

UNIVERSIDADE DE AVEIRO

ENGENHARIA AEROESPACIAL

Unidade Curricular: Aeroelasticidade - 42265

Estudo Modal de uma Asa de Drone com Variação do Ângulo de Ataque

Análise Numérica e Comportamento Dinâmico Estrutural

Gonçalo Perpétua – n.º 115848

Iuri Pinto – n.º 113536

Abril de 2025

Resumo

Este trabalho tem como objetivo estudar o comportamento dinâmico de uma asa para diferentes ângulos de ataque, utilizando como caso de estudo a asa de um drone de detecção de incêndios desenvolvida no âmbito do projeto "*Drone Flight Control and Telemetry*". Este drone VTOL de asa fixa foi projetado para operações em florestas de difícil acesso, incorporando sensores térmicos, de CO₂, humidade e altitude para detecção precoce de incêndios.

A asa analisada foi previamente concebida com base em critérios aerodinâmicos e estruturais, utilizando o perfil Selig 5020, escolhido pela sua eficiência elevada (Cl/Cd).

O presente estudo foca-se na caracterização modal e nas frequências naturais da asa em função do ângulo de ataque aplicado, utilizando simulação numérica baseada em elementos finitos. São consideradas diferentes formulações de elementos, sendo também realizada uma análise de convergência.

Os resultados permitem compreender o impacto estrutural das configurações geométricas e fornecem contributos relevantes para a otimização estrutural de asas aplicadas a drones de vigilância ambiental.

Conteúdo

| | | |
|----------|---|-----------|
| 1 | Introdução | 8 |
| 1.1 | Ângulo de ataque e importância aerodinâmica | 8 |
| 1.2 | Modos Naturais e Frequências Naturais: Conceitos Fundamentais | 9 |
| 1.3 | Interação Aeroelástica com o Ângulo de Ataque | 9 |
| 1.4 | Modelação numérica e análise modal | 10 |
| 1.5 | Relevância do estudo no contexto de drones VTOL | 10 |
| 2 | Escolha do Perfil de Asa | 10 |
| 2.1 | Contextualização: Drone para Monitorização de Incêndios | 11 |
| 2.2 | Características Técnicas do Selig 5020 | 11 |
| 2.3 | Processo de Seleção | 12 |
| 2.4 | Integração com a Análise Estrutural | 12 |
| 3 | Escolha dos Ângulos de ataque mais relevantes | 12 |
| 3.1 | Justificação da Escolha dos Ângulos de Ataque | 12 |
| 3.2 | Objetivo da Análise | 14 |
| 4 | Modelação | 15 |
| 4.1 | Etapas de Modelação | 15 |
| 5 | Simulação | 17 |
| 5.1 | Camadas | 17 |
| 5.2 | Materiais | 18 |
| 5.3 | Malha | 21 |
| 5.4 | Restrições | 23 |
| 5.5 | Análise | 24 |
| 6 | Análise de Convergência | 27 |
| 6.1 | Resultados e Discussão | 28 |
| 6.2 | Conclusão da Análise | 29 |
| 7 | Discussão dos Resultados | 29 |
| 7.1 | Frequências Naturais Obtidas | 29 |
| 7.2 | Análise da Variação Modal com α | 30 |
| 7.3 | Implicações Aeroelásticas | 31 |
| 7.4 | Síntese | 31 |
| | Bambu Lab - PAHT-CF | 33 |
| | Bambu Lab - ASA-AERO | 38 |

Palavras-chave:

- Aeroelasticidade
- Drones
- VTOL
- Frequências naturais
- Elementos finitos
- Estrutura de asa
- Selig 5020
- Ângulo de ataque
- Flutter
- Análise modal

Lista de Símbolos

α - Ângulo de ataque [°]

C_L - Coeficiente de sustentação [—]

C_D - Coeficiente de arrasto [—]

C_M - Coeficiente de momento de arfagem [—]

f_n - Frequência natural do modo n [Hz]

E - Módulo de elasticidade de Young [Pa]

ν - Coeficiente de Poisson [—]

ρ - Densidade do material [kg/m³]

t - Espessura da casca da asa [m]

Re - Número de Reynolds [—]

θ - Deformação angular ou torção [rad]

u, v, w - Deslocamentos nas direções x, y, z [m]

M - Matriz de massa [kg]

K - Matriz de rigidez [N/m]

ϕ_n - Forma modal associada ao modo n [—]

Lista de Figuras

| | | |
|----|--|----|
| 1 | Ângulo de Ataque | 8 |
| 2 | Representação de Forças | 9 |
| 3 | Perfil Selig 5020 | 11 |
| 4 | Relação Cl v Cd do perfil s5020 | 11 |
| 5 | Relação Cl v α do perfil s5020 | 13 |
| 6 | Relação Cl/Cd v α do perfil s5020 | 14 |
| 7 | <i>Guided Curve</i> no Solidworks | 15 |
| 8 | Casca da Asa | 15 |
| 9 | Longarinas e Spars | 16 |
| 10 | Nervuras | 16 |
| 11 | Asa Original | 17 |
| 12 | Camadas criadas | 18 |
| 13 | Criação de PAHT - CF | 19 |
| 14 | Criação de ASA - Aero | 19 |
| 15 | Propriedades das Nervuras | 20 |
| 16 | Propriedades das Longarinas | 20 |
| 17 | Propriedades da Casca | 20 |
| 18 | Mesh Skin | 22 |
| 19 | Malha Utilizada | 22 |
| 20 | Coincident Nodes | 23 |
| 21 | Restrições Nodais | 24 |
| 22 | Load Results | 25 |
| 23 | Analysis Set | 26 |
| 24 | Resultados | 27 |
| 25 | Resultados | 27 |
| 26 | Frequências Naturais x Deformação Máxima | 29 |
| 27 | Comparação das frequências naturais em função do modo e do ângulo de ataque. | 30 |

1 Introdução

A aeroelasticidade é a área da engenharia que estuda as interações entre as forças aerodinâmicas, a elasticidade estrutural e a inércia de uma estrutura sujeita ao escoamento do ar. Estas interações tornam-se particularmente relevantes em estruturas esbeltas, como asas de aeronaves, cuja deformação afeta significativamente o desempenho dinâmico e a estabilidade. Este estudo concentra-se na influência do ângulo de ataque (angle of attack, α) no comportamento dinâmico de uma asa de um drone VTOL, especificamente ao nível das formas modais e frequências naturais.

1.1 Ângulo de ataque e importância aerodinâmica

O ângulo de ataque é definido como o ângulo entre a corda do perfil da asa e a direção do escoamento relativo do ar. Este parâmetro é crítico no desempenho aerodinâmico de uma asa, influenciando diretamente a geração de sustentação (lift) e arrasto (drag). Em regime sub-sônico, para ângulos pequenos, a sustentação cresce aproximadamente de forma linear com o aumento do ângulo de ataque, até atingir o chamado ângulo de stall. A partir desse ponto, a separação do escoamento na superfície superior do perfil causa uma perda abrupta de sustentação e um aumento de arrasto.

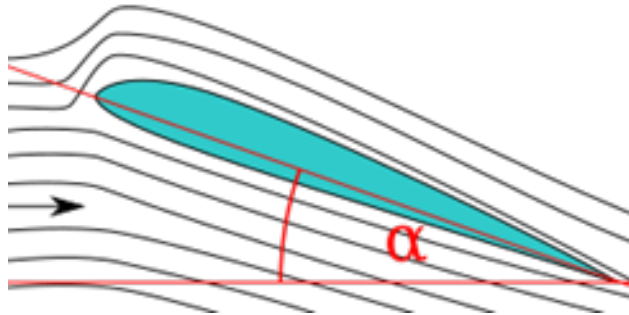


Figura 1: Ângulo de Ataque

A variação do ângulo de ataque também afeta o momento de arfagem (pitching moment), o que pode alterar a estabilidade longitudinal da aeronave. Em drones de pequena escala com asas rígidas e/ou fixas, como o do projeto em questão, essas variações podem ser acentuadas em manobras agressivas, mudanças de vento ou perturbações ambientais.



Figura 2: Representação de Forças

1.2 Modos Naturais e Frequências Naturais: Conceitos Fundamentais

Em estruturas mecânicas e aeroespaciais, modos naturais de vibração (ou modos próprios) correspondem a padrões característicos de deformação que uma estrutura adota quando vibra livremente, sem ação de forças externas contínuas. Cada modo está associado a uma frequência natural, que é a frequência específica à qual esse modo se manifesta de forma espontânea e independente.

Quando uma estrutura como uma asa é perturbada, ela não responde com uma vibração aleatória, mas sim através de uma combinação de modos naturais. Estes modos são determinados unicamente pelas propriedades físicas da estrutura — massa, rigidez, geometria e condições de fronteira. Exemplo prático: O 1.^o modo natural de uma asa é frequentemente uma flexão vertical, semelhante a uma viga engastada numa extremidade. O 2.^o ou 3.^o modo pode representar uma torção ao longo do eixo longitudinal. Modos superiores combinam estas deformações ou introduzem padrões mais complexos (nós múltiplos).

Cada modo tem a sua frequência própria. Se a estrutura for excitada a uma frequência próxima de uma destas, pode ocorrer ressonância, amplificando significativamente as vibrações.

1.3 Interação Aeroelástica com o Ângulo de Ataque

A variação do ângulo de ataque influencia diretamente o campo de pressões sobre a superfície da asa, alterando as forças aerodinâmicas aplicadas à estrutura. Estas forças modificam o estado de carregamento estático, podendo excitar modos naturais de vibração específicos.

Dependendo da frequência de excitação (por exemplo, induzida por perturbações atmosféricas ou variações rápidas de controlo) e das características dinâmicas da asa — rigidez, distribuição de massa e amortecimento — podem surgir fenómenos ressonantes. Estes resultam num aumento exponencial da amplitude de vibração, com possíveis consequências críticas: Sobrecargas estruturais; Deformações excessivas; Possível falha estrutural local ou global.

Um dos fenômenos mais conhecidos associados a este comportamento é o flutter aeroelástico, uma instabilidade dinâmica autoinduzida que resulta da interação entre os modos naturais da estrutura e as forças aerodinâmicas dependentes da velocidade, geometria e estado aerodinâmico (como o ângulo de ataque). Embora este estudo não tenha como foco direto a análise de flutter, é importante reconhecer que alterações no ângulo de ataque podem modificar a distribuição modal da asa, alterando quais modos são mais suscetíveis de serem excitados em voo.

1.4 Modelação numérica e análise modal

A análise do comportamento dinâmico da asa será realizada através de simulação numérica baseada no Método dos Elementos Finitos (MEF). O MEF permite representar com precisão a complexidade estrutural da asa, considerando materiais compostos, geometrias não triviais e condições de contorno realistas. Nesta abordagem, o ângulo de ataque será modelado como uma condição de carregamento aerodinâmico variável. Para cada valor de α , calcula-se o campo de pressões atuantes na superfície da asa (através de métodos analíticos ou acoplamento CFD), que será aplicado como carga estática sobre o modelo estrutural. A seguir, realiza-se uma análise modal para extrair as formas modais e frequências naturais, identificando como estas são alteradas pela configuração aerodinâmica. Além disso, será considerada a comparação entre diferentes formulações de elementos (sólidos, casca, viga), com o objetivo de avaliar a sensibilidade da modelação à discretização adotada. A realização de uma análise de convergência será fundamental para garantir a fiabilidade dos resultados.

1.5 Relevância do estudo no contexto de drones VTOL

O drone VTOL estudado foi concebido para missões de monitorização florestal e deteção precoce de incêndios, operando frequentemente em ambientes hostis e turbulentos. Nestes cenários, variações abruptas do ângulo de ataque são comuns, sendo essencial que a asa mantenha integridade estrutural e um comportamento previsível em toda a gama de operações. Ao estudar o impacto da variação de α no comportamento modal da asa, pretende-se contribuir para o design aeroelástico robusto, otimizando o compromisso entre leveza, rigidez e capacidade de voo. O conhecimento obtido poderá ser aplicado na fase de refinação do projeto, orientando modificações estruturais, materiais ou ajustes geométricos que aumentem a resistência a vibrações indesejadas.

2 Escolha do Perfil de Asa

A seleção de um perfil aerodinâmico é uma etapa crucial no projeto de qualquer asa, especialmente no caso de aeronaves não tripuladas de asa fixa (UAVs) com funcionalidades específicas, como é o caso do drone VTOL desenvolvido no âmbito do projeto Drone Flight Control and Telemetry. A escolha recaiu sobre o perfil Selig S5020, cuja decisão foi baseada em critérios técnicos fundamentados tanto na literatura como na análise comparativa de diversos perfis aplicáveis a pequenas aeronaves.

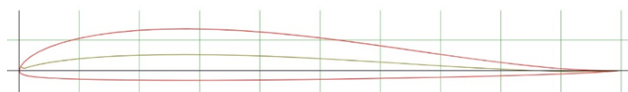


Figura 3: Perfil Selig 5020

2.1 Contextualização: Drone para Monitorização de Incêndios

O drone em questão foi concebido para operações de vigilância florestal e detecção precoce de incêndios, atuando em áreas de difícil acesso, sob condições atmosféricas variáveis. Neste cenário, a eficiência aerodinâmica, a capacidade de sustentar voo prolongado com cargas moderadas (sensores térmicos, eletrônica, baterias) e a estabilidade estrutural são fatores essenciais. Estas exigências impõem restrições tanto no desenho do perfil da asa como na sua resposta estrutural às cargas aerodinâmicas.

2.2 Características Técnicas do Selig 5020

O perfil Selig S5020 é um perfil reflexo assimétrico desenvolvido com foco em UAVs e aeronaves leves, apresentando as seguintes vantagens:

- Alta razão de sustentação/arrasto (Cl/Cd): Fundamental para maximizar a eficiência energética e o alcance da aeronave.

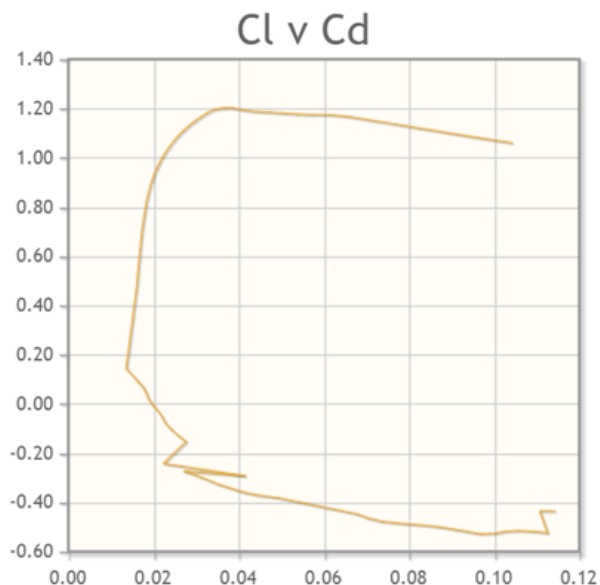


Figura 4: Relação Cl v Cd do perfil s5020

- Estabilidade longitudinal intrínseca: O perfil possui um momento de arfagem relativamente baixo e controlado, facilitando a estabilidade sem depender excessivamente de superfícies de cauda.
- Capacidade de gerar sustentação em baixos ângulos de ataque, o que favorece voos de cruzeiro mais eficientes.

- Bom desempenho a baixos Reynolds (entre 100.000 e 200.000), intervalo típico em drones de pequena escala como o desenvolvido pelos alunos.
- Suavidade da curva $Cl-\alpha$, com um stall menos abrupto em comparação com perfis mais agressivos, oferecendo maior tolerância a perturbações.

2.3 Processo de Seleção

Durante o desenvolvimento do projeto de Engenharia Aeroespacial, foram analisados diversos perfis, incluindo o MH60, MH82, Eppler 186 e MH92. A decisão final foi guiada por:

- Comparações dos gráficos de Cl , Cd , Cm e Cl/Cd para um Reynolds típico de operação do drone (≈ 145.000).
- Avaliação do momento de arfagem: perfis como o Eppler 186 e MH82 foram descartados por apresentarem valores excessivos de Cm , indicando tendências indesejadas de instabilidade.
- O MH92, embora equilibrado em momento, mostrou baixo desempenho na razão Cl/Cd .
- Entre os restantes, o Selig 5020 demonstrou melhor desempenho aerodinâmico geral, especialmente em regimes de voo típicos para a missão do drone.

2.4 Integração com a Análise Estrutural

Além das qualidades aerodinâmicas, o perfil S5020 tem características estruturais compatíveis com a abordagem modular do drone:

- Permite a manufatura por impressão 3D com geometrias bem definidas e estruturadas.
- Adequa-se ao uso de materiais compostos como PAHT-CF e ASA AERO, já selecionados para a estrutura interna e externa do drone, respetivamente.
- A geometria do perfil permite criar um modelo de asa com rigidez suficiente e baixa massa, essencial para uma análise modal representativa e realista.

Assim, a escolha do Selig S5020 justifica-se não só por mérito aerodinâmico, mas também pela sua compatibilidade com os requisitos estruturais, operacionais e de fabricação do drone VTOL em estudo. Esta coerência entre o projeto real e o estudo académico permite uma translação direta dos resultados da análise modal para a aplicação prática.

3 Escolha dos Ângulos de ataque mais relevantes

Com base na escolha do perfil Selig S5020 e nos objetivos do estudo, a análise do comportamento dinâmico da asa será realizada para quatro ângulos de ataque distintos: 0° , 3° , 6° e 10° . Estes valores foram selecionados por permitirem observar com detalhe a evolução das características aerodinâmicas e estruturais da asa ao longo de uma gama de operação realista para o drone VTOL em questão.

3.1 Justificação da Escolha dos Ângulos de Ataque

A escolha dos ângulos não é arbitrária: está fundamentada tanto em considerações práticas de voo como nas propriedades aerodinâmicas do perfil Selig 5020, conforme ilustrado nos dois gráficos fornecidos:

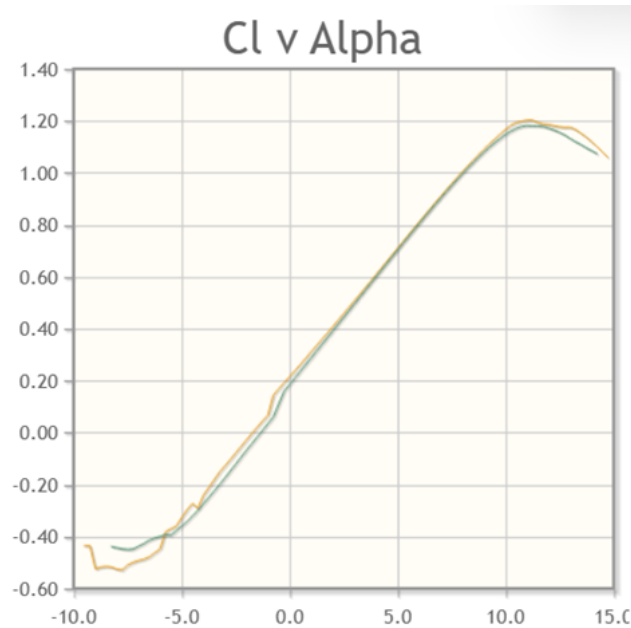


Figura 5: Relação Cl v α do perfil s5020

Este gráfico mostra o comportamento crescente de Cl com o aumento de α . A distribuição de pontos escolhidos cobre:

- 0° : Ângulo de ataque nulo, essencial como referência base do comportamento modal.
- 3° : Início da zona eficiente, com ganho significativo de sustentação sem penalização excessiva em arrasto.
- 6° : Região próxima do pico de eficiência aerodinâmica (máximo Cl/Cd), ideal para voo de cruzeiro.
- 10° : Região antes do stall, onde ainda se verifica elevada sustentação, mas com aumento notável de forças aerodinâmicas — ideal para testar a resposta estrutural em condições mais exigentes.

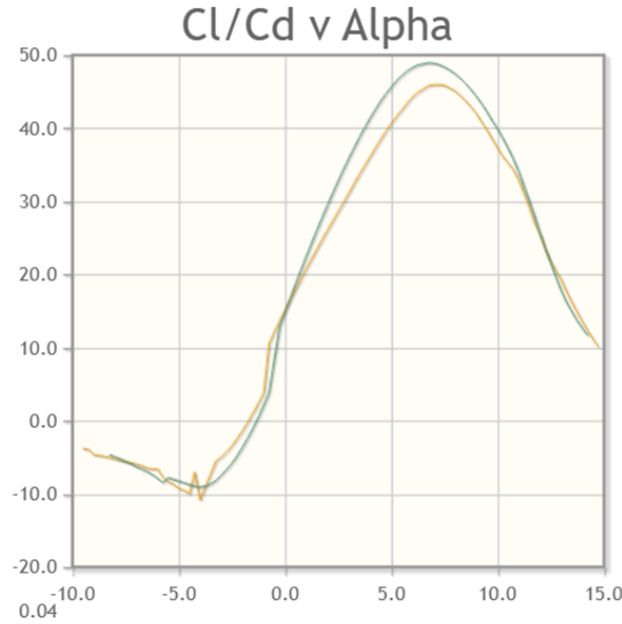


Figura 6: Relação Cl/Cd v α do perfil s5020

Este gráfico, com várias curvas associadas a diferentes condições de escoamento (e.g. turbulento/laminar), mostra que:

- A eficiência aerodinâmica máxima (Cl/Cd) ocorre tipicamente entre 3° e 6° , zona ideal de voo de cruzeiro.
- A eficiência começa a decair acentuadamente após os $8-10^\circ$, apesar do aumento de Cl , devido ao aumento significativo do Cd .
- A inclusão do ponto a 10° permite observar o impacto estrutural de operar em regimes menos eficientes, mas ainda operacionais, mais sujeitos a instabilidades ou carregamentos elevados.

3.2 Objetivo da Análise

A análise será centrada na influência do ângulo de ataque sobre as frequências naturais e formas modais da asa, utilizando:

- Simulações com carregamentos estáticos equivalentes à distribuição de pressão para cada valor de α .
- Comparação entre as respostas modais obtidas para os quatro casos.
- Interpretação dos resultados do ponto de vista aeroelástico e estrutural, com especial foque na segurança e desempenho da aeronave.

Este conjunto de casos permitirá uma análise abrangente do comportamento aeroelástico da asa, fornecendo uma base sólida para futuras melhorias no design estrutural e controlo do drone.

4 Modelação

Nesta secção descreve-se o processo de modelação da asa tridimensional utilizando o software SolidWorks, com o objetivo de criar uma geometria compatível com análises estruturais e aerodinâmicas, especialmente voltadas para o estudo do ângulo de ataque.

O modelo foi desenvolvido com base em "Surface Bodies", permitindo uma malha mais eficiente na simulação posterior no Femap. A modelação foi realizada com uma filosofia modular, separando casca exterior, nervuras e elementos estruturais (longarinas e spars).

Optou-se por não atribuir espessuras diretamente nos corpos durante a modelação, uma vez que esta será definida posteriormente na etapa de simulação. Essa abordagem garante maior controlo sobre as propriedades físicas de cada componente no software de elementos finitos.

A geometria respeita proporções realistas de asas de pequena e média dimensão.

4.1 Etapas de Modelação

1. Importação e posicionamento dos perfis

- Perfis importados como guide curves (seção 2D) para planos definidos ao longo do eixo X. Estas curvas foram retiradas do site airtools.com, para o perfil escolhido, através de uma série de pontos. Esses pontos foram devidamente dimensionados numa tabela de Excel para cumprir os requisitos dimensionais definidos no projeto Drone Flight Control and Telemetry. Estas curvas garantem a suavidade e continuidade do Loft.



Figura 7: *Guided Curve* no Solidworks

- As diferentes configurações consistiram em editar o plano destas curvas para planos com as inclinações desejadas, sendo o plano Top Plane, o plano com inclinação de 0° .

2. *Lofted Surface* – Casca da asa

- Utilizado *Lofted Surface*.
- Conectou os três perfis com as curvas guia, formando a geometria exterior.

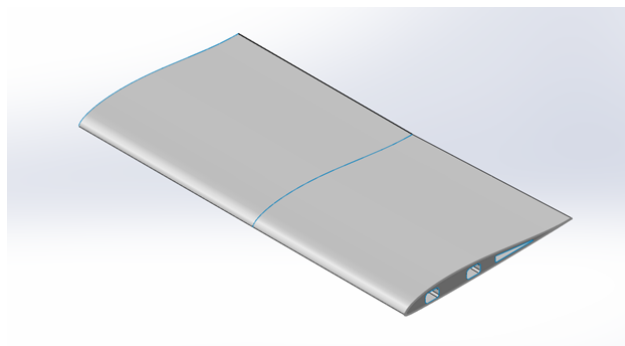


Figura 8: Casca da Asa

3. Longarinas e Spars

- Inseridas duas longarinas retangulares e uma spar triangular.
- Utilizado *Lofted Surface* e *Extruded Surface*.
- As longarinas e a spar estendem-se longitudinalmente, garantindo rigidez.
- Este design foi concebido no âmbito do projeto previamente referido, permitindo uma maior facilidade de manufatura e reduzindo a massa dos componentes.

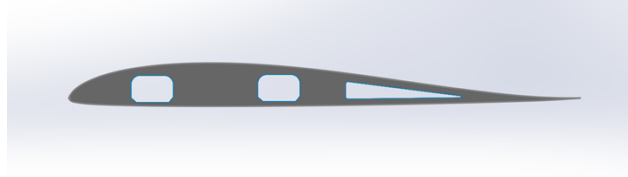


Figura 9: Longarinas e Spars

4. Nervuras (Ribs)

- Criadas a partir de sketches planos ao longo da envergadura.
- Utilizada a ferramenta Linear Pattern de forma a replicar as nervuras a uma distância de 25mm. Esta distância foi escolhida tendo em conta a envergadura total da asa, de forma a oferecer uma relação peso/resistência mais eficiente.
- Foi feito, por fim, um surface trim para excluir partes das nervuras que se alongassem para além da superfície da asa, eliminando assim erros.

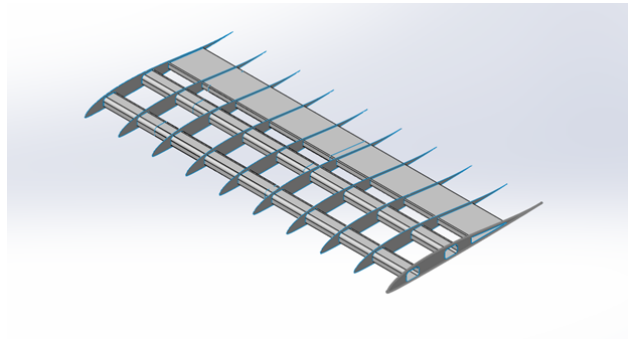


Figura 10: Nervuras

Esta modelação encontra-se otimizada para futuras simulações de resposta dinâmica sob diferentes ângulos de ataque, sem necessidade de alterar o modelo base. Basta alterar o plano de referência do perfil de ponta para simular outras inclinações (ex: 5° , 15° , -5° , etc.).

Esta modelação encontra também ligeiros ajustes da que foi utilizada para o projeto *Drone Flight Control and Telemetry*, tendo sido excluídas as secções estruturais, a preto na imagem abaixo, bem como o perfil final da asa, de forma a facilitar o estudo.

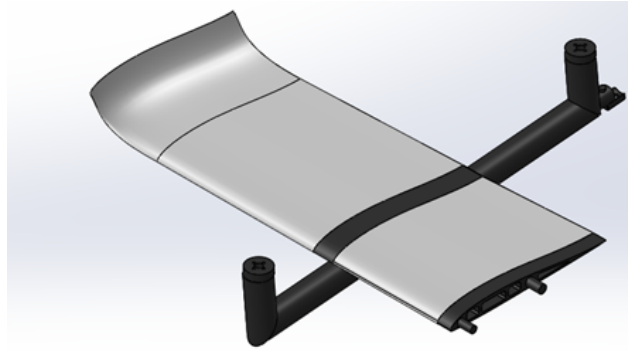


Figura 11: Asa Original

5 Simulação

Para a realização do estudo numérico das formas modais e frequências naturais da asa, recorreu-se ao software Siemens Femap, uma ferramenta especializada em pré e pós-processamento para análise por elementos finitos (FEA – Finite Element Analysis). Dado que o Femap não permite a utilização direta de corpos sólidos modelados no SolidWorks, foi necessário seguir um processo específico de conversão e preparação geométrica, garantindo a compatibilidade com as exigências do ambiente de simulação.

O ficheiro original em formato nativo (.SLDPRT) foi posteriormente convertido para o formato STEP (.STEP), um formato neutro amplamente suportado por programas de engenharia para transferência de dados CAD 3D, mantendo a integridade geométrica durante o processo de importação.

Após a conversão, a geometria da asa foi importada para o Femap. No ambiente do Femap, optou-se por representar a asa utilizando apenas superfícies geométricas (shell surfaces), uma vez que a plataforma não permite a utilização de corpos sólidos volumétricos para este tipo de análise modal de estruturas delgadas. A modelação baseada em superfícies permite ainda uma representação mais fiel do comportamento flexível e dinâmico de componentes aeroestruturais esbeltos, como asas.

5.1 Camadas

Como forma de facilitar a manipulação e visualização da geometria dentro do Femap, os diferentes componentes da asa foram organizados em Camadas. Cada camada corresponde a uma sub-região ou elemento funcional da estrutura da asa.



Figura 12: Camadas criadas

Esta separação por camadas permite uma maior flexibilidade na seleção de regiões para aplicação de condições de contorno, atribuição de espessuras específicas, ou diferentes propriedades de material, além de melhorar significativamente a legibilidade e a gestão do modelo ao longo das diferentes fases de análise.

5.2 Materiais

No Femap, as superfícies importadas foram tratadas como elementos de casca (shell elements), aos quais foi atribuída uma espessura constante, representativa da estrutura real da asa. Esta espessura foi definida com base no projeto CAD e nas características dos materiais selecionados para impressão 3D (nomeadamente PAHT-CF para a estrutura interna e ASA AERO para a cobertura externa).

Estes materiais foram selecionados no âmbito do projeto já mencionado, e previamente justificados na fase de conceção do mesmo. O primeiro material, PAHT-CF, conhecido pela sua alta resistência, foi selecionado para a produção das longarinas e, por sua vez, o material ASA AERO, será utilizado na produção da casca exterior e das nervuras, conferindo leveza, sem comprometer a durabilidade da estrutura. Este é um material amplamente utilizado na produção de drones e pequenas aeronaves.

Foram então criados ambos os materiais no software, utilizando as propriedades das fichas técnicas dos mesmos representados nas figuras seguintes .

Define Material - ISOTROPIC

ID 3 Title PAHT-CF Color 133 Palette... Layer 1 Type...

General Function References Nonlinear Ply/Bond Failure Creep Electrical/Optical Phase

Stiffness

Youngs Modulus, E 2.18E+9

Shear Modulus, G 838500000.

Poisson's Ratio, nu 0.3

Thermal

Expansion Coeff, a 0.

Conductivity, k 0.

Specific Heat, Cp 0.

Heat Generation Factor 0.

Limit Stress

Tension 47000000.

Compression 47000000.

Shear 28200000.

Mass Density 1.02

Damping, 2C/Co 0.

Reference Temp 0.

fy Load... Save... Copy... OK Cancel

Figura 13: Criação de PAHT - CF

Define Material - ISOTROPIC

ID 2 Title Asa-Aero Color 55 Palette... Layer 8 Type...

General Function References Nonlinear Ply/Bond Failure Creep Electrical/Optical Phase

Stiffness

Youngs Modulus, E 2.12E+9

Shear Modulus, G 785200000.

Poisson's Ratio, nu 0.35

Thermal

Expansion Coeff, a 0.

Conductivity, k 0.

Specific Heat, Cp 0.

Heat Generation Factor 0.

Limit Stress

Tension 31000000.

Compression 31000000.

Shear 19000000.

Mass Density 1.05

Damping, 2C/Co 0.

Reference Temp 0.

fy Load... Save... Copy... OK Cancel

Figura 14: Criação de ASA - Aero

É de realçar que alguns dos parâmetros não foram especificados, por serem difíceis de encontrar valores concretos e, sendo de uma importância bastante reduzida para o caso, só estariam a sobrecarregar o programa.

De seguida, as propriedades das referidas camadas/componentes foram também especificadas. Selecionou-se então a espessura selecionada, tendo novamente em conta o âmbito do projeto, e o material adequado.

Define Property - PLATE Element Type

ID 1 Title nervura Material 2..Asa-Aero

Color 110 Palette... Layer 2 Elem/Property Type...

Property Values

Thicknesses, Tavg or T1 0.0025

blank or T2 0.

blank or T3 0.

blank or T4 0.

Nonstructural mass/area 0.

Additional Options

Bend Stiffness, $12I/T^3$ 0.

TShear/Mem Thickness, ts/t 0.

Bending 0..Plate Material

Transverse Shear 0..Plate Material

Memb-Bend Coupling 0..None - Ignore

☐ Mean Dilatational Formulation

NEI Nastran Tension Only...

Stress Recovery (Default=T/2)

☐ Top Fiber 0.

☐ Bottom Fiber 0.

Load... Save... OK

Copy... Cancel

Figura 15: Propriedades das Nervuras

Define Property - PLATE Element Type

ID 2 Title longarina Material 3..PAHT-CF

Color 134 Palette... Layer 2 Elem/Property Type...

Property Values

Thicknesses, Tavg or T1 0.0015

blank or T2 0.

blank or T3 0.

blank or T4 0.

Nonstructural mass/area 0.

Additional Options

Bend Stiffness, $12I/T^3$ 0.

TShear/Mem Thickness, ts/t 0.

Bending 0..Plate Material

Transverse Shear 0..Plate Material

Memb-Bend Coupling 0..None - Ignore

☐ Mean Dilatational Formulation

NEI Nastran Tension Only...

Stress Recovery (Default=T/2)

☐ Top Fiber 0.

☐ Bottom Fiber 0.

Load... Save... OK

Copy... Cancel

Figura 16: Propriedades das Longarinas

Define Property - PLATE Element Type

ID 3 Title skin Material 2..Asa-Aero

Color 154 Palette... Layer 8 Elem/Property Type...

Property Values

Thicknesses, Tavg or T1 0.00135

blank or T2 0.

blank or T3 0.

blank or T4 0.

Nonstructural mass/area 0.

Additional Options

Bend Stiffness, $12I/T^3$ 0.

TShear/Mem Thickness, ts/t 0.

Bending 0..Plate Material

Transverse Shear 0..Plate Material

Memb-Bend Coupling 0..None - Ignore

☐ Mean Dilatational Formulation

NEI Nastran Tension Only...

Stress Recovery (Default=T/2)

☐ Top Fiber 0.

☐ Bottom Fiber 0.

Load... Save... OK

Copy... Cancel

Figura 17: Propriedades da Casca

5.3 Malha

Após a importação e organização da geometria da asa no Femap, procedeu-se à discretização da estrutura através da criação de uma malha de elementos finitos, fundamental para a realização da análise modal.

Para esse fim, utilizou-se o comando “Mesh Surface”, funcionalidade dedicada à criação de malhas de superfícies em estruturas delgadas, como asas, que são idealmente representadas por elementos do tipo shell. Este procedimento permitiu gerar uma malha bidimensional sobre as superfícies previamente importadas, convertendo a geometria CAD em entidades discretizadas aptas a receber propriedades físicas e condições de fronteira.

Durante este processo, foram definidas as seguintes configurações:

- Propriedade da malha (Property): selecionou-se a propriedade previamente criada para o material da asa, contendo a espessura e as características mecânicas equivalentes ao material estrutural escolhido (ex.: PAHT-CF). Esta propriedade foi associada diretamente aos elementos gerados.

- Tamanho dos elementos (Mesh Size): foi especificado um tamanho característico de malha uniforme, escolhido com base na dimensão da asa e na necessidade de equilíbrio entre precisão numérica e custo computacional. Este parâmetro garante uma resolução suficiente para captar os modos modais relevantes da estrutura. Posteriormente, este parâmetro foi variado de modo a fazer um estudo de convergência, permitindo obter um resultado mais correto.

- Tipo de elemento: optou-se pela utilização de elementos quadrangulares (4-nós) sempre que possível. Este tipo de elemento apresenta melhor qualidade de interpolação para análise modal e oferece maior precisão em estruturas regulares quando comparado com elementos triangulares. O Femap, por predefinição, faz o remapeamento para malha quadrilateral sempre que a geometria o permite, resultando numa malha mais regular e com menor distorção geométrica.

- Parâmetros adicionais: os restantes parâmetros da malha (tais como refinamento, crescimento, tolerância de colapsos, entre outros) foram mantidos segundo as configurações padrão do Femap, por se revelarem adequadas para a geometria simples e simétrica da asa.

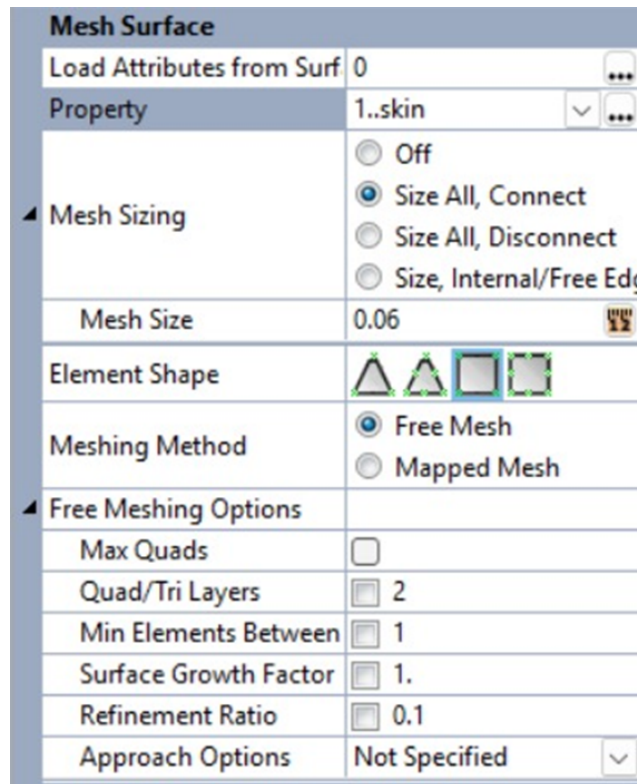


Figura 18: Mesh Skin

Para os outros componentes foram feitas as devidas alterações, nomeadamente na propriedade escolhida. Este processo de discretização é determinante para a precisão e estabilidade da análise modal subsequente, pois a qualidade da malha influencia diretamente a fidelidade dos modos naturais extraídos e a representatividade do comportamento dinâmico da asa. Na figura seguinte podemos verificar o aspeto da malha original utilizada. É relevante referir que a opção Size All, Connect, previamente escolhida nas configurações de malha, permitem uma continuidade da malha.

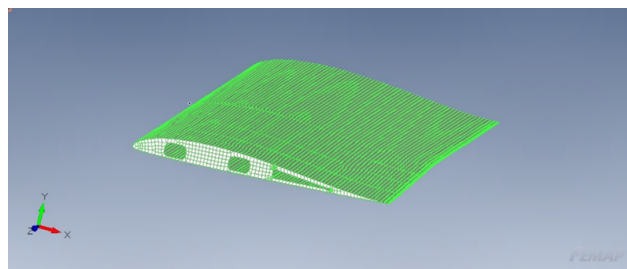


Figura 19: Malha Utilizada

Após a geração da malha sobre as superfícies da asa, foi necessário assegurar a continuidade estrutural e topológica da malha, condição essencial para garantir a correta transmissão de esforços e deformações entre as diferentes regiões do modelo. Este passo é particularmente importante em geometrias importadas, onde podem surgir pequenas discontinuidades entre

superfícies adjacentes, sobretudo nas fronteiras comuns. Para este fim, recorreu-se ao comando “Coincident Nodes”, disponível na secção “Check” do menu “Tools” do Femap. Esta ferramenta tem como objetivo detetar e consolidar nós sobrepostos ou muito próximos, que, apesar de visualmente coincidentes, podem estar a ser tratados como entidades distintas pelo software.

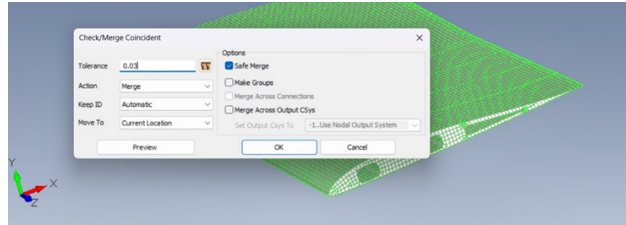


Figura 20: Coincident Nodes

A verificação foi realizada com uma tolerância de coincidência definida como 0,03 unidades, valor inferior ao tamanho médio dos elementos da malha. Esta escolha foi deliberada para:

- Evitar a fusão de nós não intencional, que poderiam pertencer a superfícies distintas não conectadas;
- Assegurar que todos os nós que deveriam estar geometricamente coincidentes fossem efetivamente tratados como tal durante a análise, prevenindo falhas na conectividade e problemas de rigidez artificial.

Este processo de consolidação de nós é particularmente relevante quando se trabalha com modelos criados em softwares CAD externos, como o SolidWorks, onde arestas adjacentes de superfícies exportadas podem apresentar pequenas imprecisões geométricas após a conversão para o formato STEP e subsequente importação no Femap.

Ao garantir que todos os nós coincidentes foram devidamente unificados, tornou-se possível executar a análise modal com segurança, evitando erros de definição de elementos e garantindo a integridade topológica da malha para a propagação correta de deslocamentos e modos de vibração.

5.4 Restrições

Para a realização da análise modal no modelo de elementos finitos, é indispensável a definição de condições de contorno adequadas, de modo a simular o comportamento real da asa no seu ambiente operacional. Neste caso, pretende-se replicar numericamente a ligação estrutural da asa ao corpo do drone, ou seja, à fuselagem.

Este vínculo foi implementado através da criação de restrições (constraints) nas zonas correspondentes aos pontos de fixação da asa, recorrendo às ferramentas de definição de condições de fronteira do Femap. Concretamente, foram aplicadas restrições de deslocamento e rotação nos graus de liberdade apropriados para simular uma ligação rígida (clamped boundary condition), ou seja, uma condição de encastramento local.

1. Identificação da zona de ligação: foram selecionadas as superfícies ou bordos da raiz da asa (root section), que em voo real se encontram rigidamente conectados à fuselagem do drone.

2. Definição do conjunto de restrição (Constraint Set): foi criado um conjunto de restrição contendo as condições de encastramento total, ou seja, com todos os seis graus de liberdade (Tx, Ty, Tz, Rx, Ry, Rz) bloqueados para os nós localizados na interface asa-fuselagem.

3. Atribuição das restrições: estas condições foram aplicadas diretamente sobre os nós da malha pertencentes à região da raiz da asa, garantindo que não ocorre qualquer deslocamento ou rotação nesta zona durante a análise modal. Neste caso foi selecionada a restrição fixed, garantindo que as zonas selecionadas se encontravam conectadas de forma à estrutura do drone, exemplificando a montagem pretendida.

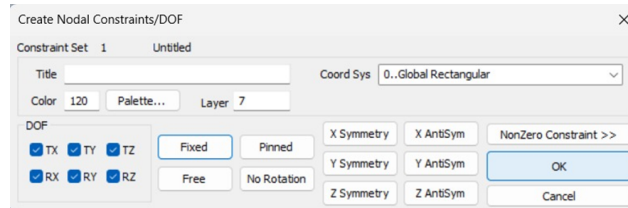


Figura 21: Restrições Nodais

Esta abordagem permite simular com elevada fidelidade o comportamento dinâmico real da asa, uma vez que:

- Impede deslocamentos rígidos globais, condição necessária para que o software consiga resolver corretamente os modos naturais;
- Reproduz o efeito de rigidez da fuselagem, assumindo que esta tem massa e rigidez muito superiores às da asa e, portanto, pode ser tratada como um suporte fixo;
- Permite analisar com clareza os modos flexionais e torsionais próprios da asa isoladamente, sem interferência de movimentos globais do corpo do drone. A correta definição destas restrições é fundamental para a validade dos resultados obtidos, influenciando diretamente a precisão das frequências naturais calculadas e a forma das vibrações modais extraídas.

5.5 Análise

Para dar seguimento à análise modal, após a configuração inicial dos parâmetros, procedeu-se à execução da simulação no Femap e à posterior visualização dos resultados obtidos.

O processo seguiu os seguintes passos:

1. Acesso ao Ambiente de Análise: No ambiente principal do Femap, acedeu-se ao menu “Model” e posteriormente à opção “Analysis”, onde se concentram as ferramentas de definição e gestão de análises.

2. Criação da Análise Modal:

Foi criada uma análise, selecionando o tipo “Normal Modes” com método de extração por “Eigenvalue”.

Esta escolha foi motivada pelo objetivo central da simulação: determinar as frequências naturais e as formas modais associadas da estrutura da asa, sem considerar cargas dinâmicas externas ou efeitos de amortecimento.

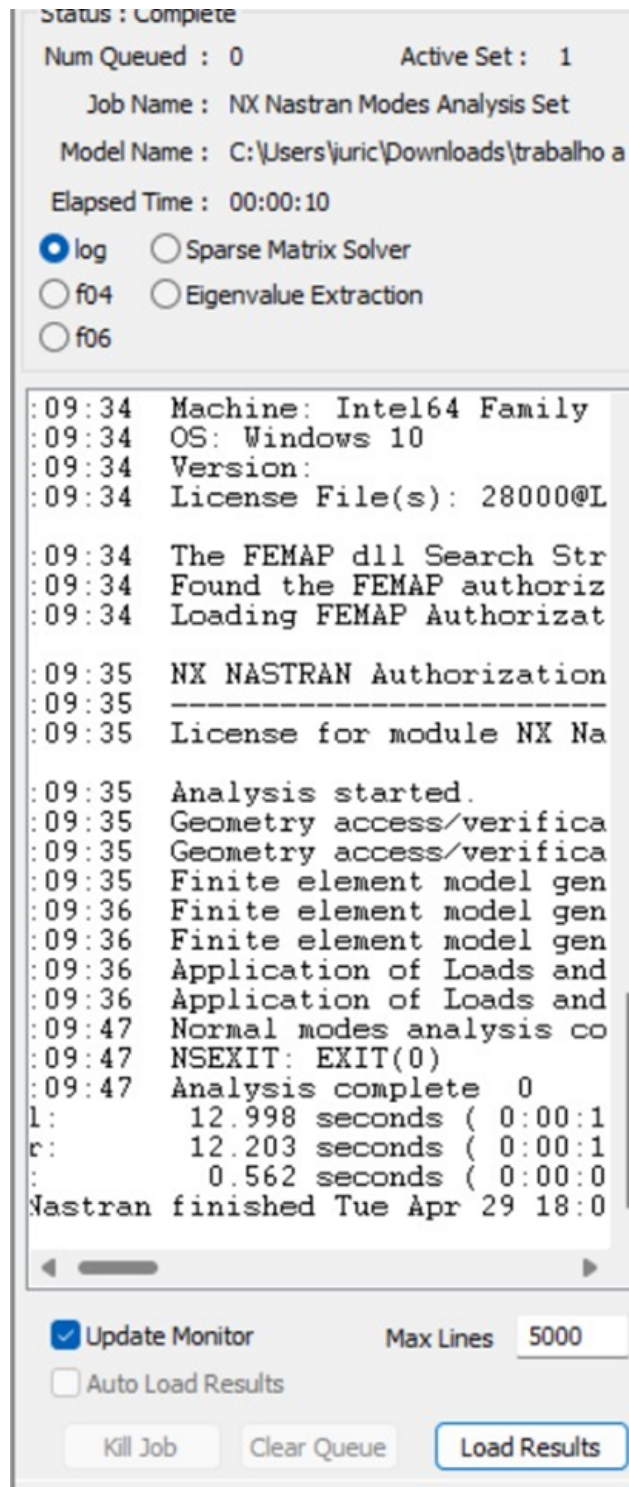


Figura 22: Load Results

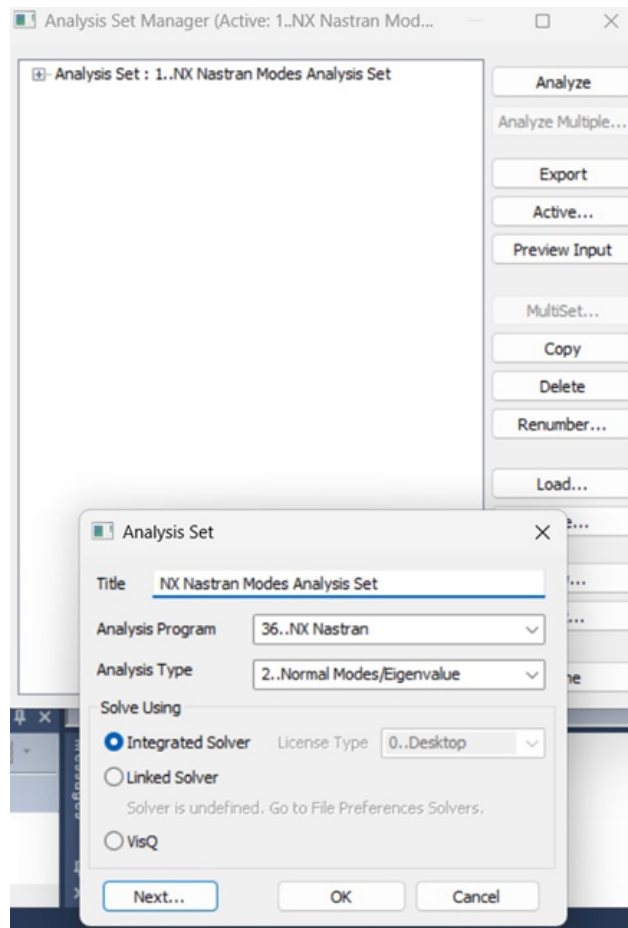


Figura 23: Analysis Set

Após a execução da análise, procedeu-se à interpretação dos resultados utilizando as funcionalidades gráficas do Femap:

3. Configuração do Estilo de Visualização:

- Acedeu-se ao painel "View Select".
- Foi definido o estilo de representação do modelo como "Draw Model", mostrando apenas a malha e geometria da asa.
- O estilo de deformação foi configurado para "Deform", permitindo visualizar a deformação associada a cada modo natural.
- O estilo de contorno foi definido como "None", de modo a apresentar o modelo de forma limpa, sem mapas de cores adicionais, focando apenas na deformação modal.

4. Consulta das Frequências Naturais:

- No painel "Contour/Deform", foram listadas todas as frequências naturais extraídas pelo solver.
- Cada frequência está associada a uma forma modal específica, que representa a configuração de deformação natural da estrutura para aquele modo de vibração.

5. Animação dos Modos Modais:

- Foi ativada a função de animação dos modos.

• Esta funcionalidade permitiu observar dinamicamente a movimentação da asa para cada frequência natural, evidenciando padrões típicos como:

- Flexão (deformações majoritariamente verticais);
- Torção (rotação da asa em torno do eixo longitudinal);
- Modos mistos (combinação de flexão e torção).

A animação facilita a identificação qualitativa das características principais de cada modo, essencial para a posterior análise crítica dos resultados e avaliação de eventuais riscos aerelásticos.

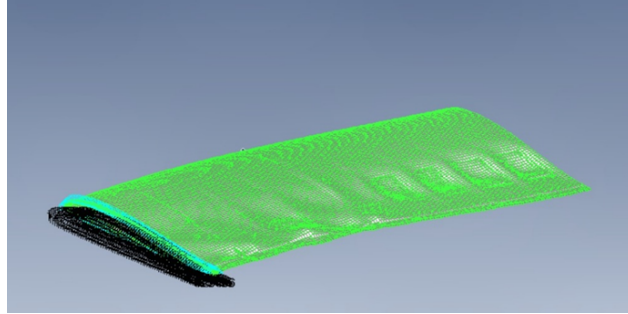


Figura 24: Resultados

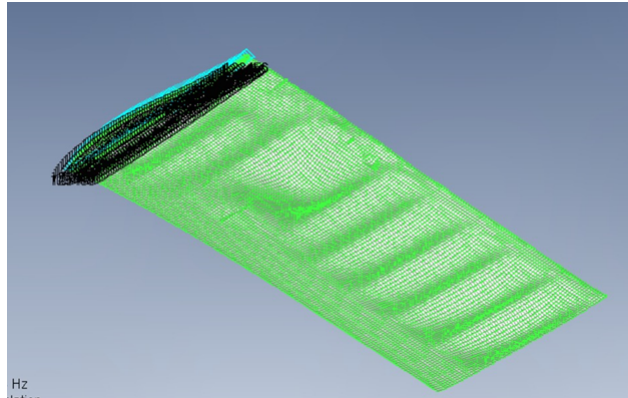


Figura 25: Resultados

6 Análise de Convergência

A análise de convergência é uma etapa essencial na simulação numérica com elementos finitos, permitindo validar a independência dos resultados relativamente à discretização adotada. No contexto da análise modal, a convergência é avaliada com base na estabilização das frequências naturais obtidas à medida que a malha é refinada.

Objetivo:

Verificar a sensibilidade das frequências modais da asa em função do tamanho do elemento da malha, identificando se os resultados convergem para valores estáveis à medida que o tamanho da malha diminui.

Metodologia:

Foram geradas três malhas com tamanhos característicos de:

- 0.08 mm (malha mais grosseira)
- 0.06 mm
- 0.04 mm (malha mais fina)

Em cada uma, foi realizada uma análise modal com extração dos 10 primeiros modos de vibração. As frequências obtidas foram comparadas entre os diferentes refinamentos.

Esta análise foi feita apenas para o ângulo de ataque de 0° , servindo apenas para validar, ainda que de forma geral, as malhas que poderiam, ou não, ser utilizadas, sem comprometer a viabilidade do estudo.

| Modo | Frequencia (Hz) | Max Deformação (mm) |
|------|-----------------|---------------------|
| 1 | 29.58356 | 4.68 |
| 2 | 42.26729 | 31.85 |
| 3 | 44.98209 | 28.93 |
| 4 | 60.11959 | 27.92 |
| 5 | 71.59 | 27.44 |
| 6 | 72.48523 | 34.29 |
| 7 | 75.63405 | 31.4 |
| 8 | 80.47803 | 29.22 |
| 9 | 83.58606 | 36.9 |
| 10 | 84.55711 | 40.38 |

Tabela 1: Malha 0.06 mm - Modos Normais e Deformações Obtidas

| Modo | Frequência (Hz) | Max Deformação |
|------|-----------------|----------------|
| 1 | 19.62423 | 4.274 |
| 2 | 45.62916 | 34.21 |
| 3 | 59.30615 | 32.48 |
| 4 | 71.60065 | 22.95 |
| 5 | 81.01284 | 12.73 |
| 6 | 84.69123 | 42.11 |
| 7 | 86.94032 | 28.49 |
| 8 | 86.00088 | 29.05 |
| 9 | 86.58218 | 29.05 |
| 10 | 86.58425 | 22.53 |

Tabela 2: Malha 0.04 – Modos e Deformações

| Modo | Frequência (Hz) | Max Deformação |
|------|-----------------|----------------|
| 1 | 30.84418 | 4.887 |
| 2 | 58.39752 | 39.65 |
| 3 | 82.38986 | 22.34 |
| 4 | 85.37071 | 22.93 |
| 5 | 85.84046 | 9.35 |
| 6 | 86.8429 | 36.11 |
| 7 | 87.32546 | 23.06 |
| 8 | 88.5168 | 23.06 |
| 9 | 89.3609 | 36.84 |
| 10 | 89.96784 | 22.49 |

Tabela 3: Malha 0.08 – Modos e Deformações

6.1 Resultados e Discussão

Observações principais:

- Os valores da malha 0.04 e 0.06 são mais próximos (diferenças < 1 Hz na maioria dos modos), sugerindo convergência numérica mais estável.

- A malha 0.08 apresenta discrepâncias mais significativas, com sobrestimação clara das frequências nos modos superiores (ex: modo 10 a 89.97 Hz vs. 84.55 Hz na malha 0.05), típica de malhas grosseiras que superdimensionam a rigidez.
- A malha 0.06 oferece um bom compromisso entre precisão e custo computacional, com resultados já muito próximos da malha refinada.

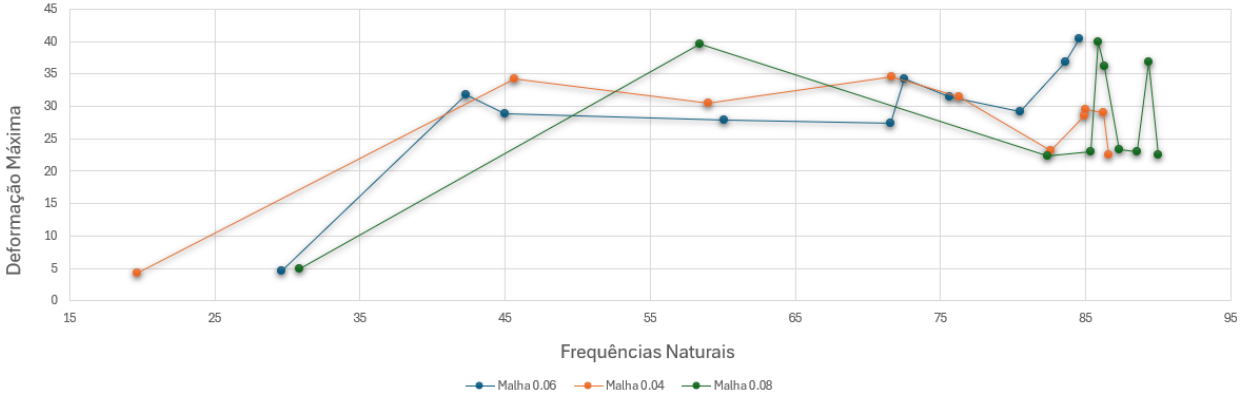


Figura 26: Frequências Naturais x Deformação Máxima

6.2 Conclusão da Análise

Com base nos resultados obtidos:

- As malhas com tamanho 0.04 mm e 0.8 mm apresentam variações demasiado abruptas, sendo desadequadas para análise numérica.
- A malha de 0.06 mm é recomendada para simulações adicionais, pois garante precisão adequada com custo computacional reduzido face às outras opções.
- As malhas de 0.08 mm e 0.04 revelam-se inadequadas para fins modais precisos, especialmente em modos superiores, e não devem ser utilizadas para análises aeroelásticas rigorosas.

7 Discussão dos Resultados

A análise modal desenvolvida permitiu avaliar o efeito da variação do ângulo de ataque (α) sobre as frequências naturais da asa de um drone VTOL. A simulação foi realizada para quatro configurações de α : 0° , 3° , 6° e 10° , considerando sempre as mesmas condições de contorno, materiais e espessura. O objetivo principal foi investigar se alterações na distribuição aerodinâmica — simuladas como cargas estáticas equivalentes — influenciam a rigidez efetiva da estrutura e, por consequência, as suas características dinâmicas.

7.1 Frequências Naturais Obtidas

A Tabela 4 resume os valores das frequências naturais obtidas para os seis primeiros modos de vibração:

Tabela 4: Frequências naturais (Hz) para diferentes ângulos de ataque.

| Modo | 0° | 3° | 6° | 10° |
|------|-------|-------|-------|-------|
| 1 | 29.58 | 29.70 | 29.62 | 29.62 |
| 2 | 42.27 | 42.21 | 42.30 | 42.30 |
| 3 | 44.98 | 44.98 | 44.97 | 44.97 |
| 4 | 59.02 | 59.84 | 60.18 | 60.18 |
| 5 | 60.10 | 59.95 | 59.76 | 59.76 |
| 6 | 70.65 | 70.26 | 71.24 | 71.24 |

7.2 Análise da Variação Modal com α

De forma geral, observa-se que as frequências naturais obtidas apresentam variações marginais entre as diferentes configurações de ângulo de ataque. Esta constatação permite afirmar que, na gama de ângulos estudada (até 10°), a asa apresenta uma resposta estrutural linearmente estável e pouco sensível a perturbações moderadas do campo de pressões.

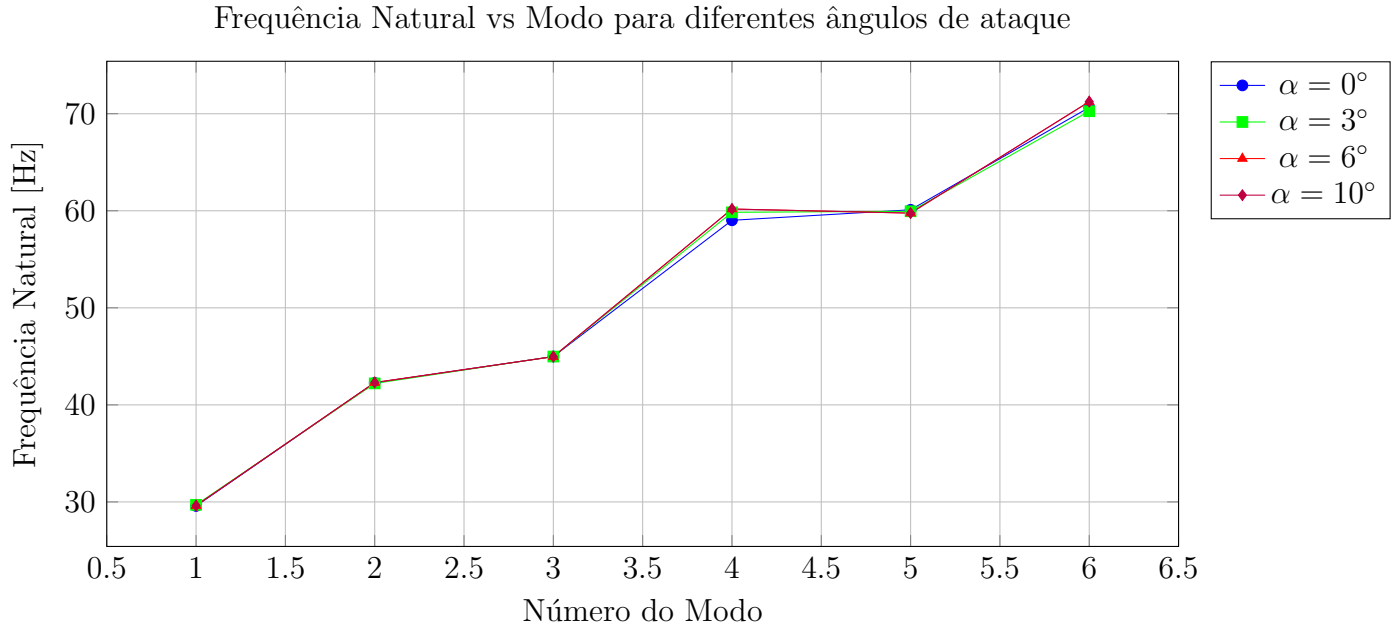


Figura 27: Comparação das frequências naturais em função do modo e do ângulo de ataque.

A maioria dos modos apresentou diferenças inferiores a 1 Hz, o que pode ser atribuído a pequenos ajustes na rigidez efetiva resultante da redistribuição da carga aerodinâmica. Este efeito é mais evidente a partir do 4.º modo, onde se observam ligeiros aumentos nas frequências com o aumento de α (ex: de 59.02 Hz para 60.18 Hz no Modo 4).

No entanto, o comportamento do 5.º modo demonstra uma leve diminuição da frequência com o aumento do ângulo, o que pode sugerir uma maior sensibilidade desse modo a efeitos torcionais gerados por momentos aerodinâmicos crescentes. No 6.º modo, verifica-se o maior desvio relativo (70.26 Hz para 71.24 Hz), o que indica que **modos superiores com componentes torsionais podem ser mais influenciados por variações de α **.

7.3 Implicações Aeroelásticas

Embora a análise modal tenha sido realizada assumindo linearidade estrutural e carregamento estático equivalente, os resultados obtidos são relevantes para compreender o comportamento dinâmico da asa em voo real.

Um aumento do ângulo de ataque implica um acréscimo do carregamento aerodinâmico e do momento de arfagem, o que pode:

- Reduzir localmente a rigidez flexional ou torcional;
- Modificar a distribuição das tensões internas e das deformações;
- Aumentar a probabilidade de excitação de modos superiores.

Estes efeitos são críticos em contextos aeroelásticos, onde o acoplamento entre as forças aerodinâmicas e os modos próprios da estrutura pode originar fenómenos indesejáveis, tais como:

- **Flutter:** instabilidade dinâmica autoinduzida por interação entre flexão e torção;
- **Divergência:** perda de rigidez aeroelástica a ângulos de ataque elevados;
- **Excitação por rajadas ou manobras:** potencial ressonante com modos naturais baixos.

Apesar de a estrutura demonstrar robustez modal dentro da faixa operacional considerada, estes resultados evidenciam a necessidade de considerar análises aeroelásticas mais avançadas — nomeadamente acopladas CFD–FEA — para garantir a integridade da asa em regimes de voo mais exigentes ou próximos do *stall*.

7.4 Síntese

Em suma:

- As frequências naturais mantêm-se estáveis para $\alpha \in [0^\circ, 10^\circ]$, com variações inferiores a 1.5%;
- Modos mais elevados (como o Modo 6) apresentam maior sensibilidade à variação aerodinâmica;
- A asa revela comportamento modal robusto, mas recomenda-se análise aeroelástica futura para casos extremos.

Referências

- [1] M. Selig, *Selig S5020 Airfoil Coordinates and Data*, UIUC Airfoil Coordinates Database, https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html, Acesso em: abril de 2025.
- [2] Siemens Digital Industries Software, *Femap with NX Nastran – User Guide*, Siemens PLM Software, 2023.
- [3] BASF Forward AM, *Ultrafuse PAHT CF15 – Technical Data Sheet*, <https://forward-am.com/materials/ultrafuse-paht-cf15/>, Acesso em: abril de 2025.
- [4] Formlabs, *ASA for 3D Printing – Material Properties Guide*, <https://formlabs.com>, Acesso em: abril de 2025.
- [5] Bambu Lab, *PAHT-CF – Filamento de Nylon Reforçado com Fibra de Carbono*, <https://bambulab.com/en-us/filament/paht-cf>, Acesso em: abril de 2025.
- [6] Bambu Lab, *ASA Aero – Guia de Impressão para Modelos de Aeronaves*, <https://wiki.bambulab.com/en/filament-acc/filament/asa-aero-printing-guide>, Acesso em: abril de 2025.



Bambu Filament

Technical Data Sheet V3.0

PAHT-CF

• Basic Info

Bambu PAHT-CF is a high-temperature engineering-grade carbon-fiber reinforced nylon that is designed for applications where high strength, stiffness, and temperature resistance are required. It is easy to print, has enhanced Z-bonding, a high-degree of dimensional stability, and has been optimized to retain excellent mechanical properties when wet. **Suggested uses are:** functional prototypes, machining fixtures, injection molds, jigs, and low-volume production parts.

• Specifications

| Subjects | Data |
|---------------------|---|
| Diameter | 1.75 mm |
| Net Filament Weight | 0.5 kg, 1 kg |
| Spool Material | PC + ABS (Temperature resistance 90 °C) |
| Spool Size | Diameter: 200 mm; Height: 67 mm |

• Recommended Printing Settings

| Subjects | Data |
|---------------------------------|--|
| Drying Settings before Printing | Blast Drying Oven: 80 °C, 8 - 12 h X1 Series Printer Heatbed: 90 – 100 °C, 12 h |
| Printing and Storage Humidity | < 20% RH (Sealed with desiccant) |
| Bed Type | Engineering Plate, High Temperature Plate or Texture PEI Plate |
| Nozzle Size | 0.4, 0.6(recommended), 0.8 mm |
| Nozzle Temperature | 260 - 290 °C |
| Bed Surface Preparation | Glue |
| Bed Temperature | 80 - 100 °C |
| Cooling Fan | 0 - 40% |
| Printing Speed | < 100 mm/s |
| Retraction Length | 0.8 - 1.4 mm |
| Retraction Speed | 20 - 40 mm/s |

| | |
|---------------------|--------------------------|
| Chamber Temperature | 45 - 60 °C |
| Max Overhang Angle | ~ 70° |
| Max Bridging Length | ~ 40 mm |
| Support Material | Bambu Support for PA/PET |

• Properties

Bambu Lab has tested the differing aspects in the performance of PAHT-CF material, including physical, mechanical, and chemical properties. Typical values are listed as followed:

| Physical Properties | | |
|---------------------------------|--------------------|------------------------|
| Subjects | Testing Methods | Data |
| Density | ISO 1183 | 1.06 g/cm ³ |
| Melt Index | 280 °C, 2.16 kg | 14.4 ± 2.0 g/10 min |
| Melting Temperature | DSC, 10 °C/min | 225 °C |
| Glass Transition Temperature | DSC, 10 °C/min | 70 °C |
| Crystallization Temperature | DSC, 10 °C/min | 140 °C |
| Vicar Softening Temperature | ISO 306, GB/T 1633 | 220 °C |
| Heat Deflection Temperature | ISO 75 1.8 MPa | 170 °C |
| Heat Deflection Temperature | ISO 75 0.45 MPa | 194 °C |
| Saturated Water Absorption Rate | 25 °C, 55% RH | 0.88% |

| Mechanical Properties (Dry state) | | |
|-----------------------------------|--------------------|---|
| Subjects | Testing Methods | Data |
| Young's Modulus (X-Y) | ISO 527, GB/T 1040 | 3860 ± 230 MPa |
| Young's Modulus (Z) | ISO 527, GB/T 1040 | 2180 ± 130 MPa |
| Tensile Strength (X-Y) | ISO 527, GB/T 1040 | 92 ± 7 MPa |
| Tensile Strength (Z) | ISO 527, GB/T 1040 | 47 ± 5 MPa |
| Breaking Elongation Rate (X-Y) | ISO 527, GB/T 1040 | 8.4 ± 1.8 % |
| Breaking Elongation Rate (Z) | ISO 527, GB/T 1040 | 4.1 ± 1.2 % |
| Bending Modulus (X-Y) | ISO 178, GB/T 9341 | 4230 ± 210 MPa |
| Bending Modulus (Z) | ISO 178, GB/T 9341 | 1820 ± 170 MPa |
| Bending Strength (X-Y) | ISO 178, GB/T 9341 | 125 ± 7 MPa |
| Bending Strength (Z) | ISO 178, GB/T 9341 | 61 ± 5 MPa |
| Impact Strength (X-Y) | ISO 179, GB/T 1043 | 57.5 ± 3.4 kJ/m ² ; 22.8 ± 1.8 kJ/m ² (notched) |
| Impact Strength (Z) | ISO 179, GB/T 1043 | 13.3 ± 0.8 kJ/m ² |

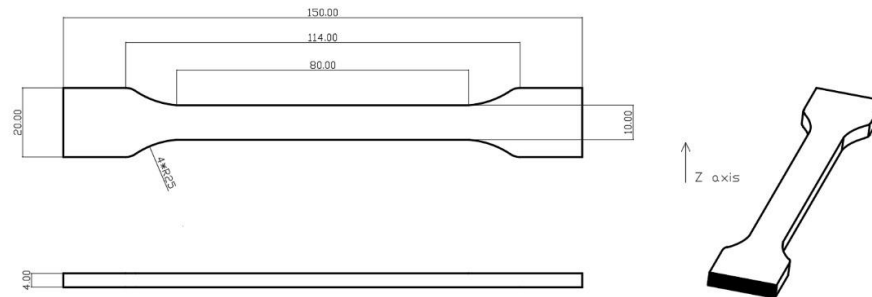
| Other Physical and Chemical Properties | |
|--|---|
| Subjects | Data |
| Odor | Odorless |
| Composition | PA 12 and other long-chain PA, carbon fiber |
| Skin Hazards | No hazard |
| Chemical Stability | Stable under normal storage and handling conditions |
| Solubility | Insoluble in water |
| Resistance to Acid | Not resistant |
| Resistance to Alkali | Not resistant |
| Resistance to Organic Solvent | Not resistant to some organic solvents |
| Resistance to Oil and Grease | Resistant to most kinds of oil and grease |
| Flammability | Flammable |
| Combustion Products | Water, carbon oxides, nitrogen oxides |
| Odor of Combustion Products | Pungent odor |

- **Specimen Test**

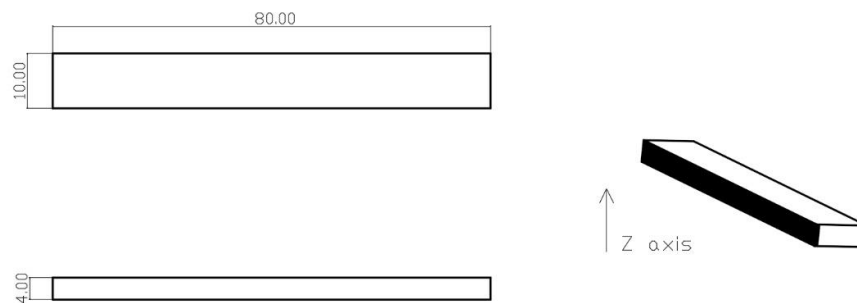
| Specimen Printing Conditions | |
|------------------------------|----------|
| Subjects | Data |
| Nozzle Temperature | 290 °C |
| Bed Temperature | 100 °C |
| Printing Speed | 100 mm/s |
| Infill Density | 100% |

** All the specimens were printed at the following settings: Nozzle Temperature = 290 °C, Printing Speed = 100 mm/s, Bed Temperature = 100 °C, Infill Density = 100%. All the specimens were annealed and dried at 80 °C for 12 h before testing. And the suggested annealing temperature of models printed with Bambu PAHT-CF is 80 to 130 °C, and the time is 6 to 12 hours. The annealing effect depends on the annealing temperature, time and the model itself: size, structure, infill and other printing settings; some prints may deform and warp after annealing. When drying the filament and annealing the prints, it's required to use an oven that has big enough inside volume and can provides even temperature distribution, such as a blast drying oven (forced-air drying oven), and the filament and prints need to be away from the heater, and a micro-wave oven or kitchen oven is not compatible, otherwise the filament and prints can get damaged.*

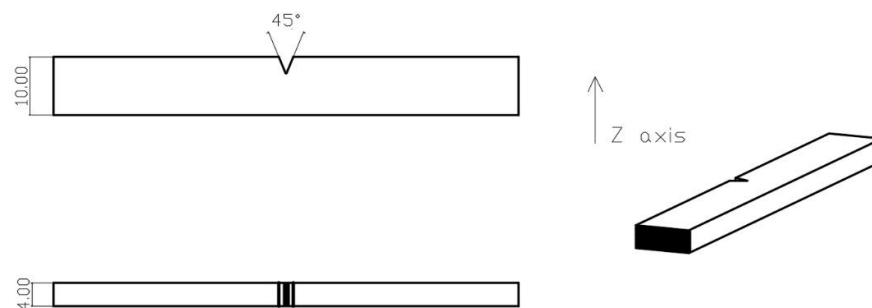
1.Tensile Testing



2.Flexural Testing



3.Impact Testing



- **Disclaimer**

The performance values are tested by standard samples at Bambu Lab, and the values are for design reference and comparison only. Actual 3D printing model performance is related

to many other factors, including printers, printing conditions, printing models, printing parameters, etc.

In the process of using Bambu Lab 3D printing filaments, users are responsible for the legality, safety, and performance indicators of printing. Bambu Lab is not responsible for the use of materials and scenarios and is not responsible for any damage that occurs in the process of using our filaments.



Bambu Filament

Technical Data Sheet V3.0

ASA

• Basic Info

Bambu ASA is a highly durable material that offers exceptional UV, weather, mechanical, and thermal resistance. Its unique combination of properties makes it an ideal material for printing outdoor models (plant signs, mailboxes, wind vanes, etc.) and structural parts that require long-term exposure to challenging outdoor conditions.

• Specifications

| Subjects | Data |
|---------------------|---|
| Diameter | 1.75 mm |
| Net Filament Weight | 1 kg |
| Spool Material | PC + ABS (Temperature resistance 90 °C) |
| Spool Size | Diameter: 200 mm; Height: 67 mm |

• Recommended Printing Settings

| Subjects | Data |
|---------------------------------|---|
| Drying Settings before Printing | Blast Drying Oven: 80 °C, 8 h X1 Series Printer Heatbed: 90 - 100 °C, 12 h |
| Printing and Storage Humidity | < 20% RH (Sealed, with desiccant) |
| Nozzle Size | 0.2, 0.4, 0.6, 0.8 mm |
| Nozzle Temperature | 240 - 270 °C |
| Build Plate Type | Engineering Plate, High Temperature Plate or Textured PEI Plate |
| Bed Surface Preparation | Glue |
| Bed Temperature | 80 - 100 °C |
| Cooling Fan | 0 - 80% |
| Printing Speed | < 250 mm/s |
| Retraction Length | 0.8 - 1.4 mm |
| Retraction Speed | 20 - 40 mm/s |
| Chamber Temperature | 45 - 60 °C |
| Max Overhang Angle | ~ 70° |
| Max Bridging Length | ~ 40 mm |

• Properties

Bambu Lab has tested the differing aspects in the performance of ASA material, including physical, mechanical, and chemical properties. Typical values are listed as followed:

| Physical Properties | | |
|---------------------------------|--------------------|------------------------|
| Subjects | Testing Methods | Data |
| Density | ISO 1183 | 1.05 g/cm ³ |
| Melt Index | 260 °C, 2.16 kg | 7.0 ± 0.8 g/10 min |
| Melting Temperature | DSC, 10 °C/min | 210 °C |
| Glass Transition Temperature | DSC, 10 °C/min | N/A |
| Crystallization Temperature | DSC, 10 °C/min | N/A |
| Vicar Softening Temperature | ISO 306, GB/T 1633 | 106 °C |
| Heat Deflection Temperature | ISO 75 1.8 MPa | 92 °C |
| Heat Deflection Temperature | ISO 75 0.45 MPa | 100 °C |
| Saturated Water Absorption Rate | 25 °C, 55% RH | 0.45% |

| Mechanical Properties | | |
|--------------------------------|--------------------|---|
| Subjects | Testing Methods | Data |
| Young's Modulus (X-Y) | ISO 527, GB/T 1040 | 2450 ± 270 MPa |
| Young's Modulus (Z) | ISO 527, GB/T 1040 | 2120 ± 260 MPa |
| Tensile Strength (X-Y) | ISO 527, GB/T 1040 | 37 ± 3 MPa |
| Tensile Strength (Z) | ISO 527, GB/T 1040 | 31 ± 4 MPa |
| Breaking Elongation Rate (X-Y) | ISO 527, GB/T 1040 | 9.2 ± 1.4 % |
| Breaking Elongation Rate (Z) | ISO 527, GB/T 1040 | 4.6 ± 0.8 % |
| Bending Modulus (X-Y) | ISO 178, GB/T 9341 | 1920 ± 130 MPa |
| Bending Modulus (Z) | ISO 178, GB/T 9341 | 1650 ± 120 MPa |
| Bending Strength (X-Y) | ISO 178, GB/T 9341 | 65 ± 5 MPa |
| Bending Strength (Z) | ISO 178, GB/T 9341 | 40 ± 3 MPa |
| Impact Strength (X-Y) | ISO 179, GB/T 1043 | 41.0 ± 2.3 kJ/m ² ; 19.6 ± 1.8 kJ/m ² (notched) |
| Impact Strength (Z) | ISO 179, GB/T 1043 | 4.9 ± 0.6 kJ/m ² |

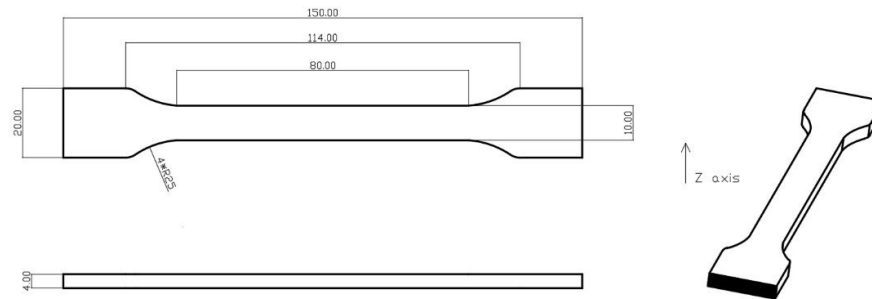
| Other Physical and Chemical Properties | |
|--|---|
| Subjects | Data |
| Odor | Odorless |
| Composition | acrylonitrile - styrene - acrylate |
| Skin Hazards | No hazard |
| Chemical Stability | Stable under normal storage and handling conditions |
| Solubility | Insoluble in water |
| Resistance to Acid | Resistant |
| Resistance to Alkali | Resistant |
| Resistance to Organic Solvent | Not resistant to some organic solvents |
| Resistance to Oil and Grease | Not resistant to some kinds of oil and grease |
| Flammability | Flammable |
| Combustion Products | Water, carbon oxides, nitrogen oxides |
| Odor of Combustion Products | Pungent odor |

• Specimen Test

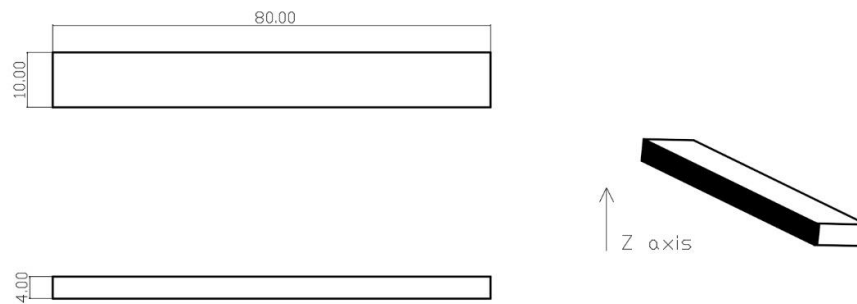
| Specimen Printing Conditions | |
|------------------------------|----------|
| Subjects | Data |
| Nozzle Temperature | 260 °C |
| Bed Temperature | 80 °C |
| Printing Speed | 200 mm/s |
| Infill Density | 100% |

**All the specimens were annealed and dried at 80 °C for 12 h before testing. And the suggested annealing temperature of models printed with Bambu ASA is 80 to 90 °C, and the time is 6 to 12 hours. The annealing effect depends on the annealing temperature, time and the model itself: size, structure, infill and other printing settings; some prints may deform and warp after annealing. When drying the filament and annealing the prints, it's required to use an oven that has big enough inside volume and can provides even temperature distribution, such as a blast drying oven (forced-air drying oven), and the filament and prints need to be away from the heater, and a micro-wave oven or kitchen oven is not compatible, otherwise the filament and prints can get damaged.*

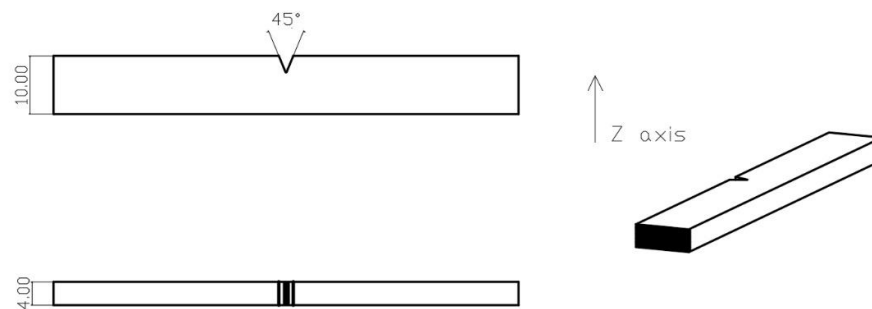
1. Tensile Testing



2. Bending Testing



3. Impact Testing



• Disclaimer

The performance values are tested by standard samples at Bambu Lab, and the values are for design reference and comparison only. Actual 3D printing model performance is related

to many other factors, including printers, printing conditions, printing models, printing parameters, etc.

In the process of using Bambu Lab 3D printing filaments, users are responsible for the legality, safety, and performance indicators of printing. Bambu Lab is not responsible for the use of materials and scenarios and is not responsible for any damage that occurs in the process of using our filaments.

| angulo 10 graus | | | angulo 3 graus | | | angulo 0 | | | malha 0.08 | | | angulo 6 graus | | |
|-----------------|----------------|-----------------|----------------|----------------|-----------------|------------|----------------|-----------------|------------|----------------|-----------------|----------------|----------------|-----------------|
| Mode | Frequency (Hz) | Max Deformation | Mode | Frequency (Hz) | Max Deformation | Mode | Frequency (Hz) | Max Deformation | Mode | Frequency (Hz) | Max Deformation | Mode | Frequency (Hz) | Max Deformation |
| 1 | 29.6204 | 4.683 | 1 | 29.70449 | 4.674 | malha 0.06 | | | malha 0.04 | | | 1 | 29.64249 | 4.671 |
| 2 | 42.30639 | 31.86 | 2 | 42.2091 | 31.82 | 1 | 29.58396 | 4.68 | 1 | 19.62423 | 4.274 | 1 | 30.84418 | 4.887 |
| 3 | 44.97806 | 28.88 | 3 | 44.98634 | 28.86 | 2 | 42.26729 | 31.85 | 2 | 45.62916 | 34.21 | 2 | 58.39752 | 39.85 |
| 4 | 60.16217 | 27.91 | 4 | 59.84267 | 27.78 | 3 | 44.98209 | 28.93 | 3 | 59.02515 | 30.55 | 3 | 82.3888 | 22.34 |
| 5 | 71.57196 | 27.45 | 5 | 71.21563 | 27.3 | 4 | 60.11953 | 27.92 | 4 | 71.61006 | 34.52 | 4 | 85.37071 | 22.93 |
| 6 | 72.55721 | 34.42 | 6 | 72.52162 | 34.36 | 5 | 71.59 | 27.44 | 5 | 76.29045 | 31.46 | 5 | 85.84046 | 39.87 |
| 7 | 75.63989 | 31.45 | 7 | 75.60498 | 31.35 | 6 | 72.48523 | 34.29 | 6 | 82.61441 | 23.11 | 6 | 86.28429 | 36.11 |
| 8 | 80.47379 | 29.17 | 8 | 80.48334 | 29.08 | 7 | 75.63405 | 31.4 | 7 | 84.90392 | 28.49 | 7 | 87.32546 | 23.38 |
| 9 | 83.67874 | 37.06 | 9 | 83.3674 | 38.12 | 8 | 80.47803 | 29.22 | 8 | 85.00088 | 29.51 | 8 | 88.5168 | 23.06 |
| 10 | 84.61774 | 40.56 | 10 | 84.18355 | 40.63 | 9 | 83.58806 | 36.9 | 9 | 86.25821 | 29.05 | 9 | 89.3609 | 36.84 |
| | | | | | | 10 | 84.55711 | 40.38 | 10 | 86.58425 | 22.53 | 10 | 89.96784 | 22.49 |