



**FRANCISCO JOSÉ
LOURENÇO DE
BRITO**

**DESENVOLVIMENTO DE FERRAMENTAS DE
APOIO À PRODUÇÃO PARA A INDÚSTRIA
AERONÁUTICA**



Universidade de Aveiro

2022

**FRANCISCO JOSÉ
LOURENÇO DE
BRITO**

DESENVOLVIMENTO DE FERRAMENTAS DE APOIO À PRODUÇÃO PARA A INDÚSTRIA AERONÁUTICA

Relatório de Estágio apresentado à Universidade de Aveiro para cumprimento dos requisitos necessários à obtenção do grau de Mestre em Engenharia Mecânica, realizado sob a orientação científica de António Manuel de Bastos Pereira, Professor Associado com Agregação do Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de Aveiro.

Este trabalho teve o apoio financeiro dos projetos UIDB/00481/2020 e UIDP/00481/2020 - FCT - Fundação para Ciência e Tecnologia; e CENTRO-01-0145-FEDER-022083 - Programa Operacional Regional do Centro (Centro2020), no âmbito do Acordo de Parceria Portugal 2020, através do Fundo Europeu de Desenvolvimento Regional.

o júri

presidente

Doutor Robertt Angelo Fontes Valente
Professor Associado da Universidade de Aveiro

arguente

Professor Doutor Francisco José Gomes da Silva
Professor Coordenador c/Agregação do Instituto Superior de Engenharia do
Porto

orientador

Professor Doutor António Manuel de Bastos Pereira
Professor Associado c/Agregação da Universidade de Aveiro

Dedicatória

Dedico este trabalho aos meus pais, como agradecimento pelo seu esforço e dedicação.

Agradecimentos

Em primeiro lugar quero agradecer ao meu orientador, Professor António Bastos Pereira, pela sua disponibilidade e conselhos que contribuíram para o bom desenvolvimento deste trabalho.

À Motofil pela excelente oportunidade que me foi proporcionada, que contribuiu para o meu desenvolvimento a nível pessoal e intelectual. À equipa do departamento técnico da empresa pela ajuda na integração ao mundo da indústria. Um agradecimento especial ao Engenheiro José Carlos Romão pela incansável ajuda no desenvolvimento deste trabalho.

Aos meus amigos que sempre estiveram presentes.

À minha família pelo apoio em todos os momentos e que sempre compreenderam a minha ausência em determinados momentos devido ao tempo investido no meu percurso académico.

Por último, mas não menos importante, quero agradecer aos meus pais, Maria do Carmo e Jorge pelo esforço, motivação e principalmente pelo bom exemplo que sempre deram e que serão sempre uma inspiração para mim.

Palavras – Chave

Indústria Aeronáutica, Aeronaves, Ferramentas de apoio à produção, Fuselagem, Gabarito, Dispositivo de fixação, Projeto mecânico

Resumo

O presente relatório descreve o trabalho realizado durante o estágio curricular na empresa Motofil – Automotive and Aeronautics Systems, no âmbito da área de Projeto Mecânico. As soluções projetadas enquadram-se no desenvolvimento de ferramentas utilizadas no apoio à produção de componentes para a indústria aeronáutica. O setor da aviação constitui uma indústria muito peculiar devido principalmente à quantidade e dimensões dos componentes a fabricar, ou seja, são necessárias ferramentas de elevadas dimensões para transportar, manipular e até modificar peças de tamanho considerável, com grande precisão de modo a obter um produto final de elevada qualidade a fim de estar apto a cumprir as exigentes tarefas impostas aos produtos provenientes deste setor. Posto isto é fundamental a qualquer empresa deste ramo, o acesso a uma vasta gama de ferramentas para facilitar e padronizar as operações de trabalho envolvidas no fabrico dos respetivos componentes.

Keywords

Aeronautical Industry, Aircraft, Production Support Tools, Fuselage, Jig, Fixture, Mechanical design

Abstract

This report describes the work done during the curricular internship at the company Motofil - Automotive and Aeronautics Systems, within the Mechanical Design department. The designed solutions are framed in the development of tools used to support the production of components for the aeronautical industry. The aviation sector is a very peculiar industry, mainly due to the quantity and dimensions of the components to be manufactured, therefore, large tools are required to transport, manipulate and even modify parts of considerable size, with great precision in order to obtain a high quality end product to be able to fulfil the demanding tasks imposed on the products from this sector. It is therefore essential for any company in this sector to have access to a wide range of tools to facilitate and standardise the work operations involved in manufacturing the respective components.

Índice

1. Introdução	1
1.1 Contextualização.....	1
1.2 Objetivos.....	1
1.3 Organização do documento.....	2
2. Empresas da Indústria Aeronáutica	3
2.1 AIRBUS.....	3
2.2 Indústria Aeronáutica em Portugal	4
2.2.1 “Cluster” Aeronáutico Nacional.....	4
2.2.2 AIRBUS ATLANTIC PORTUGAL	4
2.2.3 Embraer Portugal.....	5
2.2.4 OGMA.....	5
2.2.5 CEIIA	5
2.3 Empresa de acolhimento	5
2.3.1 Constituição.....	6
2.3.2 Motofil Automotive and Aeronautics Systems Lda	6
3. Introdução ao Setor Aeronáutico.....	8
3.1 Aeronave	8
3.1.1 Tipos de Aeronaves.....	8
3.1.2 Aeronave Civil.....	8
3.2 Constituição do Avião Comercial	8
3.3 Fuselagem	10
3.4 Tipos de Estruturas da Fuselagem	10
3.4.1 Monobloco (<i>Monocoque</i>).....	10
3.4.2 Semi-monobloco (Semi-monocoque).....	10
3.4 Materiais da Fuselagem	12
3.5 Forças aplicadas na Fuselagem.....	13
3.6 A320 vs A321	13

3.6.1 AIRBUS A321XLR.....	14
3.6.2 Fuselagem.....	15
3.6.3 Secções 11-12 e 13-14.....	16
4 Fundamentos para a Conceção de Ferramentas na Indústria Aeronáutica	18
4.1 Processo da Montagem Estrutural do Avião.....	18
4.1.1 Elaboração do Processo de Montagem.....	18
4.1.2 Montagem Estrutural da Fuselagem	19
4.2 Ferramentas Utilizadas no Processo de Montagem	19
4.2.1 Gabaritos e Dispositivos de Fixação	20
4.3 Princípios de Suporte e Localização	21
4.3.1 Restrição de movimento	21
4.3.2 Localização da peça.....	22
4.4 Princípios de Aperto e Sustentação.....	24
4.4.1 Posicionamento dos Dispositivos de Aperto	24
4.4.2 Tipos de Dispositivos de Aperto	25
4.5 Conceção e Uso de Ferramentas na Indústria Aeronáutica.....	27
5. Metodologia	30
5.1 Introdução à Indústria	30
5.2 Plataformas Digitais e Métodos de Trabalho.....	30
5.3 Caso de Estudo 1.....	31
5.3.2 Descrição do Processo	32
5.4 Caso de Estudo 2.....	32
5.4.1 Descrição do Processo	33
6. Caso Prático 1	34
6.1 Viga de Elevação	35
6.1.1 Conceito.....	35
6.1.2 Dimensionamento Estrutural	38
6.1.2.1 Dimensões	39

6.1.2.2 Cargas Aplicadas.....	39
6.1.2.3 Análise Estrutural.....	45
6.1.2.4 Resultados Obtidos.....	50
6.2 Dispositivos de Elevação dos Braços	53
6.2.1 Conceito.....	53
6.2.2 Dispositivos de Elevação.....	54
6.2.3 Dimensionamento Estrutural	56
7. Caso Prático 2	59
7.1 Conceito do Gabarito de furação	60
7.1.1 Desenvolvimento do Gabarito de Furação	62
7.2 Conceito da ferramenta de transporte do painel.....	64
7.2.1 Dimensionamento da Ligação Aparafusada	68
7.2.2 Dimensionamento Estrutural da ferramenta de transporte	73
8. Conclusão.....	81
9. Bibliografia	82

Lista de Símbolos e Abreviaturas

2D	Bidimensional (<i>Two Dimension</i>)
3D	Tridimensional (<i>Three Dimension</i>)
AGV	<i>Automated Guided Vehicle</i>
CAD	<i>Computer Aided Design</i>
CAE	<i>Computer Aided Engineering</i>
ceo	<i>current engine option</i>
DEM	<i>Dimensional Engineering Management</i>
DFMA	<i>Design for manufacture and Assembly</i>
MEF	Método dos Elementos Finitos
MNO	<i>Maintenance, Repair and Operations (Overhaul)</i>
neo	<i>new engine option</i>
OEM	<i>Original Equipment Manufacturer</i>
XLR	<i>Extra Long Range</i>

Índice de Figuras

Figura 1: Gabarito de montagem da fuselagem central do avião KC-390.	7
Figura 2: Gabaritos de montagem para o avião Legacy 450-500.....	7
Figura 3: Constituição do avião comercial (Tescula, 1999).....	9
Figura 4: Fuselagem do tipo monobloco (Weisshaar e Emeritus School of Aeronautics, 2011).....	10
Figura 5: Fuselagem do tipo semi-monobloco (Weisshaar e Emeritus School of Aeronautics, 2011).	12
Figura 6: Constituição do avião AIRBUS A321XLR (AIRBUS, 2021).....	15
Figura 7: Comparação dos modelos AIRBUS A321 e A320 (Halikow, 2014).....	16
Figura 8: Componentes constituintes da fuselagem interior (Qiu e Sun, 2013).....	16
Figura 9: Secção 11 e 12 da fuselagem dos modelos A320 e A321 (Halikow, 2014).	17
Figura 10: Secções 13 e 14 da fuselagem dos modelos A320 e A321 (Halikow, 2014).....	17
Figura 11: Partes da fuselagem (Heike et al., 2001).	19
Figura 12: Formato tradicional da linha de montagem da fuselagem (Heike et al., 2001).	19
Figura 13: Graus de liberdade de uma peça no espaço (CarrLane, 2022).....	22
Figura 14: Parte frontal da fuselagem na estação de montagem (Juliano Gianotto, 2021).	27
Figura 15: Pontos de sustentação do painel da fuselagem traseira do avião A350 (Arista e Falgarone, 2017).	28
Figura 16: Fuselagem dianteira do avião A321XLR (Juliano Gianotto, 2021).	31
Figura 17: Fuselagem dianteira do AIRBUS A321XLR (AIRBUS, 2021).	34
Figura 18: AGV (Advanced Integration Technology, 2022).	35
Figura 19: Viga de elevação com os parafusos DIN 580 M42.	36
Figura 20: Viga de elevação com um ponto de içamento.	36
Figura 21: Viga de elevação com dois pontos de içamento.	37
Figura 22: Viga e acessórios de elevação.....	37
Figura 23: Ponte rolante (Tecponte, 2017).....	38
Figura 24: Posição do centro de massa da PALLETE 11-12.	40
Figura 25: Sistema de elevação da PALETTE 11-12.....	41
Figura 26: Sistema de elevação da PALETTE 13-14.....	41
Figura 27: Diagrama de corpo livre da parte superior do sistema de elevação.	42
Figura 28: Parte inferior do sistema de elevação.	43
Figura 29: Diagrama de corpo livre da parte inferior do sistema de elevação.	44
Figura 30: Condições de fronteira do modelo de simulação da viga.	46
Figura 31: Cargas aplicadas ao modelo de simulação da viga.	47
Figura 32: Malha refinada localmente.	49

Figura 33: Relação de aspeto (Stephen Petrock, 2020).....	49
Figura 34: Gráfico tensão-deformação (SimScale, 2022).	51
Figura 35: Simulação numérica da viga: tensão de Von Mises.....	51
Figura 36: Simulação numérica da viga: fator de segurança.....	52
Figura 37: Simulação numérica da viga: deslocamento.....	53
Figura 38: Pontos de elevação dos braços da PALLETE 13-14.	53
Figura 39: Dispositivo de elevação dos braços B100 e B101.	54
Figura 40: Dispositivo de elevação dos braços B102 e B103.	55
Figura 41: Elevação do braço B100.	56
Figura 42: Flexão de uma viga (Budynas, Nisbett e Shigley, 2011).....	57
Figura 43: Viga encastrada.....	57
Figura 44: Constituição do painel da fuselagem (Halikow, 2014).....	60
Figura 45: Disposição dos elementos constituintes da fuselagem (Halikow, 2014).	60
Figura 46: Gabarito de furação.....	61
Figura 47: Localização por pinos (Hoffman, E., 2011).....	61
Figura 48: Grampo de alavanca (Rerom, 2022).	62
Figura 49: Casquilhos de encaixe por pressão com e sem flange (Hoffman, E., 2011).....	62
Figura 50: Constituição do gabarito de furação (parte esquerda).....	63
Figura 51: Constituição do gabarito de furação (parte direita).....	63
Figura 52: Constituição da ferramenta de suporte do painel.	65
Figura 53: Constituição da ferramenta de suporte do painel (parte direita).	66
Figura 54: Constituição da ferramenta de suporte do painel (parte esquerda).	66
Figura 55: Pino indexador de mola (Norelem, 2022).....	67
Figura 56: Rotação do painel a 60°.	67
Figura 57: Prato rotativo e veio.....	68
Figura 58: Prato rotativo.	68
Figura 59: Ligação aparafusada.	70
Figura 60: Condições de fronteira e cargas aplicadas.	74
Figura 61: Malha refinada localmente.	74
Figura 62: Simulação numérica da estrutura fixa: tensão de Von Mises.	75
Figura 63: Simulação numérica da estrutura fixa: fator de segurança.	75
Figura 64: Simulação numérica da estrutura fixa: deslocamento.....	76
Figura 65: Centro de massa da estrutura rotativa.	76
Figura 66: Condições de fronteira e cargas aplicadas (Posição horizontal e 60°).....	77
Figura 67: Simulação numérica da estrutura rotativa: tensão de Von Mises (Posição horizontal). .	78

Figura 68: Simulação numérica da estrutura rotativa: tensão de Von Mises (Posição inclinada a 60°).	78
Figura 69: Simulação numérica da estrutura rotativa: fator de segurança (Posição horizontal).	79
Figura 70: Simulação numérica da estrutura rotativa: fator de segurança (Posição inclinada a 60°).	79
Figura 71: Simulação numérica da estrutura rotativa: deslocamento (Posição horizontal).	80
Figura 72: Simulação numérica da estrutura rotativa: deslocamento (Posição inclinada a 60°).	80

Índice de Tabelas

Tabela 1: Comparação dos modelos de avião (AIRBUS, 2022).....	14
Tabela 2: Componentes constituintes da viga de elevação.	36
Tabela 3: Dados e parâmetros calculados da parte superior.....	42
Tabela 4: Dados e parâmetros calculados da parte inferior.....	44
Tabela 5: Propriedades mecânicas da liga de aço S275JR (OVAKO, 2022).....	45
Tabela 6: Cargas aplicadas no modelo de simulação da viga.	47
Tabela 7: Características da malha da simulação da viga.	50
Tabela 8: Constituição do dispositivo de elevação dos braços B100 e B101.	54
Tabela 9: Constituição do dispositivo de elevação dos braços B102 e B103.	55
Tabela 10: Propriedades mecânicas da liga de aço S235JR (OVAKO, 2022).....	56
Tabela 11: Dados e cálculos do dispositivo de elevação dos braços B100 e B101.....	58
Tabela 12: Dados e cálculos para o dispositivo de elevação dos braços B102 e B103.....	59
Tabela 13: Componentes constituintes do gabarito de furação.	63
Tabela 14: Componentes constituintes da ferramenta de suporte do painel.	66
Tabela 15: Dados para o dimensionamento da ligação aparafusada.	69
Tabela 16: Tipos de parafusos a utilizar.....	69
Tabela 17: Dados e resultados dos cálculos da ligação aparafusada.....	71
Tabela 18: Dados para a verificação à cedência da ligação aparafusada.	71
Tabela 19: Parâmetros de resistência dos parafusos.	72
Tabela 20: Parâmetros da malha do modelo de simulação da estrutura fixa.....	74
Tabela 21: Parâmetros da malha do modelo de simulação da estrutura rotativa.....	77

1. Introdução

1.1 Contextualização

O setor da indústria aeronáutica está em constante evolução o que origina um incremento significativo da competitividade entre as empresas constituintes deste setor. Como tal, a necessidade da obtenção de produtos provenientes desta indústria obriga ao desenvolvimento de componentes de forma rápida e eficaz, mas sempre de forma a manter os custos reduzidos sem comprometer a qualidade do produto final.

Geralmente, o sistema de produção de aeronaves depara-se com o desafio de gerir o tempo necessário para otimizar a conceção do respetivo produto dentro das restrições da entrega ao cliente. O elevado tamanho, baixa rigidez e grandes tolerâncias posicionais necessárias para componentes de aeronaves conduzem à exigência de ferramentas fixas de elevada rigidez, com o objetivo de preservar as tolerâncias requeridas no fabrico das peças e durante a sua montagem. O uso de ferramentas é imperativo para determinar ligações com precisão, necessárias na montagem de grandes componentes que constituem um avião. Com o objetivo de satisfazer os elevados padrões exigidos à indústria aeronáutica, durante a conceção da aeronave são utilizados novos instrumentos e métodos, que permitem avaliar rapidamente o projeto e comunicar de forma imediata a geometria da peça para posteriormente se proceder ao fabrico da ferramenta adequada. Para permitir o aumento das taxas de produção, é imprescindível que as ferramentas de montagem estejam disponíveis para a produção logo que os componentes da aeronave estejam prontos para montagem. Contudo, algumas das principais ferramentas de montagem são tipicamente maiores do que os próprios componentes. Uma vez que o dimensionamento das ferramentas depende da conceção do avião, o fabrico e configuração das ferramentas apresenta uma etapa consideravelmente limitadora em novos ciclos de implementação, desde a fase de projeto, até ao produto final.

1.2 Objetivos

Os objetivos deste estágio são melhorar o conhecimento e posterior desempenho na área da conceção e fabrico de ferramentas de grandes dimensões destinadas à montagem de componentes no setor aeronáutico. Para tal foram tidos em conta os conceitos teóricos de projeto mecânico bem como as ferramentas específicas desta área, nomeadamente, o CATIA V5.

O primeiro projeto abrangido por este estágio foi a construção de dois equipamentos para alojamento das secções 11, 12, 13 e 14 da fuselagem do avião AIRBUS A321 XLR, os quais permitem o seu trânsito sobre AGV's entre as unidades de produção da AIRBUS. Durante o estágio foi feito o projeto de vários dispositivos de elevação para os equipamentos completos e alguns dos seus componentes.

O segundo projeto esteve inserido no desenvolvimento de ferramentas integradas na produção de um dos painéis da secção 12 para o avião AIRBUS A320, nomeadamente, um gabarito para a realização dos furos das longarinas para, posteriormente, ser possível o seu acoplamento no painel da fuselagem do avião, e a conceção de um dispositivo móvel para montar as longarinas e armações nos painéis.

1.3 Organização do documento

Com vista à prossecução dos objetivos atrás enumerados, foi estabelecida a seguinte estratégia para a abordagem do problema. Este trabalho está dividido em sete partes de forma a facilitar a sua interpretação e análise.

- Capítulo 1 – Introdução

O primeiro capítulo consiste numa breve introdução seguida de uma contextualização relativamente ao trabalho desenvolvido.

- Capítulo 2 – Empresas da Indústria Aeronáutica

São apresentadas algumas empresas que operam no setor aeronáutico. Será feita uma contextualização do Grupo Motofil, de que faz parte a Motofil Automotive and Aeronautics Systems, empresa de acolhimento, e de seguida serão apresentados alguns projetos que esta empresa desenvolveu.

- Capítulo 3 – Introdução ao setor aeronáutico

Começa por explicar alguns conceitos básicos da aviação, e apresentará as partes que constituem a fuselagem de um avião. Depois é apresentada a empresa AIRBUS e a indústria aeronáutica em Portugal.

- Capítulo 4 – Fundamentos da conceção de gabaritos e dispositivos de fixação

Serão abordados os conceitos teóricos por detrás do projeto das ferramentas desenvolvidas durante este estágio.

- Capítulo 5 – Metodologia

Apresentação dos métodos de trabalho utilizados e explicação do procedimento efetuado em cada projeto.

- Capítulo 6 – Caso prático 1: projeto de dispositivos de elevação

São descritos os requisitos e cálculos necessários para o projeto de vários dispositivos de elevação de um equipamento construído na Motofil e alguns dos seus componentes.

- Capítulo 7 – Caso prático 2: projeto de ferramentas de apoio à produção de um dos painéis da secção 12 da fuselagem do avião AIRBUS A320.

São descritos os requisitos necessários para o projeto de um gabarito de furação e de um gabarito móvel para montar as longarinas e armações nos painéis da secção 12 da fuselagem do avião AIRBUS A320.

- Capítulo 8 – Conclusão

Serão referidas as principais conclusões retiradas através da reflexão de todo o trabalho realizado.

- Capítulo 9 – Bibliografia

2. Empresas da Indústria Aeronáutica

2.1 AIRBUS

A AIRBUS é uma entidade empresarial que opera na indústria aeroespacial, principalmente nos setores dos aviões comerciais, helicópteros, militar e espacial. Com mais de cinquenta anos de experiência, dedica-se essencialmente à conceção, fabrico, entrega de produtos, serviços e soluções aeroespaciais a clientes de todo o mundo. Inicialmente surgiu com o objetivo de projetar e fabricar aviões a jato de curto e médio alcance e de alta capacidade, contudo, atualmente desenvolve uma enorme variedade de meios aéreos para diversos setores.

Ao longo da sua história, destacam-se alguns marcos importantes que fazem parte dos alicerces que sustentam o atual sucesso da empresa. Na década de sessenta procedeu-se ao lançamento da empresa na indústria aeroespacial. O programa A300 foi um dos grandes acontecimentos, um acordo assinado pelo Ministro dos Transportes francês e pelo Ministro da Economia no Salão Internacional da Aeronáutica de Paris de 1969, para construir um avião comercial mais pequeno, mais leve e mais económico. Ainda nesta década, procedeu-se ao voo inaugural do avião de passageiros supersónico, o Concorde. A década de setenta ficou marcada pelos projetos desenvolvidos para o setor espacial, como as sondas espaciais, o primeiro sistema europeu de satélites de comunicações e o primeiro satélite meteorológico projetado na Europa. Houve o desenvolvimento de aviões para o setor militar, os primeiros voos do avião A300 e ainda o início da elaboração do projeto para o avião A320. A década de oitenta foram apresentados novos modelos sucessores do A300, como o avião de pequena dimensão e de longo curso, o A310 e o A320 que se tornou a geração de aviões a jato mais vendida de sempre. Outro feito importante alcançado ainda nesta década foi a conquista de cerca de 50% do mercado de serviços comerciais de lançamento de satélites.

Na década de noventa houve uma enorme expansão em várias frentes. Foram criadas gerações de aeronaves do modelo de avião comercial de passageiros A300, de forma a fornecer uma vasta gama de transportes aéreos de acordo com as necessidades das companhias aéreas. Também para o setor militar foi lançado um modelo de avião de combate capaz de atingir velocidades bastante elevadas. O avião A300-600ST Beluga foi concebido apenas para uso próprio, ou seja, tem como principal função o transporte de componentes desta empresa. Na década seguinte, houve uma evolução da linha de modelos A300, como o A318, considerado o modelo mais pequeno. Foi lançado também o maior e mais moderno avião do mundo, com a designação de A380. Inúmeros modelos de helicópteros foram também desenvolvidos e bastantes projetos realizados em missões espaciais. Ainda nesta década, houve também a expansão da empresa para fora do território europeu, portanto, a inauguração de uma linha de montagem na China para o modelo A320 de forma a dar resposta à elevada requisição deste modelo.

A última década ficou marcada por acontecimentos de elevada importância no mundo aeroespacial. A enorme contribuição da AIRBUS em missões espaciais, com o desenvolvimento e conceção de satélites e sistemas de navegação. Relativamente aos aviões de passageiros, a AIRBUS atingiu a marca de dez mil aviões fabricados do modelo A320. O A350 XWB foi lançado nesta década e é considerado o avião mais eficiente da AIRBUS, devido ao uso intensivo de materiais compósitos extremamente leves, à base de fibra de carbono e uso de motores de última geração, permitindo assim uma drástica redução no consumo de combustível. O projeto “neo” foi concebido de forma a oferecer novas opções de motores mais eficientes em alguns dos principais modelos como

o A320neo e o A330neo. A última grande novidade para o setor da aviação é a evolução do bem-sucedido A321neo, designado por A321XLR. Este avião de última geração faz uso do projeto “neo”, portanto, utiliza motores de elevada eficiência, permite um maior alcance enquanto tem a capacidade de transportar mais passageiros, sem comprometer o seu conforto (AIRBUS, 2022).

2.2 Indústria Aeronáutica em Portugal

O setor aeronáutico em Portugal é constituído por um conjunto de pequenas e médias empresas, muitas das quais não trabalham apenas neste setor, algumas são subsidiárias de grupos internacionais. Estas firmas dedicam-se, principalmente a atividades de operação (transporte e trabalhos aéreos), engenharia, manutenção e reparação, conceção e desenvolvimento de sistemas, tecnologias de informação, fabrico de componentes, moldes e ferramentas e estruturas (Santos, 2013).

2.2.1 “Cluster” Aeronáutico Nacional

Um “cluster” é definido como uma concentração geográfica de empresas e instituições ligadas entre si e que operam num mesmo segmento económico. Pode ser também caracterizado por uma empresa âncora, rodeada por um certo número de empresas, que fornecem serviços especializados, num meio onde há capacidade para atrair uma força de trabalho altamente especializada, num determinado setor industrial em que a respetiva empresa âncora opera. Os “clusters” aeronáuticos não têm o mesmo funcionamento, ou seja, são agregados de empresas, dominadas pelos integradores OEM, ou por empresas de 1º nível, em que a concorrência e a procura não são locais, uma vez que as aeronaves são produtos mundiais, e os mercados são disputados mundialmente, fora deste agrupamento (Santos, 2013).

Em Portugal, as entidades empresariais Embraer, Ogma e CEIIA, deram início à criação de do “cluster” aeronáutico português para empresas internacionais criarem filiais em território nacional e também incentivar empresas nacionais a apostar nesta indústria de modo a evoluir este setor. Posto isto, no decorrer do ano de 2016, houve a criação de uma organização privada sem fins lucrativos designada por AED Cluster Portugal (AEDCP), esta entidade representa o Cluster Português para as Indústrias de Aeronáutica, Espaço e Defesa. No ano seguinte, recebeu o reconhecimento oficial do Governo Português enquanto “Cluster de Competitividade Emergente”. Conta com mais de 100 entidades estabelecidas em Portugal, o Cluster reúne os principais intervenientes dos três setores, e destaca-se como um ponto de entrada no país e elemento dinamizador nacionalmente e internacionalmente (AED Cluster Portugal, 2022).

2.2.2 AIRBUS ATLANTIC PORTUGAL

A AIRBUS ATLANTIC é uma empresa relativamente recente, mas com elevada experiência no setor aeronáutico. Foi fundada no princípio do ano de 2015, com a designação de STELIA AEROSPACE, e resultou da fusão entre duas grandes empresas pertencentes ao grupo AIRBUS, a AEROLIA, empresa especializada na idealização e produção de fuselagens e a SOGERMA, dedicada à configuração interior de cabines, assentos de companhias aéreas, e fabrico e desenvolvimento de estruturas aéreas. Opera em três principais áreas de negócio, nomeadamente, estruturas aéreas, assentos e interiores para os aviões. Uma parte importante da empresa é o projeto e fabrico de secções da fuselagem de aviões totalmente equipadas, incluindo peças de elevada complexidade com o recurso a materiais metálicos e compósitos (AEROLIA and SOGERMA merge as STELIA aerospace - TechnicalTextile.net, 2014).

A filial portuguesa localizada em Santo Tirso, distrito do Porto foi inaugurada no ano de 2018, ainda com o nome de STELIA AEROSPACE e produz componentes da fuselagem e de interiores para os modelos das aeronaves A320 e A350, mais especificamente, produz peças para as secções de fuselagem frontal para o modelo A320, painéis de fuselagem frontal para a família A350, e painéis e molduras para a porta de carga do modelo A320 (Anabela Campos, 2022).

2.2.3 Embraer Portugal

A Embraer Portugal situa-se no parque da indústria aeronáutica de Évora e foi inaugurada a 21 de setembro de 2012 devido à estratégia de internacionalização do grupo Embraer para o mercado europeu. Esta firma tem na sua constituição três empresas que operam em diferentes áreas do setor aeronáutico. A Embraer Portugal Estruturas Metálicas S.A. produz componentes em alumínio, nomeadamente, os revestimentos da asa e a empenagem vertical do avião militar KC-390, as asas da aeronave executiva Legacy 450, Legacy 500, Praetor 500 e Praetor 600, revestimentos da asa e longarinas para a linha de aviação comercial E-2 e peças para a linha de aviação comercial E-Jets. A Embraer Portugal Estruturas em Compósitos S.A. dedica-se à produção, em fibra de carbono, das empenagens do Legacy 450, Legacy 500, Praetor 500 e Praetor 600, o estabilizador horizontal do KC-390 e do E-2, e também peças para os E-Jets. E por último a Embraer Portugal S.A. oferece serviços de suporte às fábricas, nomeadamente assessoria de Administração, área Financeira, Logística e Compras, Tecnologias da Informação, Recursos Humanos e MASS – Meio Ambiente, Saúde e Segurança. Inaugurado em 2014, conta também com um Centro de Engenharia e Tecnologia responsável por Engenharia de Desenvolvimento do Produto (*Embraer Portugal*, 2022).

2.2.4 OGMA

A OGMA foi fundada em 1918 e é especializada em serviços de Manutenção, Reparação e Operações (MRO) para aeronaves, motores, e fabricação de estruturas para aeronaves. Situa-se na região alentejana, mais especificamente, em Alverca do Ribatejo. Conta com cerca de 1700 colaboradores distribuídos pelas áreas de manutenção, fabricação, pintura de aeronaves e engenharia (*pt / OGMA*, 2022).

2.2.5 CEIIA

É um centro de engenharia e desenvolvimento de produtos que desenvolve e concebe produtos inovadores para várias áreas da indústria relacionadas com a mobilidade, quer a nível terrestre, aquático e aéreo. No setor aeronáutico a atividade do CEIIA está focada no desenvolvimento de produtos e ensaios estruturais e em sistemas aéreos não tripulados para monitorização do território. Este instituto esteve envolvido diretamente em projetos de desenvolvimento para o avião Embraer KC-390, portanto, realizaram o cálculo estrutural, testes e apoio à certificação dos seguintes componentes: carenagem e portas do trem de aterragem e o “elevator” (*CEIIA / Aeronautics*, 2020).

2.3 Empresa de acolhimento

Este trabalho foi desenvolvido na Motofil Automotive and Aeronautics Systems, que integra o grupo Motofil. Está localizada na zona industrial das Ervasas no município de Ílhavo, distrito de Aveiro, juntamente com outras empresas do mesmo grupo. Adotou sempre uma política com o objetivo de satisfazer as necessidades dos clientes e o desenvolvimento de produtos de qualidade, originou um rápido crescimento da empresa, levando à criação de delegações em Espanha, Brasil e México, de forma a garantir um melhor tempo de resposta a todas as solicitações. Serão apresentadas sucintamente as empresas que fazem parte deste grupo.

2.3.1 Constituição

- Motofil S.A.

Empresa original, fundada em 1981, com o objetivo de apresentar as soluções ideais para suprir as necessidades de diferentes setores industriais. Na procura de uma maior vantagem competitiva começou por se dedicar à fabricação de motores elétricos, fio esmaltado e equipamentos de soldadura, sendo que, mais tarde, dedicou-se à área da robótica industrial.

- Motofil Robotics S.A.;

No ano de 1992 surgiu um departamento dedicado ao desenvolvimento de aplicações robóticas, que mais tarde deu origem à Motofil Robotics S.A. Atualmente é a sede do grupo Motofil e apresenta uma vasta gama de soluções robotizadas para a soldadura por arco e resistência. Procede ao desenvolvimento de aplicações de manipulação, corte e quinagem flexível, entre outros.

- Motomig – Soldadura, Lda;

Criada em 2007, está dedicada à produção de fio para a soldadura em arco submerso e MAG.

- Motofil Spot Welding System SA

Também em 2007 foi criada esta empresa, que se dedica à produção de prensas para soldadura por resistência e atualmente é a única fora da zona industrial das Ervosas em Ílhavo, estando sediada em Santa Maria da Feira.

- Motofil Serviços, Lda;

Foi criada em 2009 com o objetivo de fornecer serviços de corte, quinagem, soldadura, maquinação e pintura.

- ACN – Cutting Systems Lda

Criada em 2010, produz máquinas de corte térmico, nomeadamente laser, oxicorte e plasma.

- Motofil Automotive and Aeronautics Systems Lda

Surge durante o ano de 2012 com o objetivo de desenvolver ferramentas e moldes para o setor automóvel e aeronáutico.

- Nova Motofil Bending Lda

Nascida em 2020, desenvolve soluções para quinagem de chapa metálica.

2.3.2 Motofil Automotive and Aeronautics Systems Lda

A *Motofil Automotive and Aeronautics Systems Lda*. surge durante o ano de 2012 com o objetivo de conceção e desenvolvimento de ferramentas e moldes para o setor automóvel e aeronáutico. Está localizada na zona industrial das Ervosas, em Ílhavo, distrito de Aveiro, conta com a capacidade produtiva do grupo Motofil, com uma área de cerca de 260.000 m² e a possibilidade de maquinação de peças com dimensões de até 26 metros. É um dos maiores fornecedores de ferramentas do setor aeronáutico em Portugal. Fornece soluções chave na mão de ferramentas, como por exemplo: Gabaritos de montagem, moldes para compósitos, ferramentas de recorte para fibra de carbono com sistema de vácuo integrado, carros de transporte e armazenamento, bancadas de

montagem, entre outros. A Motofil esteve inserida em projetos de grande dimensão o que permitiu aumentar o seu conhecimento no desenvolvimento e conceção de ferramentas para o setor aeronáutico. Um dos projetos foi o desenvolvimento de ferramentas que integram a linha de montagem da fuselagem central do avião KC-390. Foram desenvolvidos 7 gabaritos de montagem para a OGMA Portugal, como apresentado na Figura 1 (Motofil, 2022).



Figura 1: Gabarito de montagem da fuselagem central do avião KC-390.

Num projeto para a Embraer Portugal, a Motofil produziu 16 gabaritos com finalidades diferentes, como a produção de portas de carga, pré-montagem de asa, entre outros. Estas ferramentas são integradas nas linhas de montagem do avião Legacy 450-500, e são apresentadas na Figura 2 (Motofil, 2022).



Figura 2: Gabaritos de montagem para o avião Legacy 450-500.

3. Introdução ao Setor Aeronáutico

3.1 Aeronave

É um meio de transporte aéreo constituído essencialmente por asas ou por uma estrutura não rígida que é impulsionado por hélices acopladas a um motor, por motores a jato ou ainda através de ar quente que utiliza o ar como meio de locomoção e sustentação (James E. Vance, 2021).

3.1.1 Tipos de Aeronaves

A principal distinção é feita tendo em conta o peso, ou seja, são classificadas como mais leves do que o ar ou mais pesadas do que o ar. As aeronaves mais leves do que o ar são concebidas para conter dentro da sua estrutura um volume suficiente que, quando cheio com um gás mais leve que o ar aquecido (hidrogénio, hélio), o ar ambiente envolvente é deslocado o que faz com que esta flutue. Os balões de ar quente e os dirigíveis pertencem a este tipo de aeronaves. O segundo tipo de aeronaves, mais pesadas do que o ar, devem ter um componente que produza potência suficiente de modo a fornecer o impulso necessário para obter o efeito de elevação através do ar circundante. A estrutura destas aeronaves é mais rígida, em comparação com as aeronaves mais leves do que o ar (James E. Vance, 2021).

3.1.2 Aeronave Civil

São consideradas aeronaves civis todos os aviões que não são para uso militar. Estes incluem aviões privados, de negócios e comerciais. Os aviões privados são aviões utilizados nomeadamente para uso pessoal, geralmente são impulsionados apenas por um motor com trem de aterragem não retráctil. Os aviões de negócios são utilizados para gerar lucro para os seus proprietários, ou seja, podem realizar vários tipos de trabalho, como por exemplo, transporte de mercadorias, treino de pilotos, entre outros. Para isto, são usados pequenos aviões de apenas um motor e até jatos executivos que podem percorrer grandes distâncias. As companhias aéreas comerciais utilizam aviões comerciais para transportar passageiros e determinados tipos de mercadoria entre aeroportos estipulados (James E. Vance, 2021).

3.2 Constituição do Avião Comercial

O avião comercial é constituído principalmente por seis principais componentes: a fuselagem, as asas, estabilizador horizontal, estabilizador vertical, os motores e por último, o trem de aterragem, como é possível verificar na Figura 3. A fuselagem é a principal estrutura do avião, devido ao facto de estar ao centro e ter grande parte dos principais componentes acoplados a si própria, tais como, as asas, os estabilizadores vertical e horizontal e o trem de aterragem. Este componente é constituído pelo cockpit, compartimento de passageiros e compartimento de bagagens e mercadorias (Jayaweera e Webb, 2007).

A asa é o componente responsável pela elevação e sustentação do avião através do ar e são acopladas à fuselagem do avião. As asas do avião contêm vários elementos que ajudam na sua manobrabilidade e deslocamento. Na extremidade de cada asa lateral central do avião está colocada uma asa de pequena dimensão, quase perpendicular a esta, e tem como objetivo reduzir a força de atrito provocada pelo ar. O aileron é um elemento articulado situado no exterior da asa e tem como objetivo efetuar a rotação do avião. O sentido da rotação é arbitrado através do acionamento de um destes elementos, ou seja, o aileron da asa esquerda ou o aileron da asa direita. Os spoilers são pequenas placas que são utilizadas para perturbar o fluxo sobre a asa com o objetivo de alterar a força descendente. Este componente influencia o efeito de elevação, o atrito do ar sobre a asa e a rotação

do avião. As asas têm secções posteriores articuladas, próximas da fuselagem que são chamadas de “flaps”. Estes elementos são colocados acionados na descolagem e na aterragem de forma a aumentar a quantidade de força produzida pela asa, ou seja, quando o avião está a descolar o objetivo é aumentar o efeito de elevação e quando o avião está prestes a pousar, as abas aumentam a força de atrito do ar para ajudar a reduzir a velocidade. Os “slats” estão localizados geralmente na parte frontal de cada asa e tem como objetivo produzir força adicional de elevação. A parte articulada do estabilizador vertical é designada por leme. Esta é utilizada para desviar a cauda para a esquerda e para a direita e assim contribuir para o controlo e manobrabilidade do avião. A parte articulada dos estabilizadores horizontais chama-se “elevator” que é utilizado para desviar a cauda para cima e para baixo, logo, influencia o controlo e manobrabilidade do avião. O estabilizador horizontal é uma asa fixa de pequena dimensão e está acoplado na traseira do avião, em ambos os lados. Tem como função controlar, manobrar e oferecer estabilidade durante o seu trajeto. Além disso, tem outro objetivo importante, que é impedir um movimento ascendente e descendente do nariz. Na traseira do avião existe normalmente uma asa pequena fixa posicionada na vertical, este é o estabilizador vertical. Tal como os estabilizadores horizontais, esta peça tem como função controlar, manobrar e ajudar na estabilidade durante o voo. Contudo, tem outra funcionalidade que o diferencia dos estabilizadores horizontais, o estabilizador vertical evita que o nariz do avião balance de um lado para o outro. O sistema de propulsão dos aviões comerciais é geralmente constituído no mínimo por duas turbinas, acopladas na parte inferior das asas laterais. Este componente é responsável por fornecer o impulso necessário para superar o atrito do ar e empurrar o avião através do ar (Nancy Hall, 2022).

O trem de aterragem suporta o avião no solo e proporciona um deslocamento suave e absorve impactos na aterragem e na iniciação do voo. Não tem qualquer função durante o voo, por isso deve ser o mais compacto e leve possível, e de preferência facilmente retráctil. Este componente contém o sistema de travagem que é utilizado quando o avião se desloca no solo. Este sistema pode conter um disco ou uma série de discos, agarrados entre blocos de material de fricção. A travagem de um avião pode ser complementada por outras formas de travagem, tais como os travões pneumáticos, ou utilizar os motores de modo contrário, ou seja, de forma que o ar seja impulsionado para a frente do avião (*Aircraft Structures Summary*, 2006).

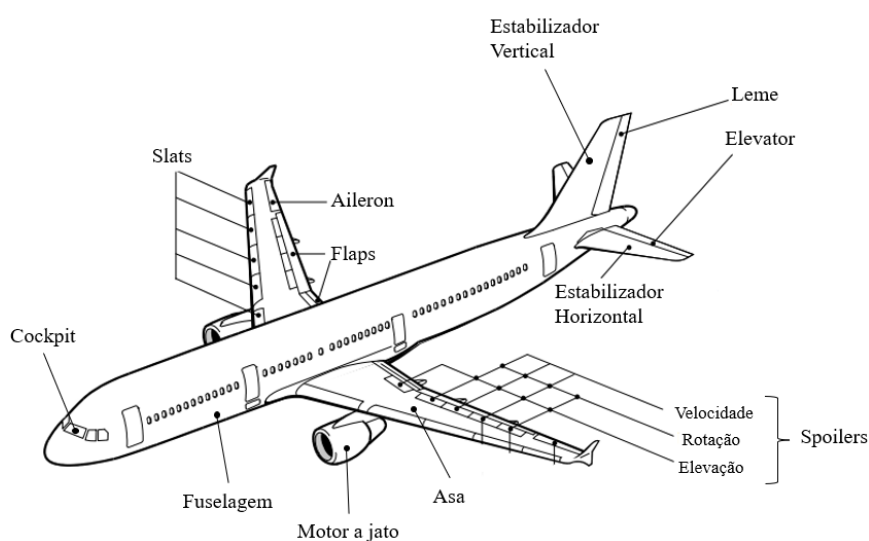


Figura 3: Constituição do avião comercial (Tescula, 1999).

3.3 Fuselagem

A fuselagem é a parte mais importante, é neste componente onde é exercido a principal função para a qual o avião foi dimensionado, o transporte de passageiros, no caso em questão. Contudo, este componente faz mais do que apenas alojar os ocupantes do avião, a fuselagem deve ser dimensionada e concebida para assegurar que as asas e a cauda estejam posicionadas de modo a manter a aeronave estaticamente estável tendo em consideração o centro de gravidade. Uma aeronave estaticamente estável é aquela que tenderá a regressar ao voo direito e nivelado após os comandos terem sido acionados, o que é um requisito para todas as aeronaves em geral. A fuselagem é um dos principais responsáveis pela força de atrito do ar produzida sobre uma aeronave em voo e por isso deve ser cuidadosamente concebida para ser tão aerodinâmica quanto possível, com o objetivo de minimizar esta força de atrito (*Aircraft Fuselage Structural Design and Layout - AeroToolbox*, 2022).

Esta parte deve ser suficientemente resistente de modo a suportar todo o tipo de forças a que estará sujeita, ou seja, resistir a momentos de flexão causados pelo peso e elevação da cauda, cargas de torção devido às asas e leme e pressurização da cabina (*Aircraft Structures Summary*, 2006).

3.4 Tipos de Estruturas da Fuselagem

3.4.1 Monobloco (*Monocoque*)

Um dos tipos predominantes de estruturas de fuselagem é o monobloco, este é um tipo de construção em que a cobertura exterior suporta grande parte ou a totalidade das tensões, ou seja, é um modelo de uma única casca onde os painéis exteriores que constituem a casca suportam grande parte das forças e contribuem para a rigidez estrutural do modelo. A sua constituição é apresentada na Figura 4.

Este tipo de estrutura tem, no entanto, duas grandes desvantagens. A primeira desvantagem é que a cobertura exterior deve ser concebida com curvas e formas muito complexas para evitar o encurvamento da cobertura quando é submetida a uma respetiva carga, portanto, isto requer um processo de fabrico complicado e dispendioso. A segunda é a dificuldade na incorporação e distribuição de cargas pontuais na estrutura. As cargas pontuais mais frequentes são as geradas nos pontos de ligação do motor ou nos pontos de fixação do trem de aterragem (*Introduction to Aircraft Structural Design - AeroToolbox*, 2022).

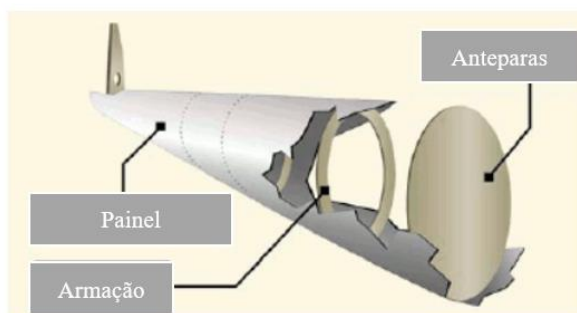


Figura 4: Fuselagem do tipo monobloco (*Weisshaar e Emeritus School of Aeronautics*, 2011).

3.4.2 Semi-monobloco (*Semi-monocoque*)

A maior parte dos aviões modernos adota uma construção da fuselagem do tipo semi-monobloco. Neste tipo de fuselagem tanto a cobertura exterior como a estrutura interna suportam a carga e contribuem para a rigidez geral da estrutura. Esta é reforçada com longarinas que são

elementos de suporte longitudinais e ajudam a evitar a encurvadura (*Introduction to Aircraft Structural Design - AeroToolbox, 2022*).

Os elementos de suporte longitudinais, tais como as longarinas, tem os seguintes propósitos (Weisshaar e Emeritus School of Aeronautics, 2011):

- Aumentar a resistência a momentos de flexão e cargas axiais;
- Dividir os painéis exteriores para aumentar a resistência às tensões de encurvadura;
- Intervir juntamente com os painéis de forma a resistir a forças de tensão axiais e radiais causadas pela pressurização.

A fuselagem tem um formato cilíndrico, isto deve-se às armações que são em forma de anel, estão colocadas transversalmente e têm como principal função suportar os painéis exteriores e assim manter a forma do avião. Além destas armações também são usados os anteparos que são estruturas circulares colocadas na transversal com o objetivo aumentar a rigidez da estrutura e separar os vários compartimentos. Armações e longarinas integram o esqueleto básico da fuselagem (Weisshaar e Emeritus School of Aeronautics, 2011).

A armações e os anteparos são elementos de suporte transversais que desempenham as seguintes funções (Weisshaar e Emeritus School of Aeronautics, 2011):

- Manter a forma da secção transversal da superfície da fuselagem;
- Transmitir cargas concentradas;
- Redistribuir tensões em torno das estruturas descontinuadas, tais como cortes nos painéis exteriores (janelas e portas);
- Fornecer restrição das extremidades para os painéis exteriores, para resistir à encurvadura;
- Fornecer vedação para fuselagens pressurizadas.

O revestimento exterior de um avião desempenha um papel bastante importante em termos de resistência, geralmente, esta é composta por chapa metálica dobrada devido à capacidade de resistir a forças de tração e de compressão (*Aircraft Structures Summary, 2006*).

Os painéis exteriores que fazem parte do revestimento exterior são fixados às longarinas e armações através de rebites e são um dos principais constituintes da fuselagem devido às seguintes funcionalidades (Weisshaar e Emeritus School of Aeronautics, 2011):

- Transmitir forças aerodinâmicas para toda a estrutura da fuselagem;
- Desenvolver tensões de corte que equilibra os momentos de torção aplicados e forças de cisalhamento;
- Interagir com os elementos de suporte longitudinais para equilibrar as cargas de flexão aplicadas;
- Quando a estrutura é pressurizada, os painéis interagem com os elementos de suporte longitudinais e com os elementos de suporte transversais para equilibrar as forças axiais e radiais;
- Proporcionar uma superfície aerodinâmica e cobertura do interior.

As interrupções na fuselagem são chamadas de aberturas ou recortes. São geralmente incapazes de transportar muitas das cargas que estão presentes na estrutura circundante. As vias das cargas diretas são interrompidas e, como resultado, a estrutura em torno do recorte deve ser reforçada

para manter a força requerida. Nos aviões que tenham as aberturas, por exemplo as janelas e portas, de grandes dimensões, parte das cargas a que estão sujeitas são transmitidas para os elementos de suporte transversais. No caso em questão, como as aberturas são relativamente pequenas, a estrutura envolvente é reforçada para transmitir as respetivas cargas à volta da porta. Quando as fuselagens são pressurizadas, o volume da fuselagem em cima e em baixo do piso é pressurizado, por isso, não existem cargas de pressurização no piso. Se a fuselagem for subitamente despressurizada, o chão será submetido a uma carga por causa da diferença de pressão e esta persistirá até que a pressão no avião seja nivelada, geralmente através de aberturas laterais de parede ao nível do chão. Os anteparos fecham a cabine de pressão em ambas as extremidades da fuselagem, e assim suportam as cargas impostas pela pressurização. Os elementos constituintes estão descritos na Figura 5 (*Aircraft Structures Summary*, 2006).

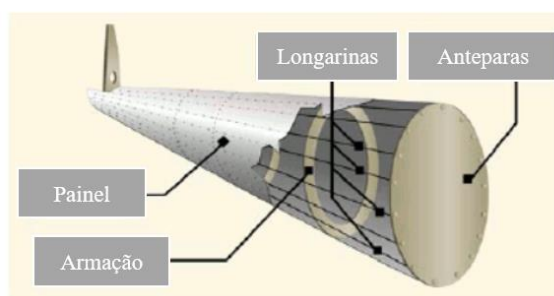


Figura 5: Fuselagem do tipo semi-monobloco (Weisshaar e Emeritus School of Aeronautics, 2011).

3.4 Materiais da Fuselagem

Os materiais usados em estruturas aeronáuticas têm de respeitar diversos requisitos para serem utilizados em estruturas aeroespaciais (Weisshaar e Emeritus School of Aeronautics, 2011):

- Estabilização e processos do material;
- Produtividade;
- Propriedades mecânicas;
- Previsibilidade do desempenho estrutural;
- Suportabilidade - a capacidade de reparar uma estrutura no terreno e inspecionar durante fabrico e serviço;
- Disponibilidade e acessibilidade financeira.

As ligas de Alumínio são o material predominante na construção das estruturas dos aviões em geral. O alumínio é menos rígido do que o aço, mas é bastante mais leve, o que significa que as secções de alumínio de maior espessura podem ser implementadas de modo a aumentar a rigidez da estrutura sem que haja um aumento significativo da massa total do avião. Uma estrutura de alumínio de espessura mais elevada é mais capaz de resistir à encurvadura do que uma estrutura equivalente de aço mais fino de igual massa, isto porque o aço é mais denso do que o alumínio. Outra vantagem deste material é a facilidade de reparação em relação aos materiais compósitos e os danos externos são relativamente fáceis de identificar, ou seja, nos compósitos onde os danos são frequentemente internos e não visíveis à superfície. Os materiais compósitos usados nas estruturas dos aviões são fibras de carbono ou de vidro. Cada uma destas fibras é colocada camada sobre camada e são unidas com resina, e assim formam uma matriz consistente. A fibra de carbono é geralmente mais utilizada em relação à fibra de vidro, uma vez que tem uma maior rigidez à flexão e é também muito mais

leve, contudo a fibra de carbono é mais quebradiça do que a fibra de vidro, o que resulta num material com uma resistência ao impacto relativamente fraca, por isso, nas regiões do avião que são sujeitas a impactos, são frequentemente reforçadas com camadas de fibra de vidro sobre o carbono para proporcionar a necessária proteção em caso de ocorrer algum impacto. As fibras têm a função de suportar a carga, pelo que o compósito é muito forte na direção da fibra. Isto é tanto uma vantagem como uma desvantagem, ou seja, a camada da fibra pode ser adaptada para uma dada direção em que a carga seja aplicada, o que significa que uma estrutura mais leve pode ser concebida se o percurso de carga for bem conhecido. Se a verdadeira carga for aplicada numa direção diferente das fibras, e a trajetória desta variar, o material pode não ser suficientemente resistente de modo a suportar as cargas nele impostas. Normalmente o compósito é constituído por uma combinação de camadas de fibra de carbono posicionadas em diversas direções para proporcionar resistência em várias direções possíveis (*Aircraft Fuselage Structural Design and Layout - AeroToolbox, 2022*).

3.5 Forças aplicadas na Fuselagem

A fuselagem está sujeita a uma vasta combinação de forças durante o voo. São introduzidas grandes forças de flexão a partir das secções da asa e da cauda, bem como forças de torção a partir do momento criado pela inclinação da asa. Esta gera as suas próprias forças aerodinâmicas durante o voo, as quais devem ser suportadas pela estrutura. As forças impostas a toda a fuselagem durante o processo de aterragem podem ser bastante acentuadas se esta for executada de forma inadequada. Todas estas forças aplicadas e suas interações em toda a fuselagem devem ser consideradas na conceção do avião. A estrutura deve ser suficientemente forte para suportar estas cargas no Fator de Carga Final determinado pelos regulamentos aplicados aos meios de transporte aéreos, a fim de garantir a segurança da tripulação e dos passageiros (*Aircraft Fuselage Structural Design and Layout - AeroToolbox, 2022*).

O peso da estrutura juntamente com o peso dos passageiros e respetiva mercadoria provoca encurvadura da fuselagem para baixo a partir do suporte da asa, o que traciona a parte superior e comprime a parte inferior. Para reduzir a flexão da estrutura, grande parte da mercadoria é distribuída junto ao centro de gravidade. Na realização de uma respetiva manobra, as forças que atuam na fuselagem vão ser maiores em comparação a um voo de trajetória constante. Contudo, é preciso ter em conta as cargas invertidas causadas pelas manobras quando a força gravítica é negativa. No caso do avião comercial, os compartimentos de passageiros e da mercadoria são normalmente pressurizados. Durante o processo de conceção do avião é necessário ter em consideração o que acontece caso esta pressurização seja perdida. O dano devido à despressurização depende do valor da pressão que é perdida, ou seja, quanto mais elevada for esta pressão mais elevadas são as cargas que a fuselagem tem que suportar. Na fase de projetar é imperativo ter especial atenção às aberturas da fuselagem, ou seja, a zona das portas e escotilhas. Estas podem suportar algumas cargas derivadas da estrutura da fuselagem. No piso da fuselagem também podem existir cargas muito elevadas, por isso os pavimentos precisam de uma superfície para resistir a tensões locais elevadas (*Aircraft Structures Summary, 2006*).

3.6 A320 vs A321

O avião A320 foi introduzido ao serviço em março do ano de 1988 e representa o maior avanço em aeronaves civis desde a introdução do motor a jato. Tem sido evoluído desde então e já foram criadas bastantes derivações deste modelo, sendo que a mais recente tem a designação de A321 e é considerada a versão mais alongada do A320.

Ambos dispõem de uma maior secção transversal da fuselagem de modo a proporcionar um aumento nas receitas através dos seguintes requisitos (Tescula, 1999):

- Assentos mais largos bem como o próprio corredor para proporcionar maior conforto;
- Maior capacidade de transporte de bagagens;
- Maior capacidade de carga;
- Maior manobrabilidade;
- Elevada eficiência de combustível;
- Maior precisão no controlo da trajetória de voo;
- Redução nos custos de manutenção;
- Aumento da fiabilidade;
- Diminuição do tempo da resolução de problema.

Tabela 1: Comparação dos modelos de avião (AIRBUS, 2022).

	A320	A321	A321XLR
Comprimento (m)	37,57	44,51	44,51
Altura (m)	11,76	11,76	11,76
Envergadura das asas (m)	35,8	35,8	35,8
Largura da fuselagem (m)	3,95	3,95	3,95
Alcance (Km)	6200	5950	8700
Max. Peso de descolagem (Ton.)	78	93,5	101
Capacidade total de combustível (L)	27 200	30030	48940
Max. Lugares Sentados	180	220	220

Os valores apresentados na tabela acima tanto para o A320 como para o A321, correspondem às versões básicas de cada um destes modelos que são o A320ceo e o A321ceo. As siglas “ceo” e “neo” servem para distinguir os vários tipos de sistemas de propulsão entre os vários modelos de aviões da AIRBUS. São apresentados também os valores do A321XLR de forma a perceber as melhorias implementadas nesta versão. Relativamente às dimensões, o A320 difere do A321 apenas no comprimento, portanto, o A321 é mais comprido devido à adição de duas secções na fuselagem, nomeadamente, a secção 14A e a 16A, como é mostrado na Figura 7. Estes dois modelos partilham grande parte dos componentes e por essa razão, tanto a altura como a envergadura das asas e a largura da fuselagem são iguais. O A321 tem a capacidade de transportar maior peso durante a descolagem, este parâmetro é referente ao peso máximo que o avião consegue transportar sem comprometer a sua segurança. Além disto, esta versão consegue transportar uma maior quantidade de passageiros e de combustível, contudo o seu alcance é menor do que o A320 (AIRBUS, 2022).

3.6.1 AIRBUS A321XLR

O A321XLR é o modelo de um avião comercial, ou seja, para transporte de passageiros, recentemente lançado pela companhia de aviação francesa, a AIRBUS. Este avião é uma evolução da família A321, tendo como antecessores o A321LR e mais recentemente o A321neo. A sigla “XLR” refere-se ao aumento do alcance do avião, portanto, tem capacidade de viajar durante mais quilómetros sem ter necessidade de efetuar alguma paragem durante o trajeto, principalmente para abastecer. Além desta característica, este modelo tem ainda mais novidades relacionadas com o custo e eficiência, ou seja, tem um consumo mais baixo comparativamente às gerações anteriores, o que

implica menores gastos financeiros e também menos emissões poluentes, além de que o conforto é aumentado devido ao cómodo espaço interior com a configuração de um avião de longo curso. O A321XLR foi concebido de forma a aumentar a compatibilidade em relação aos modelos A321 e A320, e introduzir alterações necessárias para dar à aeronave uma maior capacidade de percorrer distâncias maiores e assim gerar mais receitas. As principais alterações incidem na implementação de um tanque de combustível na traseira, um trem de aterragem modificado para um aumento do peso máximo na decolagem e uma configuração otimizada da aba da asa para preservar o mesmo desempenho de decolagem e requisitos de impulso do motor que o atual A321neo (AIRBUS, 2019).

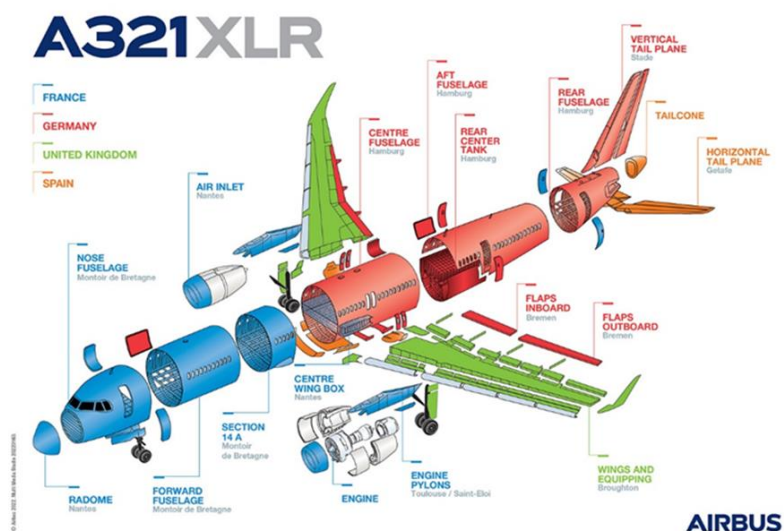


Figura 6: Constituição do avião AIRBUS A321XLR (AIRBUS, 2021).

3.6.2 Fuselagem

A fuselagem destes dois modelos difere apenas no comprimento, ou seja, o A321 contém duas secções adicionais em relação ao A320, contudo, o tipo de construção é idêntico. A fuselagem destes modelos é constituída essencialmente por cinco principais divisões, conforme a Figura 7:

- Nariz dianteiro da fuselagem (Nose Forward Fuselage);
- Fuselagem dianteira (Forward Fuselage);
- Fuselagem central (Center Fuselage);
- Fuselagem traseira (Rear Fuselage);
- Cone traseiro da fuselagem (Rear/Cone Fuselage).

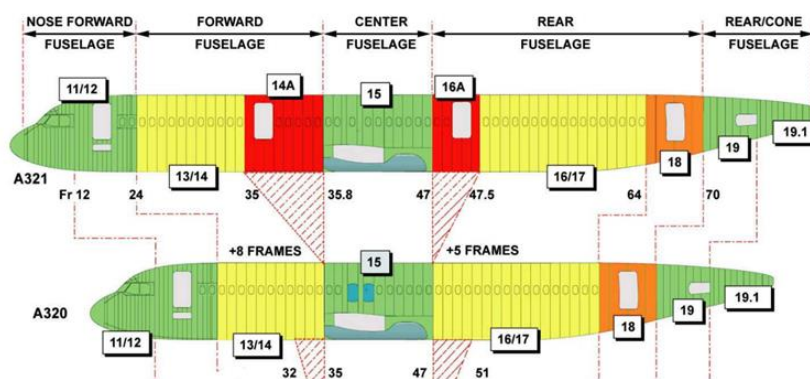


Figura 7: Comparação dos modelos AIRBUS A321 e A320 (Halikow, 2014).

O tipo de estrutura da fuselagem destes modelos é semi-monobloco. É composta essencialmente por armações com formato circular posicionadas transversalmente na fuselagem e também pelas longarinas que estão dispostas em posição horizontal e longitudinalmente na fuselagem, com a função de suportar e aumentar a rigidez dos painéis que constituem o revestimento exterior. Estes componentes são conectados através de rebites. A estrutura do chão da cabine pertence à parte interior da fuselagem e tem como objetivo separar a cabine em duas partes. Contém o piso da parte interior do avião de modo a tornar possível a deslocação da tripulação dentro do avião na parte superior da fuselagem interior. Vigas transversais e longarinas de maior tamanho pertencem a esta estrutura e servem de reforço à fuselagem principal, como se pode verificar na Figura 8 (Halikow, 2014).

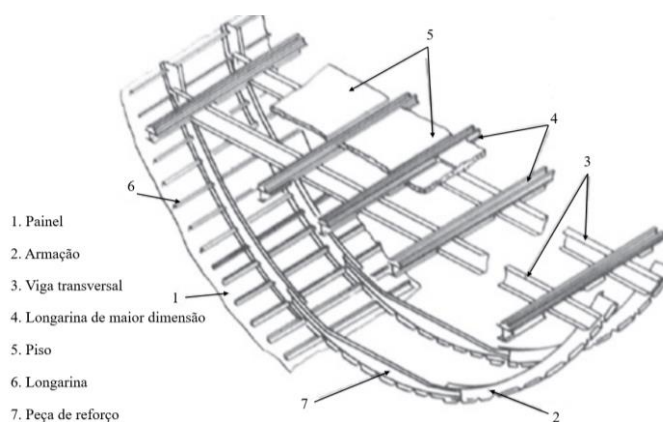


Figura 8: Componentes constituintes da fuselagem interior (Qiu e Sun, 2013).

A zona pressurizada está contida entre a primeira armação até à armação 70, pertencente à parte traseira da fuselagem. São utilizadas anteparas de pressão nestas armações de forma a manter a pressão estável nesta zona. A cabine de pilotagem, a cabine de passageiros e o compartimento de mercadorias na parte inferior da fuselagem inferior pertencem à região pressurizada (Halikow, 2014).

3.6.3 Secções 11-12 e 13-14

As secções 11 e 12 constituem a parte frontal da fuselagem do avião, também designada por “nariz” da fuselagem. A secção 11 está situada entre as armações 1 e 12, como demonstrado na Figura 9, e contém na parte superior a cabine de pilotagem onde é possível controlar a manobrabilidade do avião bem como o seu estado geral. Ao contrário das outras secções, esta não contém longarinas na sua estrutura, contudo, as armações têm menor espaço entre si, em comparação

com a restante parte da fuselagem. A secção 12 está compreendida desde a armação 12 até à 24, como mostrado na **Erro! A origem da referência não foi encontrada.** Esta parte da fuselagem contém uma das portas, a fim de permitir a entrada dos passageiros. A armação nº1 fornece fixação para a antepara de pressão frontal e serve também de suporte para o “nariz” (radome) do avião. Os painéis pertencentes ao revestimento exterior da fuselagem são de alumínio, com a exceção dos painéis da secção 11 que rodeiam o para-brisas da cabine de pilotagem, portanto, estes utilizam uma liga de titânio de modo a cumprir critérios de resistência de possíveis impactos de aves que possam atingir a parte frontal do avião. A região inferior destas duas secções serve de alojamento para o trem de aterragem frontal do avião e é constituída por três painéis, sendo que o painel central contém uma abertura para o trem de aterragem descer quando é necessário (Halikow, 2014).

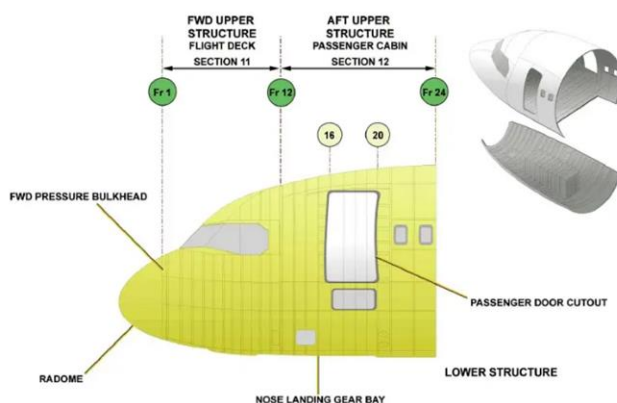


Figura 9: Secção 11 e 12 da fuselagem dos modelos A320 e A321 (Halikow, 2014).

A fuselagem dianteira é composta pelas secções 13 e 14, como é mostrado na Figura 10, e está dividida em duas partes, portanto, a parte superior e inferior. O compartimento superior constitui o início da cabine destinada aos passageiros durante a viagem e o inferior é o compartimento de carga responsável pelo transporte de mercadorias, principalmente das bagagens dos passageiros. O acesso à parte inferior é efetuado a estibordo do avião, ou seja, no lado direito do avião em relação à sua proa, através de uma porta. No caso do A321, a seguir à secção 14, é acrescentada outra secção que desempenha as mesmas funções das secções 13/14 e com construção idêntica, designada por 14A que está situada entre as armações 35.1 e 35.8 da fuselagem. Esta secção é de menor comprimento em relação às anteriores e contém saídas de emergência em ambos os lados com os respetivos escorregas insufláveis de evacuação de passageiros e tripulantes em caso de emergência (Halikow, 2014).

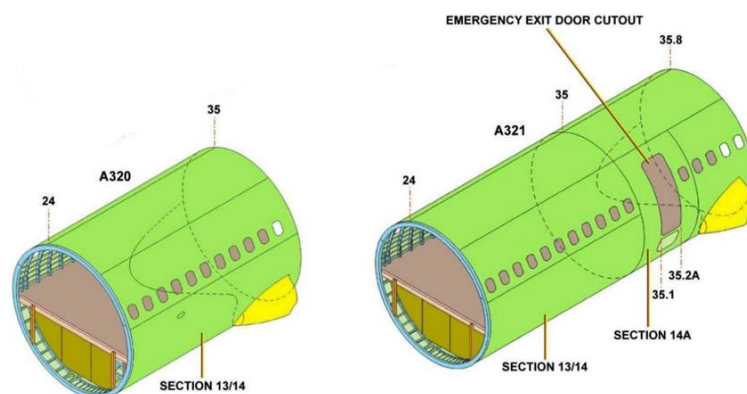


Figura 10: Secções 13 e 14 da fuselagem dos modelos A320 e A321 (Halikow, 2014).

4 Fundamentos para a Conceção de Ferramentas na Indústria Aeronáutica

4.1 Processo da Montagem Estrutural do Avião

Na indústria aeronáutica, a montagem dos diversos componentes representa mais de metade da quantidade de trabalho de todo o processo de fabrico do avião e requer elevada exigência, por isso recorre-se à utilização de gabaritos e ferramentas específicas para cada um dos principais componentes. O processo de montagem pode ser dividido em três fases: montagem de componentes de médias dimensões, montagem de grandes componentes e respetiva união. Devido à enorme complexidade deste meio de locomoção, o processo de montagem tem de ser bem delineado e implementado para ser o mais eficiente possível (Zhang *et al.*, 2016).

A elaboração do processo de montagem pode ser estruturada em três tarefas principais: criação de um processo de montagem conceitual, definição do processo de montagem e desenvolvimento do processo de montagem. Numa última fase, consiste na definição das tarefas básicas de montagem, a documentação a ser utilizada na montagem e os programas para serem utilizados nas máquinas automatizadas. Na fase do processo de montagem conceitual, o principal objetivo é a avaliação das alternativas para a linha de montagem final da aeronave. No processo de elaboração das tarefas anteriormente definidas é necessário ter em consideração as seguintes etapas relativas ao planeamento do processo de montagem. A primeira etapa consiste no método para orientar o planeador desta fase através da divisão da definição de montagem conceitual em: plano logístico, montagem linha, formato e avaliação. A segunda fase é uma extensão da primeira, ou seja, tem-se em consideração o plano inicial definido na fase de conceito do processo de montagem, mas parte-se para a criação e desenvolvimento deste mesmo processo. Numa terceira fase procede-se à atualização do custo através de uma abordagem baseada em atividades para avaliar tanto o custo de transporte como o de montagem. A quarta e última fase consiste na adoção de um método de avaliação com diversos critérios, que considera o tempo, o custo e a eficiência na utilização dos recursos, para apoiar a tomada de decisões do processo (Gómez *et al.*, 2016).

4.1.1 Elaboração do Processo de Montagem

O ponto de partida para a elaboração conceitual do sistema de montagem consiste na definição da relação entre componentes no produto final, ou seja, considera-se as duas etapas seguintes para definir o processo de montagem: em primeiro lugar, considerar o produto como a junção de vários conjuntos de componentes que devem ser montados em conjunto e, em segundo lugar, definir a sequência em que os componentes são unidos de modo a formar o produto final. O tempo, o custo são os principais critérios para tomar a decisão em relação à definição do processo de montagem, e dependem essencialmente do plano logístico, da estrutura das linhas de montagem e da eficiência na utilização dos recursos. A definição da cadeia de abastecimento e do plano logístico constitui parte da elaboração do processo de montagem. Neste ponto é atribuída uma unidade de fabrico a cada estação onde se procede ao fabrico e montagem das várias partes e subconjuntos do avião, num segundo ponto consiste na seleção dos meios de transporte dos componentes entre as estações. As linhas de montagem final de aeronaves podem ser implementadas como um conjunto de estações de trabalho estáticas ou como uma linha de montagem em movimento. No primeiro caso, os componentes são montados em cada estação de trabalho através da execução de um dado conjunto de operações, cada estação de trabalho produz um dos subconjuntos definidos conforme planeado. Os subconjuntos resultantes são deslocados de estação em estação após a conclusão de todas as tarefas durante um determinado tempo de ciclo em cada estação. Quando todos os postos de trabalho têm o mesmo tempo de ciclo, como é o caso na indústria aeronáutica a linha de montagem é

denominada síncrona. É necessário também definir o formato da linha de montagem final, ou seja, como vão estar organizados os diferentes recursos, os gabaritos, ferramentas e meios industriais em cada estação. A disposição final determina os requisitos de espaço necessários para a planta atribuída (Gómez *et al.*, 2016).

4.1.2 Montagem Estrutural da Fuselagem

A montagem estrutural da fuselagem do avião é composta por três fases principais, a montagem da fuselagem dianteira (*forward body structures/forward fuselage*), a montagem da fuselagem traseira (*aft body structures/aft fuselage*) e inspeção ou retrabalho necessários em ambas as partes da fuselagem (Heike *et al.*, 2001).

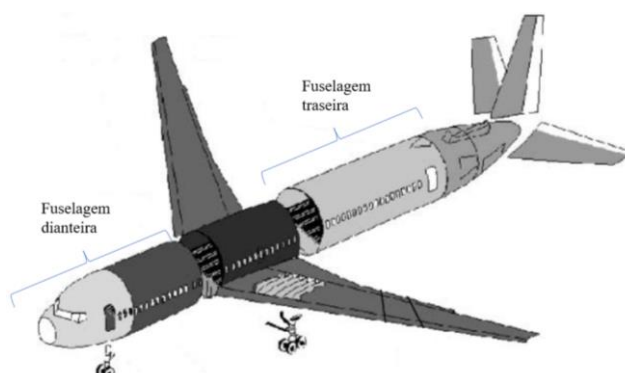


Figura 11: Partes da fuselagem (Heike *et al.*, 2001).

Estas fases de montagem estão inseridas em várias estações onde se procedem à junção dos diversos componentes. Da primeira até à terceira estação são responsáveis pela compilação dos vários elementos das secções dianteiras da fuselagem, a estação cinco e seis é onde se procede à montagem das várias partes da fuselagem traseira. Cada estação, ao longo da linha de montagem, está equipada com dois gabaritos de montagem, o que permite a ambas estruturas da fuselagem estarem numa estação diferente ao mesmo tempo (Heike *et al.*, 2001).

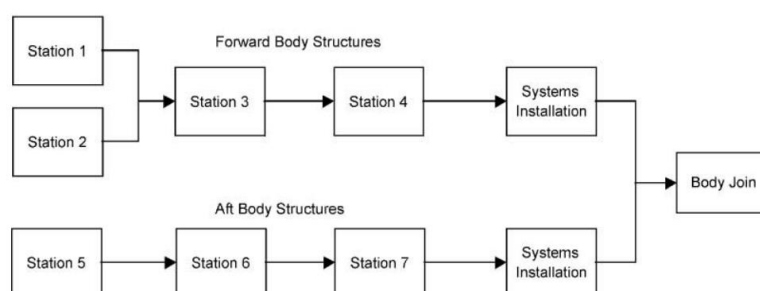


Figura 12: Formato tradicional da linha de montagem da fuselagem (Heike *et al.*, 2001).

4.2 Ferramentas Utilizadas no Processo de Montagem

As linhas de montagem da indústria aeronáutica necessitam de enormes instalações industriais que envolvem processos de montagem complexos, ferramentas sofisticadas, máquinas, meios industriais e recursos humanos qualificados. Para garantir uma enorme qualidade e precisão na montagem dos diversos componentes é recorrente a utilização de ferramentas igualmente grandes como os gabaritos e dispositivos de fixação.

As ferramentas são projetadas de modo a reduzir os custos de fabrico enquanto mantêm qualidade no produto final e o aumento de produção do mesmo. Para alcançar isto a ferramenta tem de ter as seguintes características (Hoffman, 2011):

- Ferramentas fáceis de operar para maximizar a eficiência;
- Reduzir as despesas de fabrico;
- Produção de peças de alta qualidade;
- Aumento da taxa de produção com as máquinas-ferramentas existentes;
- Conceber a ferramenta resistente a falhas e para evitar o seu uso indevido;
- Selecionar materiais que proporcionem vida adequada às ferramentas;
- Proporcionar proteção na conceção das ferramentas para a máxima segurança do operador.

4.2.1 Gabaritos e Dispositivos de Fixação

Os gabaritos e dispositivos de fixação são ferramentas que servem de apoio à produção utilizados para o fabrico com precisão de componentes constituídos por várias partes. O principal objetivo destes equipamentos é manter uma correta relação e alinhamento entre a ferramenta de trabalho e a peça. De forma a garantir esta meta os gabaritos e os dispositivos de fixação são concebidos para suportar, apoiar e localizar cada peça para garantir que cada uma seja trabalhada de acordo com os limites especificados. Estes dois tipos de ferramentas estão diretamente relacionados, contudo, a principal diferença é a forma como a ferramenta de trabalho é guiada para a peça (Hoffman, E., 2011).

Geralmente, estes equipamentos são utilizados durante a maquinação, montagem ou operação de inspeção para assegurar o posicionamento e orientação da peça no que respeita ao instrumento ou ferramenta de trabalho a utilizar. As principais funcionalidades destas ferramentas são (Gameros *et al.*, 2017):

- Localização: localizar e orientar uma peça no espaço através da remoção de graus de liberdade apropriados;
- Fixação: manter a parte numa dada posição contra qualquer esforço durante o seu fabrico;
- Suporte: minimizar a deformação da peça durante o processo de fabrico;
- Interação com ferramentas: orientar ou interagir com o processo.

Os dois sistemas são semelhantes na medida em que ambos restringem os graus de liberdade da peça através da utilização de elementos chamados localizadores e, como tal, contam com a anulação das forças para manter a peça em posição quando são aplicadas cargas no fabrico da respetiva peça, ou seja, elementos de aperto serão concebidos para pressionar a peça contra o localizador. Além disso, ambos os sistemas podem ter elementos de apoio que reduzem a deformação da peça durante os procedimentos de fabrico e melhoram a estabilidade do sistema de fixação da peça (Gameros *et al.*, 2017).

Um gabarito é um dispositivo que tem a função de fixar e suportar uma peça numa dada posição. É uma ferramenta de produção concebida de modo a não só localizar e segurar a peça, mas também orientar a ferramenta de trabalho à medida que a operação é executada. Enquanto um dispositivo de fixação é uma ferramenta de produção que posiciona, segura e suporta o trabalho com segurança para que o respetivo trabalho possa ser executado. O formato destes dispositivos varia desde ferramentas relativamente simples até dispositivos caros e complexos. Os dispositivos também

ajudam a simplificar as operações da metalurgia realizadas em equipamentos específicos (Hoffman, E., 2011).

4.3 Princípios de Suporte e Localização

No sentido de alcançar uma localização adequada, os localizadores devem referenciar adequadamente a peça e assegurar a repetibilidade de localização ao longo de todo o ciclo de produção. A referenciação é o processo de posicionamento correto da peça, posto isto, tem elevada importância nas ferramentas de fixação. A repetibilidade é a característica da ferramenta que permite que diferentes peças sejam trabalhadas de forma consistente dentro das tolerâncias requeridas. De modo a garantir precisão em qualquer operação, a peça deve ser devidamente posicionada, localizada e rigidamente apoiada. Os localizadores, para além de posicionarem corretamente a peça, asseguram que a ferramenta é facilmente posicionada e retirada, além de que devem ser sempre considerados desde a conceção da ferramenta. De modo a restringir o movimento, para o correto posicionamento de uma peça deve-se ter em consideração as seguintes regras básicas durante a projeção da ferramenta (Hoffman, E., 2011):

- Posicionamento dos localizadores;
- Tolerâncias de peças;
- Infalibilidade;
- Duplicação de localizadores.

A localização exata é um elemento importante para a repetibilidade de qualquer ferramenta, posto isto, é extremamente necessário ter em conta o posicionamento dos localizadores. Para garantir isto os localizadores devem estar em contacto com a peça sobre uma superfície maquinada. Isto permite a colocação exata da peça na ferramenta e assegura a repetibilidade do gabarito ou do dispositivo de fixação. Os localizadores devem ser colocados o mais afastados possível, isto permite uma diminuição do uso de localizadores e garantir um contacto completo sobre a superfície a localizar. No processo de conceção de uma ferramenta é preciso ter em conta as respetivas tolerâncias da peça. É definido como regra geral que a tolerância da ferramenta deve estar contida de 20% a 50% da tolerância da peça correspondente. O único fator que deve determinar esta decisão é a precisão especificada da peça a ser maquinada. A infalibilidade é um meio pelo qual é garantido que a peça só caberá na ferramenta na posição correta. Um dos componentes mais recorrentes para garantir este princípio é a utilização de um pino de forma que a ferramenta ao encaixar na peça, apenas permita que o faça através de uma posição específica. Também são usados outro tipo de componentes de igual simplicidade. A duplicação de localizadores deve ser sempre evitada, não só o custo é mais elevado, como também pode causar imprecisões, ou seja, isto significa que deve ser evitada a escolha de dois localizadores que estão a garantir a mesma relação (Exemplo: paralelismo, concentricidade, perpendicularidade...). As imprecisões de localização desenvolvem-se devido à diferença nas tolerâncias de posição e localização entre a ferramenta e a peça. Posto isto, deve-se determinar primeiro qual superfície deve ser referenciada como localizador (Hoffman, E., 2011).

4.3.1 Restrição de movimento

Um objeto sem restrições é livre de se mover em doze direções possíveis de acordo com um dado referencial ao ter em consideração as translações e rotações em cada eixo, conforme a Figura 13. Para localizar com exatidão uma peça num gabarito ou num dispositivo de fixação, os movimentos devem ser restringidos, ou seja, deve-se selecionar um método de localização que

restringirá um número máximo destas direções de movimento. Isto é feito através de localizadores e dispositivos de aperto (pinças, grampos...) (Hoffman, E., 2011).

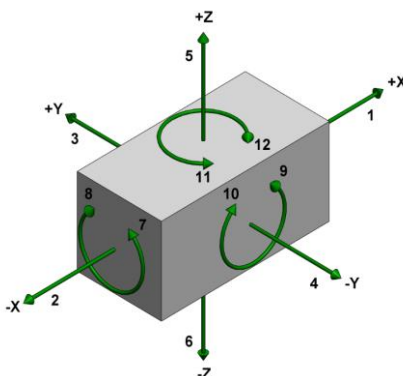


Figura 13: Graus de liberdade de uma peça no espaço (CarrLane, 2022).

A utilização de pinos como localizadores minimiza os erros associados, limita a área de contacto e eleva a peça por cima das aparas no caso da maquinagem. As bases planas também podem ser utilizadas, mas estas devem ser removíveis em vez de maquinadas na própria base. Quando uma peça com furos é localizada, estes proporcionam um excelente método de localização da peça completa. A localização de uma peça por um único furo central restringe nove direções de movimento. Ao posicionar um segundo localizador num outro furo existente na peça, um total de onze direções de movimento vão ser restringidas com apenas dois localizadores e por último, a última direção é restringida através dos dispositivos de aperto (Hoffman, E., 2011).

Além de quase inconfundíveis, os gabaritos e dispositivos de fixação, conseguem ser distinguidos pelo referencial utilizado na localização de um dado componente. No caso dos gabaritos o referencial considerado é o sistema de coordenadas local da peça, enquanto no caso dos dispositivos de fixação, considera-se o sistema de coordenadas global. Isto deve-se ao facto de os gabaritos poderem orientar ou interagir com a ferramenta de trabalho destinada a realizar alguma operação na peça suportada pelo mesmo, o que não acontece no caso dos dispositivos de fixação (Gamerós *et al.*, 2017).

4.3.2 Localização da peça

Os termos localizador e suporte são permutáveis entre si quando os dispositivos utilizados sob uma peça de trabalho são abordados. Antes de escolher um apoio, deve-se considerar a forma e a superfície da peça e o tipo de dispositivo de aperto a ser utilizado. O apoio selecionado deve ser suficientemente forte para resistir tanto à pressão de aperto e as forças de corte. Os dispositivos de aperto (grampos, pinças ...) devem ser posicionados diretamente sobre os suportes para evitar distorcer ou dobrar a peça. A localização de uma peça depende da forma da mesma, para escolher o tipo de localizador mais adequado, ou seja, como cada um deve ser utilizado para obter a melhor colocação da peça com o menor número de localizadores. Os dispositivos de localização aplicados para referenciar os contornos de uma peça são chamados localizadores ou stops (Hoffman, E., 2011).

Existem diversos métodos de proceder à localização e como referido anteriormente, o seu uso depende exclusivamente da forma da peça de trabalho, posto isto os métodos são (Hoffman, E., 2011):

- Localização a partir de uma superfície plana;

- Localização a partir de um diâmetro interno;
- Localização a partir de um perfil externo;
- Extratores (“Ejectors”);
- Botões paragem de mola (“Spring-Stop Buttons”) e pinos de localização por mola (“spring-locating pins”).

Relativamente à localização a partir de uma superfície plana existem três meios fundamentais de localização da respetiva peça: suportes sólidos, suportes ajustáveis, e suportes equalizáveis. Estes localizadores definem a posição vertical da peça. Os suportes sólidos são os mais fáceis de utilizar, portanto, podem ser maquinados na base das ferramentas ou instalados. Este tipo de suporte é normalmente utilizado quando uma superfície maquinada atua como um ponto de localização. Os suportes ajustáveis são utilizados quando a superfície é rugosa ou irregular, tais como em peças de fundição. E por fim, os suportes equalizáveis são um tipo de suportes ajustáveis, ou seja, fornecem igual sustentação através de dois pontos de contacto ligados. Este tipo de apoio é especialmente necessário em caso de superfícies moldadas irregulares. A localização a partir de um diâmetro interno é a maneira mais eficiente de posicionar com precisão uma peça, devido ao facto de através de um simples pino é possível restringir nove das doze direções possíveis de movimento, posto isto, deve-se considerar os furos de uma peça como localizadores primários sempre que possível. Existem formas de localizar uma peça a partir do seu diâmetro internos, uma destas é com a utilização de localizadores do tipo pino com ranhura (“*shank*”). Para uma maior exatidão são utilizados localizadores por prensagem em vez de localizadores roscados, contudo, os localizadores roscados são úteis em situações onde a construção da ferramenta não permitirá localizadores por prensagem. Os localizadores do tipo pino são utilizados para furos de pequena dimensão e para alinhamento de componentes da ferramenta. Estes pinos têm geometria arredondadas ou com chanfro nas extremidades, o que permite que sejam instalados ou removidos mais facilmente. A principal diferença entre os pinos utilizados para localização e os pinos utilizados para o alinhamento é a quantidade de superfície de contacto. Outro tipo de pinos na localização são os pinos de diamante ou (“*relieved pins*”) que são normalmente utilizados juntamente com pinos redondos porque o pino redondo localiza a peça e o pino de diamante impede o movimento em torno do pino redondo. No entanto, há apenas um tipo que não se liga a qualquer orifício de localização, este é designado por localizador esférico. Tem a característica de reduzir bastante a área de contacto, ao remover todo o material que não está diretamente em contacto com a peça. Os localizadores esféricos são impossíveis de ligar porque, ao contrário do que acontece com os localizadores cilíndricos, a distância entre os lados opostos da área de contacto são sempre os mesmos. Este fenómeno é causado pelo efeito da hipotenusa do triângulo formado pelas linhas centrais do furo e do pino, se estas não estiverem perfeitamente alinhadas. Posto isto, vai haver diferença entre diâmetros de uma dada vista porque o pino vai assumir uma forma elítica. Esta diferença no diâmetro é o que faz com que o pino cilíndrico fique conectado à peça. Independentemente de onde o diâmetro é medido, o seu tamanho não varia. Isto resulta num localizador que contacta a peça de trabalho apenas com uma linha de contacto em torno do localizador (Hoffman, E., 2011).

A localização de uma peça a partir de um perfil externo é o método mais comum de localização. Tal como o nome indica, este tipo de localizadores referenciam uma peça relativamente ao seu contorno ou perfil exterior. Os localizadores de encaixe referenciam uma peça pelo seu perfil externo, que posicionam uma peça, envolvendo-a através de uma depressão, ou cavidade, com o mesmo formato da peça. Este é o dispositivo de localização mais preciso para a localização do perfil.

Dentro dos localizadores de encaixe existem vários tipos, tais como os localizadores de encaixe completo que encobre todo o perfil da peça. Os localizadores de encaixe parcial englobam apenas uma parte do perfil da peça. Os localizadores do tipo “V” são utilizados principalmente em peças de formato circular, mas também podem ser utilizados em formatos planar ou angular. O localizador bloco com formato “V” é normalmente utilizado para eixos redondos ou outras peças de trabalho com secções cilíndricas. Os localizadores de paragem fixa são utilizados para peças que não podem ser colocados nos localizadores de encaixe ou num localizador do tipo “V”, estes podem ser maquinados na própria ferramenta ou instalados diretamente. Os localizadores instalados são normalmente mais económicos de utilizar devido ao tempo que leva a fabricar os localizadores maquinados e permitem a sua substituição sem a necessidade de fabricar de novo a ferramenta. As cavilhas são elementos de ligação que servem para juntar, segurar e ainda localizar peças. Normalmente, as cavilhas são substituídas por pinos ranhurados de forma a reduzir custos, contudo, têm precisão inferior, posto isto, deve-se sempre ter em consideração as tolerâncias da respetiva peça na escolha do tipo de pino a utilizar. Os localizadores com paragem ajustável também podem ser usados para manter o custo relativamente baixo devido a terem a capacidade de ajuste. Os extratores constituem um método de localização utilizado para remover uma peça de localizadores próximos. Estes dispositivos aceleram o desaperto da peça a partir da ferramenta, que reduz o tempo de trabalho e aumenta a taxa de produção. E por último, os botões de paragem de mola e pinos de localização de mola, além de não serem considerados dispositivos de localização, contribuem para a localização adequada de uma dada peça. Estes mecanismos são utilizados para pressionar a peça contra os localizadores para assegurar um contacto adequado durante a operação de aperto. Relativamente aos botões de paragem de mola, existem três tipos deste dispositivo, estes são o botão de contacto, face plana, e face plana com travão. Os pinos de localização de mola são usados para peças de pequenas dimensões ou num espaço limitado e têm a função de pressionar a peça de trabalho contra o localizador rígido, ou ainda travar a peça através de um furo concordante com o pino. Estes pinos podem ser instalados tanto num furo ou montados em orifícios com furos descentrados (*“eccentric liner”*), o que permite ajustar a posição do pino da mola para ajustar a folga das peças com tolerâncias (Hoffman, E., 2011).

4.4 Princípios de Aperto e Sustentação

Sustentação é uma das principais características dos gabaritos e dispositivos de fixação. Este termo é usado para identificar um grupo completo de ferramentas de produção. Quando é feita referência ao aperto, o termo sustentação identifica as partes de uma peça que fixam, seguram, ou agarram a peça. O principal objetivo destes tipos de dispositivos, é manter com segurança a posição da peça ao ser pressionada contra os localizadores durante todo o ciclo de trabalho.

De modo a garantir isto, o dispositivo utilizado tem de respeitar as seguintes condições (Hoffman, E., 2011):

- Deve ser suficientemente forte para segurar a peça e para resistir ao movimento;
- Não deve danificar ou deformar a peça;
- Deve apertar e desapertar rapidamente a peça.

4.4.1 Posicionamento dos Dispositivos de Aperto

Os dispositivos de aperto devem sempre estar em contacto com a peça na zona mais rígida da mesma de forma a prevenir a flexão ou a provocação de dano na peça devido às forças de aperto, ou seja, a peça deve ser apoiada na zona de fixação. O local mais adequado para fixar a peça é a

partir do seu orifício central, contudo, se for fixada pela aresta exterior, esta deve ser apoiada. Os dispositivos de aperto também são posicionados de modo a não interferirem com o funcionamento da ferramenta de trabalho. É importante que as pinças sejam colocadas de modo que o operador possa trabalhar com facilidade e segurança. As forças exteriores são provocadas pela resistência da peça a ser modificada por uma ferramenta que realiza uma dada operação na peça, portanto, estas forças têm de ser conhecidas de forma a fixar a peça corretamente. A maior parte da força está numa direção descendente contra a base da ferramenta. A pressão de aperto necessária é reduzida quando a maior parte das forças provocadas pela ferramenta são dirigidas para uma parte sólida do corpo da ferramenta. A força de aperto é a força necessária para segurar uma peça contra os respectivos dispositivos de localização. O tipo e a quantidade da força de aperto necessária para segurar uma peça é normalmente determinada pelas forças aplicadas na peça e como esta é posicionada na ferramenta de suporte, ou seja, no gabarito ou no dispositivo de fixação. Em regra geral, a pressão de aperto, deve apenas ser suficiente para segurar a peça contra os localizadores. Se uma peça tiver de ser fixada com uma elevada pressão, a ferramenta deve ser redesenhada para que o esforço da ferramenta de trabalho seja direcionado para os localizadores e para o corpo da ferramenta de suporte, posto isto, os dispositivos de aperto nunca devem suportar toda ou grande parte do esforço (Hoffman, E., 2011).

4.4.2 Tipos de Dispositivos de Aperto

O tipo de dispositivo de aperto escolhido é determinado pela forma e tamanho da peça, o tipo de gabarito ou dispositivo de fixação a ser utilizado, e o trabalho a ser feito. Além disto, o equipamento de aperto escolhido deve ser o mais simples, mais fácil de usar e mais eficiente.

Portanto, o aperto de uma peça pode ser feito através dos seguintes tipos de dispositivos (Hoffman, E., 2011):

- Grampos de correia;
- Grampos de parafuso;
- Grampos de oscilação;
- Grampos de gancho;
- Puxadores de atuação rápida;
- Grampos de acionamento de came;
- Grampos de cunha;
- Grampos de alavanca de acionamento;
- Grampos ativados por meio de equipamentos produtores de potência;
- Mandril e prensa.

Os grampos de correia são os mais simples utilizados em gabaritos e dispositivos de fixação, o seu princípio básico de funcionamento é idêntico ao de uma alavanca e podem ser agrupados em três classes, cada uma representando um tipo de alavanca. A primeira classe correspondente a este tipo de grampos, tem o ponto de apoio entre a peça e o fixador. Relativamente à segunda classe, a peça está situada entre o ponto de apoio e o fixador. E por último a terceira classe caracteriza-se pelo fixador estar ao centro, ou seja, entre a peça e o apoio. Quando os grampos da terceira classe são utilizados, os espaços entre os três elementos são também importantes. A distância entre o fixador e a peça de trabalho deve ser sempre inferior à distância entre o fixador e o apoio, isto aumenta a capacidade de aperto do grampo e aumenta a força de fixação na peça. Alguns tipos mais comuns são o grampo de dobradiça, grampo de deslizamento e o grampo tipo fecho. Estes grampos podem

ser acionados de forma manual, estes incluem porcas sextavadas, manípulos, e cames, ou podem ser operados de forma automática através de sistemas hidráulicos ou pneumáticos. O poder de fixação de um grampo de correia é determinado pelo tamanho da rosca do fixador (Hoffman, E., 2011).

Os grampos de parafuso têm inúmeras vantagens tais como, aplicação ilimitada, baixo custo, e pouco complexos, contudo, a única desvantagem é o seu acionamento lento. Este tipo de grampos utiliza o binário desenvolvido pela rosca do parafuso para manter a peça fixa quer por pressão direta, quer pela sua ação noutra grampo. Os grampos de oscilação partilham o mesmo funcionamento do grampo de parafuso, mas com a adição de um braço oscilante que gira sobre o seu pino de montagem e a força de fixação também é gerada pelo aperto da rosca. A ação rápida necessária é conseguida pelo braço oscilante. Os grampos de gancho são idênticos aos grampos de oscilação, mas são bastante mais reduzidos na sua dimensão, o que faz com que sejam preferíveis aos restantes grampos em espaços mais pequenos. ou onde haja risco de segurança se a ferramenta for operada a partir do lado da frente porque este grampo é operado a partir do lado oposto da ferramenta. Os puxadores de atuação rápida são úteis para aumentar a produção de ferramentas de baixo custo. O puxador é deslizado sobre o pino até contactar a peça, é então inclinado para engatar na rosca e é rodado até ficar apertado e para desapertar, quando a pressão é libertada, podem ser inclinadas e deslizadas no sentido oposto (Hoffman, E., 2011).

Os grampos de acionamento de came quando são selecionadas e usadas corretamente, proporcionam uma forma rápida, eficiente e simples de fixar uma peça. Devido à sua construção e princípios básicos de funcionamento, a utilização deste tipo de aperto é limitada em alguns tipos de ferramentas. Em situações de fortes vibrações, estes tipos de grampos não são escolhidos devido ao facto de aplicarem pressão diretamente na peça e correrem o risco de se soltarem, o que pode criar uma situação perigosa. Devem ser posicionados para resistir às tendências naturais para deslocar ou mover a peça quando o grampo está acionado. Para evitar isto, o grampo é sempre posicionado de modo que a peça seja pressionada contra os localizadores quando a pressão é aplicada. Existem três tipos básicos de cames utilizadas na fixação de peças: excêntrica plana, espiral plana, e cilíndrica. As cames excêntricas planas são mais fáceis de fabricar e podem operar em qualquer direção a partir da sua posição central. Quando a came atinge a sua posição central alta o grampo é bloqueado, o que limite o alcance total do grampo e o movimento para além da posição central alta liberta automaticamente a pressão do grampo. As cames espiral plana são o tipo mais utilizado nos gabaritos e dispositivos de fixação devido às suas propriedades superiores de fixação e maior alcance de bloqueio. As cames cilíndricas são também utilizadas em muitas aplicações de gabaritos e são acionadas por um lóbulo ou através de uma ranhura cortada na superfície do cilindro. Os grampos de cunha aplicam o princípio básico do plano inclinado para realizar o trabalho de forma semelhante a uma came. Estes grampos podem adotar dois formatos que são: cunha plana e cunha cônica. As cunhas planas, ou cames planas, seguram a peça através de uma ação de ligação entre o grampo e uma porção sólida do corpo da ferramenta. Cunhas com um ângulo ligeiro, de 1 a 4 graus, normalmente seguram a peça sem anexos adicionais. Para ângulos maiores são utilizados calços onde é necessário realizar mais movimento. As cunhas cônicas, ou mandris, são utilizadas para a realização de operações através de um furo. Os mandris estão disponíveis na forma sólida ou de expansão. Os mandris sólidos estão limitados a um único tamanho de furo, os mandris de expansão são feitos para se adaptarem a uma respetiva gama de tamanhos. Os grampos de alavanca de acionamento têm as seguintes funções básicas de aperto: segurar, apertar, puxar, e acionamento em linha reta. Têm outra funcionalidade que é o acionamento rápido o que permitem mudanças de peças com maior rapidez. Outra vantagem é a sua elevada proporção de força de fixação relativamente à força de aplicação. O

seu princípio de funcionamento é um sistema de alavancas com três pontos de articulação, ou seja, quando o grampo está em acionamento os pontos de articulação estão alinhados, tal como as alavancas (Hoffman, E., 2011).

Os grampos ativados por equipamentos por meio de equipamentos produtores de potência são uma alternativa aos dispositivos de aperto operados manualmente. Funcionam normalmente sob potência hidráulica ou pneumática, ou com um impulsionador ar-hidráulico e o sistema utilizado é determinado pelo tipo de fonte de alimentação disponível. O sistema ar-hidráulico é preferido porque pode funcionar a partir da pressão da linha normal e não são necessárias bombas ou válvulas de alta pressão. As vantagens destes grampos são um melhor controlo das pressões de aperto, menos desgaste nas peças móveis e ciclos de funcionamento mais rápidos, contudo, a principal desvantagem é o elevado custo dos equipamentos. Mandril e prensa oferecem dispositivos que, quando modificados, reduzem consideravelmente os custos de ferramentas. Em variadas situações devido aos orçamentos bastante reduzidos deve-se utilizar um mandril ou prensa para várias ferramentas, para permitir isto, basta modificar as maxilas para se adequar ao trabalho em questão. A utilização de mandris e prensas padrão para uma dada peça pode poupar muito tempo e dinheiro enquanto aumenta a eficiência do trabalho. Além destes dispositivos de aperto mecânicos, ainda existem os dispositivos de aperto não mecânicos. Estes equipamentos estão inseridos no grupo de dispositivos de retenção de trabalho utilizados para segurar peças por outros meios que não mecânicos diretos (Hoffman, E., 2011).

4.5 Conceção e Uso de Ferramentas na Indústria Aeronáutica

A indústria aeronáutica exige a montagem de diversos componentes, em que na sua maioria são de grandes dimensões, o que implica o uso de ferramentas igualmente de elevadas dimensões, como é apresentado na Figura 14. Além de componentes rígidos, o avião é constituído também por peças com alta ductilidade, como os painéis exteriores, o que implica uma grande precisão na montagem de modo a respeitar requisitos funcionais definidos, tais como, condições geométricas e tensões nas uniões. Os componentes dúcteis podem ser ligeiramente deformados de forma a obter condições geométricas estabelecidas inicialmente, por forças reguladas para deformar a peça sem ultrapassar os limites de tensão de cedência do material da peça (Arista e Falgarone, 2017).



Figura 14: Parte frontal da fuselagem na estação de montagem (Juliano Gianotto, 2021).

Os requisitos de montagem podem ser definidos através dos modelos utilizados na simulação do avião durante o voo, onde é possível analisar a propagação do stress e assim descrever o comportamento das peças flexíveis durante a montagem. Atualmente é bastante comum o uso de

materiais mais leves e de maior resistência, como é o caso dos materiais compósitos. Estes têm fortes restrições nas folgas entre componentes e por esta razão há a necessidade da utilização de gabaritos específicos para o posicionamento das diversas partes, o que dá a possibilidade de adaptação da forma de cada peça, ao introduzir pequenos constrangimentos. Os componentes do avião são ligados ao gabarito através de pontos de sustentação, como representados na Figura 15, estes têm a capacidade de originar uma rígida translação ou rotação do componente, ou podem ser acionados independentemente, ao mover cada atuador individualmente, o que proporciona um movimento flexível. Estes pontos são também pontos de controlo de posicionamento, ou seja, têm características de posição nos pontos do contorno da peça, mas também ao longo das armações selecionadas e quantidade de força requerida, no local dos atuadores (Arista e Falgarone, 2017).

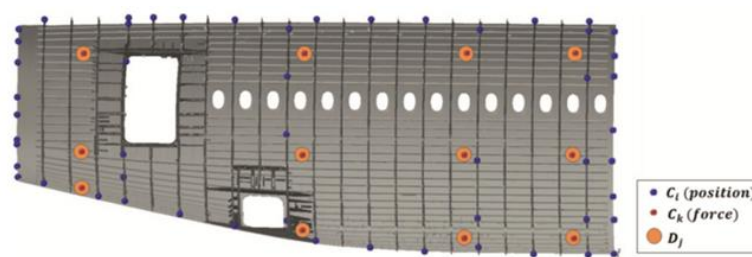


Figura 15: Pontos de sustentação do painel da fuselagem traseira do avião A350 (Arista e Falgarone, 2017).

Na conceção destas ferramentas que auxiliam a produção, nomeadamente, a montagem e união de componentes, são utilizadas várias abordagens de modo a aumentar a produtividade ao reduzir os tempos de fabrico. Atualmente, os projetos de aeronaves enfrentam o desafio de equilibrar o tempo necessário para otimizar a conceção com as respetivas restrições de entrega do produto final. Os elevados requisitos relativamente às restritas tolerâncias necessárias na montagem e conceção das peças dos aviões, exigem ferramentas bastante sofisticadas o que compromete o tempo de produção e versatilidade do produto. Com o objetivo de preservar as elevadas tolerâncias exigidas, são definidos manualmente localizadores através da utilização equipamento de metrologia com elevado grau de precisão. Em teoria a implementação deste conceito conduz ao fabrico dos diversos componentes com um elevado grau de precisão, o que se traduz numa ligação igualmente precisa e ainda manter as necessárias tolerâncias de posição. A montagem determinada (“*Determinate Assembly*”) é um conceito utilizado na indústria aeronáutica para descrever a prática de conceção de peças, que se encaixam numa interface pré-definida, e não requerem calibração ou outras medições e ajustes complexos. Este método está incluído na prática geral “Design para Fabrico e Montagem”, ou seja, durante a conceção de uma peça, esta é idealizada e concebida de forma a facilitar e simplificar o fabrico e montagem da mesma, de acordo com as exigências requeridas (Hartmann *et al.*, 2004).

O conceito de projeto para fabrico e montagem (DFMA) segue uma abordagem de redução de custos, enquanto garante um elevado padrão de qualidade na conceção e fabrico de um dado componente. Este conceito é utilizado pelo método Gestão de Engenharia Dimensional (DEM) em todas as disciplinas de conceção de ferramentas. Faz uso de uma abordagem analítica e quantitativa utilizada para gerir a montagem de componentes através de técnicas disciplinadas tais como a identificação adequada de dados de controlo, previsão de variação permissível, definição de características-chave de interface, redução da contagem de peças e critérios claramente definidos de aceitação de produtos estabelecidos antecipadamente no âmbito da definição ciclo de vida do produto. As ferramentas utilizadas pelo método Gestão de Engenharia Dimensional, irão estabelecer

os requisitos das características do produto, de forma a facilitarem a montagem das respetivas peças, com o objetivo em proporcionar uma redução dos custos de fabrico e a uma redução de peças e ferramentas incompatíveis. A estratégia “*Lean*” destina-se a diminuir o desperdício e a proporcionar um produto ao seguir restritamente o caderno de encargos de acordo com as exigências do cliente. Em suma, esta estratégia proporciona uma forma de fazer mais com menos. Dentro do processo de conceção “*Lean*”, o conceito projeto para fabrico e montagem é utilizado na fase quatro, ou seja, onde se procede à elaboração dos esboços conceituais e na fase cinco, quando os planos finais de montagem estiverem finalizados. Na fase quatro do processo “*lean*”, é desenvolvido um desenho conceitual simplista através de uma possível montagem fácil de instalar e que requer o mínimo de peças para executar os requisitos previamente estabelecidos. Na fase cinco, são implementadas otimizações de modo a facilitar o fabrico, e a respetiva instalação, portanto, o esquema de montagem final é concluído (Herrera, 1998).

5. Metodologia

5.1 Introdução à Indústria

A fase inicial do estágio passou por uma consistente introdução ao mundo industrial. Foram conhecidos os métodos de trabalho ao nível da gestão de projeto, desde a análise dos requisitos do cliente até à fase da produção, passando pela fase de conceção e desenvolvimento de componentes. Durante o estágio foi possível acompanhar vários projetos de modo a adquirir competências nas mais variadas situações, tanto na conceção de peças, bem como na gestão do fabrico e montagem das peças.

A Motofil mantém uma forte ligação entre a produção e a parte técnica de modo que todos os membros possam estar sempre informados acerca do ponto de situação de cada projeto. Para isto, são utilizadas algumas ferramentas digitais de grande importância com o objetivo de efetuar uma boa gestão em cada projeto realizado. A gestão numa empresa é fundamental tanto na parte administrativa como na parte de engenharia. Uma boa gestão administrativa fornece as ferramentas essenciais para a realização de um bom projeto, pois afeta diretamente a gestão de engenharia, que irá definir todas as etapas, desde a conceção até ao produto final de acordo com o caderno de encargos estipulado pelo cliente.

5.2 Plataformas Digitais e Métodos de Trabalho

Atualmente o mundo informático é requisitado vezes sem conta por várias entidades, porque permite a rápida e eficiente transmissão e registo da informação. Contudo é necessário a escolha dos programas ideais para cada negócio, pois há programas mais eficientes comparativamente a outros para uma dada situação. No início de cada projeto, a área técnica, responsável pelo planeamento industrial, recorre à plataforma informática *Microsoft Excel*. Esta utiliza folhas de cálculo para organizar números e dados com fórmulas e funções, a fim de organizar e guardar eficientemente a informação pretendida. Este ficheiro é constituído, inicialmente pela referência, designação e quantidade de cada peça a obter no final, de forma a dar a perceção da dimensão de um dado projeto. Posteriormente é preparado de modo a ser alterado e assim dar um ponto de situação relativo ao estado da produção durante o desenrolar de cada projeto. Todas as operações efetuadas em cada peça pertencente aos projetos a decorrer, estão discriminadas na ficha da ordem de trabalho correspondente a cada componente. Além desta informação, este documento contém também informação acerca da quantidade de peças para fabrico e prazo de término. A plataforma *SEGIN* é responsável pela realização deste documento. Através da consulta deste programa é possível controlar a produção, ou seja, contém informação das peças a fabricar, bem como o estado da produção, se está em curso ou não e ainda que operações foram realizadas. Isto é possível pois, na ficha da ordem de trabalho, cada operação a realizar numa dada peça é dotada de um código de barras que é lido sempre que o operador realizar essa operação.

Para conceber e desenvolver os componentes de cada projeto, são utilizados dois programas informáticos, nomeadamente, o *SolidWorks* e o *CATIA*. Ambos os programas têm as seguintes funções principais: modelação de componentes 3D (CAD), desenho técnico 2D e análise estrutural de componentes (CAE). Devido à grande utilização do *CATIA* na indústria aeronáutica, a Motofil faz grande uso deste programa. Esta é mais uma prova do desenvolvimento contínuo com o objetivo de diversificação e resposta às exigências impostas no mundo industrial.

5.3 Caso de Estudo 1

O atual lançamento do mais recente avião da AIRBUS, o A321XLR, houve a necessidade de criar um sistema para a sua montagem estrutural, o que obriga à criação de uma nova linha de montagem e respetivas ferramentas. A Airbus encontra-se a conceber uma nova linha de produção nas suas instalações em Saint-Nazaire, França, com vista ao início da produção do modelo em questão. O primeiro trabalho a ser desenvolvido durante o estágio foi a gestão e acompanhamento do fabrico de duas ferramentas para alojamento das secções 11, 12, 13 e 14 da fuselagem do avião AIRBUS A321XLR. Estas ferramentas correspondem a dois dispositivos de sustentação para a parte inferior das secções 11-12 e outros dois para as secções 13-14 respetivamente de modo a transportar e posicionar esta parte da fuselagem durante a fase de montagem. As secções 11, 12, 13 e 14 da fuselagem do avião A321XLR, correspondem sucessivamente à parte dianteira da fuselagem, portanto, desde o “nariz” da fuselagem até à secção 14A, inclusive, que é acoplada à parte central da fuselagem, de acordo com a Figura 16.

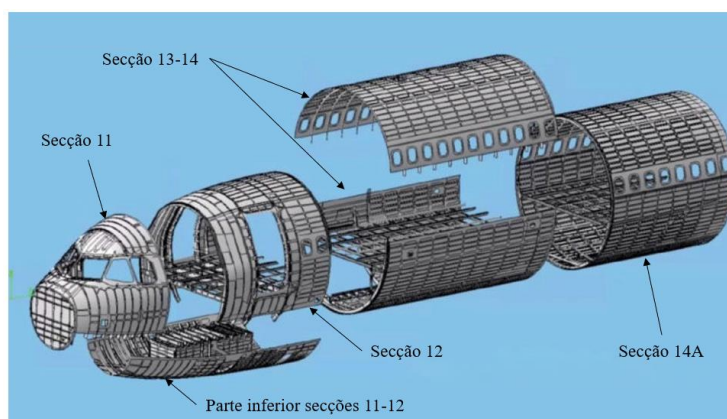


Figura 16: Fuselagem dianteira do avião A321XLR (Juliano Gianotto, 2021).

Estas ferramentas estão inseridas no plano de automatização das linhas de montagem da AIRBUS, uma vez que estes dispositivos permitem o transporte autónomo das partes do avião pelas instalações da produção, bem como o acoplamento através do movimento vertical e horizontal das peças.

Devido às mudanças do mercado e das expectativas dos clientes, a conceção e o fabrico das aeronaves está num processo de evolução orientado para um futuro inteligente e digital, com o objetivo de satisfazer os elevados padrões de qualidade e desempenho. A indústria 4.0 obriga à total transformação digital ao longo de todo o ciclo de vida do produto. A evolução do processo de conceção de acordo com esta nova revolução industrial assenta em dois principais métodos, nomeadamente, analítica avançada e inteligência artificial. A analítica avançada diz respeito à captação de informação para proporcionar um melhor desempenho. Atualmente, as decisões empresariais estão dependentes de conhecimentos que os grandes volumes de dados podem oferecer, contudo, necessitam de ser organizados de forma a extrair valor, ou seja, é fundamental o uso de tecnologias de analítica avançada para fornecer a informação certa às pessoas certas no momento certo e num contexto que compreendam. Através da informação obtida de todas as operações efetuadas é possível obter excelência operacional, melhoria da conceção, estratégia e marketing do produto, maior desempenho operacional da frota e maior fiabilidade, novos modelos de negócio e fluxos de receitas e taxas de inovação mais rápidas. A inteligência artificial está assente na capitalização do valor dos dados, portanto, é uma tecnologia com potencial para redefinir todas as

áreas da nossa sociedade. Com o uso desta tecnologia é possível obter conhecimento através da extração de valor de documentos não estruturados, visão computacional que está relacionada com a transformação de imagens e vídeo em atividades baseadas na detecção de aprendizagem profunda e tomada de decisões, detecção de anomalias, conceção de sistemas de interação de linguagem natural, otimização de soluções para problemas complexos e autonomia (AIRBUS, 2022).

5.3.2 Descrição do Processo

Neste projeto, a divisão aeronáutica da Motofil foi responsável pelo fabrico e montagem de quatro gabaritos para as secções 11-12 e 13-14 da fuselagem do avião. Estas ferramentas são designadas por PALETTE 11-12 e PALETTE 13-14 e têm como principais funções a sustentação durante o transporte e o acoplamento das secções 11-12 e 13-14 da fuselagem do avião ao longo da linha de montagem.

O projeto em questão foi dividido em três principais etapas. A primeira etapa consistiu numa extensa análise dos elementos constituintes destas ferramentas, bem como, a preparação dos componentes para fabrico. Numa segunda fase, procedeu-se ao fabrico das respetivas peças e a terceira e última fase corresponde à montagem até obter o produto final.

Inicialmente, de forma a organizar toda a informação relativa a cada peça, foram criados dois ficheiros no programa *Excel*, um para cada estrutura. Este ficheiro tem como objetivo fornecer o ponto de situação geral do projeto, portanto, cada peça tinha uma referência associada, pela qual era possível saber as seguintes informações:

- Quantidade;
- Tipo de peça, através da distinção pelo tipo de operação principal;
- Material;
- Tratamento final;
- Ponto de situação do componente;
- Operações de trabalho e respetivo tempo gasto.

Após obter toda a documentação, procedeu-se então à realização das fichas de ordem de trabalho para cada peça individualmente, com a respetiva definição das operações de trabalho necessárias para obter o produto final.

A fase do fabrico é a mais importante, é esta que define e que consome a maior parte do tempo do desenvolvimento do projeto. É necessária uma excelente gestão, principalmente na priorização dos componentes a fabricar de modo a otimizar a montagem final. A terceira e última etapa requer uma logística bem funcional, principalmente a nível de documentação para que os operários possam estar bem informados acerca das peças a montar.

5.4 Caso de Estudo 2

O segundo trabalho esteve inserido num projeto de desenvolvimento de duas ferramentas fundamentais para o fabrico do painel da secção 12 da fuselagem do avião A320. Uma destas ferramentas tem a função de garantir o correto posicionamento dos furos nas longarinas correspondentes ao painel da secção 12 da fuselagem do modelo A320 pertencente à AIRBUS. Além desta proposta passar apenas pela replicação dos componentes existentes, foram efetuadas também algumas melhorias de forma a otimizar estas ferramentas a fim de aumentar a produtividade. A segunda ferramenta a desenvolver é responsável pela sustentação e manipulação deste painel, de

forma a permitir a sua modificação e montagem de outros componentes no próprio painel de acordo com as especificações finais. Além do fabrico, a empresa propôs à Motofil o desenvolvimento de algumas melhorias e modificações, principalmente no sistema de posicionamento e de manipulação de modo a facilitar o trabalho por parte do operador.

5.4.1 Descrição do Processo

Este trabalho à responsabilidade da divisão aeronáutica da Motofil, passou pelo desenvolvimento, produção e montagem de dois gabaritos de furação com o objetivo de conseguir o correto alinhamento da ferramenta de trabalho, neste caso uma broca de furação para realizar os furos nas longarinas do painel da secção 12 da fuselagem do modelo em questão. O processo é composto por quatro fases, desde o reconhecimento das peças até à montagem final. A primeira fase é composta pela análise dos componentes a conceber, ou seja, procedeu-se ao estudo desta ferramenta com a finalidade de perceber o conceito da mesma. Inicialmente, um elemento pertencente ao laboratório de medição da Motofil realizou a medição de todas as peças a replicar. A segunda fase passou pelo desenvolvimento das peças, ou seja, foi feita a modelação num programa CAD de todos os componentes através dos dados fornecidos pela medição efetuada. De seguida procedeu-se uma breve verificação de todos os componentes de forma a implementar algumas alterações para otimizar o funcionamento do gabarito. Na terceira fase foram realizados os desenhos de todas as peças a fabricar, bem como as respetivas fichas de ordem de trabalho e por último, procedeu-se à montagem de todos os componentes fabricados.

O trabalho seguinte está inserido no mesmo projeto ao descrito anteriormente e consiste na conceção e fabrico de três ferramentas de suporte do painel da secção 12 da fuselagem dianteira, com o objetivo de suportar e facilitar o seu manuseamento durante todas as operações realizadas pelos operários. Este projeto foi dividido em 4 etapas principais, portanto, a primeira etapa consistiu numa análise do problema em questão e um estudo intensivo acerca dos componentes a projetar. A etapa seguinte passou pelo desenvolvimento de novas soluções e modelação de todos os componentes no programa CATIA V5, bem como a respetiva montagem. Após a modelação foi efetuada a simulação estrutural dos componentes modificados através do programa SolidWorks o qual permite realizar o CAE. A terceira etapa corresponde ao fabrico de todas as peças, posto isto, inicialmente procedeu-se à realização das fichas de ordem de trabalho para cada peça a fabricar, bem como o levantamento da matéria-prima necessária. Além disto procedeu-se também à encomenda dos componentes normalizados, listados de forma autónoma pelo programa. Na quarta e última etapa foi realizada a montagem de todos os componentes.

6. Caso Prático 1

No decorrer do estágio, para os projetos dos gabaritos de transportes das secções do avião A321XLR, a Motofil ficou responsável pelo fabrico e montagem dos componentes. Contudo é necessário ter em consideração a grande logística envolvida em todo este processo, por isso é fundamental a criação de ferramentas de apoio à produção, nomeadamente no que toca ao transporte e montagem dos componentes de grandes dimensões que pertencem à constituição destas ferramentas.

Como referido anteriormente, estas ferramentas de dimensão considerável têm a tarefa de sustentação das respetivas partes do avião, tal como é apresentado na Figura 17. Estes dispositivos, além de terem o mesmo encargo, as suas aparências são bastante díspares entre eles, devido ao facto da elevada distinção entre os elementos do avião que cada um irá suportar. Cada estrutura está idealizada para se adaptar às particularidades do respetivo componente. Além de sustentar, estas ferramentas também são responsáveis por outra tarefa igualmente importante, ou seja, o acoplamento destas peças. A PALETTE 11-12 oferece a possibilidade de movimentar tanto no sentido vertical, como na horizontal a secção 12, contudo, a secção 11 apenas é possível ser movida pela ferramenta no sentido vertical.



Figura 17: Fuselagem dianteira do AIRBUS A321XLR (AIRBUS, 2021).

A PALETTE 13-14 tem a capacidade de deslocar os painéis das secções 13 e 14. Para isto, pertencem à sua constituição motores elétricos acoplados a redutores de fuso com rosca trapezoidal, os quais permitem este deslocamento das partes do avião. A mobilidade destas ferramentas é feita independentemente através de plataformas móveis e autónomas que promovem o deslocamento destas ferramentas através das várias estações da linha de montagem.

O fabrico das peças, bem como a sua montagem são feitos em diferentes estações, o que permite que vários aviões sejam montados ao mesmo tempo. Isto faz com que seja necessário transportar um elevado número de componentes para diferentes estações de trabalho e ter em consideração que cada peça tem requisitos de manipulação distintos. Nas linhas de montagem destes veículos aéreos existem dois principais tipo de componentes, que são as peças do avião e as ferramentas. As peças da aeronave, apenas precisam de ser transportadas dos armazéns para as respetivas estações, contudo, as ferramentas usadas nas operações de montagem, além de serem

transportadas para as estações de montagem, necessitam também de ser movidas da área de montagem quando não estiverem a exercer qualquer função. De forma a dar resposta ao exigente manuseio da peça, são utilizados AGV's, que são veículos guiados de forma autónoma, ou seja, para cada veículo é delineado um caminho a percorrer, como apresentado na Figura 18. Além da automatização, têm outras vantagens relacionadas como a flexibilidade de carregar um vasto leque de peças, elevada precisão no seu transporte e alguns veículos deste tipo ainda têm a capacidade de comunicar com outros veículos equivalentes (Zhang *et al.*, 2021).



Figura 18: AGV (Advanced Integration Technology, 2022).

6.1 Viga de Elevação

O primeiro projeto desenvolvido foi um dispositivo, que em conjunto com a grua, pudessem proporcionar o transporte das estruturas entre as diferentes áreas de produção da Motofil e para a realização do carregamento destas ferramentas no veículo de transporte. A sua necessidade é originada devido aos elementos usados para a elevação das estruturas estarem localizadas na base por razões estruturais e, portanto, houve a necessidade de desviar as cintas de elevação dos componentes existentes na parte superior. Posto isto, para a conceção deste dispositivo de elevação foi respeitado os seguintes requisitos de acordo com o caderno de encargos fornecido pelo cliente:

- Permitir a sua utilização para ambas as estruturas, ou seja, a PALETTE 11-12 e a PALETTE 13-14;
- Suportar um peso máximo de 6700 kg.

6.1.1 Conceito

O projeto deste dispositivo de elevação veio da necessidade de movimentar as estruturas pelas instalações da Motofil, é uma tarefa de extrema importância o que levou a cabo um consistente estudo acerca deste dispositivo. Devido ao tempo limitado para o seu desenvolvimento, teve-se em conta as seguintes considerações:

- Simplicidade;
- Facilidade na utilização;
- Baixo custo de fabrico.

Posto isto, o dispositivo escolhido para este projeto foi uma viga de elevação com dois pontos de içamento. Na Figura 19 está representada a viga de elevação com os parafusos olhal DIN 580 M42, proveniente do ficheiro CAD realizado com o programa SolidWorks e na Tabela 2 os componentes constituintes da viga de elevação.

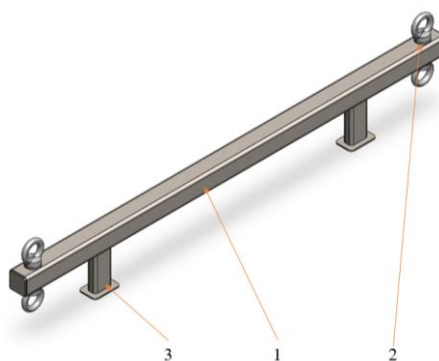


Figura 19: Viga de elevação com os parafusos DIN 580 M42.

Tabela 2: Componentes constituintes da viga de elevação.

Componente	Dimensões (mm)	Quantidade
Tubo quadrado	120x120x8	1
Tubo retangular	120x60x5	2
Varão roscado	85x140	2

Existem dois tipos de vigas de elevação, e o que as diferencia é o número e a posição dos pontos de içamento conectados ao dispositivo que potencia a própria elevação (grua, ponte rolante, ...). Portanto, existem vigas de elevação com um ponto de içamento, como é demonstrado na Figura 20 ao centro e pelo menos dois pontos de içamento inferiores que são ligados à carga e por isso são sujeitas principalmente à flexão que por sua vez provoca a encurvadura da mesma. Isto acontece devido ao distanciamento e oposição entre a força de elevação e o peso do corpo a içar (The Naval Arch, 2020).

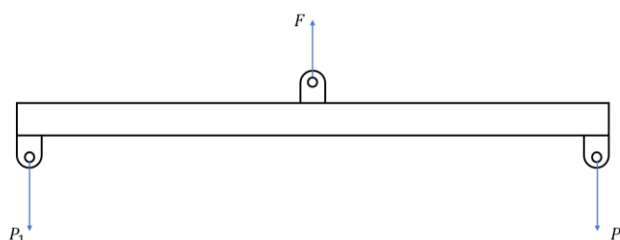


Figura 20: Viga de elevação com um ponto de içamento.

O outro tipo de viga tem dois pontos de içamento na parte superior, como demonstrado na Figura 21, que estão conectados à máquina que potencia a elevação e estão alinhados com os pontos de içamento da parte inferior da viga que fazem a ligação à carga. Estas estão sujeitas principalmente a forças compressivas horizontais, uma vez que, devido aos pontos superiores e inferiores de elevação da viga estarem alinhados, a componente vertical é equilibrada. Neste caso pode ainda haver alguma flexão devido aos pontos de içamento superiores da viga estarem distanciados da linha central da mesma (The Naval Arch, 2020).

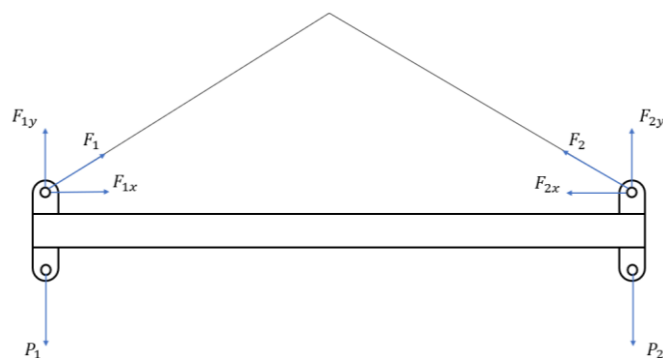


Figura 21: Viga de elevação com dois pontos de içamento.

O conjunto total para a elevação das estruturas é composto pelos seguintes elementos:

- Ponte rolante (8 ton);
- 2 correntes;
- Dispositivo de elevação;
- Cintas inferiores;
- Manilhas curvadas.

Este sistema prevê o uso de quatro cintas de elevação que são ligadas aos quatro pontos de içamento na base de cada gabarito, contornam os elementos sobre a sua base e são acopladas à viga de elevação, onde por sua vez duas cintas vão fazer a ligação com a ponte rolante existente nas instalações da Motofil.

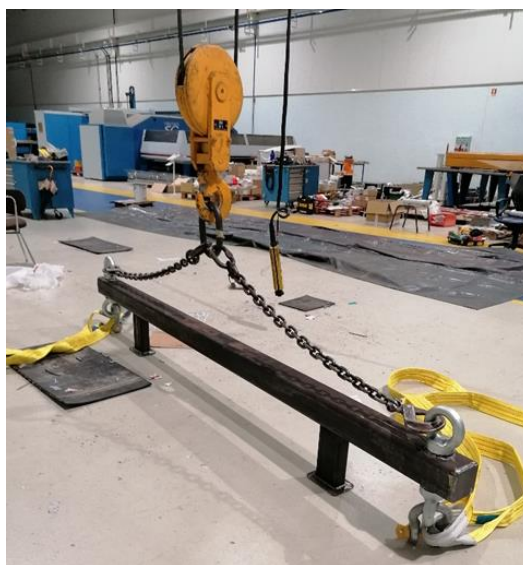


Figura 22: Viga e acessórios de elevação.

A conexão entre as cintas e a base das estruturas é efetuada através dos seguintes elementos de ligação: parafuso olhal DIN 580 e manilhas curvadas. O parafuso olhal é aparafusado à base e as manilhas realizam a respetiva ligação entre a cinta e o olhal devido a uma possível abertura através de um perno roscado (Ver Anexo 1).

O sistema de elevação é constituído pela viga, na qual são acoplados os dois varões roscados através de ligações soldadas. Estes varões têm a finalidade de acomodar cada parafuso olhal, através

de ligações aparafusadas. Os suportes foram idealizados de forma a facilitar o trabalho do operador, ou seja, permitem que a estrutura fique sempre apoiada para facilitar o acoplamento e remoção dos acessórios de elevação, como as manilhas e as cintas, o que contribui para o aumento da ergonomia na utilização deste equipamento, o que facilita também o seu armazenamento.

Além das estruturas terem quatro pontos de içamento, a viga tem igualmente quatro pontos, contudo, cada ponto na parte inferior da viga suporta a carga de dois pontos de içamento em cada estrutura, isto foi idealizado na fase de projeto de modo a tornar este dispositivo mais leve, mais simples de fabricar e por isso com menores custos. O posicionamento dos olhais inferiores foi considerado de acordo com a distância dos pontos de içamento das estruturas dos gabaritos. Relativamente aos olhais superiores, poderíamos colocar apenas um parafuso olhal ao centro da viga e assim já não era necessário o uso de correntes de ligação na parte superior, ou seja, o gancho de içamento da ponte rolante poderia conectar diretamente o parafuso olhal. Contudo, esta solução não era viável porque, como o ponto de elevação da viga estaria distanciado dos pontos de aplicação da carga, ou seja, dos pontos de içamento inferiores desta, iria criar um momento bastante maior em relação a estas forças, o que aumentaria consideravelmente a flecha da viga e, conseqüentemente, obrigaria a escolher outro tipo de material, ou então a aumentar as dimensões da viga, o que faria aumentar o custo total deste dispositivo.

Este dispositivo de elevação é para ser utilizado no transporte destas ferramentas de grandes dimensões, mas também pode ser utilizado em outras situações se as dimensões da carga a transportar estiverem em concordância com os pontos de içamento da viga de elevação e se o seu peso estiver abaixo do limite estipulado no dimensionamento deste equipamento de elevação. Todos os equipamentos da Motofil são utilizados apenas por operários com a devida qualificação e munidos dos equipamentos de proteção individual necessários. O produto em questão irá ser utilizado dentro das instalações da empresa, a fim de ser usado apenas em ambiente devidamente controlado de forma a evitar ao máximo a sua deterioração.

O mecanismo que potencia a elevação de cargas é uma ponte rolante de dupla-viga, como apresentado na Figura 23, que tem na sua constituição duas vigas que suportam o mecanismo de elevação, composto pelo motor elétrico, o cabo e o gancho. Nas extremidades de cada viga existem rodas de forma a permitir a sua deslocação ao longo da fábrica. Por sua vez, estas rodas deslocam-se sobre vigas dispostas ao longo da fábrica e que estão assentes na estrutura do edifício.



Figura 23: Ponte rolante (Tecponte, 2017).

6.1.2 Dimensionamento Estrutural

O dimensionamento do dispositivo de elevação teve elevada importância pois permitiu compreender a fiabilidade do componente na realização do respetivo encargo.

Na conceção deste tipo de mecanismo é necessário seguir requisitos mínimos de segurança. A norma europeia EN 13155 dita os requisitos necessários para o dimensionamento de dispositivos de elevação, que neste caso o componente em questão é considerado um dispositivo de elevação de carga não fixa.

Para o dispositivo em questão estar em conformidade com esta norma, foi necessário ter em consideração os seguintes dados (*Guide to Documentation and Marking-Part 4 Lifting Accessories, Non-Fixed Load Lifting Attachments*, 2015):

- A razão para o uso de uma viga de elevação em vez de outros métodos de movimentação da carga;
- O peso total da carga a ser içada juntamente com as forças que o conjunto possa estar sujeito além da carga;
- Representação da carga a ser transportada, com as principais dimensões discriminadas, incluindo a posição do centro de massa e a distância desde o ponto de elevação da grua até aos pontos inferiores de içamento da viga;
- Tipo de grua, bem como as suas dimensões e a sua capacidade relativamente à carga máxima e dos seus acessórios, como o gancho de içamento;
- A velocidade e a classificação de desempenho da grua;
- Frequência de utilização;
- Considerações ambientais tais como temperaturas extremas ou atmosferas corrosivas;
- O nível de qualificação e considerações ergonómicas dos operadores;
- Instruções de montagem e armazenamento do equipamento;
- Quaisquer ensaios adicionais exigidos pelo cliente;
- O peso da viga de elevação.

6.1.2.1 Dimensões

Como referido anteriormente, o comprimento da viga determinado depende da distância entre os pontos de içamento das estruturas, posto isto, através de uma análise intensiva ao ficheiro CAD do projeto fornecido pelo cliente foi definido que a viga teria a distância de 2738 mm entre os pontos de elevação. Os suportes têm a função de suportar a viga quando esta se encontra em repouso e a altura definida depende das dimensões do parafuso olhal e da manilha nele acoplada. O peso da viga de elevação é de cerca 100 kg.

6.1.2.2 Cargas Aplicadas

De acordo com o caderno de encargos do cliente, foi possível saber o parâmetro mais significativo deste projeto, ou seja, o peso máximo que a viga teria de suportar. Pelos dados fornecidos pelo cliente ficou definido então que o limite de carga máxima da viga seria de 6700 kg, tendo em conta o peso de ambas as estruturas. De seguida foi necessário determinar as dimensões dos acessórios de ligação, bem como os ângulos de inclinação, através da realização do esquema da triangulação do carregamento e respetivos cálculos.

Após a determinação do comprimento da viga efetuou-se a representação das forças que iriam atuar sobre a mesma. Posto isto, através desta esquematização foi possível proceder aos cálculos das respectivas cargas, com o objetivo de utilizarmos estes valores na análise estrutural da viga, mas também para determinar as forças que os acessórios de ligação terão de suportar e assim escolher estes elementos de acordo com este parâmetro. Inicialmente procedeu-se ao cálculo dos ângulos das correntes e das cintas de elevação, ou seja, foi necessário consultar algum tipo de documento relativamente aos ângulos máximos de trabalho dos acessórios. Na chapa de identificação da linga de correntes, está definido um ângulo máximo de 60° , deste modo, tanto o β_1 como β_2 não poderão ultrapassar esse valor. Relativamente aos parafusos olhal dos pontos de içamento, estes têm um ângulo limite máximo de 45° , ou seja, está estabelecido pelo fornecedor que este valor nunca poderá ser inferior ao limite estipulado (Ver anexo 1).

Na definição dos valores angulares dos acessórios de elevação foi tido em conta a posição dos centros de massa de cada uma das estruturas, como se pode verificar na Figura 24. Através do CAD das estruturas fornecido pelo cliente, obteve-se a confirmação que os centros de massa de ambas estão aproximadamente ao seu centro, ou seja, entre os pontos onde são ligadas as cintas de elevação, então foi estabelecido que tanto as cintas de elevação como as correntes teriam o mesmo comprimento de forma a manter o ponto de içamento central da grua aproximadamente alinhado com os centros de massa de cada uma das estruturas.

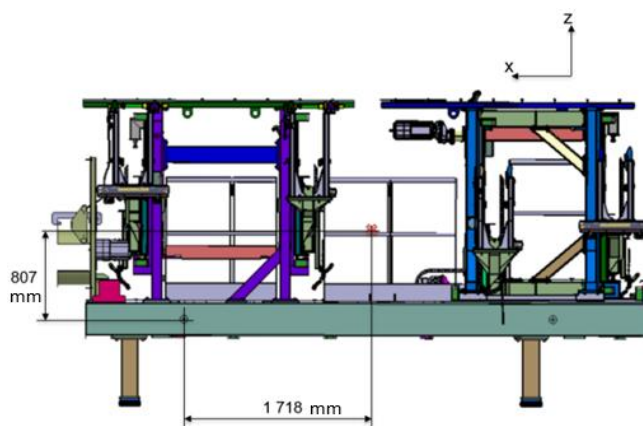


Figura 24: Posição do centro de massa da PALLETE 11-12.

O sistema de elevação das ferramentas de grandes dimensões é composto por duas partes, ou seja, a parte superior e a parte inferior em relação à viga. A parte superior é constituída pela linga de corrente dupla, a qual faz a respetiva ligação entre a viga e a ponte rolante. Por sua vez, a parte inferior é composta pelo conjunto de quatro cintas de elevação que fazem a ligação aos quatro pontos de içamento das estruturas, sendo que duas cintas são conectadas a um parafuso olhal inferior da viga. Para este estudo considerou-se também a estrutura de sustentação das secções 13 e 14, a PALETTE 13-14, contudo o caso mais crítico é a PALETTE 11-12 devido à sua altura ser mais elevada relativamente à primeira, por isso incidiu-se mais neste caso, mas o sistema de elevação é igual para ambas as estruturas, como se pode verificar na Figura 25 e Figura 26.

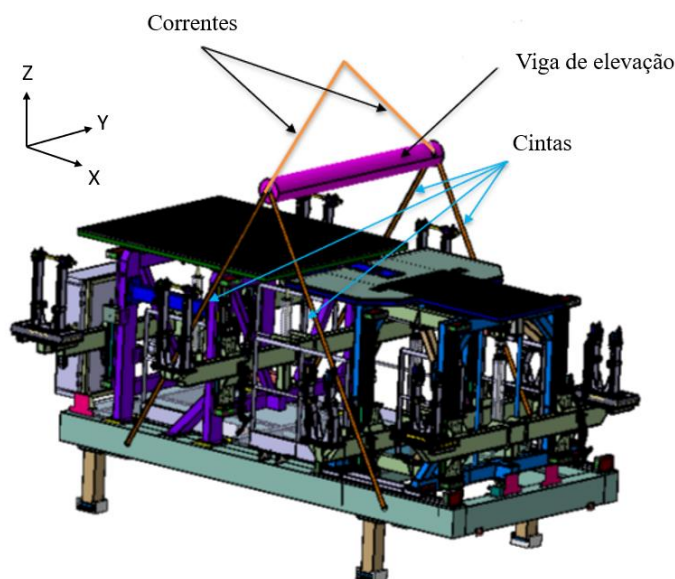


Figura 25: Sistema de elevação da PALETTE 11-12.

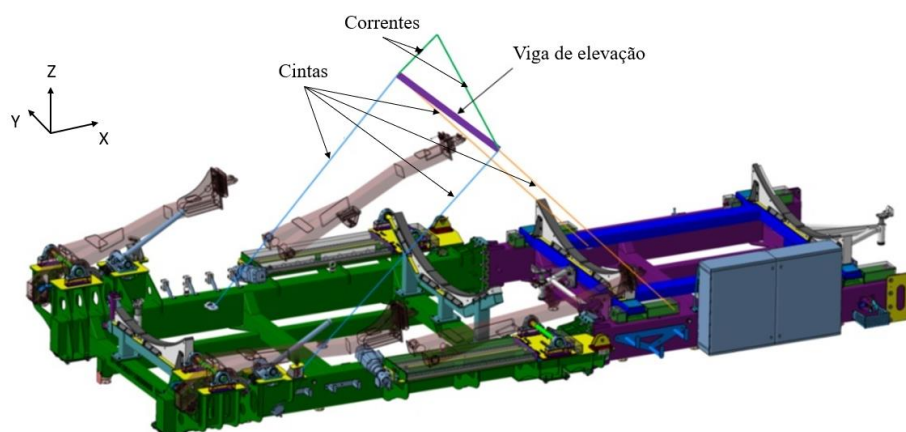


Figura 26: Sistema de elevação da PALETTE 13-14.

Nos cálculos efetuados foi tido como principal referência o comprimento das correntes, pois como este é um elemento normalizado há apenas medidas padrão. A escolha do seu comprimento dependeu do valor dos ângulos, ou seja, de modo que durante o processo de elevação das estruturas, nenhum dos elementos constituintes do sistema de elevação entrasse em conflito com os componentes dos gabaritos, algo que poderia danificar estas ferramentas. Além disto, convém ter em consideração os requisitos dos fabricantes dos acessórios de ligação.

Na primeira fase do dimensionamento, começou-se por estipular as dimensões e respetivos ângulos dos elementos de elevação e posteriormente as respetivas forças aplicadas na parte superior do sistema de elevação, como se verifica na Figura 27 o diagrama de corpo livre e os resultados na Tabela 3.

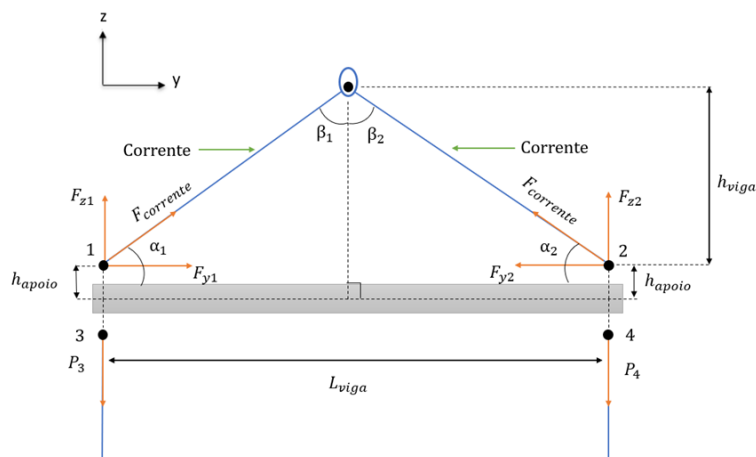


Figura 27: Diagrama de corpo livre da parte superior do sistema de elevação.

Tabela 3: Dados e parâmetros calculados da parte superior.

Peso total admitido	P_{Total}	6700 kg
Comprimento da viga	L_{viga}	2738 mm
Comprimento de cada corrente	$L_{corrente}$	2000 mm
Ângulo com a horizontal	$\alpha = \alpha_1 = \alpha_2$	46,8°
Ângulo com a vertical	$\beta = \beta_1 = \beta_2$	43,2°
Distância Gancho-Viga	h_{viga}	1458 mm
Carga nos pontos de içamento	$P = P_3 = P_4$	33500 N
Força vertical	$F_z = F_{z1} = F_{z2}$	33500 N
Força horizontal	$F_y = F_{y1} = F_{y2}$	31454,52 N
Carga a suportar por cada corrente	$F_{corrente}$	45952,55 N

O ângulo β foi calculado através da seguinte fórmula:

$$\beta = \sin^{-1} \left(\frac{L_{viga}}{2 L_{corrente}} \right) \quad (1)$$

De seguida calculou-se o ângulo α :

$$\alpha = 180 - (90 + \beta) \quad (2)$$

De modo a controlar a altura da viga, calculou-se a distância desde o gancho da grua até à viga de acordo com a fórmula a seguir:

$$h_{viga} = \sqrt{L_{corrente}^2 - \left(\frac{L_{viga}}{2} \right)^2} \quad (3)$$

Após o cálculo dos ângulos e dimensões dos elementos de elevação, procedeu-se ao cálculo das forças aplicadas. O ponto 3 e o ponto 4 representam os pontos inferiores de içamento da viga, os quais promovem a ligação das cintas de elevação à viga. Portanto, a carga aplicada nestes pontos

será igual ao peso máximo estabelecido e está distribuído de igual forma. O valor da carga aplicada em cada ponto é:

$$P = \frac{P_{Total} * g}{2}$$

Sabendo que o valor da aceleração gravítica é aproximadamente $g = 10 \text{ m/s}^2$.

A força vertical F_y é a componente vertical da força que a corrente exerce nos respetivos pontos de elevação da viga durante a elevação da carga. Esta força é a reação criada à carga aplicada em cada ponto inferior de içamento, P_3 e P_4 , e por isso têm igual valor, porém sentidos opostos.

$$F_z = P \quad (5)$$

A força horizontal F_x é a componente horizontal da força que a corrente exerce nos pontos de içamento superiores. Esta força foi calculada da seguinte forma:

$$F_y = \frac{F_z}{\tan \alpha} \quad (6)$$

Por último, com o objetivo de perceber a carga que cada corrente teria de suportar, calculou-se a força em cada corrente através da seguinte fórmula:

$$F_{corrente} = \frac{F_z}{\sin \alpha} \quad (6)$$

A segunda fase deste projeto teve igual procedimento relativamente à primeira fase, contudo foi efetuado o estudo para a parte inferior do sistema de elevação, representada na Figura 28. Nesta fase houve em especial atenção nesta estrutura, ou seja, a PALETTE 11-12, porque devido à elevada posição dos seus componentes poderia haver contacto com as cintas durante a sua elevação, o que não é pretendido, posto isto, procedeu-se a uma minuciosa análise para a escolha das cintas a utilizar após a realização dos cálculos.

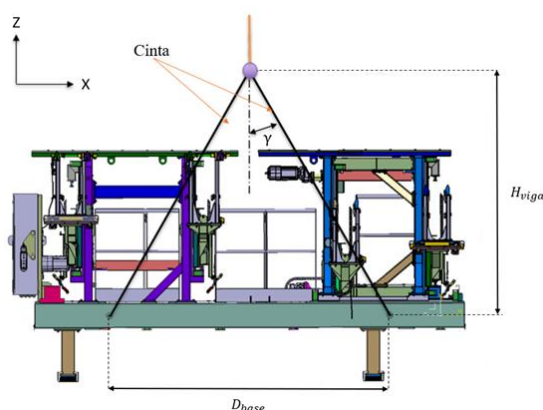


Figura 28: Parte inferior do sistema de elevação.

Neste caso teve-se em atenção ao ângulo γ , devido ao risco dos elementos de elevação danificarem alguns componentes da estrutura. Posto isto, após um estudo intensivo acerca desta situação ficou estipulado que este ângulo não poderia ser superior a 30° , pois assim garante-se que não há contacto entre os acessórios de elevação e os componentes. Também por isto, ficou definido o uso de cintas em vez de correntes, para facilitar o manuseamento durante a montagem do sistema

de elevação, a fim de não danificar nenhum componente das estruturas, como é possível verificar na Figura 29 o diagrama de corpo livre e na Tabela 4 os resultados obtidos.

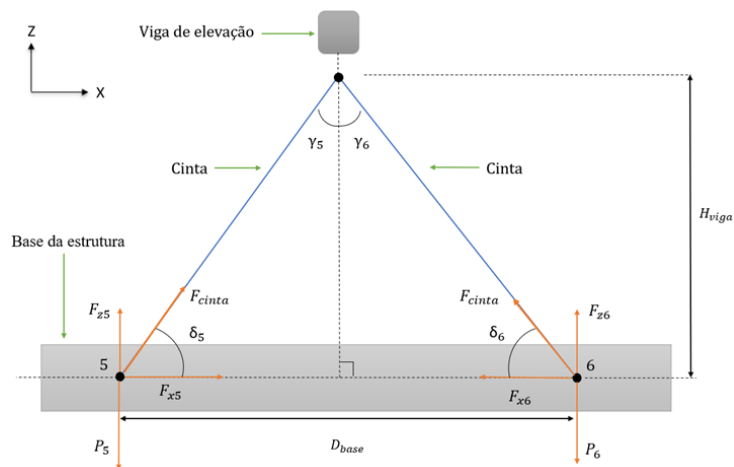


Figura 29: Diagrama de corpo livre da parte inferior do sistema de elevação.

Tabela 4: Dados e parâmetros calculados da parte inferior.

Peso total admitido	P_{Total}	6700 kg
Comprimento de cada cinta	L_{cinta}	4000 mm
Distância entre olhais base	D_{base}	3436 mm
Ângulo com a horizontal	$\delta = \delta_5 = \delta_6$	64,56°
Ângulo com a vertical	$\gamma = \gamma_5 = \gamma_6$	25,44°
Distância Base e Viga	H_{viga}	3612,3 mm
Carga nos pontos de içamento da base	$P' = P_5 = P_6$	16750 N
Força vertical	$F'_z = F_{z5} = F_{z6}$	16750 N
Força horizontal	$F'_x = F_{x5} = F_{x6}$	7966,32 N
Carga a suportar por cada cinta	F_{cinta}	18548 N

O ângulo β foi calculado através da seguinte fórmula:

$$\gamma = \sin^{-1} \left(\frac{D_{base}}{2 L_{cinta}} \right) \quad (7)$$

De seguida calculou-se o ângulo α :

$$\delta = 180 - (90 + \gamma) \quad (8)$$

De modo a controlar a altura da viga, calculou-se a distância desde a viga até à base das estruturas de acordo com a fórmula a seguir:

$$H_{viga} = \sqrt{L_{cinta}^2 - \left(\frac{D_{base}}{2} \right)^2} \quad (9)$$

Os pontos 5 e 6 representam os pontos de içamento da base das estruturas, os quais garantem a ligação com as cintas de elevação. Cada gabarito contém quatro pontos de içamento. Portanto, a carga aplicada nestes pontos será igual ao peso máximo estabelecido e está distribuído de igual forma. O valor da carga aplicada em cada ponto é:

$$P' = \frac{P_{Total} * g}{4} \quad (10)$$

A força vertical F'_y é a componente vertical da força que cada cinta exerce nos pontos de elevação da estrutura durante a sua elevação. Esta força é a reação criada à carga aplicada em cada ponto de içamento, P_5 e P_6 , e por isso têm igual valor, porém sentidos opostos.

$$F'_z = P' \quad (11)$$

A força horizontal F'_x é a componente horizontal da força que a corrente exerce sobre os pontos de içamento da base. Esta força foi calculada da seguinte forma:

$$F'_x = \frac{F'_z}{\tan \delta} \quad (12)$$

Por último, com o objetivo de perceber a carga que cada corrente teria de suportar, calculou-se a força em cada corrente através da seguinte fórmula:

$$F_{cinta} = \frac{F'_z}{\sin \delta} \quad (13)$$

6.1.2.3 Análise Estrutural

Com o objetivo de perceber a viabilidade deste equipamento em termos de resistência procedeu-se à realização da respetiva análise estrutural. Para isto, recorreu-se ao uso intensivo do programa Solidworks que permite simular virtualmente um dado componente na situação para a qual foi projetado, a fim de perceber o quão resistente é, bem como o seu comportamento sob um determinado esforço.

A simulação estrutural é constituída por três principais etapas, o pré-processamento, a análise e o pós-processamento. Na fase de pré-processamento é contruído o modelo geométrico a estudar e de seguida a definição dos carregamentos e das condições a que este será submetido, ou seja, as restrições de movimento do modelo a implementar, também designadas por condições de fronteira, bem como todas as propriedades mecânicas e/ou físicas dos materiais a utilizar no modelo. A segunda fase diz respeito à análise, é neste momento que decorrem as tarefas mais importantes de todo o processo de simulação numérica pelo método dos elementos finitos, é nesta fase em que os cálculos são realizados. Na etapa do pós-processamento são apresentados os resultados obtidos da simulação (Pinho-Da-Cruz *et al.*, 2010).

No primeiro passo procedeu-se à definição dos parâmetros de material da viga. Foi definido anteriormente que o material utilizado na viga de elevação seria a liga de aço S275JR. As propriedades deste material estão apresentadas na Tabela 5.

Tabela 5: Propriedades mecânicas da liga de aço S275JR (OVAKO, 2022).

Módulo de Elasticidade	210000 MPa
Tensão de Cedência	275 MPa

Tensão de Ruptura	560 MPa
Densidade mássica	7850 kg/m ³
Coefficiente de Poisson	0,3

O segundo passo passou por estabelecer as condições de fronteira, portanto, o objetivo é filtrar da simulação apenas o que é mais relevante e aproximar o modelo o máximo possível à realidade. Visto que este componente terá um comportamento dinâmico, ou seja, durante a elevação a sua altura ao solo irá variar e com o deslocamento da ponte rolante poderá sofrer pequenas rotações em torno do gancho da grua, contudo isto é irrelevante, portanto, considera-se desprezável. Posto isto, o desafio passou principalmente por criar um modelo de simulação estático de forma a recriar o carregamento da viga e por sua vez, o seu comportamento quanto à flexão. Devido à simetria da viga e o seu centro estar alinhado com o centro de massa das estruturas e também com o ponto de elevação da ponte rolante, as forças nos pontos de içamento vão ser equivalentes em ambos os lados. Decidiu-se então que o modelo utilizado na simulação seria $\frac{1}{4}$ da viga, a fim de diminuir o peso computacional da simulação e por isso foram retirados os suportes da viga, com o objetivo de filtrar apenas o que mais interessa para este estudo, ao restringir o movimento da mesma em cinco direções, duas translações e três rotações nos eixos cartesianos, de acordo com a Figura 30.

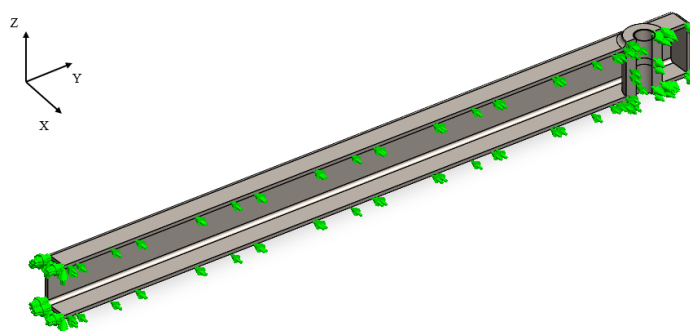


Figura 30: Condições de fronteira do modelo de simulação da viga.

Para a realização de uma simulação o mais sucinta e realista possível procedeu-se à restrição no centro da viga na direção z e y, com o propósito de avaliar a flexão da viga, ou seja, visto que a viga é simétrica e devido às forças que atuam na direção de y, vão originar um momento positivo (cavidade voltada para cima) e disto vai resultar uma flecha em que o seu valor máximo é no centro da viga. Por isso, é que se ponderou uma ligação encastrada ao centro de forma a medir o deslocamento da extremidade da viga em relação ao seu centro, ou seja, a flecha máxima criada. No plano xOz, as forças de elevação originadas pelas cintas que fazem a ligação dos pontos de içamento dos gabaritos à viga, vão estar em equilíbrio devido à sua simetria, portanto a viga não se moverá na direção x, portanto, restringiu-se o movimento da viga nesta direção, que foi estabelecida na face central desde o centro no plano xOz da viga até à sua extremidade, segundo a direção y, a fim de permitir o deslocamento da viga apenas na direção z. Após a definição destas restrições, utilizou-se a ferramenta de “simetria” que recria todas as restrições da peça de acordo com um dado plano de simetria definido, de forma a simular a viga na totalidade. Estas condições de fronteira ou fixações impostas à peça descrevem a forma como o modelo de simulação é sustentado.

Na terceira etapa efetuou-se a implementação das forças, para isto foram apenas consideradas as que interagem diretamente com o componente em questão. As cargas têm o objetivo de simular

interações causadas por corpos externos ou fenômenos excluídos da respetiva análise. O programa oferece a possibilidade de aplicar à peça a simular vários tipos de cargas de modo a escolher as mais adequadas para cada situação, tais como: força, binário, massa distribuída, força centrífuga, carga/massa remota, entre outras.

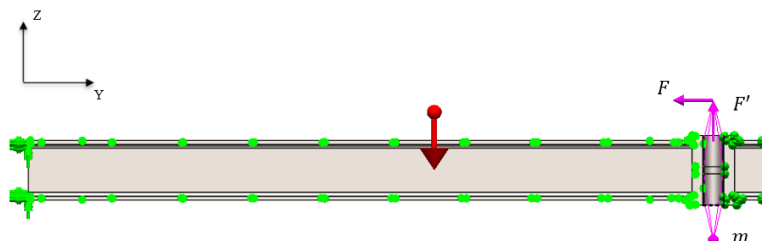


Figura 31: Cargas aplicadas ao modelo de simulação da viga.

Para a situação imposta, foram aplicadas três cargas, na parte superior da viga foram aplicadas duas forças, nomeadamente, as duas componentes da força de elevação da corrente F_z e F_y . Na parte inferior foi aplicada a massa suspensa correspondente ao limite máximo de peso definido inicialmente, como se verifica na Figura 31. Supondo que estas forças não estão diretamente ligadas à viga, ou seja, o corpo que faz esta ligação são os parafusos-olhal, então por causa disto as forças aplicadas no modelo são do tipo carga/massa remota e assim estas forças foram aplicadas considerando a altura do centro do furo dos parafusos-olhal em relação à viga. Além disto, como o modelo de simulação foi apenas para $\frac{1}{4}$ da viga e posteriormente foi expandido para a viga na totalidade, então os valores das forças estão apresentados na Tabela 6.

Tabela 6: Cargas aplicadas no modelo de simulação da viga.

Símbolo	Valor	Direção
$F' = \frac{F_z}{2}$	16750 N	z
$F = \frac{F_y}{2}$	15727,26 N	y
$m = \frac{M_{Total}}{4}$ ($M_{Total} = 6700Kg$)	1675 kg	z

Na quarta e última etapa obteve-se os resultados e realizou-se a respetiva análise. A simulação virtual tem como finalidade perceber se um dado componente é suficientemente resistente quando este é sujeito a uma dada carga. De maneira a prever o comportamento de uma peça sobre determinado esforço, o programa faz uso da análise de elementos finitos (FEA). Esta técnica tem por base o método dos elementos finitos (MEF) de forma a antever a reação de um componente através de cálculos numéricos, ou seja, na análise dos elementos finitos, estes cálculos são feitos pelo respetivo programa que utilize esta técnica. Este é um processo de análise estruturada das partes em detrimento do todo e é designado por discretização. Cada elemento discreto, ou seja, o elemento finito, e as leis matemáticas que definem o seu comportamento contribuem para o conhecimento e a análise do problema global. A metodologia utilizada por esta técnica consiste em dividir a peça em vários elementos bastante mais pequenos, de forma a preencher todo o seu volume e formar uma malha com diversos elementos de pequena dimensão e para cada elemento vão ser calculadas as equações que determinem as condições da peça e por sua vez, a combinação dos resultados destas

equações de cada elemento vão originar uma aproximação ao comportamento do componente. A esta passagem ao nível de cada elemento individual para a análise do todo dá-se o nome de agrupamento ou assemblagem (Pinho-Da-Cruz *et al.*, 2010).

Os resultados obtidos destas equações são valores apenas dos pontos nodais de cada elemento que estão situados normalmente nos vértices do próprio elemento, porém pode haver nós a meio das suas arestas, nas faces ou ainda no seu interior, dependendo do tipo de formulação utilizada. Estes elementos podem ter vários formatos, e desse modo ter vários pontos nodais, sendo assim, quanto mais refinada a malha for, os seus elementos irão ter um maior número de nós e o resultado será mais aproximado da realidade. Os elementos finitos podem assumir diversas formas geométricas, portanto, no caso de problemas bidimensionais, os elementos são frequentemente quadriláteros ou triângulos, em análises tridimensionais podem ser hexaedros, tetraedros ou pentaedros. O deslocamento de cada nó pode ser decomposto em duas componentes no caso de uma análise bidimensional e três componentes numa análise tridimensional. Estas componentes de deslocamento designam-se por graus de liberdade. Os elementos finitos triangulares são dos mais versáteis e com uma formulação mais simplificada. No que toca à geração da malha, é possível a discretização de qualquer figura geométrica com o uso de elementos do tipo triangulares. Uma das principais razões que justifica a sua utilização é que permite o refinamento local da malha nas zonas críticas e mantém outras zonas com menor interesse com um refinamento mais grosseiro. O elemento retangular oferece a possibilidade de construção de elementos finitos de ordem mais elevada, ou seja, o polinómio interpolador do campo de deslocamentos de um elemento retangular de ordem superior, isto é, com maior número de nós, pode ser obtido através da aplicação do triângulo de Pascal. Quando temos elementos com formas distorcidas são geralmente utilizados elementos isoparamétricos quadriláteros bidimensionais, porque permitem a obtenção de formulações de ordem mais elevada do que os elementos bilineares e conduz a elementos curvos muito úteis na modelação de geometrias complexas. Os elementos finitos tridimensionais mais utilizados são os hexaedros e os tetraedros. Os hexaedros são considerados uma generalização dos elementos quadriláteros bidimensionais, enquanto os tetraedros são uma extensão tridimensional dos elementos triangulares. Existem também os elementos pentaédricos, também designados por elementos do tipo cunha e os elementos do tipo pirâmide de base quadrangular, que são resultantes de uma particularização dos hexaedros, devido ao colapso dos nós originais (Pinho-Da-Cruz *et al.*, 2010).

Ao conjunto de todos os elementos finitos constituintes da peça em questão designa-se por malha. Este é o fator de maior influência nos resultados da simulação numérica. Por definição o programa SolidWorks utiliza na simulação numérica elementos tridimensionais triangulares, designados por tetraedros, por isso é de grande relevância o seu ajuste de acordo com o modelo em questão, para a obtenção de resultados mais próximos da realidade.

O programa disponibiliza o ajuste de quatro parâmetros da malha, nomeadamente, o tamanho máximo dos elementos, o tamanho mínimo dos elementos o número mínimo de elementos numa secção circular e a relação de crescimento. Os dois primeiros parâmetros definem os limites máximo e mínimo relativos à dimensão dos elementos da malha, contudo, este programa oferece a possibilidade do cálculo automático do tamanho mínimo dos elementos, que é útil para o reconhecimento de pequenas características geométricas. O terceiro parâmetro assegura que as áreas de secção circular têm um determinado número de elementos e por último a relação de crescimento estabelece a transição entre elementos de menor dimensão para os elementos maiores.

Além disto, é possível ainda refinar a malha manualmente, ou seja, através da opção “Controlos da Malha” (“*Mesh Controls*”) define-se localmente os parâmetros dimensionais dos elementos para uma dada região. Aplicou-se este ajuste da malha nas regiões que se revelaram mais críticas e por essa razão houve a necessidade de refinar localmente a malha nestas zonas, conforme a Figura 32. Isto tem a vantagem de aumentar a precisão dos resultados sem que seja necessário refinar toda a malha do modelo, o que iria elevar consideravelmente o peso computacional da simulação (Ver no anexo 5).

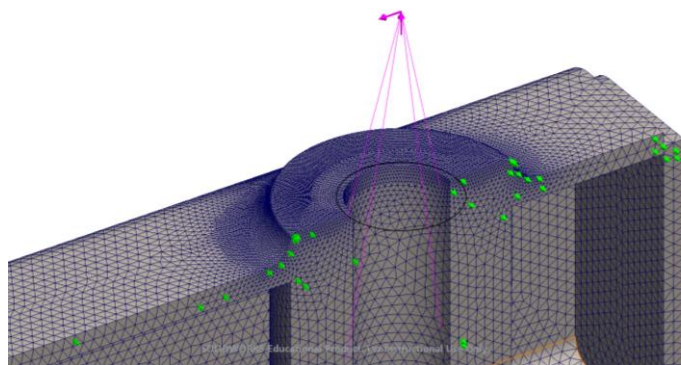


Figura 32: Malha refinada localmente.

Após a criação da malha é fundamental verificar se esta é adequada ao respetivo modelo de simulação. Com o propósito de avaliar a qualidade da mesma, é necessário verificar os detalhes da malha que o programa disponibiliza a fim de procedermos à sua validação. Para isto o principal detalhe a ter como referência relativamente à qualidade da malha é a relação de aspeto. Este fator classifica os elementos da malha quanto à sua qualidade. O valor ideal é 1 e quanto mais elevado for elevado for este fator, pior será a forma dos elementos. Visto que a malha é uma aproximação da geometria do modelo, dividida em vários elementos, portanto, há que considerar a inexistência de elementos perfeitos, ou seja, uma malha de elevada qualidade irá ter elementos com baixa relação de aspeto (Stephen Petrock, 2017).

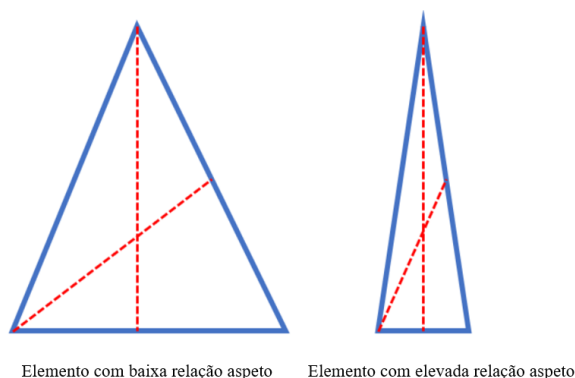


Figura 33: Relação de aspeto (Stephen Petrock, 2020).

A relação de aspeto de cada elemento é determinada pelo quociente entre a maior e a menor distância entre uma face e o vértice oposto, como é perceptível na Figura 33.

$$\text{Relação de aspeto} = \frac{\text{Distância maior entre uma face e o vértice oposto}}{\text{Distância menor entre uma face e o vértice oposto}} \quad (14)$$

Posto isto, para verificar a qualidade da malha há três características a avaliar: a relação de aspeto máxima, percentagem de elementos com relação de aspeto menor do que 3 e percentagem de elementos com relação de aspeto maior do que 10. A relação de aspeto máxima é o valor máximo deste fator de algum dos elementos da malha, por isso, deve ser o mais próximo de 1 possível e deve ser, no máximo, dois dígitos de baixo valor. A percentagem de elementos com relação de aspeto menor do que 3 deve ser maior do que 99% para modelos simples de simulação e perto de 90% para modelos mais complexos. E a percentagem maior do que 10 deve ser o mais baixa possível, idealmente deve ser zero (Stephen Petrock, 2017).

De forma a verificar todos estes parâmetros, o programa disponibiliza toda a informação essencial para a posterior avaliação da qualidade da malha. De acordo com a análise dos valores discriminados na Tabela 7, nos detalhes da malha é possível considerar que a malha é de elevada qualidade, porque o valor máximo da relação de aspeto dos elementos apresenta um valor consideravelmente baixo e porque a grande maioria dos elementos tem a relação de aspeto muito próximo de 1. Isto é fundamental para a obtenção de resultados o mais próximo possível da realidade (Ver anexo 6).

Tabela 7: Características da malha da simulação da viga.

Parâmetro	Valor
Nº total de elementos	665996
Nº total de nós	1019385
Tamanho máximo dos elementos	4 mm
Tamanho máximo dos elementos nas regiões da malha refinadas localmente	1 mm
Tamanho mínimo dos elementos	0,9 mm
Relação de aspeto máxima	11,9
Percentagem de elementos com relação de aspeto < 3	99,9
Percentagem de elementos com relação de aspeto > 10	0,000901

6.1.2.4 Resultados Obtidos

Um dos resultados obtidos é o valor máximo da tensão de acordo com o critério de Von Mises, este é baseado na teoria Von Mises-Hencky, também conhecida como a teoria da energia de distorção máxima. De acordo com esta teoria, qualquer material dúctil, quando está sob esforço, começa a ceder sem voltar ao seu estado inicial, quando o valor da tensão de Von Mises ultrapassa o valor limite de tensão, ou seja, a tensão de cedência. O valor da tensão de Von Mises é usado para perceber se um dado componente vai ceder ou até mesmo fraturar. A relação entre as forças externas e a deformação de um dado corpo é designada por tensão-deformação e depende principalmente das propriedades do material constituinte do respetivo corpo. Esta relação é demonstrada no gráfico da Figura 34 (Armenâkas, 2016).

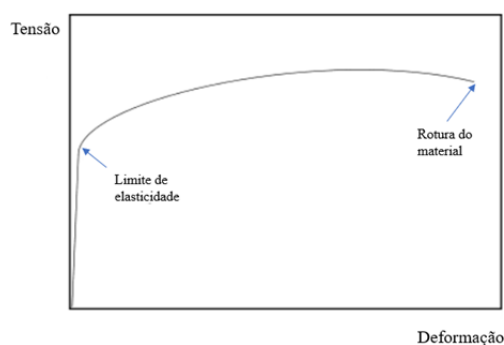


Figura 34: Gráfico tensão-deformação (SimScale, 2022).

A relação tensão-deformação pode ser traduzida num diagrama que relaciona estes dois parâmetros. O limite elástico define a região onde a energia não se perde durante o processo de deformação, desde que este valor não seja ultrapassado a peça pode deformar, mas volta ao seu estado inicial, caso o limite elástico seja ultrapassado a peça irá deformar, contudo, esta deformação não é reversível na região da peça em que a tensão tenha valor superior ao valor do limite elástico. Este limite representa a tensão de cedência, portanto, este valor representa a fronteira entre o regime de comportamento elástico e plástico de um dado corpo. Após este limite o componente em questão continuará a deformar, até fraturar, quando o valor da tensão de rutura é atingido (Armenàkas, 2016).

Em suma, a análise estrutural utilizada pelo programa SolidWorks tem por base estes princípios, assim sendo, é calculado a tensão máxima de Von Mises para cada nó de cada elemento da malha criada e este valor pode ser então comparado com a tensão de cedência do material e assim perceber se o componente analisado está apto a cumprir a sua função.

Na Figura 35 é apresentada o resultado do cálculo da tensão de Von Mises para cada ponto de cada elemento da malha. O mais relevante a filtrar do modelo de simulação é o valor máximo obtido da tensão de Von Mises que é de aproximadamente 92,415 MPa. Além disto, a segunda verificação a efetuar é comparar a tensão limite, que neste caso é a tensão de cedência do material. De acordo com as suas especificações a tensão de cedência do aço S275JR é de 275 MPa, portanto é de notar que o valor máximo obtido é bastante inferior à tensão limite definida, conforme pretendido.

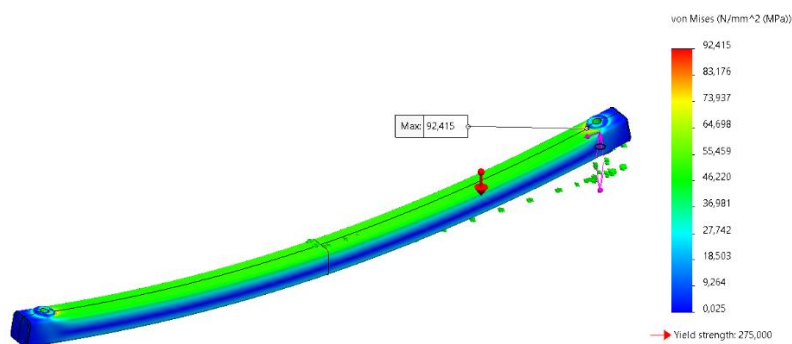


Figura 35: Simulação numérica da viga: tensão de Von Mises.

Durante a conceção de um dado componente mecânico há que ter em consideração as cargas a que estará sujeito durante a sua utilização e a determinação das suas dimensões e do material dos, bem como as suas ligações que asseguram que a estrutura é capaz de desempenhar a sua função quando sujeito ao valor máximo das cargas previstas. O parâmetro que é considerado para o processo

de validação de um componente após a sua simulação é o fator de segurança e tem a finalidade de reduzir o risco de perigos causados por falhas, ou seja, é ter em conta as incertezas que existem em todo o processo de conceção e fabrico de engenharia. Este equivale ao quociente entre o valor de tensão limite e o valor de tensão de Von Mises (Armenàkas, 2016).

Para o estudo em questão é calculado o fator de segurança relativamente à cedência do material, pois o objetivo é evitar este acontecimento, posto isto, o valor da tensão limite utilizado é o valor da tensão de cedência do material. Sendo assim, o valor do fator de segurança tem de ser sempre superior a 1. A fórmula utilizada para o cálculo deste parâmetro é:

$$\text{Fator de segurança} = \frac{\sigma_{cedência}}{\sigma_{VonMises}} \quad (15)$$

Um fator de segurança inferior a 1 num dado local indica que há grande probabilidade de o material entrar em rotura, ou seja, neste caso, o valor da tensão de Von Mises ultrapassou o limite da tensão de cedência do material. Quando o fator de segurança é igual a 1 indica que o material nesse local vai começar a ceder (Dassault Systemes, 2021).

Através do modelo de simulação é possível analisar o fator de segurança, ou seja, o programa calcula o fator de segurança para cada nó de cada elemento da malha, após a obtenção dos cálculos da tensão de Von Mises e de seguida aplica a fórmula 15 e calcula o fator de segurança para cada ponto nodal. O valor mais relevante neste caso é o valor mínimo e este não pode ser inferior a 1. De acordo com a análise da Figura 36 o valor mínimo do fator de segurança é de aproximadamente 3, posto isto podemos considerar que é uma margem bastante positiva. Isto significa que a tensão limite de cedência é 3 vezes maior do que a tensão máxima de Von Mises, sendo assim, é possível afirmar que a viga está apta a cumprir o seu trabalho.

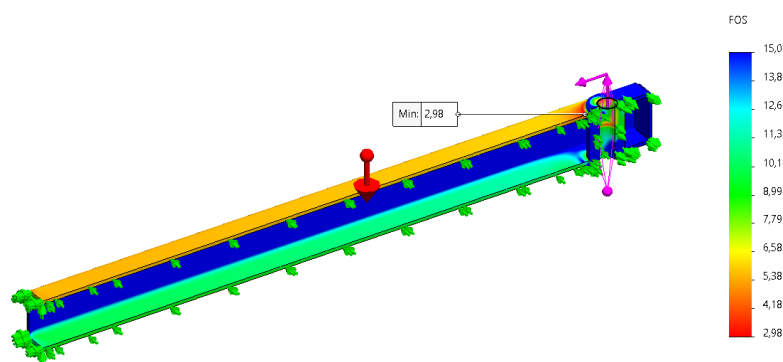


Figura 36: Simulação numérica da viga: fator de segurança.

Outro fator importante a avaliar é o deslocamento dos nós da malha, que se traduz no deslocamento ao longo de todo o volume do modelo analisado. Posto isto, além de o valor máximo da tensão de Von Mises ser inferior à tensão limite, isto não basta para a viga ser considerada apta na realização da sua tarefa, além disto, é necessário avaliar o seu deslocamento máximo para posteriormente analisar se é relevante para a situação em questão. De acordo com a Figura 37, o valor máximo do deslocamento está localizado nas extremidades da viga e apresenta um valor de 3,5 mm, como a viga tem no total 2738 mm, este valor é relativamente baixo, o que podemos considerar como não sendo prejudicial para o bom funcionamento deste componente. Este deslocamento obtido representa a flecha máxima da viga.

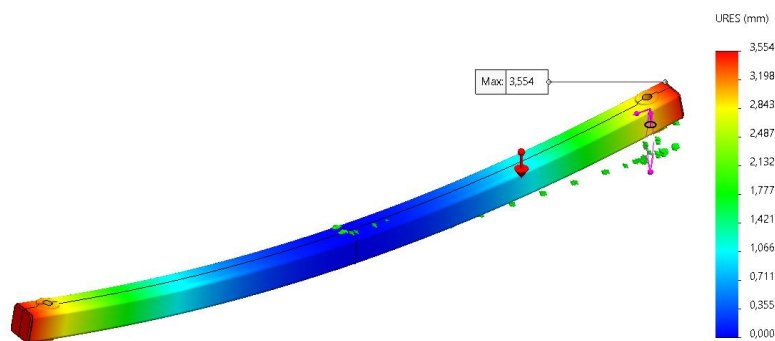


Figura 37: Simulação numérica da viga: deslocamento.

6.2 Dispositivos de Elevação dos Braços

Durante o decorrer do projeto do gabarito de transporte das secções 13 e 14 foi fundamental analisar toda a logística necessária para auxiliar a sua montagem e transporte até ao seu destino final. Posto isto foi essencial realizar um plano de carregamento da estrutura no veículo de transporte, de forma a avaliar as suas dimensões relativamente à plataforma mesmo, bem como a disposição dos componentes. O plano de carregamento consistiu na elaboração de instruções, tanto para o carregamento como para o descarregamento de toda a estrutura no veículo transportador. Foi delineado etapa por etapa de forma a instruir os operadores envolvidos no processo, e assim tudo ser efetuado tendo em conta a segurança e ergonomia dos operários.

Na conceção do plano de carregamento e disposição dos componentes, de acordo com as dimensões do veículo transportador, foi estipulado que os braços responsáveis teriam de ser transportados individualmente devido ao facto de excederem o limite permitido em relação às dimensões do veículo, o mesmo acontece com os suportes da estrutura. Visto que, os braços de elevação das partes do avião têm dimensões consideráveis, foi fundamental desenvolver soluções para facilitar o seu manuseio a fim de otimizar todo o processo.

6.2.1 Conceito

O gabarito tem na sua constituição quatro braços móveis responsáveis por movimentar as secções da fuselagem do avião no gabarito, de acordo com a Figura 38. As soluções desenvolvidas visam melhorar e garantir a segurança durante a montagem destes componentes.

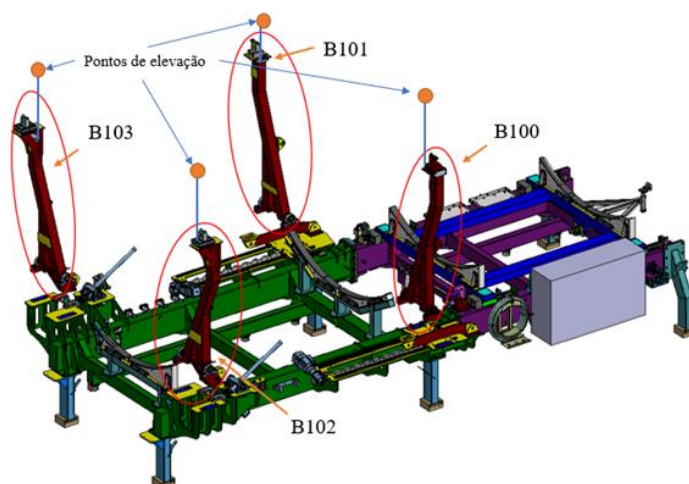


Figura 38: Pontos de elevação dos braços da PALLETE 13-14.

Estes componentes são simétricos, isto é, os braços do lado direito são simétricos aos do lado esquerdo, por isso apenas foi necessário desenvolver dois dispositivos de elevação, um para os braços B100 e B101 e outro para o B102 e B103.

Os principais requisitos tidos em consideração para a conceção destes dispositivos de elevação foram:

- Adaptação ao formato de cada braço;
- Simplicidade no desenho do produto;
- Fácil de operar;
- Otimização do processo de montagem.

6.2.2 Dispositivos de Elevação

Durante a fase de conceção destes dispositivos, de forma a otimizar o processo de montagem dos braços, pressupôs-se que o ponto de elevação teria de estar alinhado com o centro de massa dos braços, como é possível verificar na Figura 41, com a finalidade de manter sempre na vertical os braços durante o processo de elevação, e assim facilitar a sua montagem e desmontagem. Posto isto, numa primeira etapa deste projeto, o programa CATIA V5 teve uma enorme utilização, tanto a modelar como para retirar informações acerca dos componentes. Através deste programa acedeu-se ao CAD dos braços a fim de retirar a posição do centro de massa. De seguida iniciou-se o desenho do modelo adaptado ao formato dos braços, como é apresentado na Figura 39 e Figura 40.

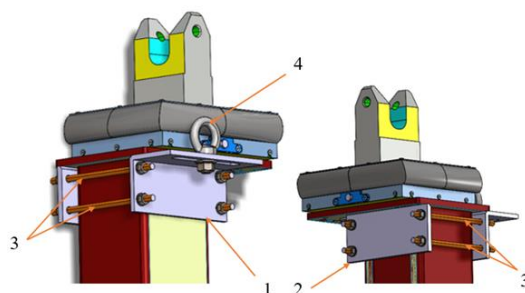


Figura 39: Dispositivo de elevação dos braços B100 e B101.

Tabela 8: Constituição do dispositivo de elevação dos braços B100 e B101.

Número	Designação	Quantidade
1	Cantoneira	1
2	Chapa retangular	1
3	Varão roscado	4
4	Parafuso olhal DIN 580 M16	1

Na Tabela 8 apresenta a constituição do dispositivo de elevação dos braços B100 e B101. A chapa e a cantoneira têm o propósito de transmitir a força elevatória para o braço a transportar,

enquanto os varões roscados e os respetivos elementos de aperto apenas têm a função de manter estes dois componentes em contacto com a superfície do braço.

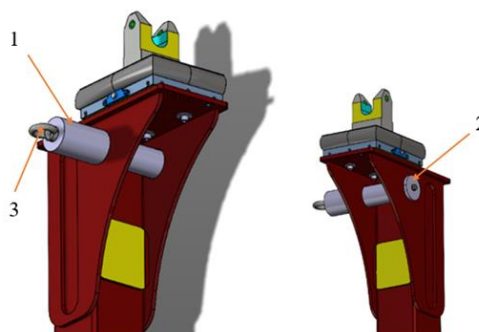


Figura 40: Dispositivo de elevação dos braços B102 e B103.

Tabela 9: Constituição do dispositivo de elevação dos braços B102 e B103.

Número	Designação	Quantidade
1	Veio	1
2	Chapa circular	1
3	Parafuso olhal DIN 580 M16	1

Relativamente ao dispositivo de elevação dos braços B102 e B103, tem na sua constituição apenas dois componentes mais os elementos normalizados, de acordo com a Tabela 9. É composto por um veio de secção circular e uma chapa circular. Isto foi idealizado devido ao facto de estes braços possuírem um furo em ambas as chapas de reforço da plataforma superior dos braços, então de forma a aproveitar o mesmo, concebeu-se este equipamento para ser acoplado no braço a partir dos furos contidos nas chapas o que permitiu tornar este sistema bastante simples. O veio possui dois diâmetros de maneira a ser acoplado no braço na posição desejada, além disto, contém dois furos roscados nas extremidades, um deles serve para ligar o parafuso olhal onde irá ser atracado o gancho do equipamento de elevação e o outro furo roscado tem a função de fixar o veio à estrutura do braço através da chapa circular que é fixa com um parafuso e anilha e assim garante que o veio mantém sempre a posição.



Figura 41: Elevação do braço B100.

6.2.3 Dimensionamento Estrutural

No dimensionamento deste dispositivo, foi fundamental a realização do cálculo estrutural para o posterior processo de validação dos dispositivos. O material é o aço S235JR que tem as suas propriedades apresentadas na Tabela 10.

Tabela 10: Propriedades mecânicas da liga de aço S235JR (OVAKO, 2022).

Módulo de Elasticidade	210000 MPa
Tensão de Cedência	235 MPa
Tensão de Ruptura	360 MPa
Densidade	7800 kg/m ³
Coefficiente de Poisson	0,3

De acordo com as situações impostas nos dispositivos de elevação dos braços, para a realização do respetivo cálculo estrutural, assumiu-se os seguintes pressupostos (Budynas, Nisbett e Shigley, 2011):

- Situação de flexão pura de uma viga, isto significa a ausência de cargas axiais e de torsão;
- O material é isotrópico e homogéneo;
- O material obedece à lei de Hooke;
- A viga é inicialmente recta e a secção transversal mantém-se constante ao longo do seu comprimento;
- A viga contém um eixo de simetria no plano de flexão;

- As secções transversais da viga permanecem planas durante a flexão.

A Figura 42 representa a situação de flexão pura de uma viga no sentido positivo, pois na parte superior em relação ao eixo centoidal, as tensões provocam compressão do material e a parte inferior da viga é tracionada. Neste caso o eixo centoidal é coincidente com o eixo neutro da secção da viga, por sua vez o eixo neutro está contido no plano xOy que é designado por plano neutro e contém os eixos neutros de todas as secções transversais, isto significa que a tensão na região colinear com o plano neutro é nula.

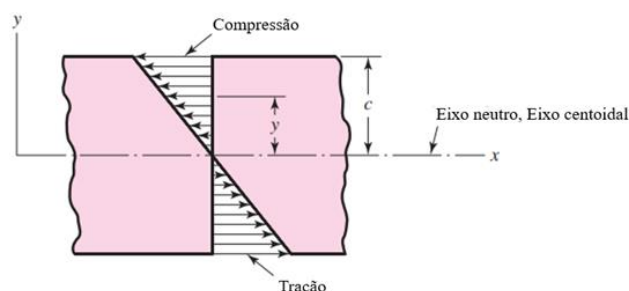


Figura 42: Flexão de uma viga (Budynas, Nisbett e Shigley, 2011).

O valor máximo da tensão de flexão ocorre onde y tem a maior magnitude, portanto, como neste caso a maior intensidade desta tensão dá-se nas extremidades, então: $y = c$. Posto isto, a tensão máxima de flexão é dada pela seguinte fórmula:

$$\sigma_{max} = \frac{M}{Z} \quad (16)$$

Sendo que M é o momento fletor provocado pela força aplicada na viga, e Z é o módulo da secção e calcula-se do seguinte modo:

$$Z = \frac{I}{c} \quad (17)$$

Em que I é o momento de inércia da secção transversal da viga e c é a magnitude máxima de y .

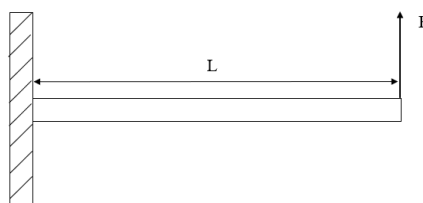


Figura 43: Viga encastrada.

Na realização do cálculo estrutural para ambos os dispositivos, considerou-se uma viga com encastramento, conforme a Figura 43, pois, nas duas situações os dispositivos estão fixos aos braços e são prolongados com a distância “L” até ao ponto de içamento estar alinhado com o centro de massa dos braços, e, portanto, a força “F” é a força elevatória que é aplicada nos parafusos-olhal.

O momento fletor em relação à força F é dado pelo quociente entre esta e o comprimento L , que é a distância desde a zona de fixação do dispositivo até ao ponto de aplicação da força e é dado pela fórmula:

$$Mf = L * F \quad (18)$$

O cálculo do momento de inércia depende do formato da secção transversal da viga. Para o dispositivo de elevação dos braços B100/B101, a secção transversal tem forma retangular, posto isto, a fórmula utilizada é a seguinte:

$$I = \frac{b * h^3}{12} \quad (19)$$

Como o dispositivo de elevação dos braços B102/B103 tem formato circular, então o valor do momento de inércia é obtido da seguinte forma:

$$I = \frac{\pi * D^4}{64} \quad (20)$$

A flecha representa o deslocamento da viga na direção normal em relação ao plano horizontal, devido à ação da força aplicada. É calculada pela fórmula seguinte:

$$\delta = \frac{F * L^3}{3 * E * I} \quad (21)$$

A rotação representa o deslocamento angular efetuado pela viga devido à força aplicada. Este valor é calculado do seguinte modo:

$$\theta = \frac{F * L^2}{2 * E * I} \quad (22)$$

Na Tabela 11 estão apresentados todos os valores dos parâmetros necessários para o cálculo da tensão máxima de flexão do dispositivo de elevação dos braços B100/B101.

Tabela 11: Dados e cálculos do dispositivo de elevação dos braços B100 e B101.

Peso do braço B100/B101	P	163,1 kg
Força de elevação	F	1631 N
Comprimento	L	66 mm
Momento fletor	Mf	107646 Nmm
Comprimento secção transversal	b	150 mm
Largura secção transversal	h	8 mm
Momento de inércia	I	6400 mm ⁴
Posição da magnitude máxima de y	c	4 mm
Módulo da secção	Z	1600 mm ³
Flecha	δ	0,12 mm
Rotação	θ	0,15°
Tensão máxima de flexão	σ_{max}	67,3 MPa

A Tabela 12 contém os valores necessários para a obtenção da tensão máxima de flexão do dispositivo de elevação dos braços B102/B103.

Tabela 12: Dados e cálculos para o dispositivo de elevação dos braços B102 e B103.

Peso do braço B102/B103	P	217,8 kg
Força de elevação	F	2178 N
Comprimento	L	165 mm
Momento fletor	Mf	359370 Nmm
Diâmetro do veio	D	65 mm
Momento de inércia	I	876240,5 mm ⁴
Posição da magnitude máxima de y	c	32,5 mm
Módulo da secção	Z	26961,25 mm ³
Flecha	δ	0,017 mm
Rotação	θ	0,009 ^o
Tensão máxima de flexão	σ_{max}	13,33 MPa

E por fim, para verificar se estes dispositivos estão aptos para cumprir a sua tarefa, utilizou-se o fator de segurança como parâmetro de validação destes elementos. A fórmula utilizada para a obtenção deste valor é:

$$\text{Fator de segurança} = \frac{\sigma_{cedência}}{\sigma_{max}} \quad (23)$$

Em que $\sigma_{cedência}$ é a tensão de cedência do material e σ_{max} é a tensão máxima de flexão calculada.

Como explicado anteriormente, este valor não pode ser inferior a 1, caso aconteça o elemento em questão corre elevado risco de entrar em cedência, ou seja, a deformação provocada passa do regime elástico para o regime plástico, sendo esta deformação irreversível. Para o dispositivo de elevação dos braços B100/B101, o fator de segurança correspondente é igual a 3,5. Enquanto para o dispositivo de elevação dos braços B102/B103 o fator de segurança é igual a 17,6. De acordo com estes valores é possível afirmar que estes dispositivos estão aptos a cumprir o seu trabalho, devido à grande margem existente entre a tensão máxima de flexão e a tensão de cedência do material, demonstrada por estes valores.

7. Caso Prático 2

No âmbito do estágio, foram desenvolvidos equipamentos para a instalação das longarinas no painel da secção 12 da fuselagem para o modelo A320, bem como permitir o transporte e manuseamento do painel ao longo das instalações da área da produção.

O revestimento da fuselagem do avião A320, incluindo o painel em questão, é composto principalmente pelos painéis em alumínio, moldados de forma a obter um formato cilíndrico. Estes painéis são afixados à estrutura principal da fuselagem, na qual fazem parte as armações, que são vigas metálicas de formato cilíndrico. Devido ao facto deste tipo de fuselagem ser do tipo semi-monobloco, então são ainda acoplados aos painéis uns componentes de forma a aumentar a sua rigidez que são designados por longarinas, como é apresentado na Figura 44.

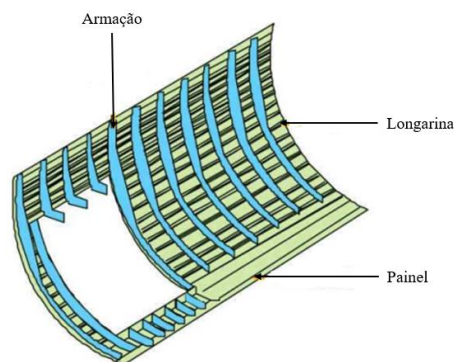


Figura 44: Constituição do painel da fuselagem (Halikow, 2014).

Os elementos anteriormente referidos são unidos através de rebites. As ligações rebitadas têm elevada importância nas estruturas aeronáuticas, e a sua duração relativamente à fadiga depende principalmente dos seguintes fatores: força de compressão, interferência, geometria e configuração.

De forma a aumentar a rigidez da ligação é ainda acrescentado um componente designado por “*cleat*”, que efetua a ligação entre os três principais elementos da fuselagem e por isso é considerado o componente mais crítico, pois grande parte das forças aplicadas na fuselagem passam por esta peça, conforme é apresentado na Figura 45. Geralmente, é fabricado com recurso a materiais altamente resistentes, como é o exemplo da liga de alumínio Al8090-T81, que é distinguida principalmente pelo seu baixo peso e elevada resistência (Viganò, Manes e Giglio, 2010).

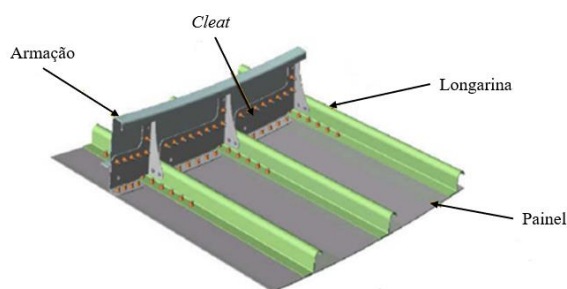


Figura 45: Disposição dos elementos constituintes da fuselagem (Halikow, 2014).

7.1 Conceito do Gabarito de furação

Para a conceção desta ferramenta seguiu-se as seguintes condições de acordo com o caderno de encargos do cliente:

- Posicionamento correto dos furos;
- Utilização da ferramenta para todas as longarinas do painel;
- Moldes específicos para cada longarina.

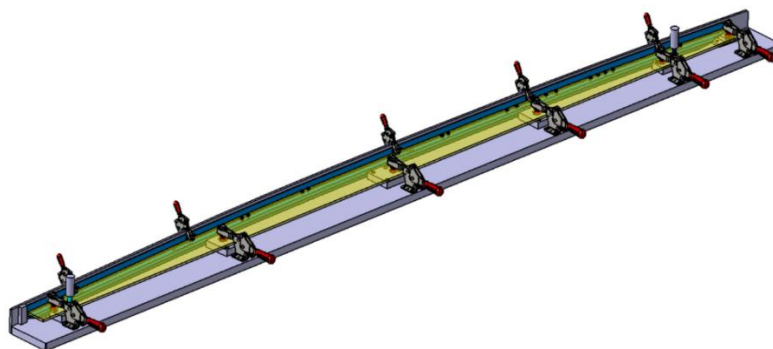


Figura 46: Gabarito de furação.

O projeto em questão integra o desenvolvimento de um conjunto de ferramentas de modo a garantir a correta disposição dos furos nas longarinas. Estes furos têm a finalidade de alojar os rebites de forma a fixar estas peças tanto no painel como nas armações da fuselagem, e por isso, são necessários furos em vários sítios da peça. A ferramenta é constituída por um componente horizontal que é a base. Existe também um componente posicionado na vertical, que está fixo à base do gabarito e tem o propósito de suportar a longarina na direção horizontal, localizar a peça e ainda servir de molde de furação para os furos a realizar na parte vertical da longarina.

Os componentes mais importantes são os moldes de furação, os quais permitem realizar os furos na posição correta em cada longarina. Estes apenas podem ser utilizados individualmente e são conectados ao gabarito através de dois pinos tendo um deles forma circular e outro formato triangular idêntico a um diamante que podem ser facilmente removidos. A localização da peça em relação ao molde de furação é realizada pelo pino de secção circular, enquanto o pino com o formato de diamante impede a rotação em torno do pino circular, conforme a Figura 47.

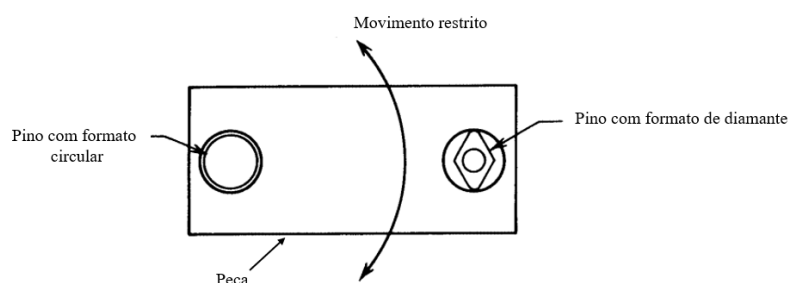


Figura 47: Localização por pinos (Hoffman, E., 2011).

A localização da peça paralelamente à base é feita através do contorno exterior de cada longarina, ou seja, a peça posicionada na vertical tem um perfil curvado idêntico ao perfil das longarinas. Na direção normal ao plano da base, cada longarina é localizada através de umas peças planas fixadas à base da ferramenta que suportam cada peça. Lateralmente, a peça do avião é referenciada através de uma peça retangular, acoplada ao componente vertical do gabarito, e permite posicionar a peça no gabarito. O aperto da peça no gabarito é realizado por grampos de alavanca, conforme a Figura 48, devido ao seu rápido acionamento, o que proporciona uma rápida e eficaz preparação do processo para cada peça, uma vez que garante que cada longarina está sempre em contacto com a face vertical curvada da ferramenta.



Figura 48: Grampo de alavanca (Rerom, 2022).

Sabendo que o painel é simétrico, os restantes componentes a ele acoplados, como as longarinas, também são, por isso desenvolveu-se dois gabaritos simétricos um do outro, tal como os respetivos moldes de furação. Visto que existem doze longarinas no total, então são necessários o mesmo número de moldes, contudo foi preciso desenvolver estas ferramentas apenas para um dos lados, devido à simetria dos componentes.

Esta ferramenta é considerada um gabarito porque interage com a ferramenta de trabalho, portanto, os moldes para cada longarina têm vários furos, e cada um contém um casquilho de aço temperado de forma a guiar a broca de furação, que por sua vez é acoplada a uma máquina específica controlada por um operador devidamente qualificado, e assim assegurar que estes furos estão na posição correta.

Os casquilhos de furação são utilizados para localizar e orientar todo o tipo de ferramentas rotativas normalmente utilizadas para fazer ou modificar um furo num local pretendido de uma peça. Geralmente têm formato cilíndrico e são diferenciados pelo tipo de fixação à ferramenta à qual vão estar acoplados. No caso em questão, utilizou-se casquilhos de encaixe por pressão, pois não é necessária a troca de casquilho, de acordo com a Figura 49. Dentro deste tipo de casquilhos existem com ou sem flange. Para esta ferramenta escolheu-se com flange de modo a facilitar o seu posicionamento (Hoffman, E., 2011).



Figura 49: Casquilhos de encaixe por pressão com e sem flange (Hoffman, E., 2011).

Os casquilhos de furação são acoplados a peças designadas por moldes de furação que têm a função de posicionar de forma correta estes casquilhos no sítio requerido a realizar o furo numa dada peça. A sua espessura depende do tamanho dos casquilhos utilizados. Regra geral, o casquilho deve ter comprimento suficiente para apoiar e orientar adequadamente a ferramenta de furação (Hoffman, E., 2011).

Posto isto, há que ter em conta as seguintes considerações (Hoffman, E., 2011):

- O comprimento do casquilho deve ser entre uma e duas vezes o diâmetro da ferramenta para evitar imprecisão;
- A espessura do casquilho deve ser suficiente de modo a este ser capaz de resistir facilmente a todas as forças de corte e manter a precisão da ferramenta.

7.1.1 Desenvolvimento do Gabarito de Furação

Este projeto teve como objetivo o desenvolvimento e produção de dois gabaritos de furação de um dos componentes da fuselagem do avião, a partir de componentes já existentes, contudo, bastante deteriorados e por isso é necessário proceder à sua substituição e os respetivos desenhos 2D

estavam desatualizados. Posto isto, este projeto iniciou-se pela medição de todos os componentes desta ferramenta, através de dispositivos laser de elevada precisão utilizados pelo laboratório de medição da Motofil.

Da operação de medição obteve-se as dimensões de todos os componentes desta ferramenta, tendo como principais referências os elementos de localização das peças do avião utilizados durante a realização da respetiva tarefa. Os elementos localizadores têm a função de referenciar os componentes do avião, ou seja, servem para ditar com grande precisão a sua posição em relação ao gabarito de furação. A Figura 50, Figura 51, bem como a Tabela 13 apresentam os componentes constituintes desta ferramenta.

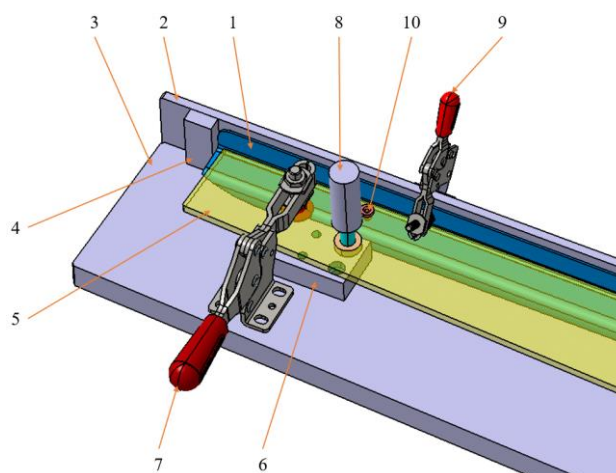


Figura 50: Constituição do gabarito de furação (parte esquerda).

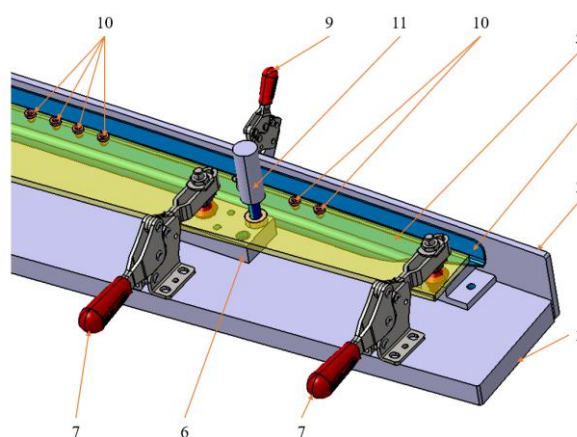


Figura 51: Constituição do gabarito de furação (parte direita).

Tabela 13: Componentes constituintes do gabarito de furação.

Número	Componente
1	Longarina (Peça da fuselagem do avião)
2	Componente vertical do gabarito
3	Componente base do gabarito

4	Localizador lateral
5	Molde de furação
6	Peça de sustentação e localizador do molde
7	Grampo de alavanca do molde
8	Pino localizador circular
9	Grampo de alavanca da longarina
10	Casquilho de furação
11	Pino localizador triangular (formato diamante)

Após a obtenção dos pontos de referência, procedeu-se ao desenho 3D de todos os componentes da ferramenta, para isto fez-se uso do programa CATIA V5. Tal como na medição, no desenvolvimento do CAD das peças partiu-se sempre dos pontos de referência de forma a seguir a mesma ideologia na referenciação dos componentes. Portanto, definiu-se a posição dos furos dos pinos relativamente aos componentes que contém a face plana e que por sua vez está acoplado à face curvada de forma a manter as tolerâncias dimensionais dentro dos valores padrão. De seguida, de acordo com o desenho 3D disponibilizado pelo cliente, retirou-se o perfil de curvatura das longarinas para a modelação da peça vertical do gabarito que por sua vez tem a função de localização da peça do avião. Conseguiu-se retirar o perfil exato da curvatura das longarinas através das ferramentas que o programa CATIA V5 tem à disposição para a realização de trabalhos em superfícies complexas.

O passo seguinte teve como tarefa a montagem de todos as peças constituintes desta ferramenta, ou seja, as duas peças principais: a peça vertical com o perfil curvo e a base horizontal. A base horizontal é composta pelos elementos de localização e também pelos elementos de aperto que são ligados à base por parafusos. A parte vertical contém a peça retangular com uma face plana que serve de referência na localização lateral da peça do avião, também estão acoplados a este componente parte dos grampos de alavanca, constituintes do sistema de aperto da peça. A peça vertical está unida à base horizontal através de ligações aparafusadas, tal como todos os restantes elementos, de modo a facilitar a sua montagem, bem como o fabrico desta ferramenta no geral.

Uma das alterações efetuadas esteve relacionada com a posição dos elementos de suporte e localização das longarinas, bem como dos grampos de alavanca, ou seja, nas ferramentas existentes alguns destes componentes coincidem com os furos dos moldes, o que origina muitas vezes o contacto entre a ferramenta de trabalho que realiza a furação. Isto provoca o desgaste prematuro do próprio gabarito, sendo assim procedeu-se ao correto posicionamento destes elementos de forma a evitar este problema.

7.2 Conceito da ferramenta de transporte do painel

No desenvolvimento deste dispositivo de fixação do painel foram seguidos os seguintes requisitos de acordo com o caderno de encargos:

- Movimentação do painel;
- Manipulação do painel;
- Sistema com rede de alimentação de ar comprimido;
- Sistema de iluminação.

Para este trabalho, a Motofil ficou responsável por otimizar esta ferramenta já existente, ou seja, foram realizadas melhorias no sistema de manipulação do aro rotativo, no sistema de ar comprimido, bem como, nos vários componentes de ligação dos diversos elementos do dispositivo. Foi fornecido pelo cliente o ficheiro CAD desta ferramenta de transporte, de forma a retirarmos as dimensões necessárias para o posterior desenvolvimento dos componentes necessários. Posto isto, inicialmente foi realizada toda a modelação das peças e posteriormente realizou-se a otimização de algumas partes desta ferramenta de transporte do painel.

O projeto desenvolvido contempla duas estruturas interligadas, sendo uma delas fixa e a outra móvel. A estrutura fixa tem como função proporcionar rigidez de forma a suportar todo o conjunto. A estrutura móvel é responsável por suportar o painel e permitir a sua rotação. A localização do painel no aro é feita por um pino em cada extremidade e pelo seu contorno ou perfil externo, ou seja, o painel está pousado em placas de plástico nas suas extremidades, que têm o perfil equivalente ao do painel. A fixação do painel é efetuada por uma cinta tracionada por um roquete em cada extremidade contra as placas, e por sua vez, estas têm uma folga para o posterior posicionamento das longarinas no painel. A Figura 52, Figura 53, Figura 54 e a Tabela 14 apresentam os componentes constituintes deste dispositivo.

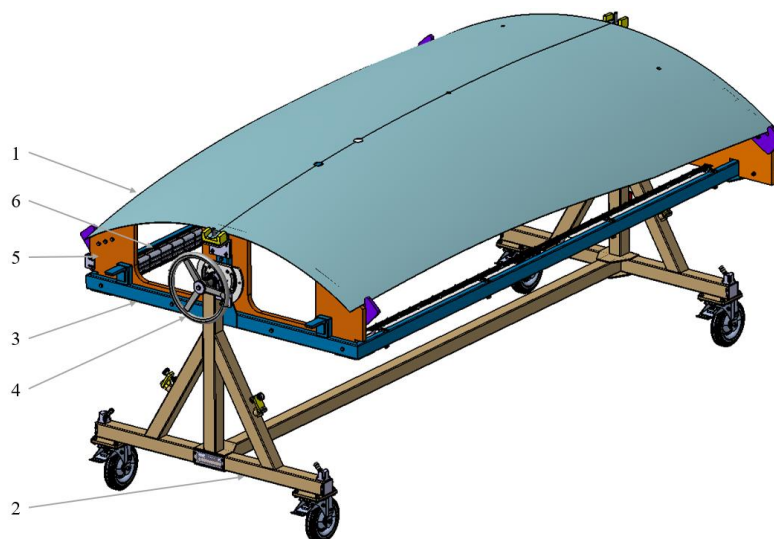


Figura 52: Constituição da ferramenta de suporte do painel.

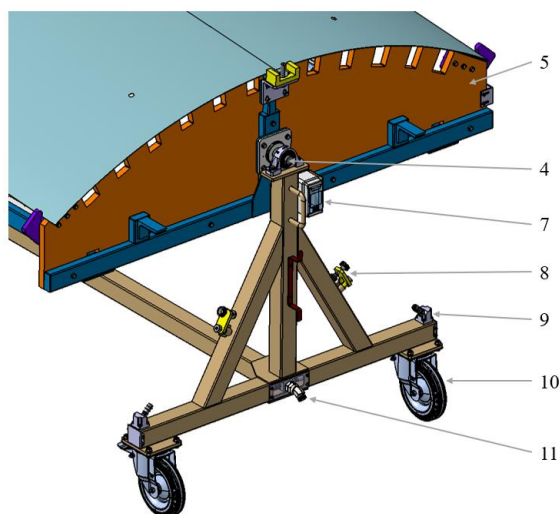


Figura 53: Constituição da ferramenta de suporte do painel (parte direita).

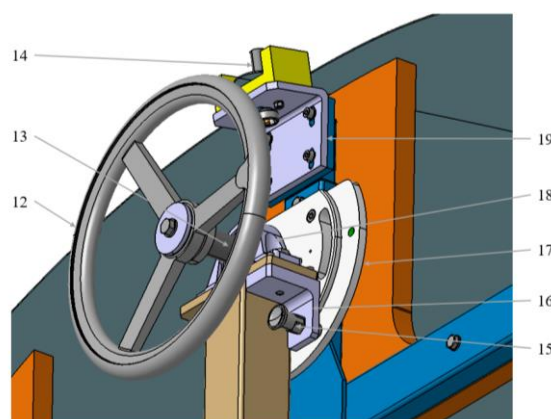


Figura 54: Constituição da ferramenta de suporte do painel (parte esquerda).

Tabela 14: Componentes constituintes da ferramenta de suporte do painel.

Número	Componente
1	Painel da Secção 12
2	Estrutura fixa
3	Estrutura Rotativa
4	Sistema de rotação do painel
5	Sistema de suporte e localização pelo perfil do painel
6	Sistema de iluminação
7	Alimentação do sistema de iluminação
8	Grampo de parafuso

9	Saídas de ar comprimido
10	Sistema de movimentação do gabarito
11	Alimentação de ar comprimido
12	Volante
13	Veio da estrutura rotativa
14	Pino localizador do painel
15	Pino indexador de mola
16	Suporte do pino indexador
17	Disco rotativo
18	Chumaceira
19	Suporte do pino localizador do painel

A ferramenta permite a movimentação do painel na fábrica, e o cliente especificou que para permitir acesso a todas as zonas do painel, a estrutura rotativa deve ter uma rotação máxima de 120° com três posições fixas: nos limites da rotação da estrutura e na posição horizontal, de modo a possibilitar a realização de todas as operações. O travamento do aro é feito à custa de um pino indexador por mola, conforme a Figura 55, que estabelece uma relação de concordância com furos num disco solidário com o aro correspondentes a cada uma das posições pretendidas.



Figura 55: Pino indexador de mola (Norelem, 2022).

Além disto são usados também grampos de parafuso para fixar a estrutura rotativa na posição desejada, após o pino indexador estar atracado num dos respetivos furos. Tanto a rotação do painel como a mobilidade do gabarito são feitas de forma manual, para manter o baixo peso e complexidade e por isso não são necessários processos autónomos, de forma a manter a simplicidade bem como o baixo custo do mesmo.

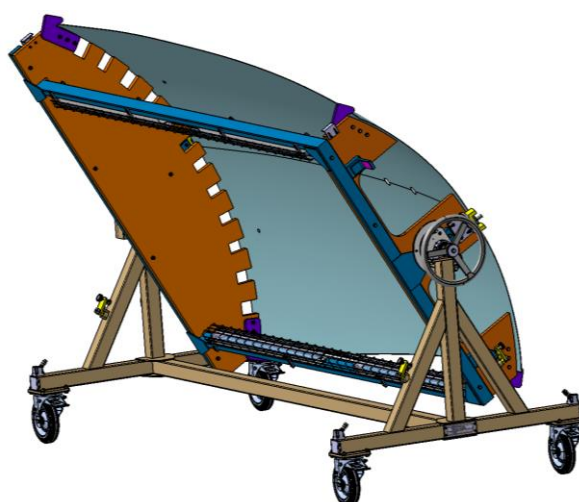


Figura 56: Rotação do painel a 60° .

7.2.1 Dimensionamento da Ligação Aparafusada

Uma das soluções desenvolvidas foi o sistema de manuseamento da rotação do painel, ou seja, acrescentou-se um volante manual de forma a otimizar este processo. O volante é aplicado em apenas um dos lados do dispositivo, portanto, no lado em que estiver o pino indexador a fim de otimizar o processo, ou seja, o operador ao manusear a estrutura rotativa através do volante, pode também controlar a posição desta estrutura através do pino indexador. Com isto, houve a necessidade de mudar o tipo de conexão entre o elemento de ligação da estrutura rotativa à estrutura fixa.

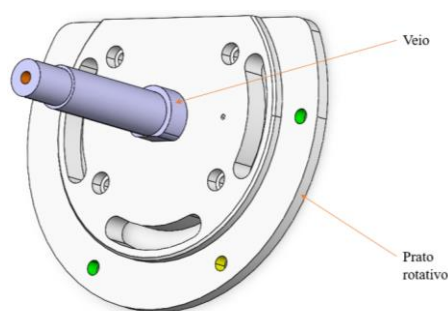


Figura 57: Prato rotativo e veio.

Este sistema é constituído por um prato que está acoplado à estrutura rotativa através de uma ligação aparafusada, e um veio que está em concordância com o furo da chumaceira pertencente à estrutura fixa, e assim permite a rotação do painel, de acordo com a Figura 57. Inicialmente estava definido que o prato e o veio estivessem unidos através de uma ligação soldada, contudo, de modo a garantir uma maior precisão neste sistema estabeleceu-se a conceção de uma ligação aparafusada.

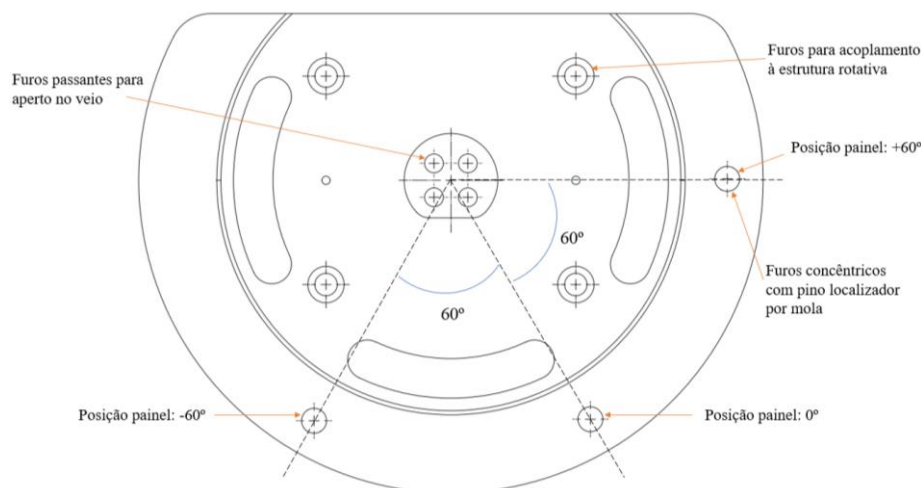


Figura 58: Prato rotativo.

Na primeira etapa do dimensionamento da ligação aparafusada definiu-se o tipo de parafusos a utilizar, ou seja, o diâmetro da rosca e a classe de resistência. Para isto, recorreu-se à norma VDI 2230, onde é possível determinar o tipo de parafuso através da carga a suportar, condições de solicitação da carga e aperto do parafuso. O primeiro passo a realizar é consultar a primeira coluna da tabela do anexo 2, o valor superior ao valor da carga que a ligação aparafusada irá suportar. De seguida é definido o valor da pré-carga mínima através do avanço do número de linhas da primeira coluna da tabela do anexo 3 que é determinado pelo tipo de solicitação da carga, como é explicado

na tabela do anexo 3. No terceiro passo é determinado o valor da pré-carga máximo pelo avanço do número de linhas da primeira coluna da tabela do anexo 2, a partir do valor da pré-carga mínima definido anteriormente. O número de linhas a avançar depende da forma como é realizado o aperto, como é explicado na tabela do anexo 4. No quarto e último passo já é possível escolher o diâmetro da rosca do parafuso em função da classe de resistência, entre as colunas 2 e 4 da tabela do anexo 2 (Melo, F. and Completo, A., 2019).

Segundo a informação retirada do ficheiro CAD, após a modelação dos componentes que a ligação aparafusada irá suportar e definição do material, foi possível através do programa CATIAV5 saber o peso de cada componente. Na Tabela 15 são apresentados os valores explicados anteriormente de modo a determinar as características dos parafusos.

Tabela 15: Dados para o dimensionamento da ligação aparafusada.

Designação	Símbolo	Valor
Peso	p	245 kg
Pré-carga de serviço	F_t	2450 N
Carga	F_p	2500 N
Pré-carga mínima	F_{pmin}	6300 N
Pré-carga máxima	F_{pmax}	10000 N

De acordo com a tabela do anexo 2, as características dos parafusos para o valor de pré-carga máxima de 10000 N são apresentadas na Tabela 16.

Tabela 16: Tipos de parafusos a utilizar.

Diâmetro da rosca	Classe de resistência
M5	12.9
M6	10.9
M8	8.8

Posto isto, escolheu-se parafusos com diâmetro de rosca M8 e classe 8.8. A segunda etapa passou pelo cálculo do número de parafusos necessários para esta situação. Para isto recorreu-se à fórmula 24, que determina o intervalo ideal para o número de parafusos, através do diâmetro da linha média de parafusos numa disposição circular de parafusos (D_b) e do diâmetro da rosca dos parafusos (d). Para o diâmetro D_b foi tido em conta o diâmetro do veio a ser aparafusado no prato de suporte da estrutura rotativa, para a disposição dos parafusos. Sabendo que $D_b = 23 \text{ mm}$ e $d = 8 \text{ mm}$, foi possível calcular o número de parafusos.

$$\frac{\pi * D_b}{6 * d} \leq N_b \leq \frac{\pi * D_b}{3 * d} \quad (24)$$

$$\Leftrightarrow 1,5 \leq N_b \leq 3$$

De acordo com os resultados obtidos, inicialmente, arbitrou-se que o número de parafusos seria $N_b = 3$, contudo, para este valor a tensão que cada parafuso iria estar sujeito era superior à tensão de cedência dos parafusos de classe 8.8, posto isto, definiu-se $N_b = 4$.

O cálculo à cedência é importante para determinar a resistência da respetiva ligação aparafusada. Para isto foi necessário inicialmente calcular os esforços na ligação. Para este problema considerou-se uma situação idêntica a uma viga hiperestética, ou seja, encastrada em ambas as extremidades e por isso, de acordo com o método dos deslocamentos o momento fletor é calculado pela fórmula 25.

$$M_f = \frac{P * L}{8} \quad (25)$$

Em que P é a carga aplicada e o L é o comprimento entre as ligações aparafusadas.

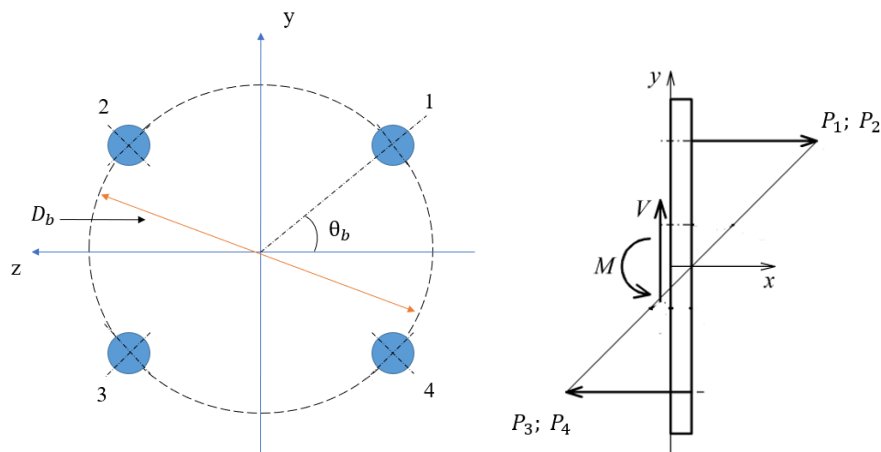


Figura 59: Ligação aparafusada.

No passo seguinte é calculado o valor da carga máxima que é exercida nos parafusos mais afastados do centroide, visto que nesta situação todos os parafusos estão à mesma distância do centroide, este valor vai corresponder à carga suportada por todos os parafusos e é obtido através da fórmula 26.

$$P_{max} = \frac{M_f * y_{max}}{I_b} \quad (26)$$

Em que a variável y é igual à distância do centroide ao parafuso mais afastado e corresponde ao raio da linha central que passa no centro dos furos dos parafusos.

$$y_{max} = \frac{D_b}{2} \quad (27)$$

E I_b é o indicador da resistência à flexão da ligação e é calculado pela fórmula 28.

$$I_b = \sum_{j=1}^{N_b} y_j^2 \quad (28)$$

E que nos casos de os parafusos estarem dispostos num formato circular, este valor depende do ângulo entre a linha centroidal e os parafusos. Portanto, para este caso, este valor é calculado através da fórmula 29.

$$I_b = \left(\frac{D_b}{2}\right)^2 * [4 * (\sin \theta_b)^2] \quad (29)$$

Tabela 17: Dados e resultados dos cálculos da ligação aparafusada.

Designação	Símbolo	Valor
Carga a suportar	$P = F_t$	2450 N
Distância entre as ligações aparafusadas	L	3467 mm
Momento fletor	M_f	1061768,75 Nmm
Ângulo entre a linha centroidal e os parafusos	θ_b	45°
Distância do centroide ao parafuso mais afastado	y_{max}	11,5 mm
Indicador da resistência à flexão da ligação	I_b	264,5 mm ²
Carga máxima	P_{max}	46163,85 N

E por fim, para avaliar o parafuso quanto a uma possível cedência utilizou-se a fórmula 30.

$$C_b * \gamma_s * P_{max} \leq (1 - \eta_i) * A_s * \sigma_0 \quad (30)$$

Tabela 18: Dados para a verificação à cedência da ligação aparafusada.

Designação	Símbolo	Valor
Carga máxima	P_{max}	46163,85 N
Proporção da carga que é exercida nos parafusos	C_b	0,12
Fator de segurança	γ_s	1,5
Fator de pré-carga	η_i	0,9
Área resistente	A_s	36,6 mm ²
Tensão aplicada em cada parafuso	σ_0	567,6 MPa

Após o cálculo da tensão na ligação aparafusada, divide-se este valor pelo número de parafusos, para saber a tensão aplicada em cada parafuso. De forma a validar esta decisão, é conveniente comparar este valor com o valor da tensão de cedência do parafuso que depende da sua classe de resistência e como foi escolhido parafuso de classe 8.8, então a sua tensão de cedência é dada pelo seguinte cálculo.

$$\sigma_{cedência} = 8 * 8 * 10 = 640 MPa \quad (31)$$

Visto que a tensão exercida em cada parafuso é menor que a própria tensão de cedência do parafuso, é possível validar este tipo de parafuso para a ligação em questão.

Outra verificação importante a fazer é o cálculo da pressão de esmagamento. Este critério define se é obrigatório ou não o uso de anilhas na ligação aparafusada. A ausência de anilhas pode danificar a peça, além de que diminui a pré-carga do parafuso e, portanto, o aperto da ligação aparafusada. Por vezes, devido a questões de projeto, ou seja, quando as dimensões dos componentes não permitem o uso de anilhas, como é este o caso. Nesta situação a cabeça do parafuso tem de ficar oculta, pois a face do prato por onde os parafusos são inseridos vai estar acoplada à estrutura rotativa e, portanto, é conveniente não utilizar anilhas. Posto isto, utiliza-se este critério para confirmar se a respetiva ligação aparafusada é eficiente ou não. Inicialmente efetuou-se o cálculo para determinar a superfície (anel) de apoio do parafuso na peça, através da fórmula 32.

$$S_a = \pi * \frac{D_{ext}^2 - D_{int}^2}{4} \quad (32)$$

Sendo que o diâmetro exterior corresponde ao diâmetro da cabeça do parafuso de acordo com o tipo de formato da cabeça que para este caso foi escolhido parafusos do tipo CHC. O diâmetro interno é o diâmetro do furo passante da peça pelo qual é atravessado pelo parafuso. (Melo, F. and Completo, A., 2019)

De seguida, através da fórmula 33, realizou-se o cálculo da pressão de contacto que está relacionada com a pré-carga que o parafuso exerce nos componentes a unir.

$$P_c = \frac{F_i}{S_a} \quad (33)$$

Em que F_i é obtido pela fórmula discriminada a seguir e corresponde à pré-carga exercida pelo parafuso sobre os componentes, sendo que A_s é a área resistente e depende do diâmetro da rosca do parafuso e σ_0 é a tensão aplicada em cada parafuso.

$$F_i = 0,9 * A_s * \sigma_0 \quad (34)$$

Por último, é necessário obter o valor da pressão admissível, dependente das propriedades mecânicas do material. O material das peças é a liga de aço S275 JR e as suas propriedades mecânicas estão apresentadas na Tabela 5. A fórmula 35 permite efetuar este cálculo.

$$P_{adm} = \frac{\sigma_{ced} + \sigma_{rot}}{2} \quad (35)$$

Na Tabela 19 são apresentados todos os valores obtidos através das fórmulas anteriormente descritas.

Tabela 19: Parâmetros de resistência dos parafusos.

Designação	Símbolo	Valor
Diâmetro exterior	D_{ext}	12,33 mm
Diâmetro interior	D_{int}	9 mm
Superfície (anel) de apoio	S_a	55,8 mm ²
Pré-carga do parafuso	F_i	19669,4 N
Pressão de contacto	P_c	352,6 MPa
Tensão de cedência	σ_{ced}	275 MPa
Tensão de rotura	σ_{rot}	560 MPa
Pressão admissível	P_{adm}	417,5 MPa

A pressão de contacto está relacionada com a pré-carga do parafuso e, portanto, é a pressão que é exercida nos componentes a unir. A pressão admissível depende das propriedades mecânicas do material, se a pressão de contacto ultrapassar a pressão admissível é muito provável que as peças sejam danificadas devido ao esmagamento provocado pela pré-carga, portanto, é extremamente necessário o uso de anilhas. Neste caso, a pressão de contacto é de 352,6 MPa e a pressão admissível é igual a 417,5 MPa, portanto, devido a esta margem podemos afirmar que esta ligação aparafusada é bastante eficiente e por isso pode ser validada.

7.2.2 Dimensionamento Estrutural da ferramenta de transporte

A estrutura do dispositivo de transporte do painel é responsável pelo suporte de todos os seus componentes, principalmente da peça do avião, por isso, tem a enorme responsabilidade de absorver e suportar todas as forças impostas durante o seu manuseamento. Visto que foram feitas algumas modificações e de forma a perceber melhor o seu conceito, realizou-se um estudo acerca do mesmo de modo a avaliar a sua resistência. A estrutura do gabarito é composta por dois componentes estruturais, como anteriormente referido, uma estrutura fixa e uma estrutura rotativa.

A estrutura fixa foi modificada de forma a acomodar todo o sistema pneumático no seu interior, ou seja, isto teve como objetivo a melhoria de espaço e também a proteção dos componentes pneumáticos. Para isto recorreu-se ao programa CATIA V5 para a modelação e respetivas alterações neste componente.

Do sistema pneumático fazem parte os seguintes componentes:

- Tubo de ar comprimido;
- Acessórios distribuidores de ar comprimido;
- Acessórios conectores para entrada e saída de ar comprimido.

O dispositivo de transporte do painel contém quatro saídas de ar comprimido, para os operários poderem conectar as ferramentas a fim de realizar as respetivas operações no painel do avião. Estas saídas são alimentadas por uma entrada por onde é efetuada a alimentação deste sistema. Para a distribuição do ar são utilizados conectores do tipo cruzeta, em formato de “T” e os engates que conectam o tubo a todos estes acessórios.

Posto isto, decidiu-se proceder à análise estrutural de forma a verificar se estas modificações afetam ou não a sua resistência. Para tal foi utilizado o programa SolidWorks para a simulação estrutural e posterior avaliação. Inicialmente desenvolveu-se o modelo de simulação de forma a ser o mais realista e simples possível. Para sabermos a intensidade das cargas a aplicar, fez-se uso do ficheiro CAD do gabarito completo no programa CATIA V5, e após a definição dos materiais de cada componente obteve-se o peso total que esta estrutura irá suportar. O peso que a estrutura terá de suportar é de 245 kg no total, ou seja, isto inclui a estrutura rotativa e todos os componentes associados a esta.

O modelo de simulação é $\frac{1}{4}$ da estrutura final, de modo a diminuir o peso computacional movimento e avaliar apenas os pontos críticos da estrutura, de forma a filtrar apenas o que é relevante para esta análise. Esta estrutura irá suportar a estrutura rotativa em dois pontos nas suas extremidades, por isso os elementos que irão estar sob maior esforço são as vigas inferiores, nomeadamente, as vigas das extremidades e a viga central. Como referido anteriormente, foram feitas modificações na estrutura para acomodar o sistema pneumático, estas alterações incluem a abertura em ambas as vigas das extremidades para o acesso aos componentes pneumáticos de forma a permitir o seu alojamento dentro das vigas da estrutura. Isto é um dos pontos de maior relevância durante a análise após a simulação.

Na Figura 60 estão representadas as condições de fronteira e cargas aplicadas para o modelo da simulação. A restrição de movimento foi feita de modo a conseguir avaliar apenas os pontos de interesse como referido anteriormente, portanto, teve-se maior atenção à parte central e às vigas das

extremidades, visto que houve remoção de material e que esta zona está verticalmente alinhada com a região de aplicação da carga.

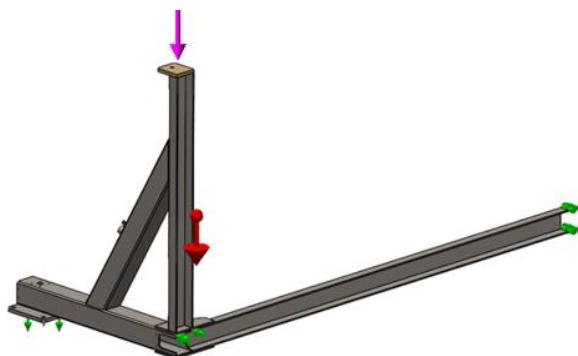


Figura 60: Condições de fronteira e cargas aplicadas.

A malha foi refinada localmente nas zonas do modelo onde a estrutura está sujeita a um maior esforço, como é possível verificar na Figura 61, de modo a obter resultados mais próximos da realidade possível sem aumentar o peso computacional.

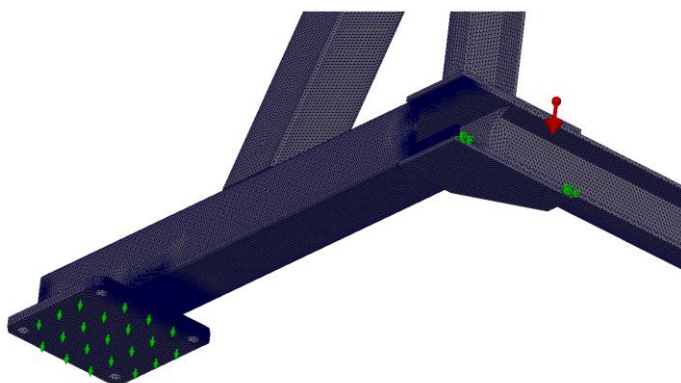


Figura 61: Malha refinada localmente.

Os valores da malha estão apresentados na Tabela 20. A relação de aspeto dos elementos apresenta um valor máximo de aproximadamente 25, por isso é um valor bastante bom que contribui para uma malha de elevada qualidade, visto que este valor poderá ser um número baixo com dois dígitos (Stephen Petrock, 2020).

Pelas percentagens de elementos com relação de aspeto menor que 3 e maior do que 10 é perceptível que a grande maioria dos elementos da malha tem um valor da relação de aspeto próximo de 1 e por isso pode-se classificar a malha criada de alta qualidade (Ver anexo 8).

Tabela 20: Parâmetros da malha do modelo de simulação da estrutura fixa.

Parâmetro	Valor
Nº total de elementos	690327
Nº total de nós	1150796
Tamanho máximo dos elementos	5 mm
Tamanho máximo dos elementos nas regiões da malha refinadas localmente	1 mm

Tamanho mínimo dos elementos	0,9 mm
Relação de aspecto máxima	25,136
Percentagem de elementos com relação de aspecto < 3	99,8
Percentagem de elementos com relação de aspecto > 10	0,00608

De acordo com os resultados obtidos apresentados na Figura 62, é logo notável que uma das zonas críticas é a parte central das vigas localizadas nas extremidades da estrutura, o que corrobora com as afirmações feitas anteriormente. Através da comparação entre os valores de tensão, a tensão máxima de Von Mises é cerca de 90,3 MPa o que é bastante inferior à tensão de cedência do material, 275 MPa.

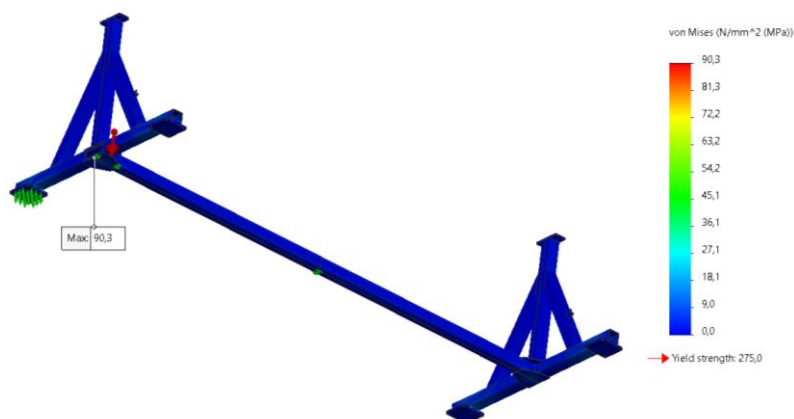


Figura 62: Simulação numérica da estrutura fixa: tensão de Von Mises.

O fator de segurança é um termo de comparação entre a tensão máxima de Von Mises e a tensão de cedência do material, portanto, através deste valor considera-se se o componente em questão seja funcional ou não. Visto que o valor obtido é superior a 3 é de considerar que a estrutura está muito longe de entrar em cedência tal como esperado, de acordo com a Figura 63.

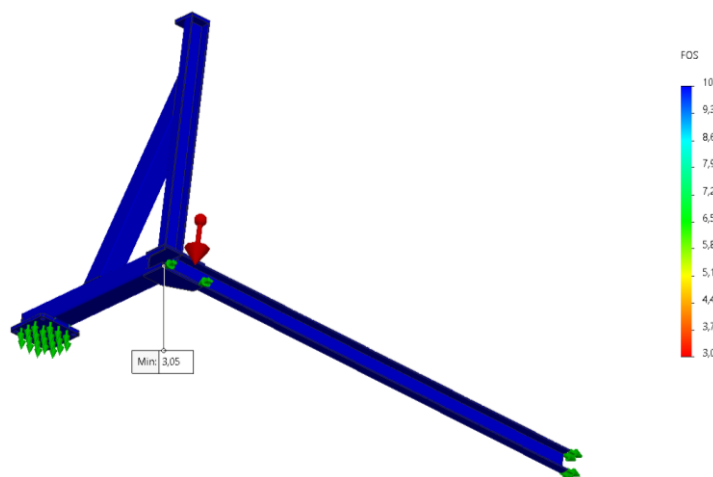


Figura 63: Simulação numérica da estrutura fixa: fator de segurança.

Além da resistência, fez-se a análise relativamente à deformação da estrutura. Isto é de elevada importância pois um componente pode passar no critério de resistência quanto à cedência, mas não ser suficientemente bom quanto à rigidez, ou seja, ter deslocamentos relativamente elevados

para uma dada situação que não permita que o componente desempenhe a tarefa nas condições desejadas para o qual foi desenvolvido. Neste caso convém que a estrutura seja suficientemente rígida de forma que possa sustentar os vários componentes sem que tenha deslocamentos consideráveis de modo que não prejudique as várias operações de trabalho no painel do avião, o que garante uma boa precisão da respetiva peça a ser trabalhada. Por isso, uma das formas de se obter uma estrutura rígida é manter o fator de segurança relativamente elevado, através da elevada resistência da estrutura. Na Figura 64 é apresentado o resultado da simulação quanto à sua deformação. O deslocamento máximo é de aproximadamente 0,8 mm e está localizado numa das zonas consideradas como crítica, a parte central da viga do meio. Como este valor é extremamente baixo considera-se que a estrutura está apta a cumprir o seu trabalho.

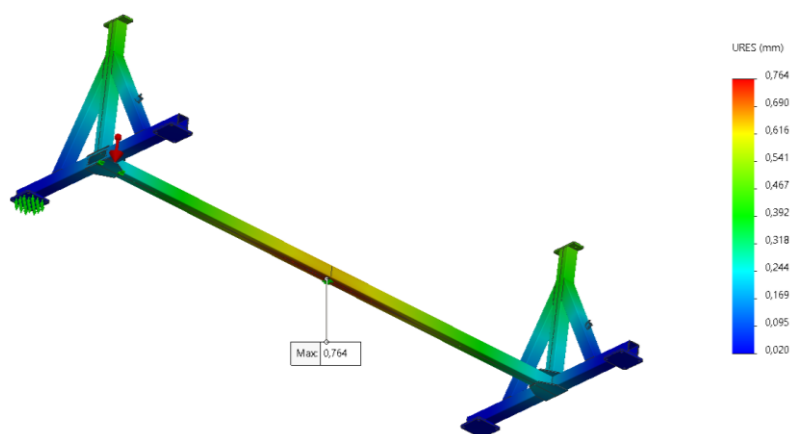


Figura 64: Simulação numérica da estrutura fixa: deslocamento.

A estrutura rotativa é responsável pela sustentação do painel do avião, por isso terá de ser resistente e suficientemente rígida para estar apta a cumprir a sua tarefa. O material desta estrutura é a liga de aço ISO S275JR com as suas propriedades descritas na Tabela 5. Procedeu-se ao seu estudo, através da simulação estrutural através do programa SolidWorks, de forma a perceber se era necessário fazer alterações. Para a criação do modelo de simulação efetuou-se uma análise, tendo em conta as direções e pontos de aplicação das cargas e também a posição do centro de massa, conforme a Figura 65.

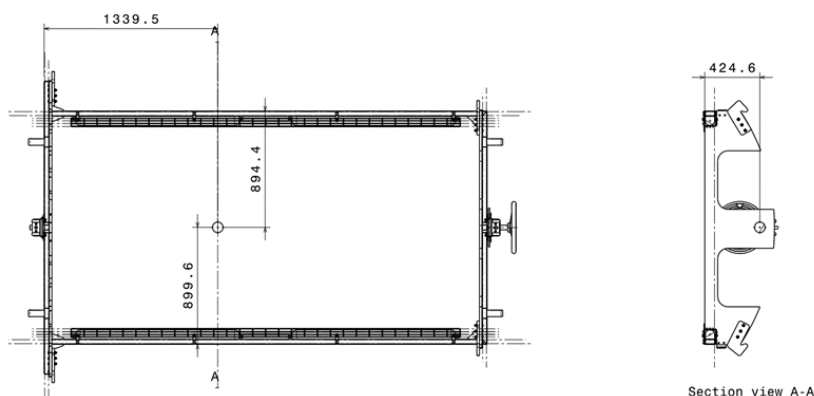


Figura 65: Centro de massa da estrutura rotativa.

Sabendo que esta estrutura poderá estar em duas posições, na horizontal ou com um ângulo de 60° com a primeira posição, realizou-se então a simulação para estas duas possíveis situações, de

acordo com a Figura 66. Na definição das restrições do movimento utilizou-se a mesma ideologia que a estrutura fixa, contudo para o modelo de simulação desta estrutura não foi necessário dividir a peça, devido à posição do centro de massa e do tipo de restrição implementada.

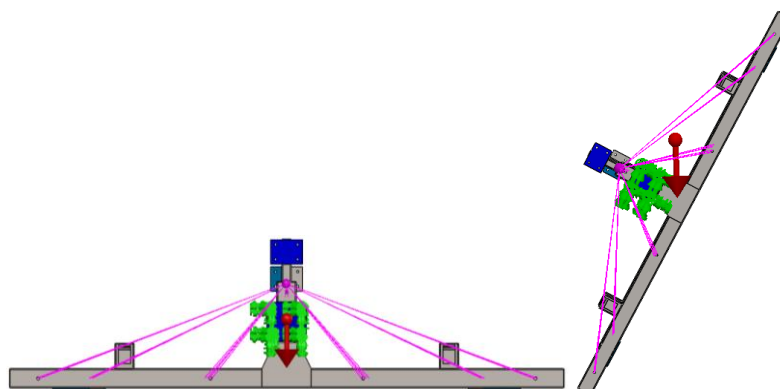


Figura 66: Condições de fronteira e cargas aplicas (Posição horizontal e 60°).

Como referido anteriormente, para dimensionamento da ligação aparafusada, considerou-se esta estrutura como sendo uma viga encastrada em ambas as extremidades, por isso, restringiu-se nas três direções possíveis as faces das chapas da estrutura que estão em contacto com as peças da ligação aparafusada. A carga aplicada foi posicionada de acordo com as dimensões do centro de massa, e considerou-se as faces das ligações aparafusadas das placas que suportam o painel como os pontos de aplicação da carga no modelo de simulação. O modelo de simulação é o mesmo para as situações descritas, contudo, alterou-se apenas a direção da aceleração gravítica de modo a simular as posições desta estrutura. A aceleração gravítica está representada pela seta vermelha.

Em relação à malha obtida, esta foi refinada até os parâmetros da avaliação da sua qualidade estarem dentro do esperado. Portanto na Tabela 21 estão apresentados os valores que definem o nível de qualidade da malha. Os valores das propriedades da malha são iguais para ambas as posições da estrutura porque não houve alterações na geometria do modelo e definiu-se os mesmos parâmetros da malha (Ver anexo 9).

De acordo com a Tabela 21, a relação de aspeto máxima dos elementos da malha apresenta um valor máximo de aproximadamente 9, o que é de considerar um excelente valor para este parâmetro, sendo assim, a percentagem de elementos com relação de aspeto maior do que 10 vai ser nula. A grande maioria dos elementos tem um valor da relação de aspeto menor do que 3, o que é bastante próximo de 1, sendo este o valor ideal. Posto isto, é de considerar que a malha apresenta uma excelente qualidade o que prova que o modelo de simulação foi muito bem conseguido, bem como os parâmetros definidos para a malha. Por isso, não houve a necessidade de refinar localmente a malha, contudo também não seria possível devido ao elevado peso computacional do modelo, devido ao facto de não ser possível dividir a estrutura por não ser simétrica.

Tabela 21: Parâmetros da malha do modelo de simulação da estrutura rotativa.

Parâmetro	Valor
Nº total de elementos	2162509
Nº total de nós	3787693
Tamanho máximo dos elementos	5 mm

Tamanho mínimo dos elementos	2,5 mm
Relação de aspeto máxima	8,9
Percentagem de elementos com relação de aspeto < 3	99,7
Percentagem de elementos com relação de aspeto > 10	0

Na avaliação quanto à resistência desta estrutura utilizou-se o mesmo critério que a estrutura fixa, ou seja, o critério de Von Mises. Como explicado anteriormente, o programa calcula a tensão máxima e este valor é posteriormente comparado com o valor da tensão de cedência do material. Na Figura 67 e Figura 68, são apresentados os resultados obtidos da simulação para as duas posições da estrutura. Através do valor da tensão de Von Mises é perceptível que a situação mais crítica em termos de esforço é a estrutura na horizontal, pois a tensão de Von Mises é mais elevada. Contudo, estes valores são relativamente baixos em comparação com a tensão de cedência do material. Para a estrutura na horizontal o valor da tensão de Von Mises é de 59,3 MPa e a estrutura posicionada a 60° a tensão é de 50,6 MPa. Considerando que a tensão de cedência do material é de 275 MPa, pode-se então afirmar que a estrutura está apta para cumprir o seu trabalho.

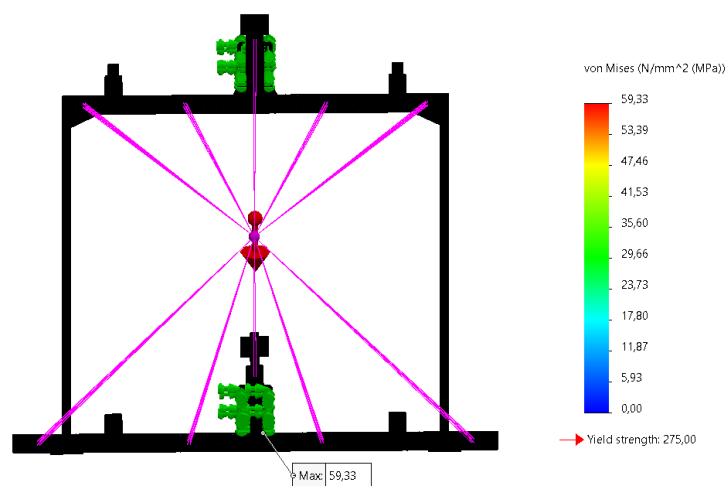


Figura 67: Simulação numérica da estrutura rotativa: tensão de Von Mises (Posição horizontal).

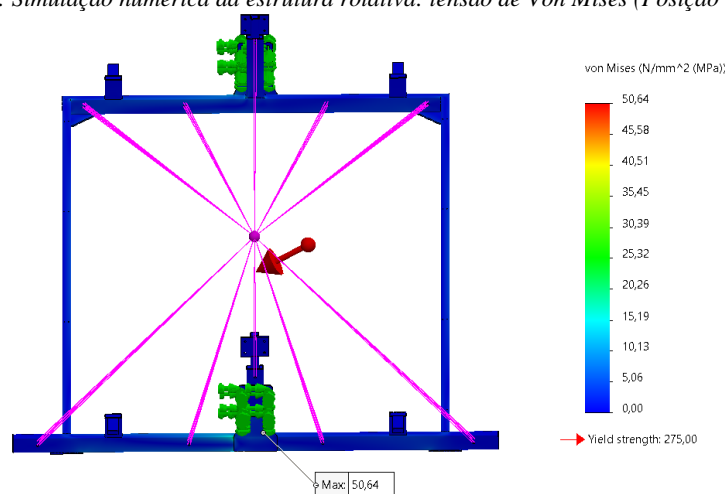


Figura 68: Simulação numérica da estrutura rotativa: tensão de Von Mises (Posição inclinada a 60°).

Através do fator de segurança é possível determinar o quão resistente é um dado componente, quando sujeito a determinadas cargas. Obrigatoriamente, este valor tem de ser superior a 1, para assegurar que o componente em questão não entra no regime de cedência que poderá levar à rotura do material. O valor do fator de segurança obtido para a estrutura na posição horizontal é de 4,6 e na posição inclinada, a 60° em relação à horizontal é 5,4, conforme a Figura 69 e Figura 70. Visto que ambos os valores estão bastante afastados do valor limite, pode-se considerar que a probabilidade de esta estrutura entrar no regime de cedência é aproximadamente nula.

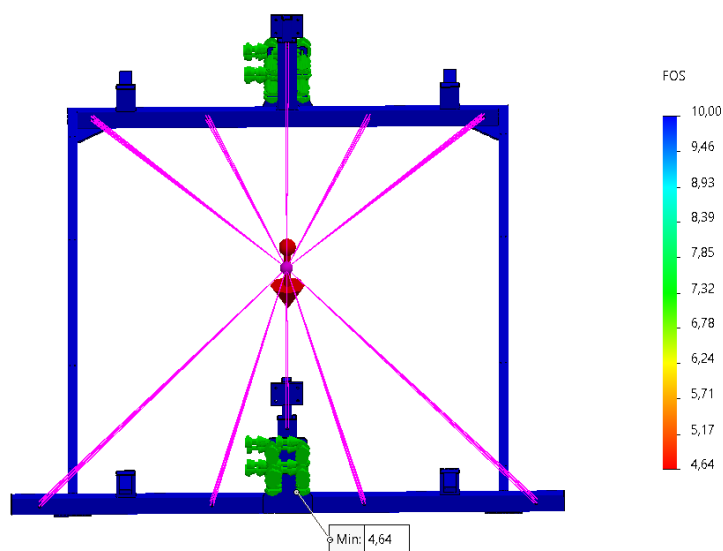


Figura 69: Simulação numérica da estrutura rotativa: fator de segurança (Posição horizontal).

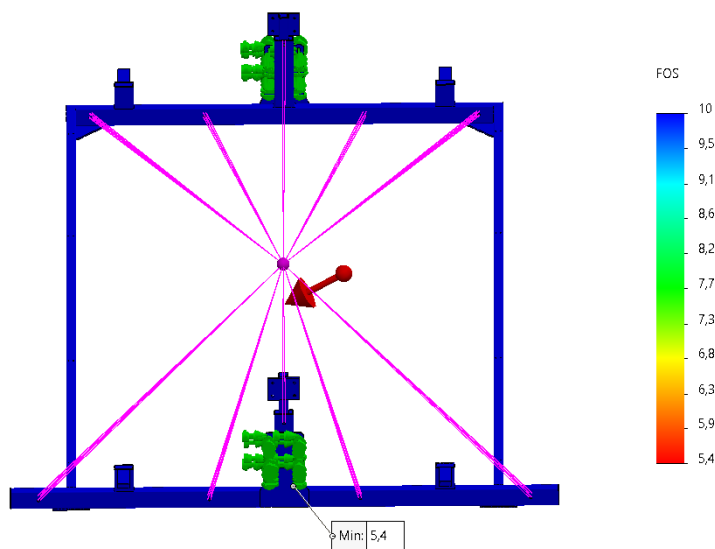


Figura 70: Simulação numérica da estrutura rotativa: fator de segurança (Posição inclinada a 60°).

É de elevada importância a verificação dos valores de deslocamento da peça proveniente da deformação devido à carga aplicada, de modo a ter a perceção que a estrutura vai ser suficientemente rígida para manter o painel o mais firme possível. Tal como na avaliação da resistência, no caso da deformação, o caso mais crítico é também na posição horizontal. Na posição horizontal da estrutura o valor máximo de deslocamento é cerca de 1 mm e na posição a 60° o valor máximo de deslocamento obtido é de 0,9 mm, como é possível verificar na Figura 71 e Figura 72. Portanto, é notável que estes

valores são extremamente baixos, o que leva a concluir que não é necessário efetuar alterações neste componente.

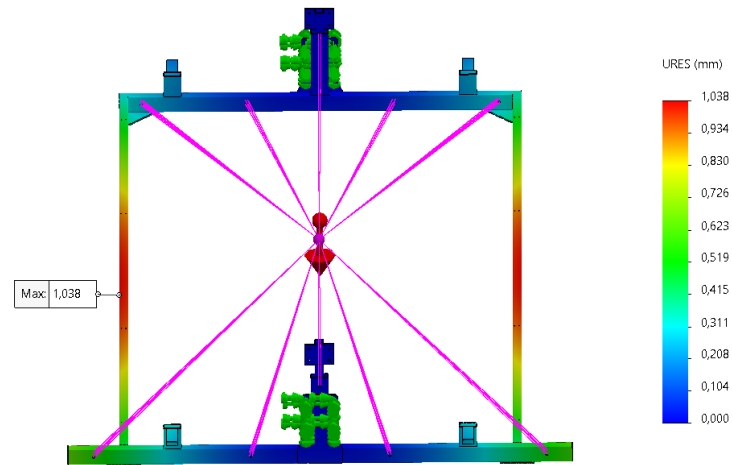


Figura 71: Simulação numérica da estrutura rotativa: deslocamento (Posição horizontal).

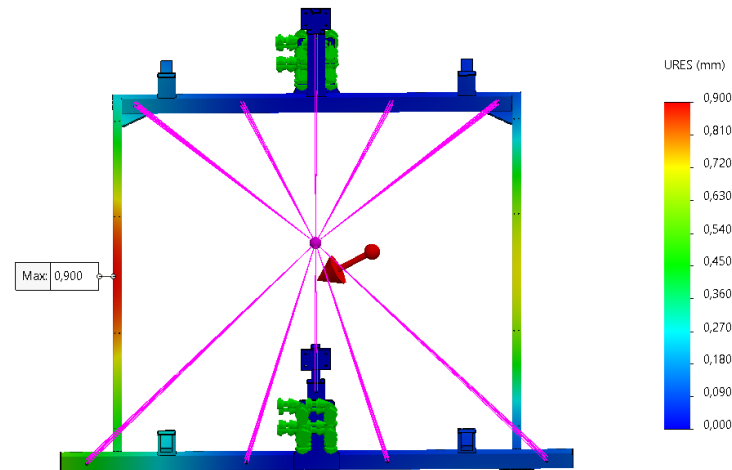


Figura 72: Simulação numérica da estrutura rotativa: deslocamento (Posição inclinada a 60°).

8. Conclusão

O presente relatório de estágio descreve todas as etapas dos trabalhos realizados durante o decorrer do estágio na empresa acolhedora, Motofil – Automotive and Aeronautics Systems. Todas as soluções desenvolvidas permitiram aplicar conhecimentos lecionados ao longo da formação académica e desenvolver novos através do conhecimento partilhado por todos os membros envolvidos nos projetos. Devido ao grande desenvolvimento desta empresa, foram experienciadas diversas situações em várias áreas da Engenharia, tais como, projeto mecânico, gestão de projeto, produção e montagem de componentes.

O estágio iniciou-se ainda no começo do primeiro projeto, o que permitiu acompanhar todas as etapas do mesmo, portanto, inicialmente o trabalho desenvolvido esteve inserido na área da gestão de projeto, depois passou pelo dimensionamento de soluções, devido à necessidade de contornar problemas surgidos na parte logística, ou seja, devido às dimensões consideráveis, foi preciso elaborar um plano de carregamento e descarregamento das estruturas no veículo transportador, de forma a ser efetuado o mais seguro possível. Já no processo de montagem, houve a possibilidade de participar e obter conhecimentos essenciais a aplicar em futuros projetos, bem como a perceção de potenciais problemas que poderão ser evitados na fase de projeto em futuros trabalhos.

No segundo projeto abordado no decorrer do estágio passou também pelo desenho 3D num programa CAD muito utilizado pela indústria aeronáutica, o CATIA V5, foram explorados os vários comandos disponibilizados por este programa na modelação de superfícies complexas. De início houve uma consistente análise relativamente aos principais princípios a ter em conta no desenvolvimento destas ferramentas. Neste projeto procedeu-se ao desenvolvimento e melhoria de ferramentas essenciais para o ramo da aeronáutica. Estas alterações tiveram como objetivo a melhoria do conjunto total da ferramenta nos vários sistemas nela incorporados de modo a otimizar as suas tarefas. Já na montagem houve alguns problemas no alinhamento nas duas estruturas, contudo, foram resolvidos através de soluções desenvolvidas na fase de conceção de forma a possibilitar a afinação da posição das peças.

Portanto, houve a aquisição de conhecimentos na manipulação de várias plataformas digitais, tanto para o desenho 3D como para o desenho 2D e ainda na simulação estrutural de componentes desenvolvidos. Para auxiliar a gestão destes trabalhos utilizou-se diversas plataformas de forma a guardar a informação acerca de todo o trabalho realizado na empresa, bem como a sua documentação com o objetivo de manter todos os operários atualizados acerca da situação dos vários projetos a decorrer.

9. Bibliografia

A. COMPLETO, F. De Melo - INTRODUÇÃO AO PROJETO MECÂNICO. 2019) 365.

ADVANCED INTEGRATION TECHNOLOGY - **AGVs** | **Solutions** | **Advanced Integration Technology** [Em linha], atual. 2022. [Consult. 19 out. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://www.aint.com/solutions/agvs>.

AED Cluster Portugal - [Em linha], atual. 2022. [Consult. 17 out. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://www.aedportugal.pt/>.

AEROLIA and SOGERMA merge as STELIA aerospace - TechnicalTextile.net - [Em linha], atual. 17 dez. 2014. [Consult. 10 jul. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://www.technicaltextile.net/news/aerolia-and-sogerma-merge-as-stelia-aerospace-169551.html>.

AIRBUS - Airbus launches longest range single-aisle airliner: the A321XLR | **Airbus** [Em linha], atual. 17 jun. 2019. [Consult. 19 out. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://www.airbus.com/en/newsroom/press-releases/2019-06-airbus-launches-longest-range-single-aisle-airliner-the-a321xlr>.

AIRBUS - Airbus starts the assembly of its first A321XLR front fuselage | **Airbus** [Em linha], atual. 9 jul. 2021. [Consult. 19 out. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://www.airbus.com/en/newsroom/news/2021-07-airbus-starts-the-assembly-of-its-first-a321xlr-front-fuselage>.

AIRBUS - Our History | **Airbus** [Em linha], atual. 2022. [Consult. 18 out. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://www.airbus.com/en/who-we-are/our-history>.

AIRBUS - Aircraft | **Airbus Aircraft** [Em linha], atual. 2022. [Consult. 19 out. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://aircraft.airbus.com/en/aircraft>.

AIRBUS - Industry 4.0 | **Airbus** [Em linha], atual. 2022. [Consult. 19 out. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://www.airbus.com/en/innovation/industry-4-0>.

Aircraft Fuselage Structural Design and Layout - AeroToolbox - [Em linha], atual. 2022. [Consult. 10 abr. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://aerotoolbox.com/fuselage-structure/>.

Aircraft Structures Summary - **Aero Students**. 2006) 1–8.

ANABELA CAMPOS - Expresso | Airbus inaugura fábrica de Santo Tirso e assegura que Portugal é parceiro chave onde continuará a investir. [Em linha] (12 set. 2022). [Consult. 17 out. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://expresso.pt/economia/2022-09-12-Airbus-inaugura-fabrica-de-Santo-Tirso-e-assegura-que-Portugal-e-parceiro-chave-onde-continuara-a-investir-ba3b7f8f>.

ARISTA, Rebeca; FALGARONE, Hugo - Flexible best fit assembly of large aircraft components. airbus A350 XWB case study. Em **IFIP Advances in Information and Communication Technology**. [S.l.] : Springer New York LLC, 2017. ISBN 9783319729046

ARMENAKAS, Anthony E. - Advanced mechanics of materials and applied elasticity. **Advanced Mechanics of Materials and Applied Elasticity**. 2016) 1–992. doi: 10.1201/9781420057775/ADVANCED-MECHANICS-MATERIALS-APPLIED-ELASTICITY-ANTHONY-ARMENAKAS.

BUDYNAS, Richard G. (Richard Gordon); NISBETT, J. Keith.; SHIGLEY, Joseph Edward. - **Shigley's mechanical engineering design**. [S.l.]: McGraw-Hill, 2011. ISBN 0073529281.

CARRLANE - **Principles of Location in Jig & Fixture Design | Carr Lane** [Em linha], atual. 2022. [Consult. 22 out. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://www.carrlane.com/engineering-resources/fixture-design-principles/locating-clamping-principles>.

CEiia | **Aeronautics** - [Em linha], atual. 2020. [Consult. 17 out. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://www.ceiia.com/aeronautics>.

DASSAULT SYSTEMES - **Factor of Safety Check - 2021 - SOLIDWORKS Help** [Em linha], atual. 2021. [Consult. 20 out. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://help.solidworks.com/2021/english/SolidWorks/cworks/c_Factor_of_Safety_Check.htm?id=2544e1b15ac0445b9916f0adda1e43f3#Pg0>.

Embraer Portugal - [Em linha], atual. 2022. [Consult. 17 out. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://embraerportugal.gupy.io/>.

GAMEROS, A. *et al.* - State-of-the-art in fixture systems for the manufacture and assembly of rigid components: A review. **International Journal of Machine Tools and Manufacture**. . ISSN 08906955. 123:2017) 1–21. doi: 10.1016/j.ijmachtools.2017.07.004.

GÓMEZ, A. *et al.* - Method and software application to assist in the conceptual design of aircraft final assembly lines. **Journal of Manufacturing Systems**. . ISSN 02786125. 40:2016) 37–53. doi: 10.1016/j.jmsy.2016.04.002.

Guide to Documentation and Marking-Part 4 Lifting Accessories, Non-Fixed Load Lifting Attachments - 2015).

HALIKOW, Amir - **Lufthansa Technical Training** [Em linha]. Hamburg: [s.n.] [Consult. 18 out. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://www.academia.edu/38886893/Structures_a>.

HARTMANN, John *et al.* - Determinate Assembly of Tooling Allows Concurrent Design of Airbus Wings and Major Assembly Fixtures. 2004).

HEIKE, G. *et al.* - Mixed model assembly alternatives for low-volume manufacturing: The case of the aerospace industry. **International Journal of Production Economics**. ISSN 0925-5273. 72:2 (2001) 103–120. doi: 10.1016/S0925-5273(00)00089-X.

HERRERA, Alfredo - Design For Manufacture and Assembly, Makes a Difference Among The Boeing Lean Design Initiatives. **SAE Technical Papers**. ISSN 0148-7191. 1998). doi: 10.4271/981873.

HOFFMAN, E. - **Jig and Fixture Design**. 5ª edição ed. ISBN 978-1-4018-1107-5.

Introduction to Aircraft Structural Design - AeroToolbox - [Em linha], atual. 2022. [Consult. 18 abr. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://aerotoolbox.com/intro-airframe-structure/>.

JAMES E. VANCE - **airplane | Definition, Types, Mechanics, & Facts | Britannica** [Em linha], atual. 2021. [Consult. 17 jun. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://www.britannica.com/technology/airplane>.

JAYAWEERA, N.; WEBB, Phil - Automated assembly of fuselage skin panels. **Assembly Automation**. . ISSN 01445154. 27:4 (2007) 343–355. doi: 10.1108/01445150710827122.

JULIANO GIANOTTO - **Primeiras seções do Airbus A321XLR são entregues já montadas** [Em linha], atual. 28 jun. 2021. [Consult. 22 out. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://aeroin.net/primeiras-secoes-do-airbus-a321xlr-sao-entregues-ja-montadas/>.

MOTOFIL - **Soluções Motofil para a Indústria Aeronáutica** [Em linha], atual. 2022. [Consult. 21 out. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://www.motofil.com/pt/aeronautica/>.

NANCY HALL - **Airplane Parts and Function - Glenn Research Center | NASA** [Em linha], atual. 4 out. 2022. [Consult. 12 out. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://www1.grc.nasa.gov/beginners-guide-to-aeronautics/airplane-parts-function/>.

OVAKO - **OVAKO - S275JR** [Em linha], atual. 2022. [Consult. 25 set. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://steelnavigator.ovako.com/steel-grades/s275jr>.

OVAKO - **OVAKO - S235JR** [Em linha], atual. 2022. [Consult. 20 out. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://steelnavigator.ovako.com/steel-grades/s235/>.

PINHO-DA-CRUZ, J. *et al.* - Método dos Elementos Finitos: técnicas de simulação numérica em engenharia. 2010) 456.

pt | **OGMA** - [Em linha], atual. 2022. [Consult. 17 out. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://www.ogma.pt/>.

QIU, Ju; SUN, Qin - Rear fuselage stiffness design of T-tail. **Composite Structures**. . ISSN 02638223. 100:2013) 163–172. doi: 10.1016/j.compstruct.2012.12.041.

REROM - **DESTACO N8365 GRAMPO RÁPIDO HORIZONTAL** [Em linha], atual. 2022. [Consult. 5 out. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://www.rerom.pt/artigo/232262-destaco-n8365-grampo-rapido-horizontal>.

SANTOS, Bernardino - A indústria aeronáutica em Portugal. . ISSN 2012/2013. 2013).

SIMSCALE - **What is Von Mises Stress in FEA? | SimWiki | SimScale** [Em linha], atual. 9 set. 2022. [Consult. 20 out. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://www.simscale.com/docs/simwiki/fea-finite-element-analysis/what-is-von-mises-stress/>.

STEPHEN PETROCK - **Is This a Good FEA Mesh? Here's How to Answer Yes, No, and All-You-Need-to-Know About Meshing Infographic** [Em linha], atual. 8 ago. 2017. [Consult. 19 out. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://blogs.solidworks.com/tech/2017/08/good-fea-mesh-heres-answer-yes-no-need-know-meshing-infographic.html>.

STEPHEN PETROCK - **SOLIDWORKS Simulation Makes Meshing Easy. Too Easy? - Engineers Rule** [Em linha], atual. 2 jul. 2020. [Consult. 19 out. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://www.engineersrule.com/solidworks-simulation-makes-meshing-easy-too-easy/>.

Tecponte - [Em linha], atual. 2017. [Consult. 19 out. 2022]. Disponível em WWW:<URL:http://www.tecponte.com/produtos/pontes-rolantes/>.

TESCULA, Andrei Ioan - **A320 Flight Deck and Systems Briefing For Pilots** [Em linha] [Consult. 18 out. 2022]. Disponível em

WWW:<URL:https://www.academia.edu/35243841/A320_Flight_Deck_and_Systems_Briefing_For_Pilots>.

THE NAVAL ARCH - **Designing a spreader beam for lifting - TheNavalArch** [Em linha], atual. 5 ago. 2020. [Consult. 19 out. 2022]. Disponível em WWW:<URL:https://thenavalarch.com/designing-a-spreader-beam-for-lifting/>.

VIGANÒ, Fabio; MANES, Andrea; GIGLIO, Marco - Effect of cold driving process on fatigue life of helicopter fuselage joints. Em **Procedia Engineering**




WEISSHAAR, Terry A.; EMERITUS SCHOOL OF AERONAUTICS, Professor - Aerospace Structures- an Introduction to Fundamental Problems. 2011) 1–26.




ZHANG, Hongbo *et al.* - A Novel Reconfigurable Assembly Jig Based on Stable Agile Joints and Adaptive Positioning-Clamping Bolts. Em **Procedia CIRP**. [S.l.]: Elsevier B.V., 2016

ZHANG, Lixiang *et al.* - A dynamic scheduling method for self-organized AGVs in production logistics systems. Em **Procedia CIRP**. [S.l.]: Elsevier B.V., 2021

Anexo 1

Capacidade de carga L (kg)

		M6	M8	M10	M12	M14	M16	M18	M20	M22	M24	M27
axial (WLL) com 1 parafuso (por parafuso)		75	140	230	340	490	700	850	1200	1400	1800	2100
com 2 parafusos (por parafuso)		55	100	170	240	350	500	600	860	1000	1290	1500
com carga lateral com 2 parafusos (por parafuso)		38	70	115	170	245	350	425	600	700	900	1050

		M30	M33	M36	M39	M42	M45	M48	M52	M56	M64	M72
axial (WLL) com 1 parafuso (por parafuso)		3200	3200	4600	4600	6300	6300	8600	8600	11500	16000	20000
com 2 parafusos (por parafuso)		2300	2300	3300	3300	4500	4500	6100	6100	8200	11000	14000
com carga lateral com 2 parafusos (por parafuso)		1600	1600	2300	2300	3150	3150	4300	4300	5750	8000	10000

WLL = Limite de carga de trabalho

Anexo 2

Coluna 1	Coluna 2	Coluna 3	Coluna 4
Carga F_p [N]	Classe 12.9	Classe 10.9	Classe 8.8
250	-	-	-
400	-	-	-
630	-	-	-
1000	M3	M3	M3
1600	M3	M3	M3
2500	M3	M3	M4
4000	M4	M4	M5
6300	M4	M5	M6
10000	M5	M6	M8
16000	M6	M8	M10
25000	M8	M10	M12
40000	M10	M12	M14
63000	M12	M14	M16
100000	M16	M18	M20

160000	M20	M22	M24
250000	M24	M27	M30
400000	M30	M33	M36
630000	M36	M39	-

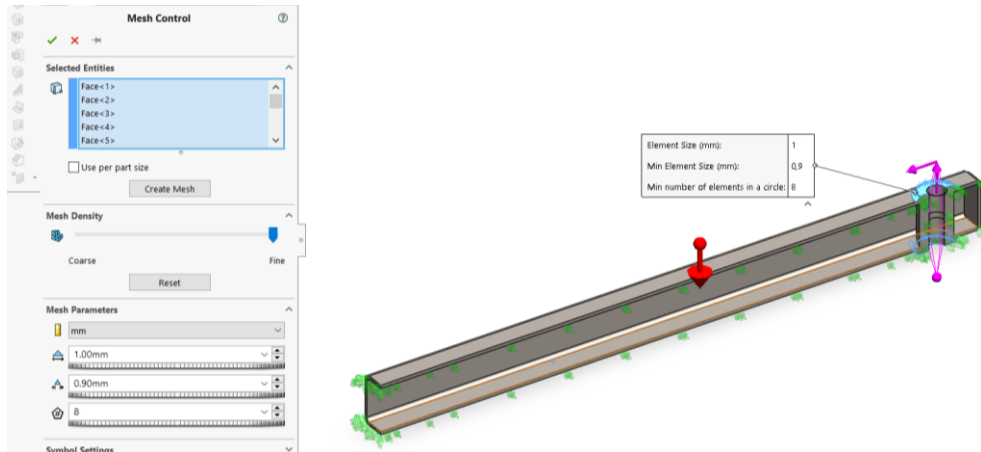
Anexo 3

Tipo de solicitação	Nº de linhas a avançar
Solicitação transversal estática ou dinâmica.	2
Solicitação axial dinâmica e excêntrica.	2
Solicitação axial dinâmica centrada (esquerda) ou estática excêntrica (direita).	1
Solicitação axial estática e centrada.	0

Anexo 4

Tipo de aperto	Nº de linhas a avançar
Parafusadora convencional, regulada por um binário de pós-aperto.	2
Chave dinamométrica ou uma parafusadora de precisão, que mede o binário dinâmico ou o alongamento do parafuso.	1
Instrumento capaz de medir o ângulo de rotação no domínio elástico, ou por algum dispositivo que controla o limite de elasticidade do parafuso.	0

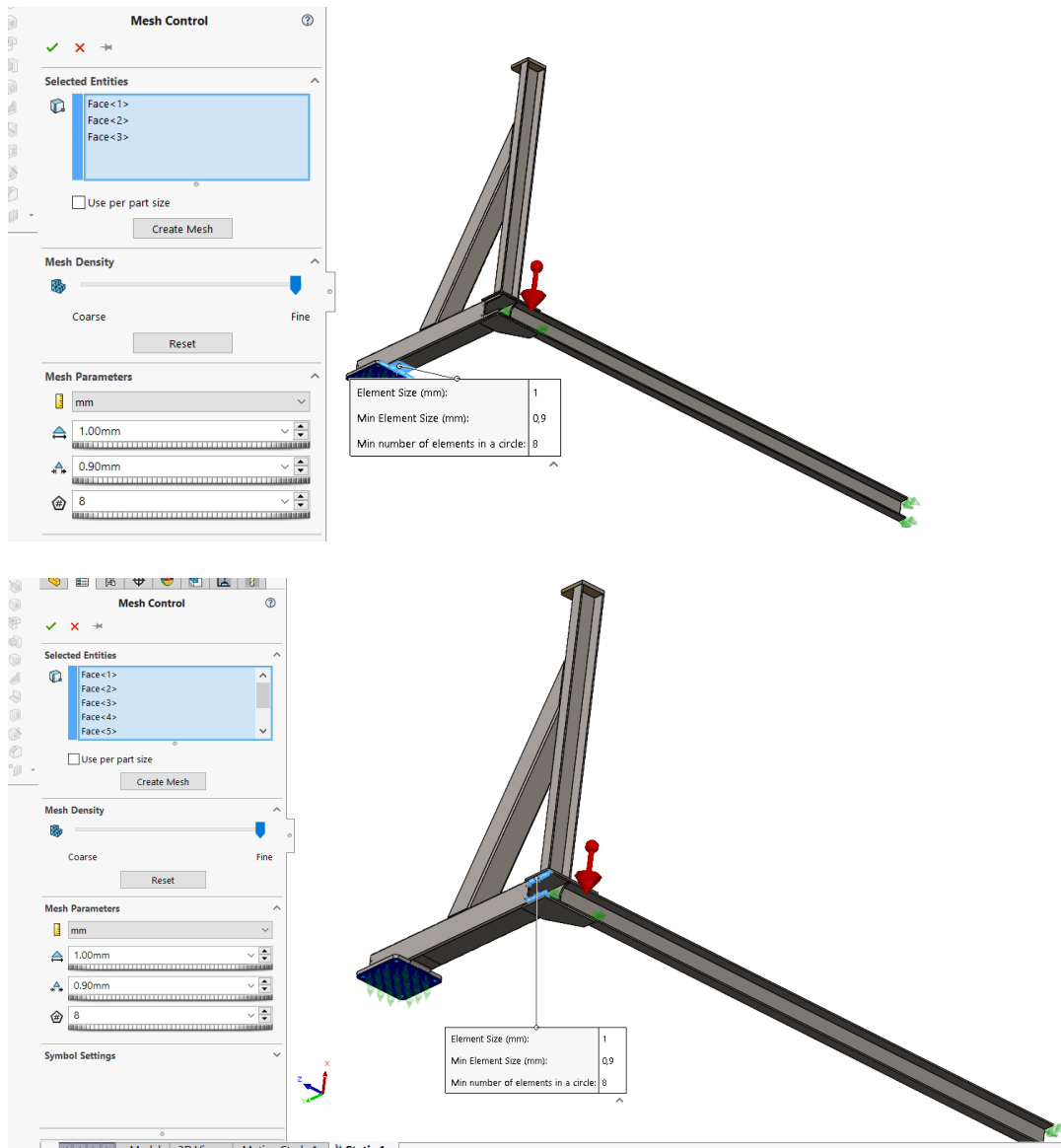
Anexo 5



Anexo 6

Mesh Details	
Study name	Lifting device simulation (-Default<As Machined>-)
Mesh type	Solid Mesh
Mesher Used	Blended curvature-based mesh
Jacobian points for High quality mesh	16 points
Mesh Control	Defined
Max Element Size	4 mm
Min Element Size	0.9 mm
Mesh quality	High
Total nodes	1019385
Total elements	665996
Maximum Aspect Ratio	11.902
Percentage of elements with Aspect Ratio < 3	99.9
Percentage of elements with Aspect Ratio > 10	0.000901
Percentage of distorted elements	0
Number of distorted elements	0
Time to complete mesh(hh:mm:ss)	00:00:42
Computer name	

Anexo 7



Anexo 8

Mesh Details	
Study name	Static 1 (-Default-)
Mesh type	Solid Mesh
Mesher Used	Blended curvature-based mesh
Jacobian points for High quality mesh	16 points
Mesh Control	Defined
Max Element Size	5 mm
Min Element Size	0,9 mm
Mesh quality	High
Total nodes	1150796
Total elements	690327
Maximum Aspect Ratio	25,136
Percentage of elements with Aspect Ratio < 3	99,8
Percentage of elements with Aspect Ratio > 10	0,00608
Percentage of distorted elements	0
Number of distorted elements	0
Time to complete mesh(hh:mm:ss)	00:00:37
Computer name	

Anexo 9

Mesh Details	
Study name	Simulação Posição Horizontal (-Default-)
Mesh type	Solid Mesh
Mesher Used	Blended curvature-based mesh
Jacobian points for High quality mesh	16 points
Max Element Size	5 mm
Min Element Size	2,5 mm
Mesh quality	High
Total nodes	3787693
Total elements	2162509
Maximum Aspect Ratio	8,9608
Percentage of elements with Aspect Ratio < 3	99,7
Percentage of elements with Aspect Ratio > 10	0
Percentage of distorted elements	0
Number of distorted elements	0
Time to complete mesh(hh:mm:ss)	00:03:33
Computer name	

Mesh Details	
Study name	Simulação Posição 60° (-Default-)
Mesh type	Solid Mesh
Mesher Used	Blended curvature-based mesh
Jacobian points for High quality mesh	16 points
Max Element Size	5 mm
Min Element Size	2,5 mm
Mesh quality	High
Total nodes	3787693
Total elements	2162509
Maximum Aspect Ratio	8,9608
Percentage of elements with Aspect Ratio < 3	99,7
Percentage of elements with Aspect Ratio > 10	0
Percentage of distorted elements	0
Number of distorted elements	0
Time to complete mesh(hh:mm:ss)	00:03:39
Computer name	