



Estudo de processo de fabrico avançado para estruturas aeronáuticas compósitas

JOÃO PEDRO FERREIRA DA SILVA

julho de 2019

ESTUDO DE PROCESSO DE FABRICO AVANÇADO PARA ESTRUTURAS AERONÁUTICAS COMPÓSITAS

João Pedro Ferreira da Silva

1111238

2019

Instituto Superior de Engenharia do Porto

Departamento de Engenharia Mecânica



ESTUDO DE PROCESSO DE FABRICO AVANÇADO PARA ESTRUTURAS AERONÁUTICAS COMPÓSITAS

João Pedro Ferreira da Silva

1111238

Dissertação apresentada ao Instituto Superior de Engenharia do Porto para cumprimento dos requisitos necessários à obtenção do grau de Mestre em Engenharia Mecânica, realizada sob a orientação do Doutor Raúl Duarte Campilho, Eng.^ª Cláudia Cristovão e Eng.^º Rui Gomes.

2019

Instituto Superior de Engenharia do Porto

Departamento de Engenharia Mecânica



JÚRI

Presidente

Francisco José Gomes da Silva

Professor Adjunto, ISEP

Orientador

Doutor Raul Duarte Salgueiral Gomes Campilho

Professor Adjunto, ISEP

Coorientadores

Engenheira Cláudia Sofia Queiroga Cristóvão

Engenheira de Polímeros, INEGI

Engenheiro Rui Pedro Mourão Gomes

Engenheiro de Polímeros, INEGI

Arguente

Doutor António Torres Marques

Professor Catedrático, FEUP

Dedicado ao meu Pai, José Dário...

AGRADECIMENTOS

Frequentemente as dissertações para obtenção do grau de mestre são caracterizadas por um processo solitário a que o investigador está sujeito, embora com muitos contributos externos. No entanto, e contrariando as expectativas, o processo de elaboração desta tese foi pautado pela colaboração, cooperação, entre-ajuda e compromisso de todas as entidades envolvidas.

Do ponto de vista técnico, todos os parceiros do projeto Flexcraft contribuíram de forma inequívoca para o sucesso deste estudo, não só pela reunião de todo o conhecimento técnico nas diversas áreas, como na definição estratégica do projeto, determinando assim as reais necessidades de investigação. Não posso assim, deixar de mencionar o meu profundo agradecimento a todos aqueles que integraram as equipas do consórcio e tornaram este projeto possível.

Do ponto de vista operacional, não posso deixar de destacar a instituição que me acolheu, não só nesta etapa, mas em todo o meu percurso profissional e académico, o INEGI. Esta instituição, reconhecida pelo seu importante papel na transferência de tecnologia e inovação para o tecido industrial, tornou-se o berço de mais um engenheiro, com a ambição de poder ter um papel relevante na consolidação e projeção deste instituto, tanto nacional como internacionalmente.

Ao Professor Doutor Raul Campilho, orientador da dissertação, agradeço todo o apoio, disponibilidade e sentido prático com que orientou e tornou possível a entrega desta dissertação.

À Cláudia Cristóvão e Rui Gomes, coorientadores da instituição de acolhimento, agradeço a orientação exemplar movida pelo elevado e rigoroso nível científico. O interesse permanente, visão crítica e oportuna, bem como a exigência sem nunca comprometer a motivação, fizeram-me acreditar que a dissertação era possível, mesmo dada a extensão do estudo e todos os desvios e atalhos desta jornada. Assim, um muito obrigado pela orientação irrepreensível e pela amizade ao longo destes últimos 10 anos.

Ao amigo e colega de trabalho Ricardo Costa, não posso deixar de agradecer todo o empenho, trabalho e boa disposição constantes, mesmo nos momentos de maior desmotivação.

Pedro Mimoso, um agradecimento é pouco para descrever o teu incondicional apoio, disponibilidade e acima de tudo a amizade genuína que sempre te caracterizou.

Fábio Neto, obrigado pelo companheirismo ao longo de todo o meu percurso profissional.

Esta longa caminhada não seria possível sem apoio e amor incondicional da minha família. À minha **Mãe**, Maria de Fátima, pelo constante exemplo do sentido de responsabilidade e empenho, em todas e cada uma das tarefas e desafios que a longa jornada profissional e pessoal nos apresenta todos os dias. Ao meu **Pai**, José Dário, por me ensinar e demonstrar não só como lutar e acreditar, mas principalmente como saber viver. À minha irmã, Joana, a amizade e companheirismo de uma vida (“*Semper Fidelis*”).

Por último, e seguramente a pessoa que tornou esta longa caminhada possível, a minha companheira, amiga e mulher, **Vanessa**, por estar presente em todos os momentos, partilhar comigo as pequenas vitórias ao longo de todo o curso e principalmente por me amparar incansavelmente nas constantes dificuldades. Foi frequentemente a força extra que precisei.

Esta tese foi desenvolvida no âmbito do projeto POCI-01-0247-FEDER-017805 – FLEXCRAFT – Flexible Aircraft, cofinanciado pelo Programa Operacional Competitividade e Internacionalização (Compete 2020), através do Fundo Europeu de Desenvolvimento Regional (FEDER).”

PALAVRAS CHAVE

Aeronáutica, Materiais Compósitos, Processos de moldação líquida, Fora-do-autoclave, *Resin Transfer Molding*, *One-Shot*, Simulação de processo

RESUMO

Os processos de produção de componentes estruturais em compósito com cura em autoclave são atualmente os eleitos pelos principais fabricantes de equipamento original (OEMs) de aeronaves do mundo, contudo, estes apresentam elevados investimentos de capital, de custos operacionais e de tempo. A crescente aplicação de materiais compósitos na indústria aeronáutica denuncia a necessidade de se explorarem processos alternativos fora do autoclave (OoA).

Este estudo propõe-se a explorar os principais processos de fabrico e materiais utilizados na produção de estruturas aeronáuticas compósitas primárias e integradas, culminando no desenvolvimento e simulação de um processo alternativo. Os materiais selecionados foram caracterizados recorrendo a ensaios mecânicos, de processabilidade, de viscosidade e de permeabilidade. Com vista à análise dos processos de fabrico e a uma compreensão da influência das variáveis de processo, foi aplicado o método de Taguchi no desenho de experiências e realizada uma análise à variação da espessura, volume de fibra e vazios. Para validação do processo a implementar foi definido um componente demonstrador de processo e realizada uma simulação numérica do mesmo, recorrendo ao software PAM-RTM.

Dos resultados obtidos pela comparação de processos destaca-se a relação direta de proporcionalidade entre a variação de espessura na formação de vazios, bem como a influência da compactação na obtenção de componentes com elevado volume de fibra. O processo *resin transfer molding* (RTM) em conjunto com os materiais selecionados permitiu atingir consistentemente volumes de fibra superiores a 60% e volume de vazios inferior a 2%, revelando-se uma opção viável à produção fora do autoclave. A simulação numérica do processo permitiu validar a capacidade de produção de uma estrutura aeronáutica One-Shot por RTM, reforçando potencial de redução de custos da solução.

Apesar do trabalho aqui apresentado em torno da simulação dos processos ter sido suportado ao nível do estado da arte (literatura e software), é essencial dar continuidade à investigação de novos métodos que garantam maior precisão na determinação das propriedades fundamentais aos modelos constitutivos, nomeadamente, ao nível da permeabilidade dos reforços.

KEYWORDS

Aeronautics, Composite Materials, Liquid Composite Moulding, Out-of-Autoclave, Resin Transfer Molding, One-shot, Process Simulation

ABSTRACT

Autoclave based processes for curing composite components are currently elected as the standard for the majority of aircraft original equipment manufacturers (OEMs). However, these incur high capital investments, operational costs and are very time consuming. The rising application of composites in the aerospace industry urges the need to explore alternative Out-of-Autoclave processes.

This thesis aims to address this by exploring the main manufacturing processes and materials that can be used for the manufacturing of aeronautical composite structures, culminating in the selection, development and simulation of an alternative process. The selected materials were characterized via mechanical testing, processability, viscosity and permeability. Aiming to analyze the manufacturing processes and assessing the influence of the process variables, the Taguchi method was implemented to perform a design of experiments that intended to evaluate the influence of the thickness variation, fiber volume fraction and void content. As means of process validation, a demonstrator was defined and a process numerical simulation was performed using the PAM-RTM software.

With the results obtained from the process comparison, it was possible to highlight the direct proportion between the thickness variation and the void formation, and the influence of the compaction of the reinforcement towards obtaining components with a high fiber volume fraction. The resin transfer molding process, combined with the selected materials, yielded fiber volume fractions above 60% and void volume fractions under 2%, proving to be a viable option for out-of-autoclave production.

The numerical simulation of the process allowed to validate the feasibility of the production of a one-shot RTM aeronautic structure, enhancing the cost reduction potential of the proposed solution.

Notwithstanding the presented process simulation analysis supported on state-of-art literature and software, it is of the most importance to investigate new methods that ensure greater precision in determining the main properties for the constitutive models, more specifically in obtaining the permeability of the reinforcements.

LISTA DE SÍMBOLOS E ABREVIATURAS

Lista de Abreviaturas

AFML	<i>Air Force Materials Lab</i>
AFP	<i>Automated Fiber Placement</i>
ANAC	Autoridade Nacional da Aviação Civil
ARPA	<i>Advanced Research Projects Agency</i>
ATL	<i>Automated Tape Laying</i>
A-VARTM	<i>Advanced Vacuum Assisted Resin Transfer Molding</i>
BAA	<i>Boeing Aero structures Australia</i>
BBA	<i>Build Block Approach</i>
BMI	Bismaleimida
CAA	<i>Civil Aviation Association</i>
CAD	<i>Computer-Aided Design</i>
CAE	<i>Computer-Aided Engineering</i>
CAPRI	<i>Controlled Atmospheric Pressure Resin Infusion</i>
CIRTM	<i>Co-Injection Resin Transfer Molding</i>
CNC	Controlo Numérico Computorizado
CPT	<i>Cured Ply Thickness</i>
C-RTM	<i>Compression Resin Transfer Molding</i>
DBVI	<i>Double Bag Vacuum Infusion</i>
DEGI	Departamentos de Engenharia e Gestão Industrial
DEMec	Departamentos de Engenharia Mecânica
DMA	<i>Dynamic mechanical Analysis</i>
DOE	<i>Design Of Experiments</i>
DSC	<i>Differential Scanning Calorimetry</i>
DVB	<i>Double Vacuum Bag</i>
DVD	<i>Double Vacuum Debulking</i>
EADS	<i>European Aeronautic Defense & Space</i>
EASA	<i>European Union Aviation Safety Agency</i>
ESA	<i>European Space Agency</i>
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FACC	<i>Fischer Advanced Composite Components</i>
FAR	<i>Federal Acquisition Regulation</i>

FASTRAC	<i>Fast Remotely Actuated Channelling</i>
FECV	<i>Finite Element Control Volume</i>
FEUP	Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto
FORC	<i>Fiber-reinforced Optimized Rocket Case</i>
FVF	<i>Fiber Volume Fraction</i>
GA	Estado Americano da Geórgia
GMT	<i>Glass-Mat Thermoplastic</i>
HTP	<i>Horizontal Tail Plane</i>
IFB	<i>Institute of Aircraft Design</i>
INEGI	Instituto de Ciência e Inovação em Engenharia Mecânica e Engenharia Industrial
JAR	<i>Joint Aviation Requirements</i>
LCM	<i>Liquid Composite Molding</i>
MACSS	<i>Manufacture of Advanced Composite Submarine Structures</i>
MBSE	<i>Model Based Systems Engineering</i>
MHI	<i>Mitsubishi Heavy Industries</i>
MRJ	<i>Mitsubishi Regional Jet</i>
MTE	<i>Movable Trailing Edge</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
NCW	<i>Non Crimp Woven</i>
OEM	<i>Original Equipment Manufacturer</i>
OHC	<i>Open Hole Compression</i>
OoA	<i>Out Of Autoclave</i>
PA	Poliamida
PAN	Poliacrilonitrila
PBO	Polibenzotiazolos
PBT	Tereftalato de Polibutileno
PC	Policarbonato
PE	Poliestireno
PEEK	Polieteretercetona
PEI	Polieterimida
PMR	<i>Polymerisation of Monomeric Reactants</i>
PPS	Sulfeto de Polifenileno
PTFE	Politetrafluoretileno
RIDFT	<i>Resin Infusion between Double Flexible Tooling</i>

RTA	<i>Room Temperature Ambient</i>
RTM	<i>Resin Transfer Molding</i>
SBIR	<i>Small Business Innovation Research</i>
SC	Carolina do Sul
SCRIMP	<i>Seemann Composite Resin Infusion Molding Process</i>
SI I&DT	<i>Sistema de Incentivos à Investigação e Desenvolvimento Tecnológico</i>
SMC	<i>Sheet Molding Compound</i>
S/N	<i>Signal - Noise</i>
SPM	<i>Semi-Permeable Membrane</i>
SQRTM	<i>Same Qualified Resin Transfer Molding</i>
S-RIM	<i>Structural Reaction Injection Molding</i>
STOL	<i>Short Take-Off and Landing</i>
TPCs	Termoplásticos
TPS AFP	<i>Thermoplastic Automated Fiber Placement</i>
TPU	<i>Thermoplastic PolyUrethane</i>
TX	Texas
UHMWPE	<i>Ultra-High-Molecular-Weight Polyethylene</i>
US	Estados Unidos
USA	Estados Unidos da América
VAP	<i>Vacuum Assisted technology</i>
VARTM	<i>Vacuum assisted Resin Transfer Molding</i>
VIPR	<i>Vacuum Induced Preform Relaxation</i>
VOF	<i>Volume Of Fluid</i>
VTP	<i>Vertical Tail Plane</i>

Lista de Unidades

€/kg	Euro por Quilograma
°C	Grau Celcius
µm	Micrómetro
bar	Bar
g/cm ³	Gramas por centímetro cúbico
GPa	Giga Pascal
h	Hora
Hz	Hertz
kg	Quilograma
kg/m ³	Quilograma por metro cúbico
kN	Quilo newton
kW	Quilo Watt
m	Metro
m ²	Metro quadrado
m ³	Metro cúbico
mbar	Milibar
min	Minuto
mm	Milímetro
mm/min	Milímetro por minuto
MPa	Mega Pascal
Pa.s	Pascal segundo
poros/cm ²	Poros por centímetro quadrado

Lista de Símbolos

ρ	Massa volúmica
ρg	Força do corpo
$\langle v \rangle$	Velocidade média da frente de fluxo
μ	Viscosidade
μ'	Viscosidade efetiva
D_e	Número de Deborah
$E_{Específico}$	Módulo de elasticidade específico à tração
$E_{tração}$	Módulo de elasticidade à tração
$f(x)$	Quantidade
h	Espessura da camada
h_c	Altura do canal
K	Permeabilidade
K_{avg}	Permeabilidade Homogeneizada
K_x	Permeabilidade na direção x
K_y	Permeabilidade na direção y
K_z	Permeabilidade na direção z
N	Ruído
n	Número de experiências
P	Pressão
Re	Número de Reynolds
S	Sinal
\bar{S}	Sinal médio
T_g	Temperatura de transição vítrea
$T_{serviço}$	Temperatura de serviço
v	Velocidade da frente de fluxo

V	Volume
V_f	Volume de fibra
w	Largura do canal
\bar{y}_i	Média das variáveis de resposta
y_i	Variáveis de resposta
β	Coefficiente de permeabilidade
$\nabla\langle p \rangle$	Gradiente de pressão médio
σ^2	Desvio padrão
σ_{ced}	Tensão de cedência
$\sigma_{Compressão}^{Lim}$	Tensão limite à compressão
$\sigma_{Específica}^{Lim}$	Tensão limite à tração específica
$\sigma_{Tração}^{Lim}$	Tensão limite à tração

GLOSSÁRIO DE TERMOS

<i>Binder</i>	Material adicionado para adesão de camadas de reforço seco em materiais compósitos.
<i>Blow molding</i>	Técnica de produção na qual é pressurizado o interior da cavidade, recorrendo a ar comprimido, comprimindo o laminado contra as paredes externas.
<i>Bottleneck</i>	Ponto de estrangulamento que limita o desempenho ou a capacidade de todo um sistema.
<i>Debulking</i>	Processo que utiliza ciclos de compactação para melhorar o “empacotamento” de um empilhamento.
<i>Design space</i>	Liberdade de forma e aspeto no desenvolvimento de um produto.
<i>Drape</i>	Propriedade utilizada para qualificar a capacidade de conformação de um reforço.
<i>Gel time</i>	Tempo após a mistura de uma resina até que se verifique um aumento de viscosidade equivalente a um gel.
<i>Honeycomb</i>	Estrutura organizada na forma de um favo de mel.
<i>Layup</i>	Termo utilizado na indústria de compósitos para se referir a um empilhamento.
<i>Peel-ply</i>	Camada de sacrifício externa, desmoldante, utilizada para remover excesso de resina e texturizar a superfície do compósito promovendo a adesão.
<i>Pinch-off</i>	É um método utilizado para restringir a frente de fluxo durante a injeção de resina, quando esta atinge as extremidades do componente.
<i>Shelf-life</i>	Tempo de vida de uma resina enquanto armazenada.
<i>Stiffener</i>	Componente utilizado para aumentar a rigidez de uma estrutura aeronáutica.
<i>Stitched</i>	Termo utilizado na união de material de reforço com recurso a cosedura.
<i>Tack</i>	Propriedade utilizada para qualificar a capacidade de adesão de um material.
<i>Tow</i>	Termo utilizado na indústria de compósitos para se referir a um feixe de fios de material de reforço.
<i>Veil</i>	Material utilizado entre camadas de reforço para promover o fluxo de resina.

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1-1 – Estrutura do projeto Flexcraft	5
Figura 1.4-1 - Edifício do INEGI	7
Figura 2.1-1 - Eficiência estrutural relativa de alguns materiais utilizados na indústria aeronáutica [3].	11
Figura 2.1-2 - Percentagem de massa de compósito presente em algumas aeronaves [5].	12
Figura 2.1-3 - Secção de Fuselagem do Boeing 787 Dreamliner em compósito Carbono/Epóxido. [16]	15
Figura 2.1-4 - Relação entre a performance e custo dos termoendurecíveis e termoplásticos [21].	17
Figura 2.1-5 - Fixadores em compósito de matriz termoplástica utilizados no Airbus A350 [25].	18
Figura 2.1-6 - Sector de aplicação de fibra de carbono em função do precursor [38].	22
Figura 2.1-7 - Equipamento AFP [40].	24
Figura 2.1-8 - Efeito de "serra" originado pelo corte das tapes no processo AFP [42].	25
Figura 2.1-9 - Pannel da fuselagem Airbus A350 XWB.[40]	26
Figura 2.1-10 - <i>Booster casing</i> por AFP em termoplástico [46].	27
Figura 2.1-11 - Estabilizador horizontal do OH-58D produzido por TPS-AFP [47].	27
Figura 2.1-12 - Involucro de foguete sólido produzido por infusão assistido por AFP de fibra seca[48].	29
Figura 2.1-13 - <i>Stiffener</i> produzido com tapes Hexcel HiTape [49].	29
Figura 2.1-14 - Equipamento ATL (Mtorres) [52].	30
Figura 2.1-15 - Sequência esquemática do processo de laminação manual [53].	30
Figura 2.1-16 - Sequência esquemática do processo ATL [53].	30
Figura 2.1-17 - - Esquema ATL à esquerda e cabeça de deposição à direita [53].	31
Figura 2.1-18 - Valores qualitativos das velocidades de empilhamento das tecnologias ATL e AFP em função do comprimento médio do componente e da respetiva complexidade [53].	31
Figura 2.1-19 - A380 Flap Skin [51].	32
Figura 2.1-20 - A340 HTP Skin [51].	32
Figura 2.1-21 - - Esquema de setup de enrolamento filamental simples. A) rolos de fibra seca; B) guias de fibra seca; C) sistema de tensionador; (D) pinos de guiamento; E) tambor de impregnação com raspador; F) banho de resina; G) Feixes de fibras impregnadas; H) carro transversal; I) dispositivo de deposição; J) Mandril [56].	33
Figura 2.1-22 - Tipos de dispositivos de deposição de fibra do equipamento de enrolamento filamental [56].	34

Figura 2.1-23 - Comparação de sistema de enrolamento filamentar com termoplásticos (a) e termoendurecível (b) [56].	34
Figura 2.1-24 - Secção em corte da fuselagem do Airbus A380 e respetivos componentes produzidos por enrolamento filamentar [45].	35
Figura 2.1-25 - Estruturas tração-compressão Airbus A380 [45].	35
Figura 2.1-26 - Reservatório de pressão do sistema hidráulico <i>type II</i> do Airbus A320 [45].	35
Figura 2.1-27 - Fluxo de resina termoendurecível através de uma preforma [58].	36
Figura 2.1-28 - Esquema do processo de RTM [58].	37
Figura 2.1-29 - Molde de Light RTM [61].	39
Figura 2.1-30 - Processo CRTM.[63]	40
Figura 2.1-31 - Esquema de processo SQRTM [65].	41
Figura 2.1-32 – Ligação do aileron do A350 [66].	42
Figura 2.1-33 – Estrutura interna da porta do A350 [67].	42
Figura 2.1-34 –Componente do Trem de pouso principal do Boeing 787 [68].	42
Figura 2.1-35 - protótipo de uma estrutura do teto de um helicóptero [64].	42
Figura 2.1-36 - Processo de infusão [70].	43
Figura 2.1-37 - Setup VARTM.[70]	45
Figura 2.1-38 - Esquema do processo SCRIMP[63].	46
Figura 2.1-39 - Esquema do processo VIPR [58].	46
Figura 2.1-40 - Esquema do processo FASTRAC [63].	47
Figura 2.1-41 - Esquema do processo RIDFT [71].	48
Figura 2.1-42 - Esquema do processo VAP [73].	49
Figura 2.1-43 - Esquema tecido <i>Non Crimp</i> utilizado no processo A-VARTM [74].	50
Figura 2.1-44 - Diagrama do Processo A-VARTM [74].	51
Figura 2.1-45 - Esquema processo DVB [76].	52
Figura 2.1-46 - Esquema do processo DBVI [75].	53
Figura 2.1-47 - Efeito da operação de compactação antes da infusão no processo CAPRI [77].	54
Figura 2.1-48 - Esquema do processo CAPRI [77].	54
Figura 2.2-1 - Secções principais de uma aeronave [81].	56
Figura 2.2-2 - Estruturas primárias presentes na fuselagem como revestimentos, longarinas e reforçadores [81].	58
Figura 2.3-1 - Abordagem building-block para o teste de componentes estruturais aeronáuticos [84].	61

Figura 2.3-2 - Procedimento Taguchi (elaboração própria).	62
Figura 2.4-1 - Importância da dimensão do domínio na aplicação do volume médio [96].	65
Figura 2.4-2 - Fenómeno de dualidade do fluxo [96].	67
Figura 3.1-1 – Etapas utilizadas na seleção de materiais	71
Figura 3.1-2 –Combinações de materiais selecionados para teste	83
Figura 3.1-3 - Exemplo de plano de corte de provetes para o painel de tração (ASTM D3039) do material M5 contabilizando corte dos provetes e análise DMA&DSC.	87
Figura 3.1-4 - Provetes tração instrumentados	88
Figura 3.1-5 - Amarras hidráulicas utilizadas no ensaio de tração	88
Figura 3.1-6 - Provetes de compressão instrumentados.	89
Figura 3.1-7 - Setup do ensaio de compressão.	89
Figura 3.1-8 - Ferramenta de ensaio OHC.	89
Figura 3.1-9 - Resultados Tensões máximas (tração, compressão, OHC) para cada um dos materiais, M3, M4 e M5	90
Figura 3.1-10 - Resultados Módulos obtidos (tração e compressão) para cada um dos materiais, M3, M4 e M5	90
Figura 3.1-11 – Modelo 3D do molde da Subestrutura A (Figura da esquerda) e molde produzido (Figura da direita)	92
Figura 3.1-12 - Camadas de reforço de fibra dos diferentes fornecedores após corte em máquina de corte automático.	92
Figura 3.1-13 - Pré-formas da subestrutura A, dos diferentes materiais.	93
Figura 3.1-14 - Preparação do <i>setup</i> de infusão da subestrutura A	93
Figura 3.1-15 - Infusão em estufa da subestrutura A	93
Figura 3.1-16 - Modelo 3D do molde da subestrutura B	94
Figura 3.1-17 - Molde produzido da subestrutura B	94
Figura 3.1-18 - Esquema de laminação da 1ª e 2ª camadas no molde interno com uniões topo a topo e desfasamento entre uniões e vértices cortados em ângulo	94
Figura 3.1-19 - Esquema de laminação da 3ª camada unindo os 2 moldes internos com uniões topo a topo.	95
Figura 3.1-20 - 1ª, 2ª e 3ª camadas de topo dos diferentes fornecedores após corte em máquina de corte automático.	95
Figura 3.1-21 - Topo da 1ª camada	96
Figura 3.1-22 - 1ª e 2ª camadas já laminadas no molde interno	96
Figura 3.1-23 - Moldes internos com reforços já laminados	96

Figura 3.1-24 - <i>Setup</i> de infusão da subestrutura B	96
Figura 3.1-25- Molde da subestrutura C composto por duas partes – bordo de ataque e caixão central	97
Figura 3.1-26 - Teste de laminação com camada de reforço única	97
Figura 3.1-27 - Teste de laminação com camada de reforço única – Detalhe da zona do vértice do caixão central	97
Figura 3.1-28 - Teste de laminação com camada de reforço única – Detalhe da zona do vértice do bordo de fuga do caixão central	97
Figura 3.1-29 - Teste de laminação com divisão das camadas laterais e alívio dos vértices	97
Figura 3.1-30 - Teste de laminação com divisão das camadas laterais e alívio dos vértices – molde do caixão central e bordo de ataque todos laminados com a 1ª camada	98
Figura 3.1-31 - Teste de laminação com divisão das camadas laterais e vértices em ângulo	98
Figura 3.1-32 - Vista lateral das subestruturas A fabricadas – Da esquerda para direita materiais M3, M4 e M5, respetivamente.	98
Figura 3.1-33 - Detalhe do raio da subestrutura A – Material M4	98
Figura 3.1-34 - Detalhe do raio da subestrutura A – Material M3	98
Figura 3.2-1 - Molde inferior com vedantes e <i>pinch-off</i> .	102
Figura 3.2-2 - Molde e Contramolde desenvolvido para o processo RTM.	103
Figura 3.2-3 - Molde RTM.	103
Figura 3.2-4 - Contramolde RTM.	103
Figura 3.2-5 - Esquema e características do controlo de temperatura.	104
Figura 3.2-6 - Central de vácuo.	105
Figura 3.2-7 - Esquema e características do controlo pressão do processo de RTM	105
Figura 3.2-8 – <i>Setup</i> do processo DBVI.	106
Figura 3.2-9 - <i>Setup</i> utilizado. Figura esquerda – <i>setup</i> final do processo, Figura superior direita – Membrana VAP, figura inferior direita – <i>flow mesh</i>	107
Figura 3.2-10 - Equipamento de injeção para RTM .	108
Figura 3.2-11 - Reforços colocados no <i>setup</i> de RTM e respetivo corte na zona de injeção, representado a vermelho.	109
Figura 3.2-12 - <i>Setup</i> RTM.	109
Figura 3.2-13 - Localização das amostras para medição de espessuras.	110
Figura 3.2-14 - Localização das medições por cada secção analisada.	111
Figura 3.2-15 - <i>Setup</i> e equipamento utilizado na medição de espessuras.	111
Figura 3.2-16 - Localização e plano de corte das amostras de queima.	111

Figura 3.2-17 - Exemplo dos resultados obtidos pela análise de espessuras.	112
Figura 3.2-18 - Efeito da interação entre o gradiente de pressão e arquitetura do reforço na percentagem de vazios, em laminados produzidos por CAPRI.	113
Figura 3.2-19 - Efeito da interação entre o gradiente de pressão e o número de camadas na percentagem de vazios, em laminados produzidos por CAPRI.	113
Figura 3.2-20 - Efeito da interação entre o número de camadas e arquitetura do reforço na percentagem de vazios, em laminados produzidos por CAPRI.	113
Figura 3.2-21 - Efeito da interação entre o gradiente de pressão e arquitetura do reforço no volume de fibra, em laminados produzidos por DBVI	114
Figura 3.2-22 - Efeito da interação entre o numero de camadas e arquitetura do reforço no volume de fibra, em laminados produzidos por DBVI	114
Figura 3.2-23 - Variação média da espessura para cada uma das configurações testadas.	114
Figura 3.2-24 - Percentagem média de vazios para cada uma das configurações testada.	115
Figura 3.2-25 - Percentagem média de volume de fibra para cada uma das configurações testada.	115
Figura 3.2-26 - Percentagem de vazios presentes no laminado em função da distância ao ponto de injeção.	115
Figura 3.2-27- Espessura um função da distância ao ponto de injeção, para as várias experiencias realizadas.	116
Figura 3.2-28 - Volume de fibra presente no laminado em função da espessura média.	116
Figura 3.3-1 - Secção representativa da superfície de controlo típica (figura cedida pela Embraer).	119
Figura 3.3-2 – Desenho 2D do demonstrador de processo.	120
Figura 3.3-3 - Representação 3D do demonstrador de processo a produzir	120
Figura 3.3-4 - Empilhamento dos diferentes laminados do demonstrador	121
Figura 3.3-5 - Espessuras e posição dos <i>fillers</i> no demonstrador	121
Figura 3.4-1 - Resultados caracterização reológica.	123
Figura 3.4-2 – Setup de medição da permeabilidade, estratégia A.	124
Figura 3.4-3 - Setup de medição da permeabilidade, estratégia B.	124
Figura 3.4-4 – Componentes para a simulação de processo.	127
Figura 3.4-5 - Passos do processo automatizado de geração de malha.	129
Figura 3.4-6 - Representação isométrica da malha utilizada no modelo numérico.	130
Figura 3.4-7 - Detalhe da malha na zona de interface entre varias secções.	130
Figura 3.4-8 - Localização do ponto de injeção.	131
Figura 3.4-9 - Canais de vácuo no bordo de ataque.	131

Figura 3.4-10 - Canais de vácuo no bordo de fuga.	131
Figura 3.4-11 - Tempo e padrão de enchimento.	132
Figura 3.4-12 – Histórico da resina injetada.	133
Figura 3.4-13 - Volume de resina injetado e perdido ao longo do tempo de enchimento.	133
Figura 3.5-1 - Molde bipartido com plano de separação perpendicular [105].	134
Figura 3.5-2 - Molde bipartido com plano de separação em ângulo [105].	134
Figura 3.5-3 - Vista explodida do molde exterior do demonstrador.	135
Figura 3.5-4 - Postiços para aplicação de vácuo e saída de resina.	136
Figura 3.5-5 - Postiço de injeção de resina.	136
Figura 3.5-6 - Canal para o postiço de injeção.	137
Figura 3.5-7 - Sistema de vedação do molde.	137
Figura 3.5-8 - Sistema de alinhamento do molde.	138
Figura 3.5-9 - Localização dos extratores e cavidades de alavancagem.	138
Figura 3.5-10 - Localização dos sensores de pressão nas zonas correspondentes aos revestimentos no intradorso e extradorso.	139
Figura 3.5-11 - Localização dos sensores de pressão nas zonas correspondentes às <i>ribs</i> .	139
Figura 3.5-12 - Localização dos termopares nas zonas correspondentes aos revestimentos no intradorso e extradorso e bordo de ataque.	140
Figura 3.5-13 - Localização dos termopares nas zonas correspondentes às <i>ribs</i> .	140
Figura 3.5-14 - Molde interno do bordo de fuga e molde interno do caixão colapsável.	141
Figura 3.5-15 - Vista do molde interno colapsável com algumas peças deslocadas.	141
Figura 3.5-16 - Localização dos imanes utilizados nas ligações magnéticas.	142
Figura 3.5-17 - Molde interno do bordo de ataque e molde interno do caixão em areia solúvel.	142
Figura 3.5-18 - Molde em areia solúvel do demonstrador de processo.	142
Figura 3.5-19 - Sequência de montagem do molde demonstrador de processo.	143
Figura 3.5-20 - Molde interno para técnica <i>blow molding</i> em EPS revestido a membrana.	144
Figura 3.5-21 - Moldes internos após laminação utilizados no teste preliminar.	144
Figura 3.5-22 - Setup do ensaio de aquecimento do molde.	144
Figura 3.5-23 - Molde produzido com o componente demonstrador de processo no interior.	145
Figura 6.1-1 - Registo gráfico Força-Deslocamento do Ensaio de tração do material M3.	165
Figura 6.1-2 - Registo gráfico Tensão-Deformação do Ensaio de tração do material M3.	166

Figura 6.1-3 - Registo gráfico Força-Deslocamento do Ensaio de tração do material M4.	166
Figura 6.1-4 - Registo gráfico Tensão-Deformação do Ensaio de tração do material M4.	167
Figura 6.1-5 - Registo gráfico Força-Deslocamento do Ensaio de tração do material M5.	168
Figura 6.1-6 - Registo gráfico Tensão-Deformação do Ensaio de tração do material M5.	168
Figura 6.2-1 - Registo gráfico Força-Deslocamento do teste de compressão do material M3.	169
Figura 6.2-2 - Registo gráfico Tensão-Deformação medida pelos extensómetros do teste de compressão do material M3.	169
Figura 6.2-3 - Registo gráfico Força-Deslocamento do teste de compressão do material M4.	170
Figura 6.2-4 - Registo gráfico Tensão-Deformação medida pelos extensómetros do teste de compressão do material M4.	170
Figura 6.2-5 - Registo gráfico Força-Deslocamento do teste de compressão do material M5.	171
Figura 6.2-6 - Registo gráfico Tensão-Deformação medida pelos extensómetros do teste de compressão (procedimento B) do material M5.	172
Figura 6.3-1 - Registo gráfico Tensão-Deformação do Ensaio OHC do material M3.	172
Figura 6.3-2 - Registo gráfico Tensão-Deformação do Ensaio OHC do material M4.	173
Figura 6.3-3 - Registo gráfico Tensão-Deformação do ensaio OHC do material M5.	174
Figura 6.6-1 - - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo DBVI Run 1	179
Figura 6.6-2 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo DBVI Run 2.	179
Figura 6.6-3 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo DBVI Run 3.	180
Figura 6.6-4 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo DBVI Run 4	180
Figura 6.6-5 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo CAPRI Run 1.	181
Figura 6.6-6 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo CAPRI Run 2.	181
Figura 6.6-7 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo CAPRI Run 3.	182
Figura 6.6-8 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo CAPRI Run 4.	182
Figura 6.6-9 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo HPRTM Run 1.	183
Figura 6.6-10 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo HPRTM Run 2.	183
Figura 6.6-11 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo HPRTM Run 3.	184
Figura 6.6-12 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo HPRTM Run 4.	184
Figura 6.6-13 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo VAP Run 1.	185
Figura 6.6-14- Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo VAP Run 2.	185
Figura 6.6-15 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo VAP Run 3.	186
Figura 6.6-16 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo VAP Run 4.	186

Figura 6.7-1 - Efeito da interação entre o gradiente de pressão e arquitetura do reforço na percentagem de vazios, em laminados produzidos por DBVI.	187
Figura 6.7-2 - Efeito da interação entre o gradiente de pressão e o numero de camadas na percentagem de vazios, em laminados produzidos por DBVI	187
Figura 6.7-3 - Efeito da interação entre o numero de camadas e arquitetura do reforço na percentagem de vazios, em laminados produzidos por DBVI	187
Figura 6.7-4 – Efeito da interação entre o gradiente de pressão e arquitetura do reforço na percentagem de vazios, em laminados produzidos por CAPRI	188
Figura 6.7-5 - Efeito da interação entre o gradiente de pressão e o número de camadas na percentagem de vazios, em laminados produzidos por CAPRI	188
Figura 6.7-6 - Efeito da interação entre o número de camadas e arquitetura do reforço na percentagem de vazios, em laminados produzidos por CAPRI	188
Figura 6.7-7 - Efeito da interação entre o gradiente de pressão e arquitetura do reforço na percentagem de vazios, em laminados produzidos por VAP	189
Figura 6.7-8 - Efeito da interação entre o gradiente de pressão e o número de camadas na percentagem de vazios, em laminados produzidos por VAP	189
Figura 6.7-9 - Efeito da interação entre o número de camadas e arquitetura do reforço na percentagem de vazios, em laminados produzidos por VAP	189
Figura 6.7-10 - Efeito da interação entre a pressão de injeção e arquitetura do reforço na percentagem de vazios, em laminados produzidos por HPRTM	190
Figura 6.7-11 - Efeito da interação entre a pressão de injeção e o número de camadas na percentagem de vazios, em laminados produzidos por HPRTM	190
Figura 6.7-12 - Efeito da interação entre o número de camadas e arquitetura do reforço na percentagem de vazios, em laminados produzidos por HPRTM	190
Figura 6.8-1 - Efeito da interação entre o gradiente de pressão e arquitetura do reforço no volume de fibra, em laminados produzidos por DBVI	191
Figura 6.8-2 - Efeito da interação entre o numero de camadas e arquitetura do reforço no volume de fibra, em laminados produzidos por DBVI	191
Figura 6.8-3 - Efeito da interação entre o gradiente de pressão e arquitetura do reforço no volume de fibra, em laminados produzidos por CAPRI.	191
Figura 6.8-4 - Efeito da interação entre o numero de camadas e arquitetura do reforço no volume de fibra, em laminados produzidos por CAPRI	191
Figura 6.8-5 - Efeito da interação entre o gradiente de pressão e arquitetura do reforço no volume de fibra, em laminados produzidos por VAP	192
Figura 6.8-6 - Efeito da interação entre o numero de camadas e arquitetura do reforço no volume de fibra, em laminados produzidos por VAP	192
Figura 6.8-7 - Efeito da interação entre o numero de camadas e arquitetura do reforço no volume de fibra, em laminados produzidos por HPRTM.	192

Figura 6.8-8 - Efeito da interação entre a pressão de injeção e arquitetura do reforço no volume de fibra, em laminados produzidos por HPRTM. 192

ÍNDICE DE TABELAS

Tabela 2.1-1 - Compósitos baseados em resinas termoendurecíveis e termoplásticas [10].	13
Tabela 2.1-2 - Propriedades matrizes termoendurecíveis [12].	14
Tabela 2.1-3 - Propriedades dos Termoplásticos [19].	16
Tabela 2.1-4 - Propriedades das fibras de alta performance [12].	19
Tabela 2.1-5 - Aplicações processo AFP [43]–[45].	26
Tabela 2.1-6 - Aplicações da tecnologia ATL em aeronaves comerciais/executivas [43]–[45], [51], [54].	32
Tabela 2.1-7 - Vantagens e desvantagem da utilização do processo RTM.	41
Tabela 2.1-8 - Aplicações da tecnologia RTM em aeronaves comerciais [64], [66]–[68].	42
Tabela 2.1-9 - Propriedades mecânicas pelo processo A-VARTM e pré-impregnados utilizados em estruturas primárias [74].	51
Tabela 2.2-1 - Critério de aceitação geral de componentes acabados produzidos em materiais compósitos (referência confidencial)	59
Tabela 3.1-1 - Resinas líquidas de epóxido para aplicação em estruturas primárias	73
Tabela 3.1-2 - Reforços em fibra de carbono de alta resistência	76
Tabela 3.1-3 - Reforços em fibra de carbono de intermédio, alto e ultra alto módulo	77
Tabela 3.1-4 - Reforços em fibra de carbono especiais para infusão e RTM	77
Tabela 3.1-5 - Reforços em fibra de carbono NCF	78
Tabela 3.1-6 - Propriedades de referência para as fibras e resinas selecionadas.	82
Tabela 3.1-7 - Detalhes dos materiais selecionados para este estudo. CPT = <i>Cured Ply Thickness</i> (valores teóricos enviados pelos fornecedores) e FVF = <i>fiber volume fraction</i> .	84
Tabela 3.1-8 - Tabela comparativa com a informação necessária para a produção dos painéis para todos os fornecedores. CPT= <i>cured ply thickness</i> (valor teórico enviado pelos fornecedores).	85
Tabela 3.1-9 - Propriedades de interesse identificadas para avaliar qualidade dos materiais, com informação sobre o protocolo e/ou método de caracterização utilizado por cada fornecedor.	86
Tabela 3.1-10 - Matérias primas a serem testadas nas subestruturas.	91
Tabela 3.1-11 - Matriz de avaliação resumo para escolha do material.	100
Tabela 3.2-1 - Definição de parâmetros e respetivos níveis.	101
Tabela 3.2-2 - Desenho de Experiências utilizando, matriz ortogonal $L_4(2^3)$.	102
Tabela 3.2-3 - Definição de parâmetros e respetivos níveis para o processo de RTM.	108

Tabela 3.3-1 - Laminação com Material M0.....	122
Tabela 3.3-2 - Laminação com Material M4.....	122
Tabela 3.4-1 - Estratégias de injeção utilizadas na medição de permeabilidade.....	124
Tabela 3.4-2 - Configurações ensaios de permeabilidade.....	125
Tabela 3.4-3 - Parâmetros das configurações para as medições de permeabilidade no plano.....	125
Tabela 3.4-4 - Parâmetros das configurações para as medições de permeabilidade através da espessura.....	125
Tabela 3.4-5 – Resultados experimentais dos ensaios de permeabilidade.....	126
Tabela 3.4-6 - - Resultados de permeabilidade para a configuração 3.....	126
Tabela 3.4-7 - Propriedades e qualidade da malha obtida.....	129
Tabela 6.1-1 - Resumo dos resultados do ensaio de tração do material M3.....	165
Tabela 6.1-2 - Resumo dos resultados do ensaio de tração do material M4.....	166
Tabela 6.1-3 - Resumo dos resultados do ensaio de tração do material M5.....	167
Tabela 6.2-1 - Resumo dos resultados do ensaio de compressão material M3.....	169
Tabela 6.2-2 - Resumo dos resultados do ensaio de compressão do material M4.....	170
Tabela 6.2-3 - Resumo dos resultados do ensaio de compressão sem tabs (procedimento A) material M5.....	171
Tabela 6.2-4 - Resumo dos resultados do ensaio de compressão com tabs (procedimento B) material M5.....	171
Tabela 6.3-1 - Resumo dos resultados do ensaio OHC do material M3.....	172
Tabela 6.3-2 – Resumo dos resultados do ensaio OHC do material M4.....	173
Tabela 6.3-3 - Resumo dos resultados do ensaio OHC do material M5.....	173

ÍNDICE

1	INTRODUÇÃO	3
1.1.	Contextualização	3
1.2.	Objetivos	5
1.3.	Organização do relatório.....	6
1.4.	Caracterização da empresa acolhedora.....	7
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	11
2.1.	Estado de arte dos materiais e processos aplicados à indústria aeronáutica	11
2.1.1.	Materiais	12
2.1.1.1.	Matriz.....	13
2.1.1.1.1.	Termoendurecível.....	14
2.1.1.1.2.	Termoplásticos	16
2.1.1.2.	Reforços	19
2.1.1.2.1.	UHMWPE (Ultra High Molecular Weight Polyethylene)	20
2.1.1.2.2.	Fibra de Aramida	20
2.1.1.2.3.	Fibra de Carbono	20
2.1.1.2.4.	Fibra S-Glass.....	22
2.1.1.2.5.	Fibras PBO e PBT.....	23
2.1.1.2.6.	Sumário das fibras de alta performance.....	23
2.1.2.	Processos.....	23
2.1.2.1.	Automated Fiber Placement (AFP)	23
2.1.2.2.	Automated Tape Laying (ATL).....	29
2.1.2.3.	Enrolamento Filamentar	33
2.1.2.4.	Resin Transfer Molding (RTM)	36
2.1.2.5.	Infusão a vácuo	43
2.2.	Estruturas aeronáuticas	55

2.3.	Metodologias e ferramentas de apoio ao desenvolvimento	61
2.3.1.	Metodologia Building Block.....	61
2.3.2.	Método Taguchi	61
2.4.	Estado de arte de software e modelos matemáticos	63
3.	DESENVOLVIMENTO	71
3.1.	Seleção de materiais	71
3.1.1.	Identificação Materiais comerciais.....	71
3.1.1.1.	Identificação de Matrizes.....	72
3.1.1.2.	Identificação reforços	74
3.1.2.	Seleção dos materiais a testar.....	82
3.1.3.	Avaliação da qualidade dos materiais a testar	86
3.1.4.	Ensaio de caracterização mecânica	86
3.1.4.1.	Procedimentos dos ensaios mecânicos	88
3.1.4.1.1.	Ensaio de Tração	88
3.1.4.1.2.	Ensaio de Compressão	88
3.1.4.1.3.	Open Hole Compression (OHC).....	89
3.1.4.2.	Resultados.....	89
3.1.5.	Ensaio de processabilidade.....	91
3.1.5.1.	Subestruturas Desenvolvidas.....	92
3.1.5.1.1.	Subestrutura A.....	92
3.1.5.1.2.	Subestrutura B	93
3.1.5.1.3.	Subestrutura C	96
3.1.5.2.	Resultados ensaios de processabilidade.....	98
3.1.6.	Matriz de seleção	100
3.2.	Seleção do processo de fabrico.....	101
3.2.1.	Design of experiments (DOE)	101
3.2.2.	Ferramenta de comparação de processos	102
3.2.3.	Controlo de processo	103
3.2.4.	Experiências de comparação de processo.....	106

3.2.4.1.	Double Bag Vacuum Infusion (DBVI).....	106
3.2.4.2.	Vacuum Assisted Process (VAP).....	107
3.2.4.3.	CAPRI.....	107
3.2.4.4.	Resin Transfer Molding (RTM).....	108
3.2.5.	Métodos de análise.....	110
3.2.6.	Medição de espessuras.....	110
3.2.7.	Método de queima.....	111
3.2.8.	Resultados.....	112
3.2.8.1.	Análise espessuras.....	112
3.2.8.2.	Análise de vazios.....	112
3.2.8.3.	Análise de volumes de fibra.....	113
3.2.8.4.	Comparação de processos.....	114
3.3.	Demonstrador de processo.....	118
3.3.1.	Geometria.....	119
3.3.2.	Laminado.....	121
3.4.	Simulação do processo.....	123
3.4.1.	Caracterização matriz e reforço.....	123
3.4.1.1.	Ensaio de viscosidade.....	123
3.4.1.2.	Ensaio de permeabilidade.....	124
3.4.2.	Geometria.....	127
3.4.3.	Modelo constitutivo.....	127
3.4.4.	Malha.....	128
3.4.5.	Condições fronteira.....	131
3.4.6.	Resultados.....	132
3.5.	Molde.....	134
3.5.1.	Molde exterior.....	135
3.5.2.	Molde interno.....	140
3.5.3.	Testes preliminares.....	143
4.	CONCLUSÕES E PROPOSTAS DE TRABALHOS FUTUROS.....	149

4.1.	Conclusões	149
4.2.	Propostas de trabalhos futuros.....	151
5.	BIBLIOGRAFIA E OUTRAS FONTES DE INFORMAÇÃO.....	155
6.	ANEXOS	165
6.1.	Resultados dos ensaios de tração	165
6.1.1.	Resultados do ensaio de tração do material M3.....	165
6.1.2.	Resultados do ensaio de tração do material M4.....	166
6.1.3.	Resultados do ensaio de tração do material M5.....	167
6.2.	Resultados dos ensaios de compressão.....	169
6.2.1.	Resultados dos ensaios de compressão Material M3	169
6.2.2.	Resultados dos ensaios de compressão Material M4	170
6.2.3.	Resultados dos ensaios de compressão Material M5	171
6.3.	Resultados dos ensaios OHC	172
6.3.1.	Resultados dos ensaios OHC do material M3.....	172
6.3.2.	Resultados dos ensaios OHC do material M4.....	173
6.3.3.	Resultados dos ensaios OHC do material M5.....	173
6.4.	Matriz de seleção dos ensaios de processabilidade	175
6.5.	Exemplo de folha de registo e cálculo dos ensaios de processabilidade.....	178
6.6.	Resultados análise de espessuras	179
6.6.1.	Resultados da análise de espessuras do processo DBVI	179
6.6.2.	Resultados da análise de espessuras do processo CAPRI.....	181
6.6.3.	Resultados da análise de espessuras do processo RTM.....	183
6.6.4.	Resultados da análise de espessuras do processo VAP.....	185
6.7.	Resultados análise de vazios	187
6.7.1.	Resultados da análise de vazios do processo DBVI	187
6.7.2.	Resultados da análise de vazios do processo CAPRI.....	188
6.7.3.	Resultados da análise de vazios do processo VAP.....	189

6.7.4.	Resultados da análise de vazios do processo RTM.....	190
6.8.	Resultados análise de volume de fibra	191
6.8.1.	Resultados da análise do volume de fibra do processo DBVI.....	191
6.8.2.	Resultados da análise do volume de fibra do processo CAPRI	191
6.8.3.	Resultados da análise do volume de fibra do processo VAP	192
6.8.4.	Resultados da análise do volume de fibra do processo RTM	192

INTRODUÇÃO

- 1.1. Contextualização
- 1.2. Objetivos
- 1.3. Organização do relatório
- 1.4. Caracterização da empresa acolhedora

1 INTRODUÇÃO

1.1. Contextualização

Os materiais compósitos representam um caso de particular importância dentro dos materiais de engenharia não tradicionais. O seu baixo peso, elevada rigidez, alta resistência à fadiga e à corrosão, e capacidade de absorção de energia aliados ao potencial de fabrico de componentes complexos, tornam-nos de extremo interesse para aplicações aeronáuticas. Por outro lado, os constantes avanços tecnológicos têm vindo a diminuir os custos de processamento das matérias-primas a elas associados, abrindo cada vez mais seu leque de aplicações e de “design space”. Prevê-se assim que estes materiais ganhem cada vez mais relevância no mercado aeronáutico, seja para produtos civis ou militares.

Os materiais compósitos começaram por ser aplicados em pequenas quantidades na aviação militar e civil a partir dos anos 60 e 70. Nos anos 80, passaram a ser aplicados em estruturas secundárias pelos fabricantes de aviação civil comercial, para elementos da asa e da empenagem, como em estruturas como *flaps*, *ailerons*, lemes, entre outros. Contudo, é com o advento da última geração de aviões comerciais, como os Airbus A380 e A350 e o Boeing 787, que estes materiais começaram a ser amplamente usados em estruturas primárias. A crescente utilização destes materiais na indústria aeronáutica, a experiência acumulada nas últimas décadas e a pressão das instituições europeias para a implementação de políticas de redução de emissões de gases pelas aeronaves, têm vindo a impulsionar a sua aplicação e grau de confiança nesta indústria.

Os fabricantes de aeronaves têm como requisito de qualidade - para estruturas compósitas primárias - menos de 1% de fração volúmica de vazios e frações de volume de fibra de 65%, e, para estruturas secundárias, menos de 2% de fração volúmica de vazios. Estes resultados são hoje em dia atingidos com processos de laminação por empilhamento de bandas/tecidos pré-impregnados e posterior compactação e cura em autoclave. Ao mesmo tempo, processos de fabrico alternativos – e potencialmente menos onerosos e mais eficientes energeticamente - como os de infusão, estão ainda aquém de serem amplamente usados nesta indústria, uma vez que há verdadeiras barreiras tecnológicas que tornam difícil garantir volumes de vazios inferiores a 2%. Um grande número de tecnologias de moldação fora do autoclave tem vindo a ser desenvolvida para satisfazer variadíssimas aplicações: processos de moldação por transferência de resina com ou sem aplicação de vácuo, infusão com saco de vácuo,

moldação por conformação e soldadura de matrizes termoplásticas. Por exemplo, Witik et al [18] demonstraram recentemente que o uso de processos de infusão em forno pode ter um impacto muito significativo no custo do componente, sendo possíveis reduções de 24€/kg de componente final, apenas com redução do custo de materiais (tecidos secos vs. pré-impregnados).

Prevê-se que o volume anual de estruturas compósitas produzidas por métodos alternativos à autoclave tenha um incremento de 1,656 toneladas até 2022, correspondendo a 18% do mercado aeronáutico total previsto [1]. Embora estes métodos sejam hoje usados numa parte relativamente pequena do volume total de aeroestruturas compósitas, esta estimativa parte de evidências de que estes poderão desempenhar um papel significativo na redução dos ciclos de cura, de custos de ferramentas, materiais e processamento em geral, bem como reduzir o consumo de energia em mais de 50%, ao mesmo tempo que permitem a produção de geometrias ainda mais complexas e leves e com alto nível de integração e simplificando e/ou eliminando fases de montagem e elementos de fixação. Artigos como o que Menta et al [19] apresentam descrevem bem o interesse e potencial da substituição do autoclave, pela aplicação destes processos de infusão com vista à redução de peso da estrutura, à integração estrutural e à redução de custos de fabrico.

É neste contexto e na tendência do mercado para soluções de aeronave mais flexíveis que surge o projeto FLEXCRAFT, projeto em co-promoção apoiado pelo Portugal 2020 segundo o sistema de incentivos à investigação e desenvolvimento tecnológico (SII&DT), cujas entidades que o integram são a SETsa (na qualidade de líder de projeto), a Alma Design, a Embraer, o Instituto Superior Técnico (IST) e o INEGI. Este projeto surge na sequência do projeto NewFace, levado a cabo pelo mesmo consórcio, do qual resultaram três conceitos de aeronave. O conceito Utility foi considerado o mais promissor, por se tratar de uma aeronave modular, com capacidade *short take-off and landing* (STOL), garantindo uma resposta sustentável, eficiente, e flexível a diferentes tipologias de missões (comerciais e de lazer, de socorro e auxílio, entre outras). Assim o projeto FLEXCRAFT nasceu com o objetivo de elevar de forma integrada as tecnologias críticas do conceito Utility – configuração, soluções de flexibilidade e processos de produção e materiais.

Devido aos longos ciclos de desenvolvimento dos produtos aeronáuticos, o consórcio adotou uma estrutura de projeto com três linhas de desenvolvimento: 1) “Voo e Operação”, para definir a configuração final da aeronave e estudar a sua dinâmica de voo através de metodologias *model based systems engineering* (MBSE); 2) “Versatilidade e Usabilidade”, para temas como a organização interna a bordo, a otimização do espaço, acessibilidade, ergonomia, funcionalidade, modularidade e flexibilidade para diferentes missões, estudo complementado com a construção de uma mock-up à escala real para permitir a avaliação física do conceito a esse nível; e 3)

“Materiais e Processos de Produção”, para avaliar os processos de produção de compósitos capazes de reduzir os custos de produção, pela exploração de tecnologias fora do autoclave e da integração de componentes, resultando em dados sobre materiais e avaliação do potencial de produção integrada de estruturas complexas através da produção de um demonstrador de uma subestrutura primária. A visão geral do projeto é apresentada na Figura 1.1-1.

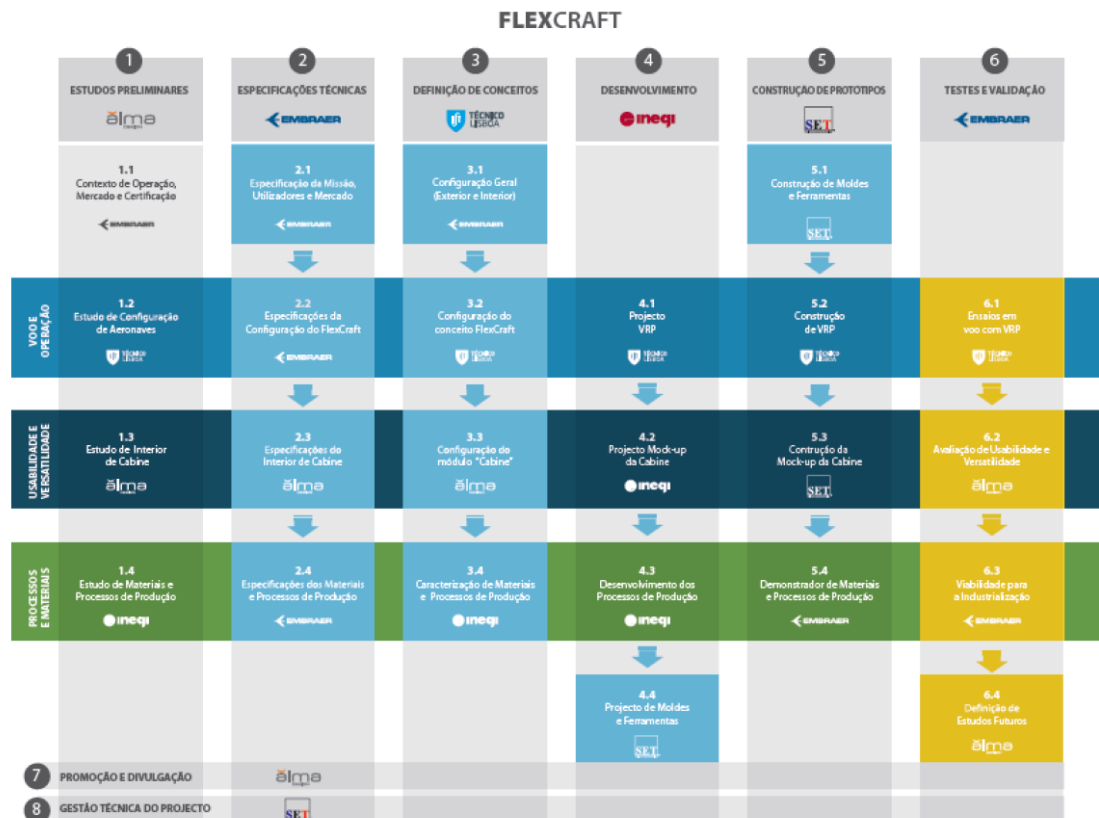


Figura 1.1-1 – Estrutura do projeto Flexcraft

O tema e correspondente plano de trabalhos desta dissertação enquadra-se na linha de desenvolvimento de “Materiais e Processos de Produção” do projeto Flexcraft, sendo o INEGI a instituição de acolhimento para a realização deste trabalho.

1.2. Objetivos

Esta dissertação tem como objetivo o estudo de uma solução de fabrico, tecnologicamente viável e promissora, para a produção de componentes primários e/ou secundários de estruturas aeronáuticas em material compósito. Para o estudo foram propostos os seguintes objetivos:

- Identificação dos materiais e processos fabrico implementados atualmente na indústria aeronáutica;

- Caracterização e seleção de materiais;
- Comparação dos processos de fabrico com maior potencial de aplicação e seleção de um processo base;
- Definição de um componente demonstrador do processo a implementar;
- Simulação do processo de fabrico adotado;
- Desenvolvimento da ferramenta produtiva.

Com o intuito de tornar a solução economicamente relevante foram definidos alguns requisitos, designadamente:

- Processo fora do autoclave;
- Solução *one-shot*;
- Requisitos estruturais equivalentes a componentes produzidos em autoclave.

1.3. Organização do relatório

A arquitetura da presente dissertação é constituída por quatro capítulos principais que se dividem em diversos subcapítulos.

O primeiro capítulo procura enquadrar a dissertação nos sectores abordados, nomeadamente o sector aeronáutico e dos materiais compósitos. Ainda neste capítulo são apresentados os objetivos principais propostos para o estudo e a estrutura do trabalho realizado. É ainda caracterizada a empresa acolhedora que suportou e possibilitou a realização de todo o trabalho.

O segundo capítulo, de carácter essencialmente teórico e baseado em pesquisa bibliográfica, incluindo temas como os materiais compósitos, sua diversidade, características e aplicações, as tecnologias de produção de componentes estruturais em compósitos, com maior foco nos de aplicação ao sector aeronáutico e nas ferramentas auxiliares ao desenvolvimento do produto (CAD/CAE). Ainda neste capítulo acrescenta-se uma breve descrição das metodologias propostas e aplicadas no desenvolvimento do trabalho realizado.

O terceiro capítulo diz respeito à componente prática do trabalho realizado, o que inclui as diversas fases experimentais e de análise de resultados necessárias à definição e produção do demonstrador final. Este capítulo pode ser subdividido em 2 fases de desenvolvimento principais, uma primeira que diz respeito à seleção e caracterização de materiais e processos e uma segunda fase de desenvolvimento do produto. Ao longo dos subcapítulos de seleção de materiais e processos são descritos em detalhe todos os procedimentos, ferramentas e análises de resultados. Na fase de desenvolvimento de produto, está incluída a definição do demonstrador, a simulação do processo produtivo, bem como toda a caracterização de material necessária para implementação do modelo

numérico e a ferramenta produtiva desenvolvida para a produção do componente demonstrador de processo.

O quarto e último capítulo apresenta as principais conclusões, que deverão incluir uma análise técnica dos resultados obtidos em cada uma das fases de desenvolvimento, o potencial de implementação da tecnologia desenvolvida e uma proposta de trabalhos futuros.

1.4. Caracterização da empresa acolhedora

O INEGI é um Instituto de novas tecnologias, situado na interface Universidade – Indústria e vocacionado para a realização de atividade de investigação e de inovação de base tecnológica e transferência de tecnologia orientada para o tecido industrial. A Figura 1.4-1 mostra as instalações da instituição em questão.



Figura 1.4-1 - Edifício do INEGI

O INEGI nasceu em 1986 no seio do que são hoje os Departamentos de Engenharia Mecânica (DEMec) e de Engenharia e Gestão Industrial (DEGI) da Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto (FEUP). Com a figura jurídica de Associação Privada sem Fins Lucrativos, o estatuto de «Utilidade Pública» e uma equipa própria de 200 colaboradores, assume-se como um agente ativo no desenvolvimento e consolidação de um modelo competitivo baseado no conhecimento, na densidade tecnológica dos produtos e processos, e na inovação de base tecnológica.

O INEGI desenvolve atividades de investigação, inovação e transferência de tecnologia, consultoria e serviços para um conjunto alargado de mercados e sectores de atividade,

tendo já acumulados mais de 25 anos de experiência em projetos com empresas e em consórcios nacionais e internacionais.

O instituto tem uma tradição de prestígio nas áreas dos materiais e estruturas compósitas. Os trabalhos que tem desenvolvido nesta área, como os projetos da garrafa de gás Pluma, as colaborações com a ESA e a NASA, entre outros, demonstram o enorme *know-how* do INEGI nesta área. O INEGI apresenta soluções para o desenvolvimento de aplicações onde o fator leveza tem um peso decisivo. O Instituto domina técnicas que envolvem materiais laminados em compósito, betões poliméricos, fibras de vidro e carbono, e apresenta competências para o desenvolvimento de produtos, soluções estruturais avançadas, bem como implementação de novas tecnologias de fabrico de materiais. Dispõe de vários laboratórios para ensaios de materiais, tais como reação dos materiais ao fumo e fogo, termomecânicos, envelhecimento, deformabilidade, dureza, fadiga, entre outros.

REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

- 2.1. Estado de arte dos materiais e processos aplicados à indústria aeronáutica
- 2.2. Estruturas aeronáuticas
- 2.3. Metodologias e ferramentas de apoio ao desenvolvimento
- 2.4. Estado de arte de software e modelos matemáticos

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1. Estado de arte dos materiais e processos aplicados à indústria aeronáutica

Os materiais compósitos têm ganho cada vez mais terreno como materiais preferenciais, especialmente na indústria aeronáutica. Estes materiais atraíram a atenção não só dos engenheiros, mas também dos especialistas em negócios. Para os engenheiros, os compósitos são a oportunidade de criar novos materiais com uma paleta de propriedades que não se podem encontrar nos materiais minerais existentes.

A resistência e módulo específicos dos compósitos com fibras de elevada resistência, particularmente a fibra de carbono, são superiores às ligas metálicas de maior resistência [2]. Na Figura 2.1-1 é realizada uma comparação geral da eficiência estrutural relativa de 3 dos principais materiais aplicados na indústria aeronáutica, nomeadamente, compósito carbono/epóxico, Titânio Ti-6Al-4V e Alumínio 7075-T6 .

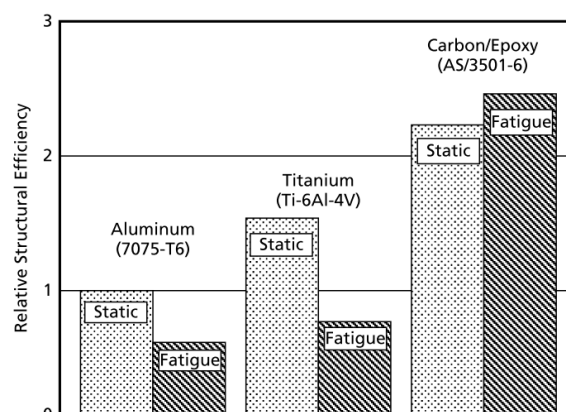


Figura 2.1-1 - Eficiência estrutural relativa de alguns materiais utilizados na indústria aeronáutica [3].

Do ponto de vista de negócio, os compósitos oferecem um crescimento sem precedentes, especialmente em áreas onde existe elevada procura por materiais com elevado desempenho. Não é surpresa que o mercado aeronáutico seja um dos maiores e indiscutivelmente o mais importante da indústria dos compósitos [4].

As propriedades únicas dos materiais compósitos, particularmente o seu baixo peso e elevada resistência, aliadas à possibilidade de fabrico de componentes complexos, impulsionaram a sua utilização em aeronaves comerciais, aeronaves militares, helicópteros, jatos privados, aviação em geral e aeronaves espaciais.

É notável o contínuo aumento da utilização de compósitos ao longo das últimas décadas. A Figura 2.1-2 apresenta de forma clara a tendência anteriormente referida.

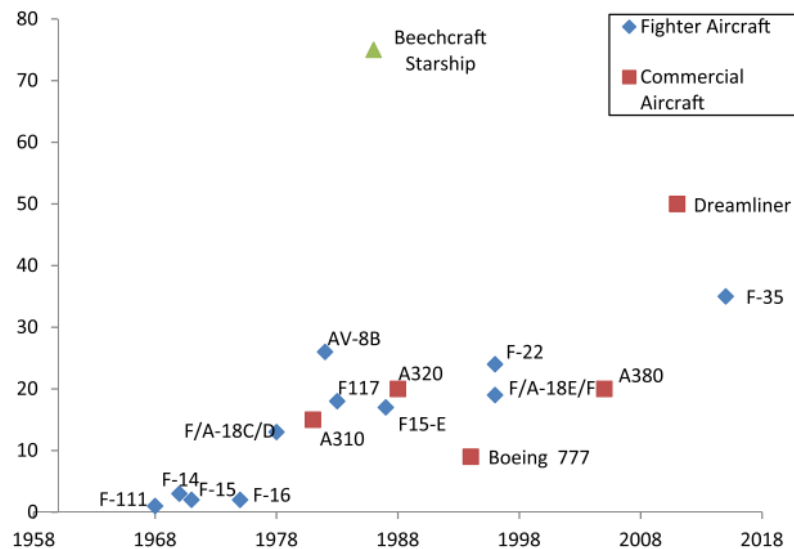


Figura 2.1-2 - Porcentagem de massa de compósito presente em algumas aeronaves [5].

Embora a utilização de compósitos na indústria aeronáutica tenha sido essencialmente motivada pela redução de peso, atualmente a redução de custos no seu fabrico começa a ganhar cada vez mais importância.

Estão disponíveis vários processos para o fabrico de componentes em compósito: enrolamento filamentar, autoclave, injeção, infusão, *Spray-up*, pultrusão, entre outros [6]. Cada um destes processos apresenta vantagens e desvantagens e a seleção do processo de fabrico mais adequado depende de vários fatores inerentes, não só ao componente que se pretende produzir (dimensão, geometria e tipo de aplicação), como também ao próprio processo de fabrico (custo e cadência).

Na indústria aeronáutica, o método de fabrico mais difundido e utilizado continua a ser a cura em autoclave de fibras pré-impregnadas laminadas manualmente, pois permite maior controlo das propriedades, fator essencial em componentes estruturais, e peso da peça a fabricar [7]. No entanto, a necessidade de processos mais produtivos, de menor custo e de qualidade compatível à aplicação do produto abriu portas à utilização de novas técnicas de processamento na indústria aeronáutica.

2.1.1. Materiais

Os materiais compósitos avançados consistem na combinação de reforços de elevada resistência com matrizes poliméricas de alta performance, que quando combinados originam um material com propriedades superiores do que os seus constituintes individualmente [8].

2.1.1.1. Matriz

A matriz é a componente contínua na qual os reforços ou fibras estão contidos, não só permitindo uma distribuição uniforme dos esforços pelo reforço, mas atuando como agente protetor da superfície contra a abrasão e corrosão ambiental, fatores que podem iniciar a fratura do reforço [9]. A adesão entre o reforço e matriz é um parâmetro essencial para garantir que ocorre uma distribuição de cargas entre as duas fases distintas. Uma outra característica importante da matriz é a sua capacidade de absorver energia e reduzir as concentrações de tensões, permitindo assim uma maior tolerância ao dano e consequente durabilidade.

Tabela 2.1-1 - Compósitos baseados em resinas termoendurecíveis e termoplásticas [10].

Componente	Propriedade	Termoendurecível	Termoplástico
Resina	Formulação	Complexa	Simples
	Viscosidade	Muito baixa	Alta
	Impregnação da Fibra	Fácil	Difícil
	Custo	Baixo - Médio	Médio - Alto
Pré- Impregnado	<i>Tack, Drape</i>	Bom	N.A.
	Estabilidade Armazenamento / Exterior	Baixa	Excelente
	Garantia de Qualidade	Razoável	Excelente
	Ciclo Processamento	Longo	Curto - Longo
Compósito	Processamento (Tempo/Temperatura/Pressão)	Baixo - Moderado	Alto
	Custo Produção	Alto	Baixo
	Propriedades Estruturais	Razoável - Bom	Razoável - Bom
	Ambiente e Solvente	Bom a Excelente	Fraco - Bom
	Fratura Interlaminar	Baixa	Alta
	Tolerância ao Dano	Baixa – Excelente	Razoável - Bom
	Base de dados	Grande	Pequena

A suscetibilidade da matriz polimérica a fatores como a humidade e temperatura, e respetiva redução das suas propriedades, por exemplo, em ambientes hostis e cíclicos gera alguma preocupação. A exposição cíclica em ambientes húmidos proporciona variações de volume no polímero, que em última instância podem levar à formação de micro-fendas.

Uma variedade de resinas termoendurecíveis e de termoplásticos tem vindo a ser utilizados como matriz. Algumas das vantagens e desvantagens destes sistemas de resina contrastantes podem ser analisadas na Tabela 2.1-1.

2.1.1.1.1. Termoendurecível

Resinas termoendurecíveis são oligómeros de baixa massa molecular com baixa/média viscosidade que necessitam de um agente catalisador e/ou endurecedor ou elevadas temperaturas de cura ($>100^{\circ}\text{C}$). O sistema de resina resultante é convertido numa rede de macromoléculas altamente reticuladas com excelente resistência ao ambiente e solventes, e com alta resistência mecânica e rigidez [10].

Os sistemas de resina termoendurecíveis frequentemente utilizados em compósitos avançados de alta performance são o epóxido, fenólico, bismaleimida, poliimida e ésteres de cianato [11]. O poliéster insaturado e vinil éster não foram referenciados devido à sua baixa/intermédia temperatura de transição vítrea (T_g). Na Tabela 2.1-2 são apresentadas as principais propriedades das resinas termoendurecíveis previamente enunciadas.

Tabela 2.1-2 - Propriedades matrizes termoendurecíveis [12].

Termoendurecível	Massa Específica [g/cm ³]	σ_{ced} [MPa]	$E_{tracção}$ [GPa]	Contração Cura [°C]	$T_{serviço}$ [°C]
Epóxido	1,2–1,3	55–130	2,75-4,10	1 – 5	120
Fenólica	1,00–1,25	30 – 50	3,6	0-0,01	170
Poliimida (PMR-15)	1,3	38,6	3,9	0-0,006	370
Ésteres de cianato	1,2	50-90	3,5	-	180

É importante referir que uma das grandes vantagens no uso das matrizes termoendurecíveis é a facilidade de processamento devido à sua baixa viscosidade. Outra vantagem prende-se com a disponibilidade de grandes bases de dados, fruto de um desenvolvimento que se iniciou no final dos anos trinta. Este ponto reflete-se, naturalmente, na disponibilidade de equipamentos de injeção dedicados com sistemas de resinas extremamente estáveis, com elevada resistência mecânica e com tempos de cura reduzidos.

Embora a aplicação de resinas fenólicas seja ainda frequente em aplicações em que é necessária uma elevada resistência ao fogo, e a aplicação de resinas de Bismaleimida e poliimida também ainda seja válida para componentes que estão expostos a altas

temperaturas, a resina de epóxido é aquela que mais sobressai para aplicação aeronáutica [13].

As resinas de epóxido têm um baixo peso molecular e contrações durante a cura aproximadamente entre 1–5%. Depois de curadas exibem boas propriedades mecânicas e térmicas, e simultaneamente apresentam uma alta resistência a químicos e à corrosão [14].

A resina de epóxido pode ser encontrada na forma líquida, semi-sólida e sólida, e geralmente a cura é conseguida com recurso a aminas ou anidridos (endurecedores). Os endurecedores são ingredientes de extrema importância devido à sua influência na velocidade de reação e influenciam na performance da peça curada.

A combinação de matrizes epoxídicas com reforços de fibra de carbono proporciona um compósito com excelentes características e com uma larga escala de aplicações [15]. Um exemplo do potencial deste sistema de resina é a sua incorporação em estruturas principais de aeronaves comerciais como a secção da fuselagem do Boeing 787 *Dreamliner* (ver Figura 2.1-3).



Figura 2.1-3 - Secção de Fuselagem do Boeing 787 Dreamliner em compósito Carbono/Epóxido. [16]

2.1.1.1.2. Termoplásticos

É de forma geral reconhecido que a utilização de termoplásticos irá resultar em custos inferiores na produção de compósitos. Os fatores que contribuem para o baixo custo devem-se à estabilidade sem necessidade de refrigeração quando utilizados como pré-impregnados, tempos de processamento rápidos, fácil controlo de qualidade e a possibilidade de reprocessamento para corrigir imperfeições [17]. Outras características que incentivam a utilização destes polímeros são a sua tenacidade e tolerância ao dano [17].

Os termoplásticos podem ser amorfos ou semi-cristalinos, resultando numa morfologia mais ou menos sensível a solventes, isto é, resinas amorfas são sensíveis a solventes, enquanto as semi-cristalinas são altamente resistentes. Um nível uniforme de cristalização deve ser garantido durante o processamento/produção do compósito através do controlo do aquecimento/ arrefecimento.

A base de dados limitada na utilização de matrizes termoplásticas, comportamento à fadiga e fluência são parâmetros a considerar na seleção da matriz. Contudo, os benefícios dos termoplásticos revelam-se suficientemente atrativos, tendo já sido financiados programas militares e grande investimento privado no desenvolvimento de matrizes termoplásticas e compósitos com a respetiva matriz [18].

Existe atualmente em uso uma vasta gama de termoplásticos em compósitos avançados de alta performance. Existem de forma geral 6 classes de termoplásticos que se encontram mais frequentemente em aplicações de alta performance:

- Policarbonatos (PC);
- Poliamidas (PA-6, PA-12);
- Sulfeto de Polifenileno (PPS);
- Polieterimididas (PEI);
- Polieteretercetona (PEEK);
- Polieteretercetona (PEKK).

A Tabela 2.1-3 sumariza algumas das propriedades destes materiais.

Tabela 2.1-3 - Propriedades dos Termoplásticos [19].

Termoplástico	Densidade	σ_{ced} [MPa]	$E_{tracção}$ [GPa]	T_g [°C]	$T_{Serviço}$ [°C]
PC	1,20	65	2,2	145	140
PA-6	1,14	85	3,3	5-40	165
PPS	1,35	85	3,45	88	218
PEI	1,27	105	3,1	215	200
PEEK	1,32	92	3,6	143	300
PEKK	1,28	102	4,5	156	125

O valor potencial que os termoplásticos acrescentam na indústria aeronáutica e aeroespacial torna-se mais evidente quando as características de desempenho são comparadas com os custos das matérias primas (ver Figura 2.1-4). Embora os custos de matéria prima de alguns termoplásticos de alta performance possam ser superiores aos do concorrente em termoendurecível, o custo do componente final pode ser 20 a 40% mais barato devido aos baixos custos de armazenamento, processamento e montagem [20]. Estes materiais oferecem a opção de fundir ou moldar subcomponentes, o que traz significativas reduções de peso na montagem e redução de concentrações de tensões pela eliminação de ligações parafusadas e adesivas.

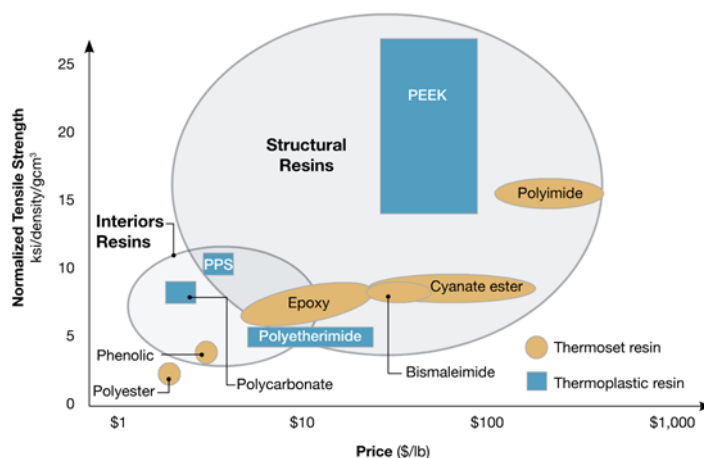


Figura 2.1-4 - Relação entre a performance e custo dos termoendurecíveis e termoplásticos [21].

Para aplicações de alta temperatura, os polímeros PPS, PEI e PEEK oferecem uma excelente estabilidade térmica, propriedade crítica em várias aplicações militares, motores de aeronaves e em programas de jatos executivos, onde a aero-fricção pode gerar temperaturas superiores à capacidade das resinas de epóxido de alta-temperatura (180 °C). A estas temperaturas, o PEEK e PPS, com preços entre 9 e 160 €/kg oferecem poupanças significativas quando comparadas com os termoendurecíveis de alta temperatura como as bismaleimidadas (BMI), com preços entre 92 e 880 €/kg [21].

Apesar do apelo intrínseco aos termoplásticos, a sua adoção tem sido lenta. Uma das primeiras aplicações estruturais bem-sucedidas foi a porta do trem de pouso para o agora fora de produção Fokker 50. Esta porta incluiu as ribs e longarinas em fibra de carbono / pré-impregnados PPS [22].

Um exemplo de utilização destes materiais são os painéis de piso de pressão e não-pressão que a Fokker Aerostructures BV (Hoogeveen, Holanda) fornece para o fabricante de aeronaves Gulfstream Aerospace Corp. (Savannah, USA) para os seus jatos de luxo intercontinentais desde meados da década de 1990 [23].

Apenas nos últimos dez anos existem aplicações que efetivamente permitem considerar produção de larga escala utilizando matrizes termoplásticas. As aeronaves Airbus (Toulouse, França) A340-600 e A380, que entraram em serviço em 2002 e 2007, respetivamente, incorporam um dos maiores componentes estruturais termoplásticos atualmente em serviço. Estes componentes incluem os revestimentos em termoplástico com ribs soldadas, o que permite uma redução de peso de aproximadamente 20% em relação às estruturas comparáveis de alumínio. A viga de quilha de 18 m do A340-600 é constituída por várias ribs e cantoneiras em carbono/PPS. Neste caso as poupanças de peso chegam a 50% quando comparadas com as estruturas alternativas em alumínio e titânio. Na estrutura principal do A380 é possível encontrar mais de 1000 componentes individuais em termoplástico, representando aproximadamente 7,5% do peso total de compósito da estrutura [24].

Existem relatórios de que a família Boing Co's (Seattle, USA) 787 requer entre 10.000 e 15.000 acessórios em termoplástico para fixar os revestimentos exteriores aos anéis interiores, enquanto o Airbus A350 XWB estima-se necessitar de menos (8.000). Embora estes componentes sejam relativamente uniformes em tamanho, existem mais de 100 configurações diferentes em produção (ver Figura 2.1-5). A matriz termoplástica é também utilizada em reforços localizados entre *frames* da fuselagem sob a forma de longarinas e, no Boeing 787, utilizam-se perto 150 por aeronave. A Daher-Socata (Tarbes, França) e a Dutch Thermoplastics Co. (Amsterdão, Holanda) encontram-se entre os maiores produtores destes componentes. Ambos salientam a constante necessidade de crescer de modo a fazer face à procura [25].

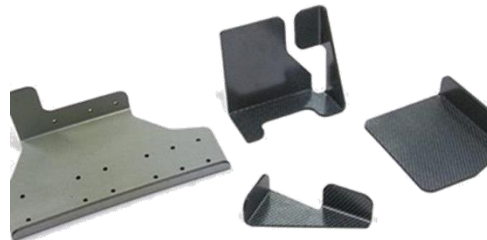


Figura 2.1-5 - Fixadores em compósito de matriz termoplástica utilizados no Airbus A350 [25].

Os jatos executivos Gulfstream G450, G550 e agora o G650 utilizam piso em compósito reforçado de matriz termoplástica [26]. No entanto, os termoplásticos reforçados começam agora a posicionar-se em pisos de outros sistemas de aeronaves. O airbus militar A400M é composto por uma série de perfis em TPC. Outro exemplo é o piso do helicóptero de carga da Sikorsky Aircraft's (Stratford, USA) Ch-53K, piso este com 13,6 m de comprimento.

O Gulfstream G650 desenvolvido pela Fokker é também a primeira aeronave a incorporar um leme de direção e profundidade em TPC soldado. Componentes

equivalentes estão também a ser desenvolvidos pela Dassault Aviation's (Paris, França) nos modelos de jatos executivos Falcon 5X e 8X.

2.1.1.2. Reforços

Componentes estruturais produzidos em materiais compósitos avançados necessitam de suportar elevados esforços e ter elevada rigidez, combinados com a capacidade de suportar temperatura e exposição ambiente [27]. A capacidade de suportar elevados esforços e obter uma elevada resistência no compósito devem-se essencialmente ao agente de reforço. Apenas as fibras que possuam elevada tensão de rotura e módulos extremamente elevados combinados com baixo peso específico são candidatas a incorporar compósitos avançados de alta performance. A estas fibras de alta performance pertencem o *ultra high molecular weight polyethylene* (UHMWPE), fibra de aramida, fibra de carbono, fibra de vidro S-2, as recentes fibras de Polibenzotiazolos (PBO) e fibras de *Polybutylene Terephthalate* (PBT). Embora o módulo de elasticidade da fibra de vidro S-2 seja de apenas 90 GPa, a tensão de rotura da 5 GPa justifica a sua entrada na classe das fibras de alta performance. As fibras de alta performance possuem geralmente massas volúmicas baixas (950 – 2500 kg/m³), tensões de rotura (2–7 GPa) e módulos (70-800 GPa) extremamente elevados [10].

Na Tabela 2.1-4 encontram-se sumarizadas algumas das propriedades das fibras de alta performance.

Tabela 2.1-4 - Propriedades das fibras de alta performance [12].

<i>Fibra</i>	ρ [kg/m ³]	$\sigma_{Tração}^{Lim}$ [GPa]	$\sigma_{Especifica}^{Lim}$ [10 ⁴ m]	$E_{Tração}$ [GPa]	$E_{Especifico}$ [10 ⁴ m]	$\sigma_{Compressão}^{Lim}$ [GPa]	<i>Alongamento</i> [%]
UHMWPE	970	3,0	31	175	18	0,17	3,0
KEVLAR (Aramida)	1440	2,6	18	60-200	4,2-14	0,34-0,48	3,8
TECHNORA (Aramida)	1390	3,0	21	70	5,0	-	4,4
PBO	1580	5,7	36	360	23	0,2-0,4	1,9
PBT	1580	4,1	26	325	21	0,26-0,41	1,1
Pitch CF	1600- 2200	0,8-2,3	5-10	38-820	2,3-38	0,48	0,25-0,50
PAN CF	1700- 1900	2,3-7,1	14-37	230-830	13-26	1,05-2,75	1,5-2,4
S-2 Glass	2490	4,6	19	85	3,4	1,1	5,7

2.1.1.2.1. UHMWPE (Ultra High Molecular Weight Polyethylene)

A fibra UHMWP tem como principais características uma tensão limite específica extremamente elevada, resistência química, à abrasão e humidade, além de propriedades elétricas interessantes. Em contrapartida, permite apenas uma temperatura de serviço de aproximadamente 130 °C (uma vez que a sua temperatura de fusão é de 150 °C) e sofre do fenómeno de fluência, muito embora a fibra Spectra 1000 tenha baixa fluência [28].

Vários estudos têm vindo a ser feitos no sentido de melhorar as propriedades desta fibra a longo prazo, minimizando o efeito de fluência nas fibras de PE [29]. A UHMWPE reticula quando fundida a 200 °C por irradiação de um feixe de eletrões de modo a obter cadeias homogéneas formadas nas regiões não cristalinas.

A sua elevada tensão e módulo limite específicos aliados à sua transparência a radar mostram-se de grande interesse para aplicações balísticas e radomes [30].

2.1.1.2.2. Fibra de Aramida

A pesquisa que levou à introdução em larga escala de fibras sintéticas derivadas das poliamidas começou por volta de 1928 quando Wallace Carothers integrou a Dupont de Harvard com um programa de pesquisa fundamental. Este investigador e a sua equipa foram responsáveis pela comercialização de fibras de poliamida no início dos anos trinta. O contínuo interesse em poliamidas por um período de algumas décadas levou ao desenvolvimento de poliamidas aromáticas de elevada resistência, conhecidas como fibras de aramida.

A elevada tensão limite específica e módulo específico das aramidias (ver Tabela 2.1-4) assim como a resistência a elevadas temperaturas, justificam a sua implementação em compósitos avançados onde anteriormente era utilizada a fibra de vidro [31].

Outra característica física igualmente importante atribuída à aramida é a rigidez, bem como a sua aplicabilidade na tolerância ao impacto. Em teste de impacto de massa em queda, o compósito reforçado com aramida absorve aproximadamente o dobro da energia sem dano do que o compósito reforçado com carbono. Uma quantidade significativa de reforço de fibra de aramida é utilizada em estruturas sem suporte de carga de aeronaves comerciais, onde a tolerância ao impacto é um fator importante [32].

2.1.1.2.3. Fibra de Carbono

Desde a sua divulgação na década de 1960, as fibras de carbono (grafite) estruturais ou de alta performance tornaram-se o reforço mais utilizado em compósitos avançados,

impulsionando com o seu desenvolvimento avanços sem precedentes na indústria aeronáutica, em mísseis, em componentes espaciais, e bens de consumo do mundo desportivo.

As fibras de carbono com base em três percussores (*rayon*, poliacrilonitrilo (PAN), e *Pitch*) dominam a indústria [33]. Esta posição é facilmente justificada com as suas excelentes propriedades mecânicas. As propriedades estruturais dos vários tipos de fibra de carbono serão descritas em seguida. As propriedades químicas da superfície não serão desenvolvidas essencialmente porque grande parte desta informação é propriedade dos produtores da fibra.

Precursor *Rayon*

A principal aplicação das fibras de carbono com percussor de Rayon é a indústria de mísseis, cones de saída de foguetes e outras aplicações ablativas. Os compósitos para aplicações ablativas devem promover integridade estrutural com o mínimo peso, e manter uma elevada confiabilidade enquanto mantêm a erosão térmica e a profundidade de carbonização ao mínimo. As características críticas para este tipo de aplicações incluem: baixa condutividade térmica, baixa massa volúmica, elevada estabilidade térmica física e quantidade de carbono, tensão limite e módulo de elasticidade suficientes para manter a integridade estrutural, baixa quantidade de sódio, o que promove maior estabilidade oxidativa, e baixa absorção de humidade [33].

As fibras de Rayon são geralmente utilizadas na forma de tecidos, combinadas com matrizes termoendurecíveis fenólicas formando compósitos fenólica/carbono e também em compósitos carbono/carbono para aplicações ablativas e de cones de saída de foguetes.

Precursor de *Pitch*

As fibras de carbono originárias do petróleo obtêm propriedades únicas, das quais: módulo de elasticidade axial muito elevado (até 896 GPa), coeficientes de expansão térmica com valores vincadamente negativos, elevada condutividade térmica e elétrica axial e comportamento à tração aceitável [33]. Estas características produzem compósitos de alto módulo ideais para aviônicos e hardware aeroespacial. As tensões limite de compressão das fibras *Pitch* de alto módulo consideram-se razoáveis, consequência dos mecanismos de falha inerentes à fibra. No entanto, compósitos reforçados com esta fibra não são adequados para aplicações orientadas a elevados esforços de compressão.

As fibras de carbono de base *Pitch* apresentam uma vasta gama de propriedades e designam-se por P-25, P-55, P-75, P-100 e P-120. O módulo de elasticidade dentro destas referências varia desde 172 a 827 GPa.

A fibra com o menor módulo de elasticidade P-25 é frequentemente utilizada em compósitos carbono/carbono em sistemas de travagem, já a P-55 é aplicada a estruturas que necessitem de um equilíbrio entre resistência, rigidez e propriedades físicas [10].

Precursor de PAN

As fibras de carbono mais comumente produzidas atualmente são obtidas a partir da fibra de poliacrilonitrila. As vantagens associadas a este precursor são um alto grau de orientação molecular, alto ponto de fusão e obtenção de elevadas propriedades mecânicas a um custo baixo [34]. As fibras PAN substituíram as fibras à base de Rayon para a grande maioria das aplicações devido à sua maior versatilidade e melhores propriedades (módulo e resistência). Devido à sua disseminação pelos principais produtores de fibra de carbono (Toray, Toho Tenax, Mitsubishi Rayon, Zoltek, Hexcel, Formosa Plastics, Cytec e SGL), é possível encontrar-se fibra de carbono com este precursor em quase todos os sectores em que são aplicados compósitos de alta performance [35]. Correntemente, o precursor de PAN é utilizado em 96% da produção de toda a fibra de carbono mundial. Como é possível visualizar na Figura 2.1-6, pode-se encontrar a fibra PAN com módulos a variar entre os 180 e os 600 GPa e com resistências entre os 2000 e os 7000 MPa. Assim, é possível encontrar fibras PAN no sector do desporto (raquetes, stiques de hóquei e tacos de golf), no sector automóvel (e.g. BMW i3 e i8), no sector de energia eólica (e.g. Vestas e Siemens Gamesa) e da mobilidade (e.g. bicicletas Specialized, Scott, Giant, Trek etc.). No sector aeronáutico, destaca-se a aplicação deste tipo de fibra em caças militares (e.g. Eurofighter Typhoon, Lockheed Martin F-35 e Dassault Rafale) e em aeronaves comerciais, em particular, no Boeing 787 [36] e Airbus A350 XWB [37].

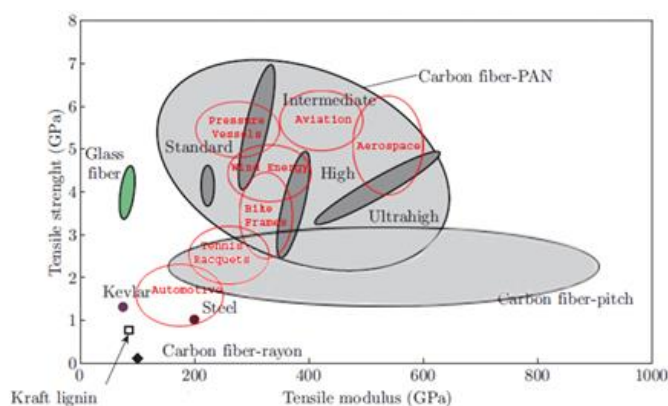


Figura 2.1-6 - Sector de aplicação de fibra de carbono em função do precursor [38].

2.1.1.2.4. Fibra S-Glass

Desde a sua introdução em 1939, a fibra de vidro ganhou um grande reconhecimento nas aplicações mais gerais de materiais compósitos. A fibra de vidro de uso comum,

conhecida como E Glass, contém uma composição de aluminoborossilicato de cálcio enquanto a S Glass contém uma composição de aluminossilicato de magnésio e tensões limite de tração e compressão superiores, módulo superior e uma menor massa volúmica, quando comparada com a E Glass. As fibras S-Glass e S-2 Glass são iguais em termos de composição, mas possuem revestimentos de superfície diferentes.

As propriedades muito superiores da S-2 Glass justificam o facto de se terem tornado a escolha preferencial. As principais aplicações desta fibra incluem proteção balística de reservatórios e veículos, aeronaves de carga, carnação de motores de foguetes e reservatórios de pressão.

2.1.1.2.5. Fibras PBO e PBT

As propriedades muito superiores da S-2 Glass justificam o facto de se terem tornado a escolha preferencial. As principais aplicações desta fibra incluem proteção balística de reservatórios e veículos, aeronaves de carga, carnação de motores de foguetes e reservatórios de pressão [10].

2.1.1.2.6. Sumário das fibras de alta performance

Uma variedade de fibras de alta performance com massas volúmicas tão baixas como 950-2500 kg/m³ e com módulos e resistências específicas impressionantes foram descritas ao longo deste subcapítulo. Fibras de carbono de precursor PAN são o reforço dominante nos materiais compósitos avançados que necessitem de elevada rigidez/resistência e boas características à compressão. As fibras orgânicas como a aramida e UHMWPE proporcionam tenacidade e baixa massa volúmica, características importantes na escolha de reforços para balística. A fibra S-Glass como a sua elevada resistência específica é a escolha para blindagem de veículos militares e reservatórios. As recentes fibras PBO e PBT exibem uma excelente estabilidade térmica, rigidez e resistência à tração, mas ficam bastante aquém quando solicitadas à compressão.

2.1.2. Processos

2.1.2.1. Automated Fiber Placement (AFP)

Como referido anteriormente aeronaves como o Boeing 787 e o Airbus A350 XWB contêm cerca de 50% em peso de componentes em materiais compósitos [39]. O tamanho dos componentes e a elevada cadência necessária forçaram os produtores a procurar métodos de fabrico mais produtivos e económicos, como é o caso do posicionamento de fibra automatizado (AFP).

O processo AFP consiste na deposição de tows pré-impregnados (Figura 2.1-7). Cada um dos tows é depositado no molde/mandril por um sistema robótico com o comprimento,

direção e localização previamente definidas. A direção dos tows é variável, permitindo uma otimização das propriedades da estrutura em função do carregamento a que está submetida. A compactação durante o empilhamento é proporcionada por um rolo elastomérico com controlo de temperatura e pressão.

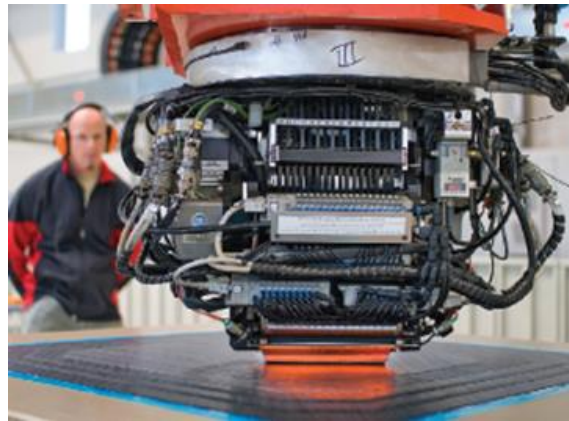


Figura 2.1-7 - Equipamento AFP [40].

Considerando a dimensão dos componentes, a cabeça AFP pode ser acoplada a sistemas robóticos fixos, cantilever, coluna ou pórtico. Independentemente da base à qual a cabeça AFP é acoplada, o molde pode manter-se estático ou combinar os seus movimentos com o robot e aumentar consideravelmente os graus de liberdade e consequentemente a complexidade das peças que é capaz de produzir. O controlo dos movimentos de alta precisão do robot e molde (para o caso de moldes dinâmicos) e dos parâmetros de processamento como velocidade de colocação dos tows, força de compactação e temperatura da fonte de calor são de extrema complexidade e, por isso, os principais produtores deste tipo de equipamentos têm de forma geral um forte conhecimento em equipamentos de controlo numérico computadorizado (CNC).

As principais vantagens do sistema AFP são:

- Produtividade;
- Otimização da direção das fibras;
- Repetibilidade de peça para peça;
- Baixo desperdício de material.

Foi já referido que o sistema AFP pode ser equipado com cabeças de múltiplos *tow's* para aumentar a velocidade de *layup*. Este sistema não necessita de preparar planificações nem necessita da operação de *debulking*, um processo usado na laminação manual no qual é aplicado vácuo a cada série de camadas para remover o ar entre elas. Todas estas características reduzem o custo de fabricação [41].

Para o posicionamento das fitas o caminho é previamente definido e otimizadas as zonas de mudança de direção, uma vez que tudo é programado antes da execução do componente. Uma vez desenvolvido e otimizado o programa AFP para um componente em particular, cada componente é fabricado da mesma forma e a variação operador/operador é eliminada. Outra das vantagens é a baixa quantidade de desperdício, já que neste processo os *tows* são cortados com a medida pretendida até preencher a forma desejada, já na técnica de laminação manual cada camada é cortada de um rolo de material de dimensões fixas, criando maior quantidade de material de desperdício.

As limitações deste sistema estão relacionadas com o diâmetro do rolo de compactação e a geometria da cabeça, condicionando os raios dos moldes fêmea que podem ser usados. Uma outra desvantagem está relacionada com os bordos criados pelas fitas cortadas. Isto não é um problema para os contornos exteriores, no entanto, na construção interna do laminado este fenómeno de "serra" (Figura 2.1-8) tem de ser tido em conta durante o desenvolvimento.

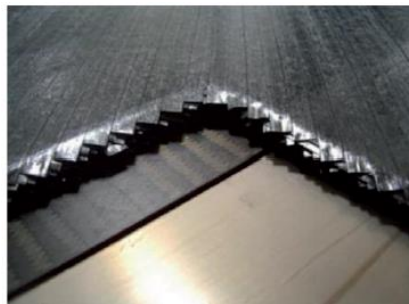


Figura 2.1-8 - Efeito de "serra" originado pelo corte das tapes no processo AFP [42].

A velocidade de laminação manual depende de vários fatores. No entanto, é aceitável assumir 1 hora de trabalho para 1 m² de material pré-impregnado. Tendo em conta uma carenagem com a área de 2 m² com uma média de 10 camadas, são necessárias 20 horas de laminação manual para uma única peça [43]. O trabalho pode tornar-se mais difícil para as peças em grande escala, por exemplo, uma fuselagem (Figura 2.1-9) ou tampas de asa. Nesta situação, a ferramenta de molde tem de ser montada sobre um posicionador móvel ou o operador precisa trabalhar em pé sobre um suporte de elevação, fatores que reduzem drasticamente a produtividade.



Figura 2.1-9 - Painel da fuselagem Airbus A350 XWB.[40]

A tecnologia AFP pode eliminar os problemas anteriormente descritos. Um sistema de referência com uma cabeça de 8 *tows* pode empilhar 1 m² de pré-impregnado em 3 minutos. A peça de 2 m² utilizada como exemplo na laminação manual pode ser produzida com uma máquina AFP equipada com uma cabeça de 8 *tows* em apenas 1h, ou seja, 20 vezes mais rápido do que usando a técnica de layup tradicional[43].

Atualmente existem no mercado sistemas AFP capazes de operar com 3 tipos de materiais:

- Pré-impregnado termoendurecível;
- Pré-impregnado termoplástico;
- Fibras secas;

Os pré-impregnados de matriz termoendurecível são atualmente a solução mais utilizada por AFP na indústria aeronáutica e aeroespacial. A elevada produtividade face aos processos não automatizados, a performance mecânica e confiabilidade inerentes ao processo AFP com pré impregnados termoendurecíveis tornam esta combinação a tendência para a produção de componentes complexos de estruturas secundárias e primárias [43]. Alguns exemplos recentes encontram-se discriminados na Tabela 2.1-5.

Tabela 2.1-5 - Aplicações processo AFP [43]–[45].

Boeing 787	- Fuselagem traseira
Airbus A380	- Fuselagem traseira
	- Fuselagem central
	- <i>Stringers</i>
Airbus A350	- Longarinas das asas
	- Revestimento das asas

Quando utilizados pré-impregnados com matriz termoendurecível o material necessita de completar o seu ciclo de cura em autoclave. Esta última fase do processamento encontra-se identificada como o *bottleneck* do processo, justificando os esforços no desenvolvimento de soluções *out of autoclave* (OoA). Esta lacuna pode ser ultrapassada pela utilização de matrizes termoplásticas combinada com a nova geração de sistemas AFP equipados com laser e ultrassons.

A capacidade do processo AFP em aplicações aeroespacial/aeronáutica com tape termoplástica vem a ser comprovada em projetos de investigação e inovação como o projeto ComBo desenvolvido em conjunto por MT-Aerospace AG, Universidade de Ausburgo e DLR Augsburg, no qual foi produzido um demonstrador de um *Booster casing* pela tecnologia *thermoplastic automated fiber placement* (TPS-AFP)(Figura 2.1-10).

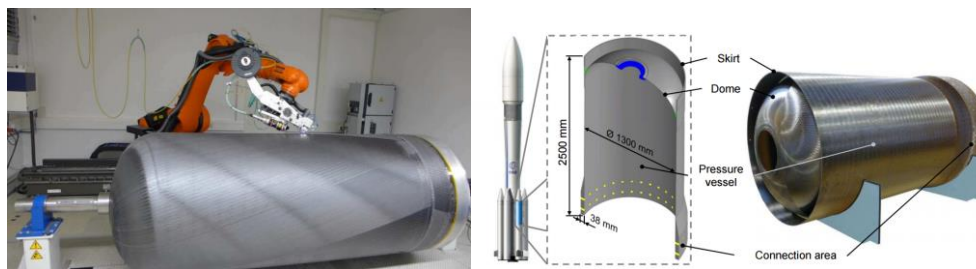


Figura 2.1-10 - *Booster casing* por AFP em termoplástico [46].

Outro exemplo é o programa contratado pela Bell Helicopter Textron (Fort Worth, USA) para o desenvolvimento do estabilizador horizontal do OH-58D pela tecnologia TPS-AFP com consolidação in-situ (Figura 2.1-11). Esta estrutura incluía duas longarinas e respetivos revestimentos produzidos e soldados por TPS-AFP. A soldadura in-situ é o único meio de ligação entre as peças.

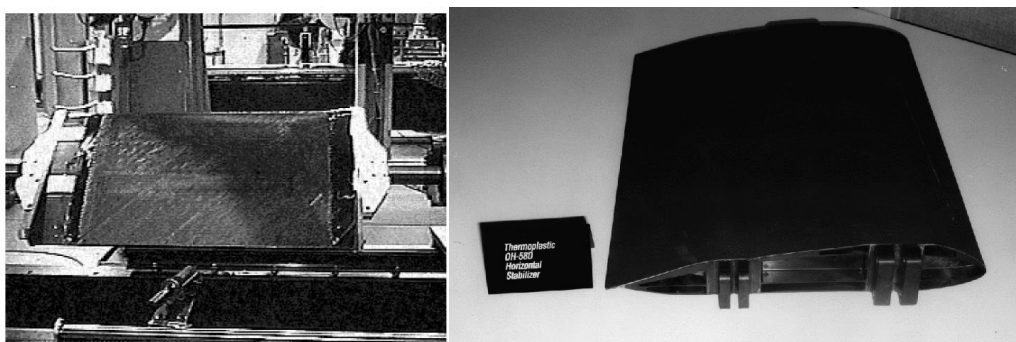


Figura 2.1-11 - Estabilizador horizontal do OH-58D produzido por TPS-AFP [47].

Uma das aplicações emergentes para a tecnologia AFP consiste no suporte a tecnologias como a infusão e *resin transfer molding* (RTM), posicionando os tecidos secos para posterior transferência de resina. Estas *tapes* para AFP geralmente contém *binders* que permitem a adesão à camada inferior. A utilização de fibras secas, quando comparada com a utilização de fibras pré-impregnadas com resina termoendurecível, remove da equação da produção o custo adicional de impregnação da fibra, armazenamento a baixas temperaturas e o processamento por autoclave. Outra vantagem deste método é a capacidade de produzir estruturas primárias unificadas complexas, uma vez que não existe tempo limite para empilhar o material sem que este se comece a degradar. Das várias colaborações e investimentos individuais que procuraram desenvolver este processo destacam-se:

- AUTOW *project* (2007-2008) liderado pelo National Aerospace Laboratory (NLR, Amesterdão, Holanda) incluindo a Dassault (Paris, França) e Israel Aerospace Industries (IAI, Tel Aviv, Israel);
- Cytec PRISM no desenvolvimento da tape TX1100 especialmente concebida para infusão com pré-forma AFP;
- Ingersoll Machine Tools (rockford, USA) e University of South Carolina McNair Center (Columbia, USA) em colaboração com a Hexcel HiTape (Figura 2.1-13) para a produção de componentes para aeroespacial com AFP e fibra seca;
- Centro Aeroespacial Alemão (DLR, Stade, Alemanha) protótipo de cobertura de asa à escala real;
- Método de pré-formas D3D de fibra seca para a produção aeroespacial automatizada, pela Composite Alliance Corp. (Dallas, USA), desenvolvida originalmente pela Shikibo Ltd (Osaka, Japão);
- Resinas de Infusão especializadas para AFP de fibra seca – NASA SBIR via Marshall Space Flight Center (Huntsville, AL, US);
- MG Aerospace (Augsburg, Alemanha) *Fiber-reinforced Optimized Rocket Case* (FORC), produção do involucro de foguete sólido por infusão e AFP fibra seca (Figura 2.1-12).



Figura 2.1-12 - Involucro de foguete sólido produzido por infusão assistido por AFP de fibra seca[48].

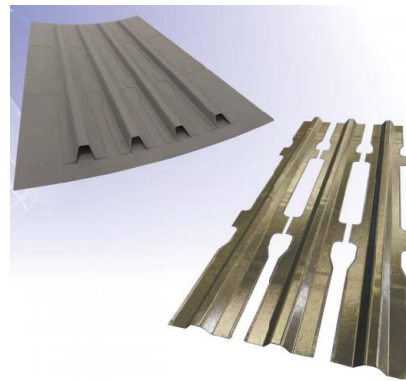


Figura 2.1-13 - *Stiffener* produzido com tapes Hexcel HiTape [49].

2.1.2.2. Automated Tape Laying (ATL)

Os materiais compósitos avançados surgiram na forma de tapes unidirecionais no início dos anos 1960's, motivados pela necessidade de reduzir peso e melhorar a performance estrutural em superfícies longas, nas quais o aumento de rigidez e resistência numa direção preferencial se revelava uma característica crítica [50]. Esta evolução dos materiais foi acompanhada por um salto tecnológico dos principais *players* da área dos processos, que prontamente desenvolveram uma forma de automatizar o empilhamento destes novos materiais. O processo desenvolvido foi o ATL. As primeiras versões deste equipamento foram desenvolvidas internamente por empresas do sector Aeronáutico/Aeroespacial em parceria com os fornecedores de matéria-prima.

O primeiro equipamento de deposição de tapes do tipo pórtico equipado com CNC foi desenvolvido segundo um programa do Air Force Materials Lab (AFML) em colaboração com a General Dynamics e a Conrac Corporation [51]. A partir deste ponto, o processo ATL evoluiu exponencialmente, tornando-se o processo automatizado mais utilizado na produção de estruturas em compósitos de grandes dimensões (Figura 2.1-14). A evolução tecnológica do processo relativamente à versão original melhorou essencialmente a flexibilidade e velocidade de deposição, ou seja, a capacidade de produzir uma maior variedade de componentes aeronáuticos a velocidades consideravelmente superiores.



Figura 2.1-14 - Equipamento ATL (Mtorres) [52].

A tecnologia ATL, do ponto de vista de conceito, baseia-se no mesmo método da laminação manual, mas com automatização da deposição das tapes pré-impregnadas. Os passos necessários para o processamento do material são muito semelhantes, como se pode verificar na Figura 2.1-15 e Figura 2.1-16. No entanto, durante o processo ATL muitos dos passos não só são automatizados como executados em paralelo (medição, corte, separação das aparas, separação do papel, posicionamento e compactação). Na Figura 2.1-17 é possível encontrar toda a sequência de processamento enquadrada com o equipamento.

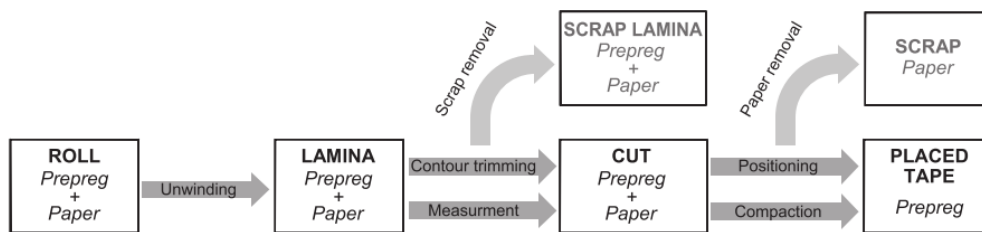


Figura 2.1-15 - Sequência esquemática do processo de laminação manual [53].

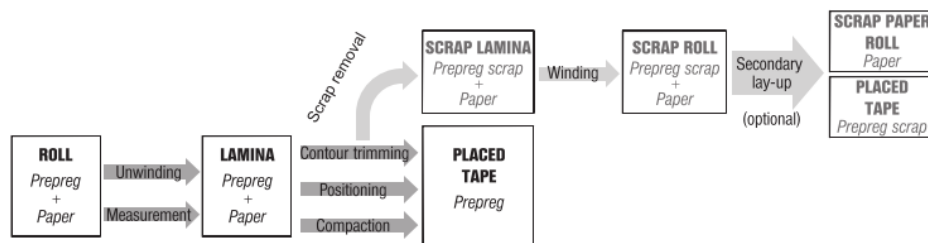


Figura 2.1-16 - Sequência esquemática do processo ATL [53].

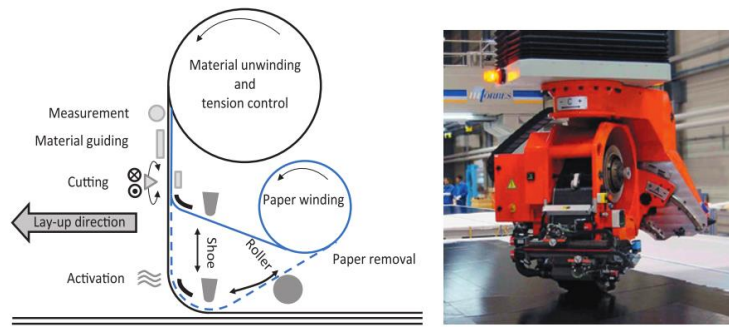


Figura 2.1-17 - - Esquema ATL à esquerda e cabeça de deposição à direita [53].

Atualmente, a tecnologia ATL é um processo altamente produtivo, que expandiu significativamente a sua utilização na indústria aeronáutica. As elevadas taxas de empilhamento, performance mecânica devido à utilização de pré-impregnados, capacidade de produzir componentes de elevadas dimensões e manusear materiais de elevada densidade por área, combinado com a facilidade de programação e comprovada eficiência, tornaram esta tecnologia a opção que mais componentes primários produziu na indústria dos compósitos aeronáuticos [50]. Relativamente ao processo AFP, o processo ATP perde pela falta de flexibilidade e quantidade de desperdício, mas a elevada produtividade e custos inferiores colocam estas duas tecnologias como complementares e não concorrentes. A Figura 2.1-18 apresenta uma descrição qualitativa da velocidade de empilhamento em função do comprimento médio do componente para diferentes complexidades segundo as tecnologias ATL e AFP.

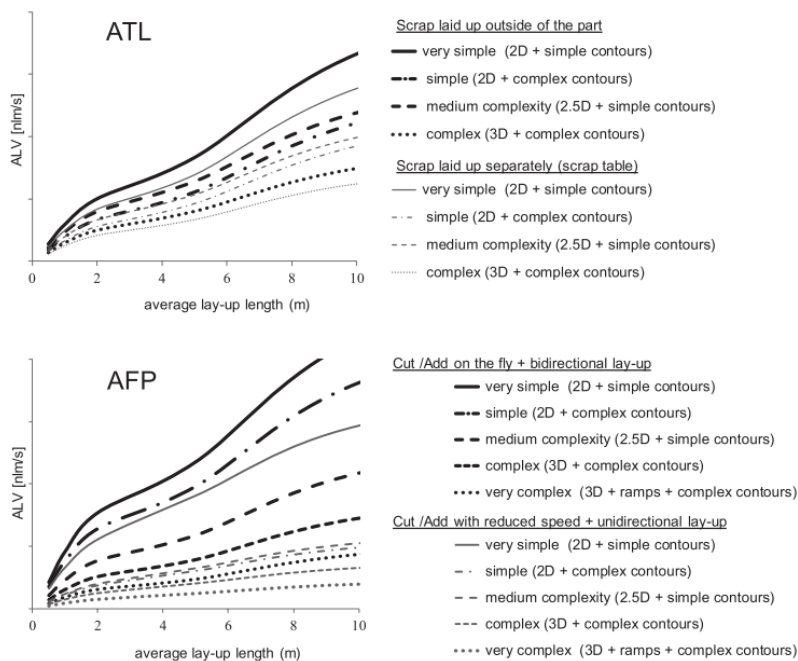


Figura 2.1-18 - Valores qualitativos das velocidades de empilhamento das tecnologias ATL e AFP em função do comprimento médio do componente e da respetiva complexidade [53].

No mercado existem sistemas capazes de operar tanto com pré-impregnados de matriz termoendurecível como termoplástica, nesta última versão são utilizados assim como no processo TPS-AFP lasers para a polimerização *in-situ* do componente. Embora a tecnologia permita a utilização de termoplásticos o destaque e afirmação desta tecnologia deve-se à comprovada utilização do pré-impregnado de matriz termoendurecível em estruturas primárias e secundárias. A Tabela 2.1-6 pretende demonstrar de forma resumida as aplicações, relevância e posicionamento desta tecnologia na exigente indústria aeronáutica.

Tabela 2.1-6 - Aplicações da tecnologia ATL em aeronaves comerciais/executivas [43]–[45], [51], [54].

Empresa	Aeronave	Aplicação
Boeing	777	<i>Empennage</i>
	787	<i>Floor Beams</i>
		<i>Centre Wing Box</i> <i>Fuselage Section 44</i>
Airbus	A320	<i>Wing Skins</i> <i>HTP/VTP Skins</i>
	A330	
	A340	
	A350	<i>Belly Fairing</i> <i>Centre Wing Box</i> <i>Wing Ailerons</i>
	A380	<i>HTP Skin</i> <i>Flap Skins (Figura 2.1-19)</i> <i>Centre wing Box</i>
Bombardier	C-Series	<i>HTP/VTP Skins</i> <i>Centre Wing Box</i>
Embraer	Phenom	<i>HTP/VTP Skins</i>
Comac	C919	<i>Centre Wing Box</i>

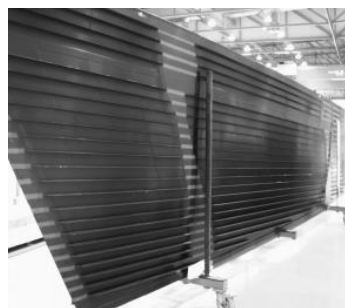


Figura 2.1-19 - A380 Flap Skin [51].

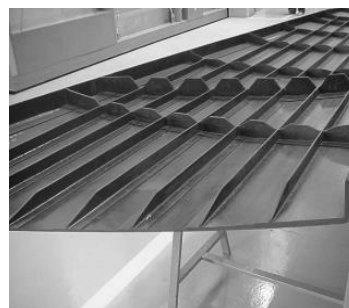


Figura 2.1-20 - A340 HTP Skin [51].

2.1.2.3. Enrolamento Filamentar

No processo de enrolamento filamentar, fibras molhadas ou pré-impregnadas contínuas são depositadas sobre um mandril rotativo. Geralmente esta tecnologia encontra-se associada à produção de componentes cilíndricos axi-simétricos ocós, embora o avanço da tecnologia tenha tornado o processo bastante mais flexível [55]. A resistência da estrutura resultante deste processo está intimamente ligada à orientação em que a fibra é depositada (ângulo de enrolamento). Este parâmetro é obtido pela coordenação da velocidade do eixo de *spindle* (eixo do mandril) com o movimento transversal do dispositivo de deposição de fibra. Um esquema de um setup de enrolamento simples encontra-se representado na Figura 2.1-21.

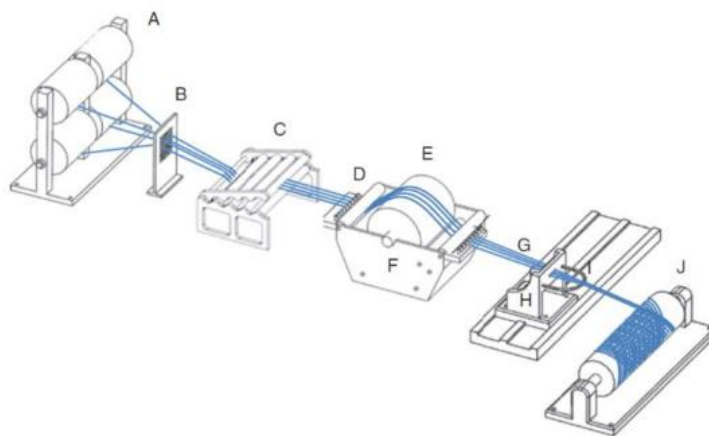


Figura 2.1-21 - - Esquema de setup de enrolamento filamentar simples. A) rolos de fibra seca; B) guias de fibra seca; C) sistema de tensionador; (D) pinos de guiamento; E) tambor de impregnação com raspador; F) banho de resina; G) Feixes de fibras impregnadas; H) carro transversal; I) dispositivo de deposição; J) Mandril [56].

Dos componentes representados, os que mais variam de aplicação para aplicação são o dispositivo de deposição de fibra (cabeça de enrolamento) e o mandril (molde). As diferentes formas que frequentemente as cabeças de enrolamento assumem encontram-se apresentadas na Figura 2.1-22. Os mandris podem ser segmentados em função da aplicação e da complexidade do componente a obter, dividindo-se em:

- Permanentes;
- Extraíveis;
- Colapsáveis;
- Quebráveis;
- Solúveis.

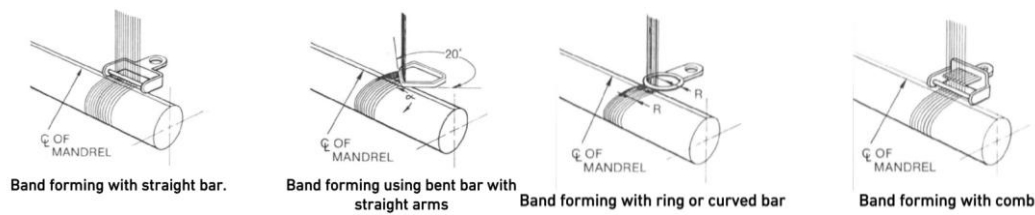


Figura 2.1-22 - Tipos de dispositivos de deposição de fibra do equipamento de enrolamento filamental [56].

O processo de enrolamento filamental evoluiu em torno de matrizes termoendurecíveis, o que é facilmente compreensível com um olhar mais atento na fase de impregnação das fibras. As baixas viscosidades tangíveis pelos polímeros termoendurecíveis facilitam e simplificam consideravelmente esta etapa [57]. Associada a esta simplificação estão tempos de cura e etapas que encarecem o processo, ou seja, de forma geral uma matriz termoendurecível com baixa viscosidade necessita de elevados tempos de cura e ciclos de temperatura. Com a evolução dos materiais termoplásticos foram desenvolvidas novas soluções capazes de colmatar algumas destas limitações. A variante do processo de enrolamento filamental orientada para matrizes termoplásticas é semelhante à versão original, mas elimina o banho de resina e necessidade de cura em forno. Isto é possível recorrendo a fibras pré-impregnadas e processamento *in-situ*. A Figura 2.1-23 permite uma fácil comparação das duas variantes do processo.

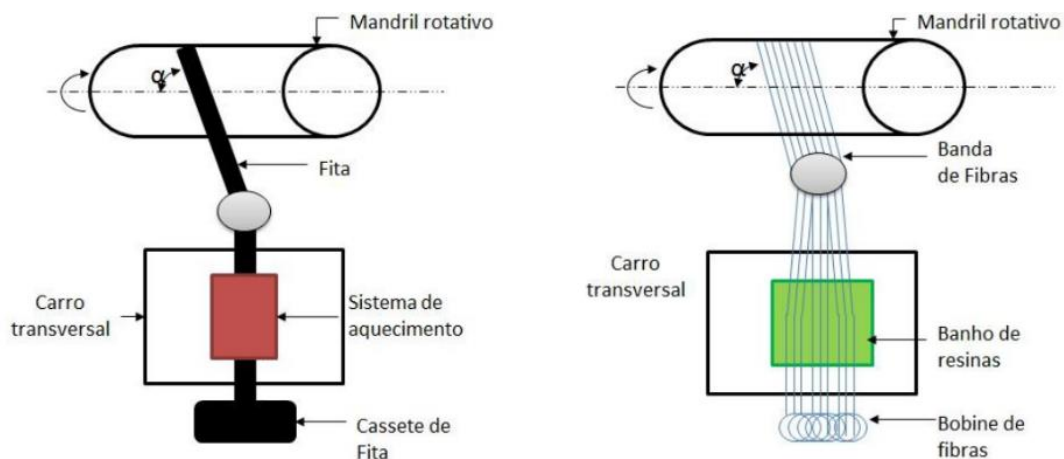


Figura 2.1-23 - Comparação de sistema de enrolamento filamental com termoplásticos (a) e termoendurecível (b) [56].

Durante muitos anos, grande parte da produção de componentes pelo processo de enrolamento filamental centrou-se em tubagens e reservatórios para armazenamento de químicos. A introdução de equipamentos sofisticados e sistemas CAD dedicados ao processo permitiu ultrapassar muitas das limitações geométricas e aumentar o nível de

confiança na tecnologia, que se expandiu a componentes estruturais e reservatórios de alta pressão. A exigente indústria aeronáutica tirou proveito destes avanços e integrou esta tecnologia na produção de reservatórios de alta pressão do sistema hidráulico e estruturas tração-compressão para aplicações como as travessas de suporte do piso superior e inferior, e tirantes de reforço da fuselagem. A Figura 2.1-24, Figura 2.1-25 e Figura 2.1-26 demonstram as aplicações referidas.

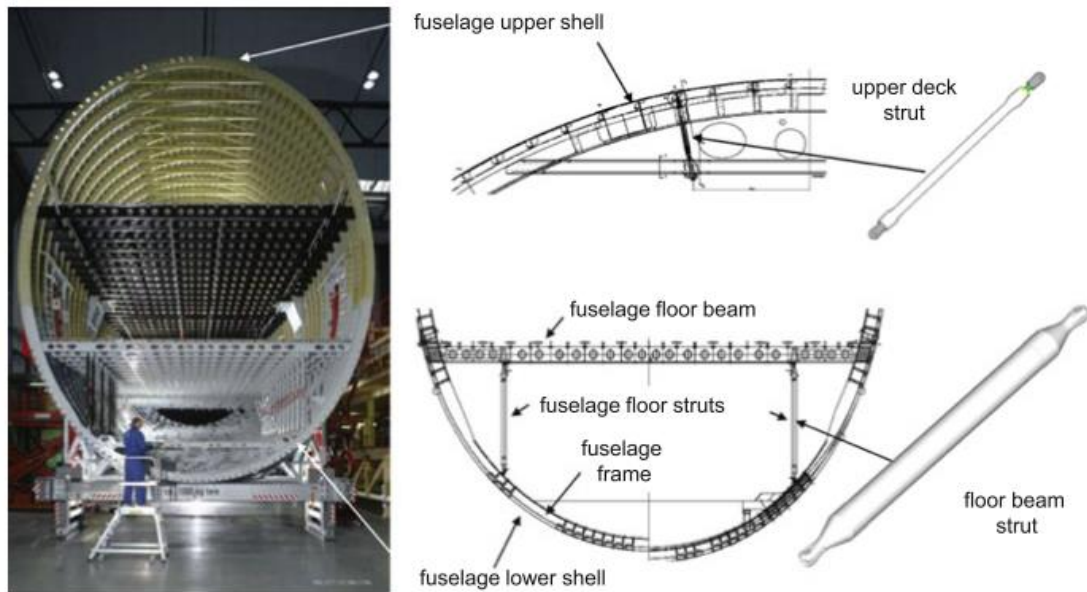


Figura 2.1-24 - Seção em corte da fuselagem do Airbus A380 e respetivos componentes produzidos por enrolamento filamental [45].



Figura 2.1-25 - Estruturas tração-compressão Airbus A380 [45].



Figura 2.1-26 - Reservatório de pressão do sistema hidráulico type II do Airbus A320 [45].

2.1.2.4. Resin Transfer Molding (RTM)

O processo RTM foi adotado pela indústria dos materiais compósitos em meados dos anos 80. A exploração deste processo foi impulsionada pela necessidade da indústria automóvel de produzir um grande volume de componentes estruturais sem operações de acabamento. Embora as tecnologias de compressão *sheet molding compound* (SMC) e *glass-mat thermoplastic* (GMT) permitam a produção deste tipo de componentes, a sua performance mecânica não corresponde aos requisitos exigidos para um componente estrutural. Para solucionar este problema colocaram-se preformas de tecidos secos *woven* e *stitched* num molde fechado e foi injetada resina sob pressão na preforma. Os espaços livres para a passagem da resina ao longo da preforma são em grande parte na ordem dos micrómetros, o que impõe uma elevada resistência ao fluxo de resina e justifica a aplicação de matrizes de baixa viscosidade, ou seja, matrizes termoendurecíveis (Figura 2.1-27). Com a evolução dos polímeros surgem atualmente soluções termoplásticas capazes de satisfazer os requisitos deste processo.

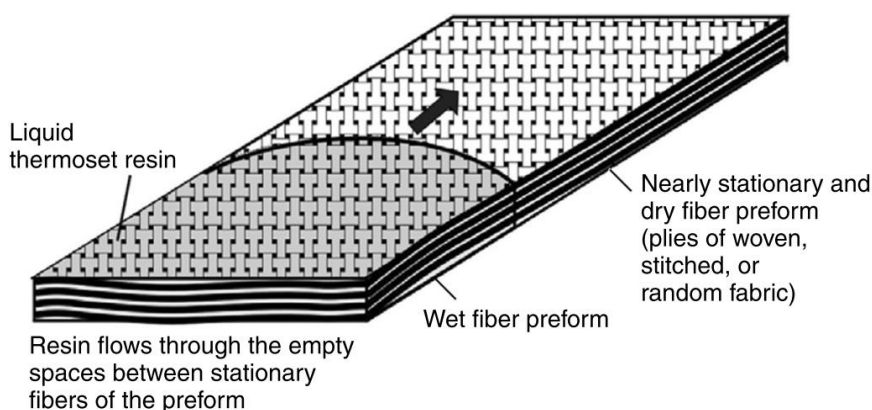


Figura 2.1-27 - Fluxo de resina termoendurecível através de uma preforma [58].

O desenvolvimento deste processo foi lento e muito específico para cada componente. Os desafios, conforme foram ultrapassados, levaram à criação de muitas variantes capazes de satisfazer pequenos nichos. Segundo Michael Louderback, presidente e gestor geral da VSC (Anaheim, USA.) "Se forem questionadas 100 pessoas sobre a definição de RTM, serão obtidas 100 respostas diferentes". Com o intuito de simplificar e generalizar todas as variantes, foram aglomeradas num único processo denominado *liquid composite molding* (LCM), no entanto serão considerados ao longo deste capítulo RTM os processos nos quais existe injeção de resina para o interior de um molde fechado.

Na Figura 2.1-28 encontram-se sumarizados os principais passos para a produção de um componente pelo processo de RTM. De uma forma geral o molde é constituído por uma

cavidade (com a forma do componente final a obter) na qual são colocadas diretamente as pré-formas de reforço. Em alguns componentes de geometria complexa pode ser necessária a utilização de *binders* para aumentar a adesão à superfície moldante e evitar o deslocamento entre camadas durante a injeção da resina. Uma vez colocados os tecidos no molde e aparadas as arestas, o contramolde é fechado e apertado, dando-se início à injeção da resina através dos pontos de enchimento previamente estudados. A injeção prossegue até que surja resina nos pontos de escape do molde. A partir deste ponto é fechada a entrada da resina e o molde é aquecido para o início da cura da resina. Quando o componente estiver completamente curado pode ser desmoldado.

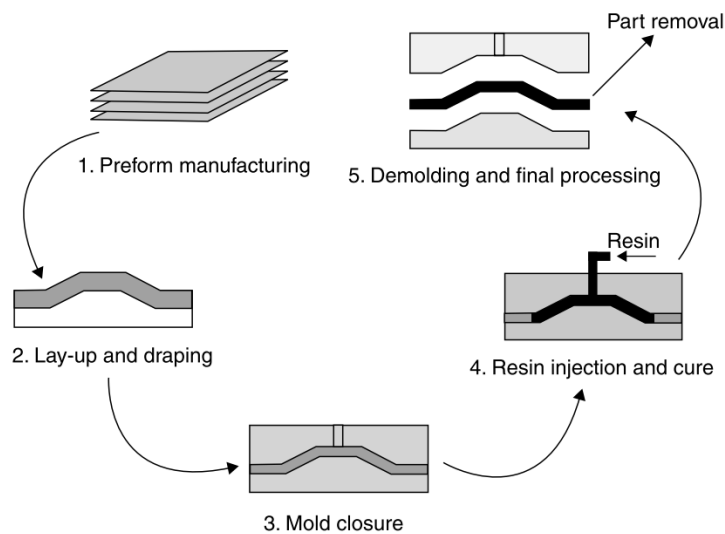


Figura 2.1-28 - Esquema do processo de RTM [58].

Tendo em conta que o processo em análise é base de todas as variantes, as cinco fases descritas anteriormente e esquematizadas na Figura 2.1-28 serão brevemente aprofundadas em seguida [59] :

Produção de Pré-formas: Pré-forma é um conjunto de camadas de tecido previamente cortadas às dimensões da peça a produzir e empilhadas sobre a superfície do molde. Dependendo dos critérios de *design* como limitações de custos e propriedades mecânicas requeridas, o tipo de reforço, volume de fibra e orientações devem ser cuidadosamente escolhidos para a produção da pré-forma. Núcleos como *Honeycomb* e espumas podem ser embebidos para aumentar a rigidez do componente, assim como insertos metálicos para a fase de montagem.

Empilhamento e Conformação: Durante o empilhamento da pré-forma na cavidade do molde, as fibras de reforço são obrigadas a conformar-se à curvatura do molde, o que

causa deformações estruturais na arquitetura das fibras, podendo dar origem a grandes variações espaciais no volume de fibra, permeabilidade e propriedades mecânicas. O excesso destas deformações, em última instância, leva à criação de rugas na pré-forma. As dimensões da pré-forma são um parâmetro crucial. Por exemplo, se as dimensões da planificação forem insuficientes para cobrir a área total de moldação irão surgir canais rápidos que podem comprometer a injeção do componente [59]. Por outro lado, uma pré-forma com dimensões superiores às necessárias poderá dificultar a vedação e criar rugas no compósito. Durante a fase de empilhamento e conformação é necessário garantir que a pré-forma se encontra perfeitamente adaptada ao molde, uma vez que esta é a última fase na qual é possível interferir diretamente no processo.

Fecho do molde: A fase de fecho do molde é caracterizada pela compactação da fibra de reforço. É nesta fase que se garante a espessura e volumes de fibra desejados. A compactação altera a microestrutura e dimensões da pré-forma, introduzindo grandes deformações e efeitos de não linearidade viscoelástica. Estes efeitos causam elevadas variações de energia do material, dando origem a tensões residuais. Durante a fase de injeção este efeito é minimizado pelo efeito de relaxação criado pela passagem da resina [60].

Existem dois métodos frequentemente utilizados para o fecho molde, manual ou com prensa automática. No primeiro caso o fecho é conseguido através de parafuso ou grampos, embora económica é suscetível a variações na força de fecho ao longo do molde e não permite grandes volumes de produção. O fecho automatizado garante repetibilidade e grandes volumes de produção.

Injeção e cura: Nesta fase, o polímero líquido é transferido do reservatório da máquina de injeção para a cavidade do molde através de um gradiente de pressão positivo. A localização dos pontos de injeção e das zonas nas quais deverá ser mantida pressão constante, caudal constante ou a combinação de ambos, é projetada tendo em conta: o tamanho do componente a produzir, permeabilidade da pré-forma, *gel time* da resina (nos termoendurecíveis) e a capacidade do equipamento de injeção. Após o enchimento o molde é aquecido, sujeitando o componente a um ciclo de cura que depende do sistema de resina utilizado.

Desmoldação: O molde é aberto após a cura e arrefecimento do componente. É importante nesta fase garantir que o componente tenha a rigidez necessária para manuseamento. Uma desmoldagem antecipada pode induzir deformações irreparáveis ao componente.

O processo de RTM é governado por variáveis e parâmetros que dependem uns dos outros, em que a sua combinação afeta o processo e a qualidade final do componente, e, por isso, devem ser cuidadosamente determinados. Os parâmetros mais importantes, que não podem de todo ser negligenciados no design são a pressão, temperatura,

viscosidade, permeabilidade, fração volúmica e tempo de enchimento. Existem também uma multitude de parâmetros que devem ser considerados de forma independente, como o ângulo de entrada dos pontos de injeção, a orientação das fibras, e estratégias de injeção e empilhamento. A resina tende a progredir mais rapidamente na direção das fibras e a dinâmica de enchimento depende essencialmente do tipo e arquitetura da estrutura de reforço, assim como da sobreposição de camadas [59]. Frequentemente são adicionadas camadas estruturalmente desnecessárias, mas do ponto de vista do processo indispensáveis para a homogeneização do enchimento. A espessura do componente a produzir afeta também o fluxo de enchimento e a impregnação das fibras, isto é, está fortemente ligada à percentagem de vazios e poros superficiais, torna-se crítico quando são incluídos núcleos.

Em seguida serão apresentadas de forma sucinta algumas das variantes do processo de RTM:

Structural reaction injection molding (S-RIM) - Com S-RIM os vários componentes necessários para a preparação da resina são armazenados separadamente no equipamento de injeção e misturados sobre elevada pressão na cabeça de injeção imediatamente antes da transferência de resina para o molde aquecido.

Co-injection resin transfer molding (CIRTM) - Duas ou mais resinas podem ser simultaneamente injetadas na cavidade do molde, permitindo a produção de estruturas multicamada e multiresina num único processo de fabrico. Ao contrário do processo de RTM, as pressões ao longo da camada de separação podem variar, devido às diferentes viscosidades, e é por isso necessário ter em conta este efeito no planeamento da estratégia de injeção.

Light RTM – Nesta técnica a moldação superior é produzida em compósito (ver Figura 2.1-29) e se necessário reforçada com estrutura em aço. Esta variante surgiu com a necessidade de reduzir os custos das ferramentas de moldação.



Figura 2.1-29 - Molde de Light RTM [61].

Compression resin transfer molding (CRTM) – Este processo é também conhecido por *injection compression molding*. De modo a reduzir a pressão de injeção e tempo de enchimento, comparado com o processo de RTM tradicional, é deixada propositalmente uma folga entre a moldação superior e a pré-forma, como mostrado na Figura 2.1-30. A quantidade de resina necessária para a total impregnação do componente é meticulosamente calculada e injetada para o espaço livre no topo da pré-forma. O molde é depois fechado devagar até às dimensões finais, obrigando a uma distribuição e fluxo de resina na direção da espessura. Para a fase de fecho é necessária a utilização de uma prensa automatizada para o controlo da fase de compressão. Ao contrário do processo de RTM, o volume de fibra e a permeabilidade vão sofrendo alterações durante a fase de compressão [62].

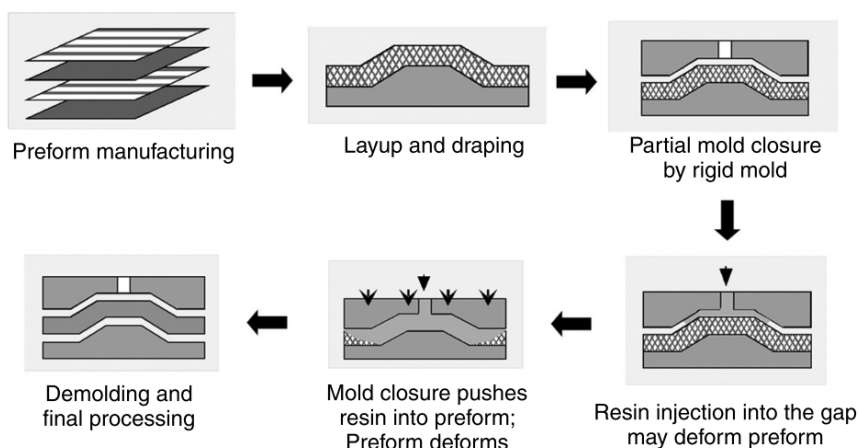


Figura 2.1-30 - Processo CRTM.[63]

Same qualified resin transfer molding (SQRTM) – A substituição do processo de cura tradicional de autoclave por soluções de cura OoA oferece um enorme potencial no aumento da viabilidade económica para a construção de componentes de grande escala [64]. Nos últimos anos alguns desses processos surgiram no mercado, no entanto, apenas alguns deles podem competir com o processo SQRTM. O processo tradicional de RTM foi modificado e desenvolvido dando origem à variante SQRTM de modo a ser capaz de produzir componentes complexos de grande dimensão e praticamente sem necessidade de acabamentos, como cabines de helicópteros, *flaps* e vigas para pisos interiores de aeronaves. Neste processo são combinados pré-impregnados com resina líquida e vácuo, sem a necessidade de utilização de autoclave (esquema apresentado na Figura 2.1-31).

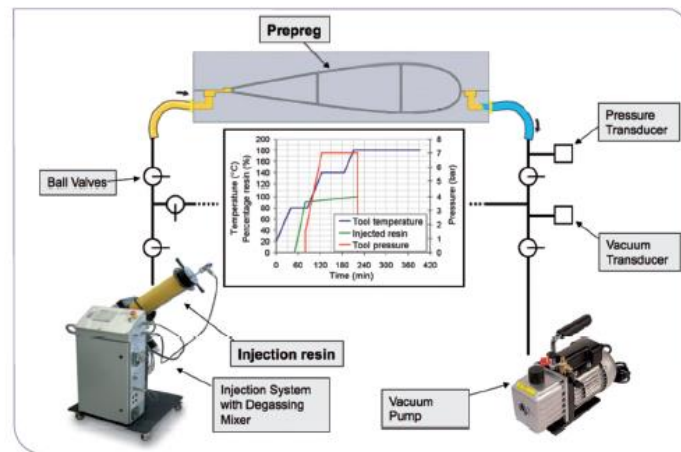


Figura 2.1-31 - Esquema de processo SQRTM [65].

A diferença fundamental entre o processo SQRTM e o processo RTM tradicional é o empilhamento de pré-impregnados em vez de pré-formas de tecido seco. Aqui as várias camadas de pré-impregnado são empilhadas na superfície do molde e pré-consolidadas pelo fecho do molde. Em seguida, é injetada resina líquida a elevada pressão (5-7 bar), criando pressão hidrostática sobre o laminado. O propósito da resina líquida nesta técnica não é a impregnação das fibras, mas a pressão uniforme resultante da injeção (comparável à pressão de autoclave). Ambos os materiais são curados em conjunto e, durante a cura, a resina injetada cria uma superfície de elevada qualidade. Esta tecnologia combina as vantagens do pré-impregnados com as vantagens do RTM tradicional [27].

Tabela 2.1-7 - Vantagens e desvantagem da utilização do processo RTM.

Vantagens	Desvantagens
Obtenção de componentes com excelente acabamento superficial e tolerâncias dimensionais reduzidas.	Quando comparado com processos como AFP, ATL, Estampagem e Enrolamento filamentar apresenta baixa repetibilidade, consequência das variações dos tecidos e das pré-formas.
Permite produção de estruturas com <i>ribs</i> , canais e insertos. Embora necessite de operadores experientes e dotados .	Limitado a relativamente pequenas dimensões. Esta limitação deve-se muitas vezes às limitações dos equipamentos de maquinação do molde e contramolde e respetivos custos.
Com pressões de compactação elevadas é possível obter volumes de fibra entre 60% e 70%.	Exige muita sensibilidade do design dos moldes.
Quando comparado a processos de infusão, o processo RTM permite elevada repetibilidade.	Suscetível a arrasto da fibra devidos às elevadas pressões de enchimento.
Ciclos de produção rápidos devido à elevada pressão a que é injetada a resina e ao tempo de fecho e abertura do molde.	
Permite automatização e controlo do processo.	

A elevada cadência combinada com a capacidade de produzir componentes de forma complexa e elevada performance permitiu a sua entrada na indústria aeronáutica. A possibilidade de introduzir insertos durante o processo é também uma mais valia, permitindo colmatar uma das maiores dificuldades na implementação de compósitos, a ligação entre componentes. O processo RTM está atualmente presente em estruturas críticas de aeronaves comerciais. Alguns exemplos dessas aplicações encontram-se apresentados na Tabela 2.1-8 e nas Figura 2.1-32 a Figura 2.1-35.

Tabela 2.1-8 - Aplicações da tecnologia RTM em aeronaves comerciais [64], [66]–[68].

Empresa	Aeronave	Aplicação
Boeing	787	<i>MLG Braces</i>
	A330 A340	<i>Spoiler Main Fittings</i>
Airbus	A350	<i>Spoiler Main Fittings</i> <i>Windows Frames</i> <i>Doors Structures</i> <i>HTP leading edge</i> <i>HTP Load-Bearing Rib</i>
	A380	<i>Fittings</i> <i>Rear Fuselage frames</i> <i>Aileron Spar</i> <i>HTP Leading Edge Ribs</i>
SAFRAN		<i>Fan Blades</i> <i>Fan case</i>



Figura 2.1-32 – Ligação do aileron do A350 [66].



Figura 2.1-33 – Estrutura interna da porta do A350 [67].



Figura 2.1-34 – Componente do Trem de pouso principal do Boeing 787 [68].



Figura 2.1-35 - protótipo de uma estrutura do teto de um helicóptero [64].

2.1.2.5. Infusão a vácuo

O processo de infusão cresceu e evoluiu significativamente nos últimos 30 anos desde que a empresa Seemann Composites (Gulfport, USA), construtora e distribuidora de materiais compósitos, introduziu a sua variante *Seemann Composite Resin Infusion Molding Process (SCRIMP)*. Mostra da referida expansão é um estudo publicado pela JEC Group (Paris, França) [59] no qual foram analisados os processos de fabrico na indústria marítima para a produção de *decks* de barcos. O referido estudo permitiu concluir que no ano 2000 apenas 5 por cento das empresas utilizavam o processo de infusão, em 2005 disparou para valores entre 20 e 50%, e foram feitas nessa altura previsões para uma utilização de aproximadamente 60% em 2015. O processo desenvolveu-se com o mesmo vigor, comprovado pela quantidade de novos acrónimos e patentes que seguiram o processo SCRIMP desde 1987. Os avanços desta tecnologia concentraram-se durante muito tempo em melhorar a qualidade dos laminados produzidos pelo aumento do volume de fibra, redução de vazios e melhor acabamento superficial. Atualmente, o enfoque principal na inovação do processo concentra-se no controlo do mesmo, pelo desenvolvimento de equipamentos e técnicas que permitam limitar o risco, e aumentar a qualidade e repetibilidade de produtos fabricados por utilizadores menos experientes [69].

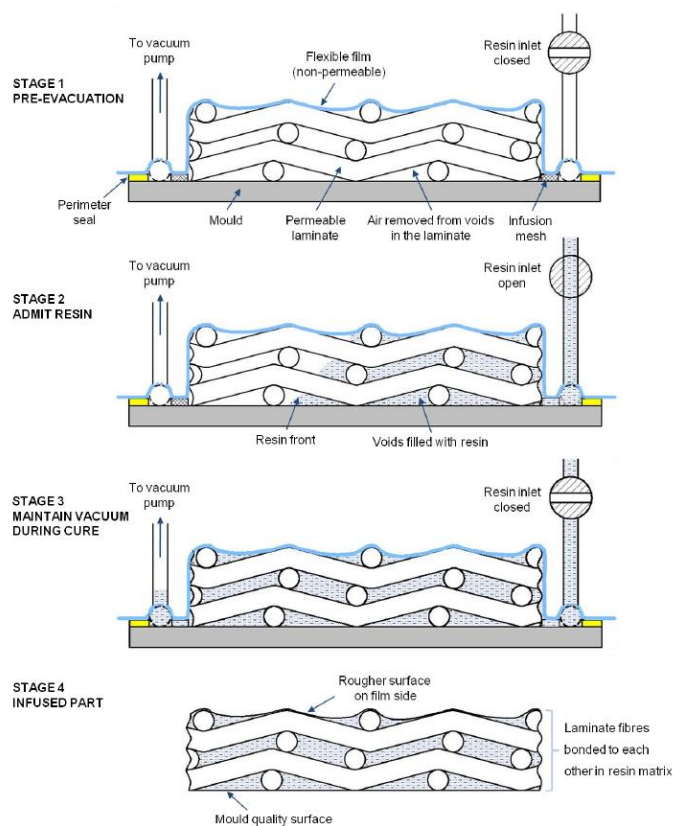


Figura 2.1-36 - Processo de infusão [70].

Como referido anteriormente, foram desenvolvidas inúmeras técnicas de infusão de resina líquida. De modo a simplificar essas técnicas incluem-se nos processos denominados LCM. Neste documento são considerados processos de infusão todos os processos que utilizam vácuo como processo de enchimento, isto é, a transferência de resina por pressão negativa.

De uma forma geral, o processo de infusão pode ser definido como o processo em que os vazios presentes no empilhamento de fibras secas são preenchidos por uma matriz líquida quando aplicado vácuo ao sistema [59]. Na grande maioria das variantes deste processo é utilizada apenas meia moldação rígida, em que outra meia moldação é flexível. A Figura 2.1-36 apresenta de forma simplificada as várias fases do processo de infusão.

Vacuum assisted resin transfer molding (VARTM)

O processo de infusão base, ou seja, o mais simples e do qual evoluíram todos os outros, é frequentemente denominado por VARTM. Na Figura 2.1-37 apresenta-se um esquema de um setup típico deste processo e enunciados alguns procedimentos base.

Uma correta infusão deve no mínimo garantir os seguintes pontos:

- O material empilhado no molde deve estar devidamente seco e o molde não pode permitir passagem de ar pela sua superfície;
- O saco de vácuo deve ser colocado na periferia do molde. Se forem necessários muitos componentes o “saco” deve ser feito à forma do componente e reutilizado;
- São necessárias pelo menos duas conexões para o exterior do saco, uma para a entrada de resina e a outra para aplicação de vácuo e saída de resina;
- Com a entrada de resina fechada o sistema é colocado em vácuo total e verificadas as fugas;
- Os parâmetros são então reajustados para o empilhamento em questão e efetuada a transferência de resina.

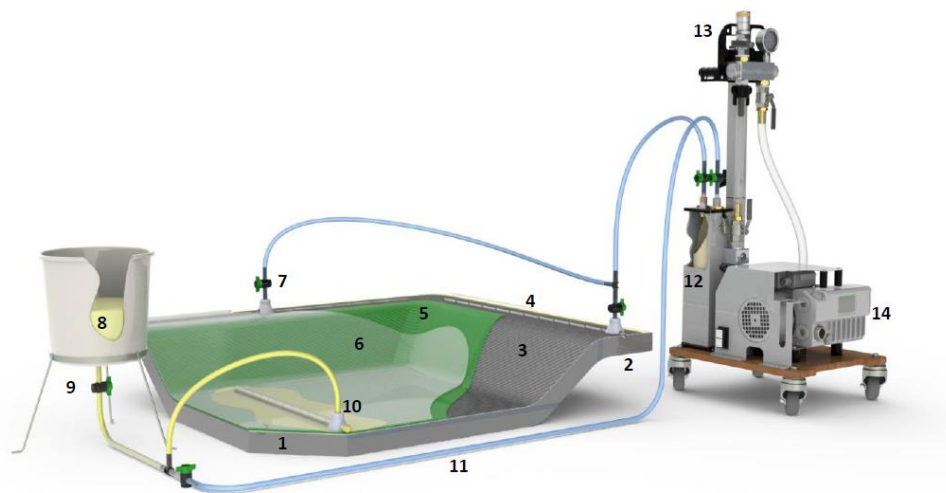


Figura 2.1-37 - Setup VARTM.[70]

- | | |
|--|--|
| 1 Ferramenta de moldação devidamente preparada | 8 Resina (geralmente colocada acima do componente) |
| 2 Abas para vedação da moldação superior | 9 Válvula de controlo de resina |
| 3 Reforços secos | 10 Pontos de entrada de resina |
| 4 Linha de vácuo | 11 Linha de vácuo opcional para pré-evacuação |
| 5 Materiais consumíveis (<i>Peel-ply</i>) | 12 Armadilha de resina |
| 6 “Saco de Vácuo” (moldação superior flexível) | 13 Controlador de vácuo |
| 7 Válvulas de controlo de vácuo | 14 Bomba de vácuo |

SCRIMP

Uma das principais desvantagens do VARTM é o tempo de enchimento lento devido ao diferencial de pressão limitado entre a entrada e saída, não podendo nunca exceder uma atmosfera. O processo SCRIMP, anteriormente referido, melhora este tempo ao adicionar *peel-ply* e um meio de distribuição (rede de distribuição) com muito maior permeabilidade do que a pré-forma de fibras. Este meio poroso é colocado entre o *peel-ply* e a membrana de vácuo, como demonstrado na Figura 2.1-38. A resina inicialmente corre rapidamente pela rede de distribuição paralela à superfície de moldação devido à elevada permeabilidade desse material, reduzindo drasticamente o tempo de infusão

uma vez que o maior tempo de enchimento é segundo a direção da espessura do componente. O posicionamento da rede de distribuição é extremamente importante para garantir o total enchimento do componente, caso contrário a resina pode chegar aos canais de vácuo antes de impregnar totalmente a pré-forma e estagnar o enchimento. A baixa compactação permitida por este processo limita consideravelmente os volumes de fibra capazes de se obter e conseqüentemente a sua aplicabilidade na indústria aeronáutica.

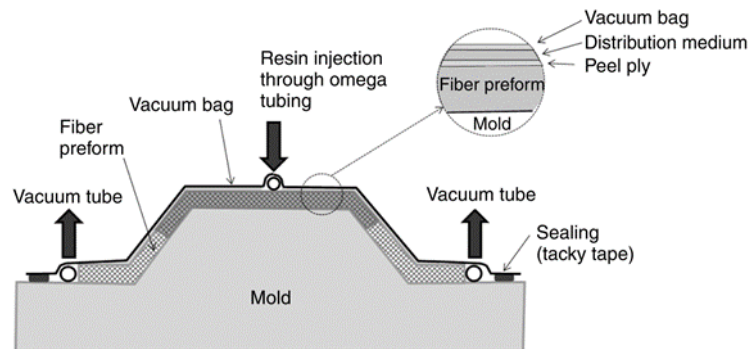


Figura 2.1-38 - Esquema do processo SCRIMP[63].

Vacuum Induced Preform Relaxation (VIPR)

Esta técnica é uma variação dos processos VARTM e SCRIMP que ajuda na redução do tempo de enchimento. Neste processo é utilizada uma “câmara” de vácuo localizada, reduzindo a pressão de compactação na fibra e aumentando a permeabilidade (ver Figura 2.1-39). Esta modificação permite aumentar a velocidade nas zonas de difícil enchimento enquanto a “câmara” estiver ativa. A utilização desta técnica obriga a um posicionamento cuidadoso da câmara de relaxamento, podendo em última instância causar zonas não impregnadas. A grande vantagem comparativamente às outras variantes é a capacidade de corrigir um enchimento no caso de algo correr mal.

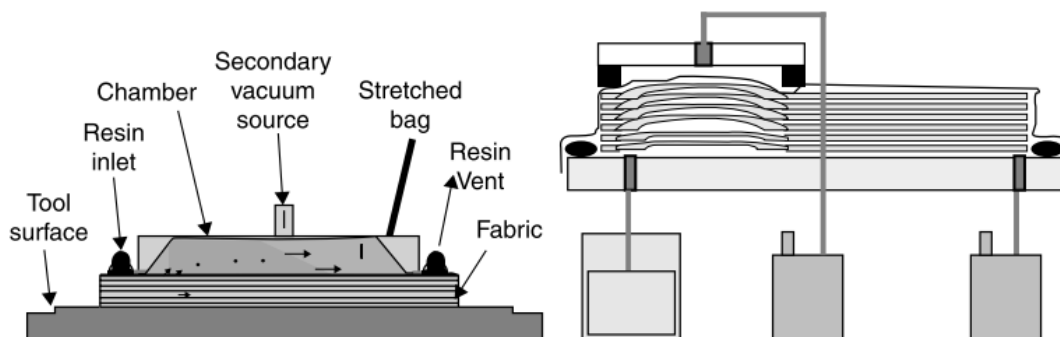


Figura 2.1-39 - Esquema do processo VIPR [58].

Fast Remotely Actuated Channelling (FASTRAC)

A Figura 2.1-40 apresenta um esquema do processo FASTRAC que serviu de inspiração para o anteriormente referido VIPR. Neste processo, uma membrana de vácuo primária é colocada sobre a pré-forma (como no tradicional processo VARTM) e em seguida é colocada a ferramenta FASTRAC e fechada com uma membrana de vácuo secundária. O vácuo no interior do primeiro saco é aliviado e este conforma-se à ferramenta FASTRAC por ação da depressão do saco secundário. Os canais gerados pela conformação do primeiro saco passam então a funcionar de uma forma controlada como corredores rápidos de resina, o que permite aumentar a velocidade de enchimento.

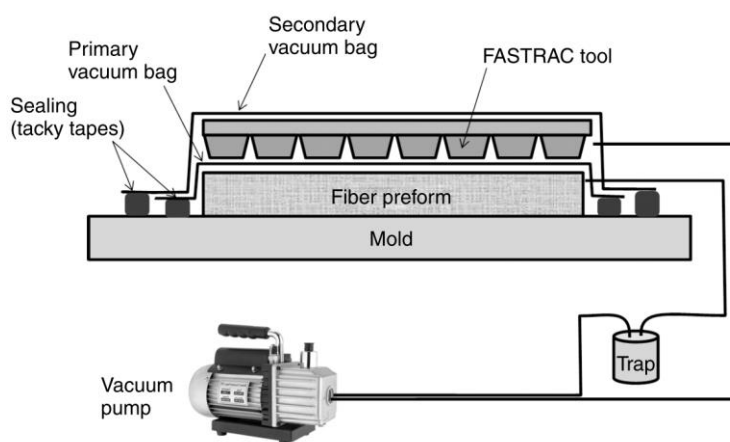


Figura 2.1-40 - Esquema do processo FASTRAC [63].

Resin Infusion Between Double Flexible Tooling (RIDFT)

Ao contrário dos processos tradicionais de RTM e VARTM o processo RIDFT utiliza um procedimento de fabrico para a produção de compósitos de certa forma invertido. A infusão é realizada no plano 2D entre duas moldações flexíveis isoladas em vácuo (geralmente produzidas em silicone). Depois de completamente impregnada a pré-forma, é aplicado vácuo às moldações flexíveis contra uma superfície moldante rígida, moldando simultaneamente o componente (ver Figura 2.1-41). Com este processo não existe contacto entre a superfície rígida e a resina, eliminando assim a necessidade de preparação de molde entre cada ciclo. Do ponto de vista operacional é possível reduzir o tempo de empilhamento da pré-forma, uma vez que todo o empilhamento é feito no plano, além de que a forma inicial 2D facilita o controlo do processo de infusão.

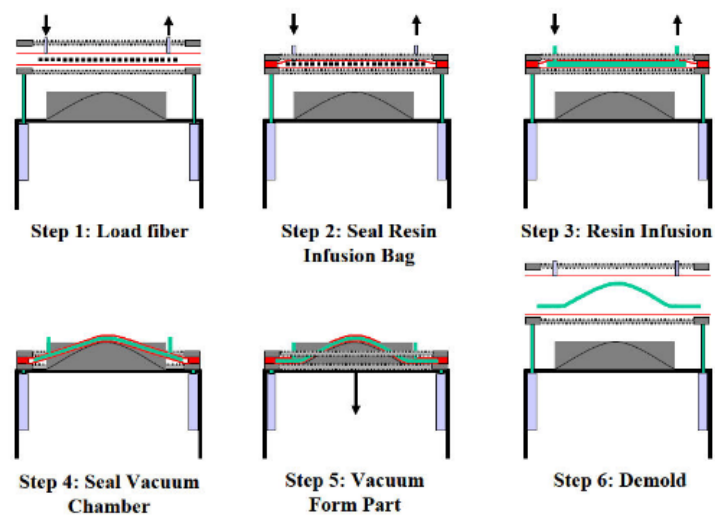


Figura 2.1-41 - Esquema do processo RIDFT [71].

Vacuum Assisted Technology (VAP)

O processo VAP, patenteado pela *European Aeronautic Defence & Space Co.* (EADS, Amsterdão, Holanda), ganhou crédito pelo melhoramento significativo do processo de infusão utilizando membranas semipermeáveis (SPM) em toda a superfície de moldação. O processo VAP foi descrito por Andrew George [72] na sua tese de doutoramento no Institute of Aircraft Design (IFB, Universidade de Estugarda) como:

“VAP é uma variante patenteada do processo de infusão, onde uma membrana semipermeável separa a saída de vácuo da superfície da peça. Isto cria um completo gradiente de vácuo e uma contínua desgaseificação ao longo da superfície da peça, ao contrário da linha de vácuo única presente na infusão tradicional. O completo gradiente de vácuo teoricamente resulta numa diminuição de vazios e numa redução do gradiente ao longo da espessura, resultando em propriedades mecânicas superiores e repetibilidade.” [72].

A Figura 2.1-42 apresenta esquematicamente o conceito utilizado no processo VAP.

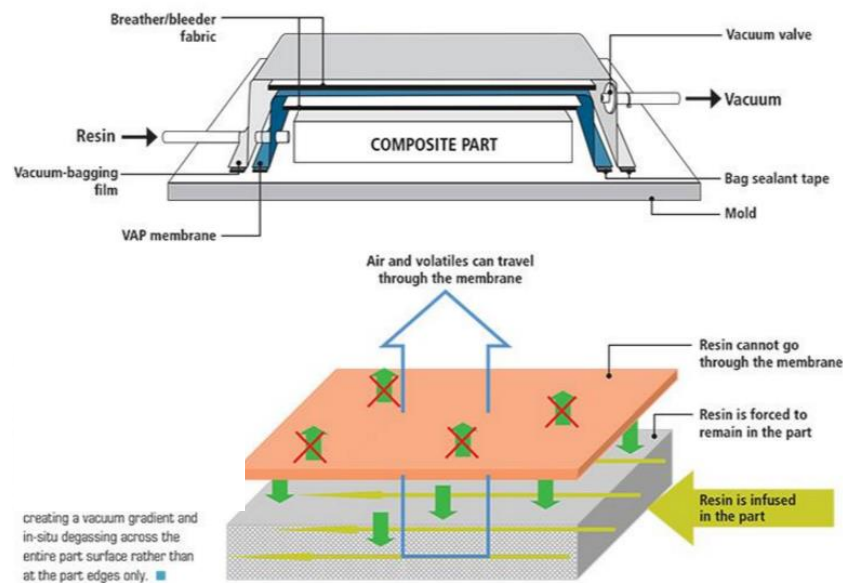


Figura 2.1-42 - Esquema do processo VAP [73].

Os fornecedores desta tecnologia garantem melhorias significativas e consistentes na estabilização da frente de resina e redução de vazios, afirmando que experimentalmente num laminado em que não se efetuou qualquer degaseificação prévia foi possível reduzir o volume de vazios de 1,64% para 0,37%. No entanto, as vantagens fazem-se acompanhar de uma série de desvantagens, como por exemplo [72]:

- Custo da membrana – Aproximadamente 15 €/m² em politetrafluoretileno (PTFE) ou 5 €/m² para poliuretano (TPU);
- Passos adicionais ao processo de infusão – É necessário garantir que não existem rugas;
- Risco de esticar a membrana durante a sua colocação – Alargando os poros e reduzindo a habilidade de bloquear líquidos;
- Reduz o fluxo de resina no lado da ferramenta – Devido à elevada compactação imposta pelo vácuo uniforme.

A utilização desta tecnologia não é a melhor opção para reduzir os tempos de processamento, mas é certamente uma ótima solução para aumentar a qualidade e performance dos laminados produzidos por infusão.

Advanced Vacuum Assisted Resin Transfer Molding (A-VARTM)

O processo de infusão avançado A-VARTM foi desenvolvido em conjunto pela Toray Industries e a Mitsubishi Heavy Industries (MHI), motivados pela necessidade de obter componentes compósitos a baixo custo de produção e elevada performance, para utilização em estruturas primárias da aeronave *Mitsubishi regional jet* (MRJ).

A adição da letra “A” (Avançado) ao acrónimo VARTM corresponde á otimização feita ao antigo processo. A evolução do processo deve-se essencialmente à compactação a quente da pré-forma e adição de partículas termoplásticas. No processo VARTM convencional a adição de termoplástico serve apenas como *binder* para consolidar a pré-forma e pode ser adicionado na forma de pó, spray ou na forma de partículas. A interligação das partículas termoplásticas e da resina termoendurecível durante o processo de cura a quente apresenta propriedades finais equivalentes às de uma resina de epóxido reforçada pré-formulada. Durante o desenvolvimento do processo foi também aplicado um tecido *woven* especial (*non crimp woven* (NCW)) que melhora a permeabilidade e as propriedades unidireccionais do componente (ver Figura 2.1-43).

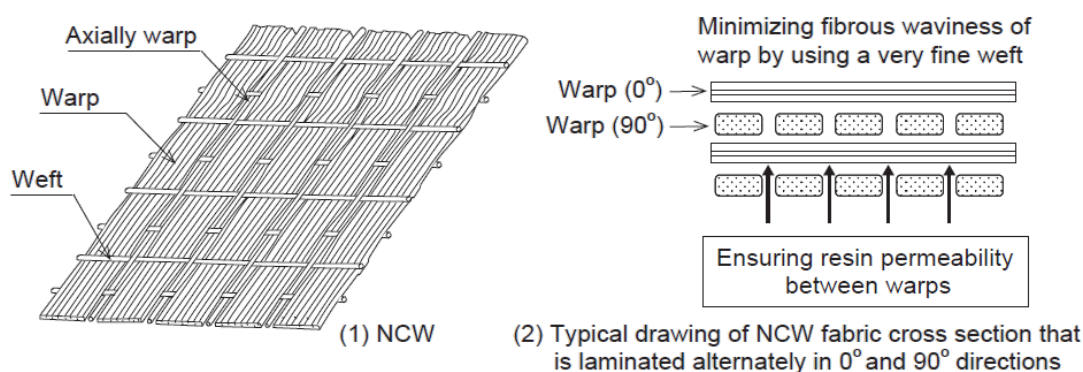


Figura 2.1-43 - Esquema tecido *Non Crimp* utilizado no processo A-VARTM [74].

Os detalhes do tempo de compactação da pré-forma, temperatura e termoplástico utilizado são propriedade da MHI, mas o resultado do controlo destes parâmetros são pré-formas sem escorregamento entre fibras e camadas, mais maleáveis e com níveis de conformação à superfície do molde muito superiores à conformação convencional. Neste processo é também utilizado um meio de distribuição de resina ao longo do componente. A combinação de todos os avanços atrás referidos maximiza o volume de fibra e melhora a dinâmica de enchimento durante a transferência de resina. A fase de cura em estufa é dividida em dois momentos, um primeiro a baixa temperatura e em

vácuo, e um segundo momento corresponde à pós-cura a temperatura de aproximadamente 180 °C. Na Figura 2.1-44 encontra-se um diagrama no qual é possível compreender as várias fases constituintes do processo.

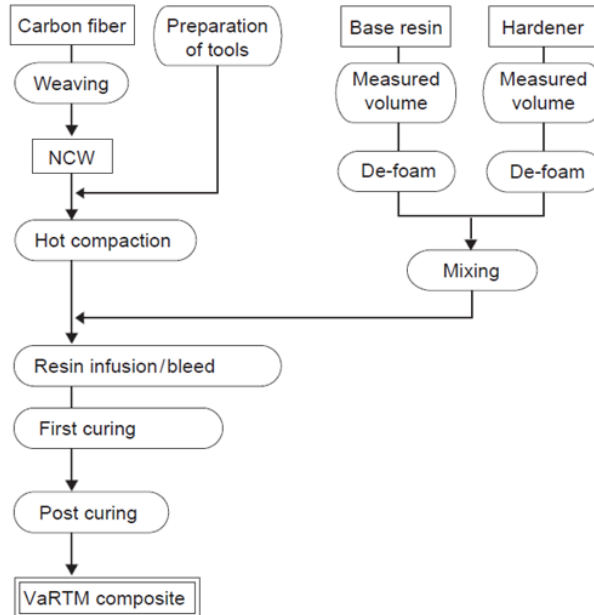


Figura 2.1-44 - Diagrama do Processo A-VARTM [74].

As características mecânicas obtidas neste processo são equivalente às obtidas pelo processo de pré-impregnado e autoclave em estruturas primárias de aeronaves, como demonstrado na Tabela 2.1-9.

Tabela 2.1-9 - Propriedades mecânicas pelo processo A-VARTM e pré-impregnados utilizados em estruturas primárias [74].

Test item	Testing environment	A-VaRTM composite (T800S/TR-A36)	Prepreg composite (T800S/3900-2B)
0° Tensile strength (MPa)	RT	2 890	2 960
0° Tensile modulus (GPa)	RT	150	153
0° Compression strength (MPa)	RT	1 570	1 500
	82 C° Wet	1 250	1 280
Open Hole Tensile strength (MPa)	RT	519	500
	-59 C°	473	448
Open Hole Compression strength (MPa)	RT	295	298
	82 C° Wet	238	236
Compression strength after-impact (30.5J*) (MPa)	RT	277	300
Compression strength after-impact (40.5J*) (MPa)	RT	248	272

*Impact energy applied to test specimens

Double Bag Vacuum Infusion (DBVI)

A técnica DBVI surge quando nos anos 1980's e 1990's o Centro Naval de Guerra pertencente à divisão aérea em Warminster (NAWCADWAR, Pensilvânia, USA) publicou artigos sobre procedimentos de *double vacuum debulking* (DVD) desenvolvidos para a redução de vazios e otimização de propriedades mecânicas em reparações compósitas em moldação manual e pré-impregnados. Os resultados destes artigos comprovaram a redução de vazios nas reparações de 6-7% para 1-3%. Com estes resultados em vista, o centro de investigação da NASA em Langley (LaRC: Langley Research Centre) desenvolveu uma solução paralela aplicada ao processo de infusão, dando origem ao processo *double vacuum bag* (DVB) que, assim como DVD, utiliza uma ferramenta rígida entre o saco de vácuo interior e o saco de vácuo exterior (Figura 2.1-45) [75].

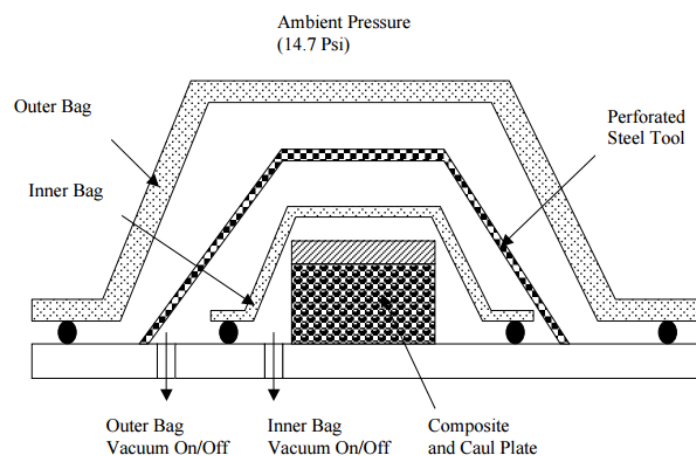


Figura 2.1-45 - Esquema processo DVB [76].

Mais recentemente, as técnicas DVB foram combinadas com os princípios básicos do processo VARTM, atingindo a qualidade e performance necessárias para produzir componentes aeronáuticos fora do autoclave.

O conceito base da técnica DBVI consiste em aplicar dois sacos de vácuo, um interior em contacto com o laminado, e um exterior que é isolado contra a ferramenta num perímetro exterior ao fecho do saco interior. Entre os dois sacos de vácuo é utilizado um meio poroso para evitar que o saco exterior colapse contra o interior, e faz com que funcionem assim como um só. Existem algumas discordâncias por parte de quem utiliza a técnica quanto ao momento e quantidade de vácuo aplicado ao saco exterior, é importante no entanto garantir que o saco interior é utilizado para a transferência de resina e remoção de voláteis, e o saco exterior apenas atue na compactação do laminado. Independentemente das pequenas variações introduzidas ao método, todos os utilizadores da técnica afirmam que ocorre uma redução de vazios e aumento de compactação, com respetivo aumento do volume de fibra. Uma das vantagens da utilização de saco de vácuo duplo é possibilidade de colocar “intensificadores” nas zonas

onde se pretende maior compactação. A Figura 2.1-46 apresenta um esquema do processo DBVI.

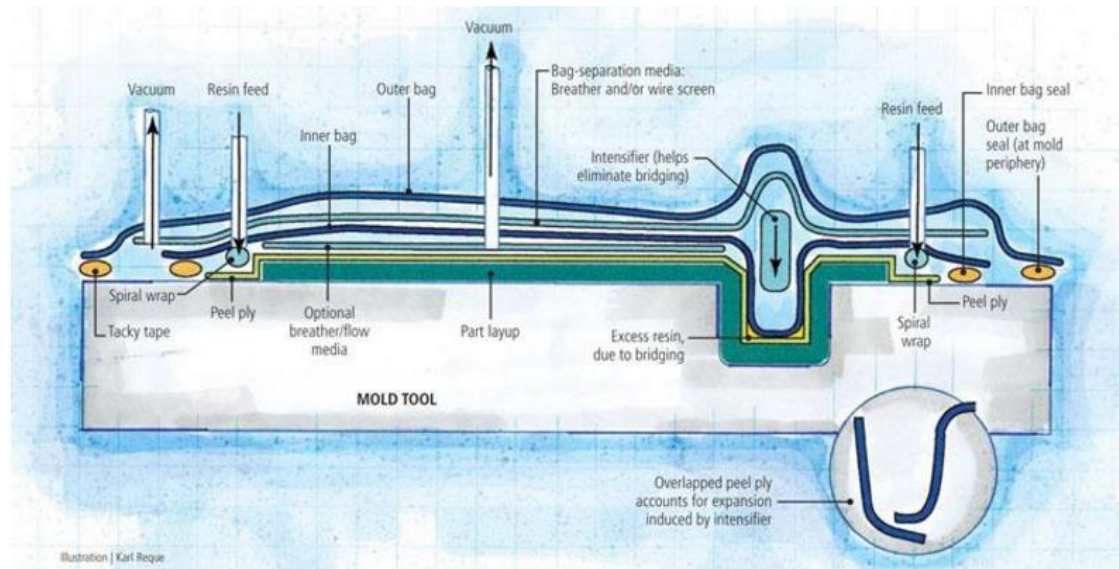


Figura 2.1-46 - Esquema do processo DBVI [75].

Controlled atmospheric pressure resin infusion (CAPRI)

O processo de infusão com pressão atmosférica controlada, patenteado pela Boeing, é mais uma das variantes do processo VARTM, desenvolvida com intuito de aumentar o volume de fibra presente no compósito e reduzir a variabilidade de propriedades [77]. No processo CAPRI, antes de se efetuar a infusão, o laminado é sujeito a uma série de ciclos de compactação para reduzir a espessura da pré-forma e aumentar o volume de fibra (ver Figura 2.1-47). Outra alteração relativamente ao processo original é a colocação do reservatório de resina sob vácuo parcial, reduzindo o gradiente de pressão ao longo da espessura. A redução do diferencial de pressão é diretamente proporcional ao tempo de enchimento, o que implica tempos de produção superiores ao processo VARTM, destacam-se, as propriedades mecânicas e repetibilidade, que garantem a este processo um lugar entre os preferidos para a produção de componente aeronáuticos. A Figura 2.1-48 apresenta um esquema do processo CAPRI.

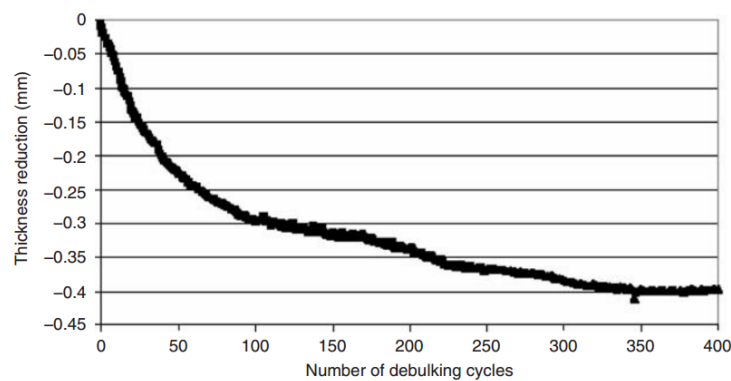


Figura 2.1-47 - Efeito da operação de compactação antes da infusão no processo CAPRI [77].

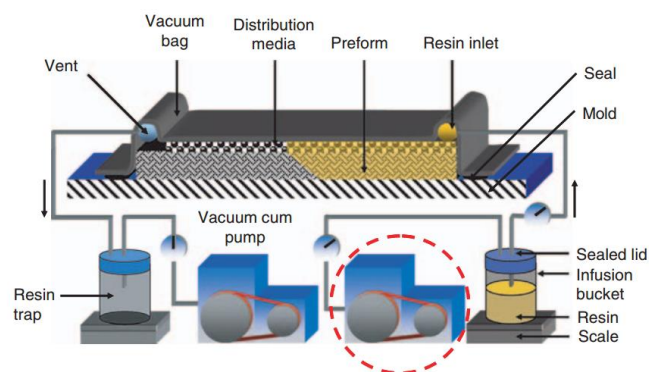


Figura 2.1-48 - Esquema do processo CAPRI [77].

Aplicações do processo de infusão

Um inquérito aos produtores de componentes compósitos aeroespaciais e aeronáuticos em 2006 [78] concluiu que o processo de infusão para estruturas primárias de grande dimensão ainda não estaria maduro o suficiente para se implementar nas aeronaves civis. Ainda assim, desde essa altura estes processos amadureceram e revelaram-se realmente interessantes e capazes. O processo de infusão ainda não é utilizado em larga escala em aplicações aeronáuticas civis, mas nas aplicações nas quais se encontra implementado oferece uma grande vantagem económica. Algumas das aplicações mais relevantes são [66], [79].

- A especialista russa aeroespacial Aerocomposit (Moscou, Rússia) optou por um processo de infusão para a produção da asa e caixa da asa do avião comercial Irkut MS-21. Estes grandes componentes incluem todas as estruturas primárias, como as longarinas das asas, os revestimentos das asas e seis secções para caixa da asa central;
- A FACC (Ried im Innkreis, Áustria) no programa DAEDALUS para a produção integrada do spoiler do Airbus A350 XWB;

- A Premium Aerotec (Ausburgo, Alemanha) produz o *rear pressure bulkhead* para o Boeing 787 Dreamliner e o Airbus A350 XWB, e utiliza o processo VAP para produzir a porta de carga do Airbus A400M;
- A MHI (Tóquio, Japão) desenvolveu o processo A-VARTM para a produção do estabilizador vertical da aeronave MRJ, afirmando ter obtido ganhos não só na produtividade, mas também redução no peso nas estruturas primárias;
- A Boeing Aerostructures Australia (BAA, Melbourne, Austrália) produz pelo processo CAPRI outra das estruturas produzidas por infusão atualmente em serviço em aeronaves comerciais, o *movable trailing edge* (MTE) do Boeing 787. O MTE é uma combinação de peças produzidas em separado que inclui o *aileron, flaperon, inboard e outboard flaps, sete spoilers e todos os fairings*. O maior dos componentes é o *outboard flap*, com 10 metros de comprimento por 4 metros de largura. O processo CAPRI é também utilizado na produção das portas do trem de aterragem do avião de transporte da força aérea Norte Americana C-17 Globemaster III;
- Os *flap tracks* do Airbus A380 são produzidos pela tecnologia VARTM.

2.2. Estruturas aeronáuticas

A função mais básica de uma estrutura aeronáutica é a de dar forma a uma aeronave desenhada para atender a uma determinada missão, assegurando através da sua geometria e dimensionamento a resistência estrutural e fiabilidade requeridas pelos carregamentos mecânicos, aerodinâmicos ou associados a determinada funcionalidade, durante qualquer fase de operação [80]. As estruturas são assim genericamente responsáveis pela segurança de voo da aeronave, pela sua performance aerodinâmica e pelo transporte e/ou proteção de passageiros ou carga.

Cada estrutura é desenvolvida segundo apertados requisitos estruturais para que a aeronave possa operar em segurança, considerando a sua janela de operação e ciclo de vida, bem como requisitos adicionais dependendo da sua função e criticidade. As diversas aplicações existentes numa aeronave definem diferentes requisitos para as estruturas. Estas podem ser estruturalmente passivas ou ativas, estar sujeitas a maiores ou menores esforços mecânicos, estáticos e/ou cíclicos, estarem localizadas em zonas de maior desgaste térmico ou com maior risco de sofrerem dano por impacto exterior ou por inflamabilidade.

A Figura 2.2-1 representa de forma simplificada uma aeronave, indicando os subconjuntos mais importantes do conjunto-avião, como asas, fuselagem, sistema de propulsão, trens de aterragem, estabilizadores e superfícies de controlo de voo.

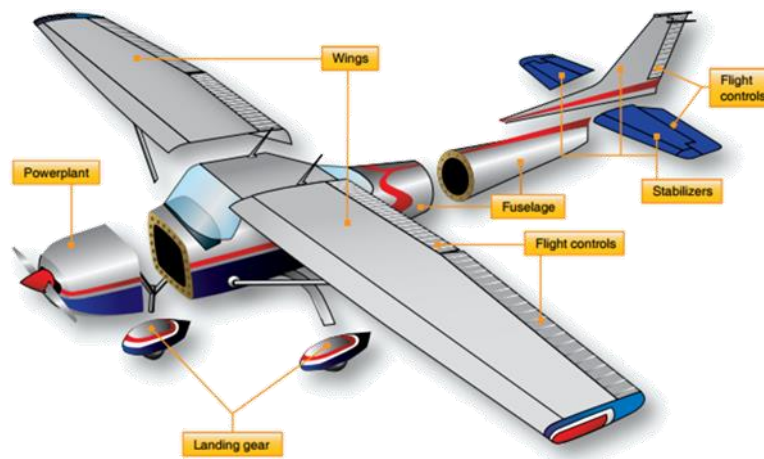


Figura 2.2-1 - Seções principais de uma aeronave [81].

Os componentes estruturais de uma aeronave são desenhados para carregar e resistir a cargas operacionais em solo e em voo. Assim, quando se desenvolve uma aeronave, cada metro quadrado de asa ou fuselagem, cada reforçador e cada rebite são objeto de rigorosos processos de validação por forma a assegurar que a sua performance real corresponde ao projetado. Cada componente presente na aeronave é então minuciosamente desenvolvido para responder aos requisitos impostos em relação à sua função na aeronave, bem como de resistência em operação.

Genericamente, as estruturas podem estar sujeitas a uma combinação de esforços mecânicos, que podem consistir em cargas diretas à tração e compressão ou, complementarmente, cargas compostas como o caso da flexão, torção e corte. Do ponto de vista do design, a resistência mecânica dos componentes é um dos requisitos mais críticos. Contudo, características como resistência ao fogo, desgaste ou corrosão são também fundamentais para a operação da aeronave em segurança e durante o seu ciclo de vida.

A aeronave e os seus subsistemas estruturais são desenhados para responder aos requisitos que lhe são impostos pela aplicação que lhe está destinada, garantindo que os requisitos de operação e performance de voo, peso, segurança, eficiência e manutenção são cumpridos.

Durante o processo de desenvolvimento, o tipo de aeronave e o seu contexto operacional, são alinhados com os seus requisitos estruturais. Estes requisitos serão refletidos em especificações que serão aplicadas no desenvolvimento integrado do produto onde se incluem as estruturas, os esquemas de montagem, funcionalidades, segurança, e todas as informações necessárias ao longo de toda a vida da aeronave. Questões como contexto de operação, segurança, conforto e qualidade irão ditar como a aeronave será concebida.

Quando uma aeronave é desenvolvida, é necessário que a mesma cumpra com as diretivas impostas pelas entidades reguladoras aeronáuticas como a EASA (Europeia), FAA (Americana), CAA (Inglesa), ANAC (Brasileira), entre outros. Os requisitos impostos não são mais do que requisitos que garantem que a aeronave é operada em segurança e, em casos extremos, que a aeronave tem condições e tempo para aterrizar em segurança.

O grande desafio no desenvolvimento de aeronaves é atingir o equilíbrio entre os requisitos de operação, aerodinâmicos, estruturais, segurança e conforto, conseguindo manter a competitividade em termos de custo e baixo peso. Das várias áreas em que se pode atuar, a que possui maior impacto no peso, custo e qualidade é a estrutural, pondo-se os seguintes desafios [82]:

- Tentar desenvolver estruturas leves e integradas, com desempenhos mecânicos excelentes, segurança máxima, durabilidade ótima a baixo custo de aquisição/produção;
- Tentar desenvolver processos que permitam o desenvolvimento quase-livre de peças aplicando materiais variados, desenhadas exatamente para a sua função e aplicando tecnologias avançadas de adição e/ou subtração.

Dependendo da solicitação e do seu grau de criticidade na aeronave, tornou-se necessário classificar e caracterizar internacionalmente as estruturas aeronáuticas. Esta classificação garante que estas estruturas, desde o seu design até à verificação de qualidade final da peça produzida, são regidas por critérios de segurança específicos que resultam no controlo de características críticas para a operação em segurança da aeronave.

As estruturas são classificadas como primárias; secundárias e terciárias. As estruturas primárias, as mais críticas na aeronave, são aquelas que suportam os carregamentos estruturais mais elevados e que, em caso da ocorrência de uma falha severa que comprometa a sua funcionalidade, põem em causa a operação da aeronave. Estruturas primárias como asas, estabilizador horizontal, assentos e fuselagem, são todos eles desenvolvidos para resistir a carregamentos extremos durante a sua operação. Nomeadamente, para a sustentação de voo, e carregamentos em solo, descolagens e aterragens. Estruturas classificadas como primárias, são assim estruturas que carregam cargas críticas, desempenhando uma função estrutural mais clara ou qualquer uma que esteja no interior da aeronave que tenham de resistir a esforços de impacto, em situações críticas.[81]

Em suma, estruturas primárias são membros que carregam cargas primárias e que a sua falha pode implicar a redução da sua integridade estrutural. Referem-se alguns exemplos:

- Fuselagem inferior e superior, revestimentos, reforços de união, longarinas, nervuras e montagens;
- Componentes como revestimentos de asa, reforçadores, longarinas e montagem;
- Estruturas dos assentos, conectores e instalação;
- Superfícies primárias de controlo: ailerons e lemes.

Algumas figuras representativas de estruturas primárias encontram-se na Figura 2.2-2.

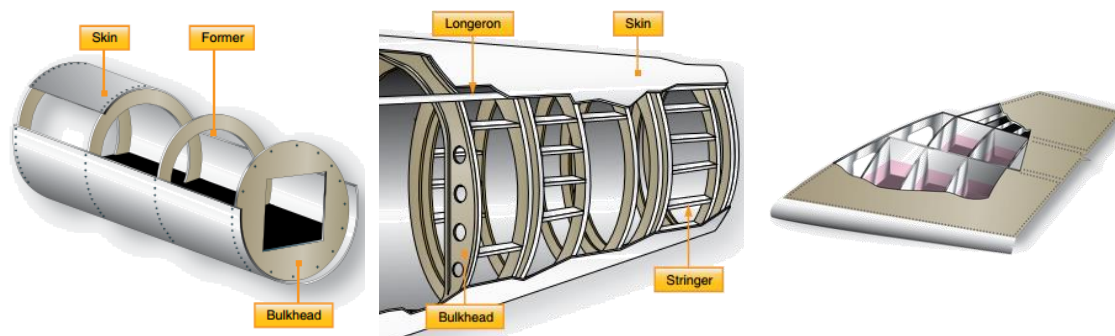


Figura 2.2-2 - Estruturas primárias presentes na fuselagem como revestimentos, longarinas e reforçadores [81].

As estruturas secundárias não suportam carregamentos primários críticos para a integridade da aeronave e, portanto, a sua falha não coloca em risco imediato a segurança de operação. Contudo, apesar de não serem críticos no imediato, estes elementos estruturais são essenciais à operação e devem ser substituídos sempre que for detetada alguma falha e logo que seja terminada a operação. Referem-se alguns exemplos [81]:

- Revestimentos, molduras e montagem da porta;
- Carenagens;
- Degraus das escadas;
- Painéis de instrumentação;
- Superfícies secundárias/auxiliares de controlo: *flaps, tabs, spoilers*.

Por último, definem-se as estruturas terciárias que, em oposição às primárias e secundárias, não são consideradas membros estruturais. Estas estruturas não têm desta forma a função de carregar cargas essenciais à segurança da operação em determinada missão e, por essa razão, são encaradas como de baixa criticidade.

Para a produção de componentes primários existem alguns critérios gerais de aceitação, baseados em problemas típicos dos processos produtivos associados. Na Tabela 2.2-1

encontram-se listados os principais critérios de aceitação para peças produzidas por RTM ou infusão.

Tabela 2.2-1 - Critério de aceitação geral de componentes acabados produzidos em materiais compósitos (referência confidencial)

Nº	Defeito	Aceitável sem correção	Aceitável com correção
1	Riscos superficiais	Ilimitados desde que não existam fibras expostas ou danificadas.	Não aceitável se existirem fibras danificadas. São permitidas fibras expostas se não estiverem danificadas.
2	Pequenos poros na superfície	Poros ilimitados se < 15 poros/cm ² , com diâmetro de poro ≤ 0,5 mm.	Poros ilimitados quando ≥ 15 poros/cm ² com diâmetro de poro ≤ 0,5 mm.
Empenos superficiais			
3	a) Superfície Aerodinâmica	Ilimitadas se a profundidade dos empenos forem ≤ 0,13 mm.	Máximo de 5% da superfície da peça, se a profundidade do empeno for ≤ 0,5 mm e a dimensão maior for ≤ 50 mm. Em qualquer um dos casos, os empenos devem estar separados pelo menos 150 mm do contorno da peça, de um furo, ou de outro empeno.
		Ilimitadas se a profundidade dos empenos estiver entre 0,13 mm e 0,25 mm na maior dimensão, para uma área de 300 mm x 300 mm.	
3	b) Superfície não aerodinâmica	Em qualquer um dos casos, os empenos devem estar separados pelo menos 150 mm do contorno da peça, de um furo, ou de outro empeno.	Máximo de 5% da superfície da peça, se a profundidade da depressão for ≤ 1 mm e a dimensão maior for ≤ 100 mm. Em qualquer um dos casos, as depressões devem estar separadas pelo menos 150 mm do contorno da peça, de um furo, ou de outra depressão.
		Ilimitadas se a profundidade das depressões forem ≤ 0,5 mm. As depressões devem estar separadas pelo menos 150 mm do contorno da peça, de um furo, ou de outra depressão.	
4	Delaminações, vazios e outros defeitos detetados por NDT	De acordo com as especificações da documentação da peça.	-
5	Inclusões na superfície de materiais indesejados	-	Ilimitados se a segunda camada não estiver danificada.
6	Falta de material nas arestas da peça	Tolerância de desenho.	Largura máxima de 1 mm. Comprimento máximo de 50 mm.
7	Pregas na camada	Ilimitadas se: Altura < 2 mm;	-

		Relação Largura / Altura ≥ 5 ; Nº de camadas afetadas $\leq 25\%$.	
Excesso de Resina			
8	a) Do lado da membrana de vácuo e superfície não aerodinâmica	Ilimitado se a altura máxima não exceder 0,5 mm e assegurando que as dimensões finais do componente se encontram dentro das tolerâncias de projeto.	Ilimitado, se o excesso de resina não incluir fibra.
	b) Superfície do lado do molde ou de montagem	Ilimitado se a altura máxima não exceder 0,1 mm e não interferir com as tolerâncias de montagem.	
9	Áreas desfeitas, com rebarba, ou pequenas delaminações nos contornos maquinados. Apenas devem afetar a última camada.	Se a última camada for tecido: máximo de 2 mm, medidos perpendicular ao contorno e com um comprimento total máximo (todos os defeitos) ≤ 100 mm por metro de contorno retificado. Se a última camada for tape: máximo de 1 mm, medidos perpendicular ao contorno e com um comprimento total máximo (todos os defeitos) ≤ 100 mm por metro de contorno retificado.	Máximo de 2 mm, medidos perpendicularmente ao contorno e com um comprimento total máximo (todos os defeitos) ≤ 100 mm por metro de contorno retificado. Rebarbas ilimitadas
		Poros ilimitados para < 15 poros/cm ² com diâmetro de poro $\leq 0,5$ mm	Bolhas ilimitadas para ≥ 15 poros/cm ² com diâmetro de poro $\leq 0,5$ mm
10	Falta de resina na superfície e poros	Falta de resina na superfície $S_1 < 1$ cm ² e $S_2 < 5\%$ A Onde: S_1 : Área local com falta de resina S_2 : Área total da superfície com falta de resina A: Superfície total do elemento	Falta de resina ilimitada se não existirem fibras secas e a segunda camada não for afetada.
11	Falha ou deslocamento da camada de fibra de vidro superficial	-	ilimitado
12	Falta de planeza em superfícies de montagem	Máximo de $\pm 0,25$ mm exceto em zonas de separação de camadas ou terminação de componentes, com base nas tolerâncias de projeto	-

2.3. Metodologias e ferramentas de apoio ao desenvolvimento

2.3.1. Metodologia Building Block

A *build block approach* (BBA) pode ser descrita resumidamente como uma forma de produzir e compreender dados de projeto com um formato de processo organizado, em que se começa por determinar as características básicas do material na forma de provetes, passando para elementos, detalhes dos elementos, subcomponentes e terminando com componentes [83]. Cada entrada na lista mencionada representa um nível diferente de dimensão e custo e, tradicionalmente, os resultados de cada nível são obtidos recorrendo a testes. Uma alternativa a programas de teste muito extensos é recorrer a um escalonamento analítico em certos níveis do processo para a obtenção dos respetivos resultados. Na Figura 2.3-1 é apresentado um diagrama que representa a aplicação de metodologias BBA a componentes estruturais aeronáuticos.

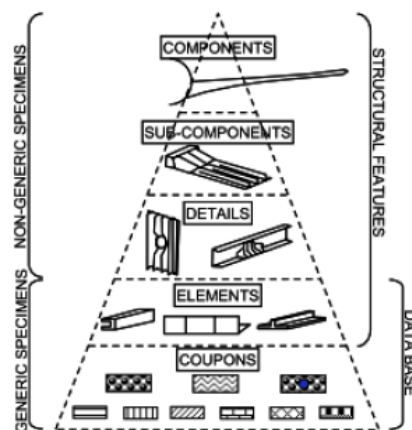


Figura 2.3-1 - Abordagem building-block para o teste de componentes estruturais aeronáuticos [84].

2.3.2. Método Taguchi

O método Taguchi é uma técnica estatística de otimização robusta e multi-parâmetro que recorre ao menor número de experiências para identificar e otimizar parâmetros de forma a obter a resposta desejada [77], [78]. É uma maneira simples e sistemática de determinar o efeito de variáveis nas respostas e a condição ótima das respetivas variáveis. O método de Taguchi utiliza um design fracionário completo chamado arranjos ortogonais e ANOVA como ferramentas de análise [85]–[87].

As Matrizes ortogonais aplicadas são o conjunto mínimo de experiências capaz de representar as várias combinações de fatores. A saída das matrizes ortogonais é

otimizada em relação à relação *Signal / Noise* (*S/N*) das respostas, em vez das próprias respostas, reduzindo assim a variabilidade do processo. Esta característica marca a diferença entre a técnica estatística convencional e o método de Taguchi.

O método de Taguchi não define uma estratégia fixa a adotar quando à aplicação do seu método, embora se saiba que existem várias etapas que obrigatoriamente têm de ser seguidas respeitando uma certa ordem. O procedimento frequentemente utilizado no método Taguchi encontra-se representado na Figura 2.3-2.

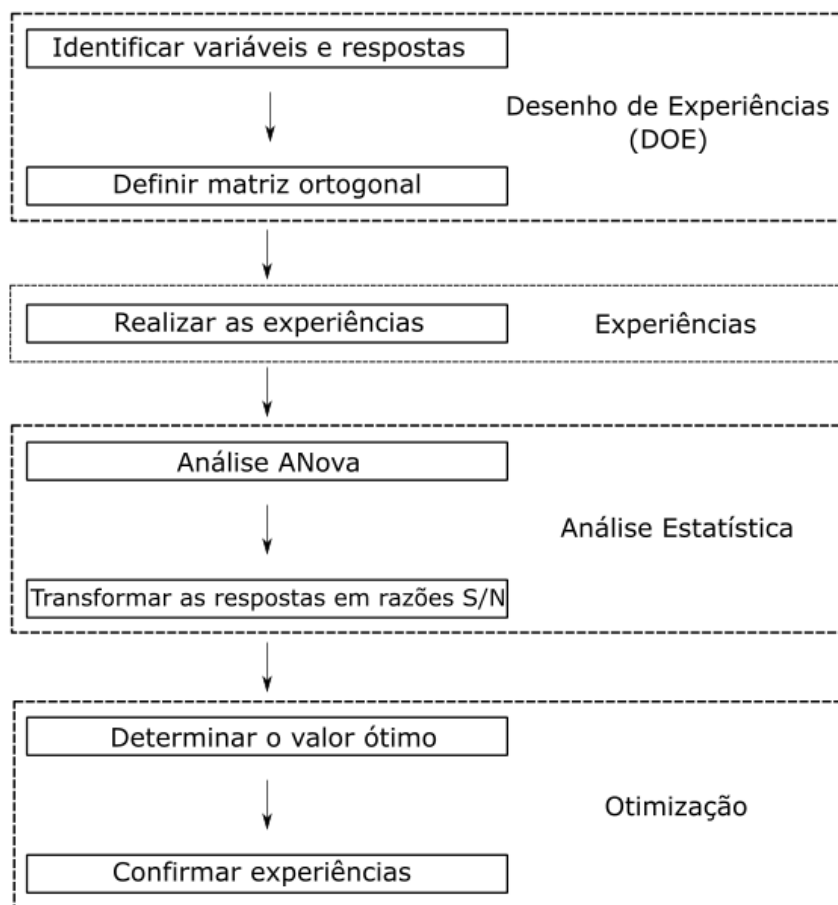


Figura 2.3-2 - Procedimento Taguchi (elaboração própria).

No método de Taguchi, a relação *S/N* é a medida do desvio da resposta relativamente ao valor desejado, no qual o sinal (*signal*) implica o valor médio enquanto ruído (*noise*) mostra o termo do desvio padrão. É então possível concluir que uma menor variabilidade no processo é assegurada através da maximização da relação *S/N*. No entanto, dependendo do tipo de resposta desejada, Taguchi classificou a relação *S/N* em três categorias: melhor o menor, melhor o maior e melhor o nominal [88].

Melhor o menor:

$$\frac{S}{N} = -10 \log \left(\frac{1}{n} \sum_{k=1}^n y_i^2 \right) \quad (1)$$

Melhor o maior:

$$\frac{S}{N} = -10 \log \left(\frac{1}{n} \sum_{k=1}^n \frac{1}{y_i^2} \right) \quad (2)$$

Melhor o nominal:

$$\frac{S}{N} = -10 \log \left(\frac{1}{n} \sum_{k=1}^n \frac{\bar{y}_i^2}{\sigma^2} \right) \quad (3)$$

Onde: $\bar{y}_i = (1/n) \sum_{k=1}^n y_i$; $\sigma^2 = (1/(n-1)) \sum_{k=1}^n (y_i - \bar{y}_i)^2$; y_i representa as variáveis de resposta e n o número de experiências.

Uma das características distintas do método Taguchi é a capacidade de determinar o valor ótimo, na forma de um rácio S/N . A previsão do rácio ótimo pode ser determinado pela seguinte equação [88]:

$$S/N_{previsto} = \bar{S}/N + \sum (S/N_j - \bar{S}/N) \quad (4)$$

Onde: \bar{S}/N é o valor médio de todos os rácios S/N ; S/N_j é o rácio S/N no nível ótimo de cada grupo de parâmetros.

2.4. Estado de arte de software e modelos matemáticos

Embora escassos, existem alguns softwares de simulação que modelam as fases de enchimento dos processos *liquid composite moulding* (LCM), particularmente para RTM, onde de uma forma geral a espessura é constante durante o enchimento. Além das soluções comerciais como o PAM-RTM [89], algumas instituições desenvolveram as suas próprias ferramentas não comerciais, das quais o LIMS (Universidade de Delaware) [90], [91] e o SimLCM (Universidade de Auckland) [86, 87]. Os métodos de cálculo utilizados variam entre *finite element control volume* (FECV) e *volume of fluid* (VOF), sendo que o primeiro é o mais utilizado.

LIMS foi desenvolvido pela Universidade de Delaware. Atualmente a licença é detida pela empresa de software Convergent. Resumidamente, o LIMS é uma ferramenta de *software* que simula o estágio de enchimento de moldes dos processos de moldação de compósitos líquidos (LCM) modelando o fluxo através de meios porosos pelo Método FECV. Este software permite prever os padrões de fluxo de resina durante o enchimento, estima o tempo de processamento, gradiente de pressão, saturação dos reforços e permite a otimização e controlo da injeção. Para modelos complexos podem ser combinados elementos 1D, 2D, 2.5D e 3D.

SimLCM foi desenvolvido pela Universidade de Auckland, e tem por base o método VOF. Este software inclui também um módulo de compressão e transmissão de calor, no entanto apenas são admitidas simulações 2D [94]. Não é comum a sua utilização em geometria complexas.

PAM-RTM é um módulo do software comercial PAM-COMPOSITES, desenvolvido pelo grupo ESI.

O software PAM-COMPOSITES pode ser descrito como uma cadeia de simulação de elementos finitos para a modelação dos processos de fabrico de estruturas e componentes compósitos. É geralmente usado para a simulação e otimização de processos de fabrico (conformação de reforços, enchimento e cura do componente) com o objetivo de minimizar o tempo de fabrico e defeitos, melhorando a qualidade do produto antes da produção real do componente.

O módulo PAM-RTM é utilizado especificamente para simulação do enchimento de processos LCM (como RTM, Infusão e RTM de compressão (C-RTM)), permitindo prever como a resina flui pela preforma (padrão de enchimento) e quanto tempo leva a impregnação total dos reforços. O *software* permite também a deteção de eventuais zonas secas. Outros resultados típicos da simulação disponibilizados são a percentagem de vazios, distribuição de pressão e viscosidade.

Equações base para modelação do fluxo em processos LCM

A lei de Darcy é a equação subjacente do movimento (conservação do momento) para o fluxo de resina na moldação por transferência de resina. A velocidade média da frente de fluxo $\langle v \rangle$ é proporcional à diferença entre o gradiente de pressão médio ($\nabla \langle p \rangle$) e a força do corpo ρg . Os coeficientes de proporcionalidade são as propriedades do material, designadamente, a permeabilidade K e a viscosidade μ .

$$\langle v \rangle = -\frac{K}{\mu} \cdot [\nabla \langle p \rangle - \rho g] \quad (5)$$

$$\nabla \cdot v = 0 \quad (6)$$

A lei de Darcy e a equação contínua para um fluido incompressível, proporcionam as bases necessárias para descrever o fluxo em processos de transferência de resina. A primeira pode ser derivada da forma generalizada das equações de movimento (equações de Navier-Stokes), pela aplicação do método do volume local médio e pela introdução de algumas suposições:

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial(t)} + \nabla \cdot (\rho v v) = \nabla \cdot \sigma + \rho g, \quad (7)$$

O volume médio é um método utilizado no *upscale* das leis físicas num material heterogêneo e pode ser aplicado a uma quantidade $f(x)$ num domínio com o volume V pela integração da mesma ao longo de todo o volume [95].

$$\langle f(x) \rangle = \int \frac{1}{V} \cdot f(x) dV \quad (8)$$

O tamanho do domínio é crucial, uma vez que é o principal critério para determinar se a média levará a propriedades homogêneas intrínsecas. A Figura 2.4-1 apresenta uma representação da importância da dimensão do domínio na aplicação do volume médio.

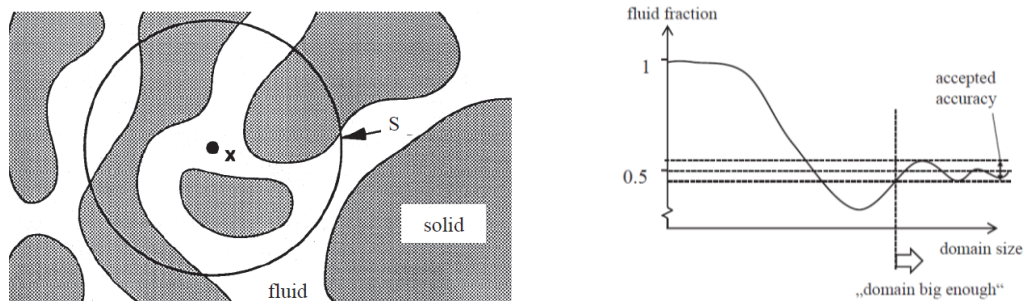


Figura 2.4-1 - Importância da dimensão do domínio na aplicação do volume médio [96].

As suposições exigidas para a derivação da lei de Darcy foram investigadas por Whitaker [97], Bear [98], e Advani [99], e estão resumidas a seguir:

- Um volume representativo, grande o suficiente para ser aceitável para homogeneização, pode ser definido dentro do meio poroso;
- Os fluidos e resinas são incompressíveis;
- A fase sólida é estacionária;
- O fluido é newtoniano, isto é, a viscosidade é independente da taxa de corte;
- São negligenciados efeitos de superfície entre o fluido e o sólido;
- A velocidade do fluxo é tal que $Re < 1$ (*Número de Reynolds*);

- Não existe troca de massa entre a fase líquida e sólida;
- A frente de fluxo é claramente definida: nenhum fluido se encontra a jusante da frente de fluxo, e a montante desta verifica-se saturação completa;
- A viscosidade do fluido é constante.

Para os processos do mundo real, nem todas as suposições são realistas. Alguns investigadores comprovaram a validade da lei de Darcy, inclusive onde existem violações dessas suposições.

Pillai [100] mostrou a validade da lei de Darcy considerando fluxo insaturado.

Já para números de Reynolds superiores à unidade podem ser aplicadas as equações de Forchheimer [101]:

$$-\nabla P = \frac{\mu}{K} v + \beta \rho v^2, \quad (9)$$

Onde β é designado de coeficiente de permeabilidade de *non-Darcy*.

Para o fluxo de resina dentro das fibras e considerando a condição fronteira de fluxo necessária na interface sólido-fluido, pode ser empregue a equação de Brinkman [97]:

$$-\frac{\mu}{K} \cdot v + \mu' \nabla^2 v = \nabla P, \quad (10)$$

Onde μ' é um termo da viscosidade efetiva.

Advani et al. [102] reviram a literatura na procura de situações nas quais o fluxo não poderia ser descrito pela lei de Darcy. As condições identificadas foram:

- Pré-formas constituídas por camadas com diferentes permeabilidades
A diferença na permeabilidade de duas camadas adjacentes implica diferentes velocidades de fluxo e, conseqüentemente, geram-se tensões de corte que são transmitidas pelo fluido através da fronteira. No entanto, a lei de Darcy não contempla o transporte de momento por corte.
- Fluido viscoelástico
Estudos mostraram que para $D_e > 5$ (número de Deborah) ocorrem desvios da lei de Darcy. Isso é de alguma forma evidente, uma vez que a derivação da lei de Darcy pressupõe a presença de um fluido newtoniano.
- Energia de superfície entre o fluido e a superfície do reforço
Está provado que o grau de saturação desempenha um papel significativo na avaliação da permeabilidade, sendo que os feixes de fibras não são sólidos e têm

uma certa densidade de “empacotamento”, assim, o fluxo dentro dos feixes de fibras não pode ser negligenciado.

As suposições exigidas para a derivação da lei de Darcy consideram que os feixes de fibras são impermeáveis e que os efeitos de superfície não acontecem. Na realidade, os feixes de fibras são um meio poroso e permitem um certo fluxo. Dependendo da energia da superfície entre as fibras e resina e dependendo da pressão de injeção, o fluxo dominante ocorre dentro dos feixes de fibras (Figura 2.4-2, à esquerda) ou nos canais entre os feixes de fibras (Figura 2.4-2, à direita).

Geralmente, alta pressão de injeção irá causar um fluxo dominado pelo canal, uma vez que os canais criam menos resistência ao fluxo do que os feixes de fibras. Já situações com progressão lenta da frente de fluxo e baixa pressão de injeção serão dominadas pelo fluxo nos feixes de fibras.

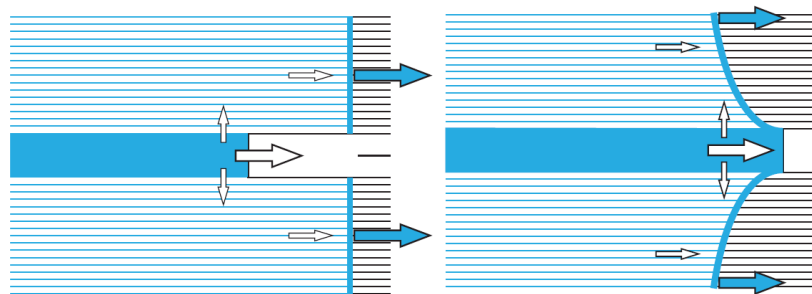


Figura 2.4-2 - Fenômeno de dualidade do fluxo [96].

DESENVOLVIMENTO

- 3.1. Seleção de materiais
- 3.2. Seleção do processo de fabrico
- 3.3. Demonstrador de processo
- 3.4. Simulação do processo
- 3.5. Molde

3. DESENVOLVIMENTO

3.1. Seleção de materiais

O diagrama da Figura 3.1-1 sumariza as várias etapas desempenhadas na seleção de materiais, que constitui o conteúdo que será apresentado nas próximas secções.

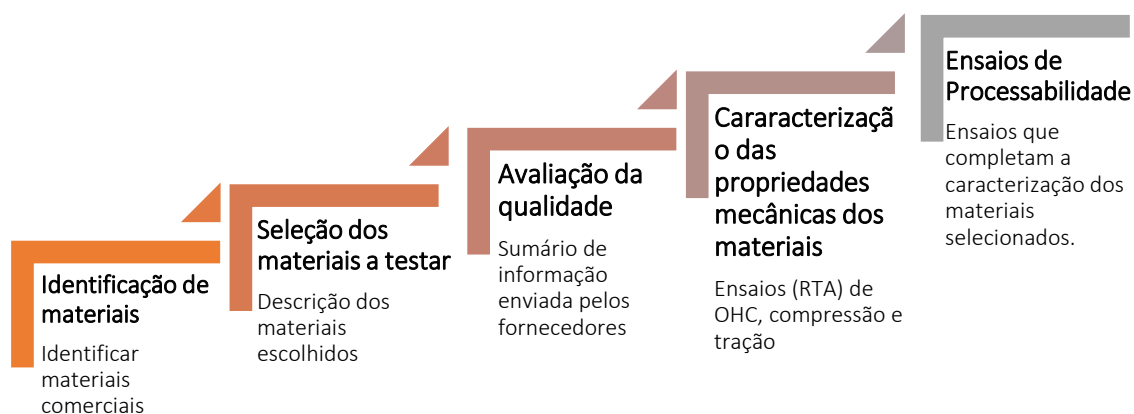


Figura 3.1-1 – Etapas utilizadas na seleção de materiais

3.1.1. Identificação Materiais comerciais

Ao longo da pesquisa de materiais foram considerados os seguintes indicadores:

- Dimensão de mercado/material;
- Quantidades, lotes/material;
- Preços referência/material;
- Compatibilidade comprovada matriz – reforço;
- Amostras para experiências (opcional).

A análise qualitativa compilada lista os materiais identificados com potencial, classificados com características determinantes para a seleção dos mesmos, seja pelas propriedades dos materiais em si, seja pela sua processabilidade. É importante referir que, para a identificação dos materiais, foram considerados processos de moldação líquida.

3.1.1.1. Identificação de Matrizes

A pesquisa de resinas líquidas foi condicionada aos sistemas já certificados e com aplicação comprovada em estruturas aeronáuticas primárias. Na Tabela 3.1-1 encontram-se as características principais dos sistemas de resina identificados. Características mecânicas e térmicas superiores estão geralmente associadas a um processamento mais exigente, demorado e dispendioso.

É de notar que as resinas de epóxido oferecem maiores opções de escolha e demonstram ser sistemas de resina com características mecânicas, térmicas e de processamento bastante equilibradas.

As condições de armazenamento e a forma do material não se refletem diretamente nas propriedades do componente final, mas, quando se tem em vista a industrialização e armazenamento, estas podem ser fatores decisivos.

Algumas considerações importantes que foram usadas como requisitos durante a identificação de matrizes são as seguintes:

- Aplicação aeronáutica comprovada;
- Resina de epóxido;
- Processável por RTM e/ou Infusão;
- Mono-Componente (preferencial);
- Elevada resistência mecânica;
- *Shelf life* superior ou igual a 12 meses;
- Janela de operação alargada e reatividade baixa ou moderada;
- Boa processabilidade;
- Custo.

Naturalmente, a pesquisa realizada teve em vista recolher materiais com potencial de aplicação com maior abrangência.

Tabela 3.1-1 - Resinas líquidas de epóxico para aplicação em estruturas primárias

Produtor	Referência	T _g (°C)	Ciclo de cura típico		Processo moldação		Propriedades mecânicas		Condição armazenamento	Forma do produto
			Temp. (°C)	Tempo (h)	RTM	Infusão	Tensão Tração (MPa)	Módulo (MPa)		
HEXCEL HexFlow	RTM6	200	160	2	x	x	75	2890	9 meses -18°C	Mono-componente
	RTM6-2	200	160	2	x	x	75	2890	12 meses -18°C	Bi-componente
	VRM34	ND	ND	ND	ND	ND	ND	ND	ND	ND
	VRM37	190	90	1	x	x	ND	ND	12 meses -18°C	Bi-Componente
	RTM230 ST	150	60 + pós cura 2h 121°C	4	x	-	89,6	3300	18 meses -18°C	Bi-componente
TenCate	RS-50	203	177	2	x	x	76	3700	12 meses -18°C	Mono-componente
Cytec CYCOM®	PR 520 RTM	161	180	2	x	x	82,5	4000	24 meses -18°C	Mono-componente
	890 RTM	191	180	2	x	-	70	3100	12 meses -18°C	Mono-componente
	823 RTM	125	125	1	x	-	80	2900	6 meses -18°C	Mono-componente
	977-20 RTM	199	177	3	x	x	ND	ND	12 meses -18°C	Mono-componente
Cytec PRISM	EP2400	179	180	2	x	x	95	3400	12 meses -18°C	Mono-componente

Em linha com os processos de maior interesse, os sistemas de resinas são especificamente preparados para processos de moldação líquida com características mecânicas e térmicas capazes de cumprir com os exigentes requisitos das estruturas primárias aeronáuticas. As elevadas temperaturas de transição vítrea permitem elevadas temperaturas de serviço, e as baixas viscosidades, quando aquecido o sistema, garantem flexibilidade na injeção. Sistemas bi-componente, embora necessitem de mais um passo no processamento e não estejam sujeitos a normas muito rigorosas de transporte, em alguns casos aumentam também consideravelmente o tempo de armazenamento.

Sistemas de resina de interesse identificados:

- Hexcel RTM6;
- Hexcel VRM34;
- Hexcel VRM37;
- TenCate RS-50;
- Cytec CYCOM PR 520 RTM;
- Cytec CYCOM 977-20 RTM;
- Cytec PRISM EP2400.

3.1.1.2. Identificação reforços

A elevada performance e disponibilidade de soluções dos reforços de fibra de carbono tornaram natural que a pesquisa se concentrasse em torno deste material. Os materiais identificados encontram-se apresentados da seguinte forma:

Tabela 3.1-2 - Reforços em fibra de carbono de alta resistência;

Tabela 3.1-3 - Reforços em fibra de carbono de intermédio, alto e ultra alto módulo;

Tabela 3.1-4 - Reforços em fibra de carbono especiais para infusão e RTM;

Tabela 3.1-5 - Reforços em fibra de carbono NCF.

Os reforços de alta resistência, módulo intermédio, alto e ultra alto são construídos segundo uma arquitetura *woven*. Este tipo de arquitetura é a mais comum na indústria dos materiais compósitos, e vem sendo desafiada pela introdução dos tecidos NCF especialmente no sector aeronáutico, como material de reforço em processos de moldação líquida.

O potencial de utilização de tecidos com arquitetura NCF no demonstrador de processo é enorme, especialmente em estruturas de elevada performance mecânica, uma vez que o tecido NCF apresenta um comportamento mecânico superior aos tecidos convencionais. A combinação de múltiplas camadas empilhadas num só tecido não só permite desenvolver estruturas mais resistentes, como também permite a produção de pré-formas de uma forma mais rápida e económica. No caso particular do seu processamento por moldação líquida, a utilização de tecidos do tipo NCF aparenta exhibir vantagens na conformação, especialmente na mitigação da formação de “pregas” durante o fabrico de geometrias complexas.

Durante a pesquisa e seleção dos materiais de reforço, as seguintes considerações foram tidas em conta:

- Tipos de fibra de reforço: 2 tipos de reforço diferentes, 1) NCF e 2) tecido de módulo intermédio biaxial (preferencial);
- Gramagem entre [100 e 350 g/m²] (referência);
- Reforços unidirecionais e biaxiais (0/90 ou +-45) com *binder/veil*;
- Compatibilidade comprovada com o sistema de resina;
- Processável por RTM e Infusão;
- Conformabilidade para estruturas complexas;
- Boa permeabilidade para RTM e Infusão de estruturas complexas.

Tabela 3.1-2 - Reforços em fibra de carbono de alta resistência

Reforços carbono seco– Fibras alta resistência							
Produtor	Peso (g/m ²)	Referência		Weave	Yarn	Binder	Espessura (mm)
		EU	US				
Tecidos equilibrados							
HEXCEL HexForce®	84	ND	84	Plain	HS 1K	-	0,09
	98	G0801	ND	Plain	HS 1K	-	0,10
	98	43098	ND	Plain	HS 3K	-	0,09
	130	G0806	130	Plain	HS 1K	-	0,13
	193	G0814/G0904/43193	282/AGP193	Plain	HS 3K	-	0,20
	193	ND	XAGP282P	Bias PW	HS 3K	-	0,20
	193	43195	284	Twill 2x2	HS 3K	-	0,20
	220	G0939/G0802	ND	4H Satin	HS 3K	-	0,23
	280	G0833/G0933/43280	AGP280	5H Satin	HS 3K	-	0,29
	285	G0803/G0963	433	5H Satin	HS 3K	-	0,29
	286	G0986	463	Twill 2x2	HS 6K	-	0,29
	300	48302	ND	Twill 2x2	HS 12K	-	0,30
	370	43364/43370	584	8H Satin	HS 3K	-	0,37
	370	G0926/46364	613	5H Satin	HS 6K	-	0,37
	Chomarat C-Weave™	200	200P 3K HS		Plain	HS 3K	-
200		200T/1 3K HS		Twill 2x2	HS 3K	-	0,30
245		245T 3K HS		Twill 2x2	HS 3K	-	0,35
280		280T4 3K HS		Twill 4x4	HS 3K	-	ND
295		295P 6K HS		Plain	HS 6K	Opcional*1	0,40
295		295T 6K HS		Twill 2x2	HS 6K		0,40
380		380T 12K HS		Twill 2x2	HS 12K	-	0,50
400		400T 6K HS		Twill 2x2	HS 6K	-	ND
416		415T 12K HS		Twill 2x2	HS 12K	-	ND
416		416T 6K HS		Twill 2x2	HS 6K	-	ND
Tecidos unidirecionais							
HEXCEL	160	G0827/G0947	ND	UD Plain	HS 3K	-	0,16
HexForce®	170	42165	ND	UD Plain	HS 3K	-	0,17
	300	48330	ND	UD Plain	HS 12K	-	0,31
Chomarat C-PLY™	100	SP U100S5 CT3,4 12K HS		UD	HS 12K	-	ND
	150	SP U150S7 CT3,4 50K HS		UD	HS 50K	Opcional*1	ND
	314	U300S7 CT3,4 50K HS		UD	HS 50K		ND

Opcional*1 - Opção de binder de epóxico em pó (superfície única ou dupla) 5 – 30 g/m²; Veil (PES, Glass, ...) ou rede fina (CoPa) costurados os fixos termicamente

ND – Informação não disponível

Tabela 3.1-3 - Reforços em fibra de carbono de intermédio, alto e ultra alto módulo

Reforços carbono seco – Fibras de intermédio, alto e ultra alto módulo							
Módulo intermédio							
Produtor	Peso (g/m ²)	Referência		Weave	Yarn	Binder	Espessura (mm)
		EU	US				
HEXCEL HexForce®	98	46098	ND	Plain	IM7 6K	-	0,1
	193	46195	ND	Twill 2x2			0,2
	196	ND	XSGP196 P	Plain			0,2
	203	ND	SGP203CS	Crowfoot			0,23
	203	ND	XC1400	Bias Crowfoot			0,23
	370	46370	SGP3708H	8H Satin			0,37
Chomarat C-Weave™	200	200T T800HB 6K		Twill 2x2	6K	Opcional*1	ND
	280	280SA5 T800HB 6K		5H Satin	6K		ND
Alto módulo							
HEXCEL HexForce®	200	48200	ND	Twill 2x2	HM63 12K	-	0,2
	285	48297	ND	5H Satin	HM63 12K	-	0,28
Chomarat C-Weave™	200	200T M46J 6K 50B		Twill 2x2	HM 6K	Opcional*1	0,35
	280	280SA5 M46JB 6K		5H Satin	HM 6K		ND
Ultra alto módulo							
HEXCEL HexForce®	90	43090	ND	Plain	M60JB 3K	-	0,1
	150	46150	ND	Plain	M55JB 6K	-	0,15
	195	G0969	ND	UD Plain	M55J 6K HS 1K	-	0,21

Tabela 3.1-4 - Reforços em fibra de carbono especiais para infusão e RTM

Reforços carbono seco– Especiais para infusão e RTM							
Produtor	Peso (g/m ²)	Referência		Weave	Yarn	Binder	Espessura (mm)
		EU	US				
HEXCEL Injectex®	200	GB201/GB200	ND	Plain	HS 3K	-	0,2
	286	G0986	463	Twil 2x2	HS 6K	-	0,29
	290	G1157	ND	UD Plain	HS 6K	-	0,31
	370	G0926	613	5H Satin	HS 6K	-	0,38
	600	G1151	ND	Formable	HS 6K	-	0,6

Opcional*1 - Opção de *binder* de epóxico em pó (superfície única ou dupla) 5 – 30 g/m²; *Veil* (PES, Glass, ...) ou rede fina (CoPa) costurados os fixos termicamente

ND – Informação não disponível

Tabela 3.1-5 - Reforços em fibra de carbono NCF

Reforços carbono seco – NCF									
Produtor	Peso (g/m ²)	Referência	Construção camada				Binder	Espessura (mm)	
			orientação	Peso (g/m ²)	Tex	Material			Yarn
Unidirecional									
HEXCEL HiMax™	318	FCIM257	0	290	800	Carbono	12K	Opcional * ²	ND
			+45	8	136	E-Glass			
			90	5	136	E-Glass	ND		
			-45	8	136	E-Glass			
			(stitching fiber)	7	78	Texturized Polyester	NA		
	487	FCIM364	0	422	1650	Carbono	24K		
			+45	8	136	E-Glass			
			90	5	136	E-Glass	ND		
			-45	8	136	E-Glass			
			(stitching fiber)	7	78	Texturized Polyester	NA		
Chomarat C- PLY	108	SP U100S5 CT3,4 12K HS	Warp	100	700	Carbono	12K	Chain (PES)	ND
			Weft	5	34	E-Glass	ND		
			Binder	3	NA	PES	NA		
	158	SP U150S5 CT3,4 50K HS	Warp	150	ND	Carbono	50K		
			Weft	5	34	E-Glass	ND		
			Binder	3	NA	PES	NA		

Biaxial (<i>standard</i>)									
HEXCEL HiMax™	303	FCIM151	-45	148	800	Carbono	12K	ND	
			45	248	800	Carbono	12K		
			<i>(stitching fiber)</i>	7	78	<i>Texturized Polyester</i>	NA		
	408	FCIM105	-45	200	800	Carbono	12K	ND	
			45	200	800	Carbono	12K		
			<i>(stitching fiber)</i>	8	78	<i>Texturized Polyester</i>	NA		
	453	FCIM136	-45	223	800	Carbono	12K	ND	
			45	223	800	Carbono	12K		
			<i>(stitching fiber)</i>	7	78	<i>Texturized Polyester</i>	NA		
	321	FCIM254	0	157	800	Carbono	12K	Optional *2	ND
			90	157	800	Carbono	12K		
			<i>(stitching fiber)</i>	7	78	<i>Texturized Polyester</i>	NA		
385	FCIM110	0	189	800	Carbono	12K	ND		
		90	189	800	Carbono	12K			
		<i>(stitching fiber)</i>	7	78	<i>Texturized Polyester</i>	NA			
305	FCIM151-HD (<i>High Drape</i>)	45	148	800	Carbono	12K	ND		
		0	1	68	E-Glass	ND			
		-45	148	800	Carbono	12K			
		<i>(stitching fiber)</i>	9	78	<i>Texturized Polyester</i>	NA			
104		-45	50	800	Carbono	12K	ND		

Chomarat C-PLY	154	FCIM320 (Ultra Lightweight)	45	50	800	Carbono	12K	
			(stitching fiber)	4	35	Texturized Polyester BLA	NA	
	154	FCIM255 (Ultra Lightweight)	-45	75	800	Carbono	12K	0.22
			(stitching fiber)	4	35	Texturized Polyester BLA	NA	
	204	FCIM253 (Ultra Lightweight)	-45	99	ND	Carbono	12K	ND
			(stitching fiber)	4	ND	Texturized Polyester BLA	NA	
	303	SP BT300 CT3 50K HS	0	150	ND	Carbono	HS 50K	ND
			90	150	ND	Carbono	HS 50K	
			(stitching fiber)	3	ND	Texturized Polyester	NA	
	413	SP BT400 CT3,4 50K HS	0	205	ND	Carbono	HS 50K	Opcional *1
			90	205	ND	Carbono	HS 50K	
			(stitching fiber)	3	ND	PES	NA	
	151	SP 0/-45 75/75 CT3,4 12K HS	0	74	ND	Carbono	HS 12K	0.25
			-45	74	ND	Carbono	HS 12K	
(stitching fiber)			3	ND	PES	NA		
151	SP 0/+45 75/75 CT3,4 12K HS	0	74	ND	Carbono	HS 12K	0.25	
		-45	74	ND	Carbono	HS 12K		
		(stitching fiber)	3	ND	PES	NA		
107	SP BX 100 C3,4 12K HS	45	52	700	Carbono	HS 12K	ND	
		-45	52	700	Carbono	HS 12K		

		<i>(stitching fiber)</i>	-3	ND	PES	NA	
153	SP BX150 C3,4 12K HS	45	75	ND	Carbono	HS 12K	0.25
		-45	75	ND	Carbono	HS 12K	
		<i>(stitching fiber)</i>	3	ND	PES	NA	
153	SP BX150 C3,4 24K IMS65	45	75	ND	Carbono	IMS65 24K E23	ND
		-45	75	ND	Carbono	IMS65 24K E23	
		<i>(stitching fiber)</i>	3	ND	PES	NA	
203	SP BX 200 C3,4 12K HS	45	100	700	Carbono	HS 12K	ND
		-45	100	700	Carbono	HS 12K	
		<i>(stitching fiber)</i>	3	ND	PES	NA	
243	SP BX240 T3.3 50K HS	45	120	ND	Carbono	HS 50K	0.35
		-45	120	ND	Carbono	HS 50K	
		<i>(stitching fiber)</i>	3	ND	PES	NA	
303	SP BX 300 T3,3 24K HS	45	150	700	Carbono	HS 24K	0.45
		-45	150	700	Carbono	HS 24K	
		<i>(stitching fiber)</i>	3	ND	PES	NA	
303	SP BX 300 T3,3 50K HS	45	150	ND	Carbono	HS 50K	0.4
		-45	150	ND	Carbono	HS 50K	
		<i>(stitching fiber)</i>	3	ND	PES	NA	
403	SP BX400 C3,4 50K HS	45	205	ND	Carbono	HS 50K	ND
		-45	205	ND	Carbono	HS 50K	
		<i>(stitching fiber)</i>	3	ND	PES	NA	

Os materiais de reforço devem estar em linha com o processo utilizado e requisitos estruturais. Tendo em conta os processos de moldação líquida anteriormente referidos, é importante prestar atenção a características como a capacidade de conformação, permeabilidade do meio, estabilização das posições e orientações das camadas. As características anteriormente referidas podem ser encontradas em reforços NCF com *binders* ou *veils*. A arquitetura destes reforços proporciona uma maior capacidade de conformação e características mecânicas superiores. Os *binders* e *veils* facilitam o processo de infusão e RTM, garantindo a estabilização do laminado durante o processo de pré-formação.

Os reforços de fibra de carbono identificados como maior potencial de aplicação são:

- NCF's
 - Chomarat C-Ply™ BX392 T3.3 IMS65 A4;
 - Solvay +45/-45 NCF 196 IMS65;
 - A&P QISO MIM 48;
 - A&P BiMax;
 - Hexcel HiMax 194 IMA 12K.

3.1.2. Seleção dos materiais a testar

Para a seleção dos materiais a caracterizar foram consideradas as propriedades mecânicas e físico-químicas de referência (Tabela 3.1-6), fornecidas pela Embraer Portugal. Os valores fornecidos correspondem a materiais já implementados na indústria aeronáutica, especificamente na produção de estruturas primárias e secundárias.

Tabela 3.1-6 - Propriedades de referência para as fibras e resinas selecionadas.

MATERIAL	PROPRIEDADES	VALOR DE REFERÊNCIA
Fibra de Referência F₀	<i>Ultimate Tensile Strength</i>	4 GPa
	<i>Tensile Modulus</i>	250 GPa
	<i>Elongation at Failure</i>	~1,5%
	<i>Interlaminar Shear Strength</i>	110 MPa
Resina de Referência R₀	<i>Gel Time</i>	12 ± 4min
	<i>T_g Mínimo</i>	<i>Wet: 170°C; Dry: 200°C</i>
	<i>DSC Onset (para uma taxa de aquecimento de 10°C/min)</i>	212 – 222°C
	<i>Viscosidade a 120°C depois de 120 Minutos</i>	40 – 80mPa.s

Depois de identificados os materiais com maior potencial de aplicação no demonstrador de processo, e as características correspondentes, os materiais foram apresentados ao consórcio e sujeitos a avaliação individual de cada um dos parceiros, resultando numa seleção preliminar de 2 matrizes e 5 reforços.

Todos os materiais selecionados foram fornecidos por empresas com experiência comprovada na indústria aeronáutica, nomeadamente Hexcel, Solvay, Chomarat e A&P, e enviados para o INEGI na forma de painéis fabricados por infusão ou RTM.

Por motivos de confidencialidade os materiais selecionados foram codificados, as matrizes (resinas) nomeadas de **R**, os reforços (fibras) de **F** e os materiais resultantes da combinação de **M** (Figura 3.1-2).

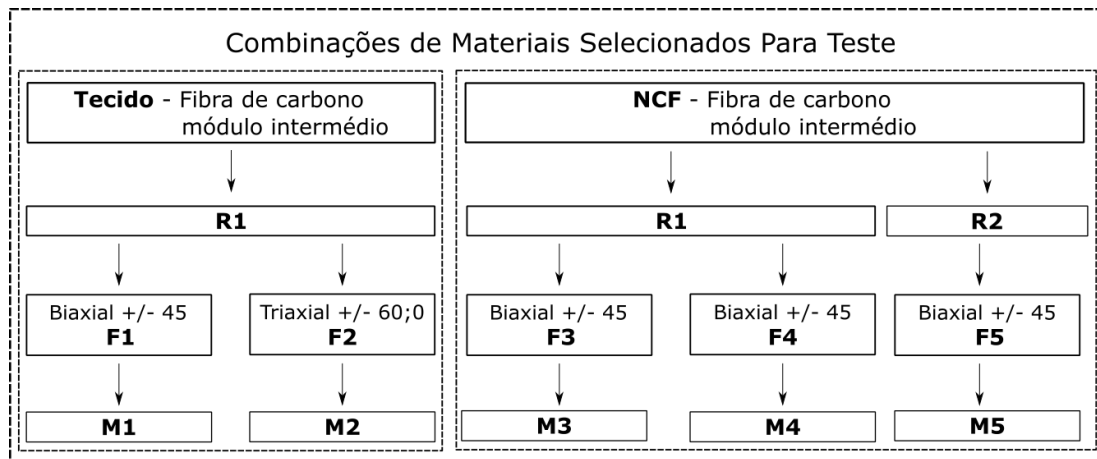


Figura 3.1-2 –Combinções de materiais selecionados para teste

Na Figura 3.1-2 são apresentadas as combinações de fibra de reforço (F1 a F5) e matriz (R1 e R2), que constituem os cinco materiais selecionados para teste (M1 a M5) e os respetivos fornecedores. A Tabela 3.1-7 sumariza as principais características dos materiais selecionados e identifica o processo de fabrico utilizado na sua produção.

Tabela 3.1-7 - Detalhes dos materiais selecionados para este estudo. CPT = *Cured Ply Thickness* (valores teóricos enviados pelos fornecedores) e FVF = *fiber volume fraction*.

Material	Resina	Processo Fabrico	Acabamentos	Reforço	Gramagem (g/m ²)	CPT(mm) FVF
M1	R1	RTM	Com e sem veil Binder termoplástico	IM 7, 12K	309	0,306 57,1%
M2	R1	RTM	Com e sem veil Sem binder	IM 7, 12K	439	0,435 56,9- 57,1%
M3	R1	RTM	Veil termoplástico Sem binder	IM65, 24 K	395	0,375 59%
M4	R1	RTM	Veil termoplástico Sem binder	IMA, 12K	400	0,360 60%
M5	R2	VARTM	Com veil híbrido Binder Epoxy	IMS65, 24K	392 (estimado)	0,397 55%

O racional dos materiais selecionados teve como base os direcionadores definidos no subcapítulo anterior, designadamente, o interesse em tecidos de reforço com arquitetura NCF, que foram identificados por terem uma maior adequação para os processos de moldação líquida:

- Estes tecidos apresentam uma conformabilidade superior devido à capacidade das camadas UD em deformar mais facilmente do que as camadas de tecido *woven*, que têm maior ondulação (*crimp*), o que dificulta/restringe o movimento das fibras;
- Ainda a presença do próprio *stitch*, responsável por unir as fibras de carbono em Z, maximiza a migração da resina através das camadas (direção Z) e o conceito “*non-crimp*” permite uma melhoria do desempenho mecânico no plano;
- O processo de produção de pré-formas com NCFs é mais rápido e mais barato, explicado pelo conceito de NCF, que representa uma combinação de múltiplas camadas de fibras empilhadas em apenas uma *ply*.

Cada um dos três NCF's selecionados (F3, F4 e F5) apresenta características peculiares, tais como presença de *binder* e/ou *veil* e a própria arquitetura e função do *veil*. Por exemplo, o material M5 apresenta uma tecnologia inovadora, recorrendo a um *veil* híbrido (termoplástico-carbono) que facilita o fluxo de resina durante a infusão, além de melhorar o desempenho mecânico. A orientação da fibra ± 45 e módulo intermédio foram definidas como constantes durante o processo de seleção de materiais, tendo em

conta que é um estudo comparativo, sendo que apenas o material M2 apresenta uma orientação diferente. Contudo, este material é apresentado como um tecido quási-isotrópico com a presença de fibras em 3 orientações, o que representa inúmeras vantagens, tais como diminuição do desperdício produzido, dos custos e peso, e com propriedades mecânicas equivalentes a um tecido *woven* com quatro camadas.

Os sistemas de resina selecionados (R1 e R2) são ambos mono-componente e adequados para utilização em processos de moldação líquida. Ambas as resinas são reconhecidas pela boa processabilidade de peças grandes e complexas, devido à baixa viscosidade e *pot-life* estendido. Apresentam também vantagens para aplicações aeronáuticas, como elevada resistência à fadiga, *compliance* FAR/JAR para flamabilidade, fumo e toxicidade e tolerância ao dano equivalente aos sistemas pré-impregnados.

Para cada material a ser testado, foi pedido aos fornecedores para enviarem três painéis, correspondentes a cada ensaio definido (compressão, tração e *open hole compression* (OHC)). Os painéis enviados para o INEGI resultaram da interação com os fornecedores, com o objetivo de definir as especificações (empilhamento e espessuras) ditadas pelas normas de cada ensaio mecânico (Tabela 3.1-8). Os materiais M1 e M2 foram excluídos desta tabela, uma vez que, numa primeira fase, o fornecedor se propôs a ensaiar o material num laboratório externo, mas após análise à qualidade dos provetes, estes não reuniam as condições mínimas para se proceder aos ensaios mecânicos.

Tabela 3.1-8 - Tabela comparativa com a informação necessária para a produção dos painéis para todos os fornecedores. CPT= *cured ply thickness* (valor teórico enviado pelos fornecedores).

Painéis	Norma usada	Empilhamento e número de camadas	Espessuras teóricas baseadas no CPT (mm)		
			M3 CPT = 0,375	M4 CPT = 0,360	M5 CPT = 0,397
Compressão	ASTM D6641	[0°90°] _{4s} 8 camadas	3,00	2,90	3,18
Tração	ASTM D3039	[0°90°] _{3s} 6 camadas	2,25	2,17	2,38
Open Hole Compression (OHC)	ASTM D6484	[+45°-45°/0° 90°] _{2s} 8 camadas	3,00		4,76
		[+45°-45°/0° 90°] _{3s} 12 camadas		4,34	

3.1.3. Avaliação da qualidade dos materiais a testar

Com o objetivo de assegurar os requisitos de qualidade dos materiais a testar, todos os painéis foram enviados pelos fornecedores (Solvay, Hexcel e Chomarat) fazendo-se acompanhar de dados resultantes da sua caracterização. Os métodos de caracterização e os resultados requeridos para avaliar os materiais foram definidos durante a interação com os fornecedores e a Embraer Portugal (Tabela 3.1-9).

Tabela 3.1-9 - Propriedades de interesse identificadas para avaliar qualidade dos materiais, com informação sobre o protocolo e/ou método de caracterização utilizado por cada fornecedor.

Propriedades de interesse						
Material	Temperatura Transição Vítrea (T _g)	% Residual de cura	Fração volúmica de fibra (%)	Vazios (%)	Espessura	Ensaio não destrutivo
M3	3x DMA dry 3x DMA wet	3x DSC	EN 2564: carbon fibre laminates. determination of the fibre, resin and voids contents	Microscopia ótica com análise de imagem (Visilog 7)	10X Medições em áreas diferentes	X
M4	3x DMA dry 3x DMA wet	3x DSC	Medidas de espessura	C-scan	10X Medições em áreas diferentes	C-scan
M5	3x DMA dry 3x DMA wet	3x DSC	Digestão ácida	Digestão ácida	10X Medições em áreas diferentes	C-scan

3.1.4. Ensaio de caracterização mecânica

Como descrito anteriormente, os laminados a ensaiar (painéis) foram produzidos pelos fornecedores dos materiais selecionados, por processos de moldação líquida (Infusão ou RTM) e a maquinação dos provetes foi realizada no INEGI. Com exceção dos materiais M1 e M2, os restantes materiais foram ensaiados no laboratório de ensaios mecânicos do INEGI.

De modo a assegurar que os painéis eram enviados com as dimensões corretas, foi elaborado um plano de corte, tendo em conta que para cada ensaio seriam testados 7 provetes, cujas dimensões são definidas pela respetiva norma. Como exemplificado no plano de corte da Figura 3.1-3, para o painel de tração (ASTM D3039) foram contabilizados 7 provetes com 250 x 25 mm² (dimensões nominais), verificando-se que as dimensões do painel fornecido eram adequadas. Além de planear o corte dos

provetes, também foram tidas em conta as amostras necessárias para as análises DMA e DSC (área separada na base do painel da Figura 3.1-3).

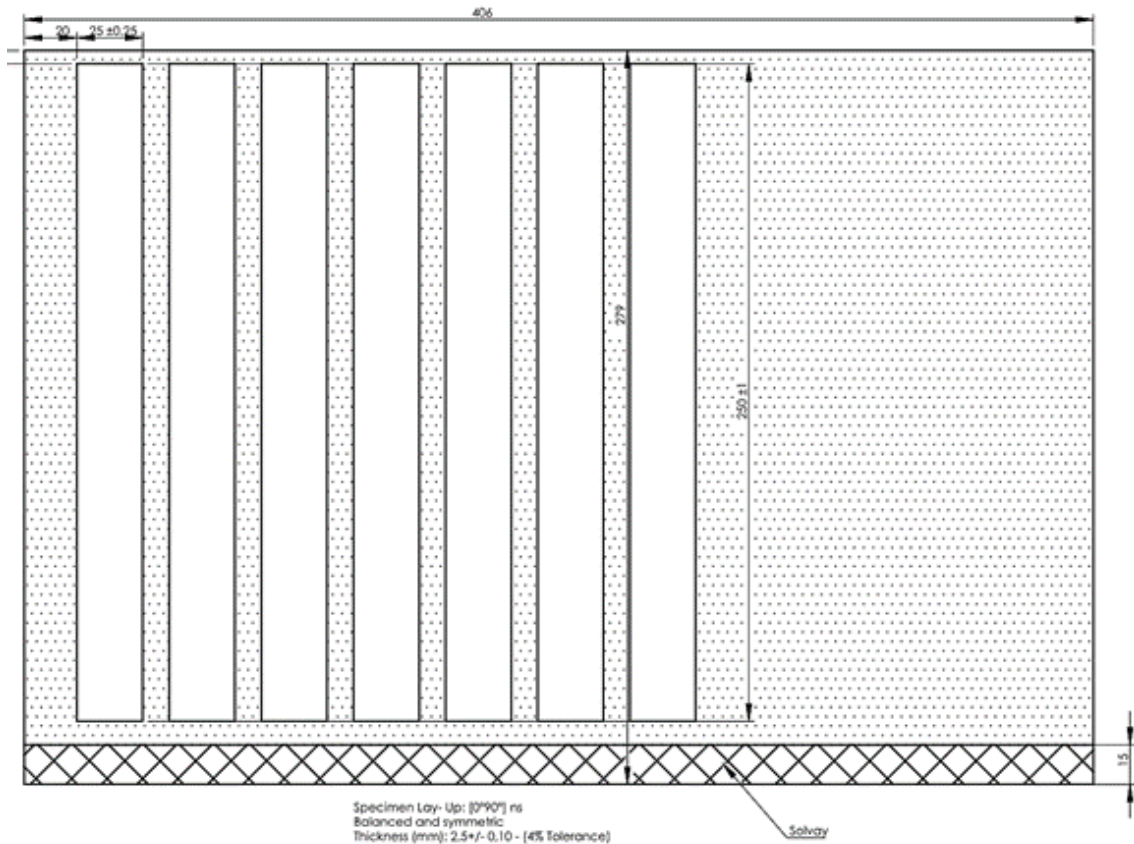


Figura 3.1-3 - Exemplo de plano de corte de provetes para o painel de tração (ASTM D3039) do material M5 contabilizando corte dos provetes e análise DMA&DSC.

Após recepção dos materiais, procedeu-se à preparação dos provetes, tarefa esta que inclui o corte dos provetes, colagem de tabs (quando ditado pela norma) e condicionamento (RTA – *Room Temperature Ambient*).

Após corte, foram verificadas as dimensões de todos os provetes, espessura e largura. As medições foram realizadas em três locais aleatórios e a sua média determinada. Antes de começar os ensaios, todos os provetes foram condicionados de acordo com procedimento C da norma ASTM D 5229 “*Standard Test Method for Moisture Absorption Properties and Equilibrium Conditioning of Polymer Matrix Composite Materials*”.

Para todos os ensaios, foi utilizada uma máquina universal de ensaios eletromecânica (Instron modelo 4208), equipada com uma célula de carga Instron de 100 kN. Os dados dos ensaios foram adquiridos pelo equipamento HBM SPIDER a uma taxa de aquisição de 5 Hz.

Nas próximas secções serão apresentados os detalhes associados a cada um dos ensaios realizados.

3.1.4.1. Procedimentos dos ensaios mecânicos

3.1.4.1.1. Ensaio de Tração

Para a caracterização do comportamento mecânico à tração (módulo de elasticidade e tensão máxima a tração) foram preparados 7 provetes com largura de 25 mm e comprimentos de 250 mm (valores nominais). Todas as amostras foram instrumentadas com um extensômetro referência C2A-06-062LT-120, para medição de deformações durante o ensaio (Figura 3.1-4).

Todos os materiais foram ensaiados a uma velocidade de 1 mm/min. Devido à elevada resistência dos materiais a ensaiar foram utilizadas amarras hidráulicas (Figura 3.1-5).



Figura 3.1-4 - Provetes tração instrumentados



Figura 3.1-5 - Amarras hidráulicas utilizadas no ensaio de tração

3.1.4.1.2. Ensaio de Compressão

Para a caracterização do comportamento mecânico à compressão (tensão limite e módulo de rigidez à compressão) foram preparados 7 provetes com largura de 12 mm e comprimentos de 140 mm (valores nominais) de acordo com o procedimento A e B da norma de ensaio (ASTM D6641).

Todas as amostras foram instrumentadas com dois extensômetros colocados na parte da frente e na parte de trás do provete, com a referência C2A-06-062LT-120, para medição de deformações nas direções longitudinal e transversal durante o ensaio (Figura 3.1-6).

Todos os materiais foram ensaiados a uma velocidade de 1,3 mm/min, com a ferramenta apresentada na Figura 3.1-7.



Figura 3.1-6 - Provetes de compressão instrumentados.



Figura 3.1-7 - Setup do ensaio de compressão.

3.1.4.1.3. *Open Hole Compression (OHC)*

Para a caracterização do comportamento OHC foram preparados 7 provetes com largura de 36 mm e comprimentos de 300 mm (valores nominais) de acordo com o anexo B da norma de ensaio (ASTM D6484).

Todos os materiais foram ensaiados a uma velocidade de 1 mm/min, com a ferramenta apresentada na Figura 3.1-8.



Figura 3.1-8 - Ferramenta de ensaio OHC.

3.1.4.2. Resultados

Para efeitos de comparação e média de resultados, foram apenas considerados os provetes com falhas admissíveis pela norma pela qual foram ensaiados. Dados adicionais podem ser encontrados nos anexos 6.1, 6.2 e 6.3.

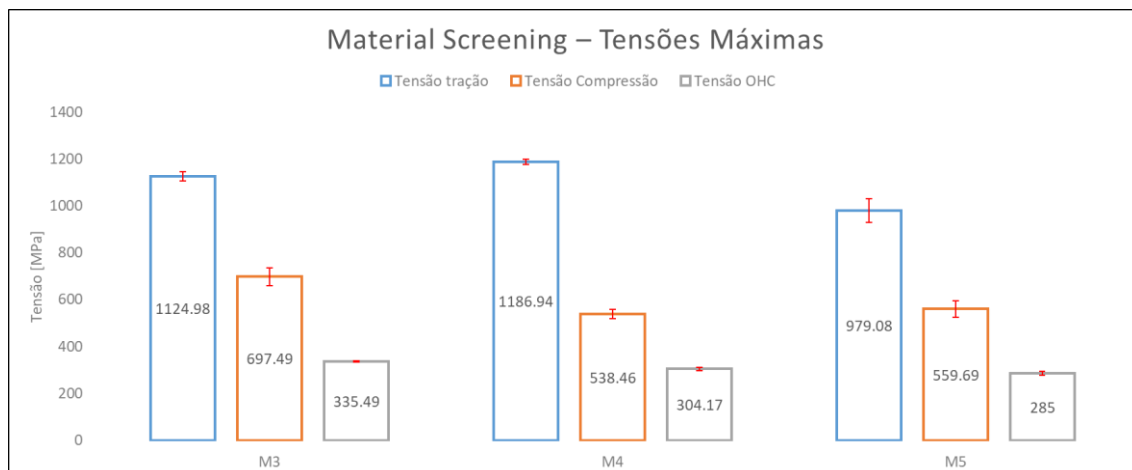


Figura 3.1-9 - Resultados Tensões máximas (tração, compressão, OHC) para cada um dos materiais, M3, M4 e M5

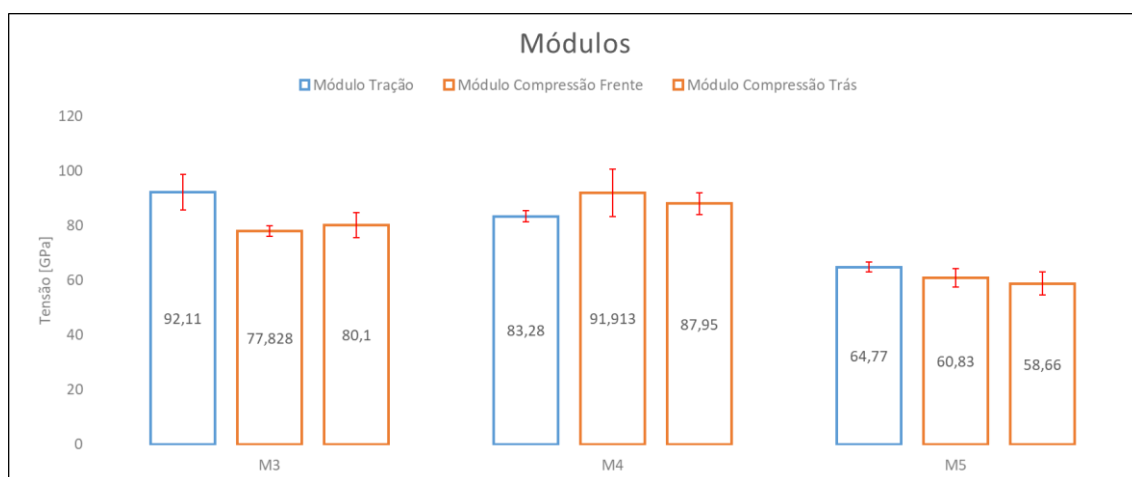


Figura 3.1-10 - Resultados Módulos obtidos (tração e compressão) para cada um dos materiais, M3, M4 e M5

Os valores obtidos nos ensaios mecânicos foram apresentados e discutidos individualmente com os fornecedores de cada um dos materiais. Com exceção da tensão limite à compressão do material M4, os restantes valores obtidos encontram-se dentro do expectável, com base no histórico de dados de cada um dos fornecedores.

Segundo o fornecedor do material M4 seria expectável um valor da tensão limite à compressão 20 a 30% superior. Com o intuito de confirmar a validade dos valores obtidos foram realizados mais dois ensaios de compressão, segundo duas normas diferentes (ASTM D 6641 e EN 2850 B), num laboratório externo creditado. Os ensaios complementares corroboram na totalidade os resultados obtidos. Assim, a diferença pode ser justificada pela dificuldade em ensaiar compósitos à compressão, que se deve a fatores como: pequenos desalinhamentos durante o empilhamento refletem-se em grandes diferenças nos resultados obtidos nos ensaios à compressão; meso e micro

encurvadura durante o carregamento pode gerar modos de falha inaceitáveis, em zonas específicas do provete, impossíveis de detetar numa inspeção posterior à falha.

É possível observar que os materiais M3 e M4 apresentam propriedades mecânicas superiores, ao material M5. No entanto, é de salientar que foram produzidos por processos de fabrico diferentes (Tabela 3.1-7), o que pode justificar a diferença obtida. A irregularidade das superfícies obtidas pelo processo de infusão, no material M5, impôs a utilização de *tabs* nos ensaios de tração, obrigando à utilização do procedimento B da norma, embora não seja possível fazer uma ligação direta entre a utilização deste procedimento e a diferença nos resultados obtidos, pelo que é importante considerar esta diferença na análise dos resultados.

3.1.5. Ensaios de processabilidade

De modo a testar a processabilidade dos materiais seleccionados, foram projetadas e fabricadas três subestruturas distintas, denominadas A, B e C, de modo a antecipar eventuais dificuldades na produção do demonstrador. Estas subestruturas possuem geometrias distintas, com detalhes característicos que serão encontrados no demonstrador.

Foram contactados os fornecedores dos materiais previamente seleccionados, tendo em vista o fornecimento de matéria-prima de interesse (conjunto fibra de reforço e matriz polimérica) para testes de processabilidade. As principais características dos materiais utilizados encontra-se apresentados na Tabela 3.1-10.

Tabela 3.1-10 - Matérias primas a serem testadas nas subestruturas.

Código	Binder Veil	Tipo de Fibra	Gramagem (g/m ²)	CPT (mm)
M3	Sem binder /	IM65	395	0,375
	2 lados veil poliamida	24 K		
M4	Sem binder /	IM	403	0,360
	2 lados veil termoplástico	12K		
M5	Binder de epóxido	IMS65	402	0,397
	Veil híbrido	24K		

3.1.5.1. Subestruturas Desenvolvidas

3.1.5.1.1. Subestrutura A

A subestrutura A (Figura 3.1-11) tem como objetivo avaliar a capacidade de conformação dos reforços a raios de curvatura pequenos. Assim, foi utilizado o raio mínimo de 2,5 mm no bordo de fuga, deixando em aberto a possibilidade de alterar para raios superiores caso se revelasse necessário.

Os reforços foram cortados no equipamento de corte automático EASTMAN Eagle-C3, com 300 mm x 120 mm (Figura 3.1-12) e laminados de acordo com a sequência de empilhamento semelhante à prevista para a produção do demonstrador, (± 45 ; 0/90; ± 45). Posteriormente foram efetuadas pré-formas para compactação dos reforços (Figura 3.1-13).

Foi utilizado nesta fase o processo de infusão e cura de resina em estufa (Figura 3.1-14 e Figura 3.1-15). Por fim, foram analisados os raios do bordo de fuga das peças fabricadas.

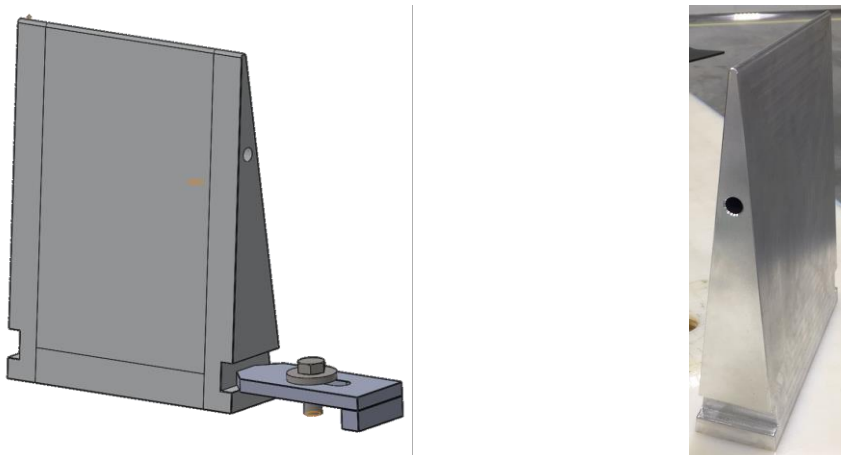


Figura 3.1-11 – Modelo 3D do molde da Subestrutura A (Figura da esquerda) e molde produzido (Figura da direita)



Figura 3.1-12 - Camadas de reforço de fibra dos diferentes fornecedores após corte em máquina de corte automático.



Figura 3.1-13 - Pré-formas da subestrutura A, dos diferentes materiais.

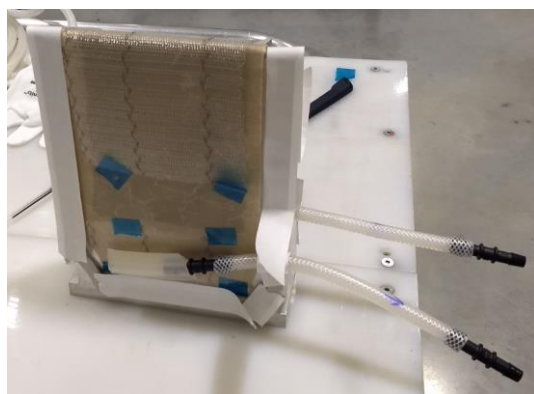


Figura 3.1-14 - Preparação do *setup* de infusão da subestrutura A



Figura 3.1-15 - Infusão em estufa da subestrutura A

3.1.5.1.2. Subestrutura B

O molde da subestrutura B (Figura 3.1-16 e Figura 3.1-17) é constituído por um molde externo bipartido em aço e dois moldes internos em poliamida 66 carregada com 30% de fibra de vidro. Esta subestrutura tem como principal objetivo o teste dos reforços em torno de zonas críticas, nomeadamente a zona “T” de interface entre laminações de diferentes secções (bordo de ataque, caixão central e revestimento externo) e raios de canto dos vértices nos moldes internos e externos. A subestrutura B permite também testar a laminação sobre o moldel interno polimérico e avaliar o comportamento deste molde com o conjunto fibra/resina aquando do ciclo de cura e posterior extração.

Após a laminação da 1ª e 2ª camada em cada molde interno foram laminados os reforços de enchimento “fillers” na zona “T” entre os 2 moldes internos e, de seguida, procedeu-se à laminação da 3ª e 4ª camada de reforço, utilizando a mesma abordagem de uniões topo a topo e cortes em ângulo nos vértices, sobre o conjunto dos 2 moldes internos (Figura 3.1-19 a Figura 3.1-24). A sequência de laminação utilizada foi a seguinte:

3ª camada:

- Laminação do topo do conjunto dos 2 moldes internos;
- Fechamento em torno da parte “inferior” do conjunto dos 2 moldes internos.

4ª camada:

- Laminação do topo do conjunto dos 2 moldes internos;
- Fechamento em torno da parte “inferior” do conjunto dos 2 moldes internos.

Nestas 3ª e 4ª camadas as uniões topo a topo tiveram de ser desfasadas em relação às restantes camadas por forma a não coincidirem uma por cima da outra.

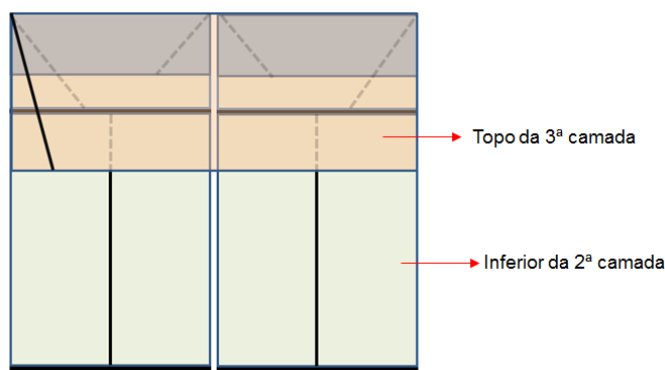


Figura 3.1-19 - Esquema de laminação da 3ª camada unindo os 2 moldes internos com uniões topo a topo.

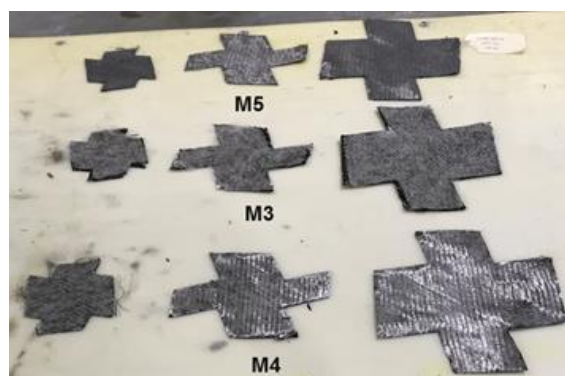


Figura 3.1-20 - 1ª, 2ª e 3ª camadas de topo dos diferentes fornecedores após corte em máquina de corte automático.

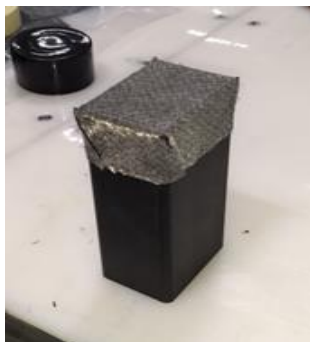


Figura 3.1-21 - Topo da 1ª camada



Figura 3.1-22 - 1ª e 2ª camadas já laminadas no molde interno

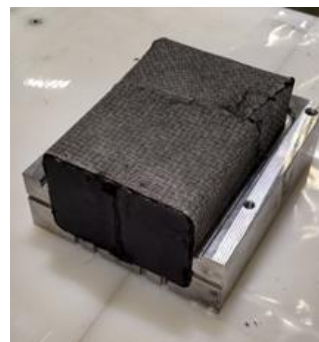


Figura 3.1-23 - Moldes internos com reforços já laminados

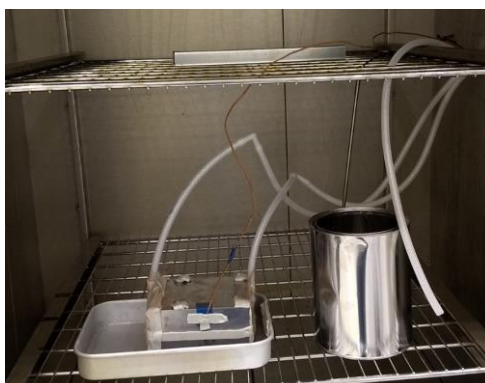


Figura 3.1-24 - Setup de infusão da subestrutura B

3.1.5.1.3. Subestrutura C

A subestrutura C pretende testar abordagens de laminação dos reforços em fibra, geometrias de camadas e tipos de união entre camadas. Optou-se pelo fabrico de um modelo representativo do molde interno do demonstrador de processo à escala 2:1 e em material polimérico (ABS). O molde é composto por duas partes, o bordo de ataque e o caixão central (Figura 3.1-25). A subestrutura C não está preparada para transferência de resina, servindo apenas para ensaios de laminação de fibra.

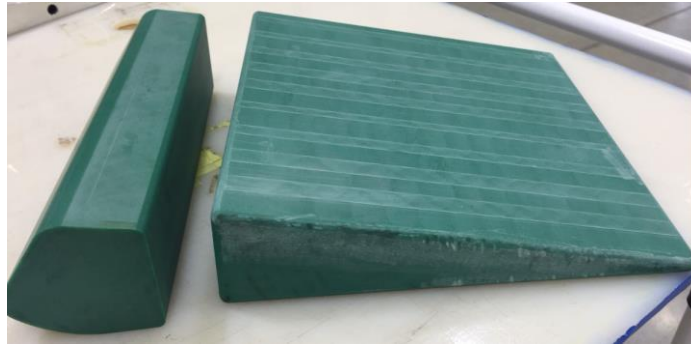


Figura 3.1-25- Molde da subestrutura C composto por duas partes – bordo de ataque e caixão central

Foram testados vários tipos de abordagem de laminação:

- Camada de reforço única com fecho topo a topo e alívio dos raios dos vértices do molde interno (Figura 3.1-26 a Figura 3.1-28);

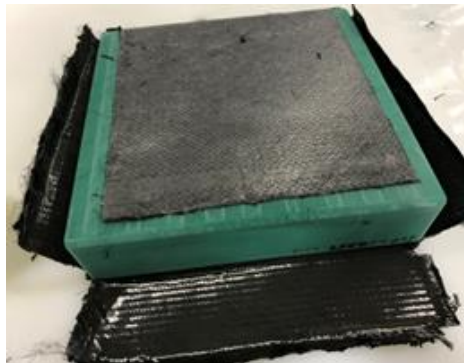


Figura 3.1-26 - Teste de laminação com camada de reforço única

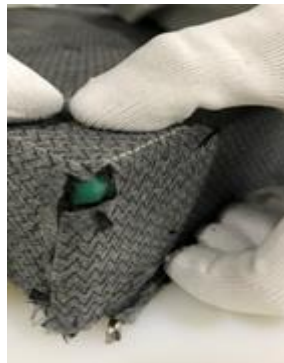


Figura 3.1-27 - Teste de laminação com camada de reforço única – Detalhe da zona do vértice do caixão central

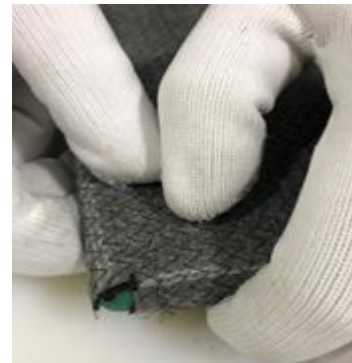


Figura 3.1-28 - Teste de laminação com camada de reforço única – Detalhe da zona do vértice do bordo de fuga do caixão central

- Divisão das camadas laterais do caixão central da camada central, com alívio dos raios dos vértices do molde interno (Figura 3.1-29 e Figura 3.1-30);

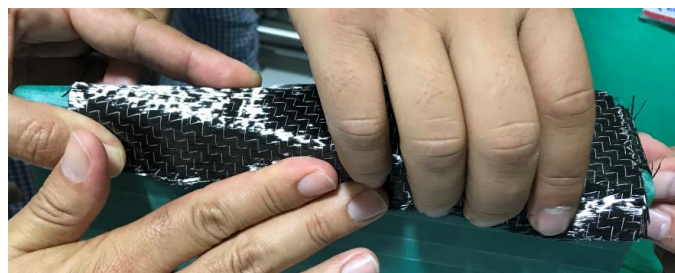


Figura 3.1-29 - Teste de laminação com divisão das camadas laterais e alívio dos vértices



Figura 3.1-30 - Teste de laminação com divisão das camadas laterais e alívio dos vértices – molde do caixão central e bordo de ataque todos laminados com a 1ª camada

- Divisão das camadas laterais do caixão central da camada central com cortes em ângulo nos vértices do molde interno e uniões de camada topo a topo (Figura 3.1-31).



Figura 3.1-31 - Teste de laminação com divisão das camadas laterais e vértices em ângulo

3.1.5.2. Resultados ensaios de processabilidade

Após fabrico das subestruturas A verificou-se que todos os reforços se conformaram de forma satisfatória em torno do raio mínimo do molde da subestrutura A, não tendo sido detetada delaminação entre camadas de reforço. Foi também possível obter uma boa compactação (Figura 3.1-32 a Figura 3.1-34). Assim, é possível concluir que qualquer um dos reforços admite um raio de conformação de 2,5 mm.



Figura 3.1-32 - Vista lateral das subestruturas A fabricadas – Da esquerda para direita materiais M3, M4 e M5, respetivamente.



Figura 3.1-33 - Detalhe do raio da subestrutura A – Material M4



Figura 3.1-34 - Detalhe do raio da subestrutura A – Material M3

Tendo em conta os resultados obtidos após fabrico das subestruturas B, pode-se concluir que:

- Houve um preenchimento e compactação satisfatórios da zona “T” de interface entre laminações de diferentes secções;
- Com a abordagem de laminação correspondente aos cortes dos reforços em ângulo nos vértices do molde interno e união de camadas topo a topo, foi possível a laminação sobre os moldes internos poliméricos. Assim, conseguiram-se peças com uma compactação bastante satisfatória entre camadas e bom acabamento nas arestas e vértices das peças;
- Os moldes internos poliméricos expandiram durante o ciclo de cura, ajudando na compactação das camadas mas, ao mesmo tempo, permitiram o fluxo de resina por toda a peça. Durante o arrefecimento, contraíram de volta à forma original, deixando a subestrutura bem compactada em relação ao molde externo, o que permitiu a extração relativamente fácil dos moldes internos aquando do processo de desmoldagem, tal como esperado.

A fixação das camadas aos diferentes componentes do molde, e entre si, mostrou-se muito difícil. A utilização de reforços secos dificulta consideravelmente a laminação, pelo que para contornar o problema, foi utilizado um *binder* em *spray*, que é um produto comercial utilizado para esse fim (Airtack 2).

Após os ensaios de laminação dos reforços em carbono no molde da subestrutura C, concluiu-se que a abordagem de laminação com uma camada única de reforço dificultava o manuseio do material e os fechos topo a topo do reforço. A abordagem que gerou melhor resultado foi a divisão das camadas laterais do caixão central e a execução de cortes em ângulo nos vértices do molde interno, seguindo o mesmo tipo de abordagem de laminação da subestrutura B (uniões de camada topo a topo).

Paralelamente aos testes de detalhes específicos do demonstrador em cada subestrutura, foram testados diversos parâmetros de processabilidade das matérias-primas escolhidas, entre os quais: facilidade de corte das fibras de reforço, acabamento das fibras após corte, manuseio das fibras, conformação de cada material no molde, pré-formação das fibras, capacidade de reter a pré-forma, adesão de camadas no molde e adesão de camadas entre si, compactação de camadas e tipos e zonas de união de camadas. Estes parâmetros serão compilados e avaliados de forma integrada com os ensaios de caracterização mecânica no próximo subcapítulo (3.1.6).

3.1.6. Matriz de seleção

Foi criada uma matriz de seleção com os diversos parâmetros das diferentes matérias-primas, anteriormente descritos, e procedeu-se à avaliação de cada parâmetro em todos os materiais. Foram tidos em conta, também, para esta avaliação, os resultados de caracterização de materiais. Ao todo, foram considerados 35 parâmetros para escolha do material. A matriz de seleção completa pode encontrada em anexo (Anexo 6.4).

Na Tabela 3.1-11, pode-se verificar as diferentes classificações obtidas para os materiais testados.

Tabela 3.1-11 - Matriz de avaliação resumo para escolha do material.

Item	Critério	Material		
		M3	M4	M5
1	Corte	31,0%	72,6%	72,6%
2	Pré-formação	89,3%	87,5%	89,3%
3	Manuseio	35,4%	47,9%	39,6%
4	Infusão	100,0%	100,0%	100,0%
5	Acabamento	66,7%	66,7%	66,7%
6	Fornecedor	77,8%	77,8%	77,8%
7	Propriedades mecânicas	65,0%	70,0%	70,0%
Total		63,7%	74,5%	73,7%

O material M3 foi o que demonstrou o pior desempenho, no que diz respeito à pontuação total, podendo-se desclassificar imediatamente.

Concluiu-se que o material que apresenta os melhores resultados combinados é o M4, ainda que a pontuação do material M5 fique bastante aproximada deste.

3.2. Seleção do processo de fabrico

O estado de arte permitiu identificar os diferentes processos de fabrico fora do autoclave com potencial para produção de estruturas aeronáuticas. Assim, foram identificados e selecionados 4 processos para análise e caracterização, nomeadamente, *double bag vacuum infusion* (DBVI), *vacuum assisted process* (VAP), *controlled atmospheric pressure resin infusion* (CAPRI) e *resin transfer molding* (RTM).

A seleção do processo de fabrico foi realizada com base na comparação das características finais obtidas após a realização de uma série de ensaios de laboratório. Os ensaios foram realizados segundo um desenho de experiências e realizados numa ferramenta especificamente desenvolvida para a comparação dos processos. As experiências realizadas permitem uma profunda compreensão da influência das diferentes variáveis de processo, especificamente a arquitetura do reforço, número de camadas e gradiente de pressão, analisando o volume de fibra, variação de espessura e percentagem de vazios.

3.2.1. Design of experiments (DOE)

O *design of experiments* (DOE) foi conduzido com recurso ao método Taguchi de modo a definir uma série de combinações entre arquitetura dos reforços, número de camadas e gradiente de pressão da frente de resina. São aplicadas matrizes ortogonais para organizar os três parâmetros que afetam o processo, e os dois níveis que devem ser variados, permitindo obter os dados necessários para determinar quais os fatores com maior impacto na qualidade da peça com a quantidade mínima de experiências.

Tabela 3.2-1 - Definição de parâmetros e respetivos níveis.

Parâmetros	Níveis dos parâmetros	
	Nível 1	Nível 2
A. Arquitetura do tecido	<i>NCF</i>	<i>Satin Woven</i>
B. Número de camadas	6	10
C. Gradiente de pressão [mbar] (pressão relativa)	-600	-900

Os parâmetros de processo e respetivos níveis encontram-se ilustrados na Tabela 3.2-1. Os três parâmetros com dois níveis requerem $2^2 = 4$ ensaios experimentais (Tabela 3.2-2) para cada processo de fabrico, nomeadamente, DBVI, VAP, CAPRI e RTM. Para cada uma

das combinações de parâmetros são analisadas as espessuras, fração volúmica de fibra e percentagem de vazios.

Tabela 3.2-2 - Desenho de Experiências utilizando, matriz ortogonal $L_4(2^3)$.

Ensaio	Combinação	Efeitos Fatoriais			Resultados		
		A	B	C	Percentagem de Vazios	V_f (%)	Espessura (mm)
1	(I)	1	1	1	V_1	$V_{f,1}$	e_1
2	BC	1	2	2	V_2	$V_{f,2}$	e_2
3	AC	2	1	2	V_3	$V_{f,3}$	e_3
4	AB	2	2	1	V_4	$V_{f,4}$	e_4

3.2.2. Ferramenta de comparação de processos

A ferramenta produzida para a comparação de processos foi projetada e orientada à realização de todos os processos de fabrico alvo do estudo. No caso particular deste estudo, procura-se compreender a influência dos vários parâmetros que afetam a qualidade e processamento. Para isso foram desenvolvidos molde e contramolde rígidos e sensorizados.

No caso das variações do processo de infusão foi utilizado apenas o molde inferior, garantindo com este a correta posição do ponto de entrada e saída de resina, reduzindo a variabilidade implícita neste tipo de processos.

No processo de RTM os sensores colocados permitem adquirir, durante o processo de injeção, as pressões ao longo da placa e a posição da frente de resina. Para a vedação do molde foi utilizada a técnica de *pinch-off* (Figura 3.2-1), calculada para um equivalente de 90% de fração volúmica de fibra, ou seja, a compactação aplicada aos reforços é a necessária para se obter localmente valores de frações volúmica de fibra na ordem dos 90%, tornando o laminado praticamente impermeável à resina nas zonas de vedação.



Figura 3.2-1 - Molde inferior com vedantes e *pinch-off*.

A localização dos pontos de entrada e saída de resina, assim como as dimensões úteis do molde, encontram-se alinhadas com o método desenvolvido por Alms *et al.*¹ para a medição de permeabilidade de reforços aplicados à moldação líquida de compósitos. A Figura 3.2-2, Figura 3.2-3 e Figura 3.2-4 representam as ferramentas desenvolvidas.

A variação da espessura dos diferentes laminados foi compensada pela aplicação de esquadrias calibradas com diferentes espessuras. Todo o controlo de temperaturas e pressões ao longo do processo encontra-se descrito na secção 3.2.3. - Controlo de processo

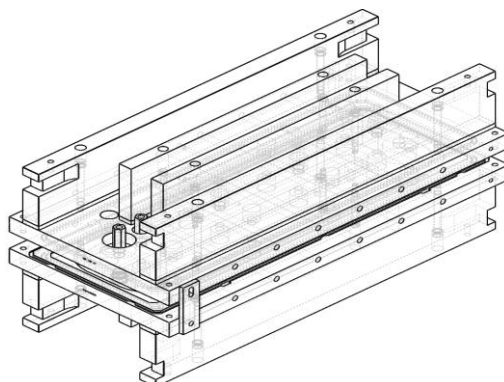


Figura 3.2-2 - Molde e Contramolde desenvolvido para o processo RTM.

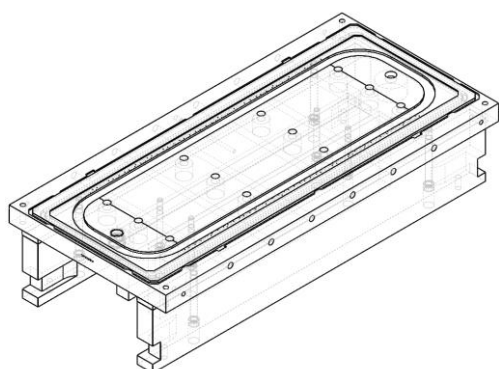


Figura 3.2-3 - Molde RTM.

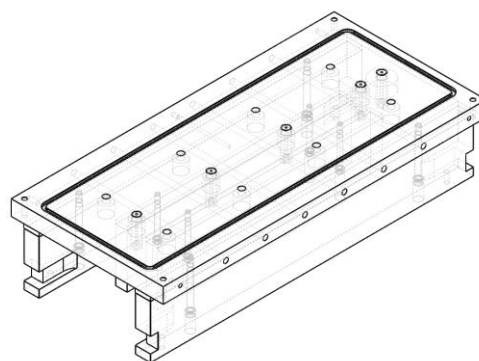


Figura 3.2-4 - Contramolde RTM.

3.2.3. Controlo de processo

Todos os processos de transferência de resina implicam o controlo da pressão a que a transferência se processa, seja ela positiva ou negativa. No entanto, os processos de

¹ Experimental Procedures to Run Longitudinal Injections to Measure Unsaturated Permeability of LCM Reinforcements

moldação líquida selecionados não implicam, de uma forma geral, o recurso a sistemas de aquecimento e controlo de temperatura.

O sistema de resina utilizado faz parte de um reduzido leque de sistemas de resina de alta performance que necessita de um controlo rigoroso da temperatura durante todo o processo de transferência.

Assim, para garantir o processamento adequado do sistema de resina, em todos os processos a estudar foi controlada a temperatura do reservatório de resina, a tubagem até à entrada do molde, o molde e a tubagem de saída. Com exceção do molde, todos os elementos de passagem da resina foram isolados termicamente.

Um esquema do sistema de controlo e algumas das principais características são apresentadas na Figura 3.2-5.

Adicionalmente, foram efetuados controlos pontuais com termómetro digital FLUKE 50D H/J com sonda tipo k.

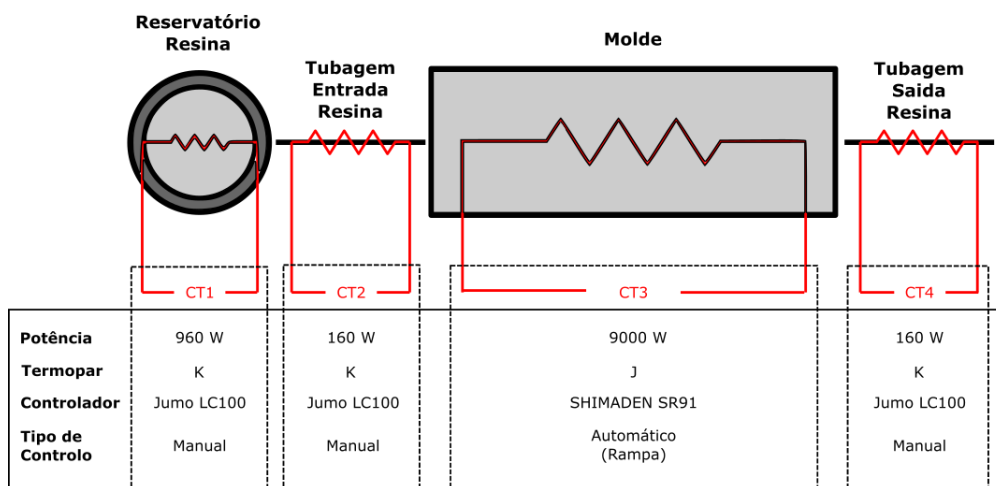


Figura 3.2-5 - Esquema e características do controlo de temperatura.

Para o controlo de pressão nos processos de infusão foi utilizada uma central de vácuo com controlo automático de pressão (Figura 3.2-6) equipada com dois coletores com pressões independentes. O primeiro coletor é regulado pelo controlo digital da bomba, onde é possível definir não só o valor máximo de pressão, mas também o diferencial máximo admissível. O segundo coletor é controlado por uma válvula mecânica de pressão constante e depende da pressão do primeiro, ou seja, o valor que se pode definir é sempre inferior ao valor do primeiro coletor. A capacidade da central de vácuo é consideravelmente afetada pela humidade relativa presente no laboratório, isto é, o valor de vácuo máximo possível de atingir é inversamente proporcional à humidade relativa presente no ar, até um máximo de variação de 50 mbar.



Figura 3.2-6 - Central de vácuo.

O sistema implementado para o controlo de pressão no processo RTM (Figura 3.2-7) permite controlar, em tempo real, o caudal volúmico em ambos os cilindros, o rácio da mistura (para sistemas de resina bi-componente), a pressão de injeção (individual e/ou dupla), e a temperatura (nos cilindros e no ponto de injeção). O controlo pode ser executado através de referências constantes ou variáveis no tempo, ou seja, por definição de ciclos de funcionamento (por exemplo sinusoidal).

O novo sistema permite ainda a supervisão de todas as variáveis de estado (exceto temperatura), através de computador, por conexão física ou sem fios (*wireless*).

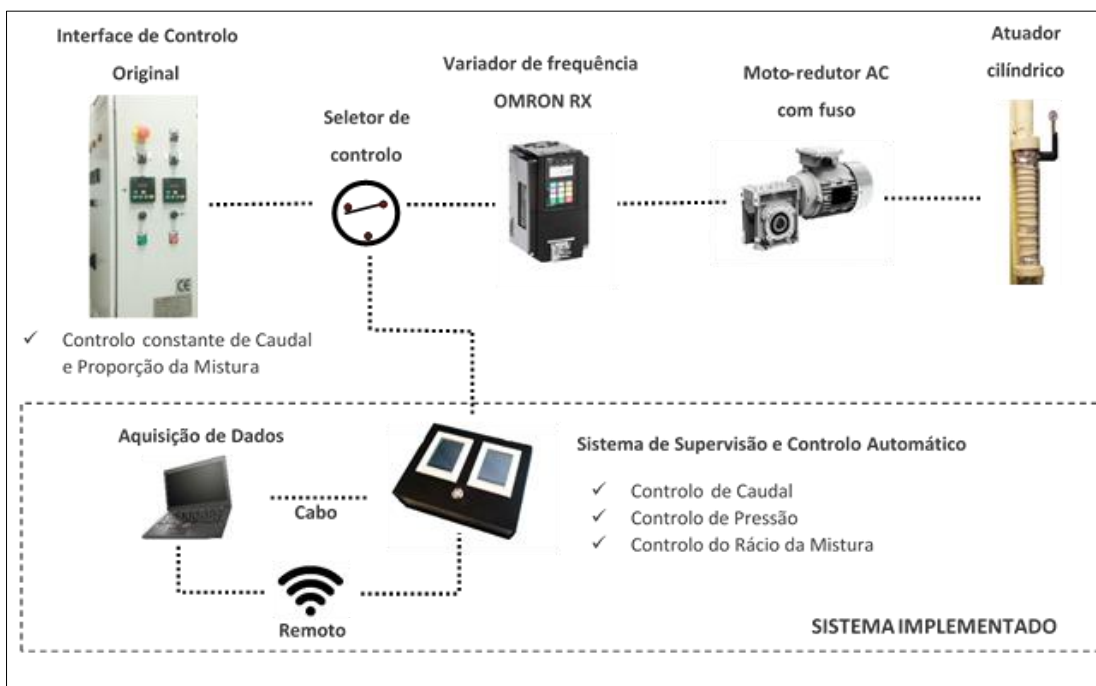


Figura 3.2-7 - Esquema e características do controlo pressão do processo de RTM

3.2.4. Experiências de comparação de processo

3.2.4.1. Double Bag Vacuum Infusion (DBVI)

Como explicado anteriormente, o conceito base da técnica DBVI consiste em aplicar dois sacos de vácuo, um interior em contacto com o laminado, e um saco exterior que é isolado contra a ferramenta num perímetro exterior ao fecho do saco interior (Figura 3.2-8). A função do primeiro saco (interior) é de garantir a transferência da resina e remoção de voláteis, enquanto o segundo saco (exterior) atua apenas na compactação do laminado. Entre os dois sacos de vácuo foi utilizado um *breather*, para evitar que o saco exterior colapse contra o interior e funcionem como um só.

Ao longo de todas as experiências, após a impregnação total do reforço, foi colocado em vácuo o canal de entrada de resina (com a pressão na entrada igual à pressão de saída) e, em seguida, o segundo saco foi colocado sobre vácuo máximo. Este passo permite facilitar a saída do excesso de resina após a compactação do segundo saco.

Existem algumas discordâncias por parte de quem utiliza a técnica quanto ao momento e quantidade de vácuo aplicado ao saco exterior.

Para a comparação de processos foram utilizadas as pressões previamente definidas durante o desenho de experiências (Tabela 3.2-1). A pressão aplicada ao segundo saco corresponde ao valor máximo permitido pela bomba de vácuo utilizada neste estudo, de aproximadamente -990 mbar (pressão relativa).

Todos os consumíveis usados no *setup* para este ensaio foram devidamente selecionados para as temperaturas e pressão de operação e aplicados:

- *Peel ply* em contacto direto e cobrindo todo o laminado, que permite absorver parte da resina em excesso e confere um acabamento uniforme á peça final;
- Canal de enchimento ou *resin feed spiral* e a *flow mesh* para promover a distribuição da resina no início da infusão e o fluxo ao longo do laminado.

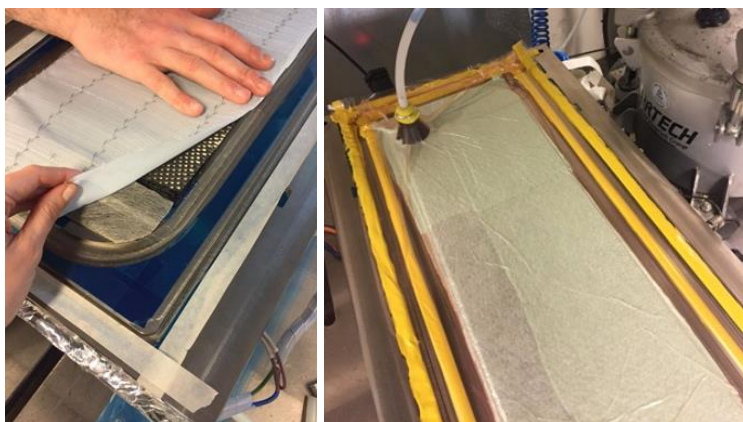


Figura 3.2-8 – Setup do processo DBVI.

3.2.4.2. Vacuum Assisted Process (VAP)

Nos ensaios realizados, o meio permeável entre a membrana e o saco de vácuo foi substituído por *flow mesh* (o meio permeável sugerido pela literatura (secção 2.1.2.5) é *breather*). A alteração foi necessária para que fosse possível observar o padrão de impregnação dos reforços. A Figura 3.2-9 apresenta o setup utilizado.

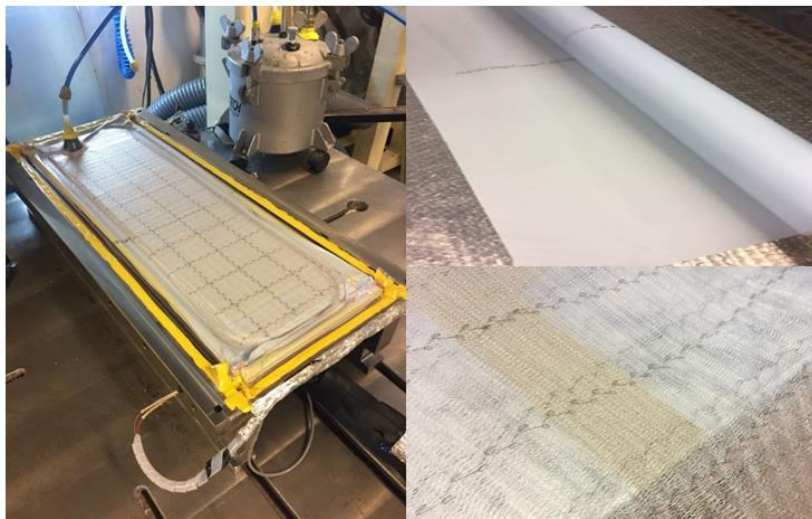


Figura 3.2-9 - Setup utilizado. Figura esquerda – setup final do processo, Figura superior direita – Membrana VAP, figura inferior direita – *flow mesh*

3.2.4.3. CAPRI

A realização das experiências do processo CAPRI utiliza os mesmos materiais técnicos, respeitando a mesma ordem de empilhamento, no entanto utiliza apenas um saco de vácuo.

Como descrito no capítulo 2.1.2.5 o processo CAPRI implica a realização de ciclos de compactação antes de se efetuar a infusão.

Para este estudo foram efetuados 50 ciclos de compactação com as seguintes características:

- Perfil de controlo sinusoidal;
- Período de onda de 90 segundos;
- Pressão mínima de - 950 mbar;
- Pressão máxima igual à pressão atmosférica.

O sistema utilizado para o controlo dos ciclos de compactação foi desenvolvido no INEGI.

3.2.4.4. Resin Transfer Molding (RTM)

O processo RTM, ao contrário dos processos de infusão, necessita de transferir a resina para o interior do molde através de pressão positiva. Assim, foi necessária a definição de novos parâmetros para a matriz ortogonal do desenho de experiências, apresentada na Tabela 3.2-3. O parâmetro C (gradiente de pressão) foi substituído no primeiro nível de -600 mbar por 5 bar e o segundo nível foi substituído de -950 mbar por 10 bar.

Tabela 3.2-3 - Definição de parâmetros e respetivos níveis para o processo de RTM.

Parâmetros	Níveis dos parâmetros	
	Nível 1	Nível 2
A. Arquitetura do tecido	<i>NCF</i>	<i>Satin Woven</i>
B. Número de Camadas	6	10
C. Gradiente de Pressão [bar]	5	10

O equipamento (Figura 3.2-10) utilizado nas experiências para injeção de resina faz parte de um desenvolvimento INEGI e alterado no âmbito deste trabalho, de modo a permitir o aquecimento e controlo de temperatura do cilindro de armazenamento/injeção da resina. Embora o equipamento seja composto por dois cilindros e disponha de capacidade de mistura, foi utilizado apenas o cilindro 1, uma vez que a resina utilizada é mono-componente.



Figura 3.2-10 - Equipamento de injeção para RTM .

No corte dos reforços foram utilizadas as mesmas dimensões das experiências anteriores. No entanto, para o processo RTM foi aberta uma “janela”, na zona de injeção, com as dimensões de 100x20 mm² (Figura 3.2-11). A abertura criada nos reforços permite a uniformização da pressão na entrada, proporcionando uma frente de fluxo com uma tendência linear.



Figura 3.2-11 - Reforços colocados no setup de RTM e respetivo corte na zona de injeção, representado a vermelho.

O molde utilizado ao longo das experiências de RTM, bem como o controlo implementado, encontram-se nos capítulos anteriores, 0 - 3.2.2. Ferramenta de comparação de processos e 3.2.3 - Controlo de processo. Na figura Figura 3.2-12 é apresentada a ferramenta produtiva utilizada.

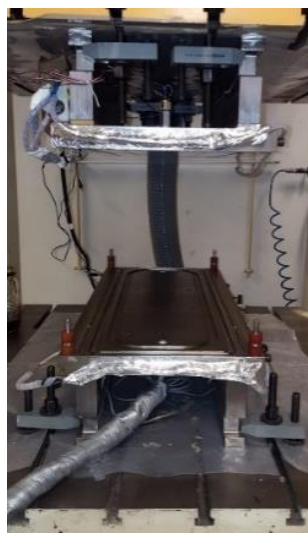


Figura 3.2-12 - Setup RTM.

3.2.5. Métodos de análise

3.2.6. Medição de espessuras

A medição de espessuras não segue nenhuma norma. No entanto foi realizado um plano de medições, com uma amostra de dados suficientemente extensa, para que seja possível retirar conclusões significativas.

As amostras foram retiradas de 7 zonas diferentes distribuídas ao longo do comprimento do provete produzido (Figura 3.2-13), e cada amostra foi dividida em 8 partes iguais ao longo do comprimento transversal. Para garantir uma dimensão de amostra estatisticamente representativa, cada uma das 8 secções das amostras foi medida 5 vezes (Figura 3.2-14) e determinada a sua média. Um exemplo da folha de registo de medições pode ser consultada no anexo 6.5 - Exemplo de folha de registo e cálculo dos ensaios de processabilidade.

Todas as medições foram realizadas em ambiente controlado e com equipamento calibrado. Foi utilizado um micrómetro digital *Mitutoyo* referência 395-541D N com um erro de $\pm 0,001$ mm (Figura 3.2-15).

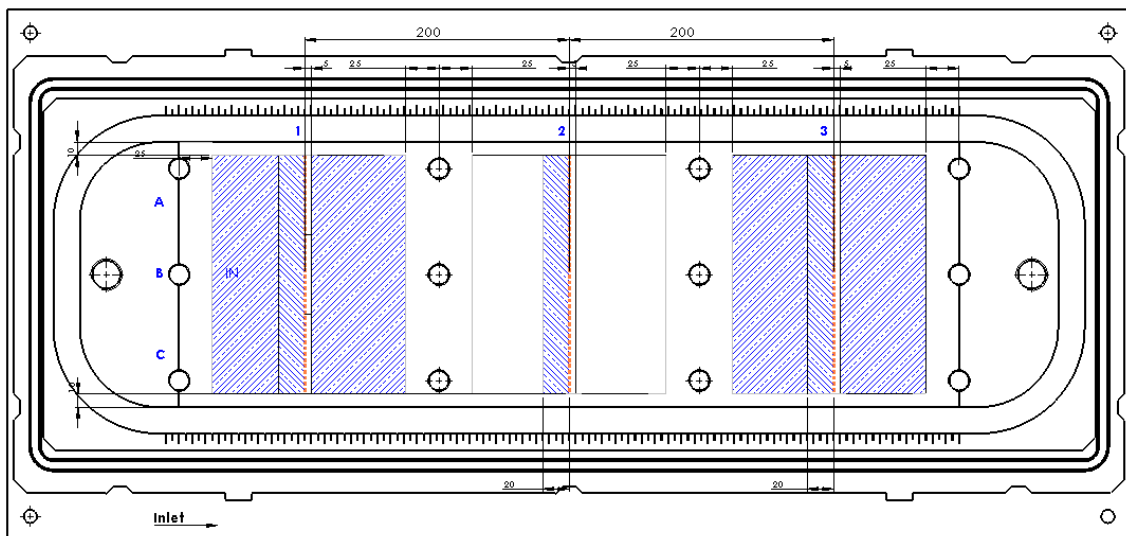


Figura 3.2-13 - Localização das amostras para medição de espessuras.

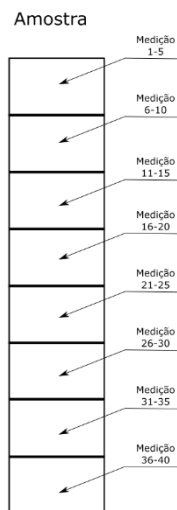


Figura 3.2-14 - Localização das medições por cada secção analisada.



Figura 3.2-15 - Setup e equipamento utilizado na medição de espessuras.

3.2.7. Método de queima

A fração volúmica de fibra e percentagem de vazios é determinada com base na norma ASTM D 3171-99, que abrange os métodos de digestão ácida e queima. Tendo em conta que ambos os métodos apresentam resultados com elevado nível de confiança, e dada a quantidade de amostras a analisar, optou-se pelo método de queima. Para compreender a variabilidade da fração volúmica de fibra e conteúdo de vazios ao longo das placas produzidas, foram retiradas e analisadas 3 amostras da secção transversal, de 3 zonas diferentes, ao longo da placa (Figura 3.2-16).

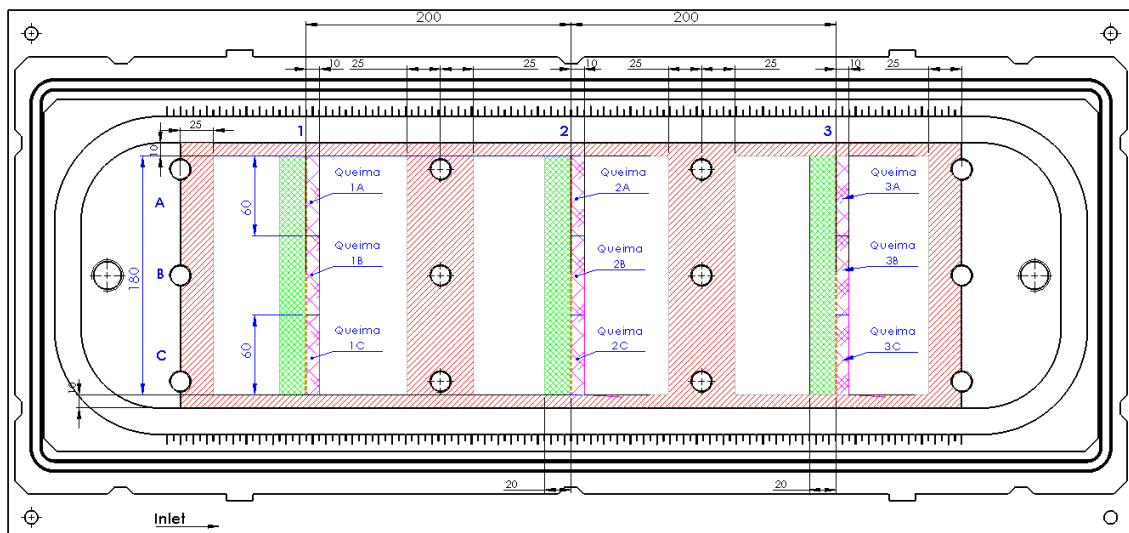


Figura 3.2-16 - Localização e plano de corte das amostras de queima.

3.2.8. Resultados

3.2.8.1. Análise espessuras

A Figura 3.2-17 apresenta um exemplo dos resultados obtidos pela análise de espessuras dos processos ensaiados, especificamente a 3ª *run* do processo CAPRI. Para cada uma das *runs* é apresentada a distribuição das espessuras ao longo da área moldada (figura à direita). No gráfico de distribuição de espessuras, o ponto de entrada de resina encontra-se na coordenada [*Warp* 0 ; *Weft* 100], ou seja, no ponto inferior ao centro. É também apresentada a amostra de medições obtidas e respetiva distribuição (gráfico da esquerda). No caso particular apresentado Figura 3.2-17 é possível observar uma maior compactação na zona de “saída”, isto é, a extremidade na qual é aplicado o vácuo com maior magnitude.

Os resultados individuais das experiências, para todos os processos e respetivas *runs*, encontram-se no anexo 6.6.

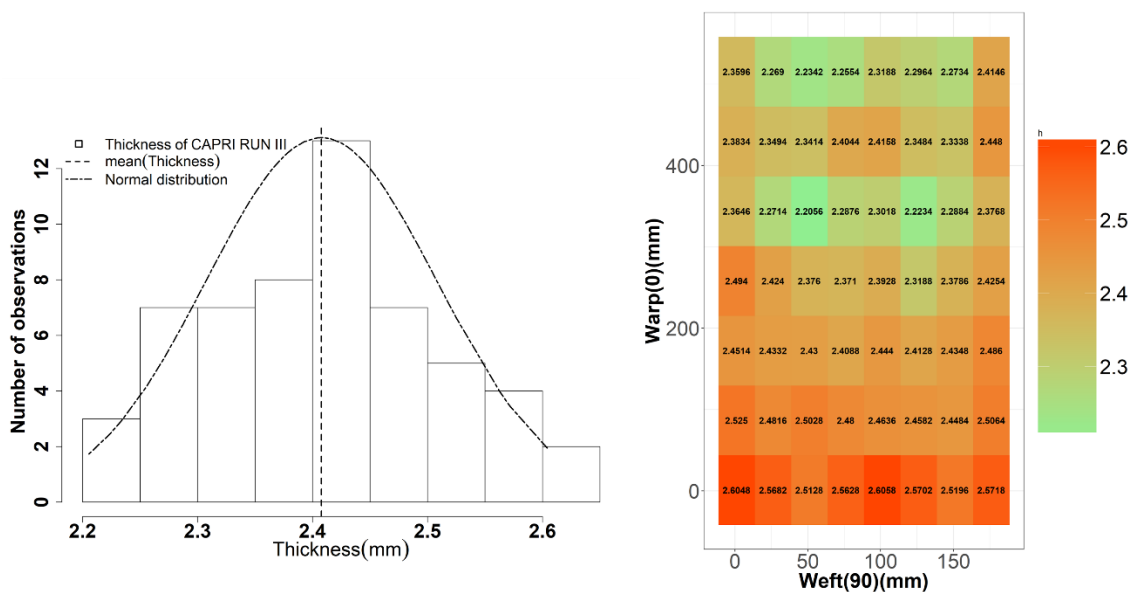


Figura 3.2-17 - Exemplo dos resultados obtidos pela análise de espessuras.

3.2.8.2. Análise de vazios

Os resultados apresentados em seguida (Figura 3.2-18 a Figura 3.2-20) refletem a análise dos valores obtidos pelo método de queima para a análise de vazios, especificamente para o processo CAPRI. É possível compreender a influência da pressão na percentagem de vazios presente no laminado, ou seja, o aumento do vácuo é inversamente proporcional à percentagem de vazios. Por sua vez, dependendo da arquitetura do

reforço utilizado, a percentagem de vazios aumenta ou diminui em função do número de camadas. Reforços com a arquitetura *woven* tendem a diminuir o número de vazios com o aumento do número de camada, e o oposto verifica-se para uma arquitetura NCF.

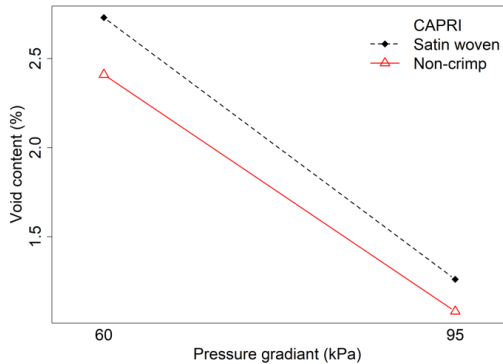


Figura 3.2-18 - Efeito da interação entre o gradiente de pressão e arquitetura do reforço na percentagem de vazios, em laminados produzidos por CAPRI.

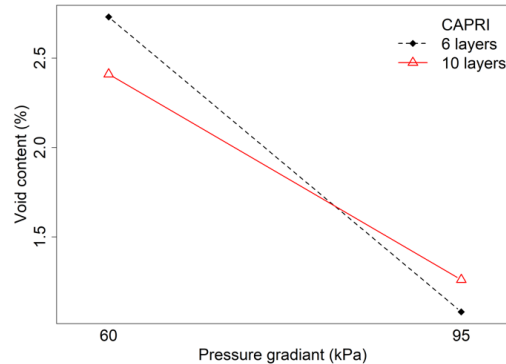


Figura 3.2-19 - Efeito da interação entre o gradiente de pressão e o número de camadas na percentagem de vazios, em laminados produzidos por CAPRI.

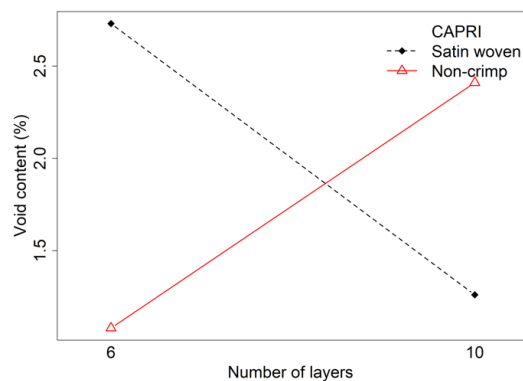


Figura 3.2-20 - Efeito da interação entre o número de camadas e arquitetura do reforço na percentagem de vazios, em laminados produzidos por CAPRI.

Para cada um dos processos é possível, através da análise ANova realizada, estimar a tendência do volume de vazios presente no laminado em função da respetiva variável crítica. As tendências, obtidas a partir das experiências realizadas para cada um dos processos, encontram-se no anexo 6.7.

3.2.8.3. Análise de volumes de fibra

Os volumes de fibra obtidos a partir do método de queima permitiram, à semelhança do subcapítulo anterior, correlacionar os principais parâmetros críticos de cada processo, obtendo-se a tendência do volume de fibra com a variação dos mesmos. Pela análise da Figura 3.2-21, pode-se concluir que um aumento do vácuo produz laminados com teores de fibra superiores. Já pela análise da Figura 3.2-22, à semelhança da análise à percentagem de vazios, dependendo da arquitetura do tecido obtêm-se percentagens de

fibra diferentes em função do número de camadas. Ambas as figuras anteriormente mencionadas correspondem ao processo DBVI.

As tendências, obtidas a partir das experiências realizadas para cada um dos processos, encontram-se no anexo 6.8.

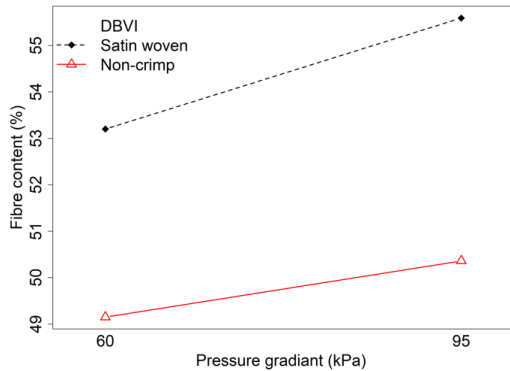


Figura 3.2-21 - Efeito da interação entre o gradiente de pressão e arquitetura do reforço no volume de fibra, em laminados produzidos por DBVI

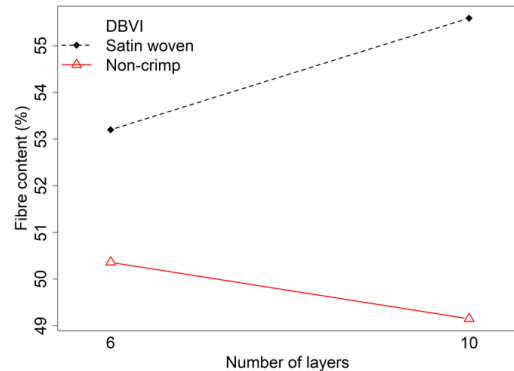


Figura 3.2-22 - Efeito da interação entre o número de camadas e arquitetura do reforço no volume de fibra, em laminados produzidos por DBVI

3.2.8.4. Comparação de processos

As figuras seguintes apresentam uma comparação dos resultados mais relevantes de cada um dos processos estudados. Foi realizada a comparação do coeficiente de variação média da espessura (Figura 3.2-23), percentagem média de vazios presente no laminado (Figura 3.2-24), distribuição dos vazios e espessuras tendo em conta a sua posição relativamente ao canal de entrada de resina (Figura 3.2-26 e Figura 3.2-27) e volume de fibra médio (Figura 3.2-28).

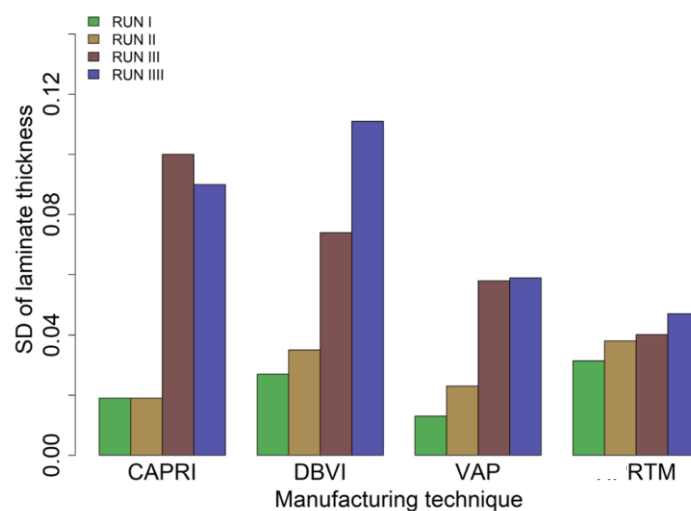


Figura 3.2-23 - Variação média da espessura para cada uma das configurações testadas.

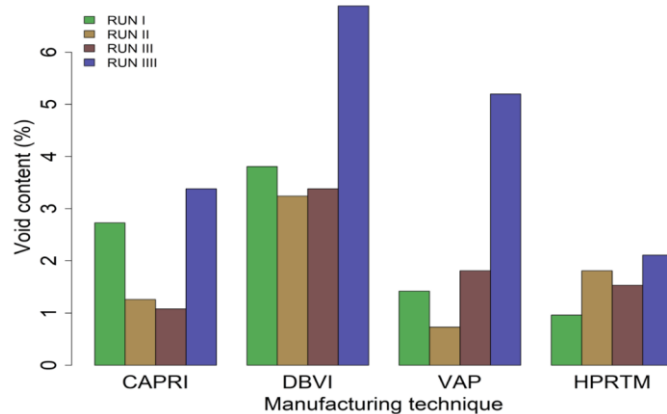


Figura 3.2-24 - Percentagem média de vazios para cada uma das configurações testada.

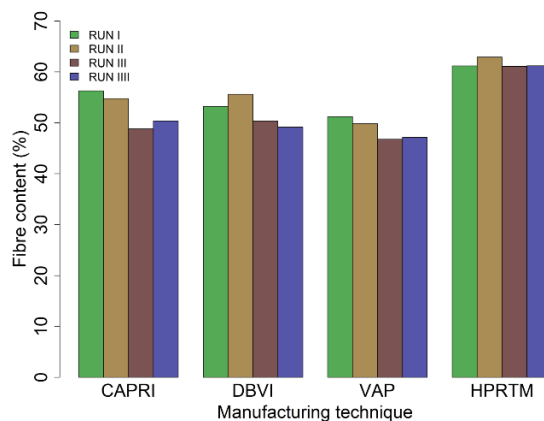


Figura 3.2-25 - Percentagem média de volume de fibra para cada uma das configurações testada.

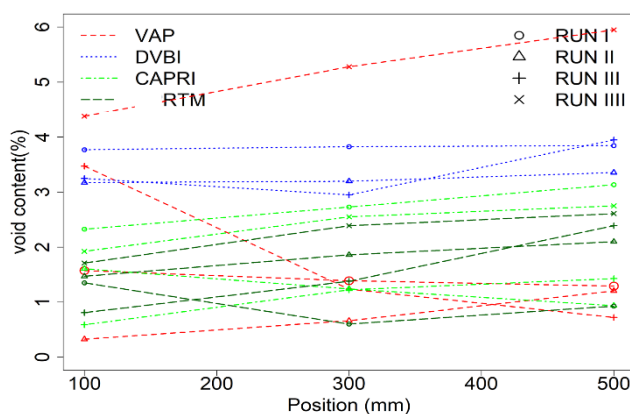


Figura 3.2-26 - Percentagem de vazios presentes no laminado em função da distância ao ponto de injeção.

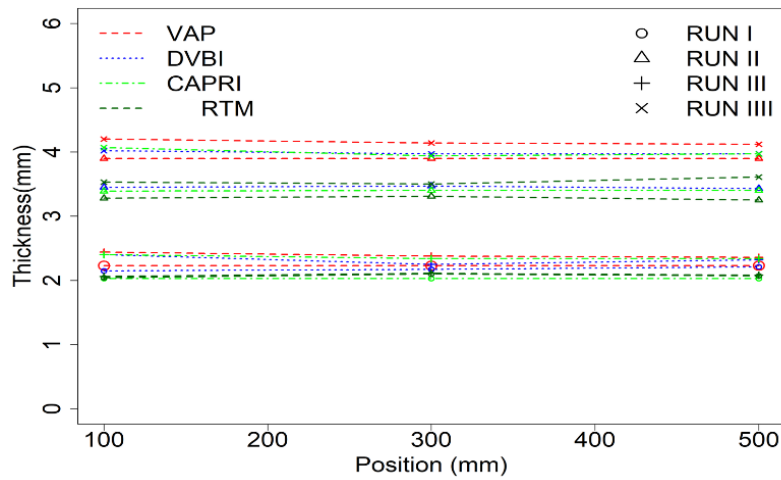


Figura 3.2-27- Espessura em função da distância ao ponto de injeção, para as várias experiências realizadas.

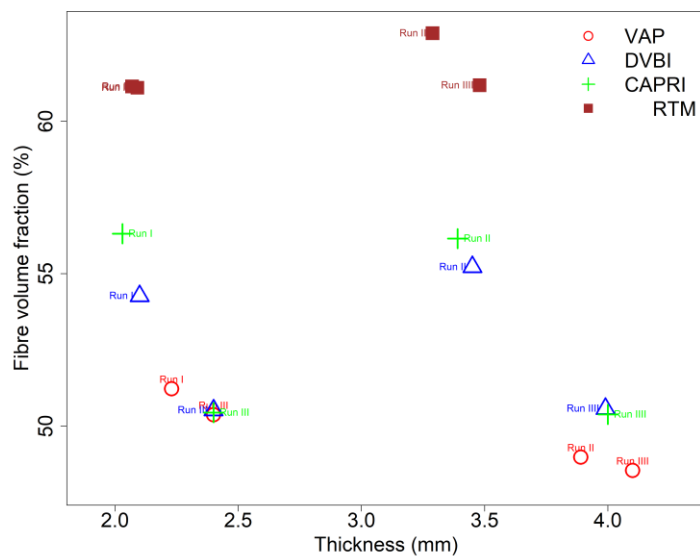


Figura 3.2-28 - Volume de fibra presente no laminado em função da espessura média.

A obtenção de um componente compósito de alta performance requer a implementação de um processo de fabrico que permita gerar um compósito com elevado teor de reforço e baixo teor de vazios. A presença de vazios no laminado irá reduzir consideravelmente a resistência do componente.

A percentagem de vazios foi avaliada ao longo do estudo para cada uma das experiências, tendo em conta os parâmetros e processo definidos no desenho de experiências.

É evidente pela análise dos resultados de comparação de processos, anteriormente apresentados, a relação entre a variação de espessuras e a percentagem de vazios no laminado, isto é, estas variáveis são diretamente proporcionais. A variação na espessura significa uma maior variação espacial na geometria do reforço, que por sua vez é responsável por variações locais no fluxo de enchimento, levando a um aumento da probabilidade de formação de vazios. É, portanto, possível concluir que a utilização de processos que permitam uma menor variação na espessura irá produzir componentes com menor percentagem de vazios.

Ademais, não é possível retirar uma conclusão clara sobre a influência do tipo de tecido na magnitude da percentagem de vazios. No entanto, para a mesma força de compactação, os laminados produzidos com tecido *woven* resultaram numa menor percentagem de vazios. Isto deve-se à construção geométrica do tecido, ou seja, quando o laminado é sujeito a forças de compactação superiores o tecido *woven* é facilmente agrupado (efeito *nesting*) permitindo uma maior redução e uniformização da espessura. Outra explicação possível para esta diferença reside na existência de *veil* no tecido *NCF*, onde aparentemente a camada está a atuar como um filtro, capturando bolhas para o seu interior. É de referir que esta última suposição necessita de confirmação pelo processo de microscopia ótica, a realizar futuramente.

Do ponto de vista de eficácia do processo, é observada uma menor percentagem de vazios no processo VAP, comprovando as vantagens na utilização de membranas semipermeáveis ao invés de compactação após enchimento. Era expectável uma compactação mais homogénea no processo DBVI, mas os resultados não corroboram com as expectativas.

O processo VAP, embora apresente melhorias significativas na redução dos vazios, não permite elevadas percentagens de fibra, por um lado consequência da baixa compactação implícita no processo e, por outro lado, devido à impossibilidade de remover o excesso de resina presente no laminado após infusão. Já o processo CAPRI, seguido o processo DBVI, apresentam os valores mais elevados de volume de fibra dos processos de infusão. No caso do primeiro, o elevado volume de fibra pode estar relacionado com os ciclos de compactação realizados, etapa que apenas foi realizada neste processo, uma vez que é o único processo que contempla a compactação na sua génese. O processo DBVI deve o elevado volume de fibra à compactação do segundo saco de vácuo.

O processo RTM, sendo constituído por 2 moldes rígidos (molde e contramolde), com fecho por prensa hidráulica, garante força de compactação suficiente aos reforços para que seja possível atingir a espessura desejada. O facto de se assegurar a espessura final permitiu, em todas as experiências realizadas com este processo, obter frações volúmicas de fibra superiores a 60%.

Do ponto de vista da arquitetura do reforço, no processo de RTM é possível obter frações volúmicas superiores com tecidos *woven*. Este aumento pode ser explicado pela compressibilidade superior deste tipo de reforços, isto é, os reforços *woven* são mais propícios a fenómenos de *nesting* devido às “montanhas” e “vales” gerados nos cruzamentos dos *tows*. Apesar da ligeira diferença na fração volúmica é possível concluir que o processo RTM não é tão sensível à variação da arquitetura do tecido como os processos de infusão.

Os resultados obtidos mostram também que o processo RTM é também o processo com menor percentagem de vazios, menor que 2% em todas as *runs*. A comparação de processos de infusão com RTM permitiu concluir que a fração volúmica de vazios obtida é altamente dependente da força de compactação exercida sobre o empilhamento.

Componentes compósitos com percentagem de vazios menor do que 1% dependem em primeira instância da utilização de um processo de fabrico capaz de aplicar, de forma eficaz, uma força de compactação nos tecidos que obrigue a um rearranjo das camadas, uniformizando assim a frente de fluxo da resina.

Em suma, com RTM, é possível obter frações volúmicas de fibra superiores com menor percentagem de vazios, consequência da elevada força de compactação. Por outro lado, a variação na espessura é extremamente dependente de um correto dimensionamento do molde, caso contrário, eventuais flexões, devido à elevada pressão interna, são absorvidas pela peça, levando não só a variabilidade na espessura, mas também a zonas secas e fenómenos de *wash-out* (arrastamento da fibra).

3.3. Demonstrador de processo

Na sequência da análise efetuada aos materiais e processos de fabrico descrita nos anteriores capítulos, selecionou-se o material M4 (reforço F4 biaxial +/-45 com matriz R1) e RTM como processo de fabrico para o demonstrador de processo a ser desenvolvido.

O componente a ser produzido representa uma unidade de repetição da estrutura de uma superfície de controlo típica, como representado na Figura 3.3-1.

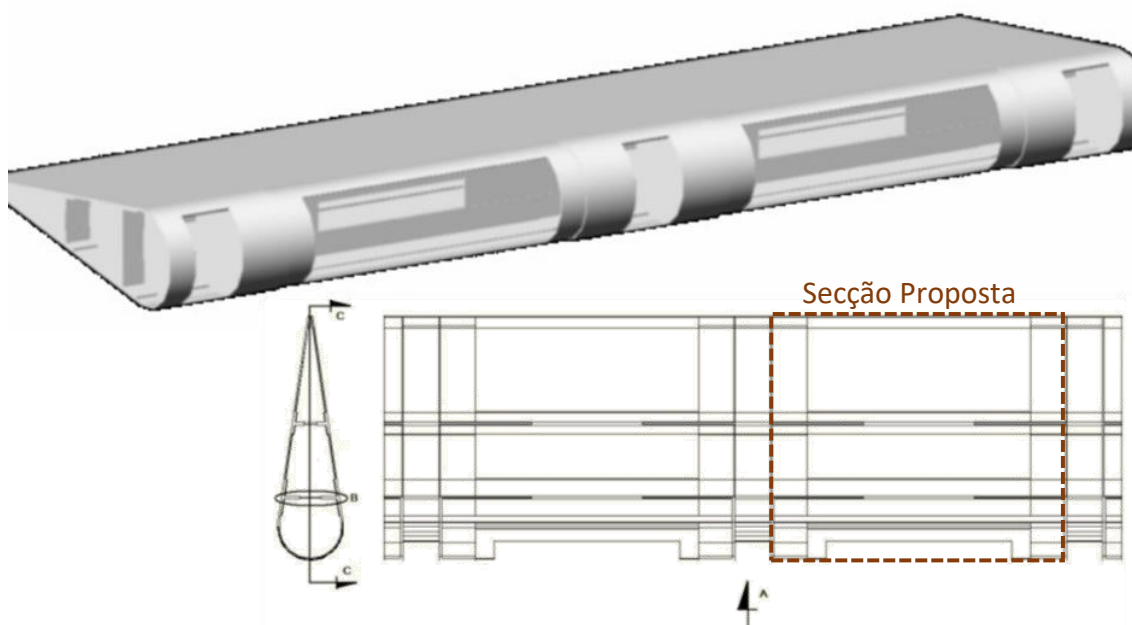


Figura 3.3-1 - Seção representativa da superfície de controlo típica (figura cedida pela Embraer).

3.3.1. Geometria

A geometria adotada tem por base uma superfície de controlo típica de uma aeronave comercial de pequeno a médio porte de alcance intercontinental. No entanto, foram realizadas alterações geométricas de modo a orientar o componente ao processo e a viabilizar economicamente a sua produção. As principais alterações geométricas são:

- Abertura de uma janela na longarina e no bordo de ataque para extração dos moldes internos;
- Remoção da longarina traseira;
- Simetria em 2 planos;
- Aumento do raio do bordo de fuga.

É de salientar que o demonstrador de processo tem como objetivo último a demonstração de capacidade do processo, não sendo necessária a sua validação estrutural nesta fase.

Na Figura 3.3-2 são apresentadas as dimensões finais do componente e na Figura 3.3-3 encontra-se a modelação 3D.

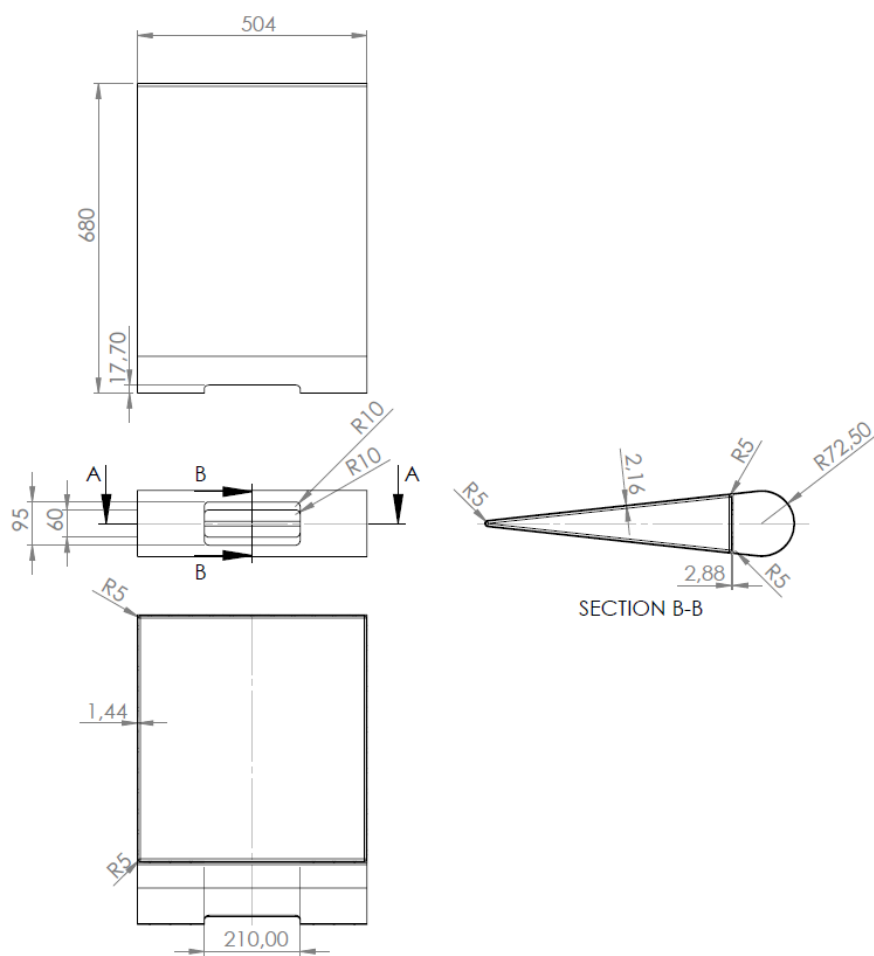


Figura 3.3-2 – Desenho 2D do demonstrador de processo.



Figura 3.3-3 - Representação 3D do demonstrador de processo a produzir

3.3.2. Laminado

O demonstrador de processo é constituído por 3 empilhamentos principais. Numa primeira fase são empilhadas as primeiras 4 camadas em torno de todas as faces do molde interno, correspondente ao caixão. Este empilhamento integra parte da longarina, das *ribs* e do revestimento. O segundo enrolamento, composto por um empilhamento igual ao do caixão, é enrolado em torno do bordo de ataque e integra parte da longarina, do bordo de ataque e do revestimento. O último enrolamento, constituído por 2 camadas e designado de enrolamento exterior, une os 2 empilhamentos anteriores e complementa o laminado correspondente ao revestimento da superfície de controlo. Na interface entre enrolamentos é colocado um *filler* (*braid* de fibra de carbono) customizado para a área a completar.

Na Figura 3.3-4 e Figura 3.3-5. são apresentadas de forma explícita os empilhamentos (localização, número de camadas e espessura final) e *fillers* (localização).

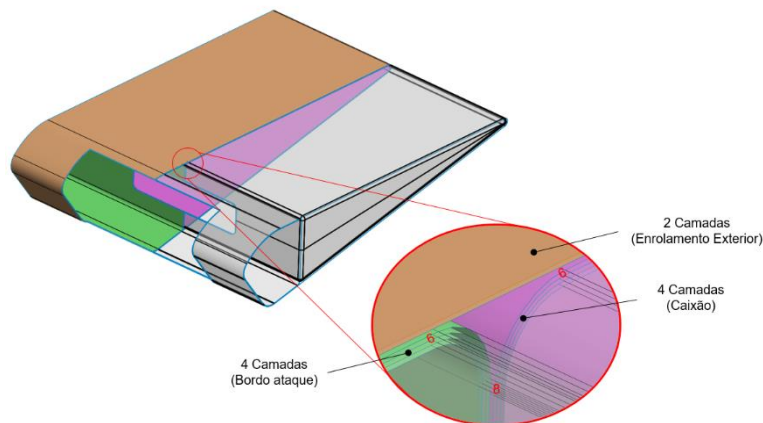


Figura 3.3-4 - Empilhamento dos diferentes laminados do demonstrador

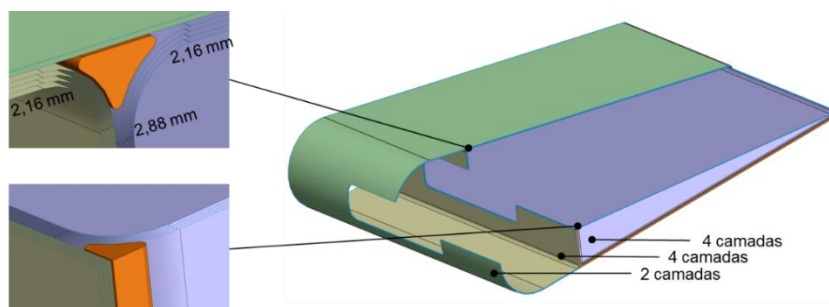


Figura 3.3-5 - Espessuras e posição dos *fillers* no demonstrador

Tendo em conta as diferenças de permeabilidade entre reforços de arquitetura *woven* e NCF, e o elevado interesse na comparação entre o material selecionado (M4) e o material de referência (M0) utilizado pela Embraer na produção de alguns componentes por moldação líquida, foi considerada a produção de 2 demonstradores, constituídos pelos laminados detalhados nas tabelas abaixo (Tabela 3.3-1 e Tabela 3.3-2).

Tabela 3.3-1 - Laminação com Material M0.

Camada	Laminação	Arquitetura Reforço	Espessura	Orientação
Camada 1	Caixão	Woven	0,36 mm	(+45/-45)
Camada 2	Caixão	Woven	0,36 mm	(0/90))
Camada 3	Caixão	Woven	0,36 mm	(+45/-45)
Camada 4	Caixão	Woven	0,36 mm	(+45/-45)
Camada 5	Bordo de ataque	Woven	0,36 mm	(+45/-45)
Camada 6	Bordo de ataque	Woven	0,36 mm	(0/90))
Camada 7	Bordo de ataque	Woven	0,36 mm	(+45/-45)
Camada 8	Bordo de ataque	Woven	0,36 mm	(+45/-45)
Camada 9	Exterior	Woven	0,36 mm	(0/90))
Camada 10	Exterior	Woven	0,36 mm	(+45/-45)

Tabela 3.3-2 - Laminação com Material M4.

Camada	Laminação	Arquitetura Reforço	Espessura	Orientação
Camada 1	Caixão	NCF	0,36 mm	(+45/-45)
Camada 2	Caixão	NCF	0,36 mm	(0/90))
Camada 3	Caixão	NCF	0,36 mm	(+45/-45)
Camada 4	Caixão	NCF	0,36 mm	(+45/-45)
Camada 5	Bordo de ataque	NCF	0,36 mm	(+45/-45)
Camada 6	Bordo de ataque	NCF	0,36 mm	(0/90))
Camada 7	Bordo de ataque	NCF	0,36 mm	(+45/-45)
Camada 8	Bordo de ataque	NCF	0,36 mm	(+45/-45)
Camada 9	Exterior	NCF	0,36 mm	(0/90))
Camada 10	Exterior	NCF	0,36 mm	(+45/-45)

3.4. Simulação do processo

A simulação do processo de enchimento do componente demonstrador foi possível recorrendo ao método FECV. Neste capítulo, serão descritas as várias etapas necessárias à constituição do modelo representativo do componente demonstrador de processo.

A modelação do componente sólido foi realizada com recurso ao software SolidWorks 2018 (Dassault systemes). A posterior análise numérica, pelo método FECV, foi possível a partir do software PAM RTM (ESI).

Com vista à obtenção de propriedades específicas dos materiais, necessárias à simulação do processo, realizaram-se ensaios de viscosidade à matriz e ensaios de permeabilidade ao reforço.

3.4.1. Caracterização matriz e reforço

3.4.1.1. Ensaio de viscosidade

A determinação da viscosidade da resina a ser utilizada no demonstrador de processo (R1 - epóxido mono-componente) foi determinada através de uma análise reológica. O resultado é da análise reológica é apresentado na Figura 3.4-1.

Todas as medições foram realizadas com o equipamento DHR-2 *rheometer* (TA Instruments) em pratos paralelos (25 mm diâmetro) e com um afastamento de 1000 μm . O ensaio consistiu num varrimento com taxas de corte variando entre 1 e 100 s^{-1} e a diferentes temperaturas (30 e 100 $^{\circ}\text{C}$).

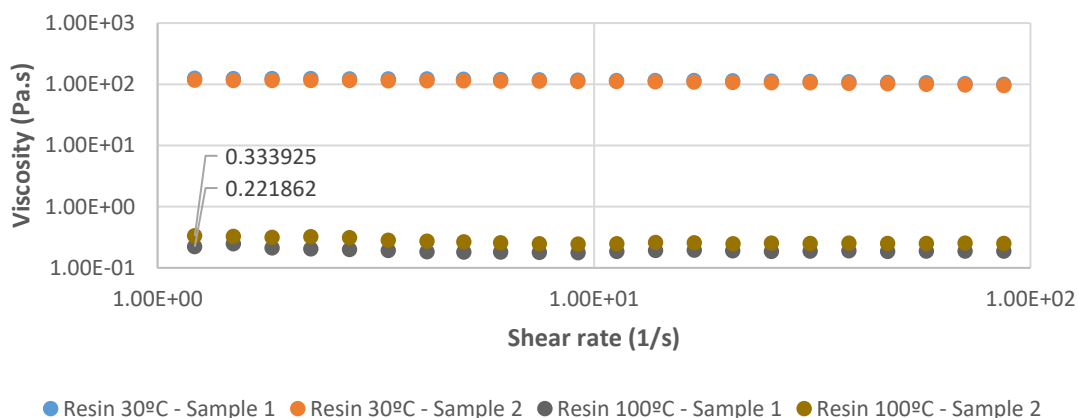


Figura 3.4-1 - Resultados caracterização reológica.

A viscosidade da resina de epóxido utilizada mostra um comportamento não dependente da taxa de corte, indicativo de um fluido newtoniano [103]. Como expectável, é também possível observar a redução da viscosidade em 2 ordens de

magnitude [103] quando a resina é aquecida de 30 para 100 °C , correspondendo à temperatura ideal para o processamento do material segundo a ficha técnica.

Considerando que durante a injeção as taxas de corte aplicadas ao material são mínimas (aproximadamente 1 s^{-1}), admitiu-se como valor de referência de viscosidade a média do valor obtido experimentalmente, de 0,277 Pa·s.

3.4.1.2. Ensaio de permeabilidade

Para a determinação dos valores de permeabilidade no plano (K_x e K_y) e através da espessura (K_z), necessários para a simulação de processo, foi utilizado o equipamento EASYPERM[®] desenvolvido pelo *Institut de Soudure*. Este equipamento permite realizar injeções a pressão constante, monitorizando a evolução da pressão em diferentes localizações do molde. A permeabilidade é posteriormente calculada recorrendo à lei de Darcy.

Foram utilizadas 2 estratégias diferentes de injeção (Tabela 3.4-1). Os *setups* utilizados encontram-se apresentados na Figura 3.4-2 e Figura 3.4-3.

Tabela 3.4-1 - Estratégias de injeção utilizadas na medição de permeabilidade.

Estratégia	Descrição	Medição
A	Injeção central a pressão constante	K_x e K_y
B	Injeção unidirecional pela espessura a pressão constante	K_z

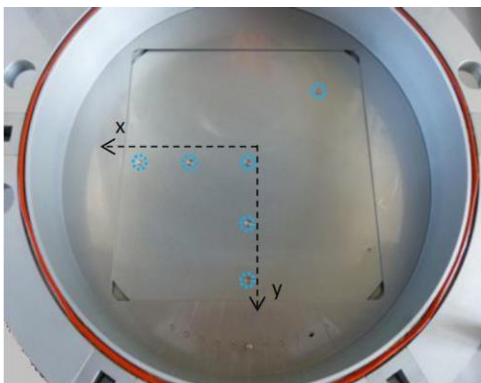


Figura 3.4-2 – Setup de medição da permeabilidade, estratégia A.

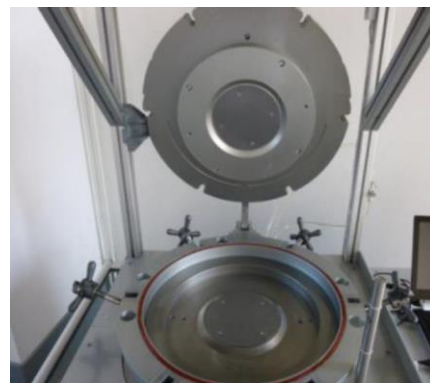


Figura 3.4-3 - Setup de medição da permeabilidade, estratégia B.

O equipamento utilizado não permite a medição de permeabilidade de laminados ou camadas com espessura inferior a 1 mm pelo que, dada a espessura de 0,36 mm por camada, não foi possível determinar a permeabilidade por camada. Em alternativa foram empregues 2 empilhamentos diferentes, um primeiro que corresponde à laminação do bordo de ataque e do caixão traseiro, e um segundo correspondente ao

laminado total do componente. Para cada laminado foram realizados ensaios a 30 e 55% volume de fibra (para medição da permeabilidade no plano) e 30 e 60% de volume de fibra (para medição da permeabilidade através da espessura). Cada configuração foi ensaiada 4 vezes, sendo que os empilhamentos para a estratégia A têm a dimensão de 310×310 mm e para a estratégia B de Ø250 mm. As tabelas seguintes (Tabela 3.4-2, Tabela 3.4-3 e Tabela 3.4-4) apresentam as configurações anteriormente descritas.

Tabela 3.4-2 - Configurações ensaios de permeabilidade.

Nº da Camada	Configuração 1 e 3 (6 camadas)	Configuração 2 e 4 (4 camadas)
1	-/+ 45	+/- 45
2	90/0	-/+ 45
3	-/+ 45	90/0
4	+/- 45	-/+ 45
5	0/90	-
6	+/- 45	-

Tabela 3.4-3 - Parâmetros das configurações para as medições de permeabilidade no plano.

Reforço	Amostra	% V _f	Nº Camadas	Orientação	Espessura
Configuração 1	1 a 4	30	6	0° em X	4,45 mm
Configuração 2	9 a 12	30	4	0° em X	3,00 mm
Configuração 3	17 a 20	55	6	0° em X	2,40 mm
Configuração 4	25 a 28	55	44	0° em X	1,60 mm

Tabela 3.4-4 - Parâmetros das configurações para as medições de permeabilidade através da espessura.

Reforço	Amostra	% V _f	Nº Camadas	Orientação	Espessura
Configuração 1	5 a 8	30	6	-	4,45 mm
Configuração 2	13 a 16	30	4	-	3,00 mm
Configuração 3	21 a 24	55	6	-	2,25 mm
Configuração 4	29 a 32	55	44	-	1,50 mm

O resumo dos resultados obtidos experimentalmente encontra-se na Tabela 3.4-5.

Tabela 3.4-5 – Resultados experimentais dos ensaios de permeabilidade.

Referência	V _f [%]	K _x [m ²]	K _y [m ²]	K _z [m ²]
Configuração 1 6 camadas	30	5,6E-10	4,2E-10	2,4E-12
Configuração 2 4 camadas	30	2,2E-10	2,0E-10	1,8E-12
Configuração 3 6 camadas	55	5,5E-12	6,3E-12	4,0E-13
Configuração 4 4 camadas	55	7,4E-12	6,0E-12	5,3E-13

As permeabilidades do laminado correspondentes ao enrolamento exterior (2 camadas) foram determinadas analiticamente através das equações de homogeneização presentes no PAM RTM:

$$K_x \text{ e } K_y \quad K_{avg} = \frac{\sum_{i=1}^n k_i h_i}{\sum_{i=1}^n h_i} \quad (11)$$

$$K_z \quad K_{avg} = \frac{\sum_{i=1}^n h_i}{\sum_{i=1}^n \frac{h_i}{k_i}} \quad (12)$$

Em que:

k_{avg} = Permeabilidade homogeneizada; h = Espessura da camada; k = Permeabilidade da camada

Os resultados obtidos encontram-se na Tabela 3.4-6.

Tabela 3.4-6 - - Resultados de permeabilidade para a configuração 3.

Referência	V _f [%]	K _x [m ²]	K _y [m ²]	K _z [m ²]
Configuração 3 2 camadas	30	1,24E-9	8,6E-10	7,2E-12
	60	1,70E-12	6,90E-12	2,68E-13

3.4.2. Geometria

A geometria do demonstrador, considerada no âmbito da simulação, apresenta simetria em 2 planos centrais. Assim, é possível simplificar o modelo recorrendo apenas a um quarto do componente.

Com vista à representação das variações de permeabilidade e fenómenos frequentemente encontrados no processo de RTM, o componente foi seccionado em 8 peças diferentes, das quais 4 representam os empilhamentos da fibra de reforço, 2 correspondem aos *fillers* (cordão em fibra de carbono que preenche as zonas vazias entre diferentes empilhamentos) e, por fim, 2 peças que correspondem à modelação das folgas entre as laterais da peça e o molde, designadas por canais rápidos. A Figura 3.4-4 identifica os componentes anteriormente descritos.

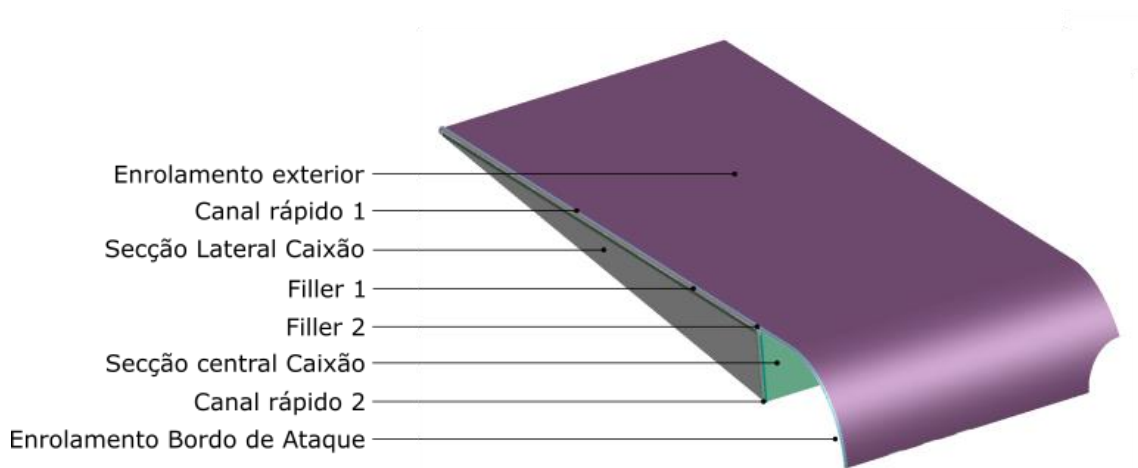


Figura 3.4-4 – Componentes para a simulação de processo.

3.4.3. Modelo constitutivo

Os valores das constantes de permeabilidade utilizadas no modelo foram obtidos por método experimental, calculados segundo a secção 3.4.1.2 e fornecidos pelos produtores do material dependendo da secção em questão.

O fluxo de resina em canais rápidos é dependente da geometria, uma vez que o perfil de velocidade é diferente para cada geometria de canal, alterando por consequência a permeabilidade do meio. Sendo a forma do canal rápido gerado nas extremidades do componente impossível de prever, esta foi aproximada a uma secção quadrada constante de altura e largura igual a 1 mm. Assim, recorrendo à equação 13 [104] foi determinado um valor de $k_c = 8,18 \cdot 10^{-8} m^2$, correspondente às 2 direções principais.

$$K_c = \frac{h_c^2}{12} \left(1 - \frac{192}{\pi^2 w} \sum_{i=1,2,3}^{\infty} \frac{1}{i^5} \tanh \left(i \frac{\pi w}{2h} \right) \right) \quad (13)$$

Em que:

K_c = Permeabilidade do canal rápido; h_c = Altura do canal; w = Largura do canal.

Dada a particularidade do reforço e do método de ensaio, a permeabilidade dos *fillers* foi enviada pelo fornecedor do material, e toma os seguintes valores:

- $k_{x_{filler}} = 2 \cdot 10^{-12} \text{ m}^2$
- $k_{y_{filler}} = 7 \cdot 10^{-11} \text{ m}^2$
- $k_{z_{filler}} = 7 \cdot 10^{-11} \text{ m}^2$

Para as propriedades dos reforços foi utilizada a permeabilidade do empilhamento constituído por 6 camadas de reforço com um volume de fibra de 55%, determinados anteriormente na secção 3.4.1.2.

- $k_{x_6} = 5,5 \cdot 10^{-12} \text{ m}^2$
- $k_{y_6} = 6,3 \cdot 10^{-12} \text{ m}^2$
- $k_{z_6} = 4,0 \cdot 10^{-13} \text{ m}^2$

Embora tenham sido determinadas as permeabilidades para os laminados correspondente às secções nas quais o modelo foi dividido, foi identificado que, quando são utilizados valores de permeabilidade de camadas consideravelmente diferentes, o *software* não permite a homogeneização do laminado. Assim, optou-se pela utilização do valor de permeabilidade correspondente ao empilhamento predominante no componente, ou seja, 6 camadas.

Para o modelo constitutivo da simulação não foram considerados efeitos térmicos nem cinética de cura da matriz, presentes no decorrer da simulação. Foi considerada a viscosidade da matriz constante à temperatura de 100 °C, determinada experimentalmente e descrita na secção 3.4.1.1, tomando o valor de 0,2 Pa.s.

3.4.4. Malha

Para o processamento da malha de elementos finitos foi utilizado o módulo processador de malha Visual Mesh 13.5.1, presente no *software* PAM-Composites (ESI). Este *software* gera a malha através de um processo automatizado, nos quais são incluídos os passos representados na Figura 3.4-5, tendo como dados de entrada a geometria, dimensão mínima do elemento e o nível de simplificação geométrico permitido.

Na simulação realizada foi considerado um nível de simplificação mínimo da geometria e uma dimensão máxima de elemento de 1,6 mm, valor correspondente ao máximo admissível pelo *software* para processamento da malha, dada a geometria das secções identificadas anteriormente.

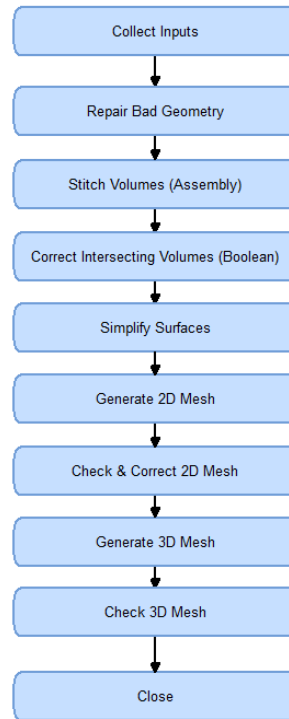


Figura 3.4-5 - Passos do processo automatizado de geração de malha.

Pretendeu-se modelar o processo de RTM analisando o fluxo de resina nas 3 dimensões, pelo que o *software* de cálculo impõe a utilização de elementos 3D tetraédricos. As propriedades da malha obtida, com um total de 7.281.277 elementos, bem como a respetiva análise de qualidade, podem ser consultadas na Tabela 3.4-7.

Tabela 3.4-7 - Propriedades e qualidade da malha obtida.

Mesh Quality	On/Off	Value	No. Violated (%)	Min Val	Max Val
Min Edge Length	ON	0.1	0 (0.00 %)	0.1197	1.616
Max Edge Length	ON	5	0 (0.00 %)	0.4904	3.879
Max Aspect Ratio	ON	8	38 (0.00 %)	1.081	12.858
Min Hexa Face Angle	ON	45	Not Checked	-	-
Max Hexa Face Angle	ON	135	Not Checked	-	-
Min Tetra/Penta Face Angle	ON	10	432 (0.01 %)	3.539	56.03
Max Tetra/Penta Face Angle	ON	150	58293 (0.80 %)	62.802	164.45
Max Face Warp	ON	8	Not Checked	-	-
Min Face Taper	ON	0.7	0 (0.00 %)	0.75	0.75
Max Face Skew	ON	75	366 (0.01 %)	5.08	84.221
Min Jacobian	ON	0.7	0 (0.00 %)	1	1
Tetra Collapse	ON	0.05	0 (0.00 %)	0.06934	0.8065
Tetra Aspect Ratio	ON	8	38 (0.00 %)	1.081	12.858
Tetra Radii Ratio	ON	0.1	432 (0.01 %)	0.03237	0.9961
Total Violated	-	-	58586 (0.80 %)	-	-

Nas figuras seguintes (Figura 3.4-6 e Figura 3.4-7) é apresentada a configuração da malha obtida, bem como um detalhe na zona de interface.



Figura 3.4-6 - Representação isométrica da malha utilizada no modelo numérico.

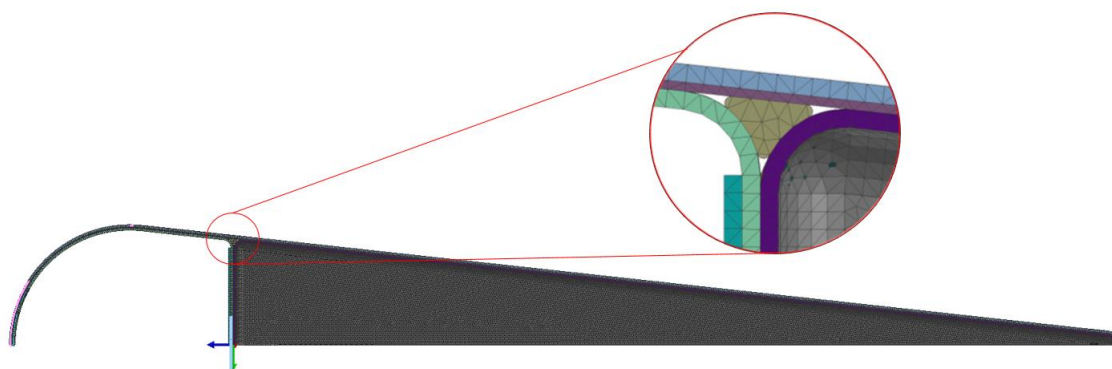


Figura 3.4-7 - Detalhe da malha na zona de interface entre varias secções.

3.4.5. Condições fronteira

As condições fronteira aplicadas, que caracterizam o processo de enchimento, correspondem à aplicação de uma pressão de injeção de 15 bar no ponto de injeção, e uma pressão absoluta de 50 mbar nas áreas representativas dos canais de vácuo (*vents*).

Na Figura 3.4-8 é apresentada a localização do ponto de injeção.

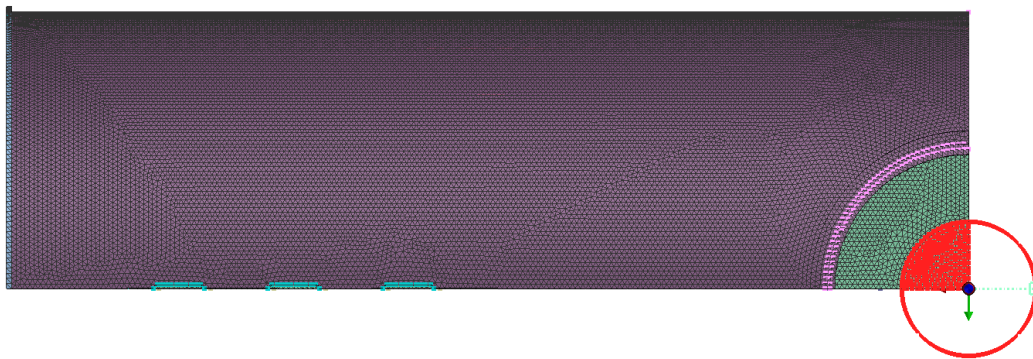


Figura 3.4-8 - Localização do ponto de injeção.

Os canais de vácuo foram distribuídos ao longo do bordo de ataque e do bordo de fuga, como se pode observar na Figura 3.4-9 e Figura 3.4-10.

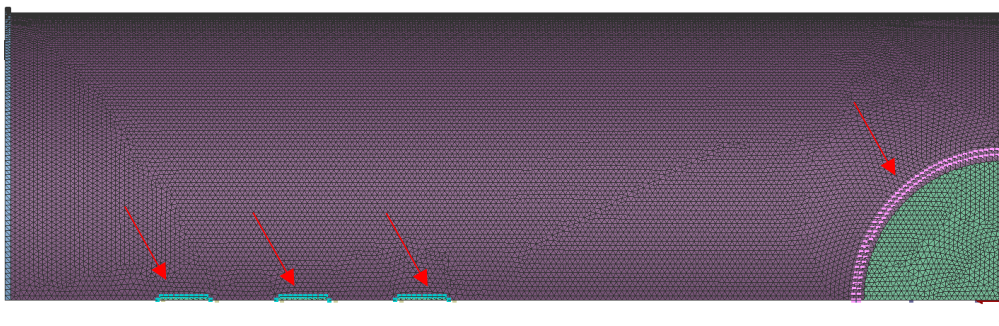


Figura 3.4-9 - Canais de vácuo no bordo de ataque.

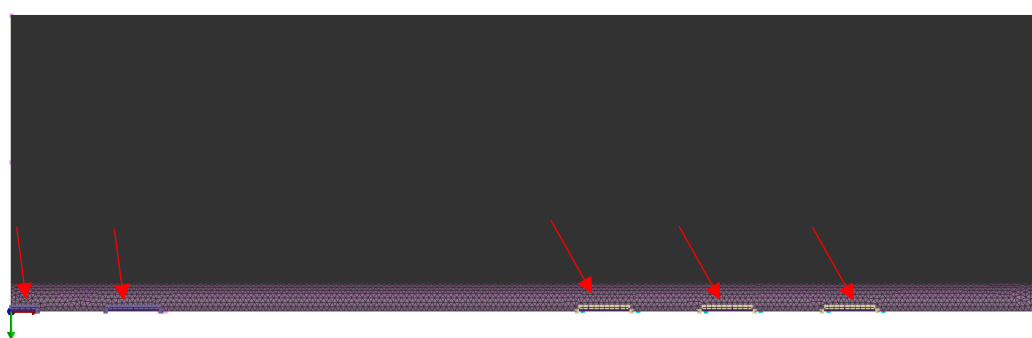


Figura 3.4-10 - Canais de vácuo no bordo de fuga.

Com o intuito de aumentar a rigidez da simulação, tendo em vista o processo real, foram aplicados *triggers* em todos os *vents* que permitem o fecho independente de cada um dos canais de saída, após a saída de um volume de resina de $5 \cdot 10^{-4} \text{ m}^3$. Este é um procedimento utilizado frequentemente, baseado na experiência, na produção de componentes pelo processo de RTM.

A localização, quantidade e dimensões dos canais de saída e do ponto de injeção, correspondem à melhor configuração obtida, no que diz respeito à performance de enchimento, após a realização de várias simulações e iterações à configuração das condições fronteira. As configurações iteradas incluem: Injeção no bordo de ataque com *vents* na longarina e bordo de fuga; injeção no bordo de fuga com *vents* na longarina e bordo de ataque; e alteração das posições e forma dos *vents* para as várias configurações descritas anteriormente.

3.4.6. Resultados

A observação da Figura 3.4-11 permite constatar que, com a modelação de canais rápidos e variações locais na permeabilidade, se obtém um padrão de enchimento previsível, isto é, a resina inicia o enchimento de forma uniforme ao longo da longarina, acelerando nas laterais correspondentes aos canais rápidos. O correto posicionamento dos canais de saída garante que não existe a formação de zonas secas durante o enchimento.

Nas condições utilizadas para o processamento do demonstrador é expectável um tempo de enchimento de aproximadamente 90 segundos.

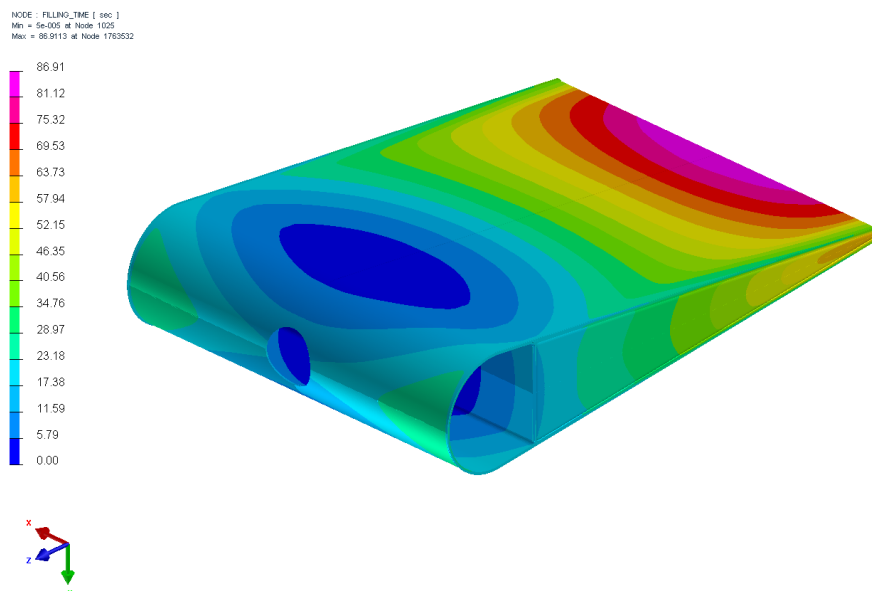


Figura 3.4-11 - Tempo e padrão de enchimento.

Na Figura 3.4-12 é apresentado o histórico da resina injetada. Este tipo de informação permite prever quais as zonas nas quais se iniciará a cura do componente, uma vez que a resina injetada numa primeira fase está sujeita durante um maior período de tempo ao acréscimo de temperatura do molde.

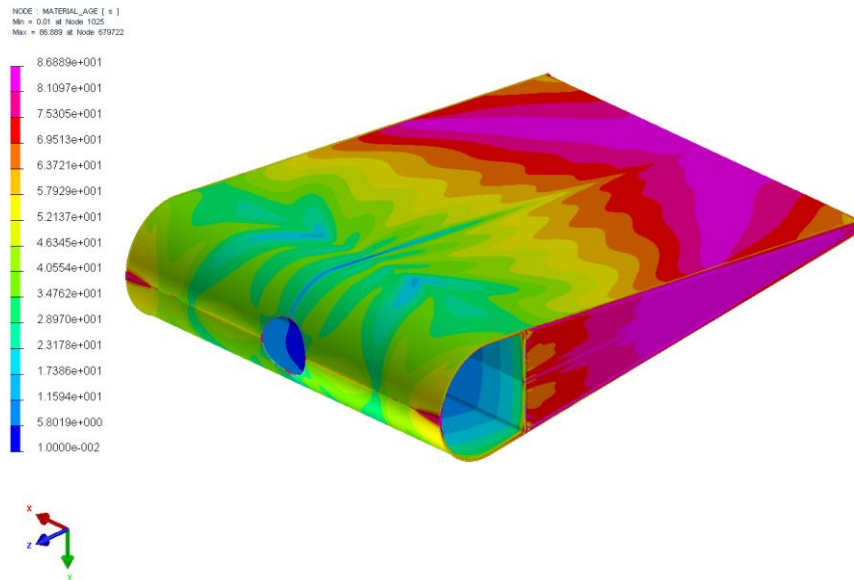


Figura 3.4-12 – Histórico da resina injetada.

Pela análise da Figura 3.4-13 é possível avaliar o valor de resina injetada ao longo de todo o enchimento, bem como a resina perdida no processo. O facto de existir uma quantidade de desperdício considerável deve-se à necessidade de ter que se deixar fluir alguma da resina para o exterior de modo a minimizar algum ar que possa ter eventualmente ficado aprisionado no interior da resina no início da injeção, dada a instabilidade do arranque do processo.

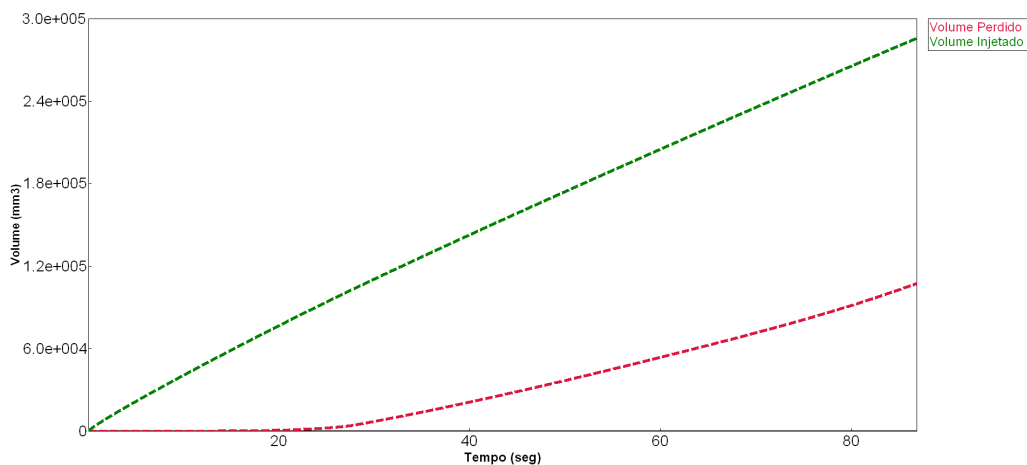


Figura 3.4-13 - Volume de resina injetado e perdido ao longo do tempo de enchimento.

3.5. Molde

Os moldes para injeção de resina podem adotar diversas formas, podendo ser bipartidos, tripartidos ou com elevado número de peças. A necessidade de produzir componentes com elevadas características estruturais e estéticas obriga a ferramentas com um elevado número de partições e, conseqüentemente, um molde bastante complexo.

Inicialmente, considerou-se projetar um molde bipartido, simplificando a produção e manuseamento do molde (abertura e fecho). Porém, esta solução apresentava alguns inconvenientes, como por exemplo: o arrastamento da fibra, o esmagamento de fibras nos planos de partição (originando folgas, como demonstrado na Figura 3.5-1), problemas na instrumentação e obrigatoriedade de utilizar postigos para os canais de saída com geometria complexa.

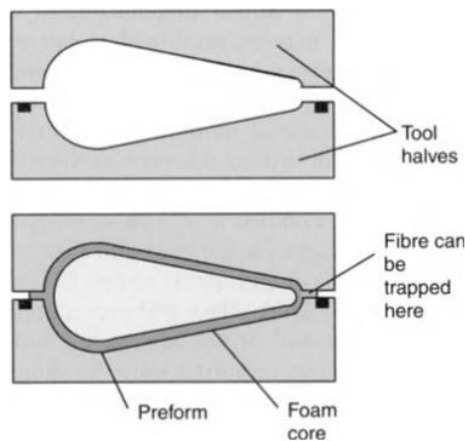


Figura 3.5-1 - Molde bipartido com plano de partição perpendicular [105].

Uma pesquisa sobre moldes, utilizados para injeção de resina com vista à obtenção de geometrias semelhantes ao demonstrador, revelou a necessidade de utilizar planos de partição em ângulo (Figura 3.5-2) e com maior número de partições.

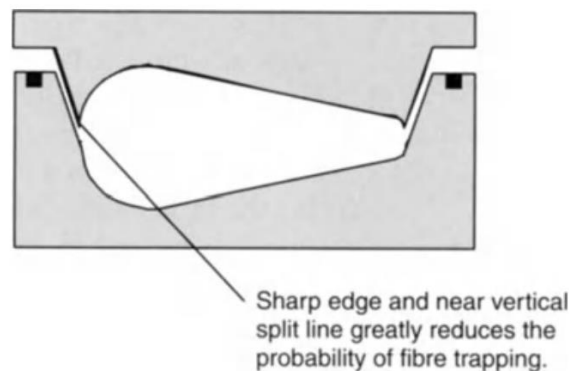


Figura 3.5-2 - Molde bipartido com plano de partição em ângulo [105].

O recurso a moldes com elevado número de partições e partições em ângulo aumenta consideravelmente o custo da ferramenta, no entanto, a qualidade proveniente deste tipo de soluções geralmente traduz-se numa considerável redução do número de componentes rejeitados [105].

Dada a complexidade do demonstrador a produzir, essencialmente devido ao requisito imposto inicialmente, produção de um componente numa solução *one-shot*, foi necessário desenvolver não só um molde exterior, mas também encontrar soluções para a moldação do interior do componente. Os subcapítulos seguintes explicam sucintamente as soluções implementadas.

3.5.1. Molde exterior

O molde projetado é constituído por 6 peças moldantes, cinco posições de vácuo e um posição para a injeção de resina. Na Figura 3.5-3 é apresentada a vista explodida com a respetiva legenda de todos os componentes da ferramenta.

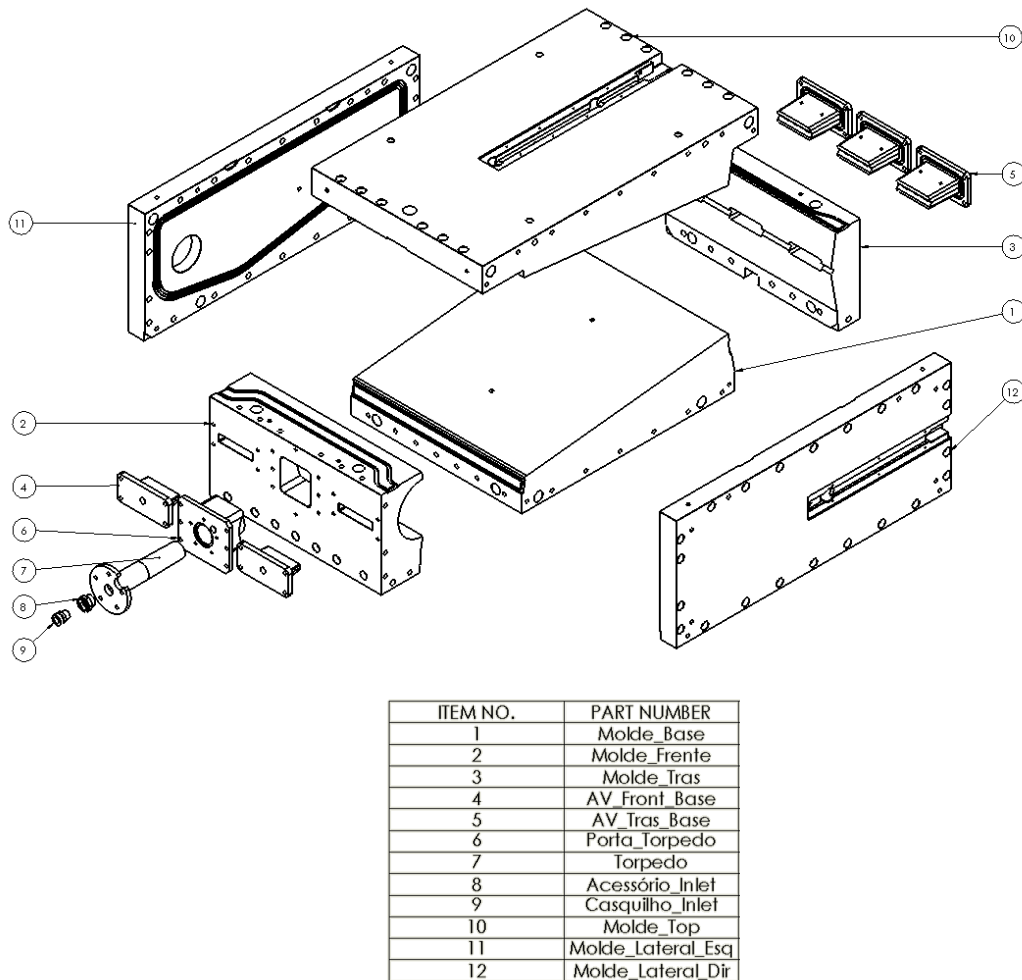


Figura 3.5-3 - Vista explodida do molde exterior do demonstrador.

Os componentes através dos quais se dá a passagem de resina necessitam de um design que permita fácil desmoldação e limpeza. Assim, para os postigos de vácuo foi desenvolvida uma solução constituída por 3 componentes desmontáveis, providos de ângulo de saída em todas as faces de contato com a resina. A Figura 3.5-4 apresenta a solução implementada.

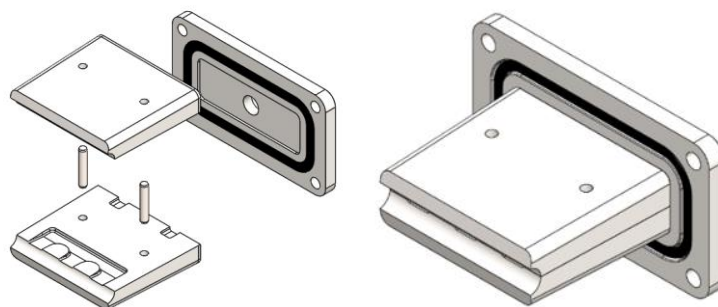


Figura 3.5-4 - Postigos para aplicação de vácuo e saída de resina.

Relativamente ao postigo de injeção, este foi dividido em duas partes, Figura 3.5-5, assegurando assim uma montagem e maquinação mais simples.

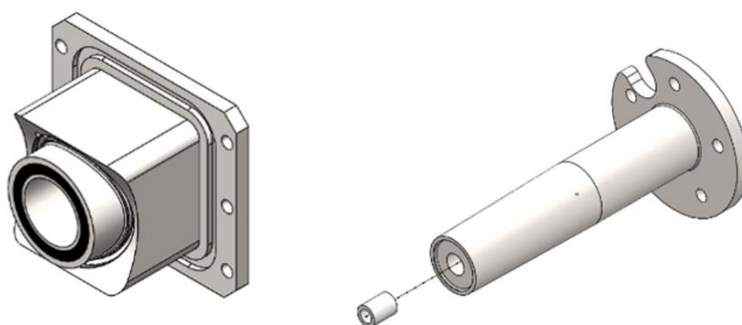


Figura 3.5-5 - Postigo de injeção de resina.

Dada a injeção se dar a partir da longarina, o acessório de injeção necessitou de ser rigorosamente projetado de modo a cumprir com a sua função. Na Figura 3.5-6 é possível compreender o posicionamento do canal de injeção, bem como as dificuldades associadas ao seu posicionamento.

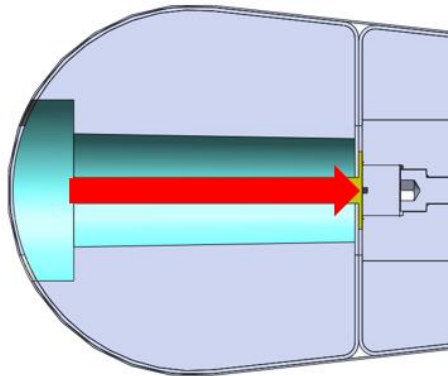


Figura 3.5-6 - Canal para o postíço de injeção.

Para facilitar a limpeza, este componente tem um furo passante para posterior aplicação de um tubo termoplástico, no qual a resina flui sem entrar em contato com o metal. Assim, no fim do processo de injeção basta remover o tubo com a resina curada e o acessório de injeção encontra-se limpo.

Dado o elevado número de componentes necessário para a produção do molde e a necessidade de garantir vedação ao longo de todo o processo, foi desenvolvido um complexo sistema de vedação, apresentado na Figura 3.5-7.

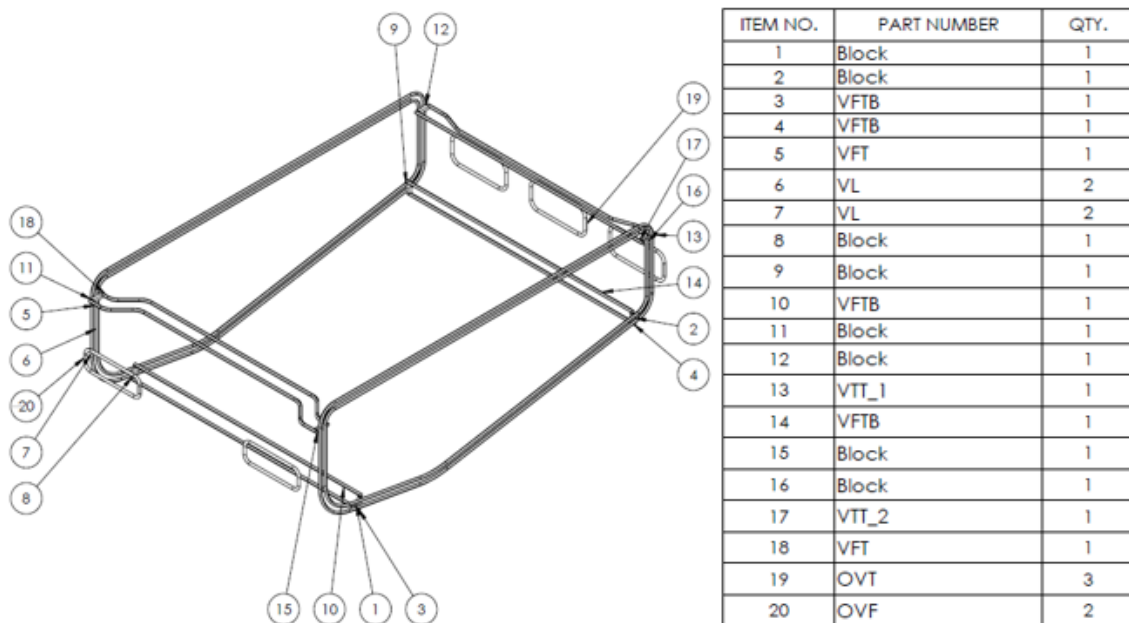


Figura 3.5-7 - Sistema de vedação do molde.

Com o intuito de prevenir possíveis danos durante a montagem e a desmontagem do molde, aplicou-se um sistema de alinhamento mecânico entre todos os componentes. O sistema de alinhamento é constituído por 14 pares de *interlocks* (14 machos e 14 fêmeas) (Figura 3.5-8).

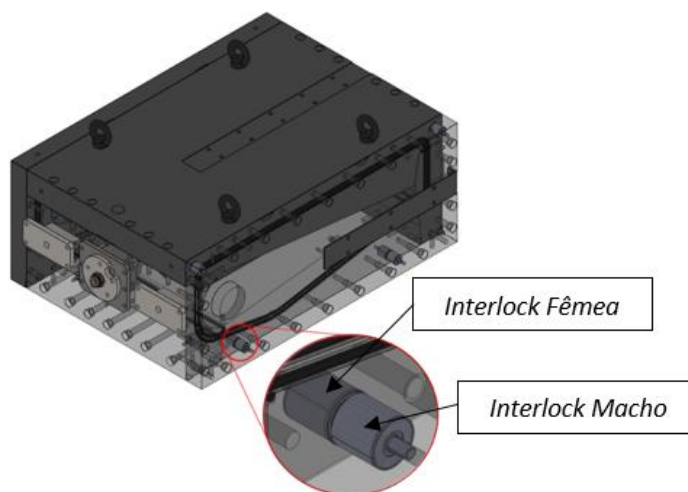


Figura 3.5-8 - Sistema de alinhamento do molde.

Embora a produção do componente preveja a aplicação de desmoldantes em todos os subcomponentes do molde, antecipando-se alguma dificuldade na desmoldação dos componentes, foram colocados entalhes e furação específicas para a abertura do molde (Figura 3.5-9).

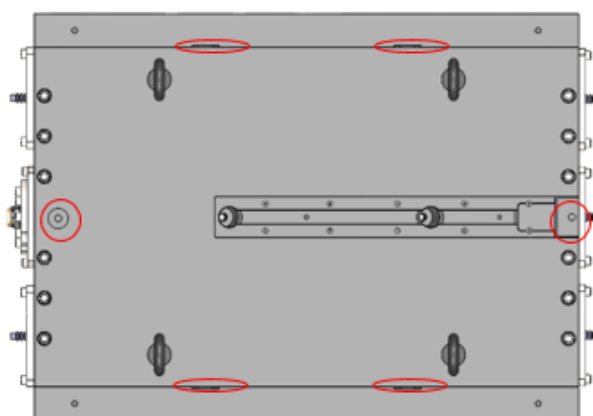


Figura 3.5-9 - Localização dos extratores e cavidades de alavancagem.

Com vista à posterior correlação de resultados entre a simulação e a produção do componente, procedeu-se à instrumentação do molde, pela aplicação de 6 sensores de

pressão. A localização dos sensores encontra-se representada na Figura 3.5-10 e Figura 3.5-11.

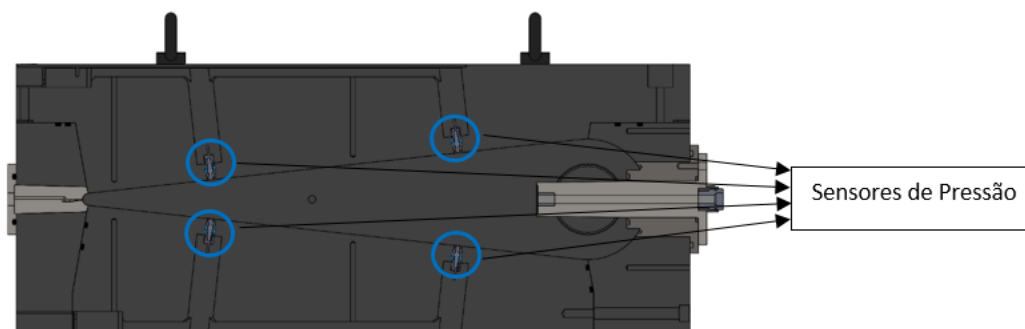


Figura 3.5-10 - Localização dos sensores de pressão nas zonas correspondentes aos revestimentos no intradorso e extradorso.

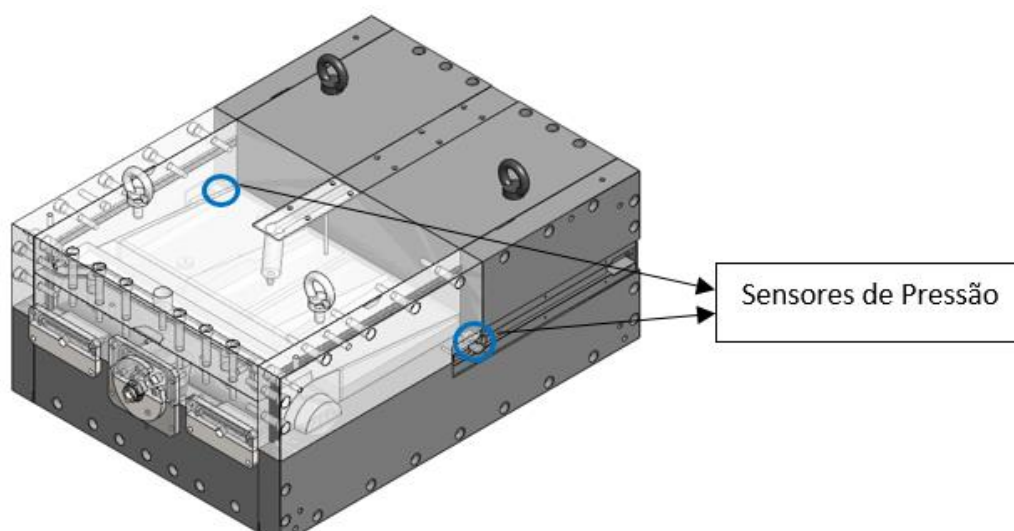


Figura 3.5-11 - Localização dos sensores de pressão nas zonas correspondentes às ribs.

Durante a execução do projeto do molde, foram previstas zonas maquinadas para introdução de termopares, permitindo o controlo da temperatura de processamento e cura (Figura 3.5-12 e Figura 3.5-13).

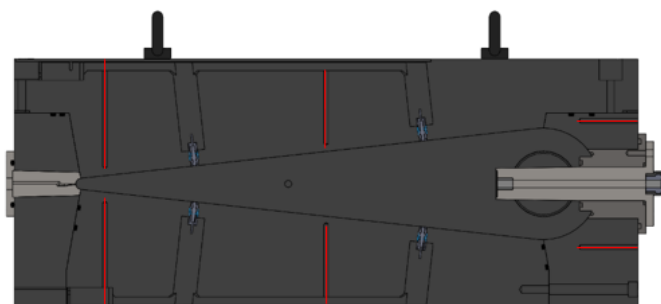


Figura 3.5-12 - Localização dos termopares nas zonas correspondentes aos revestimentos no intradorso e extradorso e bordo de ataque.

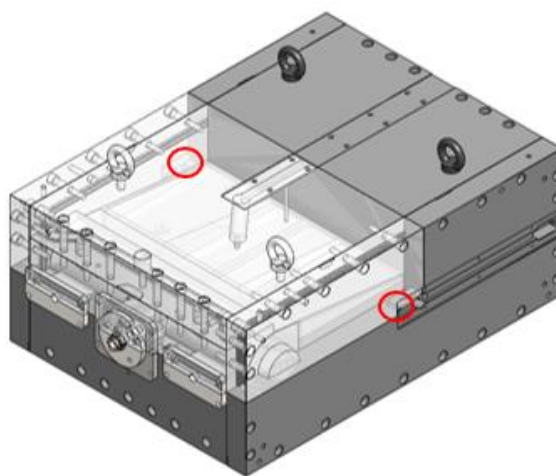


Figura 3.5-13 - Localização dos termopares nas zonas correspondentes às ribs.

3.5.2. Molde interno

A abordagem a adoptar para o tipo de molde interno a aplicar obrigou a uma extensa pesquisa quanto às soluções aplicadas na indústria.

Optou-se pela selecção de duas soluções diferentes para a ferramenta de moldação interna, pois ambas demonstravam potencial, embora com diferente valências, pelo que se poderia avaliar após produção do demonstrador qual a mais vantajosa:

- solução colapsável em poliamida reforçada com fibra de vidro;
- solução em areia solúvel.

Ambas as soluções desenvolvidas são compostas por bordo de ataque e caixão.

A solução colapsável é composta por um bloco maquinado em poliamida correspondente ao bordo de ataque e um conjunto de 12 blocos em poliamida (Figura 3.5-14).

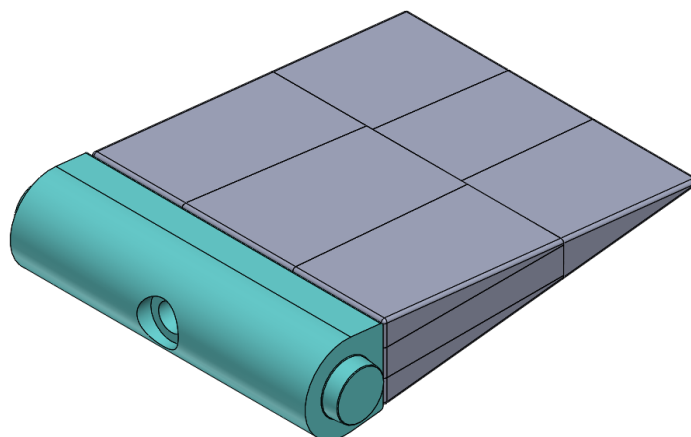


Figura 3.5-14 - Molde interno do bordo de fuga e molde interno do caixão colapsável.

Os 12 blocos em poliamida reforçada são montados e fixos através de guias maquinadas em cada uma das peças (Figura 3.5-15), projetadas de forma a serem removidas individualmente pela janela aberta na longarina do demonstrador de processo. Nesta solução foram também utilizados imanes como método de ligação dos componentes (Figura 3.1-16). Este tipo de solução tem como principais vantagens a capacidade de reutilização dos moldes e a elevada compactação do laminado, proporcionada pela expansão do molde interno quando aquecido (dada a diferença do coeficiente de expansão dos materiais do molde interno e externo). É, no entanto, de salientar a dificuldade de maquinar com a precisão necessária este tipo de material, tendo em conta que facilmente são gerados empenos durante a operação de maquinação.

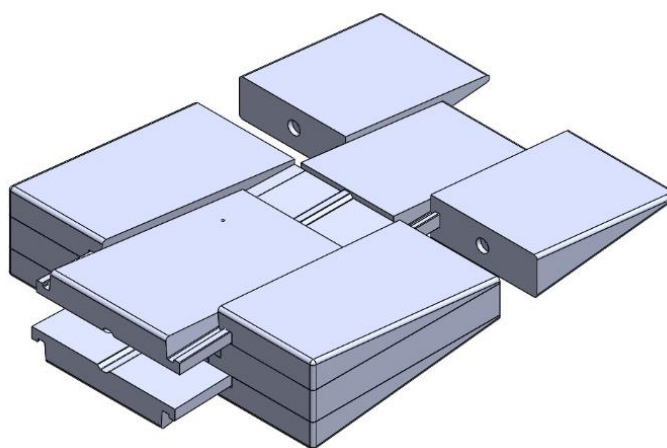


Figura 3.5-15 - Vista do molde interno colapsável com algumas peças deslocadas.

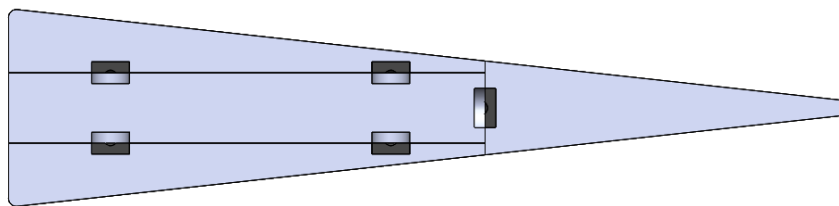


Figura 3.5-16 - Localização dos ímãs utilizados nas ligações magnéticas.

A outra solução projetada corresponde ao molde interno produzido em areias solúveis. Esta solução é composta por apenas dois componentes, um componente para o bordo de ataque e outro para o caixão (Figura 3.5-17).

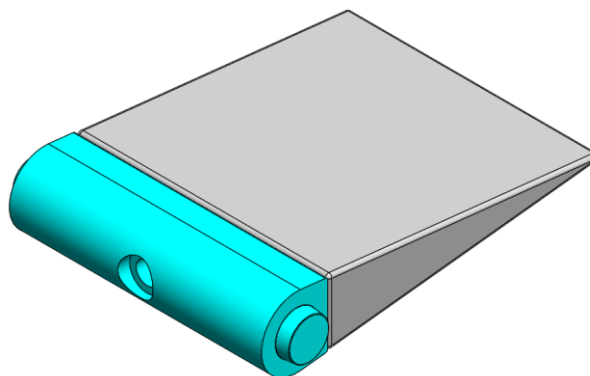


Figura 3.5-17 - Molde interno do bordo de ataque e molde interno do caixão em areia solúvel.

Com este tipo de moldação, pode ser produzida a forma integral do caixão e posteriormente dissolver o material recorrendo a um jato de água, garantindo apenas que são realizadas pequenas furações para remover a areia dissolvida em água. A principal desvantagem deste tipo de moldes prende-se com o facto de serem moldes de sacrifício, e particularmente dispendiosos. Na Figura 3.5-18 é possível observar o molde interno produzido em areia solúvel para o demonstrador de processo.



Figura 3.5-18 - Molde em areia solúvel do demonstrador de processo.

3.5.3. Testes preliminares

No âmbito desta dissertação, foram ainda realizados testes preliminares à produção pelo processo de RTM, ao molde desenvolvido, designadamente: teste de montagem e fecho, vedação, e aquecimento de um componente em material pré impregnado.

Todas as peças maquinadas do molde exterior foram montadas seguindo a ordem previamente definida (Figura 3.5-19), nas instalações da SETsa (Marinha Grande, Portugal), de modo a verificar as folgas de montagem e funcionais. Verificou-se que todos os componentes foram produzidos segundo as especificações.

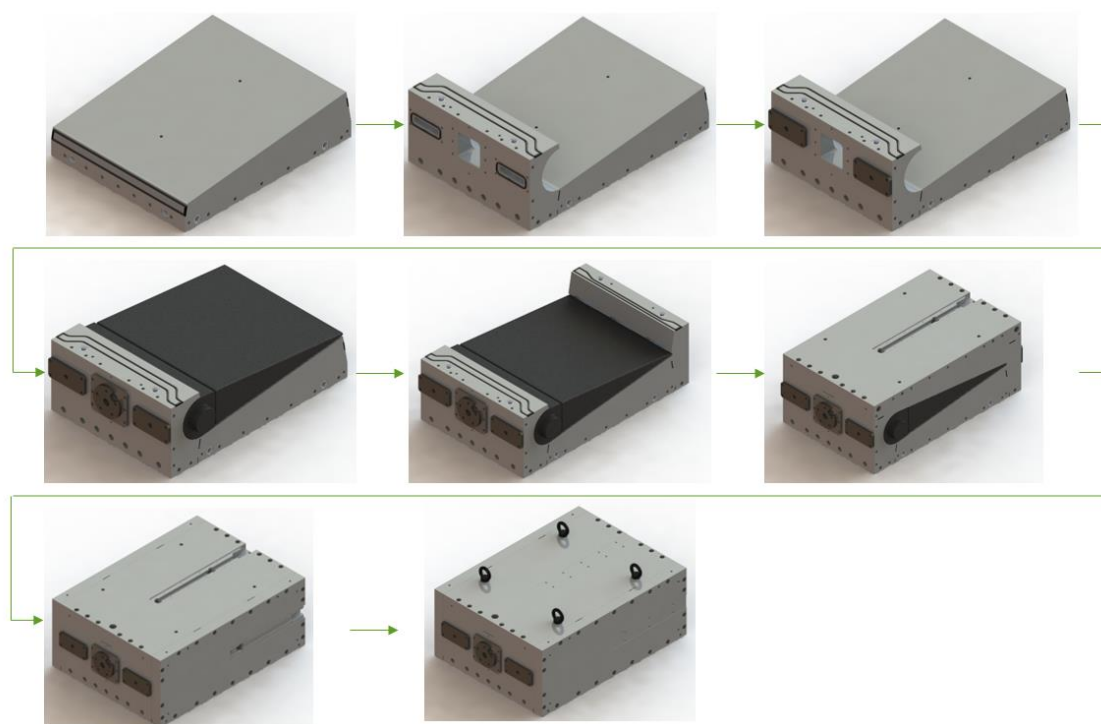


Figura 3.5-19 - Sequência de montagem do molde demonstrador de processo.

Para os testes de aquecimento e vedação foi produzido um componente recorrendo a materiais de reforço pré-impregnados, e utilizados todos os componentes do molde exterior. Como molde interno para o bordo de ataque, foi utilizada a solução em poliamida. Para moldar o interior caixão foi aplicada a técnica *blow molding* (Figura 3.5-20). Foram utilizados os canais de injeção de resina para pressurizar o molde interno do caixão com ar comprimido, a uma pressão de 7 bar. Na Figura 3.5-21 são apresentados os moldes internos anteriormente referidos com o material de reforço laminado.



Figura 3.5-20 - Molde interno para técnica *blow molding* em EPS revestido a membrana.

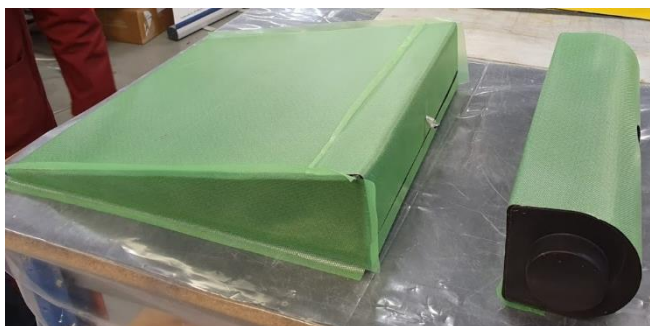


Figura 3.5-21 - Moldes internos após laminação utilizados no teste preliminar.

Para o teste de produção preliminar, o molde foi aquecido recorrendo a pratos quentes com controlo individual de temperatura e com uma potência de 32 kW.

A ferramenta foi monitorizada utilizando dois termopares tipo k e um termómetro digital FLUKE 50D H/J com duas entradas. Os termopares foram aplicados nas furações no bordo de ataque e na moldação superior.

Nesta fase, as cavidades correspondentes aos sensores de pressão foram preenchidas por componentes com a mesma geometria, mas sem capacidade de medição (“*dummies*”).

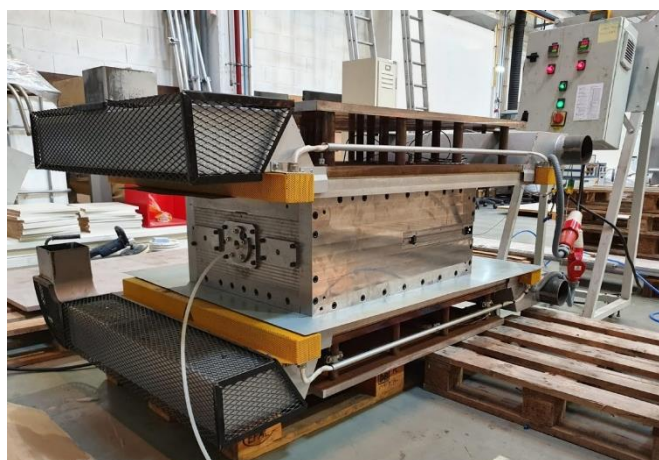


Figura 3.5-22 - Setup do ensaio de aquecimento do molde.

A realização do ensaio preliminar permitiu obter informação relevante para o posterior processamento por RTM, destacando-se:

- O sistema de vedação revelou-se eficiente, garantindo vácuo no interior do molde e impedindo o excesso de resina de sair pelos planos de separação.
- Os postigos para saída de resina (*vents*) comportaram-se como expectável, ou seja, permitiram uma fácil saída de resina pelos respetivos canais, mantendo a

vedação com as gavetas nas quais são montados. É de salientar a fácil limpeza e preparação destes subconjuntos, consequência do design adotado.

- O aquecimento do molde apresentou uma distribuição homogênea, característica extremamente importante durante o processo de cura. Ao longo do período de aquecimento a diferença entre os dois locais de medição nunca ultrapassou os 2 °C.
- As folgas funcionais dimensionadas permitiram a obtenção de um componente com elevada precisão dimensional.
- A solução implementada de partição do molde evita o esmagamento de fibra nos diferentes planos de partição

A Figura 3.5-23 apresenta o setup de teste após desmoldagem do molde de topo e lateral esquerdo.

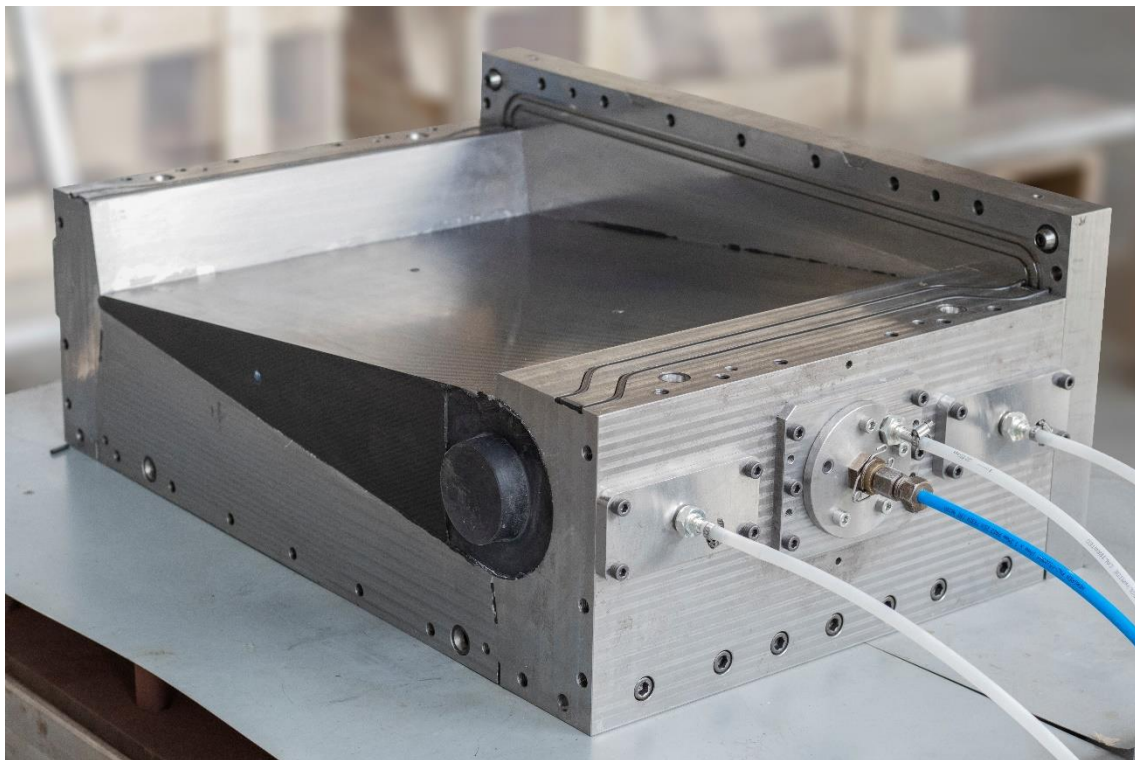


Figura 3.5-23 - Molde produzido com o componente demonstrador de processo no interior.

CONCLUSÕES

- 4.1. Conclusões
- 4.2. Propostas de trabalhos futuros

4. CONCLUSÕES E PROPOSTAS DE TRABALHOS FUTUROS

4.1. Conclusões

A revisão bibliográfica realizada no âmbito desta dissertação permitiu identificar e compreender as principais necessidades e tendências tecnológicas dos materiais e processos de fabrico de componentes em compósito aplicados a um dos sectores de maior relevância, o sector aeronáutico. Os materiais compósitos e seus processos associados apresentam-se hoje como uma alternativa efetiva aos metais, materiais aplicados tipicamente em componentes estruturais, uma vez que o fator peso tem uma enorme importância para o sector em questão. Existem, no entanto, uma série de obstáculos a serem ultrapassados, nomeadamente no que diz respeito à otimização dos custos de produção das matérias-primas, à cadeia de fornecimento, à adaptação dos processos produtivos e à maturação das ferramentas auxiliares na fase de projeto.

No que diz respeito à pesquisa e seleção de materiais efetuada, foi possível selecionar um sistema matriz-reforço com as características pretendidas, especificamente, o conjunto M4, composto pela matriz R2 (epóxico mono-componente) e o reforço F4 (fibra de carbono NCF bidirecional). Todos os materiais analisados apresentam propriedades mecânicas equivalentes, mas apenas os reforços F4 e F5 se destacam pela sua processabilidade. Durante os ensaios de processabilidade foi possível aferir algumas conclusões dignas de nota, das quais:

- Qualquer um dos reforços admite um raio de conformação de 2,5 mm.
- A fixação das camadas aos diferentes componentes do molde, e entre si, mostrou-se muito difícil. A utilização de reforços secos dificulta consideravelmente a laminação, sendo necessária a aplicação de *binder* entre as diferentes camadas.

Ao longo do estudo realizado aos principais processos de fabrico por moldação líquida (LCM) para estruturas compósitas aeronáuticas foi possível compreender as principais características destes processos e a influência das principais variáveis associadas, salientando:

- A proporcionalidade direta entre a variação de espessura no laminado e a percentagem de vazios, podendo-se concluir que a implementação de processos de fabrico que proporcionem uma menor variação de espessura irá produzir componentes com menor percentagem de vazios.

- Do ponto de vista de eficácia do processo, é observada uma menor percentagem de vazios no processo VAP, comprovando as vantagens na utilização de membranas semipermeáveis ao invés de compactação após enchimento. Era expectável uma compactação mais homogênea no processo DBVI, mas os resultados não corroboram as expectativas.
- O processo VAP embora apresente melhorias significativas na redução dos vazios, não permite elevadas percentagens de fibra. Em contrapartida, dos processos de infusão, CAPRI e DBVI apresentaram os valores mais elevados de volume de fibra, podendo-se relacionar diretamente os resultados obtidos com os ciclos de compactação realizados no processo de CAPRI e, no DBVI com o segundo saco de vácuo que se comporta como saco de compressão.
- -O processo RTM sendo constituído por 2 moldes rígidos (molde e contramolde), permite assegurar a espessura final tal como dimensionada. Em todas as experiências realizadas com este processo, foi possível obter frações volúmicas de fibra superiores a 60%. Os resultados obtidos demonstraram também que o processo RTM é aquele que apresenta menor percentagem de vazios, menor que 2% em todas as experiências.
- A comparação de processos de infusão com RTM permitiu concluir que a fração volúmica de vazios obtida é altamente dependente da força de compactação exercida sobre o empilhamento.
- Não foi possível retirar uma conclusão clara sobre a influência do tipo de tecido na magnitude da percentagem de vazios. No entanto, para a mesma força de compactação, os laminados produzidos com tecido woven resultaram numa menor percentagem de vazios. Isto deve-se à construção geométrica do tecido, ou seja, quando sujeito a forças de compactação superiores o tecido woven é facilmente agrupado (efeito *nesting*) permitindo uma maior redução e uniformização da espessura. Outra explicação possível para esta diferença reside na existência de *veil* no tecido NCF, onde aparentemente a camada está a atuar como um filtro, capturando bolhas para o seu interior. É de referir que esta última suposição necessita de confirmação pelo processo de microscopia ótica, a realizar futuramente.

Em suma, com RTM, é possível obter frações volúmicas de fibra superiores, com menor percentagem de vazios, consequência da elevada força de compactação. Por outro lado, a variação na espessura é extremamente dependente de um correto dimensionamento do molde, caso contrário, eventuais flexões, devido á elevada pressão interna, são absorvidas pela peça originando não só variabilidade na espessura, mas também zonas secas e fenómenos de *wash-out*.

A simulação de processo demonstrou que os fatores dominantes no padrão de enchimento de um componente pelo processo de injeção são a geometria/dimensão dos canais rápidos e as diferenças relativas na permeabilidade dos reforços. A utilização

desta ferramenta de análise revelou-se essencial para a determinação dos pontos ótimos de injeção e vácuo, aumento consideravelmente a confiança no projeto de molde. Foi também possível provar a capacidade de produção de estruturas aeronáuticas complexas por um processo RTM one-shot, diminuído drasticamente o número de etapas necessárias á produção do componente e conseqüentemente o seu custo de produção.

O desenvolvimento do molde RTM *one-shot* do demonstrador de processo revelou-se complexo, exigindo um elevado domínio da técnica de processamento em questão. É necessária uma validação final do molde com a produção do demonstrador pelo processo de RTM. No entanto, foi possível validar a solução de partição implementada, sistema de vedação e o design dos postigos correspondentes aos *vents*.

4.2. Propostas de trabalhos futuros

Devido à extensão do trabalho e tempo necessários para obter uma validação numérica, experimental e avaliação de implementação industrial, não foi possível concluir, no âmbito desta tese, algumas análises relevantes para uma avaliação ainda mais profunda do potencial de implementação do LCM no sector aeronáutico.

Assim, tal como descrito nas conclusões, é necessário explorar os motivos que levam o tecido NCF a acumular um maior volume de vazios. Uma das hipóteses a verificar é se a camada de *veil* está a atuar como um filtro, capturando bolhas para o seu interior, sendo sugerido uma confirmação pelo processo de microscopia ótica a provetes já curados.

Também é necessário realizar uma correlação mais ampla e, portanto, fiável entre os dados das simulações realizadas e os dados obtidos durante o processamento experimental. Esta abordagem é tanto mais importante quanto o aumento da complexidade geométrica do componente a produzir, devido à grande preponderância dos canais rápidos na obtenção de um componente totalmente impregnado.

O tempo dedicado à obtenção de dados experimentais foi, naturalmente, limitado e, conseqüentemente, não foi possível proceder à otimização dos parâmetros de produção. Os dados decorrentes desta fase são fundamentais não só para a correlação acima elencada, como para uma análise e modelo de custos preditiva da tecnologia LCM selecionada.

Essa base de trabalho permitirá avaliar quais os desafios fundamentais das tecnologias aqui abordadas de forma a definir um novo plano de trabalhos que aborde de forma estruturada cada uma das variáveis fundamentais do ponto de vista técnico e económico.

Por fim, prevê-se como necessário uma análise ao *scale-up* da tecnologia desenvolvida tendo em vista a industrialização. Associada a esta tarefa estará, evidentemente, uma pirâmide de validação normativa essencial à validação não só das tecnologias, mas essencialmente dos componentes aeronáuticos a fabricar no futuro. De facto, a campanha de certificação destes componentes afigura-se como um dos maiores desafios à adoção aeronáutica em grande escala das tecnologias LCM e dos componentes por elas fabricados.

De qualquer forma, estes parecem ser passos inevitáveis tendo em conta as necessidades da indústria aeronáutica no que toca ao aumento dos volumes de produção, diminuição de custos e diminuição de pegada ambiental. Cada vez mais o sector está convencido que é necessária uma mudança de paradigma no que toca não só à adoção de materiais compósitos, mas essencialmente à maneira como estes são processados, ou seja, sem autoclave.

O trabalho apresentado nesta tese ambiciona ser mais uma pequena gota de conhecimento na raiz da mudança que se antevê.

**BIBLIOGRAFIA E OUTRAS FONTES
DE INFORMAÇÃO**

5. BIBLIOGRAFIA E OUTRAS FONTES DE INFORMAÇÃO

- [1] C. Red, "The market for OOA Aerocomposites, 2013-2022," *High-Performance Compos.*, no. March 2014, pp. 42–49, 2014.
- [2] T. H. G. Megson and T. H. G. Megson, "Properties of Engineering Materials," *Struct. Stress Anal.*, pp. 184–208, Jan. 2014.
- [3] F. C. Campbell, *Manufacturing Technology for aerospace structural materials*. 2006.
- [4] International Trade Administration, "2017 Top Markets Reports Composites Sector Snapshot," 2017.
- [5] R. Slayton and G. Spinardi, "Technovation Radical innovation in scaling up : Boeing 's Dreamliner and the challenge of socio-technical transitions," *Technovation*, vol. 47, pp. 47–58, 2016.
- [6] A. McIlhagger, E. Archer, and R. McIlhagger, "Manufacturing processes for composite materials and components for aerospace applications," *Polym. Compos. Aerosp. Ind.*, pp. 53–75, Jan. 2015.
- [7] B. Lacovara, "Why out of autoclave processing is good for the composites industry : CompositesWorld," *Composites World*, 2013. .
- [8] F. C. Campbell, *Manufacturing Process for Advanced Composites*. 2014.
- [9] D.-H. (Duk-H. Kim, *Composite structures for civil and architectural engineering*. E & FN Spon, 1995.
- [10] L. A. Pilato and M. J. Michno, *Advanced Composite Materials*. 2014.
- [11] M. C. Rezende and E. C. Botelho, "O uso de compósitos estruturais na indústria aeroespacial," *Polímeros*, vol. 10, no. 2, pp. e4–e10, Jun. 2000.
- [12] Granta Design, "CES EduPack." Granta Design, 2018.
- [13] N. V Nayak, "Composite Materials in Aerospace Applications," *Int. J. Sci. Res. Publ.*, vol. 4, no. 9, 2014.
- [14] H. SEMBOKUYA, Y. NEGISHI, M. KUBOUCHI, and K. TSUDA, "Corrosion Behavior of Epoxy Resin Cured with Different Amount of Hardener in Corrosive Solutions," *J. Soc. Mater. Sci. Japan*, vol. 52, no. 9Appendix, pp. 230–234, 2003.
- [15] B. Duleba, L. Dulebová, and E. Spišák, "Simulation and Evaluation of

- Carbon/epoxy Composite Systems Using FEM and Tensile Test,” *Procedia Eng.*, vol. 96, pp. 70–74, Jan. 2014.
- [16] B. Lu and N. Wang, “The Boeing 787 Dreamliner: Designing an Aircraft for the Future,” 2010. [Online]. Available: <https://www.jyi.org/2010-august/2010/8/6/the-boeing-787-dreamliner-designing-an-aircraft-for-the-future?rq=boeing>. [Accessed: 23-Feb-2019].
- [17] S. Béland, *High performance thermoplastic resins and their composites*. Noyes Data Corp, 1990.
- [18] MarketWatch, “Thermoplastic Composites Market Manufacturers, Emerging Trends, Business Development, Demand by Regions, Effective Counter Strategies 2023 - MarketWatch,” *MarketWatch*, 2018. .
- [19] M. Biron, *Thermoplastics and Thermoplastic Composites*. 2007.
- [20] C. V. Katsiropoulos, A. Loukopoulos, and S. G. Pantelakis, “Comparative Environmental and Cost Analysis of Alternative Production Scenarios Associated with a Helicopter’s Canopy,” *Aerospace*, vol. 6, no. 1, p. 3, 2019.
- [21] J. P. Carey, “Woodhead Publishing series in composites science and engineering no. 72 - Handbook of Advances in Braided Composite Materials. Theory, Production, Testing and Applications.” Woodhead Publishing, 2017.
- [22] G. Gardiner, “Welding thermoplastic composites: CompositesWorld,” *Composites World*, 2018. .
- [23] S. Black and J. Sloan, “Fokker Aerostructures: Hoogeveen, The Netherlands: CompositesWorld,” *Composites World*, 2015. .
- [24] Airbus, “Airbus’ focus on ‘thermoplastic’ composite materials brings environmental and production improvements,” *Airbus*, 2015. .
- [25] S. Black, “Thermoplastic composites ‘clip’ time, labor on small but crucial parts: CompositesWorld,” 2015. [Online]. Available: <https://www.compositesworld.com/articles/thermoplastic-composites-clip-time-labor-on-small-but-crucial-parts>. [Accessed: 27-Feb-2019].
- [26] composites World, “GKN Aerospace continues as a key Gulfstream supplier,” *Composites World*, 2017. .
- [27] S. M. Lee, *Handbook of composite reinforcements*. VCH, 1993.
- [28] G. Lubin and S. T. (Stanley T. . Peters, *Handbook of composites*. Chapman & Hall, 1998.
- [29] S. K. Pal, V. B. Thakare, and G. Singh, “Creep behaviour of braided cordages made of high performance fibres for aerospace applications,” 2007.
- [30] H. van der Werff and U. Heisserer, “High-performance ballistic fibers: Ultra-high

- molecular weight polyethylene (UHMWPE)," *Adv. Fibrous Compos. Mater. Ballist. Prot.*, pp. 71–107, Jan. 2016.
- [31] M. Biron, *Thermosets and composites: material selection, applications, manufacturing and cost analysis*. William Andrew, 2014.
- [32] F. J. Khusiafan, "Use of KEVLAR[®] 49 in Aircraft Components," *Eng. Manag. Res.*, vol. 7, no. 2, p. 14, 2018.
- [33] P. Bhatt and A. Goe, "Carbon Fibres: Production, Properties and Potential Use," *Mater. Sci. Res. India*, vol. 14, no. 1, pp. 52–57, Jun. 2017.
- [34] E. Frank, D. Ingildeev, and M. R. Buchmeiser, "High-performance PAN-based carbon fibers and their performance requirements," *Struct. Prop. High-Performance Fibers*, pp. 7–30, Jan. 2017.
- [35] R. E. Farsani and R. Fazaeli, "Applications of Carbon Fibers Produced from Polyacrylonitrile Fibers," *World Acad. Sci. Eng. Technol.*, vol. 6, no. 8, pp. 836–839, 2012.
- [36] M. L. Minus and S. Kumar, "The processing, properties, and structure of carbon fibers," *Jom*, vol. 57, no. 2, pp. 52–58, 2005.
- [37] "Hexcel ready to fly on the A350 XWB," *Reinf. Plast.*, vol. 57, no. 3, pp. 25–26, 2013.
- [38] "CEMAC: Bio-Based Carbon Fiber: An Exciting New Product, But There's Work to Do." [Online]. Available: <https://www.manufacturingcleanenergy.org/blog-20160929.html>. [Accessed: 28-May-2019].
- [39] G. Marsh, "Airbus takes on Boeing with composite A350 XWB - Materials Today," *Reinforced Plastics*, 2008. .
- [40] G. Marsh, "Automating aerospace composites production with fibre placement," *Reinf. Plast.*, vol. 55, no. 3, pp. 32–37, 2011.
- [41] P. K. Mallick, *Processing of Polymer Matrix Composites: Processing and Applications*. CRC Press, 2017.
- [42] K. Kozaczuk, "Automated Fiber Placement Systems Overview," *Trans. Inst. Aviat.*, vol. 245, no. 4, pp. 52–59, 2016.
- [43] J. Sloan, "ATL and AFP: Defining the megatrends in composite aerostructures," *High-Performance Compos.*, vol. 16, no. 4, pp. 1–8, 2008.
- [44] J. Pora, "Composite Materials in the Airbus A380," *Eurasian Soil Sci.*, vol. 32, no. 5, pp. 558–569, 1999.
- [45] U. P. Breuer, *Commercial aircraft composite technology*. Springer, 2016.
- [46] B. Hoeck, M. G. R. Sause, and G. Obermeier, "Thermoplastic in Situ Fiber

- Placement for Future Solid Rocket Motor Casings Manufacturing,” no. September 2014, 2015.
- [47] M. J. Pasanen, J. P. Martin, R. J. Langone, and J. A. Mondo, “Advanced composite fiber placement: process to application,” *5th Japan Int. SAMPE Symp.*, 1997.
- [48] “FORC – Fiber Re-enforced Optimized Rocket Case Solid Rocket Motor Casing in Infusion Technology,” vol. 49, no. 0, p. 86153, 2015.
- [49] HEXCEL, “A new efficient composite solution for Primary Aircraft Structures Reinforcement Preform.” .
- [50] J. Sloan, “ATL and AFP: Defining the megatrends in composite aerostructures,” *High-Performance Compos.*, vol. 16, no. 4, 2008.
- [51] M. N. Grimshaw, C. G. Grant, and J. M. L. Diaz, “Advanced Technology Tape Laying for Affordable Manufacturing of Large Composite Structures,” *Int. Sampe Symp. Exhib.*, no. 4, pp. 2484–2494, 2001.
- [52] “Automated Tape Layer machine | Torreslayup.” [Online]. Available: <http://www.mtorres.es/en/aeronautics/products/carbon-fiber/torreslayup>. [Accessed: 28-Feb-2019].
- [53] F. Wolff-fabris, *Prepregs and Monolithic Part Fabrication*. Hanser Publishers, 2016.
- [54] M. C. Kushan, “Composite Structures of C919,” no. September, 2018.
- [55] N. Minsch, F. H. Herrmann, T. Gereke, A. Nocke, and C. Cherif, “Analysis of Filament Winding Processes and Potential Equipment Technologies,” *Procedia CIRP*, vol. 66, pp. 125–130, Jan. 2017.
- [56] R. Marques, “State of the Art on Filament Winding,” Porto, 2015.
- [57] D. Brosius, “Thermosets vs. thermoplastics: Is the battle over? : CompositesWorld,” *Composites World*, 2015. .
- [58] S. G. Advani and K. T. Hsiao, *Manufacturing techniques for polymer matrix composites (PMCs)*. 2012.
- [59] S. G. ADVANI and E. M. SOZER, “Liquid Molding of Thermoset Composites,” *Compr. Compos. Mater.*, pp. 807–844, Jan. 2000.
- [60] S. Laurenzi and M. Marchetti, “Advanced Composite Materials by Resin Transfer Molding for Aerospace Applications,” *Compos. Their Prop.*, pp. 197–226, 2012.
- [61] S. L.-G. C. A. Lab, “Resin Transfer Moulding – Light (RTM-light).” [Online]. Available: <http://www.slc-lab.be/services/process-equipment/rtm-light/resin-transfer-moulding---light-rtm-light>. [Accessed: 01-Mar-2019].
- [62] N. Vernet *et al.*, “Experimental determination of the permeability of engineering

- textiles: Benchmark II," *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, vol. 61, pp. 172–184, Jun. 2014.
- [63] E. M. Sozer, P. Simacek, and S. G. Advani, *9 – Resin transfer molding (RTM) in polymer matrix composites*. Woodhead Publishing Limited, 2012.
- [64] S. Black, "SQRTM enables net-shape parts," *Composites World*, 2010. [Online]. Available: <https://www.compositesworld.com/articles/sqrtm-enables-net-shape-parts>. [Accessed: 01-Mar-2019].
- [65] C. De Roover, "Highly integrated structure manufactured in one-shot with prepreg UD tape," *JEC Magazine*, 2011. [Online]. Available: <http://www.jecomposites.com/knowledge/international-composites-news/highly-integrated-structure-manufactured-one-shot-prepreg-ud>. [Accessed: 01-Mar-2019].
- [66] G. Gardiner, "FACC AG: Aerocomposites Powerhouse," *Composites World*, 2014. [Online]. Available: <https://www.compositesworld.com/articles/facc-ag-aerocomposites-powerhouse>. [Accessed: 01-Mar-2019].
- [67] Composites World, "Donauwörth as composites pioneer : CompositesWorld," *Composites World*, 2015. [Online]. Available: <http://www.compositesworld.com/blog/post/donauwrth-as-composites-pioneer>. [Accessed: 06-Mar-2017].
- [68] "787-Dreamliner-Main-Landing-Gear-Brace." [Online]. Available: <https://www.albint.com/business/aec/en-us/aerospace/Pages/787-Dreamliner-Main-Landing-Gear-Brace.aspx>. [Accessed: 01-Mar-2019].
- [69] G. Ginger, "The evolution of infusion :," *Composites World*, 2012. [Online]. Available: <https://www.compositesworld.com/articles/the-evolution-of-infusion>. [Accessed: 01-Mar-2019].
- [70] Vacmobiles, "Intoduction to the resin infusion (or vacuum infusion) process." [Online]. Available: https://www.vacmobiles.com/resin_infusion.html. [Accessed: 01-Mar-2019].
- [71] J. R. Thagard, "Resin Infusion Between Double Flexible Tooling: Evaluation of Process Parameters," *J. Reinf. Plast. Compos.*, vol. 23, no. 16, pp. 1767–1778, 2004.
- [72] A. George, "Optimization of Resin Processing for composite Materials: Simulation and Characterization Strategies," University of Stuttgart, 2011.
- [73] G. Gardiner, "Semipermeables: Next trend in infusion?," *Composites World*, 2014. [Online]. Available: <https://www.compositesworld.com/articles/semipermeables-next-trend-in-infusion>. [Accessed: 01-Mar-2019].
- [74] F. Takeda, S. Nishiyama, K. Hayashi, Y. Komori, Y. Suga, and N. Asahara, "Research

- in the Application of the Vartm Technique To the Fabrication of Primary Aircraft Composite Structure.Pdf," *Mitsubishi Heavy Ind. Ltd. Tech. Rev.*, vol. 42, no. 5, pp. 1–6, 2005.
- [75] G. Gardiner, "Double-bag infusion: 70% fiber volume?," *Composites World*, 2010. [Online]. Available: <https://www.compositesworld.com/articles/double-bag-infusion-70-fiber-volume>. [Accessed: 01-Mar-2019].
- [76] T. Hou and B. Jensen, "Evaluation of Double-Vacuum-Bag Process For Composite Fabrication T. H. Hou and B. J. Jensen NASA Langley Research Center, Hampton, Virginia 23681," pp. 1–16, 2018.
- [77] C. Niggemann, Young Seok Song, J. W. Gillespie, and D. Heider, "Experimental Investigation of the Controlled Atmospheric Pressure Resin Infusion (CAPRI) Process," *J. Compos. Mater.*, vol. 42, no. 11, pp. 1049–1061, 2008.
- [78] K. Mason, "Autoclave Quality Outside The Autoclave?," *Composites World*, 2006.
- [79] G. Gardiner, "Resin-infused MS-21 wings and wingbox," *Composites World*, 2014.
- [80] Department of Defense, "Structural Reliability," in *MIL-HDBK-17-eE*, Department of Defense, 2002.
- [81] Federal Aviation Administration, "Aviation Maintenance Technician Handbook - General," vol. 1, pp. 5-09-5–11, 2008.
- [82] Aerospace Technology Institute, "Composite Material Applications in Aerospace," *INSIGHT Compos. Mater.*, no. 09, 2017.
- [83] "Building Block Approach," *Compos. Struct. Des. Saf. Innov.*, pp. 99–110, Jan. 2005.
- [84] T. Matsumura, N.-H. Kim, R. Haftka, C. Park, and D. Doyon, "Modeling the Contribution of Accident Investigation to Aircraft Safety," no. September, 2013.
- [85] W. Turning and E. N. Steel, "Taguchi Method and Anova: an Approach for Process Parameters Optimization of Wet Turning Operation While Turning En 353 Steel," *Int. J. Adv. Res. Eng. Technol.*, no. September 2014, pp. 1–7, 2013.
- [86] M. Farbodi, "Application of Taguchi method for optimizing of mechanical properties of polystyrene-carbon nanotube nanocomposite," *Polym. Polym. Compos.*, vol. 25, no. 2, pp. 177–184, 2017.
- [87] S. R. Rao and G. Padmanabhan, "Application of Taguchi methods and ANOVA in optimization of process parameters for metal removal rate in electrochemical machining of Al/5% SiC composites," *Int. J. Eng. Res. ...*, vol. 2, no. 3, pp. 192–197, 2012.

- [88] A. Asghar, A. A. A. Raman, and W. M. A. W. Daud, "A Comparison of Central Composite Design and Taguchi Method for Optimizing Fenton Process," *Sci. World J.*, vol. 2014, 2014.
- [89] "Composites Manufacturing Simulation Software | ESI Group." [Online]. Available: <https://www.esi-group.com/software-solutions/virtual-manufacturing/composites-manufacturing-simulation-software>. [Accessed: 12-Mar-2019].
- [90] P. Šimáček and S. G. Advani, "Desirable features in mold filling simulations for liquid composite molding processes," *Polym. Compos.*, vol. 25, no. 4, pp. 355–367, 2004.
- [91] "Liquid Injection Molding Simulation | Homepage of LIMS Program." [Online]. Available: <https://sites.udel.edu/lims/>. [Accessed: 12-Mar-2019].
- [92] P. A. Kelly and S. Bickerton, "A comprehensive filling and tooling force analysis for rigid mould LCM processes," *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, vol. 40, no. 11, pp. 1685–1697, 2009.
- [93] "SimLCM - The University of Auckland." [Online]. Available: <http://www.cacm.auckland.ac.nz/en/cacm/cacm-our-research/cacm-advanced-manufacturing/cac-simlcm.html>. [Accessed: 12-Mar-2019].
- [94] Y. Wang, "The Prediction of Multi-scale Voids and Their Mechanical Effect on Thick Composite Structures Manufactured by RTM," *Master Sci. Thesis*, no. February, 2018.
- [95] J. Aboudi, S. M. Arnold, and B. A. Bednarzyk, *Micromechanics of composite materials : a generalized multiscale analysis approach*. Elsevier, 2013.
- [96] C. Hahn, "A Simulation Approach of Permeability Prediction for RTM Process Simulation," Fakultät für Maschinenwesen, 2014.
- [97] S. Whitaker, "Flow in Porous Media I," *Transp. Porous Media*, vol. 1, p. 3, 1986.
- [98] J. Bear, "Dynamics of Fluids in Porous Media," *Soil Sci. Soc. Am. J.*, vol. 37, no. 4, p. vi, 2010.
- [99] S. Advani, E. Sozer, and L. Mishnaevsky, "Process Modeling in Composites Manufacturing," *Appl. Mech. Rev.*, vol. 56, no. 5, p. B69, 2003.
- [100] K. M. Pillai, "<1106171.Pdf>," vol. 33, pp. 1007–1019, 2002.
- [101] H. D. (Hans D. Baehr and K. (Karl) Stephan, *Heat and mass transfer*. Springer, 2011.
- [102] S. G. Advani, *Flow and rheology in polymer composites manufacturing*. Elsevier, 1994.
- [103] P. J. Carreau, D. (Daniel) De Kee, and R. P. Chhabra, *Rheology of polymeric systems : principles and applications*. Hanser Publishers, 1997.

-
- [104] D. A. Steenkamer, D. J. Wilkins, and V. M. Karbhari, "The influence of preform joints on the processing of RTM composites," *Compos. Manuf.*, vol. 6, no. 1, pp. 23–34, 1995.
- [105] K. Potter, *Resin transfer moulding*, vol. August. 1997.

ANEXOS

- 6.1. Resultados dos ensaios de tração
- 6.2. Resultados dos ensaios de compressão
- 6.3. Resultados dos ensaios OHC
- 6.4. Matriz de seleção dos ensaios de processabilidade

6. ANEXOS

6.1. Resultados dos ensaios de tração

6.1.1. Resultados do ensaio de tração do material M3

Tabela 6.1-1 - Resumo dos resultados do ensaio de tração do material M3.

	Largura [mm]	Espessura [mm]	Area [mm ²]	P_max [N]	F ^{tu} [MPa]	E ^{chord} [GPa]	Falha
Provete 2	25,35	2,08	52,73	58392	1107,42	91,35	SGM
Provete 3	25,24	2,06	51,90	58984	1136,42	96,08	SGM
Provete 4	25,36	2,09	52,92	59256	1119,63	91,92	SGM
Provete 5	25,40	2,08	52,83	59952	1134,77	89,75	LAT
Provete 7	25,33	2,08	52,61	59272	1126,65	91,47	SGM

Média	59171,20	1124,98	92,11
Desvio padrão	503,82	10,64	2,11
CV (%)	0,85	0,95	2,29

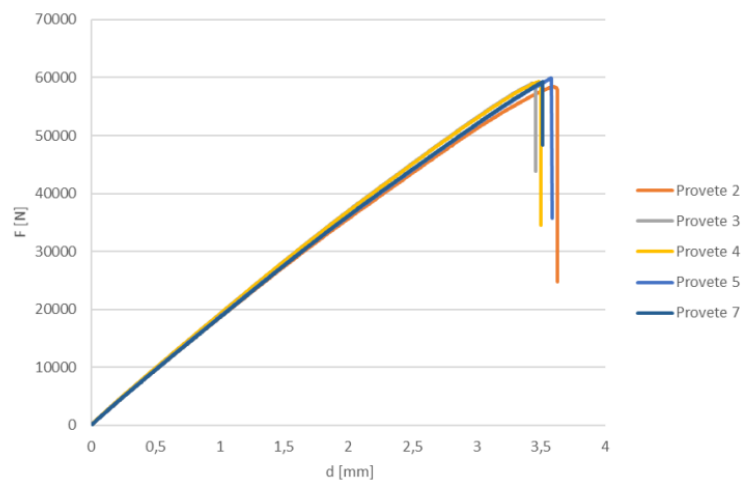


Figura 6.1-1 - Registo gráfico Força-Deslocamento do Ensaio de tração do material M3.

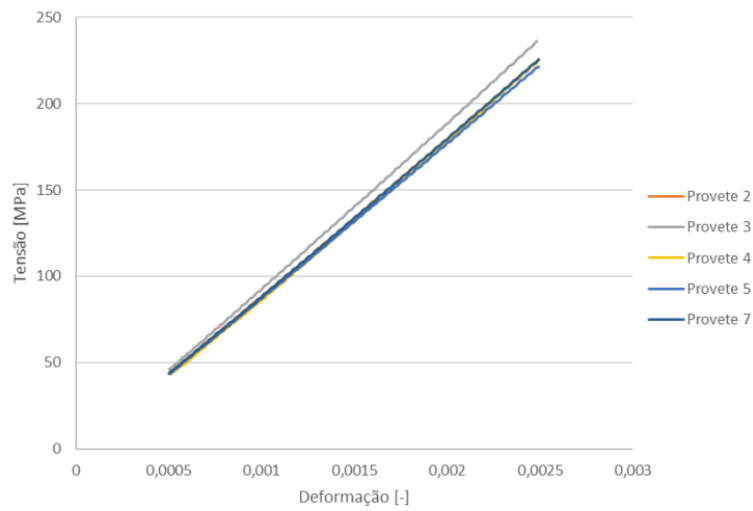


Figura 6.1-2 - Registo gráfico Tensão-Deformação do Ensaio de tração do material M3.

6.1.2. Resultados do ensaio de tração do material M4

Tabela 6.1-2 - Resumo dos resultados do ensaio de tração do material M4.

	Largura [mm]	Espessura [mm]	Area [mm ²]	P_max [N]	F ^{tu} [MPa]	E ^{chord} [GPa]	Falha
Provete 1	25,34	2,20	55,66	64472	1158,40	93,42	SGM
Provete 4	25,24	2,19	55,28	67080	1213,56	80,86	SGM
Provete 5	25,44	2,21	56,30	67288	1195,17	79,78	SGM
Provete 6	25,27	2,22	56,02	65584	1170,67	74,67	SGM
Provete 7	25,38	2,22	56,35	67448	1196,93	87,67	SGM
Média				66374,40	1186,94	83,28	
Desvio padrão				1160,09	19,77	6,55	
CV (%)				1,75	1,67	7,86	

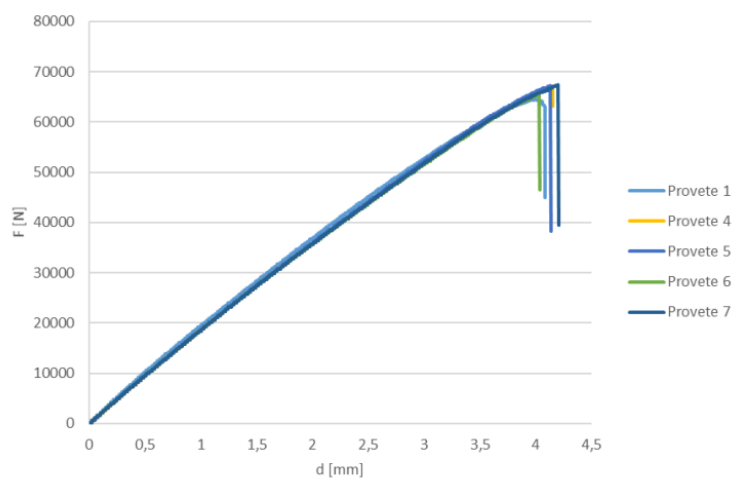


Figura 6.1-3 - Registo gráfico Força-Deslocamento do Ensaio de tração do material M4.

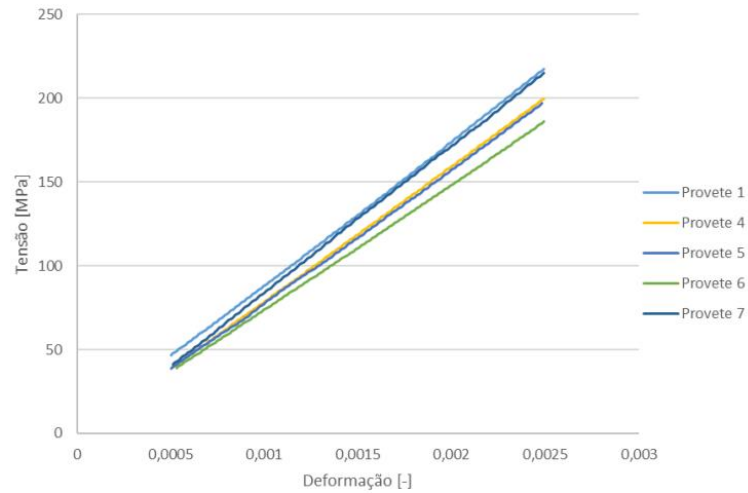


Figura 6.1-4 - Registo gráfico Tensão-Deformação do Ensaio de tração do material M4.

6.1.3. Resultados do ensaio de tração do material M5

Tabela 6.1-3 - Resumo dos resultados do ensaio de tração do material M5.

	Largura [mm]	Espessura [mm]	Area [mm ²]	P_max [N]	F ^{tu} [MPa]	E ^{chord} [GPa]	Falha
Provete 1	25,02	2,72	68,14	70304	1031,79	62,29	LAB
Provete 2	25,09	2,75	68,90	62496	906,99	64,55	LAB
Provete 4	25,04	2,74	68,60	69280	1009,91	64,43	LAB
Provete 6	25,07	2,74	68,78	69872	1015,81	64,73	LAB
Provete 7	25,10	2,73	68,60	63856	930,88	67,85	LAB
Média				67161,60	979,08	64,77	
Desvio padrão				3298,59	50,20	1,78	
CV (%)				4,91	5,13	2,74	

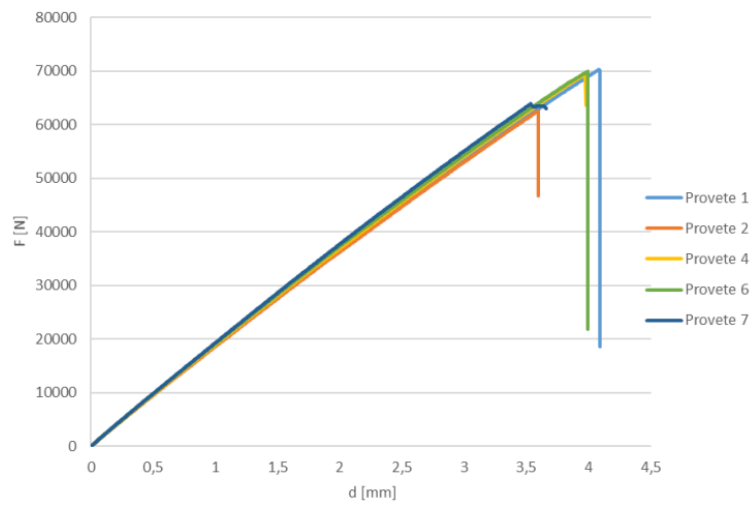


Figura 6.1-5 - Registo gráfico Força-Deslocamento do Ensaio de tração do material M5.

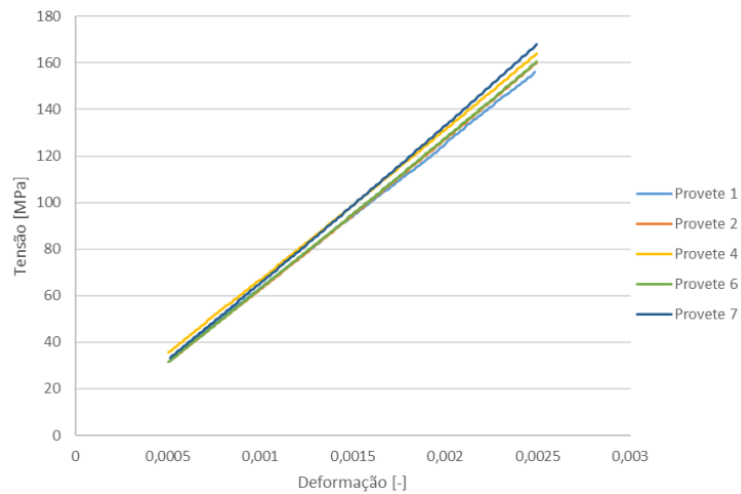


Figura 6.1-6 - Registo gráfico Tensão-Deformação do Ensaio de tração do material M5.

6.2. Resultados dos ensaios de compressão

6.2.1. Resultados dos ensaios de compressão Material M3

Tabela 6.2-1 - Resumo dos resultados do ensaio de compressão material M3.

	Largura [mm]	Espessura [mm]	Área [mm ²]	F_max [N]	Fcu [MPa]	Ec_Frente [MPa]	Ec_Trás [MPa]	Falha
Provete 2	12,06	2,94	35,47	26060,00	734,78	74162,18	86139,81	HGM
Provete 4	12,03	2,91	35,02	23604,00	674,07	63658,81	79240,24	BGM
Provete 5	12,05	2,94	35,48	24392,00	687,54	82234,42	73635,28	BGM
Provete 6	12,00	2,89	34,67	24184,00	697,54	79257,35	81455,54	BGM
Provete 7	12,05	2,92	35,14	24368,00	693,53	89828,36	80054,25	BGM

Média	24521,60	697,49	77828,23	80105,02
Desvio padrão	820,13	20,27	8714,04	4021,21
CV (%)	3,34	2,91	11,20	5,02

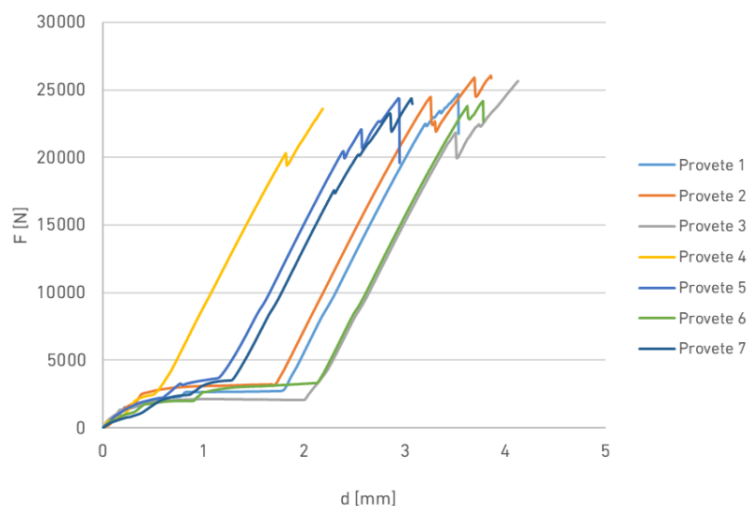


Figura 6.2-1 - Registo gráfico Força-Deslocamento do teste de compressão do material M3.

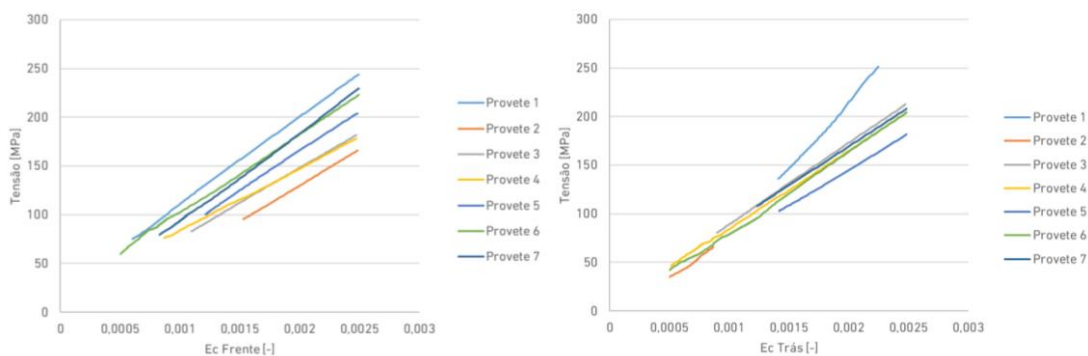


Figura 6.2-2 - Registo gráfico Tensão-Deformação medida pelos extensómetros do teste de compressão do material M3.

6.2.2. Resultados dos ensaios de compressão Material M4

Tabela 6.2-2 - Resumo dos resultados do ensaio de compressão do material M4.

	Largura [mm]	Espessura [mm]	Area [mm ²]	F_max [N]	Fcu [MPa]	Ec_Frente [MPa]	Ec_Tras [MPa]	Falha
Provete 1	12,20	2,89	35,27	19784	560,97	*	84287,71	HGM
Provete 2	12,10	2,91	35,26	16632	471,68	89254,53	84878,43	HGM
Provete 5	12,22	2,89	35,28	20492	580,76	93873,20	93745,00	HGM
Provete 6	12,22	2,89	35,33	19692	557,45	120175,05	93265,66	HGM
Provete 7	12,09	2,92	35,30	18408	521,43	92611,75	83617,42	HGM

Média	19001,60	538,46	91913,16	87958,84
Desvio Padrão	1362,16	38,49	1949,20	4548,76
CV (%)	7,17	7,15	2,12	5,17

* - deformação não lida pelo extensómetro;
O valor assinalado a vermelho é um outlier (ver anexo).

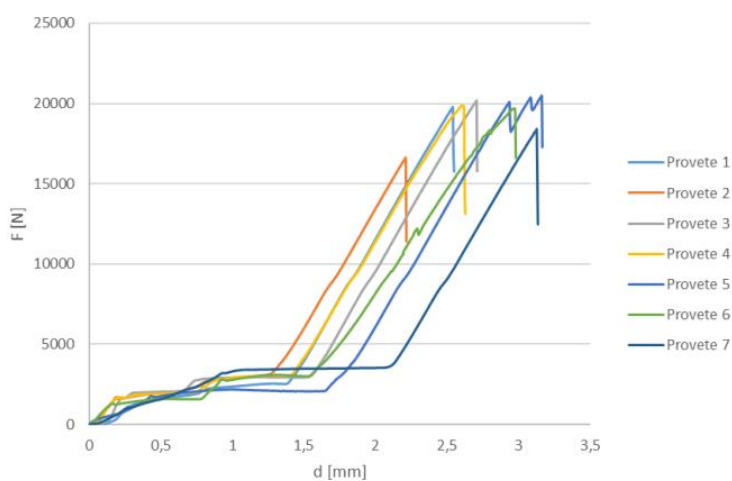


Figura 6.2-3 - Registo gráfico Força-Deslocamento do teste de compressão do material M4.

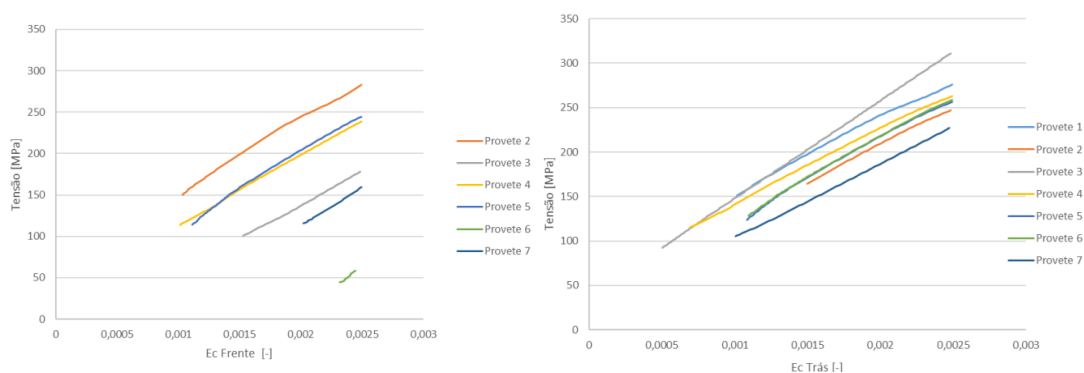


Figura 6.2-4 - Registo gráfico Tensão-Deformação medida pelos extensómetros do teste de compressão do material M4.

6.2.3. Resultados dos ensaios de compressão Material M5

Tabela 6.2-3 - Resumo dos resultados do ensaio de compressão sem tabs (procedimento A) material M5

	Largura [mm]	Espessura [mm]	Area [mm ²]	F _{max} [N]	F _{cu} [MPa]	Ec_Frente [MPa]	Ec_Tras [MPa]	Falha
Provete 1	12,82	3,76	48,16	20072	416,77	111507,19	60777,30	DIT*
Provete 2	12,74	3,77	48,06	25588	532,42	58733,81	59609,12	DIT*
Provete 3	12,86	3,82	49,07	27920	568,99	57709,15	63161,61	DIT*
Provete 4	12,76	3,78	48,29	22228	460,32	88352,91	61012,38	DIT*
Provete 5	12,89	3,78	48,67	26032	534,88	64675,44	64898,00	DIT*
Média				24368,00	502,68	76195,70	61891,68	
Desvio padrão				2825,22	55,66	20852,27	1890,81	
CV (%)				11,59	11,07	27,37	3,06	

*falha inválida;

Tabela 6.2-4 - Resumo dos resultados do ensaio de compressão com tabs (procedimento B) material M5.

	Largura [mm]	Espessura [mm]	Area [mm ²]	F _{max} [N]	F _{cu} [MPa]	Ec_Frente [MPa]	Ec_Tras [MPa]	Falha
Provete 1	12,38	3,75	46,43	26788	577,02	57312,19	54518,63	BGM
Provete 2	12,35	3,70	45,70	24480	535,73	64837,23	*	SGV
Provete 3	12,36	3,76	46,42	28500	613,96	59719,36	65493,56	BGM
Provete 4	12,42	3,72	46,24	26016	562,58	64852,42	55919,56	SGV
Provete 8	12,28	3,69	45,31	23072	509,17	57453,60	58708,68	SGV
Média				25771,20	559,69	60834,96	58660,11	
Desvio padrão				1870,46	35,72	3383,67	4223,77	
CV (%)				7,26	6,38	5,56	7,20	

*-deformação não lida pelo extensómetro;

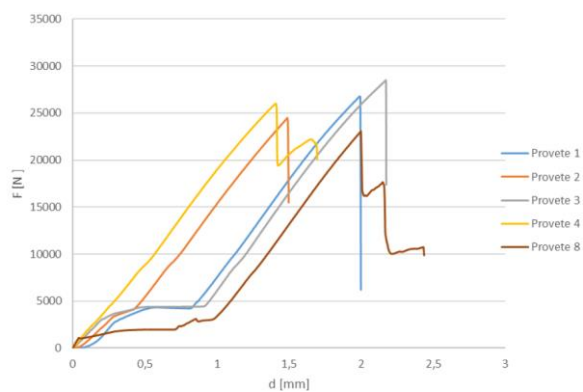


Figura 6.2-5 - Registro gráfico Força-Deslocamento do teste de compressão do material M5.

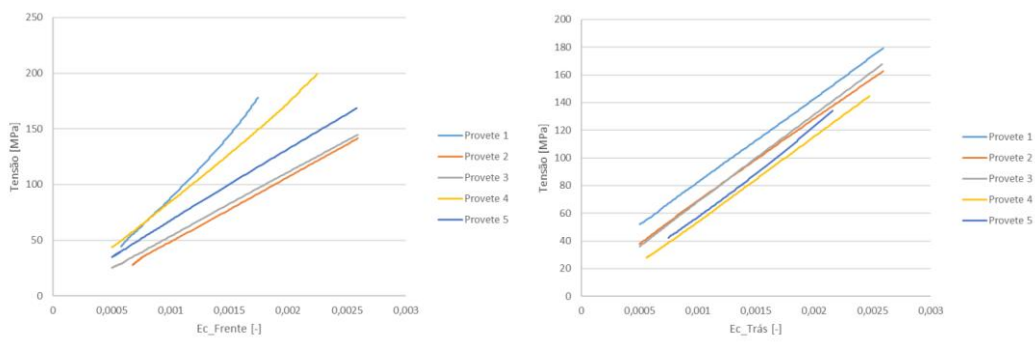


Figura 6.2-6 - Registo gráfico Tensão-Deformação medida pelos extensómetros do teste de compressão (procedimento B) do material M5.

6.3. Resultados dos ensaios OHC

6.3.1. Resultados dos ensaios OHC do material M3

Tabela 6.3-1 - Resumo dos resultados do ensaio OHC do material M3.

	Largura [mm]	Espessura [mm]	Area [mm ²]	F_max [N]	F_ohcu [MPa]	Falha
Provete 1	36,23	2,88	104,45	34136	326,81	LGM
Provete 2	35,97	2,88	103,60	35320	340,92	LGM
Provete 5	36,25	2,87	104,16	35744	343,17	LGM
Provete 6	36,20	2,87	104,01	34056	327,45	LGM
Provete 7	36,21	2,86	103,55	35116	339,12	LGM

Média	34874,40	335,49
Desvio padrão	667,55	6,95
CV (%)	1,91	2,07

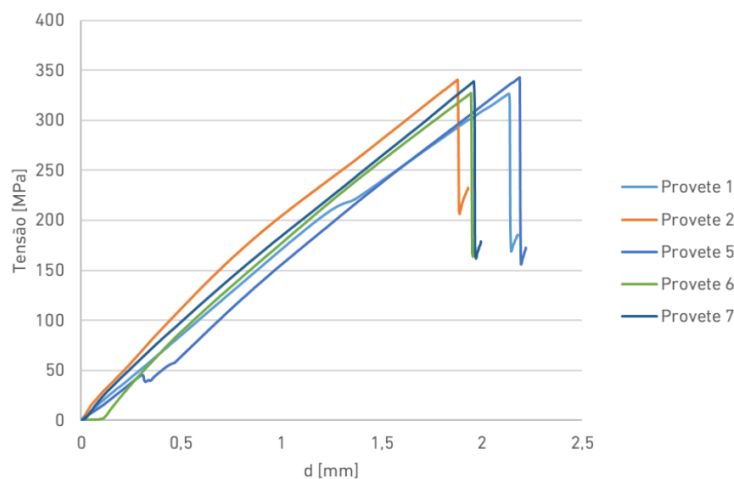


Figura 6.3-1 - Registo gráfico Tensão-Deformação do Ensaio OHC do material M3.

6.3.2. Resultados dos ensaios OHC do material M4

Tabela 6.3-2 – Resumo dos resultados do ensaio OHC do material M4.

	Largura [mm]	Espessura [mm]	Area [mm ²]	F_max [N]	F_ohcu [MPa]	Falha
Provete 1	36,71	4,39	161,14	48220	299,24	LGM
Provete 2	36,68	4,34	159,05	48392	304,25	LGM
Provete 3	36,64	4,42	161,96	49020	302,66	LGM
Provete 4	36,63	4,45	162,90	50024	307,09	AGM
Provete 5	36,42	4,47	162,90	50112	307,62	LGM/MGM

Média	49153,60	304,17
Desvio padrão	793,17	3,07
CV (%)	1,61	1,01

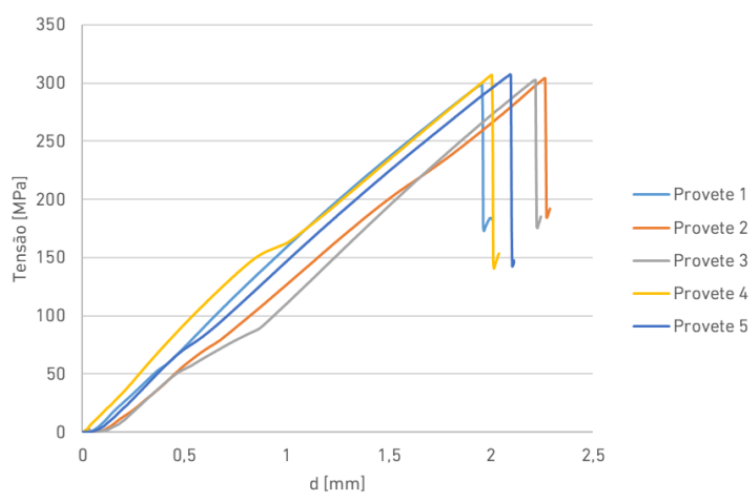


Figura 6.3-2 - Registo gráfico Tensão-Deformação do Ensaio OHC do material M4.

6.3.3. Resultados dos ensaios OHC do material M5

Tabela 6.3-3 - Resumo dos resultados do ensaio OHC do material M5.

	Largura [mm]	Espessura [mm]	Area [mm ²]	F_max [N]	F_ohcu [MPa]	Falha
Provete 1	36,15	5,38	194,35	54192	278,84	LGM
Provete 2	36,32	5,50	199,66	58020	290,60	LGM
Provete 3	36,32	5,46	198,20	53928	272,08	LGM
Provete 4	36,15	5,45	196,88	56504	287,00	LGM
Provete 7	36,07	5,36	193,34	57320	296,48	LGM

Média	55992,80	285,00
Desvio padrão	1651,58	8,62
CV (%)	2,95	3,03

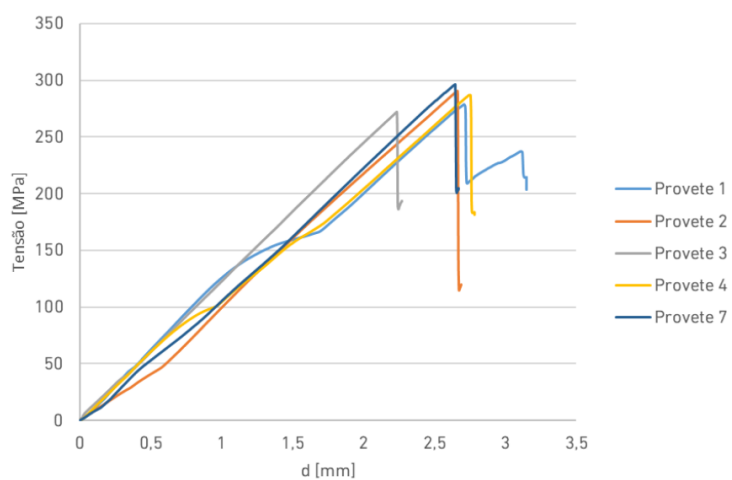


Figura 6.3-3 - Registo gráfico Tensão-Deformação do ensaio OHC do material M5.

6.4. Matriz de seleção dos ensaios de processabilidade

	Item	Critério	Observações	Peso	Nota	Total	Comentários	Nota	Total	Comentários	Nota	Total	Comentários
1. Corte	1.1	Adesão camada na mesa de corte	Se não aderir não é possível fazer o corte automático. Corte manual implica fabrico de gabaritos de corte	5	3	15		3	15		3	15	
	1.2	Acabamento do Corte	Integridade do contorno de corte	5	1	5	Não é possível obter um contorno sem que as fibras desfiem. O Corte em conjunto com o Veil torna o acabamento pior em relação aos outros materiais	2	10	Não é possível obter um contorno sem que as fibras desfiem	2	10	Não é possível obter um contorno sem que as fibras desfiem
	1.3	Facilidade de corte	Facilidade da faca em cortar as fibras	3	1	3	O recorte das fibras sem veil provoca um arrastamento das fibras ao invés de corte. É difícil recortar o veil separado das fibras por ser muito fino	3	9		3	9	
	1.4	Setup para corte	Tempo necessário para posicionar o tecido para o corte e para remoção e agrupamento das camadas	3	1	3	Tempo superior de setup devido ao veil separado das fibras	4	12		4	12	
	1.5	Identificação de Camadas	Adesão e remoção de etiquetas de identificação	5	0	0	Etiqueta adere ao carbono, porém, ao remover danifica as fibras. Por ter o veil separado da fibra é impossível identificar as camadas no sistema automático de corte.	3	15	Etiqueta deve ser colocada do lado do veil pois adere ao carbono e ao remover poderá danificar as fibras	3	15	Etiqueta deve ser colocada do lado do veil pois adere ao carbono e ao remover poderá danificar as fibras
2. Pré-formagem (Sub A)	2.1	Qualidade Raio interno		5	4	20		4	20		4	20	
	2.2	Qualidade do raio externo	peso baixo porque o processo do demonstrador será RTM	1	3	3		3	3		3	3	
	2.3	Adesão entre camadas		3	4	12		4	12		4	12	
	2.4	Manutenção da pré-forma		3	3	9		3	9		3	9	
	2.5	Tempo de Pré-formagem		1	4	4		3	3		3	3	
	2.6	Temperatura de Pré-Formagem		1	2	2		2	2		3	3	

3. Manuseio	3.1	Tempo de laminação		3	1	3	Pelo facto de não ter tack os materiais precisam de operação auxiliar como uso de tackificador ou aquecimento local. A presença das camadas extra de veil	2	6	Pelo facto de não ter tack os materiais precisam de operação auxiliar como uso de tackificador ou aquecimento local	2	6	Pelo facto de não ter tack os materiais precisam de operação auxiliar como uso de tackificador ou aquecimento local
	3.2	Desfiamento		5	1	5	As fibras separam-se na região de contorno durante a laminação	1	5	As fibras separam-se na região de contorno durante a laminação	1	5	As fibras separam-se na região de contorno durante a laminação
	3.3	Capacidade de manter forma		3	2	6		3	9	Conforme percepção dos operadores, Himax conforma melhor em torno dos raios	2	6	
	3.4	Manuseio e Limpeza de resina		1	3	3		3	3		2	2	Resina bastante viscosa e temperatura ambiente. Adere às espátulas de manipulação dificultando a transferência entre recipientes. Além disso é resistente ao solvente, dificultando o procedimento
4. Infusão	4.1	Temperatura de Infusão		1	4	4		4	4		4	4	
	4.2	Tempo de infusão		3	4	12		4	12		4	12	
	4.3	Temperatura de Cura		3	4	12		4	12		4	12	
	4.4	Tempo de cura		3	4	12		4	12		4	12	
5. Acabamento	5.1	Desmoldagem		5	1	5	molde da sub B, dificultando a desmoldagem. (Não foi feito Sub B, mas a resina é a mesma da Hexcell)	1	5	Resina penetrou nas frestas do molde da sub B, dificultando a desmoldagem.	1	5	Resina penetrou nas frestas do molde da sub B, dificultando a desmoldagem.
	5.2	Qualidade da Superfície		5	3	15		3	15		3	15	
	5.3	Recorte		5	4	20		4	20		4	20	

6. Fornecedor	6.1	Experiência prévia de relacionamento	Item acrescentado apenas para referência devido ao risco de se trabalhar com fornecedor sem experiência preliminar	0	2	0		3	0		2	0
	6.2	Perspectiva de desenvolvimento de fornecedor alternativo	Item acrescentado apenas para referência devido à possibilidade de desenvolver relação com fornecedor alternativo.	0	3	0		1	0		3	0
	6.3	Relacionamento durante projeto		3	4	12		4	12		4	12
	6.4	Tempo de Resposta		3	4	12		4	12		4	12
	6.5	Qualidade da Resposta		5	4	20		4	20		4	20
	6.6	Flexibilidade		3	4	12		4	12		4	12
	6.7	Lead Time		3		0			0			0
	6.8	Preço	Para o projeto Flexcraft o preço não é mandatório	1		0			0			0
7. Propriedades Mecânicas	7.1	Resistencia Tração		1	3	3		4	4		4	4
	7.2	Modulo Tração		1	4	4		2	2		1	1
	7.3	Resistencia Compressão		1	3	3		1	1		4	4
	7.4	Modulo Compressão		1	2	2		4	4		1	1
	7.5	OHC		1	1	1		3	3		4	4
Somatório				380		242				283		280
Percentual de atendimento				100%		63.7%				74.5%		73.7%
¹ Material eliminado no item 1.5 pois as alternativas de separação e identificação de camadas se mostraram impraticáveis para o ambiente fabril como concebido. Devido à disponibilidade de material alguns ensaios foram realizados.												
Peso - grau de importância:				Nota de avaliação:								
0 - não aplicável				0 - não atende								
1 - pouca importância				1 - insatisfatório								
3 - média importância				2 - pouco satisfatório								
5 - alta importância				3 - satisfatório								

6.5. Exemplo de folha de registo e cálculo dos ensaios de processabilidade



6.6. Resultados análise de espessuras

6.6.1. Resultados da análise de espessuras do processo DBVI

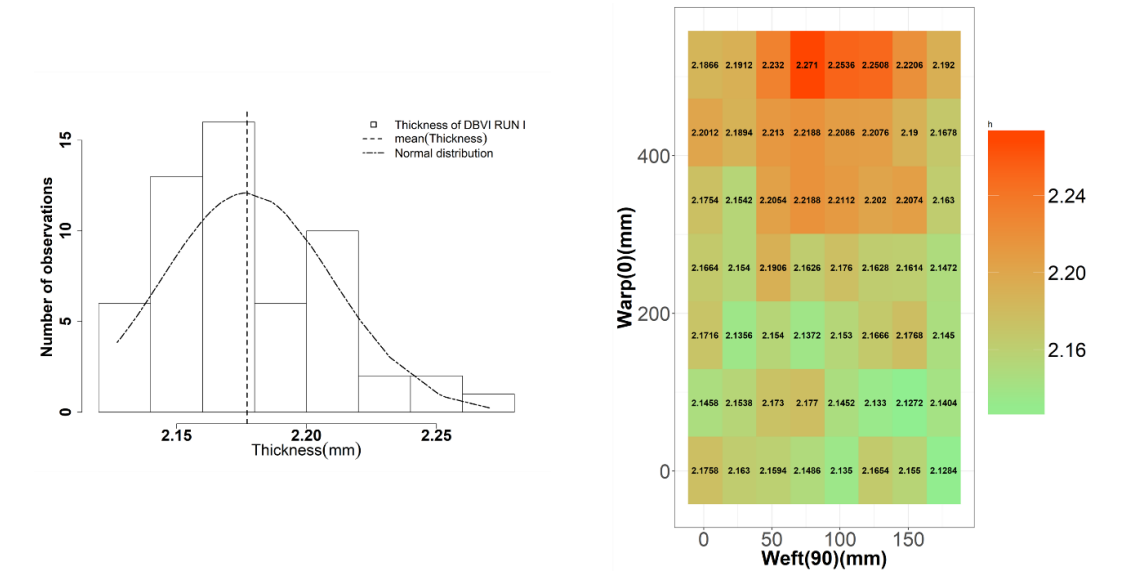


Figura 6.6-1 -- Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo DBVI Run 1

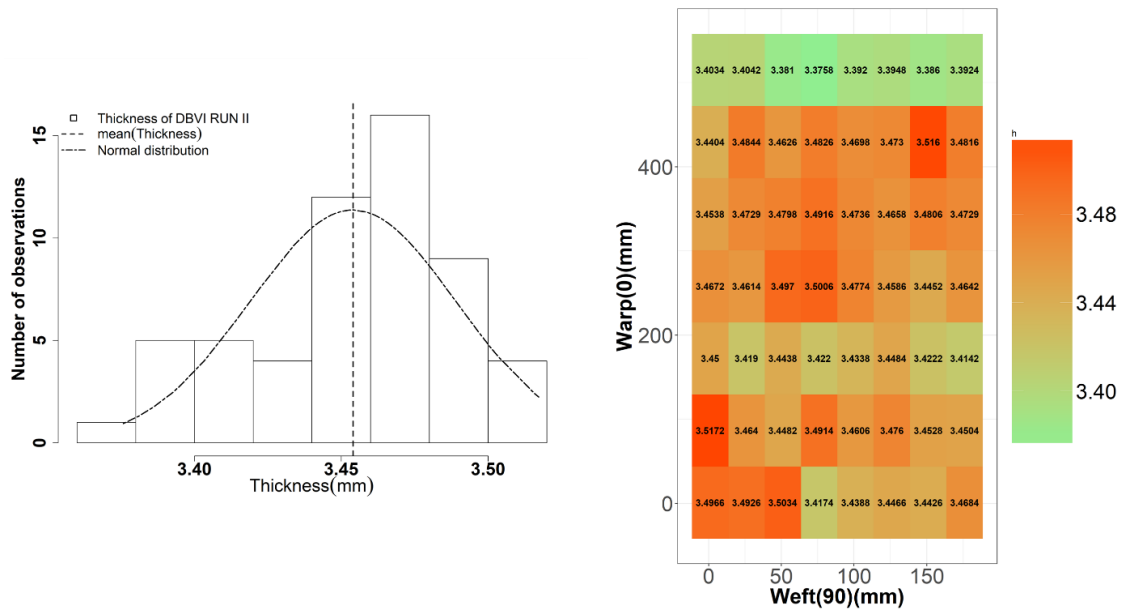


Figura 6.6-2 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo DBVI Run 2.

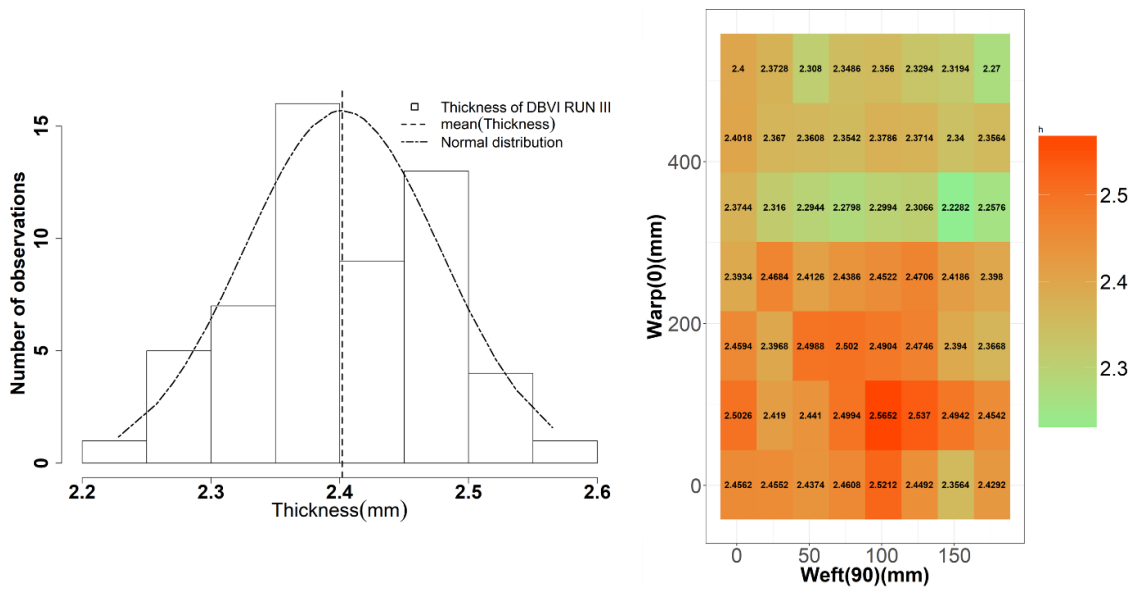


Figura 6.6-3 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo DBVI Run 3.

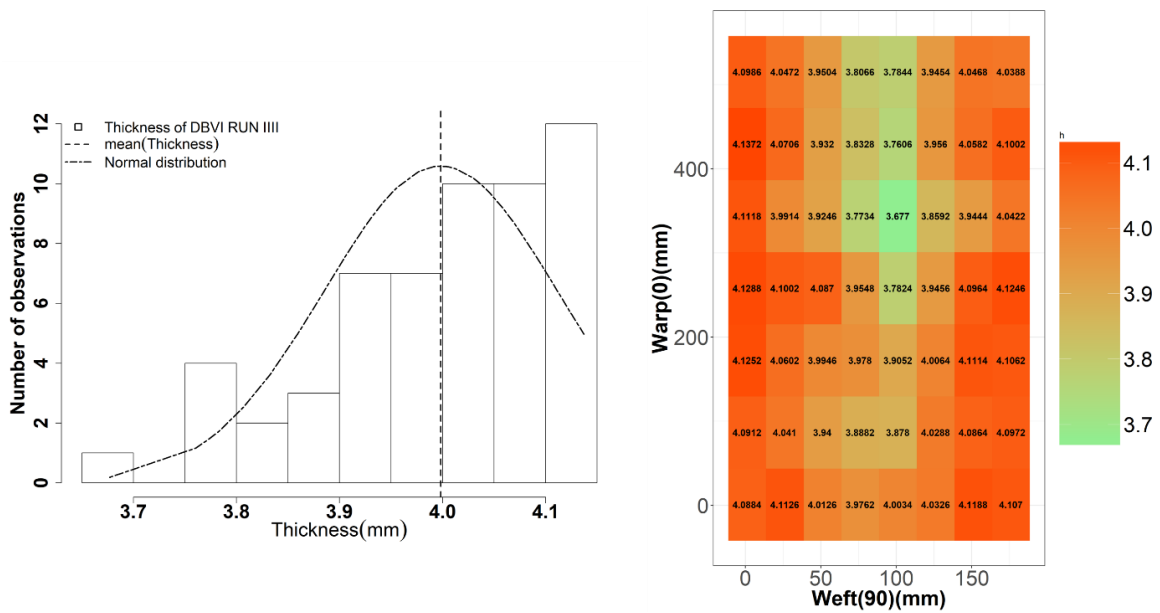


Figura 6.6-4 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo DBVI Run 4

6.6.2. Resultados da análise de espessuras do processo CAPRI

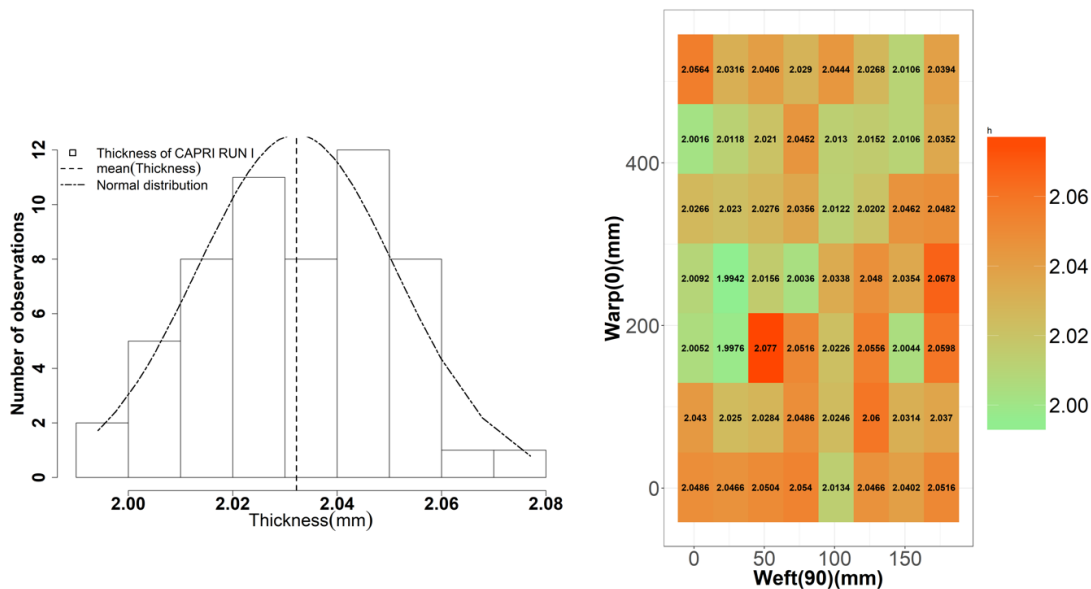


Figura 6.6-5 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo CAPRI Run 1.

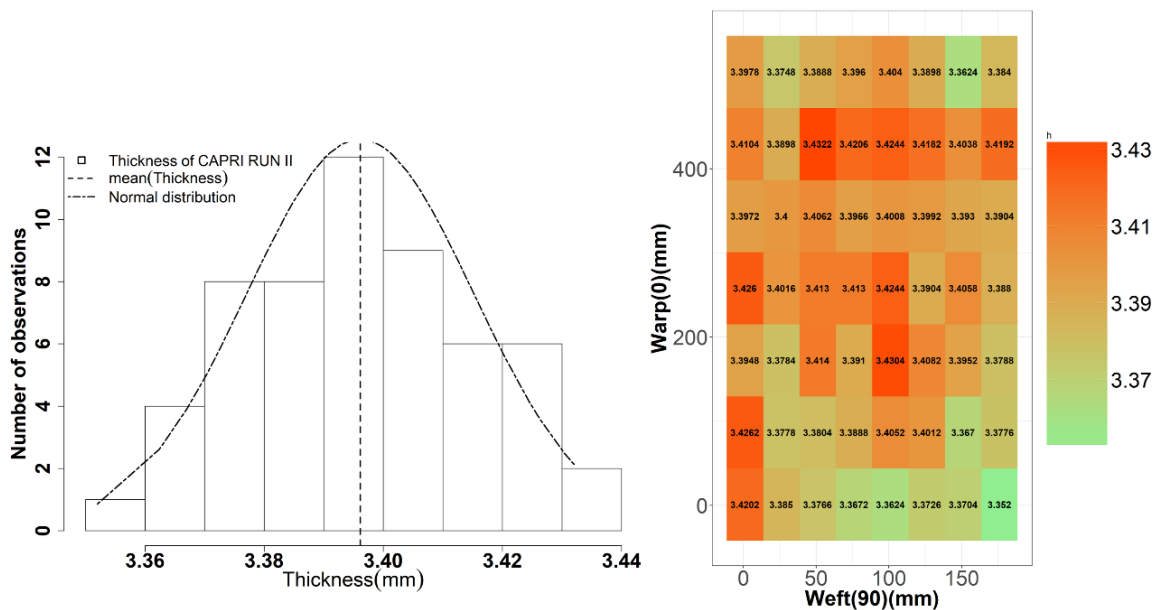


Figura 6.6-6 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo CAPRI Run 2.

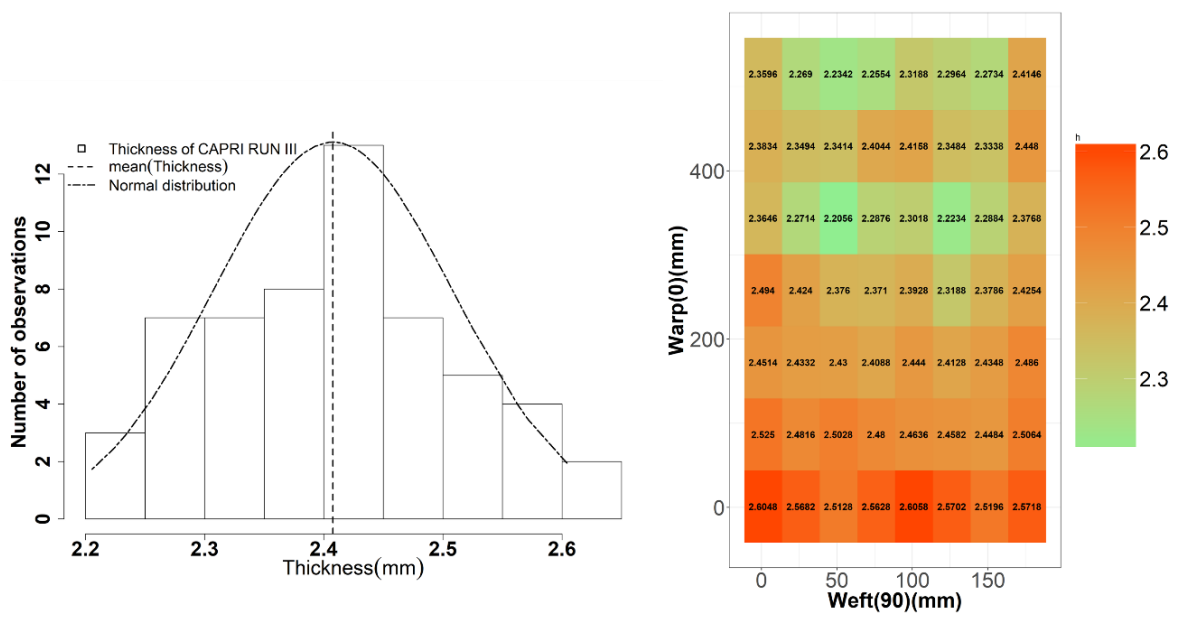


Figura 6.6-7 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo CAPRI Run 3.

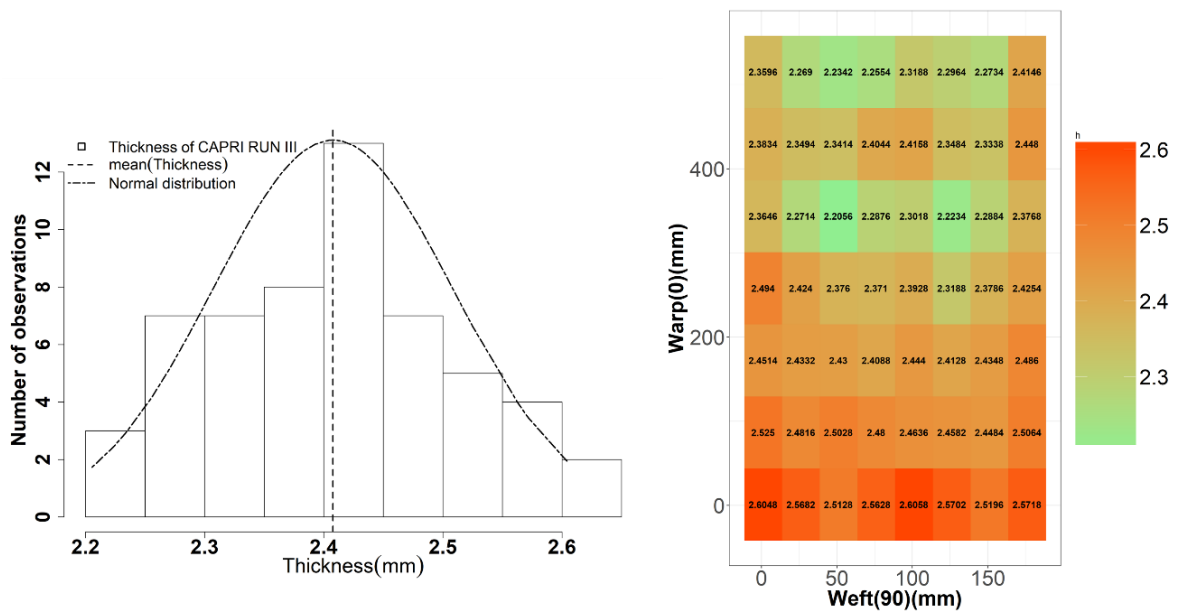


Figura 6.6-8 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo CAPRI Run 4.

6.6.3. Resultados da análise de espessuras do processo RTM

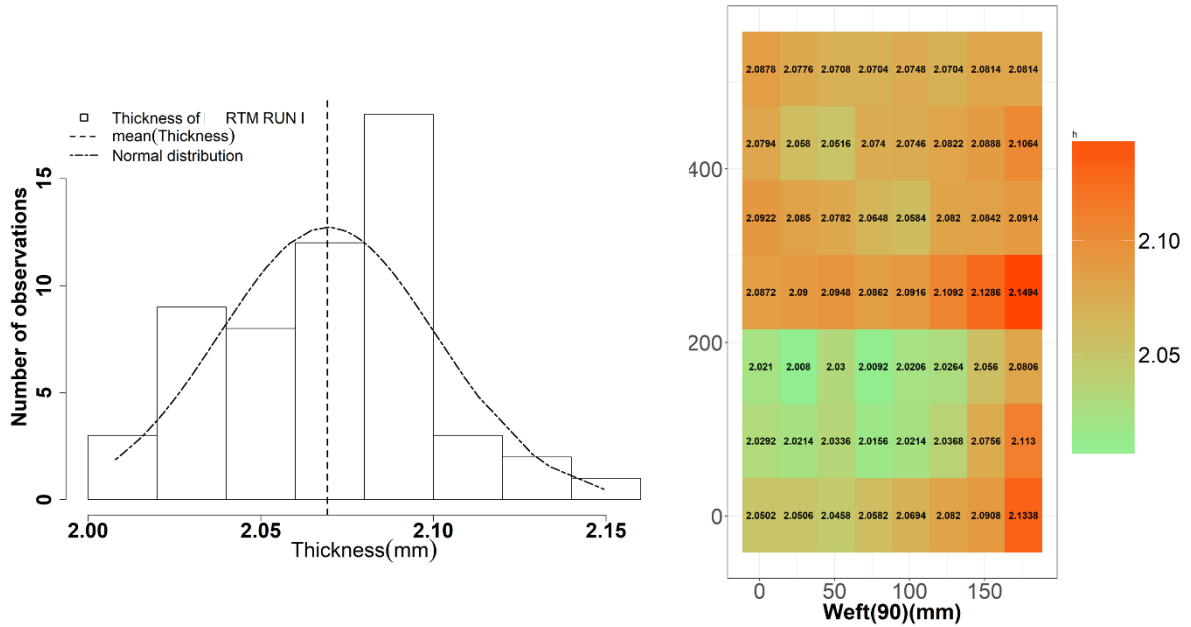


Figura 6.6-9 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo HPRTM Run 1.

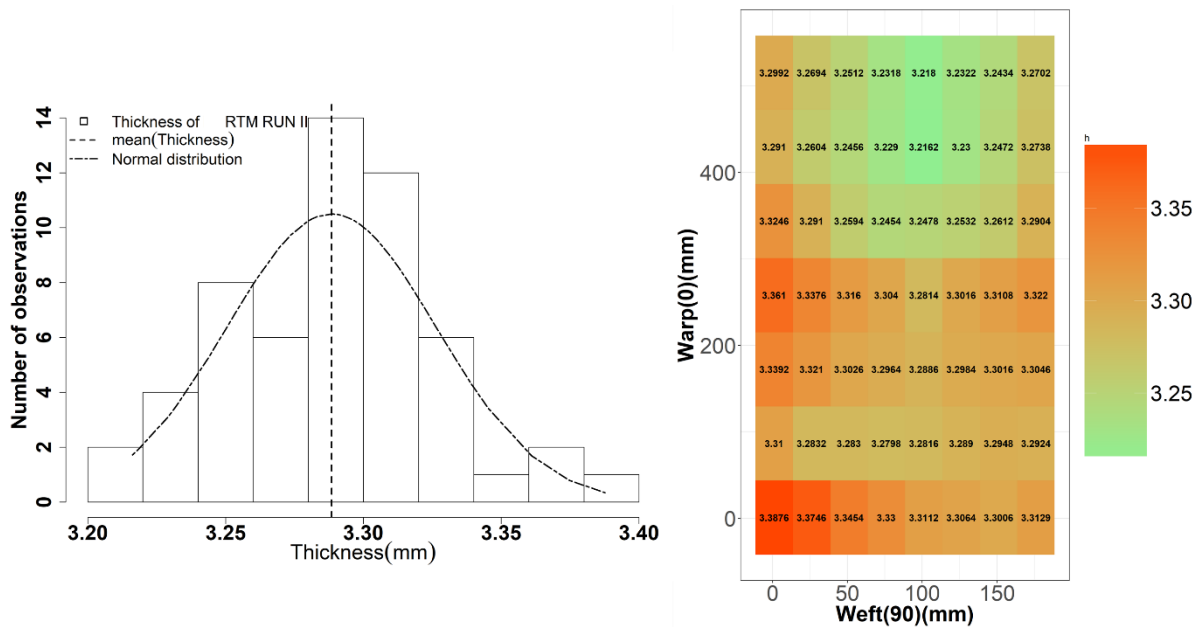


Figura 6.6-10 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo HPRTM Run 2.

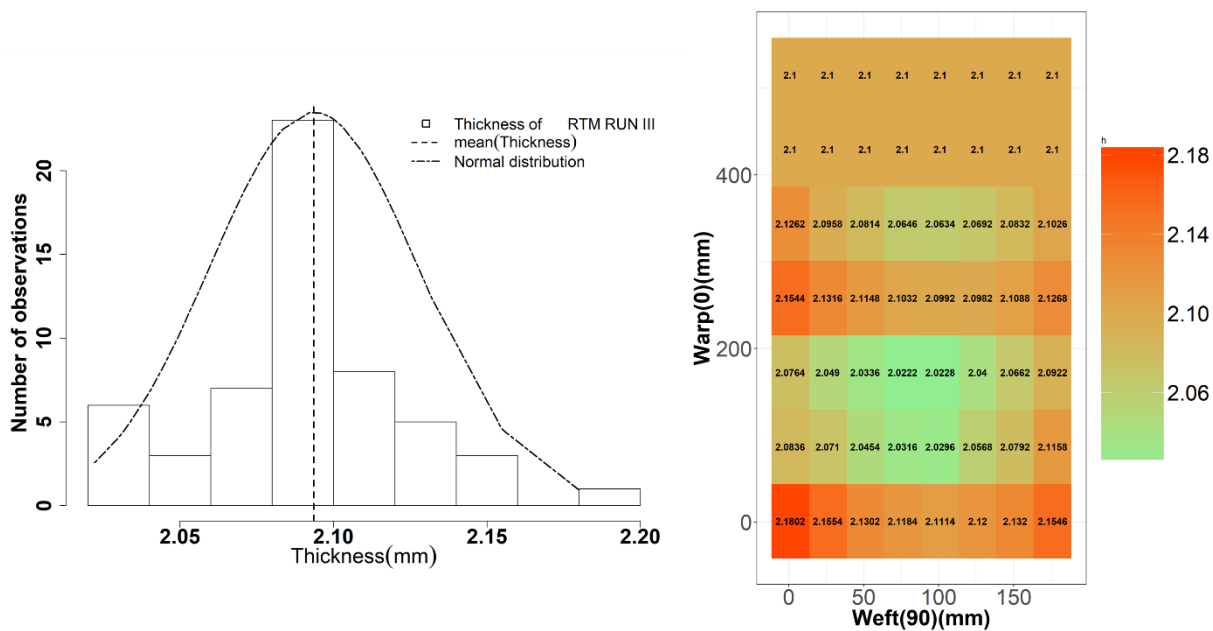


Figura 6.6-11 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo HPRTM Run 3.

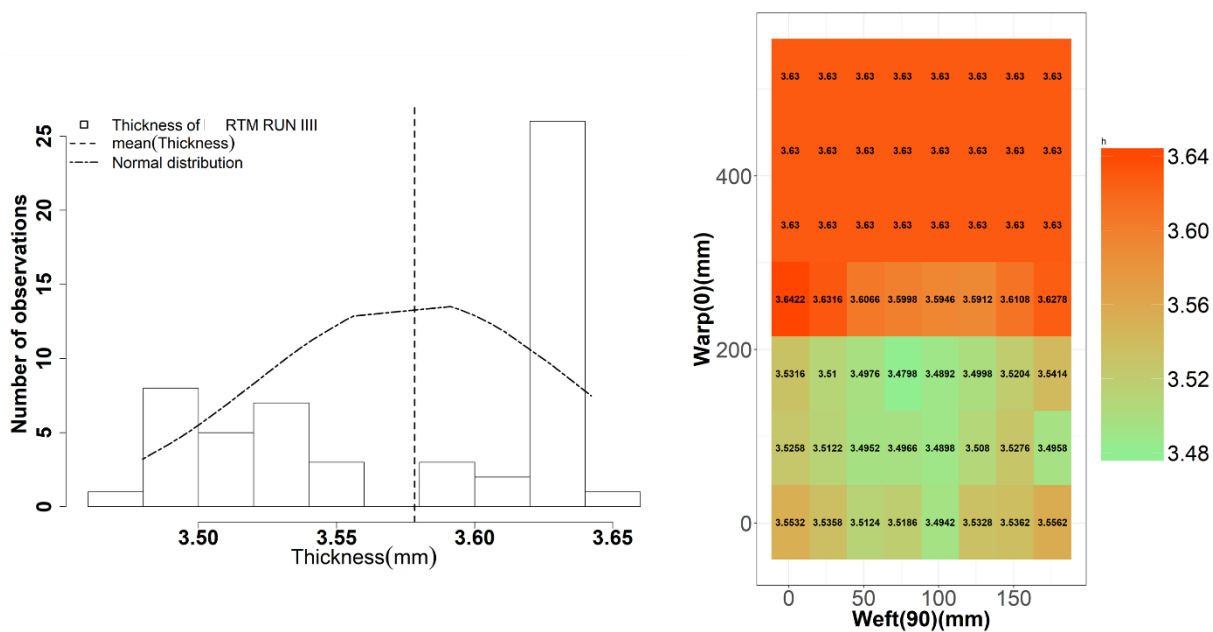


Figura 6.6-12 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo HPRTM Run 4.

6.6.4. Resultados da análise de espessuras do processo VAP

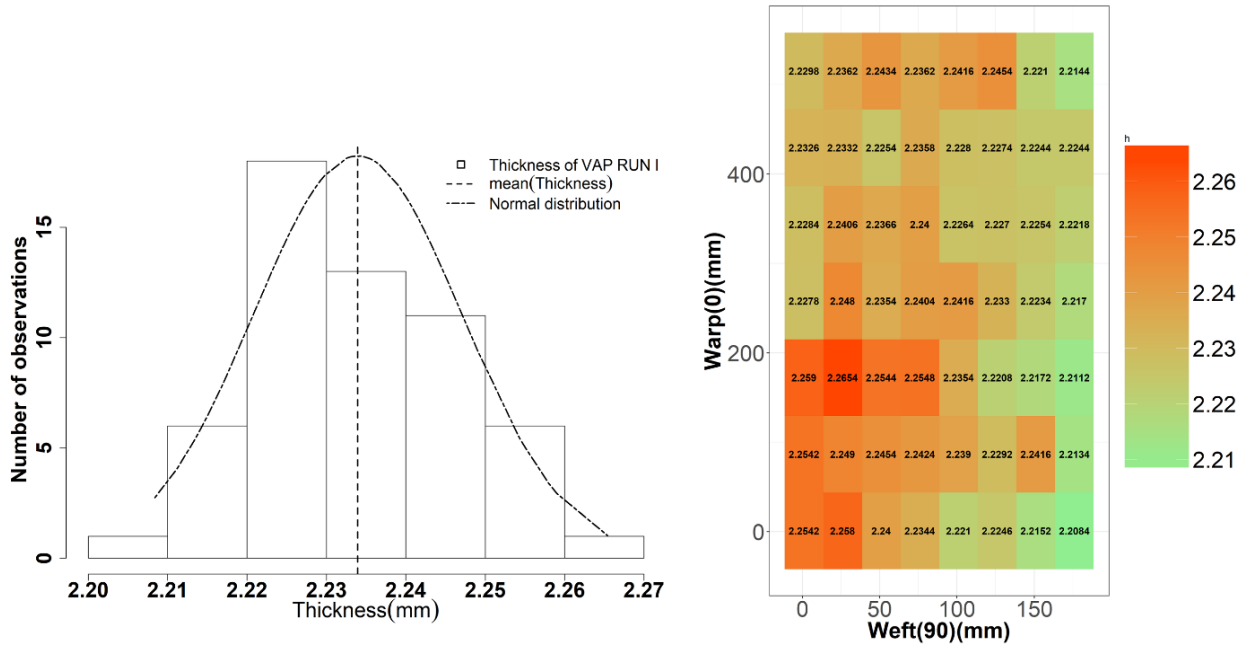


Figura 6.6-13 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo VAP Run 1.

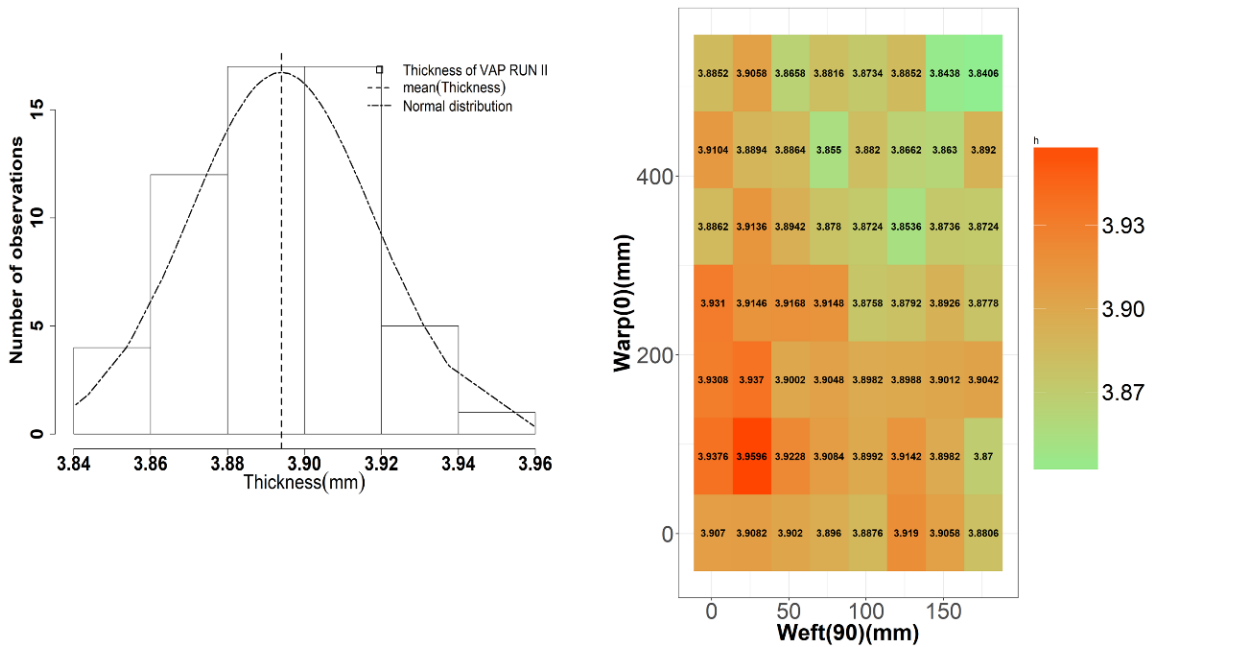


Figura 6.6-14- Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo VAP Run 2.

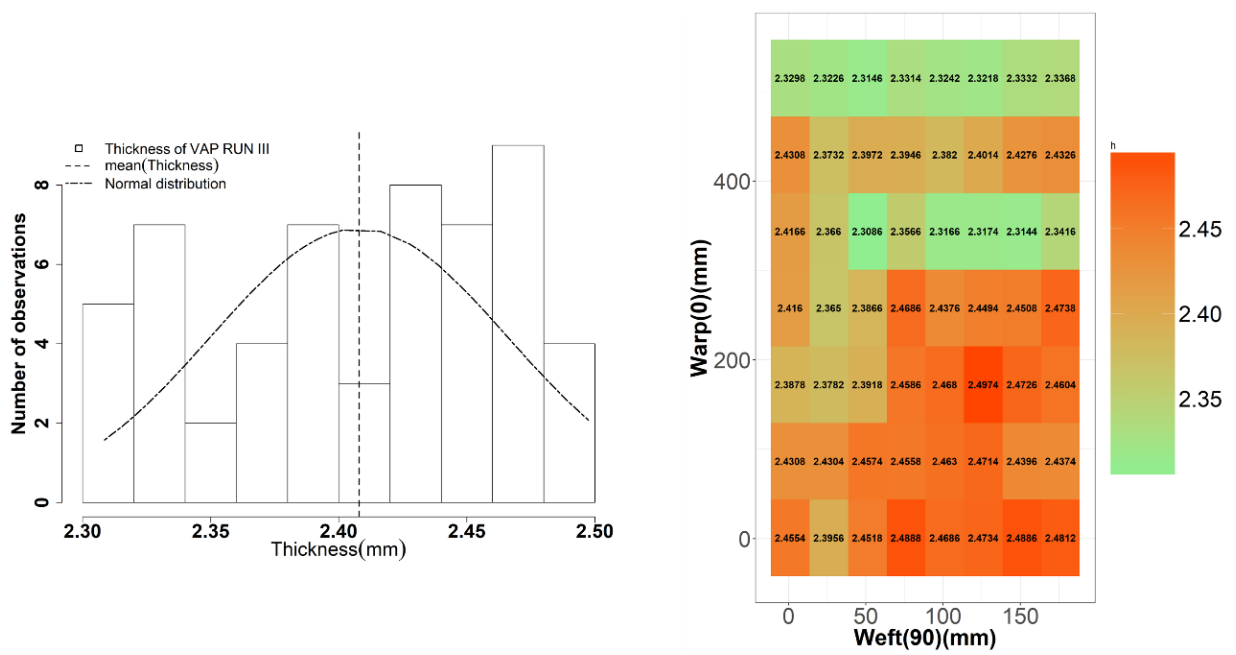


Figura 6.6-15 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo VAP Run 3.

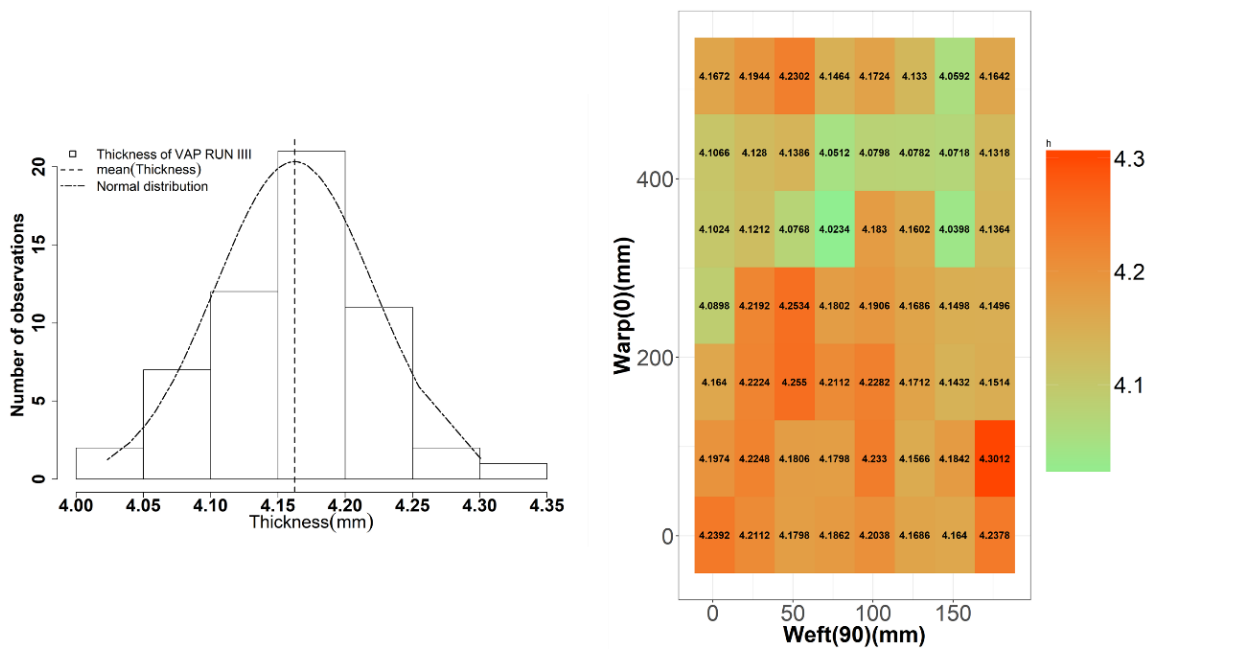


Figura 6.6-16 - Distribuição das espessuras do provete obtido pelo processo VAP Run 4.

6.7. Resultados análise de vazios

6.7.1. Resultados da análise de vazios do processo DBVI

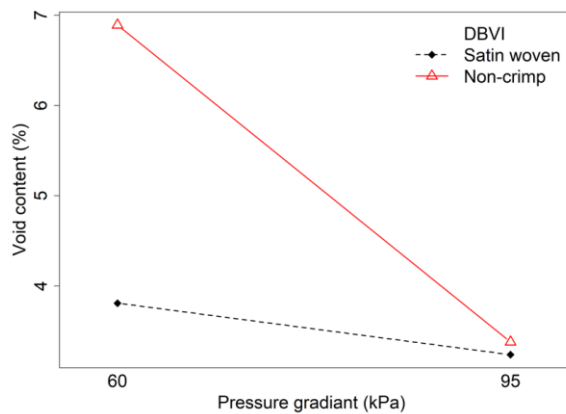


Figura 6.7-1 - Efeito da interação entre o gradiente de pressão e arquitetura do reforço na percentagem de vazios, em laminados produzidos por DBVI.

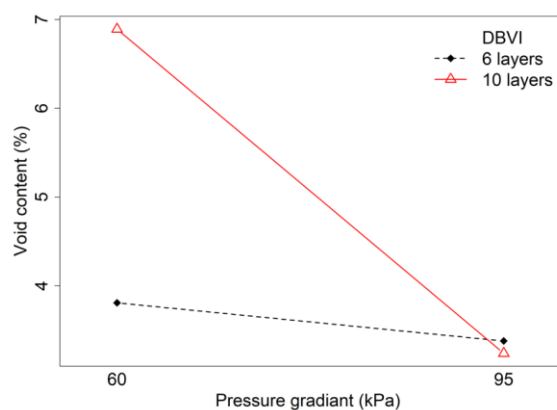


Figura 6.7-2 - Efeito da interação entre o gradiente de pressão e o número de camadas na percentagem de vazios, em laminados produzidos por DBVI

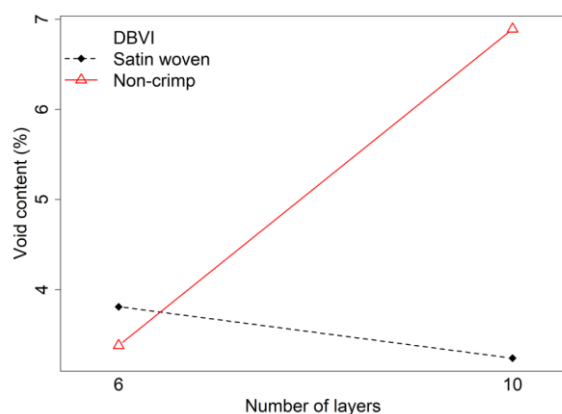


Figura 6.7-3 - Efeito da interação entre o número de camadas e arquitetura do reforço na percentagem de vazios, em laminados produzidos por DBVI

6.7.2. Resultados da análise de vazios do processo CAPRI

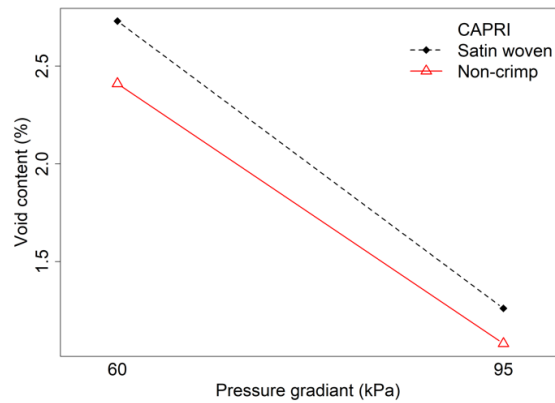


Figura 6.7-4 – Efeito da interação entre o gradiente de pressão e arquitetura do reforço na percentagem de vazios, em laminados produzidos por CAPRI

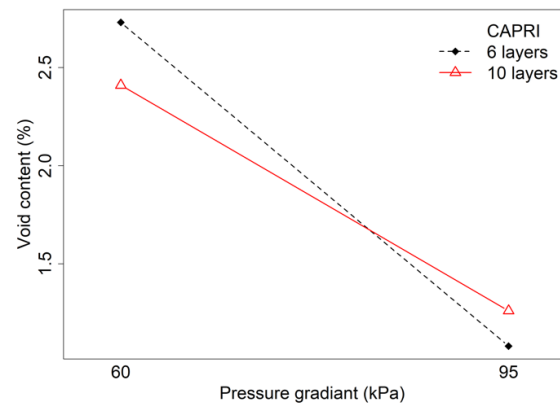


Figura 6.7-5 - Efeito da interação entre o gradiente de pressão e o número de camadas na percentagem de vazios, em laminados produzidos por CAPRI

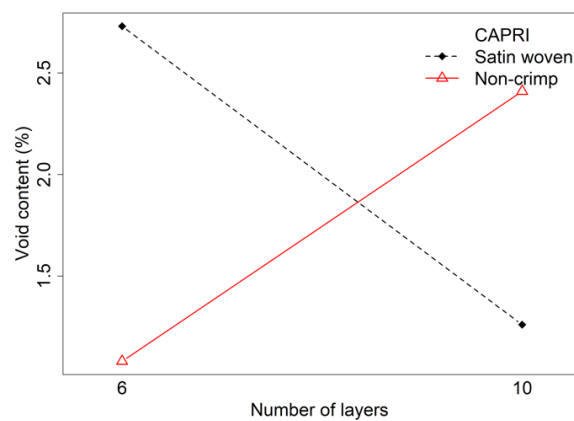


Figura 6.7-6 - Efeito da interação entre o número de camadas e arquitetura do reforço na percentagem de vazios, em laminados produzidos por CAPRI

6.7.3. Resultados da análise de vazios do processo VAP

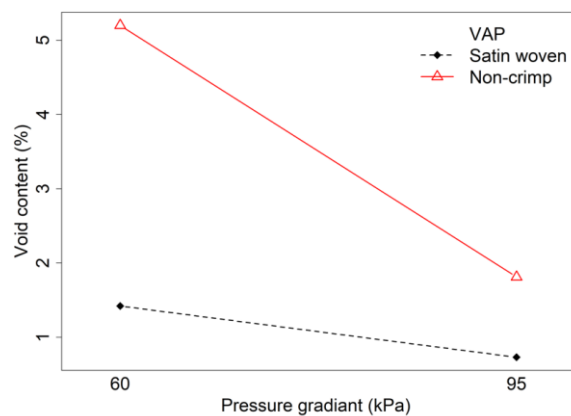


Figura 6.7-7 - Efeito da interação entre o gradiente de pressão e arquitetura do reforço na percentagem de vazios, em laminados produzidos por VAP

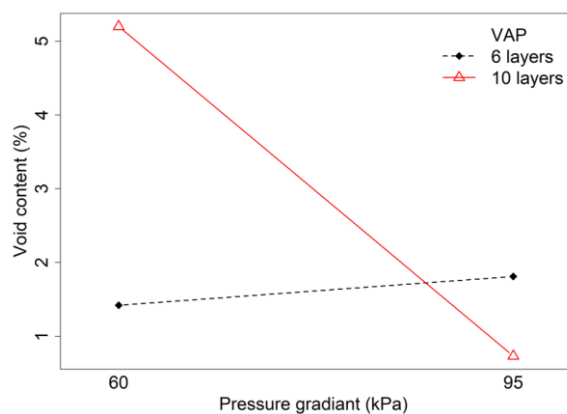


Figura 6.7-8 - Efeito da interação entre o gradiente de pressão e o número de camadas na percentagem de vazios, em laminados produzidos por VAP

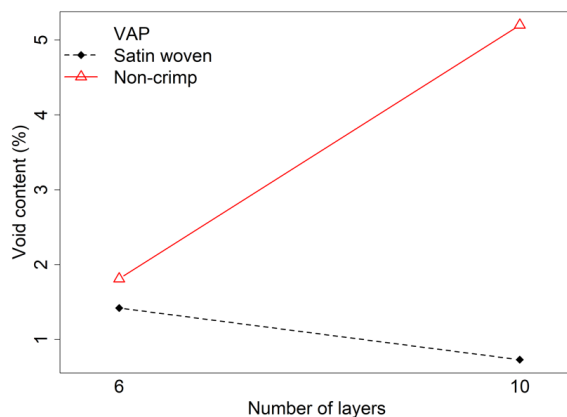


Figura 6.7-9 - Efeito da interação entre o número de camadas e arquitetura do reforço na percentagem de vazios, em laminados produzidos por VAP

6.7.4. Resultados da análise de vazios do processo RTM

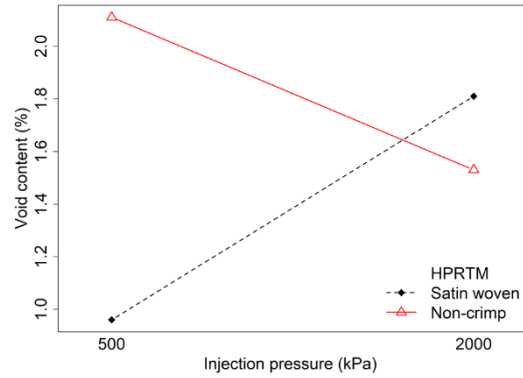


Figura 6.7-10 - Efeito da interação entre a pressão de injeção e arquitetura do reforço na percentagem de vazios, em laminados produzidos por HPRTM

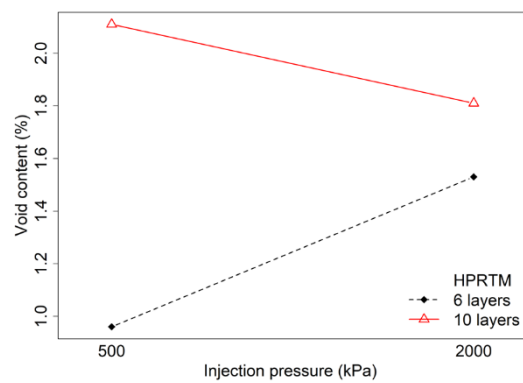


Figura 6.7-11 - Efeito da interação entre a pressão de injeção e o número de camadas na percentagem de vazios, em laminados produzidos por HPRTM

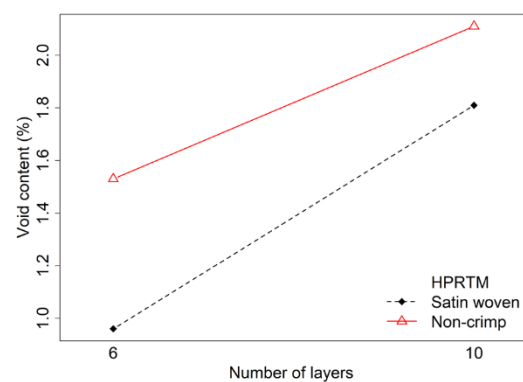


Figura 6.7-12 - Efeito da interação entre o número de camadas e arquitetura do reforço na percentagem de vazios, em laminados produzidos por HPRTM

6.8. Resultados análise de volume de fibra

6.8.1. Resultados da análise do volume de fibra do processo DBVI

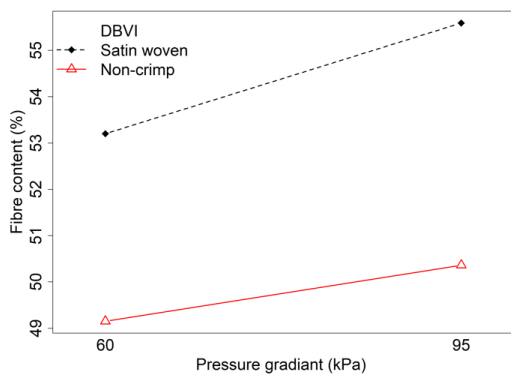


Figura 6.8-1 - Efeito da interação entre o gradiente de pressão e arquitetura do reforço no volume de fibra, em laminados produzidos por DBVI

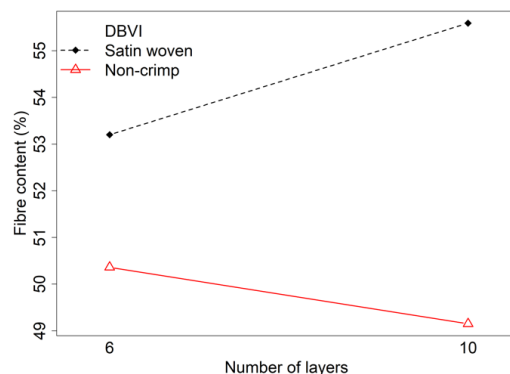


Figura 6.8-2 - Efeito da interação entre o número de camadas e arquitetura do reforço no volume de fibra, em laminados produzidos por DBVI

6.8.2. Resultados da análise do volume de fibra do processo CAPRI

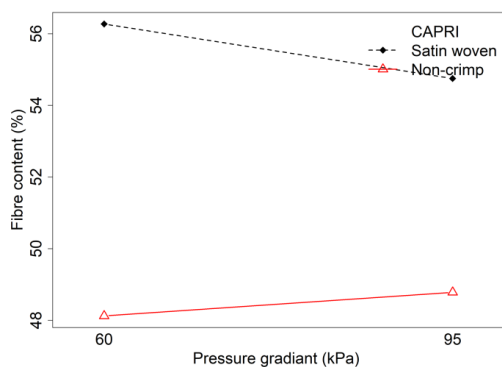


Figura 6.8-3 - Efeito da interação entre o gradiente de pressão e arquitetura do reforço no volume de fibra, em laminados produzidos por CAPRI.

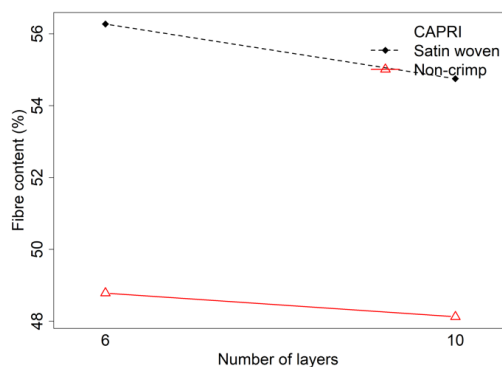


Figura 6.8-4 - Efeito da interação entre o número de camadas e arquitetura do reforço no volume de fibra, em laminados produzidos por CAPRI

6.8.3. Resultados da análise do volume de fibra do processo VAP

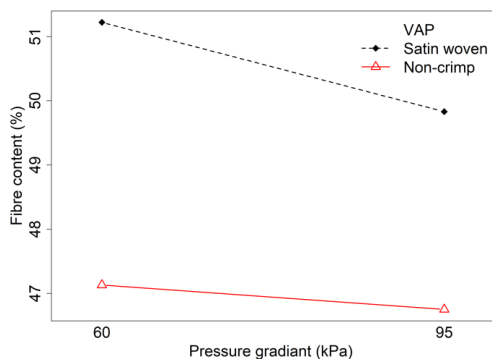


Figura 6.8-5 - Efeito da interação entre o gradiente de pressão e arquitetura do reforço no volume de fibra, em laminados produzidos por VAP

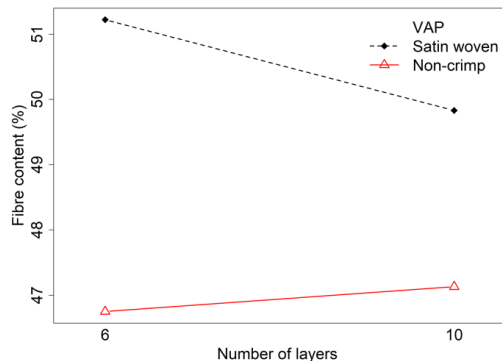


Figura 6.8-6 - Efeito da interação entre o número de camadas e arquitetura do reforço no volume de fibra, em laminados produzidos por VAP

6.8.4. Resultados da análise do volume de fibra do processo RTM

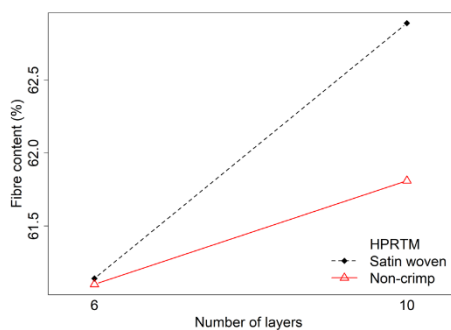


Figura 6.8-7 - Efeito da interação entre o número de camadas e arquitetura do reforço no volume de fibra, em laminados produzidos por HPRTM.

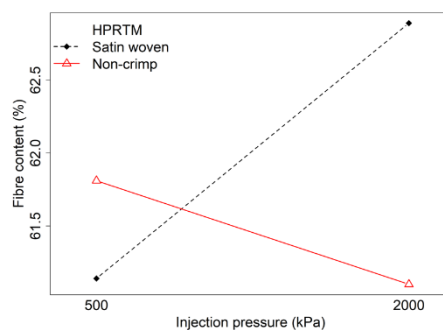


Figura 6.8-8 - Efeito da interação entre a pressão de injeção e arquitetura do reforço no volume de fibra, em laminados produzidos por HPRTM.