

FACULDADE DE ENGENHARIA DA UNIVERSIDADE DO PORTO

Otimização estrutural e de processo de fabricao de componente em compósito para supercarro

Miguel Rocha Almeida



Mestrado em Engenharia Mecânica

Orientadores:

Prof. José Ferreira Duarte (FEUP)
Eng. Frederico Tomé Ribeiro (Adamastor)

21 de julho de 2025

Otimização estrutural e de processo de fabrico de componente em compósito para supercarro

Miguel Rocha Almeida

Mestrado em Engenharia Mecânica

*“In the beginning, I looked around and could not find quite the car I dreamed of, so I decided to
build it myself.”*

Ferdinand Porsche

Resumo

A presente dissertação incide sobre a otimização estrutural e produtiva de um componente em material compósito de geometria altamente complexa, desenvolvido no âmbito de uma colaboração com a empresa Adamastor, fabricante do supercarro que integra o componente em estudo. De forma geral o tema desta dissertação centra-se na análise detalhada das várias fases do fabrico de um componente em compósito, com especial enfoque na identificação e implementação de otimizações que possam contribuir para a eficiência e qualidade do processo produtivo, tanto a curto como a longo prazo.

Inicialmente, é descrito em detalhe o processo de produção atualmente utilizado, com o objetivo de identificar áreas com potencial de melhoria. Neste contexto, são apresentadas duas abordagens complementares de otimização. A primeira, ao nível do fabrico, consistiu na reformulação das partições do componente, reduzindo a sua complexidade e diminuindo o número de *master's* necessários de 12 para 9. Procedeu-se ao desenvolvimento dos nove novos *master's* de moldação, acompanhados pelas respetivas análises de desmoldação e de ângulos de saída. Adicionalmente, foi realizado um estudo de viabilidade económica que comparou a produção de determinadas secções do componente utilizando uma máquina CNC de 5 eixos, em alternativa à máquina de 3 eixos atualmente em uso.

Numa segunda parte deste projeto, foi realizada uma análise por Elementos Finitos (FEA), considerando múltiplos casos de carga representativos das condições reais de funcionamento do componente. Com base nos resultados da análise estrutural — avaliando tensões máximas, deslocamentos e o índice de falha de *Tsai-Wu* — foram identificadas oportunidades de melhoria no empilhamento do laminado. Assim, definiu-se uma estratégia de otimização em três fases: (1) otimização de tamanho livre, (2) otimização de dimensionamento e (3) otimização da sequência de empilhamento. A função objetivo consistiu na minimização da conformidade, com restrições impostas à massa total da estrutura e ao índice de falha. Os resultados revelaram uma melhoria significativa no desempenho estrutural e a obtenção de um laminado mais eficiente e fabricável. Adicionalmente, a otimização permitiu eliminar uma das três gramagens de fibra de carbono inicialmente utilizadas no processo, reduzindo a complexidade de fabrico e abrindo margem para negociações mais vantajosas com fornecedores. Desta forma, foi ainda realizada uma análise de custos com base em vários fatores produtivos, estimando-se uma redução de aproximadamente 24% no custo unitário do componente, em cenários de produção de média escala. As geometrias otimizadas das camadas de fibra foram igualmente preparadas para o seu fabrico.

Com o objetivo de garantir a reprodutibilidade e a qualidade do processo, foi desenvolvida documentação técnica de suporte à produção, nomeadamente uma Ordem de Produção (OP) detalhada e um livro de telas, contendo instruções precisas para a aplicação de todas as telas de fibra. Estes documentos visam assegurar rastreabilidade, reduzir erros humanos e facilitar a integração de novos operadores. Foram ainda abordadas ferramentas de controlo estatístico da qualidade, bem como tecnologias emergentes, cuja implementação futura poderá representar uma evolução significativa na produção de peças compósitas complexas.

Abstract

The present dissertation focuses on the structural and production optimisation of a composite material component with a highly complex geometry. This component was developed as part of a collaboration with the Adamastor company, the manufacturer of the supercar that includes the component under study. The subject of this dissertation is the detailed analysis of the various stages in the manufacture of a composite component. The focus is on identifying and implementing optimisations that can contribute to the efficiency and quality of the production process, both in the short and long term.

The initial phase of the study involves a comprehensive description of the current manufacturing process, with the objective of identifying areas that may be conducive to enhancement. In this context, two complementary optimisation approaches are presented. The initial case study pertained to manufacturing, and it involved the reformulation of the component's partitioning strategy. This reformulation was intended to reduce the complexity of the strategy, and consequently, the number of mould masters required was decreased from 12 to 9. Consequently, nine new mould masters were developed, supported by analyses of demoulding and draft angle. Moreover, an economic feasibility study was conducted to compare the production of specific component sections using a 5-axis CNC machine as an alternative to the 3-axis system currently in use.

In the second phase of the project, a Finite Element Analysis (FEA) was conducted, considering multiple load cases representative of the component's real operating conditions. It is evident that, upon the basis of the structural results – which included evaluations of maximum stresses, displacements, and the Tsai-Wu failure index – there were identified opportunities for enhancement in the laminate lay-up. An optimisation strategy was thus defined in three phases: free-size optimisation, sizing optimisation, and stacking sequence optimisation. The objective function was defined as the minimisation of compliance, with constraints imposed on the total mass and failure index. The results demonstrated a substantial enhancement in structural performance and the delineation of a more efficient and manufacturable laminate. Furthermore, the optimisation process enabled the elimination of one of the three carbon fibre areal weights that were initially utilised, thereby reducing manufacturing complexity and facilitating enhanced supplier negotiations. A cost analysis based on various production factors estimated a reduction of approximately 24% in unit manufacturing cost for medium-scale production. Furthermore, the optimised fibre layer geometries were also prepared for manufacturing.

In order to ensure reproducibility and process quality, a technical documentation programme was initiated to support manufacturing activities. This included the creation of a detailed Production Order (PO) and a plybook with comprehensive instructions for each fibre ply application. These documents serve three main purposes: to ensure traceability, minimise human error, and facilitate the onboarding of new operators. The discussion also addressed the use of quality control tools and the integration of emerging technologies, which represent a significant step forward in the manufacturing of complex composite parts.

Agradecimentos

Como autor desta dissertação, gostaria de expressar o meu sincero agradecimento a todos os que contribuíram, direta ou indiretamente, para a concretização deste projeto.

Em primeiro lugar, agradeço ao meu orientador da FEUP, Professor José Ferreira Duarte, pela dedicação, disponibilidade e orientação, sendo fundamental para o sucesso deste projeto e também pela influência positiva que teve ao longo do meu percurso académico.

Agradeço a toda a equipa da Adamastor pela forma como fui recebido, integrado e orientado. Em especial, agradeço ao Eng. Frederico Tomé Ribeiro pela disponibilidade de abertura para o desenvolvimento deste projeto e por toda a ajuda durante a sua realização, pelo tempo dedicado e principalmente pelo conhecimento e enorme experiência passada para mim. Agradeço também ao Eng. Pedro Abreu e ao Eng. Gerardo Menezes por abdicaram do seu tempo para ajudar neste projeto em áreas específicas.

Aos meus amigos, que me acompanharam durante estes cinco anos, gostaria de agradecer pela constante presença e pela ajuda nos diversos obstáculos e que em muito contribuíram para aquilo que sou hoje e que isto seja apenas o fim de um novo começo. Agradeço, também, à minha irmã pela motivação prestado nos momentos certos e por saber que sempre pude contar com o seu apoio.

Agradeço à minha namorada por todo o apoio incondicional, pela paciência, e por acreditar nos meus objetivos. Foi a sua motivação e amor constante que ajudou a superar todas as dificuldades que passei ao longo desta etapa, tendo sido fundamental para o meu sucesso.

Por último, e o mais importante, gostaria de agradecer aos meus pais, Nelson Almeida e Leonor Rocha Almeida. Dedico-lhes esta dissertação com toda a gratidão e amor que lhes tenho. São eles os verdadeiros pilares desta conquista. Nada disto seria possível sem o seu apoio ao longo desses últimos cinco anos. Sou extremamente grato pelo esforço de ambos em me proporcionar esta oportunidade. Esta conquista também vos pertence.

A todos, o meu obrigado!

Miguel Rocha Almeida

Índice

1	Introdução	1
1.1	Enquadramento do projeto	1
1.2	Adamastor	2
1.3	Objetivos principais	3
1.4	Estrutura da dissertação	3
1.5	Ferramentas	5
1.5.1	SolidWorks	5
1.5.2	Siemens NX	5
1.5.3	Marker Making	5
1.5.4	Altair HyperMesh & OptiStruct	6
1.6	Planeamento e Organização do Trabalho	6
2	Revisão bibliográfica	8
2.1	Introdução aos materiais compósitos	8
2.2	Sistemas compósitos poliméricos	9
2.3	Tipos de reforço	10
2.4	Fibras	11
2.4.1	Fibra de vidro	11
2.4.2	Fibra de carbono	12
2.5	Configurações das fibras	13
2.6	Orientações das fibras	14
2.7	Matriz polimérica	16
2.7.1	Termoplásticos	17
2.7.2	Termoendurecíveis	17
2.8	Pré-impregnados	18
2.9	Processos de fabricação	19
2.9.1	Spray-up	20
2.9.2	Hand lay-up	21
2.9.3	Moldação em sacos de vácuo	21
2.9.4	Moldação por saco de vácuo em autoclave	23
2.10	Introdução à otimização do design de materiais compósitos	24

2.11	Teoria Clássica da Laminação	24
2.12	Teorias de falha de compósitos	29
2.12.1	Critério de falha da deformação máxima	30
2.12.2	Critério de falha da tensão máxima	30
2.12.3	Critério de falha Tsai-Hill	30
2.12.4	Critério de falha Tsai-Wu	31
2.13	Falha da primeira vs última camada	31
2.14	Otimização de laminados compósitos	33
2.15	Construção do problema	35
2.16	Metodologia	37
2.16.1	Otimização de Tamanho Livre	37
2.16.2	Otimização de Dimensionamento	39
2.16.3	Otimização da sequência de empilhamento	39
3	Processo de produção de masters, moldes e laminação do sidepod	41
3.1	Introdução	41
3.2	Material	43
3.3	Maquinagem do master	44
3.4	Fibra de carbono pré-impregnada	45
3.5	Método de laminação	46
3.6	Compactação	47
3.7	Ciclo de cura	49
4	Otimização de partições e <i>master's</i>	50
4.1	Otimização das partições	50
4.2	Direção de desmoldação e análise de saídas	54
4.3	Abas de ligação entre partições	56
4.4	Design dos <i>master's</i>	56
4.5	Otimização do stock de maquinagem	59
4.6	CNC 3 eixos vs 5 eixos	59
4.6.1	As diferenças entre CNC 3 eixos e 5 eixos	60
4.6.2	Análise de custos	60
5	Otimização do laminado	65
5.1	Considerações iniciais	66
5.2	Geração da malha	66
5.3	Materiais, propriedades e definição do laminado	69
5.4	Condições de fronteira e casos de carga	73
5.4.1	Caso de carga 1	76
5.4.2	Caso de carga 2	76
5.4.3	Caso de carga 3	77

5.4.4	Caso de carga 4	78
5.5	Estudo de convergência da malha	79
5.6	Resultados e análise da simulação estática	80
5.6.1	Análise da distribuição de tensões	81
5.6.2	Análise de deslocamentos	82
5.6.3	Análise do critério de falha	82
5.6.4	Considerações pré-otimização	83
5.7	Definição do problema de otimização	84
5.7.1	Função objetivo	84
5.7.2	Restrições de design	85
5.8	Fase 1: Otimização de tamanho livre	86
5.9	Fase 2: Otimização de dimensionamento	88
5.10	Fase 3: Otimização da sequência de empilhamento	89
5.11	Análise de resultados pós-otimização	91
5.12	Planificação do laminado	93
5.13	Análise de custos e tempo de produção	96
6	Elaboração de documentação para acompanhamento do processo de fabrico e controlo da qualidade	103
6.1	Ordem de produção	103
6.2	Plybook e tabela de referência	105
6.3	Controlo da qualidade	108
6.3.1	Controlo estatístico da qualidade	108
6.3.2	Controlos de qualidade por inspeção	110
6.4	Implementação de novas técnicas	111
7	Conclusões e trabalhos futuros	114
	Referências	116
A	Detalhes de montagem do <i>sidepod</i>	120
B	Procedimento de cálculo da espessura dos pré-impregnados	122
C	Ciclo de cura da fibra de carbono pré-impregnada	123
D	Desenho 2D do Stock de maquinagem	124
E	2º secção de análise de custos CNC 3 eixos e 5 eixos	125
F	Resultados simulação estática pré-otimização	127
G	Resultados simulação estática pós-otimização	130

H	Ordem de produção	133
I	Divisão de uma camada em 4 telas	141
J	Página detalhada do <i>Plybook</i>	142
K	Desenhos detalhados das partições	143
L	Documentos anexos à ordem de produção	149
M	Folha de Excel utilizada para os valores do orçamento da maquinagem 3 e 5 eixos recebido	150

Lista de Figuras

1.1	Adamastor Furia [2]	2
1.2	Diagrama de Gantt	7
2.1	Compósitos em partículas [12]	10
2.2	Compósitos em flocos [12]	10
2.3	Compósitos de fibra [12]	11
2.4	Tipos de configurações [13]	13
2.5	Laminado unidirecional [13]	14
2.6	Esquemas de camadas para compósitos laminares. (a) Unidirecional; (b) Transversal; (c) Angular; and (d) Multidirecional θ [13]	15
2.7	Variação da resistência de um compósito de fibras contínuas unidirecionais em função do ângulo de orientação das fibras θ [13]	16
2.8	Curvas típicas de tensão/deformação da resina (pós-cura durante 5 horas), 80 °C[13]	18
2.9	Fluxograma típico da técnica de processamento de materiais compósitos [15]	19
2.10	Processo de <i>Spray-up</i> [17]	20
2.11	Processo de <i>Hand-lay-up</i> [17]	21
2.12	Princípio de funcionamento da moldação por saco de vácuo, 1-saco de vácuo; 2-molde; 3-bomba de vácuo. [15]	22
2.13	Camadas acessórias necessárias à implementação do sistema de vácuo [19]	22
2.14	Acessórios e forma final da moldação por saco de vácuo [15]	23
2.15	Esquema do sistema de autoclave [15]	23
2.16	Geometria do laminado [14]	24
2.17	Influência da direção na tensão de uma camada [9]	25
2.18	Visão geral da Teoria Clássica da Laminação [9]	26
2.19	Definição das direções principais para uma camada ortotrópica [23]	26
2.20	Cargas e momentos aplicados ao laminado [25]	28
2.21	Valores referentes à falha da primeira e última camada[14]	33
2.22	Ilustração das fases de otimização[30]	33
2.23	Visão geral do solucionador [33]	34
2.24	Método do gradiente [33]	35
2.25	Exemplo da otimização de Tamanho Livre[39]	38
2.26	Evolução da otimização geométrica de uma camada [40]	38

2.27	Ajuste das espessuras na otimização de Dimensionamento [24]	39
2.28	Várias iterações da otimização de empilhamento [24]	40
3.1	Sidepod modelado em CAD	42
3.2	Sidepod aplicado no Adamastor Furia	43
3.3	Master de epoxi maquinado [41]	44
3.4	Exemplo de otimização do stock de maquinagem	44
3.5	Comparação visual entre os tecidos de fibra de carbono 3K e 12K [42]	46
3.6	Exemplo de <i>nesting</i> [43]	46
3.7	Elementos constituintes do saco de vácuo	48
3.8	Manómetro de pressão de vácuo [46]	49
3.9	Ciclo de cura do compósito a 125 °C em autoclave	49
4.1	Visão geral da divisão de partições otimizada	51
4.2	Simplificação da geometria	54
4.3	Análise de saídas de superfície não desmoldável	55
4.4	Definição de ângulo de análise e escala da cores	55
4.5	Criação de abas de união entre partições	56
4.6	Esquema de design do <i>master</i>	57
4.7	Criação de abas de moldação e de prolongação do molde da partição 7	57
4.8	Design final do <i>master</i> da partição Nº7	58
4.9	Linha de final de peça	58
4.10	Exemplo de otimização do stock de maquinagem do <i>master</i> Nº7	59
4.11	Representação de CNC 3 eixos e 5 eixos [47]	60
4.12	Análise de saídas das partições 4 e 7	61
4.13	Master's para a produção das partições 4 e 7 em CNC 3 eixos	62
4.14	Master para a produção das partições 4 e 7 em CNC 5 eixos	62
5.1	Disposição inicial do laminado	66
5.2	Alteração geométrica do <i>sidepod</i> para refinamento da malha	67
5.3	Mesh gerada e análise geral da qualidade dos elementos	68
5.4	Análise do Jacobiano	69
5.5	Sequência de empilhamento das camadas em relação à normal do elemento[39]	71
5.6	Orientações aleatórias das direções das fibras	71
5.7	Orientações das fibras corrigidas	72
5.8	Visão geral do laminado inicial	72
5.9	Condições de fronteira do <i>sidepod</i>	73
5.10	Condição de fronteira de rigidez	74
5.11	Condição de fronteira de rigidez	75
5.12	Caso de carga do peso do piloto	76
5.13	Caso de carga de impacto lateral	77

5.14	Caso de carga de apoio do piloto no <i>underfloor</i>	78
5.15	Caso de carga da força aerodinâmica	78
5.16	Representação gráfica do estudo de convergência da malha	80
5.17	Valor e localização da tensão máxima para o caso de carga 4	81
5.18	Valores do deslocamento máximo para o caso de carga 4	82
5.19	Valores de critério de falha (<i>Tsai-Wu</i>) para o caso de carga 4	83
5.20	Gráfico de contorno das camadas mais suscetíveis a falha localmente	84
5.21	Dicretização das 6 camadas iniciais	87
5.22	Geometria da nova camada gerada pelo <i>software</i>	87
5.23	Geometria alterada diretamente pelo utilizador para uma produção viável	88
5.24	Espessura do <i>sidepod</i> após a 1ª fase de otimização	88
5.25	Ordem final de empilhamento do laminado	90
5.26	Análise comparativa das tensões	92
5.27	Análise comparativa dos deslocamentos	92
5.28	Análise comparativa do coeficiente da falha	92
5.29	Projeção das geometrias das camadas a laminar	94
5.30	Exemplo de estiramento do tecido de fibra de carbono [49]	94
5.31	Análise da deformação de uma camada de reforço	94
5.32	Análise da deformação de uma camada de reforço após corte em várias telas	95
5.33	Geometrias das telas a cortar	95
5.34	<i>Nesting</i> com as geometrias das telas a cortar	96
5.35	Zonas localizadas do rolo desperdiçadas	100
6.1	Cabeçalho da ordem de produção	104
6.2	Lista de materiais a utilizar ao longo do processo	104
6.3	Excerto da tabela de consulta do ID da tela a aplicar	106
6.4	Identificação das várias telas a aplicar	107
6.5	Esquema de ordem de consulta de dados	108
6.6	Total de defeitos na produção de componentes em material compósito[50]	109
6.7	Análise estatística segundo gráfico de <i>Pareto</i> [50]	109
6.8	Análise por ultrassons[51]	110
6.9	Análise por termografia[51]	110
6.10	Análise por raio X[51]	111
6.11	Projeção laser dos contornos das telas a aplicar[52]	112
E.1	Partição N° 8 e 9	125
E.2	<i>Master's</i> para a produção das partições 8 e 9 em CNC 3 eixos	125
E.3	<i>Master</i> para a produção das partições 8 e 9 em CNC 5 eixos	126
F.1	Resultados caso de carga 1	127
F.2	Resultados caso de carga 2	128

F.3	Resultados caso de carga 3	129
G.1	Resultados caso de carga 1 após otimização	130
G.2	Resultados caso de carga 2 após otimização	131
G.3	Resultados caso de carga 3 após otimização	132
L.1	Identificação das zonas de laminação no <i>master</i> N°7	149
M.1	Folha de cálculo maquinagem 3 eixos e 5 eixos	150

Lista de Tabelas

2.1	Principais vantagens e desvantagens dos materiais compósitos [9]	9
2.2	Comparação das propriedades de diferentes fibras de carbono [11]	12
2.3	Resistências para camada ortotrópicas em estado plano de tensão[23]	30
3.1	Propriedades das fibras de carbono pré-impregnadas	45
3.2	Sequência de laminação para o <i>sidepod</i>	47
4.1	Várias perspectivas das 9 partições do <i>sidepod</i>	52
4.2	Custos de maquinagem CNC 3 eixos e 5 eixos	62
4.3	Custos de produção por CNC 3 eixos	63
4.4	Custos de produção por CNC 5 eixos	63
5.1	Propriedades mecânicas dos tecidos pré-impregnados	69
5.2	Entrada de propriedades do <i>card</i> "MAT 8"utilizado no <i>HyperMesh</i> [24]	70
5.3	Valores do estudo de convergência da rigidez aproximada do contacto com o <i>sidepod</i>	75
5.4	Análise de convergência de malha	79
5.5	Resultados da simulação estática para os vários casos de carga	80
5.6	Camadas geradas após a 2º fase de otimização	89
5.7	Sequência do laminado final constituinte do <i>sidepod</i>	91
5.8	Resultados da simulação estática após otimização	91
5.9	Resumo da comparação de resultados pré e pós otimização	93
5.10	Valores de eficiência e de comprimento de corte do rolo de fibra	96
5.11	Quantidade de material necessária para a produção de 1 <i>sidepod</i> pré-otimização	97
5.12	Valores das várias gramagens de fibra de acordo com a quantidade encomendada ao fornecedor	97
5.13	Análise de custos de produção de 1 <i>sidepod</i>	97
5.14	Análise de custos de produção de 1 <i>sidepod</i> com corte de telas a 5º	98
5.15	Análise de custos de produção a médio prazo de um <i>sidepod</i>	99
5.16	Tempo total de laminação inicial	101
5.17	Tempo total de laminação após otimização	101

Lista de Acrónimos

CAD	<i>Computer-Aided Design</i>
CAE	<i>Computer-Aided Engineering</i>
CAM	<i>Computer-Aided Manufacturing</i>
CFRP	<i>Carbon Fibre Reinforced Polymer</i>
CNC	Controlo Numérico Computorizado
END	Ensaio Não Destrutivo
FEM	<i>Finite Element Method</i>
ID	Identificação
MDF	<i>Medium Density Fibreboard</i>
Nm	Newton-Metro
OP	Ordem de produção
PA	Poliamida
PCOMPP	Tipo de propriedade para laminados no <i>OptiStruct</i>
PEEK	Poliéter-éter-cetona
PLY ID	Identificação da Camada
PPS	Polifenileno Sulfeto
RPM	Rotações por Minuto
SMC	<i>Sheet Molding Compound</i>
STACK	Sequência de empilhamento de camadas
TCL	Teoria Clássica da Laminação
UD	Unidirecionais
UV	Ultravioleta

Capítulo 1

Introdução

Este capítulo apresenta uma sinopse dos tópicos abordados neste projeto, situados no contexto de *motorsport*, onde a inovação e a otimização dos veículos são de extrema importância. O foco principal incide na otimização do processo de fabrico e montagem de um componente compósito para um supercarro. O trabalho foi realizado em ambiente empresarial, na Adamastor, permitindo uma abordagem prática em conformidade com as exigências do setor, desde a conceção até à implementação do sistema.

1.1 Enquadramento do projeto

O protótipo do veículo em questão já se encontra fabricado. No entanto, o setor automóvel exige uma melhoria contínua, o que obriga a um aperfeiçoamento constante do processo de desenvolvimento para garantir a máxima eficiência e celeridade na conceção e produção. A carroçaria do veículo, concebida e produzida inteiramente pela Adamastor, é um dos processos mais morosos e importantes na conceção e otimização de um automóvel desportivo. A utilização de compósitos de fibra de carbono na construção da carroçaria é uma escolha estratégica, devido às vantagens bem documentadas do material, nomeadamente as suas propriedades físico-mecânicas e a sua excecional moldabilidade, atributo esse que confere um elevado grau de liberdade de design, facilitando a criação de geometrias complexas.

O presente projeto insere-se na vertente de desenvolvimento, otimização e futura produção de componentes, recorrendo à aplicação de diversas técnicas de engenharia. Deste modo, o presente trabalho descreve, de forma geral, o processo de materialização do componente em estudo, abrangendo desde o design e fabrico de um *master* polimérico — destinado à obtenção de um molde negativo — até à produção da peça final em fibra de carbono pré-impregnada. São igualmente abordadas as diferentes etapas do processo, incluindo a laminação, preparação e cura em autoclave. O tema desta dissertação centra-se, portanto, na análise detalhada das várias fases do fabrico de um componente em compósito, com especial enfoque na identificação e implementação de otimizações que possam contribuir para a eficiência e qualidade do processo produtivo, tanto a curto como a longo prazo.

1.2 Adamastor

A Adamastor é uma empresa do setor automóvel, sediada em Perafita, que iniciou a sua atividade com foco no desenvolvimento e fabrico de automóveis desportivos, personalizados de acordo com as preferências de cada cliente. Fundada em 2010, a marca é o resultado da colaboração de profissionais com uma vasta experiência na área do desporto automóvel, procurando introduzir um novo conceito no mercado português.

Desde a sua génese, a Adamastor especializou-se no desenvolvimento de projetos exclusivos, integrando soluções e tecnologias inspiradas no desporto automóvel em todo o processo de desenvolvimento do produto, desde a conceção inicial até à realização final. Esta abordagem integra a gestão de projetos, a conceção e a produção, garantindo uma estratégia de desenvolvimento de veículos abrangente e inovadora.

O protótipo inaugural da empresa foi desenvolvido em 2012, culminando no lançamento do Adamastor *P003RL* em 2017. Este protótipo desportivo, com uma capacidade para dois ocupantes, apresenta um *chassis* tubular e uma carroçaria em material compósito. Inicialmente foi concebido para utilização em pista, tendo sido depois homologado para circulação em estrada.

Em 2024, a Adamastor apresentou o Furia (Figura 1.1), o primeiro supercarro desportivo português, que se distingue pela sua aerodinâmica singular e pela sua construção integral em fibra de carbono, garantindo um desempenho ótimo em estrada. A elaborada carroçaria esconde uma cabine para dois passageiros que assenta num *chassis monocoque* com barra de proteção integrada. Este modelo destaca-se ainda por um elaborado *underground*, com duas passagens de ar (Venturis), responsáveis por grande parte da geração de *downforce*. O coração mecânico do Furia é um motor Ford V6 biturbo de 3,5 litros, com 750 cavalos de potência a 5.500 RPM e torque máximo de 1000 Nm. O presente modelo servirá de base para o estudo em curso [1] [2].



Figura 1.1: Adamastor Furia [2]

1.3 Objetivos principais

O propósito deste projeto consiste na otimização de um componente, em termos do seu processo de fabrico e da sua capacidade estrutural. De forma adicional, apresenta-se uma análise detalhada do componente crítico do veículo, bem como o desenvolvimento de metodologias de controlo da produção e de controlo da qualidade. Tendo como base o propósito, os objetivos deste projeto foram:

- Acompanhamento do processo de fabrico de componentes compósitos ao longo das várias fases: laminação, preparação para autoclave e respetiva cura, acabamento e montagem;
- Otimização do processo de produção e do comportamento estrutural do componente;
- Proposta de documentação para o controlo documental da produção e da montagem;
- Apresentação de eventuais alterações aos *master's*, moldes ou componente.

Dada a limitação temporal para a realização deste projeto, não foi possível a implementação das melhorias alcançadas para o processo de produção do componente. Estas serão implementadas numa fase futura, uma vez que, no momento da sua elaboração, a empresa se encontrava ainda na fase de desenvolvimento e otimização do protótipo, e não numa etapa de produção.

1.4 Estrutura da dissertação

Com esta dissertação espera-se proporcionar ao leitor os conhecimentos e as ferramentas essenciais para uma compreensão aprofundada do tema em estudo. Para tal, a estrutura do trabalho foi delineada de forma a abordar, numa fase inicial, os fundamentos teóricos indispensáveis, nomeadamente os conceitos relacionados com materiais compósitos e os respetivos processos de fabrico, bem como os princípios da mecânica dos sólidos. Seguidamente, procedeu-se à revisão dos conceitos matemáticos subjacentes ao Método dos Elementos Finitos (FEM).

Concluída a revisão da literatura, os capítulos subsequentes incidem sobre a descrição do processo de fabrico do *master*, do molde e da laminação de um componente em compósito, seguindo com a análise numérica realizada. Esta sequência tem por objetivo permitir uma visão global e fundamentada de todas as etapas envolvidas na presente investigação, sustentada por uma base teórica sólida. Assim, a dissertação encontra-se estruturada da seguinte forma:

- O Capítulo 2 apresenta uma revisão científica sobre materiais compósitos, com especial enfoque nos compósitos reforçados com fibra de carbono. São abordados temas como a configuração das fibras e da matriz polimérica, a influência da orientação das fibras no comportamento do laminado e nas suas propriedades mecânicas, bem como alguns dos principais processos de fabrico associados. Ainda neste capítulo, são introduzidos conceitos

fundamentais da mecânica dos sólidos aplicada a compósitos, incluindo a Teoria Clássica da Laminação (TCL), algumas teorias de falha e uma breve descrição dos princípios subjacentes às análises e otimizações numéricas pelo Método dos Elementos Finitos, que serão posteriormente aplicadas no desenvolvimento do projeto;

- O Capítulo 3 introduz o componente sobre o qual incide o processo de otimização e descreve o procedimento teórico-prático adotado para o desenvolvimento dos *master's*, dos moldes e da posterior produção do componente. Adicionalmente, são apresentados os critérios de seleção do material compósito, bem como os métodos e a sequência de laminação definidos, incluindo o respetivo ciclo de cura;
- O Capítulo 4 descreve a primeira etapa da otimização do processo de produção do *sidepod*, com destaque para a redução do número de partições necessária à produção de novos *master's*, seguida de uma análise de desmoldação adequada e essencial dessas mesmas partições. Posteriormente, é realizada uma análise comparativa de custos entre a maquinagem dos *master's* utilizando centros de maquinagem CNC de 3 e de 5 eixos. Por fim, são apresentados os resultados obtidos dos novos *master's* com a respetiva otimização dos blocos de material a maquinar;
- O Capítulo 5 incide sobre uma das fases mais relevantes desta dissertação: a otimização do laminado do *sidepod*, com o duplo objetivo de melhorar não apenas o processo de fabrico, mas também o desempenho estrutural do próprio componente. Inicialmente, é apresentado o procedimento de preparação do modelo numérico no software *HyperMesh* bem como a realização de um estudo de convergência preliminar, de forma a validar a metodologia adotada e garantir a fiabilidade dos resultados. Seguidamente, são discutidos os resultados obtidos com a otimização, com especial enfoque na sua viabilidade estrutural e no impacto que as alterações propostas poderão ter ao nível da produção. Este capítulo inclui ainda uma abordagem detalhada à implementação prática do novo laminado otimizado, com a elaboração de uma planificação completa de todas as camadas a aplicar durante o processo de laminação, assegurando a sua exequibilidade no contexto de produção. Por fim, é realizada uma análise de custos de produção associada ao novo laminado, permitindo aferir se a solução otimizada representa, de facto, uma vantagem económica face à configuração inicial;
- O Capítulo 6 conclui o desenvolvimento deste projeto com a elaboração de documentação técnica destinada a acompanhar e apoiar todas as etapas do processo de fabrico do *sidepod*. São apresentados três documentos orientados para os técnicos de laminação, concebidos com o intuito de facilitar a execução correta do processo e minimizar a ocorrência de erros humanos, contribuindo assim para a obtenção de componentes finais de elevada qualidade e isentos de defeitos. Adicionalmente, inclui-se uma breve secção dedicada ao controlo da qualidade, na qual se propõem métodos e práticas que poderão ser implementados ao longo do processo produtivo, com vista à melhoria contínua dos resultados e à garantia da consistência do desempenho ao longo do tempo;

- O Capítulo 7 encerra este projeto, apresentando as principais conclusões decorrentes do trabalho desenvolvido, bem como algumas notas finais e propostas para trabalhos futuros que poderão dar continuidade ou aprofundar os temas aqui abordados. É igualmente destacada a relevância deste projeto no contexto da formação académica e do desenvolvimento de competências técnicas e profissionais.

1.5 Ferramentas

Este capítulo finaliza com esta secção onde são descritas as ferramentas computacionais que suportaram o desenvolvimento do presente projeto, revelando-se essenciais para a sua concretização. As capacidades de integração entre modelação, simulação e preparação para produção revelou-se determinante para garantir a coerência e a eficiência em todas as fases do desenvolvimento.

1.5.1 SolidWorks

O *SolidWorks* é uma ferramenta integrada de CAD, CAE e CAM, amplamente utilizada no desenvolvimento, análise e preparação de fabrico de componentes mecânicos. No âmbito deste projeto, este software foi essencial para a definição das novas partições com base na análise dos respetivos ângulos de saída e foi responsável também pelo design dos novos *master's*, bem como para a projeção do *stock* de maquinaria [3].

1.5.2 Siemens NX

O *Siemens NX* é um *software* avançado que integra também funcionalidades de CAD, CAM e CAE, permitindo o desenvolvimento completo de produtos, desde a conceção e análise estrutural até à preparação para o fabrico. No contexto deste trabalho, o *NX* foi utilizado pontualmente como alternativa ao *SolidWorks*, sempre que se revelou necessário tirar partido da sua maior flexibilidade e capacidade computacional, especialmente nas tarefas de modelação avançada de superfícies complexas. Como exemplo, o seu uso foi necessário para obter as planificações das superfícies, fundamentais para a definição do laminado e na preparação para o corte das várias camadas [4].

1.5.3 Marker Making

O *Marker Making* é uma ferramenta especializada utilizada para a otimização da disposição de geometrias planificadas sobre materiais em folha, como é o caso das fibras de carbono pré-impregnadas. No âmbito deste projeto, este *software* foi fundamental na definição eficiente da disposição das várias camadas de material, permitindo maximizar o aproveitamento da matéria-prima e garantir a correta orientação das fibras conforme os requisitos do empilhamento. Através da automatização do processo de *nesting*, foi possível reduzir o desperdício e preparar ficheiros

compatíveis com os sistemas de corte utilizados, contribuindo para um fabrico mais sustentável e controlado [5].

1.5.4 Altair HyperMesh & OptiStruct

O *Altair HyperMesh*, em conjunto com o *solver OptiStruct*, constituiu uma ferramenta essencial na fase de análise estrutural por elementos finitos e na fase posterior de otimização. O *HyperMesh* foi utilizado como pré-processador, permitindo a importação e simplificação da geometria, bem como a geração de malhas de elevada qualidade, adequadas à análise de componentes em compósito. Foram definidas as propriedades dos materiais, as espessuras das várias camadas, as orientações das fibras e as respetivas condições de fronteira. Posteriormente, os modelos foram exportados para o *OptiStruct*, um *solver* otimizado para a análise de estruturas leves e materiais compósitos, onde foram realizadas simulações para avaliar o desempenho mecânico do componente. Esta combinação de ferramentas possibilitou uma avaliação precisa do comportamento estrutural da peça, servindo de suporte à tomada de decisões durante o processo de otimização do design [6].

1.6 Planeamento e Organização do Trabalho

Esta secção apresenta a forma como o trabalho desenvolvido foi organizado ao longo das 20 semanas de duração do projeto, descrevendo o planeamento das tarefas, os principais marcos temporais e os resultados esperados em cada fase. Este planeamento foi fundamental para garantir o cumprimento dos objetivos estabelecidos e assegurar uma gestão eficiente do tempo e dos recursos disponíveis. O desenvolvimento do projeto foi desta forma dividido em cinco fases principais:

- **1º Fase:** A revisão bibliográfica (semanas 1 a 4), que consistiu na análise da literatura científica relacionada com materiais compósitos, processos de fabrico e fundamentos da simulação numérica (FEM) e dos conceitos relacionados com otimização de laminado de estruturas compósitas. O objetivo foi consolidar uma base teórica sólida para suportar as decisões técnicas tomadas nas fases seguintes.
- **2º Fase:** Acompanhamento em chão de fábrica (semanas 2 a 4), onde durante este período, foi realizada uma integração parcial no processo produtivo real da empresa, permitindo a observação prática dos métodos utilizados e a identificação de limitações operacionais relevantes para a aplicação do projeto.
- **3º Fase:** Desenvolvimento dos *master's* (semanas 4 a 8), onde se analisou a possibilidade de reduzir o numero de *master's* necessários para a produção do componente, procedendo-se depois ao desenvolvimento dos novos *master's*, considerando critérios de desmoldação e integridade dimensional.

- **4º Fase:** Simulação do componente e otimização do laminado (semanas 9 a 16), procedeu-se à modelação do componente no *HyperMesh*, procedendo-se à realização de estudos de convergência, e a otimização da sequência de laminação, tendo em vista a melhoria estrutural e facilitação do processo de fabrico. Foram também gerados os planos de laminado a aplicar na produção. Como objetivo complementar, previu-se ainda a realização de uma análise de custos para avaliar a viabilidade económica da solução otimizada.
- **5º Fase:** Elaboração de documentação técnica (semanas 17 a 20), com o objetivo de se produzir documentos técnicos de apoio à produção, incluindo fichas de laminação, livro de telas e instruções para os técnicos em chão de fábrica.

A execução destas fases encontra-se representada de forma visual no cronograma apresentado na Figura 1.2 sob a forma de um diagrama de *Gantt*, no qual é possível observar a distribuição temporal das tarefas e a sua sobreposição sempre que aplicável.

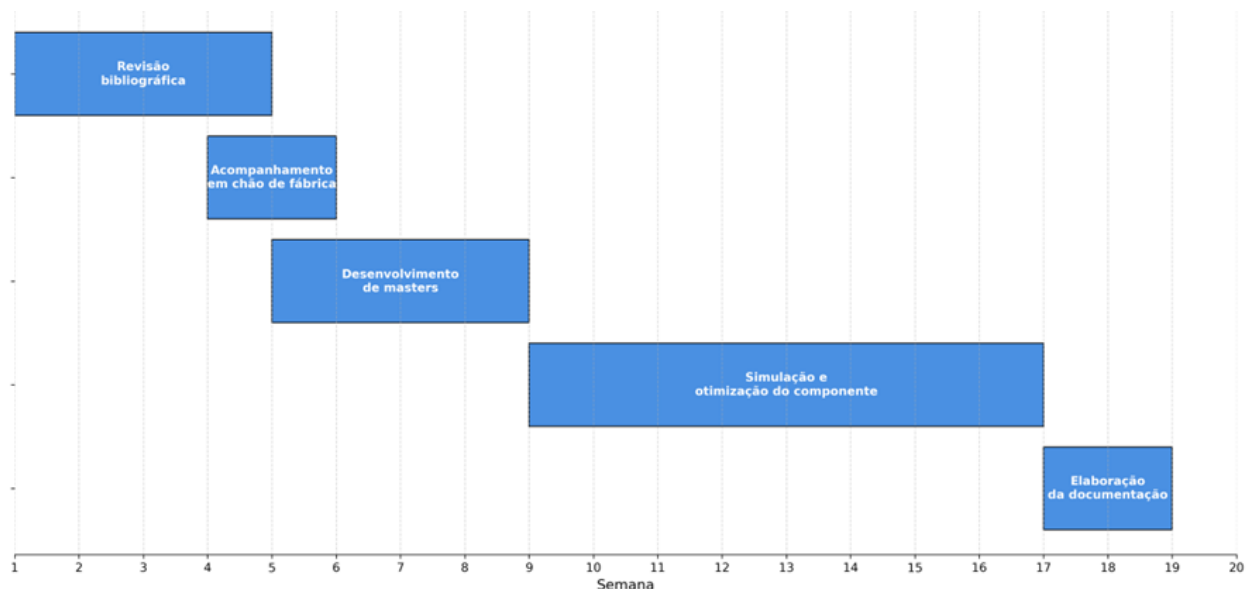


Figura 1.2: Diagrama de Gantt

Capítulo 2

Revisão bibliográfica

O presente capítulo visa fornecer uma visão global dos conceitos fundamentais necessários à compreensão da investigação realizada no domínio dos compósitos de matriz polimérica, com particular ênfase nos compósitos reforçados com fibras de carbono e na otimização do respetivo laminado. A exposição teórica e teórico-prática inicia-se com a definição fundamental de um sistema compósito e prossegue com uma descrição detalhada dos diversos processos e metodologias de fabrico. Contudo, à medida que o projeto for progredindo, esses conceitos serão retomados e aprofundados, sempre que tal se revele necessário.

2.1 Introdução aos materiais compósitos

Desde sempre que os materiais são um símbolo do progresso da civilização humana e tornaram-se marcos que dividem as épocas da história humana. Do ponto de vista material, a sociedade humana viveu a Idade da Pedra, a Idade do Bronze e a Idade do Ferro. Os plásticos e compósitos de alto desempenho surgiram por volta do século XX, inserindo-se na economia e na vida da população geral em vários domínios, com um ritmo de desenvolvimento raro na história, tornando-se rapidamente os substitutos de materiais tradicionais devido ao seu melhor desempenho [7].

É importante começar pela evolução dos materiais compósitos até os dias atuais. A adoção de novos materiais foi impulsionada por uma necessidade crescente de aliar elevada resistência e rigidez a um baixo peso. Entre as décadas de 70 e 80, os compósitos passaram por avanços significativos, com destaque para a introdução da automação no processo de fabrico, motivada pela necessidade de produzir componentes maiores e mais complexos, superando assim as limitações da produção manual. Atualmente, os compósitos continuam a evoluir, sendo amplamente utilizados em diversas áreas, como a indústria aeroespacial, automóvel, energias renováveis, entre outras. Este contínuo desenvolvimento é marcado por inovações nos materiais, nos processos de fabrico e nas suas áreas de aplicação [8].

2.2 Sistemas compósitos poliméricos

É fundamental estabelecer uma definição precisa dos materiais que formam um compósito. Após a consulta de alguma literatura, atualmente, a definição considerada mais correta para o termo compósito é a seguinte:

"Um compósito é um material estrutural que consiste em pelo menos dois materiais macroscopicamente identificáveis que trabalham em conjunto de modo alcançar um melhor resultado."^[9]

Os dois materiais que compõem o compósito não se dissolvem entre si e permanecem visíveis, ou seja, macroscopicamente identificáveis. As propriedades vantajosas das fibras e da matriz são exploradas ao máximo, enquanto as propriedades menos favoráveis de cada componente são compensadas pelo outro, resultando numa estrutura cujas características não seriam alcançáveis com os materiais utilizados isoladamente ^[9].

A interface entre os diferentes componentes desempenha um papel crucial no desempenho do sistema. No compósito, as qualidades benéficas das fibras e da matriz são otimizadas, enquanto as desvantagens de cada constituinte são atenuadas pela interação com os demais componentes. Esse processo de interação entre os materiais gera uma estrutura que não seria viável sem a interação dos seus diferentes constituintes. A tabela 2.1 apresenta algumas das vantagens e desvantagens dos sistemas compósitos poliméricos.

Tabela 2.1: Principais vantagens e desvantagens dos materiais compósitos ^[9]

Vantagens	Desvantagens
Baixa densidade	Elevados custos das matérias-primas
Fácil de pintar	Métodos computacionais avançados para análise estrutural
Liberdade de design	Sensível à luz UV
Boa rigidez, resistência térmica e elétrica	Reciclagem pouco desenvolvida
Baixos custos de manutenção	Baixo conhecimento das propriedades de adesão

Perante estas características, entende-se facilmente a crescente utilização de materiais compósitos, essencialmente devido à sua excelente relação rigidez/peso e resistência/peso, permitindo uma significativa redução da massa sem comprometer o desempenho estrutural. Um exemplo ilustrativo é o compósito reforçado com fibra de carbono, que pode apresentar uma resistência até cinco vezes superior à do aço 1020, com apenas um quinto do seu peso. Comparativamente, o alumínio 6061 possui uma densidade mais próxima da dos compósitos de fibra de carbono, embora ainda ligeiramente superior. Contudo, os compósitos podem oferecer até o dobro do seu módulo de elasticidade e uma resistência até sete vezes superior ^[10].

2.3 Tipos de reforço

Como mencionado anteriormente, os materiais compósitos resultam da combinação de dois ou mais materiais, originando um sistema com propriedades superiores às dos seus constituintes individuais. Um dos componentes é o reforço, cuja função é suportar grande parte da carga aplicada ao compósito, proporcionando-lhe resistência e rigidez. Os reforços encontram-se, geralmente, na forma de fibras ou partículas. O outro componente fundamental é a matriz, responsável por unir os reforços, transferir as cargas externas para estes, protege-los do ambiente circundante e conferir ao compósito a sua forma e acabamento superficial. A interação entre reforço e matriz é essencial para garantir o desempenho mecânico e a durabilidade do material [11].

Apresenta-se de seguida de forma sucinta os tipos de reforço mais comuns:

- **Compósitos em partículas:** trata-se de um tipo de reforço que é composto por partículas dispersas no interior da matriz. Estas partículas podem apresentar diferentes formas e dimensões, sendo, geralmente, distribuídas de forma aleatória na matriz. A sua incorporação na matriz contribui para a melhoria das propriedades mecânicas, térmicas ou elétricas do material. Alguns exemplos típicos incluem a adição de partículas de alumínio em borracha, ou num caso mais comum, o betão, onde o cimento atua como matriz e a areia desempenha a função de reforço [12].

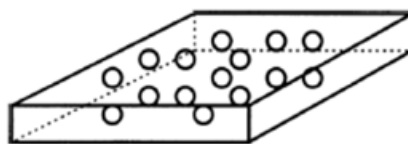


Figura 2.1: Compósitos em partículas [12]

- **Compósitos em flocos:** é um tipo de reforço que consiste em partículas finas e planas, chamadas flocos. Estes flocos são distribuídos dentro da matriz ajudando a melhorar certas propriedades. Os materiais típicos dos flocos são o vidro, alumínio e prata. Este tipo de reforço apresenta diversas vantagens, incluindo um elevado módulo de flexão fora do plano, maior resistência e um custo reduzido. No entanto, a sua aplicação enfrenta algumas limitações, como a dificuldade na orientação dos flocos durante o processamento e a disponibilidade limitada de materiais adequados para este tipo de reforço [12].



Figura 2.2: Compósitos em flocos [12]

- **Compósitos de fibra:** consistem em matrizes reforçadas por fibras curtas (descontínuas) ou longas (contínuas). As fibras, geralmente anisotrópicas são fabricadas a partir de materiais como carbono, vidro, aramida ou boro. Nos compósitos de matriz de fibra contínua, várias camadas podem ser de fibras unidirecionais ou tecidos *woven*. Estas camadas são empilhadas em diferentes orientações para formar um laminado multidirecional, otimizando as propriedades mecânicas do material. Devido à sua elevada relação resistência/peso e rigidez, este tipo de compósito é amplamente utilizado em setores como a indústria aeroespacial e automóvel [12].



Figura 2.3: Compósitos de fibra [12]

2.4 Fibras

As fibras são um dos principais constituintes de um compósito, sendo responsáveis, em grande parte, pela sua resistência e rigidez. A incorporação de fibras orientadas num polímero confere-lhe uma resistência significativamente superior na direção dessas fibras, em comparação com o mesmo polímero não reforçado. Na direção perpendicular às fibras, o aumento da rigidez é menos expressivo e a resistência tende a ser inferior, uma vez que as fibras podem atuar como concentradores de tensão. Para contornar esta limitação, as fibras são frequentemente dispostas em múltiplas direções, permitindo alcançar um desempenho mecânico mais equilibrado, um aspeto que será explorado em detalhe mais adiante [12].

2.4.1 Fibra de vidro

Atualmente existem inúmeras fibras adequadas para o reforço de materiais compósitos, no entanto, as fibras de vidro e as fibras de carbono são as mais amplamente utilizadas, apresentando métodos de produção distintos.

A fibra de vidro é um material inorgânico não metálico com um desempenho globalmente vantajoso, destacando-se pelas suas propriedades de inflamabilidade, resistência ao calor, isolamento elétrico, boa resistência à tração e boa estabilidade química. Existem diversos tipos de vidro, cada um com propriedades materiais distintas, sendo que cada tipo é identificado por uma letra. O tipo mais comum é o vidro E, que apresenta boas propriedades elétricas, mecânicas e químicas, além de ter um custo relativamente baixo. Já o vidro S, embora mais caro, é caracterizado por uma maior resistência e rigidez, o que o torna ideal para aplicações na indústria aeronáutica. Existem ainda outros tipos de vidro, cuja classificação é determinada pela sua composição química específica [9] [11].

2.4.2 Fibra de carbono

As fibras de carbono são reconhecidas pela sua elevada resistência, elevada rigidez, e excelente resistência a altas temperaturas, à corrosão e ao desgaste. A relação resistência/massa deste material é extremamente elevada, uma vez que, além da resistência significativa, os compósitos de fibra de carbono têm uma densidade muito baixa. Adicionalmente, o seu comportamento térmico é notável, devido ao baixo coeficiente de expansão térmica e à alta condutividade. Estas características tornam os compósitos de matriz polimérica reforçados com fibras de carbono especialmente atrativos no contexto da competição automóvel, uma vez que permitem a construção de veículos leves, mas com elevada resistência, rigidez e desempenho [13] [14].

A resistência da fibra de carbono (σ) é elevada, assim como o seu módulo de elasticidade (E). Devido à sua baixa densidade (ρ), a fibra de carbono apresenta uma alta resistência específica ($\frac{\sigma}{\rho}$) e um elevado módulo específico ($\frac{E}{\rho}$). Além disso, o módulo das fibras de carbono tende a aumentar à medida que a temperatura de tratamento durante o processo de carbonização é incrementado. No entanto, a fibra de carbono apresenta uma elevada fragilidade, o que resulta num desempenho limitado em termos de resistência ao impacto. Quando submetida a um teste de tração, comporta-se como um material frágil, sem apresentar deformação plástica significativa antes da rotura, com a sua curva tensão-deformação (σ - ϵ) sendo essencialmente linear. Embora tenha um comportamento semelhante ao da fibra de vidro, o módulo de elasticidade (E) da fibra de carbono é superior ao da fibra de vidro, enquanto a sua extensão de rutura (ϵ) é menor [15].

A produção das fibras de carbono difere significativamente da produção das fibras de vidro. Diversas matérias-primas podem ser utilizadas para o seu fabrico, desde que tenham um alto teor de átomos de carbono. No entanto, os materiais mais comuns são o *PAN* (*poliacrilnitrila*), o *Pitch* (um produto natural) e o *Rayon*. O *PAN* é geralmente preferido devido à sua qualidade consistente, enquanto o *Pitch* é mais económico [11].

Na tabela 2.2, observa-se as propriedades relativas a este material mais relevantes para o caso em estudo para os diferentes métodos de produção.

Tabela 2.2: Comparação das propriedades de diferentes fibras de carbono [11]

Propriedade	PAN	Pitch	Rayon
Massa volúmica [g/cm ³]	1.73 - 1.97	1.90 - 2.20	1.77 - 1.97
Módulo de Young [GPa]	210 - 637	160 - 930	235 - 650
Resistência [MPa]	1,552 - 6,370	1,400 - 3,800	3,240 - 5,790
Deformação até à falha [%]	0.5 - 2.2	-	0.5 - 2.1

2.5 Configurações das fibras

Nesta secção demonstra-se que as características mecânicas de um compósito reforçado com fibras não dependem unicamente das propriedades intrínsecas das próprias fibras, mas também da sua configuração ou disposição na matriz. Esta disposição é crucial, pois determina a forma como uma carga aplicada será transmitida ao longo das fibras que constituem o compósito.

Como já mencionado anteriormente, para aplicações estruturais, os compósitos são frequentemente produzidos em laminados com camadas multidirecionais, de modo a que, em determinadas situações, o compósito possa ser sujeito a cargas imprevistas, para as quais não foi originalmente projetado, apresentando propriedades mecânicas mais fracas nas direções em que essas cargas são aplicadas. Para contornar essa limitação, utilizam-se compósitos têxteis multidirecionais, ou seja, tecidos de fibra, que permitem a criação de estruturas com boas propriedades em várias direções [16].

As fibras podem então ser constituídas por diferentes tipos de tecido, que são classificados com base na orientação das próprias fibras e nos métodos de construção utilizados para garantir a sua coesão. As camadas de compósito podem assumir diversas formas, incluindo fibras unidirecionais, tecidos têxteis ou mantas de fibra aleatória (não têxteis).

Nos *woven fabrics* a produção é realizada através do entrelaçamento de fibras na direção *warp* (0°) e *weft* (90°), seguindo um padrão regular ou irregular. A coesão do tecido é garantida pelo entrelaçamento mecânico das fibras. A propriedade *drapeability* - ou seja, a capacidade do tecido de se adaptar a uma forma imposta - e o *crimp* são influenciados principalmente pelo tipo de entrelaçamento utilizado. O termo *crimp* refere-se à curvatura das fibras dentro do tecido, sendo esta determinada pelo padrão de entrelaçamento adotado. Existem diferentes configurações que podem ser utilizadas consoante as necessidades da aplicação, conforme ilustrado na Figura 2.4 [9] [11] [17].

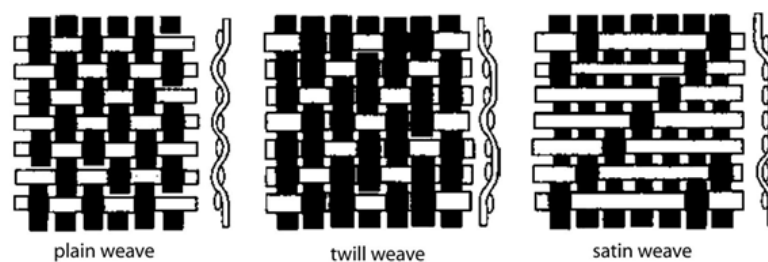


Figura 2.4: Tipos de configurações [13]

No *plain weave*, cada fibra na direção *warp* passa alternadamente por cima e por baixo de cada fibra na direção *weft*. Este tipo de tecido apresenta uma estrutura simétrica, proporcionando boa estabilidade e uma porosidade razoável. No entanto, apresenta a pior *drapeability* entre os diferentes padrões de entrelaçamento. Além disso, o elevado nível de *crimp* das fibras resulta em propriedades mecânicas relativamente inferiores quando comparado com outros tipos de tecidos [17].

No *twill weave*, uma ou mais fibras na direção *warp* passam alternadamente por cima e por baixo de duas ou mais fibras na direção *weft*, seguindo um padrão regular e repetitivo. Este tipo de entrelaçamento proporciona uma *drapeability* superior e um menor nível de *crimp*, resultando numa superfície mais lisa e em propriedades mecânicas ligeiramente melhoradas em comparação com o *plain weave* [17].

Por fim, no *satin weave*, os padrões de entrelaçamento são essencialmente uma modificação do *twill*, reduzindo o número de interseções entre as fibras *warp* e *weft*, levando a uma excelente *drapeability* e um baixo nível de *crimp*. No entanto, a sua assimetria exige especial atenção na sobreposição de múltiplas camadas para evitar a introdução de tensões indesejadas no componente [17].

2.6 Orientações das fibras

Este subcapítulo aborda um aspeto fundamental que influencia significativamente as propriedades de um compósito: a orientação das fibras. Como mencionado anteriormente, as propriedades mecânicas de um laminado estão intimamente ligadas ao seu design. Assim, um mesmo material pode apresentar diferentes características mecânicas consoante a disposição das fibras ao longo das diversas camadas. As propriedades mecânicas dos laminados são influenciadas por diversos fatores, nomeadamente pela variação da orientação da direção de maior resistência entre as camadas. Neste contexto, os compósitos laminares podem ser classificados em quatro categorias principais: unidirecional, transversal, angular e multidirecional.

As fibras de carbono unidirecionais (UD) são um tipo de reforço onde todas as fibras estão dispostas paralelamente numa única direção, geralmente na direção 0° . Esta configuração apresenta um comportamento altamente anisotrópico, proporcionando elevada resistência e rigidez apenas na direção das fibras. No entanto, ao combinar diferentes tecidos fibrosos e ao variar a orientação das camadas durante a laminação, é possível obter estruturas com propriedades mecânicas melhoradas e uma distribuição mais equilibrada das características mecânicas, aproximando-se da isotropia [11] [17].

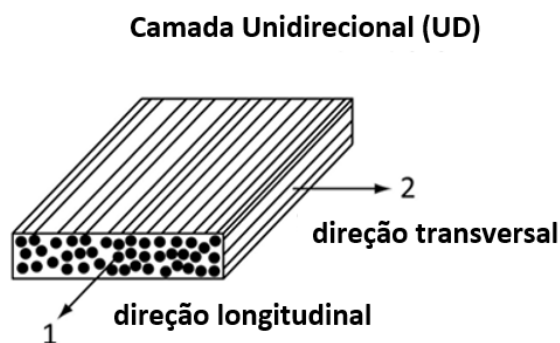


Figura 2.5: Laminado unidirecional [13]

Como acabado de referir, no compósito unidirecional, todas as camadas têm a mesma orientação da direção de alta resistência (Figura 2.6 (a)). Já os laminados de camadas cruzadas possuem orientações alternadas entre camadas de alta resistência de 0° e 90° (Figura 2.6 (b)). Para os laminados angulares, as camadas sucessivas alternam entre orientações de alta resistência - θ e $+\theta$ (por exemplo, $\pm 45^\circ$) (Figura 2.6 (c)). Por fim, os laminados multi-direcionais apresentam várias orientações de alta resistência (Figura 2.6 (d)). De referir que em praticamente todos os laminados, as camadas são geralmente empilhadas de forma a que as orientações das fibras sejam simétricas em relação ao plano médio do laminado, de modo a evitar torção ou flexão fora do plano, garantindo maior estabilidade estrutural. [13]

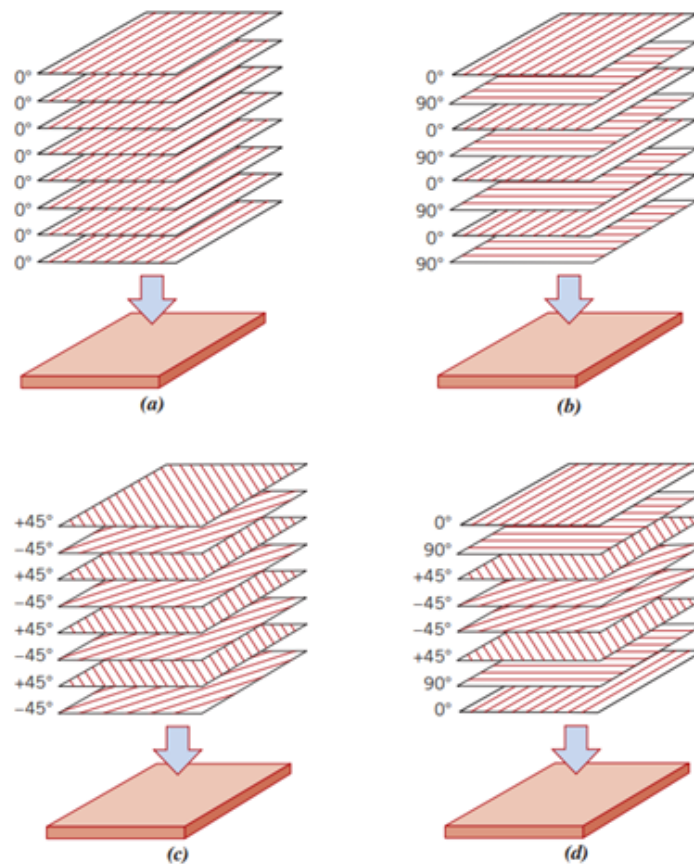


Figura 2.6: Esquemas de camadas para compósitos laminados. (a) Unidirecional; (b) Transversal; (c) Angular; and (d) Multidirecional θ [13]

As propriedades no plano, como o módulo de elasticidade e a resistência, dos laminados unidirecionais são altamente anisotrópicas, ou seja, variam significativamente dependendo da direção das fibras. A utilização dos já referidos laminados transversais, angulares e multidirecionais, tem como principal objetivo aumentar o grau de isotropia no plano. Os laminados multidirecionais, em particular, podem ser concebidos para apresentar características próximas da isotropia, ou seja, com propriedades mais uniformes nas várias direções dentro do plano, melhorando o desempenho do compósito em situações de carga complexas. [13]

Voltando ao exemplo das fibras contínuas unidirecionais, as suas propriedades dependem diretamente do ângulo de orientação das fibras em relação à direção da carga aplicada, tal como se comprova pela figura 2.7. O módulo de elasticidade e a resistência são máximos quando as fibras estão alinhadas na direção da carga. Ao contrário de materiais isotrópicos, como o aço ou a liga de alumínio, que possuem propriedades uniformes em todas as direções, as propriedades de um compósito variam significativamente conforme a orientação das fibras [18].

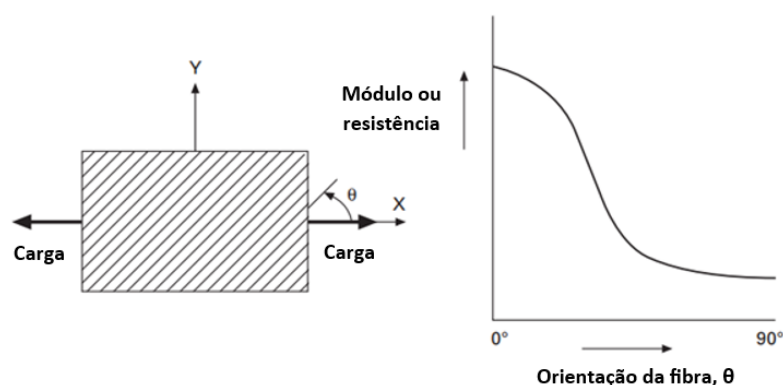


Figura 2.7: Variação da resistência de um compósito de fibras contínuas unidirecionais em função do ângulo de orientação das fibras θ [13]

Assim, a orientação das fibras em compósitos reforçados pode ser ajustada para obter a rigidez desejada para uma aplicação específica. Por exemplo, ao projetar vigas esbeltas ou tirantes que sofrem sobretudo tensão uniaxial, as fibras são alinhadas com o comprimento do componente, de forma que a direção das fibras coincide com a direção da tensão. Para aplicações sujeitas a tensões biaxiais, ou quando as direções da tensão são suscetíveis a mudar, pode ser necessário um laminado com várias camadas. Cada camada pode conter fibras unidirecionais, mas o ângulo de orientação das fibras pode variar entre as múltiplas camadas, permitindo otimizar o desempenho do compósito para diferentes tipos de carregamento [18].

2.7 Matriz polimérica

Após a introdução das fibras, resta agora abordar a outra componente fundamental dos compósitos: a matriz. Como mencionado anteriormente, as fibras são incorporadas numa matriz, geralmente constituída por polímeros. À primeira vista, pode parecer contraditório comprometer as excelentes propriedades de resistência e rigidez das fibras ao combiná-las com uma matriz polimérica. No entanto, o polímero desempenha um papel essencial ao atuar como um "adesivo" que une as fibras. Para além da adesão, a matriz polimérica permite que as fibras trabalhem de forma mais eficiente em conjunto, pois transfere cargas entre elas através de tensões de corte. Assim, o contributo do polímero no desempenho global do compósito não deve ser subestimado. Os polímeros utilizados como matrizes podem ser classificados em duas categorias principais: termoplásticos e termoendurecíveis, consoante a forma como reagem à temperatura [9] [15].

2.7.1 Termoplásticos

Os termoplásticos são materiais viscosos que, à semelhança dos metais, amolecem quando aquecidos e podem ser moldados, solidificando novamente ao arrefecer. Este processo pode ser repetido indefinidamente sem alteração significativa das propriedades do material. De modo geral, os polímeros termoplásticos são preferidos em aplicações onde o peso é um fator crítico, uma vez que apresentam densidade inferior em comparação com os termoendurecíveis. Exemplos comuns de termoplásticos incluem *nylon*, ABS, polipropileno (PP), polissulfeto de fenileno (PPS), poliamida (PA) e polieter-eter-cetona (PEEK) [9] [17].

2.7.2 Termoendurecíveis

As matrizes termoendurecíveis ou termofixas, formam-se através de uma reação química irreversível que forma uma rede tridimensional altamente reticulada, resultando num material duro e infusível. Este tipo de matriz confere aos compósitos uma estrutura rígida, compacta e altamente resistente à fadiga mecânica e térmica. Devido à sua baixa contração pós-cura e ao reduzido coeficiente de expansão térmica, são amplamente utilizadas na produção de componentes que exigem elevada precisão dimensional. As matrizes termoendurecíveis são as mais utilizadas na produção de compósitos, uma vez que, além de serem geralmente mais económicas, são relativamente fáceis de processar. No estado não curado, estas resinas apresentam-se na forma líquida, o que facilita a impregnação das fibras, apesar da sua viscosidade elevada. No entanto, uma vez curadas, não podem ser novamente moldadas, o que dificulta a sua reutilização e tratamento no fim de vida. Exemplos comuns de resinas termoendurecíveis incluem epóxi, poliéster, fenólicas e poliuretanos [9] [15] [17].

No caso das resinas epóxi, as suas propriedades adesivas bem conhecidas permitem que os laminados alcancem maiores tensões antes da ocorrência de micro-fissuras. A tenacidade da resina, embora difícil de medir diretamente, pode ser avaliada pela sua tensão final até à falha. A Figura 2.8 apresenta uma comparação entre diferentes sistemas de resina, destacando as suas propriedades mecânicas [13].

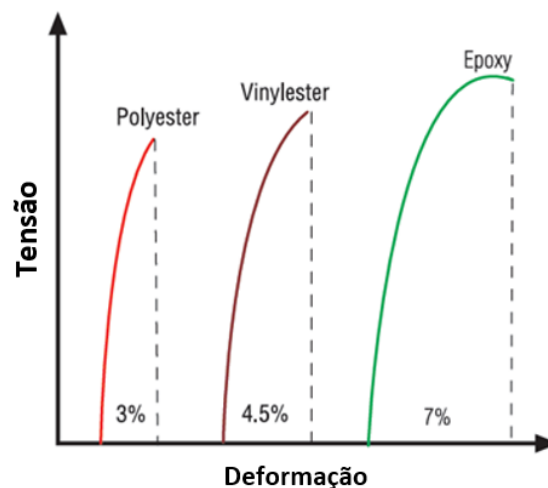


Figura 2.8: Curvas típicas de tensão/deformação da resina (pós-cura durante 5 horas), 80 °C[13]

2.8 Pré-impregnados

Os processos de incorporação das fibras na matriz polimérica podem ser divididos em duas categorias principais. Na primeira as fibras e a matriz são combinadas e moldadas diretamente na forma final do componente. Exemplos deste tipo de processo incluem o *filament winding* e o *pultrusion*. No segundo caso as fibras são inicialmente incorporadas na matriz para formar folhas pré-moldáveis, que são armazenadas de forma adequada e posteriormente utilizadas na produção de estruturas laminadas. Estas estruturas podem ser fabricadas através de moldação em autoclave ou por compressão [14].

Nesta secção, são descritos brevemente os processos de preparação destas folhas pré-moldáveis, uma vez que a sua compreensão é essencial para avaliar o desempenho dos laminados compósitos. Estas folhas pré-moldáveis de polímeros reforçados com fibras apresentam-se principalmente sob duas formas:

- Pré-impregnados
- Sheet Molding Compounds (SMCs)

Os pré-impregnados ou *prepregs*, são folhas finas de fibras impregnadas com quantidades controladas e uniformemente distribuídas de matriz polimérica. As fibras podem apresentar-se sob a forma de tecidos contínuos, mantas ou *woven fabrics*. O epóxi é o principal material de matriz utilizado nos *prepregs*, embora também possam ser empregues outros polímeros termoendurecíveis ou termoplásticos. Os pré-impregnados de epóxi reforçados com fibras unidirecionais são fabricados através das seguintes etapas: [14] [15]

- **Impregnação:** as fibras são espaçadas uniformemente passando por um banho de resina epóxi catalisada, dissolvida num solvente para ajustar a viscosidade da resina líquida.

- **Cura Parcial (B-Stage):** As fibras impregnadas são aquecidas numa câmara de cura parcial, garantindo adesão da matriz polimérica pré-impregnada às fibras, eliminando a necessidade de controlar a razão resina/fibra e de proceder à mistura durante a laminação.
- **Armazenamento:** No final do processo, a folha de pré-impregnado é protegida com um filme de libertação ou papel encerado e enrolada num rolo. Antes da moldação, o material de proteção é removido. O tempo de armazenamento típico dos pré-impregnados de epóxi é de 6 a 8 dias a 23°C, podendo ser prolongado para 6 meses ou mais se mantido a -18°C.

Os *prepregs* são assim utilizados de forma a criar tecidos compósitos flexíveis, que podem ser cortados em qualquer formato e moldados para se adaptarem a geometrias complexas.

2.9 Processos de fabricação

A produção de componentes compósitos segue o fluxograma típico da técnica de moldação de compósitos apresentado na Figura 2.9, que indica que o processo de moldação de compósitos é baseado em três aspetos fundamentais. Desde a preparação dos materiais como os pré-impregnados, seguido da pré-formação de materiais reforçados que obtêm uma pré-forma próxima da forma do produto e finalizando com a moldação por cura dos compósitos. Estas três fases podem ser executadas em conjunto ou separadamente, de acordo com os diferentes métodos tecnológicos, desde que a composição da resina e da fibra, a impregnação, a cura e a moldação sejam bem realizadas durante o processo [15].

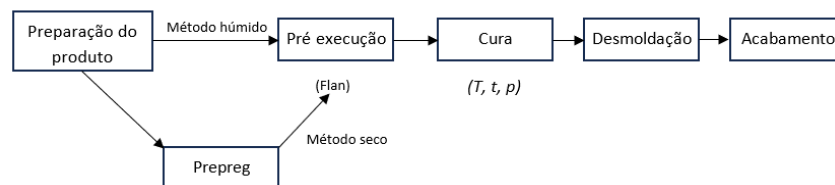


Figura 2.9: Fluxograma típico da técnica de processamento de materiais compósitos [15]

Para a produção de peças em compósito é necessário a utilização de moldes que garantam a obtenção da geometria correta. Apesar de o processo de fabrico destes moldes nem sempre ser discutido em detalhe, a sua qualidade é fundamental, uma vez que o componente final será um reflexo direto do molde. A produção deste tipo de moldes será abordada mais à frente, num capítulo específico, dado que parte da otimização desenvolvida neste projeto envolve precisamente a alteração dos moldes.

Nesta secção, importa compreender que as peças com matrizes poliméricas termoendurecíveis passam por um processo de cura da resina a temperaturas elevadas, de modo a iniciar e sustentar a reação química que transforma o material não curado, ou parcialmente curado, num material totalmente curado. Aliada à temperatura, pode ser aplicada pressão externa durante o

processo de fabrico de modo a melhorar o fluxo da resina e consolidar as várias camadas do componente a produzir. Os valores de temperatura e pressão utilizados, bem como a sua duração, afetam significativamente a qualidade e o desempenho do produto moldado. O tempo necessário para curar corretamente um componente é designado por ciclo de cura. Uma vez que o ciclo de cura determina a taxa de produção de uma peça, é desejável obter a cura correta no menor intervalo de tempo possível [18].

Atualmente a indústria dispõe de uma vasta gama de métodos de produção, onde cada um corresponde a diferentes necessidades. Portanto, a escolha do processo a utilizar numa determinada aplicação, tem por base uma série de fatores, tais como, a cadência de produção do componente, a temperatura e pressão de cura do compósito, a qualidade superficial desejada, os materiais utilizados e os custos disponíveis para a sua produção [9].

Os processos de molde aberto caracterizam-se pelo uso de um molde único, sem a aplicação de um segundo molde durante a impregnação das fibras. Num molde aberto, não é possível controlar a pressão durante a impregnação das fibras, o que pode resultar numa maior emissão de substâncias voláteis, tornando este processo menos controlável em comparação aos moldes fechados. Os dois métodos de molde aberto mais comuns são também os mais simples e acessíveis: *Spray-up* (pulverização) e *Hand lay-up* (laminação manual) [9].

2.9.1 Spray-up

O *Spray-up* é um processo de molde aberto, no qual a resina e as fibras de reforço são aplicadas diretamente sobre o molde. A resina é alimentada por um tubo e misturada com um catalisador através de uma pistola de pulverização manual. A fibra, alimentada por uma bobina, é cortada no fluxo de resina conforme é pulverizada no molde, sendo depois deixada a curar à temperatura ambiente. Esta técnica é geralmente usada para objetos de maiores dimensões, apresentando alguma rapidez, baixo custo inicial e flexibilidade em termos de geometria. Em contrapartida não permite um controlo da espessura muito preciso, dependendo da técnica do operador e e apresenta maior propensão à emissão de compostos voláteis [9] [17].

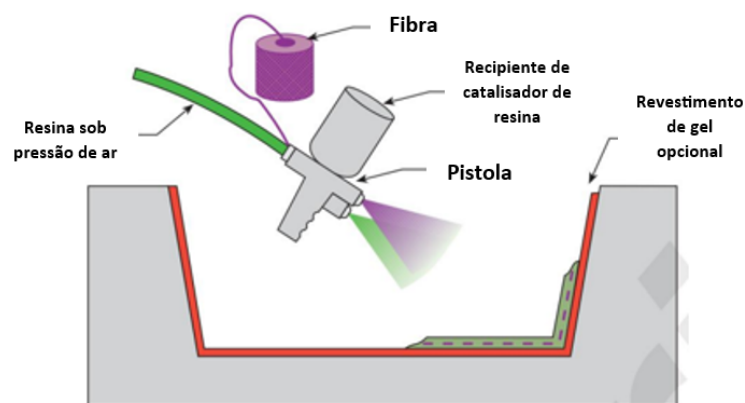


Figura 2.10: Processo de *Spray-up* [17]

2.9.2 Hand lay-up

O processo de *hand lay-up* é também um método de molde aberto, onde as fibras de reforço são colocadas manualmente no molde e, em seguida, impregnadas com resina líquida. Este processo depende fortemente da perícia do operador, uma vez que o sucesso da operação está condicionado por fatores como a correta mistura da resina, a quantidade de resina aplicada no laminado e a qualidade do próprio laminado. Apresenta como vantagem um baixo custo inicial, uma vez que requer ferramentas simples e admite alguma flexibilidade de design, permitindo a produção de componentes com diferentes geometrias e dimensões. Em contrapartida, trata-se de um processo relativamente lento, o que limita a taxa de produção, e a qualidade final está diretamente associada à experiência do operador. Além disso, como a compactação é manual, pode ocorrer excesso de resina e uma menor proporção de fibra, resultando em propriedades mecânicas inferiores [9] [15].

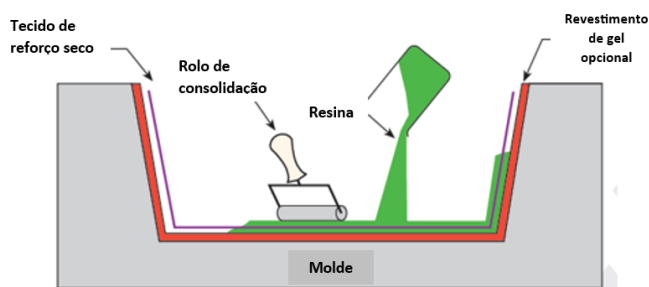


Figura 2.11: Processo de *Hand-lay-up* [17]

2.9.3 Moldação em sacos de vácuo

Nos métodos anteriormente apresentados, é inevitável a formação de alguns defeitos, como a presença de bolhas de ar entre as camadas do laminado ou no próprio material. De forma a minimizar estes defeitos, é fundamental a remoção do ar antes da cura da resina. É neste contexto que se insere a moldação em saco de vácuo, que se trata de um método de conformação que utiliza pressão negativa atmosférica de modo a aplicar uma força uniforme sobre o material compósito durante o processo de cura, com o objetivo de equilibrar as tensões no tecido de reforço e melhorar a adesão entre as camadas do laminado, resultando num material com propriedades mecânicas significativamente melhoradas. O princípio de funcionamento pode ser visualizado na Figura 2.12 e envolve três equipamentos principais: molde, saco de vácuo e uma bomba de vácuo. A aplicação de vácuo no interior da cavidade moldante leva a que o saco realize pressão sobre a superfície do componente, aumentando a eficácia de remoção do aprisionamento de ar no interior da matriz do compósito, eliminando o excesso de resina e promovendo uma melhor compactação do laminado. O saco de vácuo deve ter alguma flexibilidade, sendo normalmente fabricado em nylon de alta resistência [15] [19].

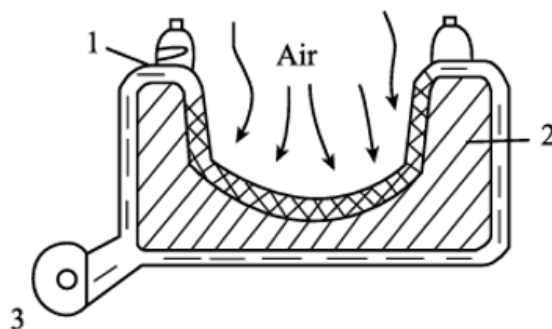


Figura 2.12: Princípio de funcionamento da moldação por saco de vácuo, 1-saco de vácuo; 2-molde; 3-bomba de vácuo. [15]

Para finalizar a descrição da técnica dos sacos de vácuo, importa referir os diferentes materiais utilizados no processo, os quais podem ser consultados na figura 2.13. Inicialmente, é aplicado uma película de plástico sobre a peça que irá impedir o *breather* de aderir à resina do compósito, sendo importante para assegurar a qualidade acabamento da peça. O *breather* permite a homogeneização da pressão do vácuo no interior do molde. Quando o vácuo é utilizado, após as técnicas de laminação, o *breather* poderá funcionar também como um "sangrador" dado a sua capacidade de absorver a resina em excesso que é extraída do compósito durante a compactação. As camadas de *release film* e de *peel ply*, que impedem a adesão do *breather* à resina do laminado, são produzidas em nylon, fibra de vidro ou poliéster [18] [19].

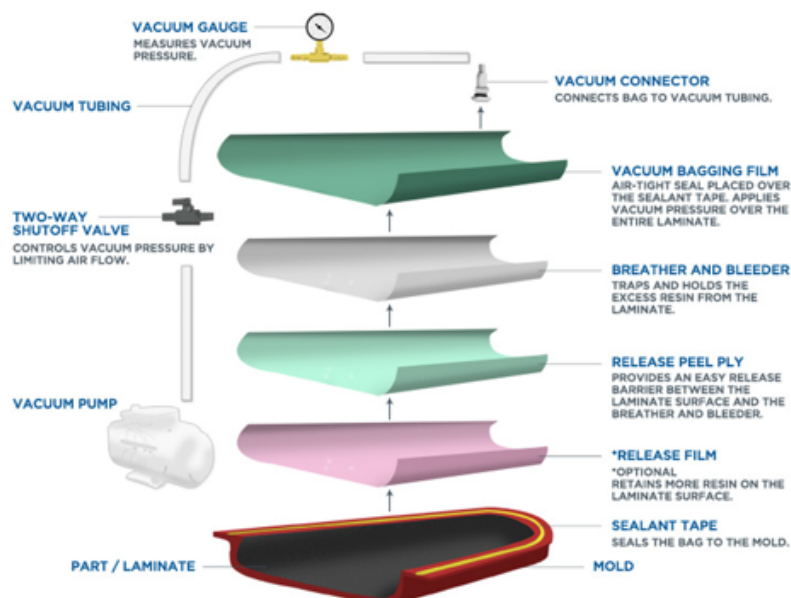


Figura 2.13: Camadas acessórias necessárias à implementação do sistema de vácuo [19]

Após a colocação de todas estas camadas acessórias segue-se a aplicação do saco de vácuo, como mostra a Figura 2.14, que, após fixação e vedação das suas extremidades nas abas do molde, é sujeito à remoção do ar contido no seu interior. Isto, é conseguido a partir de uma bomba de

vácuo. No saco é inserido um manómetro que permitirá perceber a existência de fugas de vácuo. O compósito segue para tratamento de cura em forno ventilado ou autoclave [18].

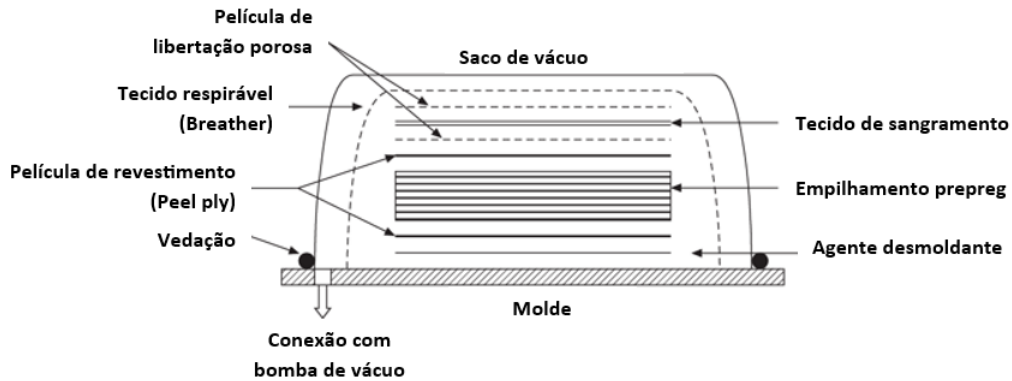
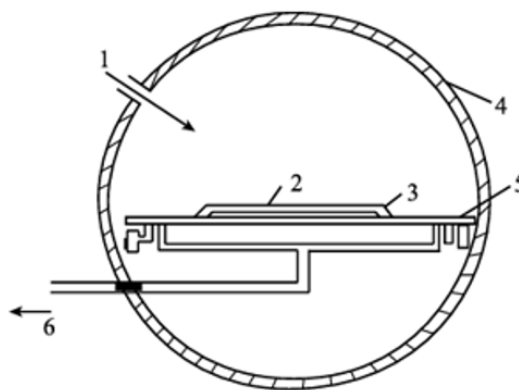


Figura 2.14: Acessórios e forma final da moldação por saco de vácuo [15]

2.9.4 Moldação por saco de vácuo em autoclave

A autoclave é amplamente utilizada na produção de materiais compósitos avançados, especialmente em aplicações que exigem elevada resistência mecânica e qualidade estrutural uniforme. O processo baseia-se no controlo programado da temperatura e da pressão no interior da autoclave, garantindo a cura dos materiais compósitos sob condições controladas. Tal como ilustrado na Figura 2.15, uma autoclave é composta por um tanque pressurizado, uma bomba de vácuo, um compressor de ar e um reservatório de gás comprimido. A bomba de vácuo cria um ambiente de baixa pressão, permitindo a compactação inicial e a remoção do excesso de resina e compostos voláteis. O compressor e o reservatório de gás fornecem a pressão necessária, aquecendo o gás antes da sua injeção no interior da autoclave [15].



1-gás comprimido; 2-peça; 3-saco vácuo; 4- autoclave; 5- molde; 6- porta de vácuo;

Figura 2.15: Esquema do sistema de autoclave [15]

2.10 Introdução à otimização do design de materiais compósitos

Após uma introdução e revisão bibliográfica completa aos materiais compósitos e respetivos processos de produção, introduz-se neste mesmo capítulo uma segunda revisão bibliográfica dedicada à fundamentação teórica relativa à otimização do design de laminados compósitos. Inicia-se com uma abordagem às propriedades mecânicas dos materiais compósitos, com base na teoria da mecânica dos sólidos, prosseguindo-se com a apresentação da metodologia utilizada na otimização do componente em estudo, incluindo uma descrição detalhada do método específico adotado.

2.11 Teoria Clássica da Laminação

Nesta fase inicial, torna-se importante esclarecer alguns conceitos essenciais de modo a introduzir a Teoria Clássica da Laminação, uma vez que parte do desenvolvimento deste projeto terá por base um software de simulação/otimização, em que os resultados de um laminado sujeitos a uma carga aplicada são calculados com base no seu comportamento previsto por essa mesma teoria [20].

Como já referido, os compósitos laminados são tipicamente definidos como um empilhamento de várias camadas ortotrópicas coladas, com diferentes orientações das direções principais do material em cada camada. Um exemplo de uma secção transversal de um laminado pode ser observado na Figura 2.16, onde o plano médio geométrico do laminado contém os eixos xy , e o eixo z define a direção da espessura. A espessura total do laminado é representada por h e a espessura de cada camada é representada por t_N , onde N indica o número total de camadas do laminado [14] [21].

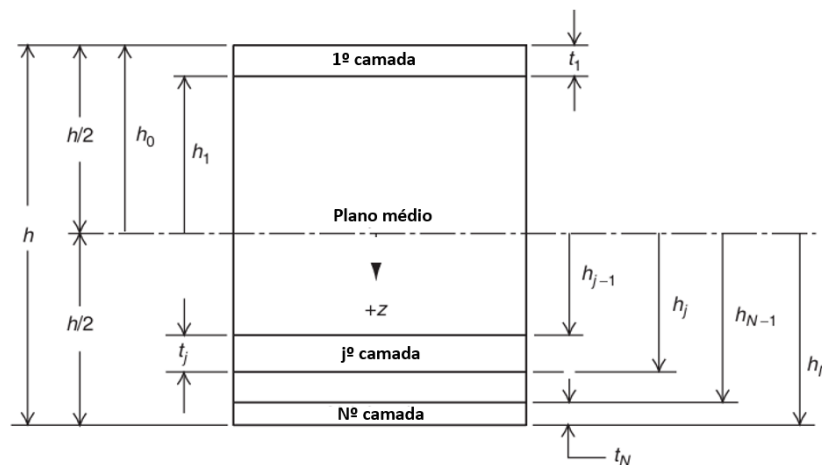


Figura 2.16: Geometria do laminado [14]

Para laminados em que as camadas são todas iguais e têm a mesma direção, as propriedades de rigidez do laminado - relação entre cargas externas/tensão e deformação – podem ser facilmente derivadas. Porém, quando as camadas são colocadas em direções diferentes, a rigidez numa certa

direção específica do laminado será diferente por camada, uma vez que quando uma carga externa é aplicada, resulta em diferentes tensões internas da camada, tal como apresentado na Figura 2.17. Considera-se que uma camada menos rígida se irá deformar tanto quanto uma camada rígida, já que as camadas se encontram unidas umas às outras [9] [21] [22].

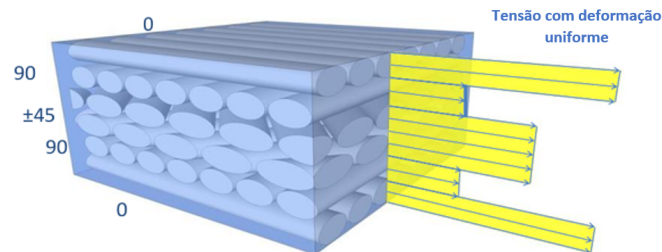


Figura 2.17: Influência da direção na tensão de uma camada [9]

Portanto, ao projetar um laminado é fundamental conhecer a sua resistência e rigidez. Para esse fim, foi desenvolvida a Teoria Clássica da Laminação (TCL), um modelo analítico amplamente utilizado para prever o comportamento mecânico de laminados compósitos sujeitos a cargas externas. Esta teoria baseia-se em várias suposições fundamentais que permitem a modelação do laminado como um conjunto de camadas, cada uma com propriedades ortotrópicas próprias, dispostas segundo diferentes orientações. A TCL assume que: [9] [23]

- Cada camada comporta-se como um material linearmente elástico e ortotrópico;
- As camadas estão perfeitamente ligadas entre si, sem descolamento ou delaminação;
- As deformações no plano da camada são contínuas através da espessura do laminado;
- As tensões fora do plano (σ_3 , τ_{13} , τ_{23}) são desprezáveis, o que é aceitável para laminados com baixa espessura submetidos a carregamentos no plano;
- Cada camada apresenta um comportamento elástico linear (lei de *Hooke*) e são macroscopicamente homogêneas;
- Existe uma perfeita adesão interlaminar entre as várias camadas.

A Figura 2.18 apresenta de forma geral, o funcionamento da TCL. Em primeiro lugar, determinam-se as constantes técnicas de cada camada, ou seja, os valores do *Módulo de Young* e do *Coefficiente de Poisson* em cada direção principal da camada. De seguida, determina-se a matriz de rigidez e/ou a matriz de conformidade de cada camada nas suas direções principais - por exemplo, na direção da fibra e na direção perpendicular. Estas matrizes estabelecem a relação entre tensões e deformações e incorporam as constantes técnicas. Como uma camada pode ser disposta em qualquer direção dentro do laminado, a sua direção principal nem sempre coincide

com a direção principal do laminado (normalmente associada à direção da carga e à sua perpendicular). Assim, as propriedades da camada devem então ser transformadas para o referencial global do laminado, o que é feito através de uma matriz de transformação [9].

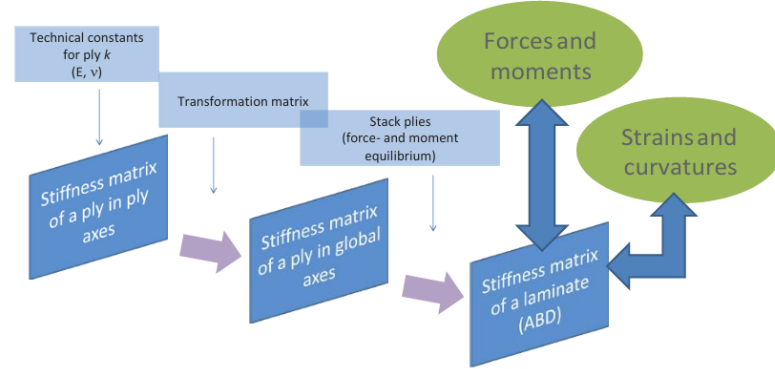


Figura 2.18: Visão geral da Teoria Clássica da Laminação [9]

A relação para um material ortotrópico elástico linear no sistema de coordenadas do material dado pela Figura 2.19 é: [23]

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{13} & 0 & 0 & 0 \\ S_{12} & S_{22} & S_{23} & 0 & 0 & 0 \\ S_{13} & S_{23} & S_{33} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & S_{44} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & S_{55} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

onde os componentes de tensão (σ_i, τ_{ij}) e de deformação ($\varepsilon_i, \gamma_{ij}$) são definidos também na Figura 2.19 e os componentes S_{ij} são elementos da matriz de conformidade.

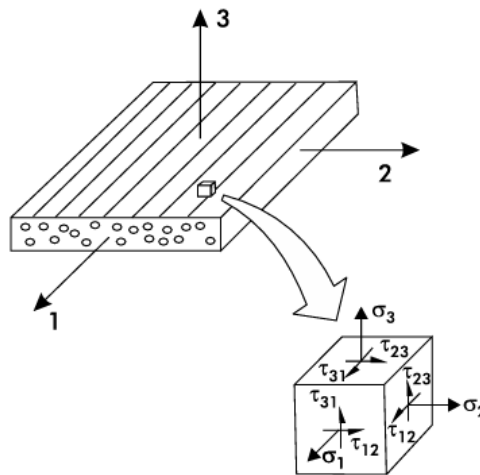


Figura 2.19: Definição das direções principais para uma camada ortotrópica [23]

Perante uma camada considerada num estado plano de tensão é comum assumir que:

$$\sigma_3 = \tau_{23} = \tau_{13} = 0 \quad (2.2)$$

Assim, para o estado de plano tensão, a deformação ao longo da espessura (ϵ_3) não é uma quantidade independente e, portanto, não necessita de ser incluída na relação constitutiva. Desta forma, a equação 2.1 reduz-se à forma bidimensional apresentada: [23] [24]

$$\begin{bmatrix} \epsilon_1 \\ \epsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & 0 \\ S_{12} & S_{22} & 0 \\ 0 & 0 & S_{66} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

Os elementos de conformidade S_{ij} podem ser relacionados com as constantes de engenharia ($E_1, E_2, G_{12}, \nu_{12}, \nu_{21}$),

$$\begin{aligned} S_{11} &= \frac{1}{E_1}, & S_{12} &= -\frac{\nu_{12}}{E_1} = -\frac{\nu_{21}}{E_2} \\ S_{22} &= \frac{1}{E_2}, & S_{66} &= \frac{1}{G_{12}} \end{aligned} \quad (2.4)$$

Onde: E_1 representa o *Módulo de Young* na direção longitudinal em Pa;

E_2 representa o *Módulo de Young* na direção transversal em Pa;

G_{12} representa a tensão de corte no plano em Pa;

ν_{12} e ν_{21} representam as razões de *Poisson* no plano, adimensional.

As constantes de engenharia são propriedades médias da camada do compósito. E_1 e ν_{12} correspondem, respetivamente, ao *Módulo de Young* e ao *Coefficiente de Poisson*, associados à tensão σ_1 :

$$\begin{aligned} E_1 &= \frac{\sigma_1}{\epsilon_1} \\ \nu_{12} &= -\frac{\epsilon_2}{\epsilon_1} \end{aligned} \quad (2.5)$$

E_2 e ν_{21} estão igualmente associados à tensão σ_2 :

$$\begin{aligned} E_2 &= \frac{\sigma_2}{\epsilon_2} \\ \nu_{21} &= -\frac{\epsilon_1}{\epsilon_2} \end{aligned} \quad (2.6)$$

Segundo a primeira suposição da TCL (camadas com comportamento linearmente elástico), as deformações das camadas estão linearmente relacionadas à distância do plano médio, tal como: [14]

$$\begin{aligned} \epsilon_{xx} &= \epsilon_{xx}^o + zk_{xx}, \\ \epsilon_{yy} &= \epsilon_{yy}^o + zk_{yy}, \\ \gamma_{xy} &= \gamma_{xy}^o + zk_{xy}, \end{aligned} \quad (2.7)$$

onde:

$\varepsilon_{xx}^o, \varepsilon_{yy}^o$ = deformações normais no plano médio do laminado;

γ_{xy}^o = deformação por corte no plano médio do laminado;

k_{xx}, k_{yy} = curvaturas de flexão do laminado;

k_{xy} = curvatura de torção do laminado;

z = distância ao plano médio na direção da espessura.

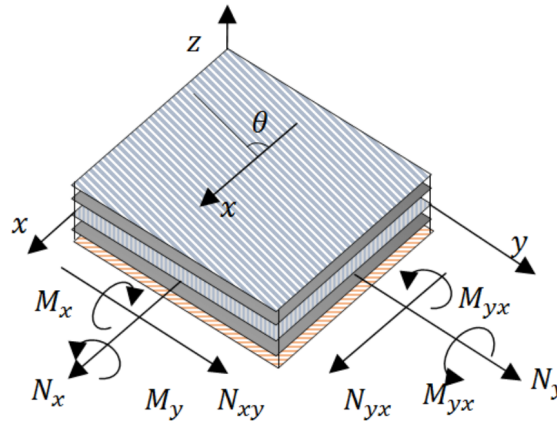


Figura 2.20: Cargas e momentos aplicados ao laminado [25]

Com base na Figura 2.20, no sistema de coordenadas da Figura 2.16 e na TCL é possível relacionar as cargas mecânicas externas, como forças aplicadas e momentos resultantes, impostas ao laminado, com as deformações médias no plano e curvaturas do laminado. Esta relação é expressa pelas seguintes equações matriciais: [14]

$$\begin{bmatrix} N_{xx} \\ N_{yy} \\ N_{xy} \end{bmatrix} = [A] \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^o \\ \varepsilon_{yy}^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} + [B] \begin{bmatrix} k_{xx} \\ k_{yy} \\ k_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

$$\begin{bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{xy} \end{bmatrix} = [B] \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx}^o \\ \varepsilon_{yy}^o \\ \gamma_{xy}^o \end{bmatrix} + [D] \begin{bmatrix} k_{xx} \\ k_{yy} \\ k_{xy} \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

Em que A, B e D são determinados do seguinte modo: [14]

$$\begin{aligned}
A_{i,j} &= \sum_{k=1}^n \bar{Q}_{i,j}^{(k)} \cdot (z_k - z_{k-1}) && \text{matriz de rigidez extensional;} \\
B_{i,j} &= \frac{1}{2} \sum_{k=1}^n \bar{Q}_{i,j}^{(k)} \cdot (z_k^2 - z_{k-1}^2) && \text{matriz de rigidez de acoplamento;} \\
D_{i,j} &= \frac{1}{3} \sum_{k=1}^n \bar{Q}_{i,j}^{(k)} \cdot (z_k^3 - z_{k-1}^3) && \text{matriz de rigidez à flexão.}
\end{aligned}$$

onde:

$$\begin{aligned}
N &= \text{número total de camadas no laminado} \\
(\bar{Q}_{mn})_j &= \text{elementos da matriz } [\bar{Q}] \text{ da } j\text{-ésima camada} \\
h_{j-1} &= \text{distância do plano médio ao topo da } j\text{-ésima camada} \\
h_j &= \text{distância do plano médio à base da } j\text{-ésima camada}
\end{aligned}$$

A matriz [A] representa as deformações no plano do laminado (ϵ) em função das cargas no plano, definindo o comportamento extensional do laminado. A matriz [B] representa os efeitos de acoplamento, como deformações no plano médio causadas por momentos fletores (M) ou curvaturas (K) causadas por cargas no plano. A matriz [D] relaciona as curvaturas com os momentos fletores do plano médio, definindo o comportamento de flexão do laminado [14] [24]. O *software HyperMesh* utiliza a Teoria Clássica da Laminação como base para o cálculo das deformações e tensões em cada camada, considerando as orientações e espessuras individuais de cada uma. Desta forma, permite prever o comportamento do laminado sob diferentes condições de carregamento e otimizar o empilhamento de camadas para maximizar a resistência e rigidez com o mínimo de material.

2.12 Teorias de falha de compósitos

Aquando a criação de um design de uma estrutura, é necessário avaliar se os materiais são utilizados da forma mais eficiente e segura. Para tal, recorre-se às teorias de falha, que foram desenvolvidas com o objetivo de avaliar a falha satisfazendo critérios específicos. Dos vários critérios de falha utilizados para analisar materiais isotrópicos não é aconselhado o uso de nenhum desses para prever a falha de laminados compósitos, uma vez que o plano mais fraco de uma determinada camada pode não estar alinhado na direção das tensões principais. Assim, o conceito de tensões principais é consideravelmente menos utilizado no contexto dos materiais compósitos. Por esse motivo, foram desenvolvidas várias teorias de falha especificamente para compósitos. De seguida serão analisados os critérios de falha à escala da camada. Assume-se que a camada, sendo unidirecional ou composta por um tecido *twill*, pode ser tratada como uma camada ortotrópica e homogênea, com tensões conhecidas e medidas nas direções principais do material. Na Tabela 2.3 apresenta-se as cinco tensões e deformações de falha independentes correspondentes ao estado

plano de tensão. Note-se que os expoentes T e C denotam tração e compressão, respetivamente [23].

Tabela 2.3: Resistências para camada ortotrópicas em estado plano de tensão[23]

Direção/Plano	Tensão ativa	Tensão	Deformação máxima
1	σ_1	X_T, X_C	X'_T, X'_C
2	σ_2	Y_T, Y_C	Y'_T, Y'_C
1,2	τ_{12}	S_{12}	S'_{12}

2.12.1 Critério de falha da deformação máxima

Um dos critérios mais utilizados é o critério de deformação máxima. Este assume que a falha de qualquer plano principal da camada ocorre quando qualquer deformação no plano atinge o seu valor máximo em tensão uni-axial, compressão ou corte puro. A falha deve ocorrer quando qualquer uma das seguintes desigualdades for satisfeita:

$$\begin{aligned}
 \varepsilon_1 < X'_t \quad \varepsilon_2 < Y'_t \quad & \text{(Tensão)} \\
 |\varepsilon_1| < X'_c \quad |\varepsilon_2| < Y'_c \quad & \text{(Compressão)} \\
 |\gamma_{12}| < S'_{12} \quad & \text{(Corte)}
 \end{aligned} \tag{2.10}$$

2.12.2 Critério de falha da tensão máxima

Outro critério de falha muito utilizado é o critério por tensões máximas, que assume que a falha ocorre quando qualquer uma das tensões no plano σ_1 , σ_2 ou τ_{12} (tração, compressão e corte, respetivamente) atinge o seu valor limite, independentemente dos outros componentes de tensão. Se as magnitudes dos componentes de tensão forem inferiores aos seus valores na falha, a falha não ocorre e o elemento ou estrutura é considerado seguro. Para determinar a carga de falha, qualquer uma das seguintes igualdades deve ser satisfeita no ponto em que a falha ocorre: [14] [23]

$$\begin{aligned}
 \sigma_1 < X_t \quad \sigma_2 < Y_t \quad & \text{(Tensão)} \\
 |\sigma_1| < X_c \quad |\sigma_2| < Y_c \quad & \text{(Compressão)} \\
 |\tau_{12}| < S_{12} \quad & \text{(Corte)}
 \end{aligned} \tag{2.11}$$

2.12.3 Critério de falha Tsai-Hill

Algo a salientar é o facto de que os critérios anteriores não consideram a interação entre os modos de rotura. Assim, *Hill* propôs uma extensão do critério de *Von Mises* (usado para metais) que foi posteriormente adaptada por *Tsai* para uma camada ortotrópica, o critério de *Tsai Hill*. Para uma camada unidirecional em estado plano de tensão, o critério pode ser definido como: [22]

$$\frac{\sigma_1^2}{X^2} - \frac{2\sigma_1\sigma_2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} \tag{2.12}$$

onde X , Y e S são iguais ao valor relevante de X_T , X_C , Y_T , Y_C e S , respetivamente, dependendo do sinal das tensões normais no plano. Esta equação, indica um melhor ajuste com os dados experimentais do que as teorias de tensão máxima ou de deformação máxima. Embora este critério já leve em conta a interação entre os modos de falha, foi constatado que ainda falta uma correlação entre os valores previstos e experimentais [22] [23].

2.12.4 Critério de falha Tsai-Wu

De modo a solucionar o problema anterior da falta de correlação entre os valores previstos e experimentais, *Tsai* e *Wu* propuseram um novo critério de falha polinomial de tensor de segunda ordem para a previsão da resistência biaxial, que assume a seguinte forma para o estado plano de tensão:

$$F_1 \sigma_1 + F_2 \sigma_2 + F_{11} \sigma_1^2 + F_{22} \sigma_2^2 + F_{66} \tau_{12}^2 + 2 F_{12} \sigma_1 \sigma_2 = 1 \quad (2.13)$$

Considera-se que acontece falha sob tensão combinada quando o lado esquerdo da Equação 2.13 é igual ou superior ao valor 1. Todos os parâmetros do critério de *Tsai-Wu*, exceto F_{12} , podem ser expressos em função das tensões básicas (Tabela 2.3): [23]

$$\begin{aligned} F_1 &= \frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c} & F_2 &= \frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c} \\ F_{11} &= \frac{1}{X_t X_c} & F_{22} &= \frac{1}{Y_t Y_c} \\ F_{66} &= \frac{1}{S_{12t} S_{12c}} \end{aligned} \quad (2.14)$$

No entanto, F_{12} é um parâmetro de interação de resistência que deve ser determinado a partir de uma experiência bi-axial. Porém, tais experiências são muito dispendiosas e complexas de realizar corretamente. Como alternativa, *Tsai e Hahn* [26] sugeriram que F_{12} fosse estimado a partir da seguinte relação: [23]

$$F_{12} = -\frac{1}{2} \sqrt{F_{11} F_{22}} \quad (2.15)$$

Para finalizar esta secção dos critérios de falha, admite-se que o critério de *Tsai-Wu* é o critério que com maior abrangência de aplicações generalizadas na indústria de materiais compósitos devido à sua versatilidade e ao facto de fornecer previsões bastante precisas da resistência. No entanto, não prevê o modo de rotura [23] [22].

2.13 Falha da primeira vs última camada

De modo a finalizar a análise de falhas dos materiais compósitos, considera-se que estes não apresentam uma deformação plástica evidente, tal como acontece nos materiais dúcteis, mas também não se apresentam como materiais frágeis. Sob uma carga de tração estática, muitos dos laminados apresentam características não lineares atribuídas a falhas sequenciais das camadas.

Portanto uma questão que frequentemente surge ao projetar este tipo de laminados é: "O projeto deve ser baseado na falha da primeira camada ou na falha da última camada?"[27] [14].

Antes de apresentar uma resposta, refere-se que existem diferentes maneiras de considerar que um dado laminado falhou. A falha da primeira camada (*First Ply Failure*) é um método comumente utilizado para prever a resistência de um laminado (assumindo efetivamente um laminado homogêneo). Com este critério considera-se que o laminado falhou quando acontece a falha da primeira camada desse mesmo laminado. Uma das vantagens da falha na primeira camada é que é numericamente simples e leva a modelos conservadores. [28] [29].

Por outro lado pode-se considerar que o laminado falha somente quando a sua última camada entra em falha (*Last ply failure*). Esta ocorre quando o laminado, como um todo, já não possui capacidade para suportar cargas externas adicionais, após a acumulação progressiva de falhas em várias das suas camadas. Normalmente, de modo a prever este tipo de falha seguem-se os seguintes passos: [30]

1. Uso da TCL para calcular as tensões e deformações em cada camada do laminado;
2. Aplicação de um critério de falha (Tsai-Wu, por exemplo) para ver qual camada falha primeiro;
3. Uma camada ao falhar perde rigidez. Atualiza-se as propriedades de rigidez globais do laminado;
4. Com a nova rigidez, recalcula-se as tensões e deformações nas camadas restantes com a TCL;
5. Repetição dos passos 2 a 4 até que o laminado já não tenha mais capacidade estrutural.

Em relação à pergunta colocada anteriormente — "Qual o melhor método para prever a falha num compósito?" — a verdade é que não existe uma resposta única e definitiva. No entanto, a prática atual de design na indústria aeronáutica ou aeroespacial utiliza a abordagem da falha da primeira camada, principalmente porque a ocorrência de fissuras na camada que falha inicialmente pode tornar as camadas adjacentes mais suscetíveis a danos mecânicos. Como se verifica na Figura 2.21, em muitos laminados, a falha final ocorre logo após a falha da primeira camada, e, portanto, para esses laminados, uma abordagem de design focada na falha da primeira camada é justificada. Para muitos outros laminados, a diferença entre o nível de tensão da falha da primeira camada e o nível de tensão final é bastante elevada, portanto uma abordagem de design recorrendo à falha da primeira camada com esse tipo de laminados pode ser considerada de certa forma conservadora [14] [29].

Material	Laminate	First Ply Failure (FPF)			Ultimate Failure		
		Stress, MPa (ksi)	Strain (%)	Modulus, GPa (Msi)	Stress, MPa (ksi)	Strain (%)	Modulus, GPa (Msi)
S-glass-epoxy	[0 ₂ /±45] _S	345.5 (50.1)	1.34	25.5 (3.7)	618.0 (89.6)	2.75	19.3 (2.8)
	[0/90] _S	89.7 (13.0)	0.38	23.4 (3.4)	547.6 (79.4)	2.75	19.3 (2.8)
HTS carbon-epoxy	[0 ₂ /±45] _S	591.1 (85.7)	0.72	82.1 (11.9)	600.0 (87.0)	0.83	82.8 (12.0)
	[0/90] _S	353.1 (51.2)	0.45	78.6 (11.4)	549.0 (79.6)	0.72	72.4 (10.5)

Source: Adapted from Halpin, J.C., *J. Compos. Mater.*, 6, 208, 1972.

Figura 2.21: Valores referentes à falha da primeira e última camada[14]

2.14 Otimização de laminados compósitos

A otimização de materiais compósitos começou a ganhar uma certa relevância pouco tempo após a introdução e o desenvolvimento dos compósitos. Desde as fases iniciais de diversos projetos no setor aeronáutico, surgiram os primeiros métodos focados na análise do empilhamento e na compatibilidade entre camadas.

Este estudo centra-se num método específico de otimização de compósitos, baseado na chamada formulação de *free-size*. Esta formulação representa uma etapa adicional no processo de otimização de compósitos, sucedendo geralmente à otimização topológica. Em contraste, a otimização *free-size* explora o potencial dos materiais compósitos laminados ao discretizar a espessura total do laminado em camadas individuais mais finas, moldando-as em diferentes configurações. Desta forma, aplica-se, de certo modo, o conceito de otimização topológica a um nível mais refinado e orientado para o empilhamento das camadas. No passado, segundo [30], [31] e [32], foram utilizados conceitos de tamanho livre para estabelecer um método com três fases de modo a realizar a otimização do projeto de compósitos, tal como se observa na Figura 2.22. Esse método foi então integrado no produto de engenharia *Hyperworks* da *Altair*, que inclui o solucionador *OptiStruct*, que será utilizado neste estudo. O *OptiStruct* é um solucionador de elementos finitos concebido para resolver simulações lineares e não lineares tanto em regime estático como dinâmico, sendo amplamente utilizado para análise e otimização estrutural [33].

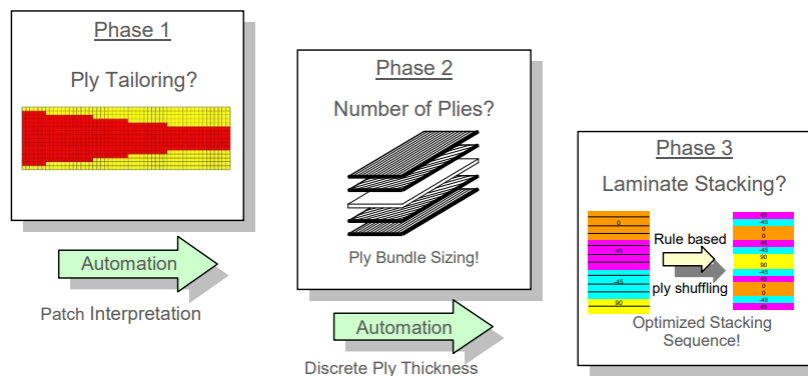


Figura 2.22: Ilustração das fases de otimização[30]

A Figura 2.23 ilustra o processo computacional associado à utilização do *OptiStruct*. Para iniciar uma simulação, é necessário fornecer ao solucionador um ficheiro designado por *solver deck*, com extensão *.fem*. Este ficheiro contém todas as definições do problema e pode ser criado ou editado manualmente pelo utilizador, ou, de forma mais prática, gerado automaticamente através do *HyperMesh*, o módulo de pré-processamento do *HyperWorks*. Após a execução da análise, os resultados são exportados em diferentes formatos, incluindo ficheiros *.h3d*, que permitem a visualização gráfica e animada dos resultados no *HyperView*, o pós-processador do *software*. Adicionalmente, podem ser gerados novos *solver deck's* contendo instruções atualizadas com base nos resultados obtidos, permitindo assim novas iterações no processo de otimização [30] [33] [34] [35] [36].

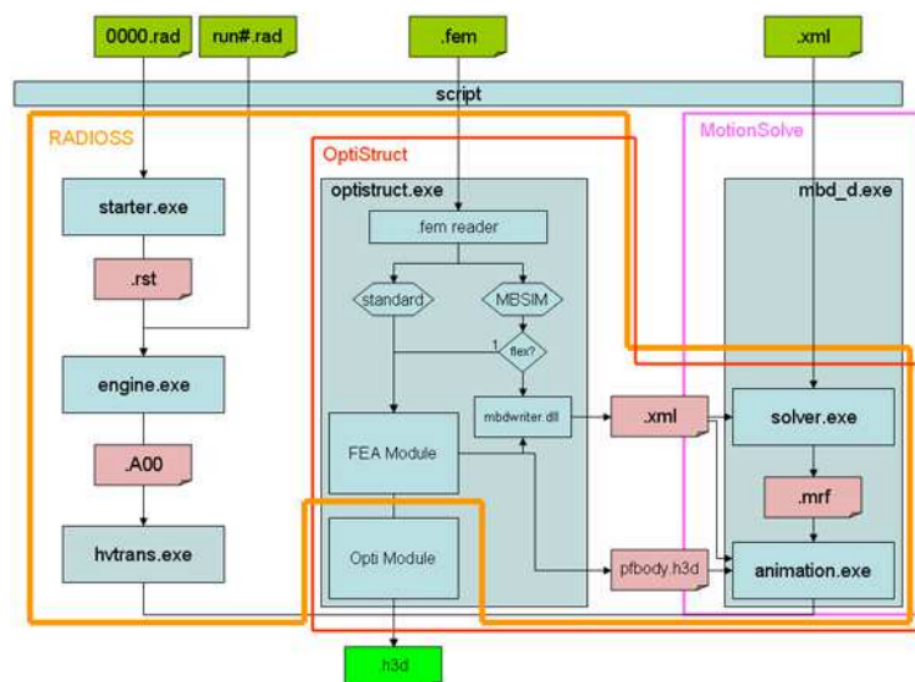


Figura 2.23: Visão geral do solucionador [33]

A otimização do *OptiStruct* segue um algoritmo de otimização conhecido por "Método do Gradiente", sendo utilizado de modo a encontrar um mínimo de uma função utilizando um valor de gradiente. Perante uma visão geral muito simplificada deste método, o algoritmo pode ser visualizado na Figura 2.24 e descrito da seguinte maneira: [33]

- Inicia a partir de um ponto X_0 ;
- Avalia a função $F(X_i)$ e o gradiente da função $\nabla F(X_i)$ no ponto X_i ;
- Determina o ponto seguinte utilizando a direção do gradiente negativo:

$$X_{i+1} = X_i - \gamma \nabla F(X_i);$$

- Repete os passos 2 a 3 até que a função convirja para o mínimo.

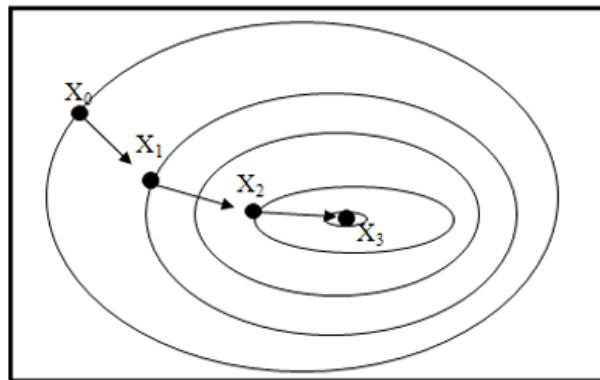


Figura 2.24: Método do gradiente [33]

2.15 Construção do problema

Antes de introduzir o "Método das Três Fases" utilizado pela *Altair*, será feita uma breve introdução de alguns conceitos básicos e termos relacionados à otimização estrutural. O dimensionamento de um componente apresenta diversas etapas, sendo a otimização uma delas. Normalmente o processo encontra-se dividido em quatro etapas principais: Formulação de requisitos funcionais (Função), Projeto conceptual, Otimização e Detalhe [37].

- **Função:** Nesta primeira etapa definem-se os requisitos funcionais do componente em questão. Normalmente, responde-se à pergunta "Qual é a finalidade do produto?";
- **Projeto Conceptual:** Define-se qual é o tipo de estrutura que se deve escolher;
- **Otimização:** Dentro do conceito selecionado, importa agora analisar o que pode ser melhorado. Nesta fase, o produto deve ser otimizado da melhor forma possível, em função dos objetivos definidos, que podem incluir a minimização de custos e/ou peso, ou a maximização da rigidez. Existem inúmeras formas de melhorar um produto de acordo com objetivos específicos;
- **Detalhe:** Esta é a etapa final, em que o produto otimizado é ajustado para a produção e utilização, sendo adaptado a fatores de mercado, sociais ou estéticos.

Das etapas referidas na secção anterior, este estudo irá focar-se exclusivamente na terceira etapa do desenvolvimento do produto - a otimização - sendo, por isso, apresentada de seguida uma explicação mais detalhada, de modo a proporcionar uma melhor compreensão do trabalho a desenvolver nas secções seguintes. Segundo [33], apresentam-se os seguintes conceitos gerais de otimização:

- **Objetivo:** O que se quer?;
- **Variáveis de design:** O que se pode mudar?;

- **Restrições de projeto:** Quais as metas de desempenho que as variáveis devem cumprir?

De forma geral, um problema de otimização pode ser representado matematicamente por uma função objetivo f , cujas variáveis independentes são as variáveis de projeto $\mathbf{x}$, sujeitas a um conjunto de restrições $\mathbf{y}$, que refletem as respostas estruturais. A função objetivo $f(\mathbf{x})$ é utilizada para avaliar a qualidade de uma dada solução de projeto e pode ser formulada para ser minimizada ou maximizada, consoante o objetivo do estudo. Por exemplo, quando a função objetivo representa grandezas como o peso, os deslocamentos ou os custos de fabrico, o objetivo consiste, regra geral, em minimizar f [35] [36] [38]

As variáveis de projeto $\mathbf{x}$ definem os parâmetros livres que o algoritmo de otimização pode modificar com o objetivo de melhorar a função objetivo, respeitando as restrições impostas. Matematicamente, o vetor de variáveis de projeto pode ser representado por:

$$\mathbf{x} = [x_1, x_2, \dots, x_n] \quad (2.16)$$

onde cada x_i é uma variável contínua ou discreta, dependendo do tipo de problema. Alguns exemplos de variáveis de projeto no contexto da otimização estrutural de componentes em materiais compósitos podem incluir a espessura das camadas, orientações das fibras, número de camadas, geometria e material das camadas ou até parâmetros de fabrico, como a sequência de empilhamento. Estas variáveis são normalmente limitadas por um intervalo de admissibilidade, definido por valores mínimos e máximos:

$$x_i^{\min} \leq x_i \leq x_i^{\max} \quad (2.17)$$

As restrições de projeto $\mathbf{y}$ correspondem à resposta da estrutura, como deslocamentos, tensões, forças internas ou critérios de falha. Estas restrições limitam a região de soluções admissíveis e asseguram que o projeto permanece viável do ponto de vista estrutural e funcional. O cumprimento destas restrições impõe limites à função objetivo, impedindo que esta seja otimizada sem atender às exigências de desempenho. Em resumo, esta problemática pode ser enquadrada como um problema de programação não linear, cuja formulação genérica é dada por: [38]

$$\begin{aligned} &\text{Minimizar } f(\mathbf{x}) \\ &\text{sujeito a } g_i(\mathbf{x}) \leq 0 \quad (\text{restrições de desigualdade}) \\ &\quad h_j(\mathbf{x}) = 0 \quad (\text{restrições de igualdade}) \\ &\quad \mathbf{X}_L \leq \mathbf{x} \leq \mathbf{X}_U \quad (\text{limites inferiores e superiores}) \end{aligned} \quad (2.18)$$

Resumidamente, a otimização consiste em encontrar o vetor de variáveis de projeto $\mathbf{x}$ que conduz ao valor ótimo da função objetivo, respeitando todas as restrições impostas pelo comportamento estrutural da solução. No caso particular da otimização de estruturas em materiais compósitos, o algoritmo desenvolvido pela *Altair* baseia-se nos princípios da otimização estrutural e pode ser dividido em três fases principais que serão abordada em detalhe mais à frente: [33] [37] [38]

1. **Otimização de Tamanho Livre (*Free-Size Optimization*)** – Onde se determina a geometria e a espessura ideal das zonas laminadas sem considerar ainda a sequência das camadas;
2. **Otimização de Dimensionamento (*Sizing Optimization*)** – Ajuste das espessuras dos vários alçomergados de camadas para satisfazer os requisitos estruturais;
3. **Otimização da Sequência de Empilhamento (*Stacking Sequence Optimization*)** – Definição da ordem ideal das camadas do laminado, assegurando a sua fabricação e o desempenho estrutural do compósito.

2.16 Metodologia

Neste sub-capítulo, o objetivo é introduzir a abordagem das várias etapas individuais do processo de otimização, de modo a que sejam melhor compreendidas. Como já referido anteriormente, o *OptiStruct* percorre três fases essenciais para melhorar os modelos de compósitos, conforme se observa na Figura 2.22

2.16.1 Otimização de Tamanho Livre

Tal como abordado na secção anterior, nesta fase, já se encontram definidas todas as variáveis necessárias para o problema de otimização. Nesta etapa é introduzido o conceito de *super-ply*, de modo a permitir que haja variações arbitrárias da espessura associada a cada camada de uma dada orientação de fibra. Assim, uma *super-ply* corresponde a um conjunto de camadas com a mesma orientação de fibras. Em vez de se utilizar camadas discretas - adicionando ou removendo individualmente para se obter uma solução ótima - recorre-se a uma única camada de maior espessura, cuja espessura pode variar conforme necessário. Normalmente, o formato inicial das *super-ply*s a utilizar na otimização de tamanho livre devem basear-se num design viável de produção, ou seja, uma boa prática consiste em criar uma configuração inicial já composta por laminados fabricáveis. Um aspeto particularmente importante é o facto do solucionador *OptiStruct* apenas possuir a capacidade de reduzir a espessura às camadas, e não para aumentá-la. Por esse motivo, é fundamental começar com uma espessura total em excesso, de forma a permitir que o algoritmo possa trabalhar de forma eficiente durante o processo de otimização [32].

Para construir uma suposição inicial adequada para o laminado, recomenda-se o uso exclusivo de camadas com diferentes materiais e orientações, de modo a permitir que, nesta etapa inicial de otimização, o solucionador possa analisar todas as possibilidades e convergir para a melhor solução. Cada orientação representará uma *super-ply*, e a espessura de cada uma pode ser inicialmente igual. Para melhor compreensão, considere-se o seguinte exemplo, onde, suponhamos que, sob uma determinada carga, uma estrutura em material compósito requer uma espessura constante de 20 mm, composta por tecido *twill* de carbono a 0°, 45°, -45° e 90°. Cada uma destas orientações corresponderá a uma *super-ply*. Para garantir que o solucionador apenas precisa de

remover material, define-se uma pilha total com mais de 20 mm - por exemplo 4 super-plyes com 6 mm cada, totalizando 24 mm de laminado.

Após a otimização de tamanho livre, por predefinição, cada *super-ply* é discretizada em quatro novas camadas, com diferentes espessuras e formas como observado na Figura 2.25. Esta divisão permite otimizações adicionais, tanto em espessura como em forma, funcionando como uma combinação entre otimização topológica e dimensional. Uma grande parte das otimizações de compósitos são maioritariamente realizadas nesta fase, ficando as fases seguintes reservadas para pequenos ajustes e detalhes de fabrico específicos [33] [39].

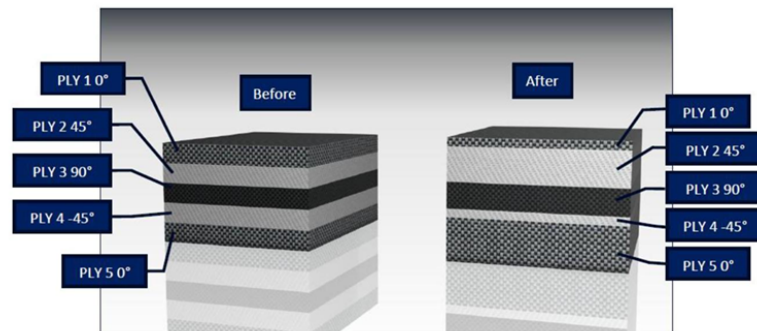


Figura 2.25: Exemplo da otimização de Tamanho Livre[39]

Para determinar o laminado ideal, o *OptiStruct* permite nesta fase a utilização da tecnologia *SMEAR*, onde a sequência de empilhamento do laminado a ser otimizado é inicialmente indeterminada. Ao utilizar esta tecnologia e considerando as matrizes $[A]$, $[B]$ e $[D]$ das Equações 2.8 e 2.9, já anteriormente explicadas, o laminado terá os seguintes efeitos nessas mesmas matrizes: [24] [33]

- $[A]_{smear}$, independente da sequência de empilhamento;
- $[B]_{smear}$, em laminados simétricos, a matriz $[B]$ assume o valor de 0;
- $[D]_{smear}$, $[A]_{smear} * (T^2/12)$ - independente da sequência de empilhamento

A primeira camada discretizada diretamente da *super-ply* mantém sempre a forma completa (todos os elementos finitos), evitando alterações topológicas, embora a sua espessura possa ser quase nula, algo inviável do ponto de vista de fabrico. Às restantes três camadas discretizadas é removido material sucessivamente, como é visível na Figura 2.26

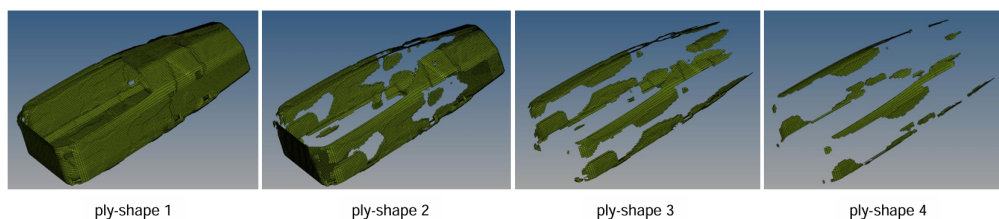


Figura 2.26: Evolução da otimização geométrica de uma camada [40]

2.16.2 Otimização de Dimensionamento

Após a conclusão da primeira fase da otimização completa, obtém-se um laminado constituído por camadas que necessitam de ser ligeiramente ajustadas. Tal como referido anteriormente, cada orientação de fibra foi discretizada em quatro novas camadas, resultando, nesta fase, em camadas com dois parâmetros principais, espessura e geometria. No entanto, algumas dessas camadas não são viáveis do ponto de vista da produção real. Perante este cenário, o objetivo desta segunda fase é editar manualmente a geometria dos resultados da otimização de tamanho livre, de forma a garantir o fabrico do laminado. Esta fase é crucial, uma vez que introduz a perspetiva da produção no processo de otimização, assegurando que os resultados simulados correspondem a soluções exequíveis na prática. A possibilidade de intervenção do utilizador nesta fase permite moldar os resultados da simulação para que estejam o mais próximos possível daquilo que será efetivamente produzido, equilibrando desempenho e viabilidade técnica [24] [39].

De seguida abordam-se ainda dois passos sucessivos que o solucionador executa nesta etapa. O resultado final desta segunda fase encontra-se representado na Figura 2.27 [39]

- **Dimensionamento contínuo de espessuras (*continuous sizing*):** Esta etapa é opcional, mas fortemente recomendada. A reformulação das geometrias das camadas pode alterar substancialmente a estrutura, ao ponto de a tornar inviável. Assim, para se adaptar às novas geometrias, o solucionador reajusta a espessura de cada camada, evitando divergências no processo.
- **Dimensionamento discreto de espessuras (*discrete sizing*):** Após os reajustes, são atribuídas espessuras correspondentes a camadas realmente fabricáveis. Nesta fase, as antigas *super-ply*s são convertidas num número definido de camadas discretas. A cada iteração, o solucionador combina diferentes quantidades para cada orientação, arredondando os valores de espessura para cima ou para baixo, conforme necessário.

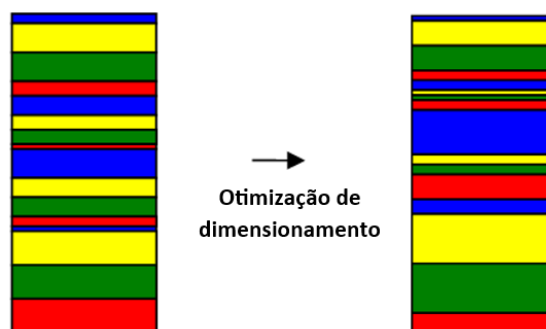


Figura 2.27: Ajuste das espessuras na otimização de Dimensionamento [24]

2.16.3 Otimização da sequência de empilhamento

Por fim, apresenta-se a etapa final da otimização, na qual o solucionador já não atua sobre a geometria nem sobre a espessura das camadas. O objetivo principal desta fase é determinar a

sequência ideal de empilhamento de todas as camadas geradas de acordo com determinadas condições de fabrico, uma vez que nas fases anteriores, a ordem de empilhamento das camadas não foi considerada. Para tal, podem ser introduzidas restrições como o limite do número de camadas consecutivas com a mesma orientação, impor qual a orientação que deve ter lugar nos extremos do laminado, entre outras. Desta forma, o solucionador itera sobre as diferentes combinações possíveis de sequência de empilhamento, respeitando as restrições impostas até alcançar a convergência para uma solução viável e otimizada. Na Figura 2.28, encontra-se um exemplo das várias iterações realizadas para uma dada estrutura até à obtenção de uma laminado ideal. Desta forma, o processo de otimização encontra-se completo e os resultados devem seguir para a fase de detalhe, onde serão feitos os ajustes finais e preparações necessárias para o início da produção.

Stacking sequence for STACK 1

Iteration 0	Iteration 1	Iteration 2	Legend
11101	12101	12101	90.0 degrees
12101	13101	13101	45.0 degrees
12102	14101	14101	0.0 degrees
13101	11101	11101	-45.0 degrees
13102	14102	14102	
14101	12102	12102	
14102	13102	13102	
11301	11301	11301	
12301	14301	14301	
12302	11401	11401	
12303	12301	12301	
13301	13301	13301	
13302	14302	14302	
13303	11402	11402	
14301	14303	14303	
14302	12302	12302	
14303	13302	13302	
14304	11403	11403	
14305	14304	14304	
14306	12303	12303	
14307	13303	13303	
14308	11404	11404	
14309	14305	14305	
11401	12401	12401	
11402	13401	13401	
11403	11405	11405	
11404	14306	14306	
11405	12402	12402	
11406	13402	13402	
11407	11406	11406	

Figura 2.28: Várias iterações da otimização de empilhamento [24]

Capítulo 3

Processo de produção de masters, moldes e laminação do sidepod

Neste capítulo será abordado, de forma mais detalhada, o projeto de desenvolvimento de *master's* e moldes específicos para a produção do *sidepod* em fibra de carbono pré-impregnada, através de um processo de moldação em vácuo com cura em *autoclave*, já descrito anteriormente. Paralelamente, serão apresentadas algumas noções teórico-práticas relevantes para o projeto, fornecidas pelos técnicos de produção.

3.1 Introdução

Como já referido, o presente estudo tem como foco a análise, otimização estrutural e a otimização do processo de produção dos *sidepod's* do Adamastor Fúria. Sendo este um supercarro de elevada performance, projetado com foco na dinâmica, aerodinâmica e baixo peso, o *sidepod*, trata-se de uma entrada lateral de ar com grande relevância aerodinâmica e funcional, desempenhando um papel fundamental na integração entre chassis, aerodinâmica e segurança do veículo. Encontra-se localizado nas laterais do veículo, estendendo-se desde a parte frontal, passando pelas portas, até estabelecer ligação ao difusor e ao *underfloor*. Na Figura 3.1 pode-se observar o *sidepod* em estudo modelado em CAD. Já na Figura 3.2 observa-se o *sidepod* montado diretamente no veículo. No Anexo A é possível visualizar mais detalhes da montagem deste componente diretamente no veículo. Este componente apresenta uma série de funções importantes, tais como:

- Canalização do ar exterior em direção aos radiadores e intercoolers;
- A canalização do ar contribui para a geração de carga aerodinâmica (*downforce*) e estabilidade a alta velocidade;
- Proteção lateral em caso de impacto, devido à absorção de energia;
- Suporte para componentes internos, tais como radiadores, condutas de ar e alguns elementos estruturais;

- Zona de apoio para facilitar a entrada e saída do piloto.

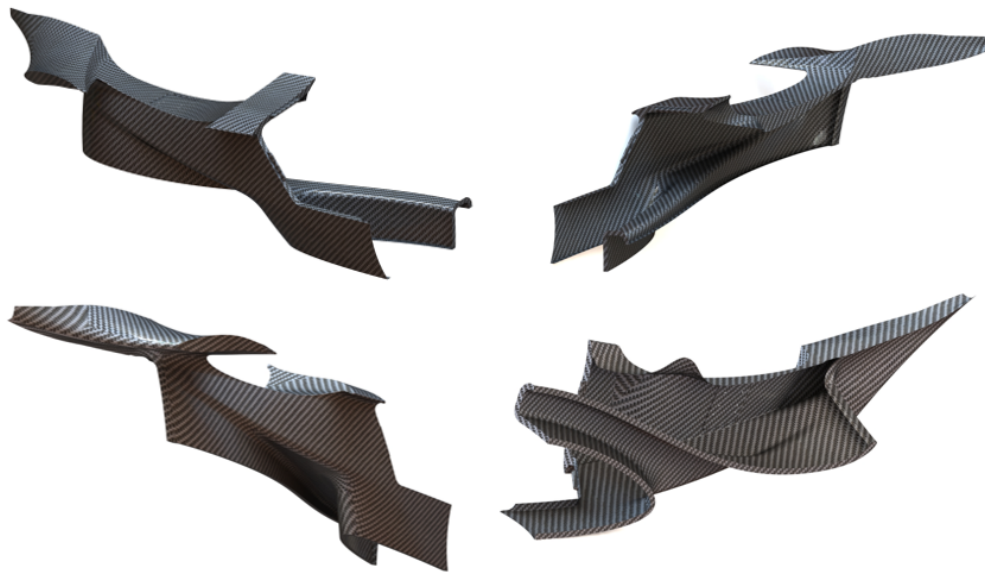


Figura 3.1: Sidepod modelado em CAD

De salientar que nos supercarros em que o motor é alojado na traseira, o *sidepod* ganha ainda mais importância, uma vez que estes motores necessitam de arrefecimento eficiente localizado na zona traseira. O design dos *sidepods*, nestes casos, é normalmente mais pronunciado, com aberturas de maior dimensão, reforçando tanto o aspeto funcional como um visual mais agressivo. Em suma, o *sidepod* é muito mais do que apenas um elemento estético. É uma peça fundamental para a performance global de um supercarro, reunindo funções de arrefecimento, eficiência aerodinâmica, segurança e design num só componente.

Como é visível na Figura 3.1, este componente apresenta uma geometria de elevada complexidade, com superfícies duplamente curvas e zonas de transição brusca com áreas internas e externas.

Como referido no Capítulo 2, para a produção de um componente em compósito é necessário recorrer à utilização de um molde, pois só assim se garante que o componente é fabricado de acordo com os requisitos geométricos exigidos. Por este motivo, a qualidade do molde é fundamental, uma vez que o componente final irá ser um reflexo direto do próprio molde. Introduz-se, assim, o conceito de *master*, que consiste num elemento de moldação que representa a geometria positiva do componente final. O *master*, apresenta como principal função a de produzir o molde a ser utilizado para a produção do componente em questão.

Numa fase inicial, a otimização vai-se centrar no processo de desenvolvimento dos *master's*, exigindo por isso um estudo prévio detalhado tanto do componente a obter como do processo de produção dos *master's* e respetivos moldes.



Figura 3.2: Sidepod aplicado no Adamastor Furia

3.2 Material

Sendo o master o elemento primário de moldação de componentes compósitos é importante uma correta escolha do material que o constitui, pois é algo que influenciará tanto as características do molde como do componente final. A escolha do material já se encontrava realizada e após análise concluiu-se que a escolha atual se mantém plenamente justificada pelas razões que se apresentam de seguida.

Normalmente a escolha do material rege-se entre MDF (*Medium Density Fiberboard*), resina de poliuretano ou resina epóxi. O material normalmente utilizado nos *master's* deve seguir uma série de considerações fundamentais, entre elas uma elevada rigidez para assegurar uma boa precisão geométrica, um baixo coeficiente de expansão térmica ou equivalente à do compósito a produzir, boa maquinabilidade e baixo desgaste superficial. Tendo em consideração os materiais disponíveis e as características necessárias, o material mais indicado para esta utilização é a resina epóxi, que, como já referido, trata-se de um polímero termoendurecível com boas características de moldação em compósitos. Na Figura 3.3 observa-se uma placa de epóxi após ter sido sujeita a maquinagem CNC e pronta para a criação de um molde de fabrico.

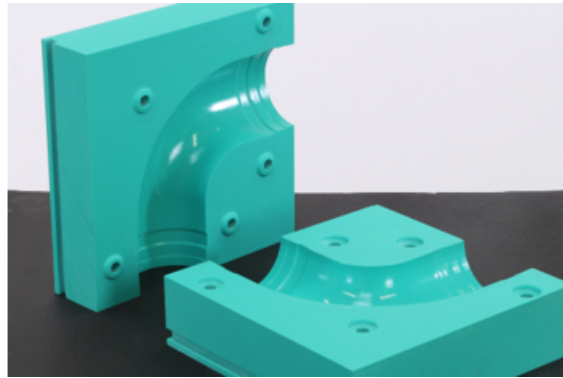
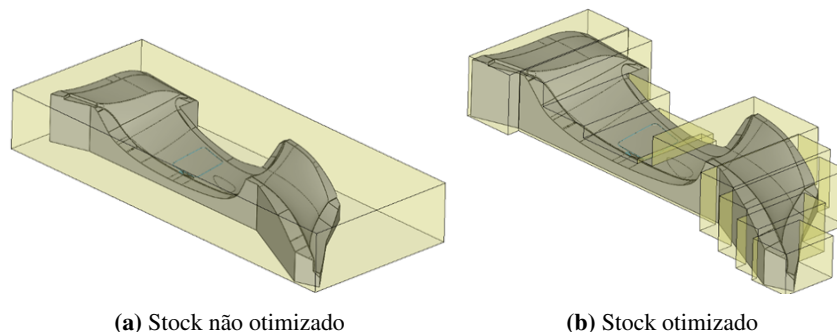


Figura 3.3: Master de epoxi maquinado [41]

3.3 Maquinagem do master

Devido à elevada complexidade da peça em questão, o processo de maquinagem dos vários *master's* era em muito facilitado com recurso a uma máquina CNC de 5 eixos, no entanto por uma questão de custos este processo tem sido realizado com recurso a uma máquina CNC de 3 eixos, o que vai aumentar a complexidade aquando da divisão do *sidepod* em várias partições de modo a permitir a sua produção.

O processo de maquinagem inicia-se com a definição das dimensões dos blocos epóxi necessários à maquinagem do *master*, que em ambiente empresarial são designados por *stock* de maquinagem. Considera-se que o *stock* deve possuir, no mínimo, 5 milímetros de material adicional em relação à superfície de moldação do master de modo a que haja material de compensação de modo a completar todas as operações de maquinagem e acabamentos finais. Normalmente, associado a este processo realiza-se uma otimização de *stock*, que consiste em calcular o volume mínimo de material necessário para o processo de maquinagem, como mostra a Figura 3.4. Este processo é fundamental nesta fase de produção de modo a reduzir o tempo de maquinagem, o desperdício de material, o desgaste das ferramentas e o custo associado.



(a) Stock não otimizado

(b) Stock otimizado

Figura 3.4: Exemplo de otimização do stock de maquinagem

3.4 Fibra de carbono pré-impregnada

Com o *master* produzido torna-se agora importante referir sucintamente o processo de produção dos moldes e da laminação do próprio componente, sendo que ambos os processos são muito idênticos. O compósito escolhido para a produção dos moldes é um termoendurecível reforçado com fibra de carbono. A sua escolha é justificada pela facilidade de moldação, alta resistência, precisão dimensional, excelente desempenho térmico e durabilidade, características que o tornam ideal para dar forma às peças finais, também compostas por fibra de carbono e matriz termoendurecível. Estas fibras de carbono pré-impregnadas permitem também um acabamento de alta qualidade possuindo uma temperatura de transição vítrea elevada, permitindo que o molde suporte a cura de compósitos até aos 180°C. Algo importante a ter em consideração é a qualidade do acabamento superficial, que em grande parte é consequência da cura em autoclave.

Para a produção do componente sob o molde, atualmente, recorre-se a três tipos de fibra pré-impregnada, cujas propriedades mais importantes encontram-se representadas na Tabela 3.1. Tanto este tipo de material como o utilizado na produção dos moldes, é fornecido em rolos de 1250 mm de largura, sendo posteriormente cortados manualmente ou com recurso a uma máquina de corte CNC.

Tabela 3.1: Propriedades das fibras de carbono pré-impregnadas

Tipo de fibra	Gramagem g/m^2	Configuração da fibra	Espessura após compactação [mm]	Quantidade de fibras
E750 T300	205	2x2 Twill	0.222	3K
E750 T700	380	2x2 Twill	0.395	12K
E750 T700SC	660	2x2 Twill	0.690	12K

Torna-se agora importante abordar algumas das propriedades referidas na Tabela 3.1. A gramagem representa a quantidade de fibra presente por unidade de área, sendo expressa normalmente em gramas por metro quadrado (g/m^2). Este valor indica a densidade da fibra no tecido e está diretamente relacionado com a sua espessura e rigidez. Uma fibra de 205 g/m^2 é mais leve e mais fina, sendo ideal para camadas iniciais ou superficiais, acabamentos ou zonas onde se pretende uma maior conformabilidade. Em contrapartida, uma fibra de 660 g/m^2 apresenta uma maior espessura, sendo indicada para reforços estruturais importantes, onde se exige elevada rigidez e resistência mecânica. A seleção de uma gramagem adequada é fundamental na conceção do componente, permitindo otimizar a distribuição das camadas, garantindo o cumprimento dos requisitos estruturais e, simultaneamente, minimizar o peso e o desperdício de material. Em relação à espessura de cada camada, esta foi calculada com recurso a uma ferramenta específica para esse tipo de cálculo, fornecida pela *Toray*. Esta ferramenta calcula a espessura das camadas individuais, sendo o cálculo baseado na gramagem, na densidade das fibras (g/cm^3) e na densidade da resina curada da matriz, sendo obtidos os valores de espessura presentes na Tabela 3.1. De salientar que o procedimento de cálculo se encontra representado no Anexo B. Por fim a identificação de 3K

e 12K refere-se à quantidade de fibras de carbono presentes numa malha de fibra cujo interlaçamento forma o seu tecido. No caso 3K, significa que existem 3.000 fibras por malha, enquanto que no caso 12K, existem 12.000 fibras por malha, o que a torna quatro vezes mais larga. Estas características podem ser identificadas visualmente na Figura 3.5.

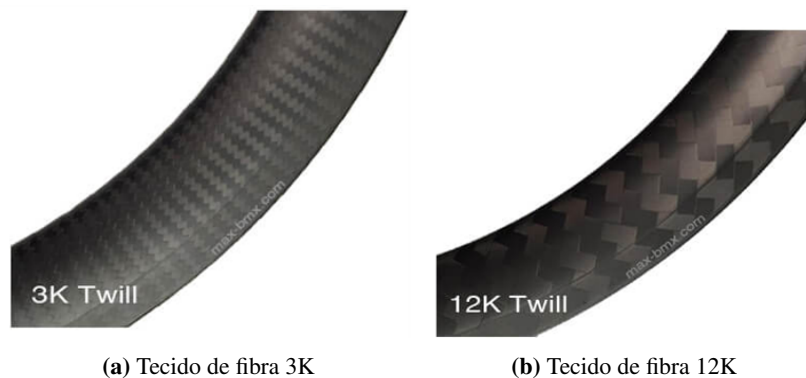


Figura 3.5: Comparação visual entre os tecidos de fibra de carbono 3K e 12K [42]

Importante registar que os três tipos de fibra apresentados na Tabela 3.1 possuem um tempo de vida de 60 horas à temperatura média de 18 °C. Passado este prazo, o nível de pré-cura do pré-impregnado impossibilita a sua manipulação e, conseqüentemente, este perde a capacidade de moldação. Por este motivo, é aconselhado um armazenamento perante um ambiente seco que ronde a temperatura de -18 °C por um período máximo de até seis meses.

3.5 Método de laminação

Para dar início à laminação do componente em estudo, é necessário definir a planificação das várias camadas de fibra de carbono que serão aplicadas sobre o molde, etapa designada por *nesting*. Esta etapa consiste na otimização da disposição das diferentes camadas de fibra a serem cortadas a partir de um dado rolo de material. Esta otimização é realizada através de *software* específico, com o objetivo de posicionar as camadas nas localizações ideais de corte, tendo em consideração as necessidades do processo de fabrico. O principal intuito é maximizar a taxa de aproveitamento do rolo de fibra, minimizando os espaços entre os recortes e, conseqüentemente, reduzindo o desperdício de material. Um exemplo típico de *nesting* encontra-se representado na Figura 3.6. Esta fase será num capítulo posterior abordada mais em detalhe, uma vez que será também alvo de otimização.

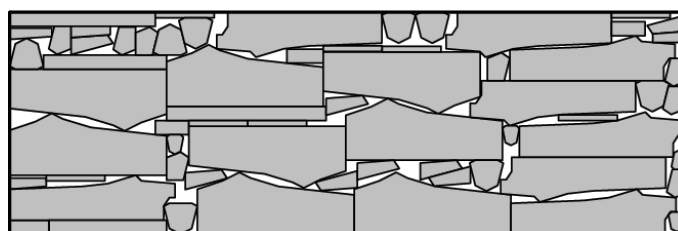


Figura 3.6: Exemplo de *nesting* [43]

A produção de um qualquer componente em fibra de carbono segue o processo de moldação em saco de vácuo com cura em autoclave, processo este já explicado no Capítulo 2. A laminação deste tipo de compósito necessita o seguimento de algumas especificações exigentes para que se obtenha um componente final com as propriedades estruturais esperadas e uma boa qualidade superficial. Atualmente, a laminação de qualquer componente produzido na Adamastor segue a configuração 1-X-1, isto é, a primeira e última camada têm de ser obrigatoriamente laminadas com o tecido *twill 205*, pois como já referido, este tecido apresenta uma melhor conformabilidade, logo adapta-se da melhor forma à geometria do molde. As restantes (X) camadas intermédias são laminadas recorrendo aos restantes tecidos existentes e necessários. Uma boa prática adotada é ao longo da colocação de várias camadas, aplicarem-se diversas pré-compactações para facilitar a moldação do pré-impregnado, garantindo assim o preenchimento das zonas mais complexas do molde e melhorando a adesão das camadas de fibra.

Voltando de novo o foco para a produção do *sidepod*, e seguindo o processo descrito e as instruções referentes às diversas compactações é esperado um componente de elevada qualidade e com uma espessura uniforme de aproximadamente 2,7 milímetros. Apesar de ir ser abordado em detalhe mais à frente, apresenta-se na Tabela 3.2 a sequência de procedimentos para a laminação das várias camadas de fibra que constituem o *sidepod*, visualizando-se o seu carácter simétrico com o objetivo de se obter um componente com boas propriedades isotrópicas.

Tabela 3.2: Sequência de laminação para o *sidepod*

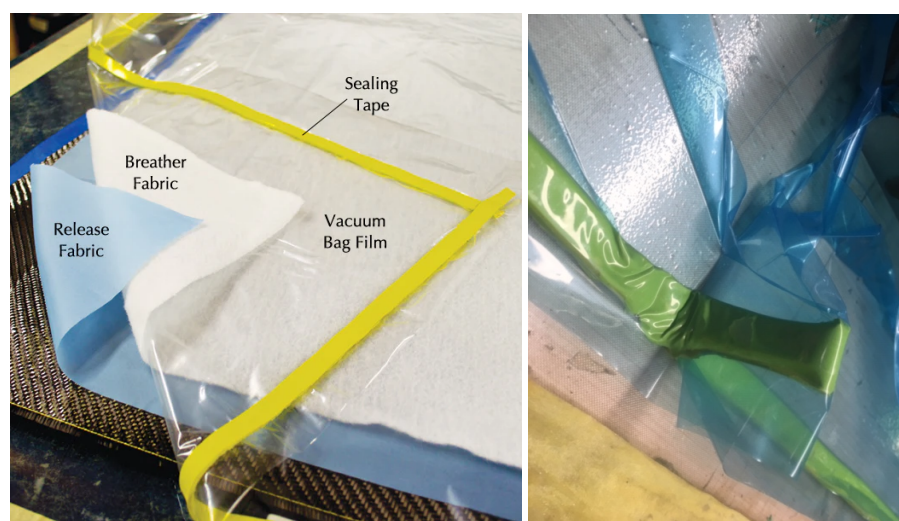
Material	Nº camada	Orientação da fibra [°]	Espessura camada [mm]	Espessura total [mm]
Twill 205	1	45	0.222	0.222
Compactação				
Twill 380	2	45	0.395	0.617
Twill 660	3	0	0.690	1.307
Twill 660	4	45	0.690	1.997
Compactação				
Twill 380	5	0	0.395	2.392
Twill 205	6	45	0.222	2.614
Compactação Final e Cura				

3.6 Compactação

Como referido na secção anterior, ao longo da laminação do componente é fundamental realizar uma série de compactações entre as várias camadas. Segundo os técnicos de compósitos, estas compactações devem ser aplicadas, no mínimo, após a primeira camada, após três camadas subsequentes e após a última camada. O cumprimento deste processo garante uma melhor consolidação das camadas e uma eficaz remoção do ar entre as mesmas. Para a realização destas compactações é necessário a preparação de um saco de vácuo. Este saco é normalmente preparado antes de se dar início à laminação, procurando maximizar o tempo de vida do compósito. Como já referido no Capítulo 2 são também utilizados elementos acessórios cruciais para esta operação

como o *release film* e o tecido *breather*. A utilização do *release film* é muito importante para que não surjam complicações na remoção do *breather* e do saco de vácuo após a compactação e deve ser perfurado para aumentar a eficácia da remoção de ar entre as camadas do compósito. Já o *breather* é colocado com a função de uniformizar a pressão de vácuo pelo molde e de manter abertos canais entre as suas fibras para que o ar possa ser totalmente removido do interior do saco. Por fim, é colocado o saco de vácuo, que nesta fase exclusiva de compactação, pode ser um saco de baixa temperatura, reduzindo assim os custos associados ao processo, uma vez que o molde não será exposto a temperaturas elevadas. Uma correta aplicação de selante entre o molde e o saco, irá garantir um bom vácuo no seu interior e consequentemente uma boa compactação do laminado, que deve ser mantida por pelo menos durante um período de 20 minutos, após o qual o saco é removido e é procedida a laminação das restantes camadas de fibra de carbono até à próxima compactação. A figura 3.7a ilustra os materiais utilizados para o efeito já referidos.

Nesta fase é importante verificar se o saco possui dimensão suficiente para cobrir toda a superfície do molde e, assim, garantir que não surgirão zonas de tensão no saco, especialmente nas arestas interiores da superfície de moldação. Um técnica para evitar que ocorram zonas de tensões elevadas é a utilização de "orelhas" no saco de vácuo em zonas estratégicas do molde, como mostra a figura 3.7b.



(a) Elementos do saco de vácuo [44]

(b) "Orelhas" no saco de vácuo [45]

Figura 3.7: Elementos constituintes do saco de vácuo

Após toda a peça estar laminada, chega-se à compactação final, que em comparação com as compactações intermédias anteriormente referidas, requer uma preparação mais exigente, dado que deverá resistir ao ciclo de cura do compósito. Por este motivo, nesta última fase de compactação são utilizados um saco de compactação e um adesivo selante específicos para altas temperaturas. Para garantir a estanquidade do sistema e detetar eventuais fugas no circuito de vácuo - que comprometeriam a qualidade da cura do componente - é realizado um *drop test* durante cerca de 30 minutos com o objetivo de verificar se existe alguma queda de pressão de vácuo, recorrendo ao manómetro de pressão de vácuo representado na Figura 3.8.



Figura 3.8: Manómetro de pressão de vácuo [46]

3.7 Ciclo de cura

Apenas quando sujeita a uma temperatura elevada, conhecida como temperatura de cura, é que a resina inicia a sua reação química e processo de endurecimento, motivo pelo qual os pré-impregnados necessitam obrigatoriamente de ser curados. O controlo rigoroso do ciclo de cura é essencial para garantir um componente final isento de defeitos, prevenindo igualmente reações exotérmicas indesejadas que possam comprometer a integridade do compósito.

Os ciclos de cura recomendados para a produção deste componente são disponibilizados pelo fabricante *Toray* e encontram-se representados no Anexo C. O ciclo mais rápido e eficaz apresenta um perfil em rampa com uma taxa de aquecimento de $2^{\circ}\text{C}/\text{min}$, seguido de um estágio de temperatura durante 1 hora a 125°C , e posterior arrefecimento à mesma taxa até atingir os 50°C . Este procedimento totaliza aproximadamente 2 horas e 30 minutos de cura e encontra-se representado na Figura 3.9

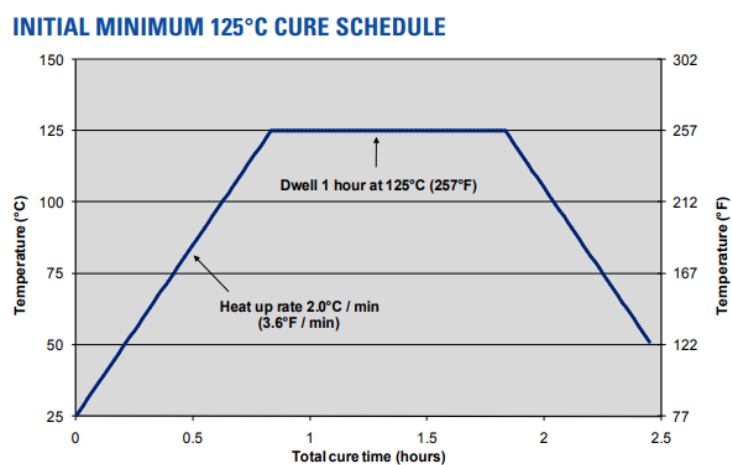


Figura 3.9: Ciclo de cura do compósito a 125°C em autoclave

Capítulo 4

Otimização de partições e *master's*

Tendo em consideração o processo descrito no Capítulo 3, a produção do *sidepod*, componente em material compósito, exige uma abordagem integrada que considere simultaneamente os requisitos geométricos, funcionais, produtivos e económicos. Este capítulo apresenta a primeira estratégia adotada de modo a procurar otimizar o processo de fabrico do componente, contemplando a definição das partições do modelo, a análise da direção de desmoldação, a seleção do tipo de maquinaria e a estimativa de custos associados.

As etapas realizadas neste capítulo tiveram como objetivo garantir a viabilidade técnica da produção, reduzir tempos e custos, procurando sempre manter a qualidade do produto final. Para tal, foram consideradas as especificidades dos materiais envolvidos, as exigências do processo de fabrico e montagem, bem como as limitações impostas pelas tecnologias disponíveis. A estratégia foi desenvolvida de forma iterativa e suportada por ferramentas digitais de apoio ao design do processo.

4.1 Otimização das partições

Como já referido, no fabrico de peças com geometrias complexas, como o caso do *sidepod* em estudo, existe a necessidade de recorrer a partições na peça, justificada por diversos fatores técnicos associados à complexidade geométrica, às limitações dos processos de fabrico e à qualidade final pretendida. No fabrico de peças em materiais compósitos por laminação manual, o molde deve permitir a desmoldação do componente sem comprometer a sua integridade estrutural. Sempre que a geometria do componente apresenta regiões com contra saídas e curvaturas acentuadas ou zonas de difícil acesso, torna-se inviável produzir a peça com um único molde. Nesses casos, é necessário dividir a geometria em sub-moldes de forma a serem moldados de forma independente ou até recorrendo à utilização de *insert's*. Outro fator determinante é a necessidade de garantir um acabamento superficial adequado e tolerâncias dimensionais apertadas, o que requer acesso direto às superfícies críticas durante o processo de fabrico. Adicionalmente, a divisão da peça em múltiplas partições permite que seja possível controlar e aplicar uma compactação mais adequada nas várias zonas da peça, o que seria dificultado ou mesmo impossível num molde monolítico.

Desta forma, torna-se essencial realizar uma divisão cuidadosa e estratégica da peça em partições. Estas partições correspondem às diferentes superfícies a partir das quais serão produzidos os *master's*, moldes e, por fim, o próprio componente laminado. Uma definição rigorosa destas zonas é determinante não apenas para assegurar a qualidade do produto final, mas também para garantir a eficiência global do processo de fabrico. Assim, a primeira abordagem de otimização do processo de produção consiste na tentativa de reduzir o número de *master's* e moldes necessários ao fabrico do componente, minimizando os recursos e o tempo associados à sua construção.

Atualmente, devido à complexidade da geometria, o componente conta com a existência de 12 partições distintas. No entanto, algumas destas divisões resultam de uma abordagem conservadora, muito comum nas fases iniciais do desenvolvimento, com o objetivo de garantir uma boa desmoldação em todos os casos. Após uma análise minuciosa à geometria do componente, tendo em conta a definição dos planos de partição da peça existentes no momento e a verificação da existência de contra-saídas conferindo um ângulo mínimo de 3° em todas as superfícies em relação à direção de desmoldação, foi possível racionalizar a divisão da peça, reduzindo para 9 as partições necessárias, sem comprometer a viabilidade do processo de fabrico. Esta alteração é confirmada com recurso à Figura 4.1.

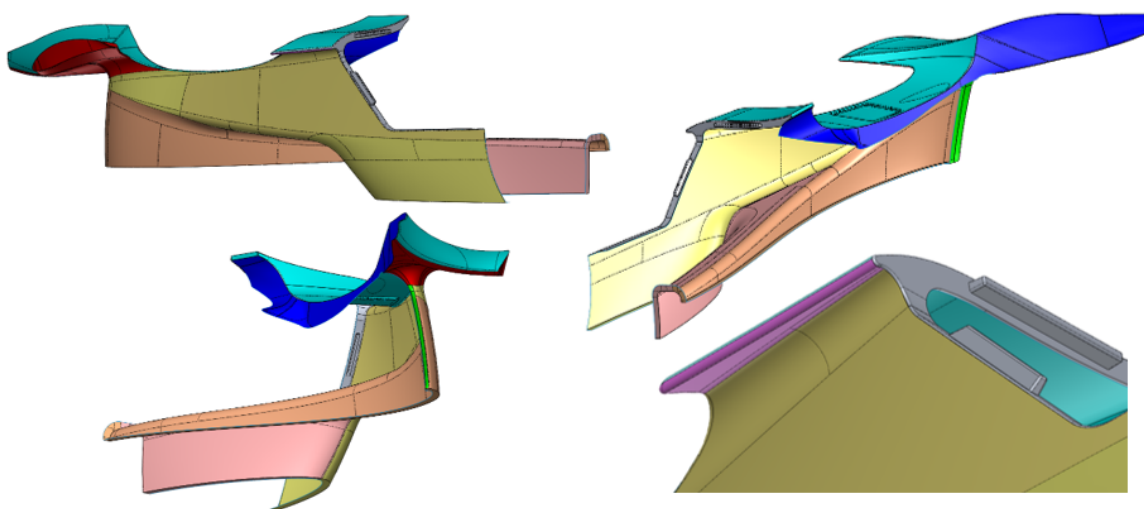
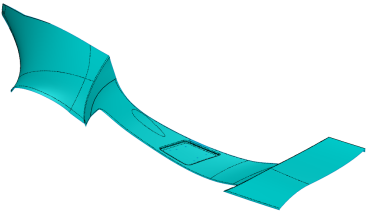
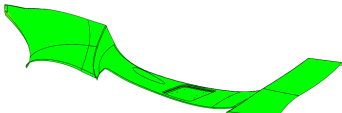
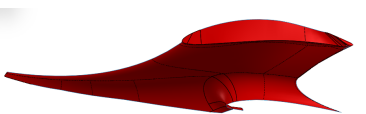
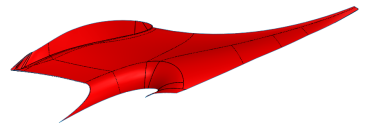
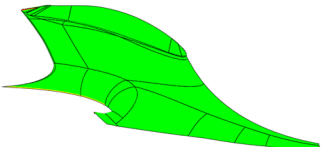
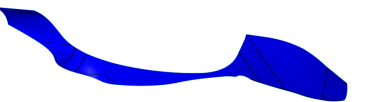
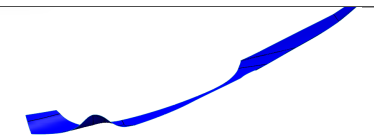
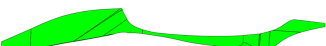
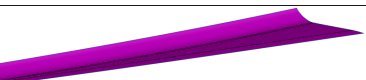
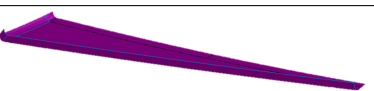
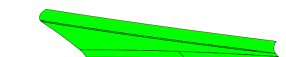
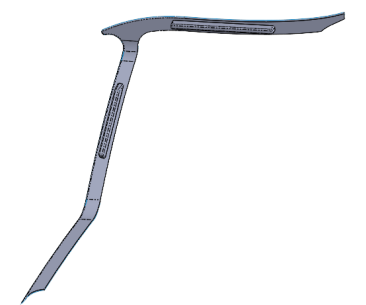
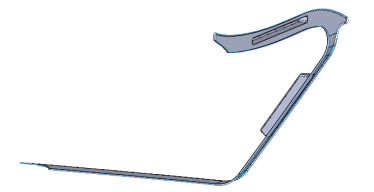
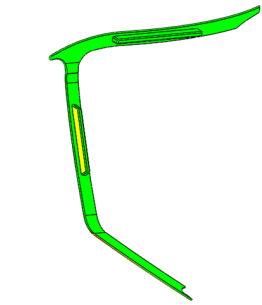
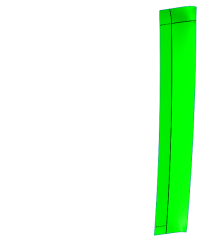
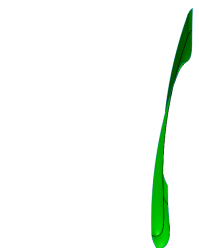
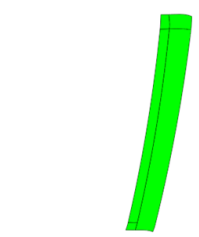


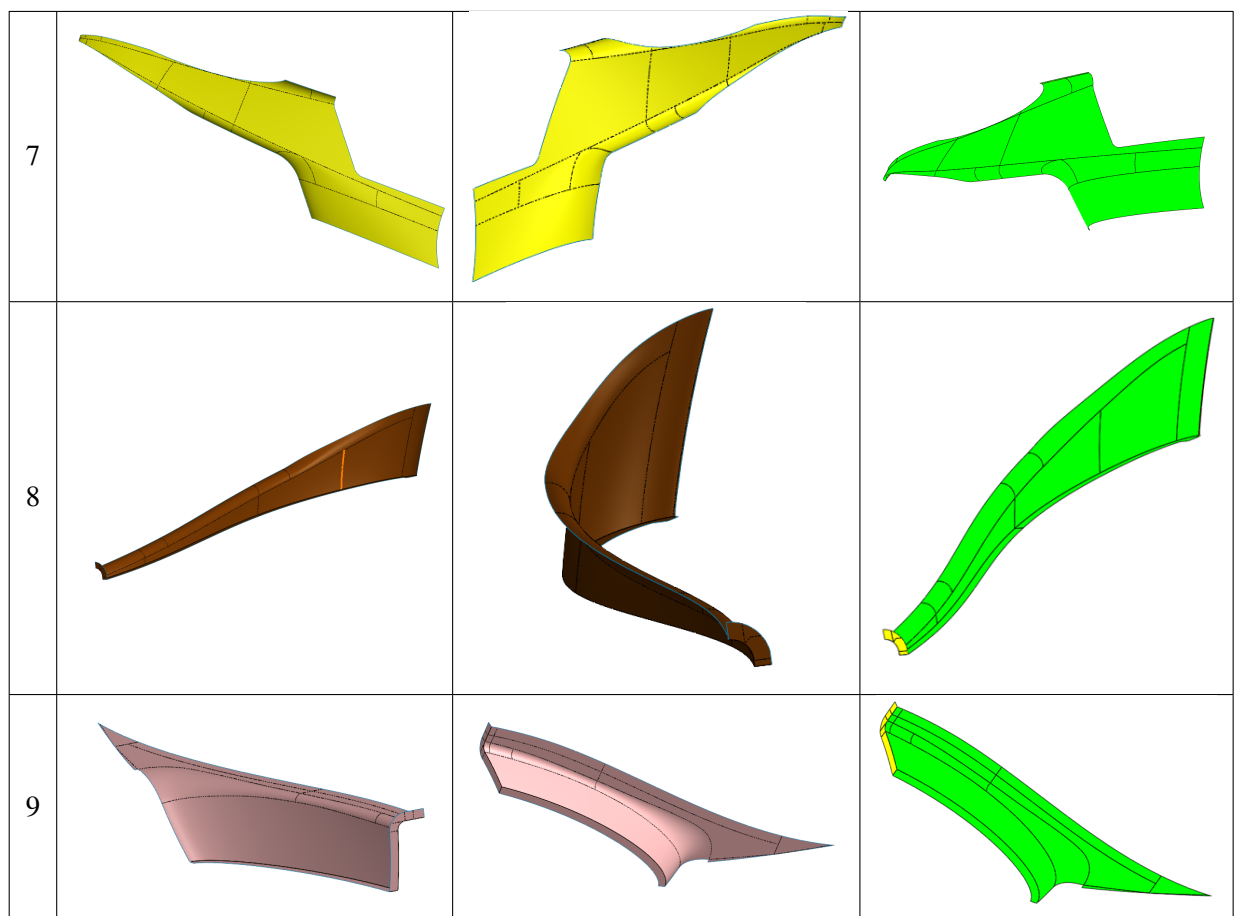
Figura 4.1: Visão geral da divisão de partições otimizada

Esta redução de partições foi alcançada com base na análise do raio de curvatura entre superfícies contíguas, que em várias zonas onde a transição era suave, considerou-se possível agrupar superfícies numa única partição, eliminando planos de divisão desnecessários. A ferramenta *draft analysis*, apresentada mais a pormenor na secção seguinte, foi imprescindível para esta otimização de partições, ao ser utilizada para a análise da viabilidade de extração do molde com uma única direção para conjuntos de superfícies, desde que apresentassem ângulos de saída possíveis. Desta forma, zonas que inicialmente estavam divididas por prudência puderam ser unificadas após a confirmação que podiam ser desmoldadas em conjunto. Devido à elevada complexidade geométrica

do componente e de modo a facilitar a percepção de todas as partições definidas, apresenta-se a Tabela 4.1, que contém as várias partições de diferentes perspectivas.

Tabela 4.1: Várias perspectivas das 9 partições do *sidepod*

Nº	Vista 1	Vista 2	Análise saídas
1			
2			
3			
4			
5			
6			



Importa salientar que, durante o processo de seleção de zonas de partições para fabrico, foram realizados alguns ajustes locais à geometria da peça, com o objetivo de simplificar a produção e melhorar o acabamento final, uma vez que algumas superfícies apresentavam complexidade injustificada. Estas alterações pontuais foram realizadas sem comprometer a integridade estrutural nem os requisitos aerodinâmicos do *sidepod*. Estas alterações incidiram sobretudo em zonas onde a complexidade geométrica não oferecia benefícios funcionais evidentes, como pequenas transições abruptas, arestas vivas ou superfícies com curvaturas desfavoráveis ao processo de laminação e desmoldação, tal como o exemplo ilustrado na Figura 4.2. Ao suavizar estas regiões, tornou-se possível reduzir a necessidade de partições adicionais, facilitando a orientação das fibras e minimizando a possibilidade de acumulações de resina.

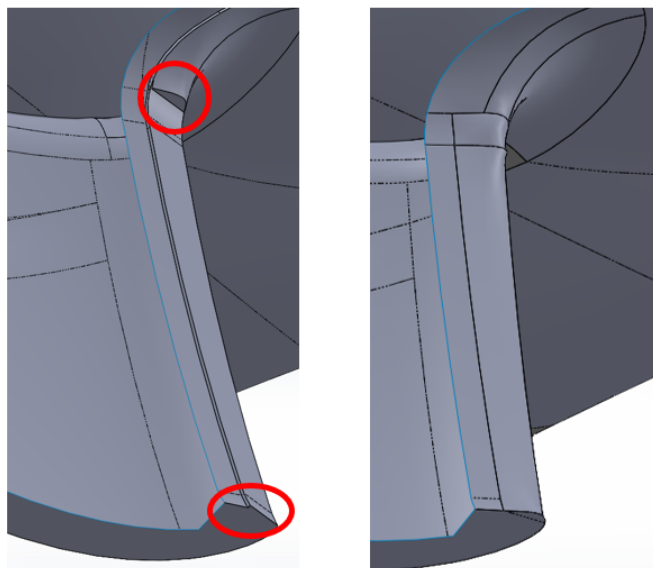


Figura 4.2: Simplificação da geometria

Ao realizar esta primeira otimização pretende-se alcançar os seguintes pontos:

- Redução do número de *master's* e moldes;
- Diminuição do tempo total de maquinagem dos masters;
- Redução do custo de produção, ao reduzir o número de superfícies e componentes individuais a fabricar e montar;
- Minimização de zonas críticas de união (potenciais locais de delaminação, acumulação de resina ou falhas estruturais), melhorando a integridade do componente final;
- Simplificação da laminação manual com superfícies mais contínuas e acessíveis.
- Redução de zonas de união, contribuindo para uma melhor performance estrutural e repetibilidade do processo.

Esta abordagem contribuiu desta forma não só para a viabilidade produtiva da peça, mas também para a otimização de custos e tempo, sendo um dos pilares do sucesso do desenvolvimento de componentes em materiais compósitos.

4.2 Direção de desmoldação e análise de saídas

Relacionado à secção 4.1 e com o objetivo de garantir que todas as novas partições anteriormente definidas são adequadas para um fabrico eficiente do *sidepod*, é fundamental assegurar que todas as novas superfícies definidas possam ser desmoldadas sem interferências ou zonas de bloqueio. Nesta secção, foi realizada uma análise cuidada das direções de desmoldação, recorrendo à

ferramenta *draft analysis*, disponível no software CAD, de modo a assegurar que cada partição da peça pode ser desmoldada numa direção única, evitando zonas com “*undercuts*”, ou seja, regiões com inclinação negativa relativamente à direção de desmoldação. A Figura 4.3 ilustra um exemplo em que parte da superfície analisada não poderia ser desmoldada na direção perpendicular ao plano de topo.

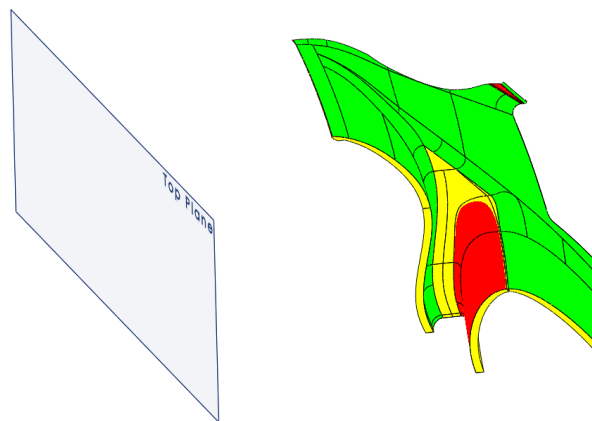


Figura 4.3: Análise de saídas de superfície não desmoldável

Desta forma foi possível identificar graficamente as regiões da peça que apresentam ângulo de saída suficiente face a uma direção de desmoldação ótima predefinida e também definida nesta etapa. Portanto, na utilização desta ferramenta, a direção principal de desmoldação para cada zona é definida, sendo o cálculo automático do ângulo de inclinação das superfícies da peça relativamente a essa direção. Os resultados são sob a forma de uma visualização codificada por cores, permitindo distinguir rapidamente superfícies com inclinação positiva adequada ($> 3^\circ$, representado a cor verde), superfícies com inclinação a ser melhorada (entre 0° e 3° , representado a cor amarela) e superfícies com inclinação negativa ou crítica, impossíveis de desmoldar (0° ou inferior, representado a cor vermelha).

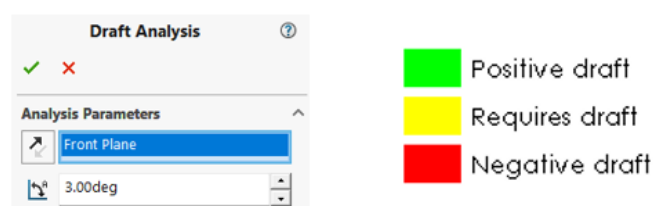


Figura 4.4: Definição de ângulo de análise e escala da cores

Desta forma, durante a seleção das novas partições, todas foram analisadas, estando representado na Tabela 4.1, os resultados finais para todas as divisões de superfície. onde é possível verificar que todas as superfícies apresentam ângulos de saída positivos e adequados à extração dos moldes.

4.3 Abas de ligação entre partições

No processo de fabrico de uma peça complexa em compósito, é igualmente essencial assegurar uma correta união entre as várias partições dos *master's* e, posteriormente, dos moldes. Para esse efeito, e já com as novas partições definidas, foram integradas abas ao longo das linhas de partição da peça. Estas abas são extensões geométricas adicionais aplicadas às superfícies de contacto entre partições, com o objetivo de permitir a fixação física dos moldes, assegurando um alinhamento preciso entre as diferentes partes, facilitando a vedação durante a laminação e cura, garantindo que não ocorre fuga de resina. Estas abas foram dimensionadas com largura suficiente (geralmente entre 20 a 40 mm) para garantir resistência mecânica e estabilidade durante o processo de vácuo, além de manterem uma geometria regular que facilita a maquinagem dos *master's*.

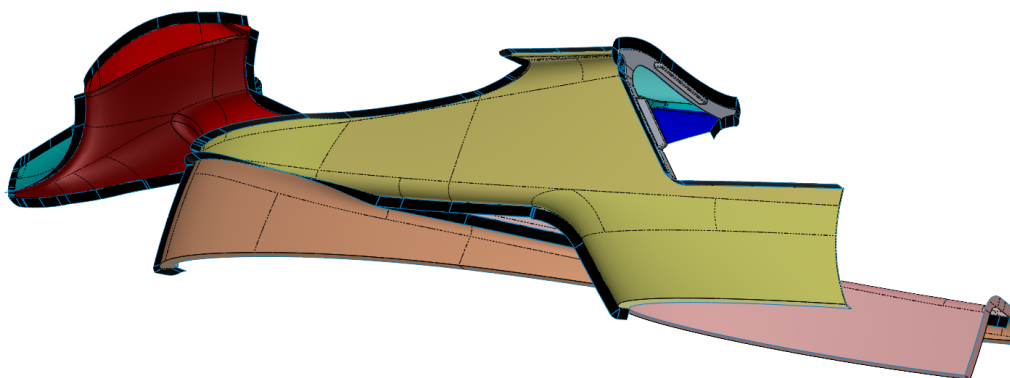


Figura 4.5: Criação de abas de união entre partições

4.4 Design dos *master's*

A redefinição das partições do componente implicou uma alteração significativa das linhas de separação da peça, tornando obsoletos alguns dos *master's* atualmente em uso para a produção dos moldes. Por esta razão, foi necessário desenvolver novos *master's* adaptados à nova divisão geométrica do *sidepod*.

Nesta secção serão abordadas algumas das técnicas utilizadas para a elaboração dos *master's* com o novo design. A fase de transformação da superfície num elemento sólido (*master*) precede a análise e estudo da superfície de cada partição, pois cada zona da superfície que partilhe a sua vizinhança com outros moldes, como já referido, implica a criação de abas de moldação enquanto que as zonas em que não há interação com outras superfícies não necessitam de abas. No entanto, caso apresentem saídas a 0°, carecem de modificação de modo a que passem a ter um ângulo de saída de aproximadamente 3°, minimizando consequentes alterações geométricas na restante superfície.

A construção do *master* foi realizada integralmente no *SolidWorks*, recorrendo a uma combinação de operações de modelação de superfícies e de corpos sólidos. No design do *master* é necessário criar uma margem de corte (elemento 2 da Figura 4.6) de modo a permitir moldar o

componente com um tamanho maior, dando margem depois de moldado para recortar o excesso de fibra com precisão até à dimensão final. Para pré-impregnados, 5 a 10mm de margem é suficiente. Na construção destas margens de corte, pode-se considerar um ângulo de saída mínimo, que facilita a extração. Além desta margem de corte, são também adicionadas as abas de moldação e superfícies de prolongação do molde (elemento 3 da Figura 4.6), que têm como função aumentar a rigidez do molde e compensar qualquer excesso de material, de modo a que o componente seja facilmente libertado do molde. No caso de componentes em material pré-impregnado, estas abas devem apresentar, tipicamente, uma largura da ordem dos 90mm e estar totalmente perpendiculares à direção de desmoldação.

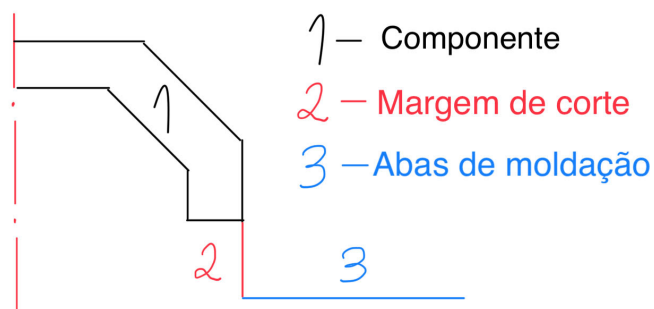


Figura 4.6: Esquema de design do master

Nesta etapa foram desenvolvidos e modelados os novos *master's* obtidos após a otimização de partições. Deste modo, será agora mostrado um exemplo de desenvolvimento de um *master* de uma superfície (partição N° 7 da Tabela 4.1), sendo que o processo é muito semelhante aos restantes *master's*. Portanto, apresenta-se na Figura 4.7 a criação das abas de fixação e de prolongação do molde.

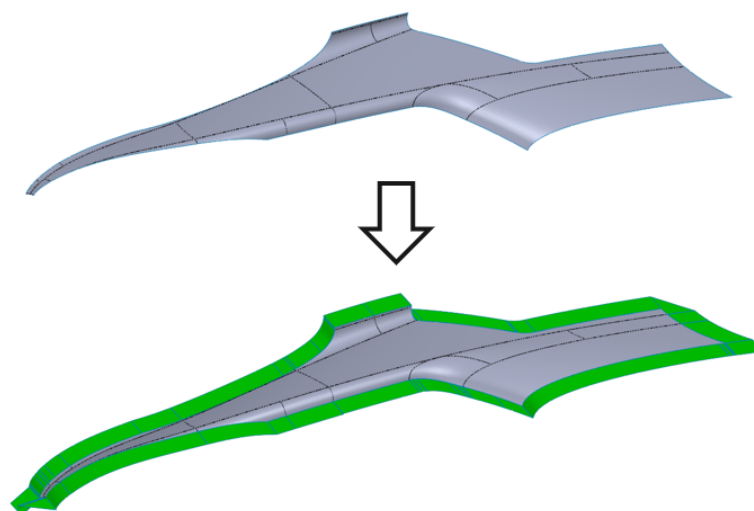


Figura 4.7: Criação de abas de moldação e de prolongação do molde da partição 7

Seguidamente às etapas referidas, procede-se à criação do elemento sólido, gerando os blocos dos *master's* para cada partição, através da extrusão de uma base sólida adaptando-se à superfície da partição em causa. São também aplicados *fillet's* técnicos de arestas perpendiculares que não seriam possíveis de maquinar devido à geometria da ferramenta. Na Figura 4.8, apresenta-se o design final para o *master* na partição N°7 da Tabela 4.1, sendo representado a cor verde, o componente que se pretende efetivamente moldar.

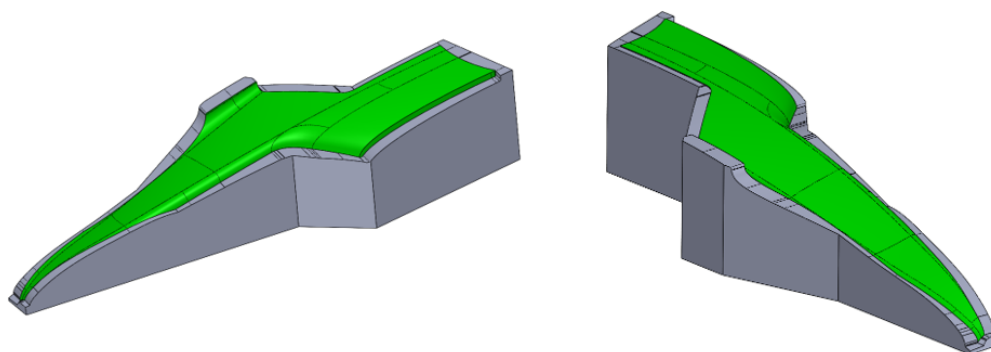


Figura 4.8: Design final do *master* da partição N°7

Na Figura 4.9 é possível identificar a presença de uma pequena saliência na aba de prolongação do molde, funcionando como uma linha de marcação que assinala o limite do fim do componente. Deste modo, o componente final a produzir sobre a superfície de moldação do molde contará com esta linha de peça, servindo de referência para a realização do corte do compósito. Importa salientar que este detalhe só é necessário em superfícies que não entram em contacto com outras superfícies de moldes adjacentes, como é o caso da superfície apresentada neste exemplo.

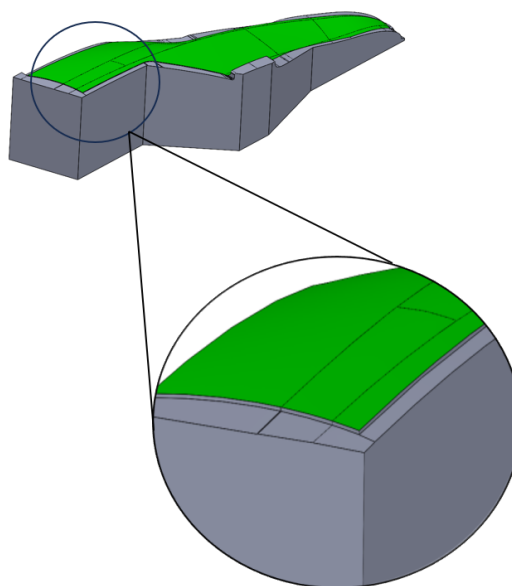


Figura 4.9: Linha de final de peça

Como já referido, todas estas etapas foram replicadas para as restantes 8 superfícies, resultando na conceção de novos *master's* com o objetivo de reduzir o número total de moldes necessários para a laminação do *sidepod*, tornando cada molde mais eficiente na laminação e facilitando também a maquinagem CNC, tanto em 3 como 5 eixos, permitindo uma comparação de custos a ser posteriormente efetuada.

4.5 Otimização do stock de maquinagem

Como referido no Capítulo 3, e após a conclusão do design dos novos *master's*, torna-se necessário projetar e dimensionar adequadamente os blocos de epóxi a maquinar, doravante designados por *stock* de maquinagem. Este exercício tem como principal objetivo minimizar o desperdício de material, garantindo simultaneamente que o volume de material disponível é suficiente para realizar todas as operações de maquinagem com segurança de modo a obter a geometria final desejada. Para tal, considera-se que o stock deve apresentar, no mínimo, uma margem adicional de 5 mm sobre a superfície do *master*, assegurando o correto desbaste e alguma margem para a realização de acabamento durante a fresagem. Na Figura 4.10, observa-se a otimização de *stock* realizada para o exemplo em questão da partição N°7, a qual consistiu, a partir de um bloco maciço de epóxi, em calcular o volume mínimo necessário de material e projetar os blocos poliméricos em conformidade, respeitando o sobredimensionamento mínimo exigido. Este processo de otimização revela-se crucial nesta fase da produção, contribuindo diretamente para a redução do tempo de maquinagem, do consumo de material e do desgaste das ferramentas.

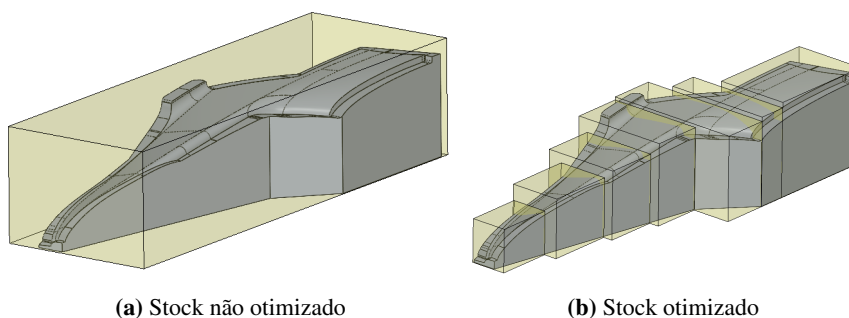


Figura 4.10: Exemplo de otimização do stock de maquinagem do *master* N°7

No anexo D, encontra-se o desenho *CAD 2D* com as dimensões dos blocos de epóxi e as respetivas dimensões de montagem.

4.6 CNC 3 eixos vs 5 eixos

Para o fabrico dos *master's* é necessário recorrer à maquinagem CNC de modo a desbastar o bloco de epóxi na forma requerida. Assim, neste capítulo será abordada a melhor solução de maquinagem para os *master's* a produzir. Mais especificamente, vai ser realizada uma comparação entre a produção dos *master's* com recurso a uma máquina CNC de 3 eixos ou de 5 eixos, com o

objetivo de concluir se existe, de facto, alguma vantagem em recorrer à maquinagem de 5 eixos, tendo em conta que esta apresenta custos mais elevados.

4.6.1 As diferenças entre CNC 3 eixos e 5 eixos

Como já referido, atualmente são amplamente utilizados dois tipos de máquinas: as máquinas CNC tradicionais de 3 eixos e as máquinas CNC de 5 eixos. As primeiras, embora apresentem diversas vantagens, possuem movimentos lineares restritos, o que pode representar desafios para satisfazer requisitos de design mais complexos. Por outro lado, as máquinas CNC de 5 eixos eliminam essas limitações de movimento, permitindo uma abordagem mais versátil na maquinagem de peças com múltiplos ângulos. De forma geral, uma máquina CNC de 3 eixos opera segundo três movimentos lineares – nos eixos X, Y e Z – o que a torna adequada para operações de corte relativamente simples e superfícies acessíveis. Uma das principais vantagens deste tipo de equipamento reside no seu custo reduzido e na ampla disponibilidade, sendo por isso amplamente utilizado em contextos industriais com menor complexidade geométrica. No entanto, a sua capacidade é limitada quando se trata de aceder a superfícies inclinadas ou áreas com geometria mais complexa, uma vez que o movimento da ferramenta está restrito a trajetórias ortogonais. Em contraste, uma máquina CNC de 5 eixos adiciona dois graus de liberdade rotacionais – geralmente designados como eixos A e B – que permitem que a ferramenta se incline e se oriente em torno da peça em múltiplas direções. Esta capacidade oferece maior flexibilidade na aproximação da ferramenta ao material, permitindo realizar cortes em ângulos complexos e produzir formas tridimensionais complexas com elevada precisão. Na figura 4.11 encontram-se representados os movimentos lineares e angulares dos dois tipos de máquinas. [47] [48]

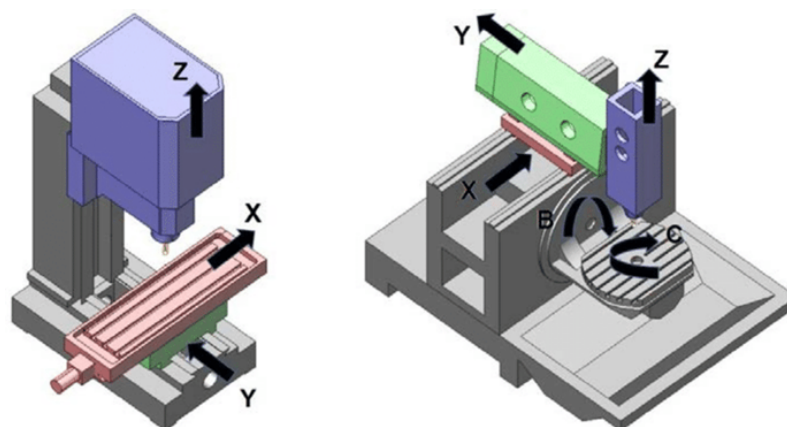


Figura 4.11: Representação de CNC 3 eixos e 5 eixos [47]

4.6.2 Análise de custos

Nesta fase, a seleção do processo de maquinagem ideal é crucial para um fabrico eficiente dos *master's*. De modo a tomar uma decisão informada, é comum a avaliação de diversos fatores tais como, o custo associado, os requisitos de precisão e a complexidade da peça. A compreensão

destes fatores permite uma escolha estratégica alinhada com os objetivos do processo produtivo. Assim, neste projeto, o foco centra-se numa análise de custos para fundamentar a decisão entre a utilização de maquinagem CNC de 3 e de 5 eixos. Porque como já referido, embora as máquinas CNC de 5 eixos geralmente tenham um preço mais elevado, elas oferecem uma maior eficiência e versatilidade a longo prazo e neste projeto podem vir a ser bastante viáveis devido à elevada complexidade geométrica do *sidepod*.

Para realizar a análise de custos entre os dois tipos de maquinagem foram seleccionadas duas secções críticas do *sidepod* em que são necessários vários moldes para a produção dessas secções, uma vez que se utiliza maquinagem CNC 3 eixos. O objetivo foi comparar essa abordagem com a possibilidade de produção dessas mesmas secções num único molde, utilizando maquinagem CNC de 5 eixos. A primeira secção escolhida diz respeito às partições Nº 4 e 7 da Tabela 4.1, onde com base na informação apresentada na Figura 4.12, com recurso à maquinagem CNC de 3 eixos, não seria viável maquinar ambas as partições num único molde. Portanto, para além do *master* já existente para a superfície Nº7 é também necessário a criação de um segundo *master* exclusivo para a produção da partição Nº4, o que representa um custo significativo, sobretudo considerando que esta corresponde a uma porção reduzida do *sidepod*, com aproximadamente 215 mm de comprimento. Em contraste, a partição 7 apresenta uma dimensão substancialmente superior, com cerca de 1600 mm.

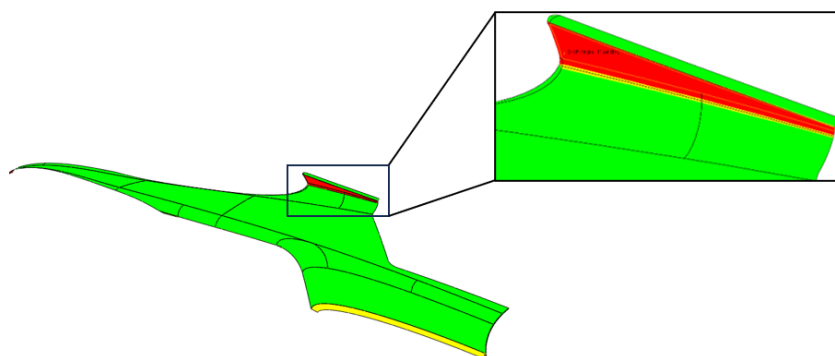
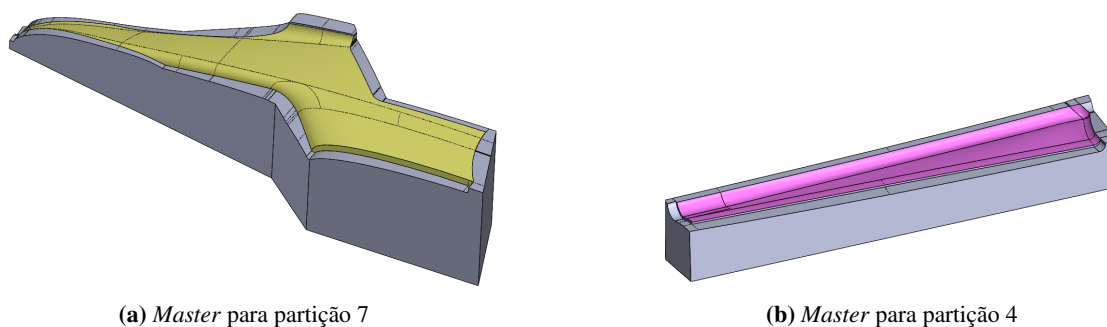


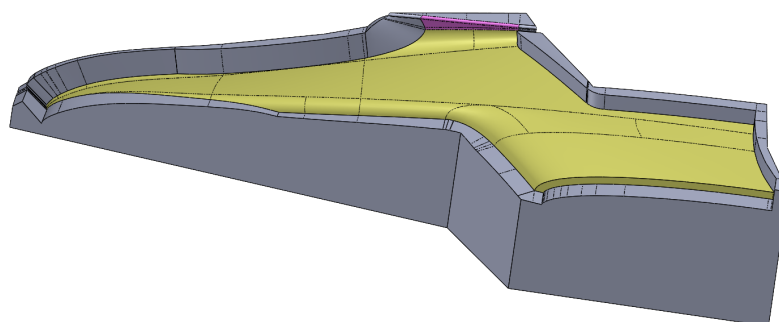
Figura 4.12: Análise de saídas das partições 4 e 7

Desta forma, na Figura 4.13 apresentam-se os dois *master's* necessários para a produção desta secção do componente com recurso a uma CNC 3 eixos. Já na Figura 4.14 observa-se o *master*, único, desenvolvido para a produção da mesma secção do componente mas com recurso a uma CNC 5 eixos, sendo maquinável tudo num único bloco de epóxi.



(a) Master para partição 7

(b) Master para partição 4

Figura 4.13: Master's para a produção das partições 4 e 7 em CNC 3 eixos**Figura 4.14:** Master para a produção das partições 4 e 7 em CNC 5 eixos

No Anexo E, apresentam-se os *master's* correspondentes à segunda secção escolhida para realizar a análise de custos.

Com o intuito de realizar uma análise de custos fiável e representativa da realidade, foram submetidos a orçamentação junto do fornecedor os modelos *CAD* dos *master's* e os respetivos *stock's*, já apresentados, adaptados a cada tipo de maquinaria, 3 e 5 eixos. Este processo permitiu obter valores reais associados à produção, considerando tempos operacionais, preparação e custos hora fornecidos por operadores especializados.

A Tabela 4.2 apresenta os custos horários de referência para cada operação, conforme indicado pelo fornecedor, que vão ser importantes para realizar o cálculo dos custos de produção.

Tabela 4.2: Custos de maquinaria CNC 3 eixos e 5 eixos

	CNC 3 Eixos	CNC 5 Eixos
Setup (€/h)	30	30
Programação (€/h)	40	75
Preparação ferramenta (p/ferramenta)	30	30
Maquinagem (€/h)	36.50	75

Desta forma, com base nos valores da Tabela 4.2 e nos tempos estimados para a execução das diferentes etapas, foi efetuada uma comparação direta entre a maquinaria CNC de 3 eixos e de 5 eixos. A Tabela 4.3 resume os tempos totais e custos estimados para a maquinaria dos

master's 4, 7, 8 e 9 utilizando tecnologia de 3 eixos, enquanto que a Tabela 4.4 apresenta os mesmos dados para uma CNC de 5 eixos.

Para a secção produzida com recurso aos *master's* 4 e 7, os resultados indicam que a sua produção em CNC de 3 eixos implica um custo total aproximado de 823€, considerando as diversas fases do processo. Quando produzidos com recurso a uma CNC de 5 eixos, o custo total ascende a cerca de 1160€, o que representa um acréscimo de aproximadamente 29%. Este aumento está associado ao maior custo por hora da tecnologia 5 eixos, bem como à maior complexidade da programação e preparação da máquina.

Já no caso da produção da segunda secção seleccionada para análise (*master's* 8 e 9,) observa-se um custo de aproximadamente 1200€ utilizando uma CNC de 3 eixos, face aos 1395€ em 5 eixos, um aumento relativo de cerca de 14%. Esta diferença mais moderada justifica-se por uma menor complexidade geométrica nesta secção e uma menor vantagem operacional da máquina de 5 eixos nesse caso específico.

Tabela 4.3: Custos de produção por CNC 3 eixos

		<i>Master 4 e 7</i>		<i>Master 8 e 9</i>	
		Tempo	Preço [€]	Tempo	Preço [€]
Master 1	<i>Setup</i>	30 min	15	30 min	15
	Programação	25 min	17	20 min	14
	Preparação ferramenta	3	90	2	60
	Maquinagem	13 h	475	14 h	511
	Total	15 h	596 €	15 h	600 €
Master 2	<i>Setup</i>	20 min	10	30 min	15
	Programação	15 min	10	30 min	20
	Preparação ferramenta	2	60	3	90
	Maquinagem	4 h	146	13 h	475
	Total	5 h	226 €	14 h	600
Preço total de maquinagem			823 €	-	1200 €

Tabela 4.4: Custos de produção por CNC 5 eixos

		<i>Master 4 e 7</i>		<i>Master 8 e 9</i>	
		Tempo	Preço [€]	Tempo	Preço [€]
Master 1	<i>Setup</i>	40 min	20	60 min	30
	Programação	60 min	75	60 min	75
	Preparação ferramenta	3	90	3	90
	Maquinagem	13 h	975	16 h	1200
	Total	15 h	1160 €	15 h	1395 €

Com base na análise das tabelas e dos valores acima apresentados, conclui-se que, embora os custos de produção associados à maquinagem CNC de 5 eixos sejam superiores, tal como era esperado, a diferença permanece dentro de limites aceitáveis. Em concreto, os acréscimos de custo observados situam-se abaixo dos 30%, valor esse definido como teto máximo de aceitabilidade pela Adamastor, para que a opção por 5 eixos seja considerada viável face à alternativa de 3 eixos.

Para além da análise puramente económica, a adoção da tecnologia de 5 eixos traduz-se numa redução do número total de *master's* necessários, de 9 para 7, o que representa vantagens operacionais significativas desde:

- Simplificação do processo de laminação, pela redução do número de interfaces e uniões;
- Menor probabilidade de defeitos visuais e estruturais, nomeadamente linhas de resina, marcas de partição e desalinhamentos entre superfícies;
- Simplificação da manutenção, uma vez que a quantidade de moldes e *master's* a inspecionar, limpar ou reparar é mais reduzida.

Um outro aspeto a considerar nesta análise é o tempo de maquinagem associado a cada tecnologia. Embora, na situação atual, os *master's* sejam produzidos externamente, e, portanto, o fator mais relevante para a Adamastor seja o custo total de fornecimento, este cenário poderá alterar-se no futuro. A existir capacidade interna de maquinagem em 5 eixos, o tempo de execução ganha peso significativo na decisão, uma vez que se verifica uma redução superior a 50% no tempo de maquinagem quando comparado com a tecnologia de 3 eixos. Esta diferença temporal tem impacto direto na eficiência da produção, flexibilidade de resposta e otimização dos recursos internos, além de permitir uma melhor gestão de prazos e redução do tempo total de fabrico dos componentes. Assim, para além das vantagens já identificadas ao nível da qualidade do componente e da redução de complexidade na montagem, a opção por 5 eixos revela-se também estratégica no contexto de uma eventual integração vertical do processo produtivo por parte da empresa.

Assim, a opção pela maquinagem em 5 eixos, mesmo com um custo superior, é considerada compensatória não apenas em termos económicos indiretos, mas também na eficiência global e na robustez do processo produtivo.

Capítulo 5

Otimização do laminado

Com base nas informações e conceitos introduzidos no Capítulo 2, apresenta-se neste capítulo uma abordagem ao processo de design com o objetivo de apoiar a definição adequada de alguns parâmetros de produção do *sidepod*. Este constitui um fator chave para a melhoria do desempenho do componente, tanto em termos de características mecânicas como do ponto de vista da eficiência do processo, visando a redução de custos, desperdício e tempo de comercialização. De forma geral, nesta otimização, recorre-se a um modelo *CAD* paramétrico, a um solucionador por elementos finitos (FEM) e a um módulo de otimização. Esta abordagem permite identificar o melhor laminado do componente, considerando todos os aspetos relevantes do seu projeto.

O objetivo deste método proposto é otimizar o componente a nível do número de camadas, diretamente relacionado com a espessura do componente, a sua geometria, materiais utilizados e ordem de produção. Diferentes otimizações podem ser alcançadas de acordo com o objetivo da análise. Exemplos de redução de massa ou deslocamento, o aumento da resistência e o índice de falha podem ser otimizados em função do objetivo da análise. Deste modo, foi então utilizado o software *HyperMesh*, especialmente projetado para a preparação de *setup's* para *FEA's*. A metodologia utilizada será explicada em termos gerais, o que significa que não será fornecida uma explicação detalhada sobre a utilização dos comandos específicos no *HyperMesh* para a obtenção do resultado final.

Como já referido no capítulo 2, o processo de otimização de compósitos usando o *Altair Hypermesh* é dividido em quatro partes principais: modelação de geometria, otimização de tamanho livre, otimização de dimensionamento e empilhamento. No entanto, ainda antes da realização da otimização, será realizada uma simulação estática linear de modo a perceber melhor o comportamento do *sidepod* quando sujeito aos casos de carga reais e desta análise procurar retirar alguma conclusão que possa ajudar na otimização.

5.1 Considerações iniciais

Nesta primeira fase, apresenta-se o componente modelado e a sua preparação para a análise. Na Figura 3.1, já apresentada, observa-se o design atual do *sidepod* em uso no supercarro. O *sidepod* possui mais de 2000 mm de comprimento e 400 mm de largura, que confere alguma complexidade ao processo de produção devido às suas grandes dimensões. A sua espessura é praticamente constante, apresentando um valor de aproximadamente 2.7 mm. O uso de fibra de carbono permitiu que este componente possuía atualmente uma massa de 6.94 kg, valor considerado adequado face aos requisitos de resistência e rigidez, bem como às exigências associadas à precisão da condução e à estabilidade do veículo.

Ainda nesta secção, apresenta-se o laminado atualmente em uso. Como se observa na Figura 5.1, o *sidepod* é constituído por um laminado com 6 camadas entre 0 ° e 45 °. Em relação às espessuras das camadas individuais, estas foram determinadas com recurso à ferramenta "*Ply Thickness Calculator*" da *Toray*, onde o cálculo é baseado no peso da área fornecida das fibras de reforço (em g/m³), na densidade dessas fibras (em g/cm³) e na densidade da resina curada da resina da matriz.

PLY 1	0.222 mm	45 °
PLY 2	0.395 mm	45 °
PLY 3	0.690 mm	0 °
PLY 4	0.690 mm	45 °
PLY 5	0.395 mm	0 °
PLY 6	0.222 mm	45 °

Figura 5.1: Disposição inicial do laminado

5.2 Geração da malha

De um modo geral, a malha é a base de qualquer simulação numérica, tratando-se da discretização do modelo em pequenos elementos que permitem resolver, de forma aproximada, equações complexas do comportamento estrutural. Uma boa qualidade de malha é fundamental para garantir resultados precisos e credíveis. Uma malha demasiado grosseira pode não captar os gradientes ou detalhes geométricos importantes, levando a erros significativos, enquanto que por outro lado, uma malha excessivamente fina aumenta o tempo de cálculo e o consumo de recursos computacionais, muitas vezes sem ganhos proporcionais em precisão e resultados. Perante isto, será realizado mais adiante um estudo de convergência com o objetivo de determinar a dimensão ideal dos elementos que constituem a malha.

Tendo em consideração a elevada complexidade geométrica do componente em estudo, foi necessário realizar algumas pequenas simplificações à geometria da peça, especialmente em zonas críticas como arestas, *interfaces* ou regiões de elevado gradiente, pois aquando a aplicação da malha, estas zonas se tornam fatores determinantes para o sucesso da simulação. Algumas destas alterações encontram-se representadas na Figura 5.2, onde, antes da alteração, se verificavam regiões com uma malha propensa a gerar erros durante a simulação.

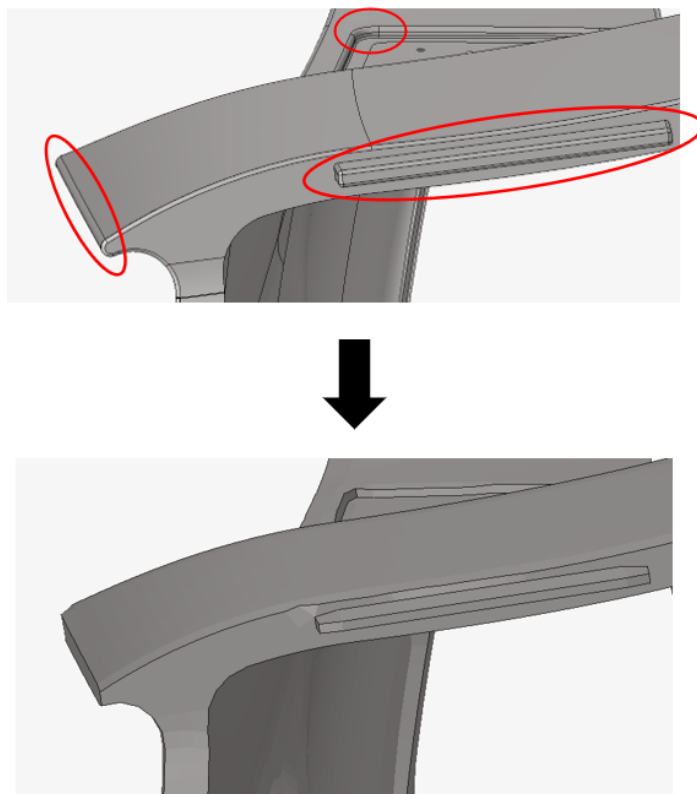


Figura 5.2: Alteração geométrica do *sidepod* para refinamento da malha

Uma vez que a modelação deste componente foi realizada com recurso a superfícies e não a corpos sólidos, todas as superfícies do componente serão discretizadas em elementos 2D para posterior atribuição da malha. Para a definição da malha foram utilizados elementos retangulares (CQUAD4) de 1º ordem com 4 nós ordenados e elementos triangulares (CTRIA3). A malha foi gerada com uma dimensão máxima de 10 mm, resultando num total de 15.116 elementos. Após uma extensa manipulação da disposição dos elementos da malha, recorrendo a ferramentas do *software* (como *smooth*, *split*, *move*, entre outras), procedeu-se à análise da qualidade dos elementos com as capacidades nativas do *software*. Na Figura 5.3 é apresentada a qualidade geral da malha, baseada numa escala cromática que varia entre má qualidade (cor vermelha) e qualidade ideal (cor azul escuro). Após uma análise visual rápida, é facilmente perceptível a boa qualidade global da malha gerada, uma vez que praticamente toda a peça se encontra representada na cor azul escura. [24]

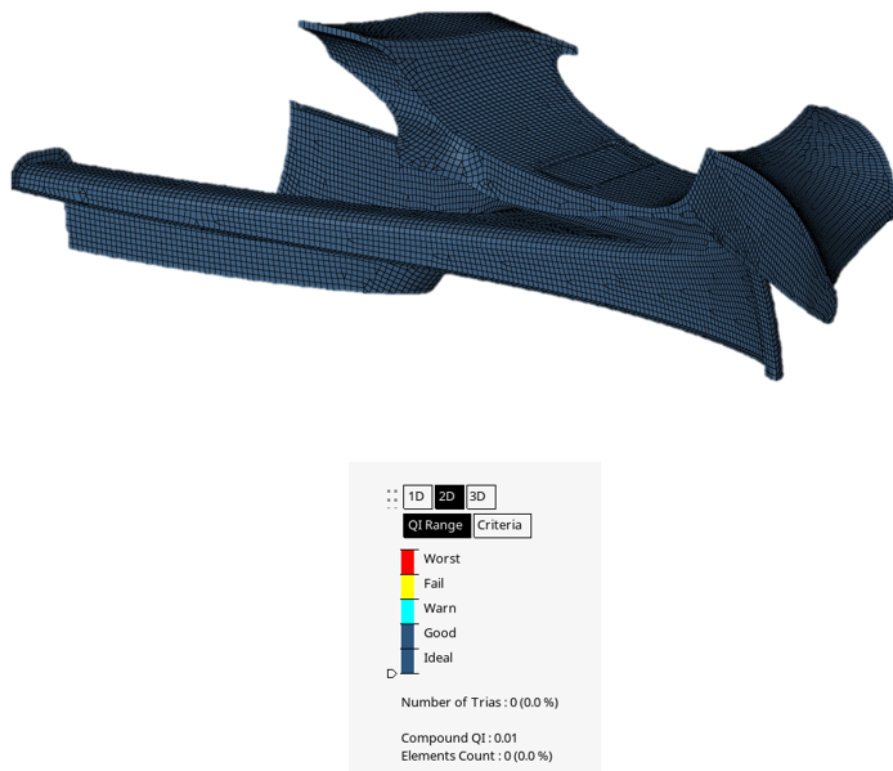


Figura 5.3: Mesh gerada e análise geral da qualidade dos elementos

No entanto, esta análise não é necessariamente suficiente. Um critério frequentemente utilizado para avaliar a boa qualidade de uma malha, é o valor do Jacobiano, que constitui um indicador da qualidade geométrica dos elementos da malha, medindo a transformação entre o sistema de coordenadas do elemento ideal (teórico) e o elemento real na geometria modelada. De forma simplificada, imagine-se um elemento ideal - por exemplo, um quadrado perfeito - e pretende-se avaliar o quão distorcido esse elemento se encontra quando é adaptado à geometria real. Perante isto, o jacobiano quantifica precisamente essa transformação geométrica. Um valor de jacobiano baixo ou próximo de zero, indica que o elemento está invertido ou colapsado, o que pode comprometer a simulação e gerar resultados numéricos imprecisos, uma vez que aumenta o erro local no cálculo dos campos de tensão e deformação. De forma geral, um valor normalizado aceitável do jacobiano deverá ser superior a 0.75, sendo que o valor 1 corresponde a um elemento praticamente perfeito.

Posto isto, a análise do Jacobiano é um dos principais fatores para o sucesso da simulação e consequente otimização. Na Figura 5.4 observa-se o resultado final da malha criada, quando analisada quanto à distorção de cada elemento. A figura é marcada por uma cor marotariamente azul escura, o que indica que o jacobiano tem um valor próximo do unitário. De acordo com a escala apresentada, os restantes elementos apresentam valores também algo próximo de 1, não existindo elementos com um valor inferior a 0.7, o que será fundamental para a obtenção de bons resultados.

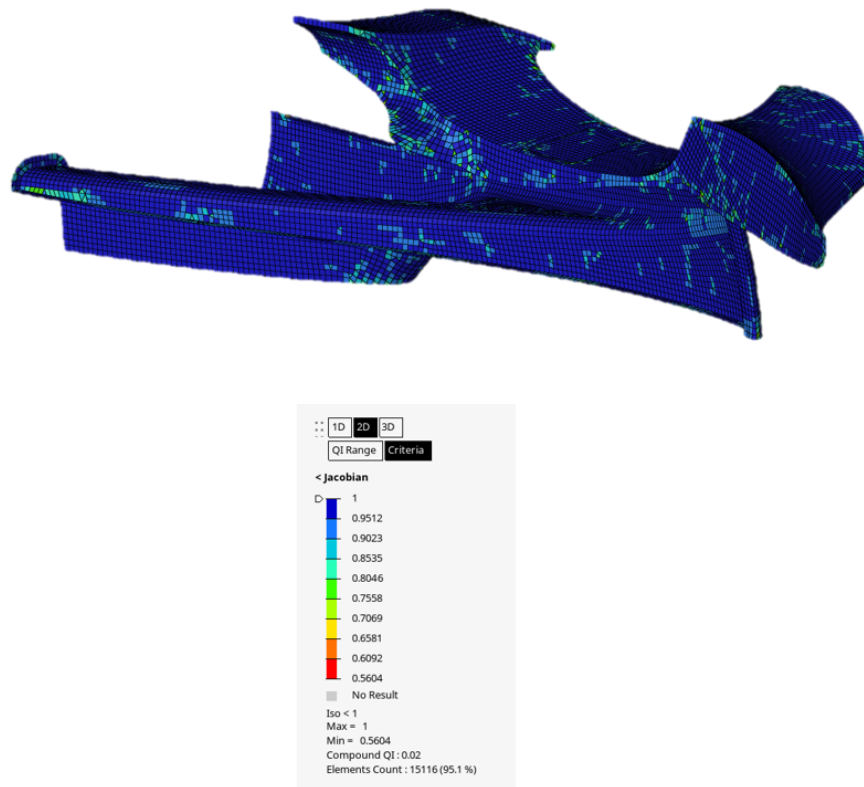


Figura 5.4: Análise do Jacobiano

5.3 Materiais, propriedades e definição do laminado

No capítulo 3, já foi introduzida a distribuição das fibras de carbono pré-impregnadas utilizadas na produção deste componente. No entanto, falta ainda referir algumas propriedades específicas do tipo de carbono em uso. Neste design inicial encontram-se em uso três tipos de tecidos pré-impregnados de fibra de carbono, todos com resina Epoxy E750. Um tecido T300 (205gsm), um T700 (380gsm) e o T700SC (660gsm), onde as respetivas propriedades gerais já foram apresentadas na Tabela 3.1. As respetivas propriedades mecânicas necessárias para a simulação e otimização dos três tipos de fibras para além das já apresentadas na Tabela 3.1, encontram-se representadas na Tabela 5.1.

Tabela 5.1: Propriedades mecânicas dos tecidos pré-impregnados

Fibra	Densidade (g/cm ³)	E1 (GPa)	E2 (GPa)	G12 (GPa)	ν_{12}	Xt (MPa)	Yt (MPa)	Xc (MPa)	Yc (MPa)	S12 (MPa)
205	1.5012	62.20	61.00	3.84	0.05	583.00	586.00	776.00	775.00	115.00
380	1.5273	64.90	62.60	4.16	0.04	1003.00	995.00	767.00	761.00	96.00
660	1.4942	61.60	63.70	4.30	0.06	783.00	635.00	635.00	542.00	83.00

De salientar que ao introduzir os materiais e as suas respetivas propriedades no *HyperMesh* é necessário associar um *card* a cada material. Estes *card's* têm como principal função especificar

o comportamento que o material irá ter no solucionador, mais especificamente, definem o material da cada camada individual. Neste caso, como já referido estamos perante um material ortotrópico, logo dentro das opções disponíveis foi selecionado o "MAT 8", que segundo [24] é utilizado para definir as propriedades de materiais ortotrópicos lineares independentes da temperatura para elementos bidimensionais. As propriedades requeridas pelo "MAT 8" encontram-se representadas na Tabela 5.2.

Tabela 5.2: Entrada de propriedades do *card* "MAT 8" utilizado no *HyperMesh*[24]

MID	Número único de identificação do material. (número inteiro >0)
E1	Módulo de elasticidade na direção longitudinal (direção da fibra ou direção 1)
E2	Módulo de elasticidade na direção transversal (direção da matriz ou direção 2)
NU12	Coefficiente de Poisson (ϵ_2/ϵ_3 para cargas uniaxiais na direção 1)
G12	Tensão de corte no plano
G1,Z	Tensão de corte transversal no plano 1-Z
G2,Z	Tensão de corte transversal no plano 2-Z
RHO	Densidade

Posteriormente, os materiais introduzidos têm de ser associados à malha criada com recurso a uma propriedade que neste caso tem como principal função a de definir o tipo de laminado completo. A definição desta propriedade, uma vez que determina o comportamento do laminado total, é muito importante pois interfere no resultado final da otimização. Para melhor entender o porquê da escolha do "PCOMPP", segue-se uma breve descrição das opções disponíveis: [24] [39]

- **PCOMP:** Esta propriedade apenas permite associar um único material ao laminado, permite também definir a espessura das camadas e as suas orientações. A espessura de cada camada é dada em valores absolutos (mm) e é simples de configurar e ideal para análises estáticas ou com laminados fixos, sendo pouco flexível para otimizações;
- **PCOMPG:** Propriedade muito semelhante ao "PCOMP", mas as espessuras são definidas como frações da espessura total (valores entre 0 e 1). Útil quando se deseja manter proporções relativas entre as camadas, mesmo que a espessura total varie, sendo bom para estudos de sensibilidade ou variações simples em laminados;
- **PCOMPP:** Propriedade conhecida por ser a versão paramétrica e avançada do "PCOMP", sendo ideal para otimizações com *OptiStruct*. Dentro desta propriedade, utilizam-se *card's* separados de modo a definir diversas variáveis. O *card* "PLY" define o material, a orientação e espessura inicial de cada camada, agrupando depois todas as camadas num "STACK", que define as informações de empilhamento e da sequência, permitindo ao solucionador alterar espessuras, ângulos e ordem das camadas durante a análise. Esta propriedade requer uma configuração mais elaborada mas oferece uma maior flexibilidade adicional na manipulação de laminados tanto na análise quanto na otimização.

A simulação e otimização de peças em material compósito é algo crítico no que diz respeito à sua modelação e principalmente à associação do material ao componente. Portanto, uma vez

definidos os materiais, é necessário definir a direção principal para assim definir da forma mais correta possível a direção de aplicação das fibras, uma vez que esta orientação do material é muito importante para a definição de E_1 e E_2 e restantes propriedades que variam com a direção. Um aspeto importante a ter em consideração após a geração da malha, é a possibilidade de as direções normais de alguns elementos estarem orientadas em sentidos opostos. Ou seja, torna-se necessário realizar uma verificação prévia à análise de elementos finitos, de forma a garantir a coerência das normais. Regra geral, a direção normal de cada elemento é definida de acordo com a direção de aplicação das camadas de fibra, conforme representado na Figura 5.5.

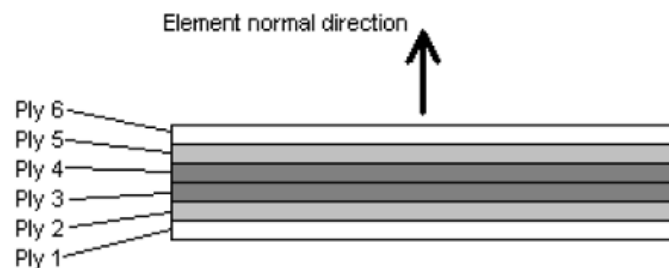


Figura 5.5: Sequência de empilhamento das camadas em relação à normal do elemento[39]

Um passo fundamental consiste na verificação e, sempre que necessário, na adaptação da orientação do material nos elementos da malha, de forma a assegurar a correta aplicação das direções desejadas para os materiais ortotrópicos. Cada camada num laminado compósito é caracterizada não só pelas suas propriedades materiais e espessura, mas também pela sua orientação angular das fibras relativamente a um sistema de referência local em cada elemento da malha. No caso do *sidepod* em estudo, devido à sua complexidade geométrica e à malha gerada, verificou-se inicialmente a presença de variações angulares locais aleatórias nos elementos, conforme ilustrado na Figura 5.6, o que comprometeria claramente a aplicação consistente das orientações de fibra pretendidas.

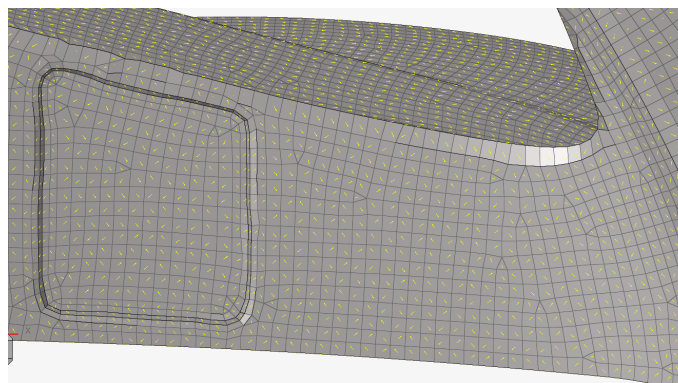


Figura 5.6: Orientações aleatórias das direções das fibras

Perante esta situação, foi necessário unificar a orientação dos vetores locais de cada elemento de modo a que, por exemplo, a direção 0° fosse coerente ao longo de toda a superfície do componente. Esta uniformização foi realizada através da definição de um sistema de coordenadas

comum garantindo assim uma base angular consistente para a aplicação das camadas. Este processo é fundamental, uma vez que, numa análise de compósitos, as propriedades mecânicas não são necessariamente isotrópicas. Assim, mesmo um pequeno erro na orientação pode conduzir a interpretações incorretas dos resultados, comprometendo a avaliação da resistência, da rigidez e dos critérios de falha aplicados. Na figura 5.7 é apresentado o resultado final para uma pequena secção do componente em análise.

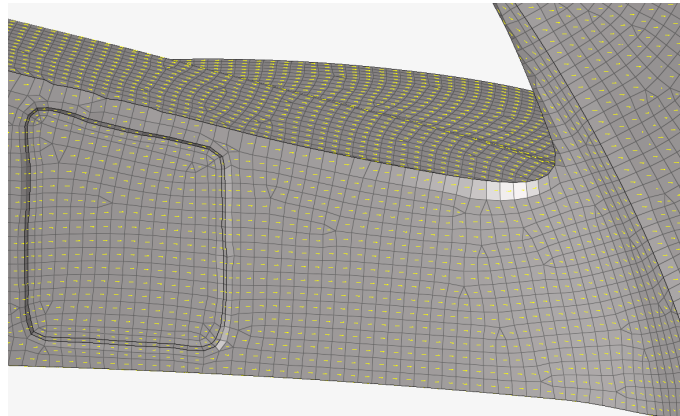


Figura 5.7: Orientações das fibras corrigidas

Só após esta uniformização foi possível aplicar corretamente o laminado de fibras conforme definido na Secção 5.1. O laminado encontra-se então definido e associado ao componente, tal como representado na Figura 5.8.

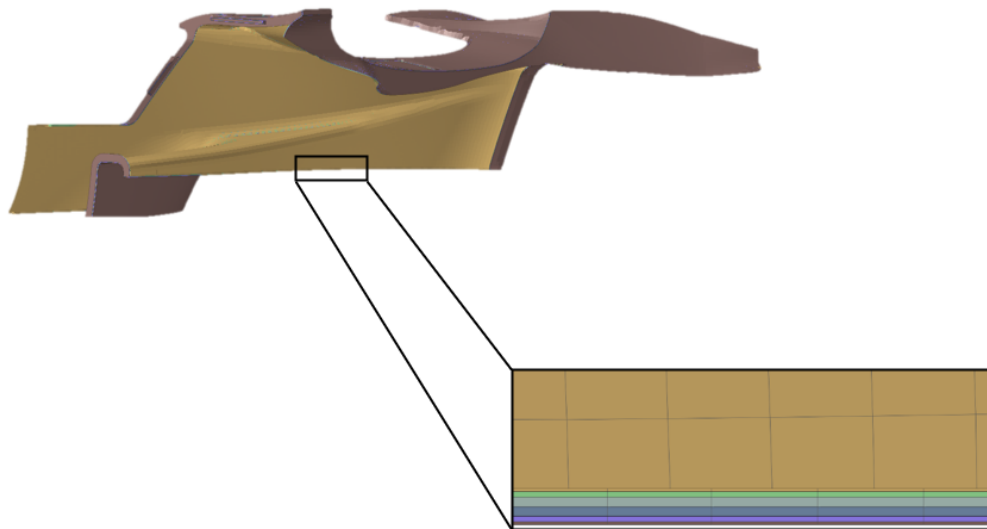


Figura 5.8: Visão geral do laminado inicial

5.4 Condições de fronteira e casos de carga

Nesta secção são apresentadas as condições de fronteira e os casos de carga definidos com o objetivo de replicar as situações reais a que a peça em simulação está sujeita. A correta definição destes parâmetros é essencial para garantir que os resultados obtidos sejam representativos do comportamento real da estrutura, tanto ao nível da rigidez como da resistência. Deste modo, os esforços aplicados e as restrições impostas procuram replicar as condições típicas de operação a que o *sidepod* está sujeito. Estas restrições e casos de carga serão implementados na estrutura através de elementos rígidos e a simulação será realizada considerando que o *sidepod* se encontra devidamente montado, fixo e em contacto com todos os componentes envolventes.

Em relação às condições de fronteira, estas encontram-se representadas na Figura 5.9 a cor vermelha. De acordo com a posição atual de montagem do *sidepod*, foi aplicada uma condição de encastramento nas zonas de ligação do componente à monocoque do veículo. Esta condição representa uma fixação rígida, onde todos os graus de liberdade estão restringidos, ou seja, não são permitidos deslocamentos nem rotações em nenhuma direção.

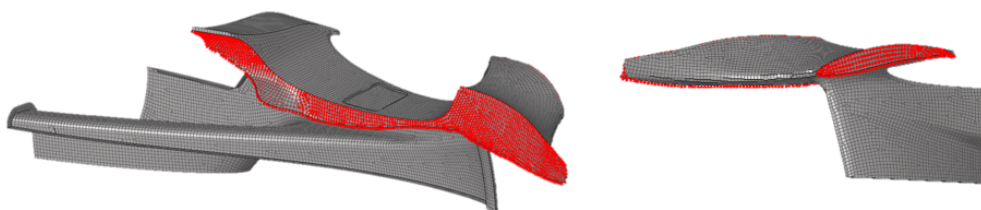


Figura 5.9: Condições de fronteira do *sidepod*

Como já referido no Capítulo 3, parte da região inferior do *sidepod* interage com o *ground-floor* e com o difusor traseiro. Ao contrário das condições de fronteira previamente descritas, esta interação não pode ser modelada como um encastramento rígido, dado que não se trata de uma fixação absoluta. Em vez disso, trata-se de uma restrição resultante da rigidez dos componentes adjacentes, que limitam parcialmente o movimento do *sidepod*, permitindo pequenos deslocamentos consoante o comportamento estrutural global do conjunto. Esta situação caracteriza-se então por um apoio deformável, onde o *sidepod* se encontra apoiado a uma estrutura que oferece resistência ao deslocamento, mas que também se deforma sob carga. Assim, deve ser considerado o comportamento elástico dos componentes secundários, mesmo que estes não estejam modelados diretamente nesta simulação.

Para representar esta interação no modelo de elementos finitos, foi implementada uma condição de contacto simplificada. O objetivo foi aplicar uma ligação elástica entre o *sidepod* e os componentes adjacentes, de forma a refletir uma ligação com rigidez limitada — ou seja, não se trata de um contacto perfeitamente rígido nem totalmente livre, mas sim com alguma resistência à deslocação e rotação, definida por constantes de mola. Para tal, recorreu-se à utilização de elementos *RBE2* (*Rigid Body Element type 2*), que permitem transferir os movimentos de forma rígida

entre um nó mestre e vários nós dependentes. Estes elementos foram utilizados para representar a distribuição da ligação ao longo da superfície de contacto. Em complemento, foram utilizados elementos *CBUSH* (*Constrained Bush*), que são elementos 1D onde as constantes de rigidez podem ser atribuídas de forma controlada pelo utilizador, permitindo simular adequadamente a flexibilidade da interação entre os corpos. Esta aplicação pode ser observada na Figura 5.10.

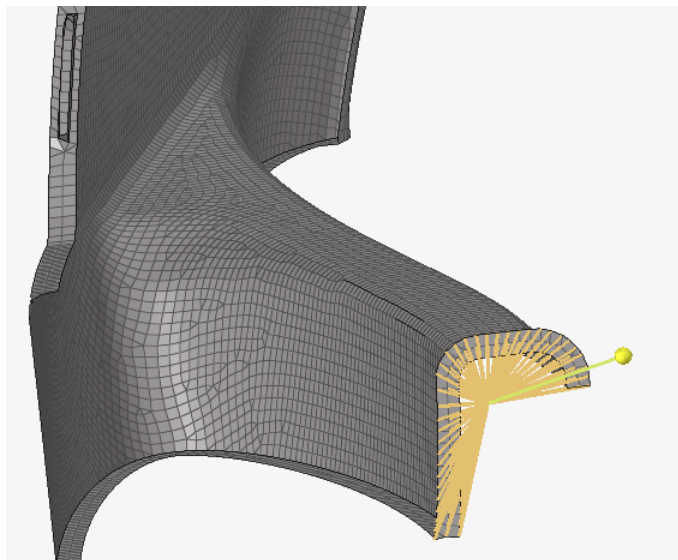
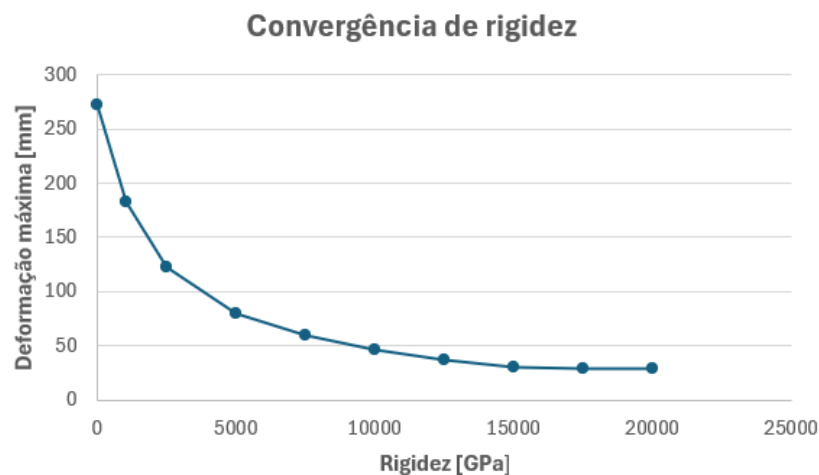


Figura 5.10: Condição de fronteira de rigidez

Para completar devidamente esta condição é necessário atribuir um valor de rigidez aos elementos. Desta forma, não tendo um valor de rigidez localmente definido para o *underfloor* e para o difusor e dado que o deslocamento máximo admissível do *sidepod* é de aproximadamente 30 mm, foi realizado um estudo de sensibilidade/convergência, onde se variou progressivamente o valor da rigidez atribuída a estes elementos de contacto, avaliando-se o efeito na resposta estrutural global do *sidepod* a nível de deslocamento. O objetivo deste estudo é encontrar um valor de rigidez realista de modo a refletir a presença da peça adjacente, sem impor uma restrição absoluta nem provocar instabilidade numérica. Os valores representativos do estudo realizado encontram-se representados na Tabela 5.3.

Tabela 5.3: Valores do estudo de convergência da rigidez aproximada do contacto com o *sidepod*

Valor de rigidez [GPa]	Deslocamento máximo [mm]
0	272.1
1 000	183.2
2 500	122.9
5 000	79.69
7 500	59.08
10 000	46.98
12 500	37.02
15 000	30.64
17 500	29.16
20 000	28.31

**Figura 5.11:** Condição de fronteira de rigidez

Segundo o gráfico apresentado na Figura 5.11, observa-se que a partir do valor de rigidez de 15.000 GPa, o valor de deslocamento máximo do *sidepod* apresenta uma variação pouco significativa, sendo portanto considerado esse mesmo valor de rigidez para a aproximação da rigidez imposta pelo *underfloor* na ligação com o *sidepod*. Desta forma, esta abordagem permite representar de forma "realista" a transmissão de esforços e o confinamento local, sem impor um bloqueio total de graus de liberdade. Ao mesmo tempo, evita-se a necessidade de modelar diretamente os componentes secundários, otimizando o tempo de simulação e a complexidade computacional.

Relativamente aos casos de carga a considerar nesta análise, foram definidos quatro cenários distintos, com o objetivo de representar as situações mais críticas às quais o *sidepod* poderá estar sujeito durante a utilização do supercarro. Cada um destes casos de carga representa uma condição específica de funcionamento, sendo aplicado de forma isolada, de modo a avaliar a resposta estrutural do componente perante diferentes tipos de solicitações.

5.4.1 Caso de carga 1

No primeiro caso de carga, simula-se uma situação extrema em que o piloto, ao sair do veículo, apoia os dois pés sobre superfície do *sidepod*. Para representar este cenário, foi considerada uma massa de 130 kg, considerando a zona de aplicação desta carga apresentada na Figura 5.12. A força correspondente ao peso foi calculada através da Equação 5.1.

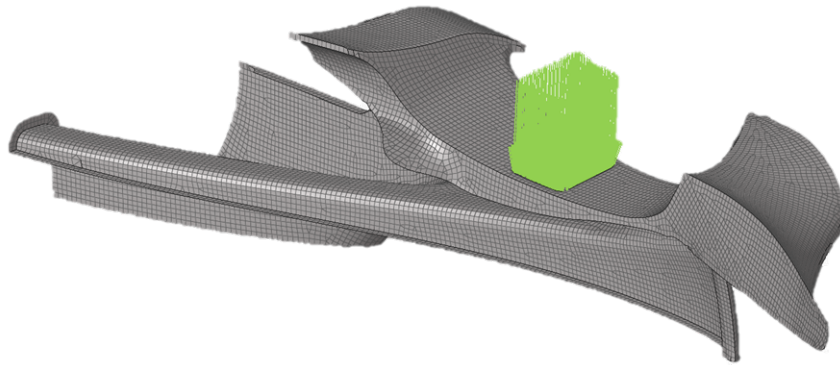


Figura 5.12: Caso de carga do peso do piloto

$$F = m \cdot g = 130 \cdot 10 = 1300 \text{ N} \quad (5.1)$$

Esta força foi aplicada na direção vertical descendente, onde os 1300 N foram distribuídos uniformemente pelos respetivos nós da área em questão. O objetivo deste caso de carga é verificar a resistência local da estrutura tendo em conta este esforço pontual e avaliar a distribuição de tensões nas áreas críticas.

5.4.2 Caso de carga 2

Este caso tem como objetivo representar uma eventual situação de um impacto lateral, representando por exemplo um cenário de acidente onde o *sidepod* pode ser atingido por um objeto com massa significativa. Foi considerada uma massa de 200 kg aplicada de forma concentrada numa pequena área lateral do *sidepod*, representando um embate localizado, tal como apresentado na Figura 5.13. A força resultante é calculada recorrendo à Equação 5.2, assumindo uma aceleração equivalente à gravidade tal como no caso anterior, resultando numa força de 2000 N.

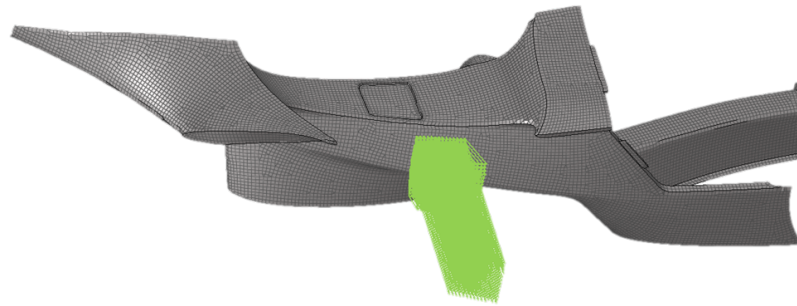


Figura 5.13: Caso de carga de impacto lateral

$$F = m \cdot g = 200 \cdot 10 = 2000 \text{ N} \quad (5.2)$$

A carga foi aplicada na direção transversal ao veículo (eixo Y), diretamente sobre uma zona crítica da superfície lateral. Este cenário permite avaliar a resistência do *sidepod* a choques laterais localizados, sendo particularmente importante para garantir a integridade estrutural da peça em condições extremas, como colisões em pista ou transporte. Este caso de carga também permite observar a propagação de tensões internas e identificar eventuais pontos de falha por concentração de esforços.

5.4.3 Caso de carga 3

Este cenário simula uma situação recorrente durante a utilização do veículo, em que o piloto por ventura coloca os pés na extremidade do *underfloor* que se encontra estruturalmente ligado à parte inferior do *sidepod*, logo qualquer força aplicada nessa região é parcialmente transferida para o laminado do *sidepod*, podendo induzir tensões significativamente localizadas.

Para representar esta condição, foi aplicada uma força vertical descendente de 1500N, correspondente ao peso de um corpo em apoio dinâmico, tendo em conta fatores de amplificação devido ao movimento. Esta força foi distribuída uniformemente pelos nós da aba de contacto na extremidade inferior do modelo, de acordo com a Figura 5.14, sendo que a região de aplicação foi previamente definida com base na ligação física entre o *underfloor* e o *sidepod*, garantindo uma representação realista da transmissão de carga.

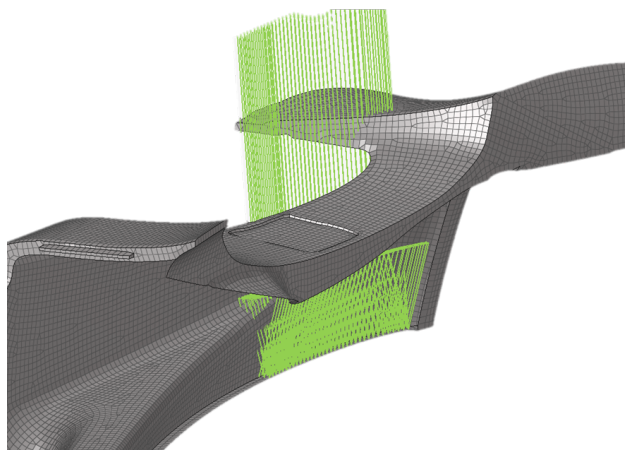


Figura 5.14: Caso de carga de apoio do piloto no *underfloor*

5.4.4 Caso de carga 4

Por fim, apresenta-se o último caso que representa a força aerodinâmica vertical transferida para o *sidepod* devido ao efeito de solo gerado pelo fluxo de ar sob o veículo. Este tipo de força é característica de carros de competição, uma vez que, como já referido, os *sidepod's* estão conectados ao *underfloor*, o que induz o efeito de túneis *Venturi* que canalizam o ar de modo a criar *downforce* no veículo. Portanto, considera-se que o *sidepod* recebe uma carga proveniente do *underfloor* de aproximadamente 150 kg, resultando numa força vertical descendente tal como apresentado na Figura 5.15.

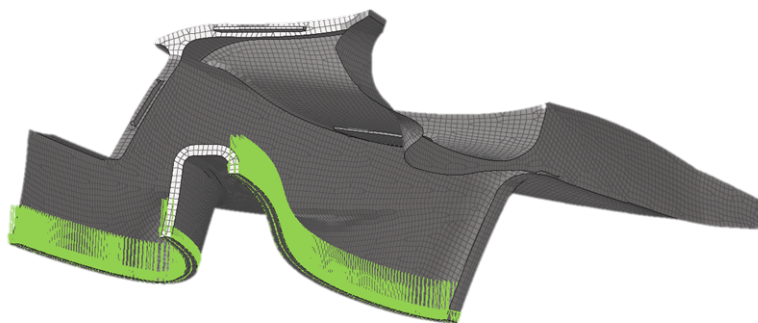


Figura 5.15: Caso de carga da força aerodinâmica

Esta carga foi aplicada de forma distribuída ao longo das abas inferiores do *sidepod*, na interface de ligação com o *underfloor*. O objetivo é avaliar a rigidez estrutural e o comportamento à flexão vertical do *sidepod*, assegurando que este consegue resistir aos esforços aerodinâmicos sem deslocamentos que comprometam a eficiência do fluxo ou a integridade estrutural. Este tipo de carregamento é essencial para garantir a estabilidade do veículo a alta velocidade, dado que deslocamentos excessivos nesta zona podem alterar o comportamento aerodinâmico global.

5.5 Estudo de convergência da malha

O tamanho da malha, juntamente com as condições de fronteira e as cargas aplicadas, é crucial para resultados precisos em simulações do Método dos Elementos Finitos. Uma malha grande pode levar a imprecisões, pois pode perder mudanças importantes, enquanto uma malha excessivamente refinada aumenta desnecessariamente o tempo computacional sem acrescentar grande valor a nível de resultados. Desta forma, encontrar um equilíbrio entre precisão e eficiência computacional é essencial. Portanto, nesta secção, apresenta-se um estudo de convergência da malha, sendo esta uma etapa essencial para poder obter resultados credíveis e próximos da realidade.

Na Tabela 5.4 apresentam-se os resultados da análise de convergência de malha para diferentes tamanhos de elemento (de 18 mm a 10 mm), indicando o número de nós e elementos gerados, bem como os valores máximos das tensões principais (σ_1 , σ_2) e da tensão de corte (σ_{12}), juntamente com as variações percentuais relativamente ao tamanho de elemento anterior. Para esta análise foram escolhidas as tensões principais σ_1 e σ_2 como parâmetros de análise por representarem os extremos do estado de tensão num ponto e serem independentes do sistema de coordenadas, sendo fundamentais na avaliação da integridade estrutural, especialmente em materiais não isotrópicos.

Observa-se que, à medida que o tamanho de elemento da malha diminui, o número de nós e elementos aumenta consideravelmente, refletindo o aumento da complexidade computacional. No entanto, os valores das tensões tendem a estabilizar, o que é indicativo de convergência numérica. Por exemplo, entre a malha de 12 mm e 10 mm, os valores de σ_1 variam apenas 0.18%, σ_2 varia 0.25% e σ_{12} varia 0.15%, o que demonstra uma diferença negligenciável. Estes valores indicam que, a partir do tamanho de elemento de 12 mm, os resultados obtidos já se encontram praticamente convergidos. Em contraste, entre a malha de 18 mm e a de 16 mm, verificam-se variações significativas: 3.50% para σ_1 , -15.51% para σ_2 e -8.37% para σ_{12} , o que indica que um tamanho de elemento de 18 mm não é suficientemente refinado para garantir resultados fidedignos.

Tabela 5.4: Análise de convergência de malha

Tamanho de malha [mm]	Nº nós [-]	Nº elementos [-]	σ_1 [MPa]	σ_2 [MPa]	σ_{12} [MPa]
18	9235	9021	75.21 (-)	35.21 (-)	37.04 (-)
16	11833	11492	77.84 (3.50%)	29.75 (-15.51%)	33.94 (-8.37%)
14	13252	12784	78.65 (1.04%)	28.23(-5.11%)	32.53 (-4.15%)
12	14562	14126	79.27 (0.79%)	27.53(-2.48%)	31.88 (-1.99%)
10	15805	15893	79.42 (0.18%)	27.60 (0.25%)	31.93 (0.15%)

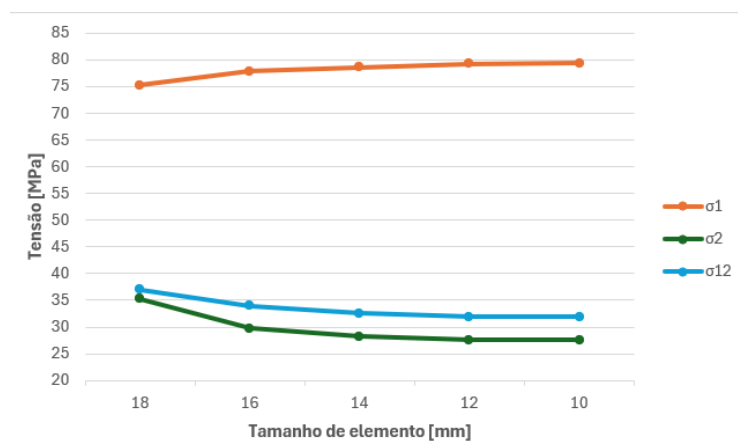


Figura 5.16: Representação gráfica do estudo de convergência da malha

Com base na análise anterior e com recurso também ao gráfico da Figura 5.16, conclui-se que a malha de 10 mm constitui um bom compromisso entre precisão dos resultados e custo computacional.

5.6 Resultados e análise da simulação estática

Antes de iniciar o processo de otimização estrutural do *sidepod*, foi realizada uma simulação estática para avaliar o comportamento da peça sob os diferentes casos de carga definidos anteriormente. A análise inclui o estudo de vários parâmetros críticos, tais como a falha do compósito, tensões e deslocamentos máximos, fornecendo uma visão preliminar do desempenho estrutural, apontando áreas para possíveis melhorias durante a fase de otimização e para futuramente comparar estes mesmos parâmetros com os novos obtidos após a otimização do laminado.

De modo a não tornar este sub-capítulo demasiado exaustivo com figuras e análise de resultados, apenas se irá selecionar o caso de carga que resultou em valores mais elevados, ou seja, o mais crítico para o bom funcionamento estrutural do *sidepod*. Assim, após a análise dos resultados obtidos para os diferentes casos de carga, os valores considerados mais relevantes encontram-se resumidos na Tabela 5.5 e no Anexo F. Os valores apresentados correspondem a diferentes pontos de análise, uma vez que foram considerados vários casos de carga em que as forças são aplicadas em diferentes áreas do componente e variam em magnitude. Dado que se trata de um material não isotrópico, torna-se fundamental avaliar os valores máximos obtidos para cada resposta estrutural às cargas aplicadas.

Tabela 5.5: Resultados da simulação estática para os vários casos de carga

Caso de carga	Tensão máxima (MPa)	Deslocamento (mm)	Falha do compósito (TSAI-WU)
1	40.94	0.743	0.0246
2	133.34	11.61	0.121
3	79.85	4.93	0.110
4	138.92	32.30	0.765

Com base nos valores apresentados na tabela conclui-se que o caso de carga 4 revelou-se o mais exigente para a estrutura do *sidepod*, sendo, por isso, considerado o cenário de referência para a otimização estrutural do componente.

5.6.1 Análise da distribuição de tensões

A distribuição de tensões foi analisada meticulosamente ao longo de toda a estrutura, com ênfase nas zonas próximas à zona de fixação e nas regiões de aplicação das cargas externas. Com base na Tabela 5.5, a tensão máxima para o caso de carga em análise é de aproximadamente 140 MPa, o que se encontra consideravelmente abaixo do limite de resistência à tração do material mais crítico, correspondente às camadas 1 e 6 do laminado, que utilizam fibra de carbono com gramagem de 205g/m² com o valor de resistência à tração mais baixo ($X_t = 583$ MPa). Tais considerações são suportadas pela Figura 5.17.

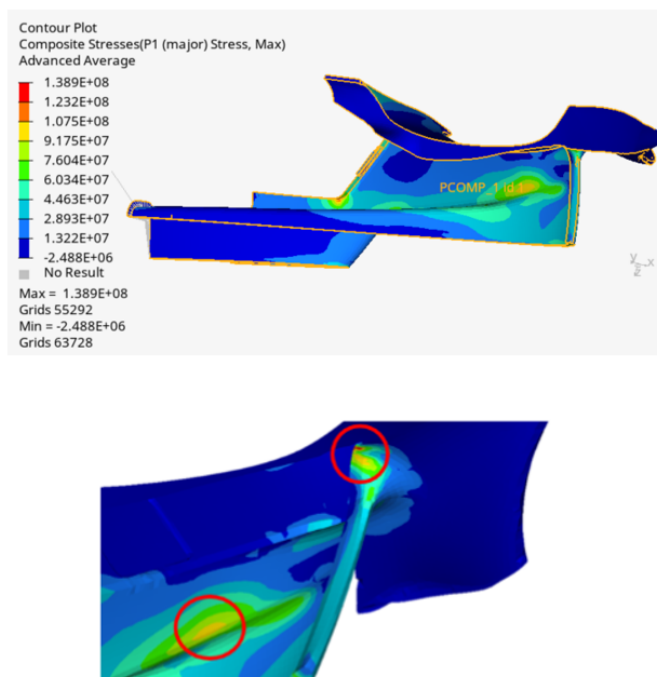


Figura 5.17: Valor e localização da tensão máxima para o caso de carga 4

As tensões máximas verificadas não excedem os limites admissíveis para o material composto, mas indicam que a estrutura pode ser otimizada, nomeadamente ao nível da redistribuição de cargas e da mitigação de concentrações locais de tensão. Globalmente a rigidez do *sidepod* encontra-se dentro dos parâmetros desejados, no entanto, a rigidez local em zonas críticas de extremidades ou transições de curvatura pode ser melhorada.

5.6.2 Análise de deslocamentos

A análise deste parâmetro permite compreender que, apesar de o componente conseguir suportar estruturalmente as cargas aplicadas sem ocorrência de falhas, os deslocamentos em determinadas regiões podem aproximar-se de alguns limites do ponto de vista funcional. Embora os deslocamentos não sejam críticos em termos de falhas, em certas áreas podem comprometer a eficiência aerodinâmica e afetar a performance do veículo, especialmente a elevadas velocidades.

O deslocamento máximo obtido para o caso de carga em análise foi de aproximadamente 33 mm, tal como se observa na figura 5.18, o que é um valor que, dentro da geometria e das condições a que o *sidepod* está sujeito, pode considerar-se dentro do limite.

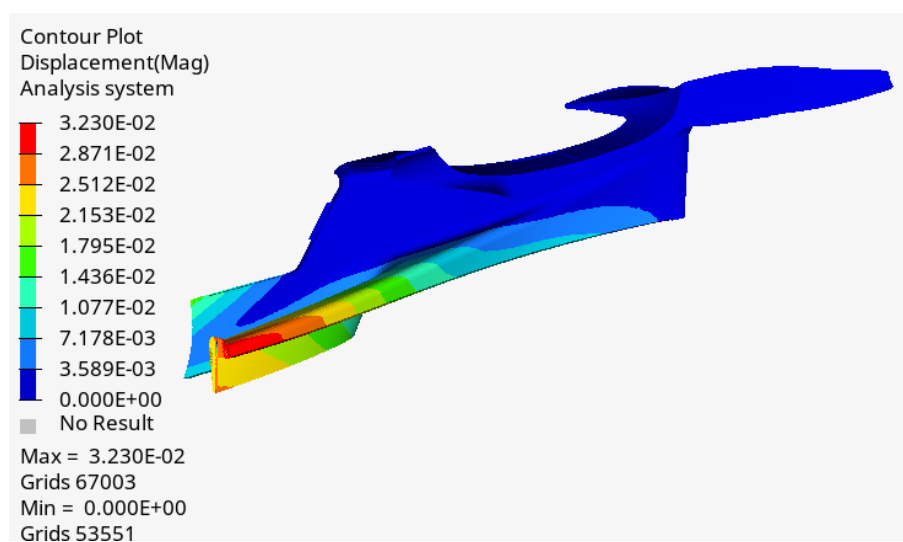


Figura 5.18: Valores do deslocamento máximo para o caso de carga 4

Tendo em consideração a análise realizada, considera-se existir a possibilidade de fortalecer as zonas com maiores deslocamentos, através de uma melhor distribuição de material ou reforços adicionais nas zonas de maior carga. De salientar também que nas zonas de maiores deslocamentos existe uma maior possibilidade do surgimento de delaminações ou de falhas interlaminares, dado que, estes deslocamentos são responsáveis pelo aumento das tensões de corte, especialmente nas *interfaces* entre camadas com diferentes orientações.

5.6.3 Análise do critério de falha

Por fim, importa analisar o critério de falha aplicado ao compósito, o qual, conforme já referido anteriormente, foi avaliado com base no critério de falha de *Tsai-Wu*, amplamente utilizado na análise de materiais compósitos. Esta abordagem permite identificar se alguma região do componente se encontra suscetível a falhas, quer por tração, quer por compressão, com especial atenção às zonas de maior concentração de tensões, permitindo avaliar ao comportamento do laminado face aos esforços impostos e identificar eventuais necessidades de reforço ou redistribuição de material.

Segundo a tabela 5.5 e a Figura 5.19, o valor máximo do índice de falha de *Tsai-Wu* é de aproximadamente 0.77, o que indica que algumas camadas, especialmente as orientadas a 0° , que assumem uma porção significativa da carga vertical, estão já algo próximas dos seus limites de falha. Uma outra observação nesta figura, trata-se de algo já referido anteriormente, o facto de a zona do componente que apresenta maior deslocamento, tratar-se de uma zona com um índice de falha muito conservador, o que vem comprovar que um elevado deslocamento não leva como consequência uma elevada tensão associada nessa mesma zona.

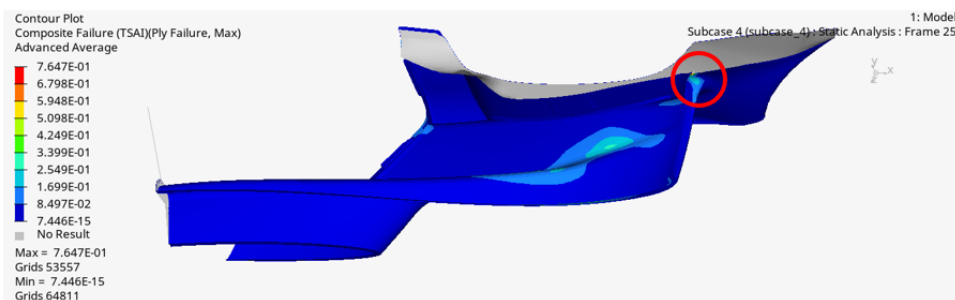


Figura 5.19: Valores de critério de falha (*Tsai-Wu*) para o caso de carga 4

A maior propensão para falha (rodeada a cor vermelha na Figura 5.19, foi observada em pontos com elevadas concentrações de tensões, como é visivelmente comprovado pela Figura 5.17, particularmente nas transições de curvas entre superfícies planas e verticais.

5.6.4 Considerações pré-otimização

Após a análise dos três parâmetros que se consideram mais importantes, revelou-se que o modelo atual do *sidepod*, apesar de estar a satisfazer o critério de falha, apresenta alguma margem de melhoria dos critérios anteriormente analisados. A nível estrutural, o valor de deslocamento do caso de carga 4 e a proximidade ao limite de falha justificam uma eventual necessidade de otimização, não só ao nível da sequência de laminado, mas também da espessura e da distribuição das próprias camadas de fibra ao longo do componente. Portanto conclui-se o laminado atual, com 6 camadas ($45^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ/0^\circ/45^\circ$) e uma espessura total aproximada de 2,7 mm, não oferece a rigidez ideal nem uma distribuição eficiente de cargas. Portanto algumas zonas críticas devem ser reforçadas, possivelmente ajustando o laminado ou até introduzindo camadas adicionais nestes pontos considerados críticos.

De modo a validar algumas das considerações previamente mencionadas, e confirmar que a espessura atual do componente poderá ser ligeiramente alterada para os casos de carga a que está sujeito, apresenta-se a Figura 5.20, que apresenta um gráfico de contorno das camadas que possuem um índice de falha mais elevado e perto da falha em cada zona do *sidepod*. Como expectável, indica-nos que maioritariamente as camadas que falham primeiro são a 1ª camada (cor rosa) e 6ª camada (cor amarela).

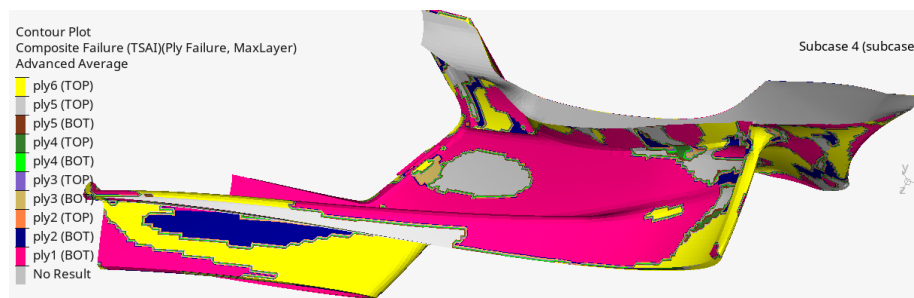


Figura 5.20: Gráfico de contorno das camadas mais suscetíveis a falha localmente

Este fenómeno pode ser explicado por diversos fatores. Primeiramente estas camadas são as camadas exteriores e as que apresentam uma menor espessura e, conseqüentemente, menor capacidade de suportar tensões elevadas. Além disso o *sidepod* está sujeito a esforços de flexão devido às cargas aerodinâmicas, o que leva a que as tensões normais não se distribuam uniformemente, tendo a tendência de serem máximas nas camadas mais afastadas do plano neutro. Desta forma, as camadas externas absorvem a maior parte das tensões de tração e compressão. Perante isto, algumas das possíveis estratégias de otimização passam por:

- Adicionar camadas nas zonas mais críticas, otimizando a rigidez apenas onde necessário, sem penalizar o peso global da estrutura;
- Considerar o uso de camadas a 90° em pequenas zonas para melhorar rigidez transversal;
- Redefinir a sequência de empilhamento para uma melhor distribuição de tensões;
- Aumentar o número total de camadas, reforçando a espessura total da peça para melhorar a rigidez e reduzir a deformação.

5.7 Definição do problema de otimização

Nesta secção será definido o *set-up* necessário para realizar a otimização. Com base em algumas observações retiradas dos capítulos anteriores e da análise estática, delineou-se um problema de otimização com o objetivo de diminuir os custos e tempos associados ao processo de fabrico do *sidepod* e se possível, melhorar o próprio desempenho estrutural da peça. Como já referido no Capítulo 2, diferentes otimizações podem ser alcançadas de acordo com o objetivo específico da análise. Entre os objetivos mais comuns encontram-se a redução da massa ou dos deslocamentos, o aumento da rigidez estrutural, a melhoria do índice de falha e o reforço da resistência global do componente.

5.7.1 Função objetivo

Para o estudo em causa, definiu-se como principal objetivo a minimização da flexibilidade (*compliance* em inglês). Antes de mais, é importante compreender o significado desta propriedade.

A conformidade representa, de forma simplificada, a flexibilidade de uma estrutura perante uma dada carga aplicada, sendo, portanto, a inversa da rigidez estrutural. Matematicamente, é definida como o trabalho externo realizado pelas forças aplicadas durante a deformação da estrutura, como apresentado na equação seguinte:

$$\{\epsilon\} = [S] \cdot \{\sigma\} \quad (5.3)$$

onde:

- $\{\epsilon\}$: vetor de deformações;
- $\{\sigma\}$: vetor de tensões;
- $[S]$: matriz de conformidade (inversa da matriz de rigidez $[Q]$: $[S] = [Q]^{-1}$).

Esta matriz é especialmente importante em materiais compósitos porque estes são anisotrópicos ou ortotrópicos. Assim, a deformação resultante de uma dada tensão depende muito da orientação das fibras e das características das camadas.

Nesta otimização decidiu-se procurar minimizar a conformidade, ou seja, maximizar a rigidez global da estrutura, reduzindo os deslocamentos para um dado conjunto de cargas. Esta abordagem revela-se particularmente relevante para componentes de veículos de alto desempenho, onde a rigidez tem um impacto direto no comportamento dinâmico do veículo. Além disso, a minimização da conformidade permite que a distribuição das espessuras e orientações das camadas de fibra sejam orientadas para resistir de forma mais eficiente aos esforços aplicados, promovendo um melhor aproveitamento das propriedades anisotrópicas dos materiais compósitos.

5.7.2 Restrições de design

Nesta otimização, foram definidas duas restrições de design distintas. Uma das limitações impostas é referente à massa total da estrutura, dado que a leveza do componente é um requisito essencial para garantir a performance do veículo. Ao estabelecer como objetivo o aumento da rigidez estrutural, seria expectável que, sem restrições adicionais, o solucionador pudesse aumentar a massa do componente como forma de alcançar esse fim. Tal abordagem, contudo, comprometeria a eficiência global do veículo, contrariando os princípios de otimização para aplicações de elevado desempenho. Por este motivo, foi imposta uma restrição superior de massa, fixada em 6.94 Kg, correspondente à massa atual do *sidepod*, assegurando que qualquer eventual melhoria estrutural ocorra sem penalização de peso.

A segunda restrição imposta diz respeito ao índice de falha do laminado, com o intuito de garantir a integridade estrutural do *sidepod* sob os diferentes casos de carga considerados. Para tal, foi aplicada uma restrição ao critério de falha de *Tsai-Wu* limitando o seu valor máximo a 0.65 em todas as camadas e elementos da estrutura, uma vez que com este valor assegura-se que nenhuma camada irá falhar sob os carregamentos impostos. Na secção seguinte será apresentado o processo de otimização, etapa por etapa, tal como já descrito na Secção 2.16.

5.8 Fase 1: Otimização de tamanho livre

Nesta primeira fase de otimização, correspondente à otimização de tamanho livre de compósitos, as variáveis de projeto correspondem à espessura e forma de todas as camadas em cada elemento do modelo. Ao contrário da otimização topológica, onde o algoritmo tende a forçar as variáveis para os seus limites mínimo ou máximo, a otimização de tamanho livre permite que as espessuras assumam qualquer valor dentro dos seus limites. Esta liberdade oferece maior precisão na distribuição do material e no controlo das propriedades mecânicas da estrutura. Além disso, esta abordagem não se limita à espessura total do elemento, mas também considera a distribuição relativa da espessura entre as diferentes orientações de fibras. Ou seja, o algoritmo tem a capacidade de escolher que camada irá contribuir mais para o aumento de espessura de um dado elemento. Por exemplo, se aumentar a espessura de uma camada orientada a 0° em vez de uma a 45° , o ganho de rigidez será mais significativo na direção dos 0° .

Nesta etapa, procede-se à definição da espessura total de cada orientação da fibra, não sendo para já definido o número de camadas ou a sequência de empilhamento. Para esta análise, foi estipulado um número máximo de 200 iterações, sendo adotado um critério de convergência de 0,05% para a variação relativa da função objetivo. Ao correr a otimização, foram necessárias apenas 6 iterações de modo encontrar uma solução ótima, cumprindo com todas as restrições do projeto.

Como resultado à otimização de tamanho livre, obteve-se uma lista de camadas como a apresentada na Figura 5.21, onde cada super-camada foi discretizada em duas camadas, fornecendo um bom equilíbrio entre a espessura e a complexidade da adaptação da própria camada. Como é visível na Figura 5.21, cada camada tem um código de referência (*ID*) composto por quatro números, onde o primeiro número se refere ao material/orientação de cada camada. e os restantes três números distinguem as diferentes formas de cada camada, sendo o "100" a camada com a forma completa e o "200" a forma simplificada, pois é de referenciar que o software divide cada camada inicial em duas novas camadas, criando camadas com espessura e formas diferentes. A primeira camada tem sempre menor espessura, mas contém toda a geometria original total, enquanto as camadas seguintes, apresentam uma geometria reduzida com uma maior espessura.

		Name	ID		Include	Card Image
		PLYS_1100	1100		0 PLY	T300 205 <u>gsm</u> - 45 °
		PLYS_1200	1200		0 PLY	
		PLYS_2100	2100		0 PLY	T700 380 <u>gsm</u> - 45 °
		PLYS_2200	2200		0 PLY	
		PLYS_3100	3100		0 PLY	T700SC 660 <u>gsm</u> - 0 °
		PLYS_3200	3200		0 PLY	
		PLYS_4100	4100		0 PLY	T700SC 660 <u>gsm</u> - 45 °
		PLYS_4200	4200		0 PLY	
		PLYS_5100	5100		0 PLY	T700 380 <u>gsm</u> - 0 °
		PLYS_5200	5200		0 PLY	
		PLYS_6100	6100		0 PLY	T300 205 <u>gsm</u> - 45 °
		PLYS_6200	6200		0 PLY	

Figura 5.21: Discretização das 6 camadas iniciais

O principal resultado desta fase de dimensionamento livre foi a definição da geometria das novas camadas e a espessura necessária para melhor responder aos casos de carga aplicados. No entanto, o *software*, ao operar com elevada liberdade geométrica, gera configurações de camadas pouco realistas do ponto de vista de fabrico, como se verifica no exemplo da Figura 5.22. Face a esta limitação, tornou-se necessário proceder a um ajuste manual das formas obtidas, promovendo uma aproximação a um design viável do ponto de vista produtivo, mas preservando ao máximo os benefícios estruturais identificados na fase anterior. Na Figura 5.23 é possível visualizar a mesma camada mas já com uma geometria alterada, adicionando ou subtraindo elementos seguindo as diretrizes da geometria da Figura 5.22 mas aproximada de um *design* realista com vista à produção, sendo desta forma visível o grande impacto que esta alteração teve no espaço de design, afetando a distribuição do material e do volume total.

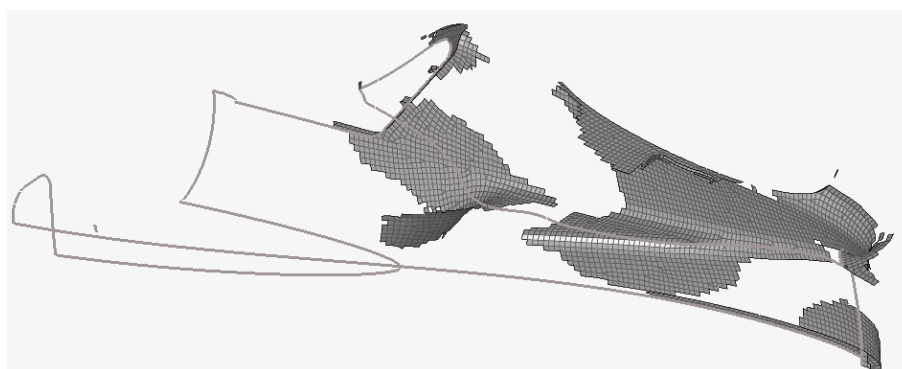


Figura 5.22: Geometria da nova camada gerada pelo *software*

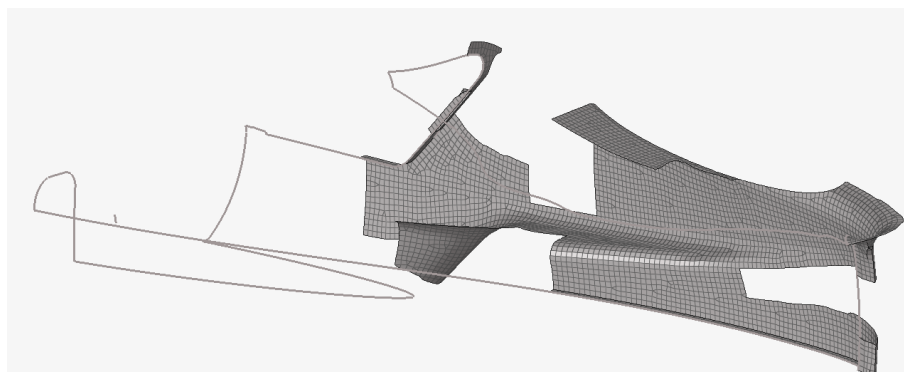


Figura 5.23: Geometria alterada diretamente pelo utilizador para uma produção viável

Este procedimento foi realizado para todas as novas camadas criadas nesta fase de otimização, no entanto, não será abordado devido a não tornar demasiada exaustiva esta secção, uma vez que o processo é exatamente igual, apenas para diferentes geometrias das diferentes camadas. Além das geometrias das camadas a utilizar aquando a produção, esta fase, fornece uma primeira estimativa da espessura ótima em cada região do laminado, indicando onde é necessário reforço estrutural e onde é possível reduzir material, contribuindo para a redução de massa sem comprometer o desempenho. Na figura 5.24 é facilmente visível que as regiões mais críticas, observadas no Capítulo 5.6, apresentam nesta fase um aumento local de espessura, pois são zonas sujeitas a elevados esforços que devem ser mantidas reforçadas nas fases seguintes. Segundo a figura é visível que tal como no *design* inicial, que grande parte do componente até reduz ligeiramente a sua espessura para aproximadamente 2,5 mm, no entanto as zonas mais críticas aumentaram a sua espessura entre os 3,5mm e os 4,8mm.

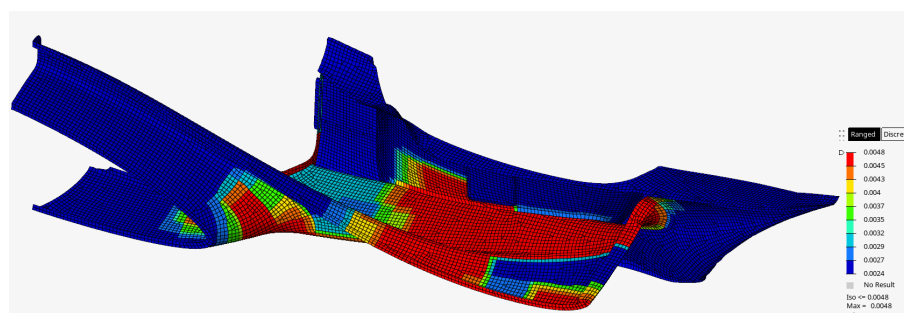


Figura 5.24: Espessura do *sidepod* após a 1ª fase de otimização

5.9 Fase 2: Otimização de dimensionamento

Dando início à segunda fase de otimização, e tendo agora as geometrias das camadas previamente ajustadas de acordo com critérios de fabrico, torna-se agora necessário definir o número de camadas para cada orientação e, por conseguinte, a espessura individual de cada uma dessas camadas. No entanto, importa salientar que, durante a etapa anterior de edição das formas das

camadas, ocorreram alterações significativas na distribuição do material e no volume total disponível, o que invalida as espessuras anteriormente obtidas durante o dimensionamento livre. Para assegurar a continuidade da otimização de forma robusta e evitar potenciais problemas de convergência numérica, será realizado um novo dimensionamento contínuo considerando o espaço de design atualizado. Esta etapa irá permitir gerar novas espessuras para cada orientação, garantindo que o novo laminado seja simultaneamente viável do ponto de vista produtivo e eficaz do ponto de vista estrutural.

Com o dimensionamento contínuo completo, segue-se para o dimensionamento discreto, dividindo todas as super-camadas em camadas fabricáveis. Como já referido anteriormente, para a produção deste componente estavam a ser utilizadas três gramagens de fibra de carbono (205, 380 e 660). No entanto, com o objetivo de reduzir a complexidade do laminado, diminuir o tempo de produção e otimizar os custos associados ao fabrico, foi proposta a eliminação da gramagem intermédia (380 g/m²), simplificando assim o leque de materiais utilizados. Neste contexto, introduz-se um novo parâmetro fundamental para esta fase da otimização, o *Tmanuf*, que corresponde à espessura unitária associada a cada tipo de camada fabricável. Assim, apenas foram consideradas espessuras discretas de 0.222mm e 0.690mm, correspondentes respetivamente às gramagens de 205 g/m² e 660 g/m². Desta forma, a simulação convergiu após oito iterações, obtendo as camadas descritas na Tabela 5.6.

Tabela 5.6: Camadas geradas após a 2ª fase de otimização

Nº camada	Material	Orientação (°)	Forma	Espessura (mm)
1	T300 205	45	Reforço	0.222
2	T300 205	0	Reforço	0.222
3	T300 205	45	Completa	0.222
4	T300 205	45	Reforço	0.222
5	T300 205	45	Reforço	0.222
6	T700SC 660	0	Completa	0.690
7	T700SC 660	45	Completa	0.690
8	T700SC 660	0	Reforço	0.690
9	T300 205	0	Completa	0.222
10	T300 205	45	Completa	0.222
11	T300 205	0	Reforço	0.222
12	T300 205	0	Reforço	0.222
13	T300 205	45	Reforço	0.222

5.10 Fase 3: Otimização da sequência de empilhamento

Por último, chega-se à otimização da sequência de empilhamento, uma vez que esta não foi levada em consideração nas fases anteriores. Nesta fase, o laminado obtido na fase anterior, representado na tabela 5.6, será ordenado de acordo com os seguintes requisitos de fabrico definidos:

- A primeira e última camada devem ser de tecido T300 205;

- A primeira e última camada devem possuir geometria completa;
- Um máximo de três camadas consecutivas com determinada orientação de T300 205;
- Um máximo de três camadas consecutivas com determinada orientação de T700SC 660;

Antes de avançar, torna-se pertinente justificar a escolha do tecido T300 205 para as camadas exteriores do laminado. Este tecido de gramagem mais baixa apresenta uma melhor maleabilidade, adaptando-se assim com maior facilidade a curvaturas, ângulos e geometrias complexas do molde e também garantindo uma melhor precisão dimensional. Adicionalmente, como estas camadas estão próximas da superfície visível do componente, a utilização de fibras finas permite obter um melhor acabamento superficial. Contudo, como já referido, o solucionador não tem a capacidade de distinguir as várias camadas pelo material que as constitui, apenas pela sua orientação. Portanto, de modo a respeitar o primeiro requisito e que as duas camadas exteriores do laminado fossem corretamente identificadas e posicionadas pelo algoritmo, recorreu-se a uma estratégia de diferenciação angular mínima, rotacionando ligeiramente as camadas originalmente definidas a 45° para 46° e 44° respetivamente. Esta alteração não tem qualquer impacto significativo no comportamento mecânico da estrutura, mas assegura que o solucionador atribua corretamente essas camadas às extremidades do empilhamento, conforme o requisito estabelecido.

Posto isto, e após sete iterações, foi possível observar os resultados finais da otimização. A Figura 5.28 apresenta a melhor solução de empilhamento para o laminado final.

Stacking sequence for STACK 1

Iteration 0	Iteration 1	Iteration 2	Iteration 3	Iteration 4	Iteration 5	Iteration 6	Iteration 7	Legend
1201	2101	2101	2101	2101	2101	2101	2101	44.0 degrees
1202	1201	3101	3101	3101	3101	3101	3101	46.0 degrees
2101	1202	2202	5201	2202	5201	2201	5201	0.0 degrees
2201	3101	5101	2202	2201	1202	4101	1202	45.0 degrees
2202	2201	1201	5101	4101	4101	1201	4101	
3101	4201	2201	2201	5101	5101	5101	5101	
4101	2202	4101	4101	1201	2201	2202	2201	
4201	5101	4201	1201	4201	1201	4201	1201	
5101	4101	6202	4201	6202	2202	6202	2202	
5102	5201	1202	6202	1202	4201	1202	4201	
5201	6202	6201	1202	6201	6202	6201	6202	
6201	6201	5201	6201	5201	6201	5201	6201	
6202	5102	5102	5102	5102	5102	5102	5102	

Figura 5.25: Ordem final de empilhamento do laminado

De forma resumida, apresenta-se na Tabela 5.7 o laminado completo para o fabrico do *sidepod*, obtido após a otimização.

Tabela 5.7: Sequência do laminado final constituinte do *sidepod*

Nº camada	Material	Orientação (°)	Forma	Espessura (mm)
1	T300 205	45	Completa	0.222
2	T700SC 660	0	Completa	0.690
3	T300 205	0	Reforço	0.222
4	T300 205	0	Reforço	0.222
5	T700SC 660	45	Completa	0.690
6	T300 205	0	Completa	0.222
7	T300 205	45	Reforço	0.222
8	T300 205	45	Reforço	0.222
9	T300 205	45	Reforço	0.222
10	T700SC 660	0	Reforço	0.690
11	T300 205	45	Reforço	0.222
12	T300 205	0	Reforço	0.222
13	T300 205	45	Completa	0.222

5.11 Análise de resultados pós-otimização

Com a finalização da otimização do empilhamento das várias camadas, encerra-se terceira e última fase do processo de otimização do laminado do *sidepod*. Portanto, os resultados obtidos neste último processo são os resultados finais da otimização e encontram-se representados na Tabela 5.8.

Tabela 5.8: Resultados da simulação estática após otimização

Caso de carga	Tensão (MPa)	Deslocamento (mm)	Coeficiente de falha (TSAI-WU)
1	40.62	0.535	0.0182
2	70.67	8.187	0.0476
3	40.50	2.950	0.0321
4	62.04	26.81	0.0384

De forma a realizar uma comparação eficaz e, consequentemente retirar conclusões fundamentadas sobre a viabilidade estrutural desta otimização, recorreu-se à criação de gráficos de colunas comparativos entre o estado inicial e o estado após otimização.

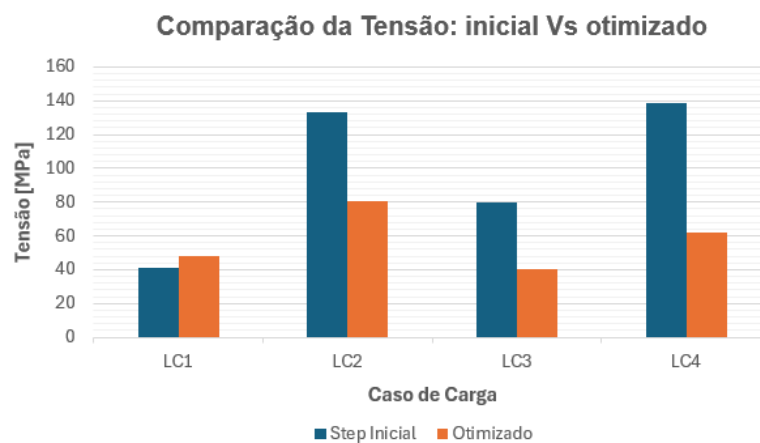


Figura 5.26: Análise comparativa das tensões

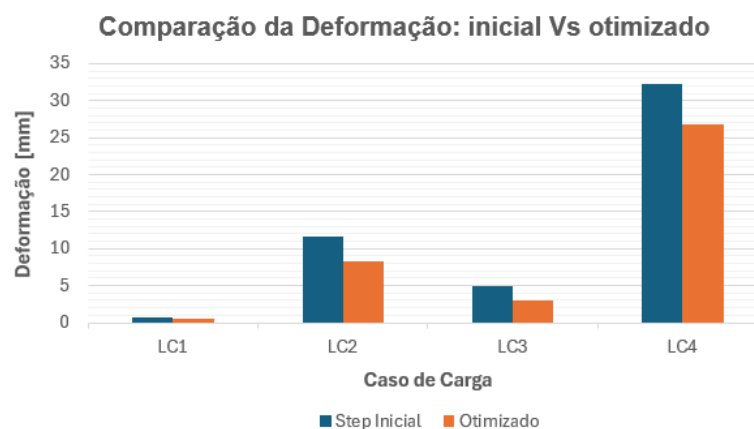


Figura 5.27: Análise comparativa dos deslocamentos

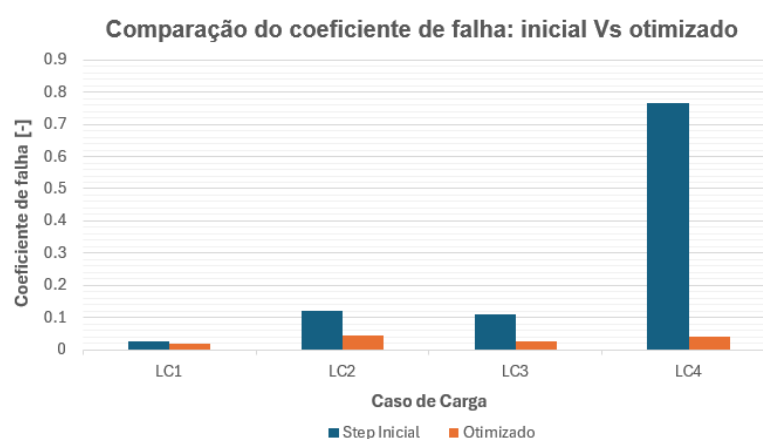


Figura 5.28: Análise comparativa do coeficiente da falha

Tendo por base os três gráficos apresentados, procede-se agora a uma análise comparativa detalhada entre os resultados obtidos antes e após a otimização, considerando brevemente os quatro casos de carga distintos. Tal como estabelecido desde o início da simulação estática, os critérios

de avaliação são o valor máximo de tensão, dos deslocamentos e o índice de falha segundo o critério de Tsai-Wu. Estes indicadores são fundamentais para aferir se realmente esta otimização pode vir a ser viável de acordo com as exigências do desempenho estrutural do componente.

De forma geral, os resultados revelam uma melhoria bastante significativa no comportamento do laminado otimizado, especialmente ao nível da resistência e da integridade estrutural. No que concerne à tensão máxima, os resultados indicam uma melhoria nos quatro casos de carga, com reduções entre 30% e os 55%.

Ao nível dos deslocamentos, observaram-se também reduções em todos os casos de carga, com melhorias a rondar entre os 17% e os 40%, o que demonstra um aumento significativo da rigidez global da estrutura. Estas reduções são particularmente relevantes para garantir a estabilidade geométrica e o controlo de deslocamentos que poderiam perturbar a aerodinâmica do carro. Por fim, no que diz respeito ao índice de falha, registaram-se reduções entre 26% e 95%, o que evidencia, principalmente para o último caso de carga, um grande aumento da margem de segurança. Todos os valores referidos encontram-se resumidos na Tabela 5.9. Globalmente, esta otimização permitiu um desempenho mais equilibrado e eficiente do laminado, contribuindo para uma estrutura mais leve, segura e com melhor resposta mecânica.

Tabela 5.9: Resumo da comparação de resultados pré e pós otimização

Caso de carga	Tensão [%]	Deslocamento [%]	Coeficiente de falha [%]
1	-0.78	-27.59	-26.02
2	-47.01	-28.01	-60.67
3	-49.28	-40.16	-71.46
4	-55.34	-17.01	-94.98

5.12 Planificação do laminado

Como abordado em sub-capítulos anteriores, a otimização do laminado gerou novas geometrias para as novas camadas que constituem o *sidepod*. Portanto, é agora necessário verificar se essas geometrias geradas são possíveis de laminar. Para isso, é utilizado o desenho *CAD 3D* do *sidepod*, no qual é definida e projetada num plano bi-dimensional a área de superfície a laminar para as camadas completas e de reforço, recorrendo-se à ferramenta *flatten surface*, obtendo -se o resultado apresentado na Figura 5.29. Todas estas superfícies planificadas devem ser estudadas em termos de deformação da sua malha, isto é, avaliar se a deformação da camada de fibra aquando da sua moldação à forma da superfície do molde, é ou não, aceitável a nível de fabrico, caso contrário, existe o risco de ocorrer estiramento do tecido do reforço, o que leva a aparecimento de zonas com descontinuidade de fibra, cuja Figura 5.30 retrata.

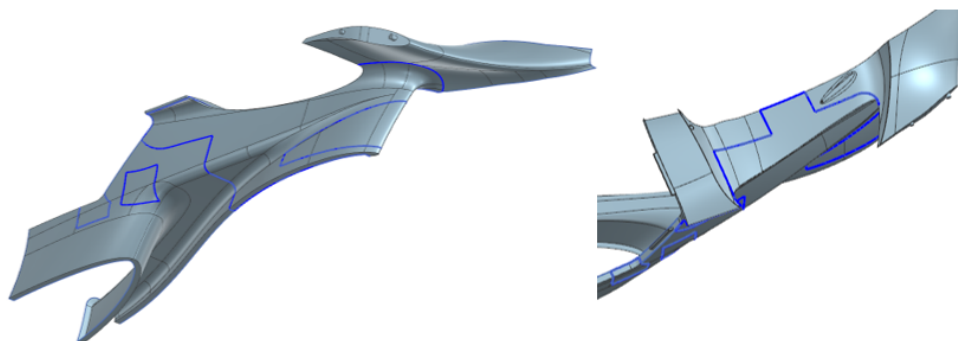


Figura 5.29: Projeção das geometrias das camadas a laminar

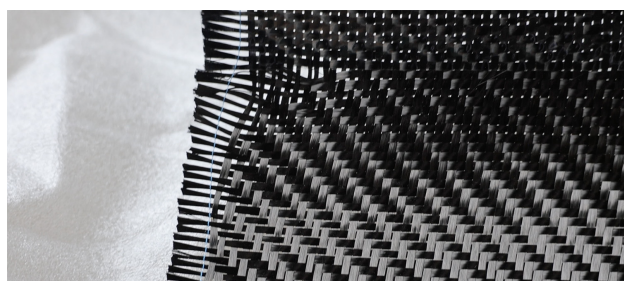


Figura 5.30: Exemplo de estiramento do tecido de fibra de carbono [49]

Recorrendo ao Software *NX Composites*, realiza-se a simulação de deformação necessária. Após a total definição de áreas de laminação, propriedades do compósito e as suas respetivas orientações, recorre-se ao comando *Producibility*, que permite criar uma simulação de aplicação de uma camada sobre uma superfície, analisando o efeito de deformação do material do tecido, tendo uma escala de cores que indica os limites de deformação do material usado numa camada. Na Figura 5.31, observa-se a análise da camada de reforço com maior área e tal como era previsível existem zonas assinaladas em que a deformação da camada de tecido é excessivamente elevada, o que para um fabrico com sucesso, obriga ao corte dessa tela em zonas críticas de adaptabilidade à superfície.

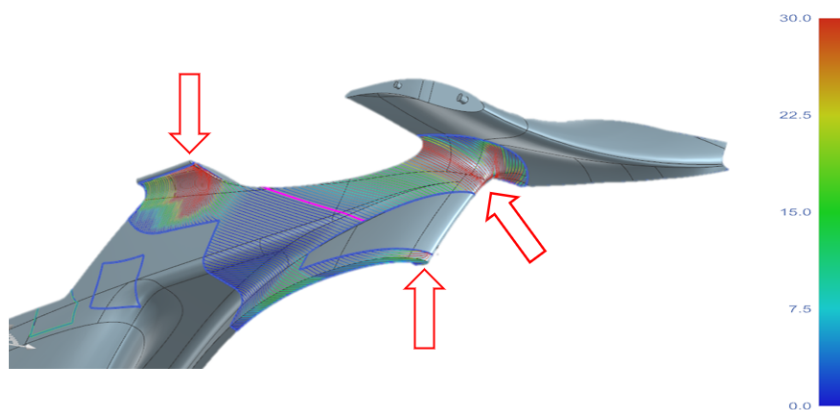


Figura 5.31: Análise da deformação de uma camada de reforço

Perante esta situação, foi necessário dividir a camada em várias subcamadas (telas) com geometria viável do ponto de vista da produção, de modo a eliminar concentrações localizadas de deformação excessiva. Posto isto, obteve-se os resultados visíveis na Figura 5.32, onde já não existem nenhum valor de deformação elevado. Este exercício foi realizado da mesma forma para as restantes camadas de fibra de reforço e completas, não sendo aqui explícito de modo a não sobrecarregar este capítulo.

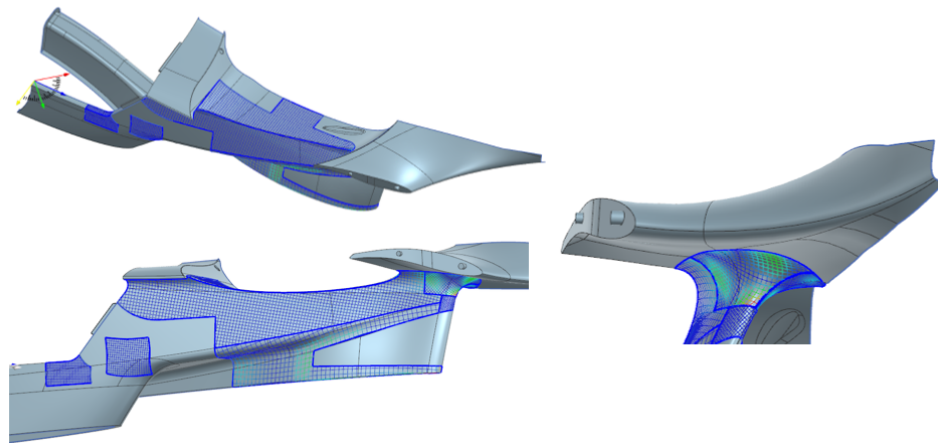


Figura 5.32: Análise da deformação de uma camada de reforço após corte em várias telas

Algo muito importante antes da passagem à produção e neste caso, importante também para a realização da análise de custos da nova otimização, é após a total definição das geometrias finais das telas de fibra a aplicar, a realização de um *nesting* das planificações de modo a aumentar o rendimento dos rolos de fibra utilizados. Desta forma, procura-se obter uma maior quantidade de cortes por rolo, reduzindo o desperdício de material e os custos do projeto. A Figura 5.33 mostra a planificação obtida e pronta para a realização do *nesting* para a produção do *sidepod*.



Figura 5.33: Geometrias das telas a cortar

Como já referido a realização do *nesting* consiste em agrupar as planificações do componente com a quantidade e orientação pretendida de forma a retirar o maior proveito possível das

dimensões do rolo de fibra. A Figura 5.34 mostra o resultado final do *nesting* realizado para as camadas de fibra de tecido 205 com recurso ao Software *SMARTmark*.

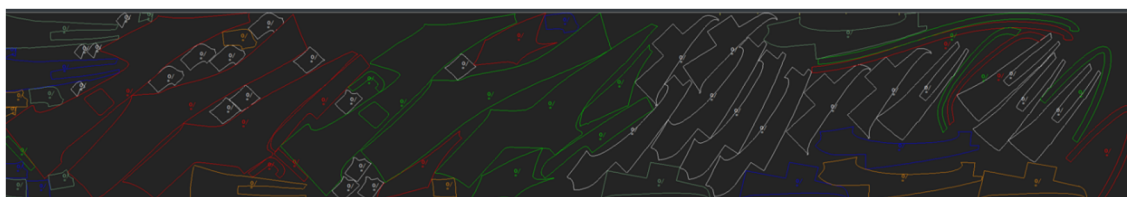


Figura 5.34: *Nesting* com as geometrias das telas a cortar

Na Tabela 5.10 apresenta-se o resultado do *nesting* realizado, obtendo-se para o tecido 205 uma eficiência de 61,67% de aproveitamento de material e para o tecido 660, uma eficiência de 59,47%. Em relação ao comprimento de tecido de rolo necessário, obteve-se para o tecido de 205 aproximadamente 7,5 metros e para o tecido 690, aproximadamente 6,8 metros. No entanto, com o foco na poupança e na redução de custos de material, realizaram-se novas tentativas de simulações de *nesting*, aplicando uma pequena rotação de 3° e 5° a todas as geometrias a serem cortadas do rolo. Esta rotação em relação à sua posição inicial, não tem praticamente influência nenhuma nas propriedades finais do componente a produzir, mas, pode ter alguma influência na quantidade útil de rolo que se utiliza e até na redução da quantidade de material necessário. De novo, recorrendo à Tabela 5.10, confirma-se o que foi anteriormente descrito. Para o tecido 205 obteve-se uma redução de 0.2 metros de rolo (- 2.44%) e um aumento de eficiência de 2.50%. Enquanto que para o tecido 660 obteve-se uma redução de 0.3 metros (-4.43%) e um aumento de eficiência de 4.64%. A análise e comparação de todos resultados e a analogia aos custos inerentes terá lugar no capítulo seguinte.

Tabela 5.10: Valores de eficiência e de comprimento de corte do rolo de fibra

Material	Direção de corte [°]	Quantidade de rolo [m]	Eficiência [%]	Variação da quantidade [%]	Variação de eficiência [%]
Twill 205	0	7.329	61.67	-	-
Twill 205	3	7.161	63.11	- 2,29	2.34
Twill 205	5	7.150	63.21	- 2,44	2.50
Twill 660	0	6.718	59.47	-	-
Twill 660	3	6.526	61.23	- 2.86	2.96
Twill 660	5	6.420	62.23	- 4.43	4.64

5.13 Análise de custos e tempo de produção

Como parte integrante da otimização do *sidepod* do Adamastor Fúria, é, neste capítulo, realizado um estudo detalhado dos custos associados ao processo de fabrico, com foco particular na composição do laminado e no consumo de material compósito. Desta forma, neste processo de desenvolvimento e otimização, foi possível introduzir melhorias significativas não só a nível estrutural, como já visto na secção 5.11, mas também a nível económico.

Como já referido, na configuração inicial do componente em estudo, o laminado inicial era constituído por três gramagens distintas de fibra de carbono pré-impregnadas (205 g/m², 380 g/m² e 660 g/m²). Apesar de tecnicamente válida, esta configuração trazia consigo uma maior complexidade no processo de corte, na preparação das camadas, um maior risco de erros no laminado e uma maior complexidade logística nas encomendas aos fornecedores, limitando o poder de negociação e aumentando o custo por unidade de área. Para uma posterior comparação, apresenta-se na Tabela 5.11 os metros quadrados e a eficiência de corte utilizados para cada um dos três materiais utilizados no processo de laminação de um *sidepod* antes da otimização. Após a otimização, a produção deste componente fica apenas dependente de duas gramagens de fibra (205 g/m² e 660 g/m²), onde os respetivos metros e eficiência já foram apresentados na Tabela 5.10.

Tabela 5.11: Quantidade de material necessária para a produção de 1 *sidepod* pré-otimização

Material	Quantidade de rolo [m]	Eficiência [%]	Área [m ²]
Twill 205	4.927	68.46%	6.158
Twill 380	5.973	71.99%	7.465
Twill 660	3.826	68.58%	4.783

Na Tabela 5.12 apresentam-se os valores de cada tipo de fibra de acordo com a área encomendada, fornecidos pela *Toray*.

Tabela 5.12: Valores das várias gramagens de fibra de acordo com a quantidade encomendada ao fornecedor

Material	Preço de quantidade encomendada [€/m ²]			
-	50 m ²	100 m ²	250 m ²	500 m ²
Twill 205	€ 53.60	€ 43.49	€ 37.43	€ 35.40
Twill 380	€ 78.22	€ 54.22	€ 43.44	€ 38.54
Twill 660	€ 89.81	€ 66.31	€ 52.21	€ 47.51

Numa primeira análise de custos, será considerado o caso mais conservador, ou seja, uma produção de curto prazo, em que apenas se vai considerar a compra de 50 m² de cada material. A respetiva análise apresenta-se na Tabela 5.13, onde verificamos que unicamente com a otimização de laminado, é possível alcançar uma poupança de aproximadamente 100€ por cada *sidepod* produzido, ou seja, uma redução de preço a rondar os 7,3%.

Tabela 5.13: Análise de custos de produção de 1 *sidepod*

Caso	Material	Custo material [€] (50 m ²)	Comprimento de rolo [m]	Área necessária [m ²]	Custo final [€]
S/ Otimização	Twill 205	53.6	4.927	6.158	330.08
	Twill 380	78.22	5.973	7.465	583.96
	Twill 660	89.81	3.826	4.783	429.52
Custo produção 1 <i>sidepod</i>			€ 1,343.55		
C/ Otimização	Twill 205	53.6	7.329	9.161	491.04
	Twill 660	89.81	6.718	8.397	754.18
Custo produção 1 <i>sidepod</i>			€ 1,245.22		

Poupança de 99€ (-7,3%)

No entanto, como referido anteriormente, existem mais dois casos que carecem de uma análise cuidada, pois podem aumentar o valor inerente à poupança. Como apresentado na Tabela

5.10, no momento da realização do corte das várias camadas, ao impor uma rotação de 5° em relação à posição inicial das camadas, consegue-se alcançar alguma redução de área de corte do rolo necessária e até algum aumento de eficiência. No entanto, torna-se necessário perceber se essa rotação da orientação de corte é ou não justificável. Para tal, apresenta-se a análise efetuada na Tabela 5.14, onde em relação ao processo de produção inicial do *sidepod* existe uma redução de aproximadamente 11% (menos 144€) e em relação ao caso em que os cortes das camadas não sofrem nenhuma rotação (Tabela 5.13), existe uma redução de cerca de 3,7% (menos 45€) do preço de material, ou seja, uma poupança considerável.

Tabela 5.14: Análise de custos de produção de 1 *sidepod* com corte de telas a 5°

Caso	Material	Custo material [€] (50 m ²)	Comprimento de rolo [m]	Área necessária [m ²]	Custo final [€]
S/ Otimização	Twill 205	53.6	4.927	6.158	330.08
	Twill 380	78.22	5.973	7.465	583.96
	Twill 660	89.81	3.826	4.783	429.52
Custo produção sidepod			€ 1,343.55		
C/ Otimização (5°)	Twill 205	53.6	7.150	8.937	479.05
	Twill 660	89.81	6.420	8.025	720.73
Custo produção sidepod			€ 1,199.78		

Poupança de 144€ (-10,7%)

Por fim, procede-se à análise mais importante e que mais impacto deverá causar a nível de poupança de custos de produção. Pois tal como referido no início da otimização, um dos objetivos seria procurar eliminar da produção do *sidepod*, o uso do tecido de gramagem 380 g/m². Pois, deste modo, ao se realizar encomendas com maior volume para as gramagens de 205 g/m² e 660 g/m², existiria uma maior margem de negociação com os fornecedores, diminuindo o custo por metro quadrado, tal como comprovado pela Tabela 5.12. Para uma correta análise, vai ser considerada uma produção de médio prazo, ou seja, apesar de a empresa ambicionar a produção de 60 supercarros, esta análise vai ser restrita à produção a iniciar em Setembro de 2025, prolongando-se até durante um ano, rondando a produção de 16 supercarros.

Segundo a Tabela 5.11, recorrendo ao processo não otimizado para a produção de um único *sidepod* é necessária uma área de 6.158 m² de tecido 205, 7.465 m² de tecido 380 e 4.783 m² de tecido 660. Em contrapartida, recorrendo agora ao processo otimizado segundo a Tabela 5.10, são necessários 7.150 metros de tecido 205 e 6.420 metros de tecido 660, o que perante rolos de 1.250 metros de largura, perfaz respetivamente áreas de 8.93 m² e 8.02 m². Para a produção dos então 16 supercarros será então necessária a seguinte área de material compósito:

$$\text{Área}_{205(s/otimizacao)} = 6.158 \text{ m}^2 \times 2 \text{ sidepods} \times 16 \text{ carros} = 197.06 \text{ m}^2 \quad (5.4)$$

$$\text{Área}_{380(s/otimizacao)} = 7.465 \text{ m}^2 \times 2 \text{ sidepods} \times 16 \text{ carros} = 238.90 \text{ m}^2 \quad (5.5)$$

$$\text{Área}_{660(s/otimizacao)} = 4.783 \text{ m}^2 \times 2 \text{ sidepods} \times 16 \text{ carros} = 153.04 \text{ m}^2 \quad (5.6)$$

$$\text{Área}_{205(c/otimizacao)} = 8.93 \text{ m}^2 \times 2 \text{ sidepods} \times 16 \text{ carros} = 286 \text{ m}^2 \quad (5.7)$$

$$\text{Área}_{660(c/otimizacao)} = 8.02 \text{ m}^2 \times 2 \text{ sidepods} \times 16 \text{ carros} = 256.8 \text{ m}^2 \quad (5.8)$$

Perante estes valores de área necessários para a produção de 32 *sidepod*'s que irão integrar 16 supercarros segundo o processo otimizado, procede-se à encomenda de fibra ao preço de quantidade superior a 250 m² e inferior a 500 m² de ambos os tipos de fibra, segundo a Tabela 5.12. Enquanto que recorrendo ao processo sem otimização, o preço dos três tipos de fibra mantém-se nas quantidades inferiores a 250 m², isto sempre com base nos preços do fornecedor representados na Tabela 5.12. Na Tabela 5.15 apresenta-se a comparação dos valores de produção de um *sidepod* entre o processo inicial e o processo otimizado com base nas condições descritas.

Tabela 5.15: Análise de custos de produção a médio prazo de um *sidepod*

Caso	Material	Custo material [€] (100 m ²)	Custo material [€] (250 m ²)	Comprimento de rolo [m]	Área necessária [m ²]	Custo final [€]
S/ Otimização	Twill 205	43.49	-	4.927	6.158	267.82
	Twill 380	54.22	-	5.973	7.465	404.79
	Twill 660	66.31	-	3.826	4.783	317.13
Custo produção sidepod		€ 989.73				
C/ Otimização (S°)	Twill 205	-	37.43	7.150	8.9375	334.53
	Twill 660	-	52.21	6.420	8.025	418.99
Custo produção sidepod		€ 753.52				

Poupança de 237€ (-24%)

Com o valor individual de cada *sidepod* calculado, torna-se possível a obtenção dos custos totais de material para a produção dos *sidepods* para os 16 supercarros segundo o processo não otimizado e o processo otimizado, segundo as Equações 5.9 e 5.10, respetivamente.

$$\text{Preço}_{32\text{sidepods}, S/\text{otimizacao}} = 989.73 \text{ €} \times 2\text{sidepods} \times 16\text{carros} = 31,671.38 \text{ €} \quad (5.9)$$

$$\text{Preço}_{32\text{sidepods}, C/\text{otimizacao}} = 753.52 \text{ €} \times 2\text{sidepods} \times 16\text{carros} = 24,112.51 \text{ €} \quad (5.10)$$

Portanto segundo a Equação 5.11, numa produção considerada de médio prazo, ou seja, cerca de um ano, com a produção de 16 supercarros, associados a 32 *sidepod* 's, consegue-se uma poupança aproximada de 7600€, apenas referente à otimização de laminado do componente!

$$\text{Poupança}_{32\text{sidepods}} = 31,671.38 \text{ €} - 24,112.51 \text{ €} = 7,558.87 \text{ €} \quad (5.11)$$

Algo que ainda não foi referido mas é de alguma importância, é o facto de a eficiência de corte das várias camadas de fibra no processo otimizado ser inferior à eficiência no processo não otimizado, tal como se pode comprovar recorrendo às tabelas 5.10 e 5.11, havendo uma redução média de 7% da eficiência. No entanto, esta redução não é de todo problemática, uma vez que esta baixa de eficiência está relacionada com a necessidade de corte de algumas camadas de reforço (não completas) o que resulta num aumento de zonas não utilizadas como o exemplo do Figura 5.35. No entanto como estas zonas não utilizadas são de alguma dimensão considerável, segundo os técnicos do setor dos compósitos, estas podem ser reaproveitadas para pequenos reforços ou para até mesmo para aplicar em outros componentes que utilizem o mesmo tipo de fibra.



Figura 5.35: Zonas localizadas do rolo desperdiçadas

Por fim e apesar de não ser um dos objetivos principais da otimização do *sidepod*, decidiu-se porventura, realizar uma análise sobre o tempo total de laminação, ou seja, verificar se a simplificação do laminado e a redução do número de gramagens utilizadas teve algum impacto no tempo total de laminação do componente. Segundo os técnicos da secção de compósitos existem algumas normas transversais relacionadas com tempos de aplicação de fibra a serem seguidas:

- Por norma a 1º camada aplicada demora cerca de 2 horas;
- A duração da colocação de saco de vácuo a meio do processo é de aproximadamente 15 minutos;
- Posteriormente à aplicação da 1º camada, é necessário aplicar saco de vácuo;
- Em média as restantes camadas completas demoram cerca de 1 hora cada uma, sendo que aos tecidos de gramagem $380g/m^2$ e $660g/m^2$ acrescem 10 minutos devido à maior dificuldade de aplicação;
- Uma boa prática prende-se pela colocação de saco de vácuo no máximo a cada três camadas sucessivas;
- O tempo de colocação de reforços é em muito inferior ao tempo de colocação de uma camada completa, sendo os pequenos reforços praticamente imediatos.

De acordo com os critérios anteriormente apresentados, na Tabela 5.16 apresenta-se o tempo de laminação estimado para o laminado inicial, que utilizava as três gramagens de fibra de carbono (205 g/m², 380 g/m² e 660 g/m²) sendo todas elas com geometria completa e apresentando um tempo total de laminação de aproximadamente 8 horas.

Tabela 5.16: Tempo total de laminação inicial

Nº Camada	Material	Orientação [°]	Forma	Tempo de laminação
1	Twill 205	45	Completa	2 h
Compactação				10 min
2	Twill 380	45	Completa	1h10min
3	Twill 660	0	Completa	1h10min
4	Twill 660	45	Completa	1h10min
Compactação				10 min
5	Twill 380	0	Completa	1h10min
6	Twill 205	45	Completa	1h
Tempo total				8h

Já após a reestruturação do laminado, apresenta-se na Tabela 5.17 os tempos de laminação para o laminado otimizado, que utiliza apenas duas gramagens, não desperdiçando tanto tempo a trocar o tipo de fibra a aplicar e que substitui camadas inteiras por alguns reforços, o que reduz o tempo de laminação para aproximadamente 7 horas e 30 minutos, o que representa uma redução significativa de 30 minutos no tempo de produção, ou seja, uma redução temporal de cerca de 6,25%.

Tabela 5.17: Tempo total de laminação após otimização

Nº Camada	Material	Orientação [°]	Forma	Tempo de laminação
1	Twill 205	45	Completa	2 h
Compactação				10 min
2	Twill 660	0	Completa	1h10min
3	Twill 205	0	Reforço	10 min
4	Twill 205	0	Reforço	10 min
Compactação				10 min
5	Twill 660	45	Completa	1h10min
6	Twill 205	0	Completa	1h
7	Twill 205	45	Reforço	10 min
Compactação				10 min
8	Twill 205	45	Reforço	10 min
9	Twill 205	45	Reforço	10 min
10	Twill 660	0	Reforço	10 min
Compactação				10 min
11	Twill 205	45	Reforço	10 min
12	Twill 205	0	Reforço	10 min
13	Twill 205	45	Completa	10 min
Tempo total				7h30 min

Embora a redução conseguida de 30 minutos possa parecer modesta à escala de uma única peça, ela torna-se mais relevante em contexto de produção repetitiva. Por exemplo, numa produção de 32 *sidepods* (16 supercarros), esta poupança representa:

$$32 \text{ peças} \times 30 \text{ min} = 16 \text{ h} \quad (5.12)$$

Numa produção a médio prazo, já se está perante um tempo interessante, tempo esse pode ser realojado para outras fases da produção, ou traduzido em redução de custos diretos de fabrico. Além disso, a menor complexidade do laminado também facilita o trabalho dos operadores, reduzindo o risco de erros humanos durante o processo e garantindo maior consistência no acabamento das peças. Desta forma, esta análise demonstra que a otimização estrutural de uma peça em com-pósito não deve ser avaliada apenas pela redução de peso ou melhoria mecânica, mas também pela eficiência de todo o seu processo de fabrico e racionalização do processo produtivo. A redução no tempo de laminação não só resulta numa eficiência operacional, como também contribui diretamente para redução de custos ao longo do ciclo de produção. Este avanço acaba por ter um impacto significativo, especialmente em produções de grande escala ou em séries de vários veículos, onde a acumulação de ganhos de tempo representa uma redução considerável nos custos de produção.

De forma a concluir, a redução do número de gramagens a utilizar na laminação do componente, trouxe benefícios diretos e positivos desde:

- Otimização da cadeia de fornecimento, ao permitir encomendas de maior volume apenas para duas gramagens;
- Redução do custo unitário por metro quadrado de material, devido ao aumento da quantidade de aquisição conforme indicado na Tabela 5.12;
- Simplificação do processo de laminação, reduzindo o tempo necessário na preparação e na aplicação das camadas;
- Mesmo em casos conservadores existe poupança direta no custo de material (Tabela 5.13 e 5.14);
- Uma estratégia de produção mais sustentável e escalável, sem comprometer os requisitos técnicos.

Capítulo 6

Elaboração de documentação para acompanhamento do processo de fabrico e controlo da qualidade

Para finalizar este projeto e cumprir com todos os objetivos propostos, neste capítulo final apresenta-se a elaboração de documentação para acompanhamento do processo de produção do *sidepod* e de controlo da qualidade.

6.1 Ordem de produção

Como já anteriormente referido, a produção de componentes em material compósito exige um controlo rigoroso e sistemático de todas as fases do processo, de modo a garantir a conformidade técnica, a repetibilidade e a eficiência global da produção. Para assegurar que todas as etapas são devidamente executadas, foi necessário desenvolver e aperfeiçoar diversos documentos de suporte ao fabrico e ao controlo da qualidade. Entre os documentos estruturantes, destaca-se primeiramente a Ordem de Produção (OP), concebida com o objetivo de acompanhar todas as fases do fabrico do *sidepod* — desde a preparação dos moldes até à montagem final do componente.

A OP desenvolvida foi estruturada num documento em formato *Excel*, reunindo todas as informações essenciais para que os técnicos de produção possam planear e executar as diferentes fases do fabrico, bem como garantir um controlo da qualidade eficaz. Esta documentação assume particular relevância numa fase de pré-industrialização, onde os processos ainda se encontram em fases de consolidação e otimização, e onde se prevê o alargamento da equipa técnica num futuro próximo. Assim, a existência de documentação clara e normalizada permite reduzir a dependência da transmissão oral de conhecimento, minimizar erros humanos e otimizar o tempo de técnicos mais experientes, ao evitar que estes tenham de acompanhar constantemente os elementos mais recentes da equipa. Desta forma resume-se os principais objetivos de uma ordem de produção:

- Definir e facilitar a seleção dos materiais e consumíveis a utilizar;

- Criar uma orientação enumerada do processo de laminação fazendo referência ao *plybook*;
- Facilitar a comunicação entre a engenharia e chão de fábrica, uniformizando práticas;
- Registo de datas e tempos de produção e os respetivos operadores e controlos intermédios;
- Registar defeitos ocorridos durante a produção de modo a procurar minimizá-los.

Com o objetivo de facilitar a interpretação por parte dos operadores, a OP encontra-se dividida em várias secções distintas, assegurando uma leitura intuitiva e uma consulta rápida da informação mais relevante em cada fase do processo produtivo. A primeira secção corresponde ao cabeçalho técnico, que reúne os principais dados de identificação do processo e do componente em fabrico, como a data de produção, referência da peça a produzir, código da OP, referência ao *plybook*, OP's anteriores caso existam e outras observações relevantes.

	Ordem de Produção	
	Data de Discussão:	
	Referência da OP	Molde/Preça -- REF da peça -- Nr de peça feita
	Plybook:	Sidepod Plybook
	OPs anteriores:	

Figura 6.1: Cabeçalho da ordem de produção

De seguida, introduz-se a lista de materiais necessários para o processo, como a indicação dos materiais compósitos a utilizar e os materiais consumíveis (film, breather, peel ply, etc.), organizados de acordo com a sequência de laminação.

Materiais a utilizar:

Carbono e Kits

Nome do Kit	Referência	Espessura [mm]	Data de validade	Cortado	Check
Sidepod_205	E750 660gsm	0.222		x	
Sidepod_660	E750 205gsm	0.690		x	

Produtos

Produtos	ProdCode	Qtd Programada
Saco Easy Composite		
Bomba de vácuo		
Peel ply		
Breather		
Release film		
Manómetro pressão de vácuo		
Fita selante		
Desmoldante		
Álcool isopropílico		
Pano		

Figura 6.2: Lista de materiais a utilizar ao longo do processo

Seguidamente, a OP entra na fase dedicada à sequência operatória, na qual são descritos de forma sistemática os passos necessários para assegurar uma aplicação correta das camadas de material compósito. Esta secção encontra-se diretamente interligada com o *plybook*, um documento gráfico detalhado com 98 páginas, que especifica, para cada camada (ply), o respetivo formato, orientação, posição e sobreposição, garantindo o cumprimento dos requisitos estruturais e geométricos do componente. O *plybook* será analisado com maior detalhe numa secção posterior. Para além da descrição das etapas, esta secção da OP contém ainda campos para o registo de operadores responsáveis por cada fase, as respetivas datas e horários de execução, o Nº de lote dos materiais utilizados e ainda um campo para registar observações gerais relacionados com o processo e um campo para aprovação por parte do controlo da qualidade. Por fim, foi ainda introduzida uma secção específica dedicada ao controlo da qualidade do componente produzido, tanto ao longo do processo de laminação, como de preparação para a cura, sendo definidos pontos de controlo onde os operadores devem registar desvios, correções ou anomalias introduzidas no processo. Estas duas últimas secções, dada a sua extensão, encontram-se representadas no Anexo H.

Dado que os materiais compósitos não apresentam uma estrutura homogênea, cada camada individual e a sua posição no laminado desempenham um papel crítico no desempenho mecânico e funcional do componente final. Nesse contexto, a existência de documentação técnica estruturada visa padronizar o processo de fabrico, reduzindo a variabilidade entre os componentes produzidos e minimizando a incidência de erros humanos, uma vez que se trata de um processo com elevado grau de trabalho manual. Para além disso, este tipo de documentação facilita significativamente a integração de novos operadores no ciclo de produção, ao fornecer instruções claras, visuais e sequenciais, que permitem replicar com maior fidelidade o processo de laminação.

6.2 Plybook e tabela de referência

Na secção anterior, ao longo da OP, foi referido várias vezes o documento *plybook*, que se trata de um documento imprescindível para a laminação de componentes em material compósito, sendo um elemento gráfico com informações fundamentais para o sucesso de uma boa laminação, garantindo uma compreensão visual clara das zonas de aplicação de cada camada normalizando desta forma o processo entre operadores minimizando possíveis erros humanos. Antes de se proceder a uma análise mais detalhada deste documento, importa introduzir um elemento complementar essencial: uma tabela de referência cruzada que estabelece a correspondência entre os *PLY ID's* (identificação única de cada camada), os materiais utilizados, as orientações das fibras e o número sequencial da camada no laminado.

Esta tabela, apresentada na Figura 6.3, serve como um guia rápido para os operadores, permitindo identificar, de forma simples e precisa, a sequência de laminação e localizar no *plybook* a tela correspondente a cada *PLY ID*. O termo "tela" será utilizado daqui em diante para se referir a uma subdivisão de uma camada. Para melhor entender este termo, pode-se recorrer ao Anexo I onde está representada uma camada completa dividida em quatro telas.

ID Telas					OBSERVAÇÕES/NOTAS
LAM NAME	PLY ID	STEP	MATERIAL	ORIENTATION	
LAM001	LYR043	10	E750_205	45	
LAM001	LYR044	10	E750_205	45	
LAM001	LYR045	10	E750_205	45	
LAM001	LYR046	10	E750_205	45	
LAM001	LYR047	10	E750_205	45	
LAM001	LYR048	10	E750_205	45	
LAM001	LYR049	10	E750_205	45	
LAM001	LYR050	20	E750_660	0	
LAM001	LYR051	20	E750_660	0	
LAM001	LYR052	20	E750_660	0	
LAM001	LYR053	20	E750_660	0	
LAM001	LYR054	20	E750_660	0	
LAM001	LYR055	20	E750_660	0	
LAM001	LYR056	20	E750_660	0	
LAM001	LYR057	20	E750_660	0	
LAM001	LYR058	20	E750_660	0	
LAM001	LYR059	20	E750_660	0	
LAM001	LYR060	30	E750_205	0	
LAM001	LYR061	30	E750_205	0	
LAM001	LYR062	30	E750_205	0	
LAM001	LYR063	30	E750_205	0	
LAM001	LYR064	30	E750_205	0	
LAM001	LYR065	30	E750_205	0	
LAM001	LYR066	30	E750_205	0	

Figura 6.3: Excerto da tabela de consulta do ID da tela a aplicar

De salientar que os operadores quando recebem as telas pré-impregnadas cortadas, estas já vêm da área de corte identificadas fisicamente com o respetivo *PLY ID*, por exemplo, *LYR043*, um código totalmente aleatório gerado pelo software, como apresentado na Figura 6.4, o que evita a troca de camadas a laminar e evita que todos os operadores de laminação necessitem de saber identificar visualmente quais as camadas de cada material e orientação, pois com estas identificações nas camadas conseguem recorrendo às tabelas de referência e ao *plybook*, obter todas as informações técnicas necessárias. Ou seja, esta identificação nas várias telas funciona como uma identificação única. Além do *PLY ID*, as telas serão também acompanhadas por uma outra identificação sob a forma $S(X)_P(Y)_Z$ onde X , Y e Z são respetivamente as seguintes referências:

- **X:** Identificação do molde (Molde 1 ou 2);
- **Y:** Identificação da partição/*master* (1 a 9);
- **Z:** Identificação da tela ou zona.

No Anexo I observa-se o exemplo de uma camada a aplicar (S1_P1_01 à 04) , ou seja, pertence ao molde 1 da partição 1, dividida por 4 zonas.

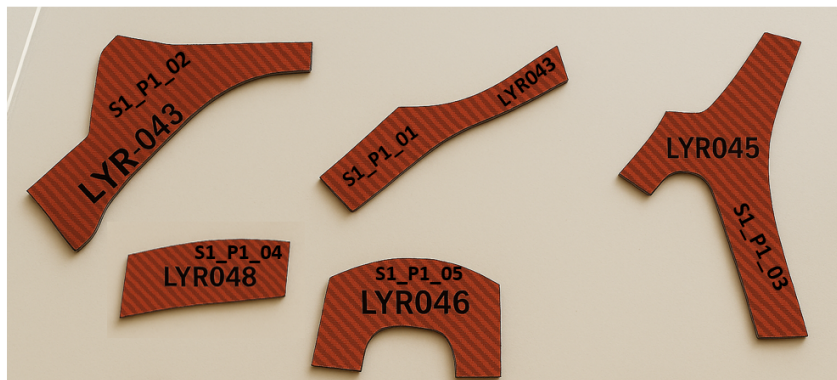


Figura 6.4: Identificação das várias telas a aplicar

Aliado à tabela de referência, o *plybook* foi desenvolvido de modo a assegurar uma correta execução do laminado do componente, que consiste num grande conjunto de folhas técnicas onde cada uma dessas folhas corresponde a uma tela específica de material compósito a aplicar numa determinada zona do *sidepod*. Como apresentado no Anexo J cada folha do *plybook* contém:

- Geometria da tela a aplicar;
- Material, dimensão e orientação da tela;
- Posição no molde e referência visual do ponto de início de aplicação;
- Identificação da camada (*PLY ID*);
- *Step* da camada na sequência de laminação;
- Um padrão de cores para distinguir rapidamente camadas completas de reforços.

Este documento utilizado em conjunto com a OP e a tabela de referência irá permitir aos operadores identificarem rapidamente a tela a aplicar, a sua posição relativa, e a sua direção de aplicação, minimizando erros e agilizando o processo. A sequência operacional a seguir por parte do operador encontra-se representada de forma esquemática na Figura 6.5. Através da articulação entre estes três documentos — OP, tabela de referência e *plybook* — o operador é capaz de visualizar, para cada tela, a sua localização exata na peça, compreender as superfícies de contacto, os limites geométricos da aplicação e a direção de deposição da fibra, assegurando assim o cumprimento rigoroso das especificações estruturais e geométricas do projeto.

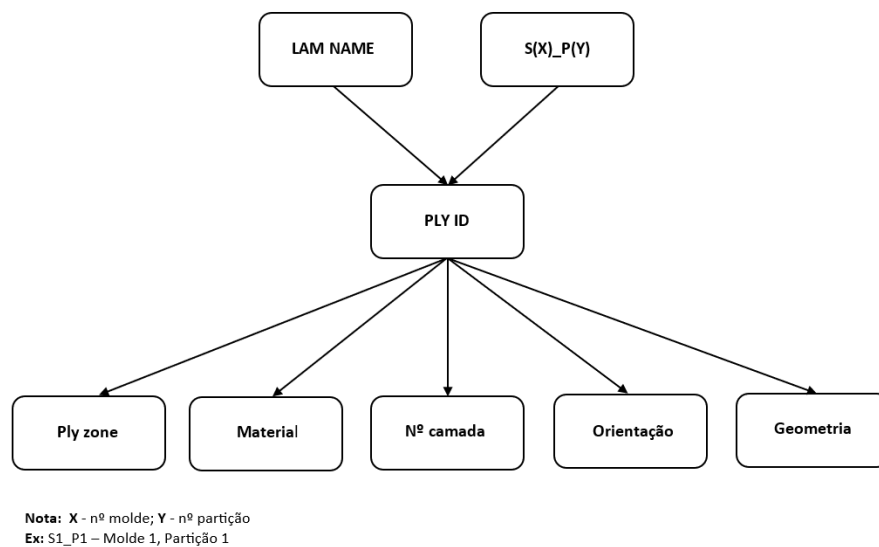


Figura 6.5: Esquema de ordem de consulta de dados

6.3 Controlo da qualidade

Além do controlo do processo produtivo, nesta secção aborda-se o controlo da qualidade dos componentes a produzir, pois, atualmente o controlo da qualidade constitui um elemento estruturante para assegurar elevados padrões de conformidade na produção de componentes em materiais compósitos, onde a variabilidade do processo e a sensibilidade aos parâmetros operacionais são críticos.

6.3.1 Controlo estatístico da qualidade

Os compósitos como qualquer outro material estão sujeitos a vários defeitos e danos, muitas vezes não detetáveis a olho nu, o que exige métodos eficazes de deteção e avaliação destes defeitos. Segundo [50], os defeitos em compósitos podem ser classificados segundo duas categorias: defeitos induzidos pelo produto (geometria, laminado, materiais, entre outros) ou defeitos induzidos pelo seu processo (porosidade, erros na cura ou no vácuo, entre outros). Nesta secção apresenta-se uma análise estatística retirada de [50], cuja aplicabilidade se prevê como transversal ao processo de produção deste projeto. Esta análise visa oferecer uma base de comparação futura, permitindo validar e contextualizar os dados que venham a ser obtidos durante o fabrico real dos componentes.

Na Figura 6.6 encontram-se representadas as principais causas de defeitos nos produtos e a respetiva percentagem de ocorrência, sendo de notar que a maioria das causas advêm da porosidade (35%), possivelmente causada por um controlo defeituoso do ar durante a cura, e de delaminação (13%), que compromete a resistência e rigidez do laminado. Apesar de não ilustradas na figura, as principais causas subjacentes aos defeitos durante o processo produtivo incluem a perda de vácuo (46%) e problemas com a temperatura durante o processo de cura. [50]

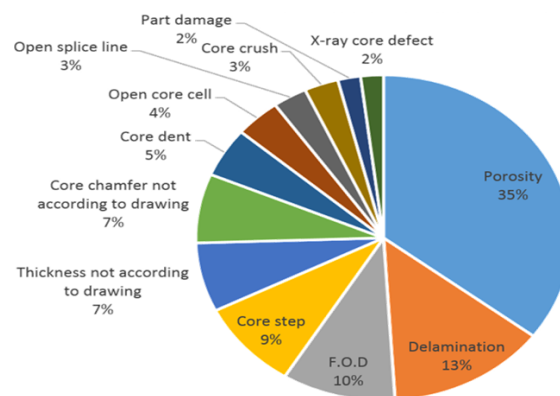


Figura 6.6: Total de defeitos na produção de componentes em material compósito[50]

Com base na recolha dos dados anteriormente apresentados, torna-se possível aplicar ferramentas de qualidade estatística com o intuito de identificar as principais causas de defeitos, tanto a nível do produto como do próprio processo de fabrico, com o objetivo de direcionar ações corretivas e reduzir essas mesmas falhas. Uma das ferramentas comumente utilizada é o gráfico de *Pareto*, cuja finalidade é identificar os fatores mais significativos na origem dos problemas observados. Este gráfico assenta no Princípio de Pareto, também conhecido como regra 80/20, onde "80% dos defeitos são causados por 20% dos problemas". Aplicando esta ferramenta aos dados anteriormente analisados, a Figura 6.7 ilustra o gráfico de *Pareto* correspondente, no qual se verifica que os defeitos por porosidade e delaminação representam, isoladamente, cerca de 50% do total de peças não conformes. Esta informação encontra-se refletida no eixo Y direito, correspondente ao percentual acumulado de defeitos. Assim, estes dois tipos de falhas surgem como os principais alvos para ações de melhoria contínua, devendo ser priorizados nos esforços de otimização dos processos e controlo da qualidade, dada a sua elevada representatividade no total de ocorrências.

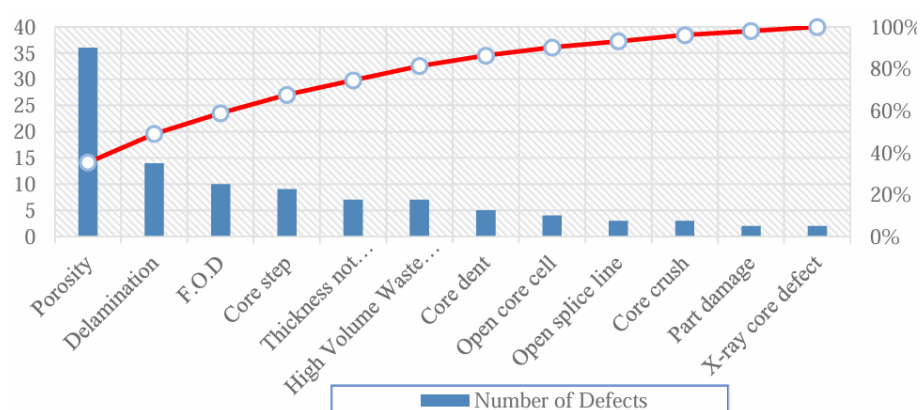


Figura 6.7: Análise estatística segundo gráfico de *Pareto*[50]

Recorrendo a este tipo de abordagem, a atuação nas áreas mais problemáticas será mais direta e eficaz podendo gerar melhorias na qualidade e redução de custos a curto prazo, isto com a tomada de decisões baseadas em dados.

6.3.2 Controlos de qualidade por inspeção

Além dos controlos de qualidade por métodos estatísticos, pode-se recorrer a métodos de inspeção direta, procurando inspecionar cada componente de modo a garantir que atende a todos os padrões de qualidade requeridos, sendo necessários métodos capazes de detetar defeitos internos ou externos sem comprometer a qualidade do componente. Neste contexto, os ensaios não destrutivos (END) assumem um papel fundamental dentro dos sistemas de controlo da qualidade na produção de peças em compósito.

Como já referido, os compósitos podem apresentar uma variedade de defeitos internos tais como, delaminações, porosidade, inclusão de corpos estranhos, fendas interlaminares, falta de adesão entre camadas, entre muitos outros. De modo a detetar e caracterizar estes defeitos de forma não invasiva, recorre-se a diferentes técnicas, destacando-se as seguintes: [51]

- **Ultrassons:** Uma das técnicas mais comum em inspeção de compósitos, que permite detetar descontinuidades internas como delaminações, variações de espessura ou inclusões. Consiste na propagação de ondas acústicas de alta frequência através do material, sendo atenuadas quando encontram descontinuidades internas.

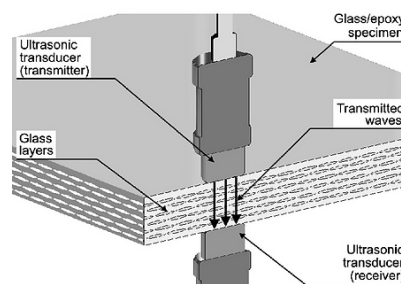


Figura 6.8: Análise por ultrassons[51]

- **Termografia Ativa:** Consiste na aplicação de calor e monitorização da resposta da condução térmica ao longo da peça com recurso a câmaras infravermelhas, que registam a evolução da temperatura ao longo do tempo, pois as regiões com defeitos exibem variações no seu perfil térmico. Esta técnica permite uma inspeção rápida de grandes áreas, com boa sensibilidade a falhas superficiais ou sub-superficiais.

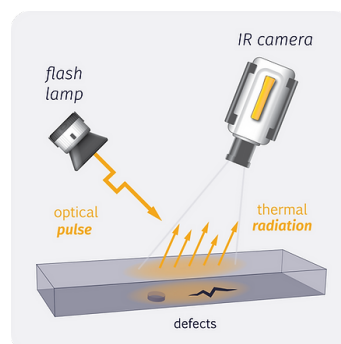


Figura 6.9: Análise por termografia[51]

- **Teste radiográfico (RX):** Consiste na emissão de raios X que atravessam o material e as diferentes regiões atenuam esses mesmos raios de forma diferente, consoante a densidade e espessura. A radiação remanescente é então captada por um detetor, permitindo gerar uma imagem radiográfica. Nesta imagem, as zonas mais densas surgem mais claras, uma vez que atenuam mais os raios X (menos radiação atinge o detetor), enquanto regiões com descontinuidades internas ou menor densidade se apresentam mais escuras (devido à maior passagem de radiação). Trata-se de um processo muito útil pela capacidade de visualizar diretamente defeitos internos, independentemente da profundidade. No entanto, requer medidas rigorosas de segurança e normalmente apresenta custos mais elevados.

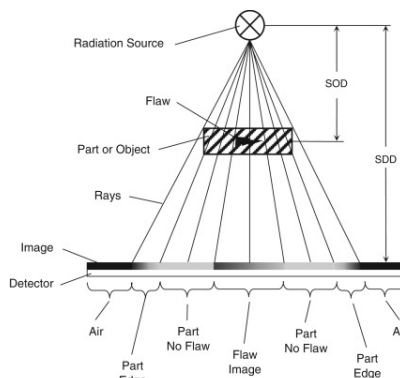


Figura 6.10: Análise por raio X[51]

Para além da aplicação de Ensaios Não Destrutivos (END) para deteção de defeitos internos, é essencial garantir a monitorização contínua dos parâmetros críticos do processo durante o fabrico de componentes em materiais compósitos. A variabilidade nestes parâmetros pode comprometer significativamente a qualidade final da peça, conduzindo à formação de defeitos estruturais, à degradação do desempenho mecânico, ou até mesmo a falhas em serviço, que poderão não ser detetadas em inspeções convencionais de qualidade. A qualidade dos compósitos é altamente sensível às condições ambientais do espaço de produção, sendo, por isso, fundamental o controlo rigoroso de limites ótimos de operação, desde a temperatura ambiente a rondar entre 18°C e os 24°C e a humidade relativa entre os 32% e os 54%. Durante o processo de cura em autoclave, o controlo rigoroso de variáveis operacionais é também essencial para garantir a polimerização homogénea da matriz e a compactação adequada do laminado, controlando parâmetros como a temperatura de aquecimento que deve seguir rampas controladas (ex. 1–3°C/min até 160°C; 0.5–3°C/min acima de 160°C). Como já referido, desvios nestes parâmetros podem ser algo prejudiciais à qualidade final do componente, por isso, a implementação de sistemas de registo automático, com alarmes de desvio, é uma prática recomendada. [50]

6.4 Implementação de novas técnicas

Por fim, devido ao processo de produção atualmente em uso ser tradicionalmente dominado por métodos manuais, é necessário, além de implementar controlos da qualidade, procurar

integrar soluções tecnológicas que visam reduzir erros humanos e aumentar a eficiência, sendo especialmente vantajosas em componentes com geometria complexa e elevado grau de exigência estrutural, como os utilizados na indústria aeroespacial e automóvel de alta performance.

Uma das tecnologias mais relevantes apresentada neste capítulo, é a projeção laser para auxílio à aplicação de laminado manualmente (*laser-assisted ply placement*), uma tecnologia emergente com elevado potencial de integração em processos futuros de fabrico do *sidepod*. De forma geral, esta tecnologia de apoio visual usada no fabrico de componentes em compósito resume-se à projeção dos contornos e instruções diretamente sobre o molde, orientando desta forma o operador durante a colocação de todas as telas, tornando mais fácil de localizar e posicionar as camadas o mais rápido e precisamente possível para agilizar o processo de laminação. [52] [53]

De forma geral, esta tecnologia consiste num sistema de projeção a laser, que emite os contornos das telas e respetivas marcações diretamente sobre a superfície do molde, conforme ilustrado na Figura 6.11. A sequência de projeção é sincronizada de acordo com o *plybook* já apresentado, sendo que cada camada é projetada à medida que o operador avança no processo de laminação. Esta tecnologia permite que o operador visualize a geometria e posição exata da tela a aplicar, as orientação das fibras e eventuais pontos de referência e alinhamento.

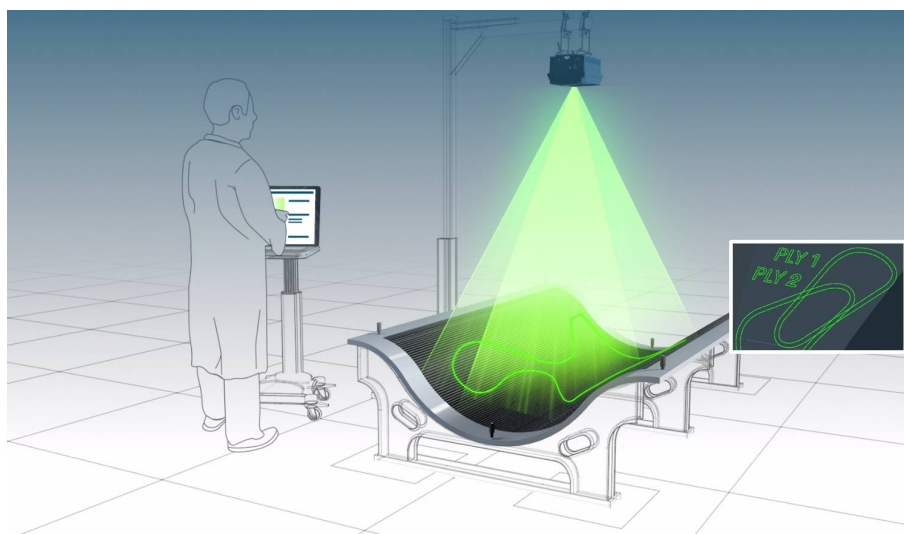


Figura 6.11: Projeção laser dos contornos das telas a aplicar[52]

A utilização deste tipo de tecnologia introduz vantagens significativas tanto no processo de fabrico como na qualidade do resultado final, nomeadamente:[52]

- Facilita o processo de laminação para peças com geometria complexa;
- Reduz os erros humanos (auxilia no posicionamento e orientação);
- Acelera o processo de aplicação do laminado, diminuindo o ciclos de produção, aumentando a produtividade geral;
- Elimina a dependência de documentação física (*plybooks* de grandes dimensões impressos);

- Permite maior controlo da qualidade e rastreabilidade, uma vez que cada tela aplicada, necessita de ser validada;

Uma outra vantagem relevante desta tecnologia reside na sua elevada flexibilidade e adaptabilidade a alterações no processo de fabrico. Tal como ocorreu neste projeto, em que a fase de otimização resultou na modificação da geometria de várias telas a laminar, a projeção a laser permite incorporar rapidamente essas alterações. As novas geometrias são simplesmente carregadas no sistema informático que comanda o projetor, sendo automaticamente refletidas na projeção sem necessidade de ajustes manuais ou reimpressão de documentação, sendo estas alterações imediatamente implementadas na próxima unidade de produção

No entanto, apesar das numerosas, existem algumas limitações e requisitos que devem ser cuidadosamente avaliados antes da sua implementação. Desde o muito elevado custo do sistema (hardware e software), a necessidade de uma preparação específica da superfície do molde para uma boa projeção e visualização do feixe laser e a necessidade de engenheiros qualificados para a calibração do software e dos eixos coordenados de referência. Por fim, importa sublinhar que esta tecnologia não substitui a destreza manual e a experiência do operador. [52]

Portanto, apesar de este sistema não estar atualmente implementado no processo de fabrico, considera-se pertinente encerrar este projeto com a apresentação desta alternativa tecnológica moderna e eficiente, cuja integração futura poderá representar um avanço significativo na produção de componentes em material compósito de geometria complexa, como é o caso do *sidepod* aqui analisado.

Capítulo 7

Conclusões e trabalhos futuros

A realização desta dissertação revelou-se um grande desafio a nível pessoal, proporcionando uma experiência enriquecedora na área da simulação e otimização de laminados compósitos. Desenvolvido num contexto industrial real, este projeto permitiu aplicar de forma prática os conhecimentos adquiridos ao longo do Mestrado em Engenharia Mecânica, culminando num conjunto de propostas concretas com impacto direto no desempenho e eficiência do processo de fabrico de um componente em compósito para um supercarro.

Tratando-se de um tema específico, a fase inicial revelou-se particularmente desafiante, exigindo uma compreensão detalhada de todo o processo de produção do componente em estudo. Muitas das particularidades e constrangimentos do processo produtivo não se encontram descritas de forma explícita na literatura, o que tornou essencial o contacto direto com os operadores de laminação e com o processo de produção utilizado na empresa. Esta interação permitiu identificar áreas estratégicas para intervenção e fundamentar tecnicamente as decisões tomadas.

Deste modo, a abordagem desenvolvida iniciou-se com a compreensão aprofundada das propriedades dos compósitos e das metodologias de fabrico associadas, fornecendo a base teórica necessária para a intervenção técnica fundamentada. Com base na análise do componente em estudo foi possível identificar oportunidades de melhoria ao nível do design dos *master's* e da estruturação dos moldes, nomeadamente através da redução do número de partições, de 12 para 9, sendo viabilizada através de uma análise de desmoldação. Desta forma, foram desenvolvidos os *master's* correspondentes a cada nova partição. Em paralelo, foi analisada a estratégia de maquinaria, uma vez que é fundamental para o fabrico de um *master* com boa qualidade, que corresponda às exigências do projeto e que seja economicamente viável. Deste modo considerou-se a adoção de centros CNC de 5 eixos em detrimento dos de 3 eixos, tendo-se concluído, com base numa análise de custos, que por diversos pontos não económicos seria vantajoso. Adicionalmente, a otimização do *stock* de material permitiu reduzir em mais de 30% o volume de matéria-prima necessária nesta fase, traduzindo-se numa poupança significativa.

Numa segunda fase, foi conduzido um processo de otimização estrutural e produtiva do laminado do componente, recorrendo a ferramentas avançadas de simulação por elementos finitos e

algoritmos de otimização. Este processo resultou numa configuração de laminado mais eficiente, capaz de melhorar o desempenho mecânico do componente e ainda a viabilidade do processo de fabrico. A análise comparativa dos resultados antes e após otimização demonstrou reduções significativas nas tensões (-55%) e deformações (-40%), bem como uma melhoria global nos critérios de falha (-95%), garantindo simultaneamente uma redução da massa e um melhor aproveitamento do material. Esta reconfiguração permitiu ainda eliminar uma gramagem de material inicialmente em uso, favorecendo a aquisição de maiores quantidades das gramagens do material restante, o que facilitou a negociação de preços e reduzindo assim em 24% o valor do material necessário para o processo de produção. Ainda nesta fase, foi importante a realização de uma planificação detalhada das camadas resultantes da otimização, de modo a analisar a sua deformação para garantir que não surgissem zonas no componente com falta de reforço, assegurando a integridade do componente. Por fim, a realização do *nesting* permitiu maximizar o aproveitamento do rolo de fibra de carbono pre-impregnado, facilitando o corte automatizado das camadas numa CNC de 2 eixos. Complementarmente, foi desenvolvida documentação técnica de apoio à produção, como a ordem de produção, um livro de telas detalhado e tabelas de referência para a laminação. Estes documentos foram concebidos para assegurar a rastreabilidade e a qualidade do processo produtivo, contribuindo para a minimização de erros na produção do componente. Foram também sugeridas metodologias de controlo da qualidade compatíveis com o contexto industrial em questão, incluindo propostas para inspeção por ultrassons, termografia e análise estatística.

De forma geral, este projeto demonstrou que a otimização simultânea do processo e do produto, suportada por ferramentas avançadas de simulação, permite alcançar ganhos substanciais em termos técnicos, económicos e operacionais. Embora o trabalho se tenha focado num único componente, os métodos e ferramentas aqui aplicados são facilmente escaláveis a outros elementos estruturais do veículo.

Como perspetiva de desenvolvimento futuro, propõe-se a implementação prática das alterações estudadas, desde o fabrico dos novos *master's* até à produção e validação do componente com o laminado otimizado. Seria igualmente interessante estender a metodologia desenvolvida a outros elementos estruturais do veículo, uma vez que apenas neste componente se alcançou uma poupança de milhares de euros. Seria ainda relevante explorar soluções de automação parcial do processo de laminação, com vista ao aumento da reprodutibilidade e da minimização de erros humanos.

Como última nota, a integração num ambiente empresarial e numa equipa multidisciplinar com um elevado conhecimento e experiência no mundo dos compósitos, contribuiu para uma aprendizagem, desenvolvimento de capacidades de trabalho e principalmente para o sucesso deste projeto. Este trabalho representa não apenas um contributo técnico para a melhoria continua do processo de fabrico de um componente, mas também uma experiência de aprendizagem enriquecedora, permitindo consolidar competências e reforçar a preparação para os desafios técnicos de um setor tão exigente como o da produção automóvel.

Referências

- [1] Razão Automovel. «Furia SuperCar». Em: (2025). Accessed: 2025-05-26. URL: <https://www.razaoautomovel.com/noticias/motores-adamastor-furia-v6-biturbo-mais-potente/>.
- [2] Adamastor Team. «Furia Supercar». Em: *Adamastor Official Website* (2025). Accessed: 2025-02-19. URL: <https://www.adamastor.com.pt/furia-supercar>.
- [3] SOLIDWORKS. *SOLIDWORKS CAD 3D*. <https://www.solidworks.com/pt-br/product/solidworks-3d-cad>. [Accessed 24-04-2025].
- [4] Siemens. <https://plm.sw.siemens.com/en-US/nx/>. [Accessed 24-04-2025].
- [5] MarkerMaking. <https://tukatech.com/smartmark/>. [Accessed 24-04-2025].
- [6] HyperMesh Altair. <https://altair.com/>. [Accessed 24-04-2025].
- [7] Ru-Min Wang, Shui-Rong Zheng e Yujun George Zheng. *Polymer matrix composites and technology*. Elsevier, 2011.
- [8] Addcomposites Team. «Introduction to Composites». Em: *Addcomposites Blog* (2025). Accessed: 2025-02-17. URL: <https://www.addcomposites.com/post/introduction-to-composites#viewer-hbulg2689>.
- [9] RPL Nijssen. *Composite materials: an introduction*. Inholland University of Applied Sciences Delft, The Netherlands, 2015.
- [10] Composites UK. *Introduction to Composite Materials*. Accessed: 17-Feb-2025. 2025. URL: <https://compositesuk.co.uk/composite-materials/introduction/>.
- [11] Albertino Arteiro. «Composite Systems: Constituent materials and semi-products.» Apresentação de slides de aula, Faculdade de Engenharia da Universidade do Porto. 2024.
- [12] Crescent Education. *Module 1: Introduction to Composites*. Accessed: 13-Feb-2025. 2019. URL: <https://crescent.education/wp-content/uploads/2019/02/Module1-IntroductiontoComposites.pdf>.
- [13] William D Callister Jr e David G Rethwisch. *Callister's materials science and engineering*. John Wiley & Sons, 2020.
- [14] PK Mallick. *Fiber-Reinforced Composites: Materials, Manufacturing, and Design*. 2007.
- [15] Ru-Min Wang, Shui-Rong Zheng e Yujun George Zheng. *Polymer matrix composites and technology*. Elsevier, 2011.
- [16] Pramod Chaphalkar e Ajit D Kelkar. «Classical laminate theory model for twill weave fabric composites». Em: *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* (2001).
- [17] Gurit. *Guide to composites*. Accessed: 19-Mar-2025. 2023. URL: <https://www.gurit.com/wp-content/uploads/2022/12/guide-to-composites-1.pdf>.

- [18] PK Mallick. «Thermoset matrix composites for lightweight automotive structures». Em: *Materials, Design and Manufacturing for Lightweight Vehicles*. Elsevier, 2021, pp. 229–263.
- [19] Katarzyna Panasiuk. «Analysis of technologies for producing composites with polyester-glass recyclate». Em: *Zeszyty Naukowe Akademii Marynarki Wojennej* 59.3 (214 (2018), pp. 63–73.
- [20] *Composite Stress Toolbox — 2022.help.altair.com*. https://2022.help.altair.com/2022.1/hwdesktop/hm/topics/pre_processing/composites/composites_composite_stress_toolbox_1_r.htm. [Accessed 02-06-2025].
- [21] Paulo Jorge da Costa Parente Novo. «Pultrusion of thermoplastic composites». Tese de doutoramento. Universidade do Porto (Portugal), 2019.
- [22] Robert M Jones. *Mechanics of composite materials*. CRC press, 2018.
- [23] Leif A Carlsson, Donald F Adams e R Byron Pipes. *Experimental characterization of advanced composite materials*. CRC press, 2014.
- [24] Altair Engineering. «Introduction to Practical Aspects of Composites with Altair OptiStruct™». Em: (2021). URL: https://www.advanced-eng.cz/wp-content/uploads/2021/06/2021_ebook%20Composite_with_Altair_OptiStruct.pdf.
- [25] Cihan Talebi, Bülent Acar e Gökhan O Özgen. «Manufacturing Error Detection in Plate and Cylindrical Composite Structures». Em: *ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition*. American Society of Mechanical Engineers. 2020, V012T12A057.
- [26] Stephen W Tsai. *Introduction to composite materials*. Routledge, 2018.
- [27] Stephen W Tsai et al. «Strength & life of composites». Em: (2008).
- [28] Autodesk. *What is the Difference between First Ply Failure and Progressive Failure?* ://autodesk.com/support/technical/article/caas/tsarticles/ts/6yrj1ARLJTpqj6YullAHPM.html. [Accessed 21-05-2025]. 2016.
- [29] Arnab Choudhury, SC Mondal e S Sarkar. «Failure analysis of laminated composite plate under hygro-thermo mechanical load and optimisation». Em: *International Journal of Applied Mechanics and Engineering* 3 (2019), pp. 509–526.
- [30] Ming Zhou, Raphael Fleury e Martin Kemp. «Optimization of composite-recent advances and application». Em: *13th AIAA/ISSMO multidisciplinary analysis optimization conference*. 2010, p. 9272.
- [31] M Zhou, R Fluey e T Willmet. «Multiple phase optimization of composite structures». Em: *Proc. 9th US National Congress of Computational Mechanics, San Francisco, July*. 2007.
- [32] Ming Zhou, Raphael Fleury e Warren Dias. «Composite design optimization—from concept to ply-book details». Em: *Proceedings of 8th World Congress of Structural and Multidisciplinary Optimization, Lisbon, Portugal*. 2009.
- [33] R Ponginan. «OptiStruct for Structural Optimization». Em: *A Study Guide. 2nd ed. E-book. Altair Univ* (2015). URL: https://www.researchgate.net/profile/Mohamed_Mourad_Lafifi/post/Optimization_algorithm_in_Optistruct/attachment/5d61722bcfe4a7968dc3e8f6/AS%3A795474491629568%401566667306073/download/OptiStruct_Optimization.pdf.
- [34] Shize Chen et al. «Composite manufacturing cost model targeting on design optimization». Em: *Applied Composite Materials* 27 (2020), pp. 673–691.

- [35] SKMSS Nikbakt, Saeed Kamarian e Mahdiah Shakeri. «A review on optimization of composite structures Part I: Laminated composites». Em: *Composite Structures* 195 (2018), pp. 158–185.
- [36] Daniele Landi. «A new interactive design method for carbon fibres laminate component». Em: *International Journal on Interactive Design and Manufacturing (IJIDeM)* 18.6 (2024), pp. 4189–4208.
- [37] Uri Kirsch e Structural Optimization. *Fundamentals and Applications*. 1993.
- [38] Ashok D Belegundu e Tirupathi R Chandrupatla. *Optimization concepts and applications in engineering*. Cambridge University Press, 2019.
- [39] Marius Müller. «Composite optimization of a skateboard using Altair HyperMesh™ and Altair OptiStruct™ 2019». Em: (2020). URL: https://vcdn.altair.com/rl/forum/uploads/2020/03/Composite_optimization_of_a_skateboard-by_Marius_Mueller.pdf.
- [40] Markus Kriesch e André Wehr. *Tutorial: Composite Optimization with OptiStruct 11.0 on the Example of a Formula Student Monocoque*. Tutorial técnico preparado com HyperMesh, HyperView e OptiStruct. Acedido a: 5 de abril de 2025. 2023.
- [41] easy composites. *EB700 high temperature epoxy tooling board*. Accessed: 13-Mar-2025. 2025. URL: <https://www.easycomposites.co.uk/eb700-high-temperature-epoxy-tooling-board>.
- [42] shawn wick. *Carbon fiber weave difference*. [://cancycling.com/blogs/articles/carbon-fiber-weave-difference-ud-3k-and-12k-explained-for-bicycles](https://cancycling.com/blogs/articles/carbon-fiber-weave-difference-ud-3k-and-12k-explained-for-bicycles). [Accessed 28-04-2025]. 2023.
- [43] Benny K Nielsen. «An efficient solution method for relaxed variants of the nesting problem». Em: *Proceedings of the thirteenth Australasian symposium on Theory of computing-Volume 65*. 2007, pp. 123–130.
- [44] Parth Thakar et al. «Design, manufacture and testing of an impact attenuator for a FSAE car». Em: *Proceedings of International Conference on Intelligent Manufacturing and Automation: ICIMA 2018*. 2018, pp. 151–159.
- [45] Chris Rogers. *Introduction to Vacuum Bagging*. <https://explorecomposites.com/articles/lamination/basics-vacuum-bagging/>. [Accessed 2-05-2025]. 2020.
- [46] Aero Consultants. *Vacuum Bagging and Composite Tooling - Aero Consultants*. <https://www.aero-consultants.ch/en/Airtech-Hilfsmaterialien/Vacuum-Bagging-and-Composite-Tooling.htm>. [Accessed 14-05-2025].
- [47] Octavian Bologa et al. «Decision-making tool for moving from 3-axes to 5-axes CNC machine-tool». Em: *Procedia computer science* 91 (2016), pp. 184–192.
- [48] AMFG. *3-Axis vs. 5-Axis CNC Machines: A Comprehensive Guide*. <https://amfg.ai/2024/03/19/3-axis-vs-5-axis-cnc-machines-a-comprehensive-guide/>. [Accessed 04-05-2025].
- [49] Impact Materials. *Factors Affecting the Quality of Carbon Fiber Cloth*. <https://ictfibers.com/factors-affecting-the-quality-of-carbon-fiber-cloth/>. [Accessed 21-05-2025].
- [50] Basel Alsayyed Ahmad et al. «Composites Product and Process Quality». Em: *Proc. of the 2015 Int. Conf. on Operations Excellence and Service Engineering, Orlando, FL, USA*. 2015.
- [51] Add Composites. *Quality Assurance and Quality Control in Composites Manufacturing*. <https://www.addcomposites.com/post/quality-assurance-and-quality-control-in-composites-manufacturing>. [Accessed 11-06-2025].

- [52] Faro. *How laser templating tech supports the composites industry*. <https://www.faro.com/en/Resource-Library/Article/how-laser-templating-tech-supports-the-composites-industry>. [Accessed 15-06-2025].
- [53] LLC Composite Automation. *Composite Laser Templating - Aligned Vision Laser Projection*. <https://www.compositeautomation.com/composite-laser-templating/>. [Accessed 16-06-2025].

Anexo A

Detalhes de montagem do *sidepod*





Anexo B

Procedimento de cálculo da espessura dos pré-impregnados

Resin Select resin system from the drop down list	Cured Resin Density (g/cm³)
E750	1.23
Fiber Select reinforcement fibre system from the drop down list	Fiber Density (g/cm³)
Toray T300 / FT300	1.76
Fiber Areal Weight (gsm)	
200	
Prepreg Resin Content (Weight %)	
40	
Calculation Output	
Nominal Fiber Content (Weight %)	60
Nominal Prepreg Areal Weight (gsm)	333.3
Nominal Resin Areal Weight (gsm)	133.3
Nominal Fiber Volume (%)	51.2
Nominal Cured Ply Thickness (mm)	0.222
Nominal Cured Ply Thickness (mils)	8.740
Nominal Laminate Density (g/cm³)	1.5012

Anexo C

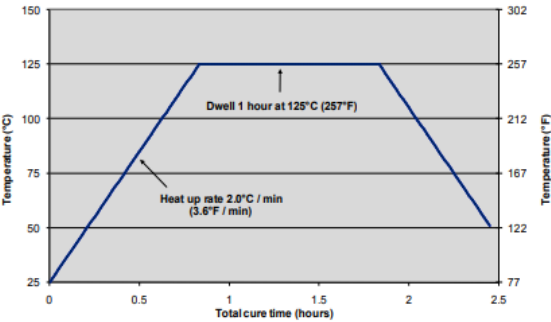
Ciclo de cura da fibra de carbono
pré-impregnada

PRODUCT DATA SHEET

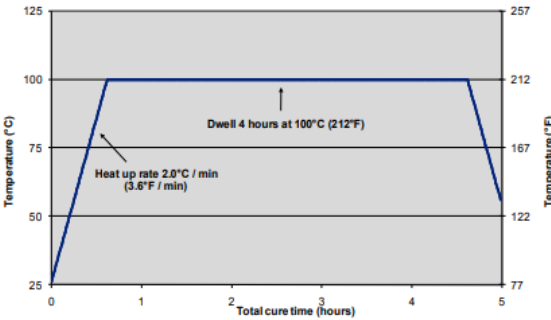
TYPICAL CURE PROFILES

125°C (257°F) Cure Temperatures		
Ramp	2.0°C (3.6°F)/min to 125°C (257°F)	Dwell for 1 hour
Ramp	2.0°C (3.6°F)/min to 50°C (122°F)	Followed by demold
Total time: 2 hours 30 minutes		
100°C (212°F) Cure Temperatures		
Ramp	2.0°C (3.6°F)/min to 100°C (212°F)	Dwell for 4 hours
Ramp	2.0°C (3.6°F)/min to 50°C (122°F)	Followed by demold
Total time: 5 hours		

INITIAL MINIMUM 125°C CURE SCHEDULE

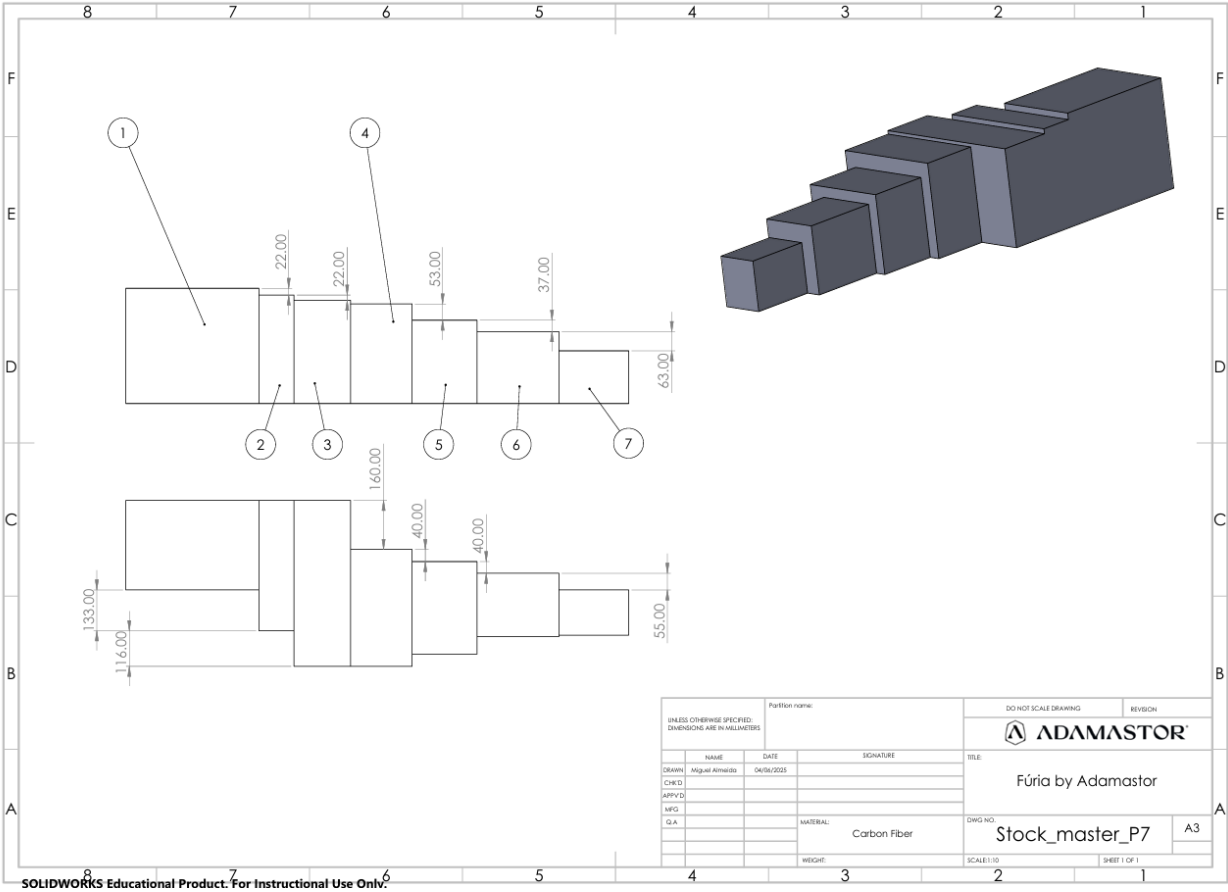


INITIAL MINIMUM -100°C CURE SCHEDULE



Anexo D

Desenho 2D do Stock de maquinagem



Anexo E

2º secção de análise de custos CNC 3 eixos e 5 eixos

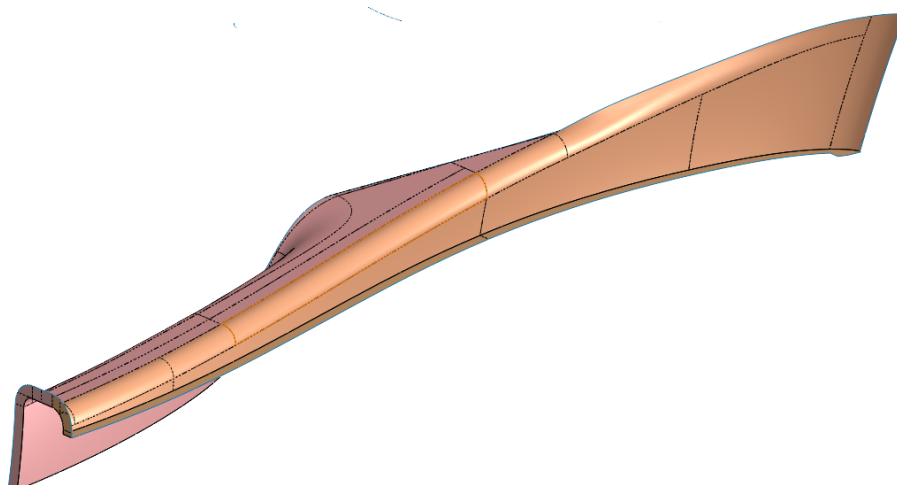
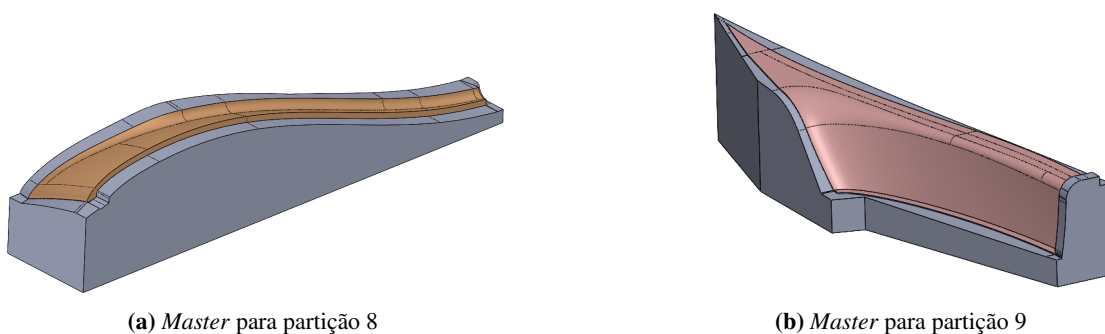


Figura E.1: Partição N° 8 e 9



(a) *Master* para partição 8

(b) *Master* para partição 9

Figura E.2: *Master's* para a produção das partições 8 e 9 em CNC 3 eixos

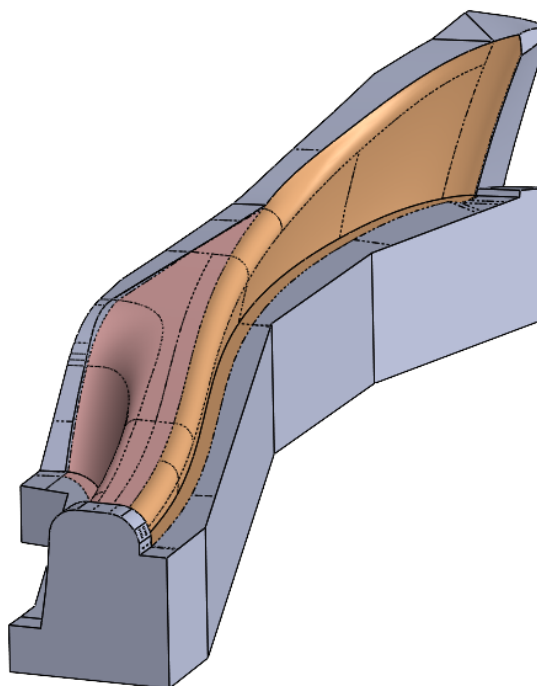


Figura E.3: *Master* para a produção das partições 8 e 9 em CNC 5 eixos

Anexo F

Resultados simulação estática pré-otimização

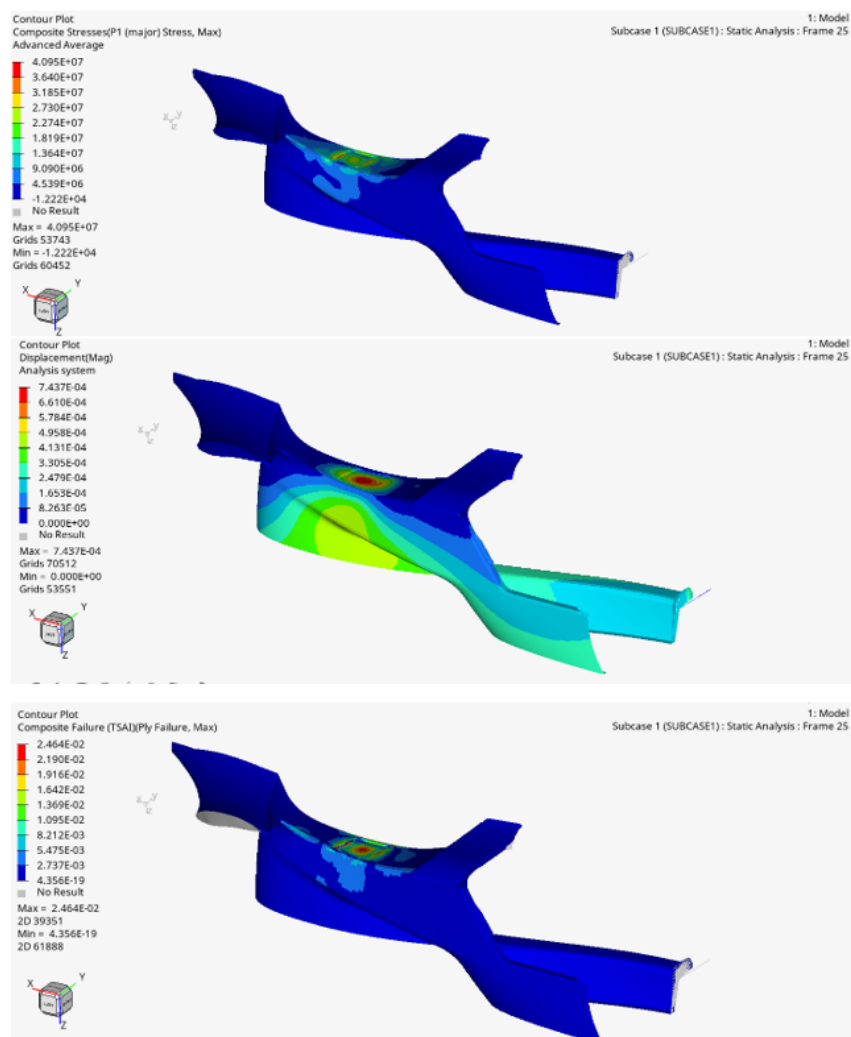


Figura F.1: Resultados caso de carga 1

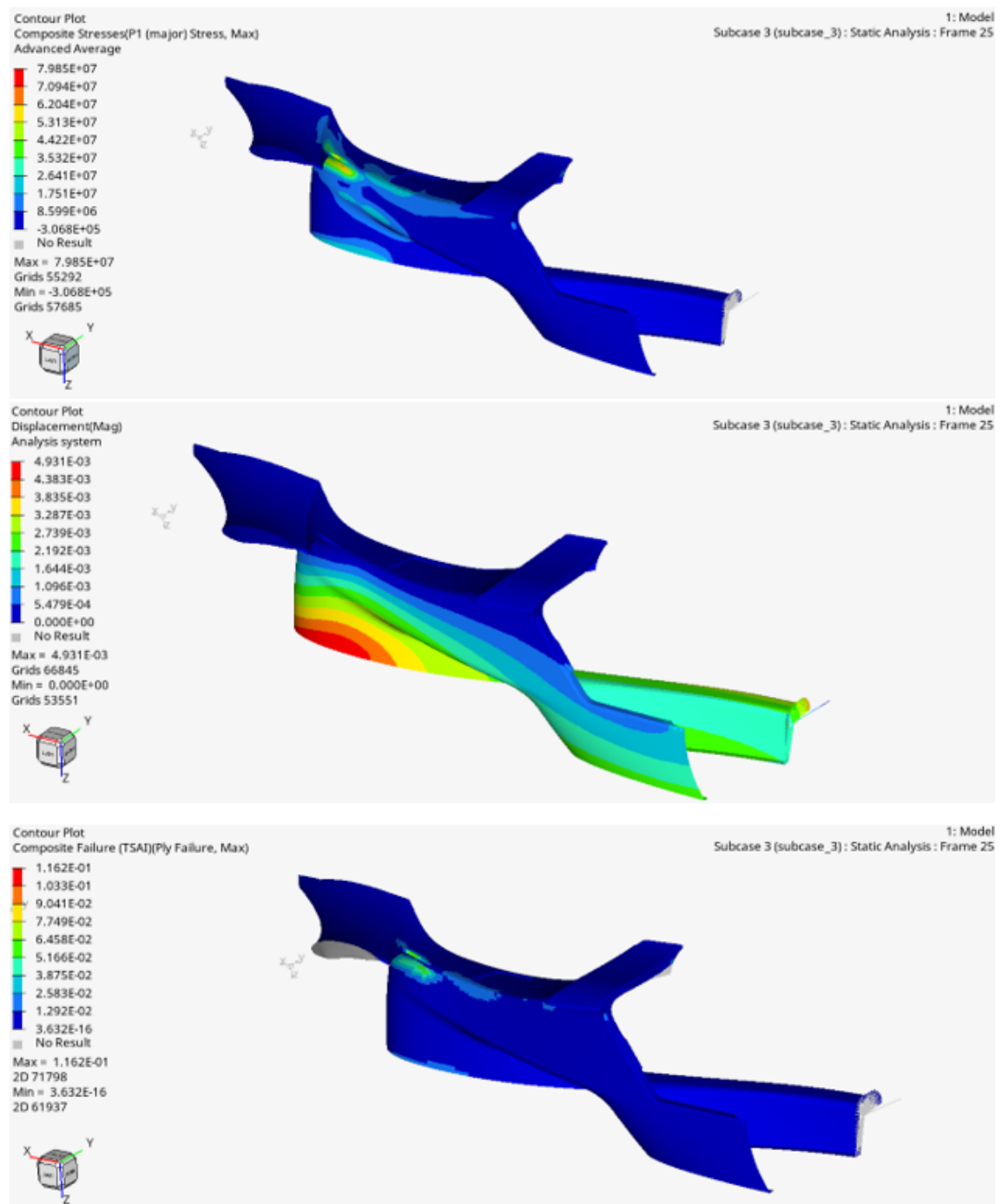


Figura F.2: Resultados caso de carga 2

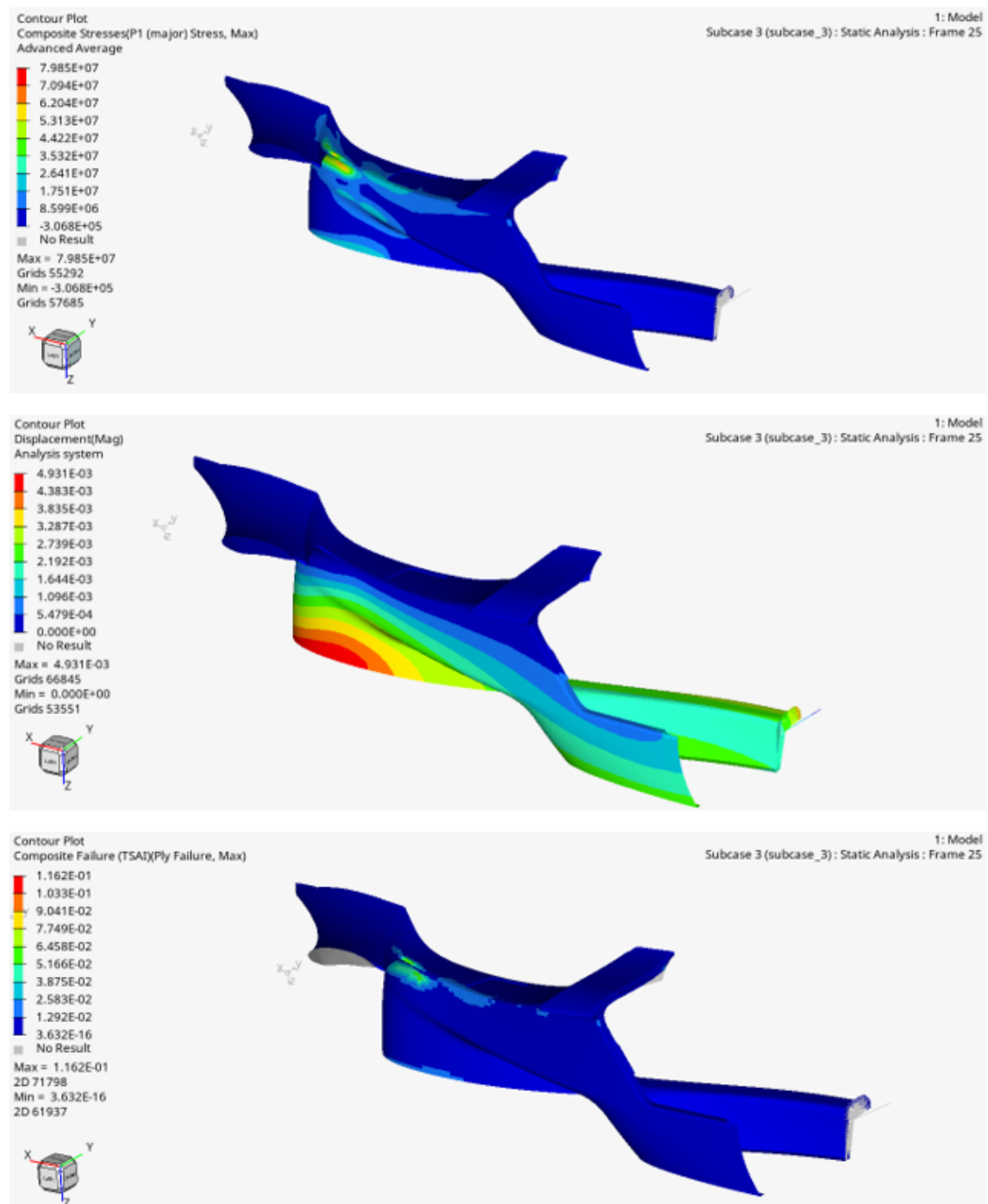


Figura F.3: Resultados caso de carga 3

Anexo G

Resultados simulação estática pós-otimização

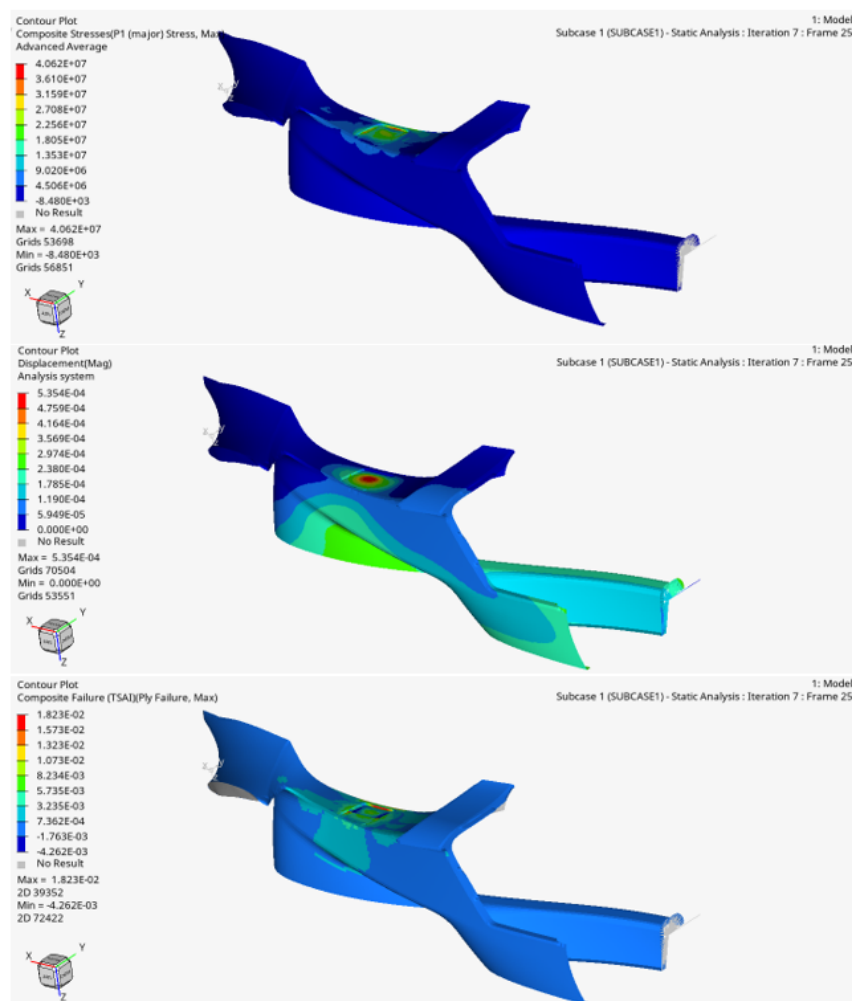
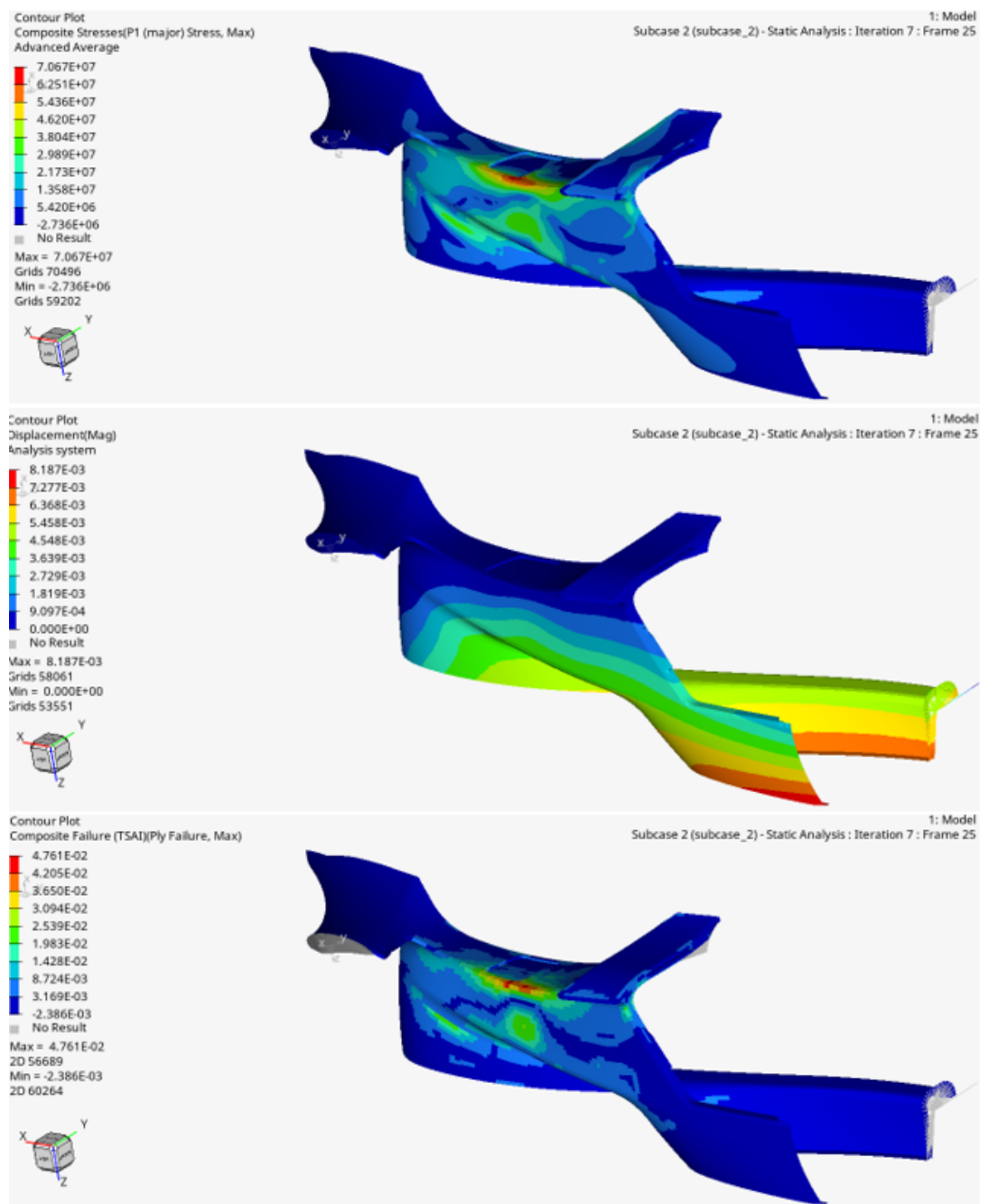


Figura G.1: Resultados caso de carga 1 após otimização

**Figura G.2:** Resultados caso de carga 2 após otimização

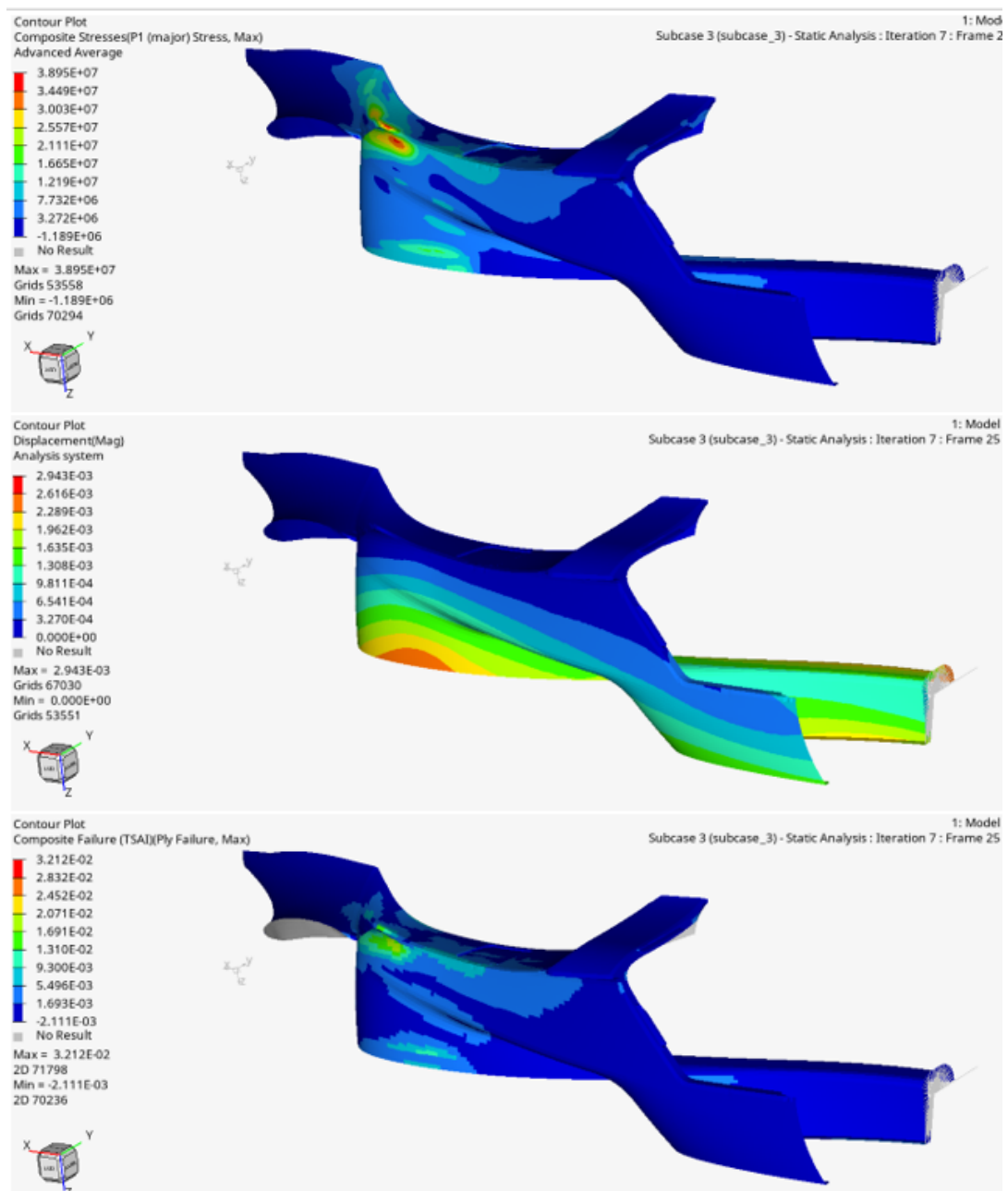


Figura G.3: Resultados caso de carga 3 após otimização

Anexo H

Ordem de produção

	Ordem de Produção	
	Data de Discussão:	
	Referência da OP	Molde/Preça -- REF da peça -- Nr de peça feita
	Plybook:	Sidepod Plybook
	OPs anteriores:	

Material a utilizar:

Carbono e Kits

Nome do Kit	Referência	Espessura [mm]	Data de validade	Cortado	Check
Sidepod_205	E750 660gsm	0.222		x	
Sidepod_660	E750 205gsm	0.690		x	

Produtos

Produtos	ProdCode	Qtd Programada
Saco Easy Composite		
Bomba de vácuo		
Peel ply		
Breather		
Release film		
Manómetro pressão de vácuo		
Fita selante		
Agente desmoldante químico		
Desmoldante		
Álcool isopropílico		
Pano		

Processo:

Preparação do molde:

Limpar os moldes cuidadosamente com álcool.

Verificar se os moldes apresentam algum dano.

Aplicação de desmoldante:

1. Num pano limpo colocar desmoldante de forma abundante
2. Aplicar o desmoldante por todo o molde em movimentos circulares
3. Limpar o molde com um segundo pano limpo
4. No fim pelo teste da fita se o desmoldante foi bem aplicado

Nota: ao aplicar o desmoldante, é importante colocar na superfície dos moldes mas também nas superfícies das abas de ligação entre os moldes

Montar os moldes para proceder à laminação.

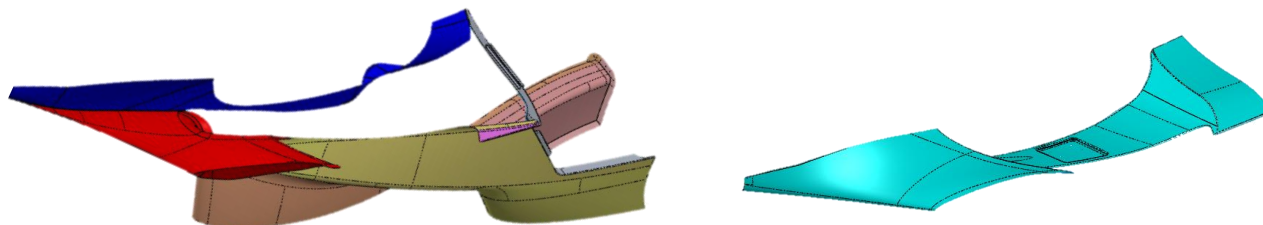
Camada	Material	Orientação (°)	Geometria
1	E750 205	45	Completa
Compactação			
2	E750 660	0	Completa
Fechar Moldes			

3	E750 205	0	Reforço
4	E750 205	0	Reforço
Compactação			
5	E750 660	45	Completa
6	E750 205	0	Completa
7	E750 205	45	Reforço
Compactação			
8	E750 205	45	Reforço
9	E750 205	45	Reforço
10	E750 660	0	Reforço
Compactação			
11	E750 205	45	Reforço
12	E750 205	0	Reforço
13	E750 205	45	Completa
Compactação Final			

Início da laminação:

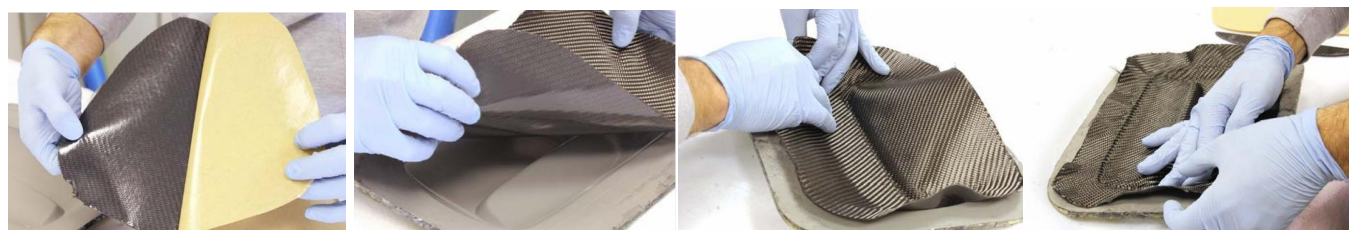
Os pre-pregs devem ser armazenados a -18°C. Por isso, devem ser removidos algum tempo antes do início da laminação até atingir a temperatura ambiente para serem utilizados. Em caso de sobrar, pode ser rearmazenado no frio. Para mais detalhes de armazenamento ou manuseio, consultar as fichas técnicas dos pré-pregs.

Para a aplicação da primeira camada deve-se começar com o molde o mais montado possível. Inicialmente o molde da **parte superior (S1)** deve estar desmontada dos restantes moldes (S2).



Antes de iniciar a laminação, verificar se todas as telas de pre-preg recebidas estão devidamente identificadas com o seu ID.

Aplicar as telas da **1ª** camada (**205**) com muito cuidado de acordo com o PLYBOOK



Ter em atenção as linhas de fim de peça (marcadas nos moldes)

Se possível tentar laminar da zona do molde com maior área e mais plana

Ser incistente na moldação em zonas com geometrias complexas, nestes casos pode-se recorrer a uma pistola de ar quente para ajudar na moldação.

Se necessário, em zonas complexas, utilize ferramentas adequadas para pressionar o prepreg firmemente nos cantos ou ângulos apertado do molde.



No fim de cada camada verificar se o prepreg está em contacto total com a superfície do molde em todas as áreas

Preparar a compactação da primeira camada, aplicando o **release film** e **breather**. **Se necessário** aplicar **breather** nas superfícies maiores e cortar nos cantos e **curvas apertadas**.

Fazer a compactação e **verificar** se a **1ª tela** está bem aplicada ao molde

Durante a compactação verificar que o vácuo é superior a **-0,9 bar durante 20 minutos**

Camada 2:

Aplicar as telas da **2ª** camada (**660**) de acordo com o PLYBOOK

Na zona de união dos moldes, deixar num deles, um pouco de fibra que ultrapasse o limite do molde (cerca de 5 mm), de modo a que na união dos moldes exista um **overlapp** com a fibra da outra parte do molde

Fechar os moldes

Camada 3:

Aplicar as telas da **3ª** camada (**205**) de acordo com o PLYBOOK

Camada 4:

Aplicar as telas da **4ª** camada (**205**) de acordo com o PLYBOOK

Fazer **nova compactação** conforme na **1ª camada**

Após a compactação verificar que as telas continuam bem encostadas e coladas.

Camada 5:

Aplicar as telas da **5ª** camada (**660**) de acordo com o PLYBOOK

Como o material é de **650 gsm verificar** que está bem aplicado **sem qualquer tipo de pontes**

Camada 6:

Aplicar as telas da **6ª** camada (**205**) de acordo com o PLYBOOK

Camada 7:

Aplicar as telas da **7ª** camada (**205**) de acordo com o PLYBOOK

Camada 8:

Aplicar as telas da **8ª** camada (**205**) de acordo com o PLYBOOK

Camada 9:

Aplicar as telas da **9ª** camada (**205**) de acordo com o PLYBOOK

Camada 10:

Aplicar as telas da **10ª** camada (**660**) de acordo com o PLYBOOK

Como o material é de **650 gsm** verificar que está bem aplicado **sem qualquer tipo de pontes**

Fazer **nova compactação** conforme na **1ª** camada

Camada 11:

Aplicar as telas da **11ª** camada (**205**) de acordo com o PLYBOOK

Camada 12:

Aplicar as telas da **12ª** camada (**205**) de acordo com o PLYBOOK

Camada 13:

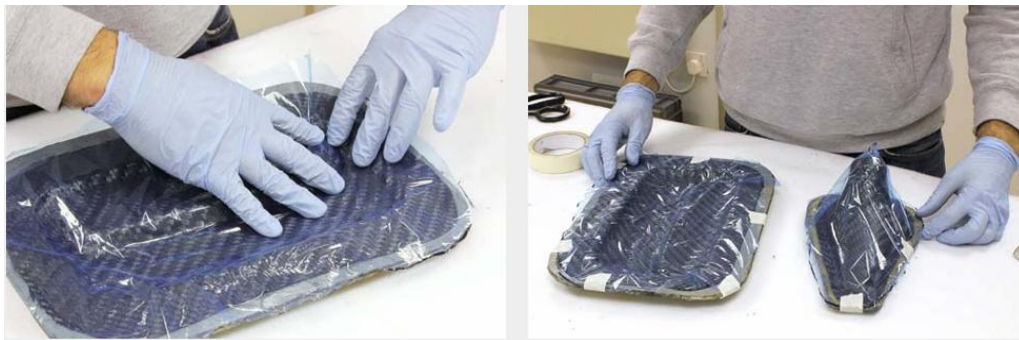
Aplicar as telas da **13ª** camada (**205**) de acordo com o PLYBOOK

Após as camadas laminadas, deve-se cortar qualquer material em excesso para que o prepreg não atinja a borda das abas do molde.

FIM DA LAMINAÇÃO**Notas sobre compactação e cura**

Aplicação do release film, cortando uma folha um pouco maior (25mm-50mm) que a área do molde

Para aplicar basta pressionar o filme sobre toda a superfície da peça de modo a que nenhuma parte do prepreg fique exposta. Em zonas complexas deve-se colocar o film amassado.



Cortar o tecido breather grande o suficiente para cobrir toda a superfície do molde com um pequeno excesso. Aplicar breather por todo excepto nos cantos e zonas críticas. Em caso de dúvida confirmar com o Eng.



Verificar se o saco tem área suficiente para “ensacar” a peça

Ter muito cuidado para não perfurar o saco de vácuo durante o seu manuseamento e a sua aplicação . Para evitar, deve-se colocar um pedaço de tecido breather sob a mesa onde se vai embalar a peça.

A cura será feita em autoclave e por isso é importante rever os pontos de pressão e tensão no saco.

Aplicar uma válvula de vácuo (em cima de uma zona com tecido breather) e outra de controlo.

Fazer um "pico" no saco com o dedo, cortar com tesoura 5mm no topo do pico para obter um furo circular no saco de cerca de 12mm, passar a parte roscada do conector pelo furo e enroscar as duas partes.

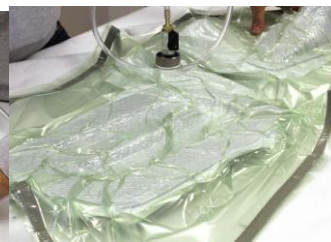


Conectar a bomba de vácuo à válvula e verificar se o saco se encontra bem selado.

Após remover algum ar, começar a mover e posicionar o saco especialmente em zonas difíceis.

Uma boa prática é ir desligando a bomba de vácuo um segundos para voltar a entrar ar dentro do saco ao mesmo tempo que se ajeita o saco e voltar a ligar a bomba. Repetir isto 4/5 vezes até atingit o vácuo total.

Quanto mais rugas o saco tiver melhor, para criar canais para ao ar fluir.



Após atingir o vácuo ouvir atentamente se há sinal sonoro de alguma fuga. Com a bomba de vácuo desligada, observar o manómetro de controlo durante 20min para verificar se perde pressão, indicando um sinal de fuga no saco.

VER CICLOS DE CURA DO SIDEPOD

O ciclo de cura começa com aplicação de 4 bar's de pressão no autoclave enquanto que o vacuo é mantido no máximo.

Rampa de 1.2 graus/min

Temperatura de estágio de 135º

Não abrir a porta do forno durante toda a cura.

Nunca desmoldar as peças quentes. Esperar 1/2 horas até que atingam a temperatura ambiente.

Observações:

A OP e o Plybook para a peça em questão fica assim aprovada pelos seguintes representantes de cada secção

Engenharia

Produção

Laminação

	Registo de Laminação	
	Data de Início	
	Nr de OP:	Molde/Peça -- REF da peça -- Nr de peça feita
	Plybook:	Sidepod Plybook
	Laminadores	

Processo de Laminação

Carbonos, Núcleos, Adesivos:

Camada	Espessura	Kit	Hora Início	Hora Fim
1	0.222			
2	0.690			
3	0.222			
4	0.222			
5	0.690			

6	0.222			
7	0.222			
8	0.222			
9	0.222			
10	0.690			
11	0.222			
12	0.222			
13	0.222			

erda no Drop Test de 20 mi

Consumos de Laminação:

Material	ProdCode	Embalagem/Rolo	Qty

Tempo total de Laminação:

	Registo de Qualidade	
	Data de Início	
	Nr de OP:	Molde/Preça -- REF da peça -- Nr de peça feita
	Plybook:	Sidepod Plybook
	Laminadores	

Cura

Forno

Descrição:

Observações:

Qualidade:

Problemas ao desmoldar:

Qualidade da peça (0-10):

Outras observações:

Surgiu algum defeito neste componente?

Sim

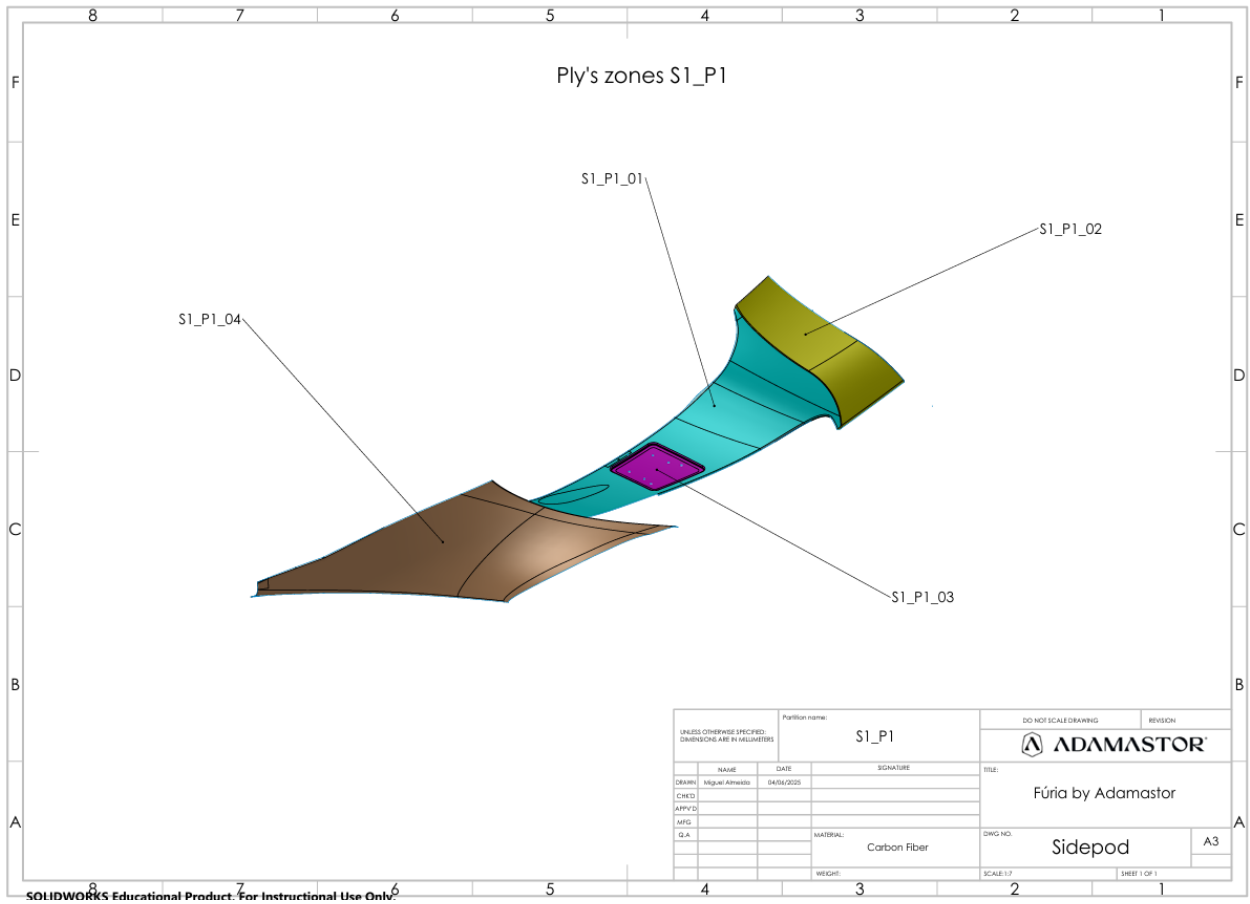
Não

Se sim, qual?

Descrição do defeito:

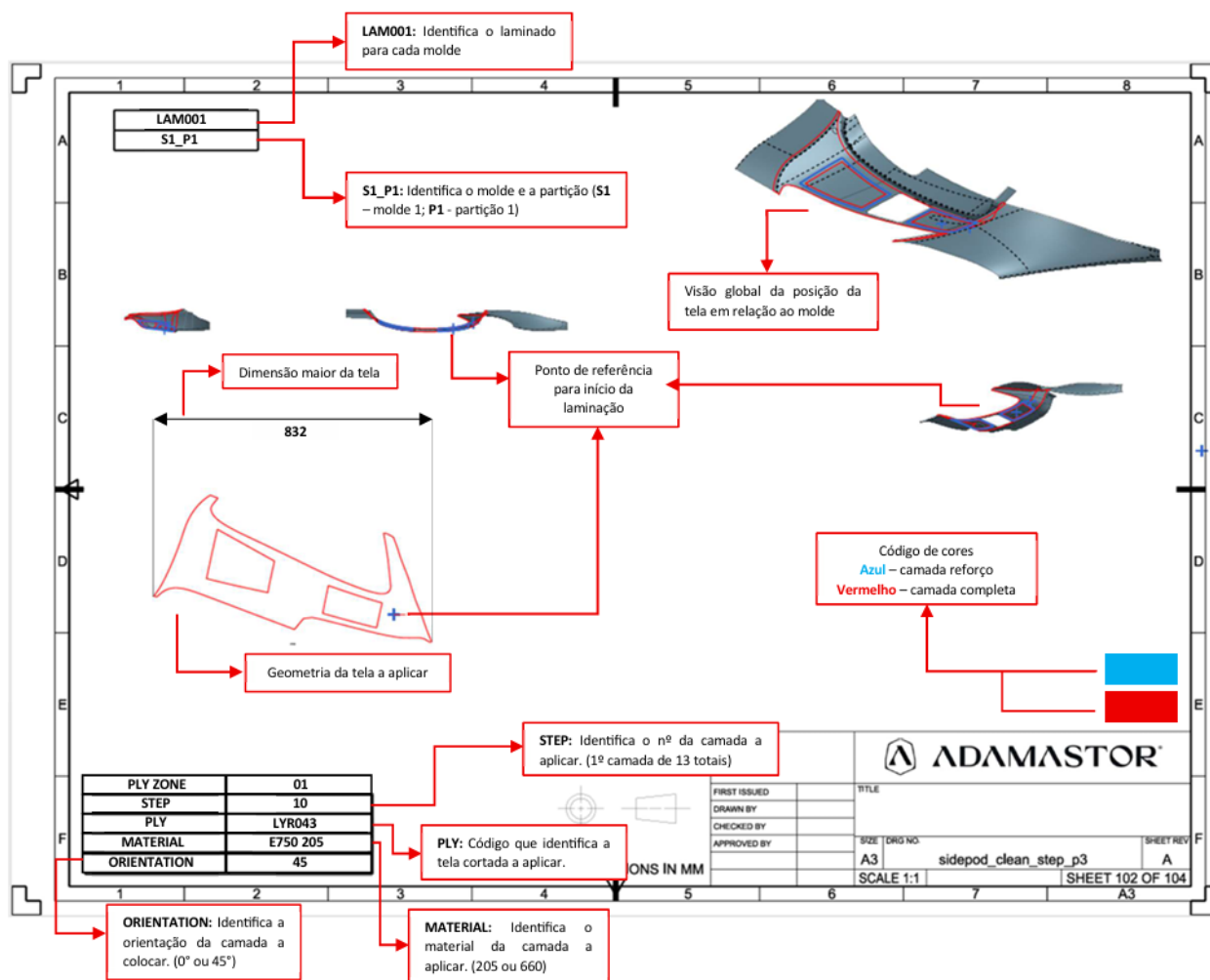
Anexo I

Divisão de uma camada em 4 telas



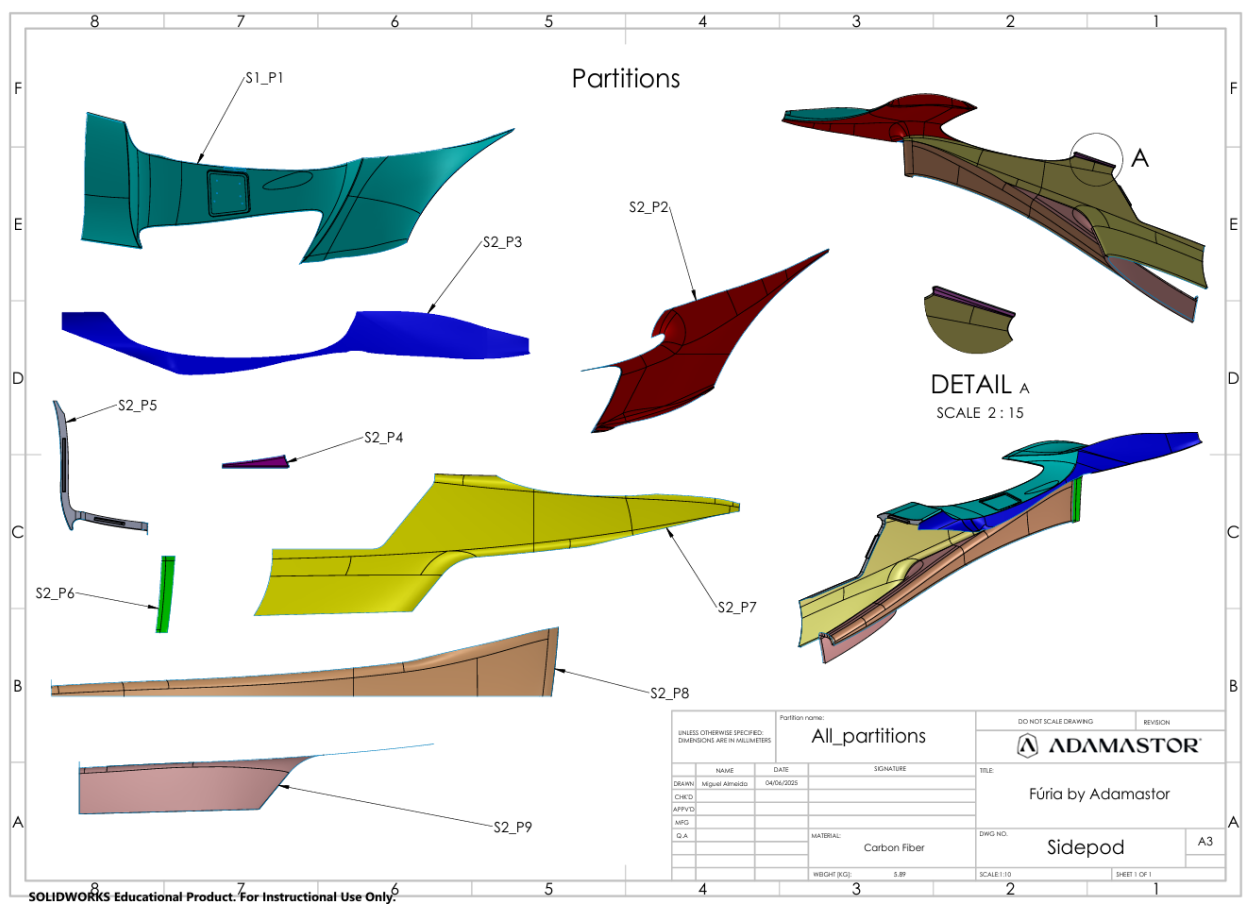
Anexo J

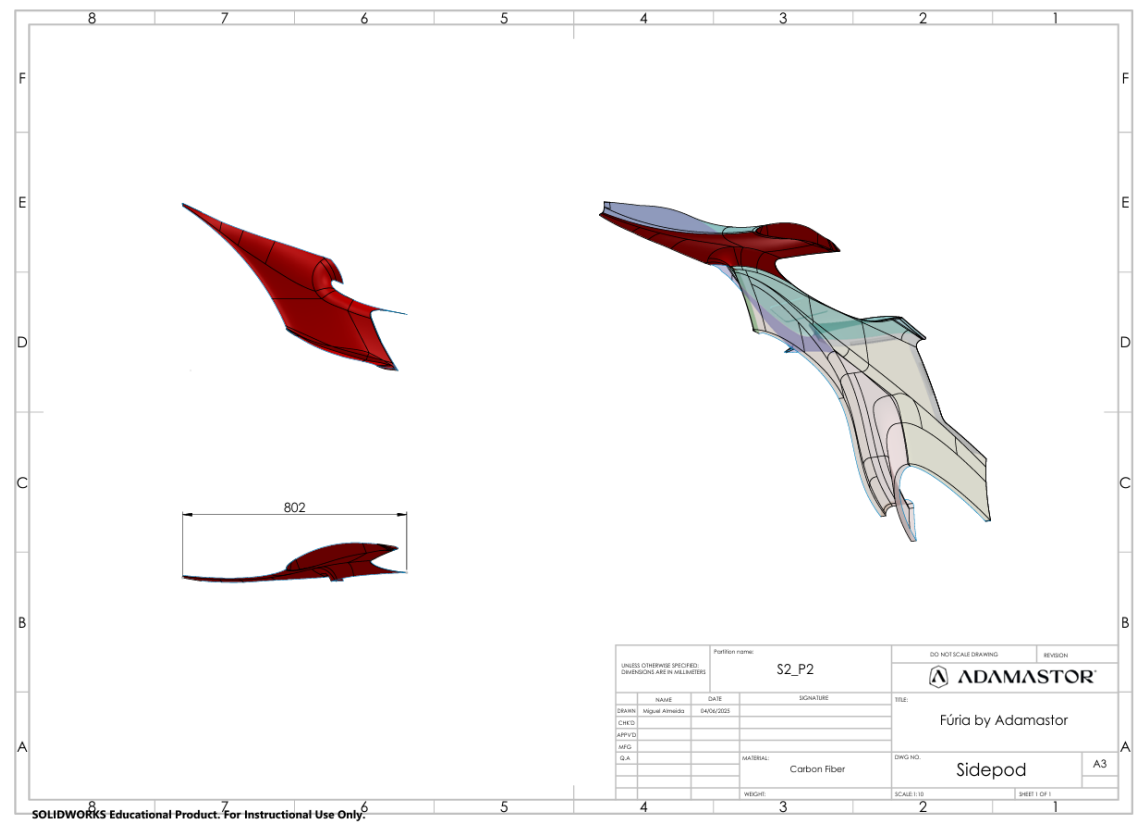
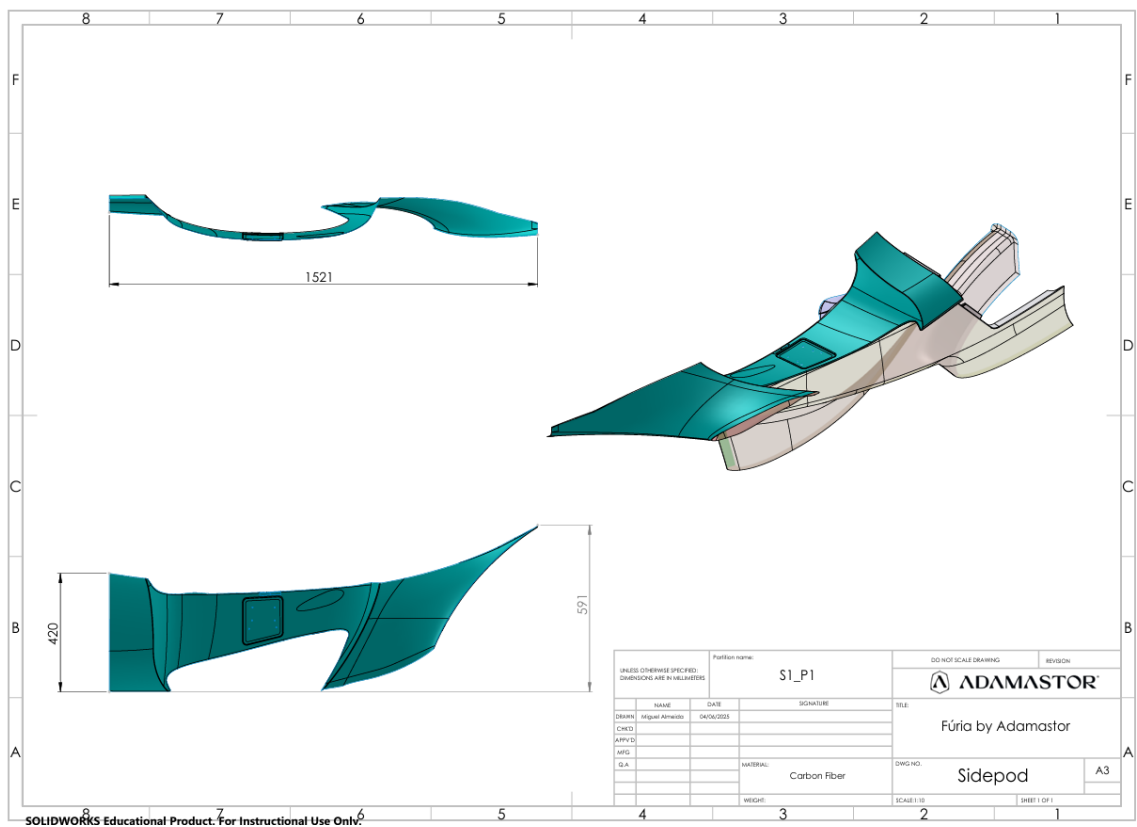
Página detalhada do *Plybook*

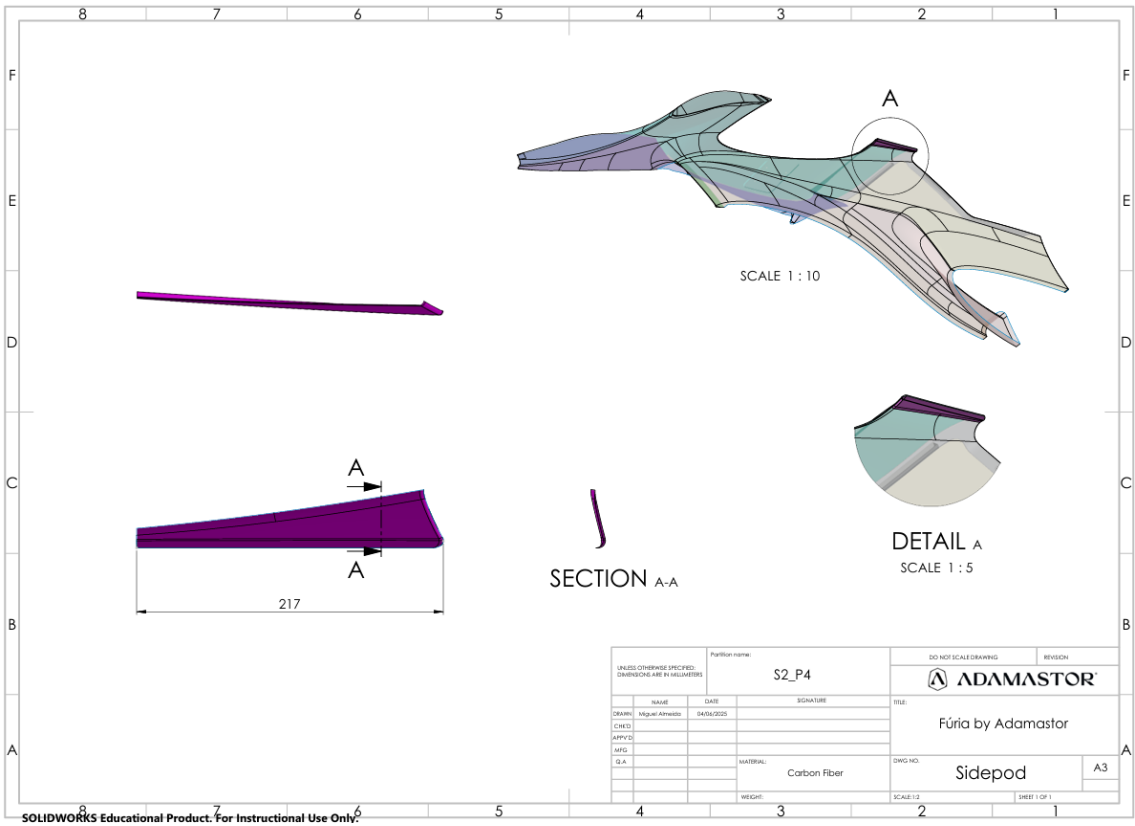
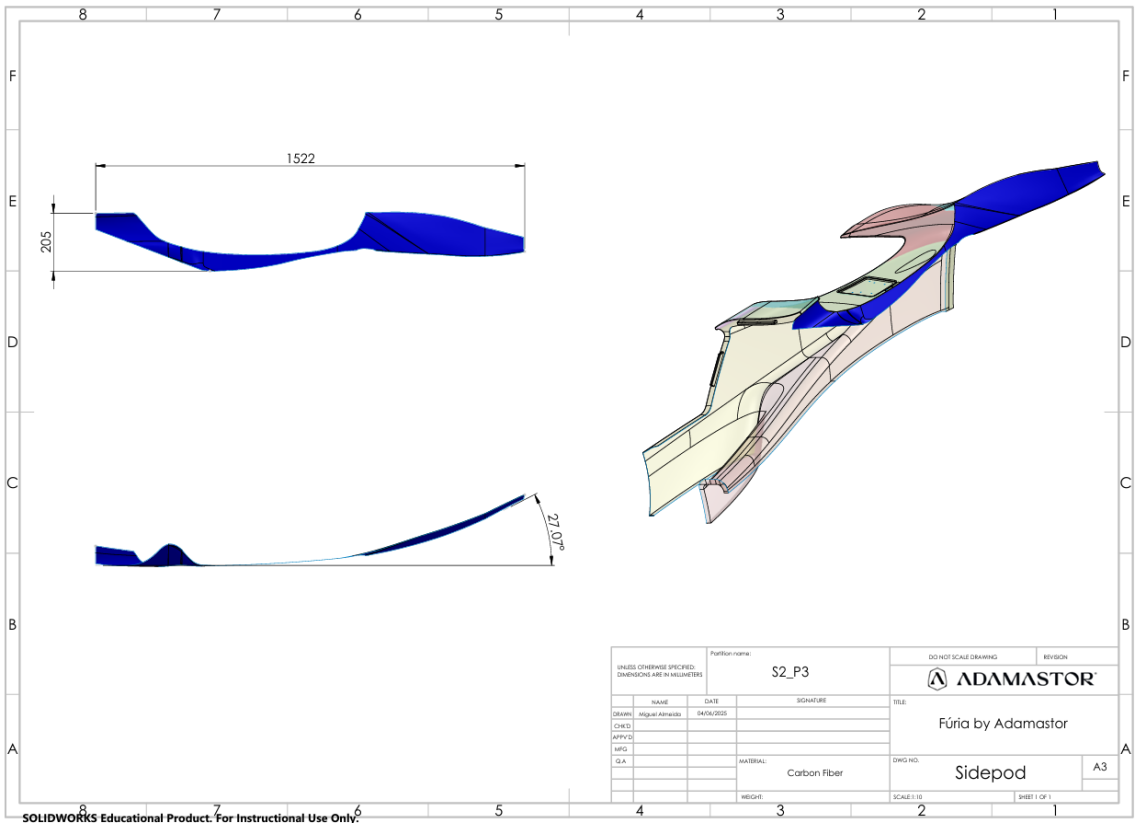


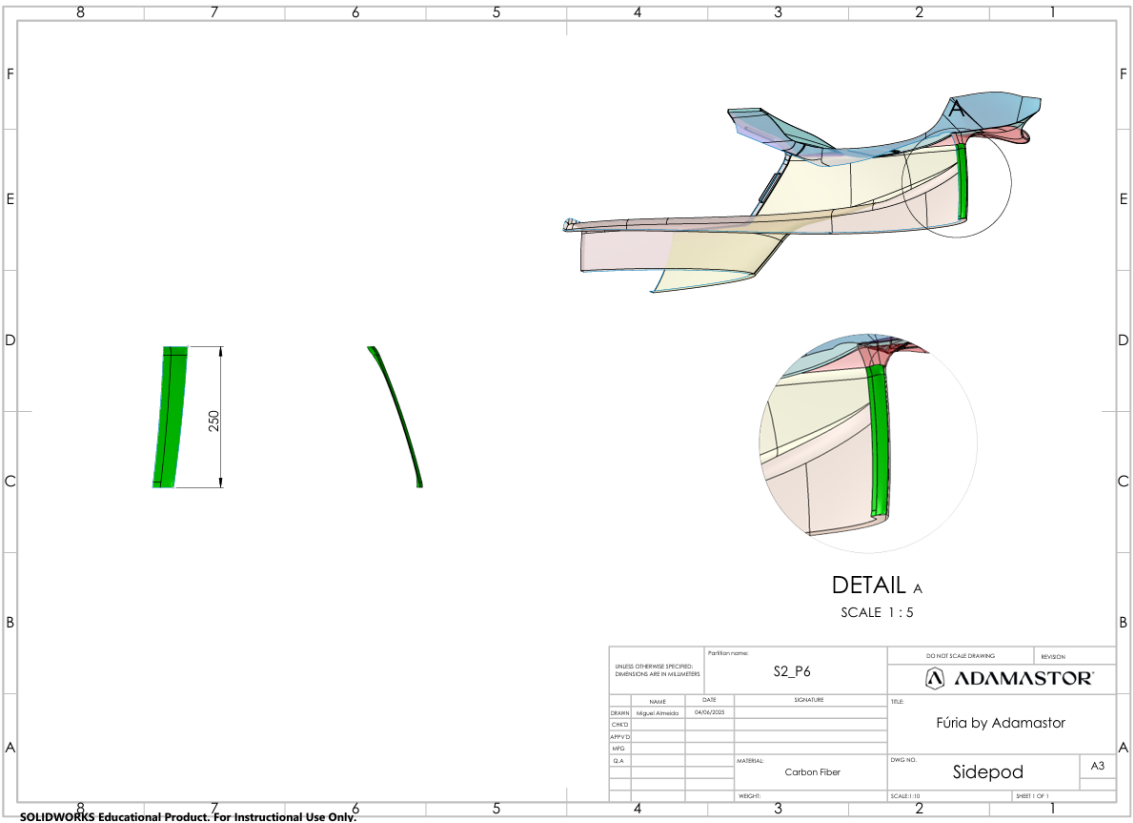
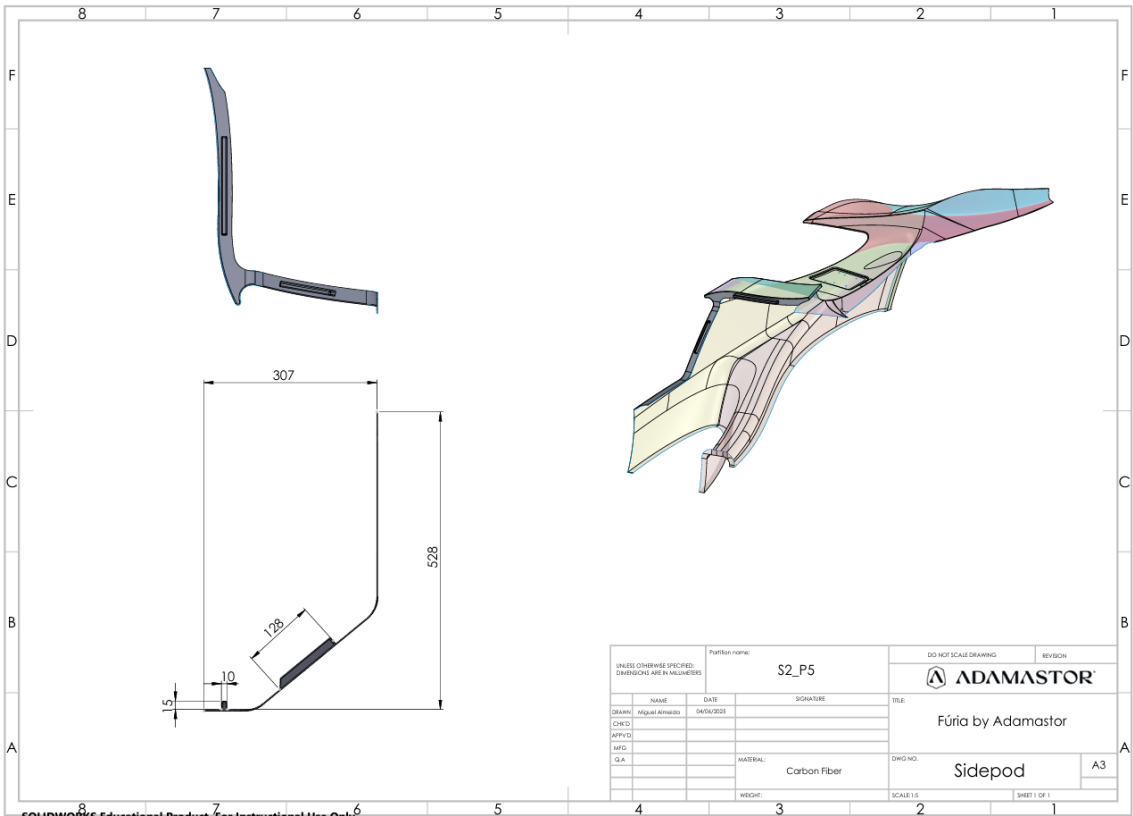
Anexo K

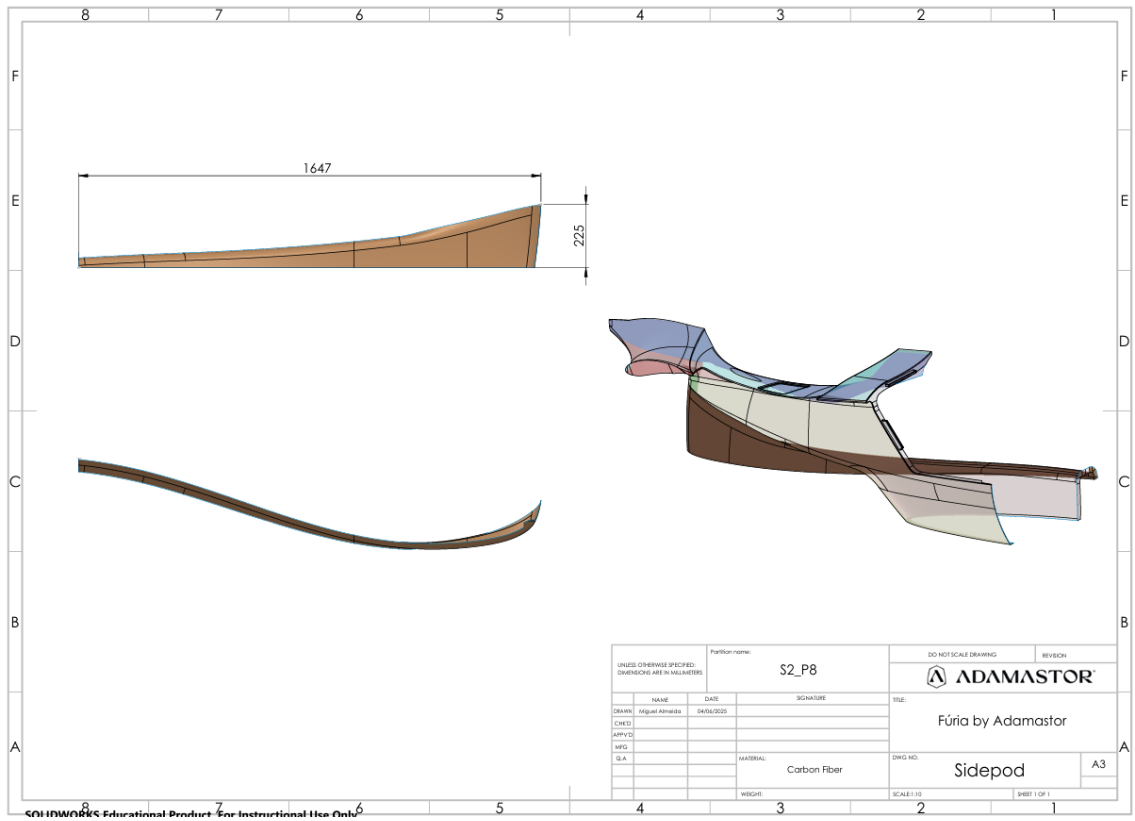
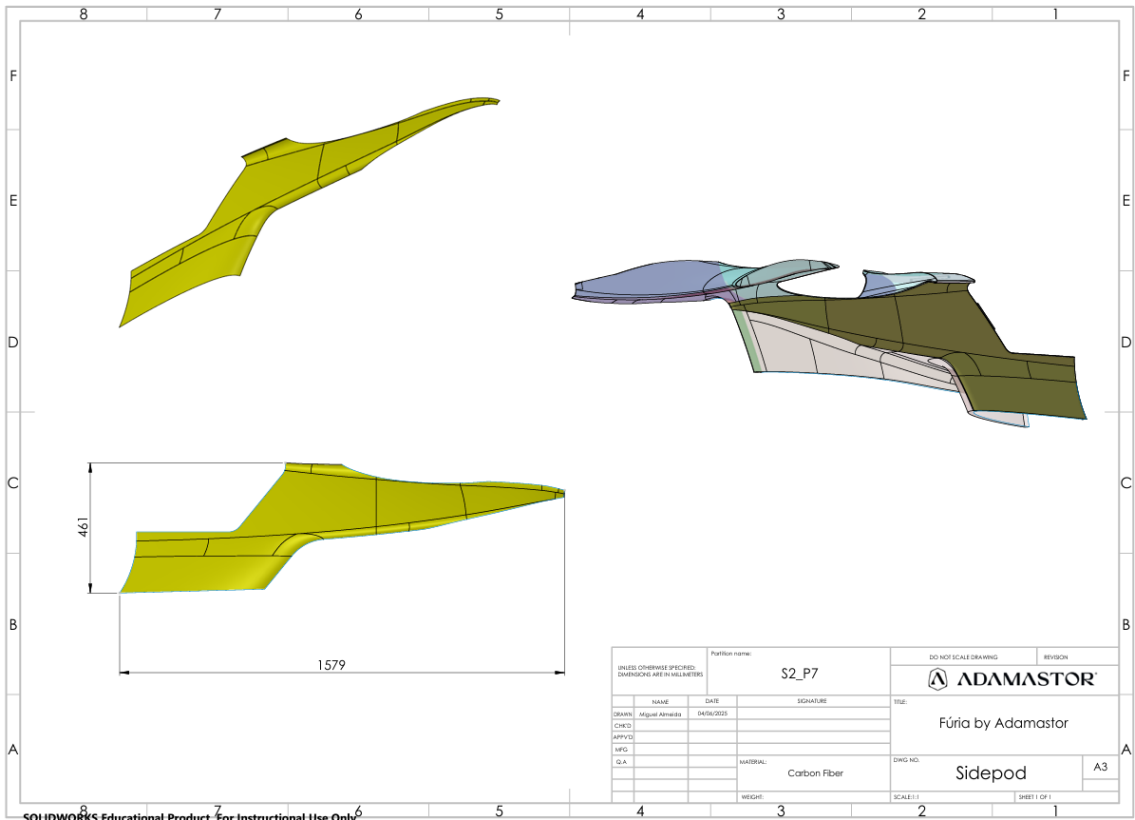
Desenhos detalhados das partições

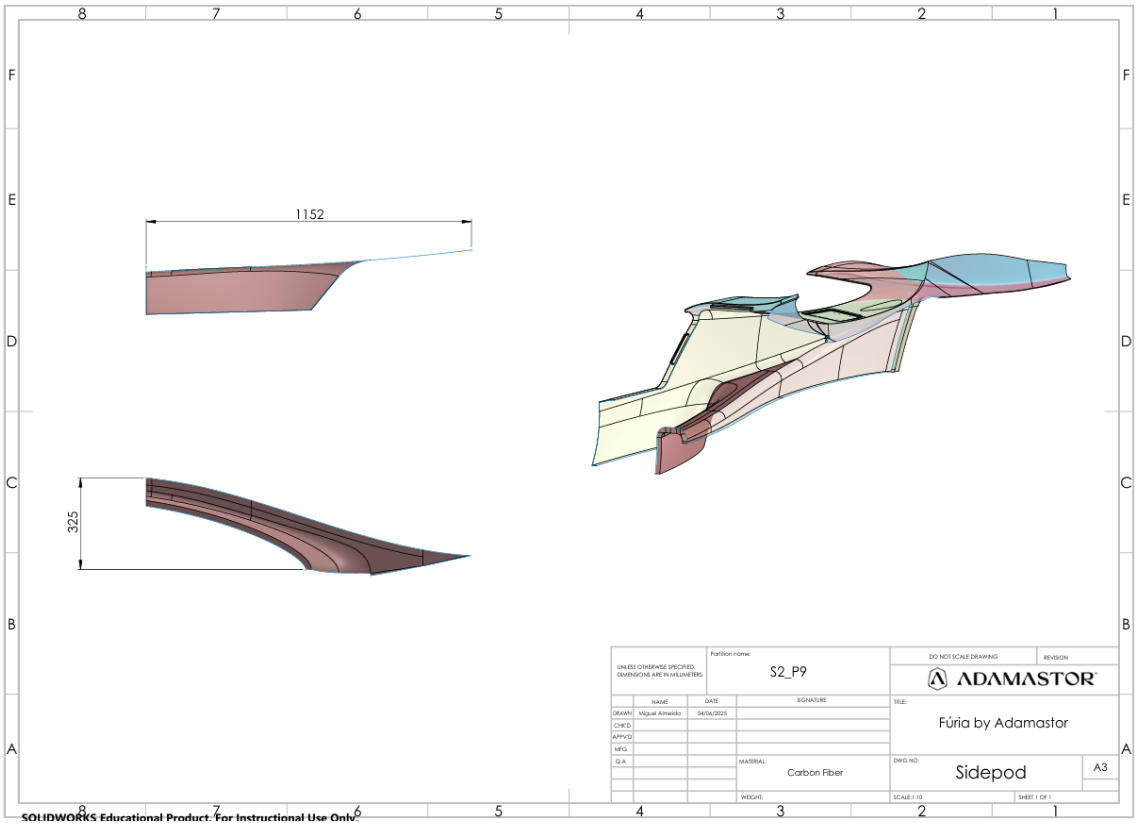












Anexo L

Documentos anexos à ordem de produção

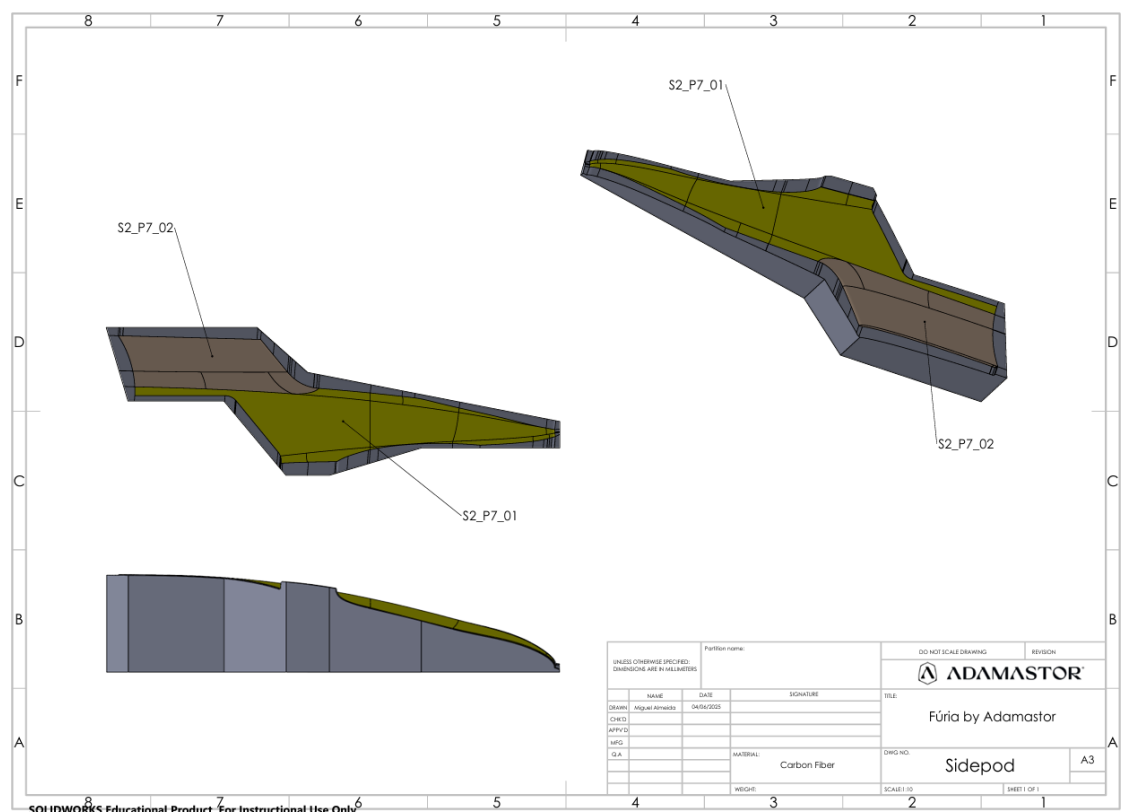


Figura L.1: Identificação das zonas de laminação no *master* N°7

Anexo M

Folha de Excel utilizada para os valores do orçamento da maquinagem 3 e 5 eixos recebido

Preços p/ hora		3 eixos		5 eixos	
Setup		30.00		30.00	
Programação		40.00		75.00	
Preparação ferramenta		30.00		30.00	
Maquinagem 3 eixos		36.50		75.00	
part_1(6 + 7)					
Partição 7		Tempo	Preço	Tempo	Preço
Setup (min)	30	15.00		40	20.00
Programação (min)	25	16.67		60	75.00
Nº ferramenta	3	90.00		3	90.00
Maquinagem (h)	13	474.50		13	975.00
Total	-	596.17		-	1,160.00
Partição 6					
Setup (min)	20	10.00			
Programação (min)	15	10.00			
Nº ferramenta	2	60.00			
Maquinagem (h)	4	146.00			
Total	-	226.00			
Preço total part_1		822.17			
part_2(8 + 9)					
Partição 9				Tempo	Preço
Setup (min)	30	15.00		60	30.00
Programação (min)	20	13.33		60	75.00
Nº ferramenta	2	60.00		3	90.00
Maquinagem (h)	14	511.00		16	1,200.00
Total	-	599.33		-	1,395.00
Partição 8					
Setup (min)	30	15.00			
Programação (min)	30	20.00			
Nº ferramenta	3	90.00			
Maquinagem (h)	13	474.50			
Total	-	599.50			
Preço total part_2		1,198.83			

Figura M.1: Folha de cálculo maquinagem 3 eixos e 5 eixos