

Relatório
42265 - Aeroelasticidade
Licenciatura em Engenharia Aeroespacial

Trabalho de Grupo I - Dinâmica de Estruturas

Alexandre Silva (107957)

Magner Gusse (110180)

Martim Correia (107661)

26 de Maio de 2024

PALAVRAS-CHAVE: Asa; Enflechamento; Frequências Naturais; Modos normais

RESUMO

O presente trabalho tem como objetivo principal o estudo do comportamento dinâmico de uma asa com diferentes configurações de enflechamento que foram desenvolvidas. É dada uma visão sobre o modelo da asa concebido, a definição da malha para a simulação na ferramenta Femap NX NASTRAN, a realização de uma análise de convergência de malha, um estudo da influência do enflechamento da asa nos modos normais e uma comparação a simulação usando elementos sólidos e elementos do tipo *plate*. Foi constatado que o enflechamento negativo, com ângulo de -45° , possui menores frequências naturais seguido do neutro e por fim do positivo, com ângulo de 45° .

Índice

1.	Introdução	1
1.1.	Objetivos	1
1.2.	Estrutura interna da asa e Enflechamento.....	1
1.3.	Método dos Elementos Finitos	2
1.4.	Frequências Naturais	3
2.	Modelação da asa	4
2.1.	Recolha de dados	4
2.2.	Construção do modelo.....	6
2.3.	Adaptação do modelo para o Femap.....	8
3.	Estudo das frequências naturais.....	10
3.1.	Seleção do material e definição das condições fronteira	10
3.2.	Criação da malha.....	10
3.3.	Análise de convergência de malha	11
3.4.	Análise respetiva aos diferentes enflechamentos	13
3.5.	Exploração de outro tipo de elemento	18
4.	Conclusões.....	19
	Referências Bibliográficas.....	20
	Anexos	21

Lista de figuras e lista de tabelas

Figura 1- Principais elementos internos de uma asa[1].....	1
Figura 2 - (a) Esquema básico do MEF; (b) Tipos de elementos do MEF [1].....	3
Figura 3 - Lockheed L-188 Electra.....	4
Figura 4 - Dimensões gerais do Lockheed L-188 Electra	5
Figura 5- Perfis alares utilizados	6
Figura 6- Vista de cima da asa modelada (renderizada).....	6
Figura 7- Asa modelada (não renderizada em cima e renderizada em baixo).....	7
Figura 8- Vista em detalhe da asa modelada.....	8
Figura 9- Asa modelada simplificada com superfícies	9
Figura 10- Vistas de cima da asa simplificada (renderizada): (a) Enflechamento neutro; (b) Enflechamento 45°; (c) Enflechamento -10°; (d) Enflechamento -45°	9
Figura 11- Espessura de cada elemento.....	11
Figura 12 - Análise de convergência da malha: Frequência natural (ω_0) em função do número de elementos.....	12
Figura 13 -Asa com enflechamento 0°: 1° modo normal de vibração	13
Figura 14-Asa com enflechamento 0°: 2° modo normal de vibração	13
Figura 15 - Asa com enflechamento 0°: 3° modo normal de vibração	14
Figura 16- Asa com enflechamento 45°: 1° modo normal de vibração	14
Figura 17- Asa com enflechamento 45°: 2° modo normal de vibração	14
Figura 18 - Asa com enflechamento 45°: 3° modo normal de vibração	15
Figura 19 - Asa com enflechamento -45°: 1° modo normal de vibração	15
Figura 20- Asa com enflechamento -45°: 2° modo normal de vibração	15
Figura 21 - Asa com enflechamento -45°: 3° modo normal de vibração (Vista 1).....	16
Figura 22 - Asa com enflechamento -45°: 3° modo normal de vibração (Vista 2).....	16
Figura 23- Frequência natural em cada modo de vibração para os 3 enflechamentos	17
Tabela 1 - Espessura atribuída às plates de cada subestrutura da asa	10
Tabela 2 - Análise de convergência de malha.....	12
Tabela 3 - Frequências naturais obtidas para os vários enflechamentos	17
Tabela 4- Variação da frequência natural para cada modo consoante o tipo de elemento da malha	18
Anexo 1- Propriedades do material utilizado	21
Anexo 2 - Condições fronteira e malha construída	21
Anexo 3 - Asa com enflechamento 0° - 1° modo normal (Deformação 1:1).....	22
Anexo 4 - Modo normal com vibração do revestimento.....	22

Nomenclatura e lista de acrónimos

ω_0 – Frequência Natural

MEF – Método dos Elementos Finitos

1. Introdução

1.1. Enquadramento

O presente relatório pretende abordar o primeiro trabalho coletivo desenvolvido no âmbito da unidade curricular Aeroelasticidade, pertencente ao 3º ano da Licenciatura em Engenharia Aeroespacial da Universidade de Aveiro. Este trabalho advém dos conhecimentos prévios em modelação 3D, estruturas aeronáuticas, bem como dos obtidos nas aulas de dinâmica de estruturas da referida disciplina.

1.1. Objetivos

O trabalho tem como principal objetivo o estudo do comportamento dinâmico de uma asa em diferentes configurações de enflechamento, envolvendo a modelação de uma aproximação de uma estrutura de uma asa de uma aeronave, representação de cada constituinte com uma formulação de elementos finitos adequados, bem como a comparação de diferentes formulações destes elementos, a realização de uma análise de convergência e a comparação/análise dos resultados para 3 diferentes níveis de enflechamento (nulo, positivo e negativo).

1.2. Estrutura interna da asa e Enflechamento

A asa de uma aeronave é a estrutura responsável pela existência da força de *lift* que permite que esta permaneça em voo, sendo constituída por diferentes subestruturas (Figura 1).

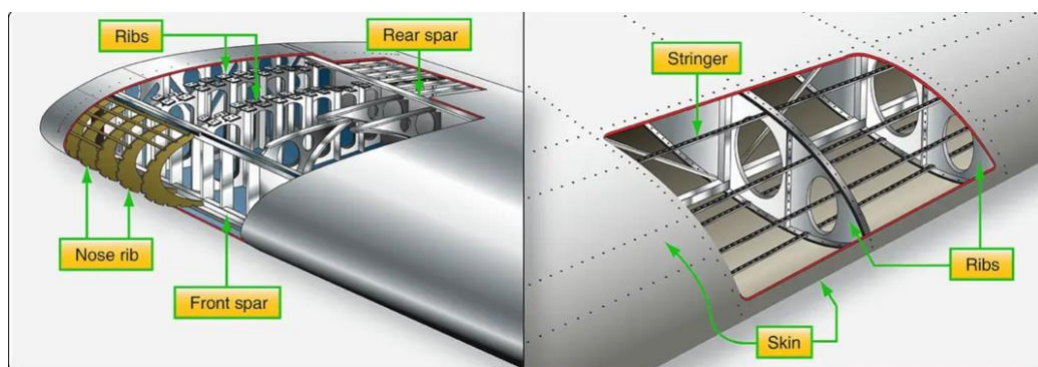


Figura 1- Principais elementos internos de uma asa [1]

As longarinas (*spars*) são os principais elementos estruturais, percorrendo todo o comprimento da asa. Tratam-se de vigas, muitas vezes em “I”, que suportam todas as cargas distribuídas, tal como as concentrada por exemplo os motores. As nervuras (*ribs*) são os componentes transversais, que juntamente com as vigas de reforço (*stringers*), mantêm a forma estrutural do revestimento (*skin*). Este último, com o perfil alar concebido, transfere as cargas aerodinâmica a que é sujeito durante o voo para as nervuras que por sua vez as transferem para as longarinas. [1]

Por sua vez a asa, pode ser projetada com diferentes graus de enflechamento, que é definido com o ângulo com que a asa se inclina desde a raiz até ao comprimento da ponta da mesma, relativo à sua corda (comprimento da linha que une os bordos de ataque e de fuga) média, ou seja o ângulo entre longarina principal e a fuselagem. Esta propriedade é um fator importante que pode afetar performance de voo do avião. [2]. O enflechamento é considerado positivo se a asa se inclina em direção à parte traseira do avião, e negativa caso se incline à secção frontal, sendo esta característica notável visualmente mais à frente, ex. figura 10.

1.3. Método dos Elementos Finitos

A abordagem tradicional para resolver problemas de stress e deformação, através de métodos analíticos, é facilmente aplicada por exemplo em vigas ou outros componentes mais básicos. No entanto, para estruturas mais complexas e com diferentes tipo de elementos como a asa de uma aeronave, é útil aplicar métodos numéricos como o método dos elementos finitos (MEF).

Este método divide a estrutura em partes mais pequenas, tratando cada um como um modelo matemático e combina-os, permitindo resolver o conjunto como um todo, como está representado na Figura 2-a. Existem diferentes tipos de elementos singulares que podem ser aplicados como os da figura 2-b.[3]

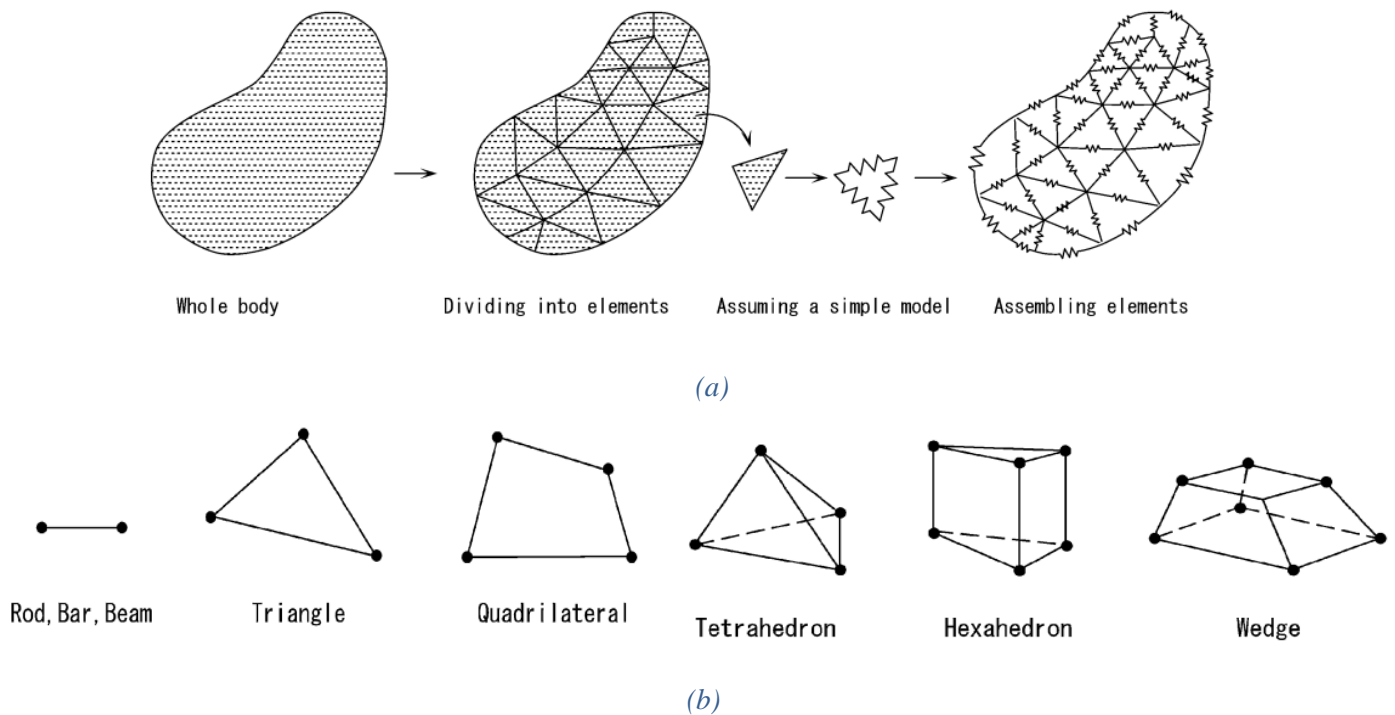


Figura 2 - (a) Esquema básico do MEF; (b) Tipos de elementos do MEF [1]

1.4. Frequências Naturais

Uma vibração mecânica ocorre quando existe deslocamento da em relação à posição de equilíbrio estável, podendo ser forçada, caso a força perturbadora se mantenha durante o movimento, ou livre, caso a o movimento permaneça num regime periódico após remoção do estímulo inicial, descrevendo o seu modo normal de vibração.

A frequência natural de um sistema mecânico refere-se à frequência com que este vibra quando não há forças externas aplicadas, sendo influenciada pela sua massa e rigidez . O tipo de amortecimento vai também determinar a velocidade ou a maneira como estas oscilações vão diminuir com o tempo.

Caso a frequência de vibração forçada iguale a frequência natural, ocorre o fenómeno de ressonância, o que resulta na elevação da amplitude de vibração de maneira rápida e intensa. Este fenómeno pode levar ao colapso de todo o sistema, sendo assim bastante importante o estudo das frequências naturais do sistema que se deseja projetar para uma determinada aplicação, nomeadamente aeroespacial em que a segurança dos tripulantes deve ser a prioridade. [4][5]

Através de softwares como o Femap NXNastran, é possível o estudo destas frequências em estruturas aproximadas às reais, e ter uma noção preliminar de, por exemplo, como o enflechamento influencia as mesmas.

2. Modelação da asa

2.1. Recolha de dados

Como escolha de aeronave para a representação da asa base, decidimos selecionar o Lockheed L-188 Electra (Figura 3).

Este é um avião comercial desenvolvido pela Lockheed Corporation para atender às demandas da American Airlines em 1954, para uma aeronave com alcance pequeno para médio e com 75-100 lugares. Utiliza como sistema de propulsão um conjunto de 4 motores turboprop, tendo sido o primeiro com este tipo de motor desenvolvido em território americano. Realizou o seu primeiro voo em 1957, possui uma velocidade máxima de 721 km/h, um alcance de 3500km e peso máximo para decolagem de 51256 kg. Apesar de ter tido sucesso inicialmente, sofreu alguns problemas relacionados com a geração de uma frequência de vibração nos motores que se igualava à frequência de ressonância da asa, levando à rutura da estrutura. [6][7][8]



Figura 3 - Lockheed L-188 Electra

Apesar de que não nos foi possível obter todas as dimensões pretendidas, foi possível realizar uma estimativa através das proporções de um excerto de um documento técnico (Figura 4) que contém valores como a envergadura. Assim,

retiramos o comprimento de cada asa, a corda na raiz, a corda na ponta, a posição das longarinas em relação à corda e o formato geral da vista de cima da asa.

Para além disso obtivemos respetivamente os perfis alares da raiz e da ponta da asa desta aeronave, sendo respetivamente: NACA 0014-1.10 ; NACA 0012-1.10 (Figura 5) tendo estes sido extraídos do website: “www.airfoiltools.com”.

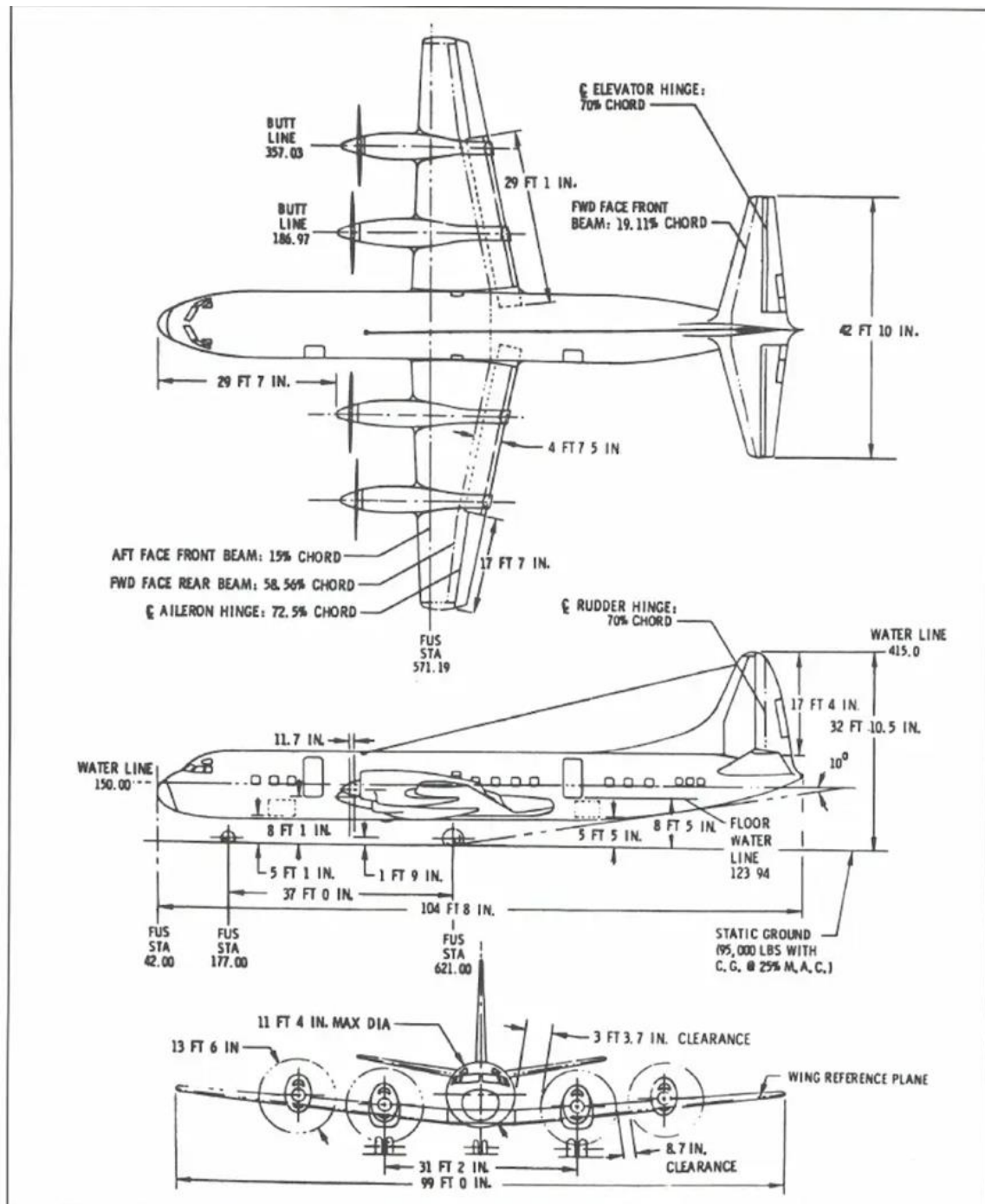
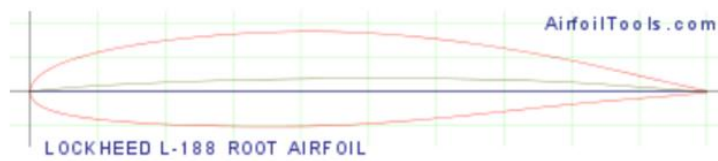


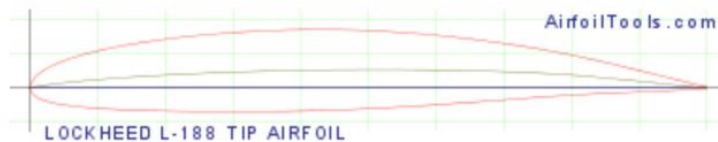
Figura 4 - Dimensões gerais do Lockheed L-188 Electra

(l188root-il) LOCKHEED L-188 ROOT AIRFOIL



Lockheed L-188/P-3 root airfoil NACA 0014 -1.10
40/1.051 $C_{li}=3$ $a=.8$
Max thickness 14% at 41.3% chord
Max camber 2% at 51.7% chord
Source [UIUC Airfoil Coordinates Database](#)

(l188tip-il) LOCKHEED L-188 TIP AIRFOIL



Lockheed L-188/P-3 tip airfoil NACA 0012 -1.10
40/1.051 $C_{li}=4$ $a=.8$
Max thickness 12% at 41.3% chord
Max camber 2.7% at 51.7% chord
Source [UIUC Airfoil Coordinates Database](#)

Figura 5- Perfis alares utilizados

2.2. Construção do modelo

A modelação 3D da asa foi realizada no programa de CAD *SolidWorks 2023*, tentando aproximar à estrutura interna de uma asa real de modo que os resultados na etapa seguinte sejam mais realistas ao mesmo tempo que dentro da complexidade adequada à capacidade de processamento para a simulação.

Para tal foi criada uma estrutura composta por 12 nervuras, começando com o perfil alar da raiz e diminuindo a corda gradualmente ao mesmo tempo que converge para o perfil alar da ponta (figuras 6-8) .De maneira a seguir a geometria da asa pretendida, a linha que liga os bordos de ataque destes dois perfis é perpendicular à fuselagem, enquanto que a linha que liga os bordos de fuga possui a inclinação consequente. Apesar de na realidade as asas do Lockheed L-188 possuírem diedro positivo, optamos por manter essa angulação neutra.

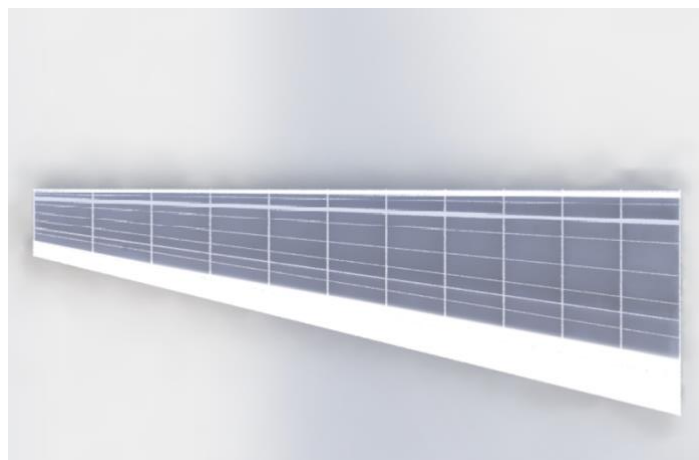


Figura 6- Vista de cima da asa modelada (renderizada)

Cada nervura é dividida em três peças, estas separadas entre si pelas duas longarinas, e com cortes circulares / elípticos para simular a otimização de massa a que estes componentes costumam estar sujeitos.

A longarina da frente encontra-se situada a 15% do comprimento da corda (começando no bordo de ataque) enquanto que a traseira se encontra a 58,56%.

Foram modeladas no total 12 vigas de reforço, sendo 2 na secção frontal da nervura, 6 na intermédia e 4 na traseira, com a disposição das mesma de modo simétrico entre parte superior e inferior.

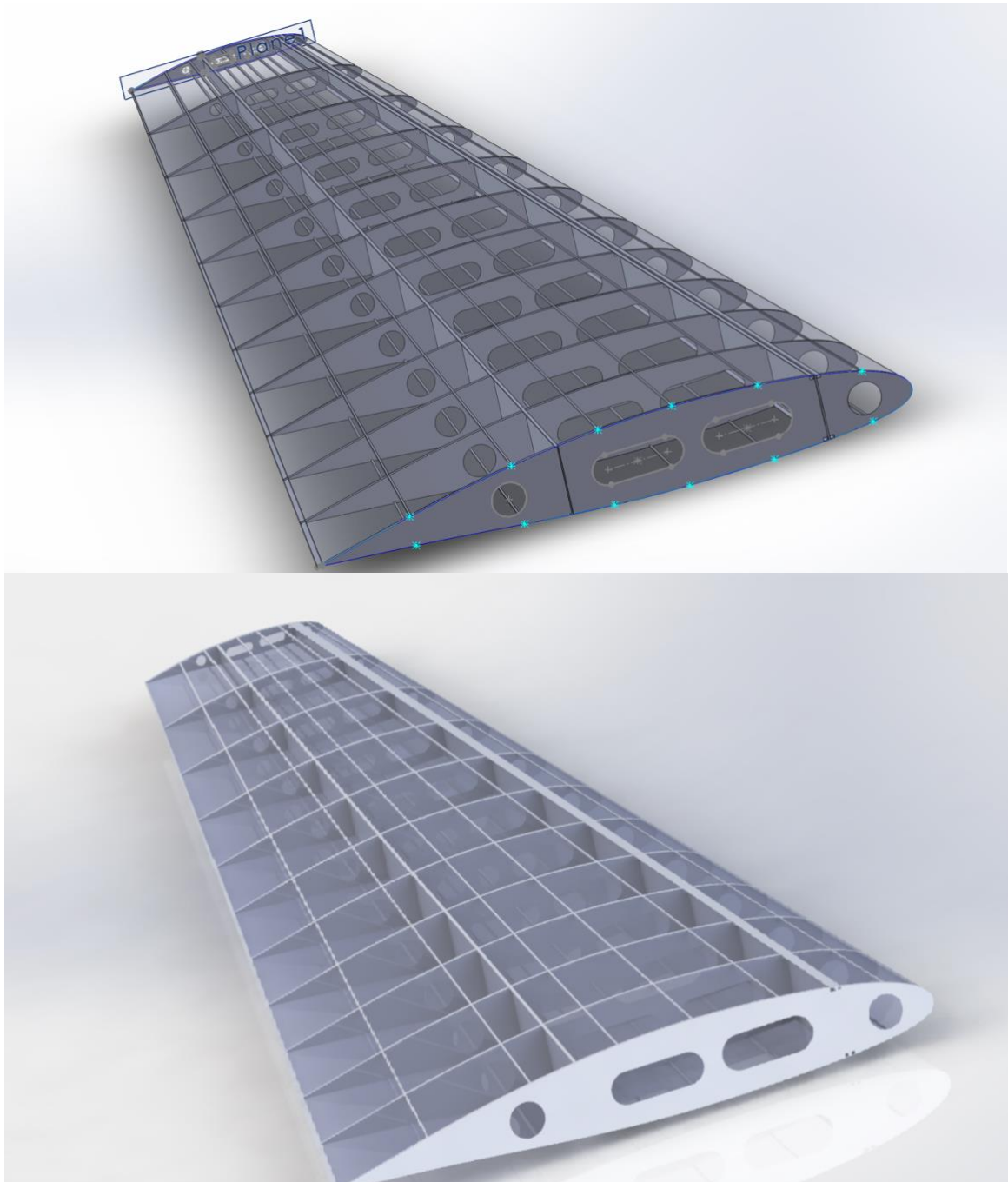


Figura 7- Asa modelada (não renderizada em cima e renderizada em baixo)

Por fim, a estrutura é então envolvida por uma superfície de revestimento, tendo em atenção que as nervuras e as longarinas possuem efeito de *Shell*, para a eventual colocação de elementos de ligação entre estas e o revestimento (Figura 8).

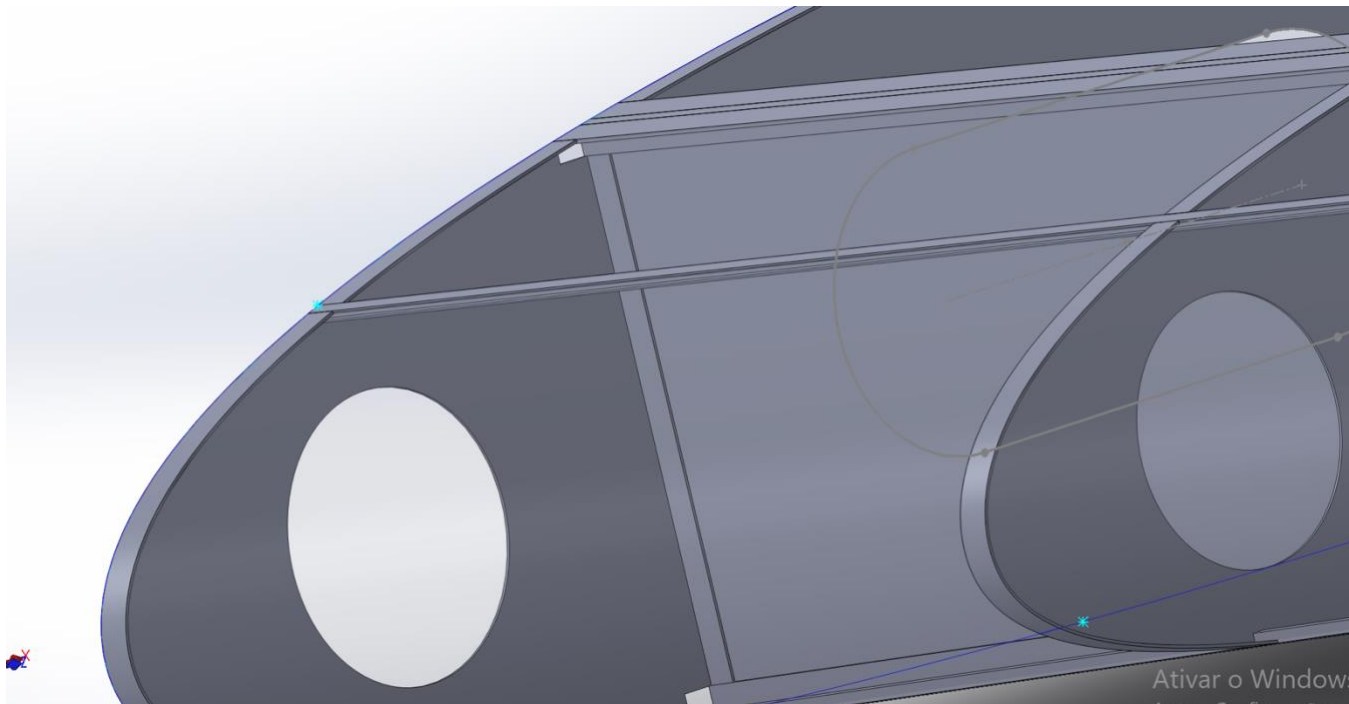


Figura 8- Vista em detalhe da asa modelada

2.3. Adaptação do modelo para o Femap

De seguida, o modelo foi guardado no formato *parasolid* (.x_t) de modo a importá-lo para o Femap NX Nastran e assim obter os resultados necessários.

No entanto, esta primeira modelação da asa é constituída por um conjunto de *bodies*, sendo que surgiam problemas na malha na tentativa de simulá-la.

Assim, resolvemos simplificar o modelo obtido, visível na Figura 9, tentando manter as dimensões gerais, desta vez construído apenas à base de superfícies, que resultou na separação do revestimento entre parte superior e inferior e na eliminação dos detalhes das longarinas e das vigas de reforço e dos cortes nas nervuras. Este modelo foi então construído com 4 enflechamentos diferentes (Figura 10) e permitiu uma melhor implementação no Femap.

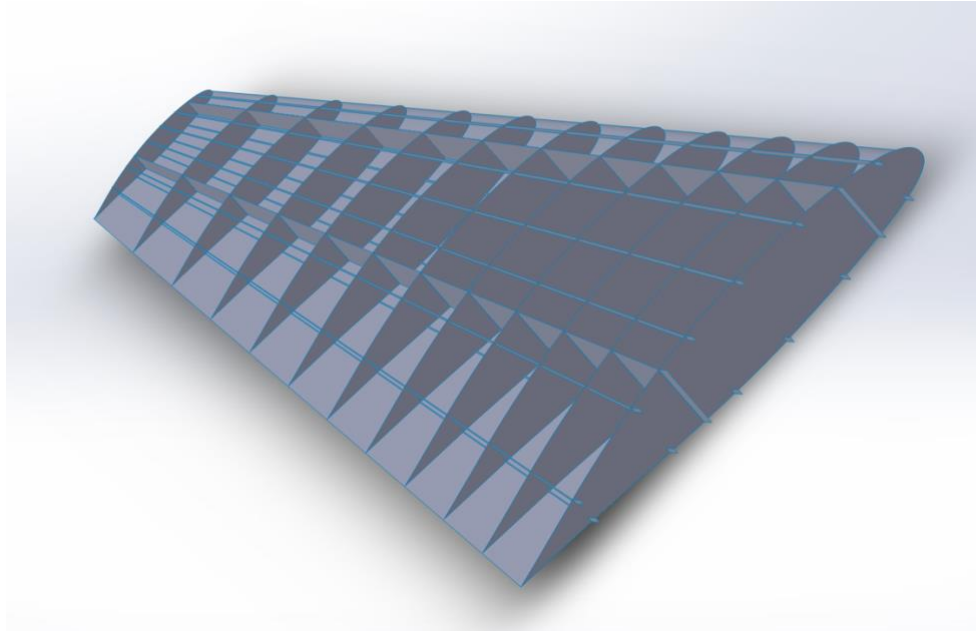
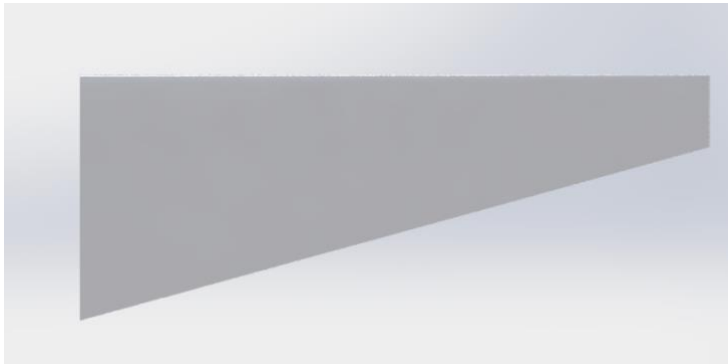


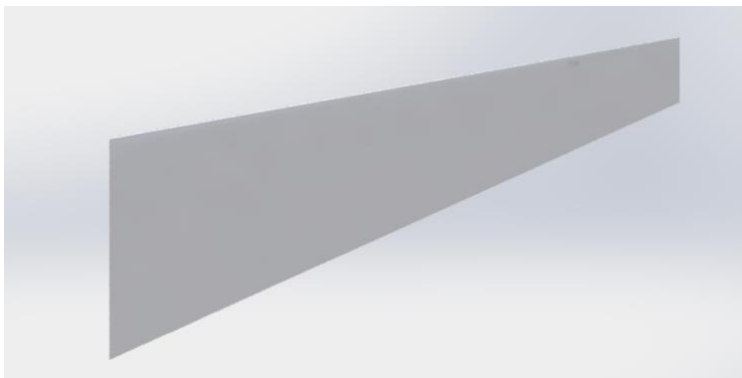
Figura 9- Asa modelada simplificada com superfícies



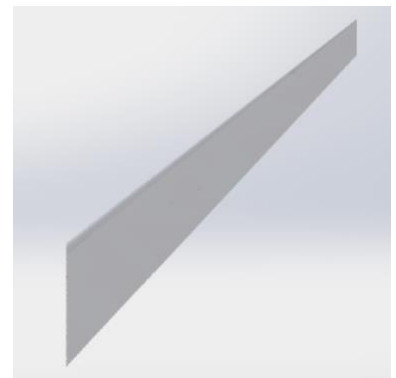
(a)



(b)



(c)



(d)

Figura 10- Vistas de cima da asa simplificada (renderizada): (a) Enflechamento neutro; (b) Enflechamento 45°; (c) Enflechamento -10°; (d) Enflechamento -45°

Para a próxima etapa, apenas vamos simular os enflechamentos neutro, 45° e -45°.

3. Estudo das frequências naturais

O software Femap NX NASTRAN permite realizar vários testes sobre a malha que é construída. O que se vai fazer na peça é o segundo da vasta lista lá presente, que corresponde a “Normal Modes/Eigenvalue”, que basicamente, é uma análise modal que determina as características de vibração de uma estrutura através da forma e frequência dos modos normais.

3.1. Seleção do material e definição das condições fronteira

Para todas as configurações de asa, foi selecionado como material a liga Alumínio 2024, tendo sido aplicado a todas as subestruturas da mesma. Esta liga é bastante utilizada na indústria aeroespacial como um todo, mas nomeadamente nas asas de aviões devido às suas propriedades de resistência à fadiga e ótimo *strength-to-weight ratio*. [9]

Apesar deste material constar da biblioteca incluída no Femap, reparamos que com as propriedades lá fornecidas, os valores para as frequências naturais estavam demasiado elevados, pelo que as alteramos para as que se encontram no Anexo 1.

Com o objetivo de definir as condições fronteira, resolvemos fixar (*constraint*) a face transversal inicial das longarinas, tal como as 3 faces externas correspondentes a cada secção da primeira nervura, sendo esta a que tem maior corda no nosso caso, de modo a aproximar à realidade da asa estar encastrada na fuselagem da aeronave (Anexo 2).

3.2. Criação da malha

Apesar de serem explorados vários tipos de elementos posteriormente, nesta primeira fase optamos por escolher as *plates* tendo associado uma determinada espessura, que variamos de subestrutura para subestrutura de acordo com a tabela 1:

Tabela 1 - Espessura atribuída às plates de cada subestrutura da asa

Nome da Subestrutura	Espessura das plates (mm)
Longarinas	20
Nervuras	3
Revestimento	7
Vigas de reforço	5

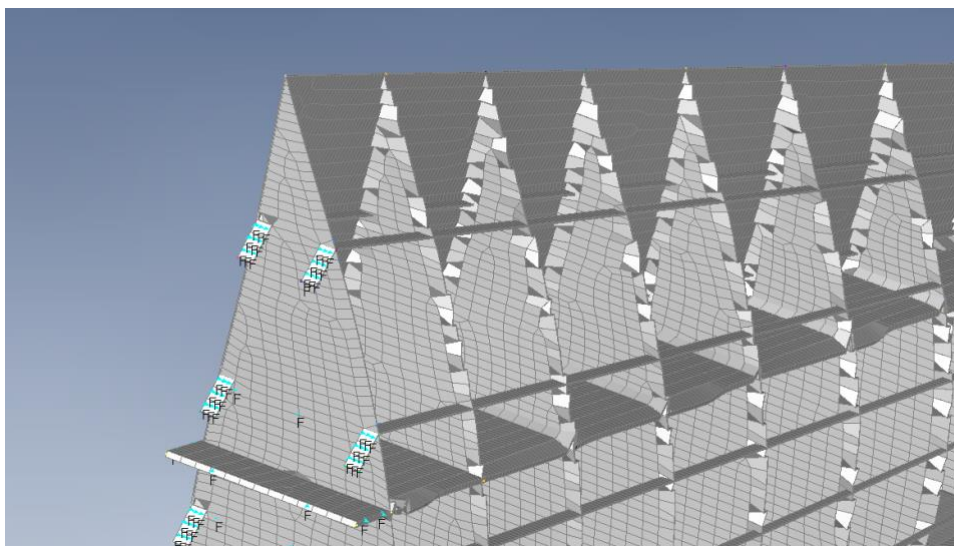


Figura 11- Espessura de cada elemento

Pela figura 11, é possível reparar que cada elemento tem a sua espessura específica, relativa à que foi definida anteriormente.

Foi ainda necessário a junção dos nodos entre cada parte que estaria adjunta, desde o revestimento, às vigas de reforço, às nervuras e às longarinas, todas as partes iam ter pontos onde se intercetavam e foi necessário realizar a funcionalidade de “merge” desses nodos. Este procedimento é importante, visto que, muitas vezes, algumas peças não estavam coincidentes e, na análise modal, apenas esta peças é que vibravam, e não o conjunto total.

Por vezes, com essa junção, alguns elementos ficavam com um ângulo superior a 180° , sendo impossível, posteriormente, realizar qualquer simulação, então foi necessário a remoção desses elementos. Para além disso, ocorria a existência de elementos que ficavam demasiado pequenos (lidos como sem massa), que requeria a construção repetida de malha nas superfícies onde este problema acontecia.

Assim, foi possível a existência de uma malha contínua que permite definir o nosso modelo pelo método dos elementos finitos e também a obtenção das frequências naturais.

3.3. Análise de convergência de malha

Com o objetivo de validar a malha utilizada, foi realizado um estudo de convergência desta em que se foi variando o número de elementos com que era construída e observando a variação nos resultados (valores das frequências naturais), o que permitiu diminuir o erro associado e garantir melhor precisão.

Foi realizada uma análise modal, na asa com 0° de enflechamento adaptada. Essa adaptação tratou-se da eliminação das vigas de reforço, de forma que o teste de convergência e a simulação fossem mais rápidos e na mesma estudar qual o tamanho da malha que se devia utilizar.

Os diferentes tamanhos de elementos escolhidos estão na tabela 2 e representado visualmente na Figura 12. Para além destes também se tentou simular com uma malha constituída por elementos de 0,5mm e de 0,01mm, no entanto foi impossível para o computador resolver a análise modal com estas dimensões. No primeiro caso haviam poucos elementos para o tamanho da asa e no segundo haviam 1,25 milhões de elementos, o que resultava na falta de memória disponível para suportar o teste ao fim de 20 minutos de simulação.

Tabela 2 - Análise de convergência de malha

Tamanho do elemento (mm)	Número de elementos	1ª Frequência natural (Hz)	Erro relativo (%)	Tempo de espera (s)
0,2	4344	4,292	4,24	2
0,1	13963	4,457	0,38	5
0,05	46643	4,467	0,16	20
0,02	295565	4,474	0	255

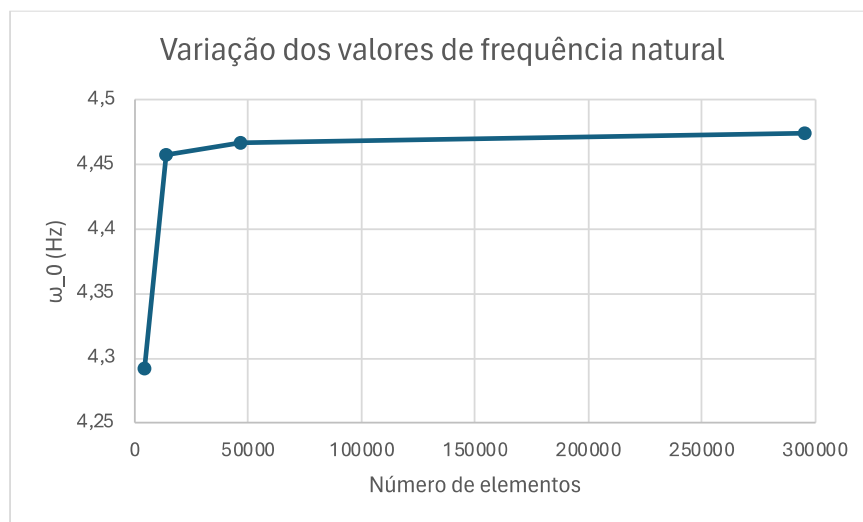


Figura 12 - Análise de convergência da malha: Frequência natural (ω_0) em função do número de elementos

Na figura 12 é notável que o declive da reta diminui bastante conforme o número de elementos, estando praticamente constante do ponto 3 para o 4. Foi então escolhida a malha com 0.05 mm de tamanho, visto que apresenta apenas um erro relativo de 0,16% e demorou cerca de 13 vezes menos tempo que a malha com mais elementos, mantendo ainda assim uma precisão elevada e menor capacidade de processamento requerida.

3.4. Análise respetiva aos diferentes enflechamentos

De seguida, nas figuras 13-22, são apresentados os primeiros três modos normais para, respetivamente, asa modelada com enflechamento de 0° , 45° e -45° . É importante referir que as deformações nestas figuras não estão à escala 1:1 (exemplo no anexo), mas sim com um efeito excessivo, de 10%.

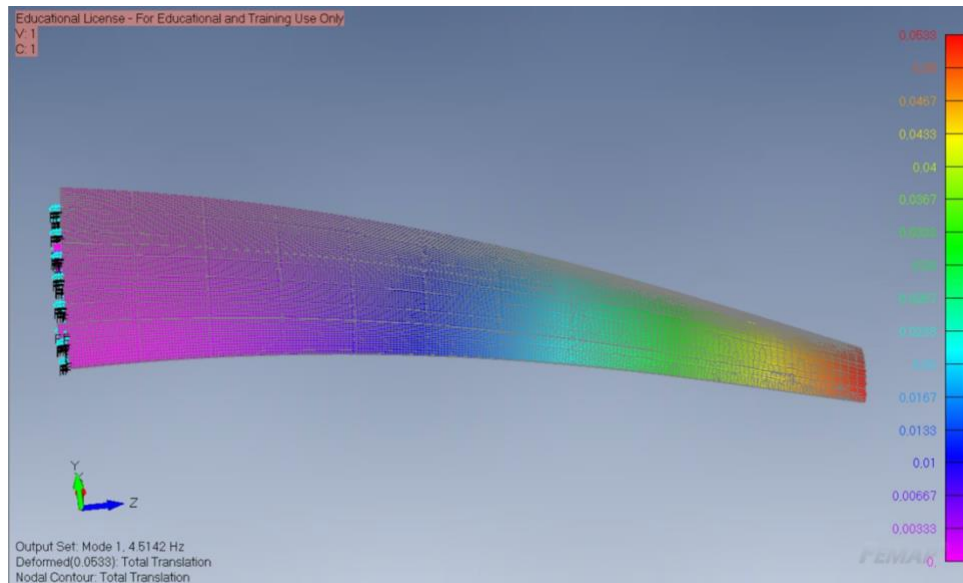


Figura 13 -Asa com enflechamento 0° : 1º modo normal de vibração

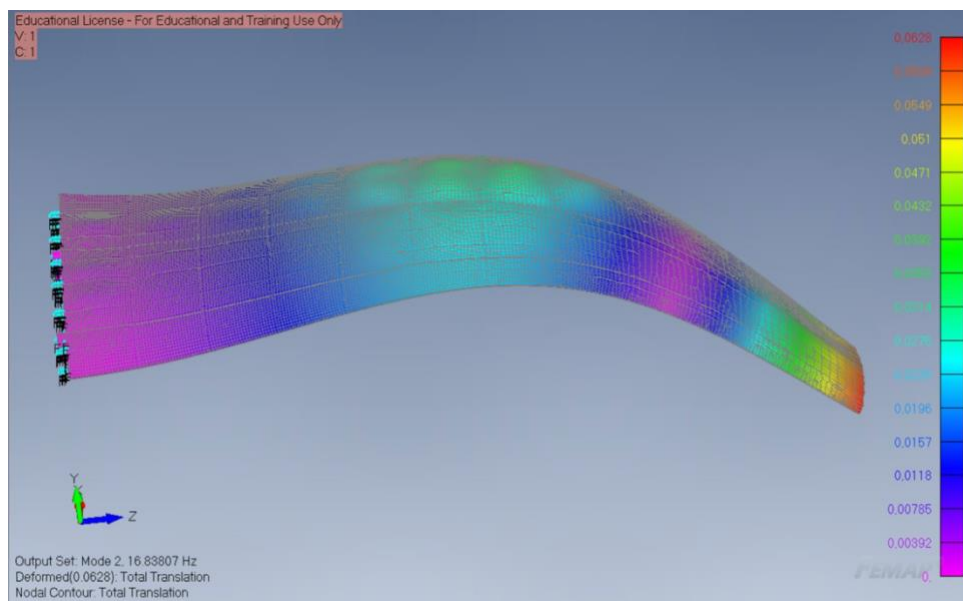


Figura 14-Asa com enflechamento 0° : 2º modo normal de vibração

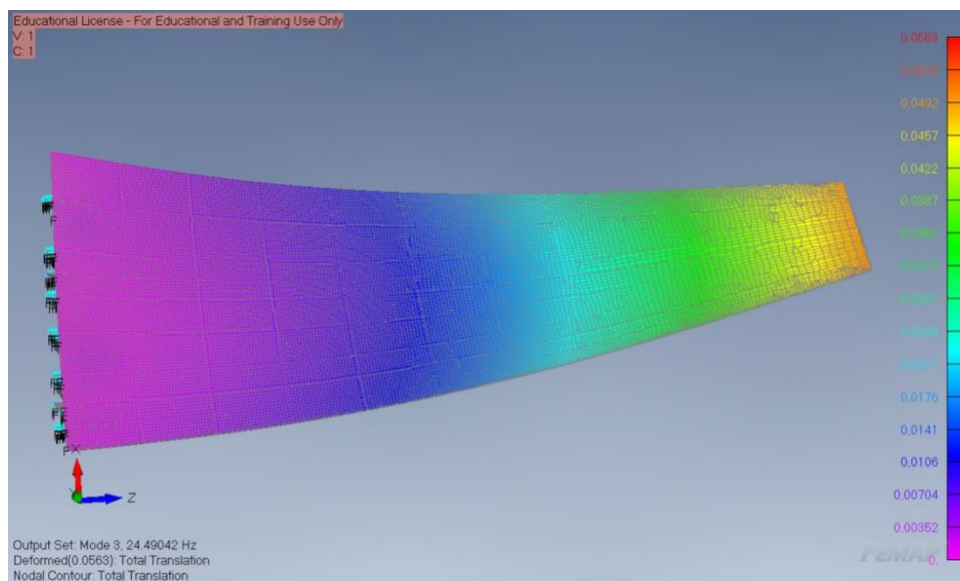


Figura 15 - Asa com enflechamento 0°: 3º modo normal de vibração

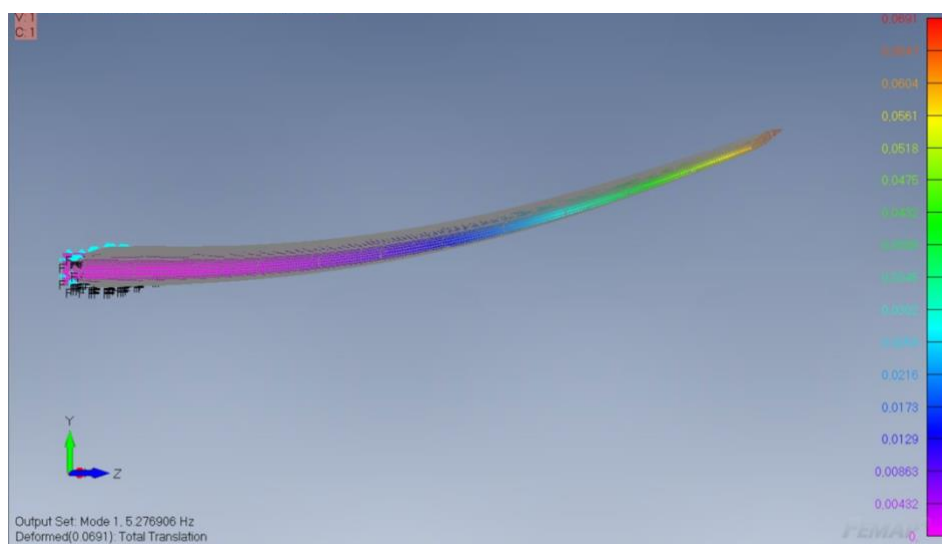


Figura 16- Asa com enflechamento 45°: 1º modo normal de vibração

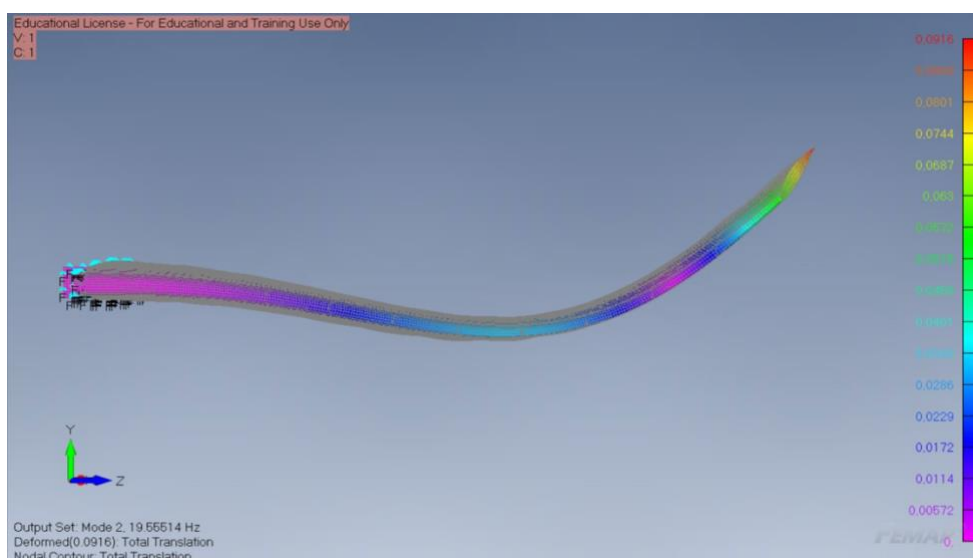


Figura 17- Asa com enflechamento 45°: 2º modo normal de vibração

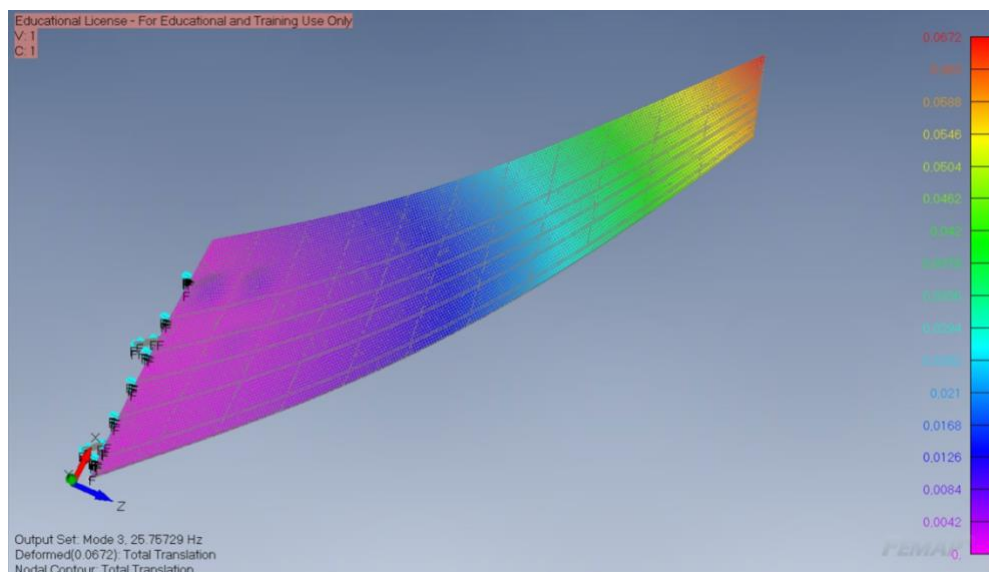


Figura 18 - Asa com enflechamento 45°: 3º modo normal de vibração

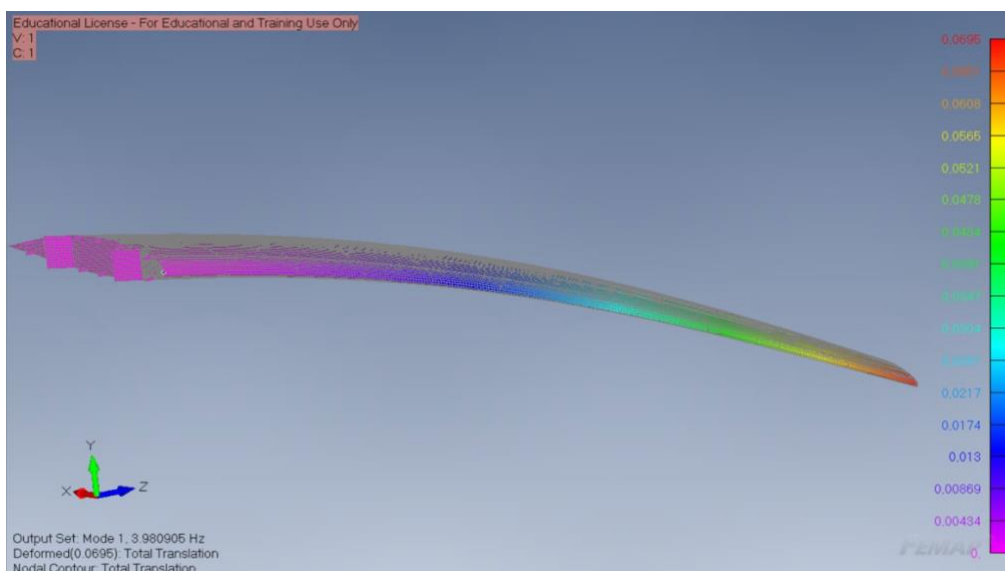


Figura 19 - Asa com enflechamento -45°: 1º modo normal de vibração

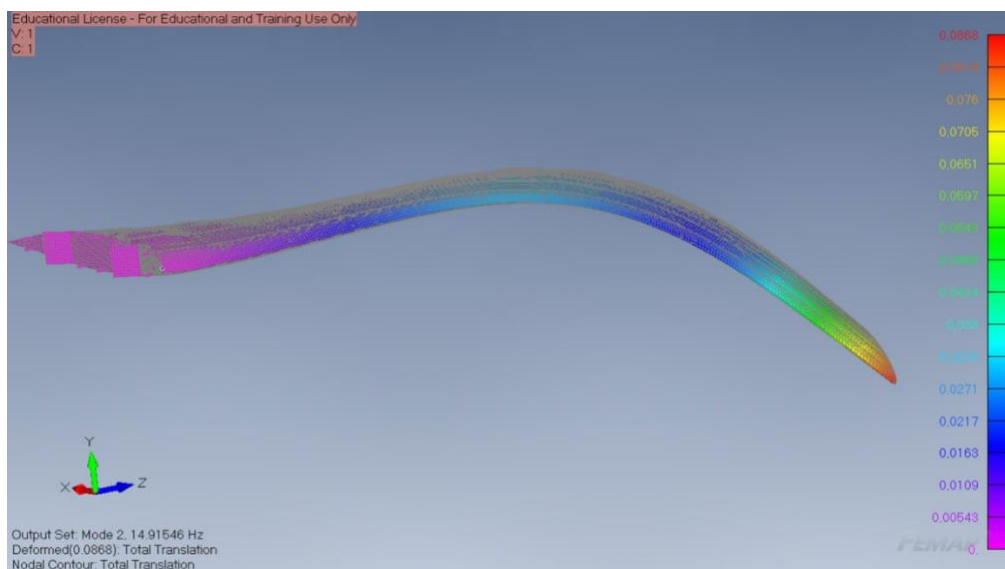


Figura 20- Asa com enflechamento -45°: 2º modo normal de vibração

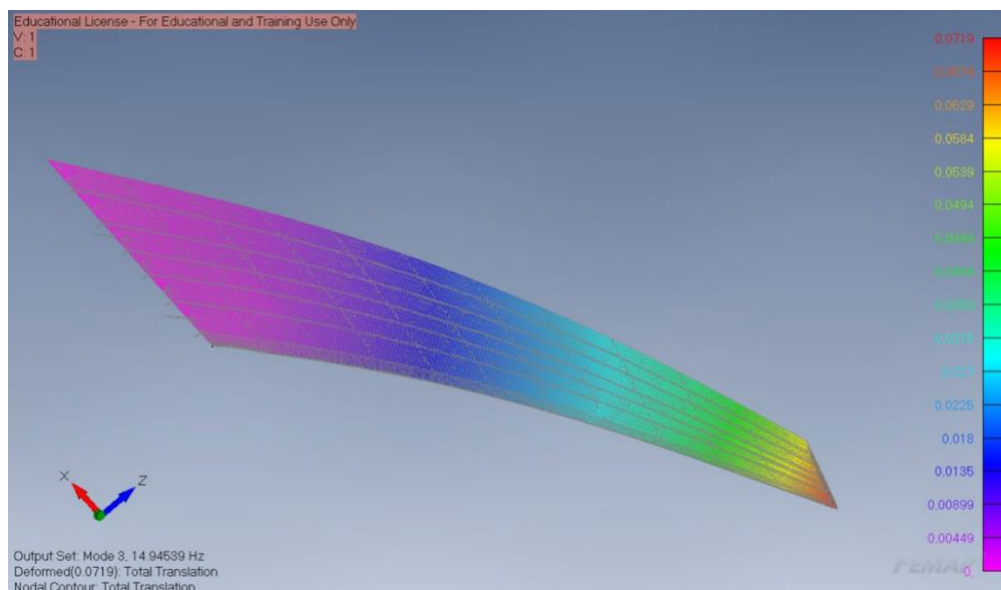


Figura 21 - Asa com enflechamento -45°: 3º modo normal de vibração (Vista 1)

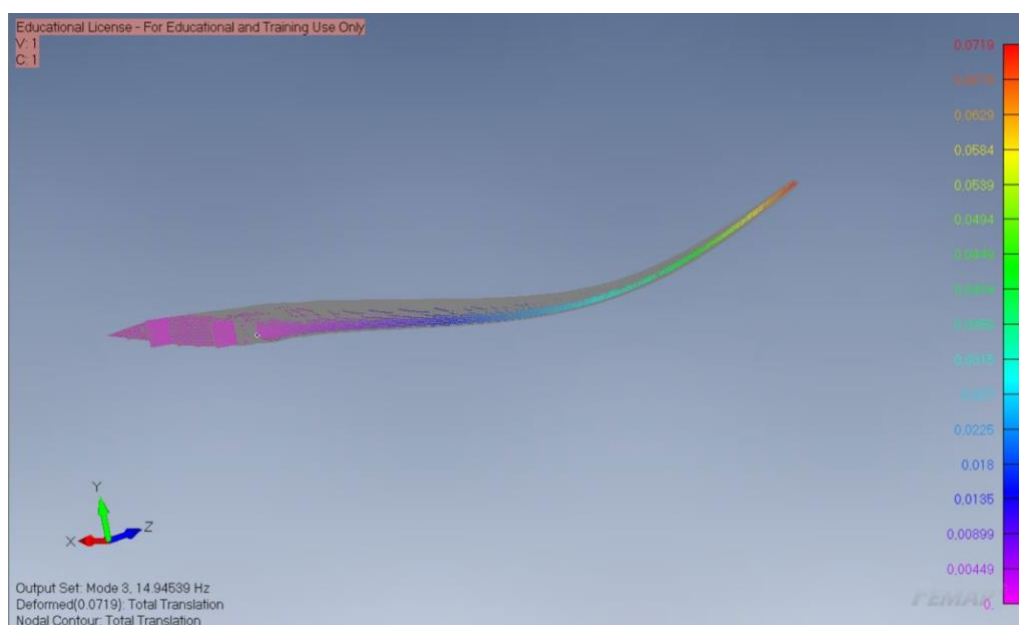


Figura 22 - Asa com enflechamento -45°: 3º modo normal de vibração (Vista 2)

Visualizando todos os resultados obtidos, foi possível constatar que algumas das frequências naturais não são relativas à estrutura como um todo, mais sim a componentes que a constituem. Os modos de vibração associados a essas frequências estiveram entre a 4ª e 10ª frequência natural e estavam associadas às nervuras ou ao próprio revestimento, que para a presente simulação não fazem sentido ser considerados, motivo este das figuras anteriores apenas contemplarem os primeiros três modos normais e dos restante estarem mais clareados na Tabela 3.

Tanto na Tabela 3 como na figura 23, pode-se visualizar as diferentes frequências para os 3 enflechamentos.

Tabela 3 - Frequências naturais obtidas para os vários enflechamentos

Número do Modo normal	Frequência (Hz)		
	Enflechamento -45°	Enflechamento 0°	Enflechamento 45°
1	3.98	4.51	5.28
2	14.91	16.84	19.55
3	14.95	24.49	25.76
4	33.44	29.77	38.25
5	39.79	35.58	42.80
6	46.93	37.49	48.31
7	51.48	40.61	54.71
8	52.49	43.16	56.15
9	53.91	43.84	62.45
10	55.60	45.98	63.21

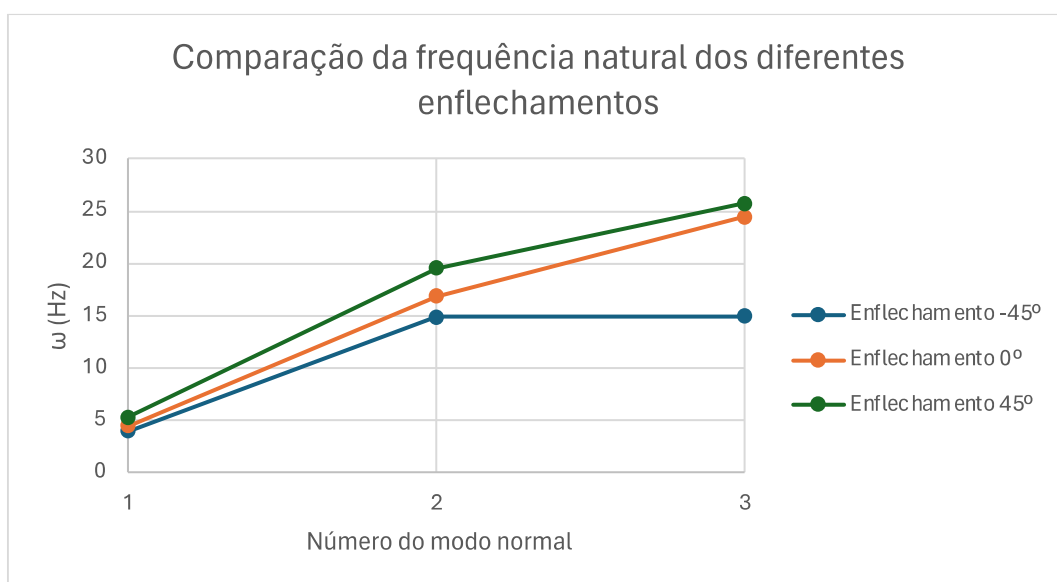


Figura 23- Frequência natural em cada modo de vibração para os 3 enflechamentos

Analisando, é notável que o enflechamento negativo produz as frequências naturais mais baixas, seguidas do enflechamento neutro e do positivo com as frequências mais elevadas, nos 3 modos normais considerados.

Observa-se também uma elevada proximidade de frequências no enflechamento de -45° entre o modo 2 e 3. Este enflechamento é o único em que é visível no 3º modo tanto flexão como torção, daí as duas vistas correspondentes às figuras 21 e 22.

Dos resultados pode-se retirar que o enflechamento a -45° é o que possui menor rigidez, com a primeira flexão e torção necessitarem de frequência mais baixa, enquanto que o de 45° possui maior rigidez.

Por consequência, é possível afirmar que esta última vai conseguir manter uma maior integridade estrutural e durabilidade, face às anteriores, tal como reduzir a probabilidade de haver ressonância e fenómenos aeroelásticos como *flutter* e divergência, que podem representar perigo.

Assim, para além de adiar a formação de ondas de choque na superfície da asa causadas pela compressibilidade do ar a elevadas velocidades [10], repara-se que o ângulo de enflechamento têm influência na maneira de como a asa vai reagir consoante um estímulo externo através das frequências naturais, razões pelas quais a maioria das aeronaves hoje em dia possuem um enflechamento positivo, e as que possuem enflechamento negativo se tratarem de aeronaves militares ou experimentais que, embora possuam outras vantagens, necessitam de sistemas de controlo ativos para garantir a estabilidade.

3.5. Exploração de outro tipo de elemento

Por último, para além do tipo de elemento “plate”, resolveu-se atribuir espessura às superfícies do modelo 3D, de modo a conseguir utilizar elementos sólidos no Femap, e assim comparar os resultados advindos destes dois.

Com a atribuição do mesmo material e mesmo número de elementos, e a utilização da asa modelada com enflechamento neutro (0°), obteve-se as frequências naturais correspondentes aos primeiros 3 modos normais, visíveis na tabela 4.

Tabela 4- Variação da frequência natural para cada modo consoante o tipo de elemento da malha

Número do Modo normal	Frequência (Hz)	
	Elementos sólidos	Plates
1	4.30	4.51
2	16.18	16.84
3	23.48	24.49

Pela análise da tabela, retira-se que os valores se encontram relativamente aproximados, com uma diferença máxima de ~ 1 Hz no 3º modo normal, sendo os dos

elementos sólidos inferiores. Como estes requerem maior utilização de memória, consideram-se ainda mais aptos as plates para a realização deste estudo nas condições disponíveis.

4. Conclusões

Em suma, é possível concluir que os objetivos propostos foram atingidos com sucesso.

Na fase de modelação da asa, conseguimos representar com satisfação a estrutura de uma asa real, mesmo após a sua simplificação, no caso com base nas dimensões e perfis alares do Lockheed L-188, composta por revestimento, 20 nervuras, 2 longarinas principais e 12 vigas de reforço, permitindo uma simulação mais fiável.

Para a criação da malha, as diferentes subestruturas da asa foram definidas com espessuras específicas: 20 mm para as longarinas, 3 mm para as nervuras, 7 mm para o revestimento e 5 mm para as vigas de reforço. A criação da malha envolveu a junção dos nodos entre cada parte adjacente, garantindo uma conexão adequada entre o revestimento, as vigas de reforço, as nervuras e as longarinas.

A análise de convergência da malha foi realizada para assegurar a precisão dos resultados, ajustando-se o número de elementos até alcançar uma solução estável para as frequências naturais.

Os resultados demonstraram que o enflechamento negativo (-45°) resulta em menores frequências naturais, indicando menor rigidez estrutural. Como este ângulo de enflechamento apresentou frequências mais baixas para os modos de vibração principais, o que implica maior susceptibilidade a deformações e menor resistência a estímulos externos. Em contrapartida, o enflechamento positivo (45°) mostrou as frequências naturais mais altas, refletindo maior rigidez e, portanto, uma estrutura mais resistente a fenómenos aeroelásticos. O enflechamento neutro (0°) apresentou resultados intermediários entre os dois extremos.

Foi ainda realizada uma comparação entre duas tipologias diferentes de elementos.

Por fim, este estudo vem confirmar que o ângulo de enflechamento é um fator crucial no design de asas de aeronaves, afetando diretamente a sua performance dinâmica e estabilidade. As conclusões obtidas são de grande relevância para a engenharia aeroespacial, fornecendo noções importantes para o desenvolvimento de asas mais eficientes e seguras. A aplicação do MEF mostrou-se eficaz para a modelação e análise de estruturas complexas como a asa de uma aeronave, permitindo uma compreensão detalhada dos efeitos de diferentes configurações de enflechamento.

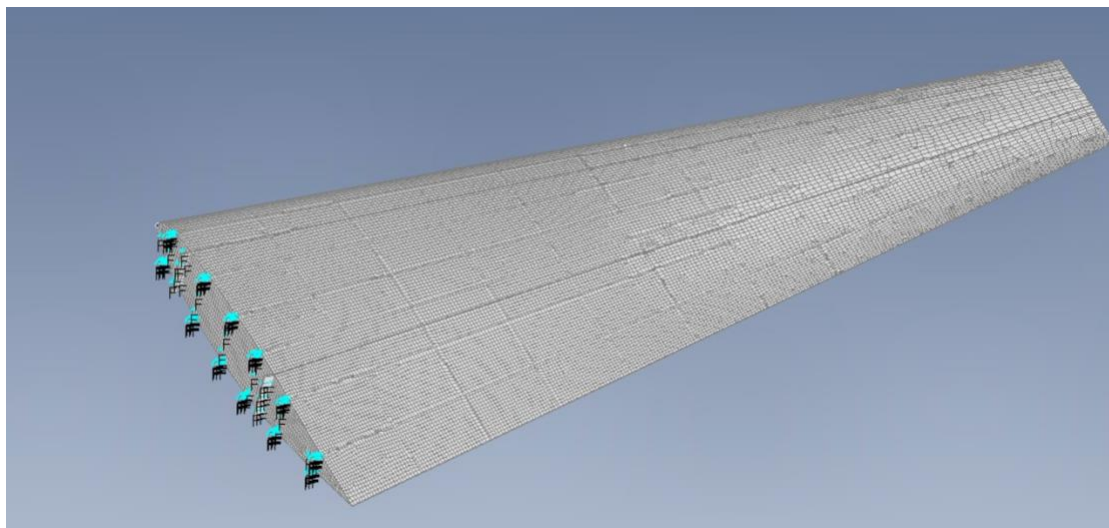
Referências Bibliográficas

- [1] “(1) (PDF) Detailed Design of 120 Seater Passenger Aircraft _Aircraft Design Project-II.” Accessed: May 26, 2024. [Online]. Available: https://www.researchgate.net/publication/340933751_Detailed_Design_of_120_Seater_Passenger_Aircraft_Aircraft_Design_Project-II?channel=doi&linkId=5ea5a3e9a6fdccd794557ea9&showFulltext=true
- [2] K. Chen, “The performance and application of sweep wing aircraft,” *Theoretical and Natural Science*, vol. 9, no. 1, pp. 73–80, Nov. 2023, doi: 10.54254/2753-8818/9/20240719.
- [3] Y. Okumoto, Y. Takeda, M. Mano, and T. Okada, “Finite Element Method,” *Design of Ship Hull Structures*, pp. 125–140, 2009, doi: 10.1007/978-3-540-88445-3_7.
- [4] “What is Natural Frequency? | CTC.” Accessed: May 26, 2024. [Online]. Available: <https://www.ctconline.com/blog-archive/what-is-natural-frequency/>
- [5] D. E. Vibração, E. V. Rotativos, J. Paulo, and F. Fernandes, “Determinação de frequências críticas de vibração em veios rotativos: guia de realização do trabalho prático,” 1999, Accessed: May 26, 2024. [Online]. Available: <https://repositorium.sdum.uminho.pt/handle/1822/1682>
- [6] “Airliners.net.” Accessed: May 15, 2024. [Online]. Available: <https://www.airliners.net/aircraft-data/lockheed-l-188-electra/268>
- [7] “Air Spray, flight operations, forest fire services.” Accessed: May 15, 2024. [Online]. Available: <https://web.archive.org/web/20120309062745/http://www.airspray.com/flight-operations/>
- [8] “buffalo | 1961 | 0225 | Flight Archive.” Accessed: May 15, 2024. [Online]. Available: <https://web.archive.org/web/20121104081345/http://www.flightglobal.com/pdfarchive/view/1961/1961%20-%200225.html>
- [9] P. Agrawal, P. Dhatrak, and P. Choudhary, “Comparative study on vibration characteristics of aircraft wings using finite element method,” *Mater Today Proc*, vol. 46, pp. 176–183, Jan. 2021, doi: 10.1016/J.MATPR.2020.07.229.
- [10] “Sweep Angle and Supersonic Flight | AeroToolbox.” Accessed: May 26, 2024. [Online]. Available: <https://aerotoolbox.com/intro-sweep-angle/>

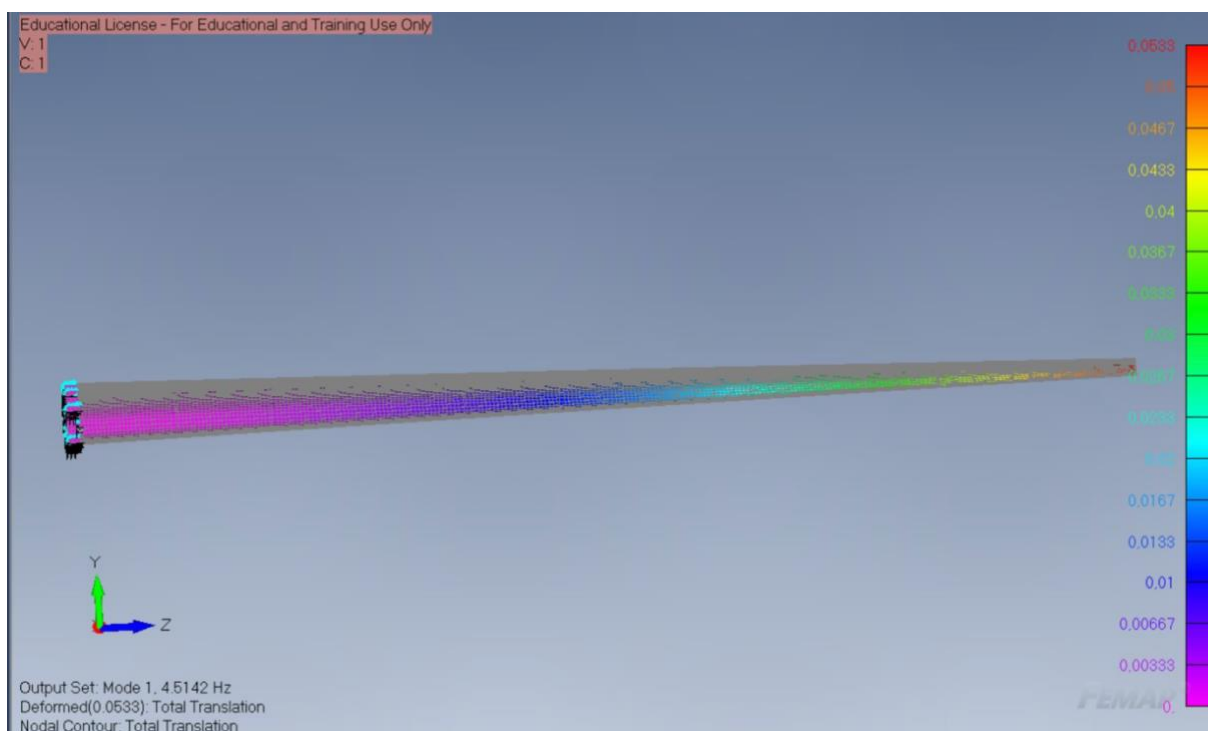
Anexos

ID	1	Title	AL2024-T35	Color	104	Palette...	Layer	1	Type...
General Function References Nonlinear Ply/Bond Failure Creep Electrical/Optical Phase									
Stiffness					Limit Stress				
Youngs Modulus, E					Tension				
7,E+10					42000,				
Shear Modulus, G					Compression				
0,					40000,				
Poisson's Ratio, nu					Shear				
0,33					38000,				
Thermal					Mass Density				
Expansion Coeff, a					2700,				
1,255E-5					Damping, 2C/Co				
Conductivity, k					0,				
0,00164352					Reference Temp				
Specific Heat, Cp					70,				
83,076									
Heat Generation Factor									
0,									

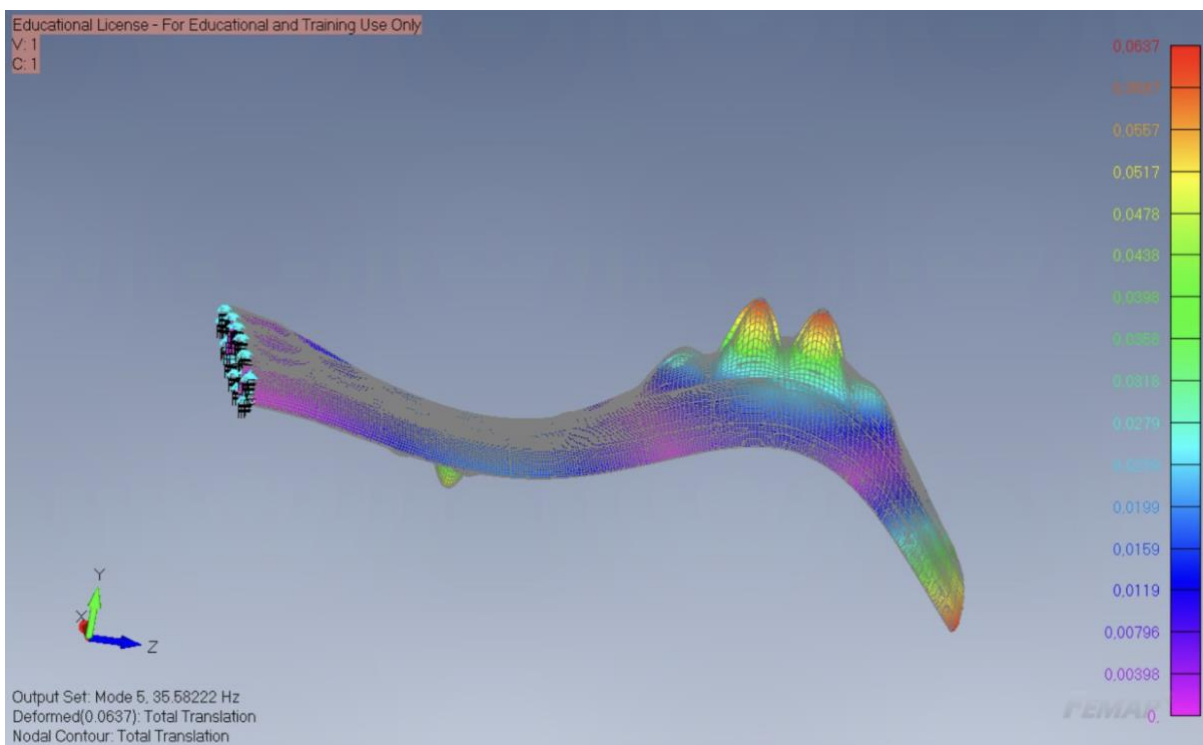
Anexo 1- Propriedades do material utilizado



Anexo 2 - Condições fronteira e malha construída



Anexo 3 - Asa com enflechamento 0° - 1º modo normal (Deformação 1:1)



Anexo 4 - Modo normal com vibração do revestimento