

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

ELIZA EDUARDA DE SOUZA

**DESENVOLVIMENTO E ANÁLISE ESTRUTURAL DE
FIXAÇÕES AERONÁUTICAS PARA MATERIAIS
COMPÓSITOS**

São José dos Campos
2025

ELIZA EDUARDA DE SOUZA

**DESENVOLVIMENTO E ANÁLISE ESTRUTURAL DE
FIXAÇÕES AERONÁUTICAS PARA MATERIAIS
COMPÓSITOS**

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.

Orientadora: Dra. Heide Heloise Bernardi
Coorientadora: Me. Fabiana Eloisa Passador

São José dos Campos
2025

FICHA CATALOGRÁFICA – Biblioteca Fatec São José dos Campos Prof. Jessen Vidal
Dados Internacionais de Catalogação-na-publicação

SOUZA, Eliza Eduarda de

Desenvolvimento e Análise Estrutural de Fixações Aeronáuticas para Materiais Compósitos. /
Eliza Eduarda de Souza – São José dos Campos, 2025.

59 f. (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.

Orientadora: Dra. Heide Heloise Bernardi

Coorientadora: Me. Fabiana Eloisa Passador

1. Materiais Compósitos. 2. Fixação. 3. Projeto. I. Faculdade de Tecnologia. FATEC de São José
dos Campos: Professor Jessen Vidal. II. Título

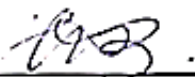
REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

SOUZA, E.E. **Desenvolvimento e Análise Estrutural de Fixações Aeronáuticas para Materiais Compósitos**. 2025. 59 f. Trabalho de Conclusão de Curso (Curso Superior de Tecnologia em Projetos de Estruturas Aeronáuticas) - Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos Professor Jessen Vidal, São José dos Campos, 2025.

ELIZA EDUARDA DE SOUZA

**DESENVOLVIMENTO E ANÁLISE ESTRUTURAL DE
FIXAÇÕES AERONÁUTICAS PARA MATERIAIS
COMPÓSITOS**

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.



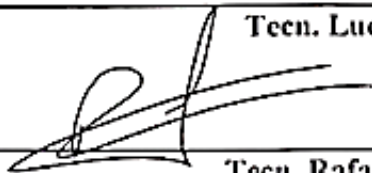
Dra. Heide Heloíse Bernardi – FATEC - SJC



Me. Fabiana Eloísa Passador – FATEC - SJC



Teen. Lucas Bellini Pires – AKAER



Teen. Rafael Ribeiro Bueno – AKAER

27/11/2025

DATA DA APROVAÇÃO

AGRADECIMENTOS

Expresso meus mais sinceros agradecimentos às Prof(as). Dra. Heide Heloise Bernardi e Me. Fabiana Eloisa Passador, pela orientação criteriosa, pelo apoio intelectual e pelo incentivo constante durante o desenvolvimento deste trabalho.

À Coordenação e aos professores do Curso Superior de Tecnologia em Projetos de Estruturas Aeronáuticas, pelo conhecimento transmitido, pela dedicação e pela formação acadêmica proporcionada ao longo desta jornada.

Aos meus irmãos, por acreditarem em mim mesmo nos momentos em que duvidei das minhas próprias forças, e por serem meu alicerce em meio às dificuldades.

À minha mãe, Leida Rosângela Dias, cuja presença e amor continuam a me inspirar todos os dias. Mesmo diante da dor de sua partida e dos desafios que a vida me impôs, encontrei força em sua memória para não desistir e seguir em frente. Este trabalho é, em grande parte, dedicado a ela, que me ensinou o verdadeiro significado de coragem e perseverança.

Por fim, agradeço a todos que, de alguma forma, contribuíram para a realização deste trabalho direta ou indiretamente. A cada gesto de apoio, palavra de incentivo e demonstração de carinho, o meu mais profundo agradecimento.

RESUMO

Este estudo aborda a análise estrutural de fixações aeronáuticas aplicadas a materiais compósitos, com ênfase na comparação entre diferentes tipos de fixadores amplamente utilizados na indústria. Foram avaliados parafusos Hi-Lok em liga de titânio Ti-6Al-4V, parafusos cegos em aço inoxidável A286, rebites sólidos em alumínio 2024-T3 e rebites cegos em alumínio 2024-T3. A pesquisa empregou modelagem tridimensional e simulações pelo Método dos Elementos Finitos (FEM) no próprio ambiente de análise estrutural do *software* CATIA V5, permitindo examinar a distribuição de tensões, os modos de falha e a durabilidade estrutural das juntas. O objetivo principal consistiu no desenvolvimento de uma solução de fixação mais eficiente para compósitos de fibra de carbono e resina epóxi, com potencial para mitigar falhas comuns, como delaminação e concentração de tensões ao redor dos furos. Os resultados indicaram que os parafusos de liga de titânio apresentam maior desempenho em termos de resistência localizada e vida em fadiga, embora gerem picos de tensão mais elevados. Por outro lado, os rebites de alumínio mostraram melhor distribuição de cargas, mas maior propensão a falhas por esmagamento e deformações plásticas. Os fixadores cegos demonstraram utilidade em áreas de acesso restrito, ainda que com menor robustez estrutural. Conclui-se que a escolha do fixador ideal depende de fatores como a criticidade da aplicação, o regime de carregamento e as exigências de manutenção e fabricação. O trabalho reforça a importância da integração entre ferramentas de CAD e análises numéricas para o desenvolvimento de soluções estruturais mais seguras e otimizadas na indústria aeronáutica.

Palavras-chave: Fixações aeronáuticas; Materiais compósitos; FEM; Rebites; Parafusos.

ABSTRACT

This study presents a structural analysis of aerospace fasteners applied to composite materials, focusing on the comparison between different types of fasteners widely used in the industry. Hi-Lok bolts made of Ti-6Al-4V titanium alloy, blind bolts made of A286 stainless steel, and both solid and blind rivets made of 2024-T3 aluminum were evaluated. Three-dimensional modeling and Finite Element Method (FEM) simulations were carried out using the structural analysis environment of CATIA V5, allowing the examination of stress distribution, failure modes, and structural durability of the joints. The main objective was to develop a more efficient fastening solution for carbon fiber–epoxy composites, capable of mitigating common failure mechanisms such as delamination and stress concentration around holes. The results indicated that titanium alloy bolts provide higher performance in terms of localized strength and fatigue life, although they generate higher stress peaks. Aluminum rivets, in contrast, offered better load distribution but were more susceptible to bearing failures and plastic deformations. Blind fasteners proved useful in limited-access areas, despite lower structural robustness. It is concluded that the ideal fastener choice depends on factors such as application criticality, loading conditions, and manufacturing and maintenance requirements. The study highlights the importance of integrating CAD tools and numerical analyses to develop safer and more optimized structural solutions in the aerospace industry.

Keywords: Aerospace fasteners; Composite materials; FEM; Rivets; Bolts.

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	10
1.1. Objetivo Geral	10
1.2. Objetivos Específicos	11
2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA.....	12
2.1. Materiais Compósitos na Indústria Aeronáutica.....	12
2.1.1. Fibra de Carbono	14
2.2. Peças de Materiais Compósitos em Aeronaves	16
2.2.1. Portas de Acesso com Cargas Concentradas	17
2.2.2. Portas de Acesso sem Cargas Concentradas.....	18
2.2.3. Falhas Comuns Em Fixação de Compósitos	19
2.3. Programa CAD para modelagem 3D	20
2.3.1. Critérios de Projeto Geométrico para Fixações Aeronáuticas	20
2.3.2. Normas e Boas Práticas no Desenho CAD para a Indústria Aeronáutica	21
2.4. Métodos dos Elementos Finitos (FEM) na Análise Estrutural	21
2.4.1. Análise de Fadiga Através do Método dos Elementos Finitos	22
2.4.2. Análise da Vida Útil dos Componentes de Materiais Compósitos.....	23
3. DESENVOLVIMENTO DO TRABALHO.....	25
3.1. Definição dos Materiais e Parâmetros de Projeto	25
3.2. Critérios Geométricos e Dimensionamento para Fixadores em Compósitos	27
3.2.1. Fixações Mais Utilizadas em Estruturas de Compósitos.....	28
3.2.2. Estruturação do Modelo em CATIA V5.....	32
3.3. Configuração do Método dos Elementos Finitos (FEM).....	33
3.3.1. Definição das Condições de Contorno e Malha.....	33
3.3.2. Aplicação de Carregamentos e Restrições.....	35
3.4. Estratégia de Comparação com Fixadores Convencionais	38
4. RESULTADOS E DISCUSSÕES	40
4.1. Distribuição de Tensões e Modos de Falhas.....	40
4.1.1. Parafuso <i>Hi-Lok</i> 110-06 de Titânio (Ti-6Al-4V).....	42
4.1.2. Parafuso Cego NAS1101-04 de Aço Inoxidável A286	42
4.1.3. Rebite Sólido NAS1919-04 de Alumínio 2024-T3	43
4.1.4. Rebite Cego CR3243-04 de Alumínio 2024-T3	43
4.2. Avaliação da Vida Útil e Fadiga dos Fixadores	43
4.3. Comparação entre Fixador Convencional e Proposto	45
4.4. Implicações para a Indústria Aeronáutica.....	46
5. CONCLUSÃO.....	49
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	50
APÊNDICE A – Desenho Técnico da Tampa de Acesso de Fibra de Carbono/Epóxi....	53
APÊNDICE B – Desenho Técnico do Parafuso Hi-Lok 110 de Titânio (Ti-6Al-4V).	54
APÊNDICE C – Desenho Técnico do Parafuso Cego NAS1101 de Aço Inox. A286.	55

APÊNDICE D – Desenho Técnico do Rebite Sólido NAS1919 de Alumínio 2024-T3.....	56
APÊNDICE E – Desenho Técnico do Rebite Cego CR3243-04 de Alumínio 2024-T3.....	57
APÊNDICE F – Imagens da Análise FEM do Rebite Cego CR3243-04 de Alumínio 2024-T3 Realizadas no CATIA V5.	58
APÊNDICE G – Imagem da Análise FEM do Parafuso Hi Lok 110-04 de Titânio (Ti-6Al-4V) Realizadas no CATIA V5.	59

1. INTRODUÇÃO

O estudo e uso de materiais compósitos tem se expandido significativamente na indústria aeronáutica devido às suas vantagens estruturais, como alta resistência específica, baixa densidade e excelente resistência à corrosão. Essas características possibilitam a redução do peso estrutural das aeronaves, contribuindo para a economia de combustível e a diminuição das emissões de poluentes. No entanto a união mecânica desses materiais ainda representa um desafio técnico, em questões como sua natureza anisotrópica e à tendência à delaminação sob carregamento localizado (BAKER, 2004).

A fixação mecânica em materiais compósitos continua sendo amplamente utilizada em aplicações aeronáuticas, devido à necessidade de desmontagem e manutenção das estruturas (PEIXOTO, 2019). Contudo, fixadores desenvolvidos para materiais metálicos nem sempre são adequados para compósitos, pois podem gerar altas concentrações de tensões ao redor dos furos, levando a falhas prematuras, como trincas matriciais, delaminação e deformação permanente. Dessa forma, o aperfeiçoamento de fixadores otimizados torna-se essencial para garantir uma distribuição uniforme das tensões e aumentar a vida útil das estruturas (MARINUCCI, 2011).

Portanto o estudo de fixadores otimizados para materiais compósitos em aplicações aeronáuticas tem sua importância para a identificação das falhas mecânicas e suas soluções. Além disso a modelagem tridimensional realizada no *software* CATIA V5, garante a análise estrutural, que conduzida pelo Método dos Elementos Finitos (FEM - *Finite Element Method*), permite avaliar a distribuição de tensões no design proposto.

Espera-se que os resultados deste estudo contribuam para o aprimoramento das fixações mecânicas em compósitos, proporcionando maior confiabilidade estrutural e reduzindo os riscos associados a falhas prematuras. Dessa forma, o trabalho visa não apenas aprofundar o conhecimento sobre o comportamento mecânico das fixações, mas também fornecer subsídios para o desenvolvimento de soluções inovadoras que possam ser aplicadas na indústria aeronáutica.

1.1. Objetivo Geral

O objetivo geral deste trabalho é desenvolver um fixador otimizado para materiais compósitos em aplicações aeronáuticas, utilizando modelagem no CATIA V5 e análise estrutural via Método dos Elementos Finitos (FEM), visando reduzir falhas como delaminação e concentração de tensões.

1.2. Objetivos Específicos

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

- Realizar uma investigação sobre as características mecânicas dos materiais compósitos (reforços com fibras de carbono), identificando os desafios no *design* dos fixadores, como delaminação, tensões concentradas e compatibilidade com prendedores tradicionais;
- Propor o projeto de um fixador otimizado utilizando o CATIA V5, explorando geometrias que reduzam os danos ao compósito e aumentem a eficiência da fixação;
- Realizar simulações numéricas (FEM) para avaliar a distribuição das tensões e os modos de falhas do prendedor;
- Validar a eficiência do *design* proposto, destacando melhorias em relação aos convencionais e sugerindo aplicações na indústria aeronáutica.

2. FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

2.1. Materiais Compósitos na Indústria Aeronáutica

Os materiais compósitos são amplamente utilizados na indústria aeronáutica e vem aumentando seu uso gradativamente com o passar dos anos, como mostra a Figura 1 devido à sua leveza, elevada resistência mecânica e capacidade de moldagem em formas complexas, sendo amplamente utilizados por suas propriedades mecânicas superiores e a significativa redução de peso estrutural. Um material compósito é constituído pela combinação de dois ou mais materiais com propriedades distintas, cujos componentes permanecem fisicamente separados em escala macroscópica, eles são compostos por uma matriz (geralmente polímeros, quando são compósitos de matriz polimérica) reforçada com fibras (como carbono ou vidro), que proporcionam propriedades melhoradas se comparadas a apenas um material. Os principais elementos dos compósitos estruturais são a matriz (polimérica, metálica ou cerâmica) e o reforço (fibras de vidro, carbono ou aramida), sendo este o responsável pelo suporte das cargas mecânicas, enquanto a matriz distribui as tensões e protege as fibras contra danos ambientais (REZENDE, COSTA, BOTELHO, 2011).

Figura 1. Evolução de compósitos em 45 anos.



Segundo Jones (2018), o uso de compósitos em aeronaves modernas, tem substituído as ligas metálicas tradicionais por compósitos e contribuem para a melhoria do desempenho aerodinâmico e para a redução no consumo de combustível, além de facilitar o cumprimento

de normas ambientais cada vez mais rigorosas. Um exemplo notável é o Boeing 787 *Dreamliner* e o Airbus A350, cuja estrutura primária é composta por aproximadamente 50% de materiais compósitos em peso, resultando em maior eficiência energética e redução de emissões (BOEING, 2021).

Na engenharia aeronáutica, a busca constante por estruturas mais leves, resistentes e duráveis impulsionou o uso de compósitos, especialmente os de matriz polimérica reforçada com fibras de carbono (CFRP – *Carbon Fiber Reinforced Polymer*). Esses materiais apresentam elevada razão resistência-peso, resistência à fadiga, rigidez superior e boa resistência à corrosão. Tais características tornam os compósitos ideais para aplicações em componentes estruturais de aeronaves, como asas, estabilizadores, fuselagens, carenagens e fixações internas (GAY, HOA, TSAI, 2003).

A anisotropia nos materiais compósitos refere-se à variação das propriedades mecânicas conforme a direção, resultante principalmente da orientação das fibras que compõem o laminado. Enquanto materiais isotrópicos apresentam resistência e rigidez uniformes, os compósitos exibem desempenho superior ao longo do alinhamento das fibras e menor resistência nas direções transversais. Essa característica exige análises estruturais mais rigorosas, pois influencia diretamente os modos de falha e a distribuição de tensões. Assim, compreender a anisotropia é essencial para otimizar o projeto e garantir a integridade de componentes aeronáuticos. Nesse sentido, embora ofereçam vantagens significativas, os compósitos também apresentam desafios específicos, como a própria anisotropia e a sensibilidade a tensões concentradas, o que torna o projeto de fixações um aspecto crítico para a integridade estrutural das aeronaves (REZENDE, COSTA, BOTELHO, 2011).

Entretanto, o uso de compósitos em aplicações críticas exige uma análise delicada e minuciosa de diversos fatores, como anisotropia, modos de falha (como delaminação e fratura interlaminar), sensibilidade a impactos e complexidade nos processos de fabricação e inspeção. Esses desafios requerem técnicas avançadas de projeto, simulação numérica e controle de qualidade, além da evolução de fixações e junções específicas que evitem concentrações excessivas de tensões ou degradação prematura do material (JONES, 1999).

Portanto, o aprofundamento no estudo de componentes aeronáuticos em materiais compósitos é essencial para o avanço da indústria aeroespacial, contribuindo não apenas para o desempenho das aeronaves, mas também para a sustentabilidade do setor. O presente trabalho concentra-se nesse contexto, buscando explorar soluções otimizadas para a fixação de materiais compósitos em estruturas aeronáuticas, com base em fundamentos teóricos e análises estruturais que suportem seu uso em ambiente real.

2.1.1. Fibra de Carbono

A fibra de carbono, é incorporada em matrizes poliméricas, produzindo compósitos de altíssimo desempenho, destacando-se na Tabela 1, por suas excelentes propriedades mecânicas, elevada resistência específica (relação resistência/peso) e alto módulo de elasticidade. Essas propriedades permitem conceber estruturas aeronáuticas mais leves sem comprometer a rigidez, trazendo benefícios diretos à eficiência das aeronaves. Segundo Rezende e Botelho (2000), o desenvolvimento das fibras de carbono desde a década de 1960 possibilitou “flexibilizar os projetos estruturais, atendendo às necessidades de desempenho em voo”, além de viabilizar a obtenção de estruturas “de alto desempenho e com baixo peso”. Em comparação com metais tradicionais, os compósitos de fibra de carbono apresentam menor densidade e maior resistência à fadiga e à corrosão, resultando em redução de peso e maior vida útil das peças.

As principais vantagens da fibra de carbono na aviação são a economia de peso – o que se traduz em menor consumo de combustível – e a maior liberdade de projeto geométrico. Por serem materiais anisotrópicos, os compósitos de fibra de carbono podem ser orientados conforme as cargas esperadas, otimizando o desempenho mecânico. Estudos apontam que esses materiais absorvem vibrações e ruídos com mais eficiência que ligas metálicas, além de propiciar atributos como baixa assinatura eletromagnética (exemplo: uso em aviões furtivos) e resistência a ambientes agressivos. No entanto, devem-se superar desafios técnicos, já que a fabricação exige processos especializados (*hand lay-up*, cura em autoclave ou métodos avançados) e mão de obra qualificada. Além disso, o elevado custo das fibras e dos equipamentos de manufatura limitou a adoção inicial desses compósitos, exigindo otimização contínua. Outro ponto crítico é o reparo e a certificação dos materiais compósitos, que envolvem inspeções não-destrutivas mais complexas e maior sensibilidade a falhas catastróficas por impacto ou delaminação.

Em aplicações estruturais, a fibra de carbono é amplamente empregada em componentes de fuselagem, asas, empenagens e superfícies de comando. De fato, cerca de 60% dos compósitos estruturais produzidos globalmente destinam-se à aviação comercial. Elementos como *flaps*, *ailerons* e portas do trem de pouso são frequentemente fabricados com laminados de fibra de carbono por sua elevada relação resistência-peso. Aeronaves modernas – desde caças até jatos comerciais – utilizam extensivamente painéis, longarinas e suportes feitos com esse material. No Brasil, fabricantes como Embraer e pesquisadores do IPT (Instituto de Pesquisas Tecnológicas) têm investido no domínio dessas tecnologias

para produção de peças compostas de alta produtividade e confiabilidade (REZENDE, BOTELHO, 2000).

A utilização de fixadores aeronáuticos de alumínio em estruturas fabricadas com fibra de carbono requer atenção especial devido às diferenças eletroquímicas e mecânicas entre os materiais. Rezende e Botelho (2000) destacam que, embora os compósitos de fibra de carbono apresentem excelente desempenho estrutural, sua combinação com metais pode gerar efeitos indesejados, como corrosão galvânica e concentrações localizadas de tensões. Por isso, em aplicações práticas, é comum empregar tratamentos superficiais, isolamento dielétrico ou revestimentos protetores para evitar contato direto entre a fibra de carbono e o alumínio, garantindo maior durabilidade e segurança do conjunto.

Entretanto, para as análises numéricas realizadas em softwares de simulação estrutural — cujo objetivo principal é avaliar tensões, deformações e estimativas de vida útil dos componentes — não é necessário incluir todos os fatores associados à corrosão ou às interações eletroquímicas. Essas modelagens concentram-se em representar com precisão o comportamento mecânico dos materiais e a distribuição de esforços na região da fixação, permitindo a avaliação da integridade estrutural sob carregamentos operacionais. Assim, a simplificação do modelo, mantendo apenas os parâmetros mecânicos relevantes, torna o processo de análise mais eficiente sem comprometer a qualidade dos resultados, especialmente quando o foco é o estudo do desempenho estrutural dos compósitos reforçados com fibra de carbono em conjunto com fixadores aeronáuticos.

Tabela 1. Propriedades mecânicas de fibras.

Material	Densidade (g.cm ⁻³)	Resistência a tração (MPa)	Resistência específica 10 ³ (Nmkg ⁻¹)	Módulo de elasticidade (GPa)	Módulo específico 10 ⁶ (Nmkg ⁻¹)
Aço-carbono 1020 recozido	7,86	400,00	50,90	210,00	26,70
Aço <i>maraging</i> 300	7,86	2000,00	254,50	210,00	26,70
Alumínio	2,63	600,00	228,10	73,00	27,80
Titânio	4,61	1900,00	412,10	115,00	24,90
Fibra de Vidro-E	2,54	3448,00	1357,50	72,00	28,30
Fibra de Vidro-S	2,48	4585,00	1848,80	85,00	34,30
Fibra de carbono- HT	1,77	3400,00	1920,90	238,00	134,50
Fibra de carbono-HM	1,80	2350,00	1305,60	358,00	198,90
Fibra aramida	1,44	2760,00	1916,70	62,00	43,10
Fibra aramida-HM	1,44	2760,00	1916,70	117,00	81,30

Fonte: Marinucci (2011)

Sintetizando, a fibra de carbono revolucionou a engenharia aeronáutica ao permitir estruturas mais leves e resistentes em comparação com o uso de materiais metálicos, como mostra a Tabela 1. Onde ressalta Marinucci (2011), os compósitos poliméricos reforçados com fibra de carbono oferecem elevação significativa nas propriedades mecânicas específicas, importantes para atender às exigências atuais de desempenho das aeronaves. Porém, os principais desafios envolvem reduzir custos, melhorar processos de fabricação em escala e viabilizar reciclagem dos materiais ao final de sua vida útil. Pesquisas nacionais recentes (SOUZA; OLIVEIRA, 2020; FERREIRA; LIMA, 2021) continuam aprimorando matrizes poliméricas avançadas, tratamentos de superfície das fibras e de acordo com Aguiar et al. (2019), as técnicas de inspeção, de modo a superar essas limitações e expandir ainda mais o uso dos compósitos de fibra de carbono na indústria aeroespacial.

2.2. Peças de Materiais Compósitos em Aeronaves

Na aviação comercial moderna, os compósitos são aplicados em peças estruturais como asas, fuselagem, estabilizadores e lemes. Como citadas anteriormente as aeronaves *Boeing 787 Dreamliner* e o *Airbus A350* utilizam mais de 50% de sua estrutura em materiais compósitos, resultando em significativa economia de combustível e redução de emissões (BOEING, 2021). Essa mudança estrutural é possibilitada principalmente pelos compósitos de fibra de carbono, que substituem componentes metálicos com ganhos de desempenho.

Além das estruturas primárias, os compósitos também são amplamente utilizados em componentes internos, carenagens, painéis de cabine e superfícies móveis, como *flaps* e *slats*. A leveza desses materiais reduz a inércia das partes móveis e contribui para o aumento da eficiência aerodinâmica. Compósitos de fibra de vidro (GFRP - *Glass Fiber Reinforced Polymer*) e de aramida (como Kevlar) também são empregados em regiões específicas, dependendo das exigências mecânicas e térmicas.

Apesar de suas vantagens, o uso de compósitos apresenta desafios técnicos. A anisotropia do material exige um projeto cuidadoso quanto à orientação das fibras, e a detecção de danos internos, como delaminações, requer métodos avançados de inspeção não destrutiva. Além disso, os custos de fabricação e reparo ainda são superiores aos dos metais tradicionais, o que demanda avanços contínuos em processos produtivos e manutenção (MALLICK, 2007).

No conjunto aeronáutico, os materiais compósitos são usados principalmente em peças que demandam boa resistência mecânica, leveza e baixo custo. São comuns em estabilizadores, longarinas secundárias, tanques de combustível, pás de hélice de pequeno

porte e *fairings* (carenagens externas, painéis do trem de pouso, bordos de ataque e interiores). Outra aplicação crítica é em *radomes* de aeronaves: compósitos reforçados com fibra de carbono, são praticamente transparentes às micro-ondas, permitindo que o radar opere sem interferência enquanto protegem a antena das condições atmosféricas. Processos de fabricação como pultrusão, laminação em autoclave ou moldagem por transferência de resina são frequentemente empregados para componentes planos ou *sandwich*, em que fibras de carbono são combinadas com núcleos de espuma ou, *honeycomb* para obter alta rigidez à flexão com baixo peso. Na indústria brasileira, esse uso avançou em parceria com centros de pesquisa aeronáutica (ITA - Instituto Tecnológico de Aeronáutica) e fabricantes locais, especialmente para helicópteros e aviões de transporte leve, onde cerca de 15% a 20% da área externa (painéis de fuselagem, *spoilers* e portas) já emprega compósitos poliméricos (FREITAS, 2020).

Em síntese, as fibras de carbono oferecem propriedades adequadas para muitas partes de aeronaves, equilibrando custo, leveza e resistência química. Embora não substituam a fibra de carbono em todas as aplicações críticas, seu uso crescente em estruturas secundárias e componentes específicos (como *radomes* e isolantes) tem contribuído para reduzir massa total e custos de fabricação sem comprometer a segurança estrutural.

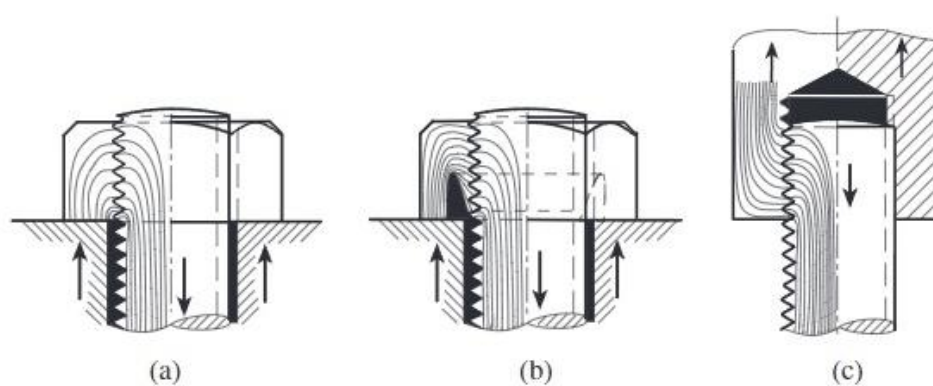
2.2.1. Portas de Acesso com Cargas Concentradas

As portas de acesso em aeronaves, especialmente aquelas sujeitas a cargas concentradas, como as portas do trem de pouso ou as portas de carga, são componentes críticos que demandam materiais com alta resistência e durabilidade. Materiais compósitos, em particular laminados de fibra de carbono, são amplamente empregados nessas aplicações devido à sua elevada resistência específica e capacidade de suportar cargas dinâmicas complexas (HULL e CLYNE, 1996). Entretanto, a fixação dessas portas requer atenção especial, visto que as cargas concentradas podem induzir tensões locais elevadas, frequentemente associadas a modos de falha como delaminação e fratura interlaminar (BAKER, DUTTON e KELLY, 2004).

A distribuição das tensões em fixações de compósitos submetidas a cargas concentradas é influenciada por diversos fatores, incluindo a geometria do fixador, a orientação das fibras e as propriedades da matriz polimérica (GIBSON, 2016). Fixadores com cabeças largas e sistemas que promovem a distribuição radial da carga ao redor dos furos têm se mostrado eficazes na redução significativa da concentração de tensões, minimizando, assim, o risco de falhas prematuras. Estudos experimentais e análises

numéricas, como mostra na Figura 2, utilizando métodos de elementos finitos (FEM) demonstram que a utilização de cabeças largas pode reduzir as tensões máximas ao redor dos furos em até 50%, conforme evidenciado em trabalhos de Huth (1994) e corroborado por Peterson (2000). Além disso, o uso de arruelas de distribuição de carga e insertos metálicos contribui para o aumento da resistência à compressão localizada, elevando a confiabilidade estrutural dessas fixações (BRUHN, 1973).

Figura 2. Diferentes arranjos de porcas submetidas a ensaios de fadiga.



Fonte: Adaptado de Wiegand (1933, apud MARINO; RILEY, 1964).

2.2.2. Portas de Acesso sem Cargas Concentradas

Portas de acesso que não estão sujeitas a cargas concentradas, como portas de serviço ou painéis de inspeção e manutenção, também se beneficiam do uso de materiais compósitos, embora os requisitos de projeto sejam menos rigorosos. Nessas aplicações, a leveza e a resistência à corrosão dos compósitos são vantagens significativas, permitindo a redução do peso total da aeronave e a minimização de custos de manutenção (JONES, 2018).

A fixação desses componentes geralmente envolve métodos menos complexos, como colagem estrutural para peças não removíveis ou o uso de fixadores mecânicos de menor porte para portas de acesso, por exemplo. A colagem, em particular, oferece vantagens como distribuição uniforme de tensões e eliminação de furos, que são fontes potenciais de concentração de tensões. No entanto, a adesão entre o compósito e o adesivo deve ser cuidadosamente avaliada, considerando fatores como compatibilidade química e condições ambientais (REZENDE, COSTA, BOTELHO, 2011).

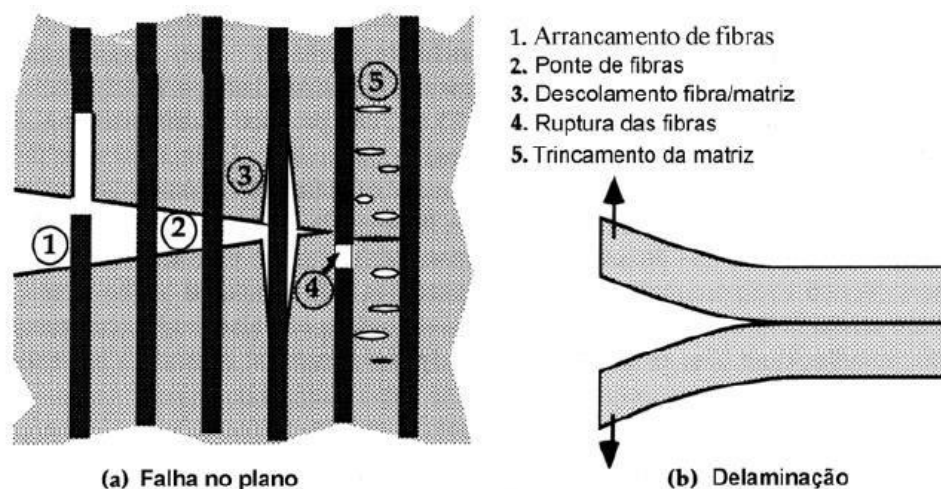
A necessidade de fixação mecânica para painéis desmontáveis, onde o acesso é necessário para fazer reparos e revisões, é preciso avaliar cargas operacionais e as condições de serviço. A modelagem computacional, validação experimental, condição de contorno,

quantidade de camadas, escolha do material e vida útil da peça são etapas críticas para garantir o desempenho adequado do componente.

2.2.3. Falhas Comuns Em Fixação de Compósitos

A fixação de componentes em materiais compósitos apresenta desafios distintos em relação aos metais convencionais, devido à anisotropia, fragilidade interlaminar e sensibilidade a concentrações de tensões típicas desses materiais. Entre as falhas mais recorrentes estão a delaminação, o esmagamento ao redor do furo (*bearing failure*), a ruptura por tração ou cisalhamento e o arrancamento do fixador (*pull-through*), representadas na Figura 3. A delaminação, em especial, é crítica, pois compromete a integridade estrutural sem sinais visuais aparentes, podendo ser causada por métodos inadequados de furação ou pelo excesso de torque na fixação (BROUGHTON et al., 2001). Além disso, os compósitos não apresentam escoamento plástico como os metais, o que reduz a capacidade de redistribuição de tensões e aumenta a probabilidade de falhas catastróficas (HART-SMITH, 1985). Para mitigar esses riscos, técnicas como o uso de insertos metálicos, reforço local com tecidos adicionais e controle rigoroso do torque aplicado nos fixadores são recomendadas (DANIEL e ISHAI, 2006). A escolha adequada do tipo de fixador, aliada a um projeto cuidadoso da região de união, é essencial para garantir a integridade estrutural e a durabilidade de sistemas aeronáuticos fabricados com materiais compósitos.

Figura 3. Falhas comuns em fixação de compósitos.



Fonte: Christof (2013)

Com o intuito de reduzir essas falhas, estratégias como o uso de insertos metálicos, arruelas de distribuição de carga e otimização da geometria dos fixadores são empregadas. Além disso, técnicas avançadas de inspeção, como ultrassom e termografia, são utilizadas para detectar danos internos antes que comprometam a integridade estrutural (ASHBY, JOHNSON, 2014).

2.3. Programa CAD para modelagem 3D

Os programas de Desenho Assistido por Computador (CAD – *Computer-Aided Design*) têm desempenhado um papel fundamental no processo de desenvolvimento de produtos, especialmente em áreas de alta complexidade técnica, como a indústria aeronáutica. Por meio desses *softwares*, é possível criar modelos tridimensionais (3D) altamente precisos, que representam virtualmente o componente ou sistema em desenvolvimento. Essa modelagem detalhada permite a visualização completa da geometria, a realização de análises dimensionais e funcionais, além de facilitar a comunicação entre os setores de projeto, manufatura e análise estrutural. A adoção de ferramentas CAD também promove a redução de custos e tempo de desenvolvimento, já que permite ajustes rápidos no projeto e uma documentação técnica mais precisa e padronizada. Dessa forma, os programas CAD são essenciais para garantir qualidade, segurança e inovação nos produtos desenvolvidos, principalmente em setores que exigem alto desempenho estrutural, como o aeroespacial (GROOVER, 2013).

2.3.1. Critérios de Projeto Geométrico para Fixações Aeronáuticas

O projeto geométrico de fixações aeronáuticas requer atenção rigorosa a parâmetros estruturais, funcionais e aerodinâmicos, uma vez que esses componentes desempenham papel essencial na integridade e segurança das aeronaves. As fixações — como rebites, parafusos, insertos e pinos — devem ser projetadas considerando aspectos como o tipo de carregamento (tensão, cisalhamento, flexão), a espessura dos elementos a serem unidos, o alinhamento das cargas e a compatibilidade com materiais compósitos ou metálicos. Em estruturas aeronáuticas, é essencial minimizar a concentração de tensões ao redor dos furos, pois essas regiões são suscetíveis à delaminação e propagação de trincas, especialmente em compósitos (STEVENS, 2020). A forma do furo, o espaçamento entre fixações, o tipo de cabeça do fixador e sua geometria de inserção influenciam diretamente na eficiência estrutural e na durabilidade do conjunto. O uso de transições suaves, bordas chanfradas e cabeças embutidas são práticas comuns para distribuir as tensões de maneira uniforme e

reduzir o arrasto aerodinâmico (MIL-HDBK-5, 1998). A modelagem 3D em programas CAD permite testar diferentes configurações geométricas e realizar simulações estruturais via FEM, otimizando o desempenho mecânico antes da prototipagem. Dessa forma, o domínio dos critérios geométricos no projeto de fixações é crucial para assegurar a leveza, resistência e confiabilidade das estruturas aeronáuticas modernas.

2.3.2. Normas e Boas Práticas no Desenho CAD para a Indústria Aeronáutica

Na indústria aeronáutica, a elaboração de desenhos técnicos assistidos por computador (CAD) deve seguir rigorosamente normas e boas práticas de padronização, garantindo a intercambialidade de informações, a rastreabilidade de modificações e a conformidade com exigências regulatórias adotadas no projeto. As principais normas utilizadas internacionalmente são as da ASME Y14 e ISO 128, que estabelecem diretrizes sobre cotas, projeção, simbologia e organização do desenho.

Além disso, fabricantes e órgãos reguladores, como a SAE *International* e a EASA (*European Union Aviation Safety Agency*), também publicam manuais e requisitos técnicos específicos aplicáveis à documentação de projetos aeronáuticos. A adoção de camadas (*layers*) organizadas, nomenclaturas padronizadas para arquivos e componentes, e o uso de unidades do Sistema Internacional são práticas essenciais que evitam erros na produção e facilitam a integração entre equipes multidisciplinares (SAE, 2020). Programas como CATIA V5 e Siemens NX permitem a associação direta entre o modelo 3D e sua documentação técnica (*Model-Based Definition* – MBD), tornando o processo mais robusto e alinhado às práticas de *Digital Twin*. A não conformidade com essas normas pode resultar em retrabalho, falhas em auditorias de certificação e até riscos à segurança operacional (BERTOLINI, LIMA, 2017). Portanto, o domínio das normas técnicas e das boas práticas de desenho CAD é indispensável para garantir a confiabilidade e a rastreabilidade dos produtos aeronáuticos em todo o seu ciclo de vida.

2.4. Métodos dos Elementos Finitos (FEM) na Análise Estrutural

O Método dos Elementos Finitos (FEM - *Finite Element Method*) é uma ferramenta numérica amplamente utilizada na engenharia para a análise de estruturas complexas, especialmente em componentes fabricados com materiais compósitos. Esse método permite a discretização de um domínio contínuo em subdomínios finitos (elementos), nos quais são aplicadas equações diferenciais aproximadas para estimar variáveis como tensões, deformações e deslocamentos (ZIENKIEWICZ et al., 2005). A precisão do FEM depende

da qualidade da malha, das condições de contorno e da correta definição das propriedades dos materiais, sendo especialmente sensível quando aplicado a materiais anisotrópicos, como os compósitos, que apresentam comportamento direcional distinto em suas propriedades mecânicas (REDDY, 2004). Na engenharia aeronáutica, o FEM é fundamental para avaliar o desempenho estrutural de fixações e juntas, simulando modos de falha como delaminação e concentração de tensões em regiões de furo, permitindo otimizações antes da fabricação física do componente (LOGAN, 2011). Dessa forma, o uso do FEM contribui significativamente para a redução de custos e aumento da segurança estrutural em projetos aeronáuticos avançados.

Além de permitir a simulação de esforços em estruturas metálicas tradicionais, o Método dos Elementos Finitos tem papel essencial no desenvolvimento de componentes aeronáuticos fabricados em materiais compósitos, possibilitando a modelagem de seu comportamento anisotrópico e a previsão de falhas interlaminares e intralaminas. Ferramentas como ANSYS, Abaqus e NASTRAN são amplamente utilizadas na indústria para simular a resposta de painéis, juntas e fixações submetidos a cargas complexas, levando em consideração diferentes orientações de fibras, modos de falha progressiva e danos por impacto (BARBERO, 2018). A integração do FEM ao processo de projeto estrutural permite validar o desempenho mecânico de geometrias otimizadas antes mesmo da fabricação, reduzindo a necessidade de testes físicos extensivos. Essa abordagem é particularmente eficaz na análise de fixadores aplicados a laminados, onde se busca evitar concentrações de tensões e delaminações por meio de simulações que avaliem diferentes configurações de carga, posicionamento de furos e reforços locais (KOLLÁR e SPRINGER, 2003). Portanto, o uso do FEM representa um recurso indispensável para garantir segurança e eficiência em aplicações estruturais críticas da engenharia aeronáutica moderna.

2.4.1. Análise de Fadiga Através do Método dos Elementos Finitos

A análise de fadiga é fundamental na engenharia aeronáutica, uma vez que componentes estruturais estão sujeitos a ciclos repetitivos de carregamento durante a operação, o que pode levar à iniciação e propagação de trincas, mesmo em níveis de tensão abaixo do limite de escoamento do material. Quando aplicada a materiais compósitos, essa análise se torna ainda mais complexa, devido à anisotropia, presença de múltiplas interfaces e modos de falha específicos como delaminação e fratura da matriz. O Método dos Elementos Finitos (FEM) tem se mostrado uma ferramenta eficaz para prever o

comportamento em fadiga desses materiais, por meio da modelagem precisa da geometria, propriedades do laminado e condições de carregamento cíclico (TALREJA e SINGH, 2012).

Softwares de simulação estrutural permitem a implementação de critérios de dano progressivo, como os modelos de Hashin ou Puck, para avaliar a evolução do dano em função do número de ciclos (ABRATE, 1998). Além disso, análises de fadiga via FEM são utilizadas para validar o desempenho de fixações em materiais compósitos, antecipando falhas causadas por *fretting*, micro trincas ou tensões concentradas em regiões de furo. Essa abordagem reduz significativamente os custos com protótipos e aumenta a confiabilidade do projeto, sendo amplamente adotada em certificações aeronáuticas.

2.4.2. Análise da Vida Útil dos Componentes de Materiais Compósitos

O tempo de vida útil de componentes fabricados com materiais compósitos está diretamente relacionado à sua capacidade de resistir a danos acumulativos ao longo do tempo, especialmente em ambientes operacionais severos, como aqueles encontrados na indústria aeronáutica. Fatores como fadiga, impacto, variações térmicas, umidade, radiação UV e cargas repetitivas podem acelerar a degradação das propriedades mecânicas do compósito, levando à delaminação, propagação de trincas e falha por esgotamento (GIBSON, 2016). Além disso, o processo de fixação mecânica em regiões críticas pode concentrar tensões e reduzir significativamente a vida útil do laminado, caso não seja adequadamente projetado. Como os compósitos não exibem sinais visíveis de falha antes da ruptura, como ocorre com metais dúcteis por escoamento (deformação plástica), a avaliação precisa do ciclo de vida é essencial para garantir a segurança estrutural. Esse cenário impõe aos engenheiros a necessidade de utilizar métodos preditivos, como a análise por elementos finitos associada a modelos de dano progressivo, para antecipar o comportamento do componente ao longo do tempo e estabelecer margens de segurança adequadas (BARBERO, 2018). Assim, o tempo de vida útil torna-se um parâmetro decisivo não só para a confiabilidade do projeto, mas também para a viabilidade econômica e operacional da aeronave, afetando diretamente os custos de manutenção e os requisitos de certificação.

A manutenção repetida de tampas de acesso em estruturas aeronáuticas fabricadas com materiais compósitos pode comprometer significativamente a integridade estrutural desses componentes. A remoção e reinstalação frequente de fixadores mecânicos, como parafusos e rebites, introduz tensões concentradas ao redor dos furos, o que pode levar à delaminação — uma separação entre as camadas do laminado que reduz a capacidade de carga e a rigidez da estrutura. Estudos demonstram que a presença de delaminações iniciais,

mesmo pequenas, pode acelerar a propagação de danos sob cargas cíclicas, diminuindo drasticamente a vida útil do componente. Por exemplo, pesquisas indicam que o aumento do diâmetro da delaminação em laminados compósitos reduz significativamente a resistência à tração e compressão, sendo o efeito mais pronunciado sob cargas de compressão devido à concentração de tensões e instabilidades locais (RODRIGUES e FONSECA, 2015).

Além disso, investigações sobre juntas mecânicas em compósitos revelam que a fadiga induzida por cargas repetitivas pode causar ovalização dos furos e delaminação ao redor dos fixadores, comprometendo a integridade da junta e levando à falha prematura (CAMPBELL, 2010). A delaminação não apenas reduz a capacidade de carga, mas também dificulta a detecção de danos, pois muitas vezes ocorre internamente sem sinais visíveis externos. A inspeção não destrutiva periódica é normatizada pelo guia ASTM E2533 (ASTM, 2022), que orienta sobre métodos como ultrassom, termografia, acústica, etc., para detectar danos internos em compósitos. Além disso, nos furos/fixadores, é preciso realizar ensaios de bearing fatigue segundo a ASTM D6873 (ASTM, 2019), para avaliar perda de capacidade ao redor dos furos, ovalização e outros danos possíveis, que interferem na integridade da peça.

A mitigação dos danos em juntas compósitas requer manutenção que evite remoções desnecessárias e monitoramento não destrutivo para detectar delaminações. Fixadores específicos e torques controlados reduzem tensões indesejadas. Esses cuidados são essenciais para garantir a integridade e durabilidade das estruturas aeronáuticas.

3. DESENVOLVIMENTO DO TRABALHO

3.1. Definição dos Materiais e Parâmetros de Projeto

Neste trabalho, será utilizado o *Software CATIA V5 (Computer Aided Tri Dimensional Interactive Application, Version 5, academic version)*, desenvolvido pela Dassault Systèmes, pois possui um grande destaque no setor aeronáutico por integrarem modelagem, montagem e simulações em um único ambiente, que favorecem o desenvolvimento de produtos complexos com alto grau de confiabilidade.

As propriedades médias dos materiais foram extraídas de referências consolidadas (REZENDE, COSTA; BOTELHO, 2011, BARBERO, 2018) e definidas para garantir a precisão das análises estruturais. A Tabela 2 mostra as principais propriedades mecânicas do compósito de fibra de carbono com matriz polimérica (epóxi). Já as Tabelas de 3 à 6 mostram as principais propriedades mecânicas dos materiais metálicos utilizados para os fixadores.

Tabela 2. Compósito Fibra de Carbono/Epóxi.

PROPRIEDADES	VALOR	UNIDADE
Módulo longitudinal (E1)	135	GPa
Módulo transversal (E2)	10	GPa
Módulo de cisalhamento (G12)	5	GPa
Coefficiente de Poisson (ν_{12})	0,3	-
Resistência à tração longitudinal (σ_{1t})	1500	MPa
Resistência à compressão longitudinal	800	MPa
Resistência à tração transversal (σ_{2t})	40	MPa
Resistência à compressão transversal	150	MPa
Limite de cisalhamento (τ_{12})	70	MPa
Resistência interlaminar (σ_{IL})	60	MPa
Densidade (ρ)	1600	kg/m ³
Orientação das camadas	0°/45°	graus

Fonte: Adaptado de REZENDE, COSTA; BOTELHO, 2011, BARBERO, 2018.

Para a análise estrutural, foram considerados os critérios de falha de Tsai-Wu e Hashin. O critério de Tsai-Wu é um modelo quadrático geral para materiais anisotrópicos, permitindo prever falha global do laminado em função da interação entre as tensões. Já o critério de Hashin diferencia os modos de falha em fibras e matriz, possibilitando identificar mecanismos específicos como ruptura de fibra ou delaminação. Dessa forma, a combinação desses critérios fornece uma avaliação mais completa do comportamento do compósito. A inclusão da resistência interlaminar permite prever delaminação (JONES, 1999; TALREJA e SINGH, 2012).

Tabela 3. Liga de Titânio Ti-6Al-4V (Parafuso).

PROPRIEDADES	VALOR	UNIDADE
Módulo de elasticidade (E)	110	GPa
Coeficiente de Poisson (ν)	0,34	-
Resistência à tração (σ_t)	900	MPa
Limite de escoamento (σ_y)	880	MPa
Alongamento (%EL)	14	%
Densidade (ρ)	4430	kg/m ³
Coeficiente de expansão térmica (α)	$8,6 \times 10^{-6}$	1/°C

Fonte: Adaptado de REZENDE, COSTA; BOTELHO, 2011, BARBERO, 2018.

Tabela 4. Aço Inoxidável A286 (Parafuso).

PROPRIEDADES	VALOR	UNIDADE
Módulo de elasticidade (E)	201	GPa
Coeficiente de Poisson (ν)	0,30	-
Resistência à tração (σ_t)	620	MPa
Limite de escoamento (σ_y)	275	MPa
Alongamento (%EL)	40	%
Densidade (ρ)	7920	kg/m ³
Coeficiente de expansão térmica (α)	$17,1 \times 10^{-6}$	1/°C

Fonte: Adaptado de REZENDE, COSTA; BOTELHO, 2011, BARBERO, 2018.

Tabela 5. Liga de Alumínio 2024-T3 (Rebites).

PROPRIEDADES	VALOR	UNIDADE
Módulo de elasticidade (E)	73	GPa
Coeficiente de Poisson (ν)	0,33	-
Resistência à tração (σ_t)	483	MPa
Limite de escoamento (σ_y)	345	MPa
Alongamento (%EL)	20	%
Densidade (ρ)	2780	kg/m ³
Coeficiente de expansão térmica (α)	$23,2 \times 10^{-6}$	1/°C

Fonte: Adaptado de REZENDE, COSTA; BOTELHO, 2011, BARBERO, 2018.

Tabela 6. Propriedades dos Fixadores

FIXADOR	Hi-Lok 110-06	NAS1101-04	NAS1919-04	CR3243-04
<i>MATERIAL</i>	<i>Ti-6Al-4V</i>	<i>Aço A286</i>	<i>Al 2024-T3</i>	<i>Al 2024-T3</i>
d (mm)	5,0	2,0	3,0	3,5
t (mm)	1,04	1,04	1,04	1,04
F (N)	1200	1000	900	900
ω (mm)	120	120	120	120

Fonte: Fonte: Adaptado de REZENDE, COSTA; BOTELHO, 2011, BARBERO, 2018.

Essa abordagem completa permite:

- Capturar o comportamento anisotrópico do compósito com fidelidade, incluindo delaminação;
- Avaliar corretamente distribuição de tensões e deformações em fixadores metálicos;
- Realizar análises de falha baseadas em critérios reconhecidos na indústria aeronáutica;
- Integrar propriedades térmicas, mecânicas e de densidade para simulações dinâmicas ou acopladas térmico-estruturais;
- Fornecer base robusta para dimensionamento seguro de juntas em materiais compósitos com fixadores metálicos.

3.2. Critérios Geométricos e Dimensionamento para Fixadores em Compósitos

O dimensionamento dos fixadores foi realizado com base em normas aeronáuticas e recomendações de desenho técnico, em especial o MIL-HDBK-5 (1998), que define critérios mínimos de espaçamento entre furos, proporções geométricas, tolerâncias dimensionais e requisitos de resistência para junções estruturais. Normas como a SAE AMS (*Aerospace Material Specifications*) complementam essas recomendações, estabelecendo padrões de fabricação e inspeção para fixadores e perfurações, garantindo uniformidade, segurança e intercambialidade entre componentes (REZENDE, BOTELHO, 2000).

Para este trabalho, foram adotados os seguintes parâmetros geométricos (PETERSON, 2000):

- Diâmetro nominal compatível com fixadores métricos de uso aeronáutico;
- Espessura do laminado de 1,04 mm, representativa de painéis estruturais típicos em aeronaves, sendo 8 camadas de 0,13 mm cada de Carbono/Epóxi;
- Distância entre fixadores de 3,5 vezes o diâmetro nominal, evitando sobreposição de campos de tensão e prevenindo concentrações excessivas.

O projeto também considerou as características específicas de Normas usadas na aeronáutica de cada fixador como mostram as Figuras 4, 5, 6 e 7. O parafuso foi modelado com cabeça chanfrada, reduzindo interferências aerodinâmicas e promovendo distribuição uniforme de cargas na região do furo (STEVENS, 2020). O rebite, por sua vez, recebeu cabeça larga, aumentando a área de contato com o laminado e melhorando a distribuição de

tensões, minimizando riscos de delaminação ou esmagamento local do compósito (HUTH et al., 1994).

Outros critérios geométricos fundamentais incluem o diâmetro e alinhamento das perfurações, folgas entre fixador e laminado, comprimento de penetração e espaçamento entre fixadores adjacentes. Estes parâmetros foram definidos com base nas normas de desenho técnico aeronáutico, que asseguram rigor dimensional, intercambialidade e confiabilidade estrutural. A adoção dessas normas é essencial, pois garante que as junções estejam em conformidade com práticas consagradas na indústria, minimizando falhas durante operação e manutenção (MIL-HDBK-5, 1998; NAS, 2020).

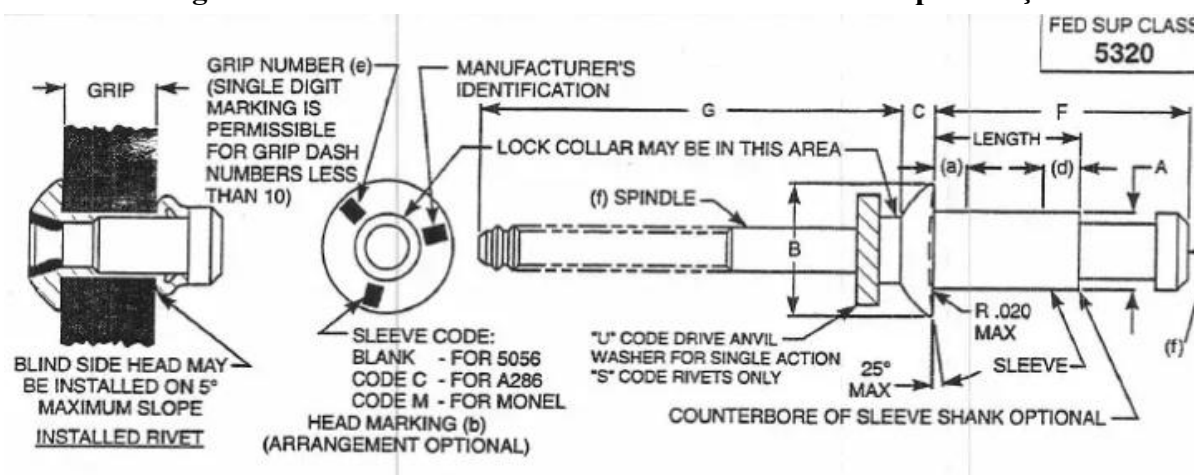
3.2.1. Fixações Mais Utilizadas em Estruturas de Compósitos

A seleção de fixadores em materiais compósitos está diretamente relacionada às condições de carregamento, acessibilidade de montagem e requisitos de manutenção. De maneira geral, rebites são preferidos em fixações permanentes ou semipermanentes, enquanto parafusos são empregados em situações que exigem desmontagem frequente ou elevada precisão dimensional. A seguir estão os fixadores escolhidos para as análises e as respectivas normas usadas para o desenvolvimento correto a partir do fixador convencional:

a) Rebite Sólido NAS1919 de Alumínio 2024-T3:

- Aplicação: Utilizado principalmente em portas sem cargas concentradas, como painéis de inspeção, em situações de total acessibilidade e carregamentos distribuídos. A Figura 4 mostra o desenho técnico utilizado para o desenvolvimento do rebite sólido, o tamanho escolhido foi o -04.
- Análise: A distribuição de tensões deve ser avaliada considerando concentração e cisalhamento. A simulação via FEM permite observar a propagação de fadiga, utilizando curvas S-N e critérios de falha fibrilar, como Hashin e Puck.
- Modificações: A adoção de cabeça larga pode aumentar a área de contato em até 50%, reduzindo em 40% os riscos de delaminação (HUTH, 1994).

Figura 4. Desenho Técnico Rebite Sólido com cotas e especificações.

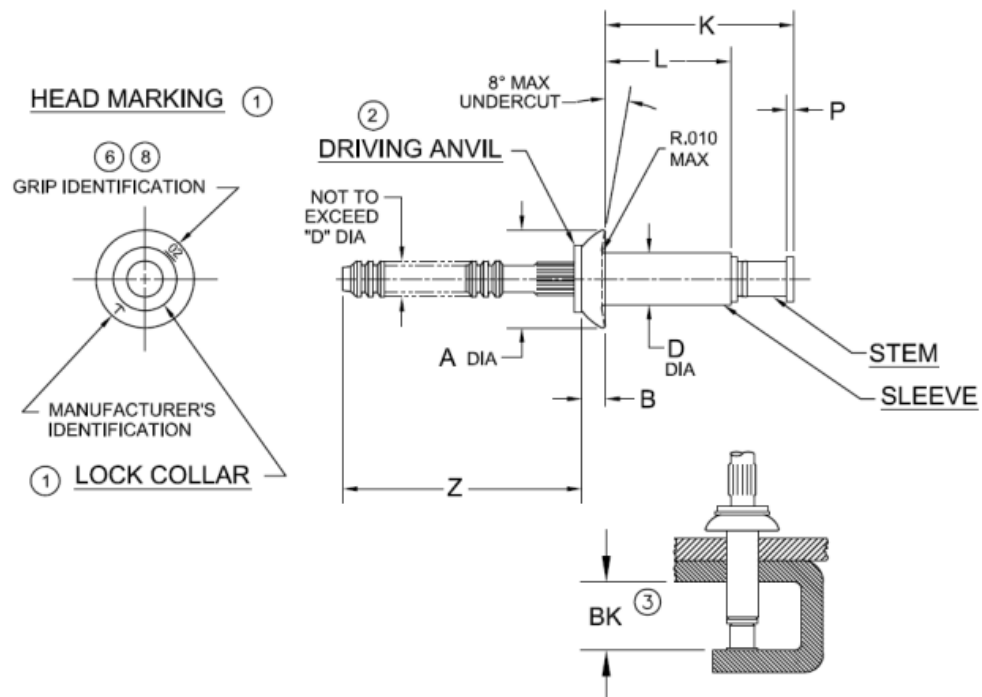


Fonte: National Aerospace Standard 1997

b) Rebite Cego CR3243 de Alumínio 2024-T3

- Aplicação: Indicado para situações de acesso restrito, como portas de carga sujeitas a vibrações dinâmicas. É comum em aeronaves com estruturas compostas, como o Airbus A350. A Figura 5 mostra o desenho técnico utilizado para o desenvolvimento do rebite cego, sendo o -04 o utilizado.
- Análise: O foco deve recair sobre o esmagamento local e tensões interlaminares, verificadas pelo critério de Puck. Ensaios em fadiga (10^4 – 10^6 ciclos) simulam carregamento combinado de tração e cisalhamento.
- Modificações: O uso de arruelas de distribuição pode elevar a resistência à compressão em até 25% (BRUHN, 1973). A adoção de cabeça flush (100°) reduz o arrasto aerodinâmico em portas externas, sendo recomendada a integração de insertos metálicos para maior compatibilidade com resinas epóxi.

Figura 5. Desenho Técnico Rebite Cego com cotas e especificações dimensionais.

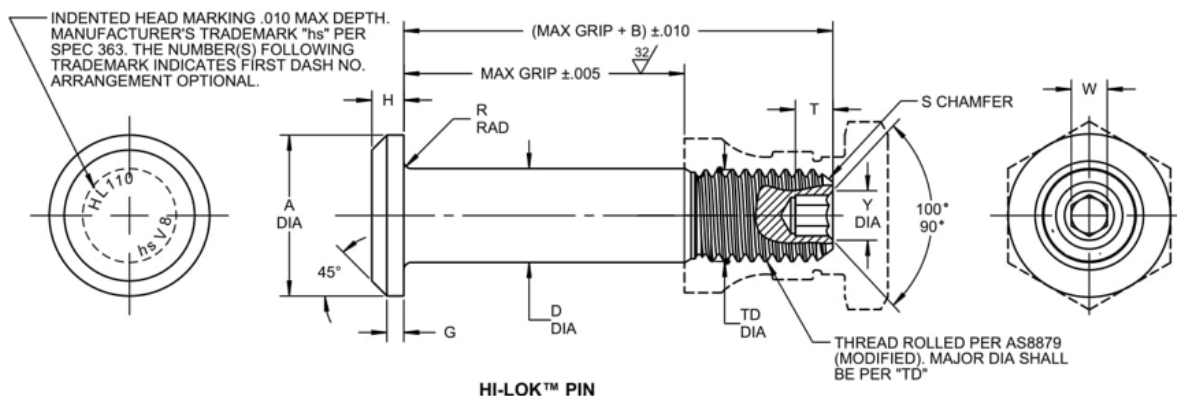


Fonte: Cherry Aerospace 2019

c) Parafuso Hi-Lok 110 de Titânio (Ti-6Al-4V)

- Aplicação: Amplamente utilizado em portas de trem de pouso e regiões de fuselagem submetidas a esforços combinados de tração e cisalhamento dinâmico, como no F-35. A Figura 6 mostra o desenho técnico utilizado para o desenvolvimento do parafuso, foi escolhido o -06, que é o melhor Hi-Lok.
- Análise: A avaliação deve considerar esforços de cisalhamento e tração em torno do furo, com critérios anisotrópicos de falha (Tsai-Wu e Hashin). Recomenda-se modelagem via FEM com malha tetraédrica de alta ordem e análise de delaminação sob carregamento cíclico.
- Modificações: A cabeça chanfrada evita interferências geométricas, enquanto a rosca fina aumenta o engate e a rigidez da fixação. O uso de colar de travamento é recomendado para retardar falhas por fadiga.

Figura 6. Desenho Técnico *Hi-Lok* com cotas e especificações dimensionais.

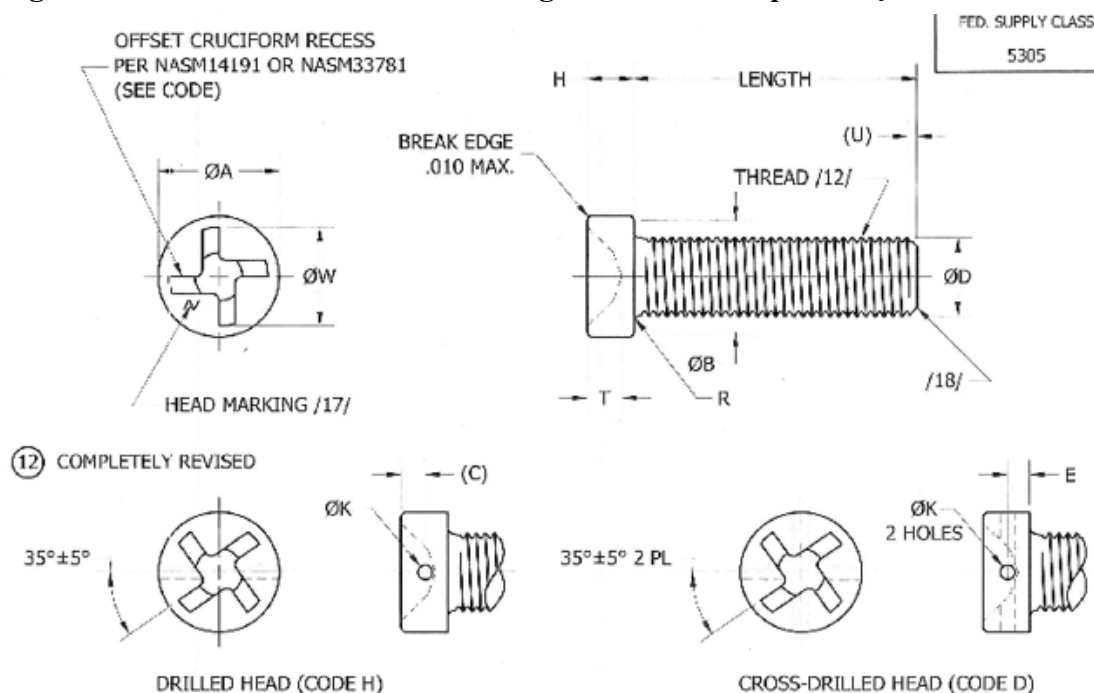


Fonte: Lisi Aerospace 2017

d) Parafuso Cego NAS1101 de Aço Inoxidável A286

- Aplicação: Empregado em portas de serviço e painéis não estruturais, onde há necessidade de desmontagem frequente e carregamentos de menor intensidade. É comum em interiores de helicópteros e estruturas secundárias. A Figura 7 mostra o desenho técnico utilizado para o desenvolvimento do parafuso cego, sendo o -04 o tamanho utilizado.
- Análise: As tensões principais devem ser verificadas por FEM, considerando efeitos de tração, esmagamento e cisalhamento interlaminar. Ensaio de fadiga progressiva (10^5 ciclos) são recomendados para avaliar a redução de rigidez.
- Modificações: O aumento do diâmetro nominal (M5–M8) proporciona melhor distribuição de tensões, enquanto a folga controlada (0,1–0,2 mm) acomoda variações térmicas. A cabeça baixa pode ser adotada em estruturas leves para reduzir peso.

Figura 7. Desenho Técnico Parafuso Cego com cotas e especificações dimensionais.



Fonte: National Aerospace Standard 2013

3.2.2. Estruturação do Modelo em CATIA V5

O desenvolvimento deste trabalho concentrou-se na modelagem tridimensional e na análise estrutural de fixações aeronáuticas aplicadas a materiais compósitos, com ênfase em dois tipos de fixadores amplamente utilizados na indústria aeronáutica: o parafuso e o rebite. A escolha desses elementos se fundamenta na representatividade de diferentes estratégias de fixação. O parafuso caracteriza-se por possibilitar desmontagem e reaperto controlado, conferindo flexibilidade em processos de manutenção e inspeção, enquanto o rebite é reconhecido pela simplicidade de aplicação, alta confiabilidade e eficiência na distribuição de cargas, especialmente em junções sujeitas a esforços repetitivos e dinâmicos (BROUGHTON et al., 2001).

Para atingir os objetivos propostos, o trabalho foi estruturado em etapas sequenciais e integradas. Inicialmente, realizou-se a definição geométrica detalhada dos fixadores, considerando dimensões padronizadas e tolerâncias recomendadas pelas normas aeronáuticas aplicáveis (por exemplo, NAS e SAE). Em seguida, foi realizada a seleção criteriosa de materiais, levando em consideração propriedades mecânicas relevantes para materiais compósitos, como módulo de elasticidade, resistência à delaminação, tenacidade à fratura e comportamento frente a cargas cíclicas.

Posteriormente, procedeu-se à modelagem tridimensional no ambiente CAD do CATIA V5, permitindo a reprodução fiel da geometria dos fixadores e das regiões adjacentes do laminado compósito. Com a geometria consolidada, foram aplicadas técnicas de análise por Elementos Finitos (FEM), viabilizando a avaliação da distribuição de tensões, deformações e possíveis modos de falha, como delaminação, esmagamento local e fissuração ao redor das perfurações. Por fim, os resultados obtidos foram comparados com parâmetros de referência de fixadores convencionais, possibilitando a validação do desempenho estrutural dos modelos analisados e identificando oportunidades de otimização no projeto de fixações para materiais compósitos.

3.3. Configuração do Método dos Elementos Finitos (FEM)

O Método dos Elementos Finitos (FEM) é uma ferramenta numérica essencial para a análise de estruturas complexas, permitindo a avaliação precisa do comportamento de juntas e fixações em materiais compósitos. Neste estudo, a análise foi conduzida utilizando o ambiente *Generative Structural Analysis* (GSA) do *software* CATIA V5, que integra em um mesmo sistema a modelagem tridimensional e a simulação numérica. Esse ambiente permite gerar malhas, definir propriedades de materiais, aplicar condições de contorno e executar as simulações, garantindo uma integração direta entre o modelo geométrico e o modelo de análise estrutural. Essa abordagem é particularmente eficiente para lidar com geometrias complexas e para representar o comportamento anisotrópico de materiais compósitos, que podem apresentar diferentes modos de falha.

Conforme descrito por Zienkiewicz et al. (2005), a precisão dos resultados obtidos por FEM depende fortemente da qualidade da malha, da definição adequada das propriedades materiais e da aplicação correta das condições de contorno. Esses elementos foram configurados no ambiente *Generative Structural Analysis*, que oferece controle detalhado sobre a discretização do modelo e a análise das tensões em regiões críticas, aspectos fundamentais para representar adequadamente o comportamento de fixações em materiais compósitos sob diferentes regimes de carregamento.

3.3.1. Definição das Condições de Contorno e Malha

A seguir são detalhadas as etapas de definição da malha e aplicação dos carregamentos simulados no processo. As condições de contorno foram configuradas de forma a reproduzir com fidelidade os carregamentos e restrições que ocorrem em situações reais de operação. O laminado foi rigidamente fixado em uma das extremidades, simulando

uma ancoragem estrutural permanente. Na extremidade oposta, foram aplicados carregamentos de tração e cisalhamento, representando os esforços típicos aos quais o painel está submetido em um ambiente operacional real. A aplicação combinada desses carregamentos é essencial para o estudo do comportamento estrutural da junta, uma vez que as interações entre forças de tração, compressão e cisalhamento são características de componentes estruturais compostos.

A malha foi gerada no ambiente *Generative Structural Analysis* (GSA) do CATIA V5, com atenção especial às regiões ao redor dos furos e fixadores. Essas áreas concentram tensões devido à geometria local e aos tipos de carregamento aplicados. O processo de refinamento da malha foi realizado de maneira iterativa, ajustando-se até que a variação dos resultados entre dois refinamentos consecutivos fosse inferior a 5%, garantindo a estabilidade numérica e a precisão dos resultados finais (LOGAN, 2011). O refinamento local da malha é uma prática fundamental, especialmente em regiões críticas, como nas interfaces entre o material compósito e os fixadores metálicos, onde o comportamento pode apresentar não linearidades significativas.

Para a discretização, o CATIA V5 permitiu a utilização de elementos sólidos tetraédricos de segunda ordem (parabólicos) na modelagem dos fixadores metálicos, assegurando uma representação precisa das geometrias complexas e das interfaces de contato. O material compósito foi modelado utilizando elementos anisotrópicos, adequados para capturar o comportamento direcional característico de laminados de fibra de carbono e resina epóxi. Essa abordagem é essencial para representar modos de falha típicos, como delaminação e fratura interlaminar, que dependem fortemente da orientação das fibras e das propriedades das camadas.

A combinação de elementos sólidos de alta ordem para os fixadores e elementos anisotrópicos para o compósito possibilitou uma simulação detalhada das interações entre os diferentes componentes da junta, permitindo avaliar as distribuições de tensões e deformações em regiões críticas, como os furos de fixação. Essa metodologia contribui para uma representação mais realista do desempenho estrutural e para a identificação dos principais mecanismos de falha sob diferentes regimes de carregamento.

Além disso, o *Generative Structural Analysis* oferece recursos específicos para a definição de condições de contato entre corpos, fundamentais na análise de fixações mecânicas. As interfaces entre o fixador e o laminado foram tratadas como contatos de tipo “*surface-to-surface*” com comportamento de fricção linear, permitindo a transferência adequada de esforços de cisalhamento e compressão entre as superfícies. As restrições foram

aplicadas utilizando vínculos do tipo “*Clamp*”, que impõem deslocamento nulo em todos os graus de liberdade, enquanto os carregamentos foram implementados por meio de pressões distribuídas e forças concentradas, de modo a representar de forma realista as solicitações atuantes na junta. Essa configuração segue as recomendações de Zienkiewicz et al. (2005) quanto à importância da correta definição de vínculos e interações para garantir a precisão e a estabilidade dos resultados obtidos pelo Método dos Elementos Finitos.

3.3.2. Aplicação de Carregamentos e Restrições

As cargas aplicadas corresponderão a aproximadamente 70% da resistência máxima do compósito, valor compatível com margens de projeto aeronáutico (DANIEL, ISHAI, 2006). Restrições foram impostas para impedir deslocamentos rígidos da estrutura e garantir equilíbrio estático. A simulação incluiu cálculos de:

(a) Distribuição de tensões em torno dos furos e nas regiões adjacentes ao fixador:

A Equação 1 demonstra a concentração e distribuição de tensões ao redor do furo, quando uma placa com furo circular é tracionada.

Quando uma placa com furo circular é tracionada, ocorre uma concentração de tensão ao redor do furo. A tensão máxima é dada por:

$$\sigma_{m\acute{a}x} = K_t \cdot \sigma_{\infty} \quad (1)$$

Onde:

- $\sigma_{m\acute{a}x}$: Tensão máxima ao redor do furo (Pa)
- K_t : Fator de concentração de tensão (adimensional)
- σ_{∞} : Tensão nominal aplicada longe do furo (Pa)

Para furos circulares em chapas finas, K_t pode ser aproximado por (Equação 2):

$$K_t = 3 - 3,14 \cdot \frac{d}{\omega} + 0,72 \cdot \left(\frac{d}{\omega}\right)^2 \quad (2)$$

Onde:

- d : Diâmetro do furo (m)
- ω : Largura da chapa (m)

(b) Tensão de cisalhamento no fixador:

A tensão de cisalhamento no fixador em rebites ou parafusos submetidos a força de cisalhamento, é dada pela Equação 3:

Em rebites ou parafusos submetidos a força de cisalhamento, a tensão é (Equação 3):

$$\tau = \frac{F}{A_r} \quad (3)$$

Onde:

- τ : Tensão de cisalhamento no fixador (Pa)
- F : Força cortante aplicada (N)
- A_r : Área da seção transversal do fixador (m²)

Para seção circular (Equação 4):

$$A_r = \frac{\pi d^2}{4} \quad (4)$$

(c) Esmagamento local do compósito, a tensão de esmagamento entre o fixador e o compósito é dada pela Equação 5:

$$\sigma_b = -\frac{F}{t \cdot d} \quad (5)$$

- Onde:
- σ_b : Tensão de esmagamento no compósito (Pá)
- F : Força aplicada (N)
- t : Espessura do laminado (m)
- d : Diâmetro do fixador (m)

(d) Critérios de falha para compósitos (Hashin e Puck) representados pelas Equações 6, 7 e 8:

Hashin — Falha por Tração na Fibra:

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right)^2 + \alpha \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 \leq 1 \quad (6)$$

Hashin — Falha por Compressão na Fibra:

$$\frac{\sigma_{11}}{x_c} \leq 1 \quad (7)$$

Onde:

- σ_{11} : Tensão longitudinal na direção da fibra
- τ_{12} : Tensão de cisalhamento no plano da camada
- X_t, X_c : Resistências à tração e compressão longitudinal (Pa)
- S_{12} : Resistência ao cisalhamento (Pa)
- α : Parâmetro empírico

Puck — Falha Interlaminar (Cisalhamento + Tração):

$$f_{interlam} = \frac{\tau_n}{\tau_{crit}} + \beta \cdot \frac{\sigma_n}{\sigma_{crit}} \leq 1 \quad (8)$$

Onde:

- τ_n : Tensão de cisalhamento normal ao plano da camada
- σ_n : Tensão normal ao plano da camada
- τ_{crit} : Limite de resistência ao cisalhamento interlaminar
- σ_{crit} : Limite de resistência à tração normal
- β : Parâmetro experimental

(e) Vida em Fadiga (Curva S-N), para carregamento cíclico, a vida em número de ciclos até a falha é dada pela Equação 9:

$$N_f = \left(\frac{\sigma_f}{\sigma_{máx}} \right)^b \quad (9)$$

Onde:

- N_f : Número de ciclos até a falha
- σ_f : Tensão de falha para 1 ciclo (Pa)
- $\sigma_{máx}$: Tensão máxima aplicada no ciclo (Pa)
- b : Expoente de fadiga do material (negativo)

A análise de fadiga considerou modelos progressivos de falha de Hashin e Puck, reconhecidos na literatura por sua eficácia em compósitos laminados (TALREJA, SINGH, 2012). Foram realizados cálculos de:

- Evolução de delaminação e falha interlaminar;
- Ciclos de carregamento até a falha local ou global da junta;
- Redução progressiva da rigidez da junta em função do dano acumulado;
- Comparação de desempenho entre parafusos e rebites sob condições de fadiga.

Essa configuração permite prever não apenas a distribuição de tensões iniciais, mas também o comportamento progressivo da junta, considerando falhas locais e globais, e avaliar a vida útil em serviço, oferecendo subsídios para otimização do projeto de fixadores em materiais compósitos.

3.4. Estratégia de Comparação com Fixadores Convencionais

No desenvolvimento de soluções estruturais para materiais compósitos, a escolha do tipo de fixador é uma etapa crítica, pois afeta diretamente a distribuição de tensões, o desempenho mecânico da junta e a viabilidade do processo de fabricação. Fixadores convencionais, como parafusos metálicos e rebites de alumínio, amplamente utilizados em estruturas metálicas, apresentam limitações quando aplicados a compósitos, devido ao comportamento anisotrópico desses materiais e à sua maior suscetibilidade a falhas por concentração de tensões.

Para validar sua eficiência, será realizada uma análise comparativa com fixadores tradicionalmente empregados em estruturas aeronáuticas, considerando critérios técnicos relevantes ao contexto dos materiais laminados.

Entre as fixações estudadas, foram escolhidos os parafusos metálicos e rebites de alumínio 2024-T3. Sendo os parafusos de alta resistência, frequentemente aplicados em regiões críticas, devido à sua robustez e bom desempenho sob cargas concentradas. Em especial, os parafusos de liga de titânio apresentam elevada resistência à fadiga e favorecem uma distribuição mais eficiente das tensões nas interfaces. No entanto, quando aplicados em compósitos, podem ocasionar falhas por esmagamento ou delaminação caso não sejam utilizados com elementos de proteção, como buchas ou arruelas.

Rebites de alumínio 2024-T3, amplamente empregados em regiões de menor solicitação estrutural, devido à sua leveza, facilidade de instalação e baixo custo, são

indicados para aplicações em que os esforços se encontram mais distribuídos, como em painéis e revestimentos. Contudo, sua capacidade de carga é limitada e a concentração de tensões nos furos pode comprometer a integridade do compósito ao longo do tempo.

Como mostra na Figura 4 os modelos escolhidos para as análises, onde será conduzida com base nos seguintes critérios:

- Capacidade de distribuição de carga e redução de tensões concentradas;
- Resistência à fadiga em compósitos laminados;
- Compatibilidade com o comportamento anisotrópico do material;
- Impacto no peso estrutural;
- Potencial de induzir falhas no compósito (esmagamento, delaminação ou arrancamento);

4. RESULTADOS E DISCUSSÕES

4.1. Distribuição de Tensões e Modos de Falhas

A análise numérica por elementos finitos permitiu investigar o comportamento estrutural de juntas fixadas com diferentes tipos de prendedores, sendo avaliados: o rebite sólido de alumínio 2024-T3, o rebite cego alumínio 2024-T3, o parafuso Hi-Lok de liga de titânio (Ti-6Al-4V) e o parafuso cego de aço inoxidável A286. Os resultados da Tabela 7 foram obtidos a partir das propriedades dos fixadores nas Tabelas de 3 à 7 e as equações utilizadas de tensão (Equações 1 a 9), que revelaram padrões distintos de distribuição de esforços e modos de falha específicos para cada fixador.

Tabela 7. Resultados da Equações.

PROPRIEDADES	HI-LOK 110 -06	NAS1101-04	NAS1919-04	CR3243-04
<i>Material</i>	<i>Ti-6Al-4V</i>	<i>Aço A286</i>	<i>Al 2024-T3</i>	<i>Al 2024-T3</i>
σ_{∞} (MPa)	9,6154	8,0128	7,2115	7,2115
Kt	28704,0	29479,0	29219,0	2909,0
Ar (m ²)	3,93x10 ⁻¹²	3,14x10 ⁻¹²	7,07x10 ⁻¹²	9,62x10 ⁻¹²
$\sigma_{\max}$ (MPa)	27,6002	23,6207	21,0718	20,9786
τ (MPa)	61,1155	318,3099	127,3240	93,5441
σ_b (MPa)	-230,7692	-480,7692	-288,4615	-247,2527
Hashin_trac.	0,7626	20,6780	3,3086	1,7860
Hashin_comp.	0,0345	0,0295	0,0263	0,0262
Falha Interlaminar	0,6333	0,6333	0,6333	0,6333
Nf (ciclos)	1,22x10 ⁻⁵	7,63x10 ⁻⁶	5,41x10 ⁻⁶	5,34x10 ⁻⁶
INTERPRETAÇÃO	Tensões mais altas, mas boa resistência à fadiga. Indica alta rigidez e durabilidade sob carga cíclica.	Alta tensão de cisalhamento (risco elevado de falha interlaminar e delaminação) boa resistência à fadiga relativa.	Tensão moderada, comportamento plástico mais homogêneo, resistência cíclica menor.	Menor solicitação global, boa distribuição de carga, mas resistência à fadiga baixa.

Fonte: Autor (2025)

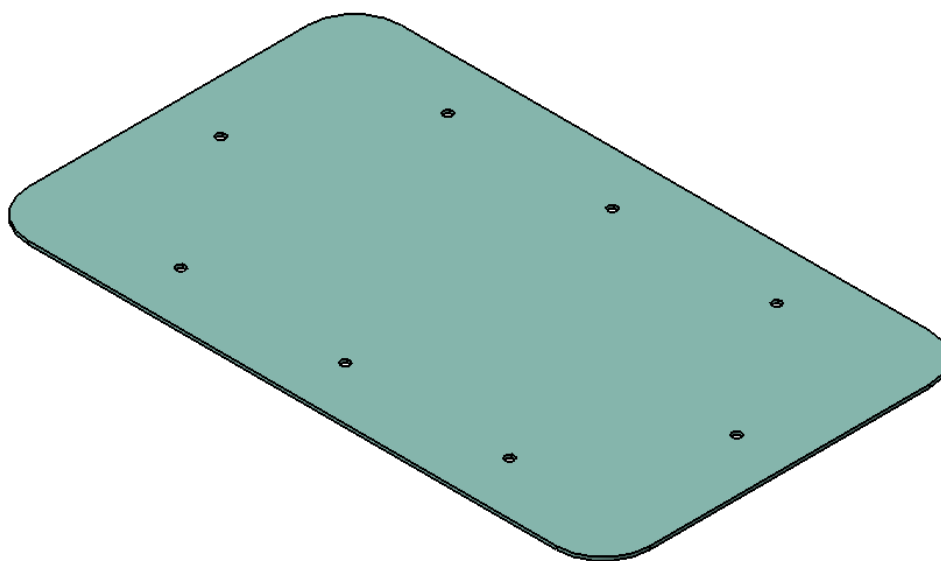
De forma geral, observou-se que a região ao redor dos furos apresentou as maiores concentrações de tensões, configurando-se como o ponto mais crítico das juntas. Esse efeito ocorre devido à descontinuidade geométrica introduzida pela furação e à transferência de carga entre o fixador e o laminado composto.

As análises dos modelos feitos no CATIA V5, no qual a Figura 9 apresenta a tampa de acesso de Carbono/Epóxi e a Figura 10 mostra os fixadores desenvolvidos, que permitiram identificar três regiões recorrentes de concentração de esforços para todos os fixadores avaliados:

- Borda do furo: local onde se concentram as tensões radiais máximas, sendo o ponto mais suscetível à delaminação do laminado.
- Interface fixador-laminado: área crítica nos fixadores mais rígidos, com altas tensões de contato que podem comprometer a integridade do furo.
- Região sob a cabeça do fixador: local de incidência de tensões compressivas, com possibilidade de falha por esmagamento do laminado.

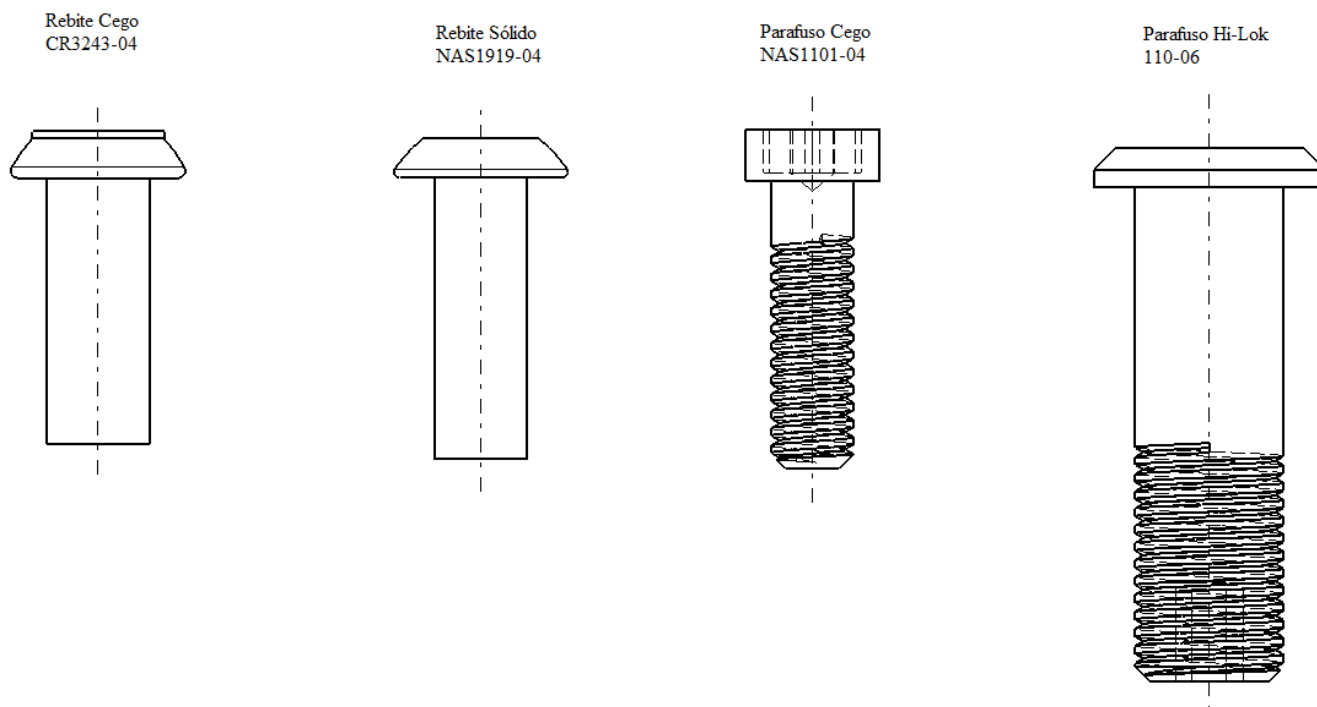
Essas regiões foram evidenciadas nos mapas de tensão gerados para cada configuração de fixação, reforçando a necessidade de atenção ao dimensionamento da junta e à escolha do fixador em função das características do carregamento aplicado.

Figura 9. Peça estrutural utilizada para análise numérica.



Fonte: Autor (2025).

Figura 10. Desenvolvimento dos prendedores no CATIA V5.



Fonte: Autor (2025).

4.1.1. Parafuso *Hi-Lok* 110-06 de Titânio (Ti-6Al-4V)

Tensões mais altas, mas boa resistência à fadiga indica alta rigidez e durabilidade sob carga cíclica.

Nos modelos com parafuso *Hi-Lok*, as tensões máximas se concentraram na borda do furo e na interface entre o corpo do fixador e o laminado. A cabeça embutida favoreceu uma distribuição superficial mais estável; no entanto, a elevada rigidez do titânio resultou em picos acentuados de tensão radial. Esse comportamento indica maior propensão à delaminação e ao arrancamento progressivo em compósitos estruturais.

4.1.2. Parafuso Cego NAS1101-04 de Aço Inoxidável A286

O modelo com parafuso cego de aço inoxidável apresentou padrão semelhante ao do *Hi-Lok*, com tensões concentradas ao redor do furo e sob a cabeça do fixador. A menor rigidez do aço, em comparação ao titânio, contribuiu para uma leve redistribuição dos esforços, mas ainda se observou tendência a falhas localizadas. A deformação foi mais acentuada na região do furo, e os mapas indicaram risco de esmagamento do laminado sob compressão localizada.

4.1.3. Rebite Sólido NAS1919-04 de Alumínio 2024-T3

O rebite sólido apresentou boa distribuição de tensões no contorno do furo, com menores picos em comparação aos fixadores parafusados. A ampla área de contato da cabeça do rebite favoreceu a dissipação dos esforços, reduzindo as tensões superficiais no laminado. Por outro lado, a deformação local foi mais elevada, com tendência a falha por esmagamento e cisalhamento do corpo do rebite.

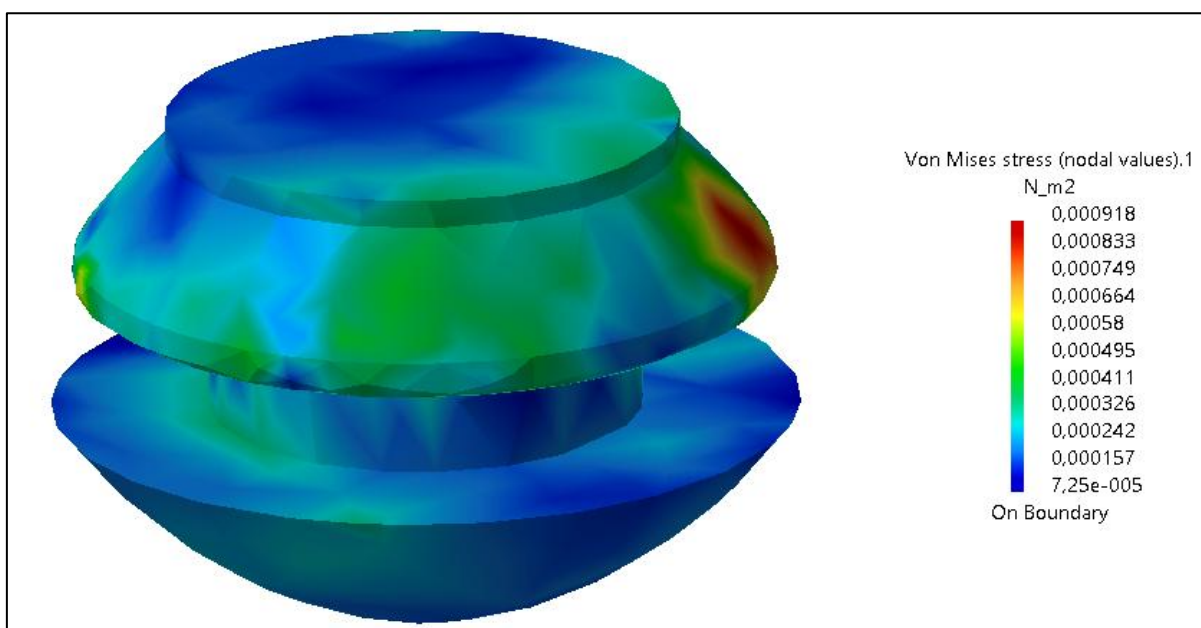
4.1.4. Rebite Cego CR3243-04 de Alumínio 2024-T3

O rebite cego CR3243 demonstrou comportamento semelhante ao rebite sólido quanto à distribuição das tensões, embora os valores máximos tenham sido ligeiramente superiores. A geometria do fixador e sua instalação por um único lado resultaram em uma leve assimetria nos mapas de tensão. Houve maior deformação plástica prevista no corpo do rebite, especialmente sob cargas mais elevadas, indicando risco de escoamento localizado.

4.2. Avaliação da Vida Útil e Fadiga dos Fixadores

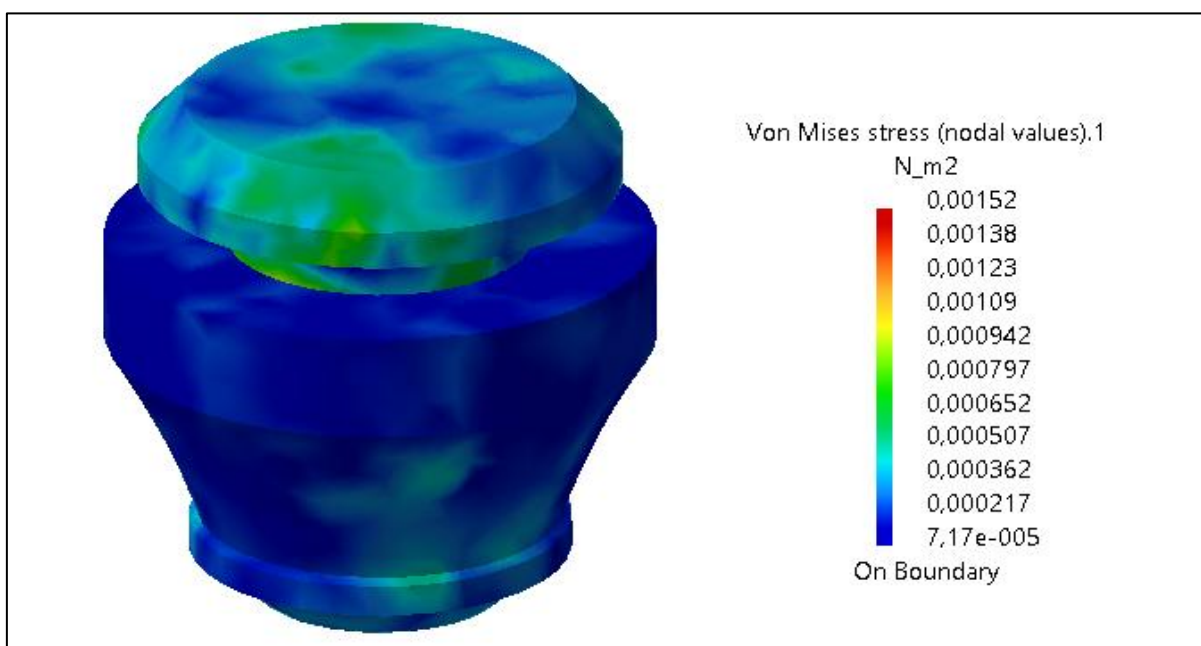
A avaliação da vida útil das juntas fixadas em materiais compósitos é essencial na manutenção aeronáutica, pois essas estruturas sofrem ciclos de carregamento repetitivos durante toda a operação. Diferentemente dos metais, os laminados compósitos apresentam comportamento em fadiga mais complexo, devido à atuação simultânea de mecanismos como delaminação, fratura de fibras e deterioração da matriz.

Figura 11. Análise de Tensões do Rebite Cego CR3243-04 de Alumínio 2024-T3.



Fonte: Autor (2025).

Figura 12. Análise de Tensões do Parafuso Hi Lok 110-6 de Titânio (Ti-6Al-4V).



Fonte: Autor (2025).

Nas simulações feitas no CATIA V5, os fixadores — parafuso de titânio (Ti-6Al-4V) e rebite de alumínio 2024-T3 — apresentaram respostas distintas sob carregamentos cíclicos, como mostram as Figuras 11 e 12. O parafuso, pela elevada rigidez, mostrou boa resistência ao cisalhamento e maior durabilidade, mas também gerou altas concentrações de tensão no contorno do furo, favorecendo delaminações no laminado. Essas falhas progressivas podem reduzir a vida útil da junta, mesmo sem danos aparentes.

O rebite apresentou melhor dissipação de esforços no início, devido à maior área de contato da cabeça do fixador. Contudo, a menor resistência da liga de alumínio causou deformação plástica crescente, aumentando o risco de ovalização do furo e perda de interferência entre o rebite e o laminado, o que reduz a capacidade de transmissão de carga.

Os critérios de falha aplicados indicaram delaminação interlaminar como falha predominante nos modelos com parafuso e esmagamento localizado (*bearing*) nos modelos com rebite, além de possibilidade de cisalhamento do corpo do fixador. Assim, o parafuso de titânio mostra maior potencial de durabilidade em aplicações críticas, desde que controlado o torque de instalação. Já o rebite de alumínio é mais adequado para regiões secundárias, onde peso, custo e solicitação cíclica moderada são determinantes.

4.3. Comparação entre Fixador Convencional e Proposto

A análise realizada ao longo deste capítulo permitiu estabelecer uma comparação abrangente entre dois fixadores amplamente utilizados em aplicações aeronáuticas: parafuso e o rebite, ambos aplicados em juntas de laminado compósito de fibra de carbono com matriz epóxi.

Os resultados indicam que não existe uma única solução ideal para todas as situações estruturais. Cada fixador apresentou características distintas que o tornam mais apropriado conforme o tipo de carregamento, a criticidade da região da estrutura e os requisitos operacionais do projeto. O parafuso de titânio demonstrou desempenho superior em termos de resistência localizada, durabilidade sob ciclos de fadiga e capacidade de manutenção em áreas críticas da estrutura, como junções principais e zonas de inspeção recorrente. Sua rigidez elevada, embora contribua para o aumento das tensões nos contornos dos furos, oferece maior confiabilidade em longo prazo quando utilizado com critérios de instalação adequados.

Em contrapartida, o rebite de alumínio apresentou vantagens relevantes em aplicações de grande área, onde o carregamento é distribuído e menos severo. Sua instalação mais simples, o menor custo de fabricação e o peso reduzido o tornam uma solução eficiente em regiões não críticas da estrutura, como revestimentos e painéis. Além disso, a maior área de contato da cabeça do rebite favoreceu uma melhor distribuição de tensões na interface com o laminado, reduzindo o risco de falhas por delaminação imediata.

A análise comparativa evidencia que a seleção do fixador ideal deve considerar múltiplos critérios simultaneamente, como:

- Desempenho estrutural, relacionado à capacidade de suportar cargas;
- Redução de concentrações de tensão, especialmente ao redor dos furos, o que influencia diretamente a vida útil da junta em compósitos;
- Eficiência de aplicação, como tempo de montagem, acessibilidade e reaperto;
- Peso estrutural, fator crucial para o desempenho da aeronave e consumo de combustível;
- Confiabilidade e manutenção, para estruturas com acessos frequentes e ciclos de carga variáveis.

A partir dessas observações, elaborou-se a Tabela 8, que sintetiza uma análise qualitativa dos fixadores, considerando seus comportamentos estruturais, condições de instalação e desempenho em operação. O objetivo é interpretar, de forma complementar, os resultados numéricos obtidos na Tabela 7.

Tabela 8. Análise qualitativa dos fixadores.

Parâmetro	Rebite Sólido NAS1919-04	Rebite Cego CR3243-04	Parafuso Hi-Lok 110-06 (Ti-6Al-4V)	Parafuso Cego NAS1101-04 (Aço A286)
Comportamento Mecânico Geral	Distribuição de tensões homogênea, adequada para laminados finos.	Distribuição levemente assimétrica, porém, estável.	Elevada rigidez e resistência, mas concentração de tensões localizadas.	Alta resistência estática, porém comportamento menos previsível no compósito.
Compatibilidade com Materiais Compósitos	Boa compatibilidade, com baixo risco de delaminação.	Boa compatibilidade, porém, suscetível a deformações plásticas locais.	Compatibilidade limitada; pode induzir delaminação e trincas na borda do furo.	Compatibilidade reduzida devido às altas tensões de cisalhamento.
Desempenho em Fadiga	Baixo desempenho; indicado para cargas estáticas.	Baixo desempenho; risco de fadiga em ciclos elevados.	Excelente desempenho; ideal para regiões sujeitas a cargas cíclicas.	Bom desempenho em fadiga, mas com risco de falha interlaminar.
Modos de Falha Prováveis	Cisalhamento e <i>bearing</i> (esmagamento).	Escoamento e deformação plástica.	Delaminação e <i>pull-through</i> .	Fratura interlaminar e <i>pull-through</i> .
Efeito sobre o Laminado	Deforma o laminado localmente, mas sem ruptura.	Gera pequenas zonas plásticas sem delaminação.	Pode causar trincas e delaminações devido ao alto Kt.	Induz tensões elevadas e falhas interlaminares.
Facilidade de Instalação	Requer acesso dos dois lados; processo simples.	Instalação rápida por um lado; ideal para reparos.	Instalação precisa; requer controle de torque e alinhamento.	Instalação prática, mas requer cuidado com o torque.
Aplicações Recomendadas	Estruturas leves e painéis secundários.	Regiões de acesso restrito com baixa solicitação.	Estruturas críticas (asas, fuselagem, junções primárias).	Reparos e zonas estruturais críticas com acesso limitado.
Considerações para Desenvolvimento de Fixações em Compósitos	Serve como referência para fixadores híbridos de baixo custo.	Pode inspirar soluções leves com fixação cega aprimorada.	Indicado como modelo para alta resistência em compósitos avançados.	Deve ser usado com reforço local do laminado para reduzir tensões interlaminares.

Fonte: Autor (2025)

4.4. Implicações para a Indústria Aeronáutica

Os resultados obtidos neste estudo oferecem subsídios técnicos relevantes para a aplicação prática de fixadores em estruturas aeronáuticas fabricadas com materiais

compósitos. Ao evidenciar como diferentes tipos de fixadores influenciam a distribuição de tensões, os modos de falha e a durabilidade das juntas, a pesquisa contribui diretamente para a melhoria dos processos de projeto, fabricação e manutenção de aeronaves.

Na prática industrial, a seleção de fixadores não depende apenas do desempenho mecânico individual. Fatores como tempo de instalação, acessibilidade, peso estrutural e custo de produção são determinantes nas etapas de desenvolvimento e certificação de uma aeronave. Nesse contexto, os resultados indicam que a utilização combinada de diferentes tipos de fixadores, aplicados de forma estratégica conforme a função estrutural da junta, permite otimizar a confiabilidade da estrutura sem comprometer a eficiência do processo produtivo.

A aplicabilidade prática do fixador desenvolvido neste estudo, com geometrias ajustadas para minimizar concentrações de tensões e melhorar a adaptação ao laminado compósito, mostrou-se promissora em regiões críticas da estrutura, onde são exigidos alto desempenho mecânico e boa resistência à fadiga. O comportamento observado indica que, com ajustes de instalação e torque, esse fixador pode oferecer maior durabilidade e menor risco de delaminação em comparação com fixadores convencionais. Além disso, sua capacidade de desmontagem o torna adequado para zonas sujeitas a inspeções regulares e manutenção programada.

Por outro lado, algumas limitações foram identificadas durante o estudo e devem ser consideradas para uma aplicação mais abrangente na indústria. As análises foram realizadas exclusivamente por meio de simulação numérica, o que implica a necessidade de validação experimental dos modelos empregados. A variedade de fixadores testados também foi restrita, limitando-se a geometrias padrão e a apenas um tipo de laminado compósito, com espessura e orientação de fibras fixas. Além disso, os carregamentos aplicados foram simplificados, não refletindo integralmente as condições complexas de operação de uma aeronave, como vibrações, impactos e variações térmicas.

Ainda assim, os resultados obtidos fornecem uma base sólida para o avanço no desenvolvimento de fixadores mais bem adaptados às particularidades dos materiais compósitos. Há oportunidades claras para o aprimoramento de projetos que combinem os benefícios de diferentes tipos de fixação, como o desempenho estrutural de parafusos com a leveza e distribuição de cargas proporcionada por rebites. Esse caminho pode resultar no surgimento de soluções híbridas, mais eficientes em termos de peso, custo e desempenho em serviço.

No setor de manutenção aeronáutica, a compreensão detalhada dos modos de falha mais prováveis — como delaminação nas interfaces rígidas ou ovalização dos furos por deformação plástica — permite o aprimoramento das estratégias de inspeção, prolongando a vida útil das juntas e aumentando a segurança operacional. Esses dados também auxiliam no estabelecimento de critérios de substituição preventiva e na definição de planos de manutenção mais eficazes.

Por fim, este estudo reforça a importância de alinhar o desenvolvimento de novos fixadores às demandas reais da indústria aeronáutica. A integração entre modelagem numérica, validação experimental e aplicação prática representa um caminho promissor para o avanço de soluções estruturais mais confiáveis, econômicas e compatíveis com os requisitos cada vez mais rigorosos do setor aeroespacial.

5. CONCLUSÃO

O presente trabalho apresentou o desenvolvimento e a análise estrutural de fixações aeronáuticas aplicadas em materiais compósitos, considerando o comportamento em fadiga e os modos de falha mais recorrentes. Foram modelados e analisados diferentes tipos de fixadores — parafuso de titânio Ti-6Al-4V e rebite de alumínio 2024-T3 — utilizando o *software* CATIA V5, tanto para a modelagem geométrica quanto para as simulações pelo Método dos Elementos Finitos (FEM) no ambiente *Generative Structural Analysis* (GSA). Os resultados indicaram que o parafuso apresentou maior rigidez e resistência ao cisalhamento, porém com concentrações de tensão mais elevadas que favoreceram delaminações no laminado. O rebite, por sua vez, proporcionou distribuição mais uniforme dos esforços, mas apresentou maior deformação plástica e tendência à ovalização dos furos. Conclui-se que o parafuso é mais adequado para aplicações críticas e regiões de alta solicitação, enquanto o rebite se mostra mais indicado para áreas secundárias, onde predominam cargas moderadas ou restrição de peso.

As análises demonstraram que o comportamento mecânico das juntas depende não apenas das propriedades do fixador, mas também da geometria, da espessura do laminado e da interação com o compósito. Não existe um fixador universalmente superior: a seleção deve considerar regime de carregamento, criticidade da junta, requisitos de manutenção e custos de fabricação. O parafuso em liga de titânio demonstrou maior confiabilidade estrutural e vida em fadiga, enquanto os rebites de alumínio destacaram-se pela leveza, simplicidade de instalação e melhor distribuição de esforços.

Este estudo reforça a importância do projeto otimizado de fixadores para compósitos, levando em conta efeitos da anisotropia e modos de falha específicos desses materiais. Além disso, evidencia a relevância do uso na aeronáutica de ferramentas integradas de CAD e FEM, como o CATIA V5, permitindo a redução de protótipos físicos e a avaliação de diferentes cenários de carregamento de forma virtual e controlada. Como limitação, destaca-se a ausência de ensaios experimentais para validação dos resultados numéricos, recomendando-se sua realização em trabalhos futuros para aprimorar a correlação entre simulações e desempenho real das fixações aeronáuticas em compósitos.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ASHBY, M. F.; JOHNSON, K. **Materiais e Design: A Arte e Ciência da Seleção de Materiais no Design Industrial**. 3. ed. Rio de Janeiro: Elsevier, 2014.

ASME. Y14.5-2018: **Dimensioning and tolerancing**. New York: The American Society of Mechanical Engineers, 2018.

ASTM INTERNATIONAL. ASTM E2533-22: **Standard guide for Nondestructive Testing of Polymer Matrix Composites Used in Aerospace Applications**. West Conshohocken, PA, 2022.

ASTM INTERNATIONAL. ASTM D6873-19: **Standard Test Method for Bearing Fatigue Response of Polymer Matrix Composite Laminates**. West Conshohocken, PA, 2019.

BAKER, A. A. **Composite Materials for Aircraft Structures**. 2. ed. Reston: AIAA, 2004.

BARBERO, E. J. **Finite Element Analysis of Composite Materials Using Abaqus**. 2. ed. Boca Raton: CRC Press, 2018.

BERTOLINI, M.; LIMA, R. **Normas e Padrões em Projetos Aeronáuticos**. São Paulo: Blucher, 2017.

BOEING. 787 **Dreamliner: Estrutura e Materiais**. 2021. Disponível em: <https://www.boeing.com>. Acesso em: 20/04/2025

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

CAMPBELL, F. C. **Structural composite materials**. Materials Park: ASM International, 2010.

CHRIS RED. **Composites Forecasts and Consulting**. <https://www.compositesworld.com/articles/sampe-europe-highlights-composites-face-challenges-in-next-commercial-airframes>. Acesso em: 24/06/2025

BROUGHTON, W. R. **Mechanical Fastening of Composites**. Cambridge: Woodhead Publishing, 2001.

DANIEL, I. M.; ISHAI, O. **Engineering Mechanics of Composite Materials**. 2. ed. Oxford: Oxford University Press, 2006.

FREITAS, M. **Materiais Compósitos na Indústria Aeronáutica**. Ordem dos Engenheiros, 2020.

GAY, D.; HOA, S. V.; TSAI, S. W. **Composite Materials: Design and Applications**. Boca Raton: CRC Press, 2003.

GIBSON, R. F. **Principles of Composite Material Mechanics**. 4. ed. Boca Raton: CRC Press, 2016.

GROOVER, M. P. **Fundamentals of Modern Manufacturing: Materials, Processes, and Systems**. 5. ed. Hoboken: Wiley, 2013.

HART-SMITH, L. J. **Design and Analysis of Bolted Joints for Composite Structures**. NASA Contractor Report 178275, 1985.

HUTH, H.; BOERBOOM, P.; BUCHHOLZ, F.; SCHÜLEIN, E. The strength of mechanically fastened joints in CFRP laminates. **Composite Structures**, v. 28, n. 1, p. 1–12, 1994.

HULL, D., Clyne, T. W. **An Introduction to Composite Materials**. Cambridge University Press, 1996.

JONES, R. M. **Mechanics of Composite Materials**. 2. ed. Philadelphia: Taylor & Francis, 1999.

INTERNATIONAL ORGANIZATION FOR STANDARDIZATION (ISO). ISO 128-1:2020 – **Technical drawings – General principles of presentation – Part 1: Introduction and index**. Geneva: ISO, 2020.

JONES, R. M. **Composite Materials in Aircraft Structures**. Reston: AIAA, 2018.

KOLLÁR, L. P.; SPRINGER, G. S. **Mechanics of Composite Structures**. Cambridge: Cambridge University Press, 2003.

LOGAN, D. L. **A First Course in the Finite Element Method**. 5. ed. Stamford: Cengage Learning, 2011.

MALLICK, P. K. **Fiber-Reinforced Composites: Materials, Manufacturing, and Design**. 3. ed. Boca Raton: CRC Press, 2007.

MARINUCCI, G. **Materiais compósitos poliméricos: fundamentos e tecnologia**. São Paulo: Artliber, 2011.

MIL-HDBK-5. **Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures**. Department of Defense, 1998.

PEIXOTO, D. L. **Tipos de materiais compósitos**. [manuscrito], 2019.

PETERSON, R. E. **Stress Concentration Factors**. Wiley-Interscience, 2000.

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

REZENDE, M. C.; COSTA, M. L.; BOTELHO, E. C. **Materiais Compósitos: Fundamentos e Aplicações**. São Paulo: Artliber, 2011.

REZENDE, M. C.; BOTELHO, E. C. O uso de compósitos estruturais na indústria aeroespacial. **Polímeros: Ciência e Tecnologia**, Campinas, v. 10, n. 2, p. E4–E5, jun. 2000.

RODRIGUES, B. M.; FONSECA, D. A. Análise do efeito da delaminação em laminados compósitos sob diferentes regimes de carregamento. **Revista Brasileira de Engenharia Mecânica**, v. 37, n. 2, p. 215–225, 2015.

SAE INTERNATIONAL. **Aerospace Material Specifications (AMS) and Standards**. Warrendale: SAE, 2020.

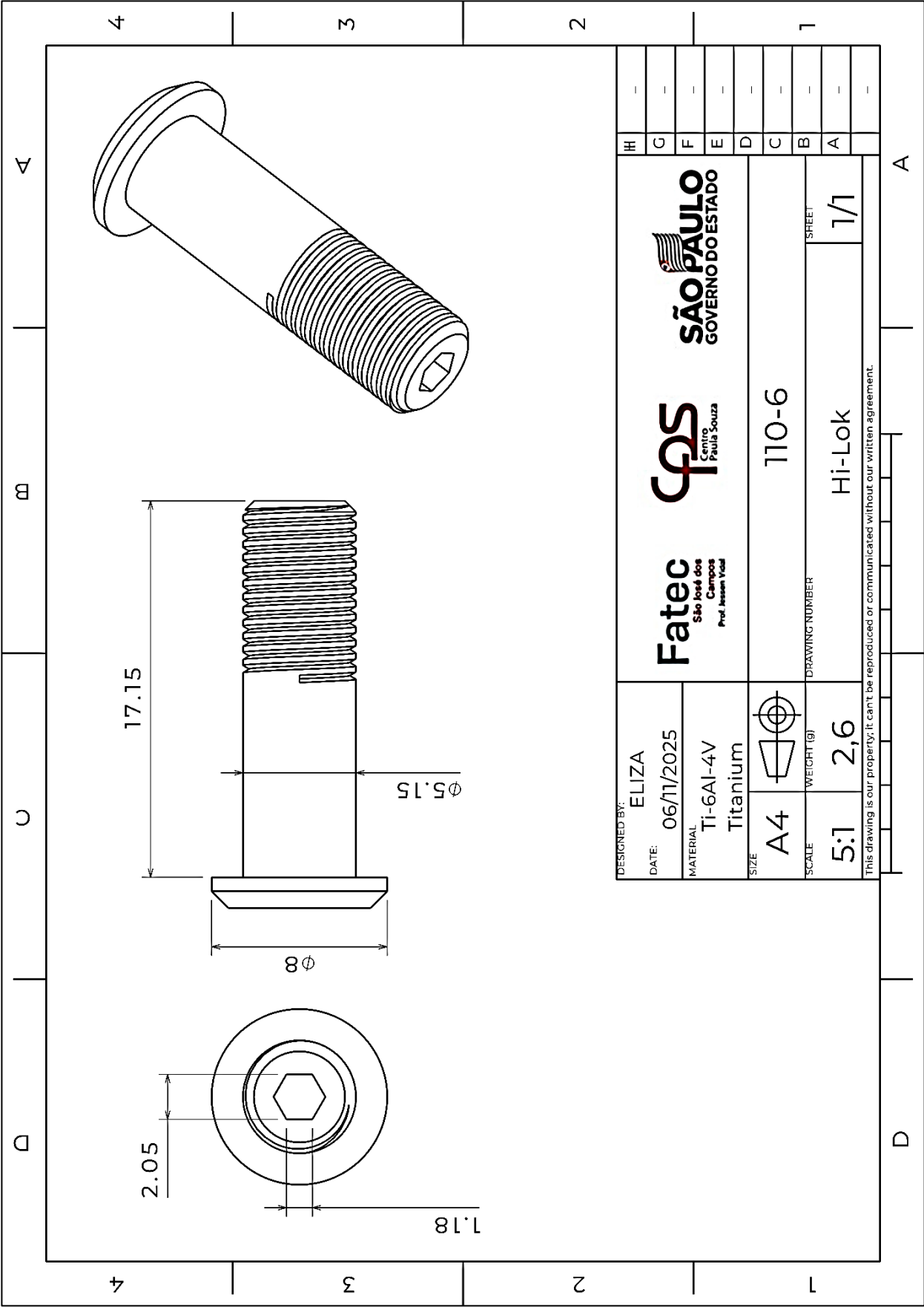
STEVENS, K. **Advanced Composite Materials in Aerospace Engineering**. Berlin: Springer, 2020.

TALREJA, R.; SINGH, C. V. **Damage and Failure of Composite Materials**. Cambridge: Cambridge University Press, 2012.

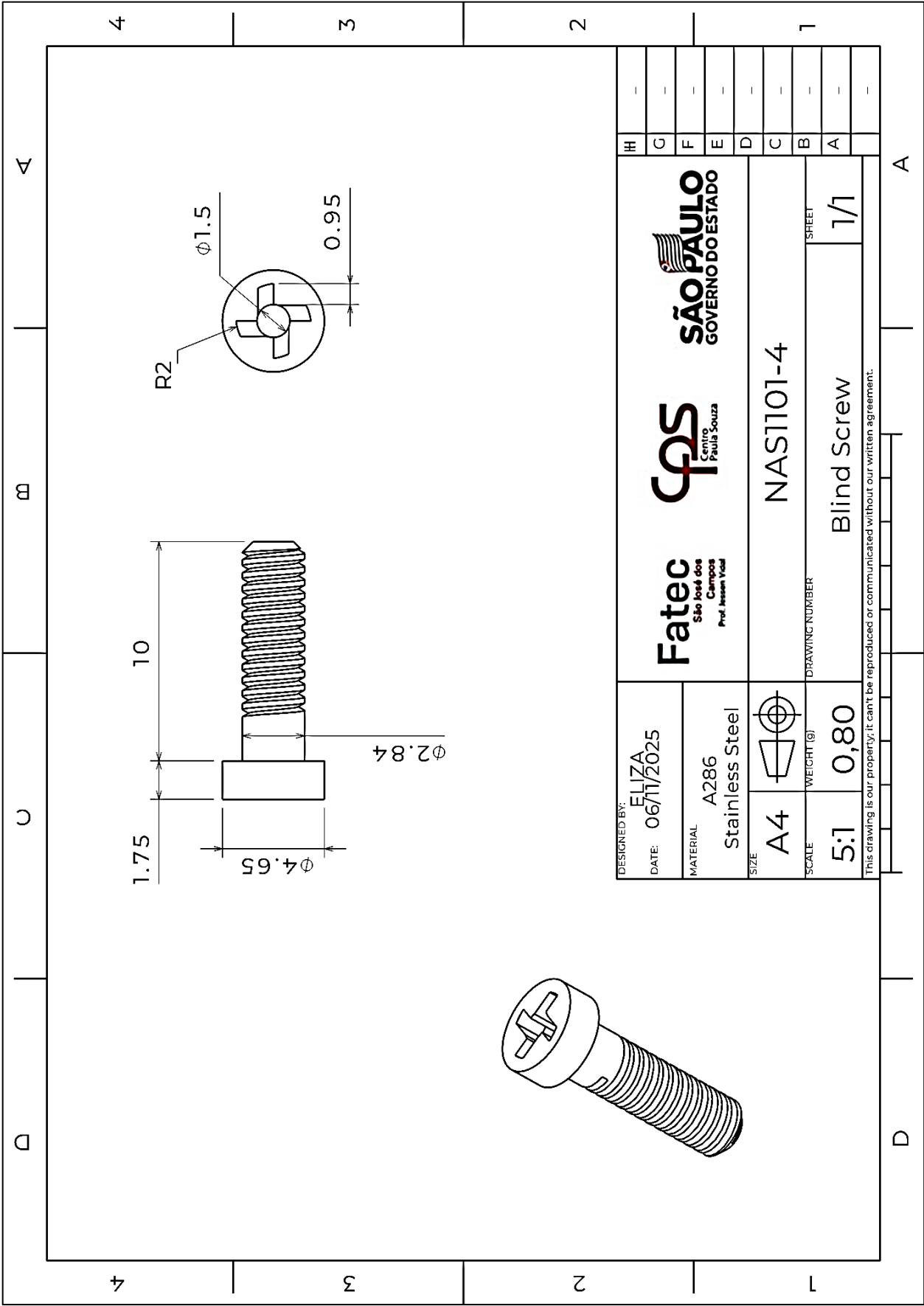
VILANOVA, M. R. N.; SHIINO, M. Y. **Compostos poliméricos na indústria aeronáutica: desafios e tendências**. In: FRONTEIRAS DA ENGENHARIA E CIÊNCIAS AMBIENTAIS. São Paulo: Blucher, 2020.

ZIENKIEWICZ, O. C. **The Finite Element Method for Solid and Structural Mechanics**. 6. ed. Oxford: Butterworth-Heinemann, 2005.

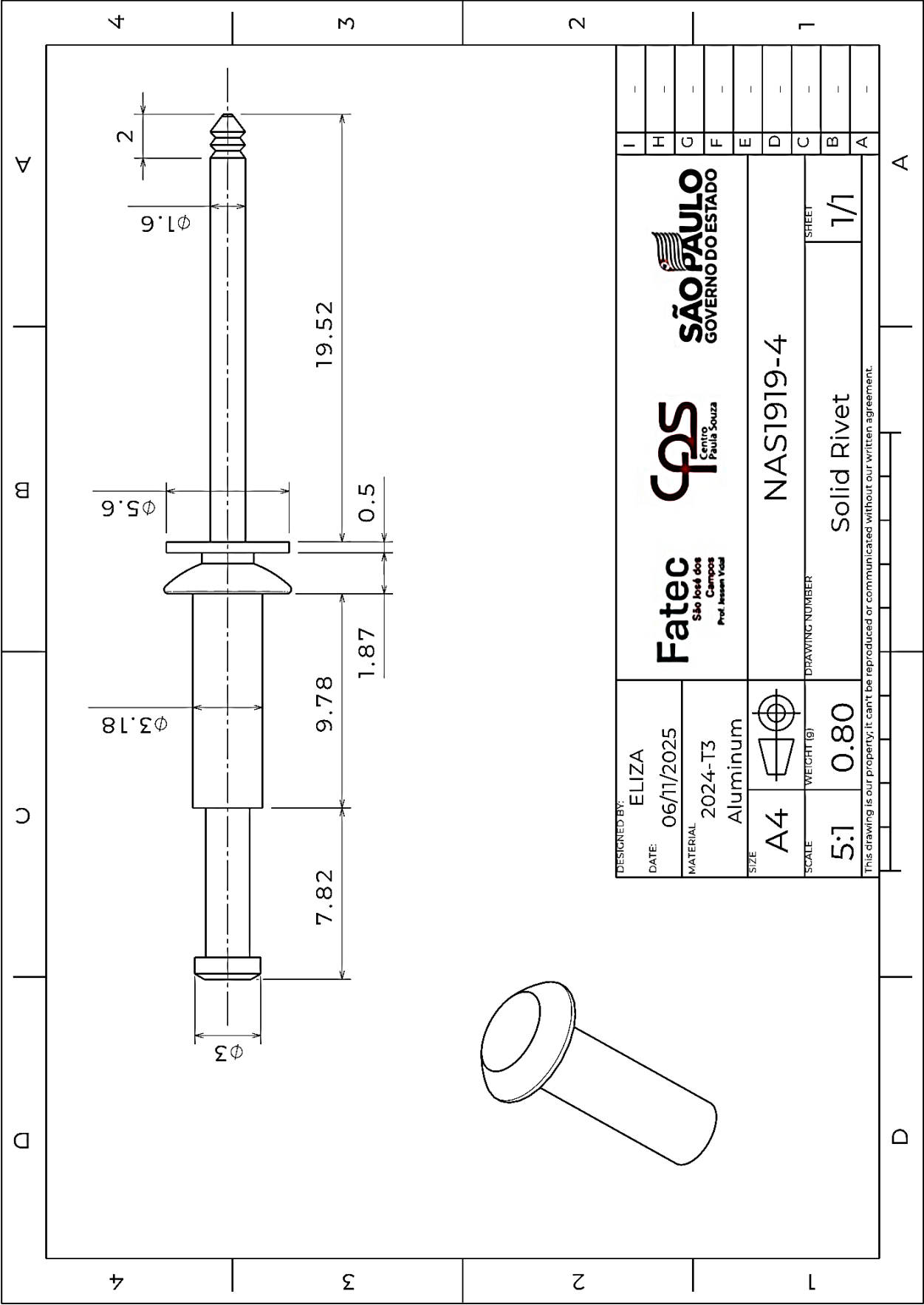
APÊNDICE B – Desenho Técnico do Parafuso Hi-Lok 110 de Titânio (Ti-6Al-4V).



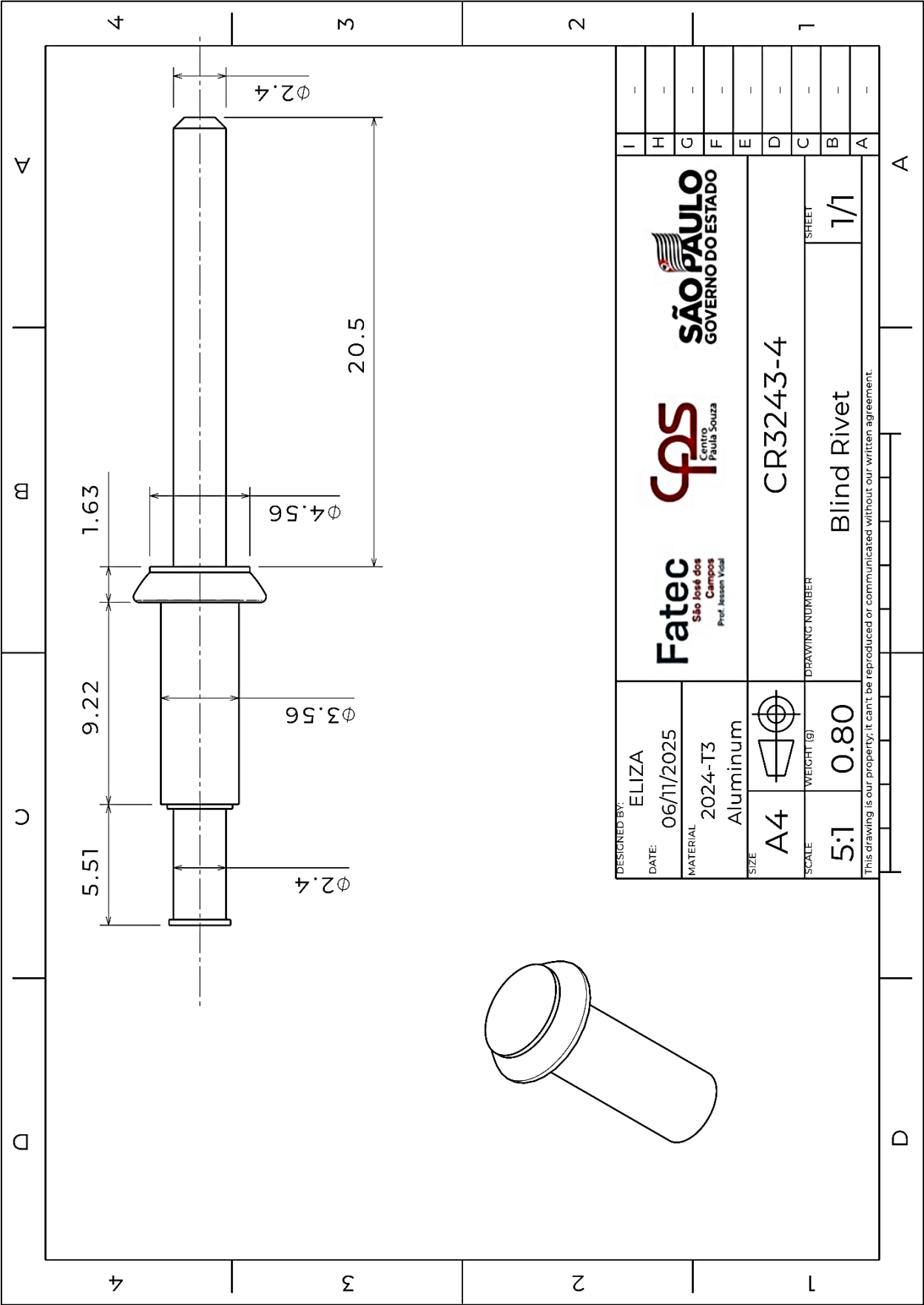
APÊNDICE C – Desenho Técnico do Parafuso Cego NAS1101 de Aço Inox. A286.



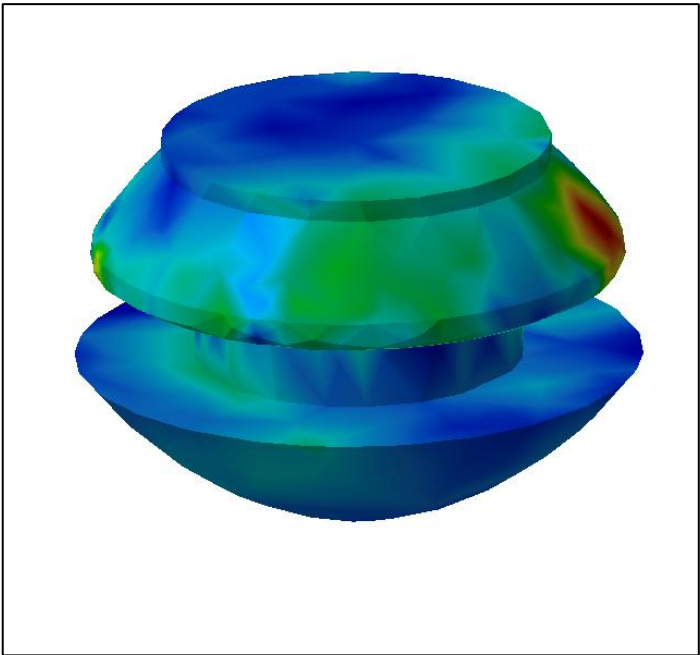
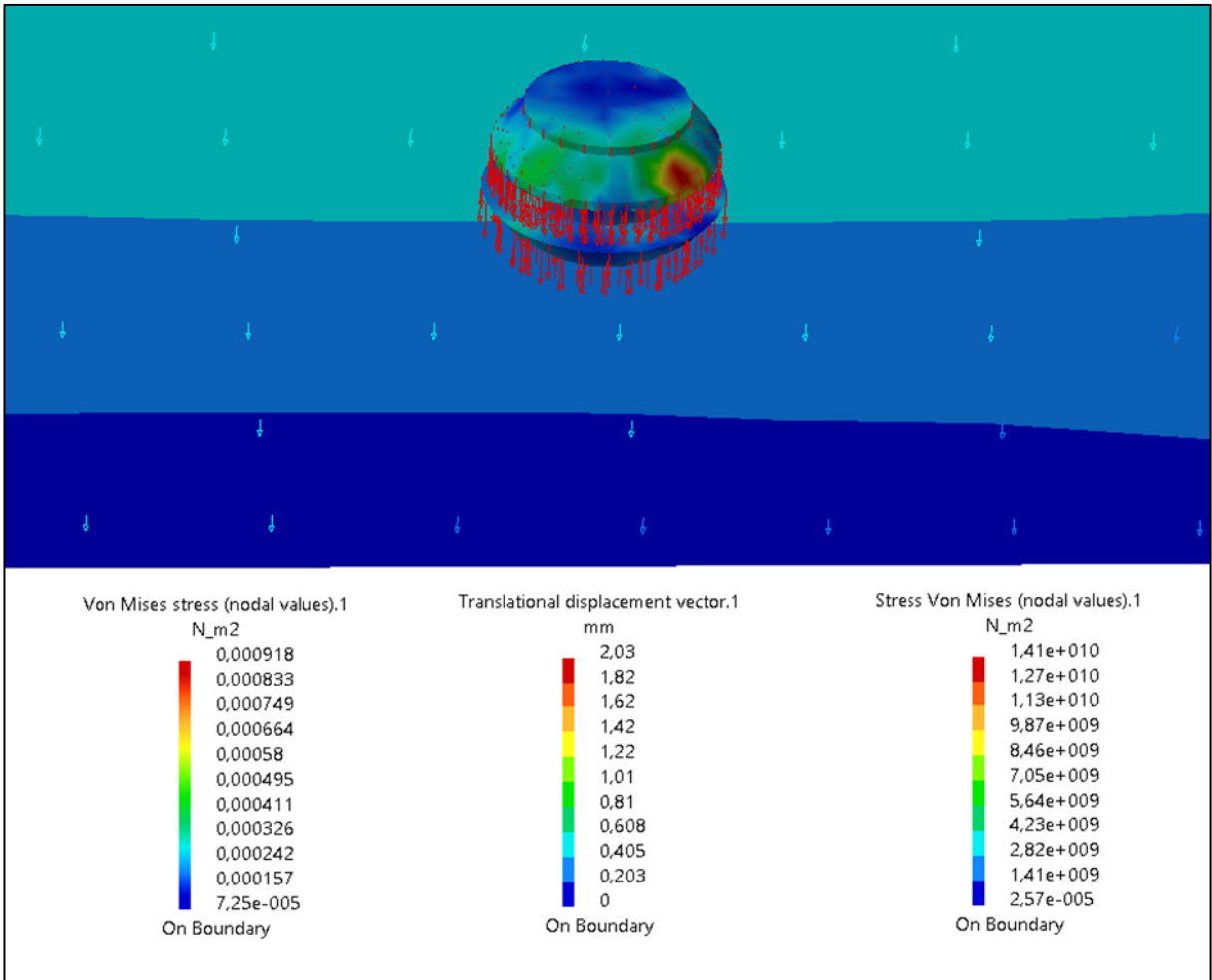
APÊNDICE D – Desenho Técnico do Rebite Sólido NAS1919 de Alumínio 2024-T3.



APÊNDICE E – Desenho Técnico do Rebite Cego CR3243-04 de Alumínio 2024-T3.



APÊNDICE F – Imagens da Análise FEM do Rebite Cego CR3243-04 de Alumínio
2024-T3 Realizadas no CATIA V5.



APÊNDICE G – Imagem da Análise FEM do Parafuso Hi Lok 110-04 de Titânio (Ti-6Al-4V) Realizadas no CATIA V5.

