMENTO DE UM ELEMENTO ESTRUTURAL DE UM MOTOR AERONÁUTICO CARENADO

Trabalho de Conclusão de Curso

Universidade Federal de São Carlos – Campus São Carlos

São Carlos, 11 de dezembro de 2025

ASSINATURAS E CIÊNCIAS

Cargo/Função	Nome Completo
Orientador	Luis Antonio Oliveira Araujo
Membro da Banca 1	Alexandre Tácito Malavolta
Membro da Banca 2	Mariano Eduardo Moreno



Documento assinado eletronicamente por **Luis Antonio Oliveira Araujo, Docente**, em 11/12/2025, às 10:42, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#)



Documento assinado eletronicamente por **Alexandre Tácito Malavolta, Docente**, em 11/12/2025, às 10:42, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#)



Documento assinado eletronicamente por **Mariano Eduardo Moreno, Docente**, em 11/12/2025, às 10:42, conforme horário oficial de Brasília, com fundamento no art. 6º, § 1º, do [Decreto nº 8.539, de 8 de outubro de 2015](#)



A autenticidade deste documento pode ser conferida no site <https://sei.ufscar.br/autenticacao>, informando o código verificador 2106585 e o código CRC 7B26E52B.

Referência: Caso responda a este documento, indicar expressamente o Processo nº
23112.040664/2025-14

SEI nº 2106585

Modelo de Documento: Grad: Defesa TCC: Folha Aprovação, versão de 02/Agosto/2019

AGRADECIMENTOS

Agradeço a todos que contribuíram para minha trajetória acadêmica e para que eu tivesse a oportunidade de aprender, crescer e estar na universidade. Aos professores, pela orientação constante e pela dedicação que marcou minha formação. Tenho a convicção de que avançamos porque muitos vieram antes de nós; sou grata a todos que construíram este caminho antes de mim e que me permitiram chegar mais longe.

RESUMO

Este trabalho apresenta um estudo de dimensionamento e aprimoramento do cárter de entrada de um motor aeronáutico a duplo fluxo carenado. O estudo insere-se no contexto do desenvolvimento de motores mais eficientes e ambientalmente responsáveis, em resposta às crescentes exigências de redução do consumo de combustível e das emissões associadas à aviação. O projeto foi desenvolvido em parceria com a Safran Aircraft Engines e teve como objetivo analisar e aprimorar a geometria de um elemento estrutural do módulo FAN, visando a melhoria do seu comportamento mecânico sem comprometer a integridade estrutural.

A metodologia adotada baseou-se na modelagem por elementos finitos, por meio da qual foram realizadas análises estruturais estáticas, incluindo o caso de carga extrema *Fan Blade Out* (FBO), bem como análises de rigidez e flexibilidade global do componente. Foram avaliados os principais parâmetros geométricos e sua influência nas tensões, deslocamentos e na massa da estrutura. Os resultados demonstraram que o aprimoramento proposto foi bem-sucedido, permitindo identificar uma configuração com bom compromisso entre rigidez, flexibilidade e massa, atendendo aos critérios estruturais exigidos para o módulo FAN.

Palavras-chave: Análise estrutural. Elementos finitos. Motor aeronáutico. Turboélice.

ABSTRACT

This work presents a study on the sizing and improvement of the fan hub frame of a ducted dual-flow aircraft engine. The study is inserted in the context of the development of more efficient and environmentally responsible engines, in response to the increasing demands for fuel consumption reduction and associated aviation emissions. The project was developed in collaboration with Safran Aircraft Engines and aimed to analyze and improve the geometry of a structural component of the FAN module, seeking to enhance its mechanical behavior without compromising structural integrity.

The adopted methodology was based on finite element modeling, through which static structural analyses were performed, including the extreme load case Fan Blade Out (FBO), as well as global stiffness and flexibility analyses of the component. The main geometric parameters and their influence on stresses, displacements, and structural mass were evaluated. The results demonstrated that the proposed improvement was successful, allowing the identification of a configuration that achieves a satisfactory balance between stiffness, flexibility, and mass, meeting the structural requirements of the FAN module.

Keywords: Structural analysis. Finite elements. Aircraft engine. Turbofan.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Motor carenado	15
Figura 2 – Motor <i>Openfan</i> Safran	16
Figura 3 – Diagrama do turborreator	17
Figura 4 – MEtapas do modelo de análise por elementos finitos	18
Figura 5 – Detalhe da malha	19
Figura 6 – Ilustração do cárter de entrada	21
Figura 7 – Malha do cárter de entrada.	22
Figura 8 – Refinamento da malha	22
Figura 9 – Organização do trabalho	23
Figura 10 – Fluxograma metodologia	24
Figura 11 – Ilustração FBO.	24
Figura 12 – Parâmetros FBO.	25
Figura 13 – Parâmetros ilustração.	26
Figura 14 – Configuração da análise FBO no ANSYS	27
Figura 15 – Referência de flexibilidade.	28
Figura 16 – Resultados de simulação no ANSYS.	29
Figura 17 – Parâmetros da análise de flexibilidade.	30
Figura 18 – Parâmetros ilustração.	31
Figura 19 – Parâmetros geométricos de nervuras.	32
Figura 20 – Variação do número de nervuras.	32
Figura 21 – Canalizações ao redor das nervuras.	33
Figura 22 – Canalizações ao redor dos braços.	33
Figura 23 – Simulação de flexibilidade no Ansys.	34
Figura 24 – Configuração final do modelo de flexibilidade no Ansys.	34
Figura 25 – Zonas críticas.	36
Figura 26 – Referência de braço e nervura.	37
Figura 27 – Resultados das zonas críticas – Braço e nervura.	37
Figura 28 – Resultados Raios	38
Figura 29 – Gráfico Resultados Raios	39
Figura 30 – Resultados Espessura	40
Figura 31 – Gráfico Resultados Espessura	41
Figura 32 – Resultados Ângulo	42
Figura 33 – Gráfico Resultados Ângulo	43
Figura 34 – <i>Baseline</i>	43
Figura 35 – Resultado Formato	44
Figura 36 – Gráfico comparativo – Formato	45

Figura 37 – Resultado de deslocamento – Flexibilidade	45
Figura 38 – Tabela <i>baseline</i>	46
Figura 39 – Tabela média de K_r e percentuais.	47
Figura 40 – Tabela comparativa de flexibilidade.	49
Figura 41 – Diagrama VEN - Flexibilidade, Massa e FBO.	50
Figura 42 – Parâmetros recomendados – FBO.	51
Figura 43 – Parâmetros recomendados – Flexibilidade.	52
Figura 44 – Parâmetros recomendados – Flexibilidade	52

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Recomendações de design.	51
---	----

LISTA DE QUADROS

Quadro 1 – Carregamento FBO.	25
--------------------------------------	----

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

CAD	Projeto Assistido por Computador
FBO	Ruptura de Pá do Ventilador
EF	Elementos Finitos
MEF	Método dos Elementos Finitos
FEA	Análise por Elementos Finitos
BA	Bordo de Ataque
BF	Bordo de Fuga
CoBP	Compressor de Baixa Pressão
PNdB	<i>Perceived Noise</i> decibel
LPBF	Fusão a laser em leito de pó

LISTA DE SÍMBOLOS

δ	Deslocamento linear.
θ	Ângulo de rotação.
U	Deslocamento resultante.
F	Força aplicada.
M	Momento aplicado.
K	Flexibilidade.
r	Rigidez equivalente.
K_r	Flexibilidade radial.
K_a	Flexibilidade rotacional.
K_{ar}	Flexibilidade cruzada força/momento.
K_{ra}	Flexibilidade cruzada momento/força.
x	Coordenada na direção longitudinal.
y	Coordenada na direção lateral.
z	Coordenada na direção vertical.
ΣF	Somatório das forças aplicadas.
T	Temperatura.
$^{\circ}\text{C}$	Grau Celsius.
σ	Tensão normal.
σ_{vm}	Tensão equivalente de Von Mises.
m	Massa.
t	Tempo.

SUMÁRIO

1 – INTRODUÇÃO	13
1.1 Contexto	13
1.2 Objetivos	13
2 – REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	15
2.1 Definição do Motor	15
2.2 Funcionamento do Motor	16
2.3 Método dos Elementos Finitos (MEF)	18
2.3.1 Modelo Global	18
2.3.2 Malha	19
2.3.3 Refinamento da Malha	20
3 – Materiais e Métodos	21
3.1 Objeto de estudo	21
3.1.1 Malha da peça	21
3.2 Organização do Trabalho	22
3.3 FBO	24
3.3.1 Parâmetros	25
3.3.2 Modelo EF	26
3.4 Rigidez e flexibilidade	27
3.4.1 Parâmetros	30
3.4.1.1 Modelo EF	34
4 – RESULTADOS	36
4.1 Zonas Críticas	36
4.2 FBO	37
4.2.1 Flexibilidade	45
4.3 Recomendações de Design	50
5 – CONCLUSÃO	53
Referências	54

1 INTRODUÇÃO

1.1 Contexto

Com o aumento contínuo do tráfego aéreo, os efeitos da aviação sobre a atmosfera passaram a ter maior relevância, influenciando diretamente o meio ambiente e o cotidiano das pessoas. Nesse contexto, diversos órgãos governamentais têm destacado a necessidade de desenvolver ferramentas e procedimentos capazes de minimizar a degradação ambiental causada pela atividade aérea (RODRIGUES; CARDOZO; HENKES, 2023).

A própria regulamentação brasileira reforça que “minimizar os efeitos prejudiciais da aviação civil sobre o meio ambiente é dever de todos, principalmente dos órgãos, entidades e pessoas vinculados à aviação, particularmente no que diz respeito a ruídos e emissão de gases dos motores das aeronaves e impactos da infraestrutura” (BRASIL, 2009, p. 3).

Desta forma “uma das iniciativas da indústria aeronáutica para o controle das emissões é o desenvolvimento de tecnologias que visem aumentar o desempenho ambiental de seus produtos e serviços” (BETIOLO; ROCHA; MACHADO, 2009, p. 401).

Portanto, diante do aumento das exigências ecológicas e das metas globais de redução das emissões de CO₂, a melhoria da eficiência energética dos motores aeronáuticos tornou-se uma prioridade estratégica para as empresas do setor.

É nesse contexto que se insere o novo projeto desenvolvido pela Safran, cujo principal objetivo é reduzir o consumo de combustível e melhorar as estruturas mecânicas. O projeto foca em um motor a duplo fluxo carenado, também conhecido como turboreator a duplo fluxo.

Os turbofans são amplamente utilizados na aviação civil e militar devido ao seu alto rendimento propulsivo, que pode atingir entre 70 % e 80 % (NATIONAL ACADEMIES OF SCIENCES, ENGINEERING AND MEDICINE, 2016). Além disso, a carenagem desempenha papel importante na redução de ruído: projetos com revestimentos acústicos conseguem diminuir o som emitido pelo ventilador em até 15 PNdB, embora com pequenas perdas de desempenho (NELSEN, 1972; REKOS, 1969).

1.2 Objetivos

O estudo se insere no contexto do desenvolvimento de um motor concentrando-se no dimensionamento mecânico de uma peça estrutural, mais precisamente do cárter de entrada. Essa peça desempenha um papel fundamental na manutenção da rigidez e da integridade mecânica e estrutural do módulo.

O objetivo principal do projeto é realizar o aprimoramento geométrico do cárter por meio da modelagem por elementos finitos, respeitando critérios de rigidez e flexibilidade.

O foco do estudo é analisar a influência dos parâmetros geométricos sobre o comportamento das tensões globais e das zonas solicitadas, a fim de garantir a resistência às cargas e a redução das tensões.

Por fim, é dada uma atenção especial à redução da massa. O objetivo é encontrar o equilíbrio ideal entre rigidez, robustez e leveza, assegurando ao mesmo tempo o desempenho global do motor.

As atividades descritas foram desenvolvidas em colaboração com a empresa francesa Safran Aircraft Engines, no âmbito de um projeto com dados confidenciais, razão pela qual determinadas informações técnicas e resultados detalhados foram omitidos ou apresentados de forma resumida ao longo deste trabalho. Essas atividades fizeram parte do departamento de projetos responsável pela concepção do módulo FAN, o qual é encarregado do projeto das peças estruturais do compressor baixa pressão, assegurando o bom funcionamento mecânico e a integridade estrutural do módulo como um todo.

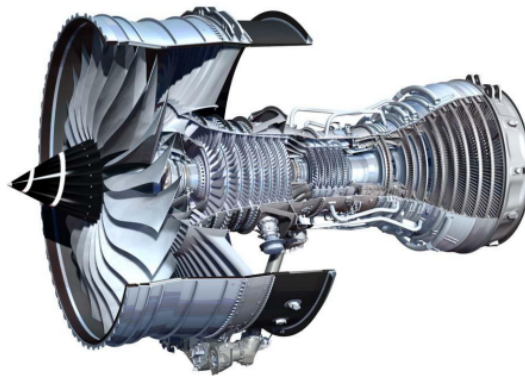
As seções seguintes apresentam a fundamentação teórica, as etapas de desenvolvimento e os resultados obtidos ao longo do projeto, evidenciando as contribuições técnicas realizadas e sua relevância para o aprimoramento do desempenho estrutural do módulo CoBP (Compressor de Baixa Pressão).

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 Definição do Motor

O motor carenado(Figura 1) pode ser definido como um sistema propulsivo que utiliza um ventilador envolvido por uma carenagem, a qual altera de forma significativa o desempenho aerodinâmico e a eficiência do conjunto (VAN DEN DUNGEN, 2017).

Figura 1 – Motor carenado



Fonte: VAN DEN DUNGEN, 2017

Além das configurações carenadas tradicionais, tem-se uma configuração não carenada que rompe com o paradigma do *turbofan* convencional ao eliminar a carenagem que envolve o ventilador. O programa CFM RISE, parceria entre Safran Aircraft Engines e GE Aviation possui uma arquitetura chamada *open fan*(Figura 2), representando uma alternativa para a aviação de médio e longo curso.

Figura 2 – Motor *Openfan* Safran

Fonte: CFM AERO ENGINES, 2025

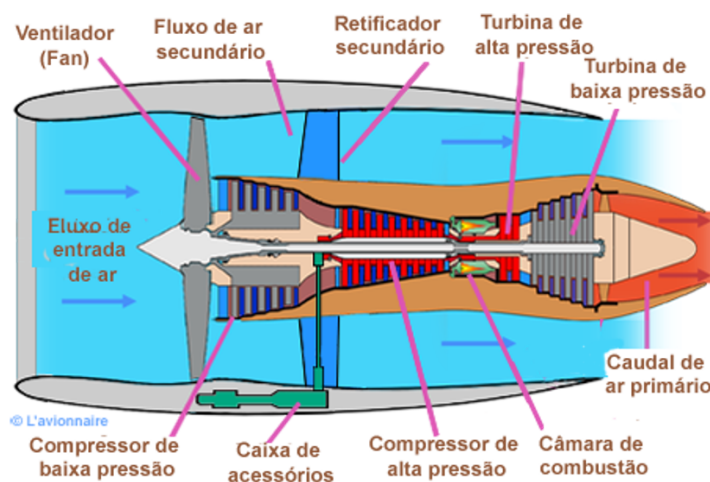
Diferentemente do motor carenado, no qual o duto contribui para direcionar o fluxo, melhorar a eficiência propulsiva e oferecer significativo amortecimento acústico, o open fan expõe diretamente suas pás ao escoamento externo. A falta de carenagem confere maior liberdade aerodinâmica e permite alcançar elevadíssimas taxas de *bypass*, mas introduz desafios importantes, especialmente do ponto de vista acústico (DRAGNA; BAILLY, 2016).

O *turbofan*, também chamado de turborreator de duplo fluxo, é atualmente o tipo mais comum de motor a gás empregado na propulsão de aeronaves modernas (HUNECKE, 1997). Esse tipo de propulsor combina características dos motores turbojato e turboélice, utilizando uma turbina projetada para absorver energia adicional dos gases de escape a fim de acionar um ventilador (*Fan*) de grande diâmetro. De acordo com Hunecke (1997), o *turbofan* apresenta excelente desempenho em velocidades de cruzeiro subsônicas (próximas a Mach 0,8), faixa em que motores turbojato e turboélice se tornam menos eficientes, razão pela qual é amplamente empregado em aeronaves civis e militares.

2.2 Funcionamento do Motor

Segundo Anderson (2016), os motores a jato operam acelerando um fluxo contínuo de ar, convertendo energia térmica e mecânica em empuxo. A Figura 3 apresenta os principais componentes do motor.

Figura 3 – Diagrama do turborreator



Fonte: L'AVIONNAIRE, 2025

Um turborreator de duplo fluxo é composto por vários módulos principais, cada um desempenhando uma função essencial para a geração de empuxo. O fluxo de ar que entra é acelerado por um ventilador localizada na parte dianteira do motor. Parte desse ar é desviada ao redor do núcleo, o *fluxo secundário*, que contribui diretamente para o empuxo. O *fluxo primário* penetra no núcleo e atravessa o compressor de baixa pressão, que aumenta gradualmente a pressão do ar. Em seguida, o ar passa pelo compressor de alta pressão, que o comprime até uma pressão ideal antes da combustão.

Após a compressão, o ar entra na câmara de combustão, onde é misturado ao combustível e inflamado. Os gases quentes de alta pressão passam pela turbina de alta pressão, que capta parte da energia para acionar o compressor correspondente, e depois pela turbina de baixa pressão, que fornece energia ao ventilador e ao compressor de baixa pressão.

Os gases residuais são finalmente expelidos pelo bocal, contribuindo também para o empuxo. Todo o motor é envolvido por um carenagem, responsável pela proteção mecânica, isolamento acústico e aerodinâmica, além de canalizar o fluxo secundário para otimizar a eficiência.

O carter é parte integrante do módulo *FAN / Compressor de baixa pressão*. Ele exerce uma função aerodinâmica, formando parte das paredes do canal do fluxo primário na entrada do compressor, e também estrutural, ao conectar o fluxo primário ao secundário. Por estar no centro da transmissão dos esforços estruturais, transmite as cargas geradas em funcionamento (empuxo, desbalanceamentos etc.). Além disso, é essencial na integração de diversos sistemas (ar, óleo, combustível) e na montagem de peças de interface, sendo um elemento estratégico.

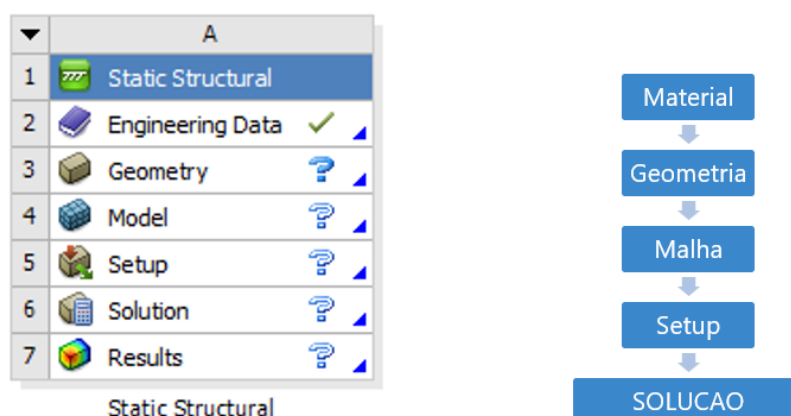
2.3 Método dos Elementos Finitos (MEF)

O método dos elementos finitos é uma técnica numérica usada para resolver problemas complexos de mecânica. Esse método baseia-se no princípio da *discretização*, ou seja, na divisão de um objeto contínuo em um grande número de pequenos elementos finitos interconectados (ZIENKIEWICZ; TAYLOR; GOVINDJEE, 2024). Cada elemento interage com seus vizinhos através de nós comuns, e o comportamento global da estrutura é determinado pela resolução das equações que regem essas interações.

2.3.1 Modelo Global

Como mostrado na Figura 4, o modelo de elementos finitos é organizado em etapas sequenciais que formam o modelo global da estrutura, incluindo a definição do material, geometria, malha, *setup* e solução.

Figura 4 – MEtapas do modelo de análise por elementos finitos



Fonte: Próprio Autor, 2025

A análise estática é um tipo de análise de EF usada para prever o comportamento das estruturas sob carregamentos constantes, sem considerar efeitos dependentes do tempo (RESONANT ENGINEERING, 2025). Nessa abordagem, pressupõe-se que as forças de inércia são desprezíveis, mantendo a estrutura em equilíbrio estático (AZEVEDO, 2003 apud POZZA, 2016).

Após definir o tipo de análise, é necessário determinar os materiais, selecionando-os na base de dados do *software* ou inserindo manualmente as propriedades específicas fornecidas pela empresa. Define-se também a geometria da peça, podendo ajustar parâmetros conforme a necessidade da simulação.

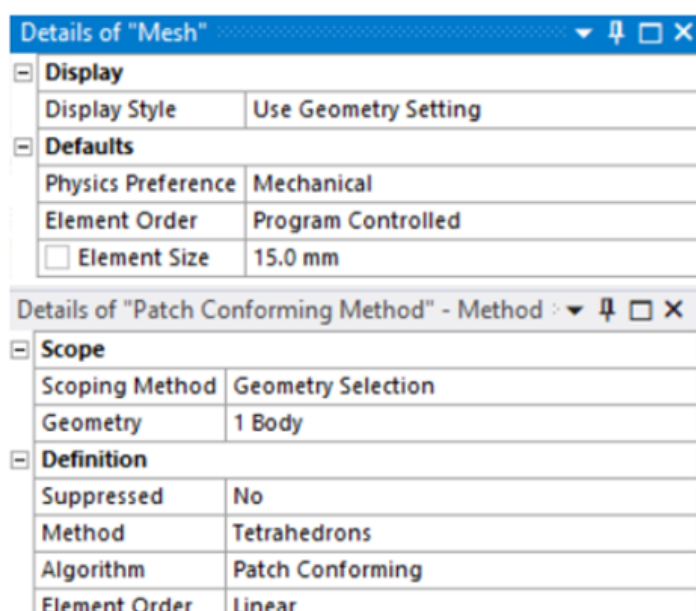
A análise fornece tensões, deslocamentos, esforços internos e outras grandezas mecânicas que permitem avaliar o comportamento da peça sob carga.

2.3.2 Malha

A malha é o processo responsável por gerar os elementos e nós de um modelo com base em características previamente definidas. Em outras palavras, ela transforma o objeto desejado, uma geometria contínua, em uma representação discreta composta por elementos (como tetraedros, hexaedros, etc.).

Segundo Zienkiewicz, Taylor e Govindjee (2024), antes de iniciar o processo de geração da malha é necessário especificar alguns parâmetros fundamentais, entre eles, o tipo de elemento a ser utilizado e o tamanho desejado desses elementos, pois essas definições influenciam diretamente a precisão e o custo computacional da análise. Esses parâmetros são apresentados dentro do *software* (Figura 5), onde podem ser ajustados conforme a necessidade da análise.

Figura 5 – Detalhe da malha



Fonte: Próprio Autor, 2025

O tetraedro é um elemento tridimensional formado por quatro faces triangulares, sendo a unidade básica da malha em muitos modelos de EF tridimensionais. Embora elementos hexaédricos sejam, em geral, mais adequados para estudos de flexibilidade e análise de deslocamentos, sua aplicação torna-se inviável em geometrias altamente complexas, como a do componente em estudo. Dessa forma, optou-se pela utilização de elementos tetraédricos, os quais permitem a geração de uma malha mais detalhada e compatível com a complexidade geométrica do modelo, mantendo um compromisso entre viabilidade computacional e representatividade do comportamento estrutural.

A malha inicial do modelo foi gerada utilizando elementos lineares, os quais apresentam menor custo computacional e são adequados para as etapas preliminares de avaliação estrutural. Para a simulação do evento de desprendimento de pá (FBO), a malha

foi posteriormente convertida para elementos quadráticos, permitindo uma representação mais precisa dos campos de deslocamento e tensão, especialmente em regiões com elevados gradientes.

2.3.3 Refinamento da Malha

O refinamento da malha é uma etapa crucial em toda simulação por elementos finitos, consistindo no ajuste do tamanho, da densidade e da qualidade dos elementos para obter resultados confiáveis e representativos. De acordo com Madier (2023), um dos tipos de refinamento aplicáveis é o refinamento local da malha, técnica que aumenta a densidade apenas em regiões específicas do modelo, como áreas de maior concentração de tensões, geometrias complexas ou zonas próximas a condições de contorno e aplicações de carga. Essa abordagem direcionada permite uma análise detalhada das regiões críticas sem aumentar desnecessariamente o custo computacional da simulação, sendo, portanto, uma estratégia eficiente e amplamente adotada em modelos de grande escala.

Madier (2023) destaca que a obtenção de uma malha ideal exige o equilíbrio entre qualidade e eficiência computacional. Embora uma malha mais refinada e de alta qualidade proporcione resultados mais precisos, ela também demanda maior tempo de processamento e recursos computacionais. Por outro lado, uma malha mais grosseira reduz o custo computacional, mas pode comprometer a exatidão dos resultados.

O ponto chave, segundo o autor, é identificar as regiões do modelo que exigem maior precisão e aplicar o refinamento de forma localizada, mantendo uma malha mais simples em áreas menos críticas. Essa abordagem, conhecida como refinamento adaptativo da malha, permite otimizar o uso dos recursos computacionais sem sacrificar a qualidade da simulação.

Após o refinamento, é essencial avaliar a qualidade da malha. Segundo Madier (2023), uma malha de alta qualidade é composta por elementos bem formados, de dimensões uniformes, baixo grau de distorção (*skewness*) e proporções equilibradas (*aspect ratio*).

O *Jacobian Ratio* mede a qualidade da transformação geométrica dos elementos, descrevendo o quanto cada elemento se desvia de sua forma perfeita (CZECH TECHNICAL UNIVERSITY IN PRAGUE, 2020). Valores próximos de 1 indicam elementos bem formados, sem distorções significativas.

A qualidade dos elementos é avaliada numa escala de 0 a 1, sendo 1 a condição ideal. O *aspect ratio* mede a proporção entre as dimensões máxima e mínima de um elemento, valores muito altos indicam possíveis erros locais. Já a *skewness* mede o desvio angular em relação à forma ideal; valores inferiores a 0,75 indicam boa qualidade geométrica.

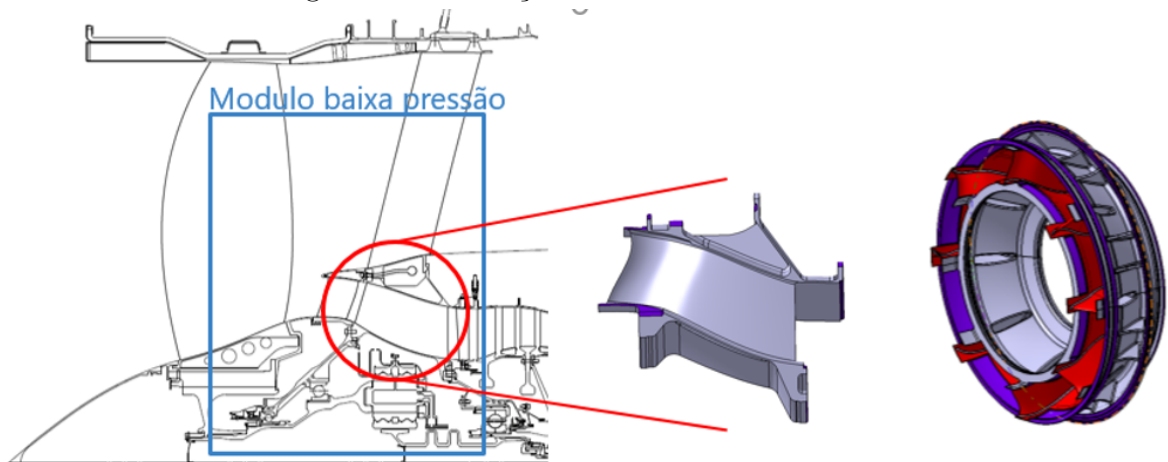
Os limites adotados para os critérios de qualidade de malha seguem os padrões internos de validação utilizados pela Safran Aircraft Engines.

3 Materiais e Métodos

3.1 Objeto de estudo

A Figura 6 apresenta a geometria geral do componente analisado, destacando suas principais características . A partir dessa geometria, são desenvolvidas as etapas subsequentes de modelagem, definição de materiais, geração de malha e aplicação das condições de contorno, conforme descrito nas seções seguintes.

Figura 6 – Ilustração do cárter de entrada .



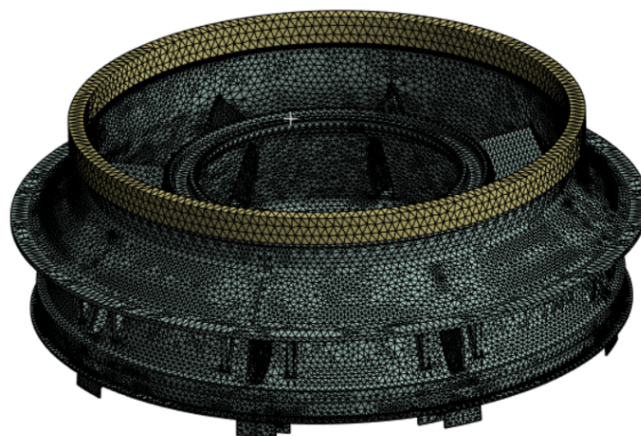
Fonte: Próprio autor, 2025

Tradicionalmente, essa peça de liga de titânio TiAl6V(material DMD0779) é fabricada por fundição, processo que impõe uma espessura mínima de aproximadamente 2,25 mm em função das limitações inerentes ao escoamento do metal líquido e à solidificação. No entanto, considera-se a possibilidade de fabricação aditiva por fusão a laser em leito de pó (LPBF), tecnologia que permite a utilização desse mesmo material com maior liberdade geométrica, possibilitando a redução das espessuras mínimas e a ampliação das possibilidades de concepção, sem comprometer significativamente o desempenho mecânico da peça.

3.1.1 Malha da peça

A Figura 7 apresenta a malha do componente analisado em sua totalidade.

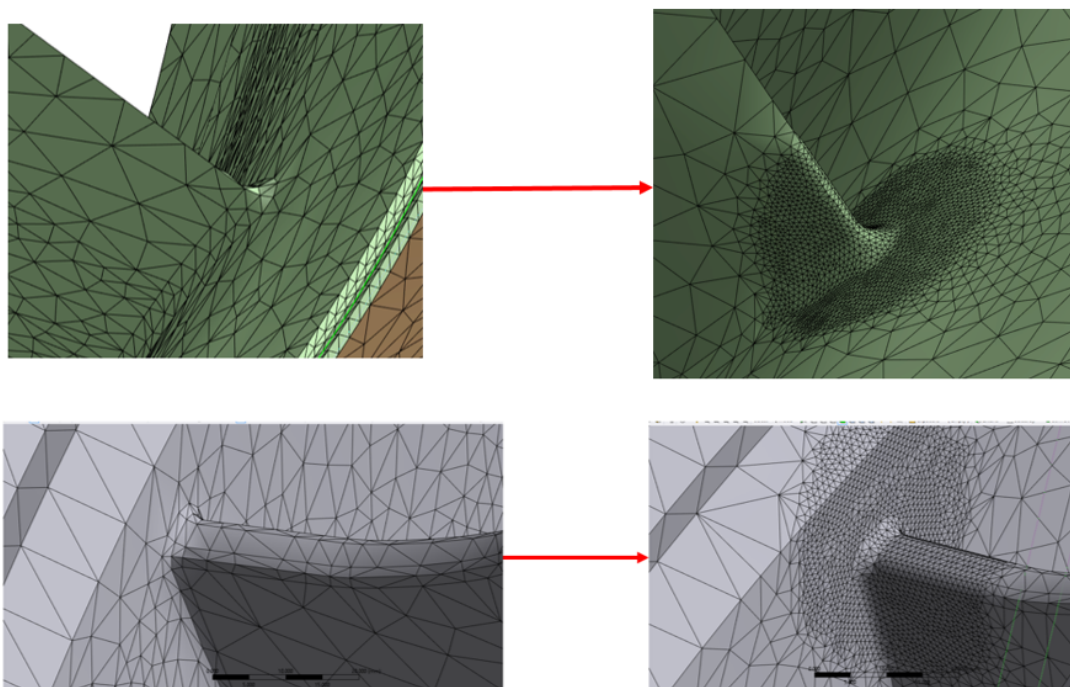
Figura 7 – Malha do cárter de entrada.



Fonte: Próprio autor, 2025

A Figura 8 ilustra o estado da malha antes e após o refinamento, sendo que, na parte superior, é apresentado o refinamento aplicado na região do braço, enquanto, na parte inferior, é mostrado o refinamento realizado na nervura.

Figura 8 – Refinamento da malha

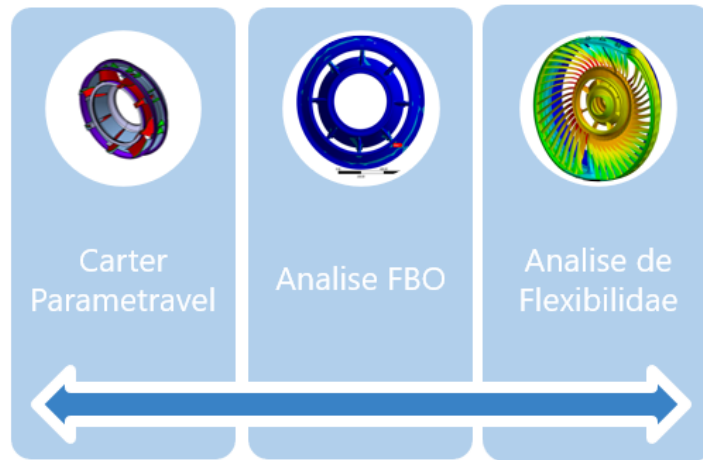


Fonte: Próprio Autor, 2025

3.2 Organização do Trabalho

O trabalho realizado baseou-se em uma abordagem iterativa, permitindo flexibilidade nas etapas e adaptação conforme as necessidades (Figura 9).

Figura 9 – Organização do trabalho



Fonte: Próprio Autor, 2025

O projeto concentrou-se principalmente em duas temáticas principais, detalhadas nas seções subsequentes: por um lado, o cálculo mecânico de tensão no caso FBO e, por outro, o cálculo da rigidez e da flexibilidade global. Essas análises foram realizadas com o auxílio de diferentes ferramentas, como a plataforma ANSYS Workbench para os cálculos e o *software* CATIA V5 para as modificações geométricas.

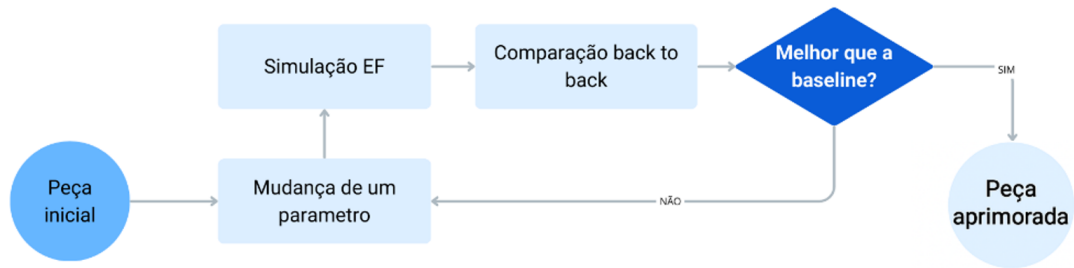
O CATIA V5 foi utilizado com o objetivo de facilitar a parametrização geométrica da peça. Essa abordagem paramétrica permite uma variação rápida das propriedades geométricas, condição essencial para a análise comparativa. Ressalta-se que, no âmbito deste trabalho, os parâmetros considerados foram avaliados de forma individual, com o objetivo de compreender a influência isolada sem considerar a interação entre parâmetros.

A metodologia adotada neste trabalho segue uma abordagem ilustrada na Figura 10, com ênfase no processo *back-to-back*, comparando constantemente as alterações propostas com uma *baseline* previamente definida.

Os novos resultados são avaliados diretamente em relação aos valores da peça original, permitindo identificar melhorias ou degradações de desempenho. Caso o desempenho seja considerado melhor que a *baseline*, a peça é considerada aprimorada e o processo é concluído. Caso contrário, realiza-se uma mudança em um parâmetro geométrico ou de projeto, reiniciando o ciclo de simulação e comparação.

Essa abordagem garante um aprimoramento gradual e controlada, permitindo que cada modificação seja validada em relação à peça inicial, facilitando a identificação das variáveis que realmente contribuem para a melhoria do desempenho.

Figura 10 – Fluxograma metodologia



Fonte: Próprio Autor, 2025

3.3 FBO

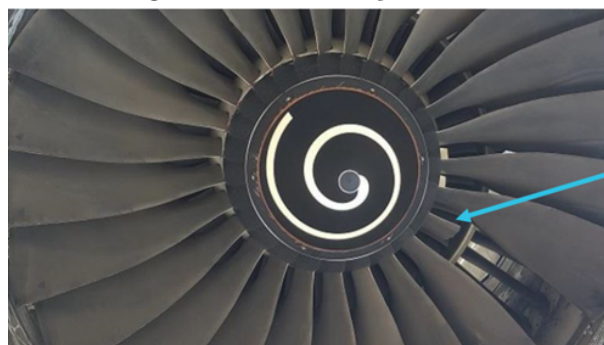
O *Fan Blade Out* (FBO) constitui um dos casos de dimensionamento mecânico do cárter, sendo geralmente o mais severo em termos de solicitações. Esse cenário corresponde a uma carga extrema, representando a ruptura e ejeção de uma pá do ventilador, um evento raro suposto ocorrer apenas uma vez ao longo da vida em serviço de um motor.

No nível do cárter, não é o evento imediato do impacto da pá que dimensiona a estrutura, mas sim o desbalanceamento induzido pela perda de massa, transmitido à estrutura logo após o impacto. Esse desequilíbrio gera esforços inerciais significativos, considerados nas simulações.

Essa carga última é utilizada para analisar o comportamento do componente sob condições excepcionais. De modo geral, as zonas críticas em FBO também são críticas em outros casos de dimensionamento. Assim, a metodologia de identificação das zonas sensíveis no contexto FBO permite a análise da peça para outras solicitações mecânicas.

A Figura 11 apresenta uma ilustração típica do cenário de FBO, destacando visualmente a pá ejetada e o desbalanceamento subsequente no rotor

Figura 11 – Ilustração FBO.



Fonte: ATSB, 2020

O carregamento utilizada para a simulação FBO é um dado simulado ou obtido experimentalmente. O Quadro 1 apresenta as forças e momentos aplicados segundo os eixos

x , y e z para cada flange de carga (como FLG008 e FLG005). As colunas correspondem às componentes das forças [N] e momentos [N.mm], enquanto as linhas indicam a evolução dessas grandezas ao longo do tempo [ms].

Quadro 1 – Carregamento FBO.

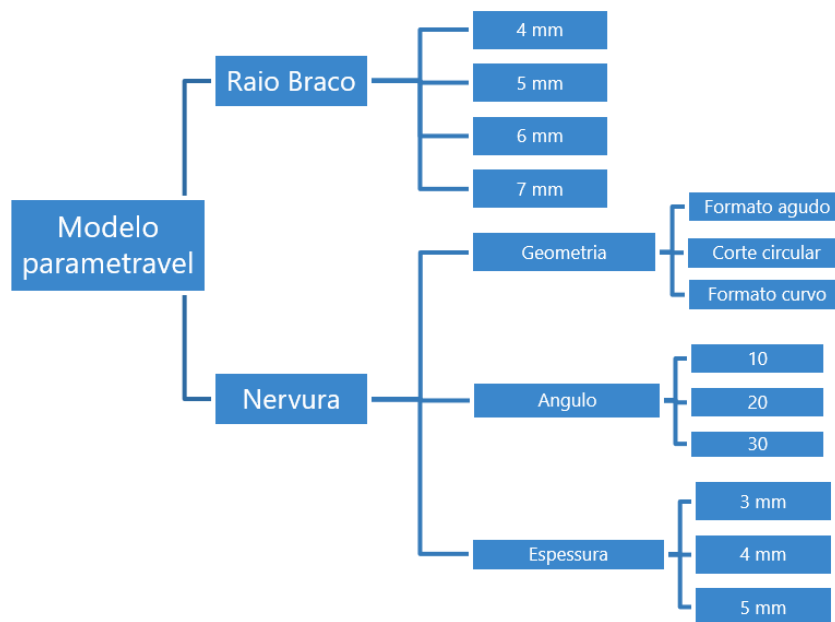
	FLG008	FLG008	FLG008	FLG008	FLG008	FLG008	FLG008	FLG005
	Force	Force	Force	Moment	Moment	Moment	Moment	Force
	N	N	N	N.mm	N.mm	N.mm	N.mm	N
Time (ms)	x_Eng	y_Eng	z_Eng	x_Eng	y_Eng	z_Eng	x_Eng	

Fonte: Próprio Autor, 2025

3.3.1 Parâmetros

Para cada tipo de análise (FBO ou flexibilidade) é definido um diagrama dos parâmetros, levando em consideração as especificidades e exigências de cada caso. A Figura 12 ilustra os parâmetros para o FBO.

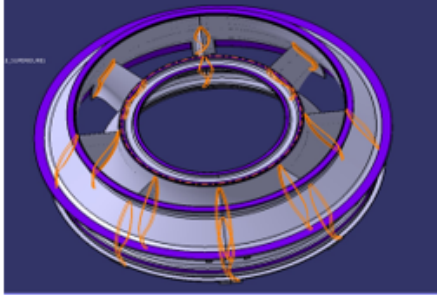
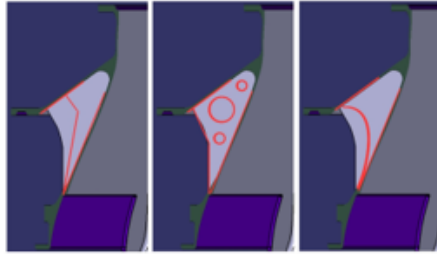
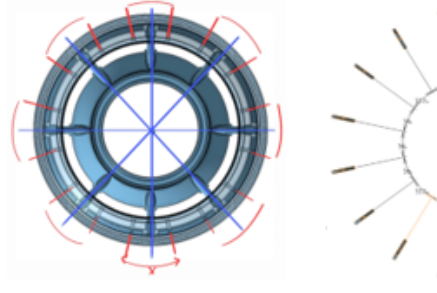
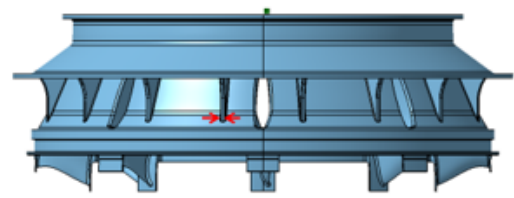
Figura 12 – Parâmetros FBO.



Fonte: Próprio Autor, 2025

A Figura 13 apresenta de forma mais detalhada cada parâmetro utilizado.

Figura 13 – Parâmetros ilustração.

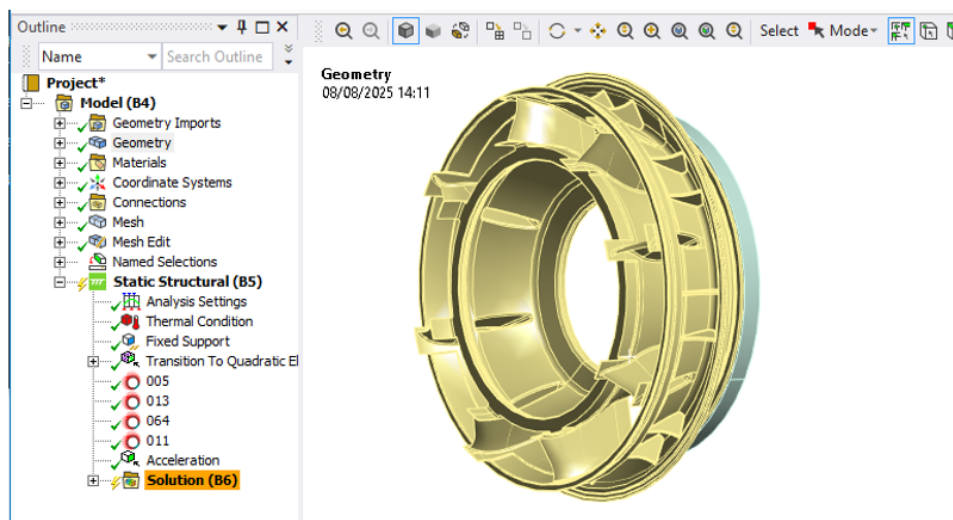
Parametro	Ilustracao
Raio braco	
Geometria nervura	
Angulo nervura	
Espessura nervura	

Fonte: Próprio Autor, 2025

3.3.2 Modelo EF

Para a análise FBO (Figura 14), adotou-se um modelo simplificado, considerando apenas os carregamentos aplicados às flanges. Esse tipo de cálculo normalmente é realizado em um modelo global completo, mas a simplificação é aceitável nesta fase do projeto.

Figura 14 – Configuração da análise FBO no ANSYS



Fonte: Próprio Autor, 2025

Uma temperatura de 100°C é aplicada para introduzir efeitos termomecânicos locais. O *Fixed Support* impõe condições de engaste em certas superfícies do modelo, garantindo ancoragem rígida e impedindo o movimento do sólido.

A opção *Transition to Quadratic Elements* é ativada para aumentar a precisão do cálculo, utilizando elementos quadráticos que melhor representam a geometria real e capturam com mais precisão os gradientes de tensão.

As cargas mecânicas são representadas por forças aplicadas nas flanges (*Flange Load*), reproduzindo as solicitações reais provenientes do contato com componentes adjacentes.

Por fim, aplica-se uma aceleração global para assegurar uma análise correta. Contudo, o equilíbrio estático é garantido pela condição fundamental da mecânica:

$$\sum F = 0 \quad (1)$$

Isso significa que a soma das forças aplicadas é nula, assegurando a estabilidade do modelo em uma simulação estática (BEER; JOHNSTON, 2018).

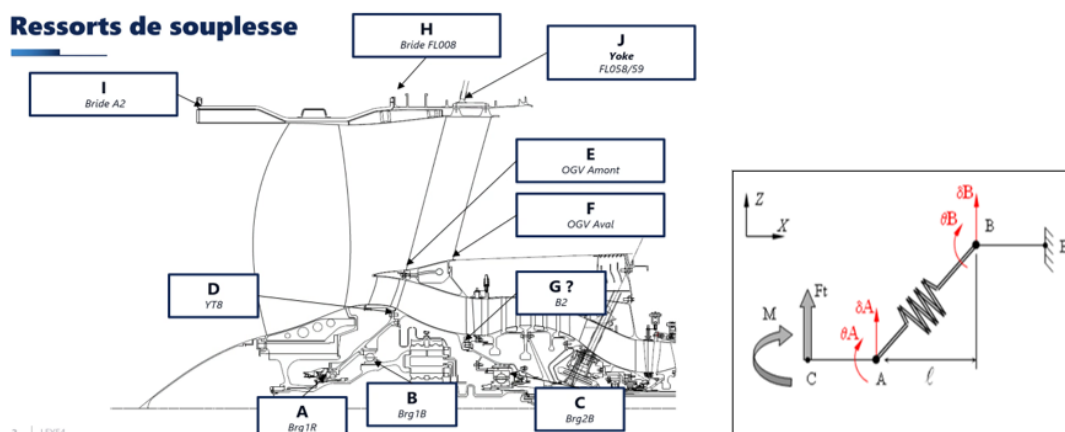
3.4 Rigidez e flexibilidade

A flexibilidade é uma especificação de alto nível do motor. Ela garante o comportamento dinâmico ideal, assegurando que os modos próprios dos eixos permaneçam fora das faixas de operação.

A flexibilidade define a capacidade de um componente ou sistema mecânico de se deformar sob a ação de forças ou momentos. É o inverso da rigidez: quanto mais flexível a estrutura, maior sua deformação para uma dada carga. É essencial que a estrutura seja o mais rígida possível para uma dada massa, garantindo resistência mecânica e leveza.

Para avaliar a flexibilidade (K) do cárter no sistema mecânico global, foi utilizado um modelo de mola equivalente (Figura 15). Esse modelo simplificado permite representar o comportamento mecânico de um sistema complexo por meio de uma relação direta entre o esforço aplicado e o deslocamento resultante.

Figura 15 – Referência de flexibilidade.



Fonte: Próprio Autor, 2025

Na Figura 15, a mola equivalente representa a rigidez axial global do conjunto analisado. O ponto E corresponde à região fixa do modelo, enquanto o ponto C representa o ponto de aplicação do carregamento. O conceito da modelagem por mola equivalente consiste em associar o comportamento estrutural do componente a um sistema simplificado, no qual os deslocamentos obtidos no ponto equivalente são utilizados para a determinação da flexibilidade global do conjunto.

De acordo com Gere e Goodno (2012), no regime elástico linear a tensão é proporcional à deformação, relação conhecida como Lei de Hooke. Essa proporcionalidade caracteriza o comportamento elástico do material segundo a equação abaixo:

$$r = \frac{1}{K} = \frac{F}{U} \quad (2)$$

Onde:

- r é a rigidez equivalente [N/mm];
- K é a flexibilidade [mm/N];
- F é o esforço aplicado [N];
- $U(\delta)$ é o deslocamento [mm].
- θ é o ângulo de rotação [rad].

Assim, podemos aplicar a equação 2 para a mola equivalente da Figura 15. Desenvolvendo matematicamente e decompondo em lateral e vertical temos as seguintes equações:

Equações Laterais

1. Flexibilidade radial [m/N]

$$K_r = \frac{(U_y^A - U_y^B) - (\theta_x^B \cdot (x^B - x^A)) - (F_y \cdot K_{ra} \cdot (x^A - x^C))}{F_y} \quad (3)$$

2. Flexibilidade rotacional [rad/(N·m)]

$$K_a = \frac{(\theta_z^A - \theta_z^B)}{M_z} \quad (4)$$

3. Flexibilidade cruzada (F/M) [rad/N]

$$K_{ar} = \frac{(\theta_z^A - \theta_z^B) - (F_y \cdot K_a \cdot (x^A - x^C))}{F_y} \quad (5)$$

4. Flexibilidade cruzada (M/F) [m/(N·m)]

$$K_{ra} = \frac{(U_y^A - U_y^B) - (\theta_z^B \cdot (x^B - x^A))}{M_z} \quad (6)$$

Equações Verticais

1. Flexibilidade radial [m/N]

$$K_r = \frac{(U_z^A - U_z^B) - (\theta_y^B \cdot (x^B - x^A)) - (F_z \cdot K_{ra} \cdot (x^A - x^C))}{F_z} \quad (7)$$

2. Flexibilidade rotacional [rad/(N·m)]

$$K_a = \frac{(\theta_y^A - \theta_y^B)}{M_y} \quad (8)$$

3. Flexibilidade cruzada (F/M) [rad/N]

$$K_{ar} = \frac{(\theta_y^A - \theta_y^B) - (F_z \cdot K_a \cdot (x^A - x^C))}{F_z} \quad (9)$$

4. Flexibilidade cruzada (M/F) [m/(N·m)]

$$K_{ra} = \frac{(U_z^A - U_z^B) - (\theta_y^B \cdot (x^B - x^A))}{M_y} \quad (10)$$

As variáveis utilizadas são referentes aos pontos da mola equivalente(A,B OU C) além de serem decompostos nos eixo x, y e z para facilidade no cálculo.

Os deslocamentos $U(\delta)$ e rotações $R(\theta)$ são extraídos dos resultados de simulação no ANSYS, conforme ilustrado a Figura 16.

Figura 16 – Resultados de simulação no ANSYS.

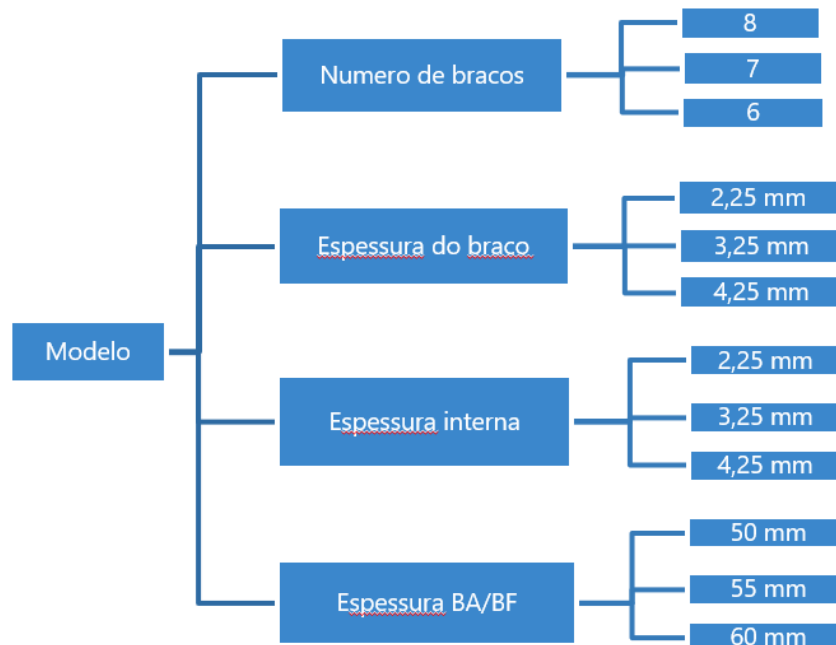
The image shows a Notepad window titled "_Radial_Flexibility_Linear - Notepad" containing ANSYS output. The text includes unit settings (SOLVE UNITS: 6, ANGLE UNITS: RADIANS), unit system options (SI, CGS, BFT, BIN, MKS, MPA, uMKS), and a table of results for NPILOTS DISPLACEMENTS. The table has columns for NODE, LSTP, UX, UY, UZ, RZ (rad), RX (rad), and RY (rad). The first row of data shows values for node 1: UX=0.00000000E+00, UY=0.00000000E+00, UZ=0.00000000E+00, RZ=0.00000000E+00, RX=0.00000000E+00, RY=0.00000000E+00.

Em seguida, os cálculos de flexibilidade são realizados em uma planilha eletrônica, com base nas equações apresentadas anteriormente e os resultados do ANSYS. Dessa forma, calcula-se a *baseline*, servindo como modelo de referência para estabelecer o estado inicial. Em seguida, análises de influência foram realizadas sobre os demais modelos, variando os parâmetros a fim de avaliar o impacto nos critérios estudados.

3.4.1 Parâmetros

Os diagramas a seguir (Figura 17 e 19) foram desenvolvidas para a análise de flexibilidade.

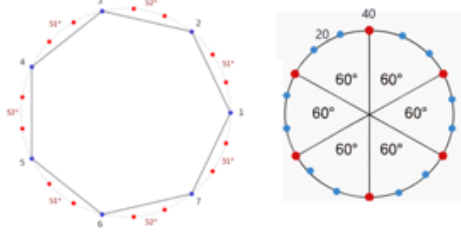
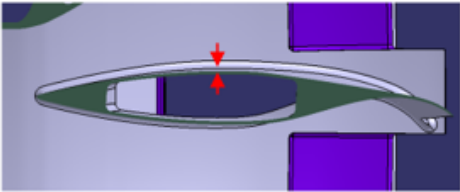
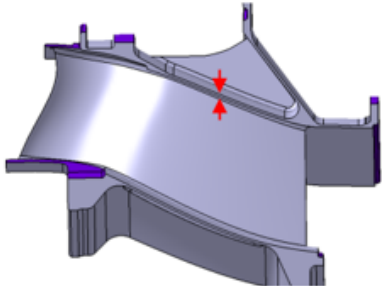
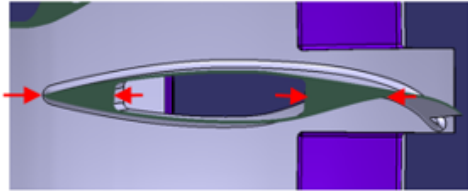
Figura 17 – Parâmetros da análise de flexibilidade.



Fonte: Próprio Autor, 2025

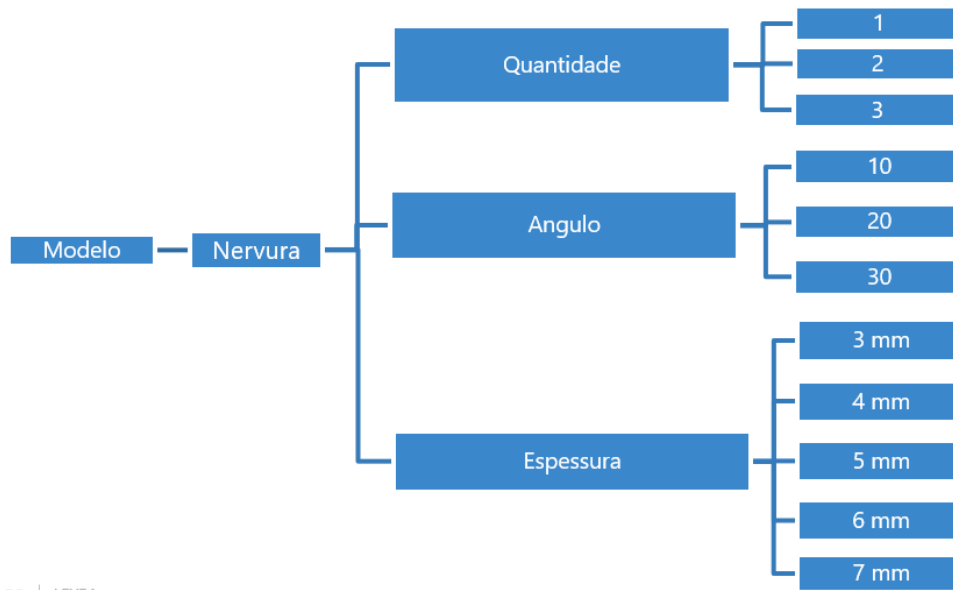
A Figura 18 apresenta, de forma mais detalhada, cada parâmetro utilizado.

Figura 18 – Parâmetros ilustração.

Parâmetros	Ilustracao
Numero de bracos	
Espessura do braco	
Espessura interna	
Espessura BA/BF	

Fonte: Próprio Autor, 2025

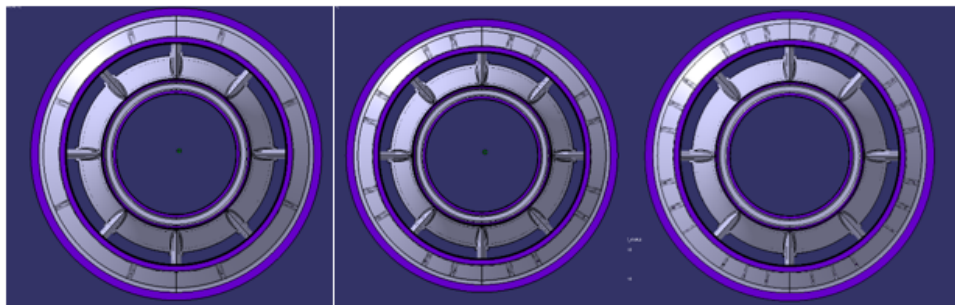
Figura 19 – Parâmetros geométricos de nervuras.



Fonte: Próprio Autor, 2025

Para as nervuras, a análise de flexibilidade utiliza os mesmos parâmetros geométricos do caso FBO. Contudo, neste caso, o número de nervuras também foi variado, conforme ilustra a Figura 20.

Figura 20 – Variação do número de nervuras.

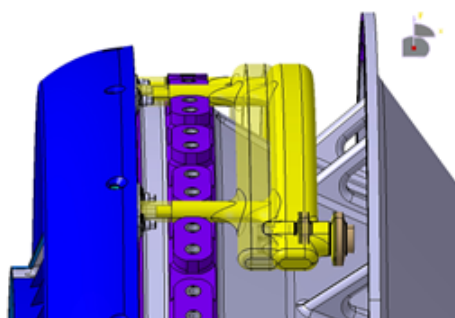
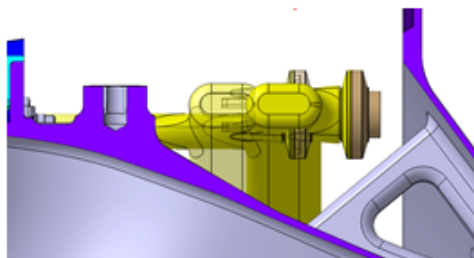


Fonte: Próprio Autor, 2025

Esses parâmetros desempenham um papel essencial no comportamento mecânico global, influenciando tanto a transferência de carga quanto a flexibilidade da peça. No entanto, deve-se prestar atenção à massa: reduzir as espessuras alivia a estrutura, mas geralmente em detrimento da rigidez.

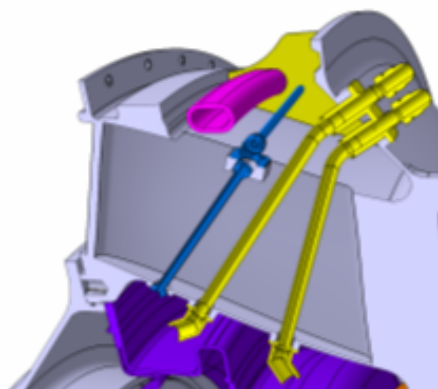
O estudo dos parâmetros também considerou a geometria do cárter de entrada e sua interação com os elementos ao redor, como canalizações (Figura 21). No caso dos braços, impõe-se uma restrição geométrica para garantir o espaço necessário para a passagem de todas as elementos no interior (Figura 22). Assim, o número e a espessura dos braços são parâmetros sensíveis, cuja modificação deve ser avaliada cuidadosamente.

Figura 21 – Canalizações ao redor das nervuras.



Fonte: Próprio Autor, 2025

Figura 22 – Canalizações ao redor dos braços.



Fonte: Próprio Autor, 2025

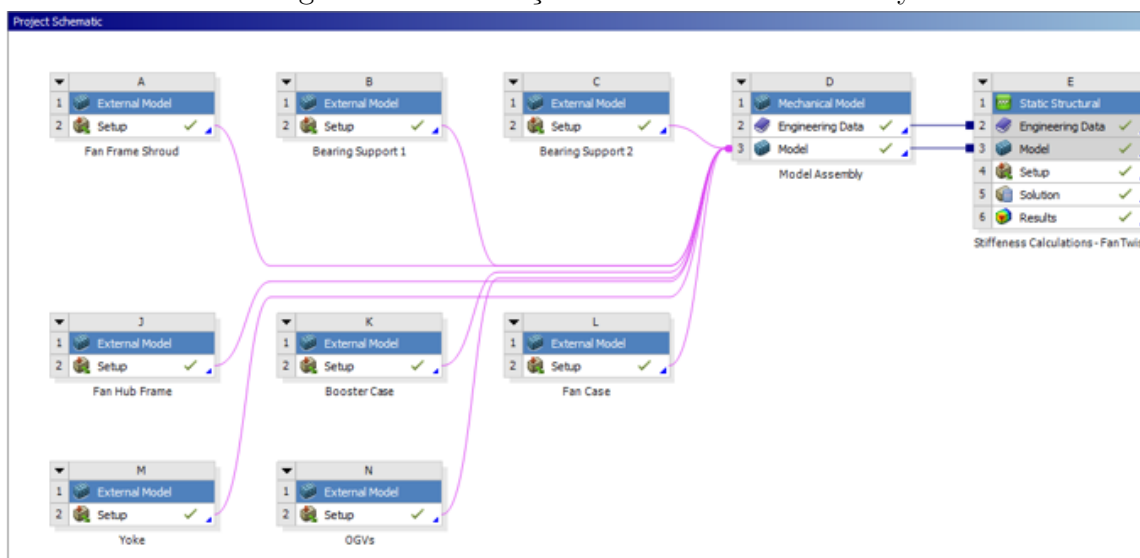
Outra limitação importante está relacionada à aerodinâmica: as superfícies em contato com o fluxo de ar são pré-definidas para garantir eficiência e não podem ser

modificadas. Por exemplo, aumentar o número de braços tende a prejudicar as performances aerodinâmicas, ainda que melhore a resistência estrutural.

3.4.1.1 Modelo EF

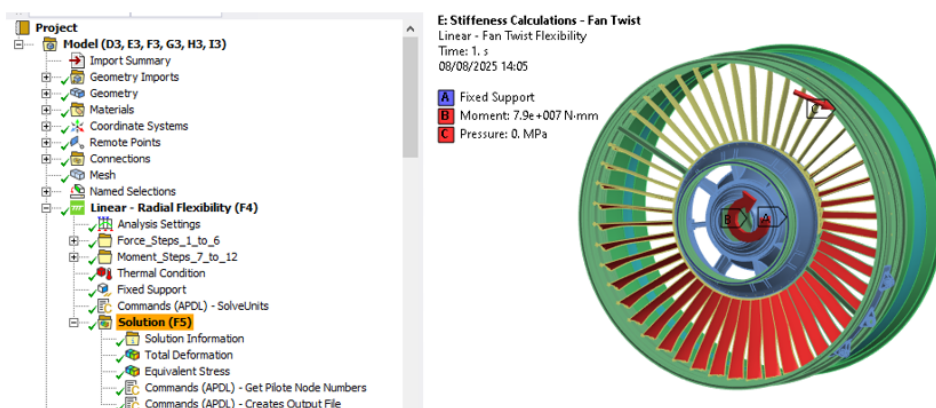
Essa análise baseia-se em um modelo global do módulo, integrando diversas geometrias distintas em um mesmo conjunto, conforme ilustrado na Figura 23 e 24.

Figura 23 – Simulação de flexibilidade no Ansys.



Fonte: Próprio Autor, 2025

Figura 24 – Configuração final do modelo de flexibilidade no Ansys.



Fonte: Próprio Autor, 2025

Assim como na simulação anterior, foram adotadas as mesmas condições de contorno, com a aplicação de uma temperatura de 100,°C para a consideração dos efeitos termomecânicos locais e a utilização de suporte fixo (*Fixed Support*), responsável por impor

condições de engaste em determinadas superfícies do modelo, garantindo o ancoramento rígido e impedindo qualquer movimento global do sólido.

4 RESULTADOS

Diferentes configurações foram testadas variando-se os parâmetros geométricos identificados anteriormente. As análises por elementos finitos (EF) permitiram comparar diversas geometrias a fim de selecionar a configuração que oferecesse o melhor desempenho. Esses ajustes sucessivos possibilitaram identificar configurações mais robustas, respeitando critérios como massa, rigidez e resistência mecânica.

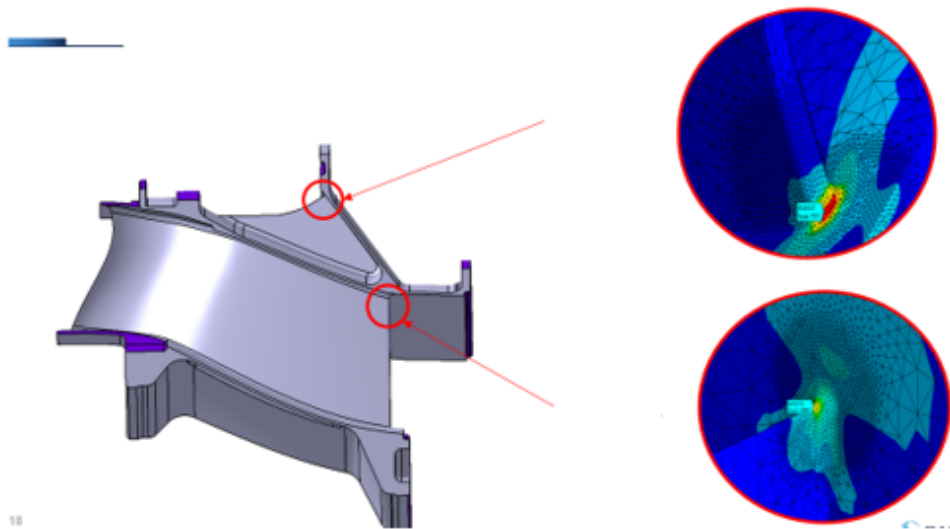
4.1 Zonas Críticas

Um modelo inicial foi definido para o caso de carga FBO, com o objetivo exclusivo de identificar a hierarquia das zonas críticas. As tensões apresentadas nesse modelo estão superestimadas e não devem ser consideradas como valores absolutos, mas sim como indicadores relativos que auxiliam na análise.

Essa etapa permitiu localizar as regiões de concentração de tensões e identificar os parâmetros geométricos de maior influência, tais como espessuras, raios de concordância e nervuras.

A Figura 25 ilustra o corte da peça, destacando as zonas críticas.

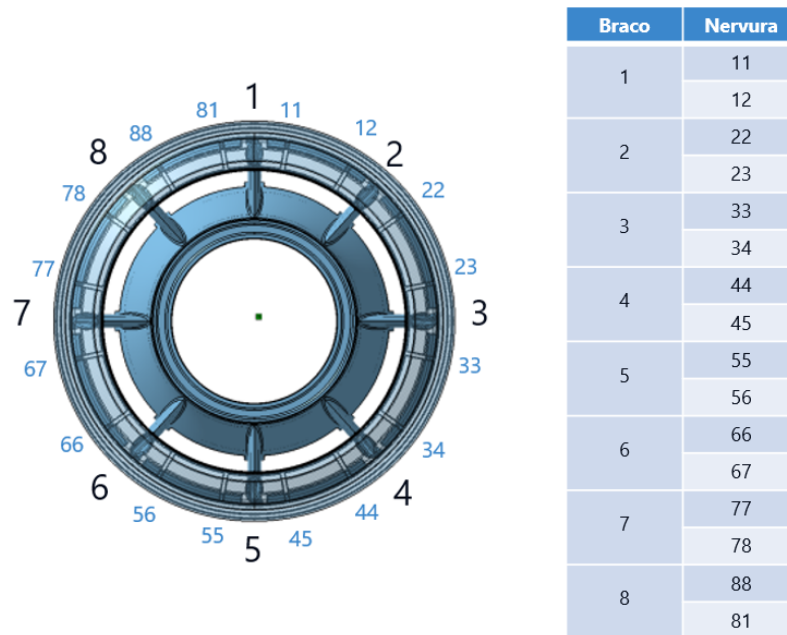
Figura 25 – Zonas críticas.



Fonte: Próprio Autor, 2025

As nervuras foram numeradas conforme a convenção apresentada na Figura 26

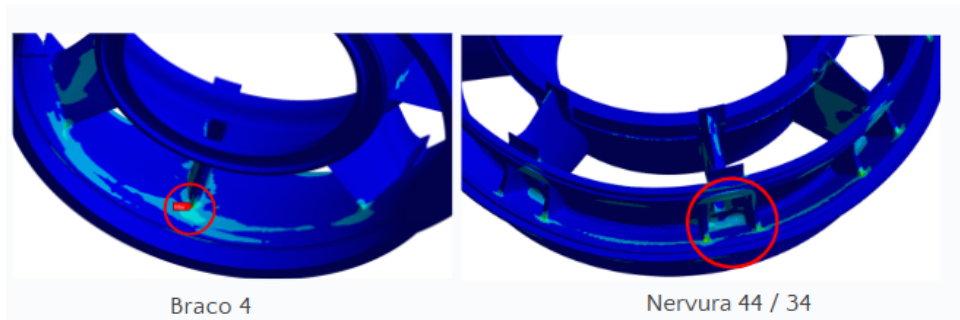
Figura 26 – Referência de braço e nervura.



Fonte: Próprio Autor, 2025

Na simulação preliminar, o braço 4 e as nervuras 44 e 45 representam as regiões mais solicitadas, conforme ilustrado na Figura 27.

Figura 27 – Resultados das zonas críticas – Braço e nervura.



Fonte: Próprio Autor, 2025

A partir dessa base, é possível analisar as regiões onde a aplicação de ajustes geométricos é necessária, conforme será discutido na seção seguinte.

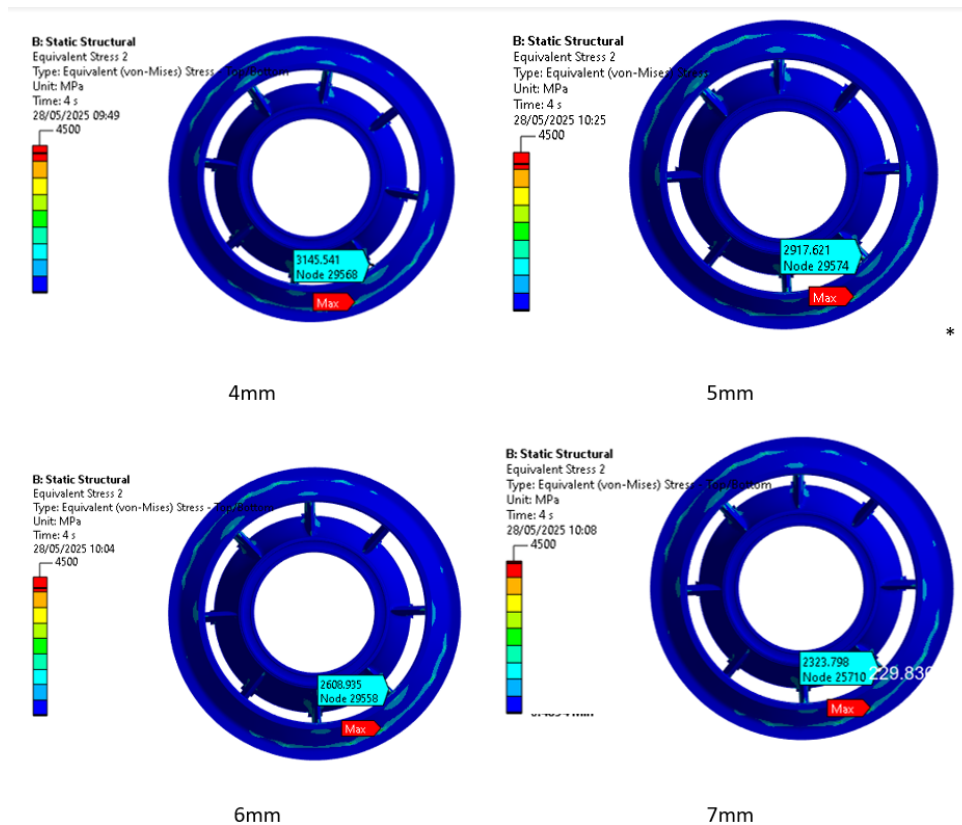
4.2 FBO

Para esta avaliação, utilizou-se a tensão equivalente de Von Mises [MPa], amplamente empregada na mecânica dos materiais para prever a ruptura ou a plastificação dos materiais. Essa tensão sintetiza o estado multiaxial em um valor único, equivalente a uma tensão uniaxial, facilitando a comparação com o limite elástico do material.

Resultado – Raio

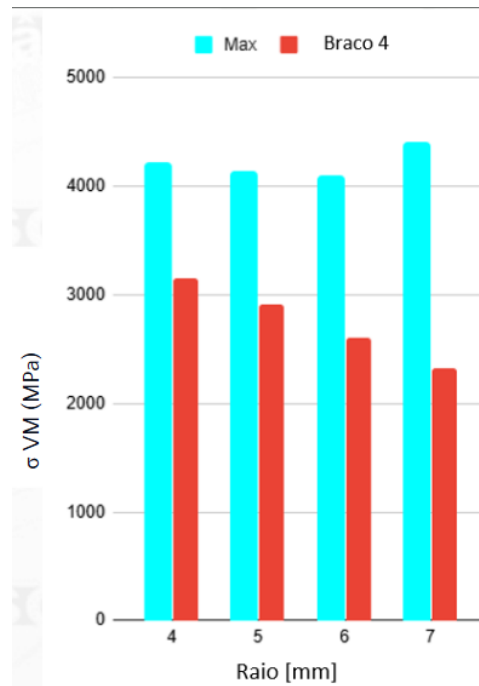
A Figura 28 mostra os valores medidos, enquanto o gráfico da Figura 29 resume comparativamente esses dados para melhor visualização.

Figura 28 – Resultados Raios



Fonte: Próprio Autor, 2025

Figura 29 – Gráfico Resultados Raios

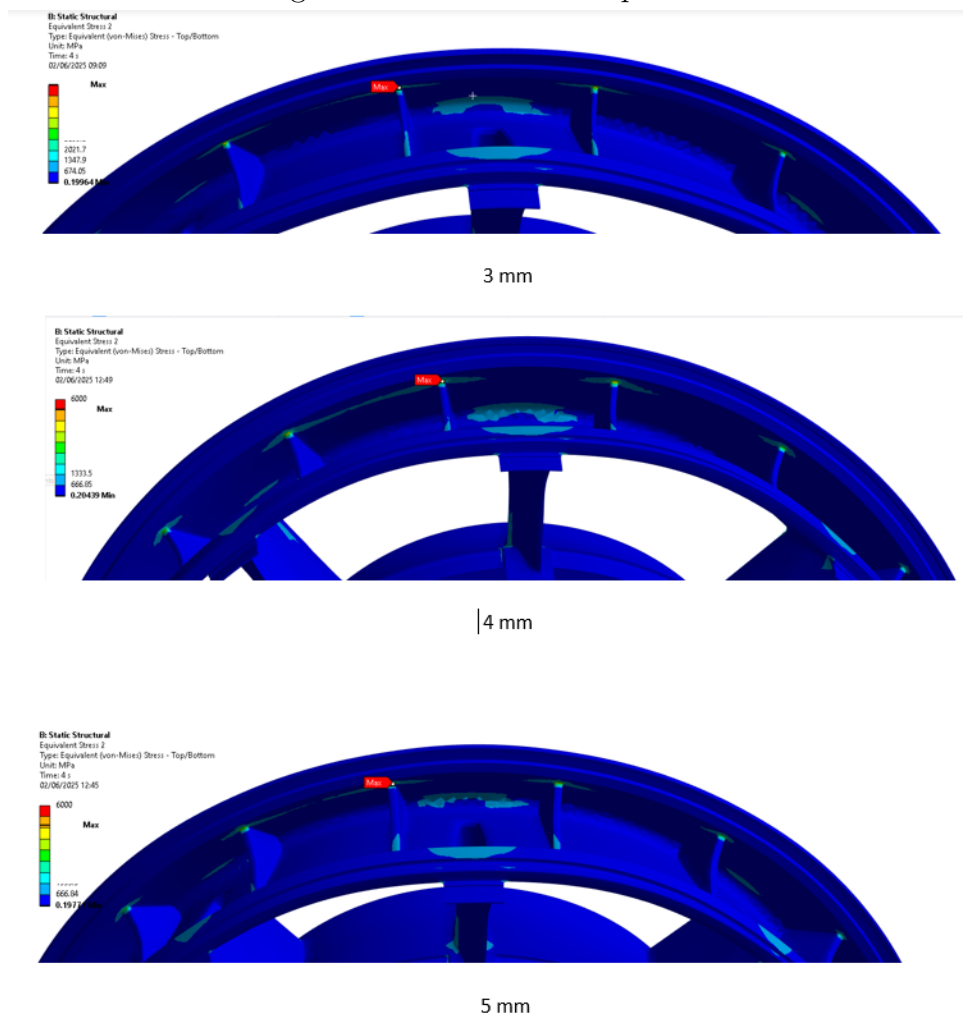


Fonte: Próprio Autor, 2025

Resultado – Espessura

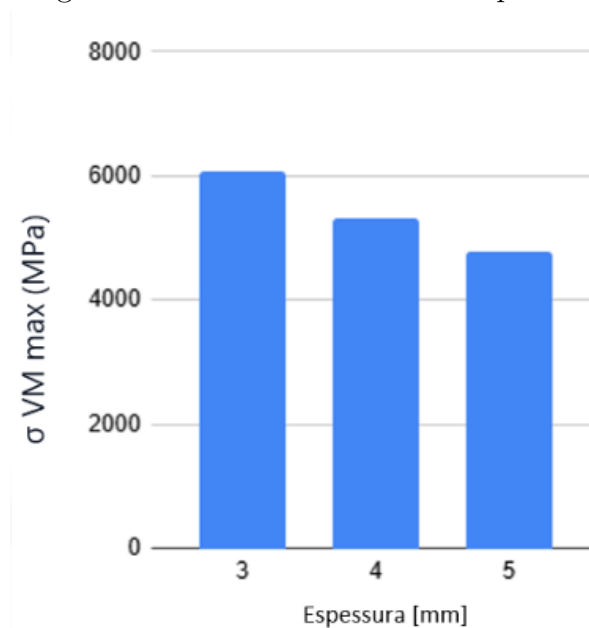
Em seguida, são apresentados os resultados referentes à espessura. Na Figura 30, encontram-se os valores observados, e o gráfico da Figura 31 permite uma análise comparativa entre eles.

Figura 30 – Resultados Espessura



Fonte: Próprio Autor, 2025

Figura 31 – Gráfico Resultados Espessura

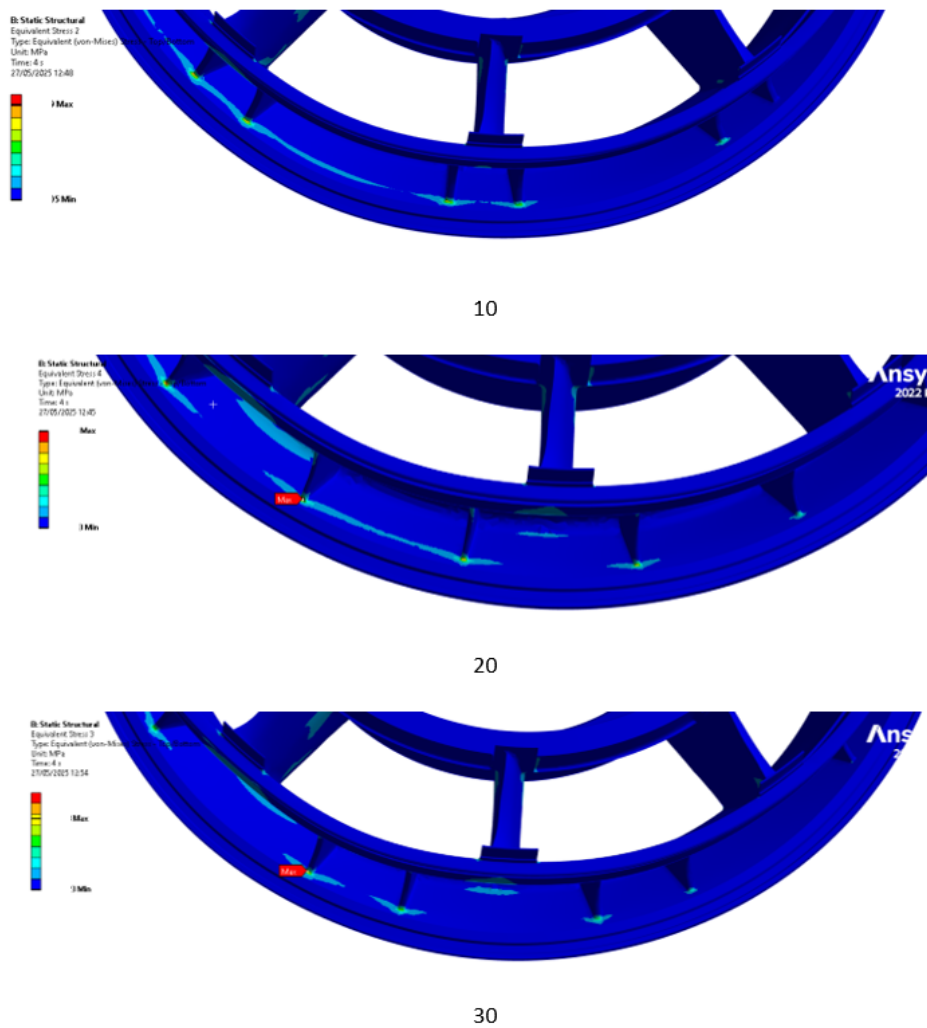


Fonte: Próprio Autor, 2025

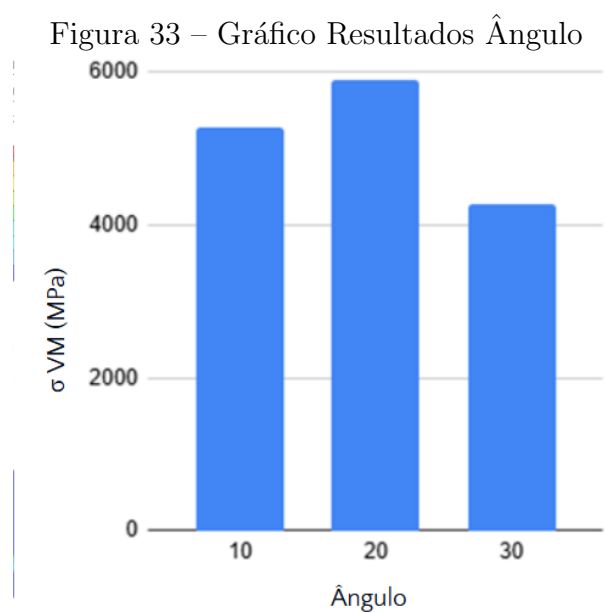
Resultado – Ângulo

Os resultados referentes ao ângulo são apresentados na Figura 32, mostrando os valores individuais, e na Figura 33, por meio de um gráfico comparativo que facilita a análise.

Figura 32 – Resultados Ângulo



Fonte: Próprio Autor, 2025

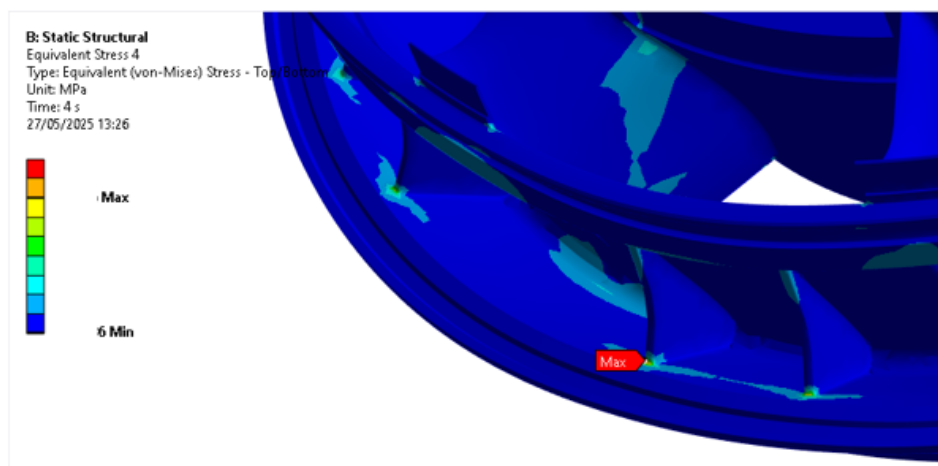


Fonte: Próprio Autor, 2025

Resultado – Formato

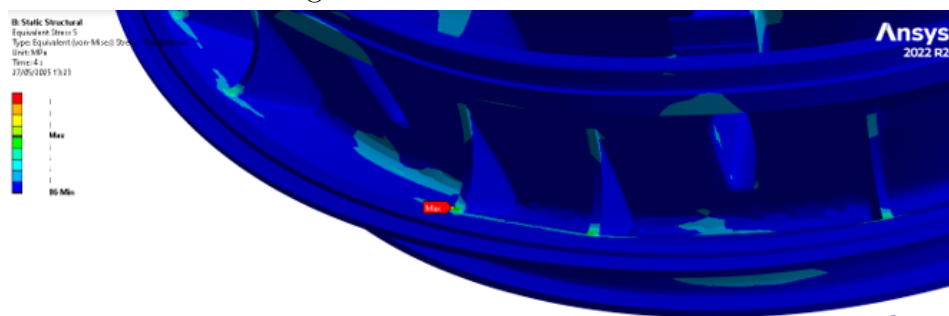
Por fim, os resultados relativos ao formato estão apresentados nas Figuras 34 e 35, com a Figura 34 mostrando a peça inicial e a Figura 35 os resultados. O gráfico comparativo da Figura 36 resume as diferenças observadas de forma clara e objetiva.

Figura 34 – *Baseline*

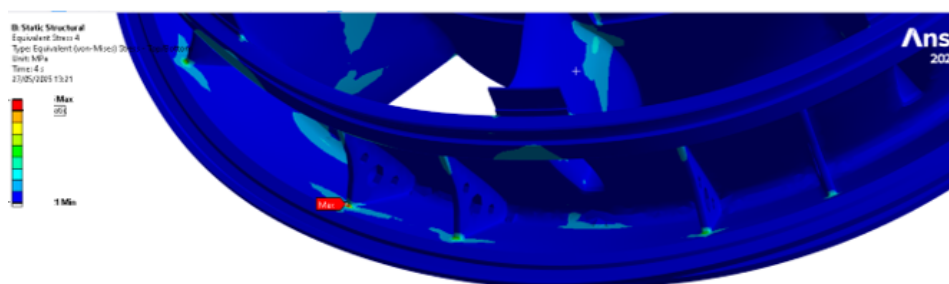


Fonte: Próprio Autor, 2025

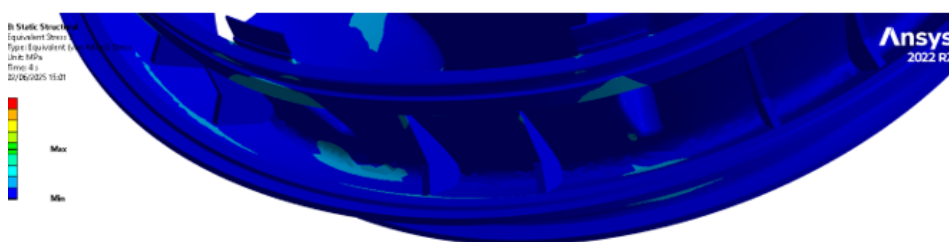
Figura 35 – Resultado Formato



Curva



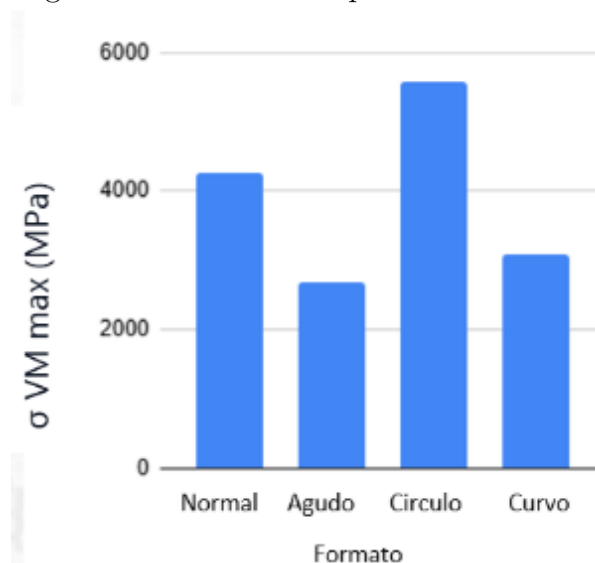
Circulo



Agudo

Fonte: Próprio Autor, 2025

Figura 36 – Gráfico comparativo – Formato

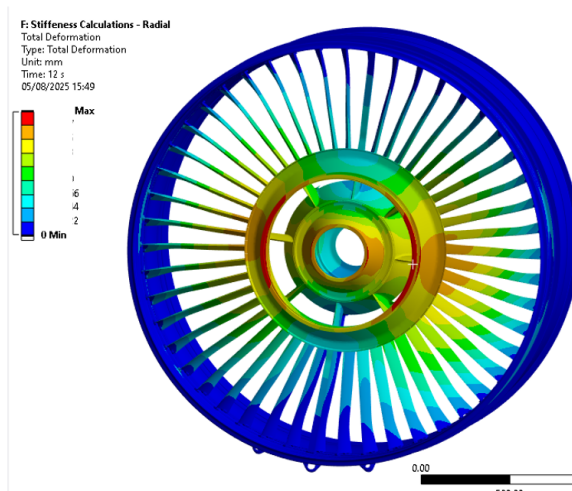


Fonte: Próprio Autor, 2025

4.2.1 Flexibilidade

A Figura 37 ilustra os resultados dos deslocamentos obtidos na simulação de flexibilidade no Ansys.

Figura 37 – Resultado de deslocamento – Flexibilidade



Fonte: Próprio Autor, 2025

O modelo considerado como *baseline*(Figura 38) foi utilizado como referência para todas as simulações.

Figura 38 – Tabela *baseline*

Nom du chemin	Nom BRG	CONV YXEA		CONV YRKD		VERTICAL			LATERAL		
		Ressort	BRG Chargé	Ressort	BRG chargé	K_r (10-9 m/N)	K_a (10-9 rad/N.m)	K_{ar} (10-9 rad/N)	K_r (10-9 m/N)	K_a (10-9 rad/N.m)	K_{ar} (10-9 rad/N)
B1B1-AMONT MOYEU	B1B1	AC	A	AD	A	2.570	124.343	-3.919	2.992	124.624	3.752
B1B2-AMONT MOYEU	B1B2	BC	B	BD	B	1.313	55.273	-4.330	1.485	55.555	4.190
B1B1-YOKE	B1B1	AG	A	AJ	A	4.693	166.747	1.655	5.519	173.293	-2.832
B1B2-YOKE	B1B2	BG	B	BJ	B	4.144	97.639	-2.854	4.806	104.189	2.308
AMONT MOYEU-YOKE	B1B1	CG	A	DJ	A	3.609	42.404	-0.894	4.196	48.670	0.839
AMONT MOYEU-YOKE	B1B2	CG	B	DJ	B	3.604	42.366	-0.894	4.196	48.634	0.838
B2B-AVAL MOYEU	B2B	FE	F	CG	C	-1.353	0.000	0.000	-1.541	0.000	0.000
AVAL MOYEU - YOKE	B2B	EG	F	GJ	C	8.176	111.739	-5.651	9.407	117.923	7.293
B2B - YOKE	B2B	FG	F	CJ	C	9.467	111.739	-15.263	10.886	117.923	17.437

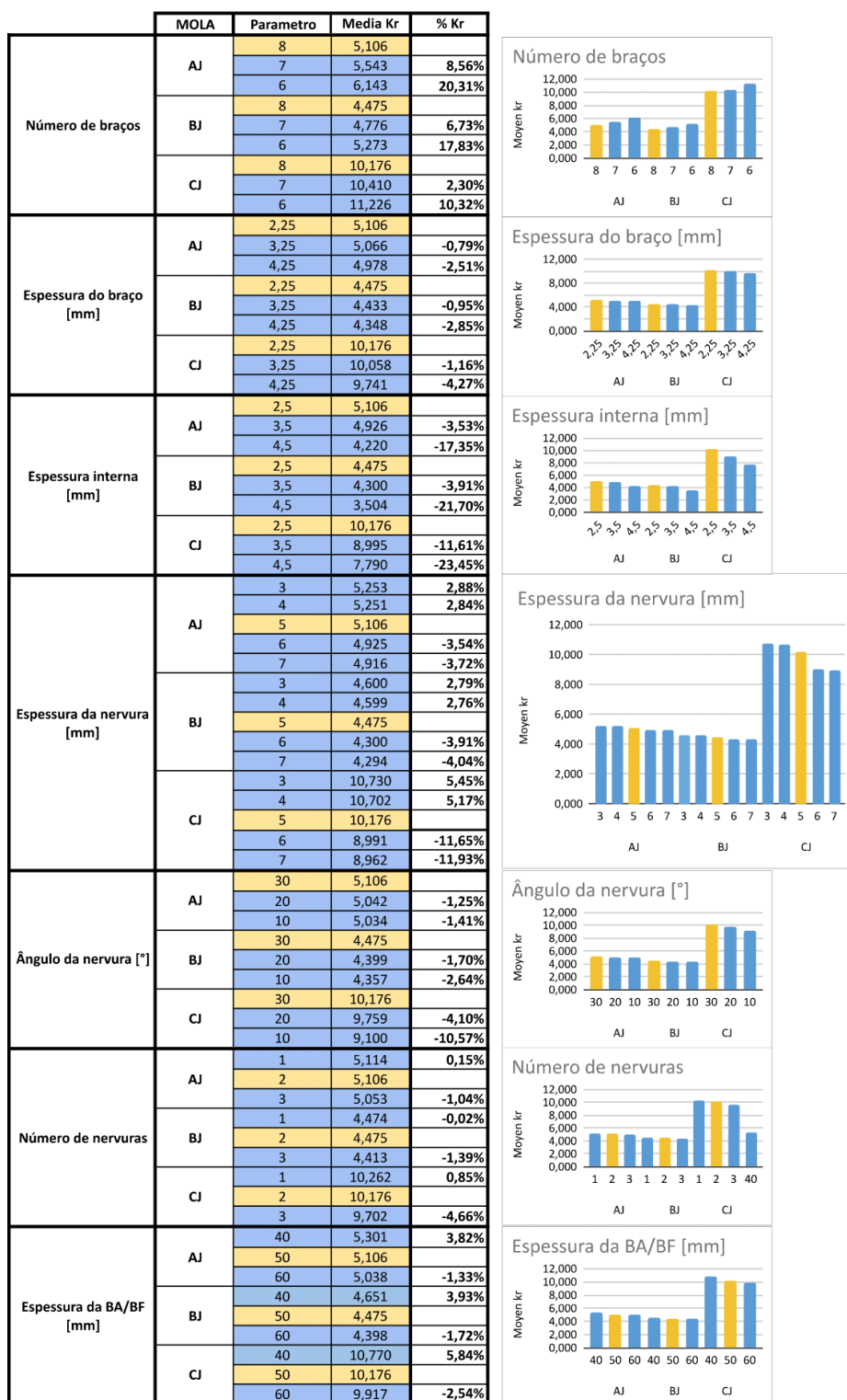
Fonte: Próprio Autor, 2025

Para comparação, apenas os pontos AJ, BJ e CJ foram analisados, pois são representativos dos modos próprios do *FAN* e dos eixos *FAN* e *Booster*. Eles permitem verificar se as frequências próprias não coincidem com as faixas de operação do motor, evitando riscos de ressonância.

A análise concentrou-se principalmente no coeficiente de flexibilidade radial K_r , que representa o comportamento mecânico na direção mais relevante do motor.

A Figura 39 resume os resultados médios de K_r e os percentuais correspondentes:

Figura 39 – Tabela média de K_r e percentuais.



Fonte: Próprio Autor, 2025

A média de K_r é calculada pela soma das flexibilidades radiais vertical e lateral, dividida por dois. O cálculo percentual é usado para normalizar as medições e permitir comparações objetivas, conforme a equação:

$$\text{Resultado normalizado} = \left(\frac{\text{valor do modelo}}{\text{valor do modelo baseline}} - 1 \right) \times 100 [\%]$$

O mesmo procedimento foi aplicado à massa, permitindo comparar o alívio estrutural entre configurações. Além disso, a média dos percentuais para os três pontos (AJ, BJ, CJ) foi utilizada como indicador global da flexibilidade radial do sistema. A síntese dos cálculos é encontrado na Figura 40.

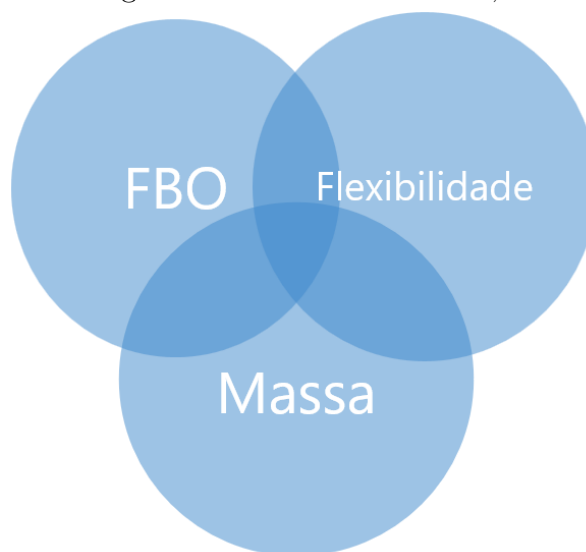
Figura 40 – Tabela comparativa de flexibilidade.

	Parâmetro	Massa [Kg]	% Massa	Media % Kr
Número de braços	8	79,16	0,00%	0
	7	76,13	-3,83%	5,86%
	6	73,10	-7,66%	16,15%
Espessura do braço [mm]	2,25	79,16	0,00%	0
	3,25	80,57	1,78%	-0,97%
	4,25	81,98	3,55%	-3,21%
Espessura interna [mm]	2,5	79,16	0,00%	0
	3,5	80,57	1,78%	-6,35%
	4,5	81,98	3,55%	-20,83%
Espessura nervura [mm]	3	77,55	-2,04%	3,71%
	4	78,42	-0,94%	3,59%
	5	79,16	0,00%	0
	6	79,91	0,94%	-6,37%
	7	80,65	1,88%	-6,57%
Angulo da nervura [°]	30	79,16	0,00%	0
	20	79,16	0,00%	-2,35%
	10	79,16	0,00%	-4,87%
Quantidade de Nervuras	1	77,06	-2,66%	0,33%
	2	79,16	0,00%	0
	3	81,05	2,38%	-0,02%
Espessura BA/BF [mm]	40	77,55	-2,04%	4,53%
	50	79,16	0,00%	0
	60	81,13	2,48%	-1,86%

4.3 Recomendações de Design

As recomendações de design concentraram-se na análise dos três principais critérios (FBO, flexibilidade e massa) com o objetivo de identificar uma configuração geométrica que atendesse simultaneamente a essas exigências (Figura 41). Essa análise também levou em conta as restrições geométricas do ambiente funcional e as limitações de fabricação.

Figura 41 – Diagrama VEN - Flexibilidade, Massa e FBO.



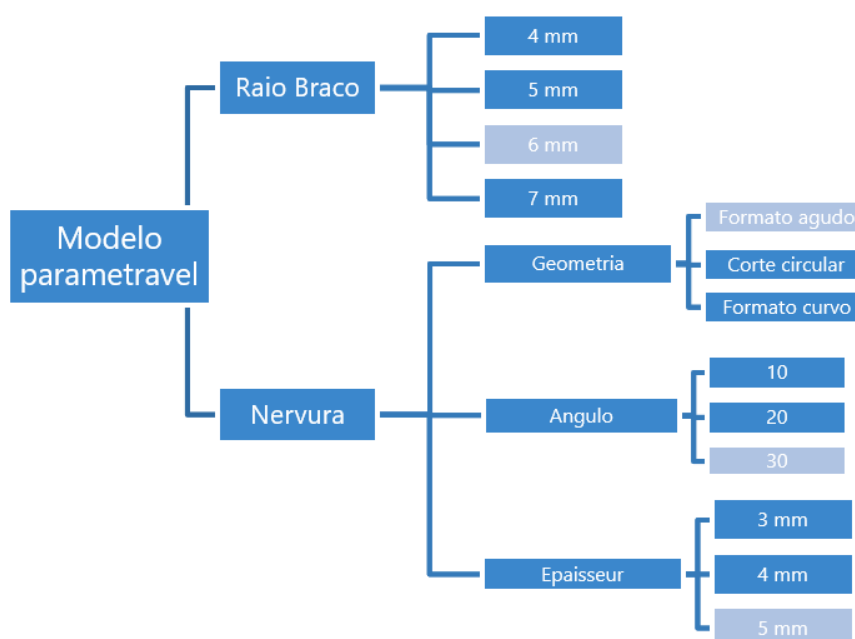
Fonte: Próprio Autor, 2025

Tabela 1 – Recomendações de design.

Parâmetro	Recomendação	Justificativa
Raio do braço	6 mm	Compromisso entre tensão local e global, evitando valores excessiva em ambas.
Geometria da nervura	Aguda	Afasta a zona mais solicitada do ponto de aplicação da carga, reduzindo tensões locais e massa.
Ângulo da nervura	30°	Favorece a transferência de carga e reduz tensões locais na nervura.
Espessura da nervura	5–6 mm	Bom equilíbrio entre rigidez e massa.
Número de braços	8	Reduções para 6–7 braços comprometem a rigidez e dificultam integração de sistemas.
Número de nervuras	1–2	Três nervuras aumentam a rigidez, porém penalizam a massa; uma nervura mantém rigidez aceitável com menor massa.
Espessura interbraços	2,5 mm	Maior espessura não justifica o ganho de rigidez e dificulta passagem de componentes internos.
Espessura interna	4,25 mm	Compromisso entre massa e desempenho mecânico; 4,25 mm aumenta massa em 2 kg com ganho de rigidez de 20%.
Espessura BA/BF	50 mm	Configuração de 50 mm apresenta melhor relação massa/rigidez que 40 ou 60 mm.

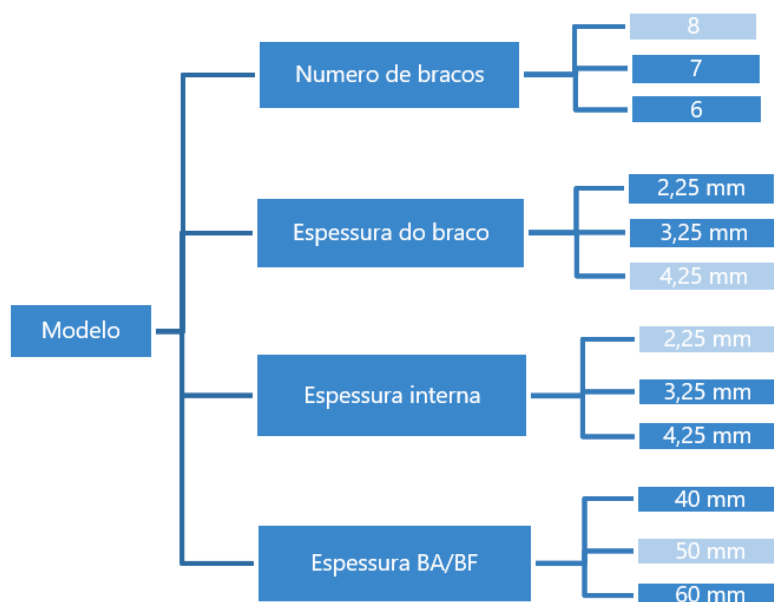
As recomendações finais são ilustradas nas Figuras 42 a 44:

Figura 42 – Parâmetros recomendados – FBO.



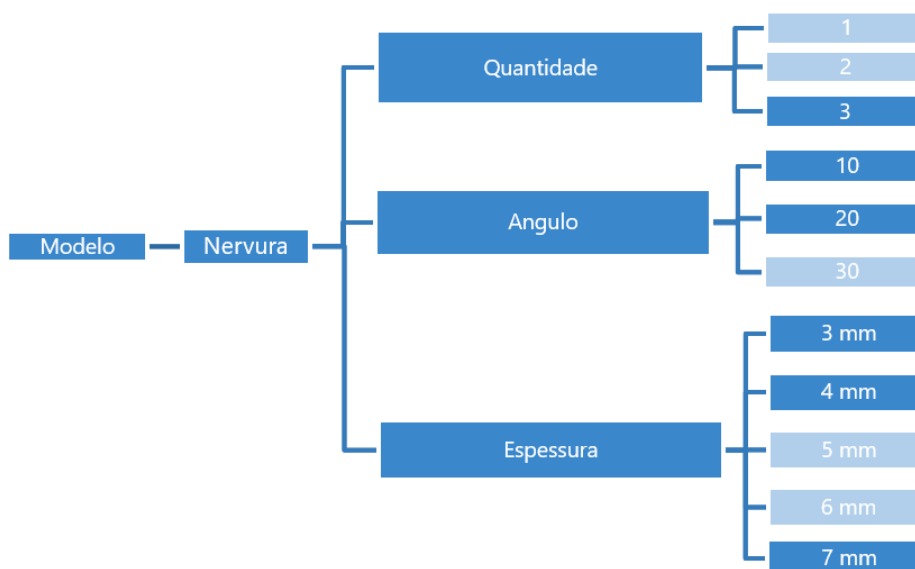
Fonte: Próprio Autor, 2025

Figura 43 – Parâmetros recomendados – Flexibilidade.



Fonte: Próprio Autor, 2025

Figura 44 – Parâmetros recomendados – Flexibilidade



Fonte: Próprio Autor, 2025

5 CONCLUSÃO

Os resultados obtidos demonstraram que os objetivos do estudo foram atingidos com sucesso, permitindo o aprimoramento estrutural do componente analisado. A pesquisa realizada permitiu a criação de uma metodologia voltada para o aprimoramento dos aspectos mecânicos e de reprojeto de uma peça estrutural de um motor aeronáutico. A abordagem adotada combinou modelagem CAO no Catia V5, simulação por elementos finitos no Ansys Workbench, e um estudo comparativo baseado em critérios-chave como rigidez (flexibilidade), massa e resistência a cargas extremas (particularmente o caso FBO). As iterações sucessivas levaram a uma melhor compreensão do comportamento mecânico da peça, possibilitando a identificação de um design melhorado.

Por fim, o estudo realizado constitui uma base para orientar as escolhas de projeto em direção a uma solução aprimorada, conciliando eficiência mecânica, redução de massa e integração funcional no sistema global.

Referências

- ANDERSON, John D. *Introduction to Flight*. 2. ed. New York: McGraw-Hill, 1992.
- ANSYS. *Qu'est-ce que l'analyse par éléments finis ?*. Disponível em: <<https://www.ansys.com/fr-fr/simulation-topics/what-is-finite-element-analysis>>.
- ATSB. Engine fan blade failure leads to enhanced inspection processes. 2020. Disponível em: <<https://www.atsb.gov.au/media/news-items/2020/fan-blade-failure>>.
- AZEVEDO, Autor. *MÉTODO DOS ELEMENTOS FINITOS*. Ano: 2003.
- BEER, F. P.; JOHNSTON, E. R.; MAZUREK, D.; EISENBERG, E. *Vector Mechanics for Engineers: Statics*. 12. ed. New York: McGraw-Hill, 2018.
- BETIOLO, Camila Renzetti; ROCHA, Guilherme Conceição; MACHADO, Paulo Roberto de Carvalho. *Iniciativas da Aviação para Redução das Emissões de CO₂*. In: VIII SITRAER / II RIDITA, 8., 2008, São Paulo. Congresso. São Paulo: Editora da Unicamp, 2009. p. 401–402. Disponível em: http://www.dcabr.org.br/download/publicacoes-tecnicas/Iniciativas_da_Aviacao_para_Reducacao_das_Emissoes_de_CO2.pdf
- BRASIL. *Decreto nº 6.780: Aprova a Política Nacional de Aviação Civil (PNAC) e dá Outras Providências*. Brasília, DF, 18 fev. 2009. Disponível em: https://www.planalto.gov.br/ccivil_03/_ato2007-2010/2009/decreto/d6780.htm. Acesso em: 20 nov. 2025.
- BUDYNAS, Richard G.; NISBETT, J. Keith. *Shigley's Mechanical Engineering Design*. 9th ed. New York: McGraw-Hill, 2011.
- CFM AERO ENGINES. *Open Fan: the Safran Aero Boosters low pressure compressor is ready to meet the challenges of the RISE program*. Disponível em: <<https://www.cfmaeroengines.com/press-articles/safran-air-boosters-lpc>>.
- CZECH TECHNICAL UNIVERSITY IN PRAGUE. *Quality Evaluation of Finite Element Models with respect to Mesh Quality*. Prague, 2020.
- DRAGNA, Didier; BAILLY, Christophe. *Propagation des ondes de choc générées par une soufflante non carénée : signature acoustique sur le fuselage*. Thèse CIFRE — Safran Aircraft Engines / LMFA, École Centrale de Lyon, Laboratoire de Mécanique des Fluides et d'Acoustique (UMR CNRS 5509), Écully Cedex, France.
- GERE, J. M.; GOODNO, B. J. *Mechanics of Materials*. 8. ed. Stamford: Cengage Learning, 2012.

HUNECKE, Klaus. *Jet Engines – Fundamentals of Theory, Design and Operation*. Marlborough: The Crowood Press, 2010.

LAVIONNAIRE. *Moteur turboréacteur et turbofan* [en ligne]. Disponible à l'adresse : <<https://www.lavionnaire.fr/MotorTurboReact.php>>. (consulté le 15 juillet 2025).

MADIER, Dominique. *An Introduction to the Fundamentals of Mesh Generation in Finite Element Analysis*. Online: FEA Academy, 2023.

NATIONAL ACADEMIES OF SCIENCES, ENGINEERING, AND MEDICINE. *Commercial Aircraft Propulsion and Energy Systems Research: Reducing Global Carbon Emissions*. Washington, DC: The National Academies Press, 2016. DOI: 10.17226/23490.

NELSEN, M. D. *Quiet engine nacelle design*. NASA, NTRS Document 19730003292, 1973.

RESONANT ENGINEERING. *Static & Dynamic Finite Element Analysis (FEA) for Product Design*. Disponível em: <<https://resonantengineering.com/static-vs-dynamic-fea/>>.

RODRIGUES, Ângela Campos; CARDOZO, Rogério Ribeiro; HENKES, Jairo Afonso. *Inovação Tecnológica dos Motores Turbofan para Aeronaves Sustentáveis: Uma Análise na Evolução dos Modelos E-Jets 195E / 195E-2: Technological Innovation of Turbofan Engines for Sustainable Aircraft: An Analysis on the Evolution of Models E-Jets 195E / 195-E2*. Revista Brasileira de Aviação Civil & Ciências Aeronáuticas, v. 3, n. 1, p. 135–169, 2023. Disponível em: <https://rbac.cia.emnuvens.com.br/revista/article/view/123>.

VAN DEN DUNGEN, N. H. M. *Synthesis of an aircraft featuring a ducted-fan propulsive empennage*. Master of Science Thesis (Aerospace Engineering) — Delft University of Technology, 2017. Defendida publicamente em 18 abr. 2017.

ZIENKIEWICZ, O. C.; TAYLOR, R. L.; GOVINDJEE, S. *The Finite Element Method: Its Basis and Fundamentals*. 8. ed. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2024.