

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

NATHÁLIA FERNANDA ROZA DE CARVALHO

**MODELAGEM E ANÁLISE ESTRUTURAL DE ELEMENTO
DE FIXAÇÃO DE ASAS**

-

São José dos Campos
2026

NATHÁLIA FERNANDA ROZA DE CARVALHO

**MODELAGEM E ANÁLISE ESTRUTURAL DE ELEMENTO
DE FIXAÇÃO DE ASAS**

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

Orientador: Me. Lucas Giovanetti

São José dos Campos
2026

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

CARVALHO, Nathália Fernanda Roza de

Modelagem e análise estrutural de elemento de fixação de asas. / Nathália Fernanda Roza de Carvalho – São José dos Campos, 2026.

31f.

Trabalho de Conclusão de Curso – Curso de Tecnologia em Projetos de Estruturas Aeronáuticas. Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos Professor Jessen Vidal, 2026.

Orientador: Me. Lucas Giovanetti.

1. Modelagem. 2. Análise estrutural 3. Modelagem. I. Faculdade de Tecnologia. FATEC de São José dos Campos: Professor Jessen Vidal. II. Título

REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA

CARVALHO, N. F. R. **Modelagem e Análise Estrutural de Elemento de Fixação de Asas**. 2026. 31f. Trabalho de Conclusão de Curso (Curso Superior em Projetos de Estruturas Aeronáuticas) - Faculdade de Tecnologia de São José dos Campos Professor Jessen Vidal, São José dos Campos, 2026.

NATHÁLIA FERNANDA ROZA DE CARVALHO

**MODELAGEM E ANÁLISE ESTRUTURAL DE ELEMENTO
DE FIXAÇÃO DE ASAS**

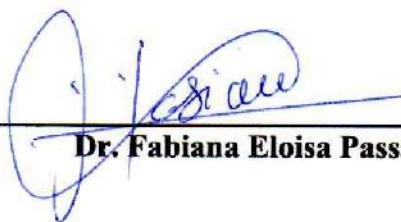
Trabalho de Graduação apresentado à
Faculdade de Tecnologia de São José dos
Campos, como parte dos requisitos
necessários para a obtenção do título de
Tecnólogo em Projetos de Estruturas
Aeronáuticas.



Me. Lucas Giovanetti – FATEC SJC



Me. Edmar de Queiroz Figueiredo – FATEC SJC



Dr. Fabiana Eloisa Passador – FATEC SJC

____/____/____

DATA DA APROVAÇÃO

AGRADECIMENTOS

Agradeço a Deus por me amar, apesar de mim.

Aos meus pais, Ivana e Fernando, por todo o suporte e liberdade para que eu me tornasse quem quisesse ser.

À minha irmã, Nádia, por ser uma das minhas maiores motivações para crescer e me tornar um exemplo.

Aos meus avós, Cecília e Benedito, que, com muito amor, me ensinaram o que nenhum livro jamais poderia ensinar.

Aos meus queridos tios e primos, em especial aos meus tios Ben-Hur e Ronaldo, que me inspiraram a estudar o que amo.

Aos meus amigos, Alexis, Ábda e João Paulo, por me ajudarem a continuar mesmo nos dias mais difíceis.

Às minhas melhores amigas Isabela e Letícia, cuja amizade transformou minha vida e quem eu sou.

Ao meu estimado professor orientador, Lucas Giovanetti, pela paciência e ensinamentos.

À Fatec São José dos Campos, por dar estrutura aos meus sonhos.

RESUMO

O presente trabalho teve como objetivo desenvolver e avaliar estruturalmente uma junta de fixação para a longarina principal da aeronave Piper PA-38 Tomahawk, utilizando modelagem tridimensional e análise por Elementos Finitos. O modelo geométrico foi desenvolvido no *software* SOLIDWORKS com base em informações técnicas disponíveis na literatura aeronáutica, em manuais da aeronave e em normas aplicáveis ao setor. Foram selecionadas as ligas de alumínio AA2024-T3 para a longarina e AA7075-T6 para a junta estrutural, além de parafusos AN4-10A como elementos de fixação. O carregamento foi definido por método analítico adequado à seção modelada para simulação, sendo utilizada uma força equivalente capaz de representar o momento fletor atuante na raiz da asa. Os resultados da análise numérica permitiram identificar as regiões críticas de concentração de tensões, localizadas principalmente nas proximidades dos furos de fixação. O dimensionamento inicial da junta, obtido por meio de cálculos analíticos simplificados, apresentou fator de segurança inferior ao valor mínimo adotado, exigindo o refinamento da geometria. Após a adequação da espessura da junta, a configuração final atingiu fator de segurança de aproximadamente 1,54, atendendo aos requisitos estruturais estabelecidos para a condição de carga analisada. Além disso, os resultados de deslocamento e deformação demonstraram comportamento compatível com a operação em regime elástico. Conclui-se que a metodologia empregada permitiu validar a configuração estrutural proposta, demonstrando a importância da utilização conjunta de métodos analíticos e simulações por Elementos Finitos no dimensionamento e na verificação de componentes aeronáuticos.

Palavras-Chave: Piper PA-38. Longarina. Elementos Finitos. Cálculo Estrutural.

ABSTRACT

This study aimed to develop and structurally evaluate a splice joint for the main wing spar of the Piper PA-38 Tomahawk aircraft using three-dimensional modeling and Finite Element Analysis (FEA). The geometric model was developed in SOLIDWORKS software based on technical information available in aeronautical literature, aircraft manuals, and applicable industry standards. AA2024-T3 aluminum alloy was selected for the spar structure, AA7075-T6 aluminum alloy for the structural joint, and AN4-10A bolts were adopted as fastening elements. The loading condition was defined through an analytical method suitable for the modeled section, using an equivalent force capable of representing the bending moment acting at the wing root. The numerical analysis results identified critical stress concentration regions, mainly located around the fastening holes. The initial joint sizing, obtained through simplified analytical calculations, resulted in a safety factor below the minimum required value, requiring geometric refinement. After increasing the joint thickness, the final configuration achieved a safety factor of approximately 1.54, meeting the structural requirements established for the analyzed loading condition. Furthermore, displacement and strain results demonstrated behavior compatible with elastic structural operation. It is concluded that the adopted methodology successfully validated the proposed structural configuration, highlighting the importance of combining analytical methods and Finite Element Analysis in the design and verification of aeronautical components.

Keywords: Piper PA-38. Wing Spar. Finite Element Analysis. Structural Design.

SUMÁRIO

1. INTRODUÇÃO	9
1.1. Objetivo Geral	9
1.2. Objetivos Específicos	9
2. MÉTODO	11
2.1. Modelagem da estrutura da asa.....	11
2.2. Modelagem do elemento de fixação	12
2.3. Seleção de materiais	16
2.4. Definição de cargas.....	17
2.5. Análise pelo método de elementos finitos	18
3. RESULTADOS E DISCUSSÕES	24
3.1. Distribuição de Tensões de Von Mises	24
3.2. Análise de Segurança e Integridade Estrutural	25
3.3. Comportamento dos Fixadores e Deformação	26
4. CONCLUSÃO.....	29
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	31

1. INTRODUÇÃO

Na engenharia aeronáutica, a modelagem e análise estrutural de componentes são os pilares para garantir a segurança e a confiabilidade operacional de uma aeronave. Nesse contexto, as juntas de fixação da asa assumem um papel crítico, sendo as responsáveis pela transferência de esforços entre as longarinas e nervuras e a fuselagem. Tais elementos são submetidos à diversas solicitações ao longo de seu ciclo de vida, desde cargas estáticas em repouso até esforços dinâmicos variáveis, como cargas aerodinâmicas, vibrações e impactos decorrentes de pousos, decolagens e manobras em condições de turbulência ou emergência. Dessa forma, a avaliação estrutural dessas regiões se torna relevante para compreender o comportamento mecânico e a distribuição de tensões nos componentes de fixação.

Após a definição geométrica do componente, realiza-se a seleção dos materiais com base nas solicitações mecânicas atuantes e nas propriedades requeridas para a aplicação estrutural. Além da resistência mecânica, fatores como peso, custo e processos de fabricação também são considerados durante essa etapa. Um fator importante a ser ressaltado é a interação entre o material e o ambiente operacional, que pode contribuir para fenômenos como corrosão, desgaste superficial e redução da vida útil estrutural dos componentes.

Com a compreensão da mecânica e o comportamento desses elementos, pode-se aprimorar seus designs, materiais e métodos de fixação, contribuindo para a eficiência e confiabilidade das operações aéreas. No entanto, embora as técnicas de análise incluam métodos computacionais sofisticados, bem como correlações com testes em túnel de vento e etc., o avião real, quando em serviço, nunca corresponderá exatamente às previsões (RAYMER, 1992), porém a continuidade desses estudos é fundamental para o avanço contínuo da engenharia aeronáutica, buscando sempre alcançar os mais altos padrões de segurança e desempenho na aviação.

1.1. Objetivo Geral

Modelar o elemento de fixação da asa com base em dimensões e informações estruturais da aeronave PA-38-112 TOMAHAWK, obtidas na obra *Airplane Design Part III: Layout Design of Cockpit, Fuselage, Wing and Empennage: Cutways and Inboard Profiles* (ROSKAM, 1989) e no manual Piper PA-38-112 POH (*Pilot's Operating Handbook*).

1.2. Objetivos Específicos

- Modelar a junta de fixação da longarina principal com a fuselagem da aeronave PA-38-112 utilizando software de CAD (*Computer Aided Design*);

- Determinar os carregamentos críticos atuantes na raiz da asa, utilizando como referência o Manual de Operação da Aeronave (POH) e os limites de fator de carga estabelecidos para as categorias de operação do modelo.
- Realizar a análise estática linear para identificar pontos de concentração de tensão (Von Mises).
- Definir, através de análise da literatura técnica disponível e requisitos de aeronavegabilidade, os materiais adequados para os componentes estruturais.

2. MÉTODO

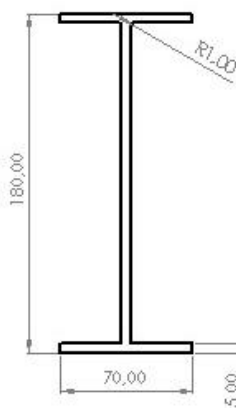
2.1. Modelagem da estrutura da asa

Os componentes da longarina principal e da junta de fixação central foram modelados em ambiente CAD tridimensional utilizando o *software* SOLIDWORKS.

Os parâmetros geométricos da aeronave, como o ângulo de diedro de 5° e a envergadura de 10,36m (34ft) foram extraídos das especificações técnicas contidas na Seção 6 (*Dimensions and Areas*) do Manual de Manutenção do Fabricante (PIPER AIRCRAFT, 1979).

Devido à confidencialidade dos desenhos de engenharia da Piper Aircraft, as dimensões nominais da seção transversal da longarina e dos componentes da junta foram estimadas por meio de engenharia reversa. O modelo apresentado na Figura 1 foi desenvolvido com base em relações proporcionais obtidas a partir de informações presentes no manual da aeronave e nos dados geométricos descritos no TCDS (*Type Certificate Data Sheet*) A18SO da *Federal Aviation Administration* (FAA).

Figura 1. Mecanismo de fixação de asas.



Fonte: Autor (2026).

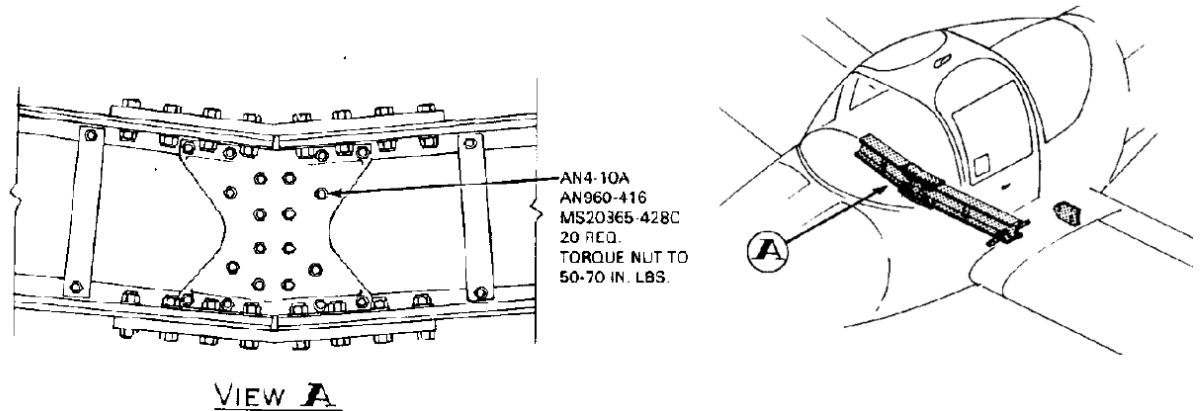
Na ausência de especificações exatas das espessuras, adotou-se uma geometria simplificada garantindo um modelo de prova de conceito coerente com os esforços de projeto, de modo a concentrar a avaliação estrutural na região da junta, onde ocorrem as maiores concentrações de tensão.

Optou-se pela utilização de um modelo simplificado contendo apenas um trecho representativo. Foi adotada uma seção de 0,5 m de comprimento, considerando a estrutura completa com a longarina, junta frontal e posterior, o que permitiu representar adequadamente a transferência de esforços e o comportamento do elemento, sem a necessidade de modelar toda a envergadura da asa, o que aumentaria significativamente o custo computacional da análise.

2.2. Modelagem do elemento de fixação

A respeito do componente de fixação, a geometria e montagem foi realizada de acordo com o modelo proposto por Roskam (1989) conforme ilustrado na Figura 2.

Figura 2. Mecanismo de fixação de asas.



Fonte: Adaptado de Roskam (1989).

O dimensionamento do furo central foi realizado com base na especificação de fixação pelo parafuso AN4-10A apresentada por Roskam (1989), a partir de informações estruturais fornecidas pela própria Piper Aircraft referentes à aeronave PA-38-112 Tomahawk. As dimensões geométricas do elemento de fixação foram obtidas por meio das especificações técnicas do fabricante, apresentadas na Tabela 1.

Tabela 1. Especificação parafuso AN4-10A

Especificações AN4-10A				
Comprimento total		Material	Diâmetro da rosca	
Polegadas	Milímetros		Polegadas	Milímetros
1,031	26,19	Aço	1/4	6.35

Fonte: Adaptado de Airfasco (2026).

A partir das dimensões do parafuso, foi possível determinar o diâmetro do furo e o posicionamento dos elementos de fixação na junta estrutural e na longarina. Para isso, foram utilizadas as especificações de diâmetro de furação para elementos de fixação aeronáuticos apresentadas pelo MIL-HDBK-5J (*Military Handbook – Metallic Materials and Elements for Aerospace Vehicle Structures*, 2003) na Tabela 2.

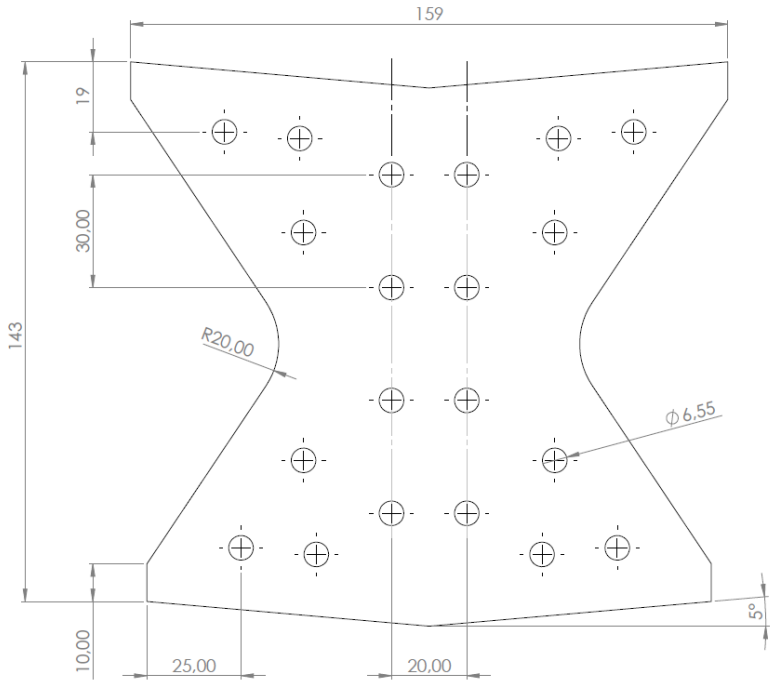
Tabela 2. Especificação para furação

Especificações para furação			
Tamanho do Fixador		Diâmetro do furo	
Polegadas	Milímetros	Polegadas	Milímetros
1/4	6,35	0.258	6,55

Fonte: Adaptado de MIL-HDBK-5J (*Metallic Materials and Elements For Aerospace Vehicle Structures*), 2003.

O posicionamento dos furos foi definido considerando os requisitos de distância mínima à borda (*edge distance*) apresentados pelo MIL-HDBK-5, adotando-se distância equivalente a duas vezes o diâmetro do furo (2D), conforme recomendado para juntas aeronáuticas aparafusadas, demonstrado na Figura 3.

Figura 3. Esboço da junta de fixação.



Fonte: Autor (2026).

Com base nas dimensões estimadas para a longarina e na configuração estrutural proposta por Roskam (1989), a geometria da junta foi desenvolvida de modo a manter compatibilidade dimensional com a região de acoplamento entre os componentes estruturais.

A espessura da junta estrutural foi estimada a partir de critérios de resistência dos materiais aplicados a juntas aparafusadas.

Para a definição da carga de projeto do elemento de fixação, aplicou-se um fator de segurança de 1,5 sobre a carga limite calculada. Este valor, denominado Fator de Segurança Último (*Ultimate Factor of Safety*), é o critério de projeto padrão estabelecido pelas normas de

aeronavegabilidade, como o FAR Part 23 (FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, 2023), para garantir a integridade estrutural da aeronave diante de cargas que excedam os limites operacionais previstos.

Considerando a transferência de carga por contato entre o parafuso e a parede do furo, adotou-se o critério de tensão de esmagamento (*bearing stress*), no qual a área efetiva resistente é definida pelo produto entre o diâmetro nominal do parafuso e a espessura da chapa através da Equação 1.

$$A = d \times e \quad (1)$$

Sendo:

A = área

d = diâmetro do furo

e = espessura da chapa

A partir da definição clássica de tensão mecânica, obtém-se na Equação 2:

$$\sigma = \frac{F}{A} \quad (2)$$

Sendo:

σ = tensão

F = força

A = área

Substituindo a fim de encontrar a espessura ideal para a junta na Equação 3:

$$\sigma = \frac{F}{n \times d \times e} \quad (3)$$

Onde:

σ_{adm} = tensão admissível

F = força

n = número de parafusos

d = diâmetro do furo

e = espessura

Isolando a espessura da chapa na Equação 4:

$$e = \frac{F}{n \times d \times \sigma_{adm}} \quad (4)$$

Para o alumínio AA7075-T6, adotou-se limite de escoamento de aproximadamente 503 MPa, conforme ASTM B211. Aplicando-se um coeficiente de segurança de 1,5, obtém-se a tensão admissível obtida pela Equação 5:

$$\sigma_{adm} = \frac{503}{1,5} = 335 \text{ MPa} \quad (5)$$

Substituindo os valores na Equação 4:

$$e = \frac{28200}{20 \times 6,35 \times 335}$$

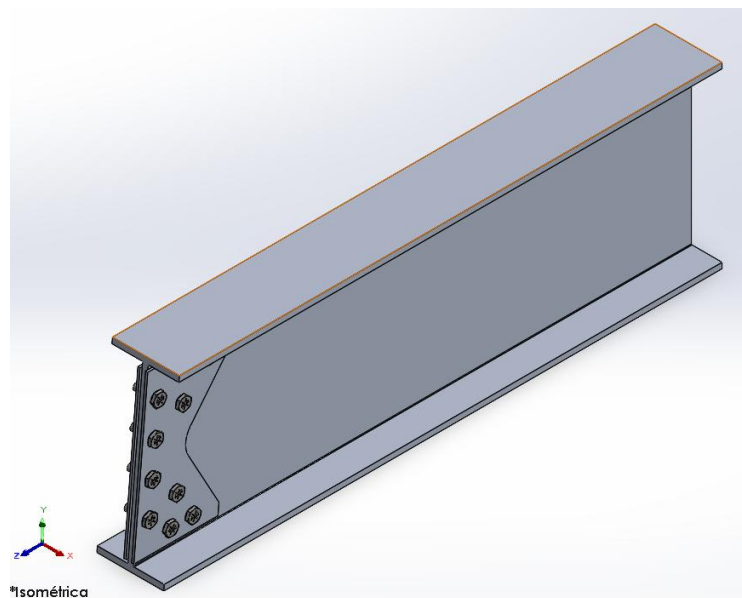
$$e = 0,66$$

O valor calculado representa a espessura mínima teórica necessária para evitar falha por esmagamento na região dos furos. Entretanto, esse modelo simplificado não contempla efeitos como concentração de tensões, rigidez da junta, deformações locais e critérios de fabricação. Dessa forma, adotou-se uma espessura final de 1 mm para a junta estrutural, proporcionando maior robustez ao modelo e uma margem adicional de segurança para a análise por elementos finitos.

A inclinação da junta foi definida em 5° de modo a acompanhar o diedro da asa da aeronave, conforme informações obtidas no Dimensions and Areas (PIPER AIRCRAFT, 1979). A adoção dessa configuração permitiu manter compatibilidade geométrica entre a junta e a disposição estrutural da asa.

O modelo tridimensional final para análise está demonstrado na Figura 4.

Figura 4. Modelo 3D.



Fonte: Autor (2026).

2.3. Seleção de materiais

A definição dos materiais utilizados na modelagem da longarina e dos componentes da junta baseou-se nas especificações de projeto típicas para aeronaves de aviação geral de estrutura semelhante. Na ausência de acesso aos projetos de engenharia originais da Piper Aircraft, a seleção fundamentou-se em informações gerais encontradas na literatura.

Para a estrutura principal da longarina e as chapas de reforço da junta, foram adotadas as seguintes ligas:

- **Alumínio 2024-T3:** Utilizado predominantemente para a alma (*web*) da longarina e chapas de revestimento. Esta liga foi selecionada por sua resistência à fadiga e alta tenacidade à fratura, propriedades críticas para componentes sujeitos a esforços de tração e flexão alternada (BRUHN, 1973).

A validação das propriedades mecânicas nominais do material foi realizada em conformidade com a norma internacional ASTM B211 (*Standard Specification for Aluminum and Aluminum-Alloy Bar, Rod, and Wire*) que define os requisitos mínimos de resistência em função da liga e da espessura final laminada do componente.

Considerando que a longarina projetada possui uma espessura nominal de 5,0 mm (0,197 polegadas), os seus parâmetros de dimensionamento enquadram-se na faixa de 0,129 a 0,249 polegadas da referida norma. De acordo com as especificações da norma (ASTM, 2023) para a liga de Alumínio 2024-T3 nesta faixa de espessura (0,129 a 0,249 polegadas), os limites mínimos exigidos são de 64,0 ksi (441,3 MPa) para a resistência última à tração e de 42,0 ksi (289,6 MPa) para o limite de escoamento, apresentando um alongamento mínimo de 15%.

- **Alumínio 7075-T6:** Aplicado comumente em elementos de reforço estrutural, como juntas e emendas. A escolha justifica-se pela sua elevada tensão de escoamento, superior à da série 2000, tornando esta liga ideal para regiões com alta concentração de cargas compressivas e com necessidade de máxima rigidez específica (NIU, 1988).

A validação dos parâmetros mecânicos deste componente foi definida pelos limites mínimos exigidos pela norma internacional ASTM B209 (*Standard Specification for Aluminum and Aluminum-Alloy Sheet and Plate*). Sob as especificações desta norma para o tratamento térmico T6, o material deve apresentar uma resistência última à tração mínima de 83,0 ksi (572,3 MPa) e um limite de escoamento mínimo de 73,0 ksi (503 MPa), com alongamento mínimo de 11%.

2.4. Definição de cargas

A carga total foi obtida através da Equação 6, que relaciona a massa máxima da aeronave com o fator de carga limite de certificação, conforme expresso abaixo:

$$F = MTOW \times g \times n \quad (6)$$

Onde:

- MTOW (*Maximum Take-Off Weight*): 757 kg (1670 lbs), conforme TCDS A18SO;
- ***g*** (Aceleração da gravidade): 9,81 m/s²;
- ***n*** (Fator de carga): 3,8, correspondente ao limite da categoria Normal (FAA, 2022).

Dessa forma, obtém-se:

$$\begin{aligned} F &= 757 \times 9,81 \times 3,8 \\ F &= 28,2kN \end{aligned}$$

Este valor representa a força de sustentação total necessária para equilibrar a aeronave no topo de uma manobra de 3,8 G em toda a asa.

Devido às limitações computacionais associadas à modelagem da semiasa completa, a análise foi realizada em um trecho representativo da longarina contendo a junta estrutural. O modelo adotado possui comprimento total 0,5m, permitindo representar a transferência de esforços na região de interesse sem a necessidade de modelar toda a estrutura da asa.

A carga de sustentação foi aplicada de forma distribuída ao longo da longarina, considerando apenas metade da estrutura, obtendo-se uma carga de 14,1kN. A carga proporcional ao comprimento modelado foi obtida entendendo que é demonstrada nas Equações 7 e 8.

$$\omega = \frac{F}{L} \quad (7)$$

Onde:

ω = força por metro de envergadura (N/m)

F = força (N)

L = comprimento da longarina (m)

Substituindo os valores:

$$\omega = \frac{14100}{5,18}$$

$$\omega = 2722 \text{ N/m}$$

O momento fletor máximo na raiz da asa foi calculado considerando uma viga engastada submetida a carregamento uniformemente distribuído, conforme a Equação 8.

$$M = \frac{\omega L^2}{2} (8)$$

Dessa forma, obtém-se:

$$M = \frac{2722 \times 5,18^2}{2} (8)$$

$$M = 36500 \text{ N} \cdot \text{m}$$

Para representar esse momento em um modelo reduzido contendo apenas 0,5 m de longarina a partir da junta, foi aplicada uma força equivalente capaz de gerar o mesmo momento fletor na região analisada, conforme a Equação 9.

$$Feq = \frac{M}{l} (9)$$

Onde:

Feq = força equivalente

M = momento fletor na raiz da asa

L = comprimento do trecho analisado

Substituindo na Equação 9.

$$Feq = \frac{36500}{0,5} (9)$$

$$Feq = 73000 \text{ N}$$

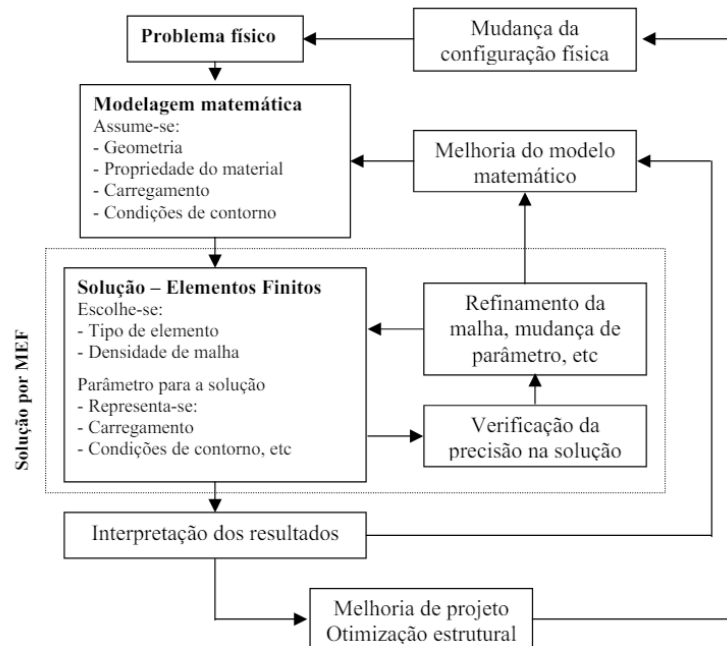
De forma a tornar a análise ainda mais próxima das condições reais de voo, foi considerado o valor de torque informado por Roskam (1989), que varia entre 50 e 70 in-lbs. Para a presente análise, adotou-se o limite superior de 70 in-lbs, por representar a condição mais crítica de aperto e, conseqüentemente, a maior força de compressão entre os componentes da junta.

2.5. Análise pelo método de elementos finitos

A análise estrutural por elementos finitos (FEA) é uma ferramenta fundamental na engenharia aeronáutica para projetar e analisar estruturas de aeronaves. O método consiste basicamente na divisão de uma estrutura complexa, em uma quantidade finita de elementos, sendo possível calcular o comportamento em cada região da estrutura e fornecer resultados detalhados das propriedades estruturais com diferentes condições de carga.

Bathe (1996), define o processo de análise com o método dos elementos finitos através do diagrama representado na Figura 5.

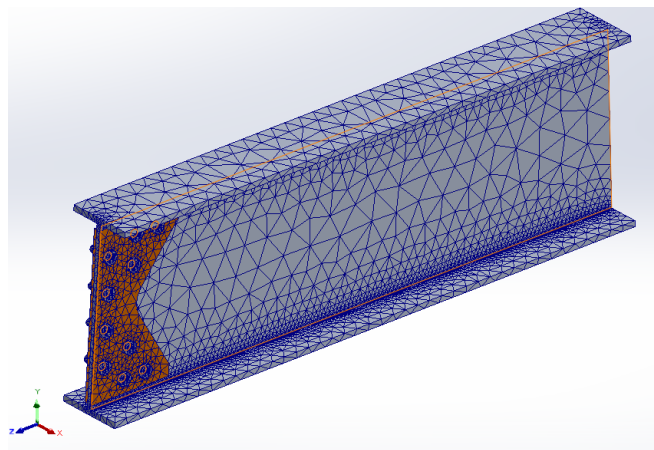
Figura 5. Diagrama Método de Elementos Finitos.



Fonte: Adaptado de Bathe, (1996).

No presente trabalho, a análise foi aplicada à junta estrutural de união da longarina da asa da aeronave PA-38-112 Tomahawk, utilizando um modelo tridimensional simplificado desenvolvido no *software* SOLIDWORKS. Devido ao foco da análise estar concentrado na região da junta, foi adotada uma malha mais refinada nessa região, enquanto a longarina utilizou uma malha mais grosseira (Figura 6), reduzindo o custo computacional sem comprometer os resultados estruturais obtidos. Além disso, a condição de malha baseada em curvatura foi aplicada, para que houvesse a adequação dessa malha nas furações e paredes do furo. O total de nós foi de 101257 e 57734 elementos.

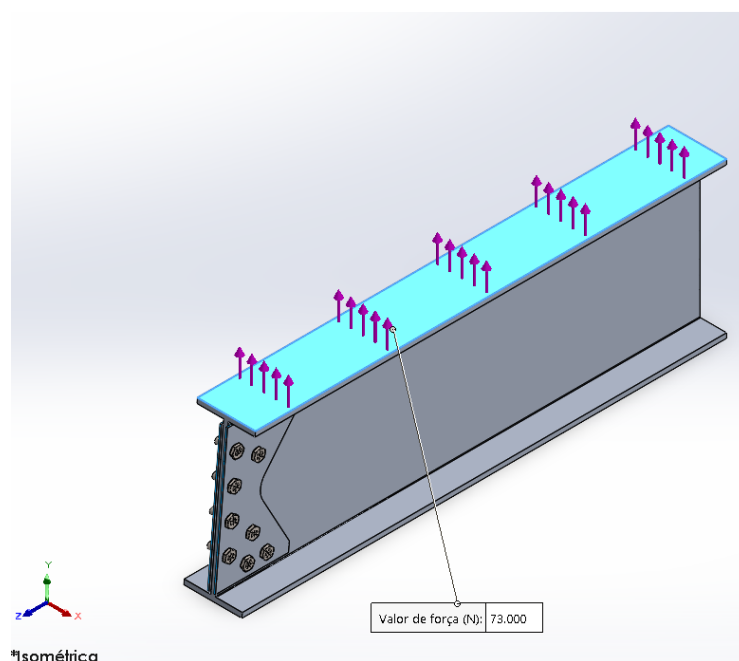
Figura 6. Definição da malha.



Fonte: Autor (2026).

Referente à carga de sustentação gerada ao longo da envergadura da asa, sabe-se que os esforços são transferidos para a longarina principal na forma de uma distribuição de pressões, que resulta em um momento fletor acumulado e uma força cortante máxima na raiz da asa. No modelo computacional, a carga calculada total de 73000N foi distribuída na face superior da longarina para simular a sustentação em voo, submetendo a estrutura a um regime de flexão simples, como mostra a Figura 7.

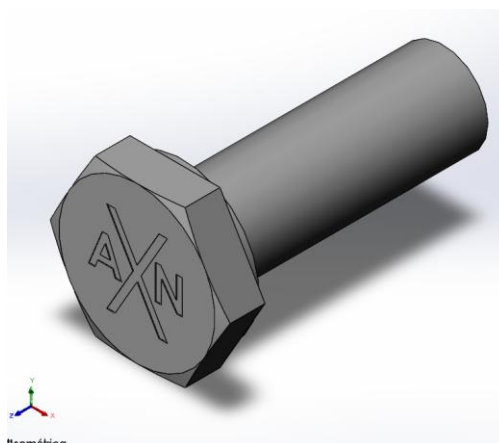
Figura 7. Distribuição da força de sustentação.



Fonte: Autor (2026).

Para a representação dos fixadores na análise de elementos finitos, optou-se pela utilização dos parafusos AN4-10A apresentados por Roskam (1989) para essa estrutura, uma vez que a modelagem física de roscas e contatos complexos exigiria um refinamento de malha excessivo, elevando o custo computacional sem necessariamente aumentar a precisão dos esforços globais na junta, foi realizada uma simplificação, transformando o corpo do parafuso em um cilindro liso simples (Figura 8), mantendo o diâmetro de 1/4" (6,35 mm) e o material Aço Liga, conforme as especificações do padrão AN4-10A.

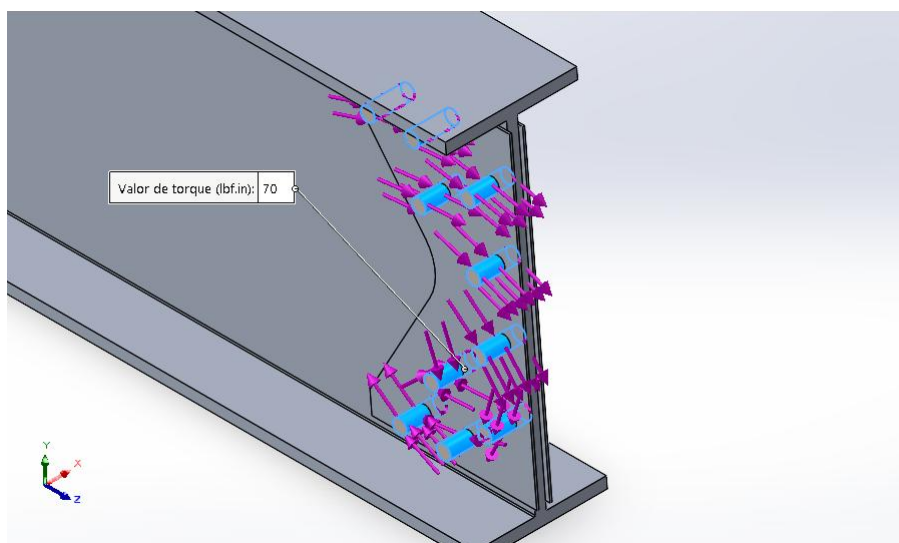
Figura 8. Simplificação do parafuso AN4-10A.



Fonte: Autor (2026).

O valor de torque foi aplicado em cada conector para garantir a integridade e o travamento da junta sob as cargas operacionais de voo, demonstrado na Figura 9.

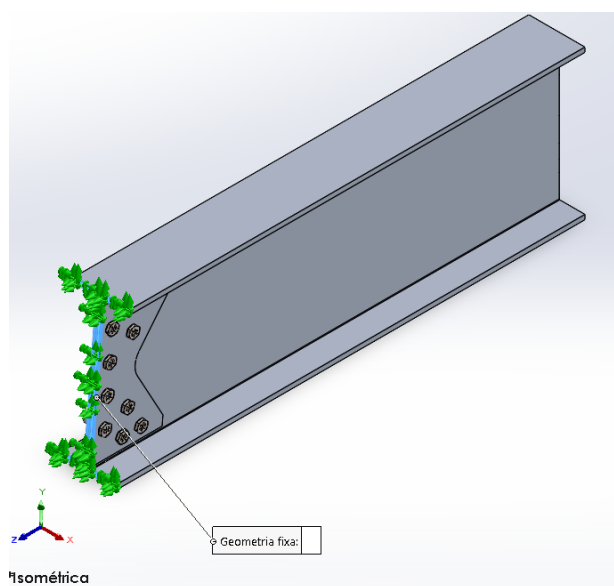
Figura 9. Carga nos parafusos.



Fonte: Autor (2026).

O modelo foi configurado com um engaste na face da junta parafusada e da longarina, uma vez que o objetivo era avaliar o estado de tensão local e a integridade da região de interesse: a emenda da longarina. Ao aplicar um engaste e o carregamento proporcional ao trecho de 0,5 m, o modelo reproduz com precisão as tensões de cisalhamento e tração que atuam nos fixadores e nos furos da junta. A definição da fixação é demonstrada na Figura 10.

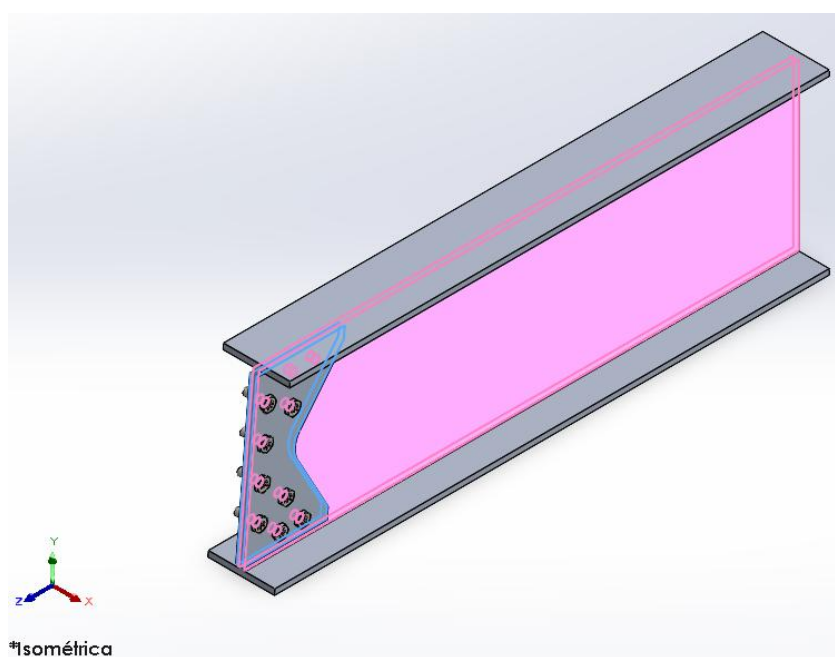
Figura 10. Definição da fixação.



Fonte: Autor (2026).

A interação entre os componentes foi definida como contato de superfície com atrito. Esta configuração foi fundamental para representar com precisão o comportamento mecânico da junta, permitindo a transferência de esforços por atrito entre as chapas, que é o mecanismo real de trabalho em emendas estruturais de asas. Foram selecionadas as faces internas da junta que estão em contato com a longarina, dessa forma, foi possível estabelecer uma relação entre os componentes, mas os tratando como corpos individuais, como mostrado na Figura 11.

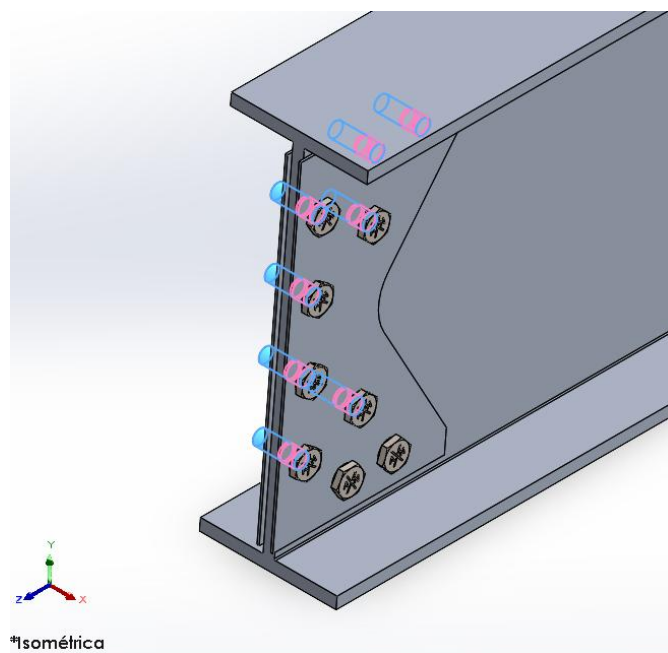
Figura 11. Definição da interação de componentes.



Fonte: Autor (2026).

A interface entre a haste do parafuso e as faces internas dos furos foi definida como uma interação local unida, dessa forma, sob as cargas de sustentação, a força aplicada nos parafusos e a deformação da chapa foi transmitida tanto para o elemento de fixação quanto para as juntas e longarina (Figura 12).

Figura 12. Interação entre os parafusos e a furação.



Fonte: Autor (2026).

A partir destes parâmetros de modelagem, carregamento e condições de contorno, foi possível realizar a análise estrutural estática, e a compreensão do comportamento mecânico da junta parafusada.

3. RESULTADOS E DISCUSSÕES

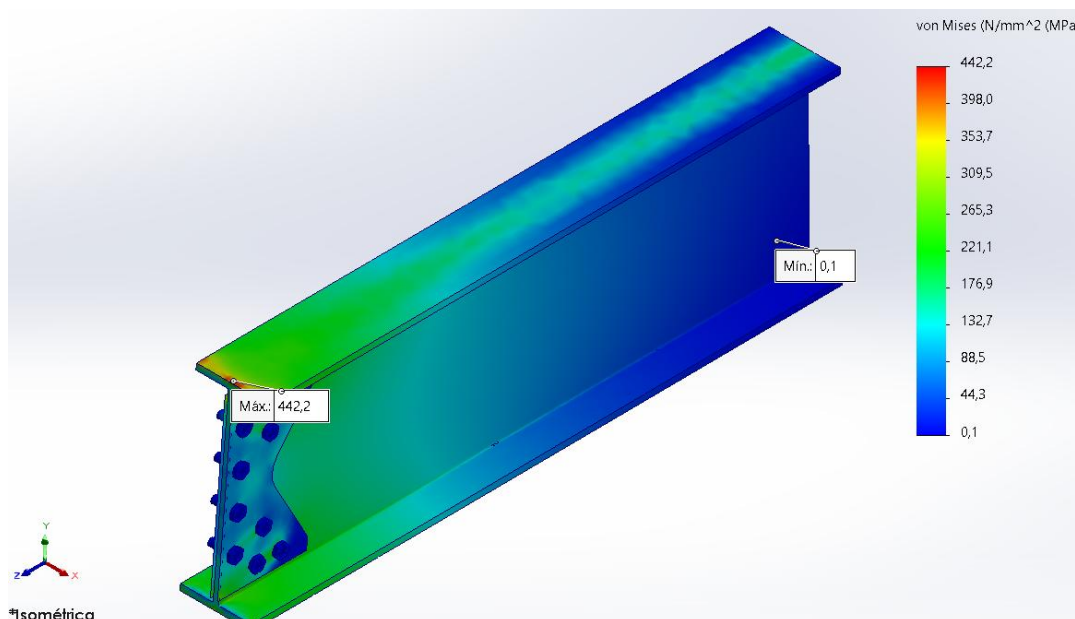
Nesta seção, são apresentados e discutidos os resultados obtidos através da simulação numérica por Elementos Finitos (MEF) da junta da longarina principal do Piper PA-38 Tomahawk, submetida à carga crítica de projeto.

3.1. Distribuição de Tensões de Von Mises

Os resultados de tensão equivalente de von Mises indicaram valor máximo de 442,2 MPa (Figura 13), concentrado em uma região próxima aos furos de fixação e interfaces de transferência de carga, comportamento esperado para juntas aparafusadas submetidas a esforços de flexão e cisalhamento.

O valor obtido é superior ao limite de escoamento do alumínio AA2024-T3, de 290MPa, porém inferior ao limite de escoamento do alumínio AA7075-T6, de 505MPa. Entretanto, a tensão máxima observada encontra-se em uma região localizada fora da área de interesse principal da junta, motivo pelo qual foi realizada uma análise isolada da região crítica.

Figura 13. Distribuição de Tensões de Von Mises.

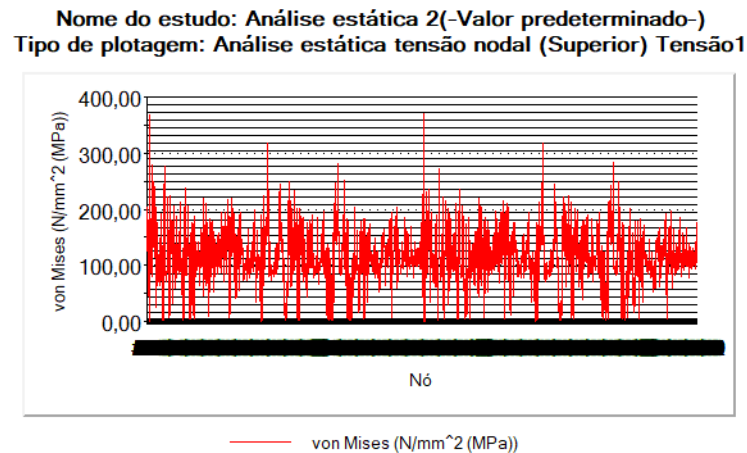


Fonte: Autor (2026).

Para validar a integridade da junta, foi realizada uma sondagem nodal na região de maior solicitação (interface parafuso-longarina), isolando a junta do restante da estrutura. Os resultados da análise de Von Mises revelaram tensões máximas localizadas na ordem de 370,8 MPa. Comparando este valor, constata-se que o valor máximo de 442,2 MPa apresentado no diagrama geral, não se trata sobre a área de interesse. Os valores de tensões por nó da junta

isolada estão representados no gráfico gerado pelo próprio *software* na Figura 14, onde é possível validar o valor máximo de tensão nessa região.

Figura 14. Tensões na junta isolada.



Fonte: Autor (2026).

3.2. Análise de Segurança e Integridade Estrutural

A tensão máxima obtida na junta (370,8 MPa) foi comparada com o limite de escoamento (σ_y) do material constituinte:

Chapa de Reforço (Alumínio 7075-T6): $\sigma_y = 503 \text{ MPa}$.

Considerando o componente mais crítico (junta), o Fator de Segurança (FS) obtido foi encontrado na Equação 10:

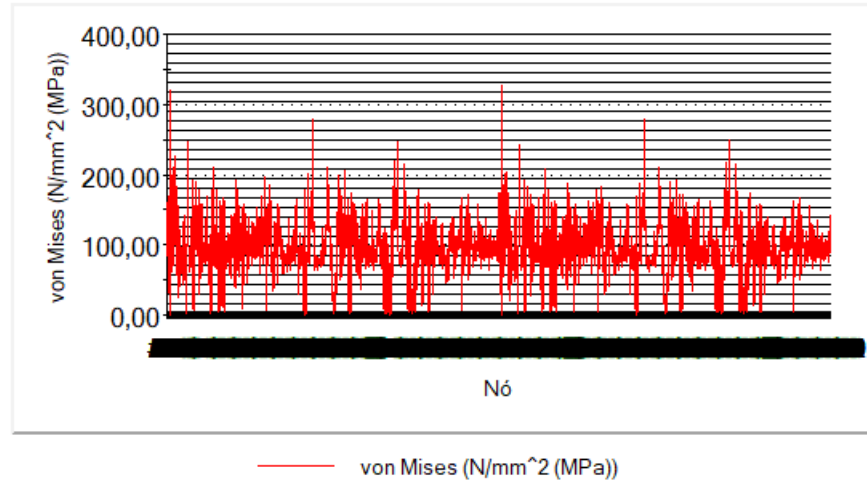
$$FS = \frac{503 \text{ MPa}}{370,8 \text{ MPa}} \cong 1,35 \quad (10)$$

De acordo com os requisitos de aeronavegabilidade, como a norma FAR 23 (2023), estruturas primárias devem apresentar um fator de segurança mínimo de 1,5 sobre a carga limite. O valor de 1,35 obtido na simulação demonstra que a geometria proposta e a seleção de materiais não foram adequadas, sendo necessárias alterações no modelo, para garantir que a estrutura opere dentro do regime elástico, sem sofrer deformações permanentes sob o fator de carga de 3,8 G.

Com isso, alterou-se a espessura da junta para 2mm, e ao gerar novamente o gráfico da junta isolada, obteve-se o valor de 325,8 MPa, como mostrado na Figura 15:

Figura 15. Tensões na junta isolada com 2mm de espessura.

Nome do estudo: Análise estática 2(-Valor predeterminado-)
Tipo de plotagem: Análise estática tensão nodal (Superior) Tensão1



Fonte: Autor (2026).

Calculando novamente o Fator de Segurança:

$$FS = \frac{503 \text{ MPa}}{325,8 \text{ MPa}} \cong 1,54 \quad (10)$$

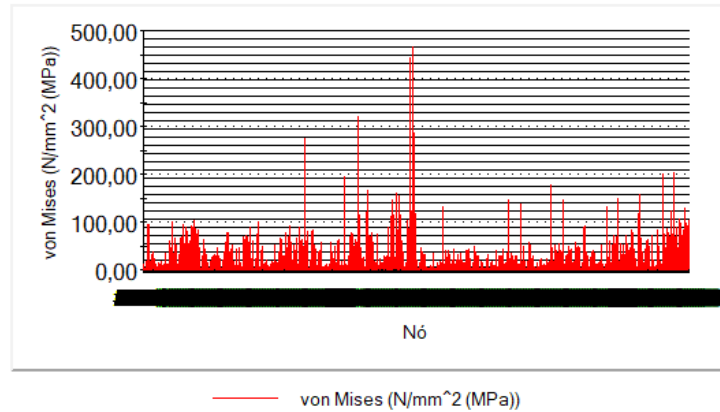
Este valor atende ao fator de segurança estipulado de 1,5, assegurando que, mesmo sob o carregamento crítico de 73 kN, a junta de fixação permaneça em regime de deformação elástica. O dimensionamento, portanto, demonstra robustez e confiabilidade, garantindo a integridade da emenda da longarina durante as manobras operacionais previstas no voo da aeronave.

3.3. Comportamento dos Fixadores e Deformação

Verificou-se que os parafusos AN4-10A cumprem seu papel na transferência de esforços de cisalhamento entre as seções da longarina dentro do limite de escoamento do material aço-liga, em torno de 600MPa. O valor de 466,9 MPa observado no gráfico na Figura 16 é um valor de pico concentrado na discretização da malha (singularidade numérica) em um ponto que não representa a carga média atuante na junta, uma vez que a tensão média nos parafusos foi de 8,7 MPa, o que valida a integridade do sistema de fixação para o carregamento de 73 kN.

Figura 16. Tensão nos parafusos.

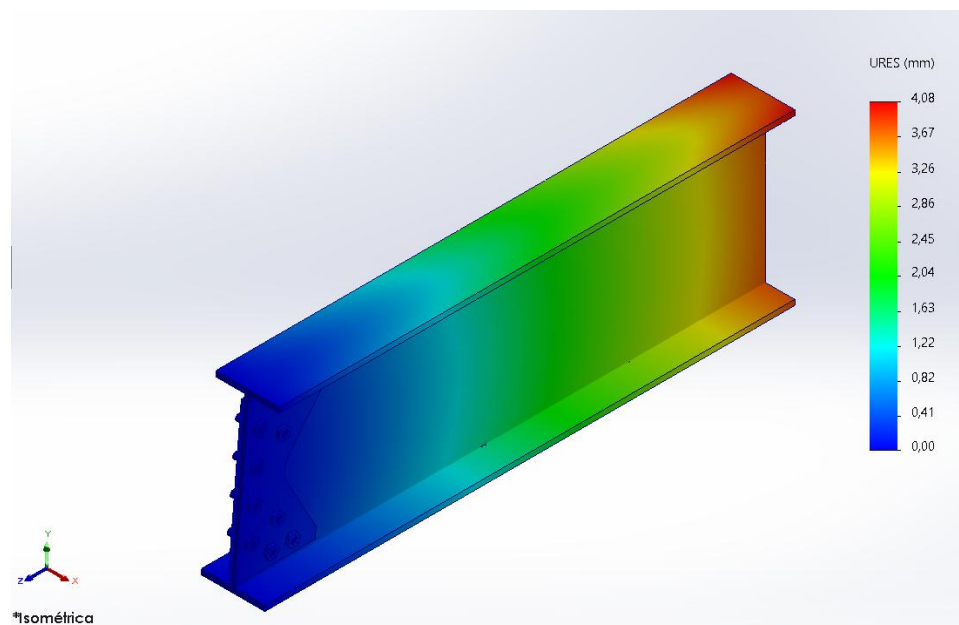
Nome do estudo: Análise estática 2(-Valor predeterminado-)
Tipo de plotagem: Análise estática tensão nodal (Superior) Tensão1



Fonte: Autor (2026).

O valor de torque aplicado e a configuração de interação local garantiu a união das faces, o que reduziu o deslocamento relativo entre os componentes, mostrado na Figura 17.

Figura 17. Deslocamentos



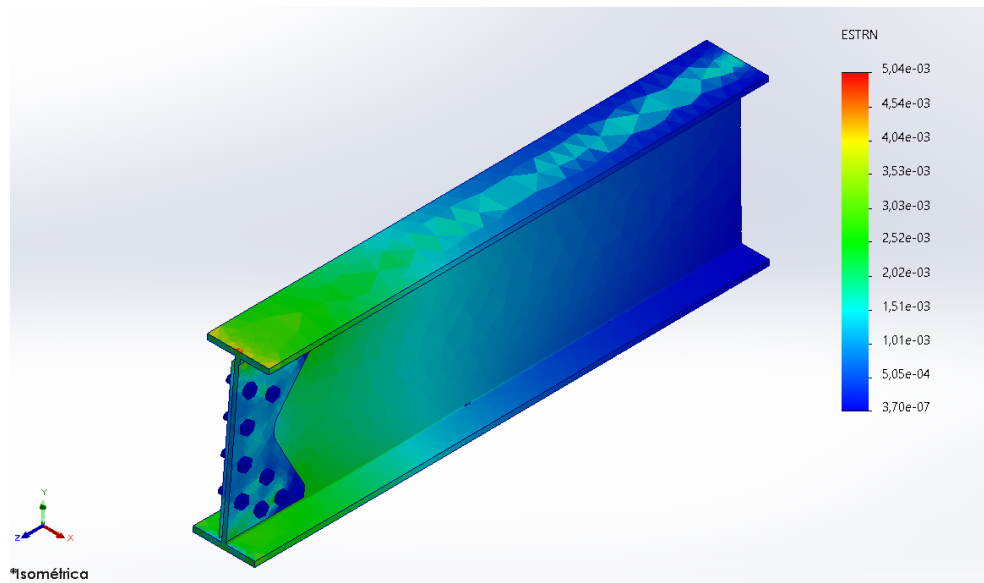
Fonte: Autor (2026).

O deslocamento máximo obtido sob a carga de projeto de 73 kN foi de 4,08 mm. Este valor é considerado desprezível frente ao comprimento total da longarina, indicando uma rigidez estrutural elevada. Esta baixa deflexão é desejável, pois garante que a geometria da asa

seja preservada mesmo sob condições críticas de carga, evitando fenômenos indesejados e assegurando a estabilidade da aeronave durante manobras.

A continuidade dos gradientes de deformação ao longo da junta indica que não houve separação das chapas, validando a eficácia da disposição dos fixadores proposta no projeto original de manutenção da aeronave. O valor máximo de deformação na análise foi de 0,00504mm/mm, como mostra a Figura 18.

Figura 18. Deformação.



Fonte: Autor (2026).

Comparando com a deformação limite para o material escolhido, utilizando a equação básica de deformação de materiais, obteve-se na Equação 11.

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{E} \quad (11)$$

Onde:

ε = deformação

σ = limite de escoamento

E = módulo de elasticidade

Considerando o limite de escoamento adotado de 503 MPa, e módulo de elasticidade de 72 GPa, substituindo na Equação 11:

$$\varepsilon = \frac{503}{72000} \quad (11)$$

$$\varepsilon = 0,006986 \quad (11)$$

Como a deformação máxima encontrada é inferior a este limite, confirma-se que a estrutura opera integralmente em regime elástico, garantindo a integridade e a segurança do componente sob a carga de projeto.

4. CONCLUSÃO

O presente trabalho teve como objetivo desenvolver e avaliar estruturalmente uma junta de fixação para a longarina principal da aeronave Piper PA-38 Tomahawk, utilizando ferramentas de modelagem tridimensional e análise por Elementos Finitos para verificar sua capacidade de suportar os carregamentos críticos de operação.

A partir das informações geométricas disponíveis na documentação técnica da aeronave, da literatura especializada e das normas aeronáuticas aplicáveis, foi possível desenvolver um modelo simplificado da região de emenda da longarina, incluindo a definição dos materiais, dos elementos de fixação e das condições de carregamento representativas da condição limite de voo correspondente a 3,8 G.

Inicialmente, a espessura da junta foi determinada por meio de um dimensionamento analítico baseado no critério de tensão de esmagamento em juntas aparafusadas, resultando em uma espessura mínima teórica de aproximadamente 0,66 mm. Considerando simplificações inerentes ao modelo analítico e buscando maior robustez estrutural, adotou-se inicialmente uma espessura de 1 mm para a análise numérica.

Entretanto, os resultados obtidos por Elementos Finitos demonstraram que, embora a junta apresentasse comportamento estrutural satisfatório, o fator de segurança calculado para a região crítica foi de aproximadamente 1,35, valor inferior ao mínimo de 1,5 recomendado para estruturas aeronáuticas primárias. Esse resultado evidenciou que o dimensionamento inicial, apesar de adequado como estimativa preliminar, não foi suficiente para representar todos os efeitos locais de concentração de tensões presentes na junta.

Dessa forma, foi realizado um refinamento do projeto através do aumento da espessura da junta para 2 mm. A nova configuração reduziu as tensões máximas na região dos furos e elevou o fator de segurança para aproximadamente 1,54, atendendo aos requisitos estabelecidos para a condição de carga analisada. Este resultado demonstra a importância da utilização de ferramentas numéricas como complemento aos métodos analíticos tradicionais, permitindo identificar regiões críticas e otimizar o dimensionamento estrutural.

Além da avaliação das tensões, os resultados de deslocamento e deformação indicaram que a estrutura apresenta rigidez adequada para a aplicação proposta. O deslocamento máximo obtido foi reduzido em relação às dimensões da longarina, enquanto as deformações permaneceram abaixo do limite associado ao escoamento do material, confirmando a operação da estrutura dentro do regime elástico.

Por fim, verificou-se que os fixadores AN4-10A e o torque aplicado foram capazes de garantir a transferência adequada dos esforços entre os componentes da junta, sem ocorrência de falhas estruturais nos elementos de ligação.

Ressalta-se que, devido à indisponibilidade dos desenhos de engenharia originais da aeronave e às restrições de acesso a dados proprietários da fabricante, algumas dimensões geométricas, parâmetros construtivos e condições de contorno foram adotados de forma simplificada ou estimados com base em informações disponíveis na literatura técnica, em normas aeronáuticas e em critérios de engenharia. Essas simplificações tiveram caráter representativo e permitiram o desenvolvimento de um modelo conceitual coerente para avaliação estrutural da junta, sem comprometer a análise comparativa e a validação dos critérios de dimensionamento empregados.

Assim, conclui-se que a configuração final proposta para a emenda da longarina apresenta desempenho estrutural compatível com os requisitos de resistência e segurança considerados neste estudo, demonstrando a viabilidade da solução desenvolvida e a eficácia da análise por Elementos Finitos como ferramenta de apoio ao projeto estrutural aeronáutico.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

AIRFASCO Industries. Design Notes: AN4-10A Airframe Bolt. Canton, OH: Airfasco, [s.d.]. 1 planta de desenho técnico. Disponível em: <https://www.airfasco.com/drawings/AN/AN3-AN20/AN4/pdf/A/AN4-10A.pdf>. Acesso em: 7 maio 2026.

ASTM INTERNATIONAL. **ASTM B209: Standard Specification for Aluminum and Aluminum-Alloy Sheet and Plate**. West Conshohocken, PA: ASTM International, 2021.

ASTM INTERNATIONAL. **ASTM B211/B211M-23: Standard Specification for Aluminum and Aluminum-Alloy Rolled or Cold Finished Bar, Rod, and Wire**. West Conshohocken, PA: ASTM International, 2023.

BATHE, K. J. **Finite Element Procedures**. Massachusetts, EUA. Massachusetts Institute of Technology, 1996.

BRUHN, E. F. **Analysis and Design of Flight Vehicle Structures**. Indianapolis: Jacobs Publishing, 1973.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. **FAR Part 23: Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobatic, and Commuter Category Airplanes**. Washington, DC: FAA, 2023. Disponível em: <https://www.ecfr.gov/>. Acesso em: 7 mai. 2026.

FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION. Type Certificate Data Sheet **No. A18SO**, Revision 6. Piper Aircraft, Inc. PA-38-112 (Tomahawk). Washington, DC, 2022.

NIU, M. C. Y. **Airframe Structural Design: practical design information and data on aircraft structures**. Hong Kong: Conmilit Press, 1988.

PIPER AIRCRAFT CORPORATION. PA-38-112 Tomahawk: Airplane Maintenance Manual. Part Number 761-660. Vero Beach, FL: Piper Aircraft, 1979 (Revisado em 2002).

RAYMER, D. P. **Aircraft Design: A Conceptual Approach**. Washington, EUA. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1992.

ROSKAM, J. **Airplane Design Part III: Layout design of Cockpit, fuselage, wing and empennage: Cutways and inboard profiles"**. Kansas, EUA. The University of Kansas, 1989.