



Estudo e validação de um processo de fabrico de materiais compósitos no projeto FLY.PT

DIOGO FERNANDO ASSUNÇÃO BENTO

novembro de 2021

ESTUDO E VALIDAÇÃO DE UM PROCESSO DE FABRICO DE MATERIAIS COMPÓSITOS

Diogo Fernando Assunção Bento

1161005

2021

Instituto Superior de Engenharia do Porto

Departamento de Engenharia Mecânica



ESTUDO E VALIDAÇÃO DE UM PROCESSO DE FABRICO DE MATERIAIS COMPÓSITOS

Diogo Fernando Assunção Bento

1161005

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 Raul Duarte Salgueiral Gomes Campilho.

2021

Instituto Superior de Engenharia do Porto

Departamento de Engenharia Mecânica



JÚRI

Presidente

Doutora Sandra Cristina de Faria Ramos

Professor Adjunto, ISEP

Orientadores

Doutor Raul Duarte Salgueiral Gomes Campilho

Professor Adjunto, ISEP

Arguente

Doutor José Joaquim da Mota Machado

Professor Auxiliar, FEUP

PALAVRAS-CHAVE

Indústria aeronáutica; Indústria aeroespacial; Materiais compósitos; Processos de fabrico; Ultra-RTM; Molde.

RESUMO

A indústria aeronáutica tem um grande impacto na economia mundial e, nos últimos anos, o aumento de componentes em material compósito aumentou consideravelmente. De facto, as novas gerações de aviões possuem mais de 50% dos componentes em material compósito, o que despoletou a necessidade do desenvolvimento dos processos de fabrico associados a este material, a fim de ser possível fabricar componentes com melhores propriedades e baixo peso. Estes processos de fabrico podem ser categorizados por famílias, sendo o *Liquid Composite Molding* (LCM) uma delas. Esta família em específico traz algumas vantagens face às outras, sendo elas o baixo volume de vazios e o elevado volume de fibras, que conferem ao componente melhores propriedades mecânicas. Um dos processos mais recentes no âmbito dos processos LCM é o Ultra-RTM, que ainda carece de otimização do processo de fabrico e validação das respetivas propriedades mecânicas.

Na presente dissertação é realizado o estudo e validação do processo de fabrico Ultra-RTM. Para o efeito, foi desenvolvido um protótipo e um molde para o estudo do processo. Por fim, para a validação dos materiais escolhidos e do processo de fabrico, foram usadas simulações para averiguarem se o processo de fabrico e os materiais selecionados são os mais indicados. Como resultado deste trabalho, foi concluído que o Ultra-RTM é um processo mais eficiente e benéfico dentro da seleção.

KEYWORDS

Aeronautical industry; Aerospace industry; Composite materials; Manufacturing processes; Ultra-RTM; Mold.

ABSTRACT

The aeronautical industry has a great impact on the world economy and, in recent years, the increase in composite material components has considerably increased. In fact, the new generations of aircraft have more than 50% of the components in composite material, which triggered the need to develop the manufacturing processes associated with this material, in order to be able to manufacture components with better properties and low weight. These manufacturing processes can be categorized into families, such as Liquid Composite Molding (LCM). This family in particular brings some advantages over others, namely the low volume of voids and the high volume of fibers, which give the component better mechanical properties. One of the most recent processes within the scope of LCM processes is the Ultra-RTM, which still needs optimization in the manufacturing process and validation of its mechanical properties.

In this dissertation, the study and validation of the Ultra-RTM manufacturing process is carried out. For this purpose, a demonstrator and a mold for the study of the process were developed. Finally, for the validation of the chosen materials and the manufacturing process, simulations were used to ascertain whether the manufacturing process and selected materials are the most suitable. As a result of this work, it was concluded that the Ultra-RTM is a more efficient and beneficial process within the selection.

LISTA DE SÍMBOLOS E ABREVIATURAS

Lista de Abreviaturas

AFP	<i>Automated Fibre Placement</i>
ATL	<i>Automated Tape Laying</i>
DFCM	<i>Dynamic Fluid Compression Molding</i>
HP-RTM	<i>High Pressure Resin Transfer Molding</i>
IA	Indústria Aeronáutica
LCM	<i>Liquid Composite Molding</i>
LIMS	<i>Liquid Injection Molding Simulation</i>
MC	Materiais Compósitos
MEF	Método de Elementos Finitos
PA	Poliamida
PC	Policarbonato
PEEK	Poli-éter-éter-cetona
PP	Polipropileno
RTM	<i>Resin Transfer Molding</i>
SRIM	<i>Structural Reaction Injection Molding</i>
SW	<i>Solidworks</i>
VARTM	<i>Vacuun Assited Resin Transfer Molding</i>

Lista de Unidades

%	Porcentagem
°C	Grau Celcius
$\mu\text{m}/\text{m.K}$	Micro metro por metro Kelvin
bar	Bar
GPa	Giga Pascal
mm	Milímetros
MPa	Mega Pascal
mPa.s	Mili Pascal segundo
W/m.K	Watt por metro Kelvin

Lista de Símbolos

B	Largura do provete
E	Módulo de Elasticidade
E_1	Módulo de Elasticidade na direção 1
E_2	Módulo de Elasticidade na direção 2
G_{13}	Módulo ao corte
h	Espessura do provete
h_i	Espessura do calço
L	Distância entre apoios
L_i	Comprimento do calço
L_s	Distância entre pontos de carga
L_t	Comprimento do provete

n	Número de camadas
T_g	Temperatura de transição vítrea
T_m	Temperatura de fusão
ν_{12}	Coefficiente de Poisson
σ_{ut1}	Tensão de rutura tangencial na direção 1
σ_{ut2}	Tensão de rutura tangencial na direção 2

ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1 - Composição estrutural do Boeing 787 (adaptado de [1]).	3
Figura 2 - Evolução de custos de desenvolvimento projeto da IA [3].	10
Figura 3 - Evolução do uso de MC na IA [5].	10
Figura 4 - <i>Flaps</i> das asas laterais de uma aeronave [7].	11
Figura 5 - Airbus A350 XWB composição estrutural [8].	12
Figura 6 - Boeing 787 composição estrutural [1].	12
Figura 7-Aeronave X-47B [10].	13
Figura 8 - Aeronave A350-1000 XWB [12].	13
Figura 9 - Protótipo eVTOL da Embraer [13].	13
Figura 10 - Importância relativas dos processos de fabricação de MC em 2010 [5].	14
Figura 11 - AFP com orientação e tamanhos de fibra bem definidos [16].	14
Figura 12 - ATL utilizado na fuselagem do Airbus A350 [20].	15
Figura 13 - Utilização do processo enrolamento filamentar par a produção de tanques [23].	16
Figura 14-Moldação por autoclave [25].	16
Figura 15 - Produção de um barco de pequenas dimensões em material compósito por infusão a vácuo [27].	17
Figura 16 - Representação esquemática do processo RTM [22].	18
Figura 17 - Representação esquemática do processo SRIM que se assemelha ao RTM [22].	18
Figura 18 - Equipamento necessário para a realização do processo HP-RTM [31].	19
Figura 19 - Diagrama de combinação de variáveis do Ultra-RTM [33].	20
Figura 20- Demonstração do ciclo DFCM para uma peça de geometria simples [34].	22
Figura 21 - Tijolos de argila reforçados com palha.	23
Figura 22 - (a) <i>roving</i> de fibra de carbono; (b) tecido 2D de fibra de carbono; (c) manta de fibra de vidro [22].	23
Figura 23-Diagrama hierárquico das matrizes poliméricas.	26
Figura 24-Representação esquemática de um provete de ensaio de tração [22].	28
Figura 25-Máquina de ensaios de tração.	29
Figura 26-Representação esquemática do ensaio de flexão de três pontos [22].	29

Figura 27-Representação esquemática do ensaio de flexão de quatro pontos [22].	30
Figura 28 - Variáveis de entrada e de saída para a simulação em LIMS [40].	31
Figura 29- Variáveis de entrada e de saída para a simulação em SW.	31
Figura 30 - (a) exemplo de um teste destrutivo [42]; (b) exemplo de uma simulação num <i>software</i> dedicado [43].	32
Figura 31 - Exemplo da placa 100mm por 200mm em estudo.	38
Figura 32 – Sensores de medição de pressão: (a) medição direta, (b) medição indireta e (c) medição sem contacto [44].	41
Figura 33 - Esboços da geometria do protótipo.	42
Figura 34 – Desenho 3D do protótipo.	42
Figura 35 - Localização de zonas no protótipo.	43
Figura 36 - Gráfico da tensão de rotura das fibras mais usadas na IA.	43
Figura 37 - Gráfico do módulo de elasticidade das fibras mais usadas na IA.	44
Figura 38 - Gráfico da densidade das fibras mais usadas na IA.	44
Figura 39 - (a) camadas antes do processo de cosedura; (b) fibras onduladas de um tecido comum de fibra de carbono.	45
Figura 40 - Gráfico do tempo de injeção para uma determinada pressão para a resina comum.	46
Figura 41 - Gráfico do tempo de injeção para uma determinada pressão para a resina VORAFORCE™ 5300.	46
Figura 42 – Gráfico do tempo de cura da resina VORAFORCE™ 5300 para determinadas temperaturas [46].	47
Figura 43 - Primeira simulação do tempo de injeção.	49
Figura 44 – Tempo de injeção para uma pressão de 2 bar.	50
Figura 45 – Distribuição da pressão durante a injeção.	50
Figura 46 – Tipos de canais de alimentação.	51
Figura 47 - Vedação de um molde.	52
Figura 48 – Parafuso olhal.	53
Figura 49 - Faces centradoras – (1) Posição inicial, (2) Posição intermédia e (3) Posição final.	53
Figura 50 - Resistências em cartucho.	54
Figura 51 – Sensor de temperatura: Termopar.	55
Figura 52 - Sensor de pressão 6165A.	56
Figura 53- Zonas de importância para a criação das faces do molde.	57

Figura 54 - Solução para a produção de cantos no protótipo.	57
Figura 55 - Gráfico da folga existente durante o decorrer do processo de fabrico [33].	58
Figura 56 - Cordão de o-ring em silicone [47].	59
Figura 57 - Contração e dilatação do vedante durante o processo de fabrico.....	59
Figura 58 - Faces centradoras do molde.	60
Figura 59 - Solução de separação entre o protótipo e a face interna do molde.	61
Figura 60 - Modelo CAD do molde.	62
Figura 61 - Vista explodida do modelo CAD do molde.	62
Figura 62 - Vista do molde sem a placa de proteção.....	63
Figura 63 - Temperatura máxima atingida aos 310 segundos apos o início do aquecimento do molde. ...	65
Figura 64 - Temperatura estabilizada ao fim dos 10 minutos.	65
Figura 65 - Pontes de interesse para a obtenção da temperatura.	66
Figura 66 - Gráfico com os pontos de análise para a temperatura durante um período de tempo.	66

ÍNDICE DE TABELAS

Tabela 1 - Protótipos de aeronaves autônomas.....	13
Tabela 2 - Descrição das variáveis do processo HP-RTM (adaptado de [31]).....	19
Tabela 3 - Descrição das variáveis do processo Ultra-RTM (adaptado de [33]).	20
Tabela 4 - Descrição das variáveis do processo DFCM (adaptado de [34])	21
Tabela 5 - Propriedades das fibras de vidro do tipo E, S e R [22].	24
Tabela 6-Propriedades das fibras de carbono [22].....	25
Tabela 7- Propriedades das fibras de aramida [22].....	25
Tabela 8-Propriedades mecânicas de algumas resinas poliméricas (adaptado de [22]).	26
Tabela 9-Dimensões dos provetes consoante a norma [22].	28
Tabela 10-Dimensões de provetes para ensaios de flexão segundo a norma ISSO 14125 [22].	30
Tabela 11 – Parâmetros para a seleção do processo de fabrico.	37
Tabela 12 – Seleção do processo para uma placa simples.	37
Tabela 13 - Caracterização do processo de fabrico Ultra-RTM.	39
Tabela 14 - Orientação das fibras por zona.	48
Tabela 15 - Condições de simulação para a injeção.	48
Tabela 16 - Efeito da pressão de injeção no tempo de enchimento.	49
Tabela 17 - Características do termopar.	55
Tabela 18 - Características do sensor de pressão 6165A.	56
Tabela 19 - Zonas de importância para a produção do molde.	57
Tabela 20 - Propriedades dos materiais candidatos para o molde [48].	64
Tabela 21 - Vantagens e desvantagens do processo de fabrico Ultra-RTM.	67

ÍNDICE

1	INTRODUÇÃO	3
1.1	Contextualização	3
1.2	Objetivos	4
1.3	Metodologia	4
1.4	Estrutura do relatório	5
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	9
2.1	Indústria aeronáutica	9
2.1.1	Importância desta indústria na economia mundial e nacional	9
2.1.2	Utilização de materiais compósitos na indústria aeronáutica	10
2.1.3	Categorias de soluções e produtos desenvolvidos	11
2.1.4	Desenvolvimento de veículos autónomos aéreos	12
2.2	Processos de fabrico de materiais compósitos	14
2.2.1	<i>Automated fibre placement</i>	14
2.2.2	<i>Automated tape laying</i>	15
2.2.3	Enrolamento filamentar	15
2.2.4	<i>Autoclave</i>	16
2.2.5	<i>Infusão a vácuo</i>	17
2.2.6	<i>Liquid composite molding</i>	17
2.3	Técnicas de desenvolvimento de produtos	23
2.3.1	<i>Materiais e métodos de análise</i>	23
2.3.2	<i>Uso de protótipos como auxílio e validação de projeto</i>	27
2.3.3	<i>Software dedicado à simulação</i>	30
2.3.4	<i>Estado-da-arte de projeto na indústria aeronáutica</i>	32

3	DESENVOLVIMENTO	35
3.1	Objetivos.....	35
3.2	Seleção do processo	35
3.2.1	Caracterização do processo.....	38
3.2.2	Controlo do processo	40
3.3	Protótipo do processo	41
3.3.1	<i>Seleção das fibras</i>	43
3.3.2	<i>Seleção da matriz</i>	45
3.3.3	Simulação de injeção em <i>PAM composites</i>	47
3.4	Desenvolvimento do molde.....	51
3.4.1	Sensorização.....	54
3.4.2	Elaboração do modelo CAD do molde.....	56
3.4.3	Seleção do material	63
3.4.4	Análise térmica do molde.....	64
3.5	Análise do processo	67
4	CONCLUSÕES E PROPOSTAS DE TRABALHOS FUTUROS	71
4.1	Conclusões.....	71
4.2	Propostas de trabalhos futuros	72
5	BIBLIOGRAFIA E OUTRAS FONTES DE INFORMAÇÃO	75
6	ANEXOS	81

INTRODUÇÃO

- 1.1 Contextualização
- 1.2 Objetivos
- 1.3 Metodologia
- 1.4 Estrutura do relatório

1 INTRODUÇÃO

1.1 Contextualização

Os materiais compósitos (MC) resultam da combinação de dois ou mais materiais, cujas características são bastante distintas, representando assim um caso particular importância na área dos materiais de engenharia não tradicionais. O exemplo mais vulgar e conhecido são os compósitos fibrosos, isto é, que resultam da disposição de fibras num material aglomerante polimérico, que se designa por matriz, com a finalidade de uma ligação entre estes, proporcionando assim a formação de um novo compósito.

Estes materiais possuem características muito interessantes, nomeadamente, a elevada rigidez, a alta resistência à fadiga e à corrosão, a baixa densidade, e a facilidade em produzir componentes de geometria complexa, cativando assim a indústria aeronáutica (IA) para o seu uso em um vasto campo de aplicações, tendo como exemplos o Boeing 787 (Figura 1) e o Airbus A350 cujo os projetos estruturais, em muitos dos seus componentes críticos, são feitos a partir destes materiais.

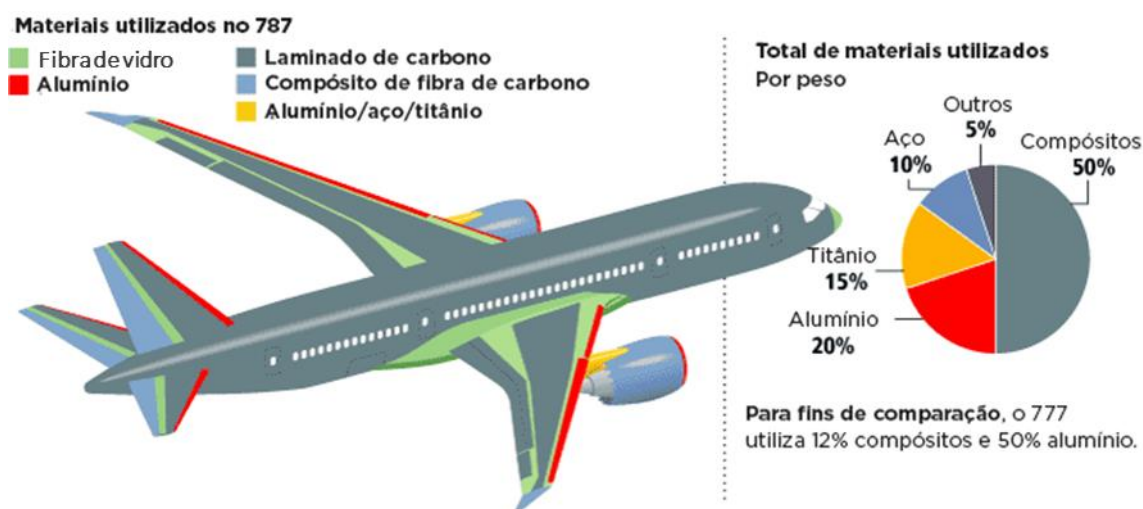


Figura 1 - Composição estrutural do Boeing 787 (adaptado de [1]).

O impulso para a utilização destes materiais na IA deu-se nos anos 70 no ramo da aviação experimental e militar e, desde então, o seu uso tem-se expandido para o ramo da aviação de transporte comercial com uma maior importância na sua utilização, com vista a redução do peso das aeronaves, o que tem como consequência a redução de custos de combustível.

No século XXI, já é possível ver aeronaves como o Boeing 787 ser composto por 50% de compósitos e os restantes 50% por materiais mais tradicionais como o alumínio, o aço, o titânio, entre outros. Comparando com a geração anterior, no Boeing 777 em que se utilizava 50% alumínio, 12% compósitos e os restantes 38% de outros materiais.

Contudo, a IA, para além de querer reduzir os custos de voo com a implementação de MC, também pretende criar outros meios de locomoção mais práticos para curtas distâncias.

1.2 Objetivos

Este relatório tem como objetivo a revisão bibliográfica sobre a IA, os MC e as técnicas de desenvolvimento de produto. Para isso, os temas foram divididos com o intuito de abordar tópicos mais específicos, que no caso da IA, vai ser abordado o seu impacto na economia, a utilização dos MC nesta indústria e o desenvolvimento para veículos autónomos. No tema dos MC, vai ser abordado os tipos de MC e os recursos que existem para análise destes.

Por fim, o último tema realiza uma ponte entre estes dois, em que se aborda os processos de fabrico para os MC.

1.3 Metodologia

No início do desenvolvimento deste relatório foi necessária a realização de pesquisas sobre determinados temas como MC, processos de fabrico recentes para estes tipos de materiais e o uso de protótipos para a validação do projeto, com o intuito de perceber a dimensão e o estudo atual da arte.

Com esta pesquisa, permitiu-se constatar que existe uma enorme variedade de MC e processos de fabrico. Logo, foi importante definir os pontos a serem redigidos neste relatório e, para isso, foi realizando um esboço de um índice. Com este definido partiu-se para pesquisas mais profundas, com o objetivo de abordar os temas a aprofundar. Para complementar estes temas e verificar a veracidade das pesquisas foram procurados artigos e livros para estes mesmos.

Em seguida, iniciou-se o desenvolvimento do estudo e a validação de um processo de fabrico. O processo de fabrico escolhido tinha de pertencer à família *Liquid Composite Molding* (LCM). Após efetuar a seleção do processo, através de comparação de várias características, desenvolveu-se um protótipo para o processo. Este tinha de ter variações geométricas, com o intuito de poder observar o comportamento dele durante o decorrer do processo, e uma zona plana para poder obter provetes.

Com o protótipo desenvolvido, partiu-se para o desenvolvimento de um molde e posterior estudo, por meio de simulações de injeção e térmicas, do protótipo e do molde.

Por fim, realizou-se uma análise do processo, revelando as suas características, como também as suas vantagens e desvantagens

1.4 Estrutura do relatório

O presente relatório foi constituído por três capítulos principais, que se dividem em subcapítulos.

O primeiro capítulo (introdução) pretende enquadrar o relatório nos setores abordados, sendo eles a IA e o setor dos MC, prosseguindo para a apresentação dos objetivos principais que definem os estudos e a estrutura do presente trabalho.

O segundo capítulo (revisão bibliográfica) tem o intuito da apresentação bibliográfica baseada na pesquisa da IA, revelando a sua importância para a economia mundial e o impacto da utilização de MC para os seus produtos, a pesquisa de processos de fabrico de MC e a caracterização destes, sendo todo o capítulo de carácter teórico.

O terceiro capítulo, foi feito o desenvolvimento do trabalho, efetuando a seleção do processo, o desenvolvimento do protótipo, a seleção de materiais para o mesmo, o desenvolvimento do molde, a seleção de materiais para o molde e simulações térmicas e de injeção, para assim poder avaliar o processo escolhido.

De seguida, foi feita uma análise do processo escolhido, demonstrando as suas características e as suas vantagens e desvantagens.

Por fim foi realizada uma conclusão do trabalho, como também a apresentação de proposta de trabalhos futuros.

REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

- 2.1 Indústria Aeronáutica
- 2.2 Processos de fabrico de materiais compósitos
- 2.3 Técnicas de desenvolvimento de produto

2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

2.1 Indústria aeronáutica

2.1.1 Importância desta indústria na economia mundial e nacional

A IA tem-se mostrado um setor fundamental para o desenvolvimento da sociedade e da economia global, contribuído com uma geração 220 bilhões de euros e assegurando mais de 4,5 milhões de postos de trabalho. Porém o impacto desta indústria é bastante maior na União Europeia (UE) e nos seus estados membros, uma vez que os seus grupos, públicos e privados, de interesse, denominados de *stakeholders*, proporcionam uma liderança mundial e comprometem-se a atender às necessidades da sociedade [2]:

- Garantir a mobilidade adequada e sustentável de passageiros e de cargas;
- Produção de riqueza e crescimento económico;
- Contribuição significativa para a balança comercial e competitividade europeia;
- Proporcionar empregos com elevada qualificação;
- Contribuição para a segurança global e autossuficiência.

Assim, estas necessidades são satisfeitas pela IA devido ao seu elevado nível tecnológico e, para que este progrida, é necessário haver um esforço tanto maior a nível tecnológico, como a nível financeiro, com elevados investimentos económicos. Para haver esta progressão, várias empresas colaboram entre si para assim minimizar os riscos por forma a prevenir erros no futuro, que poderão resultar em grandes perdas financeiras.

Os custos de desenvolvimento de projeto de aeronaves são avultosos e crescentes (Figura 2), o que leva a um maior investimento do pré-projecto com o intuito de diminuir os erros que podem gerar grandes riscos e perdas no seu desenvolvimento.

No entanto, nenhum país tem a capacidade de produzir todos os componentes da aeronave, logo é necessário que empresas de diferentes países estabeleçam acordos entre si, a fim de garantir a produção desta [3].

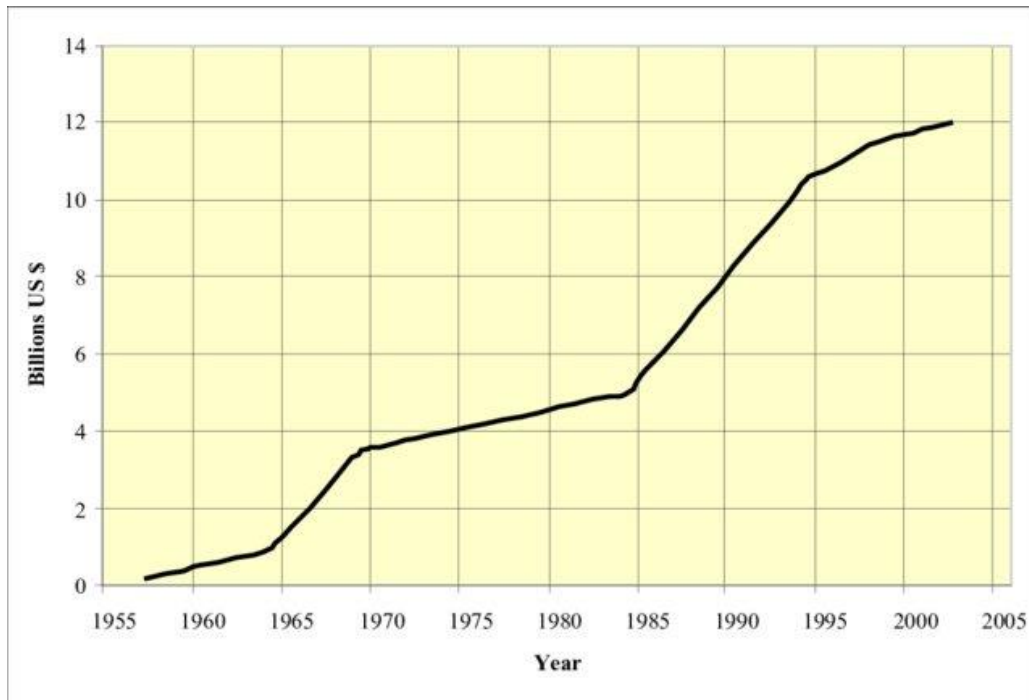


Figura 2 - Evolução de custos de desenvolvimento projeto da IA [3].

2.1.2 Utilização de materiais compósitos na indústria aeronáutica

Os MC começaram a ser utilizados, em pequenas quantidades, na aviação militar, na década de sessenta, e desde então tem progredido para os outros setores da IA, como por exemplo na aviação civil, na década de setenta, para o desenvolvimento de asas secundárias e para a construção de alguns componentes da cauda da aeronave [4]. Contudo, nos últimos anos, a utilização de MC tem vindo a aumentar em vários componentes como também na composição estrutural das aeronaves, um exemplo disto é a nova geração de Airbus A350, onde os MC foram implementados, de forma intensiva na estrutura primária da aeronave (Figura 3) [5].

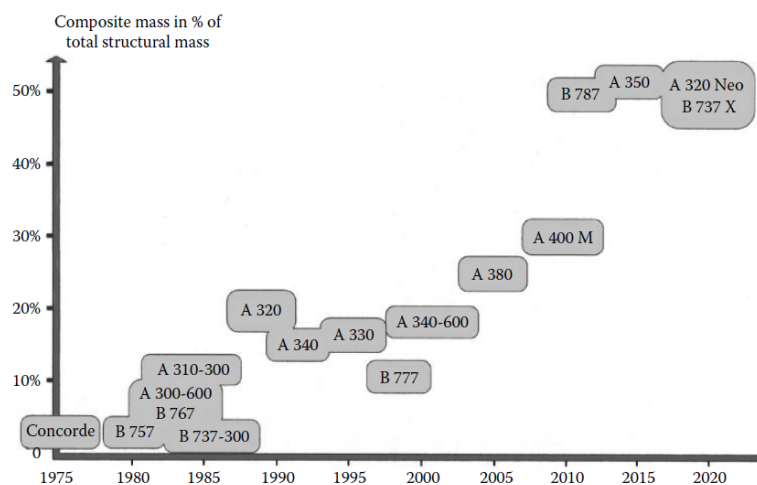


Figura 3 - Evolução do uso de MC na IA [5].

Este aumento de utilização de MC na IA deve-se essencialmente a dois fatores, nomeadamente a melhor relação entre resistência e massa que alguns metais, tendo um aumento em alguns casos de 20% face a esta característica. Devido à sua baixa densidade é possível produzir componentes com a mesma resistência do que os metais, com a vantagem de serem mais leves e como não precisam de muitas fixações por rebites, as estruturas tornam-se mais aerodinâmico, afetando os consumos de combustível e de emissões de carbono [4, 6]. Com esta redução, as aeronaves são mais eficientes e podem assim voar por mais tempo, podendo fazer trajetos diretos entre longas distâncias.

2.1.3 Categorias de soluções e produtos desenvolvidos

Com o uso abundante de MC na IA, estes começaram a substituir componentes metálicos que fazem parte da integridade da aeronave, acabando por assumir papéis importantes na estrutura e controlo da mesma (Figura 4). Com a seguinte lista é possível exemplificar este uso e importância dos MC na aeronave [5].

- Componentes da estrutura primaria:
 - Painel da asa;
 - Estabilizador vertical e horizontal;
 - Fuselagem.
- Controlos de voo:
 - *Ailerons*;
 - *Flaps*;
 - *Spoilers*.
- Interior:
 - Chão;
 - Controlos da cabine;
 - Portas.

Para estes componentes foram desenvolvidas inúmeras soluções desde a combinação de fibra de vidro/epóxico, kevlar/epóxico, fibra de carbono/epóxico (a combinação mais usada) e muitas outras.



Figura 4 - *Flaps* das asas laterais de uma aeronave [7].

2.1.3.1 Airbus A350 XWB

O airbus A350 XWB (Figura 5), na sua composição estrutural, representa cerca de 53% em MC, como por exemplo estabilizadores de voo, asas, carcaça e entre outros que torna esta aeronave bastante leve e aerodinâmica [8].



Figura 5 - Airbus A350 XWB composição estrutural [8].

2.1.3.2 Boeing 787

O Boeing 787 (Figura 6) na sua composição estrutural, representa cerca de 50% em MC, sendo que estes estão aplicados em grande parte do avião, como na fuselagem, asas e estabilizadores de voo, como também na carcaça do motor [1].

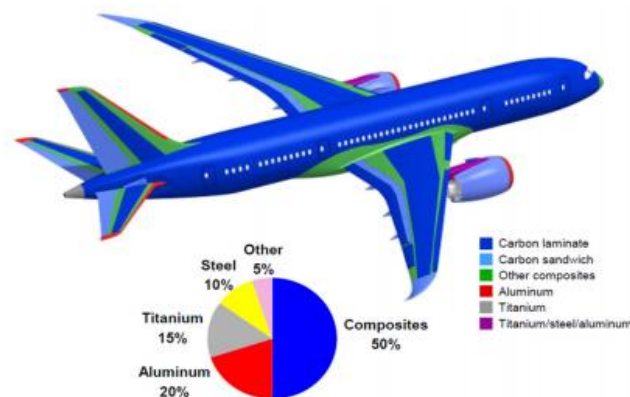


Figura 6 - Boeing 787 composição estrutural [1].

2.1.4 Desenvolvimento de veículos autónomos aéreos

Face ao desenvolvimento das aeronaves, as companhias aéreas debatiam, em 2015, sobre como evitar acidentes, uma vez que a pressão que se impunha nos pilotos era cada vez maior, pois como as aeronaves eram mais leves e económicas, estas eram concebidas para transportar mais passageiros a longas distâncias, o que torna o trabalho como piloto muito exaustivo [9]. Para isso, as companhias aéreas apostaram no desenvolvimento de aeronaves autónomas (Tabela 1), ou seja, as aeronaves são controladas por inteligência artificial em todo o seu percurso, desde a decolagem à aterragem, comunicando com várias bases de dados de vários aeroportos e satélites, para assim planear o voo da melhor maneira com a maior segurança possível.

Tabela 1 - Protótipos de aeronaves autônomas.

Protótipos	Descrição
X-47B	<p>Primeiro caça não tripulado (Figura 7), desenvolvido pela DARPA, teve o seu primeiro voo em 4 de fevereiro de 2011. Esta aeronave foi desenvolvida em MC e com a capacidade de voo autônomo [9].</p>  <p>Figura 7-Aeronave X-47B [10].</p>
A350-1000 XWB	<p>Primeiro avião da Airbus tripulado (Figura 8), com capacidade de decolagem e aterragem, bem como o percurso durante o voo, autônomos. O piloto só interfere na trajetória do avião, posicionando em linha reta com a pista, corrigindo esta posição face aos ventos laterais uma vez que, o sistema autônomo não consegue corrigir [9, 11].</p>  <p>Figura 8 - Aeronave A350-1000 XWB [12].</p>
eVTOL	<p>Desenvolvido pela Embraer (Figura 9), consiste num táxi para a locomoção de passageiros em ambiente urbano, com decolagem vertical, completamente autônomo [13].</p>  <p>Figura 9 - Protótipo eVTOL da Embraer [13].</p>

2.2 Processos de fabrico de materiais compósitos

Para a fabricação de MC existe uma enorme variedade de processos de fabrico (Figura 10) que se tem vindo a desenvolver nos últimos anos. O principal objetivo é de os tornar mais eficientes e rápidos para assim obterem uma maior produção e excelentes propriedades mecânicas, como também a diminuição de recursos e gastos para a obtenção do mesmo componente.

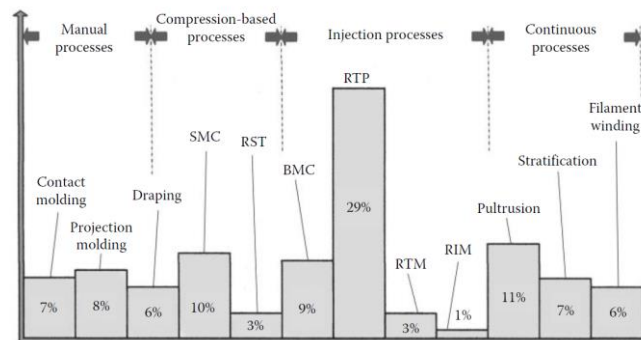


Figura 10 - Importância relativas dos processos de fabricação de MC em 2010 [5].

2.2.1 Automated fibre placement

O *automated fibre placement* (AFP) é um processo que consiste na colocação individual de fibras pré-impregnadas a alta velocidade com elevada precisão (Figura 11), devido ao uso de um braço robótico controlado por um algoritmo que permite com que este se desloque com a maior precisão, para assim as fibras ficarem alinhadas com a orientação que mais vantagens lhes dá. Para além desta propriedade de deslocação rápida, este processo permite ao operador controlar a quantidade de fibra que dispensa através de um sistema de corte para a fibra. Logo, com o uso do braço robótico, este permite um controlo minucioso por parte do operador. Com isto o processo é altamente controlável e de fácil repetição [14, 15].

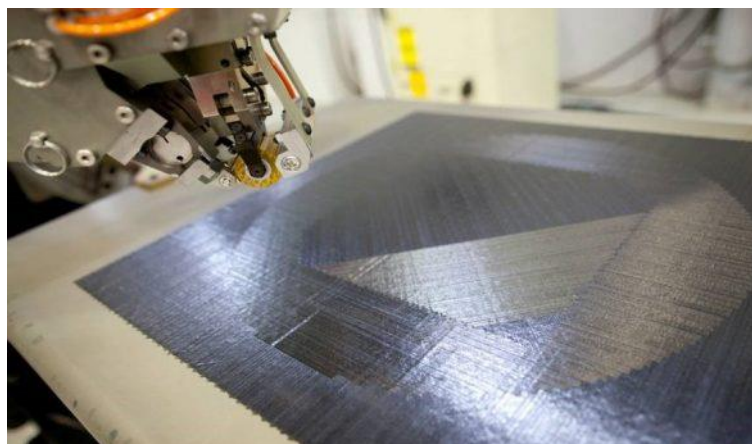


Figura 11 - AFP com orientação e tamanhos de fibra bem definidos [16].

2.2.2 Automated tape laying

O *automated tape laying* (ATL) é um processo semelhante ao AFP, ou seja, a colocação de fibras pré-impregnadas é disposta por um robot, que as coloca na orientação mais apropriada às suas qualidades (Figura 12). No entanto o que os torna diferente é a sua velocidade, pois no processo AFP a matéria-prima são pré-impregnados de fibras unidirecionais cuja largura é bastante reduzida. No processo ATL, as larguras destes pré-impregnados já são maiores o que torna este processo mais rápido. Para além disso é possível fazer estruturas com maior complexidade devido à sua capacidade de fazer cantos com ângulos mais acentuados [14, 17-19].



Figura 12 - ATL utilizado na fuselagem do Airbus A350 [20].

2.2.3 Enrolamento filamentar

O enrolamento filamentar consiste na deposição de fibras sobre um mandril em rotação, fibra esta que já tem de estar impregnadas com resina (Figura 13). Através de sistemas de guiamento é possível orientar o reforço com precisão enquanto é desenrolado, para assim estas estarem orientadas em função das solicitações a que a peça vai estar sujeita. Isto deve-se à facilidade que existe no controlo de movimentos transversais do sistema de deposição de fibras e dos movimentos de rotação provenientes do mandril. O aplicador de fibras permite que as fibras ao serem colocadas estejam tensionadas durante a fase de enrolamento, a fim de garantir uma união entre fibras e boas características mecânicas ao produto acabado [5, 21, 22].

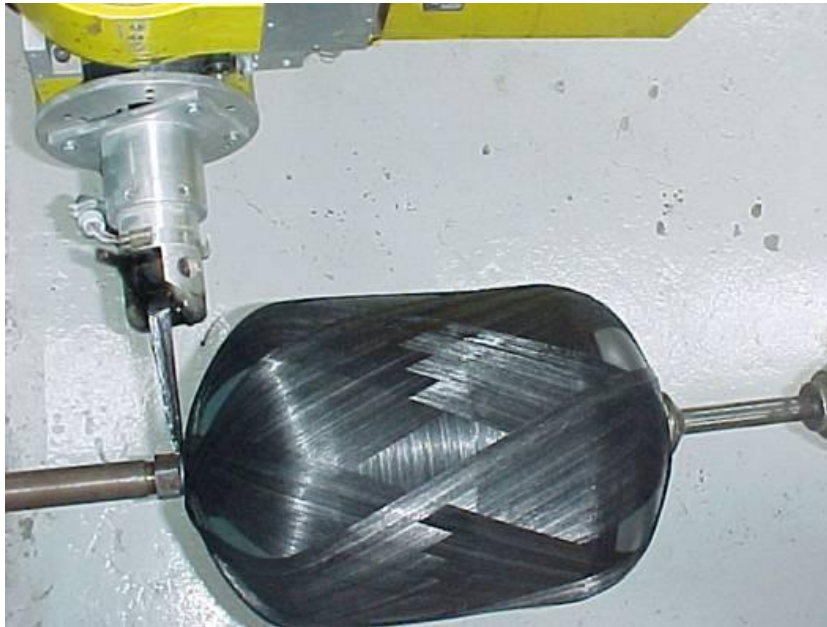


Figura 13 - Utilização do processo enrolamento filamental par a produção de tanques [23].

2.2.4 Autoclave

O processo de moldação em autoclave permite obter componentes em que haja a aplicação simultânea de temperatura, pressão e vácuo (Figura 14). Logo, este processo torna-se bastante moroso, o que não é ideal para a produção em série de componentes uma vez que há uma subida, um estágio a valores constantes e uma descida gradual destas variáveis [24].

Em certas ocasiões, quando não são usados pré-impregnados, é necessário a aplicação de vácuo no molde para que a resina se espalhe uniformemente pelas fibras. Com este processo é garantido um componente homogêneo com um elevado teor de volume de fibras que poderá passar dos 60% [22].



Figura 14-Moldação por autoclave [25].

2.2.5 Infusão a vácuo

O processo de infusão a vácuo (Figura 15) consiste na utilização de um molde onde as fibras são aplicadas sobre este e posteriormente uma membrana flexível. A membrana permite que a resina fluía sobre as fibras sem que haja variações de espessura. Este processo tem como consequências um baixo teor de vazios na peça a ser produzida, como também teor de volume de fibra moderado [17, 26].



Figura 15 - Produção de um barco de pequenas dimensões em material compósito por infusão a vácuo [27].

2.2.6 Liquid composite molding

O LCM é uma família de processos de fabrico de MC. Esta distingue-se pelo facto de a matriz se encontrar no estado líquido e ser forçada a misturar-se com as fibras que estão dispostas dentro de um molde [17], com o principal objetivo de obter a máxima impregnação de matriz líquida nas fibras assim que esta propaga pelas mesmas. A impregnação é feita a partir de diferenças de pressão, sendo que estas podem ser resultado de equipamentos como prensas hidráulicas, bombas de vácuo e bombas de injeção de matriz no molde.

O uso de processos desta família traz várias vantagens como:

- Baixo volume de vazios;
- Elevado volume de fibras;
- Obtenção de geometrias mais complexas;
- Excelente acabamento das peças produzidas;
- Diminuição de resíduos.

Contudo, para que as peças formadas por estes processos tenham estas qualidades todas é necessário utilizar equipamentos dispendiosos, o que encarece o custo de produção.

2.2.6.1 Resin transfer molding

O *Resin transfer molding* (RTM) é um processo de fabricação que consiste na injeção de resina sob pressão para dentro de uma cavidade de moldação (Figura 16). Esta cavidade é formada a partir de um molde e um contramolde cujas extremidades têm uma saliência para que a resina, em excesso, possa fluir para fora do molde assim que o molde fique sob pressão, de maneira a garantir uma uniformidade, em toda a peça, de volume de fibras [28].

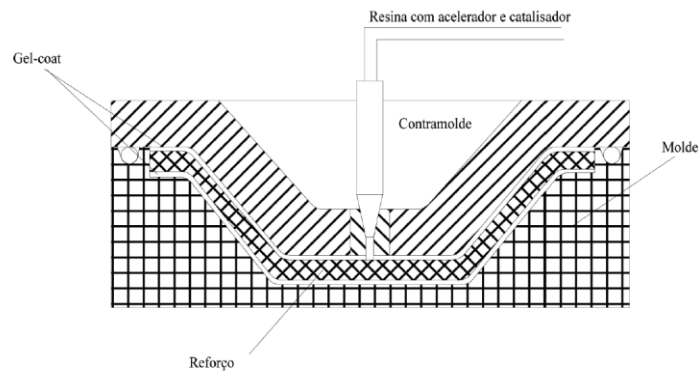


Figura 16 - Representação esquemática do processo RTM [22].

Para este processo existem algumas variantes como por exemplo o *Vacuum Assisted Resin Transfer Molding* (VARTM) que recorre ao uso do vácuo após a injeção da resina, melhorando assim os teores de volume de fibra face ao processo que lhe deu origem, o *Structural Reaction Injection Molding* (SRIM) (Figura 17). Este processo melhora o tempo de cura, já que utiliza uma resina de baixa viscosidade de duas partes (resina mais o endurecedor), o isocianato e o polioli, que quando combinados permitem que a resina cure mais rapidamente diminuindo assim o tempo de ciclo face ao processo RTM [22].

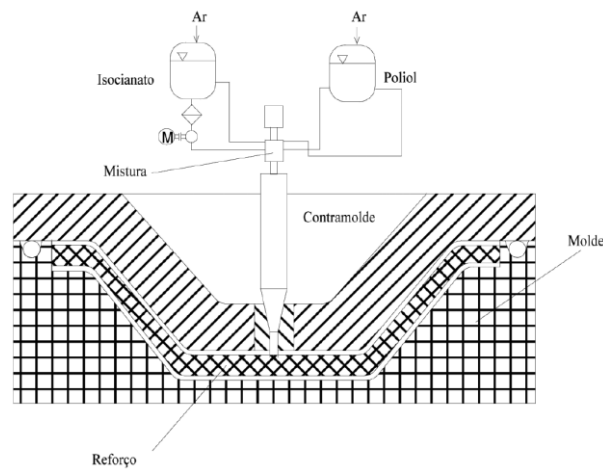


Figura 17 - Representação esquemática do processo SRIM que se assemelha ao RTM [22].

2.2.6.2 High Pressure RTM

O *High Pressure* (HP-RTM) é uma variante do processo RTM, que consiste na injeção de resina para dentro da cavidade de moldação (Figura 18). A pressão de injeção é bastante mais elevada, o que contribui para a pressão no molde ser também mais elevada (Tabela 2). Com isto, é possível obter volumes de vazios mais baixos, volumes de fibras mais altos e tempos de ciclo mais baixos [29]. Contudo, com a utilização de pressões elevadas é necessário realizar uma pré-forma das fibras e garantir um elevado controlo do processo, para que não haja movimentação de fibras dentro do molde, acabando por criar peças defeituosas e com resistência mais inferior à esperada [30].



Figura 18 - Equipamento necessário para a realização do processo HP-RTM [31].

Tabela 2 - Descrição das variáveis do processo HP-RTM (adaptado de [31]).

Variáveis do processo	Descrição
Pressão de entrada de resina	A pressão de injeção é bastante elevada podendo chegar aos 140 bar, porém afeta a posição das fibras em relação à peça desejada.
Pressão de molde	A pressão do molde pode ultrapassar as 2500 toneladas de pressão uma vez que a pressão de entrada de resina contribui para este valor.
Tempo de ciclo	O tempo de ciclo varia consoante a geometria, porém o tempo de cura e de injeção de resina podem afetar negativamente ou positivamente este tempo.
Custo de operação	O custo de operação é bastante elevado face a outros processos da mesma família, pois este depende de equipamentos que permitem o uso de pressões elevadas exigidas pelo processo.

2.2.6.3 Ultra-RTM

O Ultra-RTM é um processo semelhante ao RTM, que foi desenvolvido para diminuir os custos de produção e aumentar a cadência produtiva (Figura 19). Para isso, o processo consiste na injeção de resina a baixa pressão para o interior do molde, o que acaba por eliminar uma das desvantagens do RTM, a movimentação de fibras dentro do molde, permitindo assim uma maior quantidade de peças uniformes durante toda a produção (Tabela 3). Para além disso, os volumes de fibras são mais elevados, podendo alcançar volumes na ordem dos 70%, e a percentagem de vazios é bastante reduzida ou até mesmo inexistente [32].

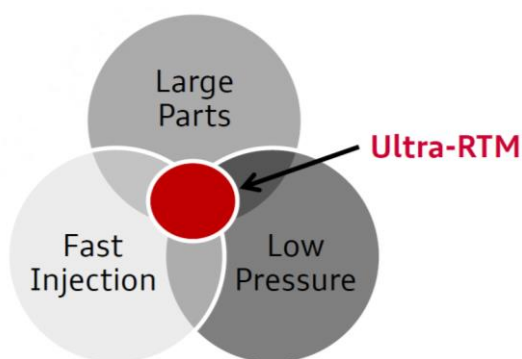


Figura 19 - Diagrama de combinação de variáveis do Ultra-RTM [33].

Todas estas vantagens são proporcionadas pela utilização de resinas com baixo teor de viscosidade e tempos de cura bastante reduzidos.

Tabela 3 - Descrição das variáveis do processo Ultra-RTM (adaptado de [33]).

Variáveis do processo	Descrição
Pressão de entrada de resina	A pressão de injeção é baixa, não ultrapassando dos 20 bar para componentes de grandes dimensões.
Pressão de molde	A pressão do molde pode chegar até 400 toneladas de pressão.
Tempo de ciclo	O tempo de ciclo varia consoante a geometria, porém o tempo de cura e de injeção de resina podem afetar negativamente ou positivamente este tempo.
Custo de operação	O custo de operação é reduzido uma vez que os equipamentos não necessitam de pressões elevadas, e o tempo de ciclo é inferior ao RTM, o que permite uma maior cadência produtiva.

2.2.6.4 *Dynamic Fluid Compression Molding*

O *Dynamic Fluid Compression Molding* (DFCM) é um processo que deriva do RTM, porém não utiliza equipamentos de injeção de resina, já que a matriz é disposta sobre as fibras. Estas fibras estão dispostas sobre um molde e, quando aplicado o contramolde, a resina é dispersa sobre este uniformemente, formando peças em que o volume de fibras alcança facilmente os 60%, com volumes de vazios muito baixos ou praticamente inexistentes e os tempos de ciclo mais baixos (Figura 20). O tempo de ciclo não depende da injeção de resina para o interior da cavidade de moldação e utiliza uma bomba de vácuo para retirar o ar do molde aumentando a velocidade de dispersão da resina (Tabela 4) [34].

Contudo, este processo, quando utilizado para geometrias mais complexas necessita de um maior uso de resina, a fim de esta poder fluir uniformemente por todo o molde, o que leva a maiores desperdícios da mesma e a encarecer o processo.

Tabela 4 - Descrição das variáveis do processo DFCM (adaptado de [34]) .

Variáveis do processo	Descrição
Pressão de entrada de resina	A pressão de injeção é inexistente uma vez que a resina é depositada sobre as fibras.
Pressão de molde	A pressão do molde pode passar das 300 toneladas de pressão, podendo este aumentar se for usada uma bomba de vácuo para facilitar a dispersão do molde.
Tempo de ciclo	O tempo de ciclo varia consoante a geometria, porém o tempo de cura e de injeção de resina podem afetar negativamente ou positivamente este tempo.
Custo de operação	O custo de operação é baixo uma vez que os equipamentos não necessitam de pressões elevadas.

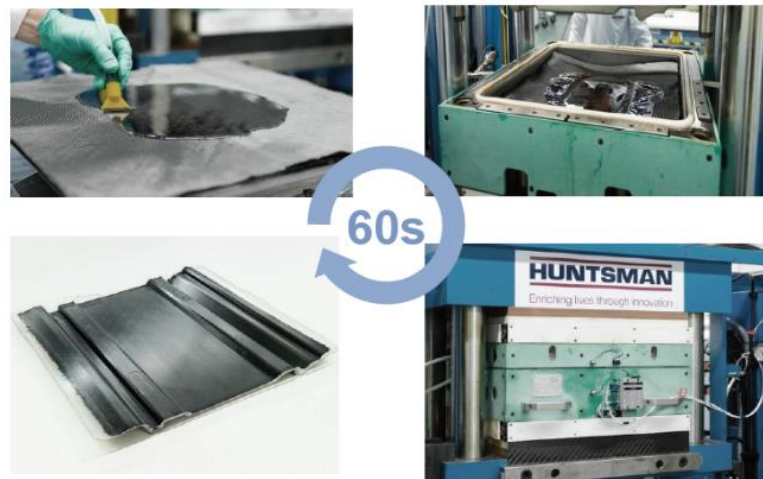


Figura 20- Demonstração do ciclo DFCM para uma peça de geometria simples [34].

2.2.6.5 Estado-da-arte do desenvolvimento e aplicações

Para o desenvolvimento de componentes em MC, primeiramente é necessário escolher o processo de fabrico que melhor se adequa ao componente a ser produzido, para assim conferir a este as melhores propriedades mecânicas para as solicitações exigidas como também o melhor acabamento possível, a fim de reduzir custos em pós-operações de melhoramento de superfície.

Laurenzi et al. [35] procederam ao estudo da fabricação de um protótipo de uma viga para a carcaça de uma aeronave, em material compósito, por RTM. A viga pertence à estrutura primária com várias secções grossas e mudanças abruptas de forma. Para complementar o estudo, usou-se uma ferramenta de cálculo para investigar os padrões de fluxo de resina. Laurenzi et al. concluíram que, face à existente solução em alumínio, a viga possuía superfícies pintáveis e estéticas de alto grau e conferiu uma redução de peso de 20%, como também o protótipo é uma prova para a substituição de metais, em estruturas primárias, por MC em aplicações aeronáuticas.

Fleischer et al. [36] estudaram o fabrico de componentes em MC analisando os efeitos que os processo têm nas propriedades e nos custos. Para isso procederam à comparação dos processos existentes e enumeraram algumas vantagens e desvantagens destes. Por fim, concluíram que existem uma grande quantidade de possibilidades de fabricação de componentes em material compósito, o que permite a obtenção de diferentes propriedades para as mesmas matérias-primas.

2.3 Técnicas de desenvolvimento de produtos

2.3.1 Materiais e métodos de análise

Os MC já são usados desde os primórdios da civilização do antigo Egito, na criação de tijolos de argila com reforços de fibras de palha dispostas aleatoriamente (Figura 21) para a construção de habitações. Porém com o avançar dos anos os materiais foram-se desenvolvendo e foram surgindo novas matrizes e reforços para o desenvolvimento de MC.



Figura 21 - Tijolos de argila reforçados com palha.

2.3.1.1 Reforços

Os reforços mais conhecidos são, a fibra de vidro, as fibras de carbono e as fibras de aramida, que podem apresentar várias formas consoante a sua aplicação e podem ser fornecidas como mantas, tecidos 2D, *roving*, entre outros (Figura 22) [22].

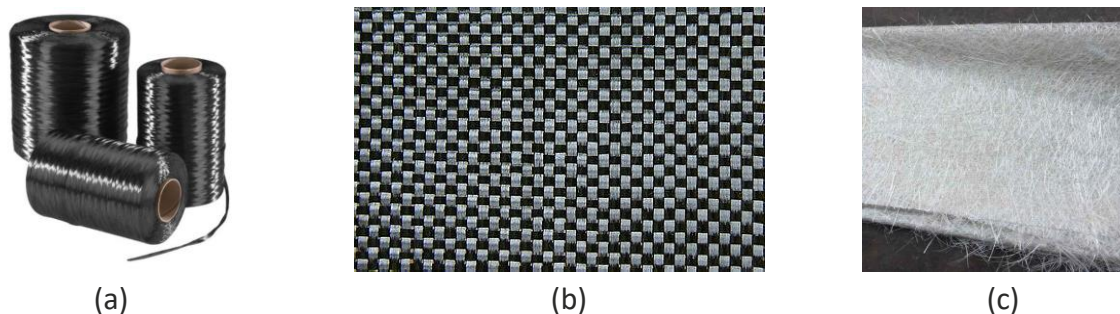


Figura 22 - (a) *roving* de fibra de carbono; (b) tecido 2D de fibra de carbono; (c) manta de fibra de vidro [22].

As fibras de vidro são um dos reforços mais utilizados na indústria devido ao seu baixo custo e fácil processo de obtenção que consiste no estiramento de vidro fundido através de uma fiação produzida numa liga de platina-ródio com artifícios de dimensões muito precisas [22]. Contudo, se os vidros tiverem propriedades diferentes, estas podem afetar as propriedades das fibras de vidro, logo existem vários tipos de fibra de vidro sendo elas do tipo E, S e R (Tabela 5).

Tabela 5 - Propriedades das fibras de vidro do tipo E, S e R [22].

Propriedade	Vidro E	Vidro S	Vidro R
Densidade	2,6	2,49	2,55
Módulo de Elasticidade (GPa)	73,0	85,5	86,0
Tensão de rotura (MPa)	3400	4580	4400
Deformação na rotura (%)	4,4	5,3	5,2
Coefficiente de expansão térmica ($10^{-6}/^{\circ}\text{C}$)	5,0	2,9	4,0

As fibras de carbono já são usadas desde a década de 60 e devido as suas propriedades o seu uso intensificou-se por toda a indústria, desde a IA a bens de consumo desportivo por todo o mundo. Com a evolução e o aperfeiçoamento dos processos de obtenção de fibras de carbono, estas são agrupáveis em dois grandes grupos, as fibras de carbono propriamente ditas que têm um teor carbono entre 80% a 95% e as fibras de grafite que chegam aos 99% de carbono em toda a sua composição química. Estas últimas são especialmente utilizadas na indústria aeroespacial e aeronáutica devido ao seu elevado desempenho mecânico.

Estas fibras são produzidas através da decomposição térmica de vários precursores orgânicos, sendo essencialmente 3 [37]:

- Celulose (fibras Rayon);
- Poliacrilonitrilo (PAN);
- Alcatrão (Pitch).

Os diferentes precursores atribuem diferentes propriedades mecânicas às fibras de carbono. A produção de fibras a partir da celulose caiu em desuso nos primeiros anos, uma vez que originava propriedades mecânicas muito baixas quando comparadas aos outros precursores, porém o método foi aprimorado e as propriedades mecânicas destas são iguais aos outros processos. As fibras provenientes do alcatrão possuem propriedades mais baixas que as restantes, mas são capazes de satisfazer o mercado já que são mais acessíveis. Por fim, o precursor mais utilizado é o PAN, pois o processo que é utilizado é mais simples que os restantes e permite obter fibras com elevado módulo de elasticidade ou com elevada resistência, sendo que estas duas características dependem se existe a etapa de grafitação no processo ou não, respetivamente (Tabela 6).

Tabela 6-Propriedades das fibras de carbono [22].

Propriedade	PAN	Pitch	Rayon Fibers
Densidade	1,8	2,0	1,7
Módulo de Elasticidade (GPa)	200-400	300-700	415-680
Tensão de rotura (MPa)	2480-5600	1900-2200	2070-2760
Deformação na rotura (%)	0,6-1,2	1-1,5	0,5-0,6
Coeficiente de expansão térmica axial ($10^{-6}/^{\circ}\text{C}$)	-0,7 a -0,5	-1,6 a -0,9	-

As fibras aramídicas foram comercializadas pela primeira vez em 1972, estas são produzidas a partir de poliamidas aromáticas, em que o produto final possui uma cadeia de molecular alinhada, dando assim boas propriedades mecânicas as fibras. Estas fibras apresentam excelente resistência química e mecânica, ótima relação rigidez-peso, boa resistência ao impacto e à fadiga (Tabela 7).

Tabela 7- Propriedades das fibras de aramida [22].

Propriedade	Kevlar® 29	Kevlar® 49	Twaron®
Densidade	1,44	1,45	1,44
Módulo de Elasticidade (GPa)	60	129	60
Tensão de rotura (MPa)	3000	3000	2600
Deformação na rotura (%)	3,6	1,9	3
Coeficiente de expansão térmica axial ($10^{-6}/^{\circ}\text{C}$)	-2,0	-2,0	-

2.3.1.2 Matrizes

As matrizes usadas para a formação de MC são de natureza polimérica e são divididas em dois grandes grupos, sendo um deles o grupo das matrizes poliméricas de carácter termoplástico e ou outro de carácter termoendurecível (Figura 23).

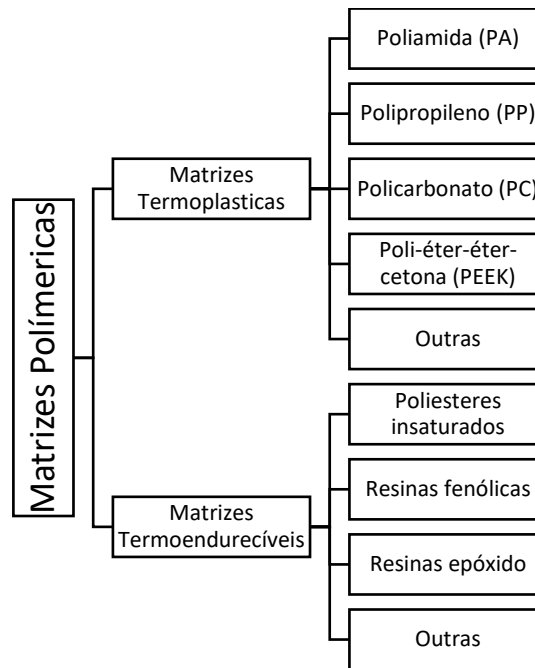


Figura 23-Diagrama hierárquico das matrizes poliméricas.

A Tabela 8 mostra as propriedades mecânicas de algumas resinas poliméricas. As matrizes termoplásticas são constituídas pela sua maioria por plásticos técnicos, com por exemplo a poliamida (PA), o polipropileno (PP), o poli-éter-éter-cetona (PEEK), o policarbonato (PC), entre outros. Estes são formados a partir de macromoléculas individuais lineares sem que haja reticulação entre si. Os termoplásticos possuem propriedades muito boas, sendo elas, resistência ao impacto, maior tenacidade e a possibilidade de reciclagem, ou seja, quando submetidos a uma fonte de calor as ligações formadas pelas moléculas quebram-se temporariamente o que permite a mobilidade entre elas.

Tabela 8-Propriedades mecânicas de algumas resinas poliméricas (adaptado de [22]).

Resina	E [GPa]	Tensão de rotura [MPa]	Deformação à rotura [%]	
Termoplástica	PP	1,4	34	400
	PC	2,4	65	125
Termoendurecível	Poliéster	3,6	55	2,0
	Fenólica	2,0	32	1,8
	Epóxi	4,1	125	5,0

Por outro lado, as matrizes termoendurecíveis geram moléculas tridimensionais muito rígidas e ao contrário dos termoplásticos, estas não podem ser reprocessadas, uma vez que, quando são elevadas a temperaturas mais altas, estas entram em decomposição sendo assim irreversível o processo para a obtenção destas matrizes. Normalmente as matrizes termoendurecíveis são compostas por duas ou três partes: a resina, o catalisador e o endurecedor, que quando misturados nos rácios adequados dá-se a polimerização que habitualmente se designa por cura e esta tanto pode ocorrer tanto à temperatura ambiente como também em ambientes controlados, onde existe o controlo de temperatura e pressão para que a cura aconteça.

Por fim, as matrizes poliméricas possuem uma característica em especial que são as temperaturas de transição. Estas podem ser divididas em temperatura de transição vítrea (T_g) e em temperatura de fusão (T_m) [22]. A T_g marca a mudança do comportamento rígido para um comportamento em que o polímero fica mole, caracterizando-se assim como amolecimento, tornando este facilmente deformável. Já a T_m permite que o polímero entre no estado líquido viscoso. Nas matrizes termoplásticas quando se atinge a T_m esta fica num estado líquido viscoso, o que permite que estas adquiram a característica de reutilizável, por outro lado as matrizes termoendurecíveis quando chegam a esta temperatura começam a detor-se, fazendo com que percam propriedades mecânicas e não sejam reutilizáveis [22].

2.3.2 Uso de protótipos como auxílio e validação de projeto

Para a validação de um projeto é necessário efetuar uma avaliação rigorosa aos componentes produzidos. Para isso é concebido um protótipo do componente a ser produzido e este é ensaiado. No entanto, este método é o mais dispendioso e está limitado a uma fase final do produto, logo existe um especial interesse na resolução de ensaios de pequenas amostras, de maneira a se conseguir extrapolar para o comportamento do componente.

Isto é particularmente importante no caso dos MC, uma vez que o seu comportamento é mais complexo que os materiais estruturais tradicionais. E no caso de obtenção de amostras para análise, estas são mais difíceis de ser feitas, já que os MC podem ter várias camadas de fibras com orientações diferentes, logo produzir várias amostras que sejam iguais entre si é bastante difícil.

2.3.2.1 Ensaio de tração

O ensaio de tração é especialmente usado em compósitos unidirecionais com o intuito de descobrir o módulo de elasticidade na direção 1 (E_1), o coeficiente de Poisson na direção 1-2 e a tensão de rutura tangencial na direção 1 (σ_{ut1}) para quando a orientação de fibras é $[0]_n$, em que n representa o número de camadas. Quando a orientação é de $[90]_n$, obtém-se os valores módulo de elasticidade na direção 2 (E_2) e a tensão de rutura tangencial na direção 2 (σ_{ut2}).

Para a realização deste ensaio é importante obter provetes com as dimensões idênticas às que estão presentes nas normas (Figura 24 e Tabela 9), a fim de os resultados serem coerentes consoante a norma escolhida.

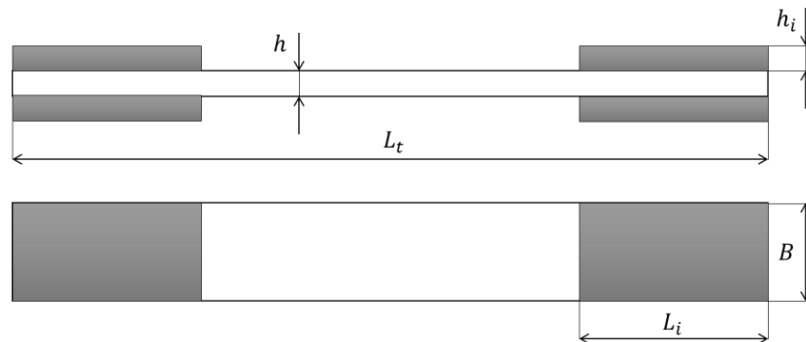


Figura 24-Representação esquemática de um provete de ensaio de tração [22].

Tabela 9-Dimensões dos provetes consoante a norma [22].

Laminado	Norma	L_t (mm)	B (mm)	h (mm)	L_i (mm)	h_i (mm)
[0] _n	ASTM D 3039	250	15	1,0	56	1,5
	ISSO 527	250	15	1,0	50	0,5-2,0
	GRAG 300	200-250	10	1,0	50	0,5-2,0
[90] _n	ASTM D 3039	175	25	2,0	25	1,5
	ISSO 527	250	25	2,0	50	0,5-2,0
	GRAG 300	200-250	20	2,0	50	0,5-2,0
Multidirecional	ASTM D 3039	250	25	2,5	-	-
	ISSO 527	≥200	12,5-25	1,0-10	45	3,0
	GRAG 300	≥200	≥10h, 20	1,0-4,0	≥50	0,5-2,0

Com os provetes dimensionados, estes são colocados numa máquina específica do ensaio de tração (Figura 25). Esta aplica uma força nas extremidades deste a uma determinada velocidade especificada na norma. Quando a máquina está a realizar o ensaio, ao mesmo tempo esta está a reproduzir um gráfico do comportamento do provete, que a partir destes resultados é possível obter as tensões máximas e módulos de elasticidade do MC [38].



Figura 25-Máquina de ensaios de tração.

2.3.2.2 Ensaio de flexão

Os ensaios de flexão são muito utilizados, visto que o procedimento e os equipamentos necessários à realização são bastante simples o que torna o principal objetivo deste ensaio ser fácil de se concretizar. O objetivo principal é a determinação do E_1 e no caso da utilização de provetes com a orientação de fibras de $[0]_n$ é a resistência longitudinal mínima.

Estes ensaios são úteis para o controlo de qualidade, uma vez que não necessitam de preparação e instrumentação adicional quando comparados com os ensaios de tração.

Os ensaios de flexão podem ser divididos em dois tipos sendo eles o ensaio de três pontos (Figura 26) e o ensaio de quatro pontos (Figura 27) [39]. Estes podem ser distinguidos conforme o número de suportes e pontos de carregamento. O ensaio de quatro pontos traz uma vantagem face ao de três pontos que é a geração de uma zona considerável de momento fletor sem que ocorra corte transversal, contudo a vantagem que este traz não é significativa, uma vez que o ensaio de três pontos é o mais utilizado.

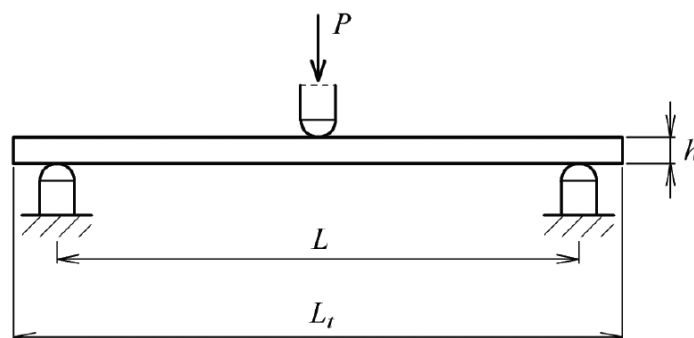


Figura 26-Representação esquemática do ensaio de flexão de três pontos [22].

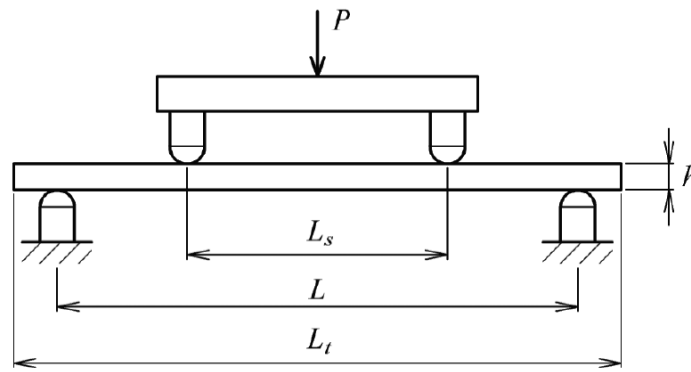


Figura 27-Representação esquemática do ensaio de flexão de quatro pontos [22].

Para a realização deste ensaio é importante obter provetes com as dimensões idênticas as que estão presentes nas normas, de maneira a obter resultados fidedignos para o componente do projeto (Tabela 10).

Tabela 10-Dimensões de provetes para ensaios de flexão segundo a norma ISSO 14125 [22].

Materiais	Ensaio	$L_t(mm)$	$L(mm)$	$L_s(mm)$	$h(mm)$	$B(mm)$
$[90]_n$ e outros de $5 \leq \frac{E_1}{G_{13}} \leq 15$	3 pontos	60	40	-	2	15
	4 pontos	60	45	15	2	15
De $E_1/G_{13} \geq 15$	3 pontos	100	80	-	2	15
	4 pontos	100	81	27	2	15

2.3.3 Software dedicado à simulação

Com a utilização de ensaios destrutivos, os projetos encarecem muito mais, já que existe a destruição, total ou parcial do componente, em prol da análise deste. Para isso foram concebidos alguns *softwares* para a simulação dos componentes. Estes podem ser usados na fase de produção para a obtenção de variáveis, tais como o tempo de enchimento do molde, a dispersão da resina no molde para evitar vazios, entre outros, ou na fase final do projeto do componente, onde este é submetido a esforços para a validação do mesmo.

O *software Liquid Injection Molding Simulation* (LIMS) é uma ferramenta que permite verificar e otimizar o processo RTM ou outros semelhantes, evitando assim o consumo de recursos e tempo desnecessários. O LIMS permite a simulação pelo método de

elementos finitos (MEF) e pelo controlo de volume, com a vantagem de o utilizador controlar o fluxo de resina e a distribuição da pressão no componente (Figura 28) [40].

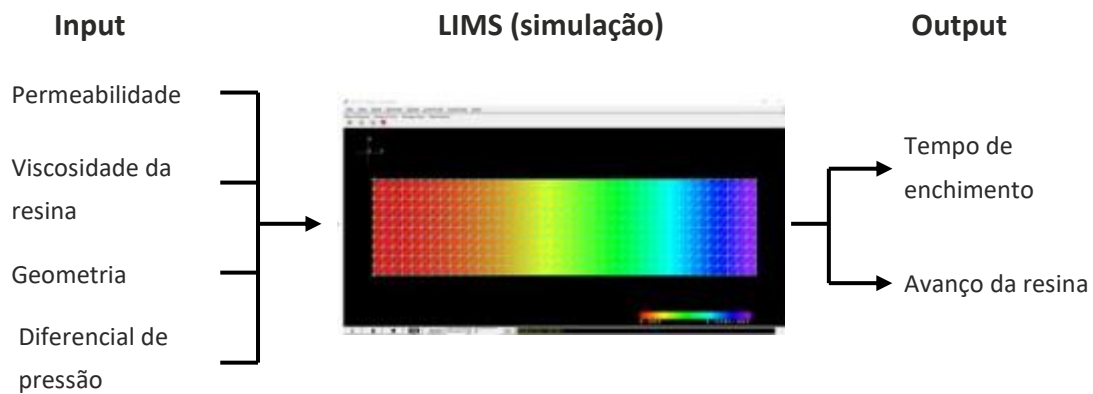


Figura 28 - Variáveis de entrada e de saída para a simulação em LIMS [40].

Já o *Solidworks* (SW) é uma ferramenta que simula o componente na fase final, com recurso ao MEF, analisando as tensões geradas pelas solicitações introduzidas. Este utiliza os critérios de Tsai-Wu e Tsai-Hill para verificar se o componente está bem dimensionado. Além disso SW permite criar componentes com diversas camadas de fibras cujas orientações e material podem ser definidos individualmente, dado assim um maior controlo do componente produzido (Figura 29) [41].

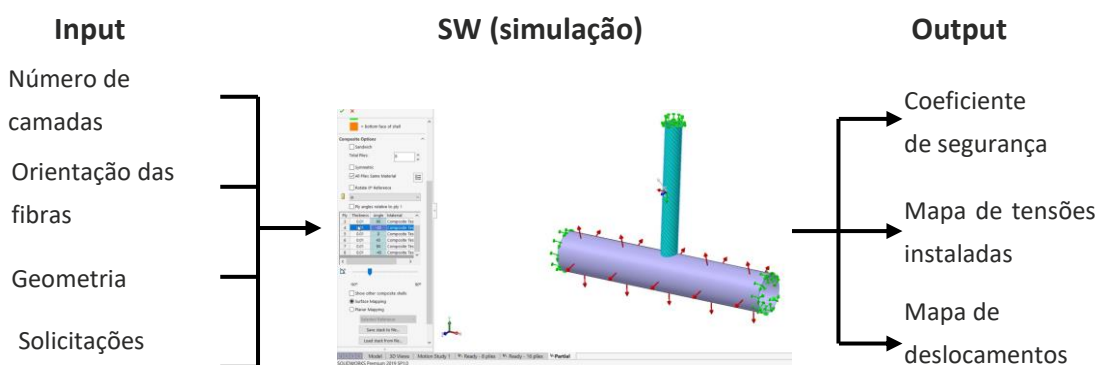


Figura 29- Variáveis de entrada e de saída para a simulação em SW.

2.3.4 Estado-da-arte de projeto na indústria aeronáutica

Com o vasto desenvolvimento da IA e com o aumento do uso de MC, foi necessária a criação de várias ferramentas de simulação, com a intenção de realizarem simulações a componentes de aeronave em material compósito, já que estudo com testes destrutivos encarecia os custos de projeto (Figura 30).

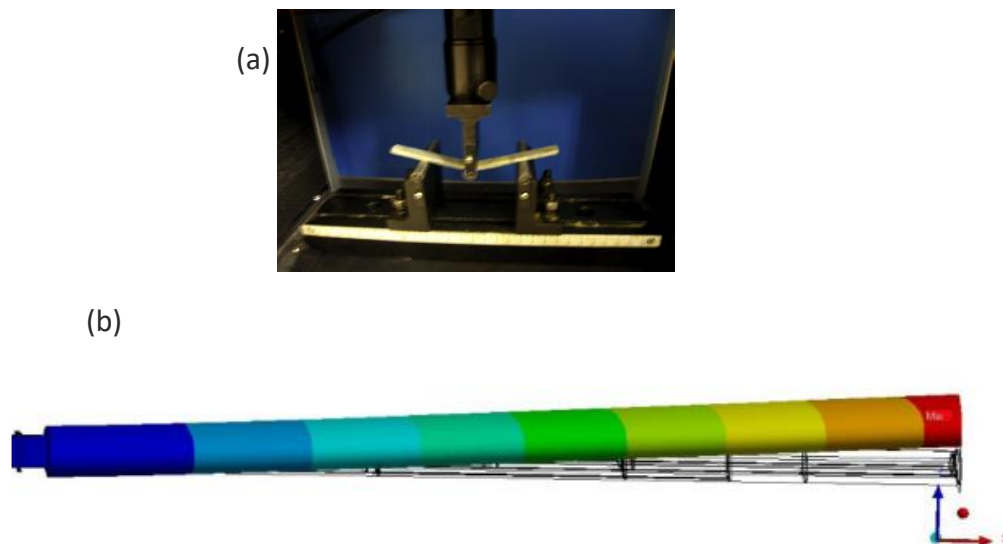


Figura 30 - (a) exemplo de um teste destrutivo [42]; (b) exemplo de uma simulação num *software* dedicado [43].

Guermazi et al. [42] realizaram um estudo a três MC distintos, sendo eles fibra de vidro/epóxi, fibra de carbono/epóxi e um laminado híbrido. Estes foram sujeitos a ensaios mecânicos para a determinação do modulo de elasticidade e resistência à flexão. Concluindo que as propriedades mecânicas da fibra de carbono/epóxido eram as mais elevadas e a fibra de vidro/epóxido eram as mais baixas, sendo que o laminado híbrido possuía propriedades intermédias e a estabilidade térmica destes era mais alta no laminado híbrido e mais baixa no composto de fibra de vidro/epóxi.

Sultan et al. [43] realizaram um estudo onde se utilizou o método dos elementos finitos para a análise estrutural de uma asa de uma aeronave não tripulada em material compósito, com o objetivo de comparar resultados provenientes das diferentes orientações das fibras. Concluindo que as tensões que se desenvolvem consoante as orientações das fibras têm um efeito significativo na resistência da estrutura, e se as asas forem dimensionadas podem apresentar uma redução de 38,75% no deslocamento da estrutura e 45,83% de tensões instaladas da mesma.

DESENVOLVIMENTO

- 3.1 Objetivos
- 3.2 Seleção do processo
- 3.3 Protótipo do processo
- 3.4 Desenvolvimento do molde
- 3.5 Análise do processo

3 DESENVOLVIMENTO

3.1 Objetivos

O objetivo principal desta dissertação consiste no estudo e validação de um processo de fabrico de MC inovador. Este necessita de ser eficiente e com um custo reduzido face aos processos existentes, para que este possa ser introduzido no projeto de estruturas aeronáuticas.

Os componentes produzidos em MC deverão ter acabamentos de elevada qualidade e propriedades mecânicas específicas elevadas, o que torna necessário escolher um processo de fabrico capaz de atribuir estas características aos componentes. Porém, o processo deverá produzir os componentes com tempo de ciclo reduzido, com recurso a equipamentos de custo baixo e deverá pertencer aos processos da família LCM.

Para o estudo e validação do processo de fabrico foram impostos alguns objetivos importantes, sendo eles:

- Seleção e controlo do processo de fabrico;
- Elaboração de um protótipo para o processo;
- Seleção de materiais do protótipo;
- Seleção de equipamentos para o processo;
- Elaboração de um molde;
- Seleção do material do molde.

Por fim, para a validação destes objetivos serão realizadas algumas simulações e métodos de seleção, a fim de os poder validar.

3.2 Seleção do processo

O processo de fabrico deve pertencer à família dos LCM, ser capaz de produzir acabamentos de elevada qualidade e, independentemente das escolhas dos materiais para os componentes produzidos, este deverá ser capaz de produzir componentes cujas propriedades mecânicas sejam superiores às dos outros processos.

Para a seleção foram escolhidos três processos para serem comparados entre si. Estes processos são o HP-RTM, o DFCM e o Ultra-RTM, pois estes possuem, entre outros, os requisitos necessários impostos para a seleção.

Para a seleção do processo foi utilizado um método seletivo que fosse capaz de atribuir uma nota quantitativa a cada um dos processos, com o intuito de escolher o que tivesse melhor nota. Para isso foram selecionados alguns parâmetros a serem comparados.

Os cinco parâmetros escolhidos foram:

- Geometria do molde – permite avaliar a complexidade do molde, como também os custos, pois quanto mais complexo este for mais caro o molde irá ser;
- Volume de fibras – influencia diretamente as propriedades mecânicas do componente produzido, ou seja, quanto maior o volume de fibras maior será a resistência;
- Volume de vazios – permite avaliar a eficácia do processo em obter peças com menos porosidades, estando também relacionado com as propriedades mecânicas;
- Acabamento – permite avaliar o estado superficial da peça obtida;
- Custos de equipamento – permite avaliar o investimento necessário em equipamentos como prensas e bombas de injeção para a produção de uma peça.

Para a ponderação de cada um dos parâmetros, foi tomado em consideração que o custo do equipamento é muito importante para a seleção do processo, tendo sido atribuído uma ponderação de 40%, sendo esta a mais elevada. Já a geometria do molde e o acabamento possuem uma ponderação de 10% e 5%, respectivamente, uma vez que a geometria do molde é muito pouco afetada nos processos LCM e os acabamentos, para os mesmos, são bastante idênticos, tendo como influência a superfície interna do molde e o método utilizado para a remoção da peça.

Por fim, o volume de fibras e de vazios serão ponderados em 25% e 20%, já que estes parâmetros são muito importantes para definir as propriedades mecânicas dos componentes.

Na Tabela 11 estão apresentados os parâmetros com as ponderações e critérios respectivos. Na Tabela 12 é feita a seleção do processo utilizando método enunciado, sendo que foi tomado em consideração a mesma peça a ser produzida, com o intuito de tornar a comparação entre processos mais simples, objetiva e clara. A peça a ser tomada em conta é uma placa plana de espessura constante, sem nenhuma saliência e com dimensões reduzidas (Figura 31).

Tabela 11 – Parâmetros para a seleção do processo de fabrico.

Parâmetro	Ponderação [%]	Critério
Geometria do molde	10	0 a 5 (0-Muito complexo e 5-Muito simples)
Volume de fibras	25	0 a 5 (0-Baixo VF e 5- Elevado VF)
Volume de vazios	20	0 a 5 (0-Elevado VV e 5-Baixo VV)
Acabamento	5	0 a 5 (0-Muito mau e 5-Muito bom)
Custo de equipamento	40	0 a 5 (0-Muito elevado e 5-Muito baixo)

Tabela 12 – Seleção do processo para uma placa simples.

Parâmetro	HP-RTM		DFCM		Ultra-RTM	
	Valor atribuído	% relativa à ponderação	Valor atribuído	% relativa à ponderação	Valor atribuído	% relativa à ponderação
Geometria do molde	4	8%	5	10%	4	8%
Volume de fibras	3	15%	3	15%	4	20%
Volume de vazios	4	16%	4	16%	5	20%
Acabamentos	5	5%	5	5%	5	5%
Custo de equipamento	2	16%	4	32%	4	32%
Resultado	60%		78%		85%	



Figura 31 - Exemplo da placa 100mm por 200mm em estudo.

Com a seleção feita é possível observar que o processo DFCM e o Ultra-RTM obtiveram a classificação mais elevada, sendo que o Ultra-RTM possui o valor mais alto. Desta forma o processo selecionado para o desenvolvimento do relatório é o Ultra-RTM.

3.2.1 Caracterização do processo

O Ultra-RTM pertence à família dos LCM, pelo que a impregnação da resina nas fibras é dada pela injeção numa cavidade de moldação. A explicação que se segue é realizada com auxílio da Tabela 13, que mostra as várias etapas do processo escolhido.

Este processo inicia-se pela orientação do tecido de fibras sobre a superfície do molde. Estas podem já estar pré-formadas devido ao grau de complexidade da geometria da peça a ser produzida, o que permite simplificar o processo de fabrico (Tabela 13 – Etapa 1).

Posteriormente o molde é fechado e apertado para assim tornar a transporte deste mais simples e seguro. Porém se o processo se encontrar automatizado, o aperto do molde já não é necessário, uma vez que este se encontra acoplado aos pratos da prensa hidráulica (Tabela 13 – Etapa 2).

Quando o molde se encontra na prensa, é instalada a mangueira de injeção. A prensa aplica uma pressão sobre o molde e dá-se a injeção da resina para o interior do molde. Durante esta etapa do processo, a pressão de injeção pode vir a ser superior à pressão que a prensa está a aplicar. Desta forma, para haver um equilíbrio de pressões entre a prensa e a injeção, a parte superior do molde ascende junto com o prato da prensa, aumentando o volume da cavidade de moldação, o que permite corrigir a diferença de pressão existente (Tabela 13 – Etapa 3 e 4).

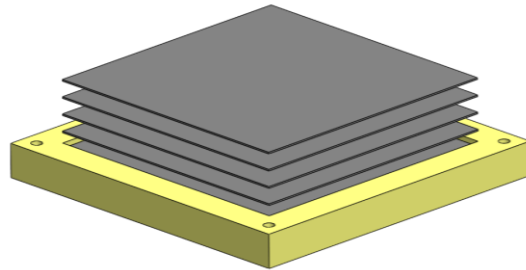
Após ocorrer a injeção, a pressão da prensa vence a pressão de injeção, que passou a ser inexistente, e assim a metade superior do molde desce até embater com a metade inferior do mesmo. Com esta etapa a resina no interior do molde é forçada a preencher todas as cavidades do molde, tornando-se pronta para a iniciar o processo de cura. Posteriormente, é aplicado um aumento de temperatura e pressão para iniciar a etapa de cura (Tabela 13 – Etapa 5).

Por fim, quando a cura termina, a prensa deixa de realizar pressão, pelo que se torna possível retirar a peça produzida do interior do molde (Tabela 13 – Etapa 6).

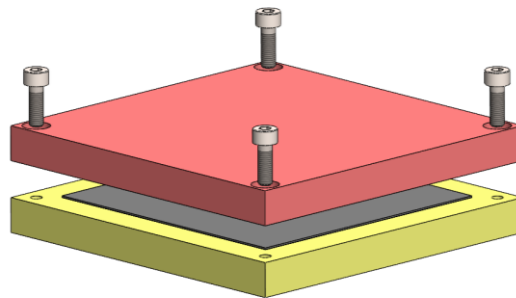
Tabela 13 - Caracterização do processo de fabrico Ultra-RTM.

Etapas do processo de fabrico Ultra-RTM

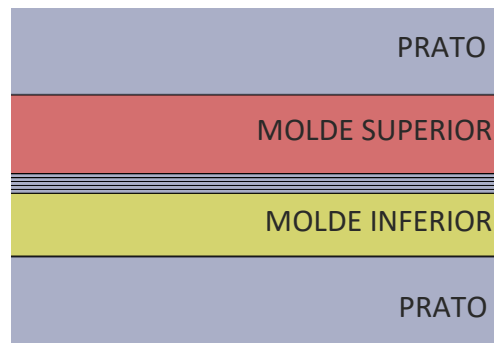
Etapa 1 – Disposição do reforço, já previamente aparado nas dimensões necessários, no molde;



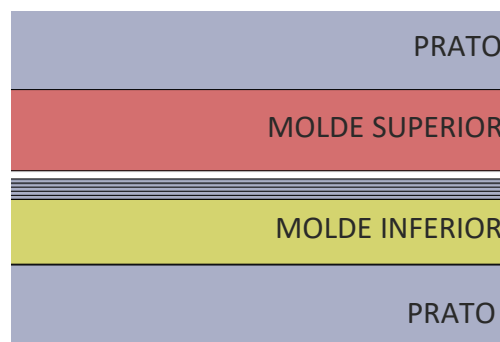
Etapa 2 – Fecho do molde com o reforço no interior. O fecho é complementado pelo aperto de parafusos (facilitando o manuseamento e transporte deste) nas extremidades do molde e por faces de centramento;



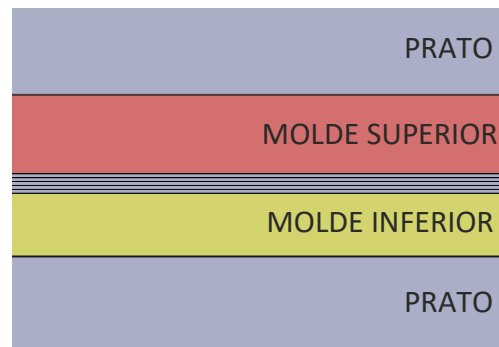
Etapa 3 – O molde é transportado e colocado na prensa de pratos quentes. Depois de colocado nos pratos da prensa, é instalada a mangueira de injeção. Com tudo preparado, o prato da prensa desce, realizando pressão no molde e ao mesmo tempo inicia-se a injeção da matriz na cavidade do molde;



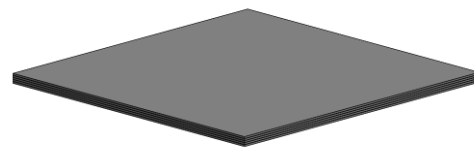
Etapa 4 – Com o decorrer da injeção, a pressão de injeção poderá ser superior à pressão da prensa, levando o molde a abrir, por algumas décimas de milímetro, para assim compensar as diferenças de pressão;



Etapa 5 – Quando a injeção termina, a prensa continua a aplicar pressão continuamente e deixa de existir folga entre as partes do molde, dando assim o processo de cura da peça. Durante o processo de cura, o molde já se encontra à temperatura desejada através dos pratos da prensa e das resistências internas do molde;



Etapa 6 – Depois de terminada a cura, o molde é retirado da prensa e de seguida aberto, podendo assim retirar-se a peça produzida com a ajuda de equipamento específico, para assim não danificar a peça.



3.2.2 Controlo do processo

Como o objetivo é o estudo e a validação de um processo de fabrico para aplicação em projetos de responsabilidade, este requer uma maior atenção e cuidado no controlo do processo. Uma vez que se trata de um processo desconhecido e recente, é necessário estudar a temperatura e a pressão com o decorrer do mesmo. Para este efeito, devem ser utilizados sensores de medição de pressão e temperatura em diferentes pontos do molde, com o intuito de registar a evolução destes parâmetros em todo o decorrer do processo, e assim compreender a sua influência na qualidade da peça produzida.

3.2.2.1 Sensores de pressão

No decorrer do processo é possível medir pressões distintas, sendo elas a pressão de injeção e a pressão realizada pela prensa no molde. Para isso devem ser utilizados sensores de pressão. Existem 3 tipos de medição em sensores (Figura 32):

- Medição direta: A medição da pressão é realizada na cavidade de moldação, em que o fluido atua diretamente na frente do sensor, registando assim uma medição do interior do molde;
- Medição indireta: Ao contrário da medição direta, a medição indireta é realizada por um pino ejetor que transfere a pressão, da cavidade de moldação, para o exterior do molde, que por sua vez este se encontra em contacto com a frente do sensor;

- **Medição sem contacto:** Na medição sem contacto, o sensor é posicionado dentro do molde na direção de fecho da prensa, para assim os pinos de medição do sensor adquirirem a compressão do molde causada pela pressão da prensa. Este tipo de medição dá-se pelo alongamento/deformação do molde.

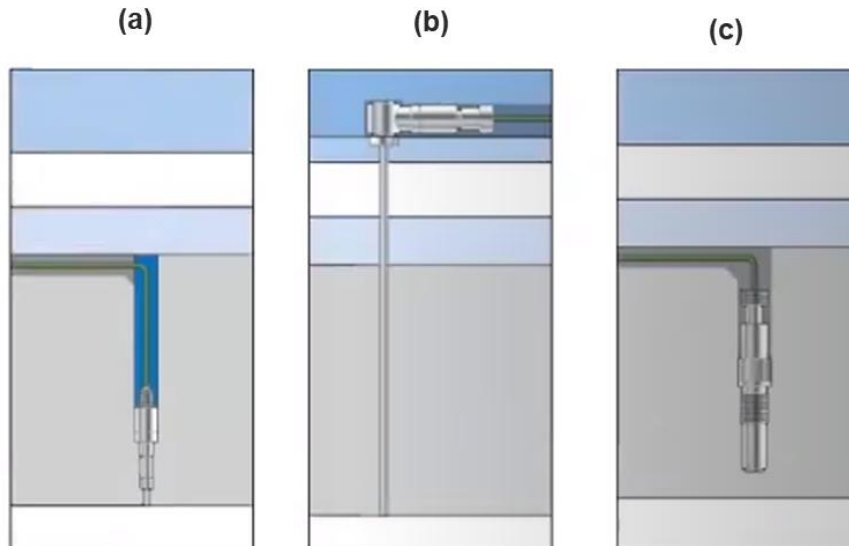


Figura 32 – Sensores de medição de pressão: (a) medição direta, (b) medição indireta e (c) medição sem contacto [44].

3.2.2.2 Sensores de temperatura

A medição da temperatura tem como objetivo a quantificação deste parâmetro no interior da cavidade de moldação. Neste âmbito existem dois tipos de medição:

- **Medição direta:** Ocorre na zona de moldação, os sensores estão em contacto com a superfície da peça, de forma similar ao que é realizado na medição direta de sensores de pressão;
- **Medição indireta:** Este tipo de medição é usado no caso da utilização da fibra ótica, e consiste na montagem do sensor perto da zona de moldação, isto é, o sensor é posicionado dentro do molde e bastante próximo da superfície de moldação.

3.3 Protótipo do processo

Para a seleção da geometria do protótipo do processo, que permitirá estudar as características das peças fabricadas, foi necessário realizar várias iterações, para assim definir uma versão que fosse favorável para o estudo do processo. Para isso foram tomados em conta certos aspetos, como a geometria, a variação de espessuras e quantidade de provetes a obter de uma peça.

Primeiramente, foram realizados vários esboços com uma possível geometria do protótipo (Figura 33). O esboço 1 revelou ser o mais benéfico, já que os custos para a

fabricação dos moldes para os esboços 2 a 5 eram mais superiores e o seu fabrico mais moroso. Contudo, o esboço um ainda não se aproximava da geometria final, uma vez que neste trabalho o objetivo é estudar e avaliar um processo de fabrico inovador. Assim optou-se por realizar um protótipo cujo perfil fosse plano, para assim se tornar mais fácil a introdução de variações geométricas, de espessura e ao mesmo tempo produzir provetes para posteriormente serem analisados.

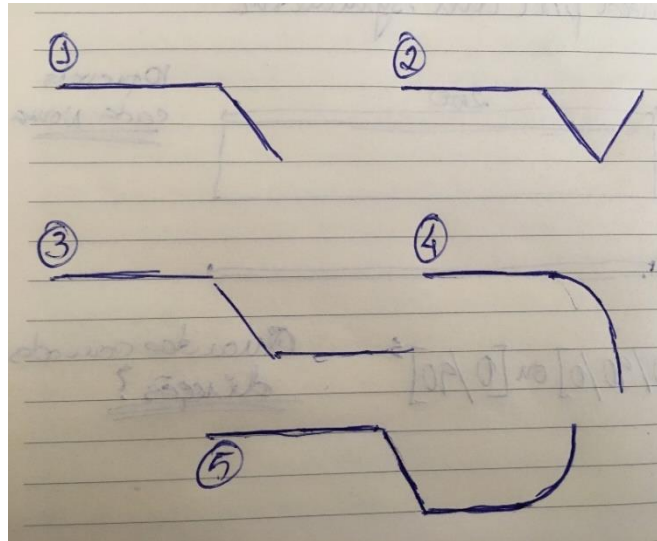


Figura 33 - Esboços da geometria do protótipo.

Posteriormente foi desenhado um protótipo num ambiente 3D (Figura 34). Na Figura 35 é possível observar o protótipo de 260mm por 260mm, com duas zonas distintas, em que na Zona A é possível retirar provetes para os ensaios e na Zona B é possível observar uma saliência (variação geométrica) e uma variação de espessura.

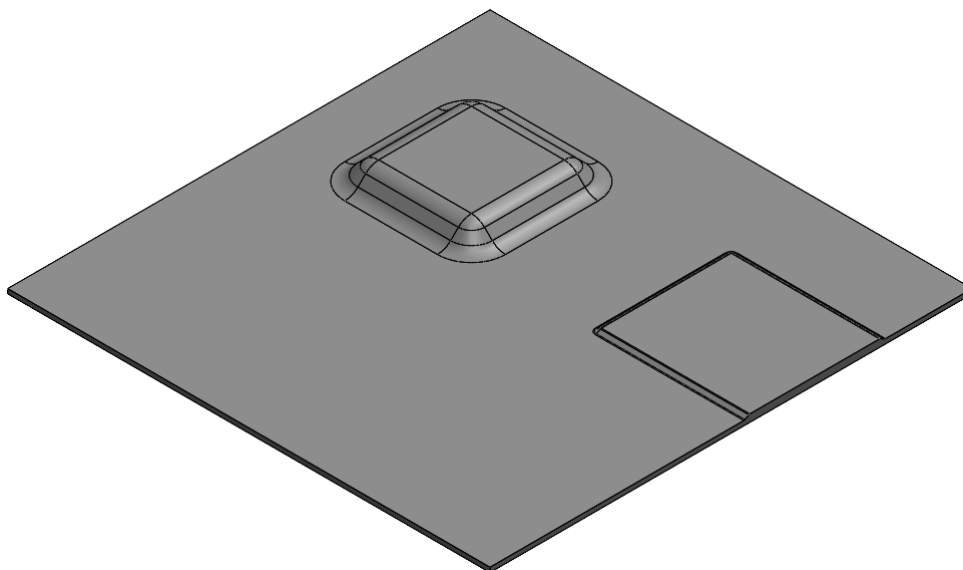


Figura 34 – Desenho 3D do protótipo.

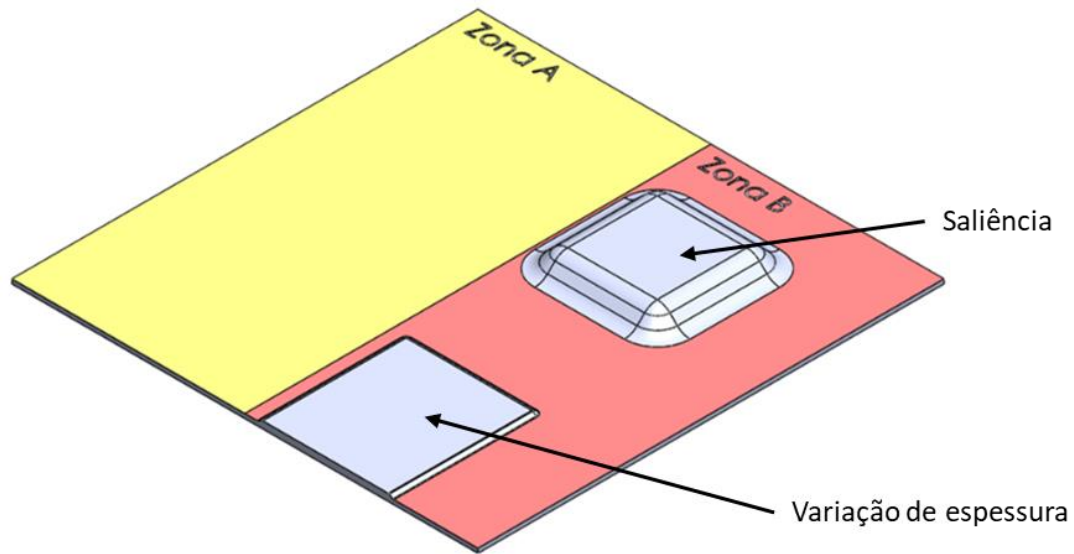


Figura 35 - Localização de zonas no protótipo.

3.3.1 Seleção das fibras

Na IA as fibras mais utilizadas são as fibras de vidro e as fibras de carbono, sendo que as fibras de carbono têm um especial interesse para a manufatura dos componentes, por possuírem uma tensão de rotura (Figura 38) e uma rigidez (Figura 39) mais elevadas do que as fibras de vidro. No entanto, estas têm uma grande desvantagem que é o seu elevado custo, sendo que dentro deste grupo de fibras de carbono as de elevado módulo (HM) são substancialmente mais caras do que as de elevada resistência (HS).

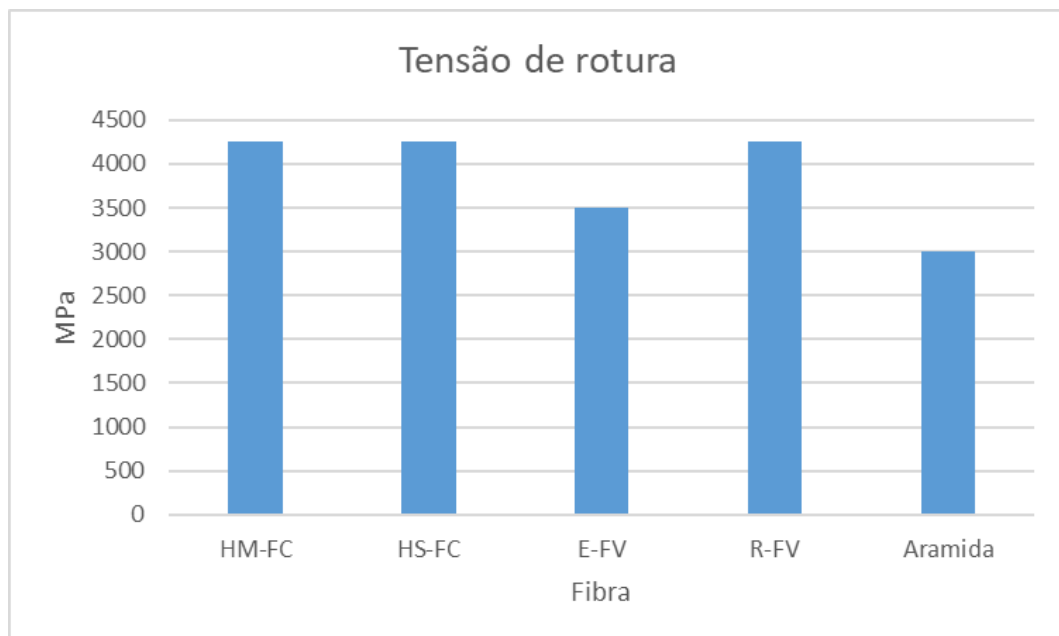


Figura 36 - Gráfico da tensão de rotura das fibras mais usadas na IA.

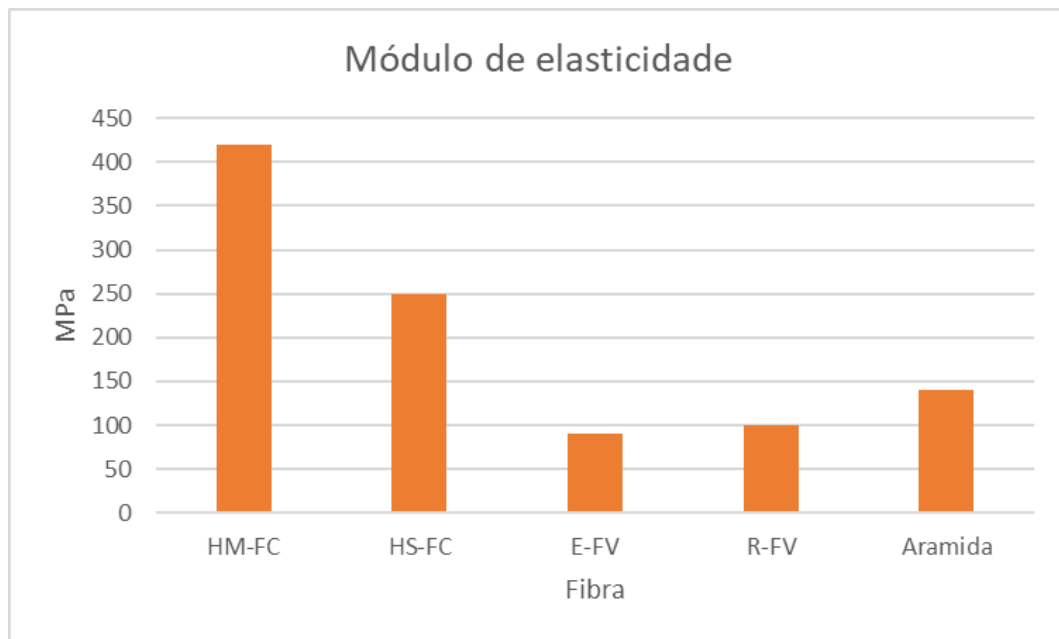


Figura 37 - Gráfico do módulo de elasticidade das fibras mais usadas na IA.

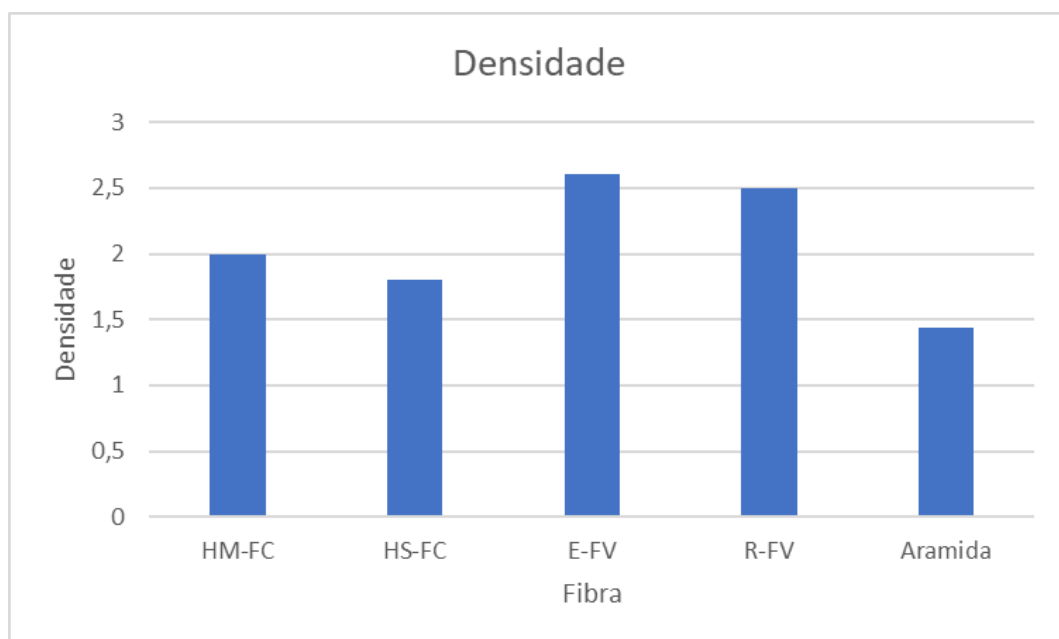


Figura 38 - Gráfico da densidade das fibras mais usadas na IA.

Com os gráficos das Figura 36 a Figura 38 é possível concluir que o tipo de fibra a ser utilizado é a fibra de carbono HS, uma vez que esta possui as melhores características. Porém, dentro desta família de fibras de carbono, existe várias orientações para os tecidos, logo a fibra escolhida para o estudo do relatório é a HexForce® NBB00 HR 1270 0400, que apresenta as seguintes características [45]:

- Gramagem: 400 g/m²;
- Orientação das fibras: +45°/-45°;
- Costura: 6 g/m²;
- Espessura: 0,40 mm.

Este tecido é de especial interesse pois, para uma camada usada no protótipo, este é constituído por duas camadas orientadas +45°/-45° cosidas, para assim as fibras possuírem melhores propriedades mecânicas, uma vez que estas estão sempre retas e não onduladas como os tecidos mais frequentes (Figura 39).

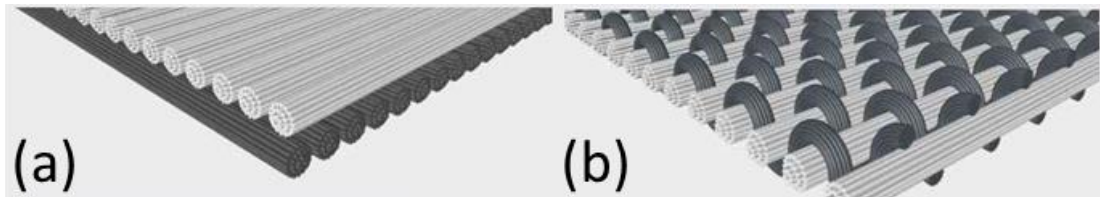


Figura 39 - (a) camadas antes do processo de cosedura; (b) fibras onduladas de um tecido comum de fibra de carbono.

3.3.2 Seleção da matriz

Para a seleção da matriz é necessário ter em conta a sua viscosidade, a velocidade de cura e a temperatura da cura, com o objetivo de corresponder aos parâmetros do processo já escolhido. Para o presente trabalho foi escolhida uma resina epóxida do fornecedor DOW®, denominada de VORAFORCE™ 5300.

Esta resina possui duas características muito importantes, face às resinas epóxidas mais comuns, que são a sua velocidade de cura e a sua viscosidade, o que permitem fazer ciclos muito mais rápidos com menos esforço por parte dos equipamentos, o que permite reduzir o custo de produção.

Na Figura 40 e Figura 41 é possível observar o impacto que a viscosidade tem no tempo de enchimento de uma placa 200 mm x 400 mm com 6 camadas da mesma fibra que a do protótipo, sendo que a viscosidade da resina comum é de 300 mPa.s e a da VORAFORCE™ 5300 é de 20 mPa.s. Com esta comparação pode-se constatar que a resina comum, injetada a 10 bar, necessita de um tempo superior para preencher a placa do que a VORAFORCE™ 5300 a ser injetada a 1 bar de pressão. Assim a utilização da resina VORAFORCE™ 5300 torna o processo de fabrico mais simples, mais rápido e com recurso a máquinas menos dispendiosas.

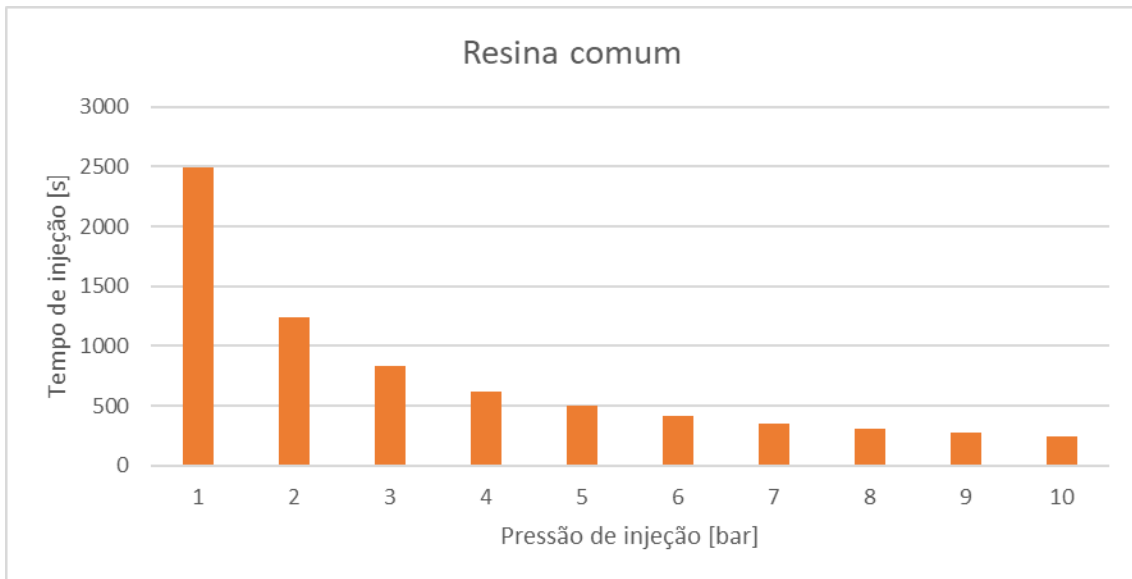


Figura 40 - Gráfico do tempo de injeção para uma determinada pressão para a resina comum.

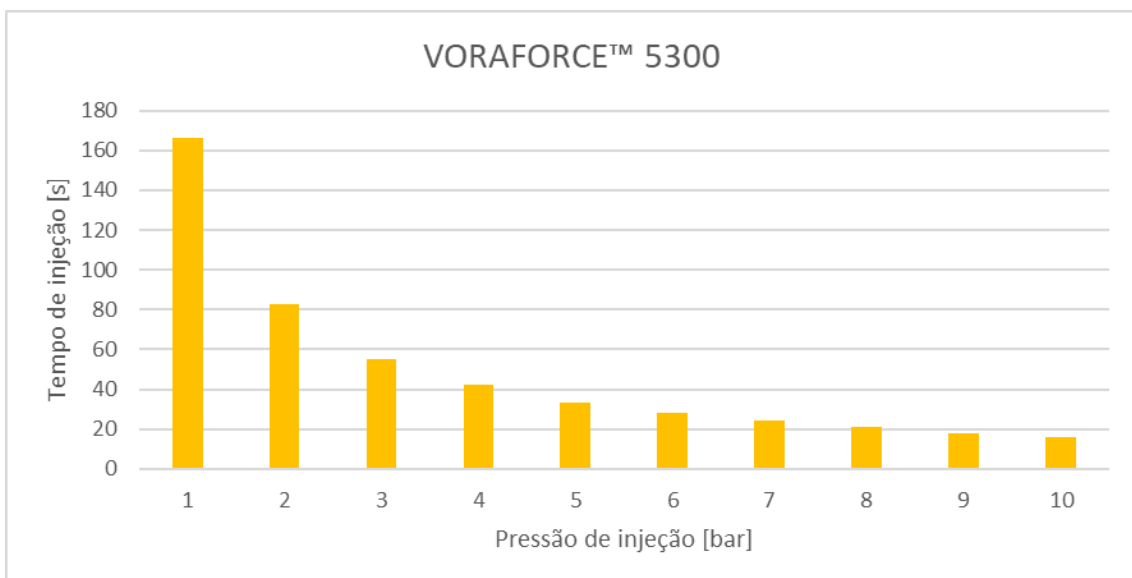


Figura 41 - Gráfico do tempo de injeção para uma determinada pressão para a resina VORAFORCE™ 5300.

Para além de produzir tempos rápidos durante a injeção, esta resina também tem capacidade de curar em menor tempo face às resinas comuns. Este tempo varia consoante a temperatura aplicada no molde, ou seja, quanto maior for a temperatura mais rápido irá acontecer o processo de cura. Na Figura 42 é possível observar que a resina VORAFORCE™ 5300 pode ter tempos de curas inferiores a um minuto para temperaturas superiores a 130°C.

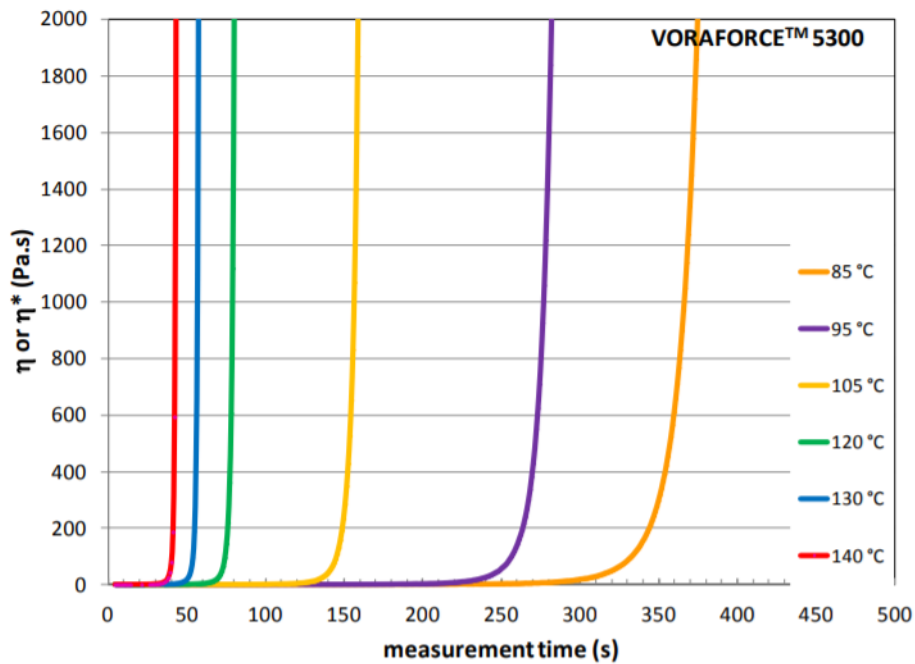


Figura 42 – Gráfico do tempo de cura da resina VORAFORCE™ 5300 para determinadas temperaturas [46].

3.3.3 Simulação de injeção em *PAM composites*

Com a matriz e as fibras definidas, já se torna possível avançar para o estudo do comportamento da matriz durante a injeção, com a ajuda do *software PAM composites*. Este permite simular o tempo de injeção, determinar a pressão em pontos importantes, tais como a periferia do protótipo que se encontra mais próxima da vedação, como também definir a melhor localização para o ponto de injeção.

Primeiramente, estabelecem-se que o protótipo deverá ter 2,5 mm de espessura, como a espessura produzida por cada camada de fibras é de 0,4 mm, torna-se necessário utilizar 7 camadas no total, equivalendo a 2,8 mm de espessura. Na zona onde existe uma variação de espessura, esta deverá ter 4 mm de espessura, o que obriga a utilização de 10 camadas no total. De referir que a proporção voltométrica utilizada entre fibras e matriz é de 50% para 50%.

Com o número de camadas determinadas, já é possível determinar a orientação destas. A orientação das fibras deve ser a mais simétrica e equilibrada possível. Porém, neste caso esta disposição torna-se mais difícil, pois existem duas zonas com quantidades de camadas distintas. Como a zona que só possui 7 camadas é a que abrange mais área no protótipo, esta é a que deverá ser a mais simétrica e equilibrada possível (Tabela 14).

Tabela 14 - Orientação das fibras por zona.

Zona	Orientação das fibras
7 camadas	[0°/+45°/-45°/0°/-45°/+45°/0°]
10 camadas	[0°/+45°/-45°/0°/-45°/+45°/0°/-45°/+45°/0°]

Por fim, com a orientação definida e com a matriz escolhida é possível passar para o ambiente de simulação.

Para a primeira simulação, teve-se em consideração a viscosidade da matriz segundo os dados do fabricante, tendo sido definidos os seguintes parâmetros:

- Viscosidade da matriz: 20 mPa.s;
- Pressão de injeção: 1 bar;
- Teor de fibras: 50%.

Para além dos parâmetros definidos, também se teve em consideração as condições fronteira, a malha estabelecida e o tipo de elemento (Tabela 15).

Tabela 15 - Condições de simulação para a injeção.

Condições fronteira	Elemento	Malha
Durante toda a simulação, as faces do protótipo funcionavam como paredes, não deixando fluir matriz para fora das faces, restringindo assim o volume de matriz utilizado ao volume do protótipo.	Elementos triangulares de casca.	O tamanho máximo do elemento é de 2 mm.

Com estes parâmetros obteve-se um tempo de aproximadamente 59 segundos para a injeção completa (Figura 43). No entanto, a matriz tem uma característica muito importante que é a velocidade de cura, sendo que esta dependa da temperatura a que o molde se encontra. Neste caso, a temperatura do molde foi definida nos 140°C, para assim favorecer a velocidade de cura. No entanto, a matriz à temperatura do molde acabaria por curar antes da injeção terminar.

temp\Document4_RESULT.erfh5

NODE : FILLING_TIME [sec]
 Min = 5e-005 at Node 395
 Max = 58.2967 at Node 563

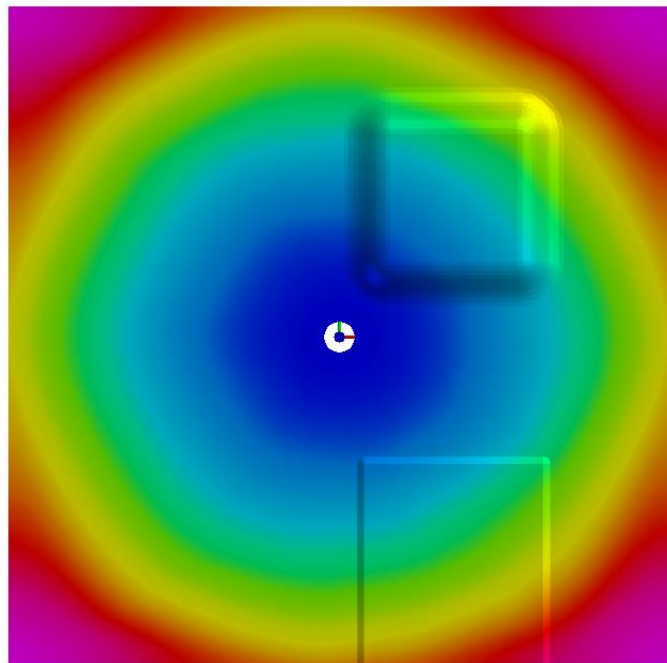
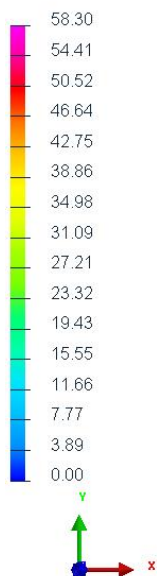


Figura 43 - Primeira simulação do tempo de injeção.

Para isso, foram realizadas mais simulações, sendo a pressão de injeção a variável alterada para a diminuição do tempo de injeção.

Tabela 16 - Efeito da pressão de injeção no tempo de enchimento.

Pressão [bar]	Tempo de injeção [s]
1	58
2	29
3	13
4	15
5	12

Com a Tabela 16 é possível observar, que quanto mais pressão se fizer na injeção, mais rápido é o enchimento completo. Por outro lado, sabendo que a resina cura em 35 segundos (Figura 42), a pressão mínima que satisfaz um tempo inferior a este limite é 2 bar. Com isto, o processo de cura inicia momentos depois da injeção ter preenchido toda a cavidade de moldação.

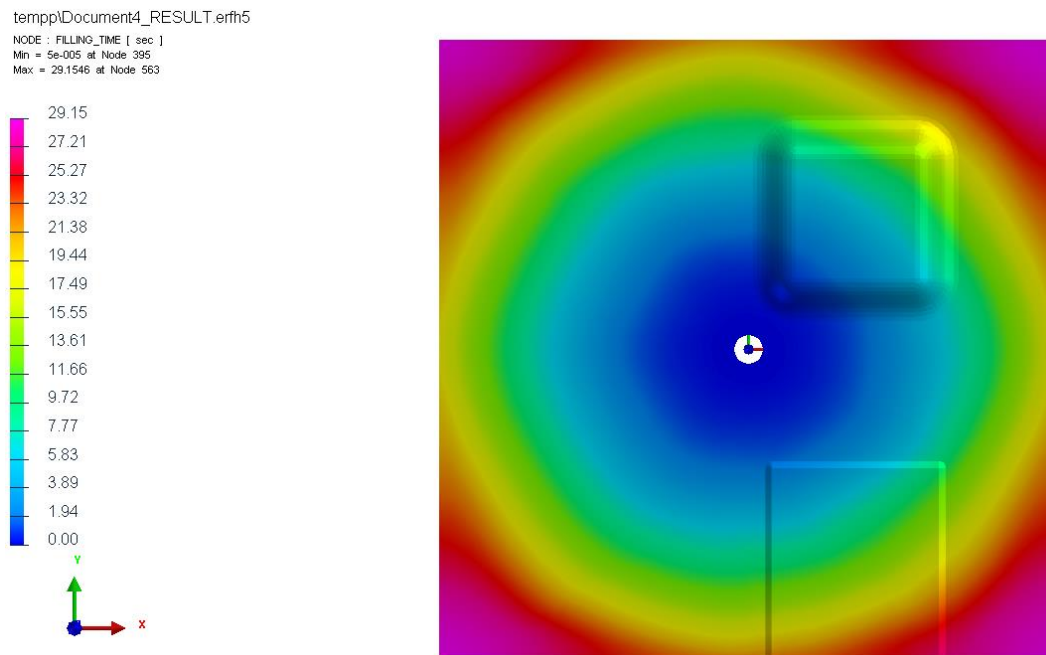


Figura 44 – Tempo de injeção para uma pressão de 2 bar.

Na Figura 44 é possível observar que a matriz chega a todos os cantos da placa ao mesmo tempo, provando assim que a distribuição das orientações por camada é simétrica e equilibrada. Por outro lado, a pressão máxima aplicada na vedação do molde pela matriz durante a injeção é de 1,33 a 1,45 bar como mostra a Figura 45, estado localizadas no superior esquerdo e inferior direito.

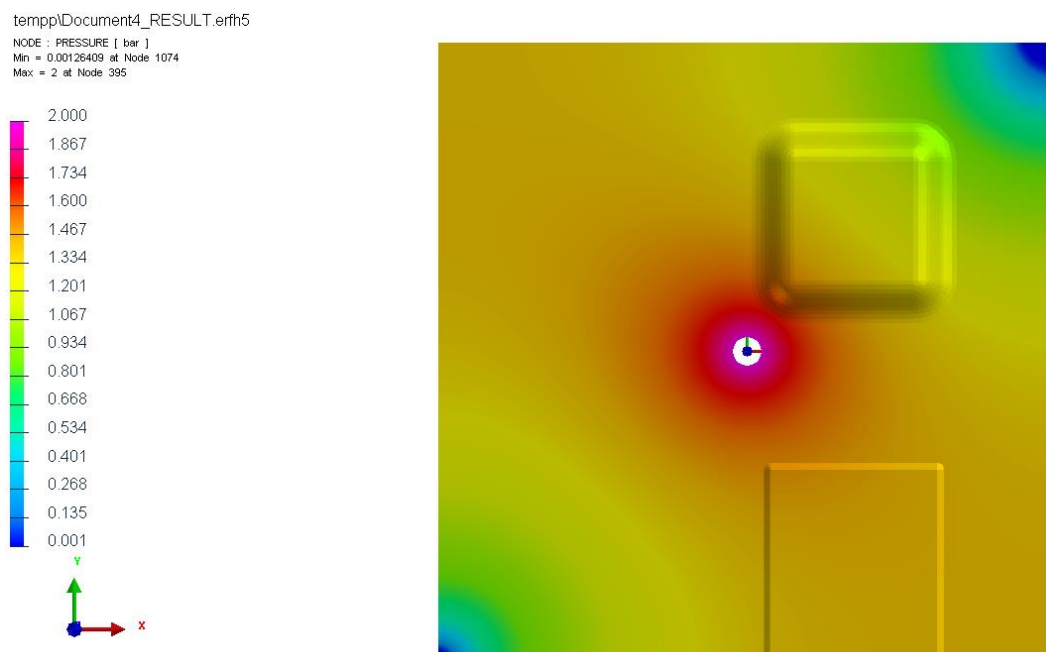


Figura 45 – Distribuição da pressão durante a injeção.

3.4 Desenvolvimento do molde

Com o demonstrador desenvolvido é possível passar à fase de desenvolvimento do molde.

Para o desenvolvimento do molde é preciso ter em consideração os pontos de alimentação, os respiros, a vedação, o transporte, o aperto entre partes do molde, o posicionamento entre as faces do molde e cavidades para a inserção de sensores e resistências. Estes tópicos são desenvolvidos de seguida separadamente:

- Pontos de alimentação: Os pontos de alimentação são usados para injetar matriz para dentro da cavidade de moldação. Porém, é preciso ter em conta a sua localização no molde. Dependendo da localização do ponto de alimentação, é possível prejudicar ou beneficiar a velocidade de injeção da matriz no molde. No entanto a geometria do canal de alimentação também deve ser considerada, pois quando o processo termina, a matriz que se encontra curada no canal pode dificultar a remoção da peça do molde. Na Figura 46 estão representados três tipos de canais de alimentação, sendo que o canal do tipo A não deve ser utilizado uma vez que, quando ocorre a cura da matriz, esta fica bloqueada no ponto de alimentação, impedindo assim a remoção da peça. Já nos canais do tipo B e C não ocorre qualquer tipo de bloqueio. Contudo, no canal do tipo C a remoção da peça é facilitada, já que as faces do canal não são perpendiculares à face do molde;

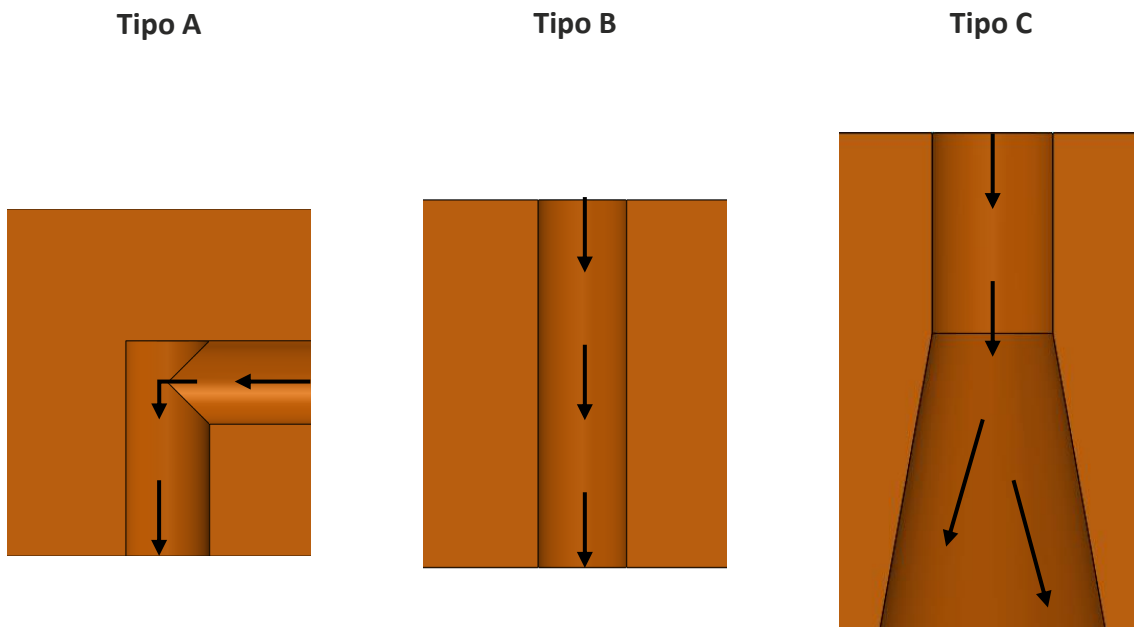


Figura 46 – Tipos de canais de alimentação.

- Respiros: Os respiros permitem libertar o ar que existe dentro da cavidade de moldação ao mesmo tempo que se dá a injeção. Em certos casos, a quantidade de matriz injetada é superior ao volume da cavidade de moldação. Neste caso, o excesso de matriz desloca-se em direção aos respiros, pois estes não obstem a sua fluidez. As geometrias dos canais dos respiros devem ser simples e semelhantes às dos canais de alimentação, de modo que quando ocorrer a extração da peça do molde, esta não fique bloqueada ou presa ao próprio molde devido à cura da matriz nos canais dos respiros;
- Vedação: A vedação nos moldes (Figura 47) serve para evitar perdas de fluido do interior do molde para o exterior, permitindo um melhor controlo da quantidade da resina injetada. Por outro lado, esta também garante que a matriz flui para todas as extremidades do molde, já que a impede de fluir para fora, redirecionando-a para zonas ainda não preenchidas;

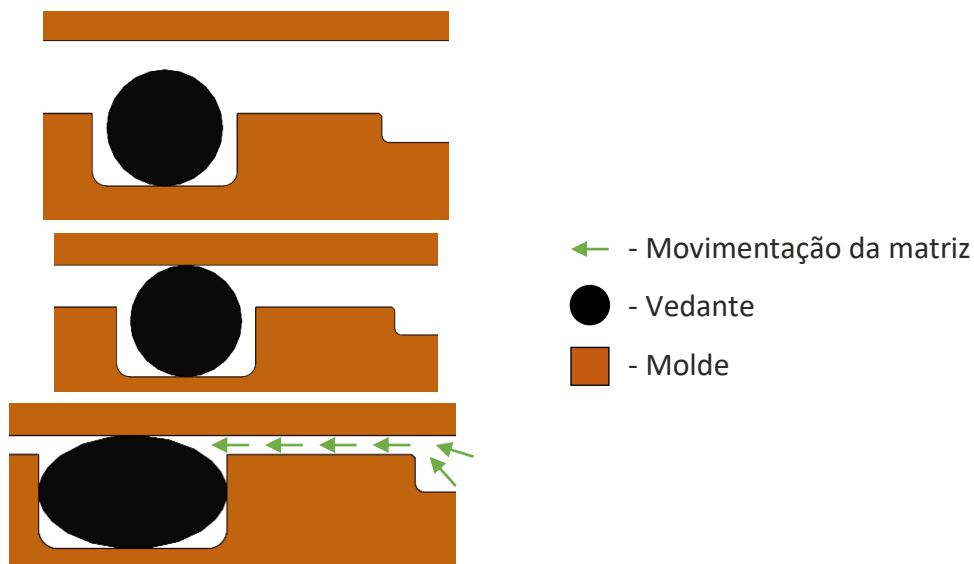


Figura 47 - Vedação de um molde.

- Aperto do molde: Para que o molde possa ser transportado em segurança é necessário que exista um aperto entre as duas partes do molde (superior e inferior). Desta forma o molde pode ser transportado de uma só vez e com o reforço posicionado no seu interior. O aperto pode ser realizado por meio de parafusos, que requerem uma furação já existente no molde, ou por grampos;
- Transporte: Para o transporte de moldes são utilizados parafusos olhais (Figura 48). Estes são apertados a uma das faces do molde e, com a ajuda de cintas e um meio de transporte próprio, é possível transportar o molde para outros locais. Com este método, as hipóteses de danificar o molde ou magoar o operador são muito reduzidas;



Figura 48 – Parafuso olhal.

- **Posicionamento das faces:** Após a aplicação das fibras, o molde é fechado. Quando decorre o fecho do molde, as duas metades podem não ficar devidamente alinhadas, o que pode originar peças defeituosas. Para evitar este efeito, deve ser implementado um sistema de posicionamento das faces, o que implica que estas fiquem sempre orientadas na posição correta e alinhadas entre si. Este alinhamento pode ser obtido por pinos centradores. Porém este método pode encarecer o projeto do molde, uma vez que a furação das caixas dos pinos necessita de ser bastante rigorosa, como também a seleção dos mesmos. Por outro lado, em certos casos é possível maquinar partes do molde de maneira a criar faces centradoras. Com esta solução à medida que o molde fecha, as faces maquinadas vão posicionando as faces internas do molde, alinhando-as à medida que se aproximam. Na Figura 49 é possível observar o funcionamento das faces centradoras;

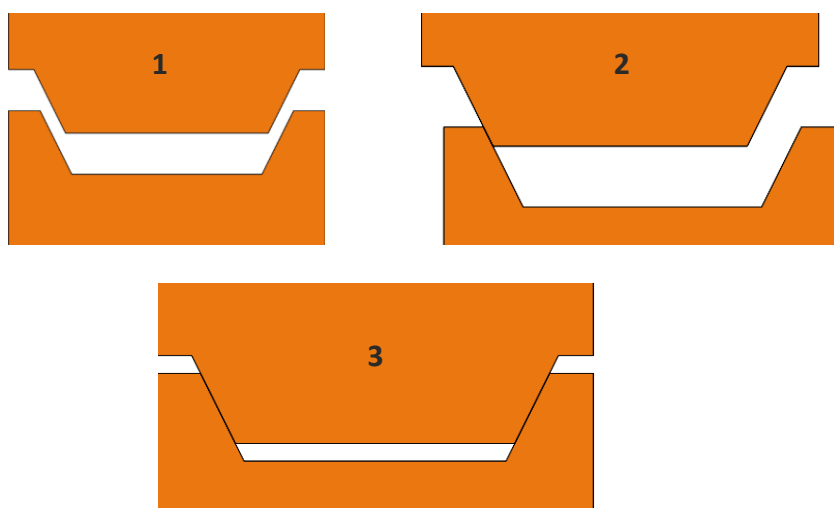


Figura 49 - Faces centradoras – (1) Posição inicial, (2) Posição intermédia e (3) Posição final.

- Cavidades para sensores: Para o controlo do molde, é necessária a utilização de sensores de pressão e temperatura. Estes permitem com que o operador possa acompanhar e controlar o processo com a maior eficácia possível. Para isso o molde deve possuir cavidades para a inserção de sensores. No entanto, existem vários tipos de medição de dados, logo as cavidades para os sensores devem conferir essas necessidades. Por exemplo, se o sensor for de medição direta, a cavidade para o mesmo deve cumprir as dimensões dadas pelos fornecedores, a fim de a frente do sensor estar no mesmo plano da face interior do molde;
- Cavidades/superfícies para resistências: Durante o processo, o molde deve ser capaz elevar a temperatura, com o intuito de acelerar ou iniciar o processo de cura. Para este efeito são usadas resistências elétricas (Figura 50) para conferirem um aumento e controlo da temperatura dentro do molde.



Figura 50 - Resistências em cartucho.

3.4.1 Sensorização

Para o estudo da temperatura e da pressão, durante o decorrer do processo, serão utilizados sensores de temperatura e pressão em determinadas posições do molde.

3.4.1.1 *Sensor de temperatura*

Para a obtenção de valores de temperatura, são usados termopares. Estes possuem um grande intervalo de valores temperatura para a análise e com erros de leitura baixos, o que permite uma boa análise para o estudo do processo (Tabela 17). Para além destas características, o termopar possui uma mola entre a ponta de medição e a peça de fixação ao molde, para assim permitir o contacto durante todo o processo entre o molde e a ponta de medição do termopar.

Tabela 17 - Características do termopar.



Figura 51 – Sensor de temperatura: Termopar.

Intervalo de medição	-50°C/+400°C
Erros de leitura	-40°C < T _{análise} < +375°C = ±1,5°C +375°C < T _{análise} < +1000°C = ±0,004 x T _{análise} °C
Dimensões	Comprimento = 2000 mm Secção = 0,22 mm ²

3.4.1.2 Sensor de pressão

Para o estudo da pressão no interior do molde, são utilizados sensores de pressão de medição direta, ou seja, aqueles que estão em contacto com as fibras e a matriz durante o decorrer de todo o processo.

O sensor de pressão escolhido (Tabela 18) tem dimensões reduzidas, o que permite aplicá-lo em várias posições do molde. Este possui um grande intervalo de valores para a pressão como também para a temperatura, com o intuito de o proteger em caso de situações de mau funcionamento da prensa ou das resistências. Para além disso, este sensor possui um anel de vedação na extremidade, para que quando a matriz seja injetada para o molde, esta não saia dentro da cavidade de moldação.

Tabela 18 - Características do sensor de pressão 6165A.



Figura 52 - Sensor de pressão 6165A.

Intervalo de medição	0 a 200 bar
Sobrecarga	300 bar
Temperatura máxima de operação	
Ferramenta (sensor e cabo)	200 °C
Frente do sensor	<450 °C
Conector	0 a 200 °C*

*O molde poderá atingir temperaturas na ordem dos 240°C em casos de mau funcionamento, porém o sensor não sofrerá nenhum tipo de dano. Contudo, poderão ocorrer erros de medição.

3.4.2 Elaboração do modelo CAD do molde

A elaboração do modelo CAD (*Computer Aided Design*) do molde foi feita com recurso ao *software* Solidworks. Para isso, foram tomados em consideração pontos importantes ao desenvolvimento do molde, tais como:

- As variações de espessura e geometria que o protótipo possui;
- O posicionamento do ponto de injeção;
- O posicionamento de respiros, caso seja necessário;
- Os pontos de fixação entre partes do molde;
- Os pontos de descolagem da peça;
- A vedação;
- O posicionamento entre faces do molde;
- O posicionamento dos sensores de temperatura e pressão.

Com estes pontos, torna-se assim mais simples de produzir um modelo CAD para o molde. Este possui duas partes, sendo elas a base do molde e o topo do molde.

3.4.2.1 Variações de espessura e geometria provenientes do protótipo

O molde deve ser capaz de produzir as geometrias e espessuras do modelo da placa de estudo, pelo que as faces internas, de cada parte do molde devem corresponder exatamente com às faces do protótipo. Logo é preciso ter em consideração certas zonas do protótipo (Figura 53), para assim serem produzidas as superfícies do molde (Tabela 19).

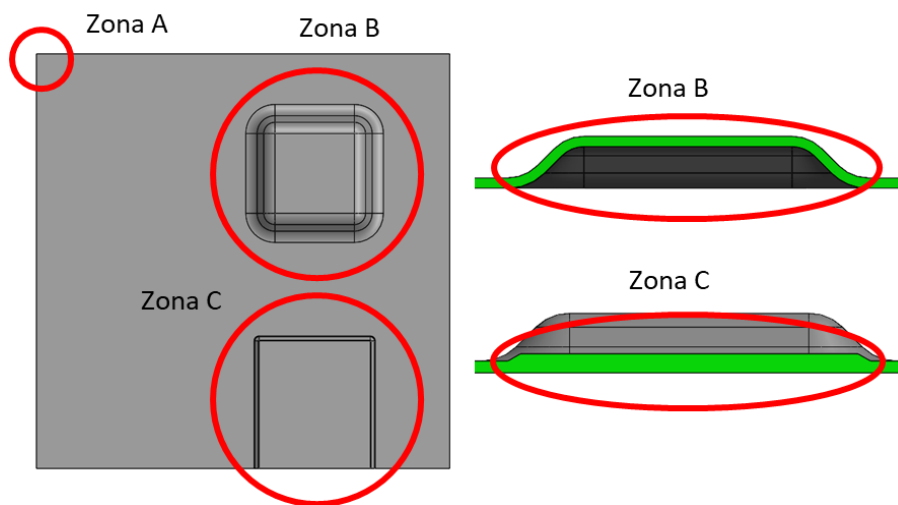


Figura 53- Zonas de importância para a criação das faces do molde.

Tabela 19 - Zonas de importância para a produção do molde.

Zona	Descrição
------	-----------

A	Na zona A não é possível produzir cantos externos diretamente no molde. Logo é necessário realizar uma furação, em que o centro desta é no vértice de cada canto do protótipo, com o objetivo, de no fim do processo ser possível obter os cantos após o a realização dos acabamentos.
---	--

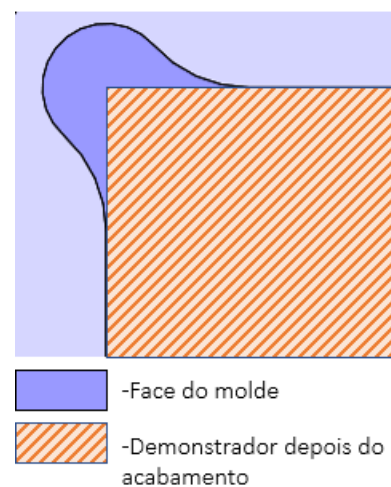


Figura 54 - Solução para a produção de cantos no protótipo.

B Na zona B é necessário ter em consideração o posicionamento da variação da geometria, para assim produzir a mesma espessura em toda a variação geométrica.

C Na zona C também é necessário ter em consideração o posicionamento da variação de espessura, com o objetivo de obter a variação de espessura na mesma localização que a do protótipo.

3.4.2.2 Vedação

Durante a injeção é necessário que o molde possua uma vedação entre a cavidade de moldação e o exterior por meio de um vedante, a fim de não desperdiçar matriz, mantendo-a sempre dentro molde e facilitando a fluidez desta para pontos mais distantes dos pontos de injeção. No entanto este processo de fabrico tem uma característica muito peculiar, ou seja, quando se inicia a injeção, devido às diferenças de pressões entre a prensa e a injeção, o molde pode abrir, criando uma folga de 0,7 mm (Figura 55), fazendo com que a matriz possa fluir para fora do molde.

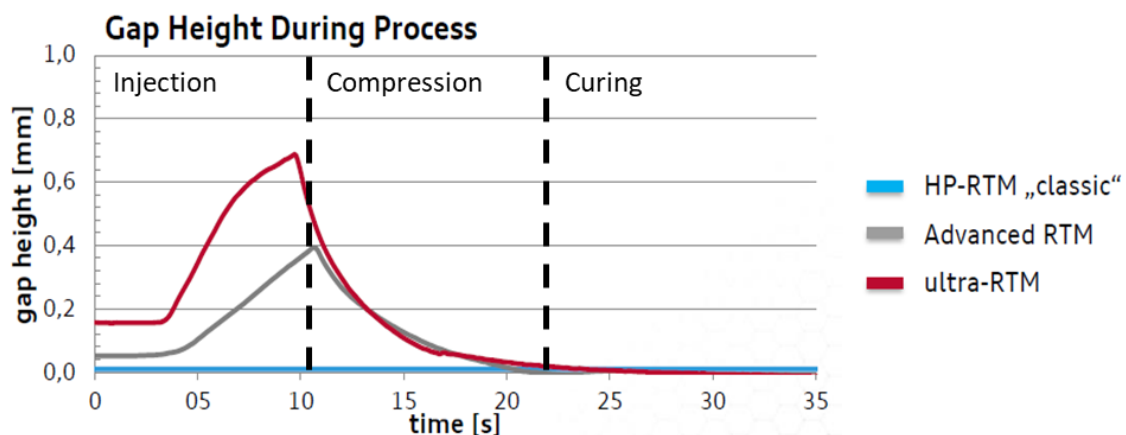


Figura 55 - Gráfico da folga existente durante o decorrer do processo de fabrico [33].

Para que a vedação seja a mais eficaz, foi estabelecida uma taxa de compressão (valor que representa a percentagem de espaço comprimida face à altura do vedante) de 20% para quando a injeção está a decorrer e 30/35% para a pré e pós-injeção. No entanto quando a taxa de compressão do vedante é 20%, este já se encontra a vedar com uma boa eficácia. Logo, estima-se que o vedante necessita de um diâmetro de pelo menos 9 mm. Contudo, para evitar erros futuros o vedante escolhido irá ter 10 mm de diâmetro.

Com a determinação do diâmetro da secção do vedante é necessário escolher o tipo de material uma vez que, durante o processo, o molde poderá atingir temperaturas superiores a 120°C. Para estes requisitos, o material escolhido para o vedante será em

silicone (Figura 56), já que este possui um intervalo de temperaturas de trabalho de -40°C a 200°C .



Figura 56 - Cordão de o-ring em silicone [47].

Por fim, é importante também salientar a cavidade para alojar o vedante, pois com a taxa de compressão de até 35%, este passará de uma secção circular para uma elíptica, logo é necessário que a cavidade possa abranger esta deformação sem comprometer a vedação e a movimentação do molde (Figura 57).

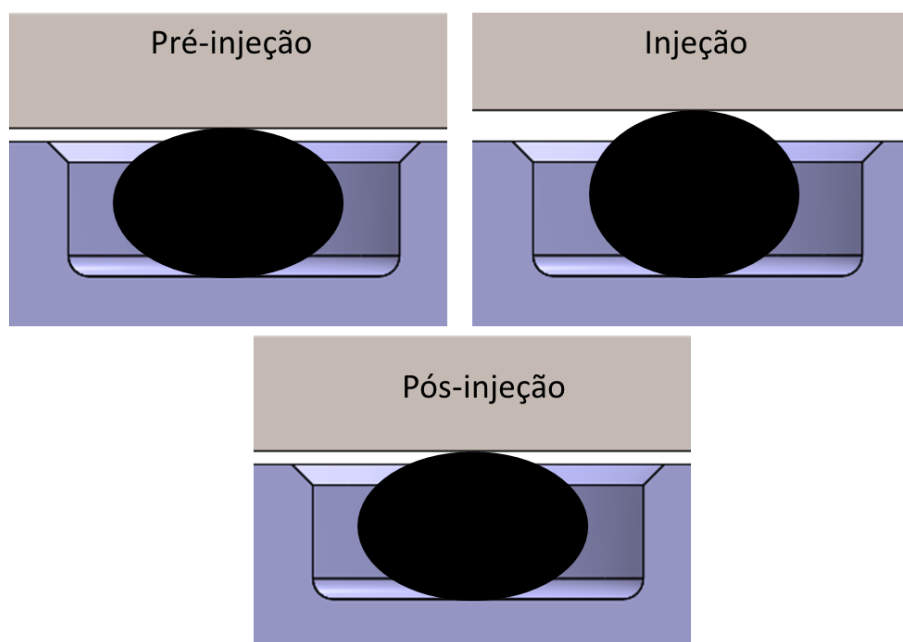


Figura 57 - Contração e dilatação do vedante durante o processo de fabrico.

3.4.2.3 Posicionamento de faces

As peças produzidas necessitam de garantir a mesma espessura em todos os pontos da mesma, com a exceção das zonas onde existe algum tipo de variação de espessura. Logo para garantir que as faces do molde estejam devidamente posicionadas é necessário criar um sistema de faces centradoras, para assim garantir o posicionamento destas durante o decorrer do processo. Para tal foi criado um sistema para cada face lateral do molde como o representado na Figura 58.

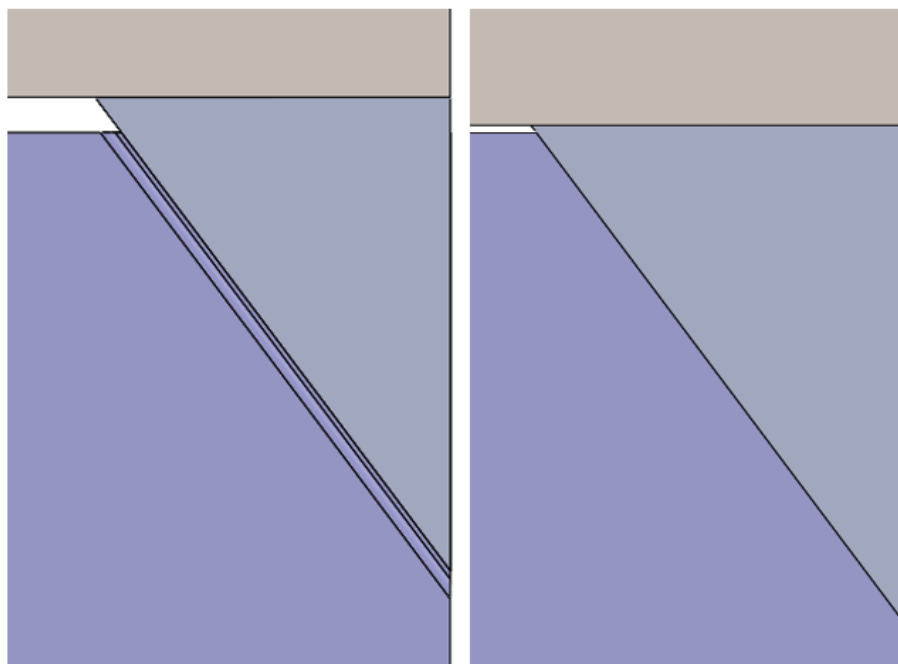


Figura 58 - Faces centradoras do molde.

3.4.2.4 Posicionamento dos sensores

Para o estudo do molde serão usados 3 termopares e um sensor de pressão. Os termopares estarão posicionados nas seguintes zonas:

- Zona de variação geométrica (Zona B - Figura 53);
- Perto da vedação;
- Perto de um dos cantos do protótipo.

Estas zonas são de especial interesse, pois permitem estudar a variação da temperatura, como também controlar a temperatura das superfícies internas do molde.

Por outro lado, para o estudo da pressão, só é usado um sensor de pressão, localizado entre o ponto de injeção e a vedação. Desta forma, é possível observar o valor de pressão nessa zona, para quando a matriz estiver em contacto com a vedação e a injeção ainda não ter terminado, o que permite estimar um valor próximo da realidade da pressão aplicada no vedante.

3.4.2.5 Resistências

Para aumentar a temperatura do molde e afetar a velocidade de cura da matriz é necessário aplicar resistências no molde, com o objetivo de poder aumentar e controlar a temperatura no interior do molde. Deste modo foram utilizadas resistências em cartucho com 16 mm de diâmetro e 160 mm de comprimento, com uma potencia de 1250 W, permitindo assim elevar a temperatura no molde muito

rapidamente até à temperatura desejada. Esta escolha foi possível com a ajuda da simulação térmica em *Solidworks*.

3.4.2.6 Pontos de descolagem da peça

Com o fim do processo é necessário retirar o demonstrador do molde, no entanto é possível que este fique preso a uma das faces do molde. Para que este não seja danificado quando é separado da face do molde por uma espátula, foi implementada uma solução no molde, sendo ela aplicada em cada parte do molde, pois não é possível determinar em que face o protótipo vai estar colado. Para isso foram implementados dois parafusos, localizados nos cantos do protótipo, com o objetivo de poder separar um dos cantos da face do molde e a partir daí efetuar uma remoção mais segura do protótipo.

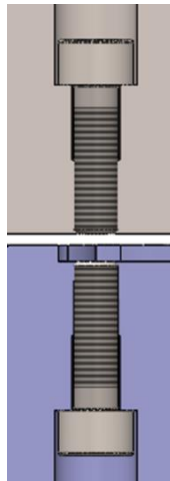


Figura 59 - Solução de separação entre o protótipo e a face interna do molde.

Na Figura 59 é possível observar os dois parafusos apertados a cada uma das partes do molde, com desmoldante. Quando o processo termina estes dois parafusos são trocados por outros com maior comprimento de rosca, para que quando apertados estes possam ultrapassar a superfície da cavidade de moldação e efetuar a separação entre o molde e o protótipo.

3.4.2.7 Modelo CAD

A Figura 60 e Figura 61 representa o modelo CAD do molde do protótipo onde é possível observar a parte superior do molde, a parte inferior e uma placa de proteção com a identificação do processo de fabrico.

A placa de proteção tem como objetivo conter os cabos dos sensores bem como a mangueira para a injeção durante todo o processo, para que estes não percam o posicionamento nas suas respetivas cavidades e para que estes não interfiram com o molde e a prensa, durante o fecho desta última.

Na Figura 62 observam-se as ranhuras para o alojamento da mangueira e dos cabos dos sensores, que posteriormente são tapadas pela placa de proteção. Por fim também é possível observar os orifícios, nas laterais do molde, por onde vão ser inseridas as resistências.

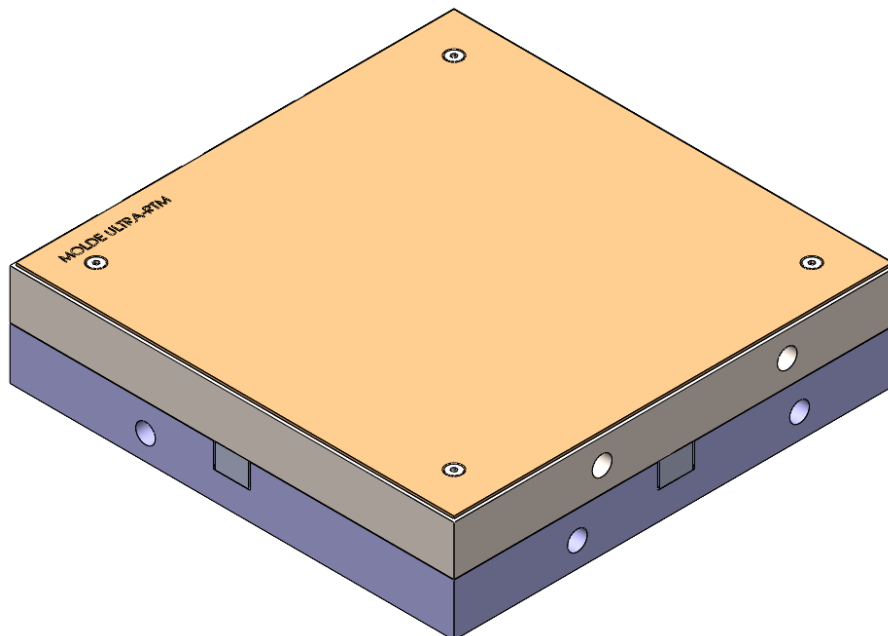


Figura 60 - Modelo CAD do molde.

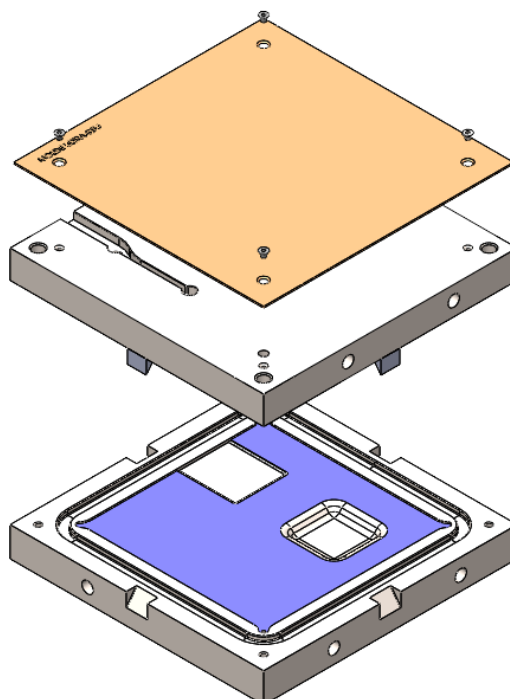


Figura 61 - Vista explodida do modelo CAD do molde.

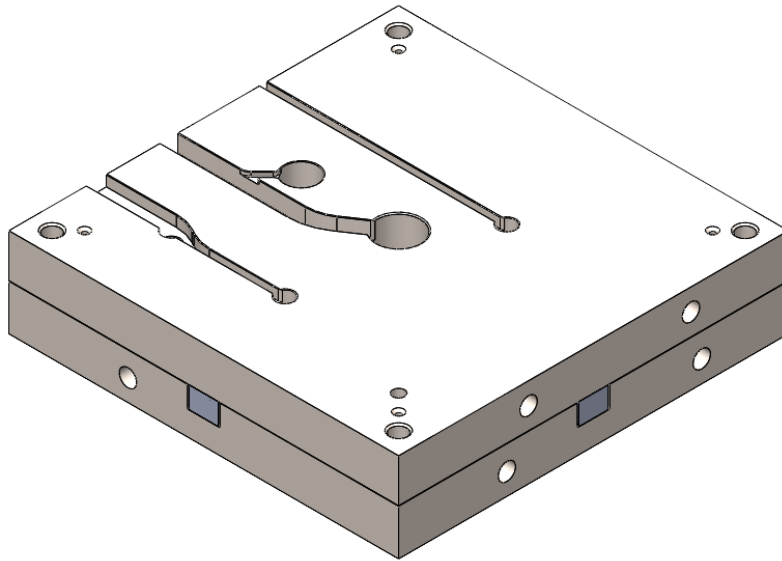


Figura 62 - Vista do molde sem a placa de proteção.

3.4.3 Seleção do material

Para a seleção do material do molde é necessário ter em consideração as dimensões do protótipo, a geometria do mesmo, a quantidade de peças a serem produzidas, bem como o acabamento que se quer dar ao protótipo. Logo, o molde deve ser capaz de resistir à oxidação, resistir ao desgaste e possuir uma boa estabilidade dimensional durante todo o processo e este também deve apresentar uma boa condutividade térmica, com o objetivo de produzir uma cura mais homogênea. Por fim o molde deve apresentar uma superfície polida, para assim não criar dificuldades na desmoldagem e garantir o acabamento superficial pretendido.

Os moldes podem ser fabricados por inúmeros materiais, mas os mais utilizados são as ligas de aço de baixo carbono, ligas de aço inoxidável e ligas de alumínio das séries 2XXX, 5XXX e 7XXX (Tabela 20) [48]. Para o estudo do molde foi escolhida a liga de alumínio da série 5XXX, tendo-se optado pela liga 5052. Esta liga possui como elemento principal o magnésio, é resistente à oxidação e possui uma temperatura de trabalho até 200°C, permitindo assim manter as suas propriedades mecânicas, sem alterações significativas, durante todo o processo de fabricação. Esta comparada com as outras ligas é mais leve e fácil de maquinar.

Tabela 20 - Propriedades dos materiais candidatos para o molde [48].

Material	Densidade	Condutividade térmica [W/m.K]	Coefficiente de expansão térmica [$\mu\text{m}/\text{m.K}$]	Módulo de elasticidade longitudinal [GPa]	Facilidade de maquinagem
Aço 1045	7,86	49,7-50,8	11,1-11,6	205	Fácil
Aço inoxidável 316	8	15	16,2	205	Difícil
Alumínio 2XXX	2,74-2,82	121,3-192,5	22,3-23,8	73	Fácil
Alumínio 5XXX	2,54-2,7	108,7-200,9	23,6-24,1	70,3	Fácil
Alumínio 7XXX	2,72-2,84	129,7-221,8	23,6	71,7	Fácil

3.4.4 Análise térmica do molde

Para observar o efeito do aumento da temperatura do molde derivado das resistências, este foi submetido a uma simulação térmica para observar o seu efeito no molde. Esta simulação tem como tempo máximo de 10 minutos para o aquecimento e normalização da temperatura por todo o molde, e foi realizada em incrementos de 10 segundos até completar o tempo objetivo, sendo que a dada altura as resistências irão entrar num regime on/off, com o objetivo de não aumentar mais a temperatura e assim poder mantê-la constante durante toda a utilização do molde. Tendo sido utilizadas as cavidades para a inserção dos termopares como pontos de controlo de temperatura.

Na Figura 63 é possível observar que, no passo 31 da simulação, ou seja, a 310 segundos do início do aquecimento do molde, este atinge a temperatura máxima de 187°C. Neste passo os pontos de estudo dos termopares estão a uma temperatura de 140°C a 150°C. A partir deste momento, as resistências entram no regime on/off para que a temperatura do molde possa estabilizar nos entre esta gama de temperaturas.

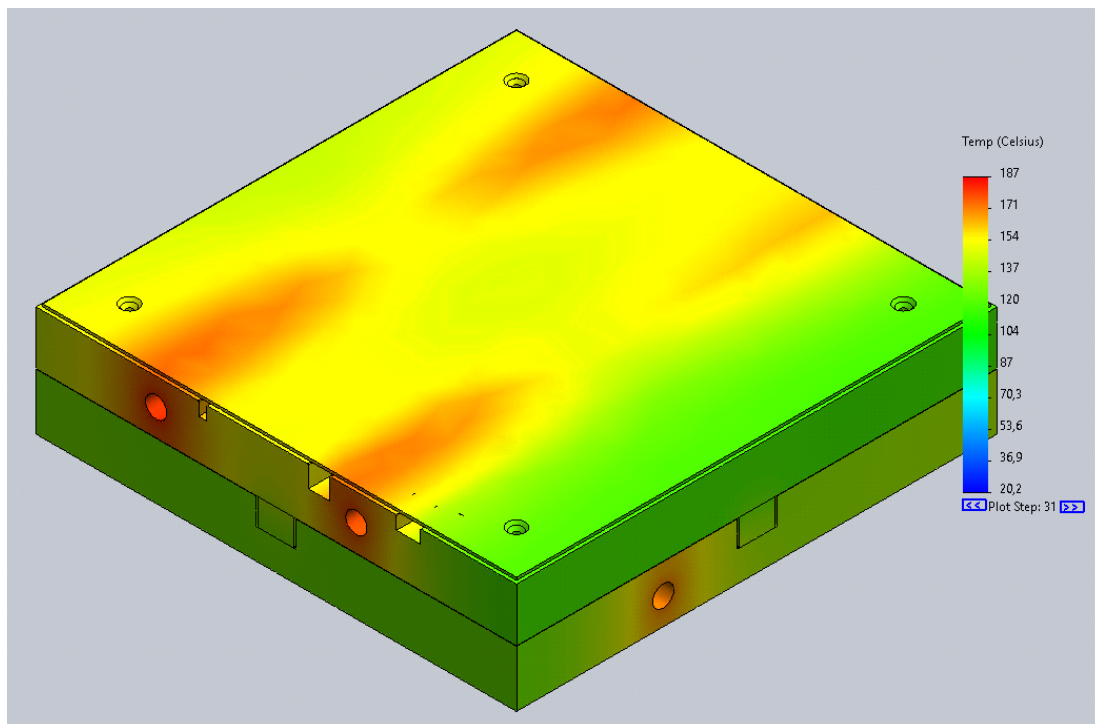


Figura 63 - Temperatura máxima atingida aos 310 segundos após o início do aquecimento do molde.

Na Figura 64, o molde atinge a temperatura de trabalho aos 600 segundos, o que equivale aos 10 minutos estipulados inicialmente.

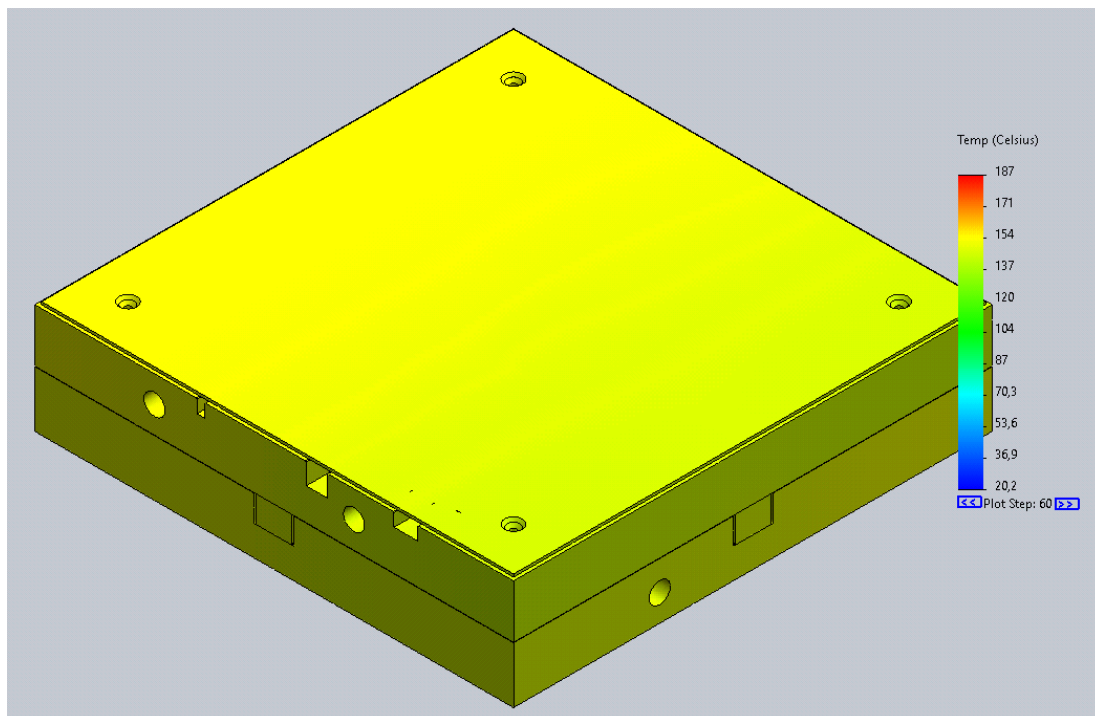


Figura 64 - Temperatura estabilizada ao fim dos 10 minutos.

Na Figura 65 é possível observar o topo do molde com pontos para análise da temperatura, sendo dois deles aplicados nas superfícies de contacto com as resistências e os outros três aplicados na superfície da cavidade de moldação. No gráfico (Figura 66) é possível observar que nos primeiros 310 segundos, a temperatura sobe rapidamente e de forma constante até ao ponto em que a temperatura máxima de trabalho é atingida, levando as resistências a entrarem num regime on/off, o que permite assim uniformizar a temperatura por todo o molde.

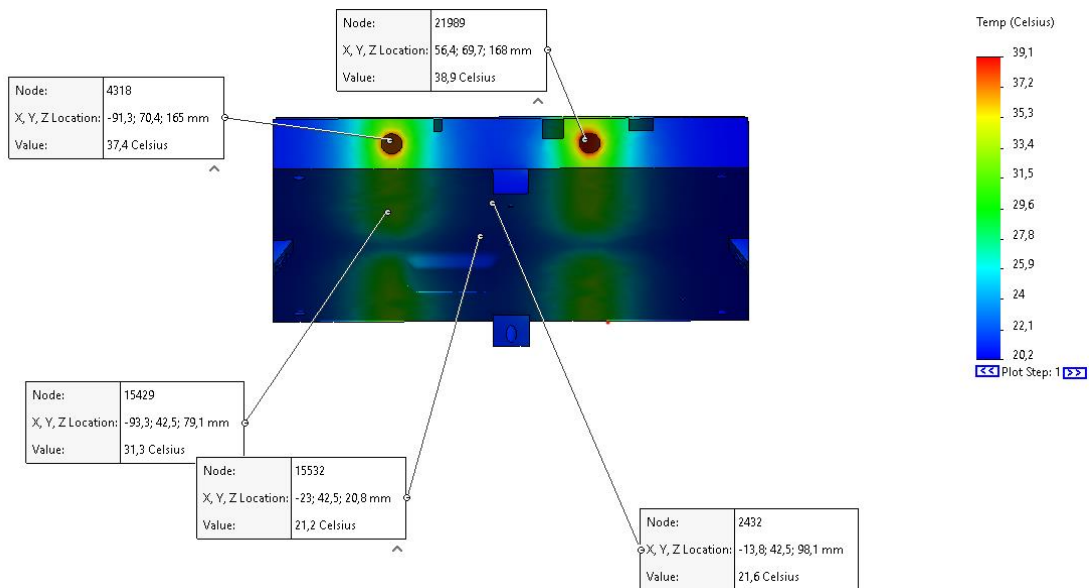


Figura 65 - Pontes de interesse para a obtenção da temperatura.

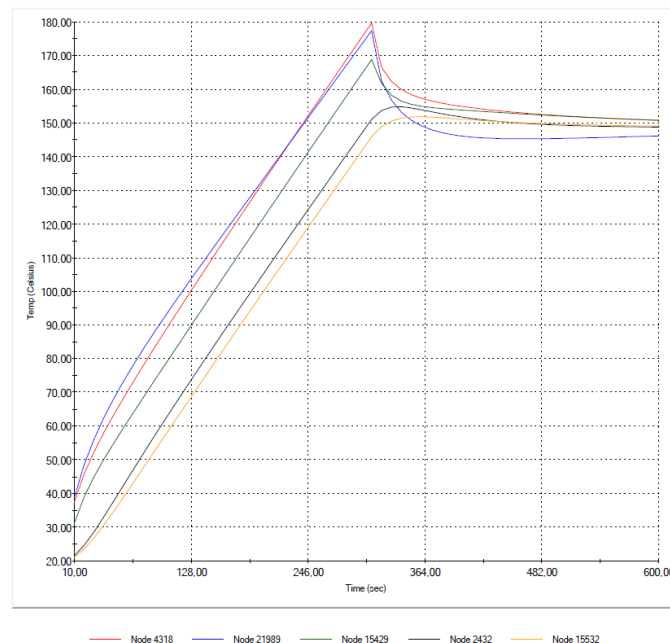


Figura 66 - Gráfico com os pontos de análise para a temperatura durante um período de tempo.

3.5 Análise do processo

O processo de fabrico Ultra-RTM revelou ser mais eficaz e produtivo face aos outros processos da mesma família. No entanto, para garantir a sua eficácia, foi necessário desenvolver um molde que fosse capaz de cumprir as várias etapas do processo e selecionar materiais para a produção de componentes. Com o estudo do processo foi possível determinar as seguintes vantagens e desvantagens (Tabela 21).

Tabela 21 - Vantagens e desvantagens do processo de fabrico Ultra-RTM.

Ultra-RTM	
Vantagens	Utiliza pressões reduzidas no molde, aumentando assim a vida útil do molde.
	A pressão de injeção é baixa.
	No caso do protótipo apresentado o tempo de ciclo é baixo e é de aproximadamente 70 segundos (30 segundos de injeção acrescidos de 40 segundos para a cura da resina).
	Não requer máquinas dispendiosas para a realização do processo.
Desvantagens	É possível obter componentes complexos, contudo é aconselhável a realização da preforma do reforço.
	Requer um posicionamento e uma vedação cuidada uma vez que, durante o processo, o molde pode abrir devido à diferença de pressão criada durante a injeção.
	Necessita de utilizar resinas com baixa viscosidade e elevada velocidade de cura.

Com a Tabela 21 é possível observar que as vantagens superam as desvantagens, podendo assim afirmar-se que o processo de fabrico selecionado é bastante eficaz, permite ter uma elevada cadência produtiva com a utilização de equipamentos menos dispendiosos, e ao mesmo tempo permite produzir componentes com elevado grau de complexidade geométrica.

CONCLUSÕES E PROPOSTAS DE TRABALHOS FUTUROS

- 4.1 Conclusões
- 4.2 Propostas de trabalhos futuros

4 CONCLUSÕES E PROPOSTAS DE TRABALHOS FUTUROS

4.1 Conclusões

A IA tem um grande impacto na economia mundial, uma vez que contribui para uma geração de mais de 220 biliões de euros. Nos últimos anos, esta tem apostado no desenvolvimento de componentes em MC, sendo as novas gerações de aeronaves, como o Boeing 787 e o Airbus 350, a prova para este desenvolvimento, pois ambos têm na sua composição estrutural mais de 50% em MC.

Com este patamar alcançado, pela IA, foi necessário o desenvolvimento de vários processos de fabrico, para assim os componentes produzidos terem as melhores propriedades mecânicas com excelentes acabamentos superficiais. Daqui surgiram várias famílias de processos que os permitiram categorizar. A família LCM distingue-se das outras pelo facto da matriz se encontrar no estado líquido e esta ser forçada a misturar-se com as fibras que já foram previamente empilhadas dentro do molde. Esta impregnação é feita a partir da injeção de resina para o interior do molde. Neste tipo de processos são usadas prensas hidráulicas e bombas de vácuo, com o objetivo de dispersar a resina no interior do molde e conferir a geometria desejada criada pelo molde.

Esta família destaca-se das outras, porque tem como vantagens o baixo volume de vazios e elevado volume de fibras, obtenção de componentes de geometria complexa, excelentes acabamentos e baixa quantidade de resíduos. Os processos mais recentes para esta família são o HP-RTM, o Ultra-RTM e o DFCM, sendo que o Ultra-RTM se destaca mais por obter componentes em que o preço/qualidade é mais baixo devido ao uso pressões mais baixas, o que não requer equipamentos muito caros.

Contudo, a escolha do processo é meio caminho percorrido para o estudo e validação do mesmo, logo o segundo passo a percorrer é efetuar a escolha das fibras, as suas orientações, a resina e um protótipo. Estas podem ser fibras de carbono, fibras de vidro, fibras de aramida, entre outras e as resinas podem ser de carácter termoplástico ou termoendurecível, sendo que a combinação mais utilizada é fibras de carbono e epóxi (matriz termoendurecível). Esta combinação foi adotada para o desenvolvimento do protótipo, tendo sido realizado um processo seletivo para ambas as matérias-primas.

A resina utilizada é a VORAFORCE™ 5300, esta difere-se das outras por possuir uma viscosidade baixa e uma velocidade de cura alta, fazendo com que o processo

escolhido possa cumprir os objetivos estabelecidos. O reforço utilizado é um tecido cosido de fibra de carbono (HexForce® NBB00 HR 1270 0400), este tecido permite obter propriedades mecânicas superiores, uma vez que as camadas que o compõem estão dispostas ao longo do mesmo plano, enquanto as de outro tipo ficam com as fibras onduladas.

Para o reforço e a matriz selecionados, procedeu-se à simulação da injeção de matriz no molde e à simulação térmica do molde para efetuar a cura do protótipo. Com a simulação da injeção deu para determinar a pressão mínima necessária para o menor tempo de enchimento, tendo-se atingido os 30 segundos de injeção. Na simulação térmica observou-se que as resistências escolhidas permitiram aumentar a temperatura do molde rapidamente, tendo este chegado a uma temperatura máxima de 187°C, que depois estabilizou nos 140°C a 150°C por todo o molde, devido às resistências terem entrado num estado on/off. Com a temperatura estabelecida no molde, esta deu para estipular o tempo necessário para a o processo de cura, sendo este de 40 segundos.

Por fim, o processo de fabrico estudado atingiu todos os objetivos estabelecidos, demonstrando que este é mais eficaz, produtivo e de baixo custo de produção.

4.2 Propostas de trabalhos futuros

A realização desta dissertação deu a perceber que mais trabalhos poderiam ser realizados para complementar este estudo, sendo um deles a fabricação do molde e a produção do demonstrador para assim complementar a avaliação do processo escolhido com ensaios de tração e de flexão de provetes provenientes do protótipo.

Outro trabalho que poderia complementar este estudo era a produção de um componente para o projeto da IA, para assim provar que as produções de peças mais complexas, com recurso a este processo de fabrico, seriam mais rápidas, com melhores propriedades mecânicas e com bons acabamentos superficiais.

**BIBLIOGRAFIA E OUTRAS FONTES
DE INFORMAÇÃO**

5 BIBLIOGRAFIA E OUTRAS FONTES DE INFORMAÇÃO

1. Boeing. Boeing 787 - Advanced Composite Use. 2020 [Acedido em Dezembro 16, 2020]; Disponível em: <https://www.boeing.com/commercial/787/by-design/#/advanced-composite-use>.
2. *Flightpath 2050 Europe's Vision for Aviation*. 2011, Publications Office of the European Union: Luxembourg.
3. Esposito, E. e L. Raffa, *Global reorganisation in a high-technology industry: The aircraft industry*. International Journal of Globalisation and Small Business, 2007. **2**: p. 5-18.
4. Edwards, T., *Composite materials revolutionise aerospace engineering*, in *Ingenia*. 2008: London. p. 24-28.
5. Gay, D., *Composite materials, Design and Applications*. Third Edition ed. 2015, Boca Raton, Florida: CRC Press.
6. Maria, M., *Advanced composite materials of the future in aerospace industry*. Incas Bulletin, 2013. **5**(3): p. 139.
7. GmbH, L.S. LANDING FLAP CONTROL. 2020 [Acedido em 16 dezembro 2020]; Disponível em: <https://www.ltn-servotechnik.com/applications/detail/landing-flap-control/>.
8. Airbus. Safe operations with composite aircraft. [Acedido em 17/01/2021]; Disponível em: <https://safetyfirst.airbus.com/safe-operations-with-composite-aircraft/>.
9. Tecnoblog. A era dos aviões sem pilotos vem aí. [Acedido em 18/01/2021]; Disponível em: <https://tecnoblog.net/215855/avioes-comerciais-autonomos/>.
10. Naval, P. Aeronave não tripulada X-47B realiza primeiro reabastecimento em voo. 2015 [Acedido em 17/01/2021]; Disponível em: <https://www.naval.com.br/blog/2015/04/23/aeronave-nao-tripulada-x-47b-realiza-primeiro-reabastecimento-em-voos/>.
11. Máquina, A. Avião da Airbus descolou e aterrou de forma totalmente autónoma. 2020 [Acedido em 18/01/2021]; Disponível em: <https://www.cmjornal.pt/tecnologia/detalhe/aviao-da-airbus-descolou-e-aterrou-de-forma-totalmente-autonoma>.
12. Máquina, A., *Avião da Airbus descolou e aterrou de forma totalmente autónoma*, in *CM Jornal*. 2020.
13. negócios, P.e.g. Embraer cria startup para desenvolvimento de "carro voador". 2020 [Acedido em 18/01/2021]; Disponível em: <https://revistapegn.globo.com/Startups/noticia/2020/10/pegn-embraer-cria-startup-para-desenvolvimento-de-carro-voador.html>.
14. Grant, C., *Automated processes for composite aircraft structure*. Industrial Robot: An International Journal, 2006. **33**(2): p. 117-121.
15. Sloan, J.J.H. AFP/ATL design-to-manufacture: Bridging the gap. 2009 2020 [Acedido em 16/12/2020]; Disponível em:

- <https://www.compositesworld.com/articles/afpatl-design-to-manufacture-bridging-the-gap>.
16. Trelleborg. Automated Fiber Placement. [Acedido em Dezembro 16, 2020]; Disponível em: <http://www.automateddynamics.com/article/thermoplastic-composite-basics/processing-methods/automated-fiber-placement>.
 17. Boisse, P., *Advances in Composites, Manufacturing and Process Design*, ed. P. Boisse. Vol. 1. 2015, Cambridge, England: Woodhead Publishing.
 18. CompositesWorld. Fiber placement and tape laying. 2006 [Acedido em 16/12/2020]; Disponível em: <https://www.compositesworld.com/articles/fiber-placement-and-tape-laying>.
 19. WANGILL, R.J.H. Automated tape laying: CFRP tape layers being placed on the lay-up tool for an Airbus A350 upper shell fuselage skin section. [Acedido em Dezembro 17, 2020]; Disponível em: https://www.researchgate.net/figure/Automated-tape-laying-CFRP-tape-layers-being-placed-on-the-lay-up-tool-for-an-Airbus-fig6_309962841.
 20. Wanhill, R., *Carbon Fibre Polymer Matrix Structural Composites*, in *Aerospace Materials and Material Technologies*. 2017, Springer Publishing: New York City. p. 309-341.
 21. Peters, S.T., *Handbook of composites*. 2013: Springer Science & Business Media.
 22. Moura, M., Morais, A., Magalhães, A., *Materiais Compósitos - Materiais, Fabrico e Comportamento Mecânico*, ed. Edição. 2011, Porto: Publindústria.
 23. Corpo do clarinete em materiais compósitos. 18/01/2021 [Acedido em Disponível em: <https://web.fe.up.pt/~ideiam/t.clarinete.htm>.
 24. Mallon, P.J. e C.M. O'Bradaigh, *Development of a pilot autoclave for polymeric diaphragm forming of continuous fibre-reinforced thermoplastics*. *Composites*, 1988. **19**(1): p. 37-47.
 25. Carrers, F. Composite roles in F1. [Acedido em 18/01/2021]; Disponível em: <https://formulacareers.com/roles-in-f1/composites/>.
 26. Yenilmez, B. e E.M. Sozer, *Compaction of e-glass fabric preforms in the vacuum infusion process:(a) use of characterization database in a model and (b) experiments*. *Journal of Composite Materials*, 2013. **47**(16): p. 1959-1975
 27. Nextews. Infusão a vácuo: descrição do método, tecnologia, instalações e equipamentos. [Acedido em 19/01/2021]; Disponível em: <http://pt.nextews.com/5b8e24a1/>.
 28. Ruiz, E. e F. Trochu, *19 - Flow modeling in composite reinforcements*, in *Composite Reinforcements for Optimum Performance*, P. Boisse, Editor. 2011, Woodhead Publishing.
 29. CompositesWorld. HP-RTM on the rise. 2015 [Acedido em 27/01/2021]; Disponível em: <https://www.compositesworld.com/articles/hp-rtm-on-the-rise>.
 30. Graf, M., E. Fries, J. Renkl, P. Henning, R. Chaudhari, e B. Thoma. *HP-RTM-Process Advancements*. in *SPE Automotive Composites Conference & Exhibition 2010*.
 31. Maffei, K. TRADE PRESS RELEASES. [Acedido em 19/01/2021]; Disponível em: <https://kmg.kraussmaffei.com/en/trade-press-releases/d/thermoplastic-composites.html>.
 32. CompositesWorld. Audi R8 seat wall: A prelude to production. 2017 [Acedido em 27/01/2021]; Disponível em:

- <https://www.compositesworld.com/articles/audi-r8-seat-wall-a-prelude-to-production>.
33. David Roquette, F.M., Lars Herbeck. High Volume Manufacturing of Carbon Fiber Reinforced Plastics for Body in White. 2017 2020 [Acedido em Disponível em: <https://docplayer.net/55411567-High-volume-manufacturing-of-carbon-fiber-reinforced-plastics-for-body-in-white.html>].
 34. HUNTSMAN. Dynamic Fluid Compression Molding, A new process for composite mass-production. 2016 [Acedido em 16/01/2021]; Disponível em: <https://www.compositesworld.com/cdn/cms/DFCM%20Overview.pdf>.
 35. Laurenzi, S., A. Grilli, M. Pinna, F. De Nicola, G. Cattaneo, e M. Marchetti, *Process simulation for a large composite aeronautic beam by resin transfer molding*. Composites Part B: Engineering, 2014. **57**: p. 47-55.
 36. Fleischer, J., R. Teti, G. Lanza, P. Mativenga, H.-C. Möhring, e A. Caggiano, *Composite materials parts manufacturing*. CIRP Annals, 2018. **67**(2): p. 603-626.
 37. Bhatt, P. e A. Goe, *Carbon fibres: production, properties and potential use*. Material Science Research India, 2017. **14**: p. 52-57.
 38. Curtis, P., *CIRP (Composite Research Advisory Group) test methods for the measurement of the engineering properties of fibre reinforced plastics*. 1988, Royal aerospace establishment farnborough (United Kingdom).
 39. Gibson, R.F., *Principles of composite material mechanics*. 4 ed. 2016, Boca Raton, Florida: CRC Press.
 40. Delaware, U.o. Liquid Injection Molding Simulation (LIMS). [Acedido em 16/01/2021]; Disponível em: <https://sites.udel.edu/lims/>.
 41. SOLIDWORKS. Simulação de Componentes Compósitos. [Acedido em 16/01/2021]; Disponível em: <https://isicom.pt/solidworks/cae/simulation-premium/simulacao-componentes-compositos/>.
 42. Guerhazi, N., N. Haddar, K. Elleuch, e H.F. Ayedi, *Investigations on the fabrication and the characterization of glass/epoxy, carbon/epoxy and hybrid composites used in the reinforcement and the repair of aeronautic structures*. Materials & Design (1980-2015), 2014. **56**: p. 714-724.
 43. Basri, E.I., M.T.H. Sultan, M. Faizal, A.A. Basri, M.F. Abas, M.S.A. Majid, J.S. Mandeep, e K.A. Ahmad, *Performance analysis of composite ply orientation in aeronautical application of unmanned aerial vehicle (UAV) NACA4415 wing*. Journal of Materials Research and Technology, 2019. **8**(5): p. 3822-3834.
 44. Kistler. Instrumentação de moldes: O ABC dos sensores de Pressão e Temperatura em cavidade. 2020 2021 [Acedido em Disponível em: <https://www.kistler.com/pt/servicos/webinars/detalhe/event/instrumentacao-de-moldes-o-abc-dos-sensores-de-pressao-e-temperatura-em-cavidade/>].
 45. HEXCEL. HexForce® and HexPly® Industrial Selector Guide. 2021 [Acedido em Disponível em: https://fileserv.mates.it/Prodotti/1_Rinforzi/Brochure/Hexcel/Selector_Guide/HexcelPreprTessSelguide.pdf].
 46. DOW. High Speed RTM Materials and Processing Technology Advancements for Affordable Lightweight Composites 2014 2021 [Acedido em Disponível em: http://www.temp.speautomotive.com/SPEA_CD/SPEA2014/pdf/CF/CF1.pdf].
 47. Imporseal. Cordão de oring silicone. 2021 [Acedido em Disponível em: <http://www.imporseal.pt/produtos/vedacao/orings-e-componentes/cordao/>].

-
48. Geier, M.H., *Quality handbook for composite materials*. 1994, London: Chapman & Hall.

ANEXOS

6 ANEXOS



Solutions from Dow Automotive Systems

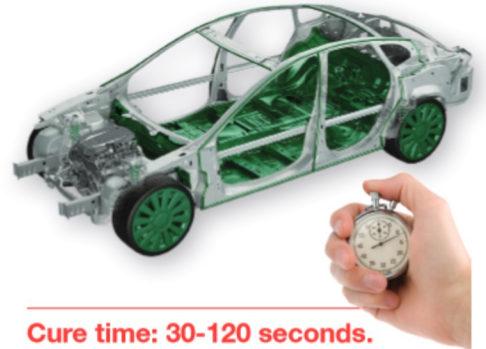
VORAFORCE™ Ultra-fast Cure Composite Epoxy Systems

VORAFORCE™ epoxy systems are industry leading resin transfer molding (RTM) solutions offered to meet varying application temperature requirements. They combine extended infusion times at low viscosity with ultra-fast cure capability for higher-volume production of structural components.

Meeting OEM emissions and fuel efficiency requirements is a difficult challenge when working only with materials such as steel or aluminum. Significant weight reduction is possible with low-density carbon fiber composite components that can function alongside traditional metal components in an efficient bonded hybrid construction.

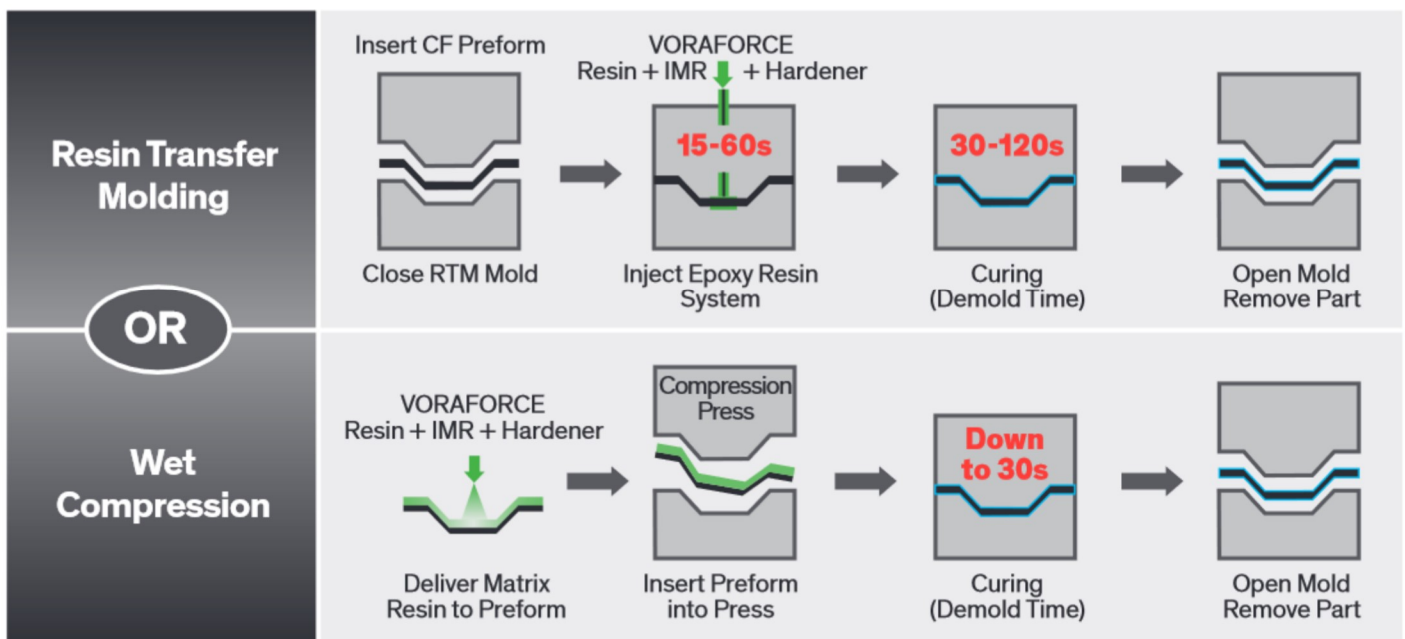
VORAFORCE™ 5300 is a game-changing epoxy formulation composed of resin, hardener and internal mold release. It is designed mainly for carbon fiber composite production using high-pressure RTM or wet compression. Classed as not toxic under REACH 2015, the epoxy system is also formulated to prevent undesirable corrosion of processing equipment. VORAFORCE™ 6300 and 7100 extend those capabilities into higher temperature applications up to 200 °C.

The ultra-low processing viscosity of VORAFORCE enables short infusion times and excellent fiber wetting, allowing the production of outstanding final composite performance and substantial mass reduction compared to metal solutions. This low-viscosity advantage also reduces filling pressure and clamp force, without sacrificing flow length or fiber wetting even in parts with high fiber content.



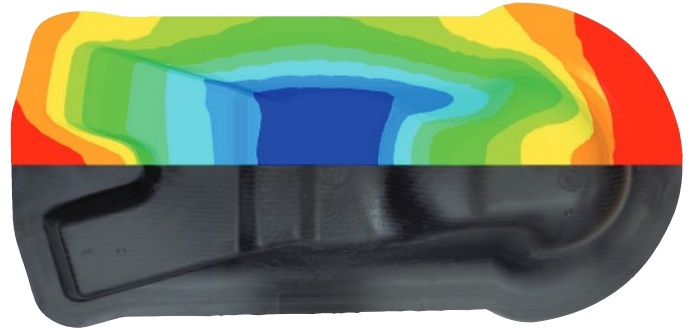
Cure time: 30-120 seconds.

The VORAFORCE product family is ideal for producing large composite parts with significant part consolidation potential, helping to reduce part count and therefore assembly costs. Further cost reduction is possible with the super-fast in-tool cure times of VORAFORCE 5300, suitable for high-volume part production from a single press. Depending on process needs, the versatility of VORAFORCE 5300 allows easy adjustment of injection and cure profiles, enabling molding cycle times of 30 to 180 seconds.



VORAFORCE™ ultra-fast cure composite epoxy systems—the next solution for ultra-low viscosity, excellent flow, exceptional fiber wetting and ultra-fast in-tool cure.

The VORAFORCE systems allow the production of composite parts having excellent mechanical properties, including moisture and chemical resistance complemented by a range of high glass-transition temperatures to boost stability and durability of the composite at the required service temperatures. The following properties can be achieved without a post cure:



Dow HP RTM filling simulation for a complex VORAFORCE 5300 part.

VORAFORCE™ (cured resin)	Unit	Test Standard	5300	6300	7100
Elongation at Break	%	ISO 527-2	7	6.3	3.3
Elastic Modulus	GPa	ISO 527-2	2.7	2.7	3.1
Tensile Strength	MPa	ISO 527-2	68	67	58
Tg Midpoint (DSC)	°C	ISO 11357-2	120	147	180

Composite Data (DowAksa cf, 50 Vol%)

90° Tensile Modulus (UD fabric)	GPa	ISO 527-4	8.2	8.6	8.1
90° Tensile Strength (UD fabric)	MPa	ISO 527-4	59	57	55
90° Elongation (UD fabric)	%	ISO 527-4	1.1	1	1.05
ILSS UD Fabric	MPa	ISO 14130	69	67	76
Composite Density	g/cm ³		1.49	1.49	1.49

Processing @ Std. mold temperature

Mix Viscosity	mPa.s	Rheometer	15	25	20
Open Time RTM	s	Rheometer	60	60	60
Possible In Mold Cure Time	s	Trial	<30	<30	<300



Structural rear component molded with VORAFORCE 5300. Developed for Aston Martin.

For further extended part size, it is possible to extend VORAFORCE infusion times up to several minutes via reduced tool temperatures. VORAFORCE 7100 glass-transition temperature can be further boosted to 195°C with a short post cure. Please contact Dow Automotive Systems for processing options.

ABOUT DOW AUTOMOTIVE SYSTEMS

Dow Automotive Systems, a business unit of The Dow Chemical Company, is a leading global provider of collaborative solutions and advanced materials for automotive and commercial transportation original equipment manufacturers, tier suppliers and aftermarket customers. Our materials focus includes structural, elastic and rubber-to-substrate adhesive solutions; polyurethane foams and acoustical management solutions; innovative composite solutions; and films and fluids, with an emphasis on achieving customer and corporate sustainability goals. Offices and application development centers are located around the world to ensure regionalized technical, engineering and commercial support for customers and industry groups. For additional information, visit dowautomotive.com.

Dow Automotive Systems

The Dow Chemical Company
1250 Harmon Road
Auburn Hills, Michigan 48326
USA
E-mail: dowautomotive@dow.com

US

Toll Free 800 441 4369

dow.com

International

Latin America + 55 11 5184 8722
Europe + 800 3 694 63 67
+ 31 115 67 2626
Italy + 800 783 825
Pacific + 800 7776 7776
+ 60 3 7965 5392
China + 400 889 0789
+ 86 21 3851 4988

NOTICE: No freedom from any patent owned by Dow or others is to be inferred. Because use conditions and applicable laws may differ from one location to another and may change over time, the Customer is responsible for determining whether products and the information in this document are appropriate for the Customer's use and for ensuring that the Customer's workplace and disposal practices are in compliance with applicable laws and other governmental enactments. Dow assumes no obligations or liability for the information in this document. No warranties are given.

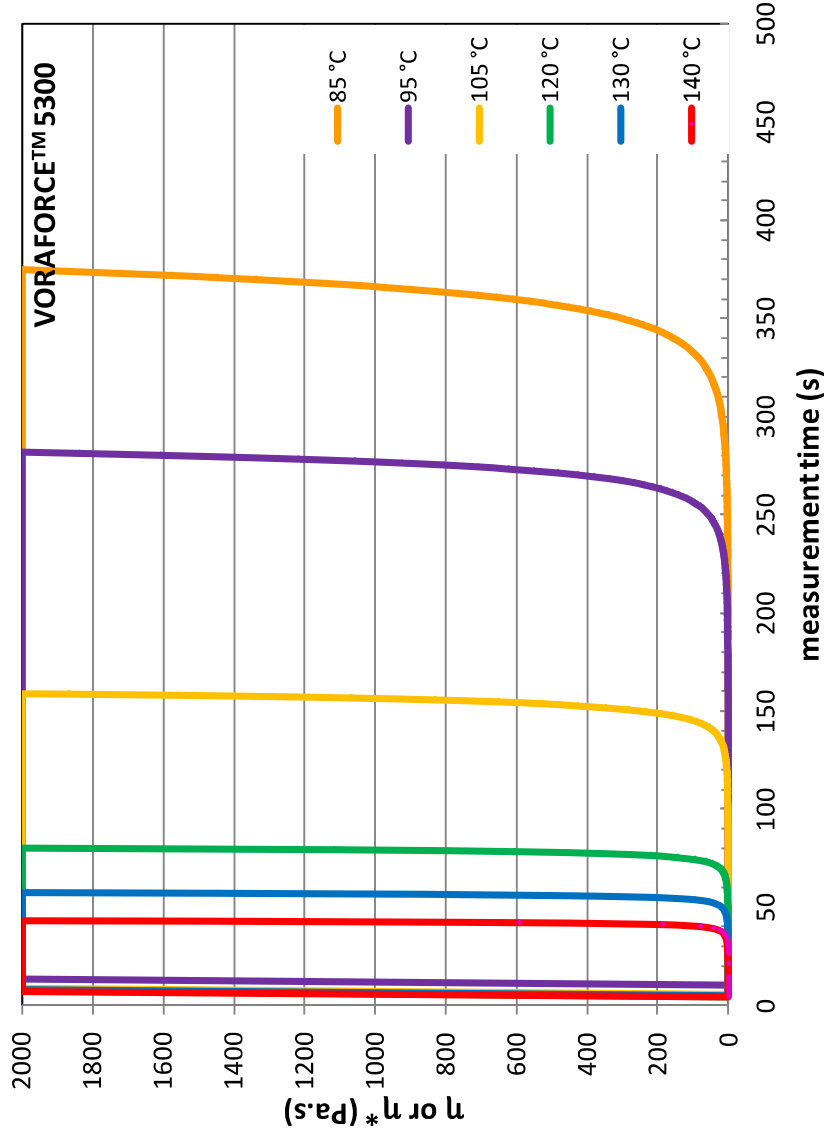
©™ Trademark of The Dow Chemical Company ("Dow") or an affiliated company of Dow

Form No. 299-52386-0816 HMC

Viscosity Curves



Cure time can be adjusted over a wide temperature spectrum:



- High production volumes require processing temperatures >105 °C
-



HexForce® NBB00 HR 1270 0400 UFM C1 FT

COMPLEXE BIAxIAL CARBONE / BIAxIAL CARBON COMPLEXE

Fiche Technique / Product Data

Renfort Textile pour Composites Hautes Performances

Textile Reinforcement for High Performance Composites

DEFINITION / DESCRIPTION

Edition 10/2010 / Issue 10/2010

Direction	Orientation	Masse (g/m ²) <i>Weight</i>
1	+45°	200
2	0°	5
3	-45°	200
4		

CARACTERISTIQUES / CHARACTERISTICS

Fil de Renfort / <i>Reinforcement yarn</i>	HEXTOW ASE GP 24K
Masse nominale <i>Nominal weight</i>	400 g/m ² 11,80 oz/sq ²
Fil de Couture <i>Stitching Yarn</i>	Polyester 6g/m2
Epaisseur <i>Thickness</i>	0.4 mm
Poudrage <i>Powdering</i>	
Largeur standard <i>Standard width</i>	1270 mm 50 in
Autres informations <i>Other information</i>	Voile Polyamide 6 g/m ² au milieu / produit thermofixé 6 gsm Polyamid Veil in the middle / Heat-set product

****Nota:** Les valeurs moyennes ci-dessus sont obtenues sur la base d'un stratifié epoxy de 0.4 mm avec 60 % de fibres en volume.

***NB :** The above average values are obtained with epoxy laminate of 0.4 mm at 60 % of fibres in volume.

IMPORTANT

Les renseignements contenus dans la présente fiche produit sont fondés sur nos connaissances actuelles et sur les résultats d'essais effectués avec un constant souci d'objectivité. Ils doivent être adaptés à chaque cas particulier. Les performances du produit après utilisation étant liées aux conditions particulières de mise en œuvre, elles ne sauraient engager notre responsabilité.

All information is believed to be accurate but is given without acceptance of liability. Users should make their own assessment of the suitability of any product for the purpose required. All sales are made subject to our standard terms of sales which include limitations on liability and other important terms.



For European sales office telephone numbers
and a full address list please go to :
<http://www.hexcel.com/contact/salesoffices>

Cavity pressure sensor

for low-viscosity crosslinking compounds with $\varnothing 4$ mm front

Type 6165A...

Sensor for cavity pressure measurements up to 200 bar during the processing and injection molding of low-viscosity plastics and resins.

- For industrial use during the embedding of chips and circuit boards (Transfermolding)
- High sensitivity sensor housed in sealed cartridge
- Exchangeable cable

Description

The Type 6165A... is a high sensitivity sensor with a 2,5 mm front diaphragm which is welded into a robust 4mm diameter cartridge. This welded annular gap design prevents the ingress of low-viscosity resins and so ensures a high quality signal with no distortion. Cables are exchangeable to facilitate simple cable exchange and/or cable repair.

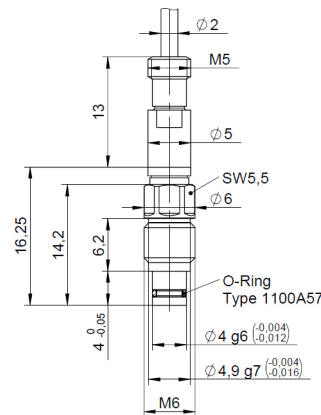
The pressure acts directly on the front of the diaphragm and is in turn conveyed to the measuring element, which outputs an electric charge that is proportional to the pressure. This is converted by an amplifier to a voltage ranging from 0 ... 10 V and is then available at the amplifier output.

The sensor is available in two cable designs. The coaxial design uses high-insulation cables that do not need to be laid in the mold. The practical single-wire design is based on a cable that can be cut to any length. The connector with cut and grip technology can be connected upon installation in the mold. The facilitates simple installation and service.

Application

The robust sensor measures cavity pressures of up to 200 bar during the processing of crosslinked molding compounds in various low-pressure processes in the plastics industry. It is particularly well suited for industrial use for the monitoring, controlling and regulating of transfer molding processes in which electronic chips or circuit boards are cast and sealed in plastic.

The welded front prevents the penetration of low-viscosity plastics and thereby enables the detection of the slightest changes in pressure.



Technical data

Range	bar	0 ... 200
Overload	bar	300
Sensitivity	pC/bar	≈ -4.0
Linearity	% FSO	$\leq \pm 1$
Operating temperature range		
Tool (sensor, cable)		
Type 6165A...	°C	200
Melt (on the front of the sensor)	°C	<450
Connector	°C	0 ... 200*
Insulation resistance		
at 20 °C	T Ω	≥ 10
at 200 °C	T Ω	≥ 1

* The mold temperature may reach 240 °C during machine malfunctions without risking sensor damage. Measurement errors may occur, however.

Cable and amplifier for measuring chains with sensor Type 6165A...

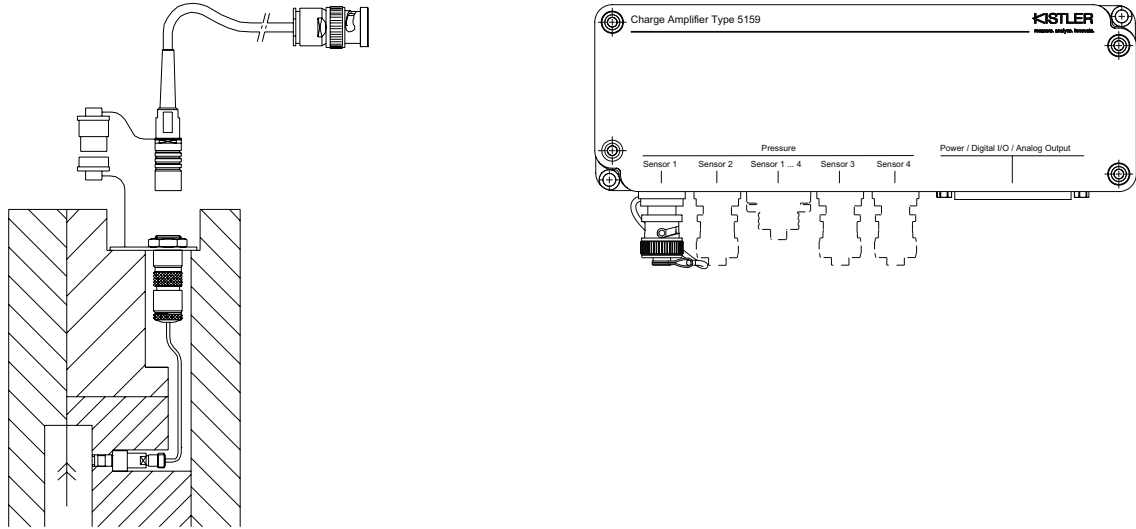
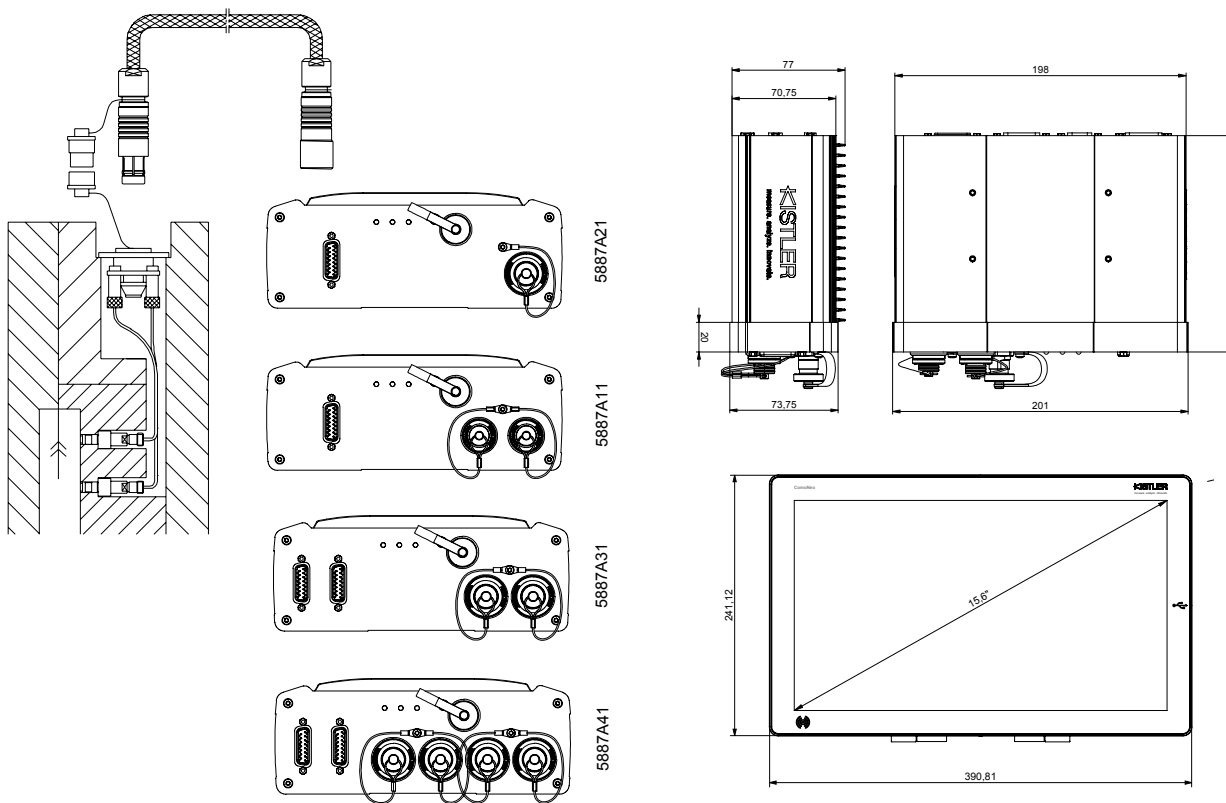


Fig. 1: Sensor Type 6165A... with charge amplifier Type 5159A



4-channel cable Type 1995A... on connector Type 1722A4...	8-channel cable Type 1997A... on connector Type 1722A8...
Type 5887A1	Type 5887A2
	Type 5887A3
	Type 5887A4

Fig. 2: Sensor Type 6165A... with ComoNeo monitoring system, Type 5887...

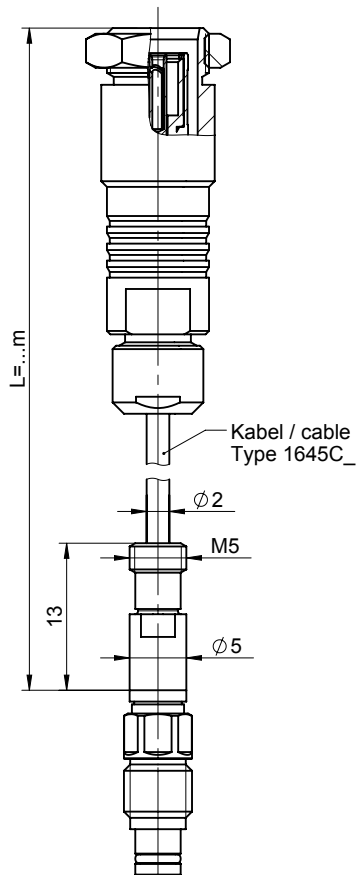


Fig. 3: Sensor 6165A with coaxial cable

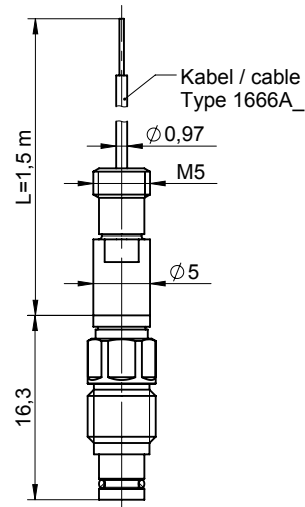


Fig. 4: Sensor Type 6165A... with single-wire cable

Mounting examples

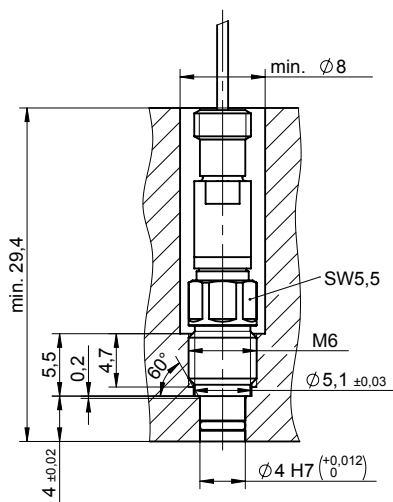


Fig. 5: Sensor Type 6165A installed

6165A_003-284e-03_18

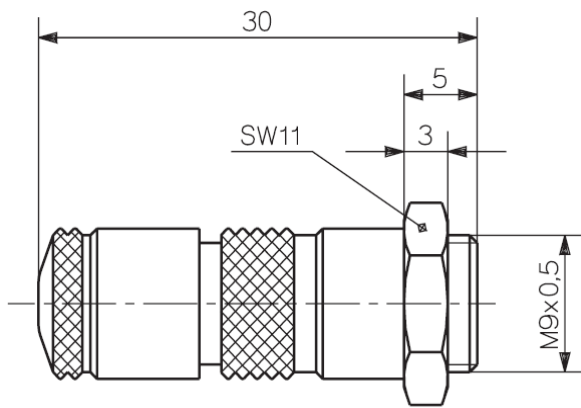


Fig. 6: Type 1839

Mounting

The sensor is screwed directly into the M6 internal thread of the mounting bore using the integrated external thread. This also allows the safe removal of the sensor during servicing or cleaning of the mold.

The sensor front forms part of the cavity wall. As a result, the sensor must be fitted so that its front is exactly flushmounted. The front cannot be reworked, as this would damage the diaphragm.

The sensor is centered in the 4 H7 mounting bore.

Included accessories

- | | |
|--|----------------------|
| | Mat. No./Type |
| • Mounting plate for connector
(for sensor with coaxial cable and Type 6165AAE) | 65005208 |
| • Identification plate | 55147987 |
| • Checking tool | 55155671 |

Sensor with coaxial cable

- | | |
|---|----------|
| • Coaxial cable 0 ... 200 °C with M4 and Fischer connector | 1645C... |
| • Coaxial cable 0 ... 200 °C with M4 connection and MiniKoax connectors | 1650A4P |

Sensor with single-wire cable

- | | |
|--|--------|
| • Connector at single-wire variants with connector | 1839 |
| • Single-wire cable with M4 connector L 1,5 m | 1666A2 |

Optional accessories

- | | |
|--|----------------------|
| | Mat. No./Type |
| • 4-channel connector, up to 120 °C (for MiniCoax and single-wire cable) | 1722A4... |
| • 8-channel connector, up to 120 °C (for MiniCoax and single-wire cable) | 1722A8... |
| • 4-channel connector, 120 ... 200 °C (for single-wire models) | 1708... |

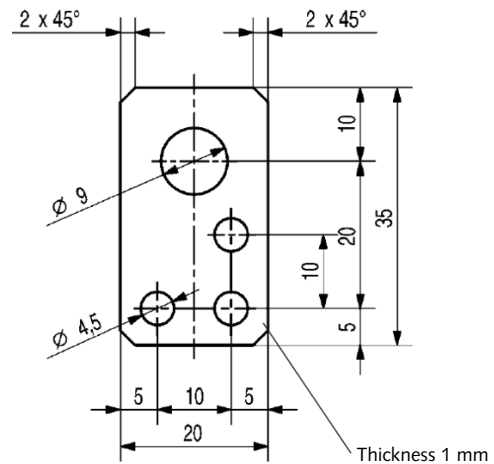


Fig. 7: Mounting plate (Mat. No. 65005208)

Optional accessories

- | | |
|--|---------------------------------|
| • 8-channel connector, 120 ... 200 °C (for single-wire models) | Mat. No./Type
1710... |
| • Dummy sensor | 6497A1 |
| • Contact elements 1 channel (for single-wire technique only) | 1712B0 |
| • Contact elements 4 channels (for single-wire technique only) | 1714B0 |

Mounting accessories

- | | |
|-------------------|----------------------------------|
| • Mounting wrench | Mat. No./Type
1300A177 |
|-------------------|----------------------------------|

Ordering key

Sensor design

up to 200 °C	A
--------------	---

Cable

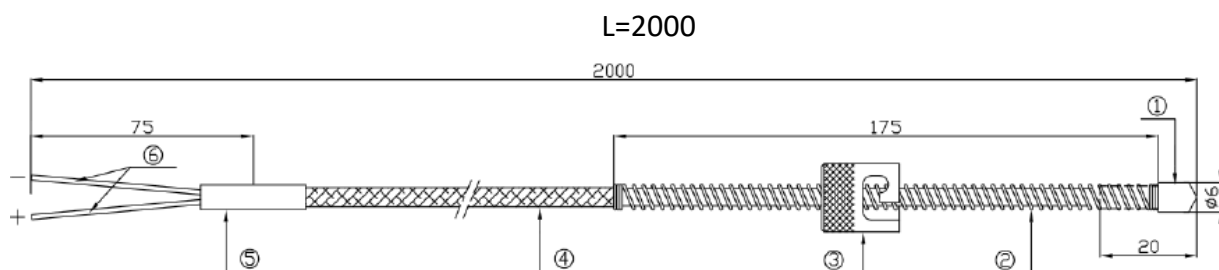
Coaxial cable L in m	0,2
	0,4
	0,6
	0,8
	1,0
	1,2
	1,5
	1,6
	2,0
	2,5
	3,0
Coaxial cable with special length, specify L in m (L _{min} = 0,1 m / L _{max} = 5 m)	sp
with single-wire cable (L = 1,5 m)	E
with single-wire cable (L = 1,5 m) without connector	G

Type 6165A

6165A_003-284e-03.18



Data sheet



TYPE K ADJUSTABLE BAYONET

Range :

- 50°C / +400°C

Application :

- Plastic Industry

Feature strong point :

- Fitting with adjustable bayonet

FEATURES :

- Thermocouple type K (Chromel – Alumel)
- Glasse fiber insultation
- Stainless Steel brain

DIMENSIONS :

- Bolt = $\varnothing 11.3 \times 14.5\text{mm}$
- Length = 2000mm
- Section = 0.22mm^2

METROLOGICAL DATA :

- As per IEC 584
- Standard tolerance TC "K" class1:
- $-40^{\circ}\text{C} < t^{\circ} < 375^{\circ}\text{C} = \pm 1.5^{\circ}\text{C}$
- $375^{\circ}\text{C} < t^{\circ} < 1000^{\circ}\text{C} = \pm 0.004. [\text{t}]$
- Time constant at 63% in water: 0.7 sec
- Output signal FEM(mV) as per curve of "K" type as per norme IEC 60584

Available thermocouple type :

Type	J	K
Part-number	259-328	259-334



hotrod[®]
Cartridge Heaters



hotrod[®]

Cartridge Heaters

Components

We provide our customers with an extensive portfolio of technically mature products from the field of heating elements, thermal sensors and control technology. Since 1973, we have manufactured heating elements in Germany, and since 2002, we have been continuously developing our production location in Malta.

The manufactured products are usually individually-tailored to the customer – in extremely small unit numbers or in large quantities, at an attractive price. Our core process is organized highly efficiently using our own software, and we provide customer storage in all significant global markets. We work with our own specialists in order to select the best product for our customers.

Facts

- For heating applications:
 - Packaging machines
 - Extruders
 - Casting machines
 - Hot melt
 - Cutting knives
 - Analytical equipment in laboratories
- Custom options:
 - Power distribution
 - Numerous attachments and protection sleeves
 - Various moisture protection options
- Special Features:
 - High quality stainless steel with special alloy properties for improved heat conductivity, thermal expansion and corrosion resistance
 - Standard diameter tolerances to fit H7 bore tolerances
 - The most precise diameter tolerances in the industry: up to -0.02 -0.04 mm available
 - Various VDE certified versions
 - Certified according to UL and CSA standards on request
 - Protection class IP67 available on request

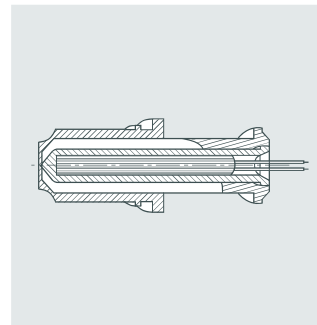
General Technical Key Features

Sheath material	Stainless steel 1.4541
Heating conductor material	NiCr 8020
Max. sheath temperature	750 °C / 1380 °F (up to 1000 °C / 1832 °F on request)
Max. voltage	480 V, UL rated: 250 V
Wattage tolerance*	± 10 %
Dielectric strength*	1500 V AC for > 24 V operation voltage 500 V for ≤ 24 V operation voltage
Insulation resistance*	≥ 5 MΩ at 500 V DC
Leakage current*	≤ 0.5 mA at 253 V AC
Length tolerance	± 1.5 %, min ± 1 mm
Standard diameter tolerance for metric sizes:	-0.02 -0.06 mm
Standard diameter tolerance for imperial sizes:	± 0.79 mil [± 0.02 mm]

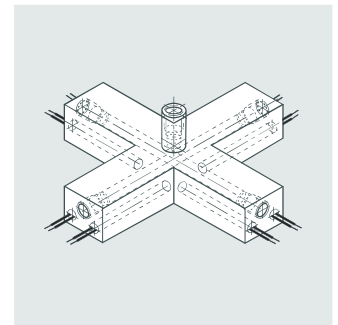
*tested at environmental temperature



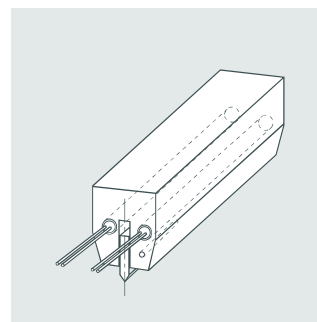
Application Fields



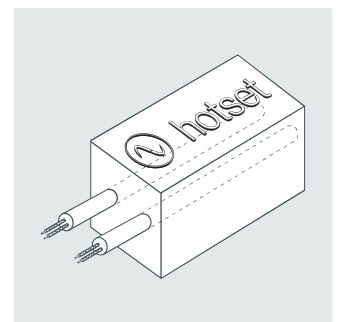
Plastic injection molding
Internal heating of nozzles



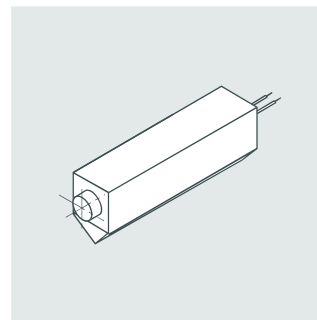
Hot runner systems
Heating of manifolds



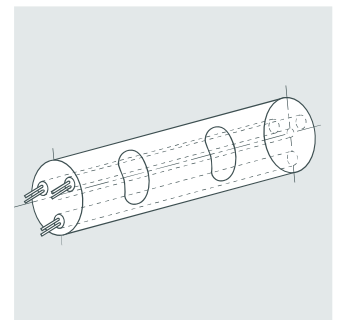
Packaging industry
Heating of sealing bars



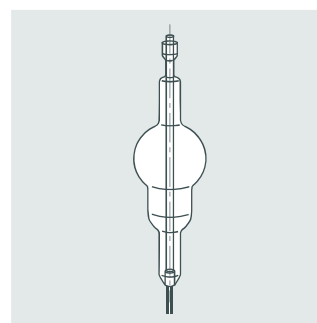
Packaging industry
Heating of hot stamps



Textile industry
Heating of cutting knives



Paper industry
Heating of embossing rollers



Laboratories
Heating of analytical equipment,
for example, mass spectrometer

Performance Range

Options

Type	Ø	Ø-Tolerance	max. L. [mm/inch]	max. W/cm ²	max. W/inch ²	max. W/cm ² UL rated	max. Temp [°C/°F]	max. U [V]	Thermocouple	Attachments	Power Distribution	Moisture Protection	Express					
HHP	4	-0.02 mm -0.06 mm	350 / 13.8	20	129	n/a	275/527	250	no		limited	no						
	6.0	-0.02 mm -0.06 mm	1500 / 59	65*	419*	57*	750/ 1380	480	yes	limited	IP67	24 h						
		± 0.1 mm	3000 / 118	10	65	10				limited								
	6.5	-0.02 mm -0.06 mm	1500 / 59	65*	419*	57*				limited								
		± 0.1 mm	3000 / 118	10	65	10												
	8	-0.02 mm -0.06 mm	1500 / 59	65*	419*	57*												
		± 0.1 mm	3000 / 118	10	65	10												
	10	-0.02 mm -0.06 mm	1500 / 59	65*	419*	57*												
		± 0.1 mm	3000 / 118	10	65	10												
	12.5	-0.02 mm -0.06 mm	1500 / 59	65*	419*	57*												
		± 0.1 mm	3000 / 118	10	65	10												
	16	-0.02 mm -0.06 mm	1500 / 59	65*	419*	57*												
		± 0.1 mm	3000 / 118	10	65	10												
	20	-0.02 mm -0.06 mm	1500 / 59	65*	419*	57*												
		± 0.1 mm	3000 / 118	10	65	10												
	1/8"	± 1.97 mil	150	20						700			250	no	no			
	1/4"	± 0.79 mil	1500 / 59	65*	419*	57*				750/ 1380			480	yes	limited	IP67	24 h	
		± 3.94 mil	3000 / 118	10	65	10									limited			
	3/8"	± 0.79 mil	1500 / 59	65*	419*	57*									yes			
		± 3.94 mil	3000 / 118	10	65	10												
1/2"	± 0.79 mil	1500 / 59	65*	419*	57*	yes												
	± 3.94 mil	3000 / 118	10	65	10													
5/8"	± 0.79 mil	1500 / 59	65*	419*	57*	no												
	± 3.94 mil	3000 / 118	10	65	10													
3/4"	± 0.79 mil	1500	65*	419*	57*	yes	limited	limited										
	± 0.394 mil	3000	10	65	10													
LHT	6.5	± 0.1 mm	3000 / 118	10	65	10	700/ 1292	no	limited		no	limited			no			
	8	± 0.1 mm	3000 / 118															
	10	± 0.1 mm	3000 / 118															
	12.5	± 0.1 mm	3000 / 118															
	16	± 0.1 mm	3000 / 118															
	20	± 0.1 mm	3000 / 118															
LHT bendable	6.5	± 0.2 mm	3000 / 118															
LHT bendable	8	± 0.2 mm	3000 / 118															

Formula for calculating the surface load: $W/cm^2 = \frac{\text{Wattage [W]}}{\text{Circumference [cm]} \times \text{heated length [cm]}}$

*Surface load > 10 W/cm² we recommend a H7 tolerance bore. • Surface load > 20 W/cm² we recommend a press fit. • Maximum surface load depends on heater sheath temperature.

hotrod® HHP/G

Casting Cartridge Heater

- Optimal temperature of the material in the goose neck
- Removal stud
- With angle block, tube section and metal sleeving

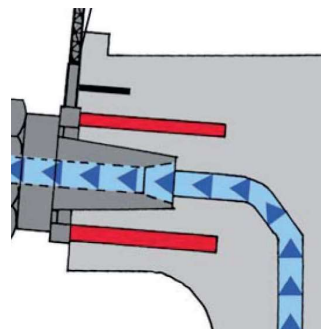
Specifications

Sheath material	Stainless steel 1.4541
Heating conductor material	NiCr 8020
Diameter mm	6.5 / 8.0 / 10.0 / 12.5 / 16.0 / 20.0
Max. length	1500 mm / 59 inch
Max. sheath temperature	750 °C / 1380 °F
Max. voltage	480 V, UL rated: 250 V
Wattage tolerance*	± 10 %
High voltage test*	1500 V AC for > 24 V operation voltage, 500 V for ≤ 24 V operation voltage
Insulation resistance*	≥ 5 MΩ at 500 V DC
Leakage current*	≤ 0.5 mA at 253 V AC
Length tolerance	± 1.5 %, min ± 1 mm
Standard diameter	metric: -0.02 -0.06 mm imperial: ± 0.79 mil [± 0.02 mm]

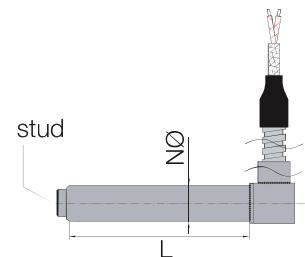
*tested at environmental temperature

Options

- Wattage distribution
- Thermocouple type K
- Various connection options
- Certified according to UL and CSA standards



Heating of the goose neck



NØ = Nominal diameter · L = Length

Stock Range HHP/G

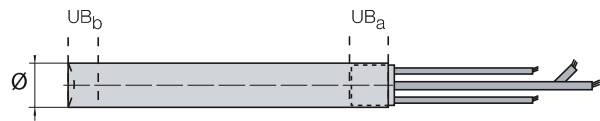
Connection Voltage: 230V, GLS Lead, 1500 mm

Stock ID	Diameter [mm]	Length [mm]	Connection length [mm]	Wattage [W]	Voltage [V]	Goose neck / Nozzle type
HT9906100	10.0	80	1500	250	230	Nozzle DAW 5
HT9906101	12.5	60	1500	200	230	DAW 5
HT9906104	12.5	90	1500	350	230	Nozzle DAW 20
HT9906103	16.0	80	1500	315	230	DAW 10/20
HT9906106	16.0	100	1500	500	230	DAW 40-125
HT9906113	16.0	100	1500	600	230	DAW 40-125
HT9906105	16.0	160	1500	630	230	Nozzle DAW 40-50
HT9906110	20.0	100	1500	630	230	DAW 160-200

hotrod® HHP Ø 4 mm High Power Cartridge Heater

Specific key features

Max. sheath temperature	275 °C / 527 °F
Max. sheath surface load	20 W/cm ² / 129 W/inch ²
Max. Length	350 mm / 13.8 inch
UB _a Length	13 mm / 0.512 inch
UB _b Length	6 mm / 0.236 inch
Dialectric strength	≥ 24V: 800 V AC < 24V: 500 V AC
For supply voltage	
Max. voltage	250 V
Max. current	1,6 A
Length tolerance	± 2.5%, min. ± 1.5 mm / 0.059 inch
Connection type	Type 5a



UB = Length of the unheated zone

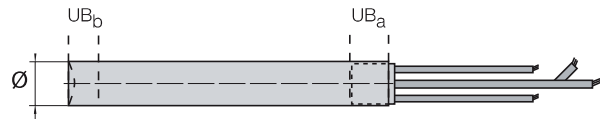
Options

- Power distribution
- Thermocouple, ungrounded
- type J or K (IEC / ANSI color codes),
- measuring point at bottom, up to 80 mm heater length
- Diameter tolerances up to -0.02 -0.04 mm

hotrod® HHP Ø 6,0 – 20 mm High Power Cartridge Heater

Specific key features

For metric sizes:	1500 mm
Max. length / Ø-tolerance	Ø-tolerance -0.02 mm -0.06 mm 3000 mm Ø-tolerance ± 0.1 mm
For imperial sizes:	59 inch
Max. length / Ø-tolerance	Ø-tolerance ± 0.79 mil 118 inch Ø-tolerance ± 3.94 mil
Length tolerance	± 1.5%, min. ± 1.0 mm / 0.039 inch
UB _a Length	4 to 20 mm / 0.157 to 0.787 inch
UB _b Length	4 to 9 mm / 0.157 to 0.354 inch



UB = Length of the unheated zone



Options

- Certified according to UL and CSA standards
- Wattage distribution
- Thermocouple, grounded or ungrounded
- type J or K (IEC / ANSI color codes)
- measuring point at the bottom or in the middle
- Ground lead
- Moisture protection up to IP67
- Various connection options
- Various attachments
- Diameter tolerances up to -0.02 -0.04 mm

Express-Service

Order by 10:00 a.m CET / CEST, following hotrod are ready for shipping from HQ Germany within:

- 24 hours: Ø 6.5 mm to 10.0 mm Ø 1/4 inch to 3/8 inch
- 48 hours: Ø 12.5 mm to 20.0 mm Ø 1/2 inch to 5/8 inch
- Max. order quantity: 20 pcs.
- Max. length: 1,000 mm / 39 inch

Available Connection types

- Max. lead length mounted externally: 2.000 mm
- Max. lead length mounted internally: 1.500 mm
- With PTFE-disc: requires 48 hours
- With ceramic sealing: requires 48 hours

Options not available

- Epoxy or silicone sealing
- Multicore silicone cables
- Thermocouples grounded

hotrod® LHT

Low Power Cartridge Heater

- For lower surface loads with max. 10 W/cm²
- Cost effective heating with a long lifespan

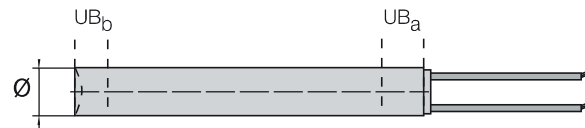
Specific key features

Diameter	6.5 / 8.0 / 10.0 / 12.5 / 16.0 / 20.0
Max. sheath temperature	750 °C / 1380 °F
Max. sheath surface load	10 W/cm ² / 64 W/inch ²
Max. length	3000 mm / 118 inch
Length tolerance	± 1.5 %, min. ± 1.5 mm / 0.059 inch



Options

- Moisture protection
- Various connection options
- In case of extra low voltage, current return via the cartridge sheath is possible
- No high voltage test and no insulation resistance in case of current return via the cartridge sheath (only extra low voltage)
- Connection leads attached to each end of the cartridge possible
- Certified according to UL and CSA standards



UB = Length of the unheated zone

hotrod® LHT bendable

Low Power Cartridge Heater

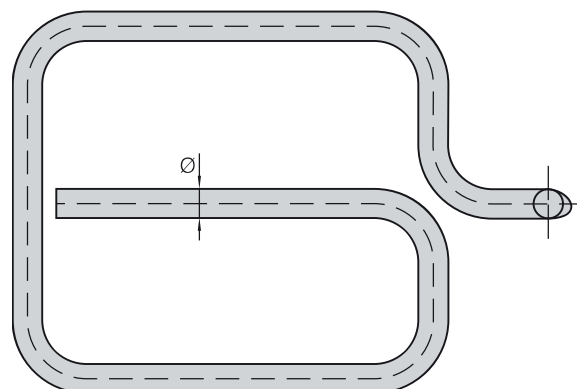
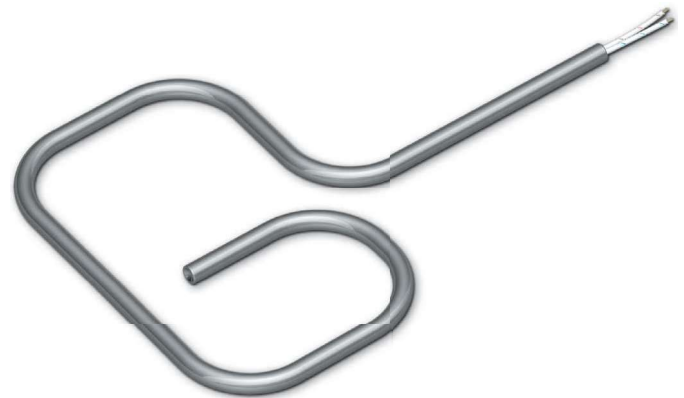
Specific key features

Diameter	6.5 or 8.0
Sheath material	nickel or stainless steel
Max. sheath temperature	700 °C / 1292 °F
Max. sheath surface load	10 W/cm ² / 64 W/inch ²
Max. length	3000 mm / 118 inch
Length tolerance	± 1.5 %, min. ± 1.5 mm / 0.059 inch
Diameter tolerance	± 0.2 mm / 0.008 inch
Connection	glass silk insulated Ni-leads mounted externally
Min. bending radius	15 mm / 0.59 inch (internal)

No high voltage test and no insulation resistance in case of current return via the cartridge sheath (only extra low voltage).

Options

- Moisture protection
- Various connection options
- Certified according to UL and CSA standards

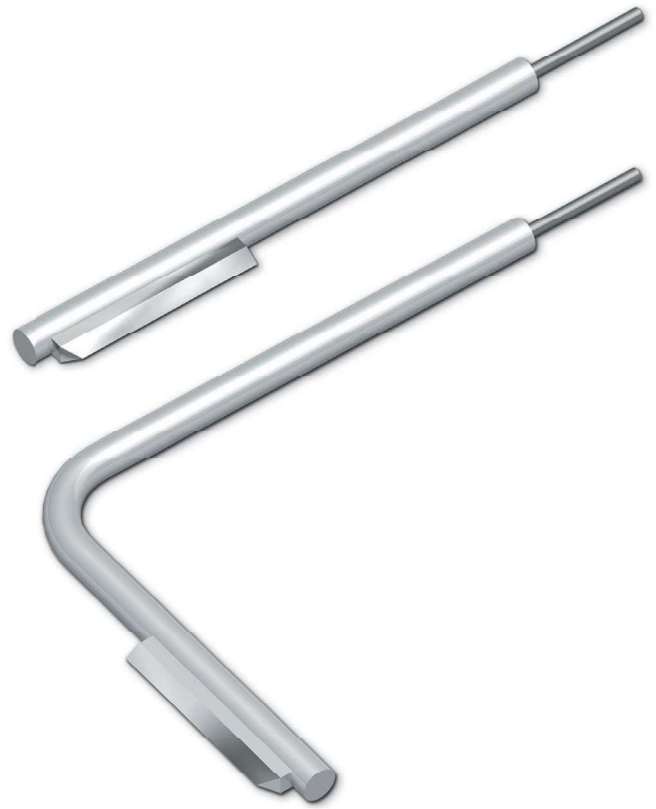


hotrod® LHT Knife Cartridge Low Power Cartridge Heater

- Cutting knife for textiles and foils

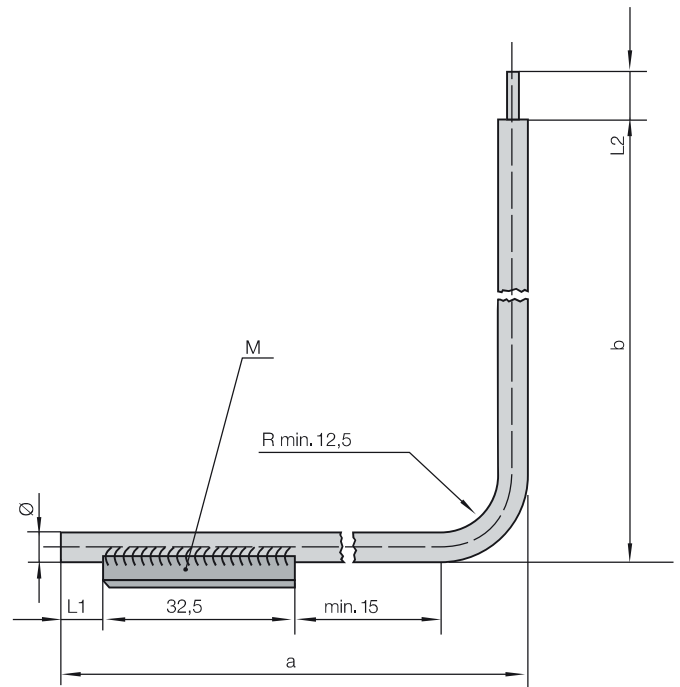
Specific key features

Diameter	4.9 mm / 0.193 inch
	5.0 mm / 0.197 inch
	5.3 mm / 0.209 inch
	6.5 mm / 0.256 inch
Sheath material	Incoloy
Max. sheath temperature	950 °C / 1742 °F
Max. sheath surface load	15 W/cm ² / 96 W/inch ²
Diameter tolerance	± 0.1 mm / 0.059 inch
Max. connection voltage	24 V, with current return via sheath
Connection options	connection pin
Cutting knife	wear-resistant hard metal alloy, pre-formed, ungrinded
Min. bending radius	12.5 mm / 0.049 inch (internal)



Options

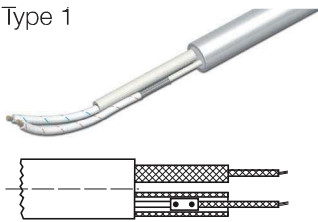
- Manufactured straight or bent



M = Cutting knife
a, b, L1, L2 = Variable length
R = Inner bending radius
All dimensions in mm

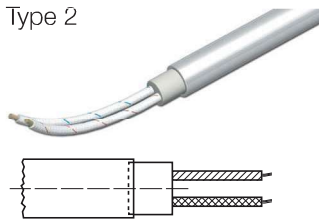
Connection with leads mounted externally

Type 1



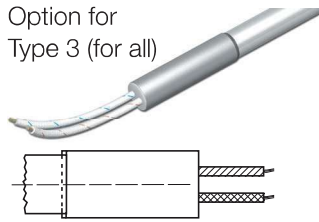
Leads mounted externally, max. 230 °C / 446 °F siliconized lead, 180 °C / 356 °F

Type 2



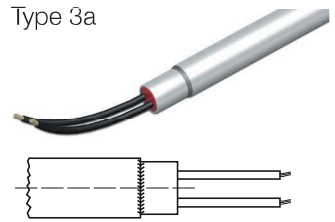
Ceramic head, any leads, see "Connection leads"

Option for Type 3 (for all)



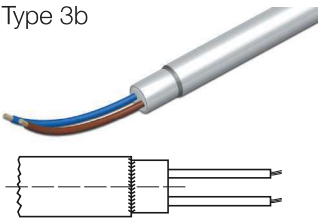
Tube section 40 mm instead of ring sleeve, e.g. with large lead cross sections (25 mm tube section on request)

Type 3a



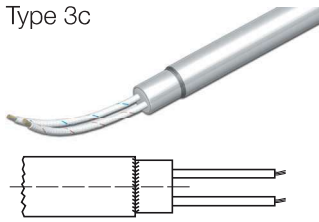
Ring sleeve, silicone leads, sealed with silicone, moisture protected, max. 180 °C / 356 °F, UL rated: max. 150 °C / 302 °F

Type 3b



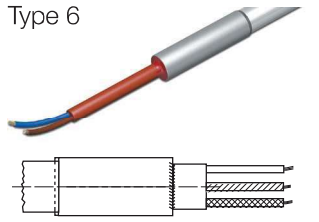
Ring sleeve, PTFE leads, sealed with epoxy resin, moisture protected, max. 250 °C / 482 °F, UL rated: max. 130 °C / 266 °F

Type 3c



Ring sleeve, GLS leads, ceramic sealing, max. 320 °C / 608 °F

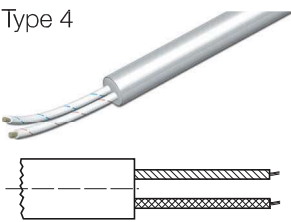
Type 6



Multi core silicone cable with tube section 40 mm, sealed with silicone, moisture protected, Max. 180 °C / 356 °F, UL rated max. 150 °C / 302 °F

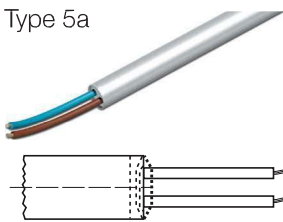
Connection with leads mounted internally

Type 4



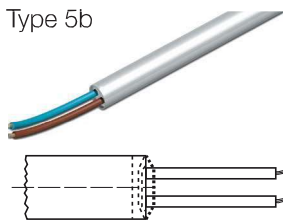
Any Leads, with ceramic closure, max. 320 °C / 608 °F

Type 5a



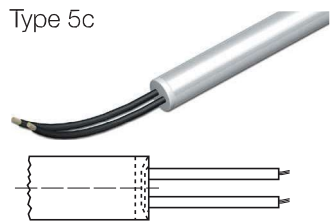
PTFE disc*, PTFE leads, max. 260 °C / 500 °F, UL rated: max 150 °C / 302 °F

Type 5b



PTFE disc*, siliconized internal structure, IP67 up to 40 W/cm² / 258 W/inch², max. 350 °C / 662 °F at sheath, 260 °C / 500 °F at leads, UL rated: max 180 °C / 355 °F

Type 5c



Silicone disc, silicone leads, max. 180 °C / 356 °F, UL rated: max. 150 °C / 302 °F

* PTFE disc can extend length by 1,5 mm.

Connection Leads

Glass silk insulated Ni-leads

max. Temp: 320 °C / 608 °F

Silicone Ni-leads

max. Temp: 180 °C / 356 °F UL rated: max. 150 °C / 302 °F

PTFE insulated Ni-leads (multi-stranded)

max. Temp: 260 °C / 500 °F UL rated: max. 180 °C / 356 °F

High temperature resistant glass silk insulated Ni-leads

max. Temp: 600 °C / 1112 °F

Bare, beaded leads (breakage risk)

max. Temp: 600 °C / 1112 °F

Sleeves

GLS sleeving

Braided metal sleeving



Standard ≥ Ø 8 mm



Option: ≥ Ø 10 mm
≥ 3/8 inch



Special: Ø 6,5 mm

(Examples)



Flexible metal sleeving

Stainless steel sleeving,
moisture proof



Flexible metal:
Standard ≥ Ø 6,5 mm

Stainless steel:
Standard ≥ Ø 10 mm, 3/8 inch



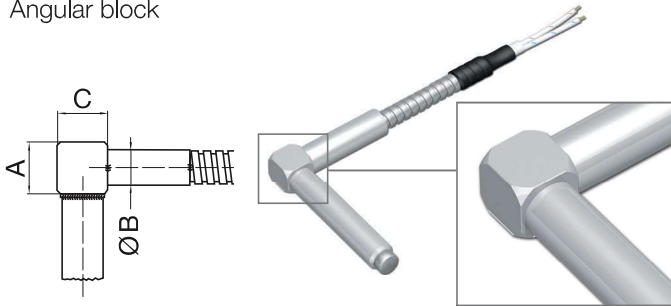
Flexible metal: Option ≥ Ø 10 mm, 3/8 inch
Stainless steel: Option ≥ Ø 12.5 mm

(Examples)



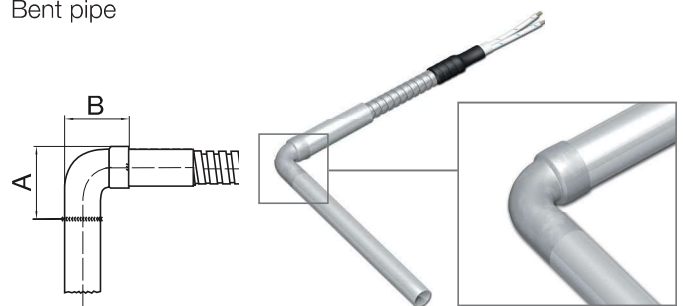
Right Angle Attachments*

Angular block



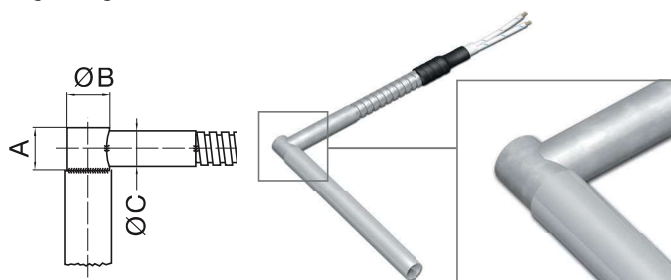
Ø hotrod	Ø B	A/C
6.5	7.5	10.0
8.0	9.0	10.0
10.0	11.0	14.0
12.5	11.0	14.0
16.0	14.0	18.0
20.0	18.0	25.0
1/4"	7.5	10.0
3/8"	11.0	14.0
1/2"	11.0	14.0
5/8"	14.0	18.0
3/4"	18.0	25.0

Bent pipe



Ø hotrod	A	B
6.5	15.15	15.15
8.0	19.1	15.0
10.0	22.6	19.0
12.5	26.1	22.0
16.0	34.1	29.0
20.0	39.6	35.0
1/4"	15.15	15.15
3/8"	22.6	19.0
1/2"	26.1	22.0
5/8"	34.1	29.0
3/4"	39.0	35.0

Right angle exit



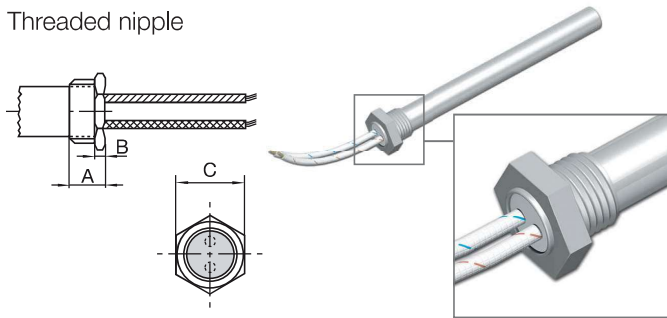
Ø hotrod	A	B	C
8.0	10.0	7.5	7.5
10.0	11.0	9.0	9.0
12.5	13.0	12.0	11.0
16.0	16.0	15.0	14.0
20.0	18.0	19.5	18.0
3/8"	11.0	9.0	9.0
1/2"	13.0	12.0	11.0
5/8"	16.0	15.0	14.0
3/4"	18.0	18.5	18.0

* Remarks

- All attachments are mounted at the unheated zone of the heater
- Please state immersion depth with order

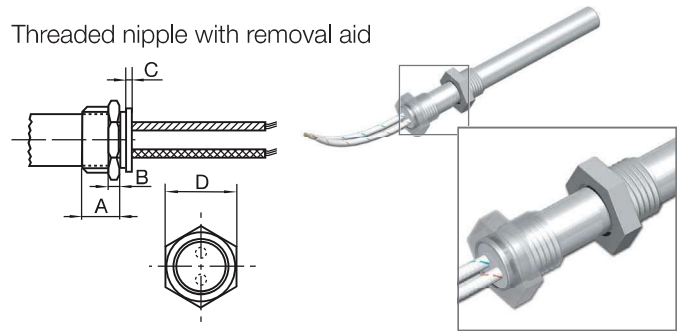
Flange and Threaded Nipple Attachments*

Threaded nipple



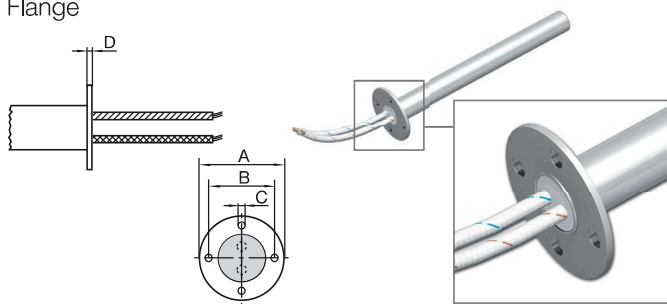
Ø hotrod	A	B	C	Thread
6.5	10.0	4.0	12	M10 x 1.0
8.0	10.0	4.0	14	M12 x 1.0
10.0	12.0	4.0	17	M14 x 1.5
12.5	12.0	4.0	19	M16 x 1.5
16.0	12.0	4.0	24	M20 x 1.5
20.0	14.0	4.0	27	M26 x 1.5
1/4"	10.0	4.0	12	G 1/8"
3/8"	12.0	4.0	17	G 1/4"
1/2"	12.0	4.0	19	G 3/8"
5/8"	12.0	4.0	24	G 1/2"

Threaded nipple with removal aid



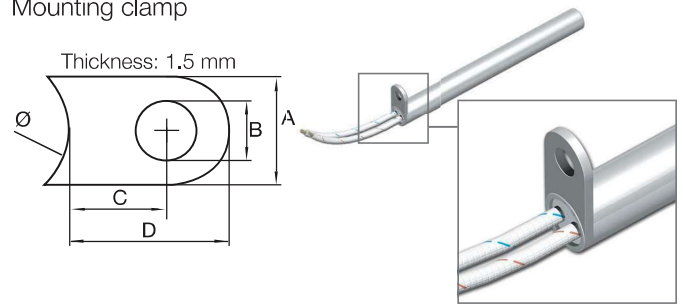
Ø hotrod	A	B	C	D	Thread
6.5	10.0	4.0	2.5	12	M10 x 1.0
8.0	10.0	4.0	2.5	14	M12 x 1.0
10.0	12.0	4.0	2.5	17	M14 x 1.5
12.5	12.0	4.0	2.5	19	M16 x 1.5
16.0	12.0	4.0	2.5	24	M20 x 1.5
20.0	14.0	4.0	2.5	27	M26 x 1.5
1/4"	10.0	4.0	2.5	12	G 1/8"
3/8"	12.0	4.0	2.5	17	G 1/4"
1/2"	12.0	4.0	2.5	19	G 3/8"
5/8"	12.0	4.0	2.5	24	G 1/2"

Flange



Ø hotrod	A	B	C	D
6.5	18.0	13.0	2.2	1.0
8.0	18.0	13.0	2.2	1.2
10.0	27.0	20.0	3.2	1.2
12.5	27.0	20.0	3.2	1.5
16.0	33.0	25.6	3.2	1.5
20.0	33.0	25.6	3.2	1.5
1/4"	18.0	13.0	2.2	1.0
3/8"	27.0	20.0	3.2	1.2
1/2"	27.0	20.0	3.2	1.2
5/8"	33.0	25.6	3.2	1.5

Mounting clamp



Ø hotrod	A	B	C	D
10.0	10.0	5.0	10.0	14.0
12.5	12.2	5.5	7.95	14.7
16.0	12.2	6.9	10.9	17.7
20.0	12.2	5.5	12.5	20.0

Stock Range HHP Ø 16.0 mm, 230 V

Stock ID	Length [mm]	Wattage [W]	Tool Preparation	Connection Type	Thermocouple
HT4060417	40	250	Press fit (DIN EN ISO 286-1)	4, GLS 1 m	
HT4060615	60	200	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	
HT4060622	60	315	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	
HT4060626	60	400	Press fit (DIN EN ISO 286-1)	4, GLS 1 m	
HT4060826	80	400	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	
HT4060830	80	500	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	
HT4060835	80	630	Press fit (DIN EN ISO 286-1)	4, GLS 1 m	
HT4060843	80	800	Press fit (DIN EN ISO 286-1)	4, GLS 1 m	
HT4061026	100	400	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	
HT4061030	100	500	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	
HT4061035	100	630	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	
HT4061043	100	800	Press fit (DIN EN ISO 286-1)	4, GLS 1 m	
HT4061050	100	1000	Press fit (DIN EN ISO 286-1)	4, GLS 1 m	
HT4061330	130	500	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	
HT4061335	130	630	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	
HT4061343	130	800	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	
HT4061347	130	1000	Press fit (DIN EN ISO 286-1)	4, GLS 1 m	
HT4061635	160	630	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	
HT4061643	160	800	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	
HT4061650	160	1000	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	
HT4061652	160	1250	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	
HT4061852	180	1250	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	
HT4062030	200	500	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	
HT4062043	200	800	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	
HT4062050	200	1000	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	
HT4062052	200	1250	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	
HT4062061	200	2000	Press fit (DIN EN ISO 286-1)	4, GLS 1 m	
HT4062550	250	1000	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	
HT4062552	250	1250	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	
HT4062555	250	1600	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	
HT4063050	300	1000	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	
HT4063052	300	1250	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	
HT4063054	300	1500	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	
HT4063056	300	1800	H7-tolerance bore	4, GLS 1 m	

For components subjected to a surface load of more than 20W / inch², it is necessary to use a press fit, which can be achieved by individual adjustment of the cartridge.

Final part ID may be different to stock ID



CORDÃO DE ORING SILICONE

CARACTERÍSTICAS GERAIS

Silicone é uma borracha que tem uma grande estabilidade a temperaturas extremas e excelente flexibilidade em baixas temperaturas. O silicone possui excelente resistência á compressão, luz solar, ozono, oxigênio e humidade. É utilizada na industria médica farmacêutica e alimentar, pois não deixam odor ou gosto. Temperaturas baixas não causa rigidez nem solidifica o silicone. É resistente á grande maioria dos óleos e gorduras. Tem boa resistência a produtos químicos em geral. As borrachas de silicone são um dos melhores isolantes elétricos para uso de -40°C a 200°C.



TEMPERATURA

-40 +200°C

DENSIDADE

1,30g/cm³

DUREZA

60 SH

PROPRIEDADES

Excelente resistência a temperatura e boa resistencia produtos químicos.

Excelente resistencia a compressões.

Boa resistência ao envelhecimento.

Boa flexibilidade a baixas temperaturas.

APLICAÇÕES

Em processos de extorsão, moldagem por compressão, revestimentos, tubos, cabos, juntas, as aplicações são feitas em diferentes industrias, mas são especialmente adequados para farmacêutica, alimentar, química, cosméticos, maquinas de enchimento, etc...

NBR	ø mm	Comprimento (mt)
Cordão	1,50 mm	50 mts
Cordão	1,78 mm	50 mts
Cordão	2,00 mm	50 mts
Cordão	2,50 mm	50 mts
Cordão	2,62 mm	50 mts
Cordão	3,00 mm	50 mts
Cordão	3,53 mm	50 mts
Cordão	4,00 mm	50 mts
Cordão	5,00 mm	50 mts
Cordão	5,30 mm	50 mts
Cordão	5,70 mm	25 mts
Cordão	6,00 mm	25 mts
Cordão	7,00 mm	25 mts
Cordão	8,00 mm	25 mts
Cordão	10,00 mm	25 mts
Cordão	12,00 mm	25 mts



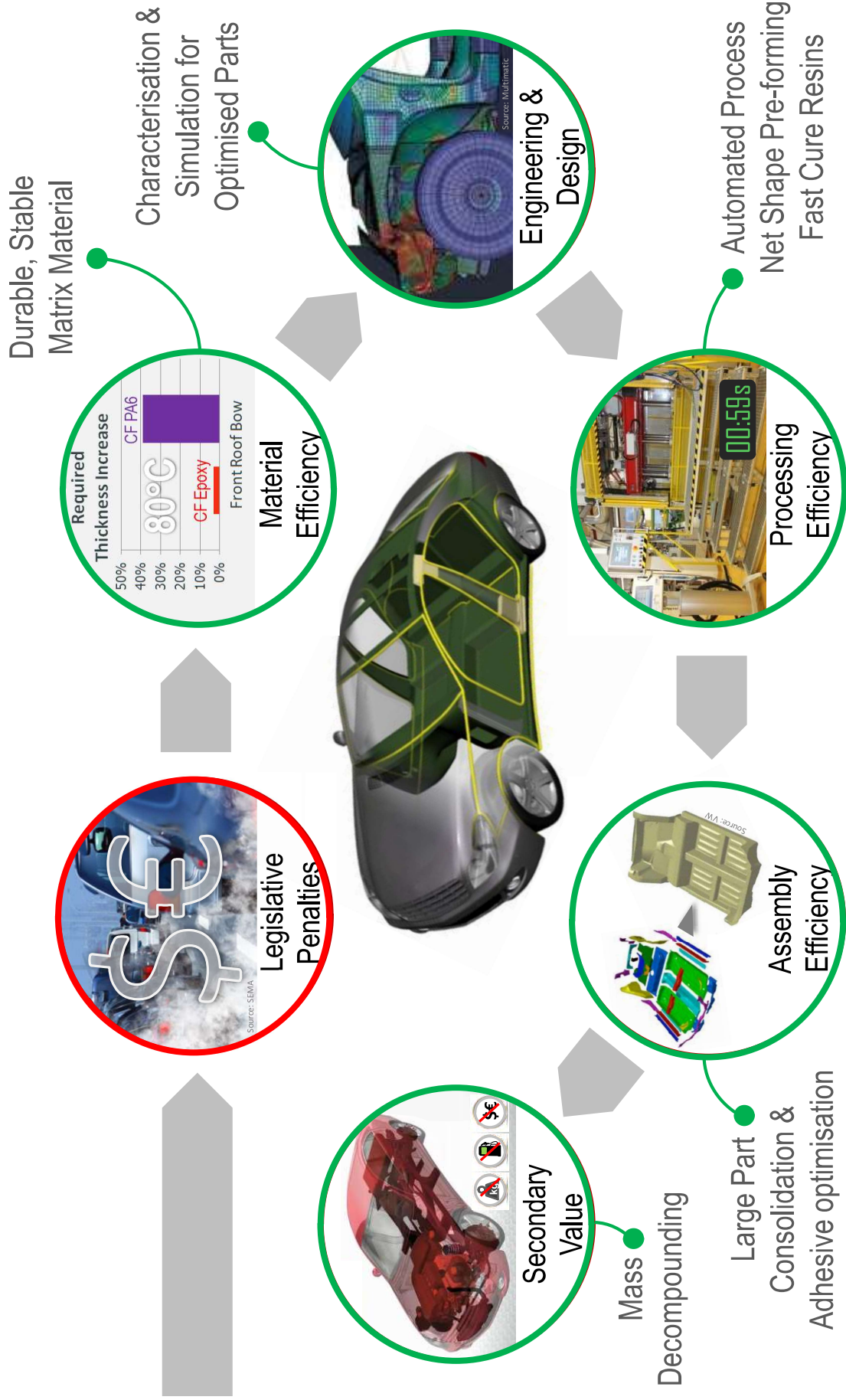
High Speed RTM Materials and Processing Technology Advancements for Affordable Lightweight Composites

Allan James, Rainer Koeniger, Ali Siddiqui, Dave Bank, Hein Koelman,
Peter Cate

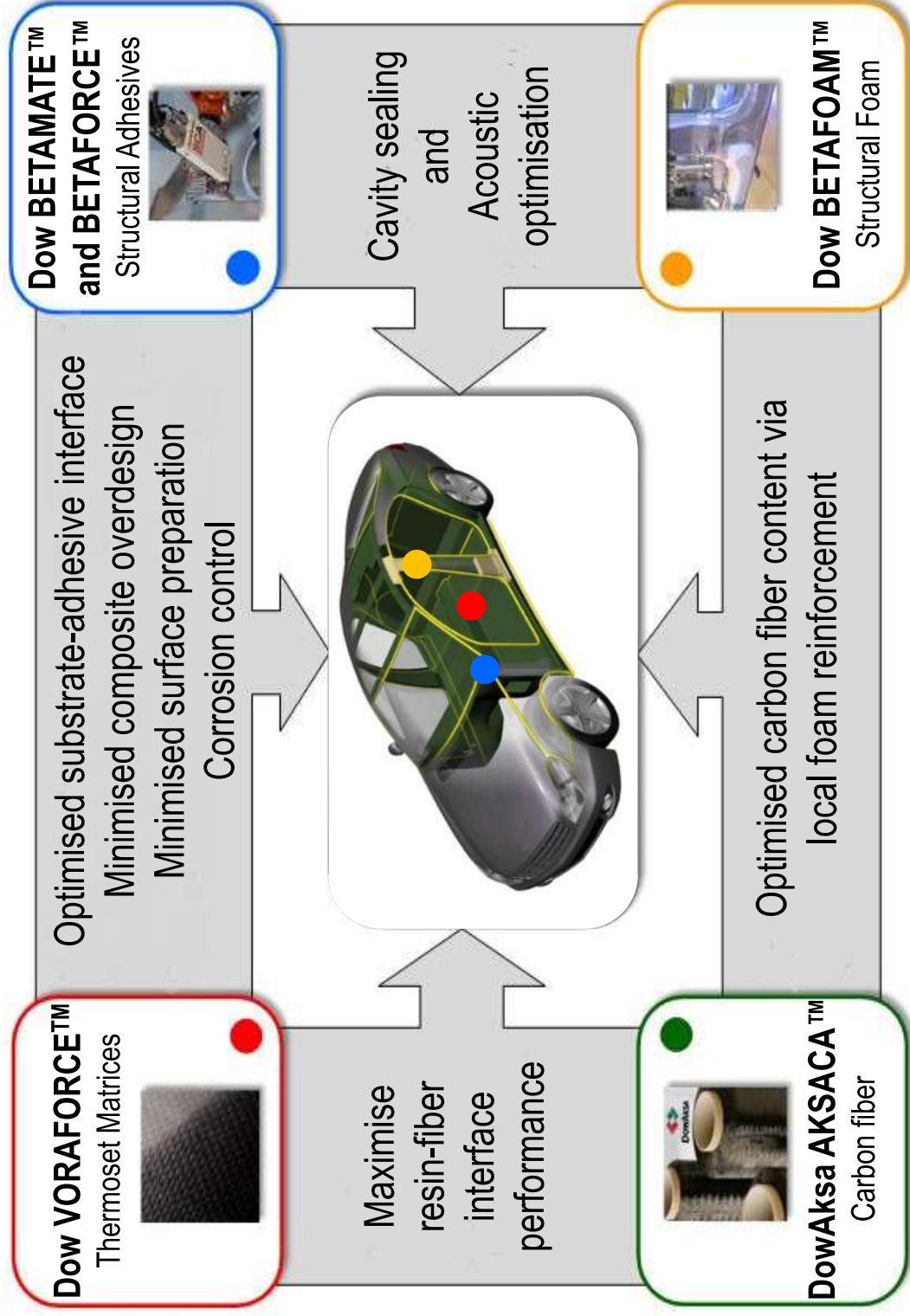
SPE ACCE Composites Conference

September 2014

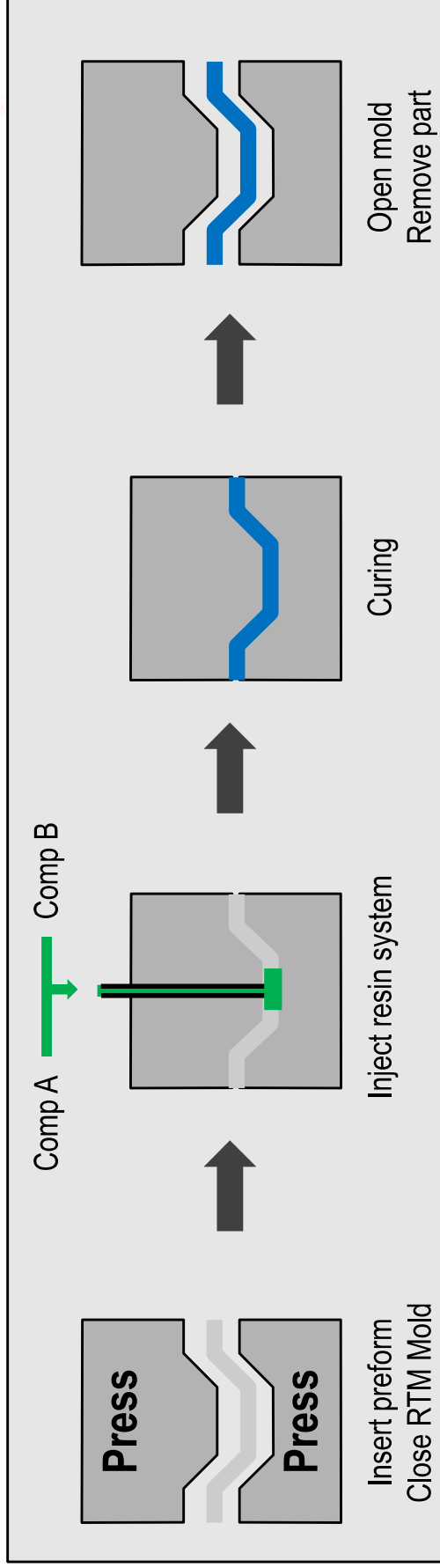
Dow Vision: "Affordable Lightweighting"



Dow Automotive Lightweighting Portfolio



High-Pressure Resin Transfer Molding (HP-RTM)



- Highly coupled multi-physics process
- Fabric preforming affects the flow
- Permeability characterization is essential
- Cure kinetics modeling for ultrafast cure resin systems

Resin Requirements:

Low viscosity and long gel time to fill mold and impregnate fiber mat

Process requirements (for large volume automotive):

infusion time 10-40 sec

Fast cure to reduce cycle time

Complete/ quick resin conversion

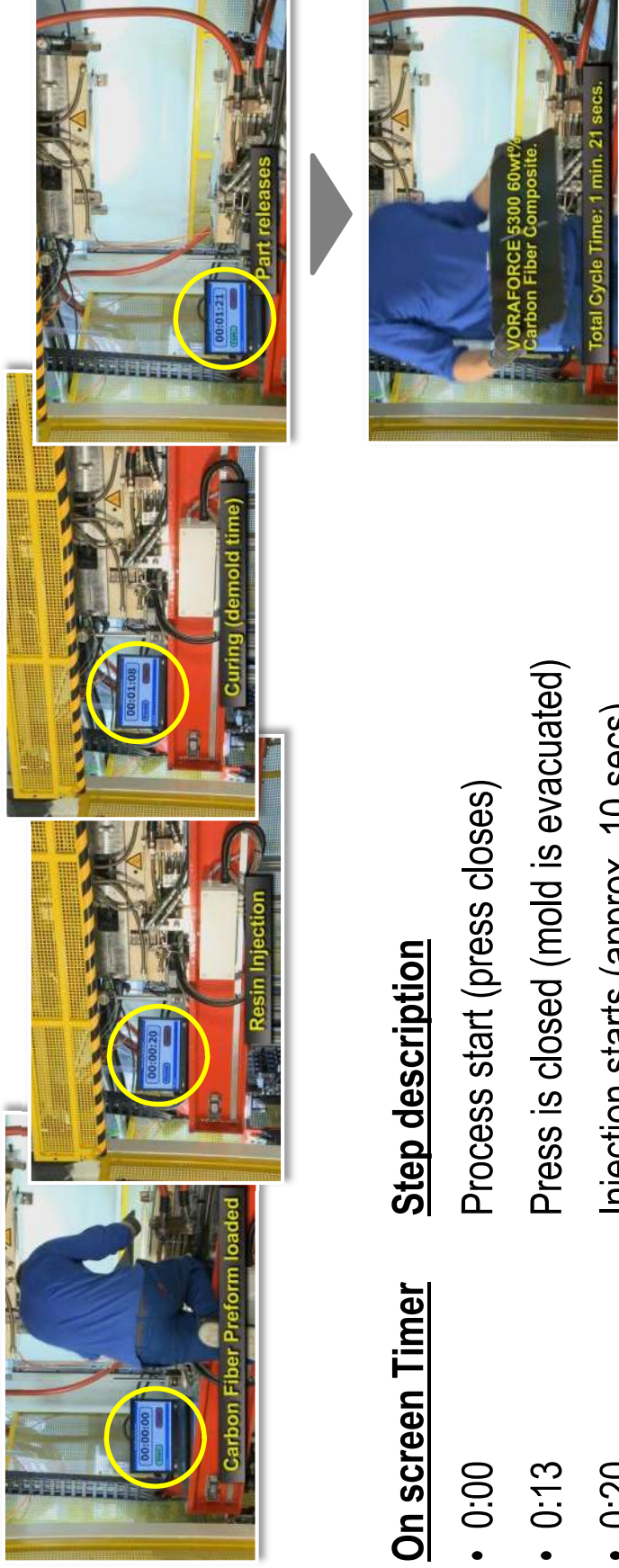
Demold time down to 40 sec

Total cycle time 80-100 sec

Ultra fast cure Epoxy System 81 sec Cycle Time



- 50vol% carbon fiber composite, 540 x 290 x 2mm



On screen Timer

Step description

- 0:00 Process start (press closes)
- 0:13 Press is closed (mold is evacuated)
- 0:20 Injection starts (approx. 10 secs)
- 0:30 Injection complete, cure begins
- 1:10 Mold opens (40 secs after end of injection – this is “demold time”)
- **1:21 Press cycle time** (press is open and in safe position, part ejects)



Development Materials

- Carbon fiber
 - DowAksa A 42 – 24k
 - 50% fiber volume fraction
 - 2x2 weave
- Epoxy Resin
 - VORAFORCE™ 5300 – Ultra fast cure epoxy system



Cure Window Development



Conversion as a function of mold temperature and cure time for ultra fast cure

Mold temperature	Cure time	DSC, Conversion (from 1st heat)	DSC, mid point Tg (from 2nd heat)
110° C	120 seconds	94.4 %	125 °C
120° C	60 seconds	93.9 %	123 °C
120° C	120 seconds	98.9 %	122 °C
130° C	60 seconds	98.9 %	122 °C
130° C	120 seconds	Approx. 100 %	123 °C
140° C	30 seconds	99.5 %	120 °C
140° C	60 seconds	Approx. 100 %	120 °C

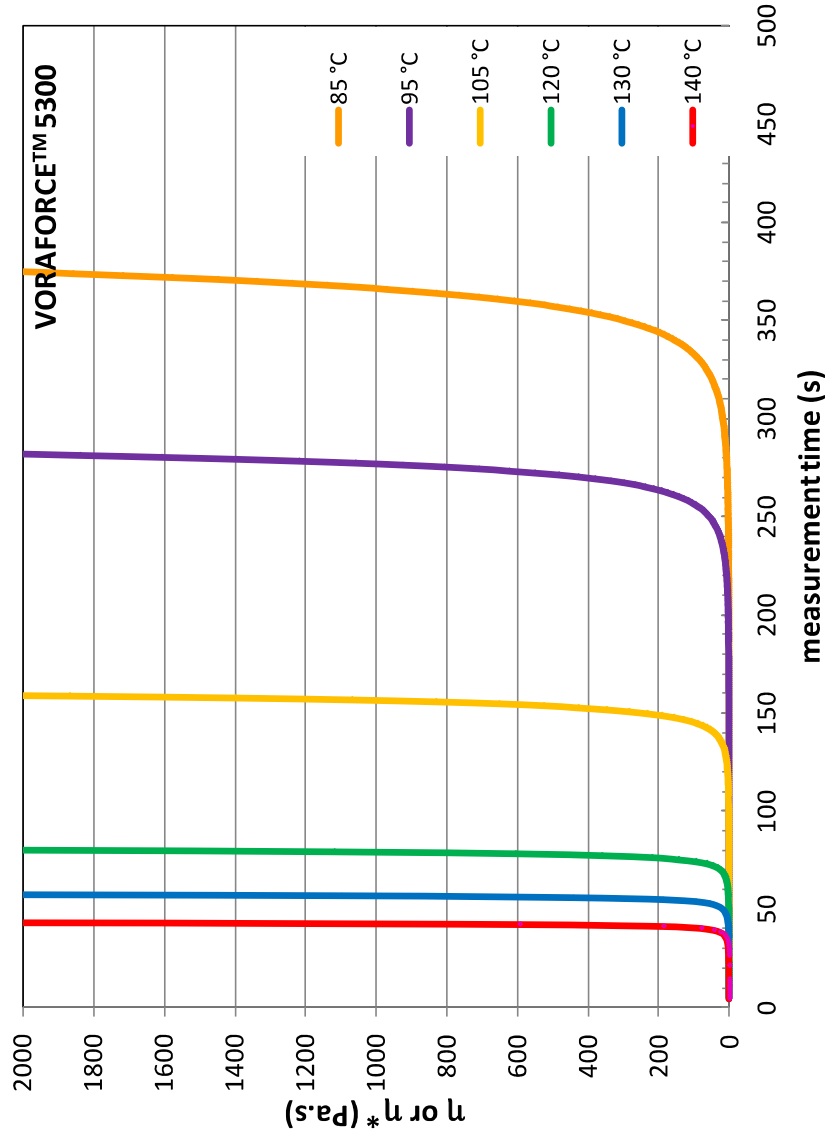
All values generated from composite HP-RTM panels (50% fiber volume fraction, DowAksa fiber)

- At or above 130 °C, cure times of approximately 60 seconds are achieved with acceptable conversion (>98%)
 - Demolding is possible within 120 seconds at 110 °C; however, a post-cure is recommended to achieve full conversion
 - At 120 °C a cure time of >90 seconds is recommended to achieve acceptable conversion
-

Viscosity Curves



Cure time can be adjusted over a wide temperature spectrum:

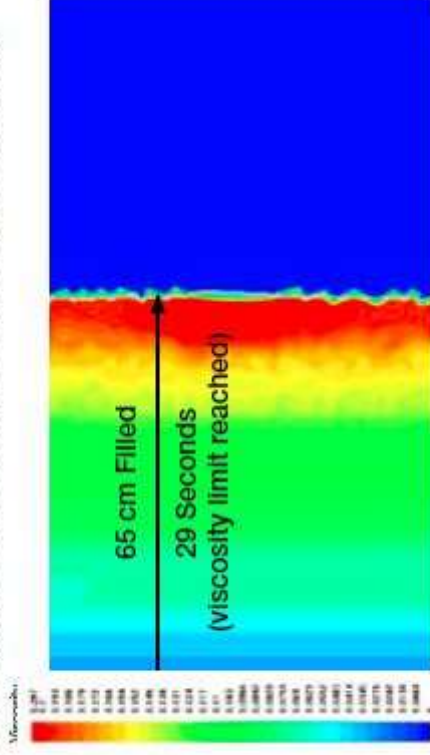


- High production volumes require processing temperatures >105 °C
-

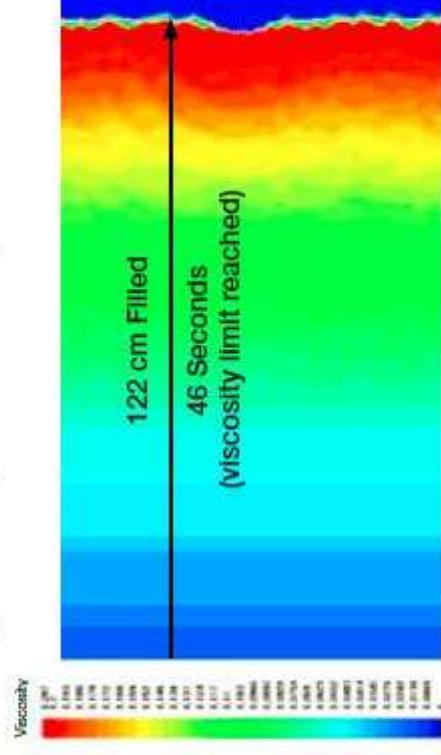


Flow Improvements

Flow Comparison (50% carbon fiber vol., 2 mm thick)



Competitive Product (demold time 4-5 minutes)



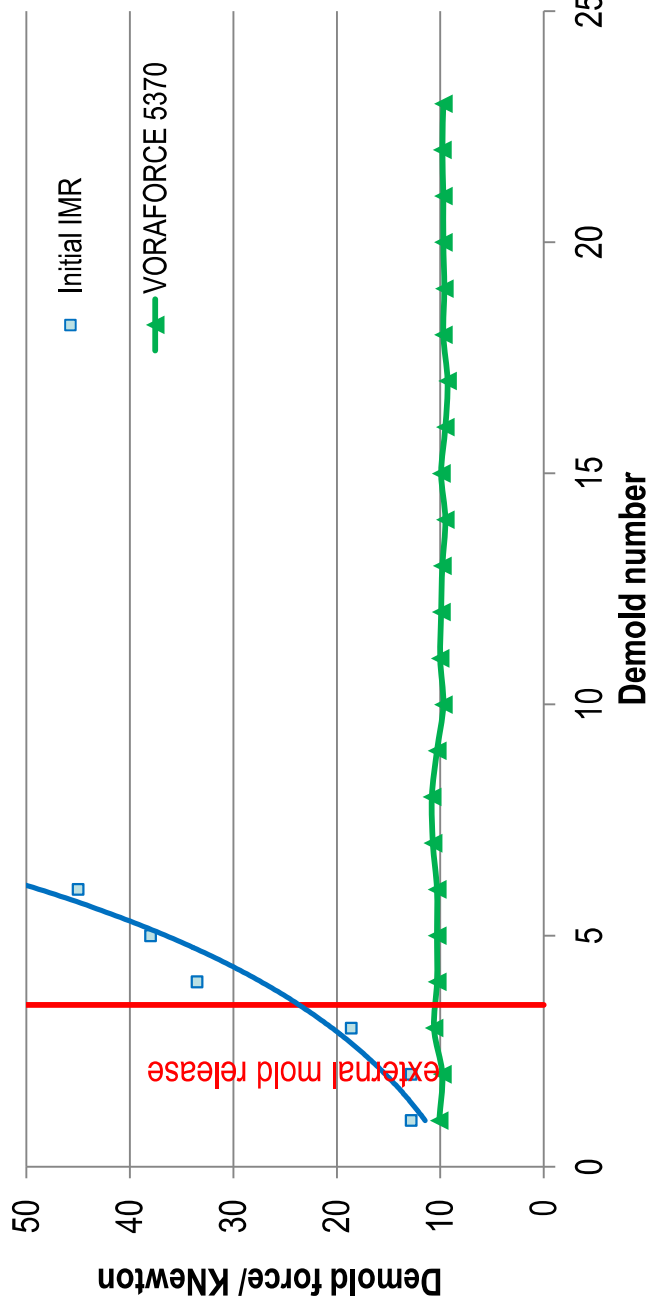
VORAFORCE 5300 (demold time down to 40 seconds)



Proprietary Internal Mold Release Agent



Internal mold release (IMR) agents were screened for efficacy on RTM equipment



- External mold release applied for first 3 releases simulating start-up of production
 - Mold release tested at 1 pph resin and at 2 pph resin with similar results (on panel geometry)
 - Recommendation 2 pph resin for complex geometries
 - Currently >60 releases demonstrated with no increase in demold force
-

Internal Mold Release Agent



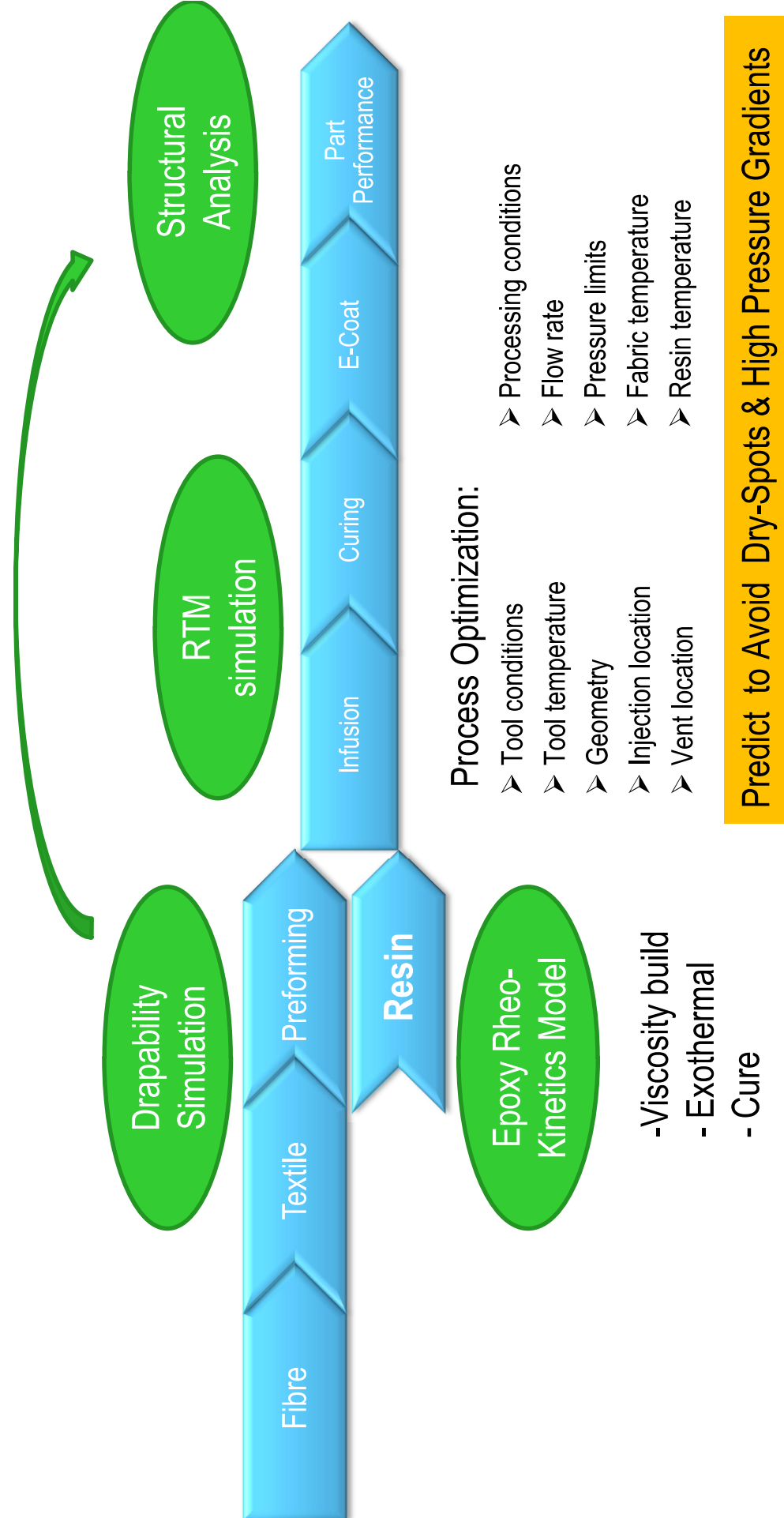
Robustness of thermal properties with variation in IMR:

IMR pph resin	Panel type	DSC, % Conversion (from 1st heat)	DSC, mid point Tg (from 2nd heat)
1.6	Clear cast	100	126, 124, 126
1.8	Clear cast	100, 100, 100	125, 126, 126
2.0	Clear cast	100, 100	123, 123, 123
2.2	Clear cast	100, 100	123, 124, 124

Multiple values indicate repeat measurements

All values generated from HP-RTM resin panels (mold temp.= 120 °C, Demold time = 120 sec.)

Integrated Predictive Engineering Capability Build



Drapability Simulation

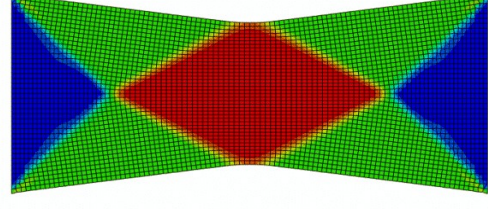
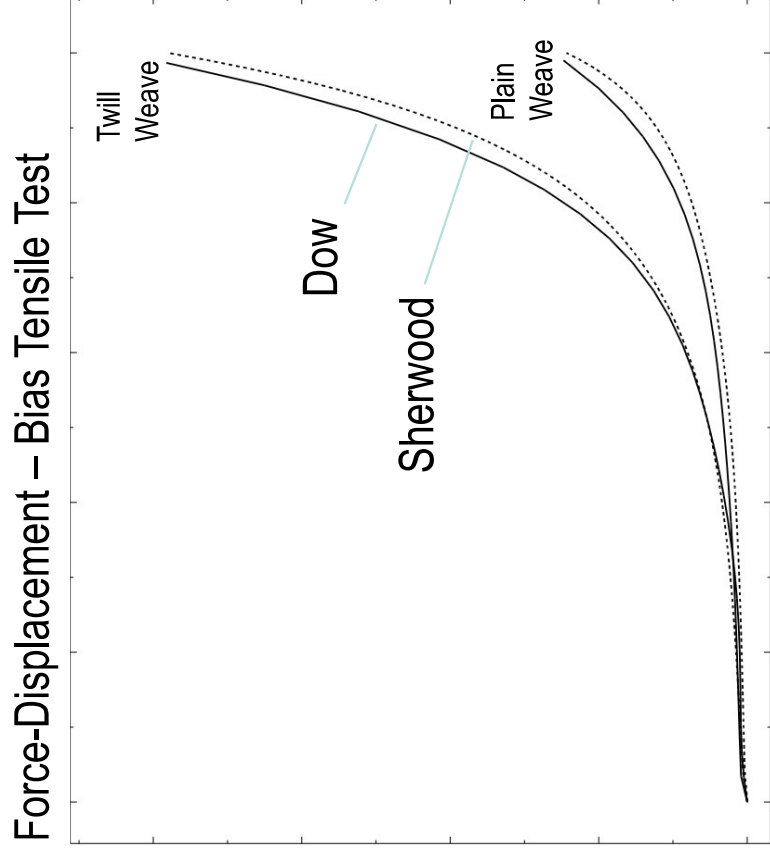
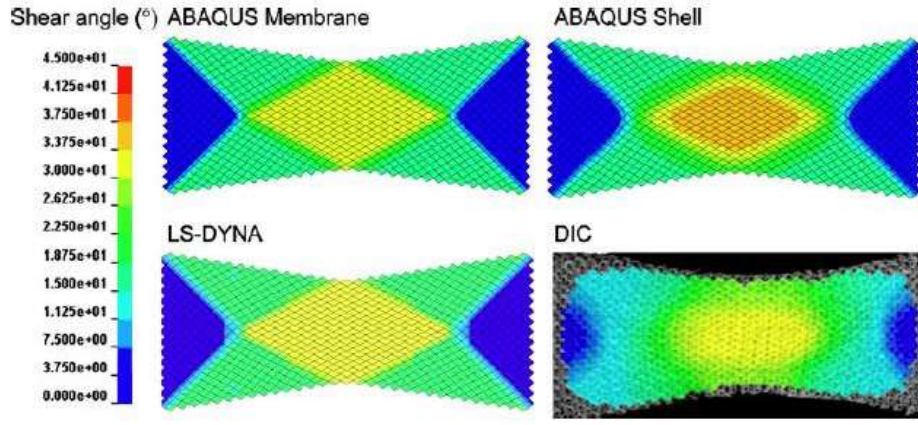
RTM simulation

Structural Analysis

Epoxy Rheo-Kinetics Model

- Viscosity build
- Exothermal
- Cure

Preform - Draping of Carbon Fibre Fabrics



Dow- ABAQUS Approach

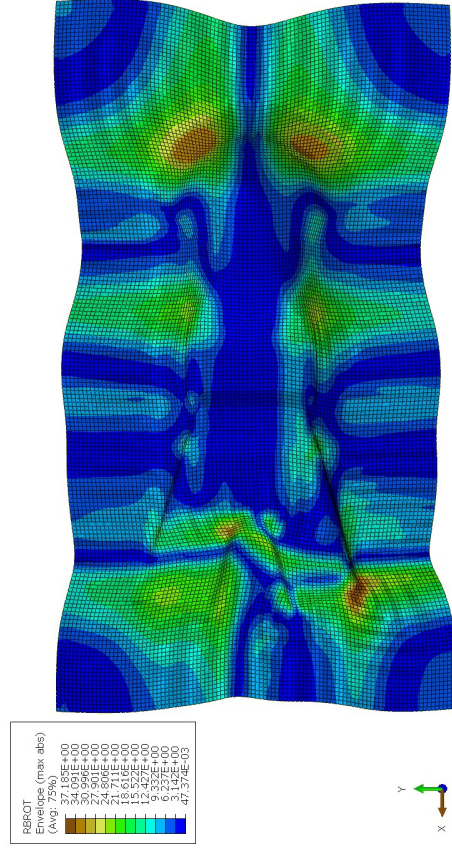
Ref: Sherwood

Excellent visual agreement between experimental results and Abaqus.

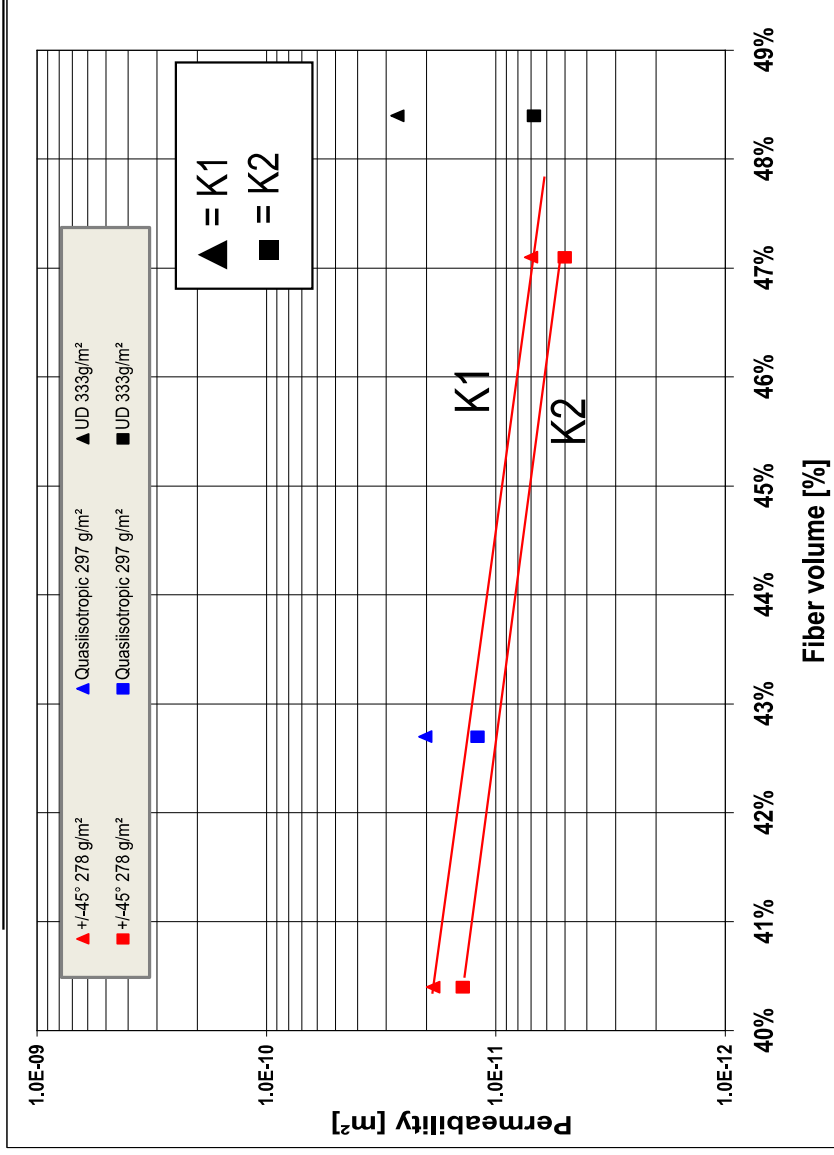
Preform - Draping analysis – Complex tool



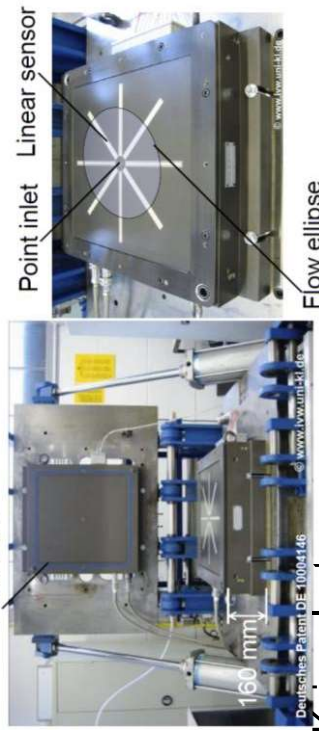
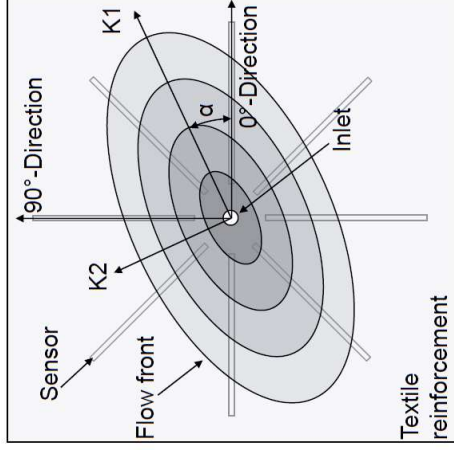
- Prediction of orientation
- Rotation of the fibers
- Shell thickness variation during draping



Preform - Permeability Measurements on Stack-Ups



Significant impact of Fiber Volume on Permeability

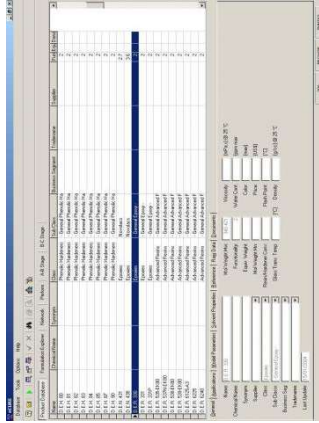


Ref: M. Arnold e.a. IWW Kaiserslautern

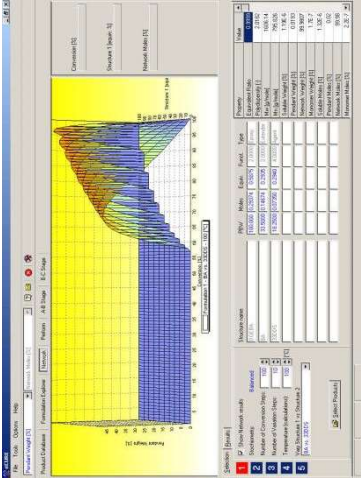
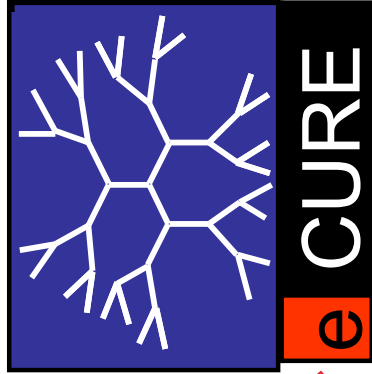
New eCURE™ Database for Epoxy



The Integrated Model Suite

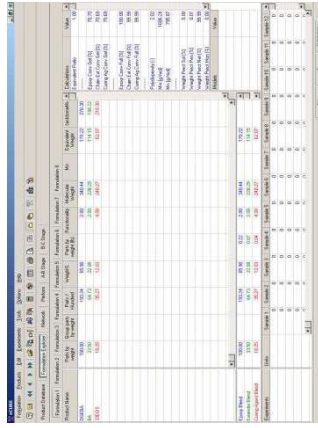


Raw material database



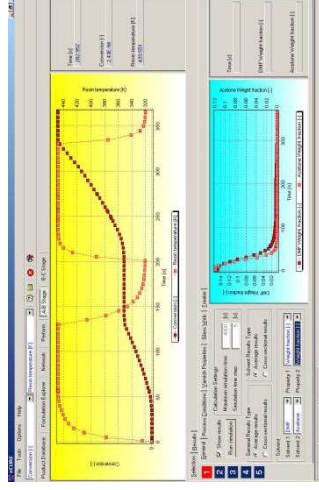
Product Property Models

- Thermal (T_g , CTE)
- Mechanical (K_{1c} , Modulus)
- Electrical properties (D_k)



Formulation explorer

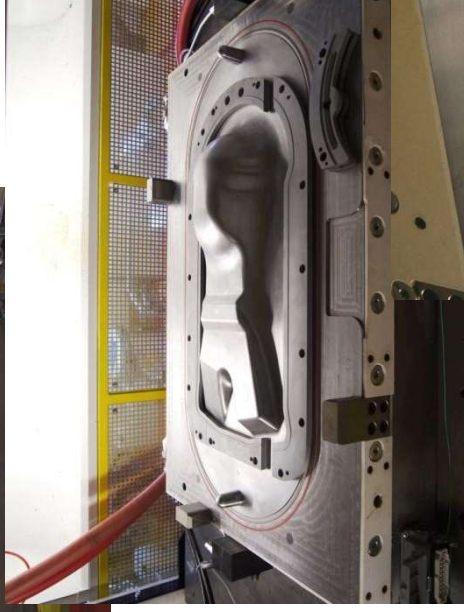
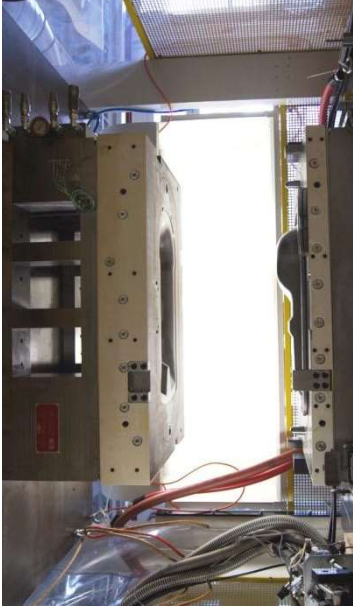
- Virtual product development and testing



Product Processing Models

- Rheokinetic behaviour
- Exotherm
- Optimize cure cycle

Complex HP-RTM tool



- Instrumented Tool:
- Pressure Sensors
 - Temperature Sensors

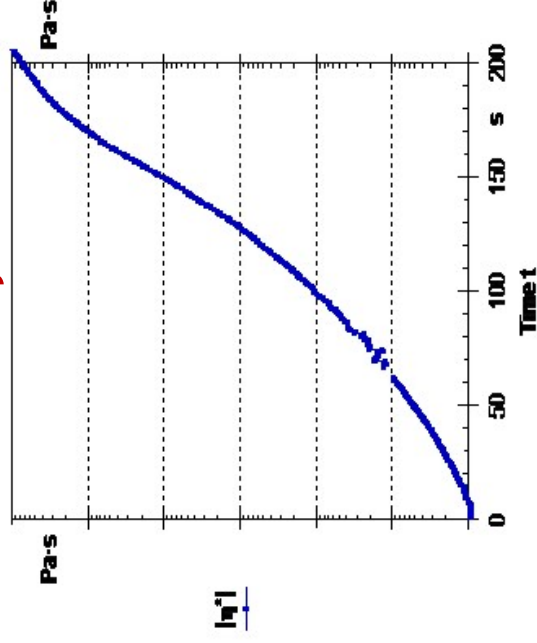
Different Gate Locations Possible



PAM-RTM Model

- 2.5D & 3D Models
- 2.5 D for isothermal analysis
 - » Mapped Permeability & Fiber Volume
- 3D for non-isothermal analysis
 - » Permeability/Fiber Volume Zones

Ultra-fast cure epoxy
- Viscosity vs. time

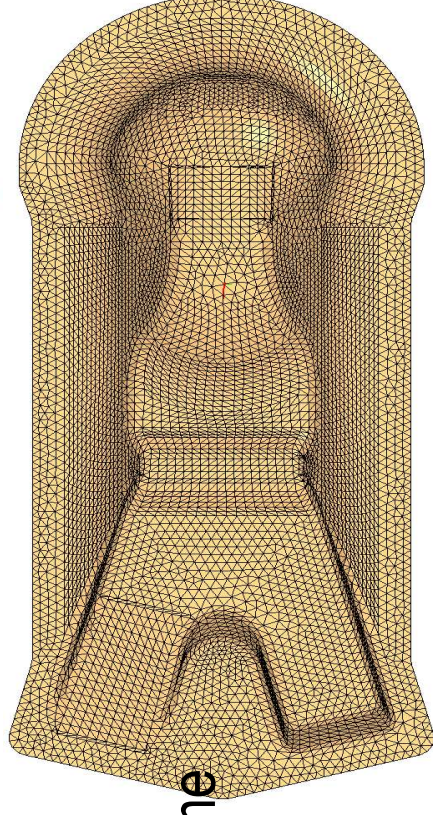


Non-Isothermal:

- Effect of Resin at different temp. versus tool
- Exotherm effect
- eCURE™ Model for viscosity & cure

Isothermal:

- Viscosity & Cure as function of time



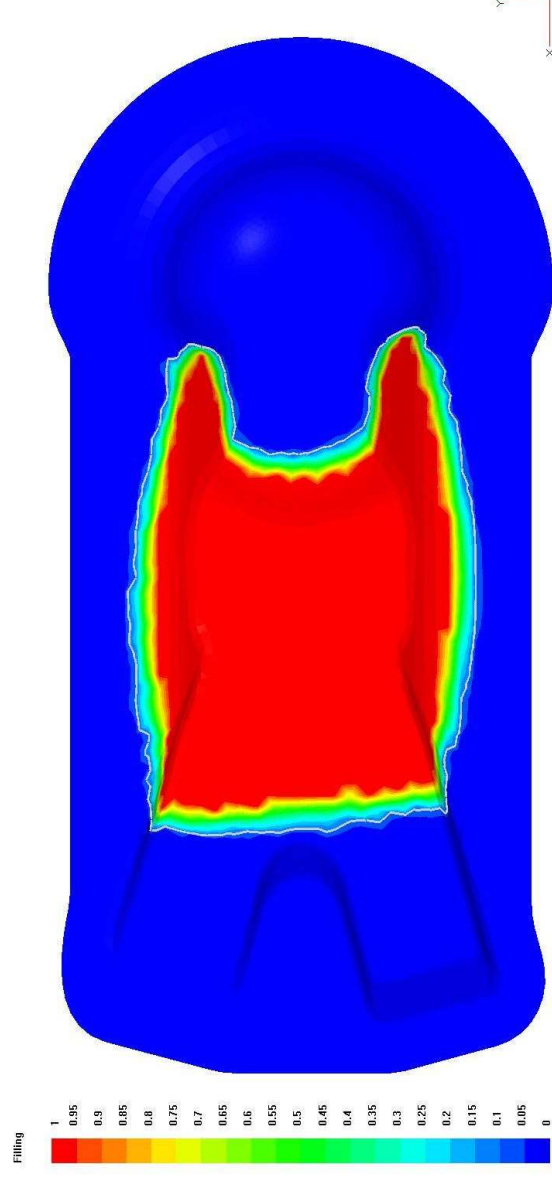
Dow

Filling profile – short shots



DowAksa Carbon fiber

- 24K tows
- 50% volume fraction
- 6 layers +/-45
- 15 % short shot



- Slight lag in filling the dome area

Filling profile – short shots



Carbon fiber Package

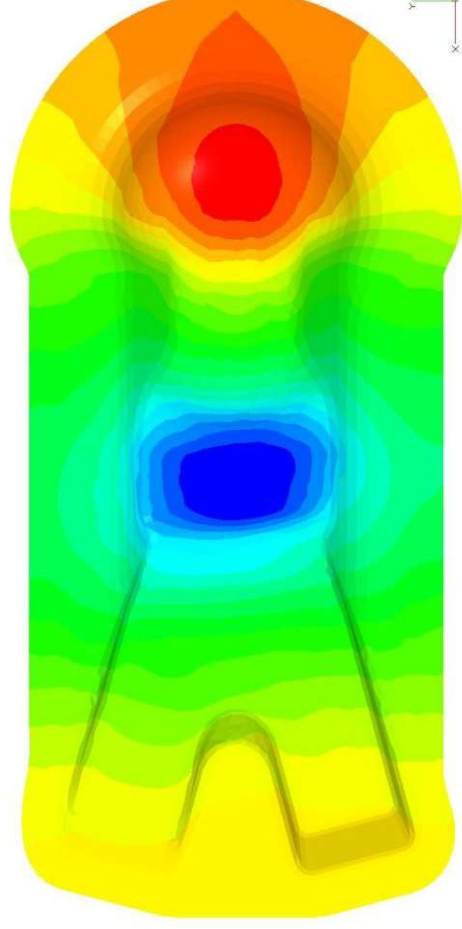
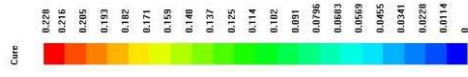
- 24K tows
- 50% volume fraction
- 6 layers +/-45
- 25 % short shot



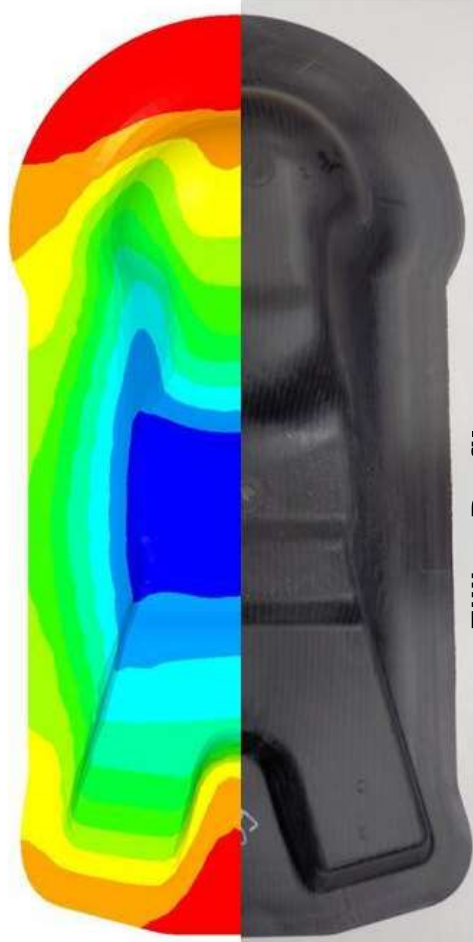
- Lag in filling the dome area not replicated in actual part
 - Corners- effect seen in actual part
-

Final Part Results

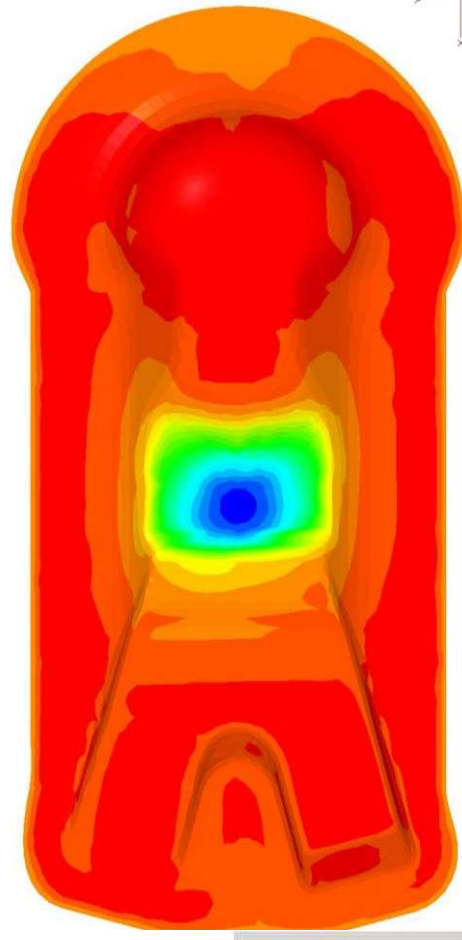
- PAM-RTM analyses show
 - Non-Isothermal effects
 - State of cure
 - Flow Pattern
 - Pressures to fill
- But.....
 - Pressure readings in tests have significant variability



State of Cure at end of Fill



Filling Profile

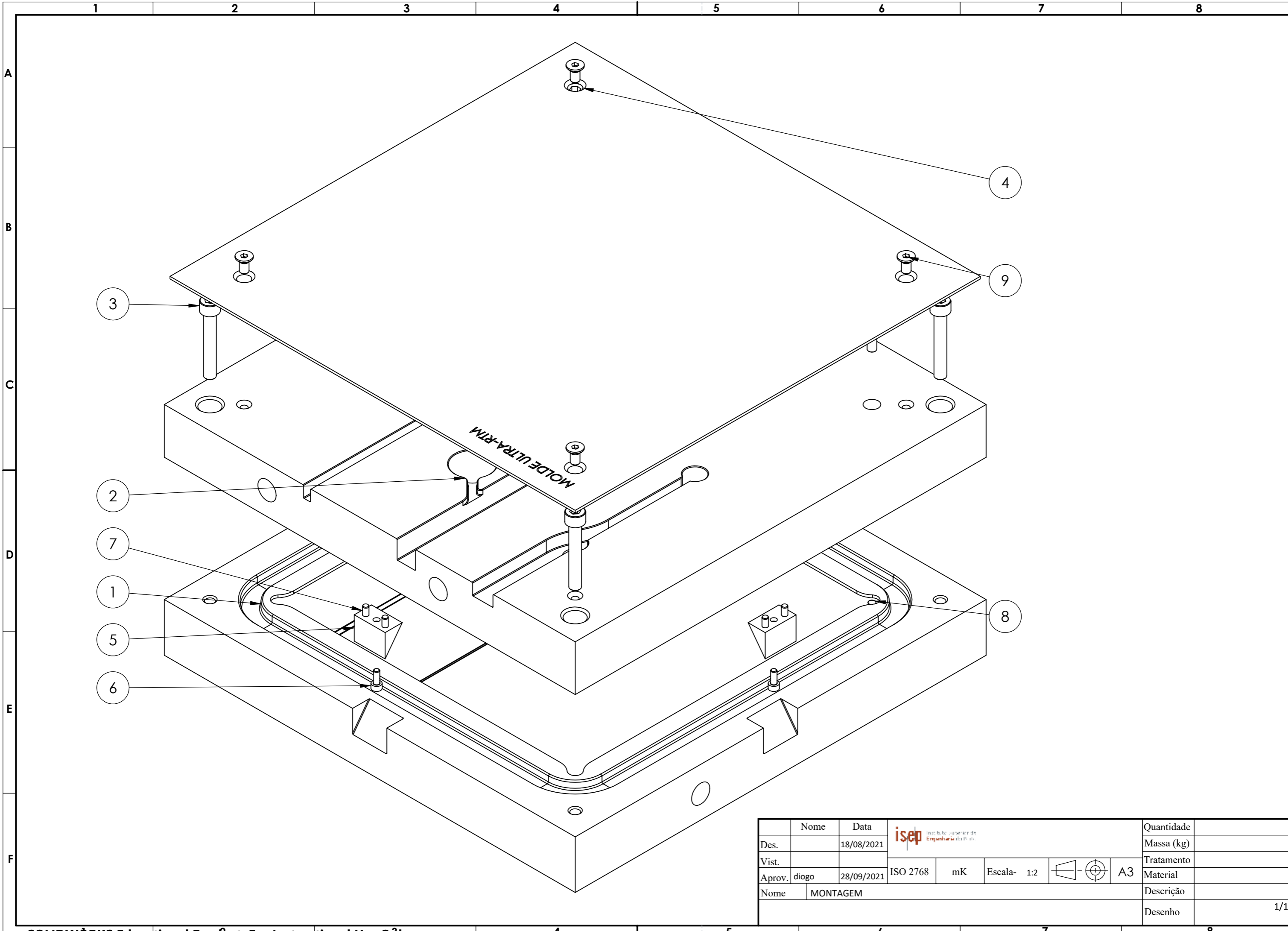




Temperature profile at end of Fill

Conclusion





- Ultra fast cure epoxy system enable fast cycle time composite molding
 - Preform simulation is matched by actual results reducing risks in manufacture of preform tools
 - Advanced Rheo-Kinetic eCURE™ models coupled with PAM-RTM correlates well to molding process
 - Flow modeling tools match short shot tests allowing for improved tool design
 - Combination of ultra fast epoxy resin materials and modeling/engineering tools makes epoxy materials viable for large volume automotive applications
-

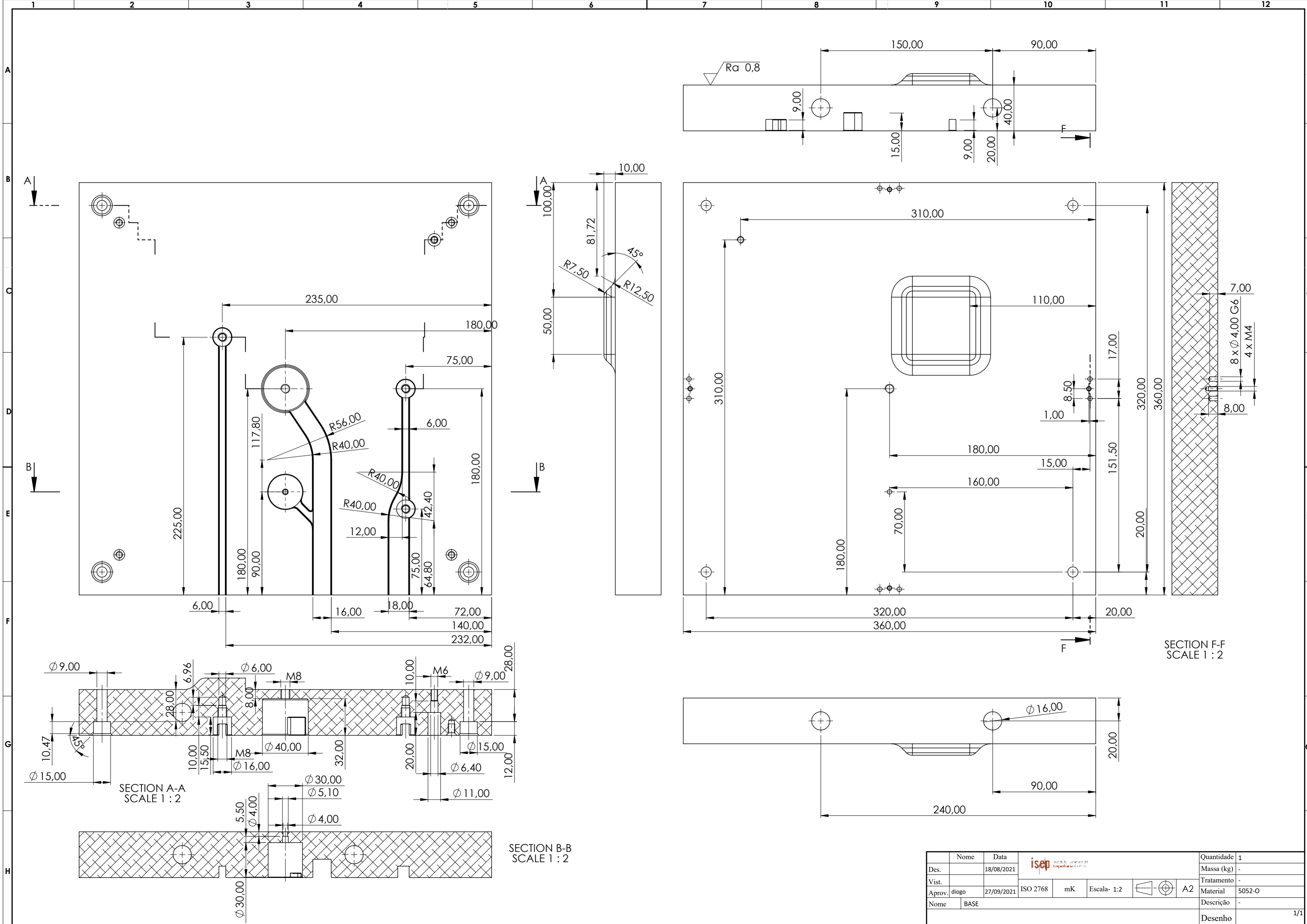


	Nome	Data					Quantidade	
Des.		18/08/2021					Massa (kg)	
Vist.							Tratamento	
Aprov.	diogo	28/09/2021	ISO 2768	mK	Escala- 1:2		A3	Material
Nome	MONTAGEM						Descrição	
							Desenho	1/1

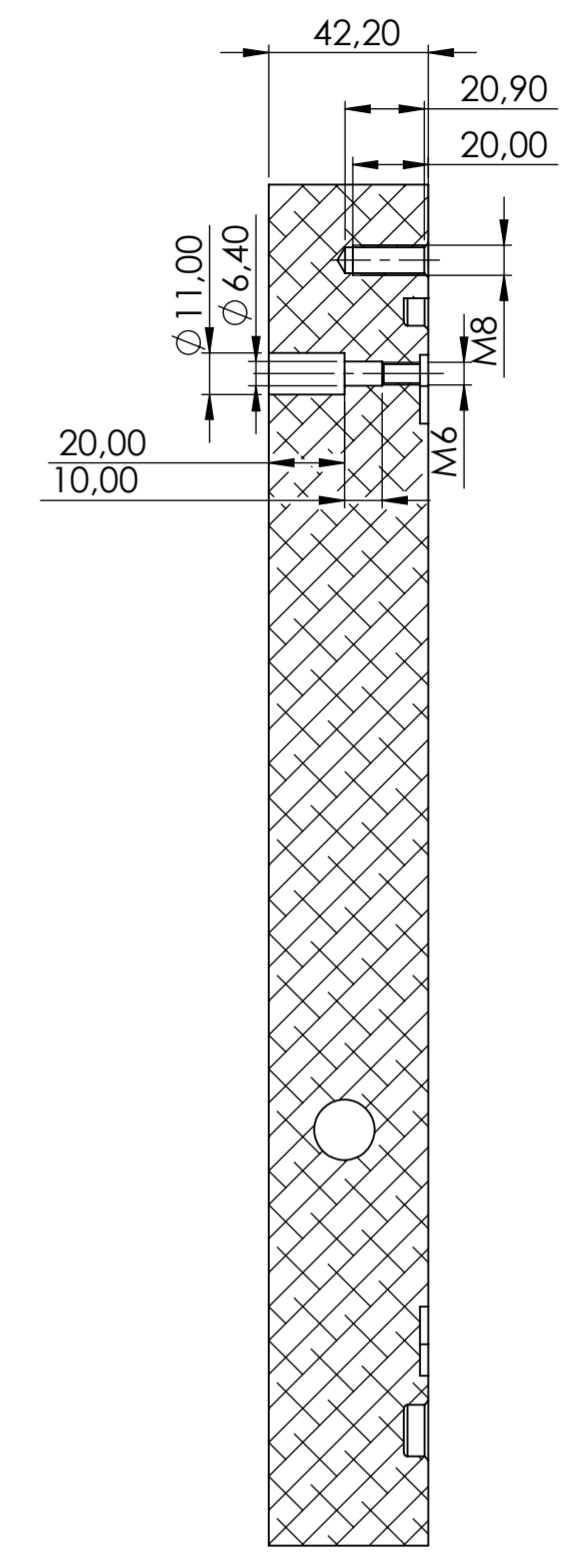
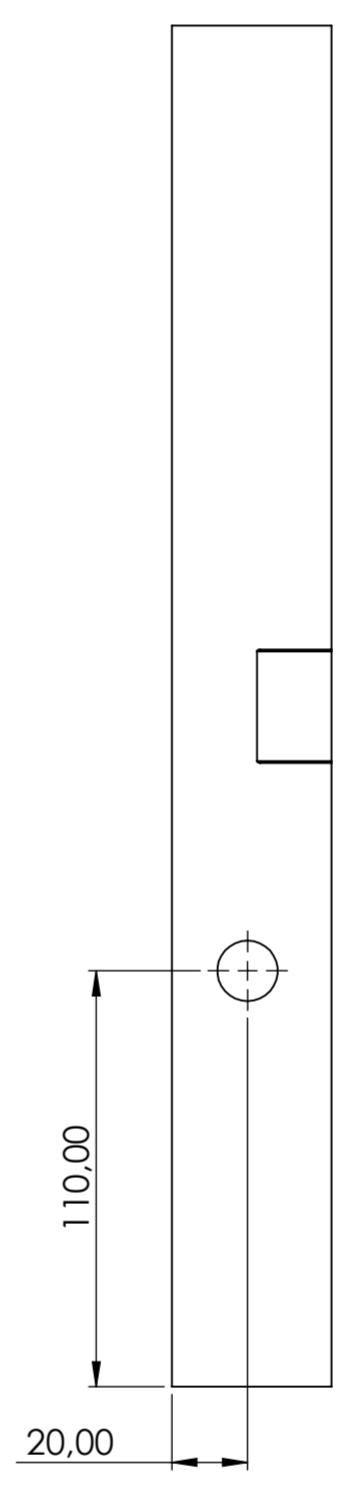
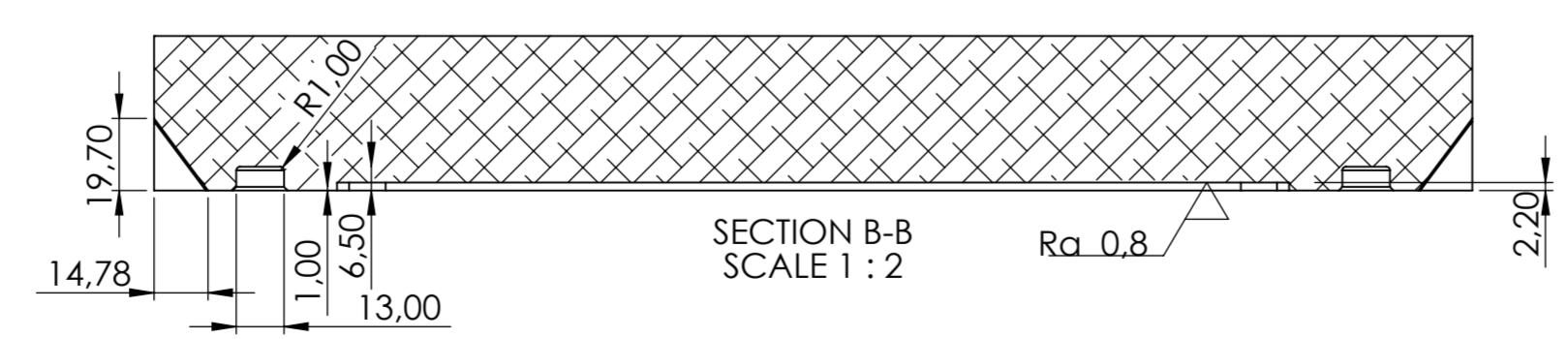
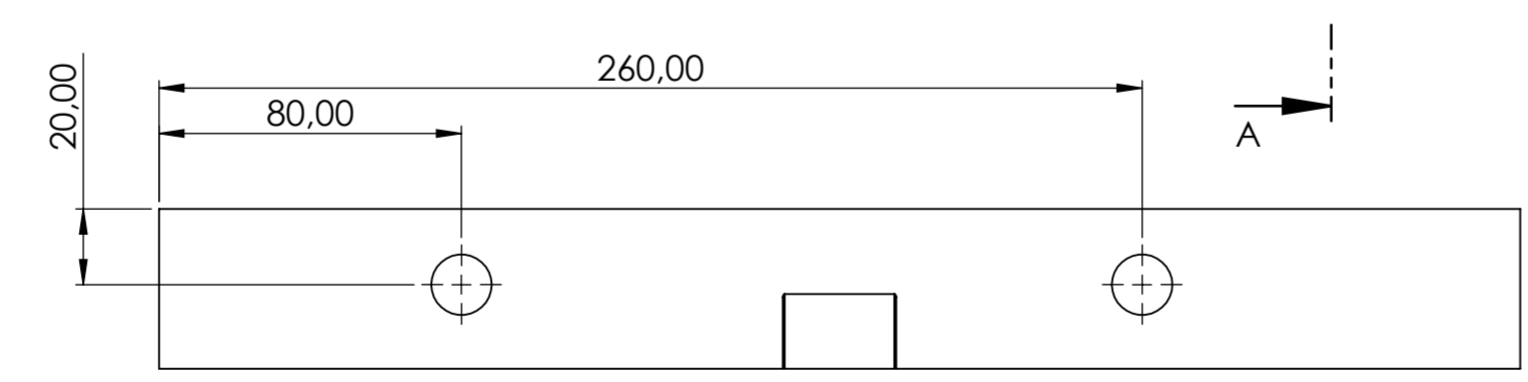
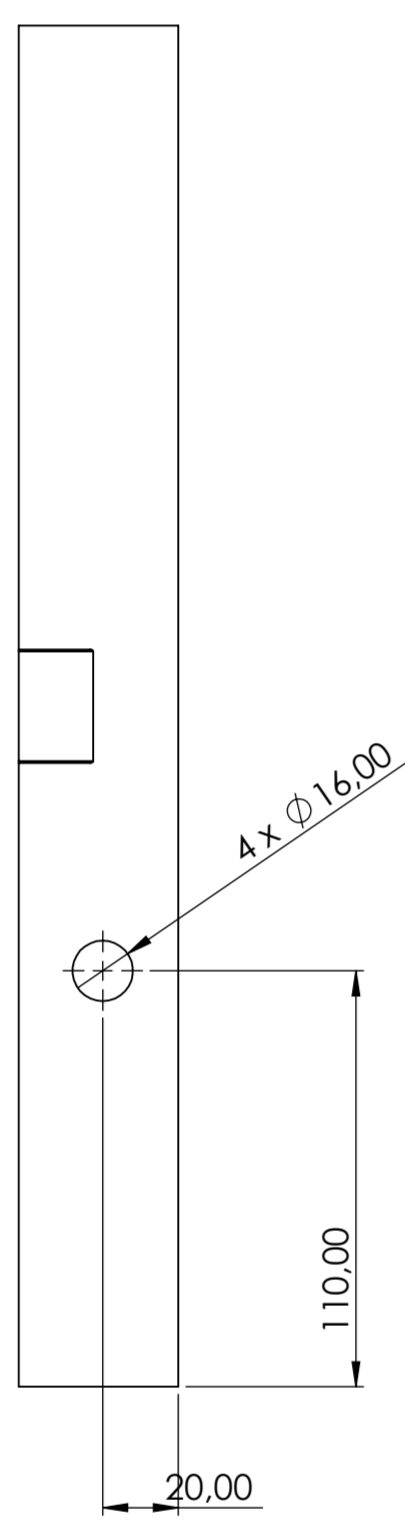
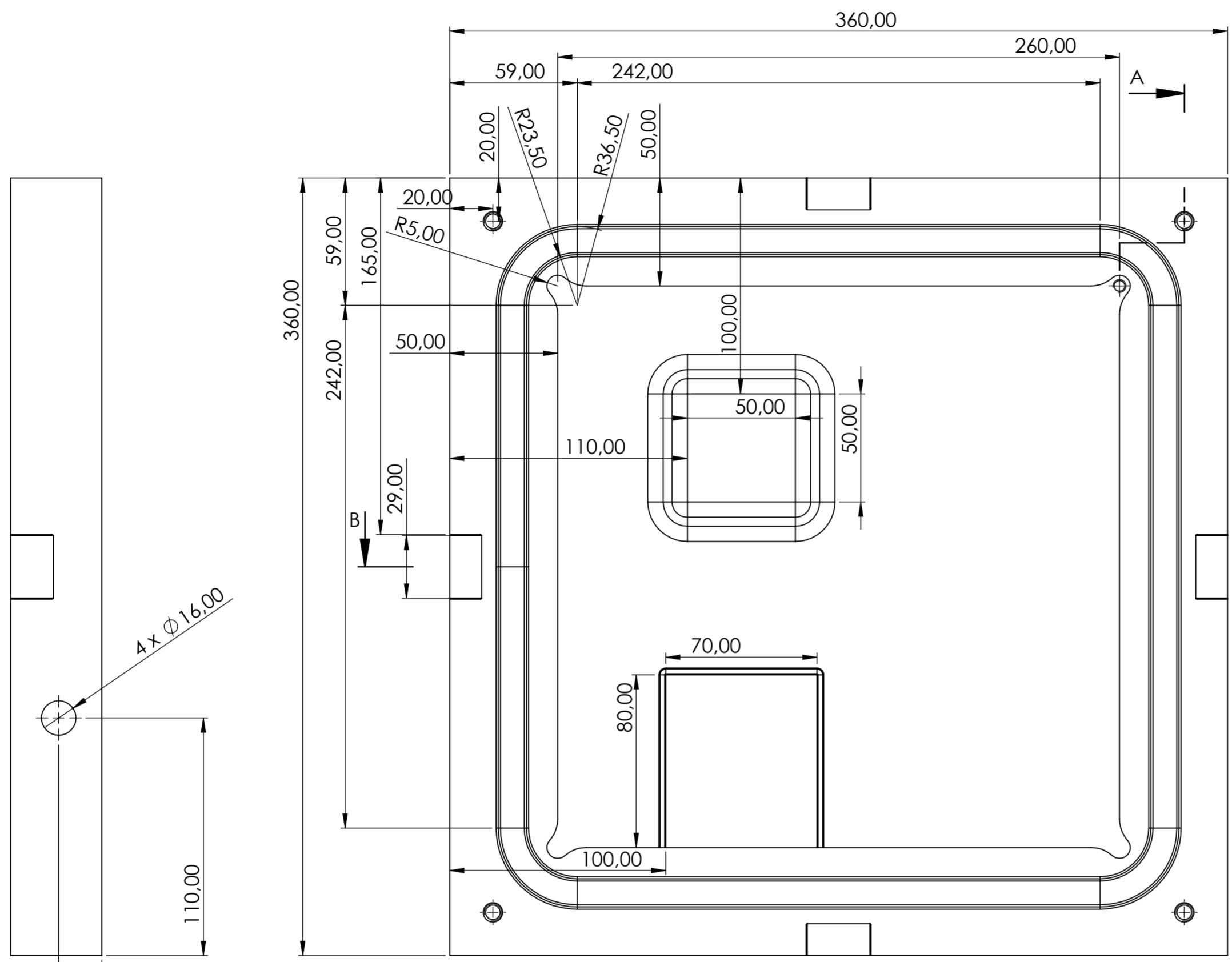
1	2	3	4	5	6
A					A
B					B
C					C
D					D

ITEM NO.	PART NUMBER	DESCRIPTION	QTY.
1	TOPO		1
2	BASE		1
3	ISO 4762 M8 x 50 - 28C		4
4	ISO 4762 M4 x 10 - 10N		4
5	ISO 4762 M6 x 20 - 20C		2
6	PROTEÇÃO TOPO		1
7	FACE CENTRADORA		4
8	ISO 8734 - 4 x 10 - A - St		8
9	ISO 10642 - M6 x 12 - 12N		4

	Nome	Data	 Instituto Superior de Engenharia do Porto			Quantidade		
Des.						Massa (kg)		
Vist.			ISO 2768	mK	Escala- 1:10	 A4	Tratamento	
Aprov.	diogo						Material	
Nome						Descrição		
						Desenho	1/1	


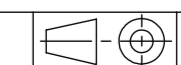


Nome	Data		Quantidade	1
Des.	18/08/2021		Massa (kg)	-
Vist.		ISO 2768 mK Escala- 1:2	Tratamento	-
Aprov.	diogo 27/09/2021		Material	5052-O
Nome	BASE		Descrição	-
			Desenho	1/1

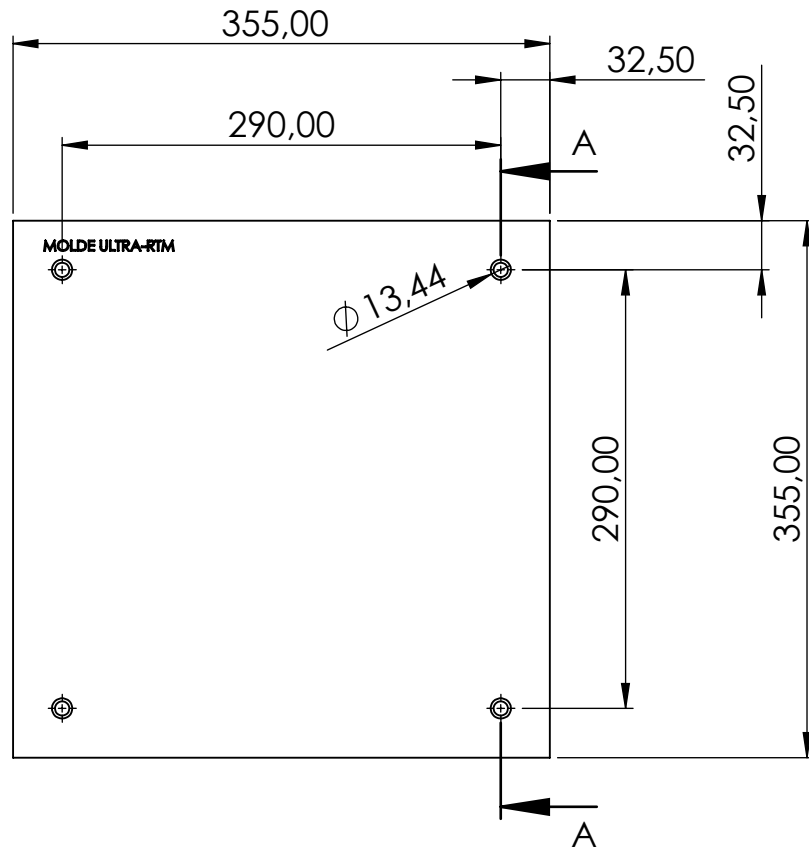
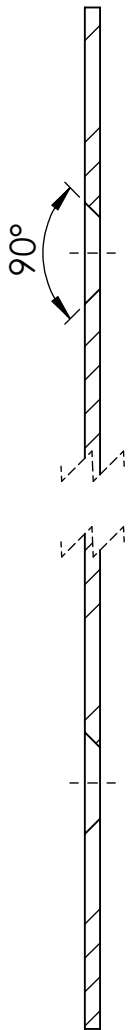




SECTION A-A
SCALE 1 : 2

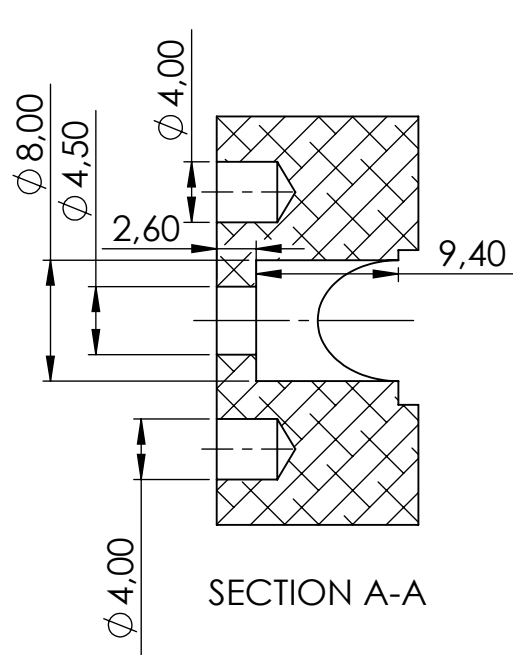
SECTION B-B
SCALE 1 : 2

Nome	TOPO	Data	18/08/2021	 Projeto II			Quantidade	1
Des.				ISO 2768	mK	Escala- 1:5	Massa (kg)	-
Vist.				 A2			Tratamento	-
Aprov.	diogo	27/09/2021					Material	5052-O
Nome	TOPO						Descrição	-
							Desenho	1/1

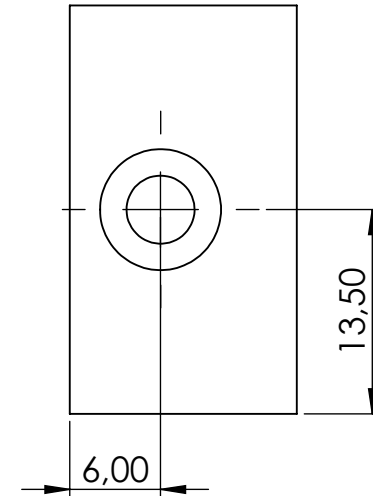
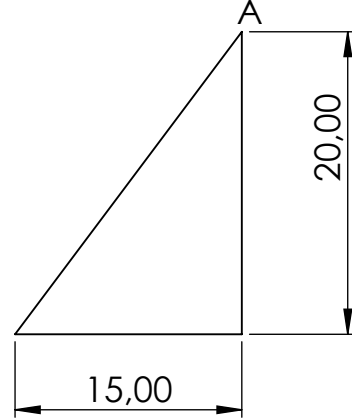
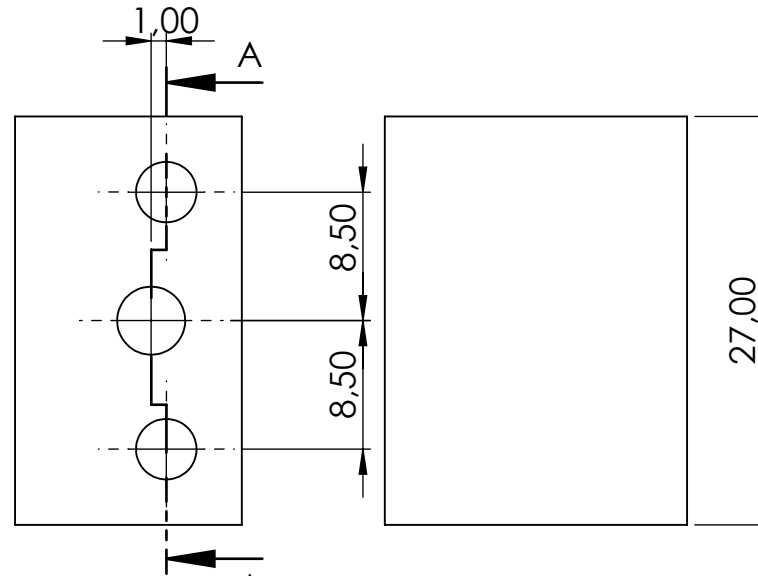
SECTION A-A
SCALE 1 : 1




	Nome	Data	 Instituto Superior de Engenharia do Porto				Quantidade	1
Des.	diogo	20/08/2021					Massa (kg)	-
Vist.							Tratamento	-
Aprov.	diogo	27/09/2021	ISO 2768	mK	Escala- 1:5	 A4	Material	1.0503 (C45)
Nome	PROTEÇÃO TOPO						Descrição	-
							Desenho	1/1



SECTION A-A



	Nome	Data	 Instituto Superior de Engenharia do Porto				Quantidade	4
Des.	diogo	25/08/2021					ISO 2768	mK
Vist.							Tratamento	-
Aprov.	diogo	27/09/2021					Material	5052-O
Nome	FACE CENTRADORA						Descrição	-
							Desenho	1/1