

Relatório
42265 - Aeroelasticidade
Licenciatura em Engenharia Aeroespacial

Trabalho de Grupo II - Aeroelasticidade

Alexandre Silva (107957)

Magner Gusse (110180)

Martim Correia (107661)

7 de junho de 2024

PALAVRAS-CHAVE: Aeroelasticidade; Asa; Divergência; Frequências Naturais; Flutter; Modos normais

RESUMO

O presente trabalho tem como objetivo principal a realização de uma análise aeroelástica de uma asa de uma aeronave. 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, uma comparação de simulação usando elementos sólidos e elementos do tipo *plate*, e obtidos gráficos de frequência e de amortecimento em função da velocidade do ar, bem como os modos de flutter. Foi constatada a existência de divergência no 1º modo normal e de flutter nos modos normais 1 e 2. Os valores das velocidades correspondentes encontram-se bastante acima do intervalo de operação da aeronave selecionada.

Índice

1.	Introdução	1
1.1.	Enquadramento	1
1.2.	Objetivos	1
1.3.	Estrutura interna da asa.....	1
1.4.	Método dos Elementos Finitos	2
1.5.	Frequências Naturais	3
1.6.	Flutter, divergência e métodos PK/PKNL	3
2.	Modelação da asa	6
2.1.	Recolha de dados	6
2.2.	Construção do modelo.....	8
2.3.	Adaptação do modelo para o Femap.....	10
3.	Estudo das frequências naturais.....	11
3.1.	Seleção do material e definição das condições fronteira	11
3.2.	Criação da malha.....	12
3.3.	Exploração de outro tipo de elemento	13
3.4.	Análise de convergência de malha.....	14
3.5.	Análise dos modos naturais da asa	15
4.	Análise aeroelástica	18
4.1.	Preparação e definição de propriedades	18
4.2.	Extração e análise dos resultados obtidos	21
5.	Conclusões.....	27
	Referências Bibliográficas.....	28
	Anexos	30

Lista de figuras e lista de tabelas

Figura 1 - Estrutura interna de uma asa de uma aeronave	1
Figura 2 - (a) Esquema básico do MEF; (b) Tipos de elementos do MEF [1].....	2
Figura 3 - Diagrama representativo da aeroelasticidade.....	4
Figura 4 - Lockheed L-188 Electra.....	6
Figura 5 - Dimensões gerais do Lockheed L-188 Electra	7
Figura 6- Perfis alares utilizados	8
Figura 7- Vista de cima da asa modelada (renderizada).....	8
Figura 8- Asa modelada (não renderizada em cima e renderizada em baixo).....	9
Figura 9- Vista em detalhe da asa modelada.....	10
Figura 10- Asa modelada simplificada com superfícies	11
Figura 11- Espessura de cada elemento.....	12
Figura 12 - Análise de convergência da malha: Frequência natural (ω_0) em função do número de elementos.....	14
Figura 13- 1º modo natural da asa	15
Figura 14- 2º modo natural da asa	16
Figura 15- 5º modo natural da asa	16
Figura 16- Vista 1 do 4º modo natural da asa	16
Figura 17- Vista 2 do 4º modo natural da asa	17
Figura 18- 3º modo normal da asa	17
Figura 19- 6º modo natural da asa	18
Figura 20- Componentes do Painel Aerodinâmico	19
Figura 21- Painel Aerodinâmico	19
Figura 22- Visualização das splines criadas no modelo	20
Figura 23- Sistema de coordenadas implementado	20
Figura 24- Curvas de frequência em função da velocidade para os 6 modos normais	22
Figura 25- Curvas de amortecimento em função da velocidade para os 6 modos normais	22
Figura 26 - Ampliação do gráfico de frequência em função da velocidade do ar do 1º modo normal na zona de divergência	23
Figura 27 - Ampliação do gráfico de amortecimento em função da velocidade do ar dos primeiros 2 modos normais na zona de flutter	24
Figura 28 - Ampliação do gráfico de amortecimento em função da velocidade do ar do 1º modo normal na zona de flutter	24
Figura 29 - Ampliação do gráfico de amortecimento em função da velocidade do ar do 2º modo normal na zona de flutter	25
Figura 30 - 1º Modo de flutter (1º modo natural).....	26
Figura 31- 2º Modo de flutter (2º modo natural).....	26

Tabela 1 - Espessura atribuída às plates de cada subestrutura da asa	12
Tabela 4- Variação da frequência natural para cada modo consoante o tipo de elemento da malha	13
Tabela 2 - Análise de convergência de malha.....	14
Tabela 3- Frequências Naturais da Asa.....	15
Anexo 1- Propriedades do material utilizado	30
Anexo 2 - Condições fronteira e malha construída	30
Anexo 3- Segunda vista da malha construída	31
Anexo 4 - Asa com enflechamento 0º - 1º modo normal (Deformação 1:1).....	31
Anexo 5- Dados extraídos do ficheiro .f06 (destacados à esquerda o modo normal e à direita as colunas extraídas)	32

Nomenclatura e lista de acrónimos

[AIC] - matriz de “Aerodynamic Influence Coefficient” (forças externas no domínio da frequência)

[C] - matriz generalizada de amortecimento

[K] - matriz generalizada de rigidez

[M] - matriz generalizada da massa

V_{∞} - velocidade de voo

c - corda do perfil alar

f_A - vetor de força externas no domínio do tempo

i - número imaginário

k - frequência reduzida

p - frequência complexa adimensional

q - campo de deslocamentos

t - tempo

ω_0 - frequência natural

MEF – Método dos Elementos Finitos

1. Introdução

1.1. Enquadramento

O presente relatório pretende abordar o segundo 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 e de aeroelasticidade da referida disciplina.

1.2. Objetivos

O trabalho tem como principal objetivo a realização de uma análise aeroelástica de uma asa de maneira a obter os modos de flutter, envolvendo a modelação da asa, uma análise dos modos normais, a representação gráfica do amortecimento e frequência modal bem como a sua discussão e de outros resultados e a apresentação e identificação dos modos que influenciam o flutter.

1.3. Estrutura interna da asa

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).

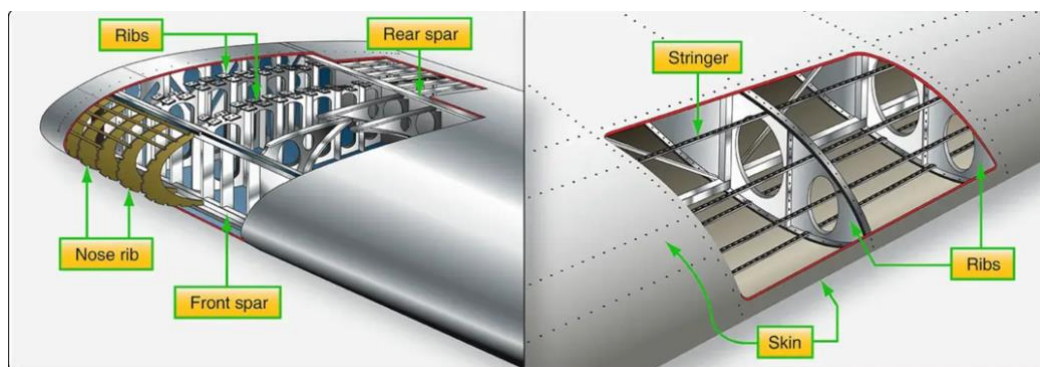


Figura 1 - Estrutura interna de uma asa de uma aeronave

As longarinas (*spars*) são os principais elementos estruturais, percorrendo todo o comprimento da asa. Trata-se de vigas, muitas vezes em “I”, que suportam todas as

cargas distribuídas, tal como as concentradas 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]

1.4. 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.[2]

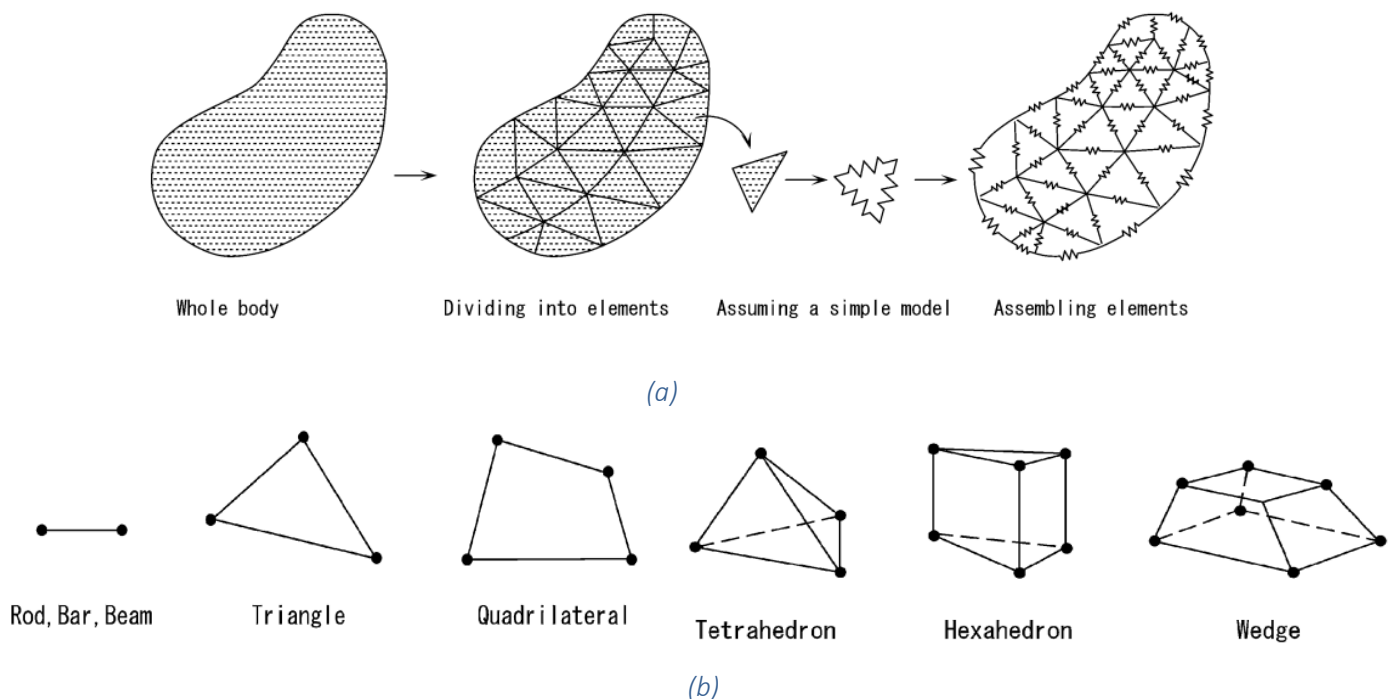


Figura 2 - (a) Esquema básico do MEF; (b) Tipos de elementos do MEF [1]

1.5. 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. [3][4]

Através de softwares como o Femap NXNastran, é possível o estudo destas frequências em estruturas aproximadas às reais.

1.6. Flutter, divergência e métodos PK/PKNL

Os estudos de flutter e divergência, enquadram-se nos estudos aeroelásticos efetuados sobre as aeronaves, que é definido como o estudo da interação do vento, estrutura e vibrações de um avião simultaneamente. (Figura 3) Entre os fenómenos aeroelásticos presentes, o flutter é definido como uma instabilidade (dinâmica) aeroelástica causada por auto-excitação dos modos normais de vibração da estrutura que podem aumentar rapidamente de amplitude e levar à falha da estrutura.[4] Este fenómeno ocorre quando a energia fornecida pelas forças aerodinâmicas durante o movimento da estrutura é suficiente para superar a energia dissipada pelo amortecimento natural da estrutura.

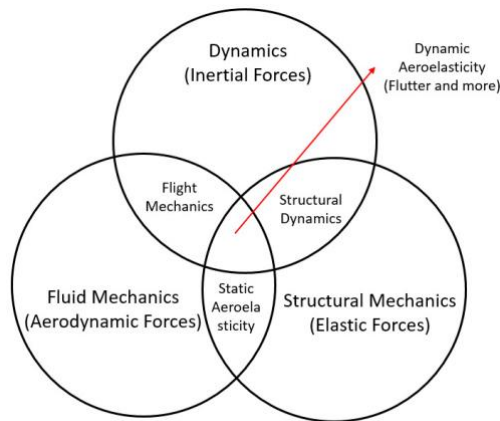


Figura 3 - Diagrama representativo da aeroelasticidade

A divergência é outro fenómeno aeroelástico estudado, que é definido como a instabilidade (estática) que ocorre quando há uma perturbação no sistema que causa o aumento da carga imposta no sistema, gerando uma deformação excessiva que leva à falha da estrutura. Uma superfície aerodinâmica como uma asa ou cauda gera sustentação, que aumenta com a velocidade e o ângulo de ataque, o que pode fazer com que a superfície torça mais à medida que o centro de pressão se move para a frente do eixo elástico. A divergência ocorre quando estas forças aerodinâmicas superam os momentos restauradores. O tipo mais comum de divergência é o de torção da asa.[5]

A instabilidade aeroelástica dinâmica é geralmente alcançada antes da velocidade de divergência (a velocidade do ar na qual ocorre a divergência), portanto, a divergência normalmente na realidade e nas aeronaves modernas não chega a tornar-se um problema. No entanto, a velocidade de divergência é uma medida útil da rigidez geral da estrutura da aeronave. [6]

De forma a prever estes fenómenos, são realizadas análises como testes em túneis de vento, modelação computacional e, eventualmente, testes de voo para garantir que a aeronave seja segura em toda o intervalo de velocidades operacionais. Os métodos de controlo de flutter podem incluir ajustes no design estrutural, utilização de materiais específicos e sistemas de amortecimento adicionais.

No caso deste trabalho, o estudo do flutter é realizado através de ferramentas computacionais, também no software Femap NXNastran.

De forma a obter as equações de equilíbrio aeroelástico, é necessário juntar modelos estruturais e aerodinâmicos num sistema unificado de equações. O procedimento padrão é recorrer a métodos energéticos e ao conceito de deslocamentos generalizados para realizar o sistema de equações aeroelásticas (Equação 1):

$$[M]\{\ddot{q}\} + [C]\{\dot{q}\} + [K]\{q\} = \{fA(t)\} \quad (1)$$

Em que [M], [C] e [K] são as matrizes generalizadas de massa, rigidez e amortecimento, representando as características inerciais, elásticas e de amortecimento da estrutura, respetivamente. fA é o vetor de força externas, q é o campo de deslocamentos e t o tempo.

Historicamente, as análises de flutter foram formuladas no domínio da frequência assumindo movimento harmónico simples da asa. Em conjunto com teorias lineares, esta abordagem leva a um sistema de equações homogêneas que pode ser resolvido obtendo os valores próprios do sistema, sendo a estabilidade do sistema é inferida a partir deles. A equação 2 representa um problema de valores próprios, definindo a equação de flutter.

$$\left[\left(\frac{V_{\infty}}{c} \right)^2 [M] p^2 + \left(\frac{V_{\infty}}{c} \right) [C] - [AIC_I(p, M)] \right] p + [K] - [AIC_R(p, M)] \{q\} = 0 \quad (2)$$

Em que V_{∞} é a velocidade de voo, c é a corda do perfil alar, $[AIC]$ é a matriz de “Aerodynamic Influence Coefficient” que também representa as forças externas mas no domínio da frequência, e

$$p = k(\gamma + i) \quad (3)$$

é a frequência complexa adimensional com k sendo a frequência reduzida e γ o coeficiente de amortecimento do movimento oscilatório. No entanto, a equação de flutter raramente pode ser resolvida como um problema de valores próprios padrão porque a força aerodinâmica é geralmente uma função não linear da frequência complexa p .

Para extrair valores e vetores próprios, um dos principais métodos iterativos é o método PK, que calcula a matriz $[AIC]$ para uma determinada frequência reduzida, conseguindo obter os valores próprios para a frequência complexa. Se alguma das partes imaginárias dos valores próprios extraídos estiver suficientemente próxima da frequência reduzida, a frequência complexa correspondente é armazenada. Caso contrário, os cálculos aerodinâmicos e de valores próprios são repetidos para a frequência reduzida mais próxima até que a convergência de valores seja alcançada.[7][8]

O método PKNL é uma variante do método PK, concebida sem 'looping'. Neste método, o número de entradas para valores de densidade, números de Mach e velocidades precisam de ser o mesmo e a extração de valores próprios é realizada em cada seleção linear de densidade, número de Mach e velocidade. [9]

2. Modelação da asa

2.1. Recolha de dados

Como escolha de aeronave para a representação da asa base, decidimos seleccionar o Lockheed L-188 Electra (Figura 4).

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. [5][6]



Figura 4 - 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 5) 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 6) tendo estes sido extraídos do website: “www.airfoiltools.com”.

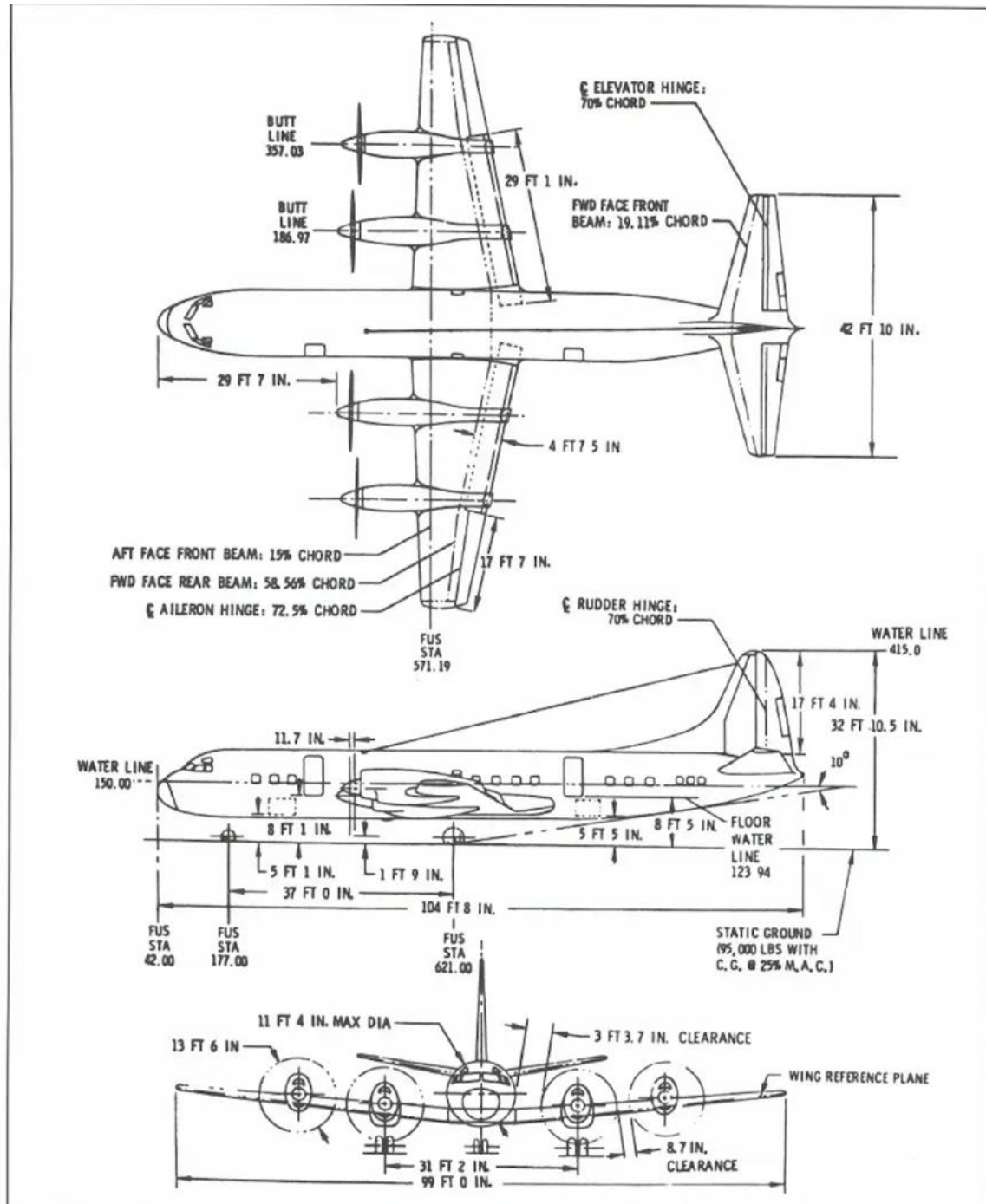
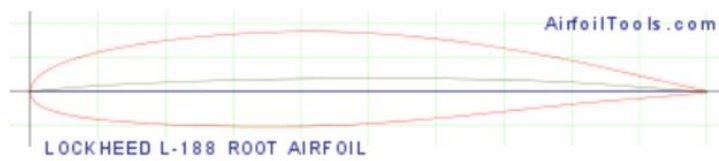


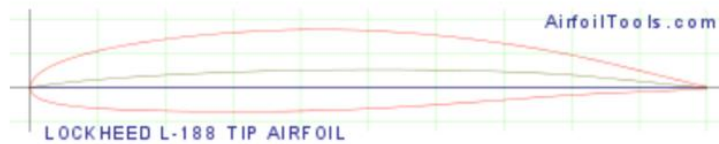
Figura 5 - Dimensões gerais do Lockheed L-188 Electra

(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 6- 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 7 e 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.

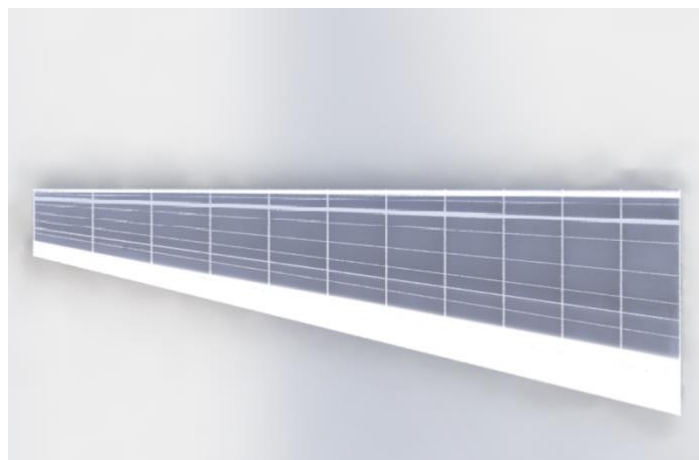


Figura 7- Vista de cima da asa modelada (renderizada)

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.

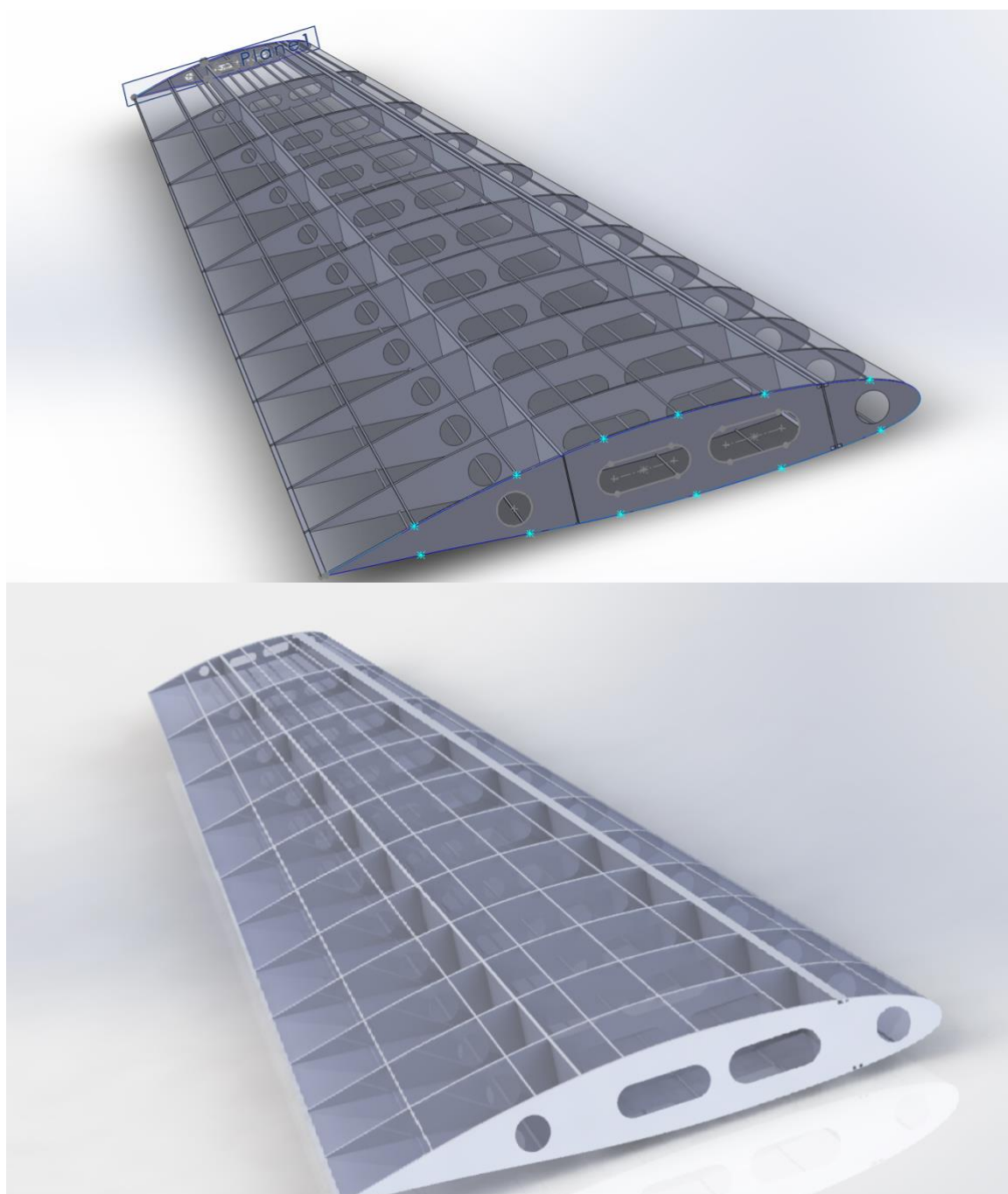


Figura 8- Asa modelada (não renderizada em cima e renderizada em baixo)

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 9).

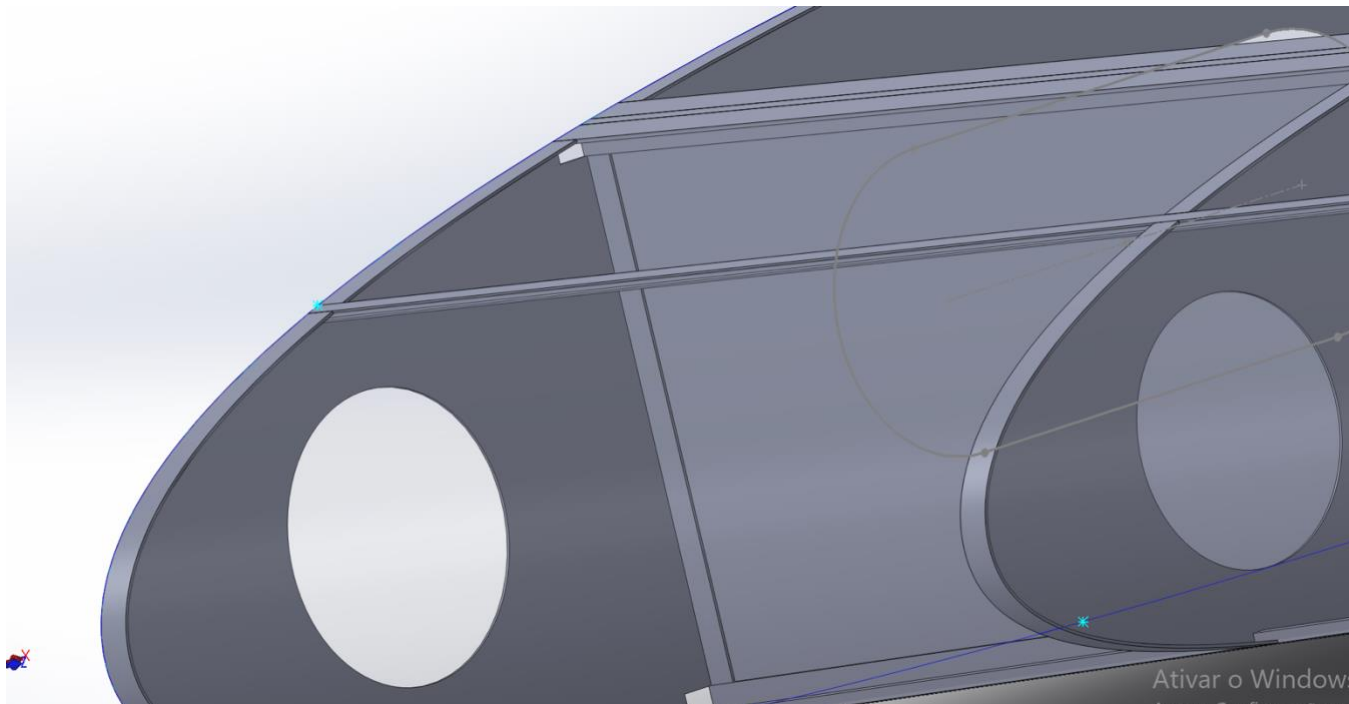


Figura 9- Vista em detalhe da asa modelada

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 10, tentando manter as dimensões gerais, desta vez construído apenas à base de superfícies, que resultou na separação do revestimento entre parte superior e inferior, na eliminação dos detalhes embutidos nas longarinas e nas vigas de reforço, bem como dos cortes nas nervuras. Este modelo que permitiu uma melhor implementação no Femap foi então construído com 4 enflechamentos diferentes, tendo apenas sido simulado nas próximas etapas o de enflechamento neutro.

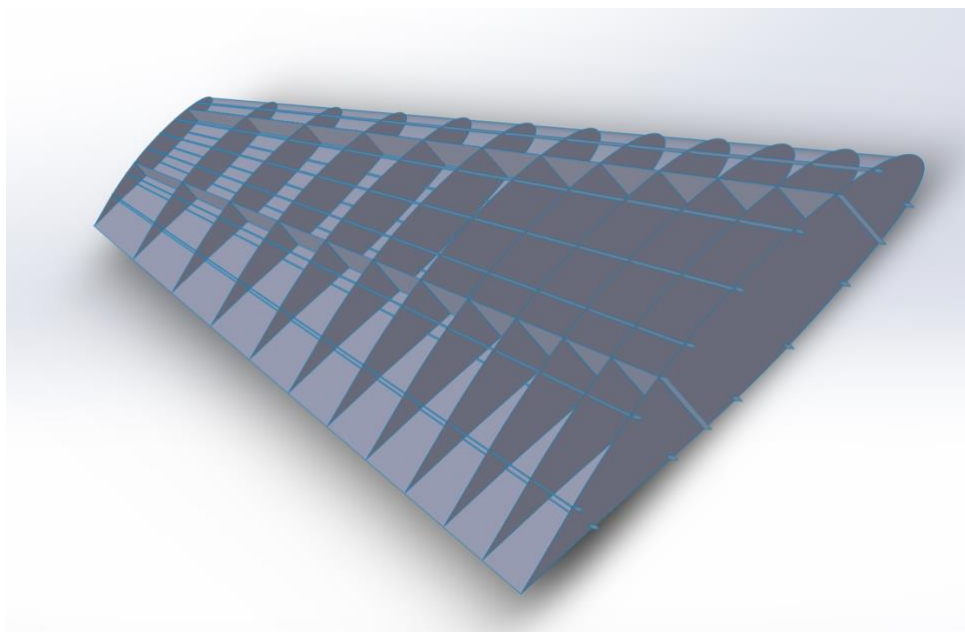


Figura 10- Asa modelada simplificada com superfícies

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*. [12]

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

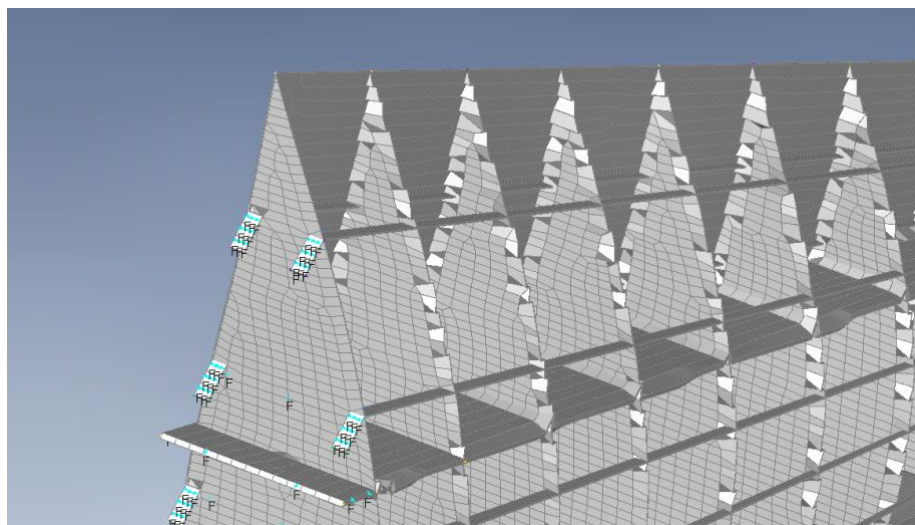


Figura 11- Espessura de cada elemento

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.

Tanto no Anexo 2 como no Anexo 3, é possível visualizar a malha obtida.

3.3. 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 2- 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 este requerem maior utilização de memória, consideram-se ainda mais aptos as plates para a realização deste estudo nas condições disponíveis.

3.4. 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 0º 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 3 - 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

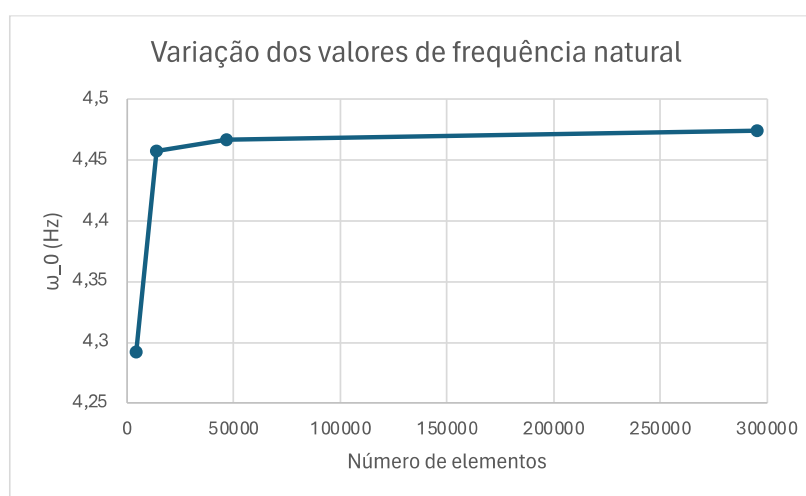


Figura 12 - Análise de convergência da malha: Frequência natural (ω_0) em função do número de elementos

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.

3.5. Análise dos modos naturais da asa

Os resultados obtidos da análise dos modos naturais da asa com as condições escolhidas correspondem aos mostrados na Tabela 3 abaixo.

Tabela 4- Frequências Naturais da Asa

Modo natural	Frequência natural (Hz)
1	4,42
2	16,60
3	23,97
4	29,26
5	35,32
6	37,85
7	41,14
8	42,76
9	43,64
10	44,06

Nas seguintes figura 14-16 estão representados visualmente o primeiro, o segundo e o quinto modos natural que no caso correspondem a modos de flexão vertical da asa.

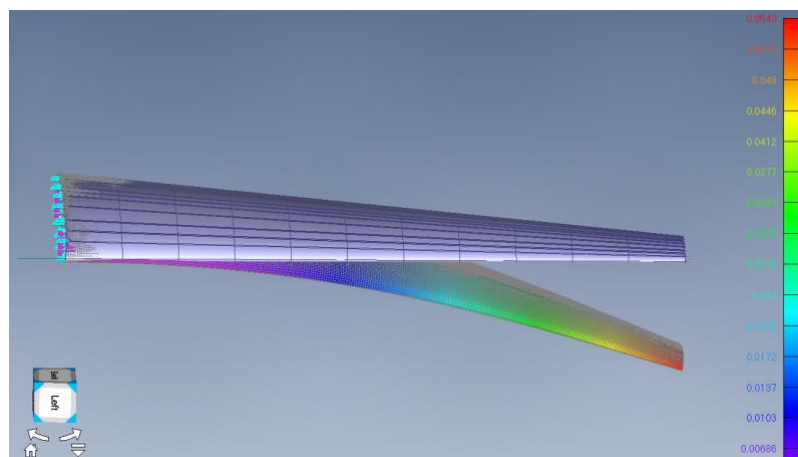


Figura 13- 1º modo natural da asa

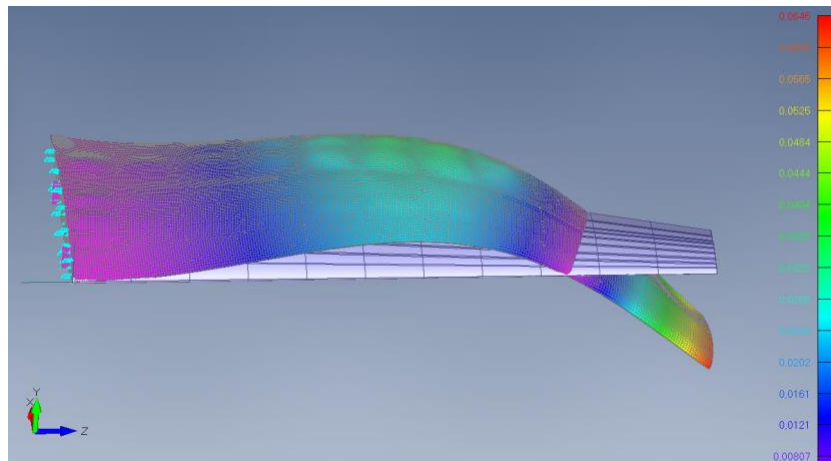


Figura 14- 2º modo natural da asa

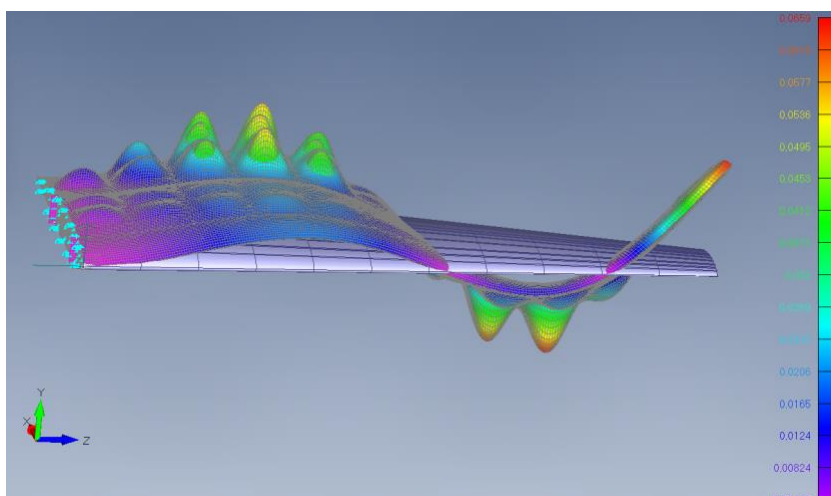


Figura 15-5º modo natural da asa

Como podemos ver pelas figuras, o quinto modo apresenta as vibrações da membrana juntamente com a vibração da estrutura.

O modo 4 (Figura 16 e 17) representa o primeiro modo de torção da asa.

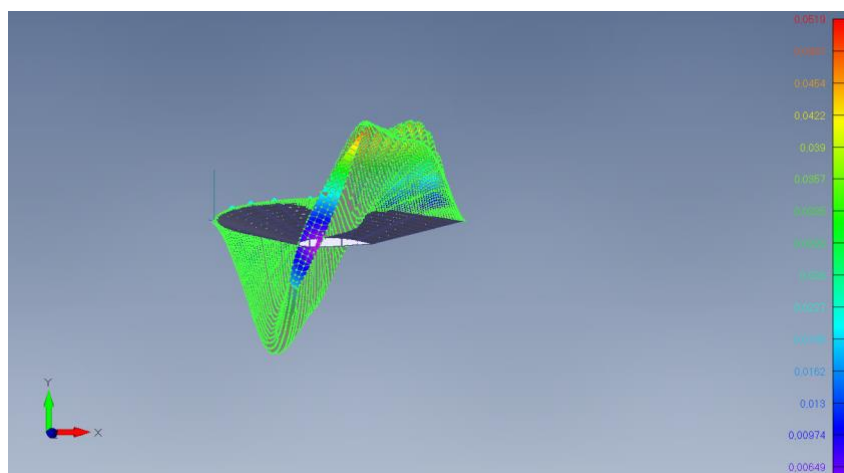


Figura 16- Vista 1 do 4º modo natural da asa

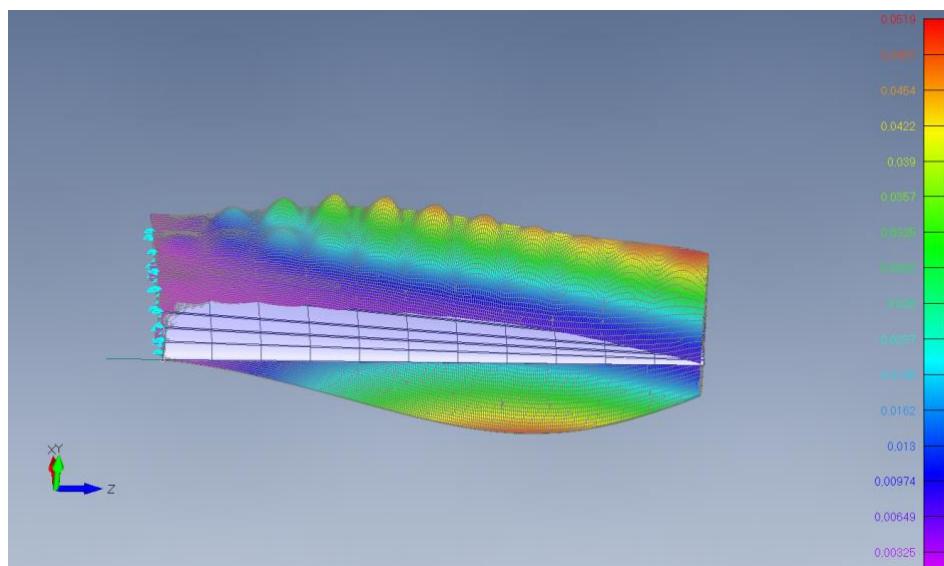


Figura 17-Vista 2 do 4º modo natural da asa

O modo 3 representa um modo de flexão horizontal da asa modelada:

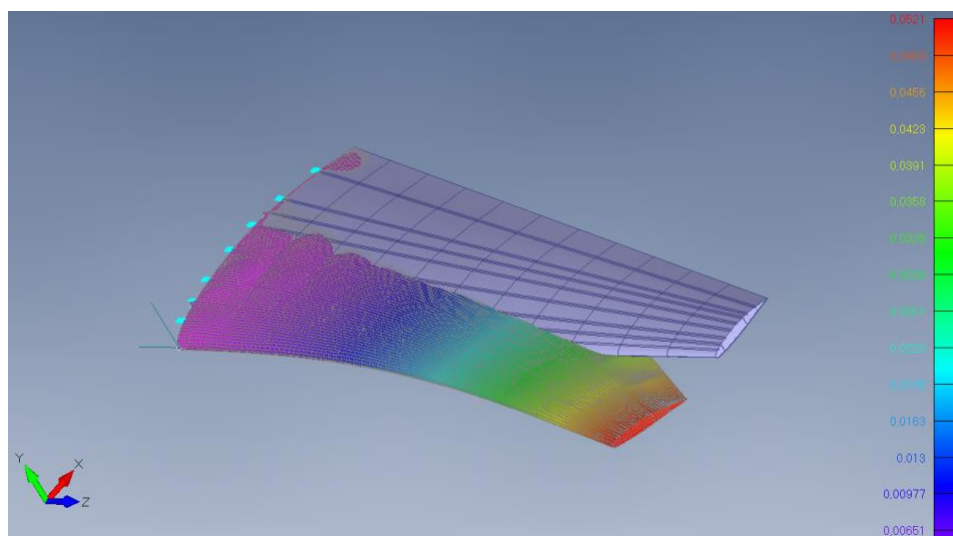


Figura 18-3º modo normal da asa

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 6ª e 10ª frequência natural e estavam associadas às nervuras ou ao próprio revestimento, como pode ser revisto na Figura 20 abaixo, que para a presente simulação não fazem sentido ser considerados, motivo este das figuras anteriores apenas contemplarem os primeiros 5. Ainda assim, o 6º modo normal (Figura 19) foi

utilizado na análise aeroelástica, apenas para observação por parte dos autores dos resultados deste modo.

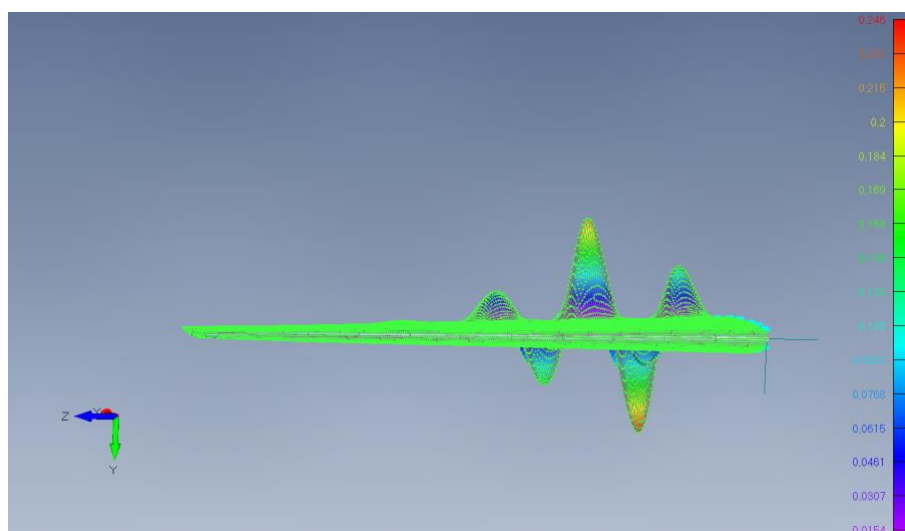


Figura 19- 6º modo natural da asa

É importante referir que as deformações nestas figuras não estão à escala 1:1 (exemplo no anexo 4), mas sim com um efeito excessivo, de 10%.

4. Análise aeroelástica

4.1. Preparação e definição de propriedades

Após o estudo dos modos naturais, de maneira a verificar a malha e formular o problema, foi iniciada a análise aeroelástica.

Para esse efeito, foram modelados no Femap NX Nastran os painéis aerodinâmicos. Inicialmente foi criado uma propriedade para modelo aéreo. De seguida, para a criação dos painéis foi necessário indicar o ponto 1, correspondente ao ponto do bordo de ataque da nervura com maior corda, e o ponto 4, correspondente ao ponto de bordo de ataque da nervura com menor corda, bem como o comprimento das cordas das respetivas nervuras e também introduzir o número de painéis que desejamos ao longo da corda e da envergadura (Figura 21).

Na Figura 22 encontra-se uma imagem representativa do painel aerodinâmico construído.

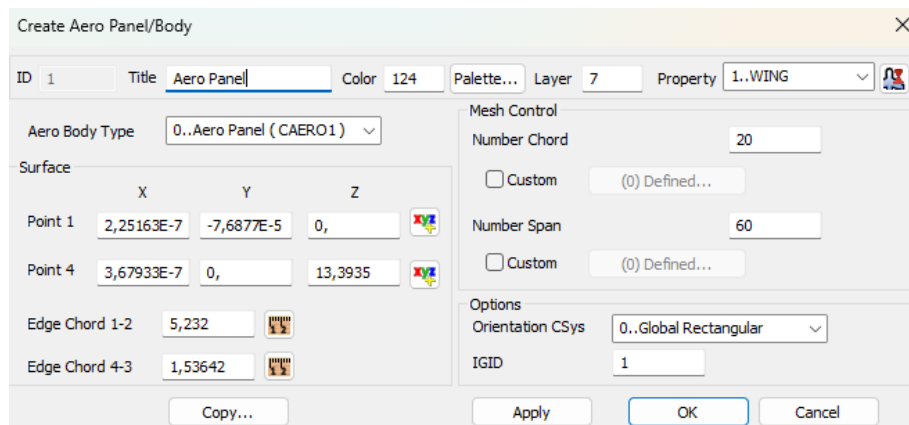


Figura 20- Componentes do Painel Aerodinâmico

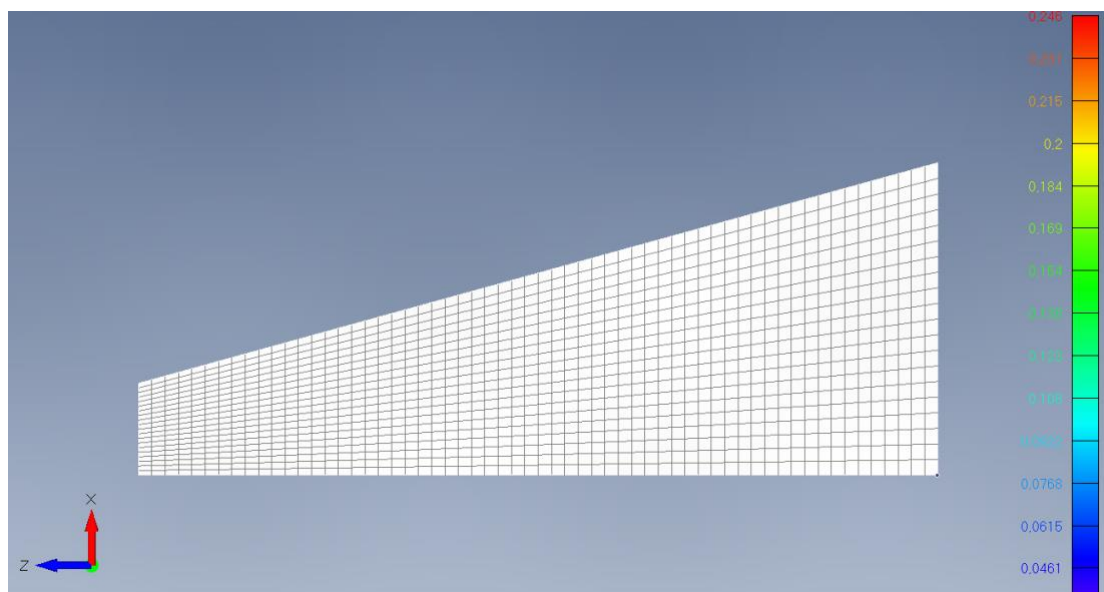


Figura 21-Painel Aerodinâmico

Para poder refletir os efeitos aerodinâmicos do modelo aerodinâmico para o nosso modelo estrutural foram criadas “*Splines*”. Foram selecionados os nodos coincidentes entre o revestimento e as longarinas e entre o revestimento e as vigas de reforço.

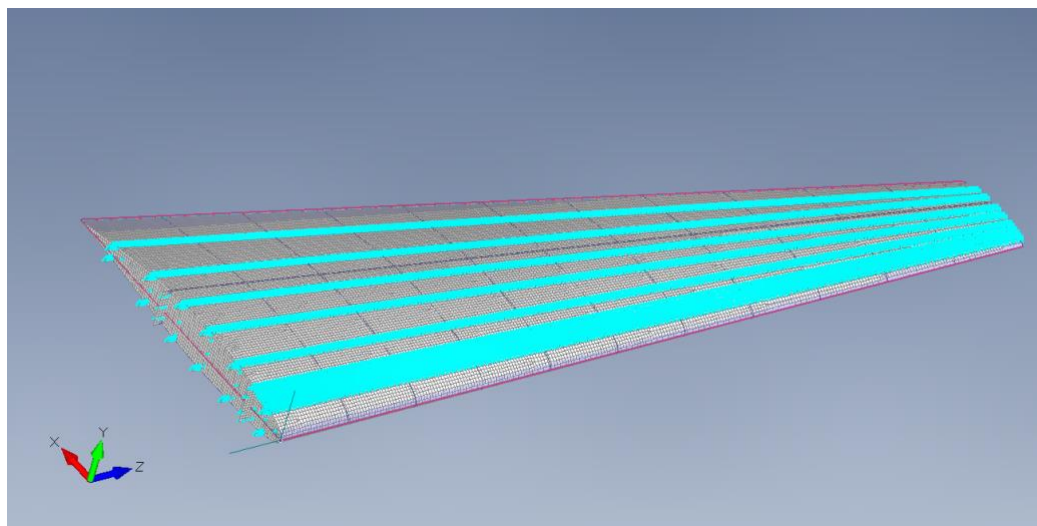


Figura 22- Visualização das splines criadas no modelo

Foi ainda criado um sistema de coordenadas XYZ, onde a origem está situada no ponto de bordo de ataque da nervura com maior corda, o eixo X coincide com direção da medição da corda, o eixo Y na direção do bordo de ataque ao longo da envergadura e o eixo Z na direção perpendicular aos restantes. Os sentidos podem ser visualizados na figura 23.

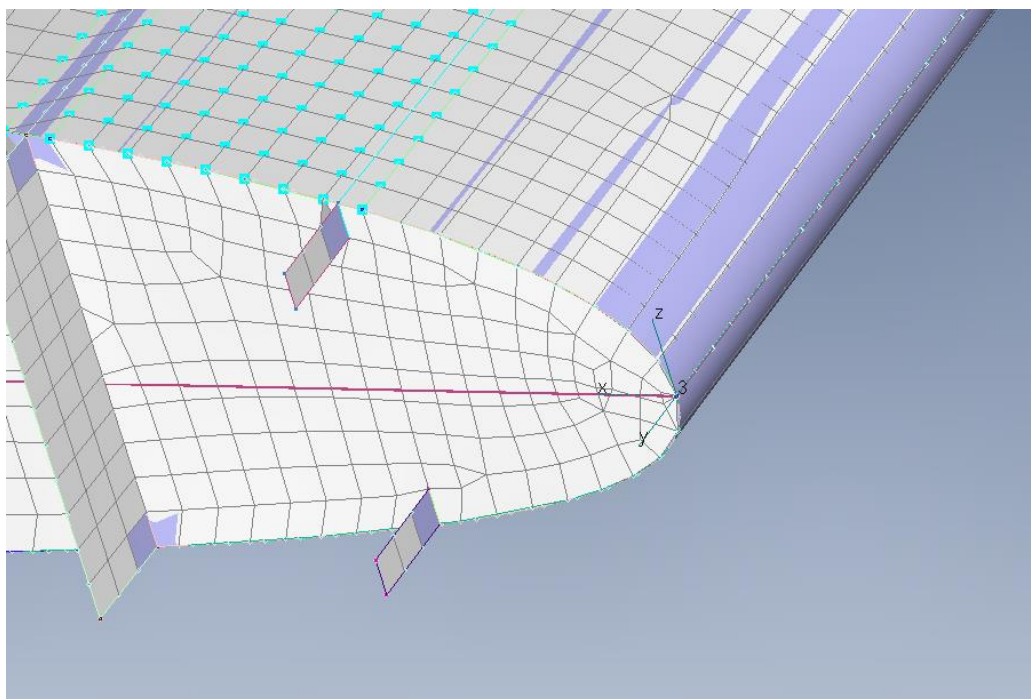


Figura 23- Sistema de coordenadas implementado

A preparação para a realização da análise usando o solver do Nastran/Femap (sol 145-Aerodynamic Flutter), consiste em escolher, inicialmente o método “Complex Lanczos”, visto que, geralmente, a análise de flutter usa números imaginários e como apenas seis modos normais foram analisados, assim, consegue-se um tempo de espera da análise um pouco menor. Foi selecionado o sistema de coordenadas criado anteriormente, introduzida a corda e a densidade de referência e ainda a variação do número de Mach com a frequência, sendo esta nula, visto que definimos os valores de Mach constantes para qualquer frequência, e ainda foi assumido também simetria pelo plano XZ. Selecionou-se o método PKNL, e os valores da razão de densidade do ar em relação à densidade do ar ao nível do mar, do número de Mach e das velocidades.

A razão das densidades foi definida como constante com o valor de 0.49 [13], dtendo em conta ser este o valor aproximado à altitude de 25000 pés[14], altitude de cruzeiro do avião escolhido. O número de Mach também definido constante a 0.48, já que a velocidade de cruzeiro da aeronave é cerca de 600km/h [15]. As velocidades correspondem a uma sequência de valores desde os 300m/s até aos 1500m/s com intervalos de 5m/s. Não foram consideradas velocidades abaixo dos 300m/s, porque não existia mudanças nos gráficos de frequência e de amortecimento em função da velocidade.

Apesar de inicialmente ter sido escolhido o método PK, foi notado que este originava ficheiros “.f06” muito espaçosos, ou seja com uma enorme quantidade de dados e que demorava imenso tempo a realizar a simulação, de modo que se tornou inviável a sua extração, motivo este de se ter optado pelo método PKNL. O método PKNL tem toda a robustez e precisão do método PK, no entanto, é mais eficiente levando a um tempo de simulação muito menor.

4.2. Extração e análise dos resultados obtidos

Após terminada a simulação foram extraídos os resultados do ficheiro “.f06” correspondente, especificamente as colunas com os valores de velocidade, amortecimento e frequência para os 6 diferentes modos na secção “Flutter Summary” – ver Anexo 5.

Com os dados obtidos, foram traçadas curvas da frequência em função da velocidade e do amortecimento em função da velocidade para os 6 modos normais. Os gráficos respectivos encontram-se abaixo nas Figuras 24 e 25.

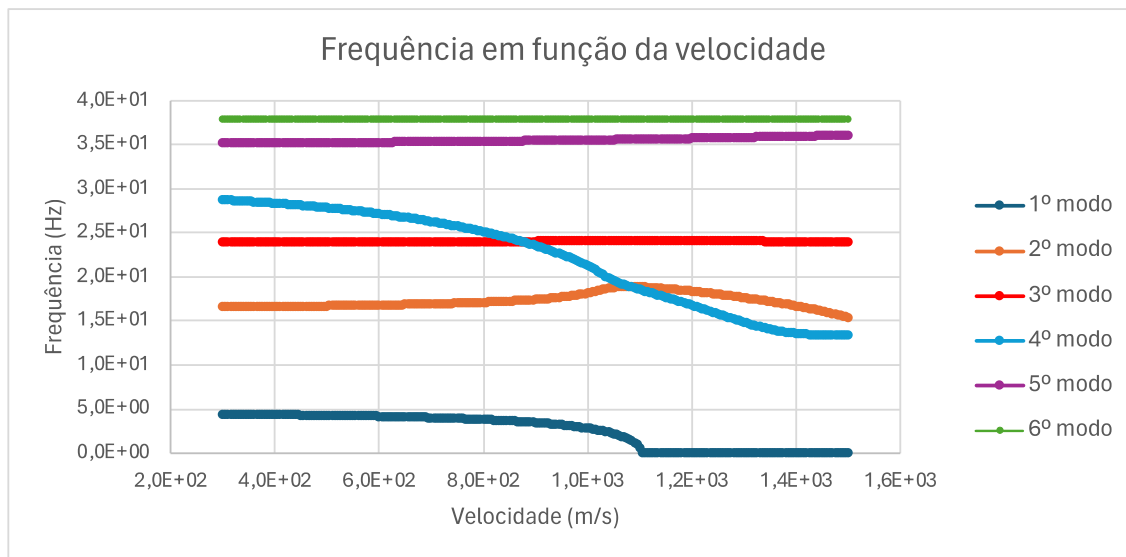


Figura 24- Curvas de frequência em função da velocidade para os 6 modos normais

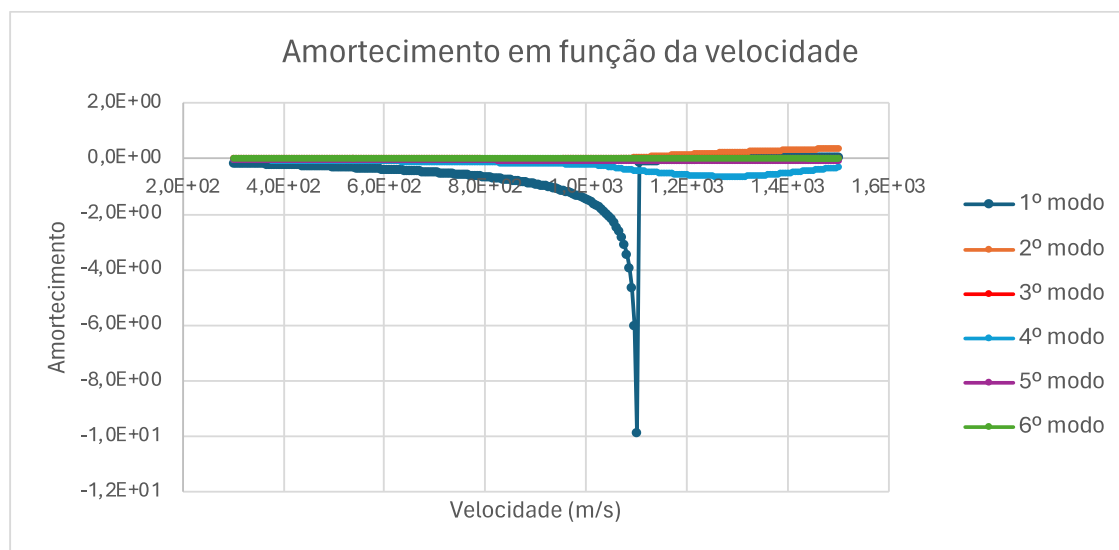


Figura 25- Curvas de amortecimento em função da velocidade para os 6 modos normais

Relativamente ao gráfico da figura 24, quando comparamos os valores iniciais das frequências com os valores das frequências naturais para cada modo, constata-se que se encontram bastante próximos uns dos outros, como expectável. Ao longo da velocidade, para os modos 3, 5 e 6 a frequência mantém-se basicamente constante.

No caso dos modos 2 e 4, estes interseam-se no mesmo local em que existe uma subida na curva do 2º modo o que já traz indício de um ponto crítico. É também

verificável que apenas a curva do 1º modo atinge frequência nula, o que significa que ocorrerá a esta velocidade o fenómeno de **divergência**. Para uma melhor observação, encontra-se na figura 26 uma ampliação da interseção, em que se nota que isto acontece a uma velocidade de aproximadamente 1115 m/s.

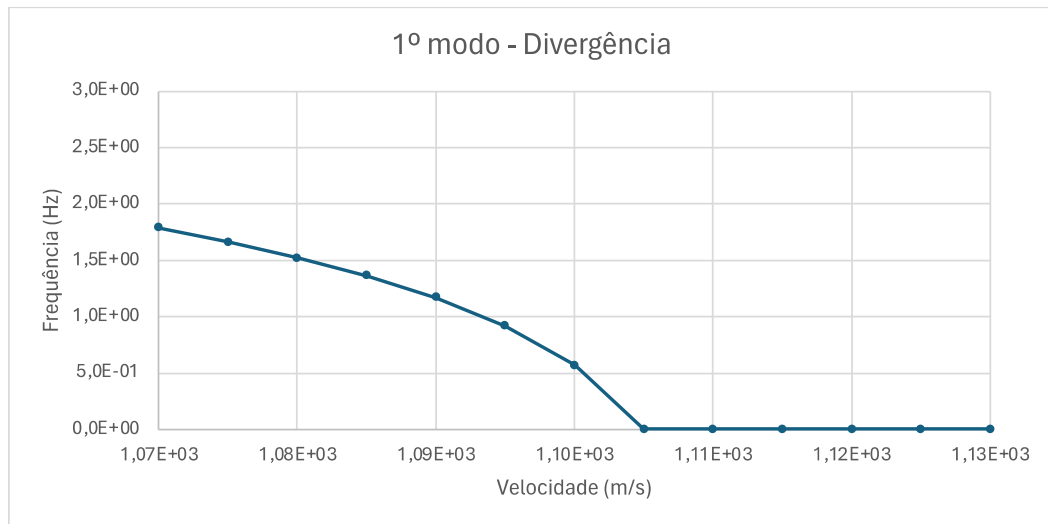


Figura 26 - Ampliação do gráfico de frequência em função da velocidade do ar do 1º modo normal na zona de divergência

Em relação ao da figura 25, as curvas para todos os modos encontram-se próximos do eixo das abcissas, com exceção da do modo 1 que apresenta uma depressão por volta de 1100 m/s, ao que confirma juntamente com o dito anterior no gráfico da frequência, a existência do fenómeno de divergência neste modo a aproximadamente esta velocidade.

Não é perceptível em quais modos o valor do amortecimento interseja o eixo das abcissas, no entanto, pela análise dos dados em si do ficheiro .f06, só se constata no 1º e 2º modos, de maneira que foram isolados na figura 27.

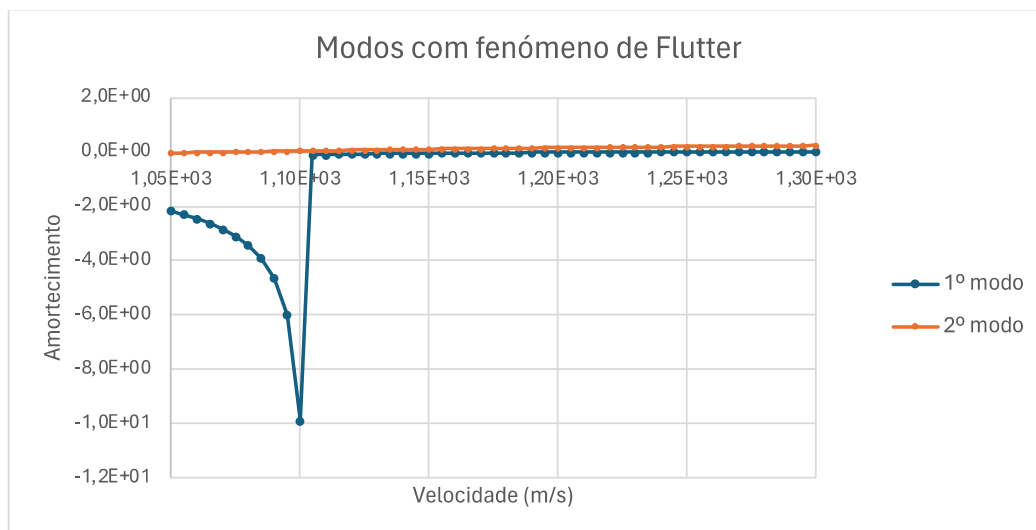


Figura 27 - Ampliação do gráfico de amortecimento em função da velocidade do ar dos primeiros 2 modos normais na zona de flutter

Ampliamos ainda cada um dos modos para se ver claramente onde isto acontece (amortecimento passar por 0), que se traduz do fenómeno de *flutter* às velocidades de 1230 m/s e de 1070 m/s. (Figuras 28 e 29).

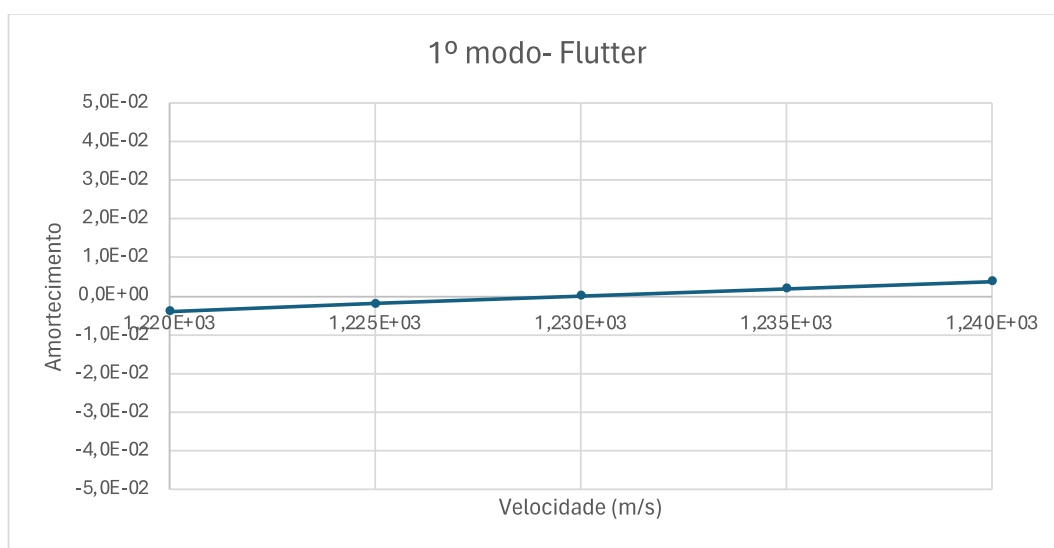


Figura 28 - Ampliação do gráfico de amortecimento em função da velocidade do ar do 1º modo normal na zona de flutter

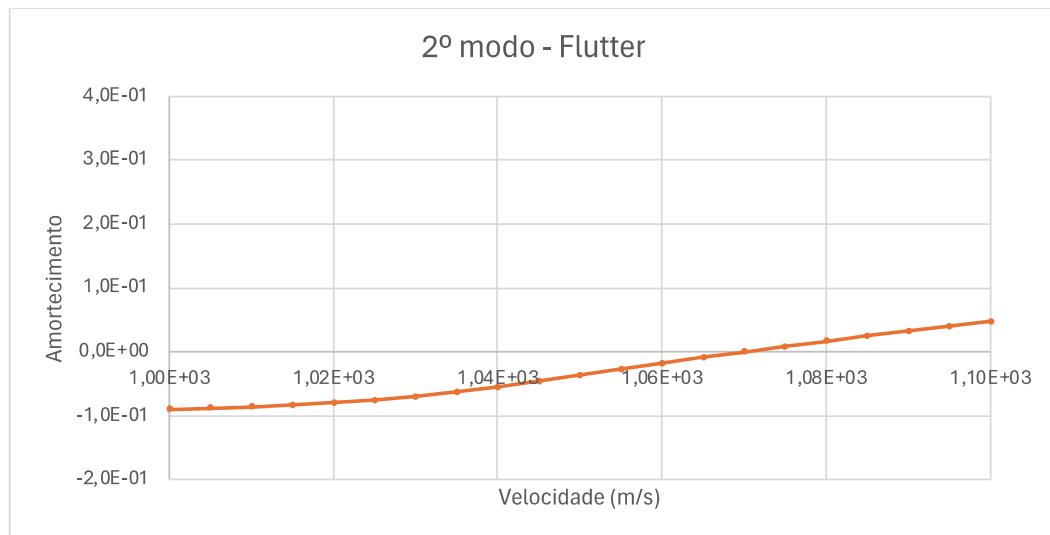


Figura 29 - Ampliação do gráfico de amortecimento em função da velocidade do ar do 2º modo normal na zona de flutter

Comparando os valores, no primeiro modo, repara-se que a divergência ocorre a um valor de velocidade inferior ao de flutter.

Contudo pondo também em perspetiva o 2º modo, o valor da velocidade de flutter é inferior ao da divergência, o que é positivo dado que o flutter serve como uma espécie de aviso para que não se entre em divergência, que leva ao colapso da estrutura.

Ainda assim, se se isolasse o 1º modo, para tentar corrigir este problema, dever-se-ia aumentar por exemplo a rigidez das próprias longarinas ou o perfil aerodinâmico.

No caso da aeronave selecionada, Lockheed L-188 Electra, esta possui uma velocidade máxima de 721 km/h o que equivale a 200,3 m/s, valor bastante inferior aos dos fenómenos aeroelásticos mencionados, não ocorrendo no intervalo de operação da mesma. Como existe uma grande diferença entre os valores, é desprezável a possibilidade da existência de ventos contrários que provoquem as instabilidades.

Com o objetivo de obter os modos de Flutter no Femap foi necessário, depois de encontradas as velocidades de flutter, variar na sequência de velocidades a velocidade de flutter para o seu valor simétrico, aplicando de novo a análise “26..Aerodynamic Flutter”.

Apesar de o flutter ocorrer depois da divergência, no primeiro modo (primeiro de flexão vertical) isoladamente, pode-se de uma maneira teórica demonstrar o modo de flutter na figura 30. Na figura 31 encontra-se representado o 2º modo de flutter que corresponde ao 2º modo normal (segundo de flexão vertical).

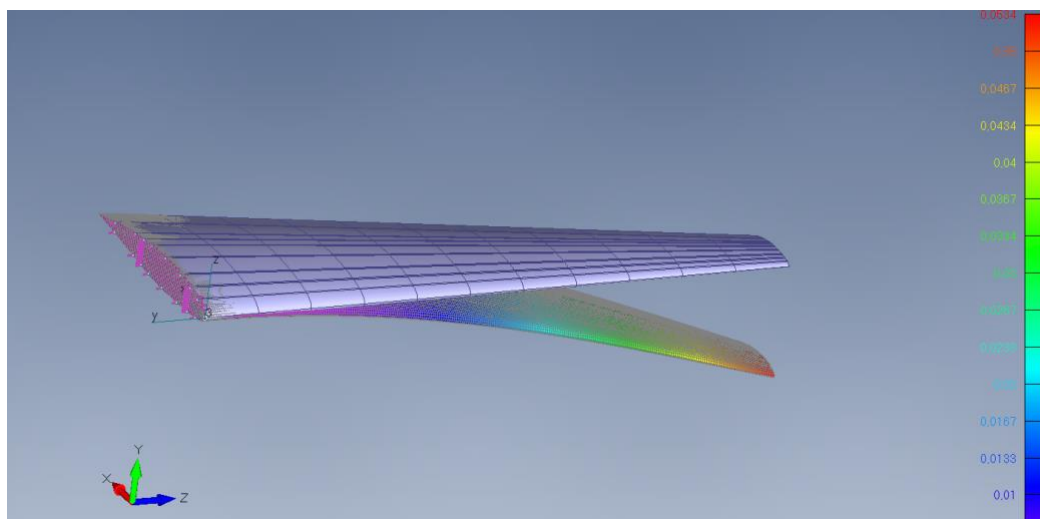


Figura 30 - 1º Modo de flutter (1º modo natural)

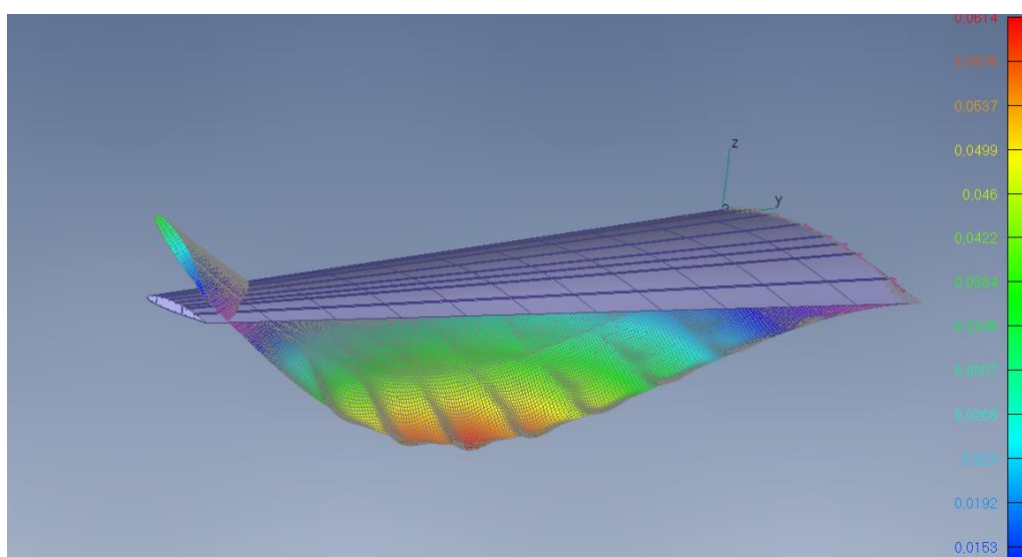


Figura 31- 2º Modo de flutter (2º modo natural)

As figuras permitem dar uma noção de como a asa se iria comportar perante as condições definidas.

No ambiente do Femap, é possível visualizar a animação correspondente à vibração segundo estes modos, o que permitiu constatar que no segundo modo de flutter era muito mais evidente o efeito de torção da asa (juntamente com o de flexão) quando comparado com o observado no primeiro modo de flutter.

5. Conclusões

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

Na fase de modelação da asa, a 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. Foi ainda realizada uma comparação entre duas tipologias diferentes de elementos.

Relativamente à análise aeroelástica, foi efetuada uma boa preparação do modelo previamente obtido bem como definidas as propriedades com base em dados pesquisados aproximados aos reais, permitindo obter os gráficos de frequência e amortecimento em função da velocidade através do ficheiro .f06 bem como os modos de flutter.

Os resultados demonstraram a ocorrência de divergência e de flutter no 1º modo, e apenas de flutter no 2º modo. Os restantes modos normais não apresentaram a ocorrência de nenhum destes.

Todas as velocidades destes fenómenos reportaram estar fora do limite de operação da aeronave Lockheed L-188 Electra, o que é favorável de um ponto de vista de segurança.

Como possível seguimento deste estudo, é sugerida a análise da influência do ângulo de diedro presente na asa real nos modos de flutter, ou até mesmo de diferentes ângulos, e o impacto que este irá ter nas velocidades críticas de divergência e de flutter.

Referências Bibliográficas

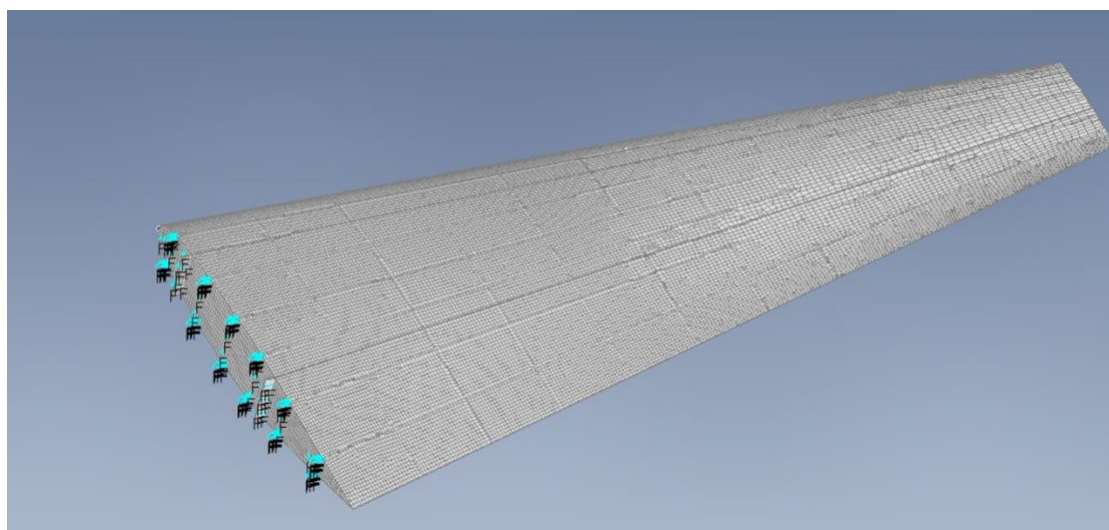
- [1] "(1) (PDF) Detailed Design of 120 Seater Passenger Aircraft _Aircraft Design Project-II." Accessed: May 26, 2024. [Online]. Available: https://www.researchgate.net/publication/340933751_Detailed_Design_of_120_Seater_Passenger_Aircraft_Aircraft_Design_Project-II?channel=doi&linkId=5ea5a3e9a6fdccd794557ea9&showFulltext=true
- [2] 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.
- [3] "What is Natural Frequency? | CTC." Accessed: May 26, 2024. [Online]. Available: <https://www.ctconline.com/blog-archive/what-is-natural-frequency/>
- [4] M. A. da Silva and L. T. dos Santos, "Mitigação de vibrações de longarinas de asas aeronáuticas em situação de flutter," *Brazilian Journal of Development*, vol. 9, no. 7, pp. 21870–21889, Jul. 2023, doi: 10.34117/BJDV9N7-047.
- [5] M. A. Shubov, "Flutter Phenomenon in Aeroelasticity and Its Mathematical Analysis," *J Aerosp Eng*, vol. 19, no. 1, pp. 1–12, Jan. 2006, doi: 10.1061/(ASCE)0893-1321(2006)19:1(1).
- [6] J. R. Wright and J. E. Cooper, "Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads: Second Edition," *Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads: Second Edition*, pp. 1–543, Jan. 2015, doi: 10.1002/9781118700440.
- [7] E. Manuel Pizarro Gomes Pepe, A. Suleman, and F. José Parracho Lau Supervisor, "Numerical Implementation of a Frequency-Domain Panel Method for Flutter Prediction of a 3D Wing Aerospace Engineering Examination Committee," 2015.
- [8] W. Li, K. Geiselhart, and J. Robinson, "Flutter Prediction for Aircraft Conceptual Design".
- [9] "Dynamic Aeroelastic Analysis." Accessed: Jun. 10, 2024. [Online]. Available: https://2021.help.altair.com/2021.2/hwsolvers/os/topics/solvers/os/aeroelastic_dynamic_aeroelastic_analysis_r.htm
- [10] "Airliners.net." Accessed: May 15, 2024. [Online]. Available: <https://www.airliners.net/aircraft-data/lockheed-l-188-electra/268>
- [11] "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/>
- [12] 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.
- [13] F. L. da Silveira, "A física no salto recorde de Felix Baumgartner," *Revista Brasileira de Ensino de Física*, vol. 37, no. 2, 2015, doi: 10.1590/S1806-11173721781.

-
- [14] "Flight Engineer (5)." Accessed: Jun. 05, 2024. [Online]. Available: https://enginehistory.org/Operations/FStelly/the_making_of_a_flight_engineer_%285%29.shtml
- [15] "Lockheed L-188 Electra." Accessed: Jun. 05, 2024. [Online]. Available: <https://www.aircharter.com.br/guia-de-aeronaves/fretamento-de-carga/lockheed-usa/lockheedl-188electra>

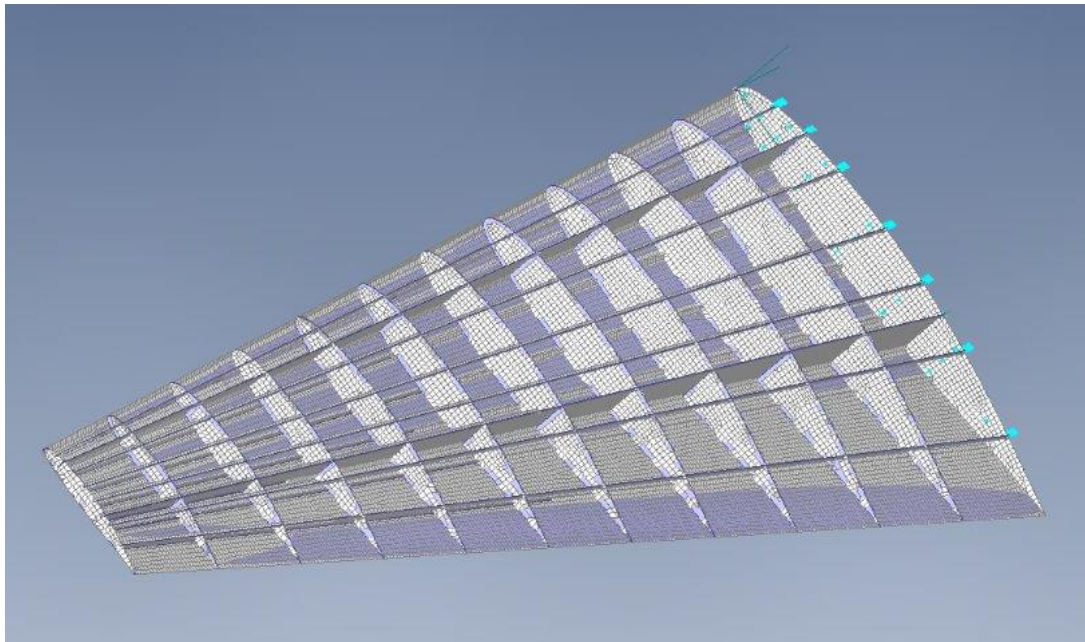
Anexos

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,									

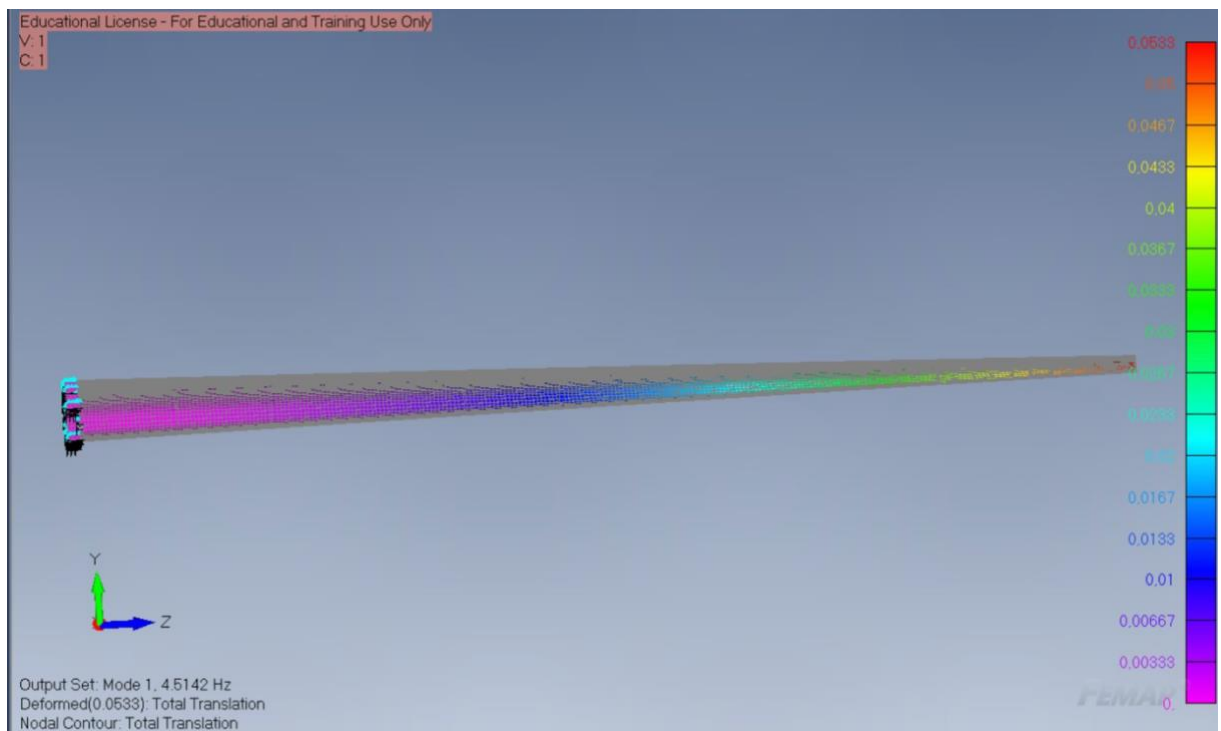
Anexo 1- Propriedades do material utilizado



Anexo 2 - Condições fronteira e malha construída



Anexo 3- Segunda vista da malha construída



Anexo 4 - Asa com enflechamento 0° - 1º modo normal (Deformação 1:1)

0

POINT = 1				FLUTTER SUMMARY			
CONFIGURATION = AEROSG2D				XY-SYMMETRY = ASYMMETRIC		XZ-SYMMETRY = SYMMETRIC	
METHOD = PKNL							
KFREQ	1./KFREQ	DENSITY	MACH NO.	VELOCITY	DAMPING	FREQUENCY	COMPLEX EIGENVALUE
0.2397	4.17258E+00	5.30000E-01	6.00000E-00	3.00000E+02	-1.43632E-01	4.37421E+00	-1.97379E+00 2.74840E+01
0.2356	4.24388E+00	5.30000E-01	6.00000E-00	3.05000E+02	-1.46531E-01	4.37239E+00	-2.01279E+00 2.74725E+01
0.2317	4.31530E+00	5.30000E-01	6.00000E-00	3.10000E+02	-1.49448E-01	4.37052E+00	-2.05198E+00 2.74608E+01
0.2280	4.38683E+00	5.30000E-01	6.00000E-00	3.15000E+02	-1.52382E-01	4.36860E+00	-2.09135E+00 2.74487E+01
0.2243	4.45848E+00	5.30000E-01	6.00000E-00	3.20000E+02	-1.55336E-01	4.36662E+00	-2.13092E+00 2.74363E+01
0.2207	4.53025E+00	5.30000E-01	6.00000E-00	3.25000E+02	-1.58308E-01	4.36459E+00	-2.17068E+00 2.74236E+01
0.2173	4.60214E+00	5.30000E-01	6.00000E-00	3.30000E+02	-1.61299E-01	4.36251E+00	-2.21064E+00 2.74105E+01
0.2139	4.67416E+00	5.30000E-01	6.00000E-00	3.35000E+02	-1.64310E-01	4.36037E+00	-2.25080E+00 2.73970E+01
0.2107	4.74631E+00	5.30000E-01	6.00000E-00	3.40000E+02	-1.67341E-01	4.35818E+00	-2.29117E+00 2.73832E+01
0.2075	4.81860E+00	5.30000E-01	6.00000E-00	3.45000E+02	-1.70392E-01	4.35593E+00	-2.33174E+00 2.73691E+01
0.2045	4.89102E+00	5.30000E-01	6.00000E-00	3.50000E+02	-1.73465E-01	4.35362E+00	-2.37253E+00 2.73546E+01
0.2015	4.96359E+00	5.30000E-01	6.00000E-00	3.55000E+02	-1.76558E-01	4.35126E+00	-2.41353E+00 2.73398E+01
0.1986	5.03630E+00	5.30000E-01	6.00000E-00	3.60000E+02	-1.79674E-01	4.34884E+00	-2.45475E+00 2.73246E+01
0.1957	5.10916E+00	5.30000E-01	6.00000E-00	3.65000E+02	-1.82811E-01	4.34636E+00	-2.49619E+00 2.73090E+01

Anexo 5- Dados extraídos do ficheiro .f06 (destacados à esquerda o modo normal e à direita as colunas extraídas)