

**FACULDADE DE TECNOLOGIA DE SÃO JOSÉ DOS CAMPOS
FATEC PROFESSOR JESSEN VIDAL**

**BONGANI BATISTA FLAUSINO
PEDRO ALBERTO ARAUJO DA SILVA
THIAGO STELLA DA SILVEIRA**

**IMPLEMENTAÇÃO DA MANUFATURA ADITIVA NA
PRODUÇÃO DE SUPORTE DE CABLAGEM.**

São José dos Campos
2025

**BONGANI BATISTA FLAUSINO
PEDRO ALBERTO ARAUJO DA SILVA
THIAGO STELLA DA SILVEIRA**

**IMPLEMENTAÇÃO DA MANUFATURA ADITIVA NA
PRODUÇÃO DE SUPORTE DE CABLAGEM.**

Trabalho de Graduação apresentado à
Faculdade de Tecnologia de São José dos
Campos, como parte dos requisitos
necessários para a obtenção do título de
Tecnólogo em Projetos de Estruturas
Aeronáuticas.

**Orientador: Dr. Bruno Peruchi Trevisan
Coorientador: Me. Lucas Giovanetti**

São José dos Campos
2025

FLAUSINO, Bongani Batista.

Implementação da manufatura aditiva na produção de suporte de cablagem. / Bongani Batista Flausino, Pedro Alberto Araujo da Silva, Thiago Stella da Silveira – São José dos Campos, 2025.

56. (número total de folhas do TG)

Trabalho de Conclusão de Curso – Curso de Tecnologia em Projetos de Estruturas Aeronáuticas. Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos Professor Jessen Vidal, 2025.

Orientador: Dr. Bruno Peruchi Trevisan.

Coorientador: Me. Lucas Giovanetti

1. Manufatura aditiva. 2. Peças aeronáuticas. 3. Produção. I. Faculdade de Tecnologia. FATEC de São José dos Campos: Professor Jessen Vidal. II. Implementação da manufatura aditiva na produção de peças aeronáuticas.

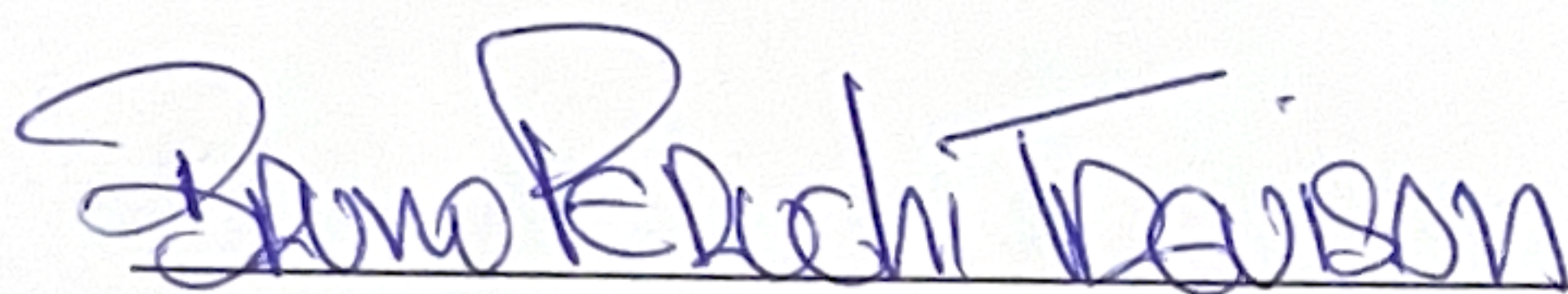
REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

FLAUSINO, B.B; SILVA, P.A.A; SILVEIRA, T.S. **Implementação da manufatura aditiva na produção de suporte de cablagem.** 2025. Trabalho de Conclusão de Curso (Curso Superior em Projetos de estruturas aeronáuticas) - Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos Professor Jessen Vidal, São José dos Campos, 2025.

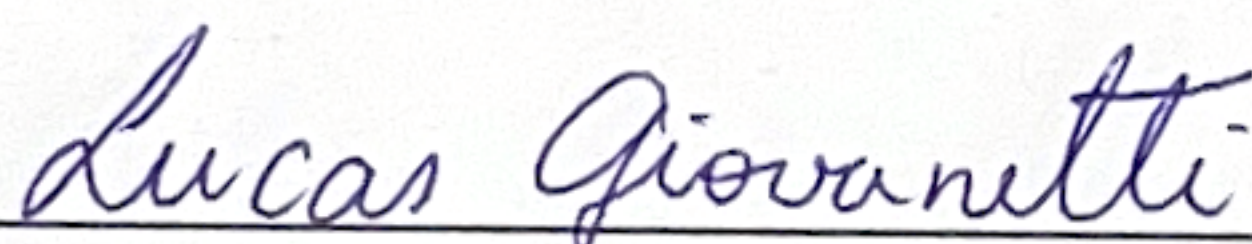
BONGANI BATISTA FLAUSINO
PEDRO ALBERTO ARAUJO DA SILVA
THIAGO STELLA DA SILVEIRA

**IMPLEMENTAÇÃO DA MANUFATURA ADITIVA NA
PRODUÇÃO DE SUPORTE DE CABLAGEM.**

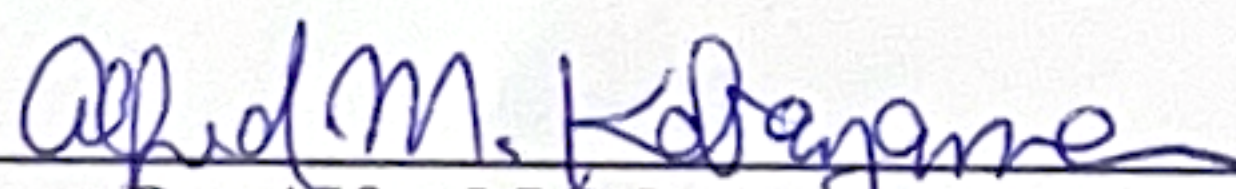
Trabalho de Graduação apresentado à
Faculdade de Tecnologia de São José dos
Campos, como parte dos requisitos
necessários para a obtenção do título de
Tecnólogo em Projetos de Estruturas
Aeronáuticas.



Dr. Bruno Peruchi Trevisan - Fatec/SJC



Me. Lucas Giovanetti - Fatec/SJC



Dr. Alfred Makoto Kabayama- Fatec/SJC



Me. Celso de Oliveira - Fatec/SJC

24 / 11 / 2025

DATA DA APROVAÇÃO

AGRADECIMENTOS

Primeiramente, agradecemos a Deus e às nossas famílias por todo o apoio até aqui e expresso minha profunda gratidão a todas as pessoas que contribuíram de forma significativa para a realização deste trabalho.

Em especial, aos nossos orientadores, Dr. Bruno Peruchi Trevisan e Me. Lucas Giovanetti, pela orientação, paciência e apoio durante todo o desenvolvimento da pesquisa. Suas expertises foram fundamentais para a qualidade e evolução deste estudo.

Aos professores, agradecemos pelo empenho, didática, suporte emocional e incentivo constante, sem os quais nós não teríamos conseguido chegar até aqui.

Agradecemos também aos nossos amigos e colegas, que sempre estiveram dispostos a compartilhar experiências e ideias valiosas.

Não podemos deixar de reconhecer a contribuição das instituições e dos professores que proporcionaram um ambiente acadêmico de excelência, possibilitando o aprofundamento dos meus estudos

Por fim, somos gratos a todos que, de forma direta ou indireta, ajudaram a transformar este trabalho em realidade.

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	7
1.1. Objetivo Geral.....	8
1.2. Objetivos Específicos	8
2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....	10
2.1. Princípio da manufatura aditiva	10
2.2. Manufatura aditiva: Definição	11
2.3. Histórico e evolução da manufatura aditiva	13
2.4. Vantagens da manufatura aditiva	13
2.5. Materiais utilizados	14
2.6. Processo de manufatura aditivada aplicado na aeronáutica	14
2.6.1. Fusão seletiva a laser	15
2.6.2. Deposição direta de energia	16
2.6.3. Feixe de elétrons.....	17
2.7. Aplicações da manufatura aditiva na indústria aeronáutica.....	18
2.8. Análise estrutural.....	19
2.8.1. Propriedades mecânicas e fadiga em manufatura aditiva	19
2.8.2. Conceitos de elementos finitos	20
2.8.3. Análise de elementos finitos na aviação	21
2.8.4. Análise de elementos finitos em componentes internos (Brackets)	24
2.9. Tipos de brackets utilizados em aeronaves	26
2.10. Preparação técnica para instalação de suporte para cablagem	29
2.10.1 Processo de furação e instalação de suporte para cablagem.....	29
2.10.2. Verificações finais do processo	30
2.11. Desafios e limitações	30
3. DESENVOLVIMENTO DO TRABALHO.....	32
3.1. Seleção do tipo de estrutura aeronáutica empregada no trabalho	33
3.2. Estudo do emprego do processo	33
3.3. Definição dos componentes a serem estudados	34
3.3.1. Suporte para cablagem (Angle Bracket).....	34
3.4. Seleção do material	35
3.5. Seleção do método de desenvolvimento	37
3.6. Modelo 3D e detalhamento 2D da peça.....	37
3.7. Definição dos parâmetros de desenvolvimento	39
3.7.1. Simulação da impressão	39
3.8. Execução da análise estrutural	41
4. RESULTADOS E DISCUSSÕES	43
4.1. Descrição do caso de carregamento	44
4.2. Finalização da impressão 3D	46
5. CONCLUSÃO.....	49
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	51

1. INTRODUÇÃO

A indústria aeronáutica, devido à sua complexidade de fabricação e montagem, conta com uma vasta gama de componentes estruturais produzidos em diferentes níveis da cadeia produtiva. Essas peças podem ser fabricadas internamente pela montadora ou fornecidas por terceiros e empresas especializadas. No entanto, a imprevisibilidade da demanda por peças, aliada à complexidade da cadeia de suprimentos, torna essencial a manutenção de estoques estratégicos. Essa prática visa reduzir o tempo de inatividade das aeronaves e garantir sua operação contínua (CHISTOPHER, 2016)

Por outro lado, manter um grande estoque de peças pode representar um grande desafio para as empresas, pois imobiliza capital, gera custos elevados e ocupa espaço significativo. A gestão de estoques, portanto, exige um equilíbrio entre a previsão da demanda e a disponibilidade de recursos financeiros.

Atualmente, muitas empresas enfrentam dificuldades devido a atrasos nas entregas de peças e à necessidade de antecipar as demandas do mercado. Dessa forma, torna-se fundamental aprimorar os processos de fabricação existentes ou até mesmo internalizar etapas produtivas, minimizando desperdícios e superando as limitações das técnicas tradicionais de manufatura (ZHONG et al., 2017).

Nesse contexto, a manufatura aditiva (MA), também conhecida como impressão 3D ou prototipagem rápida, surge como uma solução inovadora para atender à demanda de componentes aeronáuticos. Essa tecnologia permite a produção ágil de peças específicas, reduzindo prazos e custos logísticos, além de otimizar o uso de materiais e melhorar a eficiência produtiva.

Inicialmente desenvolvida na década de 1980 para acelerar a criação de protótipos, a MA tem evoluído constantemente e se consolidado como uma alternativa viável para diversas aplicações na indústria aeronáutica. A manufatura aditiva simplifica a cadeia de suprimentos ao reduzir significativamente os custos relacionados ao transporte e armazenamento, permitindo que as empresas aeronáuticas se tornem mais independentes de fornecedores externos (GIBSON, ROSEN e STUCKER, 2021).

A tecnologia de Manufatura Aditiva (MA) opera a partir de um modelo digital criado em *software* de Desenho Assistido por Computador (CAD), que permite a criação, edição e otimização de modelos tridimensionais antes da fabricação (GIBSON, ROSEN e STUCKER, 2021). Esse modelo geométrico pode ser ajustado conforme necessário e, posteriormente, impresso em 3D por meio de um processo que empilha camadas sucessivas

de material, utilizando os eixos X (comprimento), Y (largura) e Z (altura) para construir a peça final (CHUA e LEONG, 2021.).

Esse método proporciona maior flexibilidade de design e eficiência na fabricação, sendo amplamente empregado em ambientes produtivos associados à Indústria 4.0, que demandam processos mais integrados, autônomos e personalizados (ZHONG et al., 2017).

Diante desses avanços, este estudo busca explorar a aplicação da manufatura aditiva na produção de componentes aeronáuticos, destacando sua capacidade de reduzir prazos de fabricação, otimizar estruturas e diminuir a dependência de fornecedores externos.

Embora o uso dessa tecnologia no setor ainda seja relativamente limitado, seu potencial de crescimento é significativo, impulsionado pelos benefícios que oferece em termos de flexibilidade, economia e eficiência produtiva (CHUA e LEONG, 2021.).

1.1. Objetivo Geral

O presente trabalho tem como objetivo geral aplicar e avaliar a manufatura aditiva na fabricação de um suporte para cablagem (*bracket*) utilizado em aeronaves, analisando sua viabilidade técnica, produtiva e econômica frente aos métodos convencionais. Busca-se compreender como a tecnologia de impressão 3D, especialmente pelo processo de extrusão de material (FDM/FFF), pode ser empregada na produção de componentes aeronáuticos não estruturais, assegurando redução de massa, otimização de tempo de fabricação e conformidade com requisitos normativos da aviação civil.

O estudo pretende, ainda, validar o desempenho do *bracket* fabricado em PEI 9085 (ULTEM), material amplamente utilizado na indústria aeroespacial, destacando suas propriedades térmicas e mecânicas, bem como os benefícios obtidos em relação à sustentabilidade, rastreabilidade e flexibilidade de projeto proporcionadas pela manufatura aditiva.

1.2. Objetivos Específicos

Para a consecução deste objetivo geral foram estabelecidos os objetivos específicos:

- Compreender conceito de manufatura aditiva e seu funcionamento na fabricação de peças aeronáuticas;
- Investigar as principais vantagens e limitações da aplicação da manufatura aditiva no setor aeronáutico;
- Identificar os possíveis desafios e oportunidades da implementação da manufatura aditiva na indústria aeronáutica.

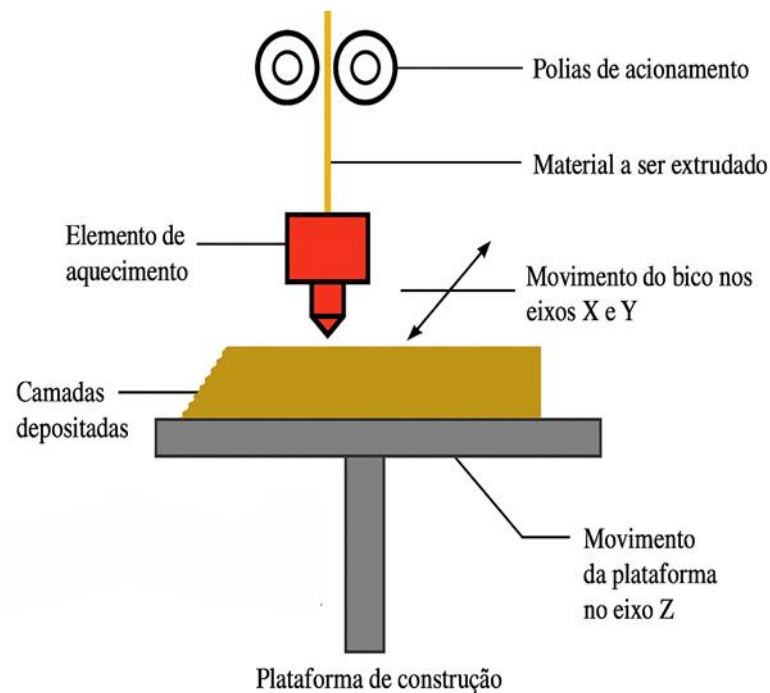
2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1. Princípio da manufatura aditiva

A manufatura aditiva, também conhecida como impressão 3D, é um conjunto de tecnologias que permite a fabricação de peças por meio da adição de material camada por camada, com base em modelos tridimensionais digitais (GIBSON, ROSEN e STUCKER, 2021). Diferente dos métodos convencionais de manufatura, como usinagem (subtrativa) ou conformação (formativa), a manufatura aditiva constrói peças diretamente a partir do modelo CAD (*Computer-Aided Design*), minimizando o desperdício de material e permitindo maior liberdade geométrica.

Segundo a norma ASTM (ASTM-F2792 *International*, 2012), a manufatura aditiva compreende sete categorias principais de processos, dentre os quais destacam-se: Fusão em Leito de Pó (PBF), Deposição Direta de Energia (DED), Modelagem por Fusão a Filamento (FFF). Na indústria aeroespacial, as técnicas de PBF e DED têm recebido especial atenção por possibilitarem a produção de componentes metálicos com propriedades mecânicas adequadas para aplicações estruturais. Na Figura 1, pode-se visualizar o princípio básico da manufatura aditiva, uma representação ampla, com enfoque em seu funcionamento.

Figura 1. Princípio de funcionamento da manufatura aditiva.



Fonte: Patel e Taufik (2022).

Diversos estudos de caso reforçam a aplicabilidade da manufatura aditiva no setor aeronáutico. A Airbus, por exemplo, incorporou suportes estruturais fabricados por PBF em suas aeronaves da família A350, obtendo redução de até 30% no peso de determinados componentes (AIRBUS, 2019). Da mesma forma, a GE *Aviation* desenvolveu bicos injetores de combustível para o motor LEAP, produzidos por PBF a partir de ligas de níquel, que substituíram conjuntos de até 20 peças usinadas por um único componente otimizado, resultando em maior confiabilidade e eficiência (GE AVIATION, 2018). Outro caso relevante é da NASA, que tem utilizado a DED na produção de injetores e câmaras de combustão de foguetes, destacando a capacidade da tecnologia em atender requisitos de resistência térmica e mecânica extremos (NASA, 2020).

Esses exemplos evidenciam que a manufatura aditiva, além de reduzir custos e prazos de desenvolvimento, viabiliza projetos inovadores e mais sustentáveis, consolidando-se como uma tecnologia estratégica para a aviação e o setor aeroespacial.

2.2. Manufatura aditiva: Definição

A manufatura aditiva (MA), também conhecida como impressão tridimensional (3D *printing*), consiste em um conjunto de processos que constroem peças camada a camada a partir de um modelo digital tridimensional (CAD), adicionando material apenas nas regiões necessárias para a formação do componente final. Diferentemente dos processos convencionais, como a usinagem (processo subtrativo) ou a conformação (processo formativo), a manufatura aditiva baseia-se na deposição seletiva de material, controlada digitalmente, o que permite geometrias complexas e redução significativa de desperdício de matéria-prima (GIBSON; ROSEN; STUCKER, 2021; FRAZIER, 2014).

O fluxo típico de produção inicia-se na modelagem CAD, seguida da preparação do arquivo digital, etapa que envolve o fatiamento do modelo, a geração de suportes e a definição de parâmetros de processo. Em seguida, ocorre a deposição de camadas extremamente finas, geralmente entre 20 e 200 micrômetros, até a formação completa da peça. Após a fabricação, realizam-se etapas de pós-processamento, que podem incluir remoção de suportes, cura, sinterização, tratamentos térmicos e inspeções dimensionais, garantindo as propriedades mecânicas e o acabamento superficial requeridos (ASTM INTERNATIONAL, 2012; HERZOG et al., 2016).

De acordo com a norma ISO/ASTM 52900, os processos de manufatura aditiva classificam-se conforme o modo de solidificação do material, abrangendo diferentes categorias: fotopolimerização em cuba, que utiliza luz para curar resinas líquidas; extrusão

de material (*Material Extrusion*), em que filamentos fundidos ou pastosos são depositados camada a camada; jateamento de material (*Material Jetting*), baseado na deposição de microgotas; *binder jetting*, que utiliza aglutinante para unir partículas de pó; fusão em leito de pó (*Powder Bed Fusion*), na qual um feixe de laser ou elétrons funde seletivamente o material; deposição de energia direcionada (*Directed Energy Deposition*), que funde pó ou arame diretamente sobre o substrato; e laminação de folhas (*Sheet Lamination*), em que folhas são unidas e recortadas sucessivamente (ASTM-F2792, 2012; DEBROY et al., 2018).

A manufatura aditiva apresenta características anisotrópicas, uma vez que as propriedades mecânicas variam conforme a orientação das camadas. Por essa razão, o projeto orientado para manufatura aditiva (DfAM – *Design for Additive Manufacturing*) busca otimizar a orientação de construção, minimizar a necessidade de suportes, reduzir tensões residuais e explorar geometrias otimizadas por otimização topológica e estruturas reticuladas (*lattice*), com o objetivo de obter redução de massa e aumento da rigidez (THOMPSON et al., 2016; JONES et al., 2020). Essa abordagem projeta as peças considerando as limitações e potencialidades de cada tecnologia, permitindo aproveitar ao máximo os benefícios da fabricação camada a camada.

A qualidade final das peças depende fortemente da calibração dos equipamentos, do controle da matéria-prima como o teor de umidade em polímeros e a pureza de pós metálicos, da atmosfera de processamento e do monitoramento térmico e geométrico durante a fabricação (HERZOG et al., 2016; DEBROY et al., 2018). Além disso, a inspeção não destrutiva, incluindo técnicas como a tomografia computadorizada, é amplamente empregada para garantir rastreabilidade, conformidade dimensional e integridade interna dos componentes produzidos (EDNIE et al., 2024; HEIMBROOK; GALL, 2024).

Entre as principais vantagens da manufatura aditiva, destacam-se a liberdade geométrica, a consolidação de componentes, que reduz o número de peças e pontos de fixação, o menor desperdício de material, e a rapidez no desenvolvimento de protótipos e pequenas séries, eliminando a necessidade de ferramental (FRAZIER, 2014; GIBSON; ROSEN; STUCKER, 2021). Contudo, as limitações ainda incluem taxas de produção mais baixas, custos unitários elevados, restrições no volume útil de fabricação e dependência de etapas de pós-processo para alcançar tolerâncias e acabamentos exigidos (HERZOG et al., 2016; SANAEI; ATTAR, 2021).

Na prática, o ciclo produtivo da manufatura aditiva segue uma sequência bem estabelecida: projeto orientado à aditiva, preparação e fatiamento, impressão, pós-processamento, inspeção e validação. Quando aplicada de forma estratégica, a tecnologia

transfere o esforço produtivo para o domínio digital, reduzindo etapas físicas e aumentando a eficiência. Essa abordagem permite soluções inovadoras e sustentáveis, amplamente adotadas em setores como o aeroespacial, automotivo e biomédico, nos quais a otimização estrutural e a personalização em massa representam diferenciais competitivos (GIBSON; ROSEN; STUCKER, 2021; DEBROY et al., 2018).

2.3. Histórico e evolução da manufatura aditiva

O desenvolvimento da MA teve início na década de 1980 com a criação da estereolitografia (SLA), seguida por outras tecnologias como o *Selective Laser Sintering* (SLS) e o *Fused Deposition Modeling* (FDM). Desde então, a evolução tecnológica, associada ao aumento da capacidade computacional e ao desenvolvimento de novos materiais, permitiu o uso da MA em setores industriais de alta criticidade, como o aeroespacial e o biomédico (GIBSON, ROSEN, e STUCKER, 2021).

Atualmente, empresas do setor aeronáutico, como Boeing, Airbus e GE Aviation, utilizam a manufatura aditiva tanto na prototipagem quanto na produção de peças finais certificadas, como suportes estruturais, carenagens, componentes de motores e peças de cabines.

2.4. Vantagens da manufatura aditiva

A adoção da manufatura aditiva no setor aeronáutico tem se destacado por proporcionar uma série de vantagens significativas, contribuindo para a eficiência e a inovação nos processos produtivos (GIBSON, ROSEN e STUCKER, 2015). Uma das principais é a redução de peso dos componentes, possibilitada pela fabricação de geometrias otimizadas por meio de métodos de otimização topológica. Essa abordagem permite a diminuição da massa estrutural sem comprometer a integridade mecânica, fator essencial na aviação, onde cada quilo a menos impacta diretamente no consumo de combustível e desempenho operacional (THOMPSON, 2016; DEBROY et al,2018).

Outro benefício importante é a redução do desperdício de material, particularmente relevante na fabricação de peças em metais nobres, como o titânio. Diferentemente dos processos convencionais de usinagem, que removem grande quantidade de material do bloco original, a manufatura aditiva utiliza apenas o necessário para construir a peça camada por camada, resultando em maior aproveitamento da matéria-prima e redução significativa de custos (FRAZIER, 2014; HERZOG et al., 2016).

A possibilidade de personalização e fabricação de geometrias complexas é também um diferencial da manufatura aditiva. A tecnologia permite a produção de componentes com canais internos, estruturas reticuladas e formas funcionais complexas que seriam inviáveis ou economicamente impraticáveis com os métodos tradicionais (LAWRENCE et al., 2012; GIBSON, ROSEN e STUCKER, 2015).

Além disso, a manufatura aditiva contribui para tornar as cadeias de suprimento mais ágeis e eficientes, ao viabilizar a produção sob demanda, a diminuição de estoques e a descentralização da fabricação. Esse aspecto é particularmente vantajoso na indústria aeronáutica, onde a logística e o tempo de resposta são críticos para a competitividade e a continuidade operacional (BOEING, 2016; DEBROY et al., 2018).

Dessa forma, as vantagens da manufatura aditiva a consolidam como uma tecnologia estratégica para o setor aeronáutico, alinhada às exigências por alto desempenho estrutural, economia de recursos e flexibilidade produtiva (HERZOG et al., 2016).

2.5. Materiais utilizados

Os materiais aplicados na MA para uso aeronáutico devem atender a requisitos rígidos de resistência mecânica, leveza, resistência à fadiga e ao calor. Dentre os mais utilizados destacam-se:

- Ligas de titânio (Ti-6Al-4V): amplamente empregadas por sua elevada resistência específica e resistência à corrosão.
- Ligas de alumínio (AlSi10Mg): utilizadas em componentes que exigem leveza e boa usinabilidade.
- Superligas de níquel (Inconel 718, 625): aplicadas em regiões de altas temperaturas, como câmaras de combustão e turbinas.
- Aço inoxidável (316L, 17-4PH): usado em peças estruturais e suportes com demanda por tenacidade.

2.6. Processo de manufatura aditivada aplicado na aeronáutica

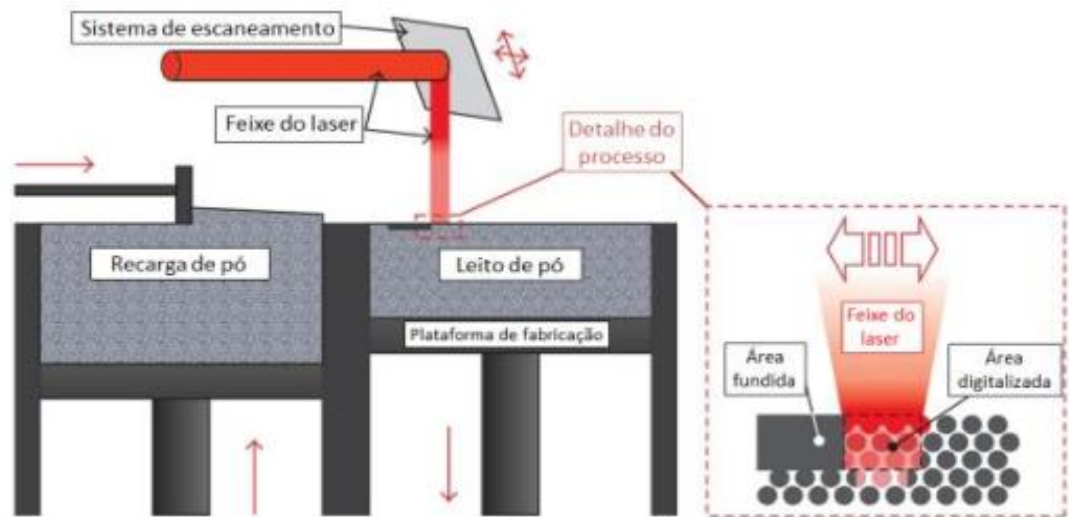
No contexto da indústria aeronáutica, os processos de manufatura aditiva mais empregados são aqueles voltados à fabricação de peças metálicas que exigem alta resistência mecânica e desempenho confiável em condições extremas (FRAZIER, 2014; HERZOG et al., 2016). Dentre os principais processos utilizados, destacam-se a Fusão Seletiva a Laser

(*Laser Powder Bed Fusion – LPBF*), a Deposição Direta de Energia (*Directed Energy Deposition – DED*) e a Fusão por Feixe de Elétrons (*Electron Beam Melting – EBM*).

2.6.1. Fusão seletiva a laser

A Fusão Seletiva a Laser (LPBF) é um processo de leito de pó em que camadas finas são fundidas seletivamente por laser em atmosfera inerte, repetindo o ciclo distribuição de pó → varredura de contorno e *hatch* → descida da plataforma até completar a peça (DEBROY et al., 2018; THOMPSON et al., 2016) Esse processo pode ser visualizado na Figura 2.

Figura 2. Processo de fusão seletiva a laser.



Fonte: Sabrina Marques (2014).

A janela de processo combina potência/velocidade, *hatch*, estratégia de varredura (com rotação 67°) e pré-aquecimento (80–200 °C) para controlar porosidade, tensões e a estabilidade da poça (HERZOG et al., 2016; DEBROY et al., 2018).

Materiais usuais incluem Ti-6Al-4V, superligas de Ni, AlSi10Mg, aços e Co-Cr, com pós esféricos atomizados a gás (FRAZIER, 2014; DEBROY et al., 2018). A solidificação ultrarrápida promove crescimento colunar e textura; em Ti-6Al-4V é comum, no estado *as-built* (como fabricado, sem pós-tratamento), a formação de α' martensítica acicular (peça que saiu diretamente do processo e já foi utilizado), o que aumenta a dureza e reduz a tenacidade/vida em fadiga (HERZOG et al., 2016; DEBROY et al., 2018).

Principais defeitos: falta de fusão, *keyhole*, gás aprisionado, *spatter/balling* e rugosidade interna; a mitigação envolve ajuste da densidade de energia, estratégia de

varredura, controle de qualidade do pó, alívio de tensões (SR) e HIP (DEBROY et al., 2018; FRAZIER, 2014).

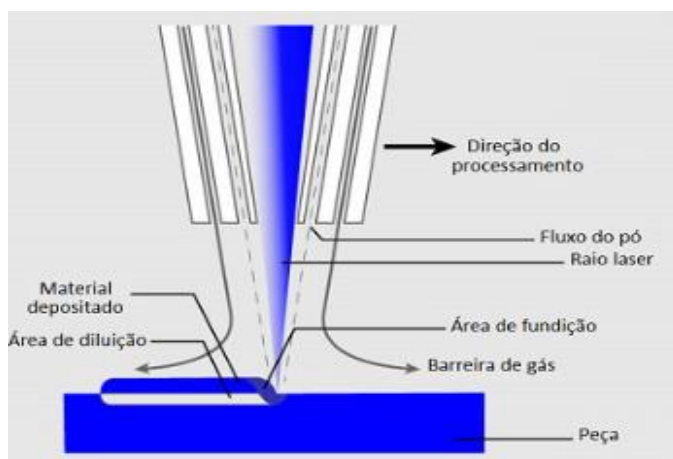
O pós-processo inclui remoção de suportes, usinagem e tratamentos térmicos, com qualificação por densidade, metalografia, microdureza, fadiga e END (RX/US/PT) (FRAZIER, 2014; DEBROY et al., 2018).

Aplicações aeronáuticas típicas abrangem *brackets* e suportes em Ti, dutos/trocadores com geometrias internas complexas e componentes de motor em superligas quando redução de massa e complexidade são determinantes (FRAZIER, 2014; HERZOG et al., 2016).

2.6.2. Deposição direta de energia

A Deposição Direta de Energia (DED), por sua vez, utiliza um feixe de energia (que pode ser laser ou feixe de elétrons) para fundir o material metálico no momento em que ele é depositado sobre a superfície da peça. Esse material pode estar na forma de pó ou arame. O processo é particularmente adequado para a produção de grandes componentes metálicos, bem como para reparos e revestimentos, sendo uma solução flexível para manutenção e recuperação de peças aeronáuticas (GIBSON, ROSEN, e STUCKER, 2015; FRAZIER, 2014) Esse processo pode ser visualizado na Figura 3.

Figura 3. Processo de deposição direta de energia.



Fonte: Tudo sobre plástico (2018).

A DED funde material no instante da deposição sobre o substrato, usando laser ou feixe de elétrons com alimentação por pó ou arame, guiados por trajetórias programadas para construir volumes, reparar peças ou aplicar revestimentos. Opera com potências mais altas que LPBF, alcança altas taxas de deposição e forma cordões de 0,8–5 mm, sob proteção

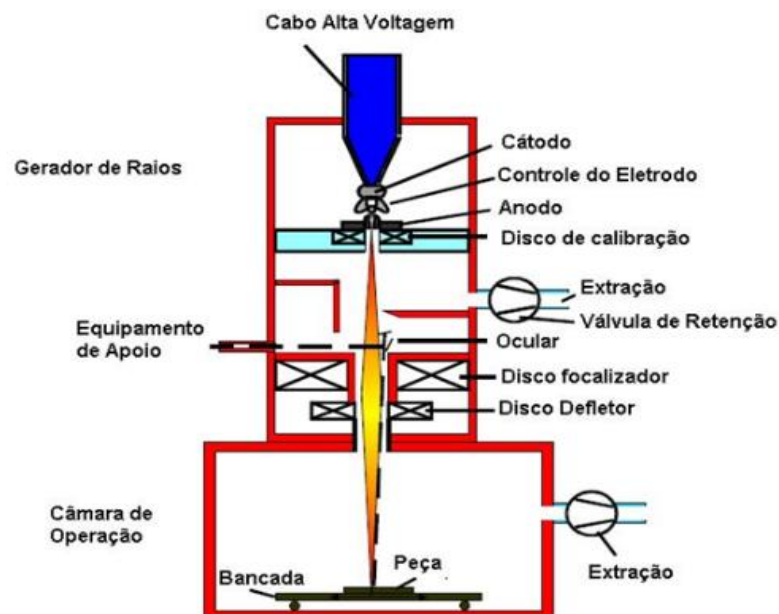
inerte (Ar/He) ou vácuo em EB-DED. É compatível com aços, Ti-6Al-4V, superligas de Ni, Co-Cr e ligas para revestimento; o arame tende a reduzir perdas/contaminação, enquanto o pó facilita misturas e gradientes. Esse processo pode ser visualizado na Figura 3.

A microestrutura mostra grãos colunares e ZTA mais ampla. Os principais riscos são diluição composicional, falta de fusão entre cordões, porosidade, trincas e deformações por alto aporte térmico, os quais são mitigados por ajuste de potência/velocidade/*overlap*, pré-aquecimento e tratamentos térmicos. Quase sempre requer usinagem para tolerâncias e acabamento e validação por END (US/RX). Na aeronáutica, destaca-se em reparos (bordos de ataque, palhetas/estatores), revestimentos anticorrosão/desgaste e no crescimento de pré-formas de grandes suportes com posterior usinagem.

2.6.3. Feixe de elétrons

A Fusão por Feixe de Elétrons (EBM) é um processo de leito de pó similar ao LPBF, porém operado em vácuo e com feixe de elétrons como fonte de energia. Cada camada de pó é pré-aquecida para reduzir tensões residuais e o carregamento eletrostático do pó; em seguida, o feixe realiza varreduras de aquecimento e fusão (potência até 3 kW), com alta velocidade por deflexão eletromagnética e controle da temperatura de construção para estabilidade. Esse processo pode ser visualizado na Figura 4.

Figura 4. Processo por feixe de elétrons.



Fonte: Infosolda (2025)

É particularmente indicado para ligas de titânio e superligas de níquel, que se beneficiam de temperaturas elevadas e do ambiente a vácuo. Devido ao resfriamento mais lento, as peças tendem a apresentar grãos mais equiaxiais/grossos e menores tensões residuais no *as-built* que no LPBF.

Os principais desafios são rugosidade mais alta (partículas semi-fundidas), falta de fusão quando parâmetros estão inadequados e porosidade, esta mitigável por HIP; a qualidade é reforçada por calibração de *pre-heat/melt* e gestão do tamanho/condutividade do pó.

O pós-processo inclui remoção do “*cake*” de pó (sinterizado pelo pré-aquecimento), HIP, usinagem e superacabamento, com ganhos expressivos de fadiga após HIP/supercabamento. Na aeronáutica, aplica-se a *brackets* e conectores em Ti-6Al-4V e a componentes de motor em superligas quando se priorizam estabilidade térmica e baixa tensão residual já no *as-built* (MURR et al., 2012; TAMMAS-WILLIAMS et al., 2015).

2.7. Aplicações da manufatura aditiva na indústria aeronáutica

A manufatura aditiva já acumula casos consolidados na aviação. O exemplo mais emblemático é o bico injetor do motor LEAP, produzido em série: o componente passou de cerca de vinte peças para uma única peça impressa, com redução de massa e produção industrial contínua na fábrica de *Auburn* (EUA), após certificação para voo (GE AEROSPACE.; MADE IN ALABAMA, 2015). Em interiores, a “*bionic partition*” desenvolvida por *Airbus/Autodesk/APWorks* demonstrou o potencial de otimização biomimética e de grandes peças impressas para redução de peso (AIRBUS, 2016; AUTODESK, 2015). Em aeronaves de linha, a Airbus instalou o primeiro *bracket* de titânio 3D-impresso em um A350 XWB de produção em série (AIRBUS, 2017; ARCONIC/HOWMET, 2017). No campo estrutural, a Norsk Titanium forneceu componentes de titânio para o Boeing 787, noticiados como primeiras peças estruturais AM com aprovação da FAA (AEROSPACE MANUFACTURING AND DESIGN, 2017; NORSK TITANIUM, 2020). Na área espacial, destacam-se o *SuperDraco* (*SpaceX*), com câmara em DMLS qualificada e testada, e o Rutherford (*Rocket Lab*), com múltiplos subconjuntos impressos e produção recorrente (NEW ATLAS, 2014; DESIGNNEWS, 2014; 3D PRINTING INDUSTRY, 2019).

Há também lições quando a adoção mira fronteiras mais ambiciosas. O *Terran 1* (*Relativity Space*), foguete majoritariamente impresso, atingiu o espaço no voo inaugural (março/2023), porém não chegou à órbita devido à falha de ignição no segundo estágio;

antes, houve abortos por problemas de válvula/pressão e temperatura, um retrato dos desafios de escala, integração e confiabilidade quando a fração impressa é elevada (SPACE.COM, 2023; ASSOCIATED PRESS, 2023; WIRED, 2023). Em paralelo, a literatura técnica destaca que a transição de protótipo para serviço certificado em estruturas primárias exige maturidade em garantia da qualidade, monitoramento em processo e domínio de defeitos/variabilidade que impactam fadiga (SANAIE; ATTAR, 2021; BECKER et al., 2021).

2.8. Análise estrutural

A Manufatura Aditiva (AM) viabiliza geometrias complexas, consolidação de componentes e redução de massas, atributos críticos para aplicações aeronáuticas (GIBSON; ROSEN; STUCKER, 2021). Entretanto, a adoção ampla de AM em partes certificadas exige a previsão confiável de distorção, tensões residuais e desempenho em fadiga, onde a análise por elementos finitos (FEA) desponta como ferramenta central para design, qualificação de processo e demonstração de conformidade (DEBROY et al., 2018).

Avanços recentes mostram modelos termomecânicos camada a camada em Laser *Powder Bed Fusion* (L-PBF) e *Wire Arc Additive Manufacturing* (WAAM) capazes de estimar históricos térmicos, distribuição de tensões e deformações de fabricação (MERKLEIN et al., 2020). Tais modelos vêm sendo aprimorados e validados experimentalmente em ligas aeronáuticas, como o Ti-6Al-4V, demonstrando boa correlação entre simulação e medições físicas (DUTTA; FROES, 2017; WANG et al., 2020).

Esses avanços consolidam a integração entre simulação numérica e fabricação aditiva, permitindo projetar componentes com maior confiabilidade estrutural e acelerar a certificação de peças aeronáuticas produzidas por AM (FRAZIER, 2014).

2.8.1. Propriedades mecânicas e fadiga em manufatura aditiva

A resistência à fadiga é fortemente condicionada à rugosidade superficial *as-built*, aos defeitos internos (porosidade e *lack-of-fusion*) e aos pós-processos de usinagem e *Hot Isostatic Pressing* HIP. A literatura recente mostra ganhos substanciais de vida em fadiga quando se suaviza a topografia superficial e/ou se aplica HIP, mitigando sítios preferenciais de iniciação e reduzindo tamanho/densidade de defeitos (HEIMBROOK e GALL, 2024; LI et al., 2024; ROGERS et al., 2024; JAVIDRAD, POURSIINA e HESSAMI, 2024).

Além disso, a necessidade de critérios de fadiga multiaxial apropriados a carregamentos não proporcionais do serviço aeronáutico e recomendam refletir essas

condições no *setup* de contorno (por exemplo, estado de acabamento superficial e orientação de fabricação) e na seleção de curvas S–N ou modelos de dano empregados na Análise por Elementos Finitos (FEA) (LEE et al., 2025; OWSIŃSKI et al., 2025).

Complementarmente, a integração de FEA sensível ao processo com dados experimentais e procedimentos de reporte orientados à orientação/posição de extração é decisiva para qualificação de peças aeronáuticas. Em *Laser Powder Bed Fusion* (L-PBF) e *Wire Arc Additive Manufacturing* (WAAM), modelos termo-mecânicos vêm antecipando distorções e tensões residuais com fidelidade crescente; quando calibrados com medições (metrologia 3D, CT e ensaios de fadiga), esses modelos permitem compensações geométricas pré-fabricação e decisões de acabamento coerentes com o desempenho-alvo em fadiga (EDNIE et al., 2024; HEIMBROOK e GALL, 2024; LI et al., 2024; ROGERS et al., 2024). Em paralelo, a combinação de otimização topológica com FEA e a homogeneização de estruturas reticuladas amplia o espaço de projeto para redução de massa com controle de rigidez e vida útil, enquanto a articulação entre modelagem, teste e conformidade regulatória acelera a trajetória rumo a certificações mais ágeis e *designs* mais eficientes (JAVIDRAD et al., 2024; LEE et al., 2025).

2.8.2. Conceitos de elementos finitos

A Análise por Elementos Finitos (FEA/FEM) consiste em discretizar um contínuo em elementos conectados por nós, aproximando campos como deslocamentos ou temperatura por funções de forma e resolvendo o equilíbrio global por métodos numéricos; isso permite tratar geometrias complexas, materiais não lineares e diferentes físicas de maneira unificada, em regimes estático, modal, harmônico ou transiente, com ou sem contato e acoplamentos termomecânicos (ZIENKIEWICZ; TAYLOR. 2000; BATHE, 1996).

Na prática, o ciclo passa por definir objetivo e grandezas de interesse, idealizar o modelo (simetrias, supressões e submodelagem), selecionar o tipo de elemento (viga/treliça em 1D, casca/placa em 2D, tetra/hexa em 3D) e sua ordem (linear vs. quadrático), aplicar propriedades de material e condições de contorno realistas, malhar com qualidade (razão de aspecto, ângulos internos, *warping*) e refinar onde houver gradientes (furos, quinas, interfaces), para então resolver com *solvers* diretos ou iterativos e avaliar a convergência (COOK et al., 2002; NAFEMS, 2013).

Em compósitos laminados, a modelagem por cascas com empilhamento explícito das lâminas exige propriedades ortotrópicas por direção (E_x , E_y , E_z , G_{xy} , ν_{ij}) e orientação local por região; a avaliação de falha deve ser feita por lâmina e por modo (tração/compressão nas

fibras e na matriz, cisalhamento interlaminar) com critérios como *Tsai-Hill*, *Tsai-Wu*, *Hashin* ou *Puck*, e, quando relevante, com elementos/coesas ou leis tração-separação para delaminação em interfaces. Para não linearidades, distinguem-se efeitos geométricos (grandes rotações/deslocamentos, pós-flambagem), constitutivos (escoamento plástico, dano progressivo, viscoelasticidade) e de contato (abertura/fechamento com atrito), que geralmente requerem solução incremental-iterativa via *Newton-Raphson*, controle de passo e técnicas como *arc-length* em regimes pós-críticos (BATHE, 1996; CRISFIELD, 1991).

A verificação do modelo demanda estudos sistemáticos de malha (*h-refinement*) e ordem (*p-refinement*), checagem de equilíbrio global (reações vs. cargas) e comparação com soluções analíticas clássicas (viga de Euler-Bernoulli, placa tracionada); a validação, por sua vez, compara resultados com ensaios (p. ex., modal experimental, *strain gauges*, termografia ativa) e ajusta parâmetros e condições de contorno para representar a realidade operacional (NAFEMS, 2013; COOK et al., 2002).

Em aplicações navais com PRFV, recomenda-se alinhar o escopo do FEA a requisitos normativos de projeto e de integridade estrutural, como a série ISO 12215 para embarcações de pequeno porte, relacionando fatores de segurança e margens de tensão/cisalhamento às categorias de carregamento e regiões críticas (longarinas, quilha, espelho de popa) e, quando disponível, correlacionar *hotspots* numéricos com indicações de descontinuidades superficiais ou subsuperficiais observadas por termografia segundo práticas de ensaio não destrutivo (por exemplo, ASTM E2582 e ISO 18434-1 para termografia) a fim de priorizar reforços, reparos e monitoramento (ISO 12215-5, 2019; ASTM E2582-11, 2015; ISO 18434-1, 2008).

Por fim, o pós-processamento deve privilegiar grandezas úteis à decisão deslocamentos, tensões de *von Mises* em isotrópicos, tensões principais e critérios por lâmina em laminados, reações de apoio, energias examinando “*hotspots*” com senso crítico para separar efeitos físicos de artefatos numéricos, documentando hipóteses, versões de malha/solver e resultados de convergência para rastreabilidade e reprodutibilidade (ZIENKIEWICZ; TAYLOR. 2000; NAFEMS, 2013).

2.8.3. Análise de elementos finitos na aviação

A análise de elementos finitos (FEA) na aviação é a espinha dorsal da verificação estrutural desde os primeiros estudos de concepção até a certificação. Ela permite prever tensões, deformações, modos de vibrar e margens de segurança em componentes metálicos e de compósito de fuselagens, asas, empenagens, portas pressurizadas, suportes de sistemas

e interiores. O ponto de partida é sempre um conjunto claro de requisitos e casos de carga derivados das normas aeronáuticas (manobras, rajadas, pouso, pressurização, falha única, *engine-out*) e do ambiente operacional (temperatura, vibração, choque), conforme 14 CFR Part 25/CS-25 e os perfis ambientais do RTCA DO-160 (FAA, 2023; EASA, 2023; RTCA, 2010; FAA, 2011).

A geometria CAD é “preparada” com *defeaturing* e extração de *midsurfaces*; define-se a estratégia de modelagem com *shells* para painéis e *solids* onde o estado de tensão requer tridimensionalidade (*lugs*, *fittings*, nós), além de elementos coesivos para delaminação e conectores que representem fixações e adesivos. Em compósitos, o modelo precisa refletir a realidade de fabricação: empilhamento por lâmina (espessuras, orientações, *draping*), *ply drops*, terminação de longarinas e interfaces adesivadas. Os critérios de falha por lâmina (*Hashin*, *Puck*, *Tsai-Wu*) convivem com modelos de delaminação (*cohesive zone*, VCCT) e avaliação de juntas coladas, com *allowables* e práticas consolidadas no *Composite Materials Handbook* (CMH-17, 2012).

Em metais, as avaliações de fadiga usam curvas S-N ou ϵ -N com correções de tensão média e, para tolerância a dano, crescimento de trinca até a resistência residual requerida; métodos e dados normativos incluem a ASTM E647 e o conjunto NASGRO (ASTM, 2023; SWRI, 2024).

Em análises termo estruturais, gradientes de temperatura por *hot-soak* e ciclos térmicos podem induzir flambagem térmica e tensões secundárias em *bondlines*. A dinâmica estrutural cobre do modal básico (validação de rigidez global e modos rígidos) às respostas harmônica, aleatória e transiente, alinhadas aos perfis de certificação do DO-160 para vibração e choque no ambiente de instalação do item (RTCA, 2010; FAA, 2011).

Em aero elasticidade, modelos reduzidos acoplam o estrutural ao aerodinâmico para prever *flutter*, divergência, *gust response* e aeroservoelasticidade, garantindo margens adequadas de velocidade operacional; a técnica de redução está documentada na literatura clássica e a demonstração de conformidade é guiada pelo AC 25.629 (CRAIG; BAMPTON, 1968; FAA, 2024).

Fenômenos de impacto e eventos extremos, *bird strike*, granizo, detritos, *fan blade off*, exigem solução explícita e contato não linear com grandes deformações, enquadrados no arcabouço de cargas *limit/ultimate* de Part 25/CS-25 (FAA, 2023; EASA, 2023; ANAC, 2023).

A qualidade da malha e das condições de contorno é decisiva. *Aspect ratio*, *skew* e *warping* devem ser controlados, e regiões com concentrações de tensão (furos, mudanças de

espessura, terminações de reforços) pedem refinamento e estudo de convergência. A transferência de cargas deve respeitar caminhos físicos: *splines* de pressão aerodinâmica, pressurização interna mapeada, *engine mounts* com *bolt preload*, e uso criterioso de RBE2/RBE3 (evitando rigidez artificial). Restringir graus de liberdade “para parar movimento” distorce tensões; MPCs e apoios distribuídos representam melhor apoios reais pontos críticos para demonstrar *strength* e *deformation* segundo Part 25 (FAA, 2023; ANAC, 2023).

O fluxo de evidências segue a filosofia *building-block*: *coupons* validam propriedades e critérios; *elements* e *details* calibram rigidez de juntas, *bondlines* e contato; *subcomponents* e *full-scale* fecham a correlação, ajustando amortecimento e complacência de fronteira. O pós-processamento reporta tensões por lâmina e *failure indices* em compósitos, *hot-spot stresses* para fadiga, margens de segurança (MS) frente a *allowables* estatísticos (A/B-basis), mapas de deformação para correlação com *strain gauges* e sensibilidades a espessura/propriedades/frechas de adesivo, sempre rastreáveis às bases regulatórias (Part 25/CS-25) e guias de dados (CMH-17) (FAA, 2023; EASA, 2023; CMH-17, 2012).

No âmbito de interiores, *brackets*, *racks* e *seat tracks* precisam demonstrar *crashworthiness* e resistência a vibração; para cablagem e suportes, modelos com *beams* e molas não lineares em *clamps* verificam vibração aleatória, choques, expansão térmica e folgas, evitando *rattle* e desgaste. Os perfis de teste e severidades ambientais seguem o DO-160G conforme recomendado no AC 21-16G (RTCA, 2010; FAA, 2011).

As armadilhas mais comuns incluem BCs irreais, uso inadequado de RBE criando rigidez fictícia, malhas que não capturam concentrações e simplificações de compósitos que ignoram bordas livres e efeitos de cura. As melhores práticas passam por planejar casos de carga com rastreabilidade, priorizar *shells* sempre que possível, relatar resultados no nível certo (lâmina, interface, detalhes), realizar correlação modal antes de análises dinâmicas e documentar premissas, margens e incertezas. Tendências atuais incluem otimização topológica e de *sizing* para redução de massa mantendo $MS \geq 0$, gêmeos digitais com quantificação de incerteza e atualização por dados de teste, acoplamentos FSI para *buffeting* e *panel flutter*, e verificação de estruturas fabricadas por manufatura aditiva com *lattices* e restrições de construção, integradas aos requisitos estruturais Part 25/CS-25 (FAA, 2023; EASA, 2023).

Em síntese, FEA na aviação não é apenas “rodar um *solver*”: é um processo disciplinado que integra requisitos, modelagem fiel ao processo de fabricação, validação

experimental e documentação auditável, de modo a entregar margens sólidas, previsibilidade em serviço e confiança de certificação, conforme 14 CFR Part 25/CS-25, DO-160G, CMH-17, AC 25.629 e práticas ASTM/NASGRO (FAA, 2023; EASA, 2023; RTCA, 2010; CMH-17, 2012; FAA, 2024; ASTM, 2023; SWRI, 2024).

2.8.4. Análise de elementos finitos em componentes internos (*Brackets*)

Em interiores aeronáuticos, “*brackets*” são suportes estruturais leves que fixam e posicionam componentes, de racks de aviônicos e seat tracks a dutos, painéis, *monuments* (*galleys*, lavatórios) e *harness trays*. A análise de elementos finitos (FEA) nesses itens foca em demonstrar integridade estrutural, fadiga e resistência a vibração/choque em ambiente DO-160, além de compatibilidade com requisitos de instalação da célula (CS/FAR-25, quando aplicável) (RTCA, 2010; FAA, 2011; FAA, 2023; EASA, 2023). O fluxo típico começa definindo casos de carga e vínculos realistas: cargas operacionais (peso do item + fatores de inércia), manuseio/manutenção, expansão térmica dos itens suportados, vibração aleatória e harmônica, choques (p.ex. *crash pulses* pertinentes ao subsistema), além de *limit* e *ultimate loads* com fatores apropriados (FAA, 2023; EASA, 2023). A transferência de cargas deve respeitar o caminho físico: pares parafuso-furo com *bearing/bypass*, clips com mola não linear, colagens (quando permitidas) e regiões de contato com painéis *sandwich* via *inserts potted* (CMH-17, 2012; BRUHN, 1973).

A modelagem costuma combinar *shells* para as chapas do *bracket* (alumínio 2xxx/7xxx, 6xxx dobrado, aço inox, titânio ou compósitos) e *solids* locais em *lugs*, dobras com pequenos raios, *gussets* e zonas de parafusos. Elementos de fecho podem ser representados com parafusos idealizados (elementos de *fastener* com rigidez axial/cisalhante), contact com friction para captar *load sharing* em juntas aparafusadas, e molas não lineares para clamps de cablagem (BRUHN, 1973; NAFEMS, 2013). Em painéis *sandwich*, facesheets são *shells* com núcleo (*core*) equivalente; *inserts* recebem *solids* e contato com *bondline* (CMH-17, 2012). É essencial evitar rigidez artificial: RBE2 deve ser usado com parcimônia; RBE3 ou distribuições por área ajudam a espalhar pressão/forças (NAFEMS, 2013). A qualidade de malha requer refinamento em *stress raisers* (furos, dobras, *beadings*), controle de *skew/warping* e estudo de convergência dos *hot-spots* destinados à verificação de fadiga (ZIENKIEWICZ; TAYLOR, 2000; NAFEMS, 2013).

As verificações estáticas cobrem tensões principais e de *bearing* nos furos, flambagem local de almas/abas (*eigen e nonlinear collapse*) e margens de segurança (MS) frente a *allowables* (idealmente A/B-basis) (FAA, 2023; CMH-17, 2012). Em juntas,

avaliam-se *net-tension*, *shear-out e bearing*; a distância à borda (e/d), o diâmetro do furo, o *stack-up* e o torque/preload influenciam a partição de carga e a fricção (BRUHN, 1973). Para compósitos, reportam-se índices de falha por lâmina, *free-edge effects*, *ply drops* e delaminação (elementos coesivos/VCCT), além de *knock-downs* de processo (CMH-17, 2012). Em *sandwich*, *checam-se facesheet wrinkling*, cisalhamento do *core* e arrancamento do *insert* (*pull-out/punch-through*) (CMH-17, 2012). Se há colagem, o projeto considera cisalhamento e mistura de modos (BK/Power-Law), *spew fillets* e *primer/surface* prep realistas (CMH-17, 2012; NAFEMS, 2013).

A dinâmica é crítica: um *modal survey* numérico garante ausência de modos rígidos espúrios e valida a rigidez global. Em seguida, respostas harmônica e aleatória usam perfis de vibração DO-160 do ambiente de instalação, com ancoragens e massas do equipamento representadas (RTCA, 2010; FAA, 2011). O objetivo é manter níveis de tensão abaixo de limites de fadiga e evitar *rattle/buzz*; *notching* e margens de amortecimento devem ser tecnicamente justificadas, não “calibradas” (RTCA, 2010; NAFEMS, 2013). Choques (p.ex. queda de monument durante manutenção, crash pulse aplicável) são tratados por análise transiente, com contato e *bolt preload* capturando *gapping/slip* (RTCA, 2010; FAA, 2011). Gradientes térmicos e *hot-soak* pedem análises termo-estruturais para checar deslocamentos relativos, tensões secundárias em *bondlines* e *creep/relaxation* em polímeros, quando pertinente (CMH-17, 2012).

A demonstrabilidade depende de pós-processar no nível certo: tensões de *von Mises*/critério apropriado na chapa, *bearing/bypass* e *bearing stress* nos furos, compressões de *core*, tensões por lâmina em compósitos e reações por fixação (para cotejar com capacidades de parafusos/*insert*) (BRUHN, 1973; CMH-17, 2012). Relata-se MS por *allowable* (estático), DLCs de vibração com dano acumulado (S-N/ ϵ -N com correções de tensão média) e, quando aplicável, análise de crescimento de trinca em metais em *hot-spots* (ASTM, 2023; SWRI, 2024). A filosofia *building-block* reduz risco: coupons (colagem, *core shear*), elements (junta parafusada, *insert pull-out*), details (conjunto *bracket+panel*) e, por fim, correlação com teste (*modal local*, *sine on random*, *drop test*) (CMH-17, 2012; RTCA, 2010). Boas práticas incluem: representar a interface de montagem tal como instalada (incluindo *shims/gaps* e *washer stacks*), não super-restringir apoios, validar rigidez por frequências modais, documentar todas as premissas (torques, fricção, tolerances), e rodar sensibilidade a espessura, propriedades e *edge distance* (NAFEMS, 2013; ZIENKIEWICZ; TAYLOR, 2000). O resultado é um *bracket* leve, robusto e auditável, com margens claras

para cargas limit/ultimate, vida em vibração e integridade nas interfaces com a célula e o equipamento suportado (FAA, 2023; EASA, 2023; RTCA, 2010).

2.9. Tipos de brackets utilizados em aeronaves

Existem diversos modelos de *brackets*, a Figura 5, ilustra um dos quatro kits de suportes que compõe a montagem do piso na cessão 1 da aeronave E1 da Embraer.

Figura 5. Kit de *brackets* da aerovane E1.



Fonte: Autores (2025).

No conjunto da aeronave, diferentes famílias de suportes cumprem funções específicas: os *clamp brackets* ou *tube support brackets* prendem mangueiras e tubulações de combustível, hidráulicas e de ar, vistos na Figura 6.

Figura 6. Representação *clamp brackets*.



Fonte: Autores (2025).

Os *electrical* e *avionics brackets* sustentam caixas eletrônicas, relés, disjuntores e sensores, exigindo maior atenção à gestão térmica e à proteção eletromagnética (EMC).

Já os *cable management* e *routing brackets* organizam e roteiam múltiplos cabos e frequentemente incorporam aditamentos como abraçadeiras (*tie wraps*), conduítes e passadores isolantes, podendo ser visualizados na Figura 7.

Figura 7. Representação *cable management* e *routing brackets*.



Fonte: Autores (2025).

Há ainda *brackets* estruturais secundários, que conectam sistemas internos à estrutura primária, vistos na Figura 8.

Figura 8. Representação *brackets* secundários.



Fonte: Autores (2025).

E *brackets* usinados posicionados na parte externa da aeronave, próximos à carenagem da região da asa, para suportar cargas e interfaces locais.

Especial destaque cabe aos *brackets* metalizados, essenciais para a segurança: eles estabelecem um caminho elétrico seguro e contínuo entre componentes e a “massa” da aeronave (sua estrutura metálica), assegurando continuidade elétrica entre diferentes partes e protegendo contra acúmulo de cargas eletrostáticas e efeitos de descargas atmosféricas (raios), representados na Figura 9.

Figura 9. Representação *brackets* metalizados.



Fonte: Autores (2025).

2.10. Preparação técnica para instalação de suporte para cablagem

Para realizar a instalação do suporte no perfil longitudinal da aeronave, é necessário seguir um procedimento cuidadoso que assegure a precisão e a conformidade com as especificações técnicas. Primeiramente, deve-se consultar a lista de peças para identificar o tipo exato de suporte a ser instalado, separando a quantidade correta conforme indicado na documentação técnica.

Em seguida, é fundamental acessar o desenho de engenharia correspondente, analisando detalhadamente todas as informações relacionadas ao posicionamento e às distâncias de instalação dos suportes no perfil, garantindo que o processo siga as exigências estruturais do projeto. Após essa verificação, utiliza-se o gabarito específico do perfil longitudinal, o qual contém as marcações exatas dos pontos onde deverão ser realizados os furos.

Antes de iniciar o processo de furação, é indispensável confirmar se o gabarito corresponde corretamente ao perfil em questão, evitando erros de alinhamento e assegurando a precisão do trabalho. Com essas etapas concluídas, o perfil estará devidamente preparado para a fixação dos suportes, garantindo qualidade, segurança e conformidade com os padrões de montagem aeronáutica.

2.10.1 Processo de furação e instalação de suporte para cablagem

A perfuração inicial do perfil deve ser realizada de acordo com as marcações indicadas no gabarito, garantindo total precisão no alinhamento e na posição dos furos. Após a execução dessa etapa, os furos devem ser ampliados de 2,5 mm para 1/8", tanto no perfil quanto nos furos correspondentes do suporte, assegurando o encaixe adequado dos elementos de fixação.

Em seguida, é necessário realizar o tratamento dos furos, removendo todas as rebarbas para obter um acabamento limpo e uniforme. Caso seja necessário, deve-se efetuar um lixamento localizado na área de contato entre o suporte e o perfil, a fim de melhorar a aderência do selante e garantir uma fixação mais eficiente. É importante ressaltar que o selante é somente utilizado na região da barca do avião, isto é, a região molhada, a região seca, chamada de pavilhão não é necessário o uso do mesmo.

Concluído o tratamento, procede-se à fixação do suporte, selecionando os rebites corretos conforme especificado no roteiro de montagem. A cravação dos rebites deve ser executada com cuidado, garantindo que a altura da cabeça esteja dentro dos padrões

estabelecidos, assegurando assim a integridade estrutural e a qualidade do conjunto montado.

2.10.2. Verificações finais do processo

Após a fixação do suporte, deve-se realizar o acabamento e a limpeza da área trabalhada, efetuando a descontaminação completa para garantir a ausência de resíduos que possam comprometer a aderência do selante ou a qualidade da fixação. Essa etapa é fundamental para assegurar a durabilidade e a confiabilidade do conjunto instalado.

Em seguida, é necessário registrar a execução da atividade na documentação oficial, informando o lote dos materiais utilizados, a data de execução e o código do selante aplicado, de modo a manter o rastreamento e a conformidade do processo. Por fim, a operação deve ser concluída com a formalização do registro e a liberação do processo para a etapa subsequente de montagem ou manutenção, garantindo que todas as exigências técnicas e administrativas tenham sido devidamente cumpridas.

2.11. Desafios e limitações

Apesar dos diversos benefícios proporcionados pela manufatura aditiva, sua implementação na indústria aeronáutica ainda enfrenta desafios significativos de ordem técnica, econômica e regulatória (GIBSON; ROSEN; STUCKER, 2015). Um dos principais entraves está relacionado à padronização e certificação dos processos e produtos.

O setor aeronáutico é altamente regulamentado, exigindo que todas as etapas da produção estejam em conformidade com normas rígidas estabelecidas por agências internacionais, como a FAA (*Federal Aviation Administration*) e a EASA (*European Union Aviation Safety Agency*) (BOEING, 2016). Além disso, normas técnicas específicas, como a AS9100 e a ISO/ASTM 52900, devem ser rigorosamente seguidas para garantir a rastreabilidade, segurança e desempenho dos componentes fabricados (ASTM INTERNATIONAL, 2012; HERZOG et al., 2016).

Outro ponto crítico é o controle de qualidade e a repetibilidade do processo. É fundamental assegurar que todas as peças produzidas por manufatura aditiva apresentem propriedades físicas, dimensionais e mecânicas consistentes, o que exige o desenvolvimento de métodos de inspeção precisos e confiáveis, além de um rigoroso controle de processo (DEBROY et al., 2018; TAMMAS-WILLIAMS et al., 2015).

O custo dos equipamentos e das matérias-primas também representa uma barreira relevante. As máquinas industriais voltadas à manufatura aditiva de metais possuem alto

custo de aquisição, manutenção e operação, além de demandarem insumos especializados, como pós-metálicos de alta pureza, que elevam os investimentos iniciais necessários para adoção em larga escala (FRAZIER, 2014; HERZOG et al., 2016).

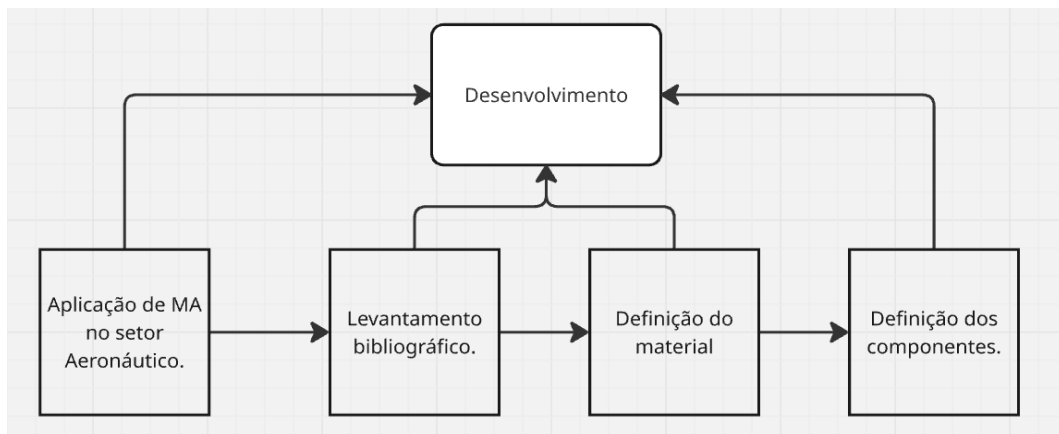
Por fim, destaca-se a necessidade de treinamento de pessoal e adaptação dos processos de projeto. A manufatura aditiva exige uma mudança de paradigma no desenvolvimento de produtos, com a adoção de novas ferramentas de modelagem, simulação e validação, além da capacitação das equipes de engenharia para lidar com as especificidades do projeto e fabricação por manufatura aditiva (GIBSON; ROSEN; STUCKER, 2015; THOMPSON et al., 2016). A integração eficiente dessa tecnologia nas rotinas de produção requer, portanto, um esforço coordenado de atualização tecnológica e cultural nas organizações (ZHONG et al., 2017).

3. DESENVOLVIMENTO DO TRABALHO

O estudo tem como objetivo analisar a aplicação da manufatura aditiva (MA) em uma peça típica utilizada nos processos de cablagem de aeronaves executivas e comerciais, considerando o uso de materiais adequados para a produção de componentes aeronáuticos em conformidade com os requisitos de certificação.

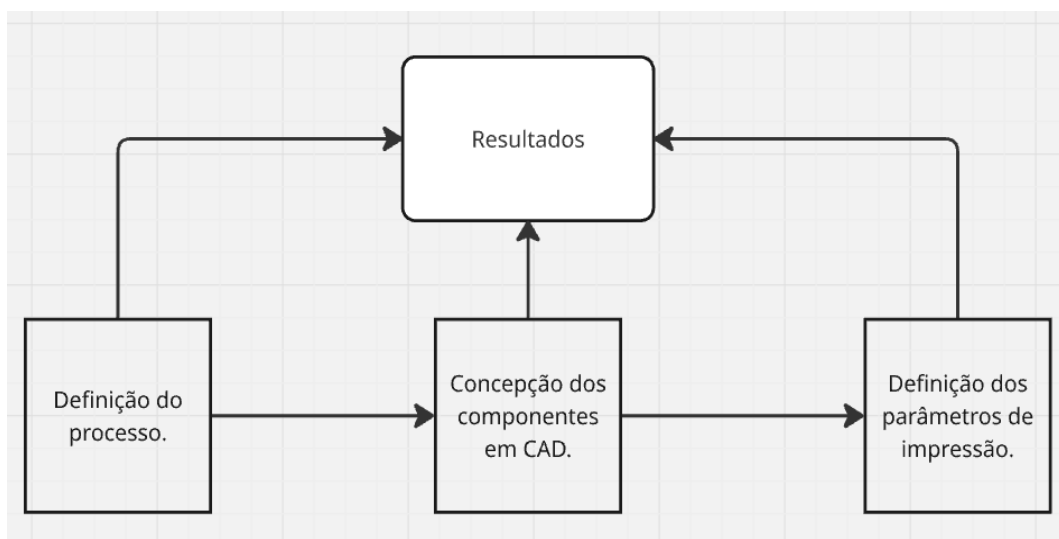
A elaboração deste trabalho segue uma metodologia organizada, conforme representado nas Figuras 10 e 11, onde foram definidos o tema central e sua delimitação, ou seja, as fases necessárias para a condução e desenvolvimento da pesquisa.

Figura 10. Etapas de desenvolvimento do projeto



Fonte: Autores (2025)

Figura 11. Etapas de desenvolvimento do projeto (resultados)



Fonte: Autores (2025)

3.1. Seleção do tipo de estrutura aeronáutica empregada no trabalho

A partir da definição do tema da pesquisa, realizou-se uma investigação em *sites*, catálogos e materiais audiovisuais que apresentam o interior de aeronaves comerciais e executivas, com a finalidade de identificar componentes alinhados ao objetivo do estudo. Conforme Hangar MMA (2024), a estrutura de uma aeronave pode ser classificada em três categorias: elemento estrutural principal, estrutura primária e estrutura secundária.

O elemento estrutural principal e a estrutura primária possuem características semelhantes, pois ambos têm a função de transmitir cargas de voo, esforços estruturais e de pressurização, sendo que o primeiro também garante a integridade global da aeronave. Já a estrutura secundária é responsável apenas pela absorção de cargas aerodinâmicas ou inerciais.

Considerando que os elementos secundários abrangem uma maior variedade de peças, oferecem diferentes possibilidades de materiais e possuem requisitos mais viáveis para aplicação da manufatura aditiva, optou-se por direcionar o estudo a esse tipo de componente para selecionar as peças a serem analisadas ao longo do trabalho.

3.2. Estudo do emprego do processo

Atualmente, existe uma ampla variedade de técnicas de manufatura aditiva, capazes de produzir componentes com diferentes propriedades mecânicas e estruturais, além de atender a finalidades específicas (SHI et al., 2020). Embora essa diversidade amplie as possibilidades de aplicação, cada processo requer materiais compatíveis com suas condições operacionais.

A seleção do método de impressão deve considerar fatores como: tipo de material, tolerâncias dimensionais, tempo de produção, etapas de pós-processamento e restrições de projeto (LWT SISTEMAS, 2024b).

Com foco no uso de materiais certificados para aplicações aeronáuticas, foram analisados artigos científicos e fichas técnicas que evidenciam a necessidade de atender a parâmetros específicos durante a impressão. Um requisito essencial é que o extrusor da impressora alcance temperaturas de até 400 °C, já que materiais como ULTEM e PEEK apresentam elevada resistência térmica e, portanto, demandam condições mais rigorosas para processamento (UP 3D, 2024).

Outro aspecto relevante é a presença de mesa aquecida, capaz de atingir pelo menos 120 °C. Esse parâmetro assegura a aderência inicial do polímero à superfície de impressão, reduzindo o risco de deslocamento ou deformação durante a fabricação (UP 3D, 2024).

Também se faz necessária a utilização de uma câmara fechada e aquecida, visto que polímeros de alto desempenho são suscetíveis a retração e empenamento. Para minimizar esses efeitos, recomenda-se que o ambiente de impressão mantenha temperatura interna mínima de 75 °C (UP 3D, 2024).

Após a etapa de fabricação, o pós-processamento torna-se indispensável para que as peças atendam aos requisitos finais de desempenho mecânico, acabamento superficial, precisão dimensional e estética. Dependendo da aplicação, podem ser realizadas operações como polimento, remoção de suportes, tratamentos térmicos ou usinagens complementares.

A definição do método de pós-processamento está diretamente relacionada às especificações do projeto e é considerada uma etapa crítica para garantir conformidade com as normas de certificação, aspecto essencial em setores altamente regulamentados como o aeronáutico (AMS BRASIL, 2020).

3.3. Definição dos componentes a serem estudados

3.3.1. Suporte para cablagem (*Angle Bracket*)

A escolha do *Angle Bracket* (Figura 12) foi influenciada pela fadiga à qual a peça está sujeita, devido aos esforços cíclicos gerados pelas viagens, bem como seu tempo de vida útil. Outro fator relevante é que, no setor aeronáutico, é comum que a aquisição de peças individuais não seja comercializada, exigindo a compra do conjunto completo, o que aumenta significativamente os custos (SINGAMNENI et al., 2019)

São *brackets* em formato de “L”, instalados com rebites. Esses *brackets* são rígidos e leves, os quais são muito utilizados na fixação lateral de cablagem e suportes auxiliares, podendo incluir furos e insertos metálicos.

Figura 12. Representação *Angle bracket* .



Fonte: Autores (2025)

Mesmo sendo uma peça pequena, o *bracket* têm impacto significativo devido à grande quantidade instalada e à necessidade de cumprir requisitos rigorosos de resistência, peso, inflamabilidade e confiabilidade. Eles exercem diversas funções essenciais: viabilizam o aterramento por meio de *brackets* metalizados; garantem a fixação e o suporte de cablagens (sua aplicação mais comum); servem de apoio para tubos de combustível, ar, drenos e sistemas hidráulicos; permitem a montagem de sensores, antenas e instrumentos; organizam e roteiam internamente os chicotes para evitar contato com superfícies quentes ou móveis; contribuem para a absorção de vibrações e a dissipação de cargas; e favorecem a manutenção simplificada, assegurando acesso rápido aos componentes. Além disso, o uso correto desses suportes previne falhas como ruptura de cabos e ocorrência de curtos-circuitos.

3.4. Seleção do material

Após algumas pesquisas em busca de um material já amplamente utilizado na indústria aeronáutica, identificamos o PEI 9085 (Polieterimida reforçada), comercialmente conhecido como ULTEM. Trata-se de um termoplástico de engenharia de alto desempenho, especialmente desenvolvido para aplicações exigentes como as do setor aeroespacial, ferroviário e automotivo. Sua popularidade na aviação se deve à combinação equilibrada entre propriedades mecânicas, térmicas e químicas, além da facilidade de processamento em tecnologias de manufatura aditiva, como a impressão 3D por FDM (*Fused Deposition Modeling*).

Na Tabela 1, é apresentada uma análise comparativa entre o Alumínio 6061-T6 (material a ser substituído) e o PEI 9085 (ULTEM). Destacando as principais propriedades de cada material

Tabela 1. Análise comparativa entre o Alumínio 6061-T6 e o PEI 9085 (ULTEM).

Informações	Aluminio 6061-T6	PEI 9085 (ULTEM)
Temperatura de Uso Contínuo	Até 150-200°C	Até 170-200°C
Resistência à Tração	310 MPa	54 MPa
Módulo de elasticidade	69 GPa	2,23 GPa
Alongamento na Ruptura	9%	4,5 %
Resistência Química	Boa em atmosfera e água do mar	Boa, especialmente a ácidos

Flamabilidade	Retardante de chamas.	Naturalmente retardante de chamas, V-0
Densidade	2,70 g/cm ³	1,34 g/cm ³
Condutividade Elétrica	Não isolante	Isolante
Transparência	Opaco	Transparente (pode ser colorido)
Processabilidade	Boa usabilidade e soldabilidade.	Fácil de moldar e usar
Custo	Baixo	X

Fonte: Intamsys (2024b).

A Tabela 1 resume as principais diferenças e semelhanças entre o alumínio 6061-T6 e o polímero PEI 9085 (ULTEM), considerando propriedades mecânicas, desempenho térmico, resistência química, processabilidade, aparência e custo. Essa comparação é fundamental para a seleção de materiais em aplicações aeronáuticas.

Sob a perspectiva da manufatura, o PEI 9085 destaca-se por sua excelente processabilidade, especialmente em processos de manufatura aditiva por filamento. Com temperatura de uso contínuo entre 170 e 200 °C, resistência à tração de cerca de 86 MPa e rigidez de aproximadamente 2230 MPa, o material apresenta boa estabilidade dimensional e é naturalmente retardante de chamas (classificação UL 94 V-0), atendendo às exigências da aviação comercial (FAR 25.853 e OSU 65/65). Além disso, é um polímero isolante, leve (densidade de 1,34 g/cm³), com resistência química notável, especialmente frente a ácidos, e aparência translúcida, podendo ser colorido, o que facilita sua aplicação em interiores de aeronaves.

Em contrapartida, o alumínio 6061-T6, embora seja um material tradicional na indústria aeroespacial, apresenta um conjunto distinto de características. Com resistência à tração de 310 MPa, rigidez de 69 GPa e resistência à flexão de 270 MPa, possui desempenho mecânico superior ao do PEI 9085. Além disso, apresenta boa usinabilidade e soldabilidade, comportamento também retardante a chamas, densidade mais alta (2,70 g/cm³), e resistência satisfatória em ambientes atmosféricos e marinhos. No entanto, por ser opaco e condutor elétrico, pode ser limitado em determinadas aplicações específicas nos interiores de aeronaves.

Do ponto de vista econômico, o alumínio possui custo mais baixo, enquanto o PEI 9085, embora mais caro, representa uma alternativa viável frente a polímeros de engenharia mais caros como o PEEK, oferecendo uma combinação interessante entre desempenho,

leveza, facilidade de fabricação e conformidade com os requisitos normativos da aviação. Assim, o PEI 9085 mostra-se mais adequado para peças onde a redução de peso, isolamento elétrico e facilidade de produção são prioridades, especialmente em componentes internos de aeronaves, onde as exigências estruturais são menos rigorosas.

Considerando todos os fatores abordados, os autores deste estudo concluíram que o PEI 9085 (ULTEM) é o material que melhor atende aos requisitos do projeto.

3.5. Seleção do método de desenvolvimento

Com base nas propriedades avaliadas para cada rota de impressão 3D e na literatura de manufatura aditiva, definiu-se a extrusão de material (FDM/FFF) como o método a ser empregado. O primeiro critério foi a compatibilidade com o material do estudo: o PEI 9085 é disponibilizado como resina, folhas/placas ou filamento.

Na forma resina, sua aplicação exigiria foto polimerização em cuba, envolvendo maior investimento em equipamentos auxiliares e insumos específicos, além de um ecossistema menos difundido, o que tende a elevar custos para alcançar o mesmo nível de confiabilidade observado em processos mais consolidados.

O uso em folhas/placas não se enquadra no objetivo de empregar manufatura aditiva como processo principal, portanto não foi considerado na seleção.

Já o formato em filamento viabiliza diretamente a extrusão de material, atendendo aos requisitos técnicos e operacionais do trabalho.

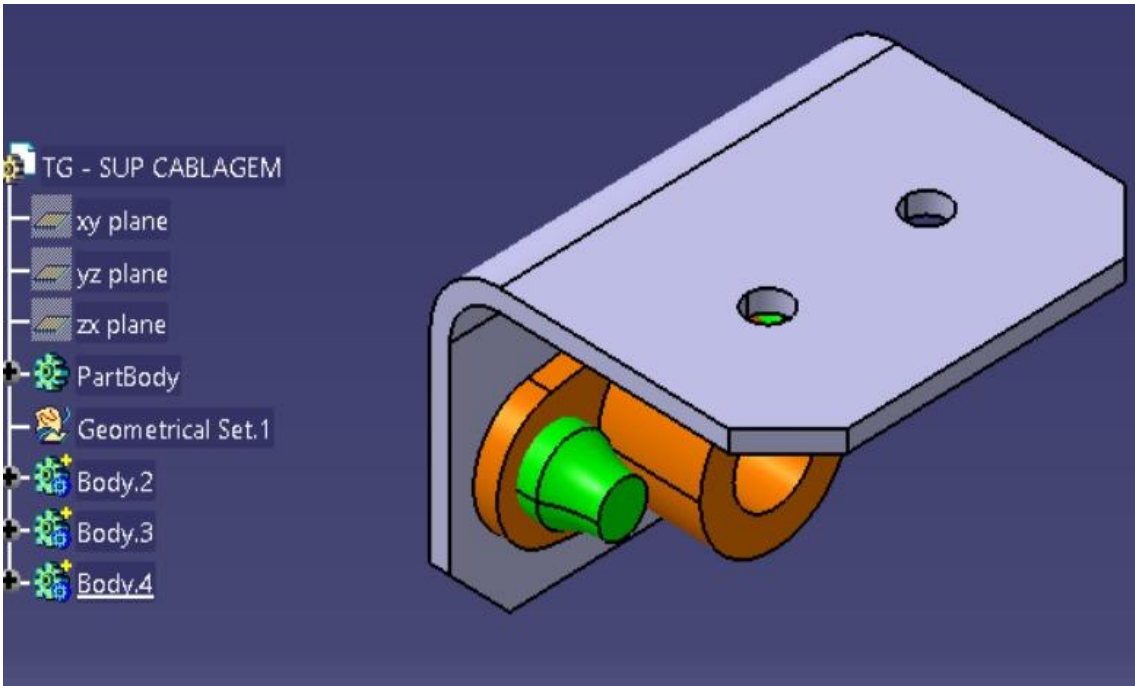
Adicionalmente, a extrusão de material apresenta bom custo-benefício quando comparada a outras tecnologias de AM, com máquinas amplamente disponíveis em diferentes faixas de preço e por diversos fabricantes, o que se traduz em rede de suporte e comunidade técnica mais ampla (VIA, 2019; MAHA 3D, 2024). Do ponto de vista operacional, trata-se de um processo com hardware relativamente simples e que não demanda elevada especialização para instalação e operação, reforçando sua adequação ao escopo deste trabalho.

3.6. Modelo 3D e detalhamento 2D da peça

Como parte do planejamento do projeto, a etapa de modelar as peças selecionadas foi executada no *software* CATIA V5R22. Na Figura 13 pode ser observado o *bracket*, juntamente com a árvore de comandos de projeto da peça.

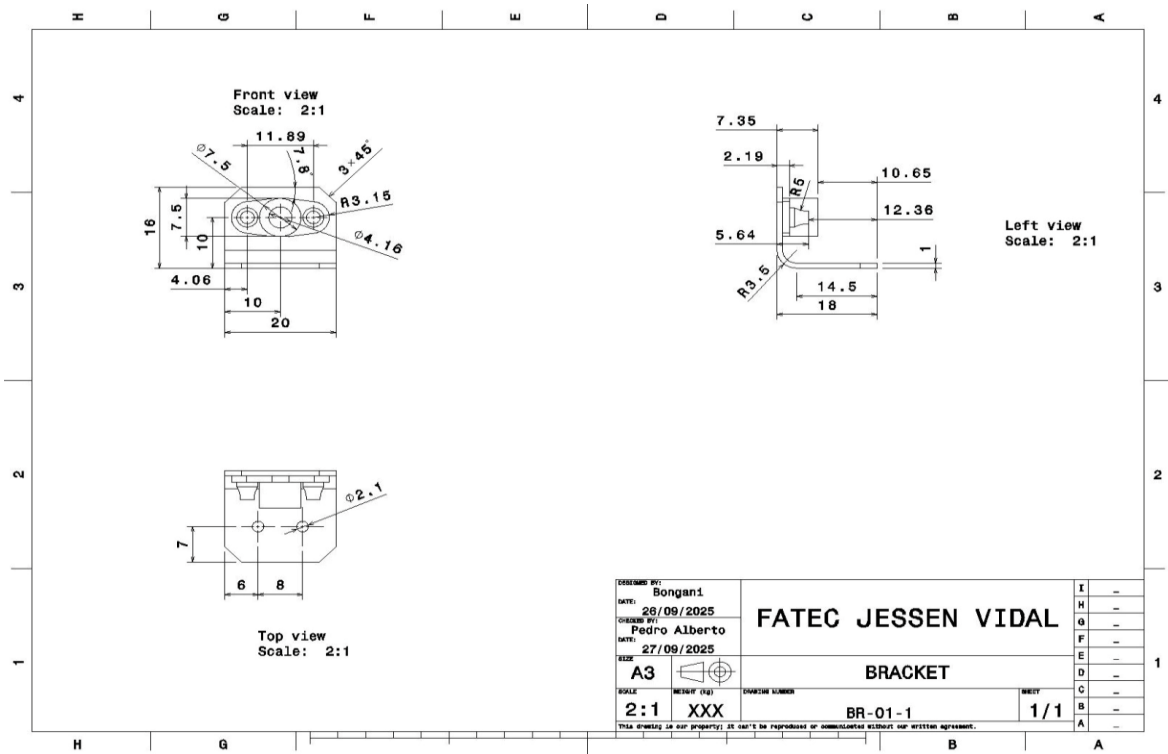
Segundo medidas coletadas de colaboradores de empresas aeronáuticas, como Embrarer e Latecoere, elaboramos o desenho detalhado, conforme Figura 14.

Figura 13. 3D *Angle bracket* (suporte para cablagem).



Fonte: Autores (2025).

Figura 14. 2D *Angle bracket* (suporte para cablagem).



Fonte: Autores (2025).

3.7. Definição dos parâmetros de desenvolvimento

A fim de propor a impressão dos componentes, utilizou-se *software* de impressão 3D capaz de realizar o fatiamento digital. A partir do *software*, estimou-se a quantidade de material gasto, além do tempo que levaria o processo de manufatura.

Utilizou-se o *software Ultimaker Cura* e fez-se necessário adicionar o PEI 9085, devido à ausência na lista de materiais, ademais foi utilizada impressora com parâmetros padronizados. Para adicionar o material, fez-se necessário consultar seu *datasheet*. Os parâmetros de impressão definidos para a manufatura dos dois componentes estão presentes na Tabela 2.

Tabela 2. Parâmetros de impressão utilizados.

Ajustes de Impressão	Configuração Adotada
Altura de Camada	0,20 mm
Largura de Extrusão	0,4 mm
Espessura de Parede	1,0 mm
Preenchimento	100%
Velocidade de Impressão	60 mm/s
Diâmetro do bico	0,4 mm
Temperatura de Impressão	350°C
Temperatura da Câmara	75°C
Temperatura da Mesa de Impressão	120°C
Suporte	Habilitado
Distância em Z do Suporte	0,15 mm
Aderência a Mesa	Brim c/4 camadas

Fonte: Autores (2025).

3.7.1. Simulação da impressão

A partir dos parâmetros definidos e de configurações pré-estabelecidas pelo *Ultimaker Cura*, realizou-se a simulação da impressão do componente *bracket*, obtendo os resultados presentes na Tabela 3.

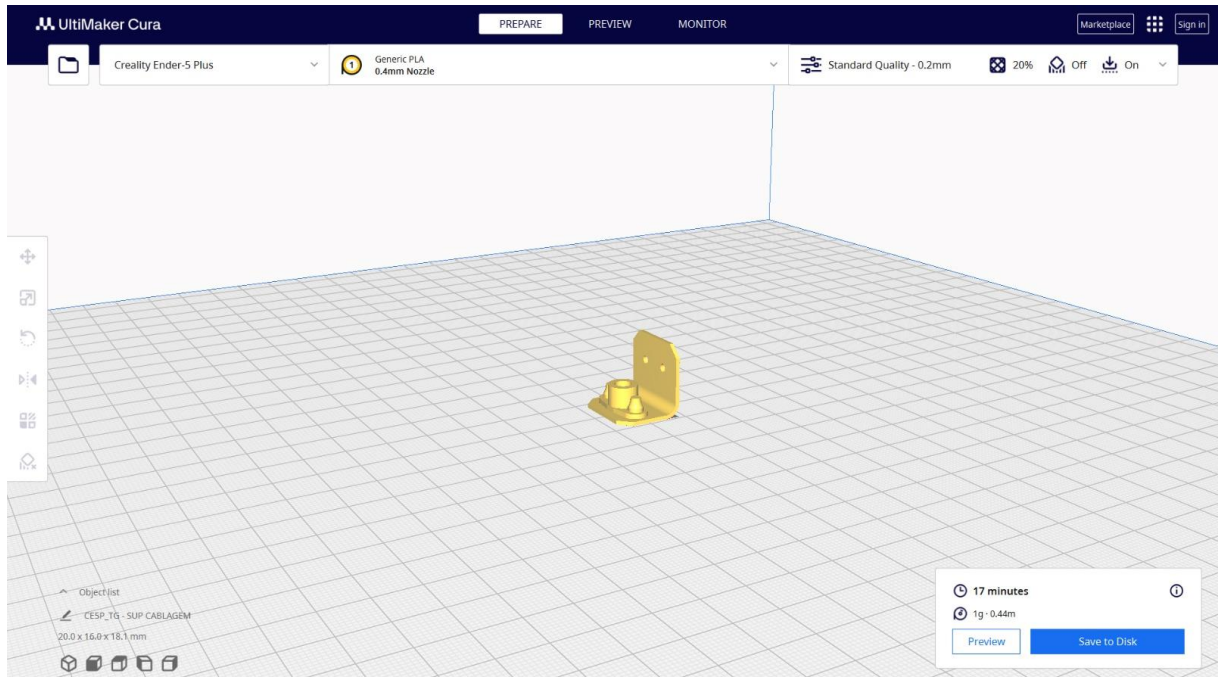
Tabela 3. Resultados obtidos.

Quantidade de Camadas	119
Material Utilizado em Peso	100 g
Material Utilizado em Metro	440 mm
Tempo de Impressão	17 min

Fonte: Autores (2025).

Além dos resultados numéricos, obteve-se também a representação visual do componente impresso. A Figura 15 e representam as vistas 3D da peça.

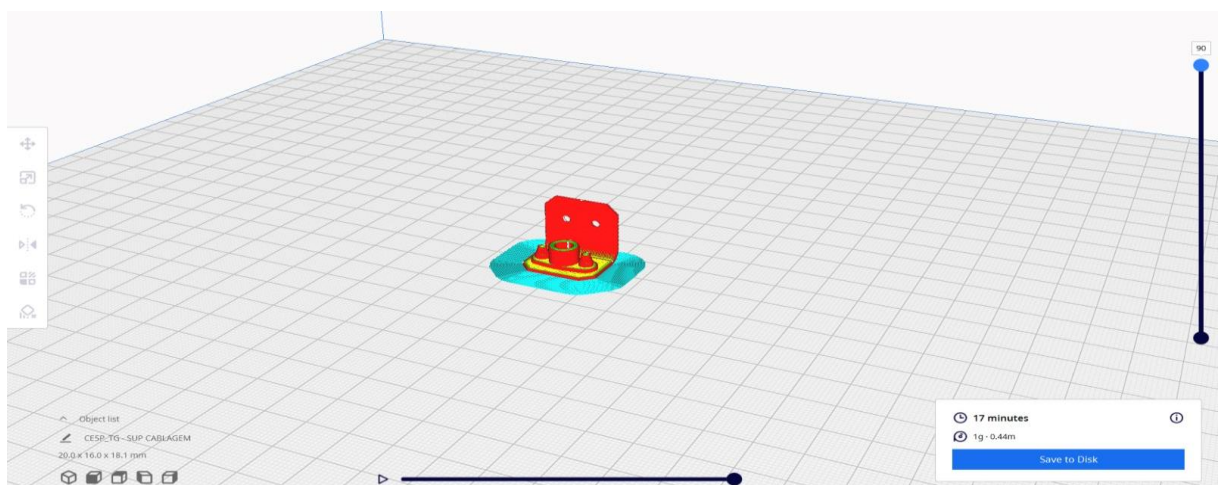
Figura 15. Vista 3D *Angle bracket*.



Fonte: Autores (2025).

A Figura 16 traz a representação da vista 3D enquanto a impressão estava na última camada.

Figura 16. Representação 3D com vista na última camada.



Fonte: Autores (2025).

3.8. Execução da análise estrutural

A fim de uma análise mais profunda da estrutura do componente, utilizou-se *software* de elementos finitos *HypherMesh*, capaz de realizar tal análise. A partir do *software*, estimou-se o carregamento sofrido pela peça, na Figura 17, pode se visualizar a peça após o processo de criação da malha, processo preliminar para as demais análises.

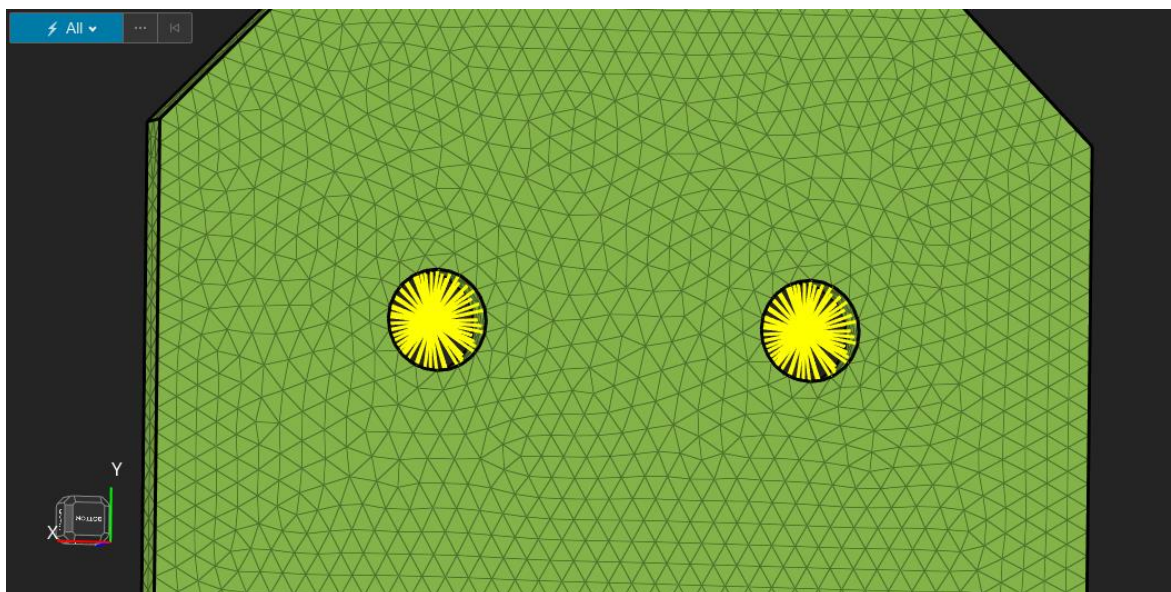
Figura 17. Vista 3D *Angle bracket*.



Fonte: Autores (2025).

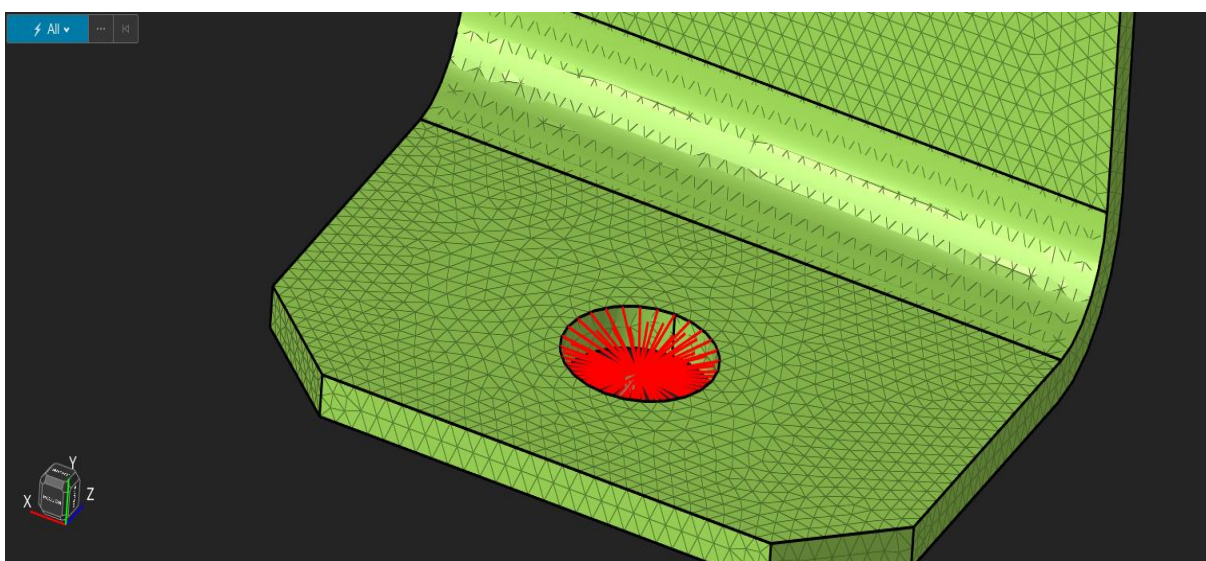
O suporte de cablagem com geometria em “L” foi analisado por elementos finitos em regime estático linear, adotando-se comportamento elástico e pequenas deformações. A fixação da aba vertical foi idealizada por elementos rígidos (RBE2) ligando os nós dos furos a um nó de referência, representando a ancoragem do *bracket* ao chassi, enquanto o carregamento atuou na aba horizontal através do furo maior, simulando o esforço transmitido pelo parafuso (cisalhamento com momento de flexão associado), tais métodos pode se ser visualizado nas Figuras 18 e 19 respectivamente.

Figura 18. Representação dos nós de ancoragem ao chassi.



Fonte: Autores (2025).

Figura 19. Representação do nó de esforço.



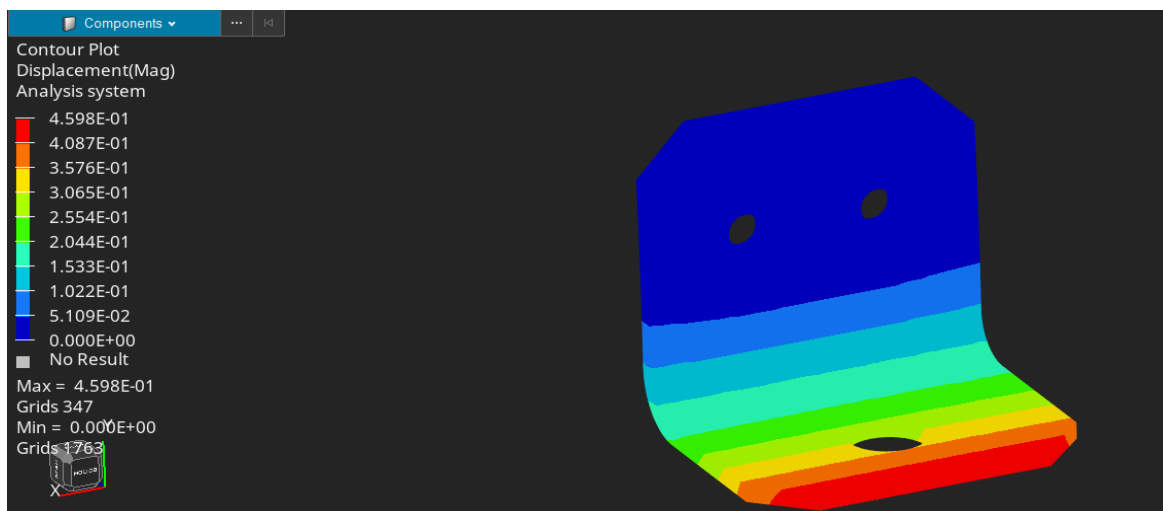
Fonte: Autores (2025).

A malha sólida tetraédrica foi refinada nas regiões de furos e nos raios de dobra para capturar adequadamente gradientes de tensão. Considerou-se como material de projeto um termoplástico de alto desempenho da família PEI 9085 (ULTEM), usual em interiores aeronáuticos pela boa combinação de resistência e requisitos de inflamabilidade.

4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

A Figura 20, mostra os resultados de um comportamento dominado pela flexão da aba horizontal.

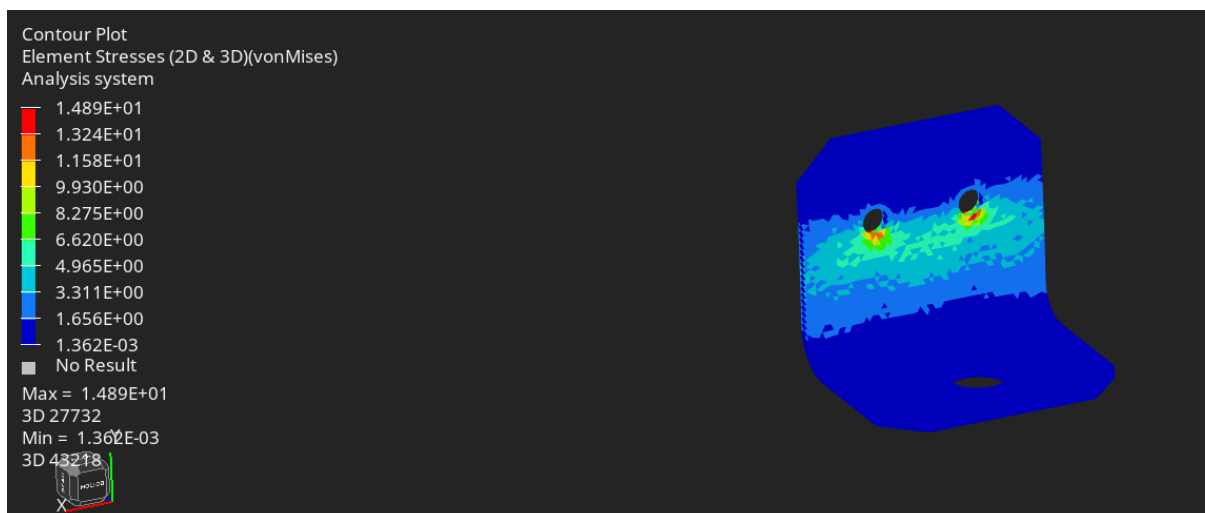
Figura 20. Representação dos deslocamentos.



Fonte: Autores (2025).

Ja Figura 21, mostra os resultados que envolvem as tensões sofridas pela peça.

Figura 21. Representação das tensões.



Fonte: Autores (2025).

Com base nos dois contornos, o campo de deslocamentos apresenta máximo de aproximadamente 0,460 mm na borda livre da aba horizontal, com gradiente suave rumo à

região de fixação. Esse padrão é compatível com um comportamento global rígido para a função de suporte, sem indícios de flexibilidades localizadas inesperadas.

No campo de tensões equivalentes de *von Mises*, o pico atinge $\sim 14,89$ MPa, concentrado nos bordos dos dois furos menores da aba vertical (efeitos clássicos de concentração), com níveis secundários no entorno do único furo da aba horizontal. Tomando como referência uma resistência à tração típica do PEI 9085 ≈ 86 MPa, obtém-se um fator de segurança estático $\sim 5,78$, evidenciando ampla margem para o caso de carga avaliado. Do ponto de vista funcional, a flecha de 0,46 mm é pequena e não sugere risco de interferência com o chicote ou componentes adjacentes.

Caso a ancoragem tenha sido idealizada por RBE2, é esperado enrijecimento local na zona presa e picos junto aos furos; variações de modelo com RBE3, elementos de fixador idealizados ou contato com arruelas/atrito tendem a redistribuir o carregamento e produzir tensões ainda mais realistas. Para robustez local, recomenda-se filetes ligeiramente maiores nos cantos, pequenos chanfrados ao redor dos furos ou um *gusset* discreto na transição entre abas, medidas de baixo impacto de massa que reduzem sensibilidade à concentração.

Por fim, é desejável uma correlação experimental simples (medição de flecha estática) e uma verificação de vibração/fadiga nas condições de serviço; para operação prolongada em temperatura elevada, convém avaliar fluência/relaxação do polímero. Em síntese, para a geometria e condições modeladas, o *bracket* exhibe deslocamentos reduzidos e tensões moderadas, com $FS > 5$, sendo adequado ao uso pretendido e passível de refinamentos de modelagem e pequenos ajustes geométricos para maximizar a confiabilidade.

4.1. Descrição do caso de carregamento

Neste caso, manteve-se o material polimérico isotrópico e a malha sólida tetraédrica previamente estabelecidos, alterando-se apenas as condições de aplicação de carga e de restrição. A ancoragem é modelada na aba vertical por meio de um elemento rígido do tipo RBE2, que conecta os nós da borda dos furos a um nó de referência central. Sobre esse nó aplica-se uma condição de contorno do tipo SPC com os seis graus de liberdade restritos (UX, UY, UZ, RX, RY, RZ), representando um engastamento ideal e assegurando a transferência adequada de rigidez sem participação direta do elemento nos resultados.

O carregamento é aplicado na aba horizontal, que dispõe de apenas um furo. Para representar a ação no furo e evitar rigidez fictícia, emprega-se um RBE3 com nó independente posicionado no centro geométrico da face do furo e nós dependentes

distribuídos na borda (seleção By Face), o que promove a distribuição da força pelos nós periféricos, mitigando concentrações numéricas não físicas. A força é imposta no eixo global Z, com sentido negativo ($-Z$), representando uma ação descendente compatível com efeitos de peso/tração.

A magnitude do esforço decorre de uma premissa operacional de massa transportada pelo suporte da ordem de 0,5 kg. Pela relação $F = mg$, obtém-se $F \approx 0,5 \times 9,81 \approx 4,9$ N, valor arredondado para 5 N por critério de engenharia. Como há um único ponto de aplicação, a força total de 5 N é aplicada integralmente ao RBE3 do furo da aba horizontal. Em síntese: apoio via RBE2 + SPC (6 GL) nos furos da aba vertical e carga concentrada de 5 N (Z, $-Z$) via RBE3 no furo único da aba horizontal.

Do ponto de vista de classificação, trata-se de uma carga de serviço (limit, não majorada), adequada a análises preliminares de deslocamentos e tensões de von Mises no regime elástico linear. Para avaliações de segurança à ruptura ou verificação em estado limite último (ELU), recomenda-se a execução de um caso adicional com majoração da ação (fatores parciais conforme norma/metodologia adotada), seguida da comparação dos resultados (picos de tensão e deslocamento) com os valores admissíveis do polímero e com o critério de falha selecionado.

Na tabela 4, é apresentada os resultados dos máximos valores e de tensões de deslocamentos após análises feitas previamente.

Tabela 4. Resultados Principais da FEA do *Bracket*.

Informações	*****
Configuração	Carga de serviço — força concentrada 5 N aplicada no furo da aba horizontal (RBE3)
Material (modelo)	PEI 9085 (ULTEM), isotrópico
σ_{vm} máx (MPa)	14,9
Localização (região / nó)	Hotspots nas bordas dos furos (principalmente nos dois furos menores da aba vertical; secundário: contorno do furo da aba horizontal)
δ máx (mm)	0,46

Localização (região / nó)	Borda livre da aba horizontal
Resistência à tração (σ_u) (MPa)	54
Fator de Segurança (σ_u / σ_{vm})	$\approx 3,62$

Fonte: Autores (2025).

4.2. Finalização da impressão 3D

A peça foi fabricada com alta densidade e resistência, pois o preenchimento é de 100%, ou seja, o interior será totalmente sólido, sem vazios internos. A altura de camada de 0,20 mm indica um bom equilíbrio entre qualidade superficial e tempo de impressão, garantindo boa resolução nos detalhes.

A largura de extrusão e o diâmetro do bico de 0,4 mm são valores típicos que proporcionam precisão dimensional e boa adesão entre as camadas. A espessura de parede de 1,0 mm confere rigidez e estabilidade estrutural à peça.

A velocidade de impressão de 60 mm/s é moderada, adequada para garantir boa qualidade de acabamento sem comprometer a precisão. As temperaturas elevadas de impressão (350°C), da mesa (120°C) e da câmara (75°C) indicam que o material utilizado é um termoplástico de engenharia de alto desempenho, como ULTEM (PEI), PEEK ou similar, que exige aquecimento controlado para evitar deformações e garantir adesão entre camadas.

O suporte habilitado com distância em Z de 0,15 mm facilita a remoção após a impressão, e o Brim com 4 camadas melhora a aderência da peça à mesa, prevenindo o descolamento durante o processo.

Após o seguimento de tudo o que foi abordado neste estudo, as Figuras 21,22,23 e 24, representam a peça de impressão 3D finalizada, com vista isométrica, lateral, frontal e posterior, respectivamente.

Figura 21. Representação vista isométrica.



Fonte: Autores (2025).

Figura 22. Representação vista lateral.



Fonte: Autores (2025).

Figura 23. Representação vista frontal.



Fonte: Autores (2025).

Figura 24. Representação vista posterior.



Fonte: Autores (2025).

5. CONCLUSÃO

Este estudo apresenta o devido problema: aplicar e avaliar a manufatura aditiva, com ênfase em FDM/FFF, na fabricação de um suporte de cablagem (*Angle Bracket*) para uso não estrutural em interiores de aeronaves, examinando a viabilidade técnica, produtiva e econômica, bem como a conformidade normativa. Definiu-se como objetivo geral validar o desempenho do PEI 9085 (ULTEM) e quantificar os ganhos de massa, prazo, custo logístico, rastreabilidade e flexibilidade viabilizados pela MA. Compreender a MA e seus limites; mapear vantagens e desvantagens na aviação; analisar a redução de custos e prazos; diminuir a dependência de fornecedores e estoques; e identificar desafios e oportunidades para adoção.

Ao decorrer dos estudos, utilizando o *software Ultimaker Cura*, apresentam-se os princípios da MA, da cadeia CAD à impressão em camadas, destacando a liberdade geométrica e o menor desperdício; os principais processos (PBF, DED e FFF, com ênfase nas aplicações aeronáuticas); e exemplos de uso no setor, como a redução de massa em componentes. Organiza-se em definição e princípios, histórico, vantagens, materiais, processos na aeronáutica (SLM/PBF, DED, EBM), análise estrutural, propriedades mecânicas e fadiga, aplicações e desafios.

O estudo descreve a organização metodológica por etapas e o escopo aplicado. Justifica-se a seleção de estruturas secundárias, por oferecerem maior variedade de peças, materiais viáveis e requisitos compatíveis com a MA. Detalha-se o estudo do processo, com critérios de seleção: material, tolerâncias, tempo, pós-processo e restrições de projeto; e as subseções centrais: definição dos componentes, o bracket de cablagem e seus tipos, a preparação técnica para instalação, furação e instalação, verificações finais e os conceitos de elementos finitos que embasam a FEA.

Por fim, utilizando o *software HyperMesh*, modelou-se o componente com malha tetra refinada em furos e raios, adotando o PEI 9085 como material de projeto adequado a interiores. Os resultados indicam deslocamento máximo de aproximadamente 0,46 mm e tensão de *von Mises* em torno de 14,9 MPa; tomando-se como referência uma resistência à tração última de cerca de 86 MPa, obtém-se um fator de segurança aproximado de 5,7, o que sugere ampla margem para o caso avaliado. A interpretação recomenda atenção aos efeitos de ancoragem (RBE2 versus RBE3/contato), à incorporação de filetes, nervuras e chanfros, à realização de ensaios estáticos e de vibração e ao cuidado com fenômenos de fluência e relaxação em temperaturas elevadas.

Com base em todo o estudo desenvolvido, nas referências técnicas e nos artigos analisados, conclui-se que a substituição do *bracket* em alumínio 6061-T6 pelo ULTEM (PEI 9085) no componente do tipo *Angle Bracket* é tecnicamente viável para aplicações de interiores e funções não estruturais de gestão/roteamento de cabos. Essa viabilidade depende de um projeto que incorpore diretrizes de DfAM para compensar a menor rigidez e resistência do polímero com espessamentos locais, filetes, nervuras e orientação de impressão favorável e de verificações por FEA com condições de contorno realistas, garantindo margens adequadas.

A rota por manufatura aditiva FFF com câmara, mesa e bico aquecidos, seguida de pós-processos de acabamento e controle dimensional, mostra-se compatível com o uso aeronáutico de itens secundários. Para introdução em serviço, é essencial estabelecer controles de processo, rastreabilidade e repetibilidade, adotando qualificação em “*building-block*” e atendendo a requisitos de vibração, choque térmico, FST, durabilidade e ambientação típicos (como os cobertos pelo DO-160).

Em posições onde exista exigência de aterramento ou continuidade elétrica, a solução em ULTEM deve incorporar metalização, insertos/buchas condutivas ou caminho de retorno dedicado, devidamente projetado e qualificado; sem isso, a substituição não é recomendada nesses pontos. Assim, recomenda-se a adoção do ULTEM 9085 para o *Angle Bracket* em funções de interiores não estruturais, colhendo benefícios de peso, prazos e customização, ao passo que aplicações em locais com cargas elevadas, temperaturas mais altas ou requisitos estruturais além do escopo de interiores devem ser condicionadas a redesenho específico e qualificação adicional.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

3D PRINTING INDUSTRY. **Rocket Lab celebrates 100th 3D print of its Rutherford engine.** 2019. Disponível em: <https://3dprintingindustry.com/news/rocket-lab-celebrates-100th-3d-print-of-its-rutherford-engine-158380/>. Acesso em: 24 set. 2025

AEROSPACE MANUFACTURING AND DESIGN. **Norsk Titanium to deliver FAA-approved, 3D-printed, structural components for Boeing.** 2017. Disponível em: <https://www.aerospacemanufacturinganddesign.com/news/norsk-titanium-structural-components-boeing--041117/>. Acesso em: 23 set. 2025.

AIRBUS. **Airbus demonstrates new 3D printed structural components for A350 XWB.** Toulouse: Airbus Press Release, 2019. Disponível em: <https://www.airbus.com>. Acesso em: 23 set. 2025.

AIRBUS. **First titanium 3D-printed part installed into serial production A350 XWB.** 2017. Disponível em: <https://www.airbus.com/en/newsroom/press-releases/2017-09-first-titanium-3d-printed-part-installed-into-serial-production>. Acesso em: 24 set. 2025.

AIRBUS. **Pioneering bionic 3D printing.** 2016. Disponível em: <https://www.airbus.com/en/newsroom/news/2016-03-pioneering-bionic-3d-printing>. Acesso em: 24 set. 2025.

ARCONIC/HOWMET. **Arconic and Airbus Achieve 3D Printing First.** 2017. Disponível em: <https://www.howmet.com/press-release/2017-09-19/arconic-and-airbus-achieve-3d-printing-first/>. Acesso em: 24 set. 2025.

AMS BRASIL. **Conheça os principais métodos de pós-processamento e suas diferenças em processos de manufatura aditiva metálica.** 2020. Disponível em: <https://amsbrasil.com.br/conheca-os-principais-metodos-de-pos-processamento-e-suas-diferencas-em-processos-de-manufatura-aditiva-metalica/#:~:text=O%20p%C3%B3s%2Dprocessamento%20e%2C%20principalmente,M290%20com%20EOS%20StainlessSteel%20316L> Acesso em: 28 mai. 2025.

ANAC. Agência Nacional de Aviação Civil (Brasil). **RBAC nº 25. Requisitos de Aeronavegabilidade: Aviões – Categoria Transporte.** Brasília: ANAC, 2023.4

ASSOCIATED PRESS. **3D-printed rocket remains grounded after more launch aborts.** 2023. Disponível em: <https://apnews.com/article/de1a84db15b8c67aa5ad37b885abe946>. Acesso em: 24 set. 2025.

ASTM. ASTM INTERNATIONAL. **ASTM E647. Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates.** West Conshohocken, PA: ASTM International, 2023.

ASTM INTERNATIONAL. **ASTM F2792-12a: Standard Terminology for Additive Manufacturing Technologies.** West Conshohocken, PA: ASTM International, 2012.

ASTM INTERNATIONAL. **ASTM E2582-11(2015): Standard Practice for Infrared Thermography for Nondestructive Evaluation of Composite Panels and Repair Patches Used in Aerospace Applications**. West Conshohocken: ASTM, 2015.

AUTODESK. **Autodesk and Airbus show the future of aerospace design and manufacture in pioneering generatively-designed bionic partition**. 2015. Disponível em: <https://adsknews.autodesk.com/en/news/autodesk-and-airbus-show-the-future-of-aerospace-design-and-manufacture-in-pioneering-generatively-d/>. Acesso em: 24 set. 2025.

BATHE, K.-J. **Finite Element Procedures**. Upper Saddle River: Prentice Hall, 1996.

BECKER, T. H.; HEYDE, C.; SCHEINER, S. **Fracture and fatigue in additively manufactured metals**. *Acta Materialia*. 2021. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S1359645421006200>. Acesso em: 24 set. 2025.

BOEING. **Additive Manufacturing (AM) for Aerospace and Defense: From Concept to Reality**. Boeing White Paper, 2016. Disponível em: <https://www.boeing.com>. Acesso em: 19 mai. 2025.

BRUHN, E. **Analysis and Design of Flight Vehicle Structures**. Cincinnati, OH: Tri-State Offset Company, 1973.

CALLISTER, W. D.; RETHWISCH, D. G. **Materials Science and Engineering: An Introduction**. 10. ed. Wiley, 2020.

CHRISTOPHER, M. **Logistics e Supply Chain Management**. Reino Unido, 2016.

CHUA, C. K.; LEONG, K. F. **3D printing and additive manufacturing: principles and applications**. Singapore: 2021.

CMH-17. **Composite Materials Handbook (CMH-17), Vols. 1–3: Polymer Matrix Composites. Guidelines, Materials and Processes**. Wichita, KS: CMH-17/SAE International, 2012.

COOK, R. D.; MALKUS, D.; PLESHA, M.; WITT, R. **Concepts and Applications of Finite Element Analysis**. 4. ed. Hoboken: Wiley, 2002.

CRAIG, R.; BAMPTON, M. **Coupling of substructures for dynamic analyses**. *AIAA Journal*, v. 6, n. 7, p. 1313-1319, 1968.

CRISFIELD, M. **Non-Linear Finite Element Analysis of Solids and Structures**. Chichester: Wiley, 1991.

DEBROY, H. L. WEI, J. S. ZUBACK, T. MUKHERJEE, J. W. ELMER, J. O. MILEWSKI, A. M. BEESE, A. WILSON-HEID, A. DE, W. ZHANGT. **Additive manufacturing of metallic components – Process, structure and properties**. *Progress in Materials Science*, v. 92, p. 112–224, 2018. Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.pmatsci.2017.10.001>. Acesso em: 19 mai. 2025.

DESIGNNEWS. **SpaceX Reveals 3D-Printed Rocket Engine Parts**. 2014. Disponível em: <https://www.designnews.com/3d-printing-software/spacex-reveals-3d-printed-rocket-engine-parts>. Acesso em: 24 set. 2025.

DUTTA, B.; FROES, F. H. **Additive Manufacturing of Titanium Alloys: State of the Art, Challenges and Opportunities**. Butterworth-Heinemann, 2017

EASA. EUROPEAN UNION AVIATION SAFETY AGENCY. **CS-25. Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes**. Cologne: EASA, 2023.

EDNIE, L; ANTONYSAMY, A. A.; PARIMI, L.; MANI, M.; THOMAS, M.; LANCASTER, R. **Understanding the fatigue behaviour of Ti–6Al–4V manufactured via various additive processes**. Journal of Materials Research and Technology, v. 31, p. 1337–1354, 2024. DOI: 10.1016/j.jmrt.2024.06.168.

FAA (Part 25). UNITED STATES. FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **14 CFR Part 25. Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes**. Washington, DC: FAA, 2023.

FAA (AC 21-16G). FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **Advisory Circular AC 21-16G**. RTCA DO-160G, Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment. Washington, DC: FAA, 2011

FAA (AC 25.629). FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **Advisory Circular AC 25.629**. Flutter. Washington, DC: FAA, 2024.

FRANCIS, A. **High Performance Polymers: PEEK Properties and Applications**. Elsevier, 2017.

FRAZIER, W. E. **Metal additive manufacturing: a review**. Journal of Materials Engineering and Performance, v. 23, n. 6, p. 1917–1928, 2014.

GE AEROSPACE. **Manufacturing Milestone: 30,000 Additive Fuel Nozzles**. s.d. Disponível em: <https://www.geaerospace.com/news/articles/manufacturing/manufacturing-milestone-30000-additive-fuel-nozzles>. Acesso em: 24 set. 2025.

GE AVIATION. **Additive manufacturing at GE Aviation: 3D-printed fuel nozzles for LEAP engines**. Cincinnati: GE Aviation, 2018. Disponível em: <https://www.geaerospace.com>. Acesso em: 23 set. 2025.

GIBSON, I.; ROSEN, D. W.; STUCKER, B. **Additive manufacturing technologies: 3D printing, rapid prototyping, and direct digital manufacturing**. 2. ed. New York: Springer, 2015.

GIBSON, I.; ROSEN, D. W.; STUCKER, B. **Additive Manufacturing Technologies: 3D Printing, Rapid Prototyping, and Direct Digital Manufacturing**. 3. ed. Suíça, 2021.

HANGAR, A. **Qual a diferença de estrutura primária e secundária de uma aeronave?** Disponível em: <https://hangarmma.com.br/blog/estrutura-primaria-e-secundaria-de-uma-aeronave/>. Acesso em: 06 jul. 2025.

HASHIN, Z. **Failure criteria for unidirectional fiber composites.** *Journal of Applied Mechanics*, v. 47, p. 329-334, 1980

HEIMBROOK, A; GALL, K. **Effect of surface topography on the fatigue behavior of additively manufactured Ti6Al4V and CoCr alloys.** *Materials Science & Engineering A*, v. 909, art. 146821, 2024. DOI: 10.1016/j.msea.2024.146821.
restor3d

HERZOG, D.; SEYDA, V.; WYCISK, E.; EMMELMANN, C. **Additive manufacturing of metals.** *Acta Materialia*, v. 117, p. 371–392, 2016.

INFOSOLDA. **Soldagem por feixe de elétrons (EBW).** s.d. Disponível em: <https://infosolda.com.br/soldagem-por-feixe-de-eletrons-ebw/>. Acesso em: 23 set. 2025.

INTAMSYS. **PEI 9085.** Disponível em: <https://www.intamsys.com/materials/pei9085>. Acesso em: 05/10/2024b

INTAMSYS. **PEEK.** Disponível em: <https://www.intamsys.com/materials/peek>. Acesso em: 05/10/2024c.

ISO. **ISO 12215-5: Small craft — Hull construction and scantlings- Part 5.** Geneva: International Organization for Standardization, 2019.

ISO. **ISO 18434-1: Condition monitoring and diagnostics of machines- Thermography -Part 1: General procedures.** Geneva: International Organization for Standardization, 2008.

JAVIDRAD, H; KOÇ, B; BAYRAKTAR, H; ŞİMŞEK, U; GÜNAYDIN, K. **Fatigue performance of metal additive manufacturing: a comprehensive overview.** *Virtual and Physical Prototyping*, v. 19, n. 1, 2024. DOI: 10.1080/17452759.2024.2302556.

JONES, J.; MILLER, S.; WOOD, K.; SEEPERSAD, C. **Design for additive manufacturing: Trends, opportunities, and challenges.** *Additive Manufacturing*, v. 34, p. 101246, 2020. DOI: 10.1016/j.addma.2020.101246.

JONES, R. **Mechanics of Composite Materials.** 2. ed. Philadelphia: Taylor & Francis, 1998.

LAWRENCE, M.; SARA, G.; EDWIR, M.; DIANA, A. **Metal fabrication by additive manufacturing using electron beam melting.** *Materials Science and Engineering: A*, v. 558, p. 162–172, 2012.

LEE, S; MOLAEI, R; CARRION, P; SHAO, S. . **International Journal of Fatigue**, v. 201, art. 109205, 2025. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2025.109205.

LI, G; CHI, W; WANG, W; LIU, X; TU, H; LONG, X. **High cycle fatigue behavior of additively manufactured Ti-6Al-4V alloy with HIP treatment at elevated temperatures.** International Journal of Fatigue, v. 184, art. 108287, 2024. DOI: 10.1016/j.ijfatigue.2024.108287.

Northwestern Polytechnical University

LWT SISTEMAS. **Como escolher uma tecnologia na Manufatura Aditiva.** Disponível em: <https://www.lwtsistemas.com.br/2023/07/28/como-escolher-uma-impressora-3d/>. Acesso em: 06 ago. 2025.

MADE IN ALABAMA. **GE Aviation readies first 3-D printed jet engine nozzle at Auburn plant.** 2015. Disponível em: <https://www.madeinalabama.com/2015/06/ge-aviation-readies-first-3-d-printed-jet-engine-nozzle/>. Acesso em: 24 set. 2025.

MAHA 3D. **“Material Extrusion: o que é e como funciona?” (FDM/FFF):** <https://maha3d.com/material-extrusion-o-que-e-e-como-funciona/>. Acesso em: 24 set. 2025

MARION, M; MARTIN, W; LECHLER, J; THIEME, M; ALEXANDER, W. **Review on the mechanisms of additive manufacturing.** CIRP Annals, v. 69, n. 2, p. 629–652, 2020

NAFEMS. **FEA Best Practice Guide.** Rugeley: NAFEMS, 2013.

NASA. **NASA Tests Additively Manufactured Rocket Engine Components.** Washington, DC: National Aeronautics and Space Administration, 2020. Disponível em: <https://www.nasa.gov>. Acesso em: 23 set. 2025.

NEW ATLAS. **SpaceX completes qualification test of 3D-printed SuperDraco rocket engine.** 2014. Disponível em: <https://newatlas.com/superdraco-test/32292/>. Acesso em: 24 set. 2025.

NORSK TITANIUM. **Norsk Titanium grows commercial aerostructures customer base.** 2020. Disponível em: <https://www.norsktitanium.com/media/press/norsk-titanium-grows-commercial-aerostructures-customer-base>. Acesso em: 24 set. 2025.

REDDY, N. **Mechanics of Laminated Composite Plates and Shells: Theory and Analysis.** 2. ed. Boca Raton: CRC Press, 2004.

ROBERT, O; KOWALSKI, M. **Fatigue performance of additively manufactured Ti6Al4V: effects of printing parameters and FEM-based residual stress analysis.** Measurement, v. 254, art. 118004, 2025. DOI: 10.1016/j.measurement.2025.118004

PATEL, A; TAUFIK, M. **Extrusion-Based Technology in Additive Manufacturing: A Comprehensive Review.** Arabian Journal for Science and Engineering, v. 49, n. 1, p. 1-?, 2022. DOI: 10.1007/s13369-022-07539-1.

ROGERS, J; JOE, E; CHRIS, W; KRIEG, B; QIAN, M; BRANDT, M; LEARY, M. **The impact of surface orientation on surface roughness and fatigue life of laser-based powder bed fusion Ti-6Al-4V.** Additive Manufacturing, v. 85, art. 104149, 2024. DOI: 10.1016/j.addma.2024.104149.

RTCA. RADIO TECHNICAL COMMISSION FOR AERONAUTICS. DO-160G. Environmental Conditions and Test Procedures for Airborne Equipment. Washington, DC: RTCA, 2010.

SANAEI, N.; ATTAR, H. **Defects in additive manufactured metals and their effect on fatigue performance: A review.** *Progress in Materials Science*. 2021. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/abs/pii/S0079642520300888>. Acesso em: 24 set. 2025.

SINGAMNENI, S.; LV, Y.; HEWITT, A.; CHALK, R.; THOMAS, W. e JORDISON, D. **Additive Manufacturing for the Aircraft Industry: A Review.** *Journal Of Aeronautics & Aerospace Engineering*. Auckland, Vol.8, p. 1-13. fev. 2019.

SHI, G.; GUAN, C.; QUAN, D.; WU, D.; TANG, L. e GAO, T. **An aerospace bracket designed by thermo-elastic topology optimization and manufactured by additive manufacturing.** *Chinese Journal of Aeronautics*. Vol. 33, n. 4, p. 1252-1259, Abr. 2020

SPACE.COM. **Relativity Space's 3D-printed rocket fails to reach orbit on debut launch.** 2023. Disponível em: <https://www.space.com/relativity-space-terran-1-test-launch-failure>. Acesso em: 24 set. 2025

STRONG, A. Brent. **Fundamentals of Composites Manufacturing: Materials, Methods and Applications.** 2. ed. SME, 2016.

SWRI. SOUTHWEST RESEARCH INSTITUTE. **NASGRO Fracture Mechanics and Fatigue Crack Growth Software.** User Manual, v. 9.x. San Antonio, TX: SwRI, 2024

TAMMAS-WILLIAMS, S.; ZHAO, H.; LÉONARD, F.; DERGUTI, F.; TODD, I. e PRANNGNELL, P. B. **XCT analysis of the influence of melt strategies on defect population in Ti-6Al-4V components manufactured by Selective Electron Beam Melting.** *Materials Characterization*, v. 102, p. 47–61, 2015.

THOMPSON, S. M.; LINKAN, B.; NIMA, S. e AREF. W. **An overview of Direct Laser Deposition for additive manufacturing; Part I: Transport phenomena, modeling and diagnostics.** *Additive Manufacturing*, v. 8, p. 36–62, 2016.

TSAL, S.; WU, E. **A general theory of strength for anisotropic materials.** *Journal of Composite Materials*, v. 5, p. 58-80, 1971.

TUDO SOBRE PLÁSTICOS. **Impressoras 3D: como funcionam.** 2018. Disponível em: <https://www.tudosobreplasticos.com/processo/impressao3D.asp>. Acesso em: 23 set. 2025.

UP 3D. **Filamento Intamsys ULTEM 9085** (2024). Disponível em: <https://www.up3dbrasil.com.br/produtos/filamento-ultem-9085-intamsys-500g-ou-1kg/>. Acesso em: 10 ago. 2025.

VIA. **Impressão 3D por extrusão (FDM/FFF): custo-benefício e aplicações.** 2019. Disponível em: <https://via.ufsc.br/metodos-de-impressao-3d/>. Acesso em: 24 set. 2025.

WANG, P; TAN, X; SHEN, J; LI, S; LIU, W; ZHANG, L; WEI, Q; CHEN, W. **Microstructure and mechanical properties of additive manufactured Ti-6Al-4V parts by selective laser melting: A review.** *Materials & Design*, v. 195, 109070, 2020

WIRED. **The World's First 3D-Printed Rocket Is About to Launch. 2023.** Disponível em: <https://www.wired.com/story/the-worlds-first-3d-printed-rocket-is-about-to-launch-relativity-space/>. Acesso em: 24 set. 2025.

ZIENKIEWICZ, O; TAYLOR, R. **The Finite Element Method.** 5. ed. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2000.

ZHONG, R. Y.; XU, X.; KLOTZ, E.; NEWMAN, S. T. **Intelligent manufacturing in the context of Industry 4.0: A review.** *Engineering*, v. 3, n. 5, p. 616–630, 2017.