

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"
CAMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA

GIUSEPPE LEOPOLDO PINHEIRO DA SILVA

Análise de Longarina de Asa:
Dimensionamento e Ponderações Sobre Uso de Núcleos Celulares.

São João da Boa Vista
2022

Giuseppe Leopoldo Pinheiro da Silva

Análise de Longarina de Asa:

Dimensionamento e Ponderações Sobre Uso de Núcleos Celulares.

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Aero-náutica do Campus de São João da Boa Vista, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Aeronáutica .

Orientador: Prof^o Dr.Murilo Sartorato

Coorientador: Prof^o Dr.Julian Arnaldo Avila Diaz

São João da Boa Vista

2022

S586a

Silva, Giuseppe Leopoldo Pinheiro da

Análise de longarina de asa : dimensionamento e ponderações sobre uso de núcleos celulares / Giuseppe Leopoldo Pinheiro da Silva. -- São João da Boa Vista, 2022
57 p. : il., tabs., fotos

Trabalho de conclusão de curso (Bacharelado - Engenharia Aeronáutica) -
Universidade Estadual Paulista (Unesp), Faculdade de Engenharia, São João da Boa
Vista

Orientador: Murilo Sartorato

Coorientador: Julian Arnaldo Avila Diaz

1. Materiais compostos. 2. Estruturas de aviões. 3. Coeficiente de segurança na
engenharia. 4. Análise de elementos finitos. 5. Espuma. I. Título.

Sistema de geração automática de fichas catalográficas da Unesp. Biblioteca da Faculdade de Engenharia, São João da Boa Vista. Dados fornecidos pelo autor(a).

Essa ficha não pode ser modificada.

**UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA “JÚLIO DE MESQUITA FILHO”
FACULDADE DE ENGENHARIA - CÂMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA AERONÁUTICA**

TRABALHO DE CONCLUSÃO DE CURSO

**ANÁLISE DE LONGARINA DE ASA: DIMENSIONAMENTO E PONDERAÇÕES
SOBRE USO DE NÚCLEOS CELULARES**

Aluno: Giuseppe Leopoldo Pinheiro da Silva
Orientador: Prof. Dr. Murilo Sartorato

Banca Examinadora:

- Murilo Sartorato (Orientador)
- Leandra Isabel de Abreu (Examinadora)
- Marcelo Jorge Filho (Examinador)

A ata da defesa com as respectivas assinaturas dos membros encontra-se no prontuário do aluno (Expediente nº 061/2022)

São João da Boa Vista, 28 de novembro de 2022

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
"JÚLIO DE MESQUITA FILHO"
CAMPUS DE SÃO JOÃO DA BOA VISTA

GIUSEPPE LEOPOLDO PINHEIRO DA SILVA

ESTE TRABALHO DE GRADUAÇÃO FOI JULGADO ADEQUADO COMO PARTE DO
REQUISITO PARA A OBTENÇÃO DO DIPLOMA DE "GRADUANDO EM
ENGENHARIA AERONÁUTICA "

APROVADO EM SUA FORMA FINAL PELO CONSELHO DE CURSO DE GRADUAÇÃO
EM ENGENHARIA AERONÁUTICA

Profº Dr.DENILSON PAULO SOUZA DOS SANTOS
Coordenador

BANCA EXAMINADORA:

Profº Dr.Murilo Sartorato
Orientador/UNESP-SJBV

Profº Dra.Leandra Isabel de Abreu
Professora Assistente Dra./UNESP-SJBV

Eng. Me.Marcelo Jorge Filho
Assistente de Suporte Acadêmico/UNESP-SJBV

Novembro, 2022

DADOS CURRICULARES

GIUSEPPE LEOPOLDO PINHEIRO DA SILVA

NASCIMENTO 25/06/1999 - Torrinha / SP

FILIAÇÃO Antonio Fernando da Silva
Isabel Cristina Pinheiro da Silva

Dedico este trabalho de conclusão de curso a minha família, aos meus amigos, professores e ao Cosmos por ter me permitido chegar até aqui e por colocar pessoas fantásticas em minha jornada.

*“Não sonhe grande, sonhe enorme!”
(Ozires Silva)*

RESUMO

O uso de núcleos esponjosos bem como o uso de estruturas do tipo *Honeycomb* tem sido amplamente difundidos na indústria aeronáutica e aeroespacial como forma de diminuir o peso das estruturas e ao mesmo tempo melhorar suas propriedades geométricas, de inércia e resistências a torção e flexão sem um acréscimo significativo de peso. Tendo em vista o crescente aumento do uso de técnicas de manufatura aditiva, incluindo impressoras 3D, como forma de racionalizar a fabricação de geometrias complexas e os recentes estudos sobre estruturas celulares, o presente trabalho visou o dimensionamento de uma longarina fabricada em CFRP com núcleo esponjoso convencional, tendo em vistas também o estudo das potencialidades sobre o uso de um núcleo celular impresso. Além disso foram avaliados os comportamentos estruturais das longarinas em termos tensoriais, de deslocamento/deformação, de custos, bem como o cálculo das margens de segurança intrínsecas como *Tsai-Hill* para as lâminas em CFRP e *Von-Mises* para os núcleos, se utilizando para tudo isso de um modelo em elementos finitos configurado no software *Ansys*. Os estudos preliminares realizados demonstraram que é promissor o uso de núcleos celulares impressos, sobretudo quando compara-se as propriedades, tensões e margens de segurança de cada um bem como quando compara-se o custo de impressão ao de aquisição recorrente de placas de espuma PVC.

PALAVRAS-CHAVE: Materiais compostos, estruturas de aviões, coeficiente de segurança na engenharia, análise de elementos finitos, espuma.

ABSTRACT

The use of porous polymeric cores as well as the use of Honeycomb-type structures has been widely spread in the aeronautical and aerospace industry as a way to reduce the weight of structures and at the same time improve their geometric properties, inertia and resistance to torsion and bending without a significant weight gain. Considering the increasing use of additive manufacturing techniques, including 3D printers, as a way to rationalize the fabrication of complex geometries and the recent studies on cellular structures, the present work aimed at the design of a stringer made of CFRP with a porous polymeric conventional core, with a view also in the study of the potential on the use of a 3D printed cell core. In addition, the structural behavior of the stringers were evaluated in terms of tension, deformation, costs, as well as the calculation of intrinsic safety margins such as *Tsai-Hill* for CFRP *layers* and *Von-Mises* for the core *layer*. For this we used a finite element model configured in *Ansys* software. Preliminary studies have shown that the use of printed cell cores is promising, especially when comparing the properties, tensions and safety margins of each one, as well as when comparing the cost of 3D printing to the recurrent acquisition of PVC foam plates.

KEYWORDS: Composite materials, aircraft structures, safety factor in engineering, finite elements analysis, foam.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1	Relação porcentual dos materiais utilizados num <i>Airbus A350</i>	18
Figura 2	Típica estrutura sanduíche com núcleo de espuma PVC e faces em CFRP. . . .	19
Figura 3	Típico material celular.	20
Figura 4	Absorção de impacto da estrutura celular em um calçado.	20
Figura 5	Aeronave Orion na qual a asa (longarina) foi alvo do presente estudo.	21
Figura 6	Tipos de fibra, matriz e de orientação.	22
Figura 7	Tipos de materiais compósitos.	23
Figura 8	Laminado e suas <i>layers</i> de orientação $[-45^\circ, 0^\circ, +45^\circ, 90^\circ, -45^\circ, 0^\circ, +45^\circ, 90^\circ]$. . .	23
Figura 9	Típica estrutura sanduíche com núcleo de <i>honeycomb</i>	23
Figura 10	Núcleo esponjoso.	24
Figura 11	Estrutura sanduíche.	24
Figura 12	Exemplos de células unitárias e suas características no diagrama radar.	25
Figura 13	Exemplos de RVE's com variação espacial de tamanho e porosidade celular. . .	26
Figura 14	Domínios macro e micro.	27
Figura 15	Estado plano de tensões em um ponto.	29
Figura 16	Estado plano de tensões num plano adjacente.	30
Figura 17	Estado plano de tensões principais.	30
Figura 18	Modelo de asa no XFLR5.	32
Figura 19	Representação da distribuição de <i>Schrenk</i>	32
Figura 20	Exemplos distribuições contínuas: sustentação, cortante e momento fletor. . . .	33
Figura 21	Esquemática do método VLM2.	33
Figura 22	Vetor influência de um vórtice anel dado pela lei de <i>Biot-Savart</i>	34
Figura 23	Diagramas V-n e de rajadas.	34
Figura 24	Diagrama para cálculo das cargas totais.	36
Figura 25	Organograma do processo.	37
Figura 26	Simulação realizada no XFLR5 para a obtenção de coeficientes aerodinâmicos. .	38
Figura 27	Discretização das cargas aerodinâmicas por nervura.	39
Figura 28	Discretização das cargas inerciais ao longo da semi-envergadura.	39
Figura 29	Discretização das cargas totais na semi-asa.	40
Figura 30	3D <i>printed FCC cell</i> e <i>Divinycell H60</i>	40
Figura 31	<i>Workflow</i> para as simulações.	42
Figura 32	Modelo de semi-asa e longarina.	43
Figura 33	Condições de contorno.	43
Figura 34	Convergência de malha.	44
Figura 35	Planilha utilizada.	44
Figura 36	Análise paramétrica para o laminado da longarina.	45
Figura 37	<i>Design point 4</i> configurado no <i>Mechanical</i>	45

Figura 38	Tensões encontradas:Núcleo FCC e núcleo <i>Divinycell</i> H60.	46
Figura 39	Deslocamentos encontradas:Núcleo FCC e núcleo <i>Divinycell</i> H60.	47
Figura 40	Comparação entre margens de segurança por <i>layer</i>	48
Figura 41	Diferença porcentual entre as margens de segurança por <i>layer</i>	48
Figura 42	Diferença de custos.	49

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Condições de decolagem em equilíbrio longitudinal.	38
Tabela 2 – Parâmetros da simulação e dados geométricos da asa.	38
Tabela 3 – Materiais e propriedades do núcleo celular FCC - Isotrópico.	41
Tabela 4 – Materiais e propriedades do <i>Divinycell</i> H60 - Transversalmente Isotrópico	41
Tabela 5 – Propriedades CFRP - Ortotrópico <i>Divinycell</i> H60 - Transversalmente Isotrópico	41
Tabela 6 – Cargas totais - Condição crítica ($V = 17,6 \text{ m/s}$ $n = 2,5$ $\alpha = 14,18^\circ$).	43
Tabela 7 – Resultados do modelo.	47

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

TCC	Trabalho de Conclusão de Curso
UNESP	Universidade Estadual Paulista
SJBV	São João da Boa Vista
FESJ	Faculdade de Engenharia de São João
HMM	<i>Heterogeneous Multiscale Method</i>
FFF	<i>Fused Filament Fabrication</i>
FCC	<i>Face Centered Cubic</i>
AH	<i>Asymptotic homogenization</i>
RVE	Representative Volume Elements
CFRP	<i>Carbon Fiber Reinforced Polymer</i>
Div	<i>Divinycell</i>
VANT	Veículo Aéreo Não Tripulado
PVC	Policloreto de Vinil
XFLR5	<i>Xfoil Software</i>
MEF	Método dos Elementos Finitos
ACP	<i>Ansys Composite PrepPost</i>
MS	Margem de Segurança
MS's	Margens de Segurança
CG	Centro de gravidade
VLM2	<i>Vortex Lattice Method 2</i>
JAR-VLA	Norma aeronáutica

LISTA DE SÍMBOLOS

$u_i^\epsilon(x)$	Campo de deslocamento 'i'	G_m	Módulo de cisalhamento da matriz
$x_{i,j}$	Vetor de posição macroescala 'ij'	ν_f	Módulo de <i>Poisson</i> da fibra
$y_{i,j}$	Vetor de posição microescala 'ij'	ν_m	Módulo de <i>Poisson</i> da matriz
$\epsilon_{i,j}$	Razão $\frac{x_{i,j}}{y_{i,j}}$	σ_x	Tensão direção 'x'
Ω	Domínio macroescala homogeneizado	σ_y	Tensão direção 'y'
Θ	Domínio RVE	τ_{xy}	Tensão no plano 'xy'
$\Omega^{\epsilon_{i,j}}$	Domínio composto	$\sigma_{x'}$	Tensão direção 'x''
σ_{ij}	Tensor de tensões de <i>Cauchy</i> 'ij'	$\sigma_{y'}$	Tensão direção 'y''
C_{ijkl}	Tensor de rigidez de 4ª ordem 'ijkl'	$\tau_{x'y'}$	Tensão no plano 'x'y''
ϵ_{kl}	Tensor de deformação 'ij'	$\sigma_{Y(i)}$	Tensão escoamento direção 'i'
u_i^{macro}	Campo de deslocamento macroscópico 'i'	$\sigma_{U(i)}$	Tensão última direção 'i'
u_i^{micro}	Campo de deslocamento microscópico 'i'	σ_1	Tensão máxima principal
ϵ_{ij}^{macro}	Deformação macroscópica 'ij'	σ_2	Tensão mínima principal
ϵ_{ij}^{micro}	Deformação microscópica 'ij'	σ_3	Tensão fora do plano
σ_{ij}^{macro}	Tensão macroscópica 'ij'	τ_{12}	Tensão cisalhante principal no plano '12'
σ_{ij}^{micro}	Tensão microscópica 'ij'	$X_T Y_T$	Tensão trativa ruptura direção 'X,Y'
ρ	Densidade	$X_C Y_C$	Tensão compressiva ruptura direção 'X,Y'
ρ_{rel}	Razão entre densidades	ξ_{ij}	Tensão cisalhante ruptura no plano 'ij'
ρ_s	Densidade sólido base	$f(\sigma)$	Fator ' <i>Tsai-Hill</i> '
E_i	Módulo de <i>Young</i> na direção 'i'	σ_v	Tensão equivalente de ' <i>Von-Mises</i> '
G_{ij}	Módulo de cisalhamento no plano 'ij'	V	Velocidade
ν_{ij}	Módulo de <i>Poisson</i> no plano 'ij'	n	Fator de carga
E_f	Módulo de <i>Young</i> da fibra	α	Ângulo de ataque
E_m	Módulo de <i>Young</i> da matriz	F_z	Força na vertical
G_f	Módulo de cisalhamento da fibra	F_x	Força na horizontal
G_{12}^*	Módulo de cisalhamento ' <i>hill-hashin</i> '	M_y	Momento em torno de 'y'
ν_{12}^*	<i>Poisson</i> de ' <i>hill-hashin</i> '	K_f	Constante da fibra de ' <i>hill-hashin</i> '
$C_{P,n}^{\rightarrow}$	Vetor influência do Vórtice	K_m	Constante da matriz de ' <i>hill-hashin</i> '
n_i^{\rightarrow}	Vetor normal normalizado 'i'	L_W	Sustentação asa
n_{max}	Fator de carga máximo	L_T	Sustentação profundor
g	Âceleração da gravidade	α	Ângulo de ataque asa
M_i	Derivada aerodinâmica 'i'	θ	Ângulo de ataque profundor
Z_i	Derivada aerodinâmica 'i'	W	Peso
		D_i	Arrasto 'i'

SUMÁRIO

1	OBJETIVOS	17
2	INTRODUÇÃO	18
3	FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA E BREVE REVISÃO DA LITERATURA	22
3.1	Materiais Compósitos	22
3.2	Núcleos Esponjosos e Estruturas Sanduíche	24
3.3	Estruturas Celulares e Células Unitárias	25
3.4	Homogeneização Assintótica	26
3.5	Lei das Misturas	28
3.6	Estado Plano de Tensões	29
3.7	Critérios de Falha	31
3.8	Cargas	32
3.8.1	XFLR5 - VLM2 method	33
3.8.2	Diagrama V-n	34
3.8.3	Cargas em Manobras	35
4	MATERIAIS E MÉTODOS	37
4.1	Organograma	37
4.2	XFLR5	38
4.3	Matlab	39
4.4	Coleta das Propriedades dos Materiais	40
4.5	Ansys	42
4.5.1	Modelo da Asa e Longarina	42
4.5.2	Carregamento Adotado	43
4.5.3	Condições de Contorno	43
4.5.4	Análise de Convergência de Malha	44
4.6	Excel	44
5	RESULTADOS E DISCUSSÃO	45
5.1	Dimensionamento da Longarina	45
5.2	Tensões, Deslocamentos e Comparações	46
6	CONCLUSÃO	50
	REFERÊNCIAS	51
	ANEXO A – ALGORITMO DE DIGITALIZAÇÃO	53

1 OBJETIVOS

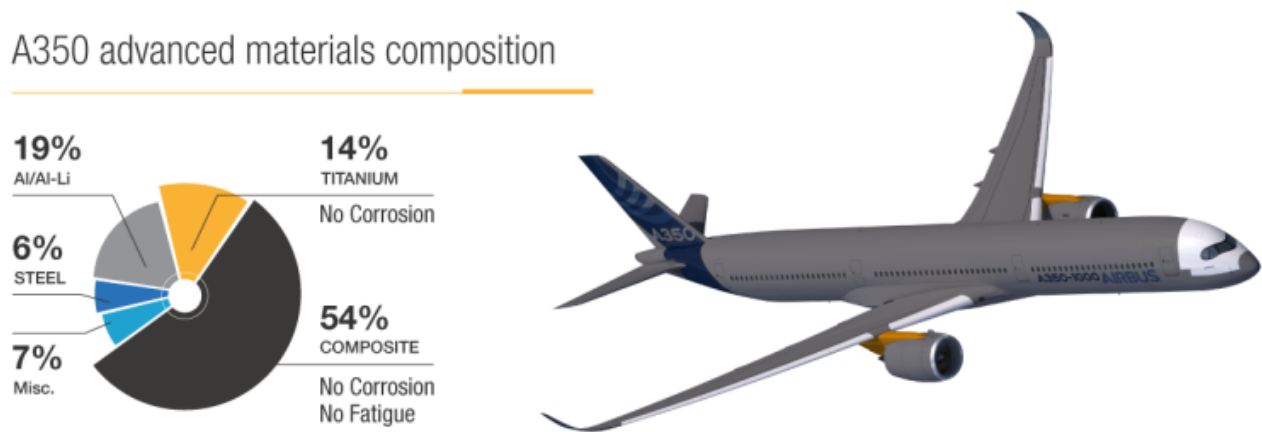
A indústria aeronáutica tem feito o uso de núcleos esponjosos e celulares (como *Honeycomb*) com o objetivo de tornar as estruturas primárias mais leves sem no entanto onerar as propriedades geométricas de suas seções; tendo em vista o crescente aumento do uso de impressoras 3D como forma de manufaturar geometrias complexas e os recentes estudos sobre estruturas celulares [Liu An Liu 2021], o presente trabalho visou estudar a forma com que núcleos celulares se comportam quando usados como núcleo de longarina, assim como se algum uso mesclado de núcleos esponjosos com núcleos celulares traz algum benefício de cunho estrutural. Além disso foi realizado um estudo preliminar de viabilidade, comparando os custos inerentes a manufatura da longarina em ambas as configurações. Por fim são elencados os objetivos a serem alcançados:

- Estudar a influência do uso de núcleos celulares como alma de longarina, sobretudo sob o aspecto de otimização das margens de segurança (MS's) e sobre as consequências no peso total da estrutura;
- Estudar o comportamento das células unitárias FCC;
- Estudo dos custos de impressão e sua possível vantagem a longo prazo frente aos custos do *Divinycell* comercial;
- Estudo da possibilidade do uso conjunto de ambos os materiais;
- Ponderar sobre a maior ou menor suscetibilidade a esmagamento em núcleos celulares (comparado a espuma de PVC (*Divinycell*)) quando apertados em juntas aparafusadas.

2 INTRODUÇÃO

O uso e estudo de materiais compósitos vem sendo realizado desde a década de 1960, de início apenas com a construção de protótipos visando a exequibilidade seguido pela manufatura de peças de reposição em aeronaves, objetivando a substituição das peças metálicas; posteriormente houve a utilização desses materiais em estruturas secundárias e, recentemente a indústria aeronáutica tem construído aeronaves com um percentual considerável de materiais compósitos (acima de 50%), como demonstrado pela Figura 1. O *Airbus A350* representa o que há de mais avançado na indústria aeronáutica com respeito a utilização de compósitos em aviões comerciais, utilizando diversos tipos de laminados especiais bem como estruturas sanduíche.

Figura 1 – Relação percentual dos materiais utilizados num *Airbus A350*.



Fonte: *Airbus*

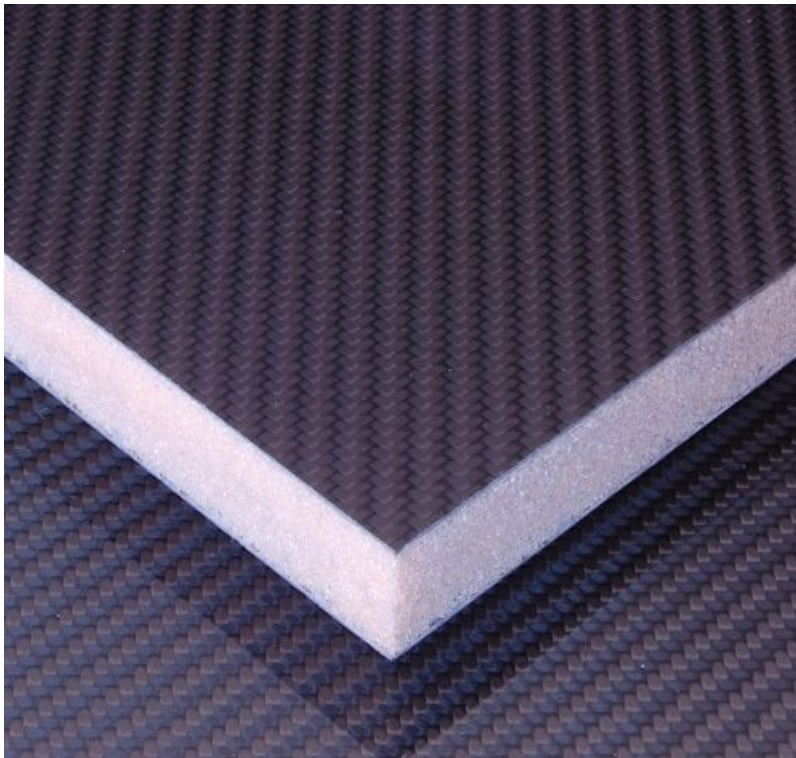
Entretanto, os custos envolvidos no processo de fabricação de uma aeronave bem como o seu projeto são de extrema importância. De um lado, substituindo os componentes metálicos por materiais compósitos há um ganho significativo em termos de redução do consumo de combustível e aumento da autonomia devido ao peso estrutural menor, em outras palavras, isso implica também numa carga útil maior. Por outro lado, essa substituição implica num aumento dos custos e numa maior dificuldade de manufatura, *design* e certificação. Em vista disso, os critérios para o uso de materiais compósitos deve ser analisado de projeto para projeto, de maneira que a missão e os requisitos sejam cumpridos da melhor maneira em termos de custos e efetividade.

- Estruturas Sanduíche

As estruturas sanduíche, são estruturas combinadas em camadas (*layers*) nas quais geralmente são unidas por um adesivo [Ashby 2010], sendo possível combinar diferentes materiais, como demonstrado pela Figura 2. Uma estrutura sanduíche possui um núcleo, geralmente alguma espuma ou material celular que, devido a sua leveza possibilita diversas aplicações nas indústrias aeroespacial, aeronáutica,

naval e civil. A redução de peso no projeto aliada a uma ótima razão de rigidez por massa é uma de suas principais vantagens.

Figura 2 – Típica estrutura sanduíche com núcleo de espuma PVC e faces em CFRP.



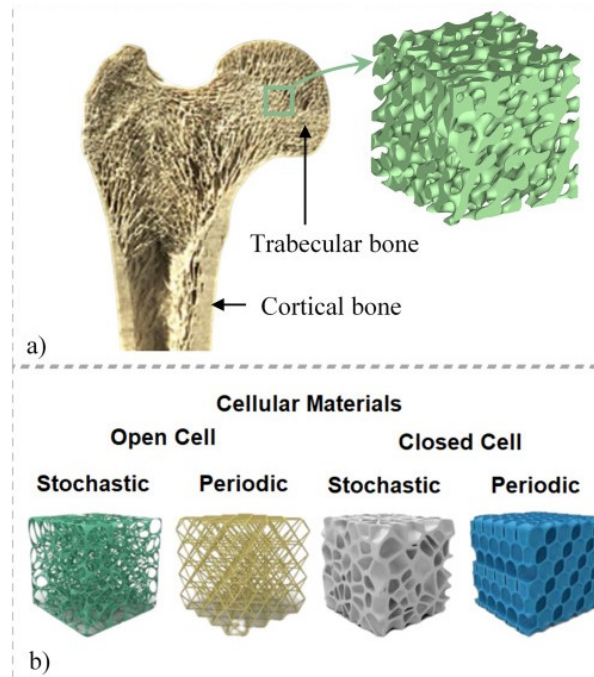
Fonte: Google

Compósitos sanduíches com núcleo de espuma são amplamente utilizados pelas indústrias aeroespacial, automobilística, eólica e até mesmo eletrodoméstica por conta de sua boa relação entre resistência mecânica e peso, além de servirem como um bom fator aumentador de inércia e de serem resistentes a torções e flexões [Samlal S.; Santhanakrishnan 2022]. Estruturas sanduíche com núcleo de espuma têm algumas vantagens ímpares que as tornam uma ótima escolha para inúmeras aplicações envolvendo absorção de energia, como em carregamentos dinâmicos e impactos, devido ao seu alto amortecimento estrutural. O tipo de espuma comumente mais utilizado é a espuma de policloreto de vinila (PVC), cujo um dos nomes comerciais é o *Divinycell* [composites 2022].

- Materiais Celulares

Os materiais celulares são caracterizados por sua microestrutura porosa que é composta por uma rede sólida com lacunas vazias, onde a caracterização geométrica das lacunas pode ser estocástica ou periódica [Gladysz 2015]. Estruturas da própria natureza como ossos, favos de mel, esponjas marinhas e madeira suscitaram o surgimento do campo de estudo dos materiais celulares, como demonstrado pela Figura 3.

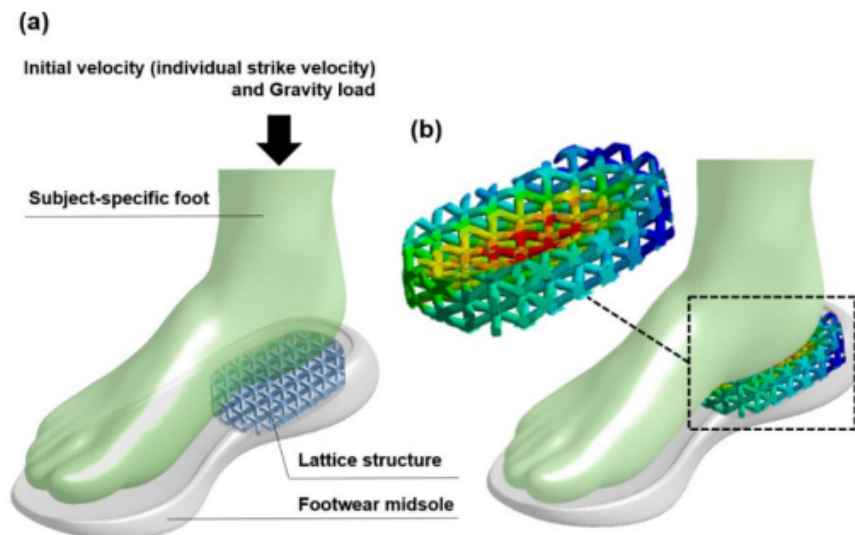
Figura 3 – Típico material celular.



Fonte: [Gladysz 2015]

Segundo [Jhou S.-Y.; Hsu 2021] materiais celulares também tem mostrado seu potencial para as aplicações de absorção de energia, além disso há um crescente interesse em material celular polimérico impresso em 3D visando a melhoria das características de amortecimento na indústria calçadista, sobretudo em tênis de corrida e nos coturnos militares (Figura 4).

Figura 4 – Absorção de impacto da estrutura celular em um calçado.



Fonte: [Jhou S.-Y.; Hsu 2021]

Essa característica de boa resistência a impactos bem como à compressão dos núcleos celulares nos permite inferir que os mesmos seriam uma excelente solução aos problemas que materiais compósitos possuem com relação ao esmagamento de seus núcleos de espuma PVC [Garay 2016], principalmente em regiões de juntas mecânicas nas quais envolvam aperto de parafusos e porcas.

Nesse sentido para esse trabalho selecionou-se um estudo de caso sobre a asa de um aeromodelo participante da classe *Advanced* do torneio SAE Brasil Aerodesign 2019 (Figura 5), onde estudou-se um núcleo celular e seu desempenho estrutural como alma de uma longarina de asa.

Figura 5 – Aeronave Orion na qual a asa (longarina) foi alvo do presente estudo.



Fonte: Acervo Adelphi Aerodesign

Foram comparados o uso de um núcleo celular clássico em espuma de PVC com o núcleo celular impresso, sendo utilizado para essa comparação técnicas baseadas em análise linear estática por elementos finitos (*software Ansys* [Inc 2021]), tendo por *input* as propriedades de materiais adquiridas em *datasheets* e artigos científicos; além disso as cargas e condições de contorno foram determinados pelo modelo aerodinâmico simulado no *software XFLR5* e pós processadas pelo *softwares* Matlab e Excel. A averiguação das margens de segurança intrínsecas foram feitas segundo os critérios de falha para estruturas sanduíche (critérios abordados na seção 3.7) e, por fim foi feito uma análise de custos de manufatura para ambas as configurações.

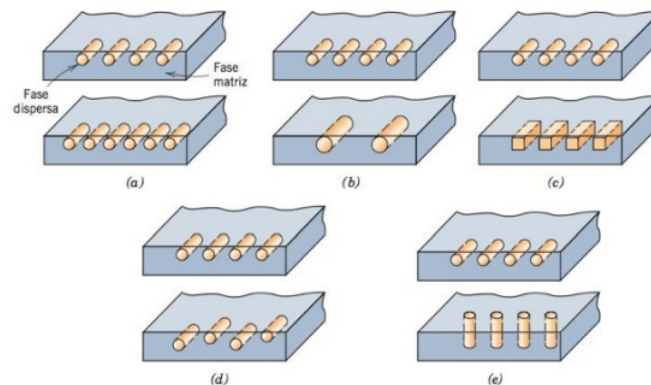
3 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA E BREVE REVISÃO DA LITERATURA

3.1 MATERIAIS COMPÓSITOS

Segundo [William 2014] materiais compósitos são materiais multifásicos artificiais, ou seja, não ocorrem de forma natural. Além disso, as fases constituintes devem ser quimicamente diferentes e separadas por uma interface. Ao projetar materiais compósitos, cientistas e engenheiros combinam diversos metais, cerâmicas e polímeros com a finalidade de produzir novos materiais, grande parte dos compósitos foram criados para melhorar algumas características como rigidez, tenacidade e resistência que não seriam possíveis em outros materiais em sua forma pura.

A síntese de materiais compósitos se dá misturando compostos de naturezas diferentes com o intuito de imprimir novas propriedades aos materiais. Por ser um material multifásico, um compósito exibe além das propriedades inerentes de cada constituinte, propriedades intermediárias que vem da formação de uma região interfacial. Os compósitos são formados por duas fases, uma matriz e outra dispersa como exemplificado pela Figura 6:

Figura 6 – Tipos de fibra, matriz e de orientação.



Fonte: [William 2014]

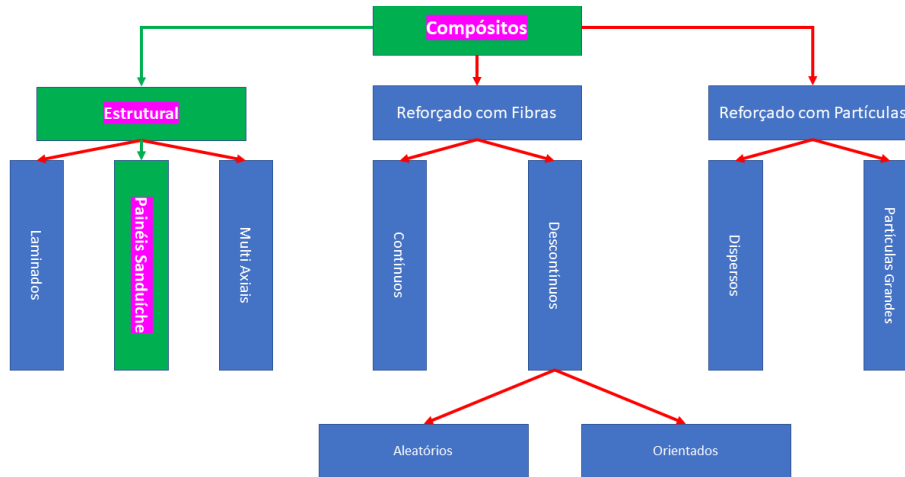
- Fase Matriz: Pode ser cerâmica, polimérica ou metálica.

A matriz geralmente é um material contínuo que envolve a fase dispersa. As propriedades do compósito são uma função de fatores como a geometria da fase dispersa, distribuição, orientação e também da compatibilidade interfacial entre os constituintes da mistura, mistura essa que pode ter as suas propriedades mecânicas generalizadas pela lei das misturas abordada na seção 3.5. Em outras palavras, para que se forme um compósito é necessário que haja afinidade entre os materiais que serão unidos.

- Dispersa: Pode ser partículas, fibras ou compósito estrutural.

Segundo [William 2014] a fase dispersa dos materiais compósitos são classificadas em 3 diferentes grupos: Reforçados por partículas, reforçados por fibras e reforço por compósito estrutural como destacado na Figura 7.

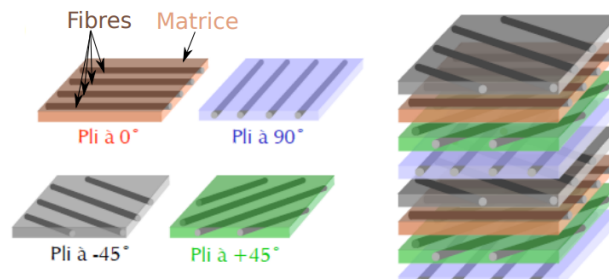
Figura 7 – Tipos de materiais compósitos.



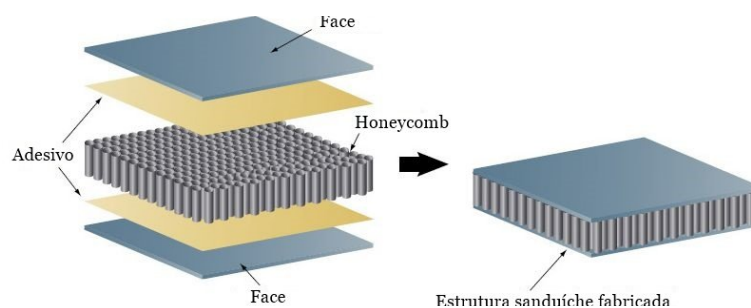
Fonte: Elaborado pelo autor.

Um exemplo de compósito com partículas dispersas é o concreto, enquanto que um compósito reforçado com fibras é ilustrado pela Figura 6. As fibras podem ser do tipo contínuas (tramas em carbono), ou descontínuas (mantas). A resistência mecânica das tramas é maior que a das mantas, já que há uma desorientação e aleatoriedade da disposição das fibras na manta; na trama há um ordenamento e direcionamento das fibras podendo ter disposição unidirecional ou bidirecional (0° - 90°).

O Laminado é um material estruturado em lâminas, e junto com um núcleo forma o compósito estrutural sanduíche. As fibras e o núcleo de cada sanduíche podem estar em diferentes orientações e configurações a fim de se atingir diferentes propriedades. Pode-se observar na Figura 8 uma vista explodida de um laminado assimétrico, já na Figura 9 vislumbra-se um compósito sanduíche.

Figura 8 – Laminado e suas *layers* de orientação [$-45^{\circ}, 0^{\circ}, +45^{\circ}, 90^{\circ}, -45^{\circ}, 0^{\circ}, +45^{\circ}, 90^{\circ}$].

Fonte: [Chantrait 2014]

Figura 9 – Típica estrutura sanduíche com núcleo de *honeycomb*.

Fonte: Google Imagens

3.2 NÚCLEOS ESPONJOSOS E ESTRUTURAS SANDUÍCHE

Os núcleos esponjosos são geralmente espumas que possuem um custo atrativo e quando associadas a uma fase constituinte de reforço, promovem um aumento de rigidez da estrutura comparado ao material de reforço sozinho. Além disso, o núcleo pode fornecer boas propriedades ao painel sanduíche como, por exemplo, isolamento térmico ou acústico. Núcleos esponjosos são indicados para aplicações onde existe a necessidade de resistência estrutural com leveza ou para aplicações que necessitem de isolamentos térmico ou acústico. Núcleos esponjosos são bons elementos aumentadores de inércia em estruturas sem no entanto onerar o peso da mesma, uma vez que quando associado a fases de reforço o núcleo esponjoso confere aumento da resistência estrutural, protagonizando o aumento das propriedades de resistência a flexão da estrutura [Gibson 1994].

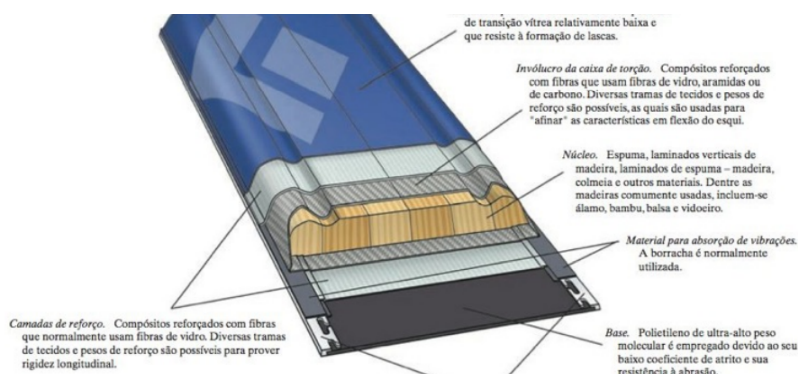
Figura 10 – Núcleo esponjoso.



Fonte: Site *e-composites*

As estruturas sanduíche consistem em duas camadas ou *layers* (uma superior outra inferior) separadas por um núcleo [William 2014], podendo ser celular ou esponjoso (material rígido e leve apresentado na forma de espuma). As estruturas sanduíche combinam uma alta relação resistência/rigidez tendo no entanto baixa densidade. Os tipos comuns de núcleo são espumas poliméricas rígidas (PVC), madeiras de baixa densidade e estruturas em favo de mel (*Honeycomb*). A construção do *Airbus A350* abordado na Figura 1 usa materiais compósitos de baixa densidade, ou seja, estruturas sanduíche com fibra de carbono laminada (CFRP) com algum núcleo. Na Figura 11 vislumbra-se uma estrutura sanduíche de um esqui.

Figura 11 – Estrutura sanduíche.

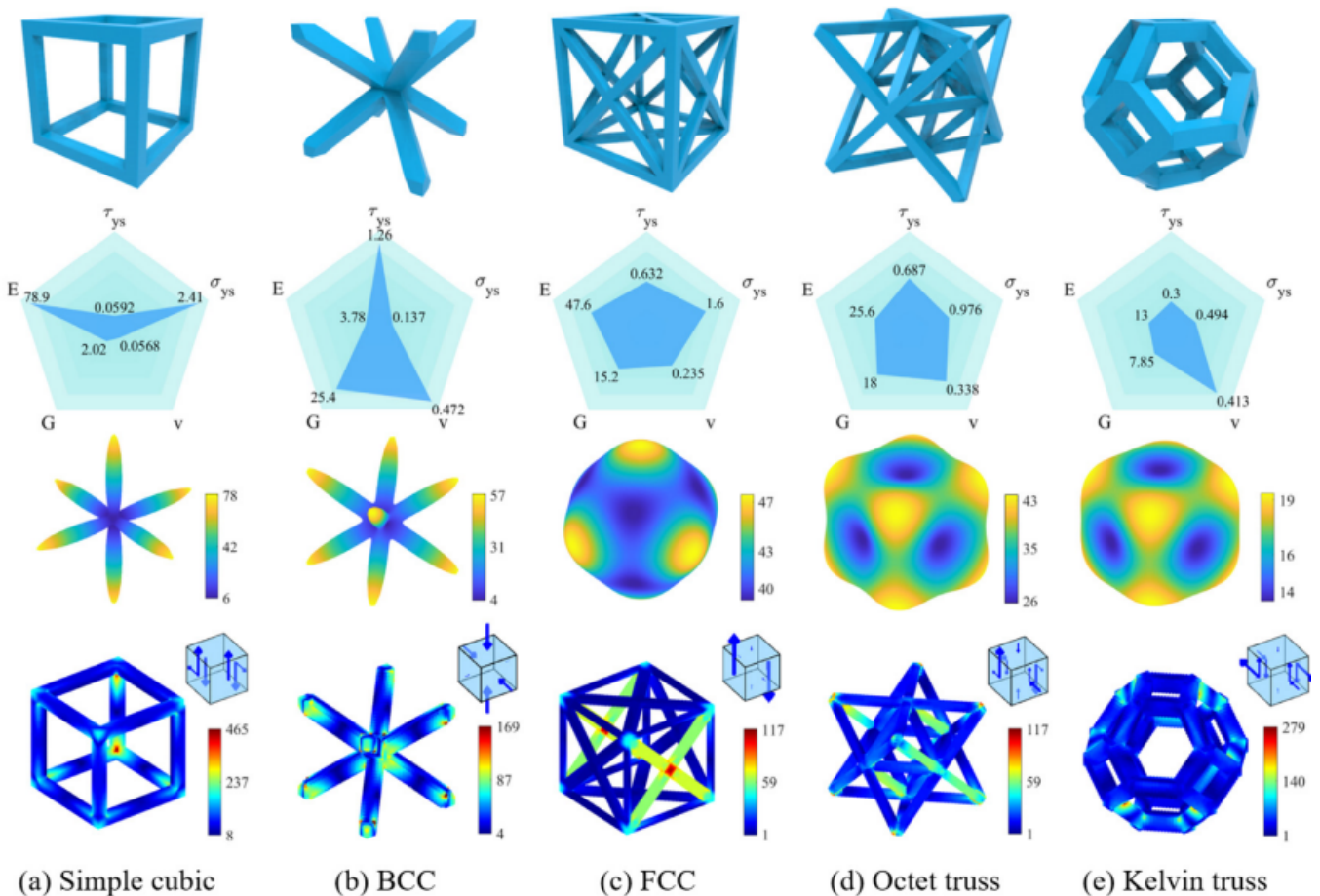


Fonte: [William 2014]

3.3 ESTRUTURAS CELULARES E CÉLULAS UNITÁRIAS

Os materiais celulares são materiais promissores levando-se em consideração projetos futuros que envolvam leveza e eficiência estrutural, podendo ser usados isoladamente ou em combinação com outros materiais (compósitos). Para isso, há a necessidade de se avaliar a resposta mecânica desses materiais sob diferentes condições de carregamento para que se entenda seu comportamento de deformação [Gladysz 2015]. As células unitárias são a menor estrutura representativa possível dentro de um material celular periódico, e cada geometria de célula unitária possui uma característica boa para algum esforço em específico como demonstrado na Figura 12; olhando o gráfico radar vislumbra-se que as células *simple cubic* (a) e FCC (c) possuem melhores características quanto a tensão de escoamento e possuem maior módulo de *Young*, enquanto a célula unitária BCC (b) é melhor para esforços cisalhantes.

Figura 12 – Exemplos de células unitárias e suas características no diagrama radar.

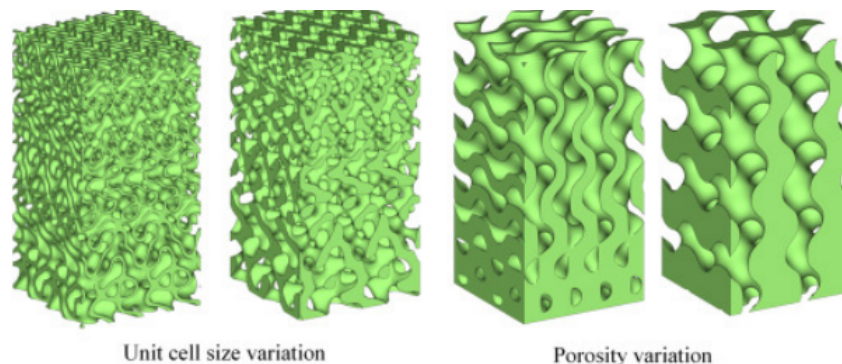


Fonte: [Liu An Liu 2021]

Com o surgimento de técnicas de manufatura aditiva (impressão 3D) facilitou-se a fabricação de materiais celulares com uma distribuição ordenada das lacunas (Figura 13). A distribuição ordenada das lacunas também é inspirada pelo arranjo da rede de átomos e sua cristalografia, logo, esses materiais celulares ordenados podem ser chamados de reticulados por possuírem uma repetibilidade. As propriedades mecânicas dos materiais celulares podem ser expressas em função da sua porosidade e do empilhamento das células unitárias (RVE), nesse sentido, a possibilidade de variar o tamanho, o

tipo e a porosidade da RVE espacialmente, permite o *design* de materiais com propriedades mecânicas distintas.

Figura 13 – Exemplos de RVE's com variação espacial de tamanho e porosidade celular.



Fonte: [Gladysz 2015]

3.4 HOMOGENEIZAÇÃO ASSINTÓTICA

Os materiais compósitos apresentam heterogeneidades e quando estão sujeitos a campos de tensão ou deformação, apresentam uma resposta de acordo com as propriedades elásticas que os caracterizam [Amiano 2015], sendo possível através de modelos analíticos ou por meio de modelos numéricos se determinar essas propriedades. Para a resolução de problemas simples modelos analíticos são mais utilizados, já para materiais com geometrias complexas (de difícil resolução analítica) é comum recorrer-se a simulações e modelos numéricos (por exemplo métodos de elementos finitos) para efetuar o cálculo das propriedades elásticas. De forma a ultrapassar as limitações dos cálculos analíticos e numéricos é usual recorrer-se a metodologias de homogeneização. Estas metodologias são utilizadas para transformar um meio heterogêneo em um meio homogêneo com propriedades elásticas equivalentes.

Segundo [Nasirov 2020] e [Liu An Liu 2021] devido à natureza periódica das estruturas celulares, pode-se utilizar o método de modelagem multiescala (consiste num método de homogeneização), que visa encontrar propriedades materiais eficazes substituindo uma parte heterogênea por uma parte homogeneizada equivalente. Exemplos de diferentes métodos de homogeneização incluem homogeneização estatística, método multiescala heterogêneo (HMM) e métodos assintóticos.

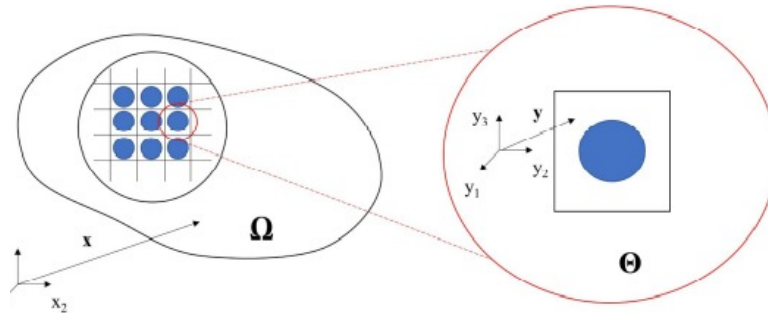
Entre os métodos de homogeneização, a **homogeneização assintótica** (AH) revela-se a mais indicada devido à sua extensão para múltiplas escalas. Além disso as equações diferenciais parciais provenientes da análise assintótica podem ser resolvidas usando o método de elementos finitos podendo ser aplicada em geometrias complexas. A AH prevê propriedades homogeneizadas de partes heterogêneas, usando para isso as propriedades materiais dos constituintes RVE (*Representative Volume Element*) da geometria. Na teoria dos materiais compósitos, RVE é o menor volume sobre o qual pode ser feita uma medição que produzirá um valor representativo do todo, **no caso de materiais com periodicidade, basta escolher uma célula unitária periódica**. Por conta disso, tensões e deslocamentos em micro escala podem ser previstas em pontos específicos por meio de integração no domínio em macro escala [Gladysz 2015].

A **homogeneização assintótica** é uma teoria matemática inicialmente discutida por Guedes e Kikuchi (1990) e Sanchez-Palencia (1986). É com base na expansão assintótica do campo primário (campo de deslocamento em casos de elasticidade) sobre domínios macroscópicos e microscópicos. O campo de deslocamento, $u_i^\epsilon(x)$, é expandido sobre $\Omega \times \Theta$ como mostrado a seguir:

$$u_i^\epsilon(x) = u(x, y) \approx u_i^{(0)}(x, y) + \epsilon u_i^{(1)}(x, y) + \epsilon^2 u_i^{(2)}(x, y) + H.O.T \quad (1)$$

Onde x é vetor de posição macroescala definido sobre o domínio macroescala homogeneizado Ω , y é vetor de posição microescala definido sobre o domínio RVE Θ , e ϵ é a razão $\frac{x}{y}$. Observe-se que o sobrescrito ϵ representa o domínio composto. O domínio composto Ω^ϵ é separado em domínio homogêneo de macroescala Ω e domínio de microescala RVE Θ . A equação 1 é conhecida como homogeneização *ansatz* onde x é a variável de mudança lenta, e y a variável de mudança rápida. Os domínios macro e micro, bem como as variáveis lentas e rápidas são apresentados na Figura 14.

Figura 14 – Domínios macro e micro.



Fonte: [Nasirov 2020]

Todas as funções dependendo de y são periódicas com respeito a y . Em seguida, inserindo o campo de deslocamento expandido nas equações de *strain* e *stress* e aplicando a regra de cadeia, têm-se que:

$$\epsilon_{ij}^\epsilon(x, y) = \frac{1}{\epsilon} \epsilon_{ij}^{(-1)}(x, y) + \epsilon_{ij}^{(0)}(x, y) + \epsilon \epsilon_{ij}^{(1)}(x, y) + \epsilon^2 \epsilon_{ij}^{(2)}(x, y) + H.O.T \quad (2)$$

Onde os componentes subsequentes de *strain* ($\epsilon_{ij}^{(-1)} = u_{i,y_j}^{(0)}$) e ($\epsilon_{ij}^{(s)} = u_{i,x_j}^{(s)}$) existem $\forall s = 0, 1, \dots$. Além disso o *stress* é dado pela equação 3, ($\forall s = 0, 1, \dots$):

$$\sigma_{ij}^{(s)} = C(y)_{ijkl} * \epsilon_{kl}^{(s)} \quad (3)$$

C_{ijkl} é o tensor de rigidez de quarta ordem que é uma função de (y) , σ é o tensor de tensões de *Cauchy* e ϵ é o tensor de deformação. Ao inserir as equações constitutivas e de deslocamento/deformação nas equações anteriores, bem como usando o método de separação de variáveis, pode-se escrever as propriedades em macroescala partindo das propriedades em microescala, usando a técnica de média (simplificação de *Hill*) como demonstrado a seguir:

$$u_i^{macro} = \frac{1}{\Theta} \iiint_{\Theta} u_i^{micro} d\Theta \quad (4)$$

$$\epsilon_{ij}^{macro} = \frac{1}{\Theta} \iiint_{\Theta} \epsilon_{ij}^{micro} d\Theta \quad (5)$$

$$\sigma_{ij}^{macro} = \frac{1}{\Theta} \iiint_{\Theta} \sigma_{ij}^{micro} d\Theta \quad (6)$$

3.5 LEI DAS MISTURAS

Segundo [Mauricio Soares Gustavo 2012] materiais celulares podem ser distinguidos de materiais esponjosos através de sua densidade relativa (ρ_{rel}), que é o quociente da densidade do material celular (ρ_{cel}) com o sólido base (ρ_s). De acordo com [Ashby 2010], para densidades relativas ($\rho_{rel} < 0,3$), o material é classificado como uma estrutura celular, caso contrário o material é considerado um material poroso. Tendo em vista que a espuma PVC utilizada nesse trabalho possui ($\rho_{rel} < 0,3$), pode-se classificá-lo como um material celular e, portanto pode-se fazer uma correlação entre as células impressas em manufatura aditiva polimérica e a espuma PVC. Ambos os materiais apresentam lacunas internas e assim como o laminado em CFRP, podem ter suas propriedades generalizadas no plano de tensões por uma regra das misturas ([Vasiliev 2001]).

- Modelo de *Voigt e Reuss*

Voigt [W. 1889] adotou a hipótese de isodeformação para obter a estimativa do módulo de *Young* efetivo longitudinal E_1 , enquanto que para a razão de *Poisson* efetiva ν_{12} definiu como sendo a média volumétrica ponderada das matrizes de rigidez das fases constituintes, ou seja, conforme apresentado nas equações 7 e 10, onde, $E_m, E_f, \nu_m, \nu_f, v_m, v_f$, são os módulos de *Young*, as razões de *Poisson* e os volumes das frações da matriz e da fase dispersa, respectivamente. Observe que: $v_m + v_f = 1$

Com base na hipótese de isotensão, *Reuss* [A. 1929] estimou o módulo de *Young* transversal efetivo E_2 e o módulo de cisalhamento no plano G_{12} , escritos como a média ponderada do volume das matrizes de conformidade das fases constituintes, como nas equações 9 e 8.

$$E_1 = E_m \nu_m + E_f \nu_f \quad (7)$$

$$E_2 = \frac{E_m E_f}{\nu_f E_m + \nu_m E_f} \quad (9)$$

$$G_{12} = \frac{G_m G_f}{\nu_f G_m + \nu_m G_f} \quad (8)$$

$$\nu_{12} = \nu_f \nu_f + \nu_m \nu_m \quad (10)$$

Onde:

$$G_f = \frac{E_f}{2(1 + \nu_f)} \quad (11)$$

$$G_m = \frac{E_m}{2(1 + \nu_m)} \quad (12)$$

- Modelo de *Hill e Hashin*

Hill [R. 1964] e *Hashin* [Z. 1966] propuseram um campo de tensão/deformação macroscopicamente homogêneo afim de representar o elemento de volume para calcular as propriedades efetivas longitudinais, escritas nas equações 13 e 14:

$$E_1^* = v_m E_m + v_f E_f + \frac{4v_m v_f (\nu_f - \nu_m)^2 G_m}{\frac{v_m G_m}{K_f + \frac{G_f}{3}} + \frac{v_f G_m}{K_m + \frac{G_m}{3}} + 1} \quad (13)$$

$$v_{12}^* = v_m \nu_m + v_f \nu_f + \frac{v_m v_f (\nu_f - \nu_m) \left(\frac{G_m}{K_m + \frac{G_m}{3}} - \frac{G_m}{K_f + \frac{G_f}{3}} \right)}{\frac{v_m G_m}{K_f + \frac{G_f}{3}} + \frac{v_f G_m}{K_m + \frac{G_m}{3}} + 1} \quad (14)$$

Onde:

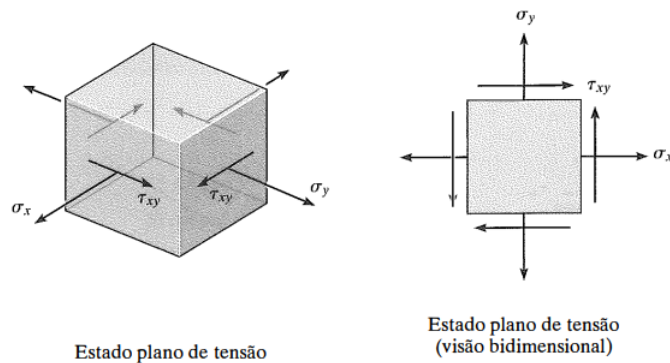
$$K = \frac{EG}{3(3G - E)} \quad (15)$$

No presente trabalho, as propriedades longitudinais efetivas são calculadas pelo próprio software *Ansys*, que utiliza as formulações de *Voigt* e *Hill-Hashing*, no entanto a formulação *Reuss* é utilizada por [Mauricio Soares Gustavo 2012] para a obtenção das propriedades transversais homogeneizadas da espuma PVC utilizada no presente trabalho.

3.6 ESTADO PLANO DE TENSÕES

Segundo [Hibbeler 2014] o estado plano de tensões em um ponto pode ser representado por uma combinação de duas componentes de tensão normal, σ_x e σ_y , e uma componente de tensão de cisalhamento, σ_{xy} que age nas quatro faces do elemento, conforme demonstrado pela Figura 15:

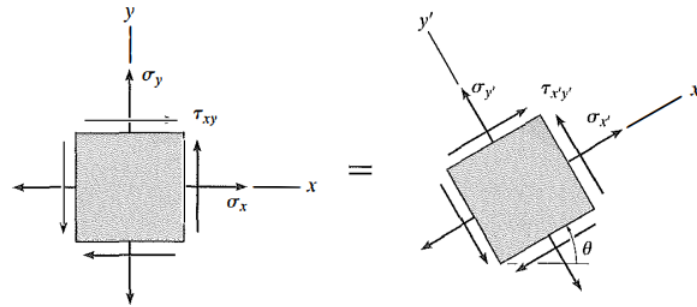
Figura 15 – Estado plano de tensões em um ponto.



Fonte: [Hibbeler 2014].

Partindo do estado plano, foram formuladas essas mesmas tensões em outros planos com um ângulo θ de inclinação, conforme apresentado na Figura 16 e pelas equações 16 e 17:

Figura 16 – Estado plano de tensões num plano adjacente.



Fonte: [Hibbeler 2014].

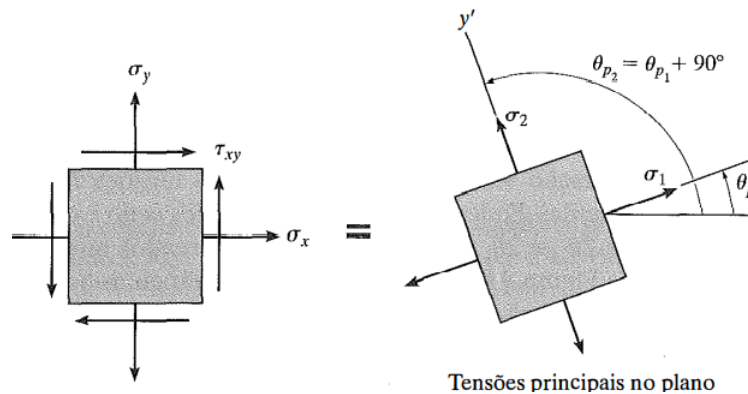
Onde:

$$\sigma_{x'} = \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} + \frac{\sigma_x - \sigma_y}{2} \cos(2\theta) + \tau_{xy} \sin(2\theta) \quad (16)$$

$$\tau_{x'y'} = -\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2} \sin(2\theta) + \tau_{xy} \cos(2\theta) \quad (17)$$

Entretanto, na prática da engenharia, muitas vezes se faz necessário determinar a orientação dos planos que fazem com que a tensão normal seja máxima e mínima bem como a orientação dos planos que fazem com que a tensão de cisalhamento seja máxima, sendo assim, pode-se transformar as equações 16 e 17 em **tensões principais no plano principal de tensões**, como demonstrado pela Figura 17 e pelas equações 18 e 19.

Figura 17 – Estado plano de tensões principais.



Fonte: [Hibbeler 2014].

Onde:

$$\sigma_{1,2} = \frac{\sigma_x + \sigma_y}{2} \pm \sqrt{\left(\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2}\right)^2 + (\tau_{xy})^2} \quad (18)$$

$$\tau_{12} = \sqrt{\left(\frac{\sigma_x - \sigma_y}{2}\right)^2 + (\tau_{xy})^2} \quad (19)$$

3.7 CRITÉRIOS DE FALHA

Para se averiguar a integridade das camadas do laminado frente aos esforços aplicados, faz-se necessário calcular as margens de segurança das mesmas, é comum se utilizar os critérios de falha de *Von-Mises* e de *Tsai-Hill*, ambos em sua forma no estado plano de tensões. Os dois critérios de falha preveem falha estrutural caso a margem de segurança (MS) seja negativa [Vasiliev 2001].

O critério de falha escolhido para o dimensionamento do núcleo do laminado da longarina foi o critério de *Von-Mises*, uma vez que esse critério é capaz de analisar a máxima energia de distorção presente no plano de tensões, prevendo assim a falha do material quando este escoar. Por sua vez, o critério de falha escolhido para o dimensionamento das outras camadas do laminado da longarina foi o critério de *Tsai-Hill*, uma vez que esse critério é capaz de analisar as interações entre as tensões presentes no plano de tensões da lâmina [Gibson 1994].

Assim como o critério de *Von-Mises*, o critério de *Tsai-Hill* avalia a energia de distorção. Entretanto, *Tsai-Hill* é equacionado para materiais ortotrópicos.

- *Tsai-Hill*

$$f(\sigma) = \left(\frac{\sigma_1}{X_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2 - \left(\frac{\sigma_1\sigma_2}{X_T^2}\right) \leq 1 \quad (20)$$

$$MS = \frac{1}{\sqrt{f(\sigma)}} - 1 \geq 0 \quad (21)$$

Como pode-se notar na equação 20, o critério de falha abrange todos os esforços pertinentes a um material ortotrópico. (Se $f(\sigma) < 1$ então o laminado não falha). As tensões são comparadas com suas respectivas tensões de ruptura no seu sentido e direção. Em outras palavras a tensão σ_1 , por exemplo, é comparada com a tensão de ruptura sob tração se estiver sendo tracionada, e o mesmo acontece se estiver sendo comprimida (é comparada com sua tensão de ruptura compressiva). É adotado o método de *first ply failure*, no qual se há um elemento cujo $f(\sigma)$ está acima de 1, então a estrutura falha. Segundo [Gibson 1994] esse critério destina-se aos materiais compósitos por conseguir prever falhas tanto por ruptura do material (falha por tração) quanto por cisalhamento.

Das equações 20 e 21 têm-se que MS é a margem de segurança, σ_1 a tensão máxima principal, σ_2 a tensão mínima principal, τ_{12} a tensão cisalhante no plano 1-2, X_T é a tensão de ruptura do laminado na direção X, Y_T é a tensão de ruptura do laminado na direção Y e por fim, S_{12} é a tensão cisalhante de ruptura do laminado no plano 1-2.

- *Yield Criteria* (Equivalente de *Von-Mises*)

$$\sigma_v = \sqrt{\sigma_1^2 - \sigma_1\sigma_2 + \sigma_2^2 + 3\tau_{12}^2} \quad (22)$$

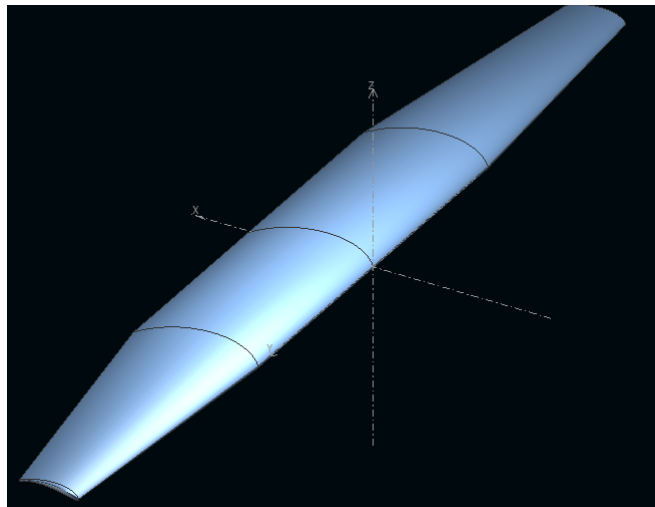
$$MS = \frac{\sigma_u}{\sigma_v} - 1 \geq 0 \quad (23)$$

Segundo [Hibbeler 2014] esse critério pode ser aplicado quando se prevê falha por máxima energia de distorção (*yield criteria*), é um critério que se aplica bem aos núcleos *3D printed cell* e a espuma de PVC. Das equações 22 e 23 têm-se que MS é a margem de segurança, σ_1 a tensão máxima principal, σ_2 a tensão mínima principal, τ_{12} a tensão cisalhante no plano 1-2, σ_u é a tensão última e σ_v a tensão equivalente de *Von-Mises*.

3.8 CARGAS

Na Figura 18 visualiza-se um modelo de asa simulado no XFLR5 [DRELA 2000], onde é possível extrair os coeficientes aerodinâmicos para uma condição e transformá-los em forças e momentos.

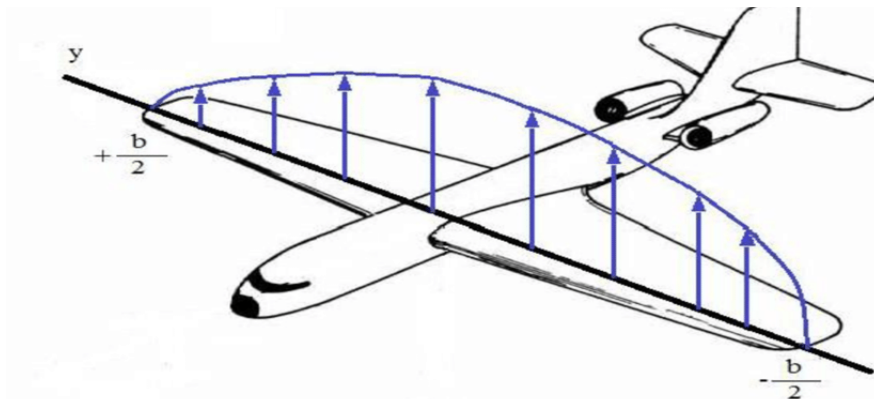
Figura 18 – Modelo de asa no XFLR5.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Segundo a teoria clássica de asas, a distribuição de sustentação é proporcional à corda para cada seção da envergadura [Wright e Cooper 2008]. Para uma asa elíptica, a distribuição de carregamento é elíptica, já para uma asa não elíptica a distribuição de carregamento é dada pela aproximação de *Schrenk* da Figura 19.

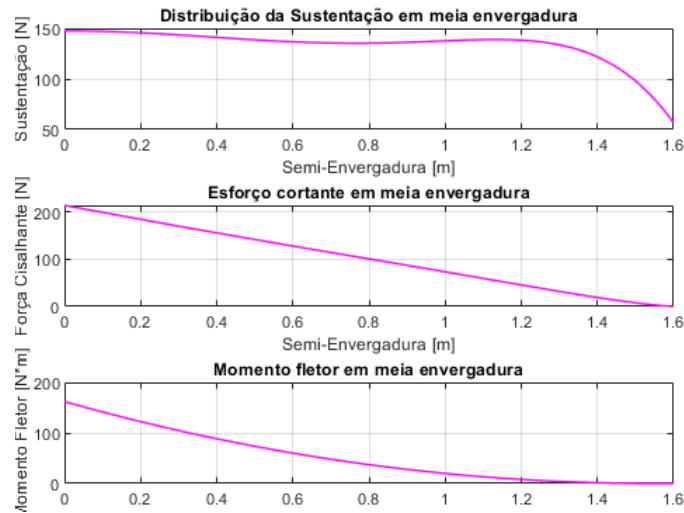
Figura 19 – Representação da distribuição de *Schrenk*.



Fonte: [Rodrigues Ricardo Matos 2015].

Com a distribuição fornecida pelo XFLR5, é possível então plotar uma distribuição contínua da força aerodinâmica de sustentação, assim como os diagramas de esforço cortante e momento fletor, como exemplificado pela Figura 20.

Figura 20 – Exemplos distribuições contínuas: sustentação, cortante e momento fletor.

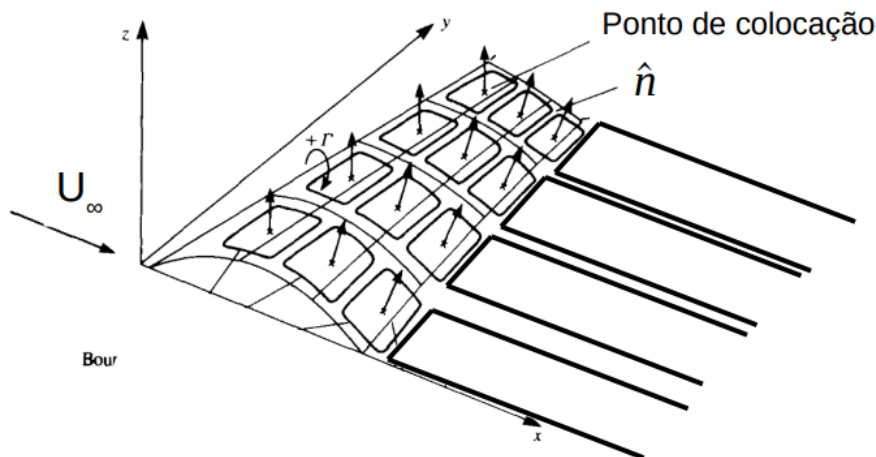


Fonte: Elaborado pelo autor.

3.8.1 XFLR5 - VLM2 method

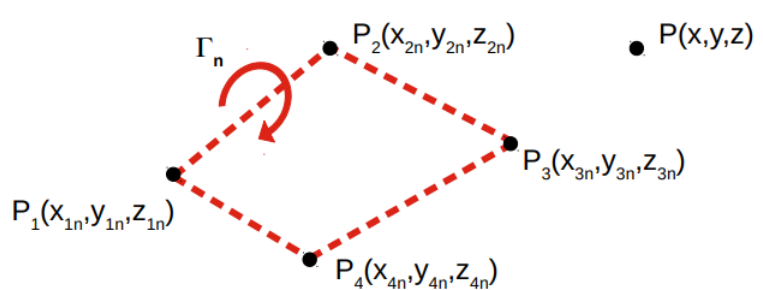
Para a extração dos coeficientes aerodinâmicos e posterior cálculo das cargas é utilizado o software XFLR5, que por meio de métodos numéricos computacionais é capaz de nos retornar os coeficientes aerodinâmicos para uma condição de carga desejada. O método numérico utilizado para a aquisição dos dados aerodinâmicos foi o VLM2 (*Vortex Lattice Method 2*), que se utiliza de vórtices anel (na asa) e ferradura (na esteira) para emular os efeitos aerodinâmicos de um escoamento sobre uma asa finita (Figura 21). O método VLM2 calcula o n -ésimo vetor influência do vórtice ($C_{P,n}^{\rightarrow}$) sobre um ponto $P(x,y,z)$ se utilizando da lei de *Biot-Savart* (Figura 22).

Figura 21 – Esquematização do método VLM2.



Fonte: [Katz 1991].

Figura 22 – Vetor influência de um vórtice anel dado pela lei de *Biot-Savart*.

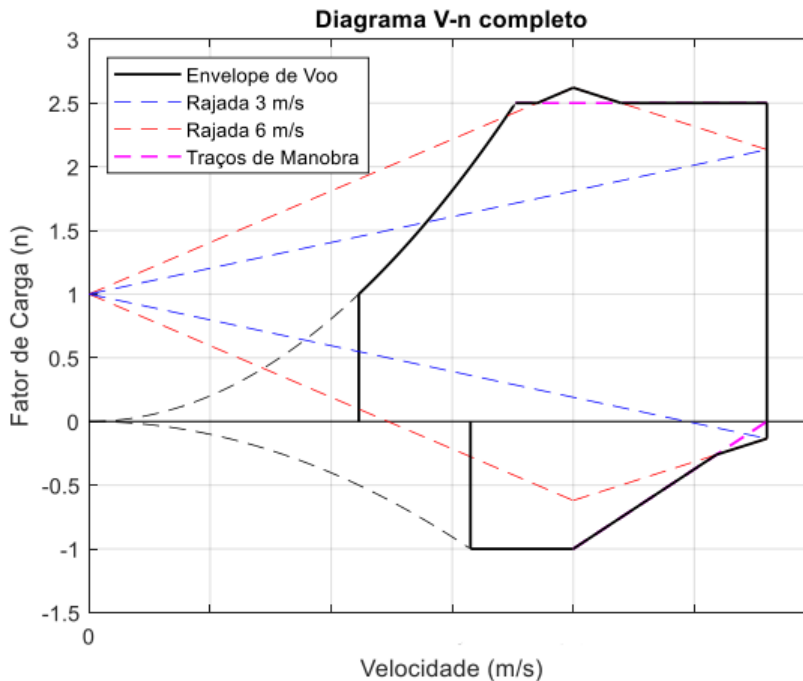
$$\vec{C}_{P,n} = \frac{\vec{r}_1 \times \vec{r}_2}{4\pi|\vec{r}_1 \times \vec{r}_2|^2} \left(\frac{\vec{r}_{1 \rightarrow 2} \cdot \vec{r}_1}{|\vec{r}_1|} - \frac{\vec{r}_{1 \rightarrow 2} \cdot \vec{r}_2}{|\vec{r}_2|} \right) + \frac{\vec{r}_2 \times \vec{r}_3}{4\pi|\vec{r}_2 \times \vec{r}_3|^2} \left(\frac{\vec{r}_{2 \rightarrow 3} \cdot \vec{r}_2}{|\vec{r}_2|} - \frac{\vec{r}_{2 \rightarrow 3} \cdot \vec{r}_3}{|\vec{r}_3|} \right) \\ + \frac{\vec{r}_3 \times \vec{r}_4}{4\pi|\vec{r}_3 \times \vec{r}_4|^2} \left(\frac{\vec{r}_{3 \rightarrow 4} \cdot \vec{r}_3}{|\vec{r}_3|} - \frac{\vec{r}_{3 \rightarrow 4} \cdot \vec{r}_4}{|\vec{r}_4|} \right) + \frac{\vec{r}_4 \times \vec{r}_1}{4\pi|\vec{r}_4 \times \vec{r}_1|^2} \left(\frac{\vec{r}_{4 \rightarrow 1} \cdot \vec{r}_4}{|\vec{r}_4|} - \frac{\vec{r}_{4 \rightarrow 1} \cdot \vec{r}_1}{|\vec{r}_1|} \right)$$


Fonte: [Katz 1991].

3.8.2 Diagrama V-n

O diagrama V-n é utilizado para se definir os parâmetros do projeto de cargas, o mesmo é responsável por definir as velocidades e fatores de carga aos quais a aeronave poderá ser submetida, bem como o envelope de cargas possíveis. Na Figura 23 estão presentes os diagramas de manobra e de rajada, que foram construídos com base na norma aeronáutica JAR-VLA adotando-se os valores de fatores de carga máximos: $n_{z+} = 2.5$ e $n_{z-} = -1$.

Figura 23 – Diagramas V-n e de rajadas.



Fonte: Relatório de cargas Adelphi 2019.

3.8.3 Cargas em Manobras

Para os cálculos de cargas em manobras, foi considerado uma aeronave rígida. No presente trabalho foi avaliada a situação em que a aeronave apresenta cargas longitudinais de equilíbrio e inerciais.

- Cargas de Equilíbrio

Partindo do diagrama V-n para calcula-se as condições de voo da aeronave, encontrando os ângulos de ataque e a deflexão do profundor necessários para manter a aeronave equilibrada [Wright e Cooper 2008]. Os valores de sustentação sobre a asa e empenagem para cada condição de equilíbrio podem ser calculadas pelas equações 24 e 25.

$$L_T = \frac{M_{0W} + nW l_W \cos \theta}{l_W + l_T} \quad (24)$$

$$L_W = nW \cos \theta - L_T \quad (25)$$

Os ângulos de ataque e deflexão são obtidos resolvendo a equação 26 para cada ponto do envelope de voo [Wright e Cooper 2008]. Para tanto, a velocidade de arfagem da aeronave foi considerada nula, ($q = 0$). Os termos Z_i e M_i são as derivadas aerodinâmicas em relação à um eixo inercial fora da aeronave. O ponto escolhido para o cálculo foi V_A para n_{max} .

$$- \begin{bmatrix} Z_\eta & Z_\alpha \\ M_\eta & M_\alpha \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \eta \\ \alpha \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \cos \theta \\ \sin \theta \end{Bmatrix} nW + \begin{Bmatrix} Z_q \\ M_q \end{Bmatrix} q + \begin{Bmatrix} Z_0 \\ M_0 \end{Bmatrix} \quad (26)$$

- Cargas Inerciais

Ao substituir o carregamento contínuo por forças e momentos pontuais nos cruzamentos nervura-longarina, a discretização favorece a captura dos fenômenos físicos atuantes, bem como a obtenção dos níveis de tensão reais na estrutura. Com o objetivo de determinar as forças aerodinâmicas pontuais atuantes no centro aerodinâmico de cada plano bem como as cargas inerciais, a semi-asa deve ser dividida num número de intervalos igual ao número de nervuras, calculando-se em seguida os centroides de cada intervalo. O cálculo das cargas inerciais atuantes no CG de cada plano se utiliza da mesma metodologia, calculando-se a integral entre os centroides das nervuras e utilizando a densidade dos materiais e a área de seção transversal de cada elemento 'i', conforme as equações 27 e 28.

$$W_i(y) = \rho_i * g * A s_i(y) \quad (27)$$

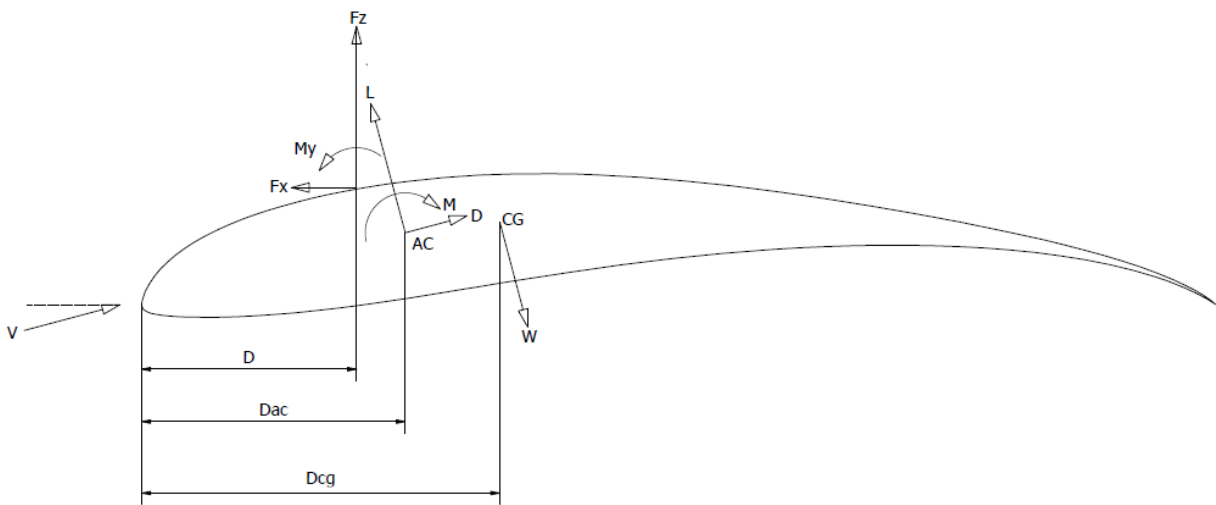
$$W_{inercial} = \sum_{i=1}^n W_i(y) \quad (28)$$

- Cargas Totais

Segundo [RAYMER 2018] as cargas totais numa asa finita podem ser discretizados por estação da mesma, tomando como base a distribuição contínua das forças e momentos aerodinâmicos, onde por

meio de ferramentas como regressão polinomial e integração numérica integra-se o carregamento num determinado intervalo concentrando-o num ponto. As cargas totais nos cruzamentos foram calculadas assumindo-se que o centro aerodinâmico e o centro de gravidade estavam dispostos a uma mesma altura, e o sistema de isostático foi resolvido substituindo as forças e momentos por um par e um binário equivalente; o modelo utilizado para o cálculo das cargas totais pode ser visto na Figura 24, onde D , D_{ac} e D_{cg} são as distâncias do bordo de ataque ao ponto de discretização, centro aerodinâmico e centro de gravidade respectivamente. Já as equações resultantes dessa discretização, F_z , F_x e M_y , podem ser vistas no sistema de equações [29-34], e são resultado da transferência (translação) das forças e momentos atuantes no centro aerodinâmico e centro de gravidade para o ponto de aplicação da força (cruzamento nervura-longarina).

Figura 24 – Diagrama para cálculo das cargas totais.



Fonte: Relatório de cargas Adelphi 2019.

$$\left\{ \begin{array}{l} K_1(i) = L_W(i) \cos \alpha + D_W(i) \sin \alpha \\ K_2(i) = -L_W(i) \sin \alpha + D_W(i) \cos \alpha \\ K_3(i) = M_W(i) \\ F_Z(i) = K_1(i) - n * W(i) \cos \theta \\ F_x(i) = K_2(i) + n * W(i) \sin \theta \\ M_y(i) = -K_3(i) - K_1(i)[D_{ac}(i) - D_D(i)] + n * W(i) \cos \theta [h_n + D_{ac}(i) - D_D(i)] \end{array} \right. \quad (29)$$

$$K_2(i) = -L_W(i) \sin \alpha + D_W(i) \cos \alpha \quad (30)$$

$$K_3(i) = M_W(i) \quad (31)$$

$$F_Z(i) = K_1(i) - n * W(i) \cos \theta \quad (32)$$

$$F_x(i) = K_2(i) + n * W(i) \sin \theta \quad (33)$$

$$M_y(i) = -K_3(i) - K_1(i)[D_{ac}(i) - D_D(i)] + n * W(i) \cos \theta [h_n + D_{ac}(i) - D_D(i)] \quad (34)$$

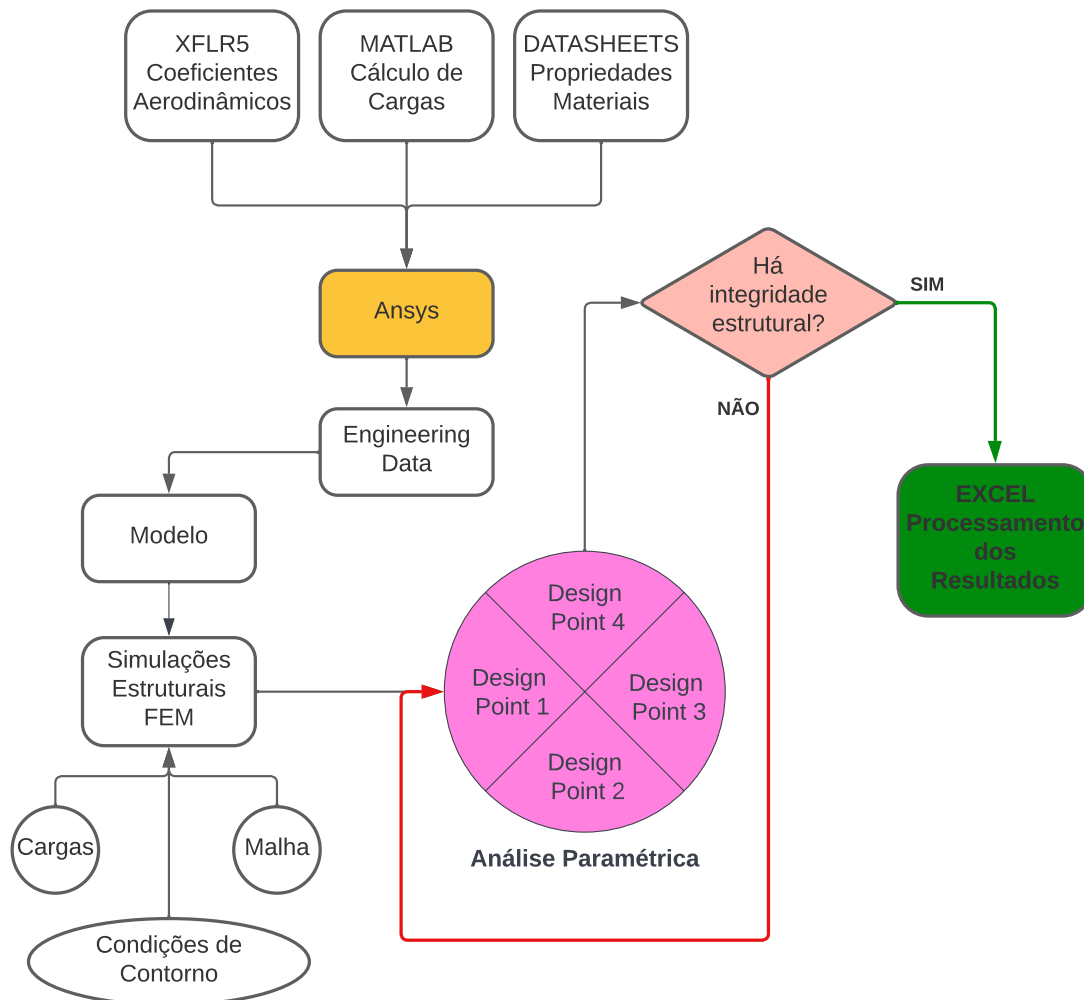
4 MATERIAIS E MÉTODOS

Neste capítulo foram abordados as atividades realizadas, metodologias para a aquisição dos coeficientes aerodinâmicos, cômputo das cargas, aquisição dos dados de propriedades de material e as configurações da análise MEF, algoritmos, etc.

4.1 ORGANOGRAMA

A metodologia adotada para análise da longarina seguiu o organograma presente na Figura 25, onde percebe-se de início a correlação de uso entre os *softwares* bem como onde cada qual se situa no processo; destaque para o caráter iterativo do dimensionamento da longarina, que será abordado na seção 5.1

Figura 25 – Organograma do processo.



Fonte: Elaborado pelo autor.

4.2 XFLR5

Utilizando o diagrama V-n da Figura 23, escolhendo o ponto para $n_{max} = 2,5$, velocidade de manobra $V_A = 17,6 \text{ m/s}$ e resolvendo o sistema proposto na seção 3.8.3, foi possível se chegar aos seguintes valores de parâmetros a serem imputados no XFLR5, presentes na tabela 1.

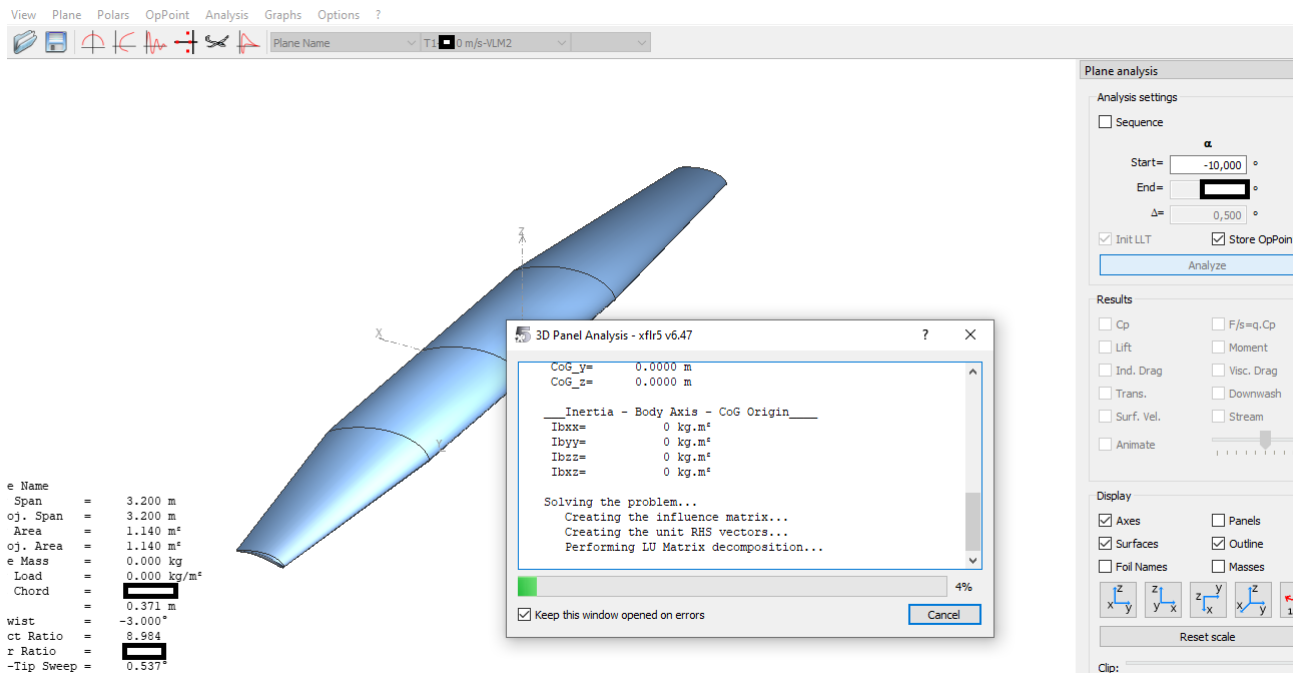
Tabela 1 – Condições de decolagem em equilíbrio longitudinal.

Velocidade [m/s]	Fator de carga	L_W (N)	L_T (N)	α (°)	η (°)
17,6	2,5	508,14	-17,64	14,18	-10,54

Fonte: Elaborado pelo autor.

Da tabela 1 desprende-se que o ângulo de ataque para a velocidade crítica de manobra V_A e fator de carga n_{max} é $\alpha = 14,18^\circ$. Nesse sentido, com os parâmetros geométricos da asa bem como os parâmetros de análise em mãos, foi possível fazer uma simulação no XFLR5 para a condição desejada. Os dados com as propriedades da asa bem como os parâmetros da simulação encontram-se na tabela 2 e na Figura 26.

Figura 26 – Simulação realizada no XFLR5 para a obtenção de coeficientes aerodinâmicos.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Tabela 2 – Parâmetros da simulação e dados geométricos da asa.

Dados	S m ²	c_r m/m	λ m/m	$b/2$ m	AR m ² /m ²	$Rey(r)$ *	$Rey(t)$ *	V [m/s]	$alpha$ [°]	ρ [kg/m ³]	ν [m ² /s]
Asa	1,14	0,42	0,4762	1,6	8,984	378000	180000	17,6	14,18	1,079	1,6e-5

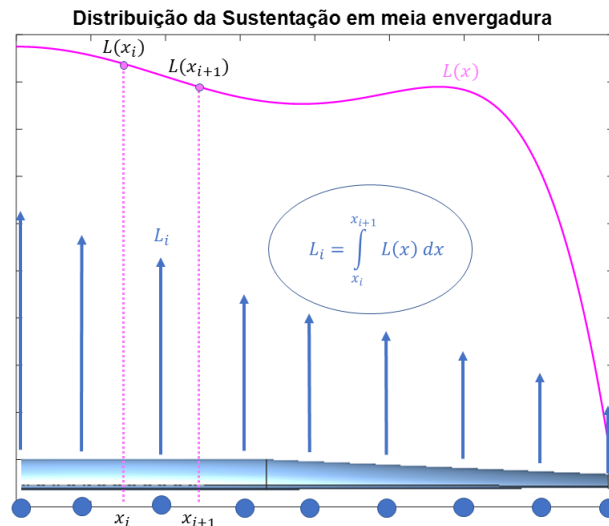
Fonte: Elaborado pelo autor.

A simulação foi realizada com um número de 6800 painéis, número esse que demonstrou convergência para o método VLM2, numa faixa de *Reynolds* entre 180000 e 378000 para ângulos de ataque variando no intervalo (-10°:20°) com passo de 0,5°; ressalta-se que a simulação ocorreu para regime permanente e escoamento incompressível dentro do envelope de voo definido em 3.8.2. Em posse dos coeficientes aerodinâmicos provenientes da simulação, passou-se então para o tratamentos dos dados simulados, onde desdobrou-se os mesmos em cargas aerodinâmicas atuantes e somou-se com os carregamentos inerciais discutidos na seção 3.8.3, resultando por fim nas cargas totais.

4.3 MATLAB

Como discutido na seção 25, a discretização do carregamento aerodinâmico foi calculado por integração numérica da distribuição de sustentação de *schrenk*. O limite superior e inferior de cada integração para cada força é a metade da distância da nervura onde ela é aplicada, até o perfil imediatamente anterior e posterior, respectivamente, como demonstrado pela Figura 27.

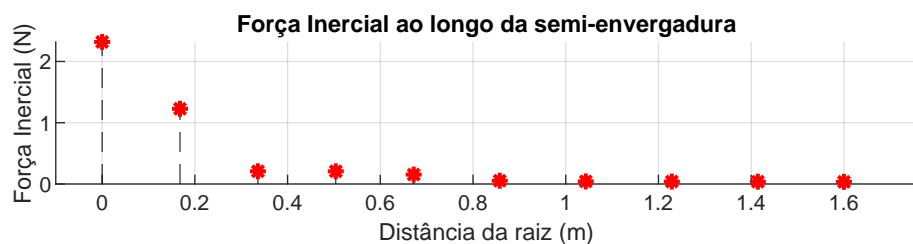
Figura 27 – Discretização das cargas aerodinâmicas por nervura.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Logo em seguida o carregamento aerodinâmico discretizado é somado com as cargas inerciais. Da mesma forma, as cargas inerciais foram calculadas pela integral do peso entre os centroides de cada intervalo. O resultado pode ser visualizado graficamente na Figura 28.

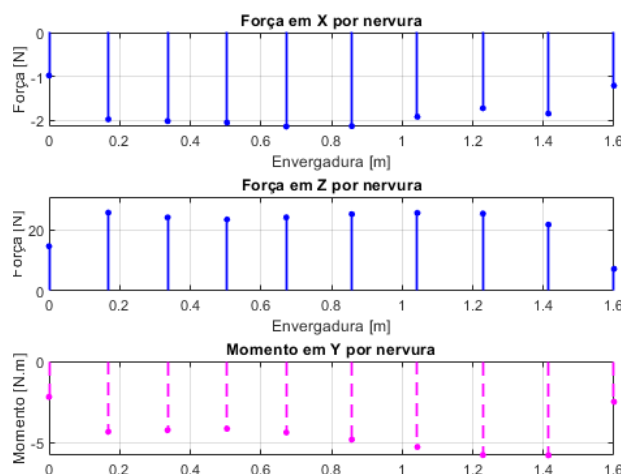
Figura 28 – Discretização das cargas inerciais ao longo da semi-envergadura.



Fonte: Elaborado pelo autor.

O resultados das cargas totais discretizadas para a condição de decolagem é apresentado a seguir na Figura 29, onde nota-se que os cruzamentos mais solicitados estão próximos a raiz da semi-asa, o algoritmo de discretização é apresentado no anexo B.

Figura 29 – Discretização das cargas totais na semi-asa.

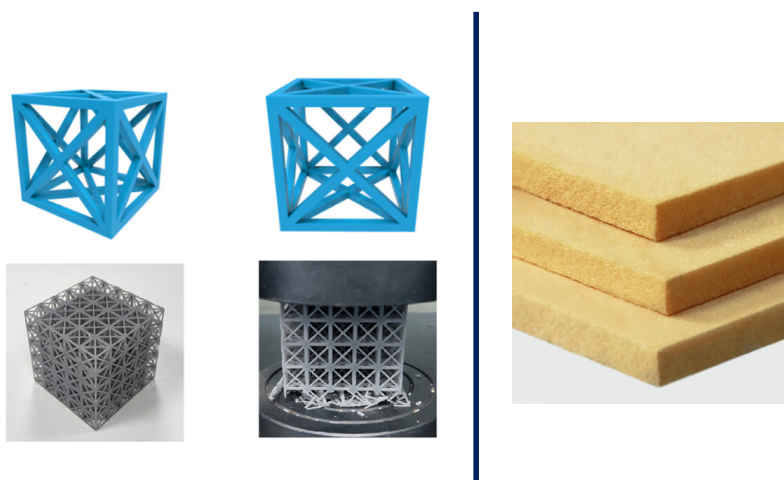


Fonte: Elaborado pelo autor.

4.4 COLETA DAS PROPRIEDADES DOS MATERIAIS

O tipo de núcleo celular impresso escolhido para a análise foi o 3D *printed* FCC *cell*, analisado por [Liu An Liu 2021], esse tipo de célula cúbica de face centrada apresenta boas características quanto a sua compressibilidade e resistência mecânica, nesse sentido, outras disposições geométricas (tipos de estrutura celular impressa) podem ser confeccionadas conforme esforço predominante. Cada célula FCC possui dimensões 10 mm x 10 mm x 10 mm, onde o preenchimento da célula é equivalente a 10% da densidade do material de impressão, que no caso é a *grey resin*. Já o núcleo em espuma PVC escolhido foi *Divinycell* H60 que tem densidade de 60kg/m³, o mesmo é vendido pela *e-composites* em placas de 80cm x 60 cm em diversas espessuras, conforme mostrado pela Figura 30.

Figura 30 – 3D *printed* FCC *cell* e *Divinycell* H60.



Fonte: [Liu An Liu 2021] | Site da *e-composites*.

A coleta das propriedades dos materiais se utilizou de duas fontes: *Ansys* e artigos científicos. Considerou-se o núcleo celular isotrópico e o *Divinycell* bem como o laminado CFRP transversalmente isotrópicos, vale salientar que para o cômputo das propriedades das estruturas sanduíche o *Ansys* se utiliza da lei das misturas abordada na seção 3.5. Os artigos científicos foram usados para a aquisição de propriedades específicas dos compósitos bem como para a aquisição dos dados relativos aos ensaios em tração e compressão dos núcleos (dados que a biblioteca do *Ansys* não possui), os dados fornecidos por [Liu An Liu 2021] sobre o ensaio de compressão da célula FCC foram digitalizados pelo algoritmo '*image-digitizer.m*' de domínio público presente no anexo A.

Tabela 3 – Materiais e propriedades do núcleo celular FCC - Isotrópico.

Material	ρ g/cm ³	E MPa	ν m/m	G MPa	σ_y MPa	σ_u MPa	τ_u MPa
FCC cell	0,1009	54,72	0,235	22,15	1,8038	1,8202	0,632

Fonte: Elaborado pelo autor | [Liu An Liu 2021].

Tabela 4 – Materiais e propriedades do *Divinycell*H60 - Transversalmente Isotrópico

Material	$\sigma_{y(1)}$ MPa	$\sigma_{y(2)}$ MPa	$\sigma_{y(3)}$ MPa	$\sigma_{u(1)}$ MPa	$\sigma_{u(2)}$ MPa	$\sigma_{u(3)}$ MPa
<i>Divinycell</i> H60	0,4	0,4	0,76	0,408	0,408	0,76

Fonte: Elaborado pelo autor | [Mauricio Soares Gustavo 2012].

Tabela 5 – Propriedades CFRP - Ortotrópico | *Divinycell* H60 - Transversalmente Isotrópico

Propriedades	Unidade	Laminado CFRP	<i>Divinycell</i> H60
ρ	g/cm ³	1,451	0,060
E_1	GPa	59,16	0,022
E_2	GPa	59,16	0,022
E_3	GPa	7,5	0,053
ν_{12}	m/m	0,04	0,24
ν_{23}	m/m	0,3	0,3
ν_{13}	m/m	0,3	0,3
G_{12}	GPa	3,3	0,0089
G_{23}	GPa	2,7	0,0085
G_{13}	GPa	2,7	0,0085
$X_T Y_T$	MPa	513	-
$X_C Y_C$	MPa	-437	-
Z_T	MPa	50	-
Z_C	MPa	-150	-
S_{12}	MPa	120	-
S_{23}	MPa	55	-
S_{13}	MPa	55	-

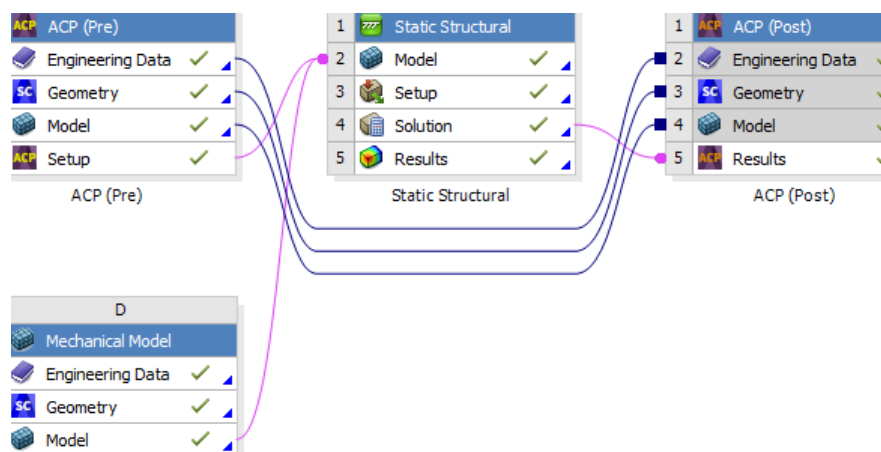
Fonte: Elaborado pelo autor | [Inc 2021].

4.5 ANSYS

Software de simulação por elementos finitos, por meio dele modela-se a estrutura da asa e da longarina, para simulá-las conforme as condições de contorno e carregamentos adequados. Para as simulações utilizou-se o método dos elementos finitos (MEF), que apresenta uma solução para um sistema com um número infinito de variáveis, substituindo-o por um modelo com um número finito de elementos (variáveis) com comportamentos conhecidos. Ao adotar um domínio discreto para a solução de um sistema contínuo, pode-se fazer com que uma estrutura submetida à carregamentos e restrições seja discretizada em elementos de uma malha, onde então pode-se resolvê-lo numericamente.

O *software* de simulação por elementos finitos escolhido foi o *Ansys*, que possui um módulo de pré-processamento de materiais compósitos sanduíche chamado *ACP Pre* o qual atribui ao elemento as propriedades mecânicas de cada camada do laminado. Além dele há o *ACP Post* que é o módulo de pós-processamento na qual é feita a análise de tensões no laminado e em sequência afere-se o *plot* de tensões e das respectivas margens de segurança associadas.

Figura 31 – *Workflow* para as simulações.



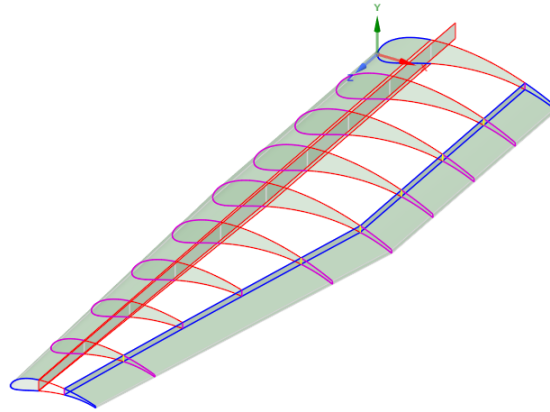
Fonte: Elaborado pelo autor.

As simulações estruturais seguiram o manual/guia do usuário do *Ansys* [Inc 2021], onde os *inputs* do *Engineering Data* são coletados da própria biblioteca do *Ansys* e de artigos publicados; tipicamente simulações estruturais estáticas são suficientes para a averiguação das margens de segurança de uma estrutura, e seguem usualmente o *workflow* da Figura 31; vale ressaltar que uma estrutura aerodinâmica como a asa também deve ter seus componentes dimensionados sob a ótica da aeroelasticidade, apesar de não ser abordada nesse trabalho.

4.5.1 Modelo da Asa e Longarina

O modelo de asa-longarina foi feito em elementos bidimensionais (2D) do tipo *shell* (Figura 32), onde há nervuras, bordos de ataque, e bordos de fuga confeccionados em madeira balsa, enquanto que a longarina é resultado de um empilhamento de camadas de CFRP com núcleos de *Divinycell* ou FCC, configurados no módulo *ACP pre*.

Figura 32 – Modelo de semi-asa e longarina.



Fonte: Elaborado pelo autor.

4.5.2 Carregamento Adotado

Para a simulação foi considerado a condição de carregamento crítico explicitada na Tabela 6. As esforços foram discretizados conforme discutido na seção 3.8.3.

Tabela 6 – Cargas totais - Condição crítica ($V = 17,6 \text{ m/s} \mid n = 2,5 \mid \alpha = 14,18^\circ$).

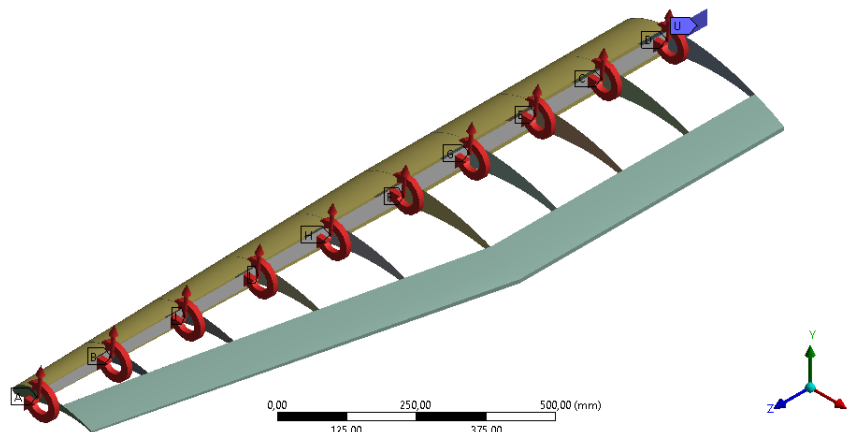
Nervura	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
F_Z [N]	14.699	25.769	24.180	23.509	24.181	25.277	25.690	25.438	21.826	7.243
F_X [N]	0.979	1.975	2.015	2.048	2.139	2.130	1.917	1.723	1.844	1.210
M_Y [N.m]	-2.175	-4.311	-4.218	-4.132	-4.358	-4.793	-5.245	-5.742	-5.761	-2.478

Fonte: Elaborado pelo autor.

4.5.3 Condições de Contorno

A condição de contorno adotada foi a de engaste na raiz da longarina; já os esforços foram discretizados em cada estação da asa (cruzamento nervura | longarina) aplicando-se um carregamento composto pelas cargas totais, explicitados pela Figura 33 e tabela 6.

Figura 33 – Condições de contorno.

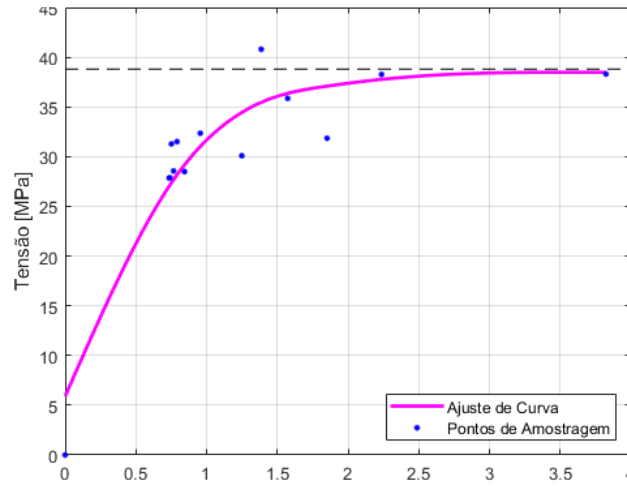


Fonte: Elaborado pelo autor.

4.5.4 Análise de Convergência de Malha

A análise de convergência da malha (Figura 34), se utilizou de um método iterativo onde se variou o tamanho do elemento base e, através da averiguação da tensão e do deslocamento num ponto determinado, estimou-se que com 2×10^5 elementos já havia condição de convergência no modelo.

Figura 34 – Convergência de malha.



Fonte: Elaborado pelo autor.

4.6 EXCEL

Software utilizado para a organização dos dados das simulações e para o cálculo das margens de segurança por lâmina (Figura 35). O Excel serviu também como imputador dos carregamentos no Ansys e como local de concentração de todos os dados relativos as simulações, como as referências das propriedades dos materiais, seus valores e custos. As propriedades dos materiais foram retirados do Ansys, com os seus custos e propriedades específicas tendo sido retirados de artigos e da internet.

Figura 35 – Planilha utilizada.

PROPRIEDADES FCC - 3D Printed Core - ISOTRÓPICO									
ρ [kg/m ³]	Considerando 10% (preenchimento)	σ_x	σ_y	E [GPa]	E [mm]	ν [Pa]	τ_u [Pa]	ν	E [MPa]
1003	100.3	16202	15038	50.92804628	54.72	1.8	0.532	0.259	47.6
PROPRIEDADES Divinacell H60 - TRANSVERSALMENTE ISOTRÓPICO									
ρ [kg/m ³]	...	$\nu(3)$	E(3) [MPa]	$\nu(12)$	Retirado de Artigo				
60	...	0.152	0.16	33	Dados de Aniso				
		$\nu(1,2)$	E(1,2) [MPa]	$\nu(2,3)(1,3)$	Cálculos Proprios				
		0.408	0.4	22					
PROPRIEDADES CARBONO - EPOXY - ORTOTRÓPICO									
ρ [kg/m ³]	...	XY(1,2) [MPa]	XY(1,2) [MPa]	Z(3) [MPa]	Z(3)C [MPa]	S12 [MPa]	E(3) [GPa]	E(1,2) [GPa]	$\nu(12)$
1451	...	513	-43	60	-5	10	1.5	53.16	0.19
						S12(3)(1,3) [MPa]			$\nu(2,3)(1,3)$
						55			0.3
Condição	V. Crítico - (20 m/s + rajada 6 m/s)	Divinacell H60				CRITÉRIO DE FALHA			
	Núcleo	σ_e	0.8359			MS	Von-Mises		
Longarina	CFRP	σ_1	σ_2	τ_{12}	f(c)	MS	CRITÉRIO DE FALHA		
		460.2900	0.0000	231.1500	4.5155	-0.5234	TSAI-HILL		
							Deflection 150.33 [mm]		
Condição	V. Crítico - (20 m/s + rajada 6 m/s)	FCC - 3D Printed Core				CRITÉRIO DE FALHA			
	Núcleo	σ_e	0.4458			MS	Von-Mises		
Longarina	CFRP	σ_1	σ_2	τ_{12}	f(c)	MS	CRITÉRIO DE FALHA		
		304.9100	-255.9400	152.9300	2.5241	0.5888	TSAI-HILL		
							Deflection 151.17 [mm]		

Fonte: Elaborado pelo autor.

5 RESULTADOS E DISCUSSÃO

5.1 DIMENSIONAMENTO DA LONGARINA

A metodologia de desenvolvimento e dimensionamento da longarina de asa foi do tipo iterativa, onde por meio da variação das espessuras e do empilhamento das lâminas, foi possível chegar a um modelo que atendesse aos requisitos conceituais e estruturais necessários. Para garantir uma boa otimização da longarina de asa, realizou-se um estudo paramétrico do laminado, onde variou-se a espessura das camadas bem como a composição e combinação dos mesmos com o intuito de receber como *output* deslocamentos e as MS's, obedecendo aos critérios de falha abordados no capítulo 3.7. Como pode ser visto na Figura 36 as células em azul claro representam a *layer* correspondente ao núcleo e para cada *design point* (coluna) têm-se uma alteração do número de layers em CFRP bem como um aumento da espessura do núcleo, até que todas as margens de segurança alcancem valores positivos aceitáveis, como vislumbra-se no *design point 4*.

Figura 36 – Análise paramétrica para o laminado da longarina.

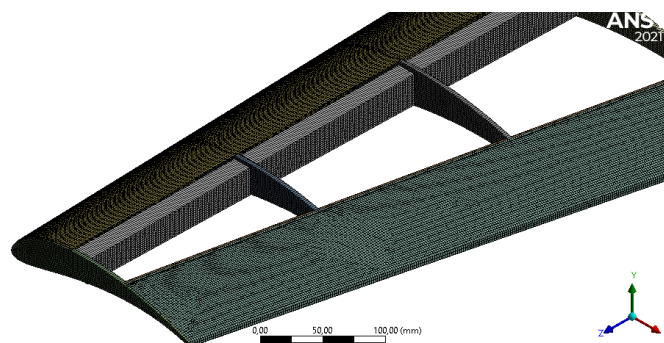
Longarina	Design Point 1		Design Point 2		Design Point 3		Design Point 4	
	Espessura [mm]	MS	Espessura [mm]	MS	Espessura [mm]	MS	Espessura [mm]	MS
Layer 1	0,25	-0,9004	0,25	-0,6460	0,25	-0,0810	0,25	0,1105
Layer 2	0,25	-0,3927	0,25	-0,2405	0,25	-0,0452	0,25	0,1013
Layer 3	0,25	-0,5155	0,25	-0,3898	0,25	-0,1035	0,25	0,1041
Layer 4	10	-0,2139	0,25	-0,0852	0,25	0,0472	0,25	0,1069
Layer 5	0,25	-0,4487	12,5	-0,1152	0,25	0,0512	0,25	0,1097
Layer 6	0,25	0,0900	0,25	0,0246	15	0,4810	0,25	0,1126
Layer 7	0,25	0,0393	0,25	0,1405	0,25	0,2507	15	1,8473
Layer 8	-	-	0,25	0,1390	0,25	0,2537	0,25	0,3134
Layer 9	-	-	0,25	0,0852	0,25	0,2568	0,25	0,3171
Layer 10	-	-	-	-	0,25	0,2598	0,25	0,3209
Layer 11	-	-	-	-	0,25	0,2629	0,25	0,3248
Layer 12	-	-	-	-	-	-	0,25	0,3286
Layer 13	-	-	-	-	-	-	0,25	0,3325

Layer Núcleo

Fonte: Elaborado pelo autor.

Como pode-se notar, nos dois primeiros *design points* o núcleo e as camadas anteriores falharam, após aumentar a espessura do núcleo e o número de camadas de CFRP, obteve-se margens de segurança positivas, culminando no *design point 4* (Figura 37).

Figura 37 – *Design point 4* configurado no *Mechanical*.

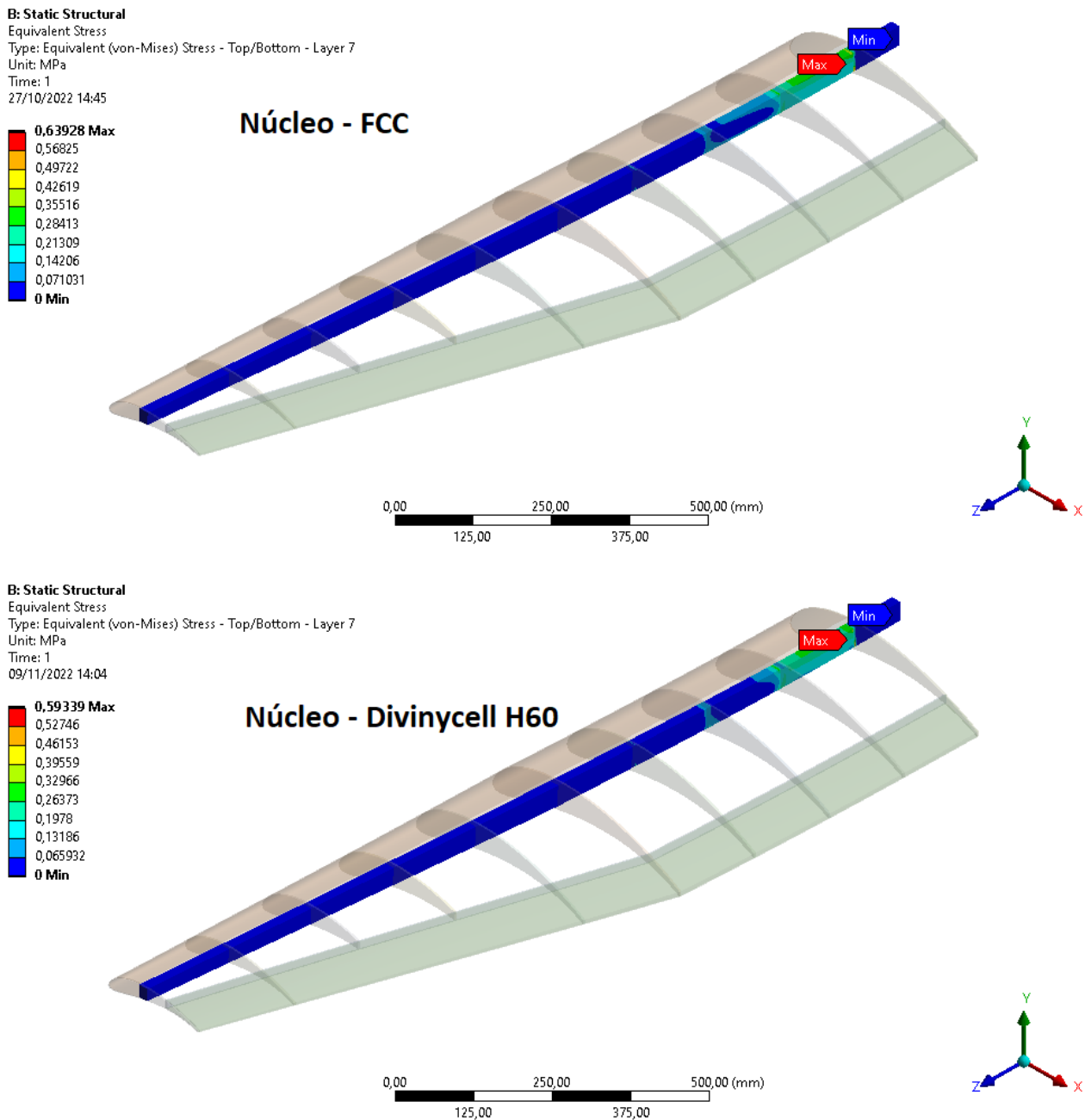


Fonte: Elaborado pelo autor.

5.2 TENSÕES, DESLOCAMENTOS E COMPARAÇÕES

Simulando-se ambas as configurações no Ansys (com núcleo de *Divinycell* H60 e núcleo celular FCC), chega-se aos seguintes *plots* de tensões presentes na Figura 38.

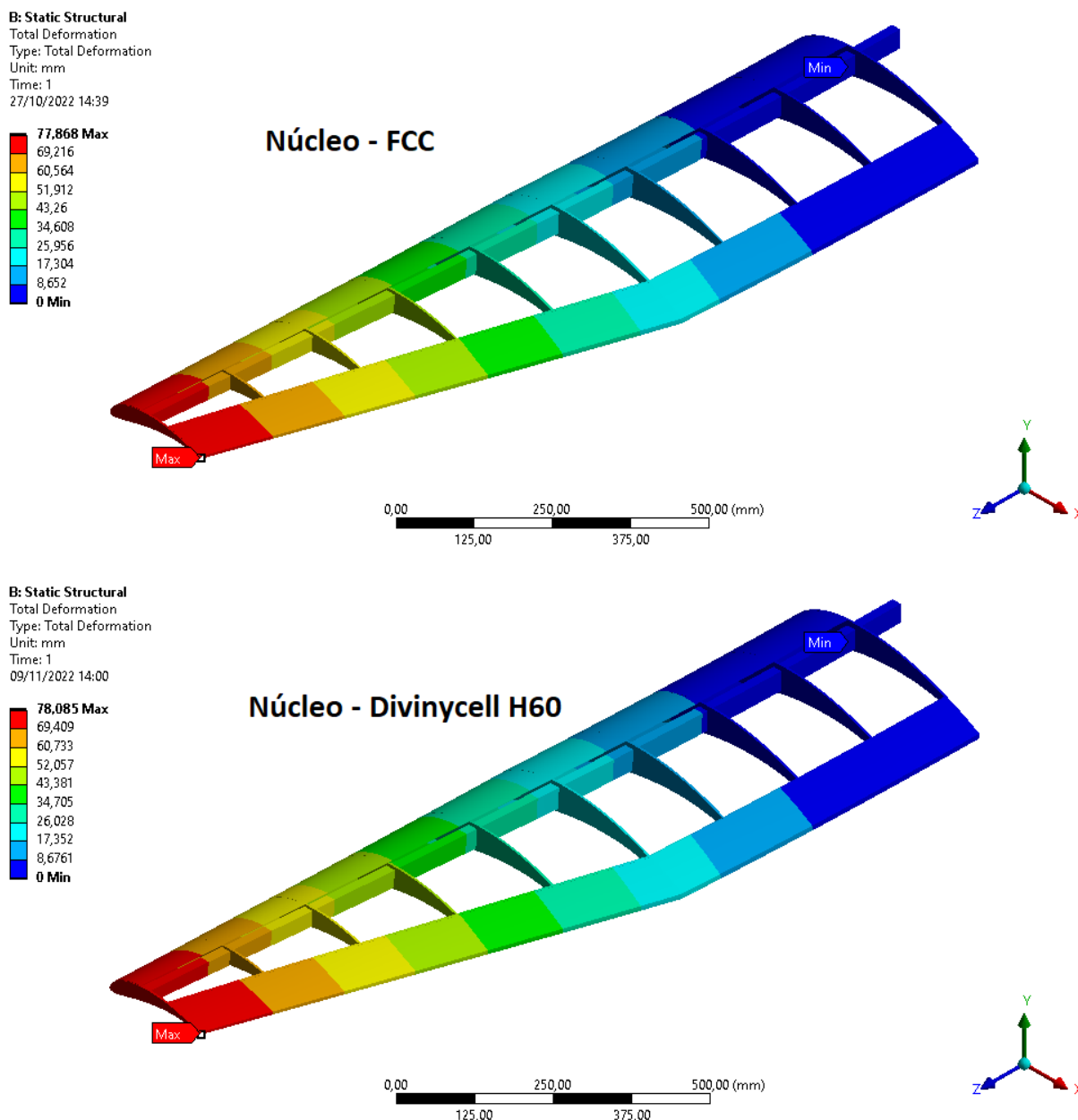
Figura 38 – Tensões encontradas: Núcleo FCC e núcleo *Divinycell* H60.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Das imagens desprende-se que o estado geral de tensões são muito similares para ambos os núcleos analisados, possuindo a configuração com núcleo FCC uma ligeira maior sollicitação na parte superior da longarina (região próxima a raiz). Das simulações foi possível se extrair também os seguintes *plots* de deslocamentos presentes na Figura 39.

Figura 39 – Deslocamentos encontradas: Núcleo FCC e núcleo *Divinycell* H60.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Das imagens desprende-se que os deslocamentos também são muito similares para ambos os núcleos analisados, sendo a diferença entre ambos menor que 1mm; além disso o peso total das estruturas também são muito similares mesmo com a densidade do *Divinycell* H60 sendo cerca de metade do núcleo FCC impresso. Na tabela 7 vislumbra-se um resumo das informações.

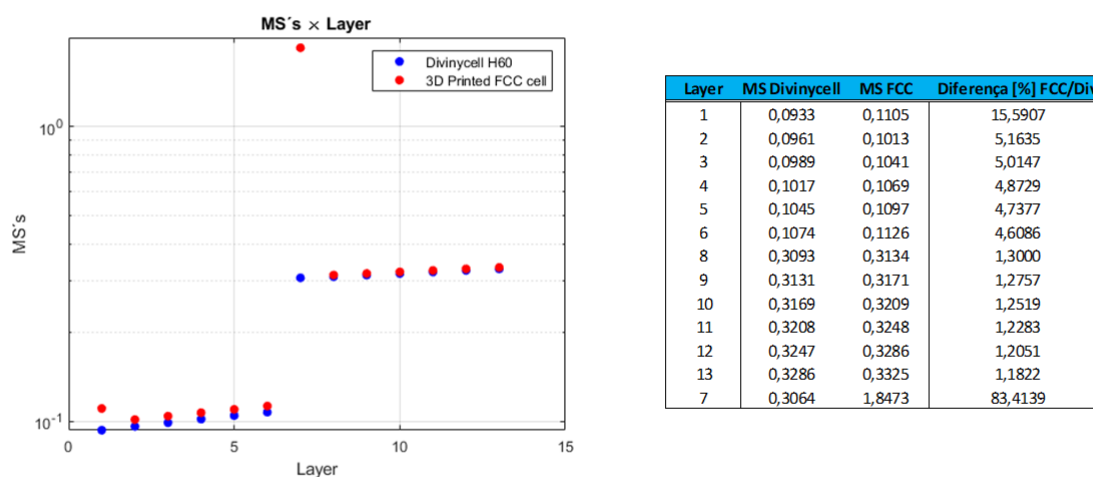
Tabela 7 – Resultados do modelo.

Longarina	Peso [g]	Deslocamento [mm]
Núcleo FCC	348,72	77,868
Núcleo <i>Divinycell</i>	312,25	78,085

Fonte: Elaborado pelo autor.

Por fim, sobrepondo as margens de segurança por *layer* do laminado, tanto para a longarina com núcleo FCC impresso quanto para a longarina com núcleo de *Divinycell* H60, chega-se à Figura 40. Os pontos em vermelho são as MS's das layers da longarina com núcleo FCC, enquanto que os pontos em azul são as MS's das layers da longarina com núcleo em *Divinycell* H60, o plot foi feito na mesma figura visando a comparação gráfica entre as margens de segurança e, como percebe-se a ordenada está em escala logarítmica.

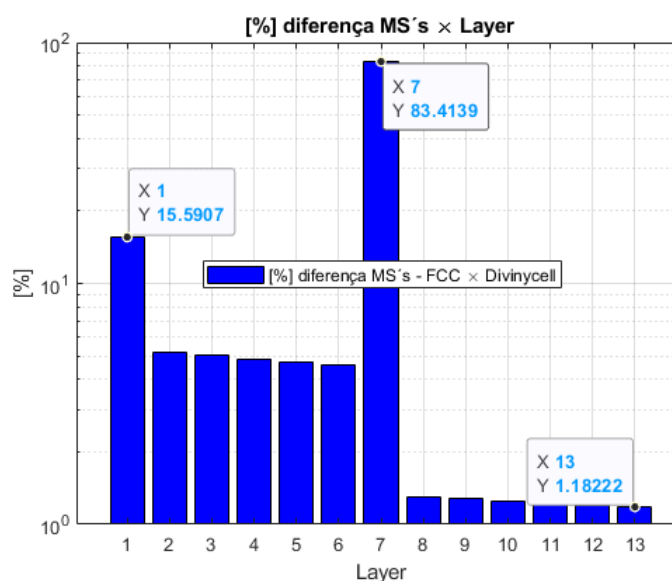
Figura 40 – Comparação entre margens de segurança por *layer*.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Da Figura 40 desprende-se que o uso do núcleo celular impresso aumenta ligeiramente as margens de segurança das *layers* de CFRP, enquanto que quando comparado ao núcleo de *Divinycell* H60, ele é capaz de aumentar a margem em 83,4%, isso aumentando o peso total da estrutura em cerca de 11,68%.

Figura 41 – Diferença percentual entre as margens de segurança por *layer*.



Fonte: Elaborado pelo autor.

Na Figura 41 expõe-se o ganho porcentual em termos de margens de segurança por *layer* (comparando o uso de núcleo FCC com núcleo em *Divinycell* H60), sendo notável que os ganhos são mais expressivos para as camadas anteriores (mais próximas ao bordo de ataque) e para o núcleo (83,4% maior).

Em resumo, a análise em termos tensoriais, de deslocamento, bem como o cálculo das margens de segurança intrínsecas via modelo em elementos finitos, permite inferir que os comportamentos estruturais de ambas as configurações são muito similares. Quando o uso de núcleo impresso é comparado ao uso de *Divinycell* H60, vislumbra-se um ligeiro aumento das margens de segurança para as *layers* em CFRP e um aumento significativo para a *layer* correspondente ao núcleo, sem no entanto haver um aumento de peso significativo.

Além das vantagens acima descritas, ao avaliar os custos envolvidos na compra dos insumos, equipamentos e fretes envolvidos, nota-se que a longo prazo (acima de 8 pedidos) é mais barato o uso da manufatura aditiva frente aos custos de aquisição das placas de *Divinycell* H60, como demonstrado pela Figura 42. Nesse sentido, **pensando-se em escala industrial de produção seria justificável a realização de estudos mais aprofundados acerca da viabilidade do investimento inicial em manufatura aditiva visando a produção de núcleos impressos 3D, já que os estudos preliminares indicam vantagens frente a aquisição de placas de *Divinycell* H60**; além disso os núcleos celulares impressos podem também ter suas geometrias de célula unitária otimizadas a depender do tipo de esforço atuante, como mencionado na seção 3.3

Figura 42 – Diferença de custos.

Manufatura Aditiva 3D printed FCC cell			Divinycell H60 e-Composites		
Item	Unidade	Custos [R\$]	Item	Unidade	Custos [R\$]
Impressora	***	R\$ 1.570,14	Divinycell H60 - Placa	R\$/kg	R\$ 281,95
Resina (1 refil - 1kg)	R\$/kg	R\$ 160,00	(0,96m ² - 0,886kg)		
Frete	R\$	R\$ 22,73	Frete	R\$	R\$ 87,38
Total - 1 Refil		R\$ 1.752,87	Total - 1 Placa		R\$ 369,33
Total - 2 Refis		R\$ 1.912,87	Total - 2 Placas		R\$ 738,66
Total - 3 Refis		R\$ 2.072,87	Total - 3 Placas		R\$ 1.107,99
Total - 4 Refis		R\$ 2.232,87	Total - 4 Placas		R\$ 1.477,32
Total - 5 Refis		R\$ 2.392,87	Total - 5 Placas		R\$ 1.846,65
Total - 6 Refis		R\$ 2.552,87	Total - 6 Placas		R\$ 2.215,98
Total - 7 Refis		R\$ 2.712,87	Total - 7 Placas		R\$ 2.585,31
Total - 8 Refis		R\$ 2.872,87	Total - 8 Placas		R\$ 2.954,64

Fonte: Elaborado pelo autor.

6 CONCLUSÃO

Acerca da análise de longarina de asa, bem como o seu dimensionamento e as ponderações sobre o uso de núcleos celulares, pode-se concluir que a metodologia adotada para o estudo mostrou ser correta, pôde-se comparar de forma satisfatória os dois materiais e após os estudos realizados pôde-se ratificar que há viabilidade, sobretudo em cima dos estudos preliminares realizados, acerca da utilização de núcleos celulares impressos como alternativa ao uso de espuma PVC, sendo também viável a utilização em sinergia de ambos os materiais.

Avaliando-se os custos envolvidos na compra dos insumos, equipamentos e fretes envolvidos, nota-se que a longo prazo (acima de 8 pedidos) é mais barato o uso da manufatura aditiva frente aos custos de aquisição das placas de *Divinycell* H60, sendo altamente recomendável a realização de estudos detalhados a posteriori levando-se em consideração os bons indicadores e resultados trazidos a tona pelo presente trabalho. Por fim destaca-se alguns pontos de vantagem da utilização de núcleo celular impresso:

- Maiores MS's sem no entanto aumentar significativamente o peso;
- Otimização do tipo de estrutura celular impressa conforme esforço predominante;
- Custos de impressão vantajosos a longo prazo frente ao custo do *Divinycell* comercial;
- Possível uso conjunto de ambos;
- Menos suscetível a esmagamento de núcleo em juntas aparafusadas (quando comparado a espuma de PVC -*Divinycell*).

REFERÊNCIAS

- A., R. *Berechnung der Fließgrenze von Mischkristallen auf Grund der Plastizitätsbedingung für Einkristalle*. [S.l.]: ZAMM - Zeitschrift Für Angew Math Und Mech, 1929.
- AMIANO, L. D. A. **Análise e Otimização de Materiais Compósitos de Microestrutura Periódica**. Lisboa - Portugal: [s.n.], 2015.
- ASHBY, M. F. **MATERIALS SELECTION IN MECHANICAL DESIGN**. [S.l.]: Pearson, 2010.
- CHANTRAIT, T. Approche multi-échelle en espace et en temps pour la prévision des endommagements dans les structures composites soumises à un impact de faible énergie. **Materials**, INSTITUT NATIONAL DES SCIENCES APPLIQUEES DE LYON, n. 3, p. French, 2014.
- COMPOSITES e. **e-composites**. 2022. Disponível em: <https://www.e-composites.com.br/divinycell_h60_gsp/p#description>.
- DRELA, M. Aerodynamics, computational fluid dynamics, design methodology. low order modeling of aeromechanical systems. In: . [S.l.: s.n.], 2000. v. 1, p. 95.
- GARAY, A. C. **Propriedades Mecânicas de Compósitos Estruturas Sanduíche Moldadas por RTM Light e Simulação Numérica da Infiltração**. Porto Alegre - Brasil: [s.n.], 2016.
- GIBSON, R. **PRINCIPLES OF COMPOSITE MATERIAL MECHANICS**. São Paulo: McGraw-Hill, Inc., 1994.
- GLADYSZ, K. K. C. G. M. **Cellular Material**. [S.l.]: Elsevier, 2015.
- HIBBELER, R. **Resistência dos Materiais**. São Paulo: Pearson, 2014.
- INC, A. Workbench user's guide. In: INC, A. (Ed.). **WORKBENCH USER'S GUIDE**. [S.l.]: Ansys Inc, 2021. Release R2, p. 3–22.
- JHOU S.-Y.; HSU, C.-C. Y. J.-C. The dynamic impact response of 3d-printed polymeric sandwich structures with lattice cores: Numerical and experimental investigation. **Polymers** **2021**, v. 13, n. 13, p. 4032, 2021.
- KATZ, A. P. J. **Low speed aerodynamics: Fromwing theory to panel methods**. New York: Mc-Graw-Hill Book Co, 1991.
- LIU AN LIU, H. P. L. T.-J. L. L. P. Mechanical property profiles of microstructures via asymptotic homogenization. **Computers Graphics**, v. 100, n. 3, p. 106–115, 2021.
- MAURICIO SOARES GUSTAVO, A. R. C. R.-T. V. J. Study of an anisotropic polymeric cellular material under compression loading. **Materials Research**, Materials Research 15, n. 3, p. 359–364, 2012.
- NASIROV, I. F. A. Prediction of mechanical properties of fused filament fabricated structures via asymptotic homogenization. **Mechanics of Materials**, v. 145, n. ISSN 0167-6636, p. 1030, 2020.
- R., H. **Theory of mechanical properties of fibre-strengthened materials: I. Elastic behaviour**. [S.l.]: J Mech Phys Solids, 1964.
- RAYMER, D. P. **Aircraft design: a conceptual approach**. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 2018.

RODRIGUES RICARDO MATOS, D. C. B. S. R. D. P. C. C. R. P. D. V. G. S. D. O. E. Cargas e estruturas aplicados ao projeto aerodesign. **CONEM**, v. 1, n. 1, p. 13, 2015.

SAMLAL S.; SANTHANAKRISHNAN, R. Low-velocity impact behavior of foam core sandwich panels with inter-ply and intra-ply carbon/kevlar/epoxy hybrid face sheets. **Meio de divulgação do Artigo**, Polymers 2022, n. número da página, p. 14 – 1060, 2022.

VASILIEV, V. V. **Mechanics and analysis of composite materials**. Kidlington, Oxford OX5 1GB, UK: Elsevier Science Ltd, 2001.

W., V. **Ueber die Beziehung zwischen den beiden Elasticitätsconstanten isotroper Körper**. [S.l.]: Ann Phys, 1889.

WILLIAM, D. C. **Materials Science and Engineering**. United States of America: Wiley, 2014.

WRIGHT, J. R.; COOPER, J. E. **Introduction to aircraft aeroelasticity and loads**. [S.l.]: John Wiley & Sons, 2008. v. 20.

Z., H. **Viscoelastic fiber reinforced materials**. [S.l.]: AIAA J, 1966.

ANEXO A – ALGORITMO DE DIGITALIZAÇÃO

```

% Andrea Baldi, 10/01/2015
clear all;
close all;

% Select the figure you want to digitize
filename = uigetfile('strain_stress_datasheetos.PNG'); %open spec file
% Read image
image=imread(filename);
% Averages the RGB components of the image and plot
imageave=sum(image./size(image,3),3);
screen_size = get(0,'ScreenSize');
f1 = figure(1);
imshow(imageave, []);
set(f1,'Position',[0 0 screen_size(3) screen_size(4)]);

% Define your axes limits
prompt = {'Enter xmin:', 'Enter xmax:', 'Enter ymin:', 'Enter ymax:'};
dlg_title = 'Input parameters';
num_lines = 1;
def = {'', '', '', ''};
answer = inputdlg(prompt,dlg_title,num_lines,def);
xmin=str2num(answer{1});
xmax=str2num(answer{2});
ymin=str2num(answer{3});
ymax=str2num(answer{4});

% Check if any axis is in log scale
buttonx = questdlg('Is the x-axis in log scale?');
buttony = questdlg('Is the y-axis in log scale?');

% Select xmin, xmax, ymin, ymax
title(['Select xmin = ', num2str(xmin)]);
[x0(1),y0(1)]=ginput(1);
title(['Select xmax = ', num2str(xmax)]);
[x0(2),y0(2)]=ginput(1);
title(['Select ymin = ', num2str(ymin)]);
[x0(3),y0(3)]=ginput(1);

```

```

title(['Select ymax = ', num2str(ymax)]);
[x0(4), y0(4)] = ginput(1);
title('Now click on the data points and press enter when done');

% Select npoints on the plot
[x, y] = ginput(10000);
close
% Coordinate transformations
if strcmp(buttonx, 'No') == 1;
    output(:, 1) = [(x - x0(1)) / (x0(2) - x0(1))] .* (xmax - xmin) + xmin;
else if strcmp(buttonx, 'No') == 0;
    output(:, 1) = exp([(x - x0(1)) / (x0(2) - x0(1))] .* log(xmax / xmin) + log(xmin))
end
end
if strcmp(buttony, 'No') == 1;
    output(:, 2) = [(y - y0(3)) / (y0(4) - y0(3))] .* (ymax - ymin) + ymin;
else if strcmp(buttony, 'No') == 0;
    output(:, 2) = exp([(y - y0(3)) / (y0(4) - y0(3))] .* log(ymax / ymin) + log(ymin))
end
end

% Plot result
figure
if strcmp(buttony, 'No') == 1;
    plot(output(:, 1), output(:, 2), '-o')
else if strcmp(buttony, 'No') == 0;
    semilogy(output(:, 1), output(:, 2), '-o')
end
end

% Save results
button = questdlg('Do you want to save the digitized data as a txt file?')
if strcmp(button, 'Yes') == 1
    prompt = {'Write file name without extension:'};
    dlg_title = '';
    num_lines = 1;
    def = {''};
    answer = inputdlg(prompt, dlg_title, num_lines, def);
    dlmwrite([answer{1}, '.txt'], output, '\t');
end

```

ANEXO B – ALGORITMO DE CARGAS

```

clear variables
close all
clc

tic

% Inputs:
v = 17.8; %-> velocidade (m/s)
B = 3.2; %-> envergadura (m)
rho = 1.225; %-> dens do ar (kg/m³)
s = 1.140; %-> área alar (m²)
semi_env = 0.5*B; %-> semi-envergadura (m)
corda_a = 0.323; %-> corda aerodinâmica (m)
Data_XF = load('velo_17_6_alpha_14_0_MOD.txt'); %-> Dados da simulação

%----- Slicing dos dados -----%
b = Data_XF(:,1); %-> y-span (m)
Cl = Data_XF(:,4); %-> Cl - asa
Cd = ((Data_XF(:,5))+(Data_XF(:,6))); %-> Cd - asa
Cm = ((Data_XF(:,7))+(Data_XF(:,8))); %-> Cm - asa

% Discretização:
L_local = 0.5 * rho * v^2 * s * Cl;
D_local = 0.5 * rho * v^2 * s * Cd;
M_local = 0.5 * rho * v^2 * s * corda_a * Cm;

% Regressão Polinomial:
w_L = polyfit(b,L_local,6)/B;
w_D = polyfit(b,D_local,6)/B;
w_M = polyfit(b,M_local,6)/B;

% Cálculo da sustentação, arrasto e momento:
q_L = polyint(w_L); %-> integral da função w_L
q_D = polyint(w_D); %-> integral da função w_D
q_M = polyint(w_M); %-> integral da função w_M

Total_Lift = diff(polyval(q_L, [-B/2 B/2]));

```

```

Total_Drag = diff(polyval(q_D, [-B/2 B/2]));
Total_Moment = diff(polyval(q_M, [-B/2 B/2]));

%% Esforços Internos

%Condições de Contorno para viga engastada:
R0 = Total_Lift / 2; %-> Força de reação no engaste
m = conv([1 0], w_L); %-> m = x * w(x)
M0 = diff(polyval(polyint(m), [0 B/2])); %-> Momento de reação no engaste

%Cortante ao longo da meia envergadura:
V = polyint(-w_L, R0); %-> Equação Cisalhamento
Forca_Cortante = diff(polyval(V, [-B/2 B/2]));

%Momento Fletor ao longo da meia envergadura:
M = polyint(-V, M0); %-> Equação do Momento Fletor
Momento_fletor = diff(polyval(M, [0 B/2]));

%% Discretização dos esforços por nervura
nerv_remastered_ret = [0. 0.168 0.336 0.504 0.672];
nerv_remastered_trapz = [0.8576 1.0432 1.2288 1.4144 1.6];
nerv_remastered = [nerv_remastered_ret nerv_remastered_trapz];
y = nerv_remastered;

for i=2:length(y)-1
    j = (y(i+1)+y(i))/2;
    k = (y(i)+y(i-1))/2;
    L_nervura(i) = diff(polyval(q_L, [k j]));
end
L_nervura(1) = diff(polyval(q_L, [0 y(2)/2]));
L_nervura(i+1) = diff(polyval(q_L, [j y(length(y))]));

clear i j k

for i=2:length(y)-1
    j = (y(i+1)+y(i))/2;
    k = (y(i)+y(i-1))/2;
    D_nervura(i) = diff(polyval(q_D, [k j]));

```

```

end
D_nervura(1) = diff(polyval(q_D,[0 y(2)/2]));
D_nervura(i+1) = diff(polyval(q_D,[j y(length(y))]));

clear i j k

for i=2:length(y)-1
    j = (y(i+1)+y(i))/2;
    k = (y(i)+y(i-1))/2;
    M_nervura(i) = diff(polyval(q_M,[k j]));
end
M_nervura(1) = diff(polyval(q_M,[0 y(2)/2]));
M_nervura(i+1) = diff(polyval(q_M,[j y(length(y))]));

clear i j k

M_torsor = sum(M_nervura);
for i=2:length(M_nervura)
    M_torsor = [M_torsor sum(M_nervura(i:length(M_nervura)))]];
end

clear i j k

Y = 0:0.01:semi_env; %-> Meia envergadura

%% Plots

figure()
subplot(3,1,1)
plot(Y, polyval(w_L,Y),'m', 'linewidth',1);
grid on
title('Distribuição da Sustentação em meia envergadura')
xlabel('Semi-Envergadura [m]')
ylabel('Sustentação [N]')

subplot(3,1,2)
plot(Y, polyval(V,Y),'m', 'linewidth',1);
grid on
title('Esforço cortante em meia envergadura')
xlabel('Semi-Envergadura [m]')

```

```

ylabel('Força Cisalhante [N]')

subplot(3,1,3)
plot(Y, polyval(M,Y),'m', 'linewidth',1);
grid on
title('Momento fletor em meia envergadura')
xlabel('Envergadura [m]')
ylabel('Momento Fletor [N*m]')

%% Contribuição: Caregamento inercial + Carregamento Aerodinâmico
load inertial_loads
Load_X = D_nervura;
Load_Z = L_nervura+W_p(1:length(L_nervura));
Moment_Y = M_nervura;

figure()
subplot(3,1,1)
box on; hold on; grid on
title("Força em X por nervura")
ylabel("Força [N]")
stem(y,-Load_X)
xlabel('Envergadura [m]')
ylabel('Força [N]')

subplot(3,1,2)
box on; hold on; grid on
title("Força em Z por nervura")
ylabel("Força [N]")
stem(y,Load_Z)
xlabel('Envergadura [m]')
ylabel('Força [N]')
ylim([0 1.2*max(Load_Z)])

subplot(3,1,3)
box on; hold on; grid on
title("Momento em Y por nervura")
ylabel("Força [N]")
stem(y,Moment_Y)
xlabel('Envergadura [m]')
ylabel('Momento [N.m]')

```