



**António João Mallen Martins**

Licenciado em Ciências da Engenharia Mecânica

**Tomada de decisão em engenharia com  
base na teoria axiomática – caso de  
seleção de banco de ensaios para  
atuadores hidráulicos**

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em  
Engenharia Mecânica

Orientador: Professor Doutor João Manuel Vicente  
Fradinho, Professor Auxiliar, Faculdade de Ciências e  
Tecnologia da Universidade Nova de Lisboa

Júri:

Presidente:

Arguente(s):

Vogal(ais):



**Tomada de decisão em engenharia com base na teoria axiomática – caso de seleção de banco de ensaios para atuadores hidráulicos**

Copyright © 2015 António João Mallen Martins

Universidade Nova de Lisboa, Faculdade de Ciências e Tecnologia

A Faculdade de Ciências e Tecnologia e a Universidade Nova de Lisboa têm o direito, perpétuo e sem limites geográficos, de arquivar e publicar esta dissertação através de exemplares impressos reproduzidos em papel ou de forma digital, ou por qualquer outro meio conhecido ou que venha a ser inventado, e de a divulgar através de repositórios científicos e de admitir a sua cópia e distribuição com objetivos educacionais ou de investigação, não comerciais, desde que seja dado crédito ao autor e editor.



## AGRADECIMENTOS

Em primeiro lugar, quero agradecer à minha família, nomeadamente aos meus pais, por me terem permitido chegar onde cheguei a nível escolar e pessoal e à minha irmã que me tem acompanhado e auxiliado em todos os momentos.

Ao meu orientador, o Professor João Fradinho, agradeço a sua total disponibilidade, o entusiasmo e a vontade sempre demonstrada ao longo deste trabalho. Agradeço também o partilhar de muitos conhecimentos e constante ajuda sempre que necessitei.

Aos Professores António Mourão e António Gonçalves Coelho, agradeço também as suas enormes disponibilidades e o partilhar de novos conhecimentos fundamentais para o desenvolvimento deste trabalho, nomeadamente ao nível da tomada de decisão e das metodologias de projeto abordadas.

Ao Professor Pamies Teixeira pelo seu apoio e auxílio no estudo da componente hidráulica da minha dissertação, a partir da qual foi possível desenvolver e criar o banco de ensaios pretendido.

À empresa Aerotécnica pela disponibilidade oferecida para a realização de um estágio com vista à concretização de um banco de ensaios, nomeadamente aos Engenheiros João Moutinho e André Garcia pelo acompanhamento mais próximo dentro da empresa. Quero ainda incluir, nestes agradecimentos, os técnicos de ferramentaria de aeronaves da empresa Aerotécnica que muito contribuíram para a minha rápida adaptação ao meio.

Quero agradecer ainda às empresas Zanancho Hidráulico e Cudell por todo o apoio prestado aquando da solicitação de informações de componentes hidráulicos para o banco de ensaios.

Por fim, não queria deixar de agradecer aos meus amigos por tudo o que representaram para mim e por tudo o que me ajudaram, não só neste trabalho, mas também durante a minha formação.



## RESUMO

A atividade de engenharia implica uma constante necessidade de tomadas de decisão. Na sua atividade profissional, o engenheiro está permanentemente a ter que tomar decisões cuja dificuldade pode variar desde casos simples até situações de elevada complexidade, dependendo do número de fatores envolvidos e da sua incerteza associada. A tomada de decisão durante a parte conceptual do projeto é uma destas situações, na medida em que as decisões então tomadas determinam fortemente os desenvolvimentos subsequentes. Por outro lado, a informação disponível é ainda escassa. Para além disso, quaisquer alterações posteriores contribuirão necessariamente para o encarecimento da solução final.

É sobre a tomada de decisão na fase embrionária do projeto que se insere a presente dissertação. Nela se enfoca a importância da existência de ferramentas de suporte à tomada de decisão em projeto de engenharia contribuindo para a fundamentação das opções tomadas. Como exemplo, neste trabalho é feita a escolha de uma opção, de entre quatro possíveis apresentadas, para um banco de ensaios para atuadores hidráulicos usados no trem de aterragem dos aviões *Dornier 228*.

Inicialmente são apresentadas algumas das principais teorias e métodos para apoio à tomada de decisão em engenharia, tendo sido eleita a Teoria Axiomática do Projeto como ferramenta de suporte para a seleção da melhor opção entre várias soluções alternativas. A escolha da Teoria Axiomática reside no facto de esta se caracterizar por ter uma fundamentação teórica de acordo com os padrões da ciência moderna e apresentar uma base analítica rigorosa para a condução da atividade de projeto.

Depois de uma análise detalhada à legislação aeronáutica aplicável aos ensaios e do levantamento das condições físicas e humanas existentes na empresa onde decorreu o presente estudo, foram geradas quatro soluções alternativas para a instalação de um banco de ensaios para atuadores hidráulicos. A opção seleccionada foi feita com base no conteúdo de informação de cada alternativa, de acordo segundo axioma da Teoria Axiomática.

A dissertação termina com o desenvolvimento mais detalhado da solução eleita, após o que são retiradas conclusões e apontadas desejáveis ações futuras.

### Palavras-chave:

Teoria Axiomática de Projeto, Tomada de Decisão, Manutenção Aeronáutica, Trem de Aterragem, Atuador Hidráulico



## ABSTRACT

The engineering activity involves constant need for decision-making. In its business, the engineer is constantly dealing with decisions to make whose difficulty can vary from simple cases to highly complex situations, depending on the number of factors involved and its associated uncertainty. Decision making at the conceptual project is a part of these situations, according as the decisions made strongly determine the subsequent developments. On the other hand, the available information is still scarce. Additionally, any subsequent changes necessarily contribute to the enhancement of the final solution.

It's about decision-making in the early stage of the project which falls this thesis. It focuses the importance of decision-making support tools in engineering design contributing to the rationale of the choices made. As an example, this work is done choosing the option for a test bench for hydraulic actuators used in the landing gear of the *Dornier 228* aircrafts.

Initially are introduced some of the main theories and methods to support decision making in engineering, where Project Axiomatic Theory was elected as the support tool for selecting the best option among several alternatives. The choice of Axiomatic Theory lies in the fact that this is characterized by having a theoretical basis in accordance with the standards of modern science and present a rigorous analytical basis for the conduct of project activity.

After a detailed analysis of the aviation legislation applicable to the tests and the survey of the physical and human conditions existing in the company which held the present study, were generated four alternative solutions for the installation of a test bench for hydraulic actuators. The option selected was based on the information content of each alternative, according second axiom Theory Axiomatic

The dissertation ends with a detailed development of the chosen solution, after which are performed conclusions and identified desirable future actions.

### Key words:

Axiomatic Design Theory, Decision-Making, Aeronautical Maintenance, Landing Gear, Hydraulic Actuator

# ÍNDICE

AGRADECIMENTOS .....	v
RESUMO.....	vii
Palavras-chave:.....	vii
ABSTRACT .....	ix
Key words:.....	ix
ÍNDICE DE FIGURAS .....	xiii
ÍNDICE DE TABELAS .....	xv
SIGLAS.....	xvii
1. Introdução.....	1
1.1. Motivação .....	1
1.2. Enquadramento e objetivos.....	1
1.3. Estrutura da dissertação .....	3
2. Síntese do conhecimento.....	5
2.1. Tomada de decisão em projeto de engenharia.....	5
2.2. Alguns métodos, teorias e ferramentas para suporte à tomada de decisão em projeto ..	9
2.2.1. Engenharia Simultânea .....	10
2.2.2. Desdobramento da Função Qualidade (QFD) .....	12
2.2.3. Matriz de Decisão.....	14
2.2.4. Processo de hierarquia analítica (AHP) .....	15
2.2.5. Teoria Axiomática do Projeto .....	17
2.2.5.1. Introdução.....	17
2.2.5.2. Conceitos da Teoria Axiomática do Projeto .....	18
2.2.5.3. Matriz de Projeto .....	23
2.3. Comparação das técnicas de apoio à tomada de decisão .....	27
2.4. Aeronáutica – Breve caracterização .....	28
2.4.1. Introdução.....	28
2.4.2. Manutenção Aeronáutica .....	28

2.4.3.	Estrutura e entidades aeronáuticas.....	29
2.4.4.	Estatísticas na aviação internacional .....	38
2.4.5.	A atividade aeronáutica na economia portuguesa .....	42
2.5.	Trens de aterragem de aeronaves .....	45
2.5.1.	Introdução.....	45
2.6.1.	Funcionamento do sistema de trem de aterragem .....	48
2.6.2.	Atuadores hidráulicos .....	50
2.6.3.	Atuadores hidráulicos de trens de aterragem do avião <i>Dornier 228</i> .....	52
2.7.	Sistemas hidráulicos.....	55
3.	Ensaaios aos atuadores .....	61
3.1.	Caracterização dos ensaios a realizar aos atuadores do <i>Dornier 228</i> .....	61
3.2.	Meios de manutenção e de ensaios na empresa Aerotécnica .....	67
4.	Banco de ensaios para atuadores de trens de aterragem .....	69
4.1.	Introdução.....	69
4.2.	Apresentação das soluções para o banco de ensaios.....	69
4.3.	Tomada de decisão com base na Teoria Axiomática .....	80
4.4.	Estudo da solução efetiva para o banco de ensaios.....	85
5.	Conclusões e desenvolvimentos futuros.....	91
6.	Referências Bibliográficas .....	93
7.	Anexos.....	97



## ÍNDICE DE FIGURAS

Figura 1.1: Fluxograma representativo do trabalho desenvolvido.....	4
Figura 2.1: Processo de decisão nos contextos do negócio e ambiental [9].....	7
Figura 2.2: A qualidade de uma decisão [5].....	8
Figura 2.3: Diferenças no entre a engenharia concorrente e a engenharia tradicional [5].....	11
Figura 2.4: Agentes que afetam a Engenharia Concorrente [5].....	12
Figura 2.5: Componentes da Casa da Qualidade de um processo QFD.....	14
Figura 2.6: AHP.....	17
Figura 2.7: Os quatro domínios da axiomática e respetivos elementos [14].....	19
Figura 2.8: Exemplo de hierarquia de um projeto [14].....	21
Figura 2.9: Exemplo de Ziguezague [14].....	22
Figura 2.10: Relação entre domínios.....	24
Figura 2.11: Representação gráfica das matrizes de projeto para as três soluções possíveis: desacoplada, acoplada e desacoplável, respetivamente [14].....	26
Figura 2.12: Estrutura esquemática das entidades aeronáuticas.....	30
Figura 2.13: Organigrama ICAO [27].....	31
Figura 2.14: Estrutura e regulamentação dos diversos campos de atuação da EASA [29].....	35
Figura 2.15: Número de acidentes em aviões comerciais nos últimos 5 anos, com massa máxima à descolagem superior a 5700 kg [32].....	39
Figura 2.16: Número de acidentes na aviação nos últimos 5 anos, por milhão de descolagens, em avioes com massa máxima à descolagem superior a 5700 kg [32].....	40
Figura 2.17: Percentagem de acidentes nas diferentes fases de voo [32].....	41
Figura 2.18: Valores, em biliões dólares, dos gastos em MRO na aviação em 2013 e respetivas previsões para 2023 [33].....	41
Figura 2.19: Exemplos de diferentes tipos de aviões: a) Avião comercial de linha aérea b) Avião comercial de linha aérea regional c) Avião de instrução d) Avião anfíbio.....	46
Figura 2.20: lustração da configuração do trem de aterragem do Dornier 228 [38].....	47
Figura 2.21: Componentes de um trem de aterragem [35].....	48
Figura 2.22: Sistema hidráulico de um trem de aterragem retráctil [35].....	49

Figura 2.23: Exemplos de atuadores nos sistemas de aterragens. a) atuador de simples efeito b) atuador de duplo efeito com um sentido c) atuador de duplo efeito com dois sentidos.....	50
Figura 2.24: Cilindro hidráulico de duplo efeito.....	52
Figura 2.25: Esquema do atuador principal do trem de aterragem principal do Dornier 228 da frota AeroVip [39].....	53
Figura 2.26: Atuador hidráulico do trem de aterragem principal do avião Dornier 228.....	54
Figura 2.27: Dispositivo de deteção e de sinalização de bloqueio do trem de aterragem [39].....	54
Figura 2.28: Exemplo de um sistema hidráulico básico [44].....	58
Figura 3.1: Esquema do sistema hidráulico para ensaio do atuador do Dornier 228 fornecido pelo fabricante FWM [39]. .....	61
Figura 3.2: Esquema do teste nº1 [45] .....	63
Figura 3.3: Esquema do teste nº2 [45].....	64
Figura 3.4: Esquema do teste nº4 [45] .....	65
Figura 3.5: Esquema do teste nº5 [45] .....	66
Figura 3.6: Equipamento de ensaios hidraulicos na Aerotécnica.....	68
Figura 4.1: Sistema hidráulico para o banco de ensaios da opção A [45].....	72
Figura 4.2: Sistema hidráulico para o banco de ensaios da opção B [45].....	75
Figura 4.3: Sistema hidráulico para o banco de ensaios da opção C [45].....	77
Figura 4.4: Processo de Ziguezague relativo à expressão (4.2).....	81
Figura 4.5: Função densidade de probabilidade [47].....	82
Figura 4.6: Ilustração gráfica do conteúdo de informação através de uma distribuição de probabilidade uniforme [47].....	83
Figura 4.7: Processo de Ziguezague do projeto do banco de ensaios selecionado.....	85
Figura 4.8: a) Dominio funcional, b) Dominio físico.....	85
Figura 4.9: Dimensões do depósito da unidade hidráulica.....	86
Figura 4.10: Válvula reguladora de caudal [49].....	89

## ÍNDICE DE TABELAS

Tabela 2.1: Diferenças entre a Engenharia Concorrente e a Engenharia Tradicional .....	11
Tabela 2.2: Exemplo de uma matriz de decisão aplicada à seleção de uma marca de pneus....	15
Tabela 2.3: Elementos de projeto de cada domínio.....	19
Tabela 2.4: Classificação de projetos de diversas áreas segundo os quatro domínios da abordagem axiomática [15].....	20
Tabela 2.5: Tabela comparativa de diferentes teorias e metodologias de apoio à tomada de decisão. Adaptado de [5].....	27
Tabela 2.6: Diferentes âmbitos de aplicação da EASA relativos à manutenção e aeronavegabilidade .....	34
Tabela 2.7: Estatísticas de acidentes na aviação por regiões em 2013 [32].....	40
Tabela 2.8: Principais indicadores de empresas licenciadas e certificadas pelo INAC [34]. .....	44
Tabela 2.9: Variação do número dos efetivos aeronáuticos nas diferentes áreas do setor aeronáutico [34].....	45
Tabela 2.10: Tipos e intervalos de tempo das inspeções a serem realizadas em componentes do atuador hidráulico .....	55
Tabela 3.1: Símbolos e nomes dos componentes hidráulicos .....	62
Tabela 4.1: Características físicas do atuador hidráulico [46] .....	70
Tabela 4.2: Características técnicas do atuador hidráulico [46] .....	70
Tabela 4.3: Identificação das potenciais opções .....	71
Tabela 4.4: Orçamento para a implementação do banco de ensaios da opção 1. ....	73
Tabela 4.5: Parâmetros técnicos de algumas bombas hidráulicas manuais (Enerpac) .....	74
Tabela 4.6: Orçamento para a implementação do banco de ensaios da opção 2. ....	76
Tabela 4.7: Orçamento para a implementação do banco de ensaios da opção 3. ....	78
Tabela 4.8: Orçamento para a implementação do banco de ensaios da opção 4. ....	78
Tabela 4.9: Vantagens e desvantagens das diversas soluções apresentadas .....	79
Tabela 4.10: Gammas dos Requisitos Funcionais.....	83
Tabela 4.11: Motor e bomba selecionados [48]. ....	87
Tabela 4.12: Bomba hidráulica manual selecionada [49]. ....	87
Tabela 4.13: Seleção do acoplamento Motor-bomba [48]. ....	88

Tabela 4.14: Características da válvula reguladora de caudal [49]. ..... 90

## SIGLAS

AHP – Analytical Hierarchic Process

CMM – Component Maintenance Manual

EASA – European Agency Safety Aviation

FAA – Federal Aviation Authorities

FWM - Feinmechanische Werke Mainz GmbH

ICAO – International Civil Aviation Organization

INAC – Instituto Nacional de Aviação Civil

MIT - Massachusetts Institute of Technology

MRO – Maintenance Repair and Overhaul

PDCA - Plan, Do, Check, Act

PP – Parâmetros do Projeto

QFD – Quality Function Deployment

R4D – Research for Design

RASGs – Regional Aviation Safety Groups

RF – Requisitos Funcionais

TQM - Total Quality Management

TRIZ - Teoriya Resheniya Izobretatelskikh Zadach

UE – União Europeia



## **1. Introdução**

### **1.1. Motivação**

A dissertação que se apresenta de seguida é o trabalho final do culminar de 5 anos de um curso de Engenharia que há muito ambicionava realizar. Foi durante este período que a vontade de iniciar uma vida profissional na área se tornou cada vez mais iminente e acentuada. Após algum tempo de busca por um tema de tese apelativo e numa área da engenharia relacionada com a tomada de decisão em projeto e o setor aeronáutico, optei por um tema onde me foi proporcionado desenvolver estes dois ramos da engenharia – seleção de um banco de ensaios para atuadores hidráulicos de trens de aterragem.

O gosto por estes dois campos da engenharia, nomeadamente pelas metodologias, teorias de projeto e de tomada de decisão, destacando-se a Axiomática do Projeto, tornou aliciante o desenvolvimento deste projeto durante a última etapa do meu mestrado. Tendo noção da oferta de trabalho atualmente na área de engenharia, principalmente no segmento de mecânica e projeto, tenciono concluir esta tese com o maior empenho possível e com o máximo de informação relevante para aplicabilidade prática a curto e médio prazo na área em que se enquadra a dissertação.

### **1.2. Enquadramento e objetivos**

A rentabilidade das companhias aéreas encontra-se intimamente ligada ao crescimento económico. Falar da crise económica global atual que envolve toda a sociedade mundial num cenário pouco confortável, implica recuar até ano 2000. Esta crise que teve início nos Estados Unidos da América é considerada por muitos economistas como a pior crise financeira desde a Grande Depressão. Os trágicos acontecimentos do 11 de Setembro em 2001, a disrupção ocorrida no sector imobiliário nos Estados Unidos da América, aliada ao crédito *subprime* que provocou drásticos problemas de liquidez no sistema bancário e nos fundos de investimento, incitaram a deterioração macroeconómica generalizada em todo o Mundo. Entre outros, é possível salientar factos também negativamente marcantes, nomeadamente a entrada em erupção do Vulcão *Eyjafjallajokull* na Islândia em Abril de 2010, condições climáticas agressivas que obrigaram ao fecho temporário do espaço aéreo e conflitos hostis em países como a Tunísia, Egito e a Líbia em 2011, não esquecendo o trágico terramoto que assolou por completo o Japão e que teve consequências incalculáveis a todos os níveis.

Por todas as causas anteriormente apontadas ficou claro que seria necessário agir e tomar medidas que atenuassem os efeitos da crise mundial que se instalara, tendo forçosamente o sector aeronáutico de se adaptar à nova realidade, com a condição de, impreterivelmente, não descuidar o aspeto da segurança. As estratégias seguidas pelas companhias de aviação assentaram em fortes planos de redução de recursos humanos e na contenção drástica de custos. A indústria da aviação comercial tornou-se cada vez mais exigente, sendo os custos de manutenção e o controlo de fiabilidade, fatores chave para o sucesso das companhias aéreas [1].

A forma e os procedimentos de execução dos programas de manutenção dos aviões, têm implicações na estratégia e na viabilidade de uma empresa de aviação: por um lado, os custos de manutenção que, segundo a Airbus, representam aproximadamente 11,5% dos custos operacionais, por outro lado, a necessidade de se compatibilizarem as exigências da operação das aeronaves com os tempos de imobilização das mesmas, necessários à execução das ações de manutenção, sem nunca pôr em causa os objetivos dos programas de manutenção [2].

Atualmente, alguns procedimentos têm sido implementados na tentativa de redução de custos para as companhias. Na área da engenharia, grandes progressos têm vindo a ser feitos: centros de investigação têm sido palco de profundos trabalhos de pesquisa e desenvolvimento, resultando na diminuição do consumo e emissão de gases dos aviões, refletindo-se em motores mais eficientes e menos ruidosos, conseqüentemente reduzindo também os custos operacionais das companhias aéreas.

A área da gestão da manutenção, a qual tem sido alvo de sucessivas mudanças ao longo dos tempos, desempenha igualmente um papel relevante. O conceito de otimização encontra-se intimamente ligado a uma gestão eficiente dos planos de manutenção, visando o melhor desempenho possível na realização das tarefas de manutenção, diminuindo “tempos de paragens de chão” dos aviões e, conseqüentemente, os custos associados [3].

No seguimento desta necessária inovação e otimização da gestão da manutenção e da aeronáutica em geral, a empresa Aerotécnica (empresa de manutenção aeronáutica certificada pelas entidades competentes nacionais e europeias) pretende construir e implementar o sistema de ensaios para os atuadores hidráulicos dos trens de aterragem do avião *Dornier 228*. Com o objetivo de satisfazer essa necessidade, o trabalho realizado incide sobre a manutenção aeronáutica no que se refere ao projeto e implementação de uma unidade hidráulica de ensaios a atuadores de trens de aterragem na empresa e explica quais as conseqüências e vantagens dessa implementação. O estudo de várias soluções possíveis, a aplicação de ferramentas de apoio à tomada de decisão (teorias e metodologias de projeto), a conceção, e posteriormente o desempenho do próprio banco de ensaios são cruciais para a perfeita operacionalidade do mesmo, na medida em que se pretende otimizar esse desempenho ao máximo, por forma a poder competir com as empresas concorrentes e ao mesmo tempo garantir todos os requisitos

exigidos pelos fabricantes dos componentes a ensaiar e a garantir também todas as condições de segurança.

O principal objetivo do projeto é a tomada de decisão sobre a opção mais favorável à implementação do banco de ensaios com o recurso a ferramentas de auxílio de tomada de decisão no projeto de engenharia, neste caso a Teoria Axiomática do Projeto. Um outro objetivo deste projeto é permitir que a empresa, na qual irá ser implementado o banco de ensaios, se torne apta e auto-suficiente a realizar os ensaios aos atuadores das suas aeronaves *Dornier 228* conforme os requisitos estabelecidos pelo fabricante, isto é, devidamente certificada nos ensaios a este tipo de atuadores.

Posteriormente a empresa pretende iniciar a prestação destes serviços a outras empresas que possuam aeronaves com atuadores similares aos já referidos podendo rentabilizar os seus equipamentos. A empresa manifestou igualmente interesse em considerar usufruir do mesmo equipamento, devidamente adaptado, para ensaios e inspeções a outro tipo de componentes.

### **1.3. Estrutura da dissertação**

O capítulo dois da dissertação apresenta um levantamento de toda a matéria relativa e relevante, primeiramente sobre as diversas técnicas e ferramentas existentes de apoio à tomada de decisão em engenharia, de seguida sobre a documentação e legislação relativa à manutenção aeronáutica e por fim sobre os aspetos técnicos e hidráulicos dos sistemas de trens de aterragem de aeronaves com maior detalhe no avião *Dornier 228*.

No capítulo seguinte são apresentadas as características que o banco de ensaios deverá possuir e as condições dos ensaios a realizar. É ainda feita referência, neste capítulo, aos meios de manutenção existentes atualmente na Aerotécnica.

No capítulo quatro encontra-se a tomada de decisão relativa à melhor solução para o banco de ensaios. Após a menção de diversas soluções e orçamentos para possíveis bancos de ensaios, é tomada a decisão de seleção do banco de ensaios com base na teoria axiomática do projeto onde, ainda no mesmo capítulo, é depois pormenorizadamente abordada a nível técnico a opção selecionada.

A dissertação termina com o capítulo cinco onde são referidas as conclusões da mesma e algumas ideias futuras a desenvolver a partir deste trabalho.

Na figura 1.1 é apresentado um fluxograma representativo do trabalho desenvolvido na dissertação.

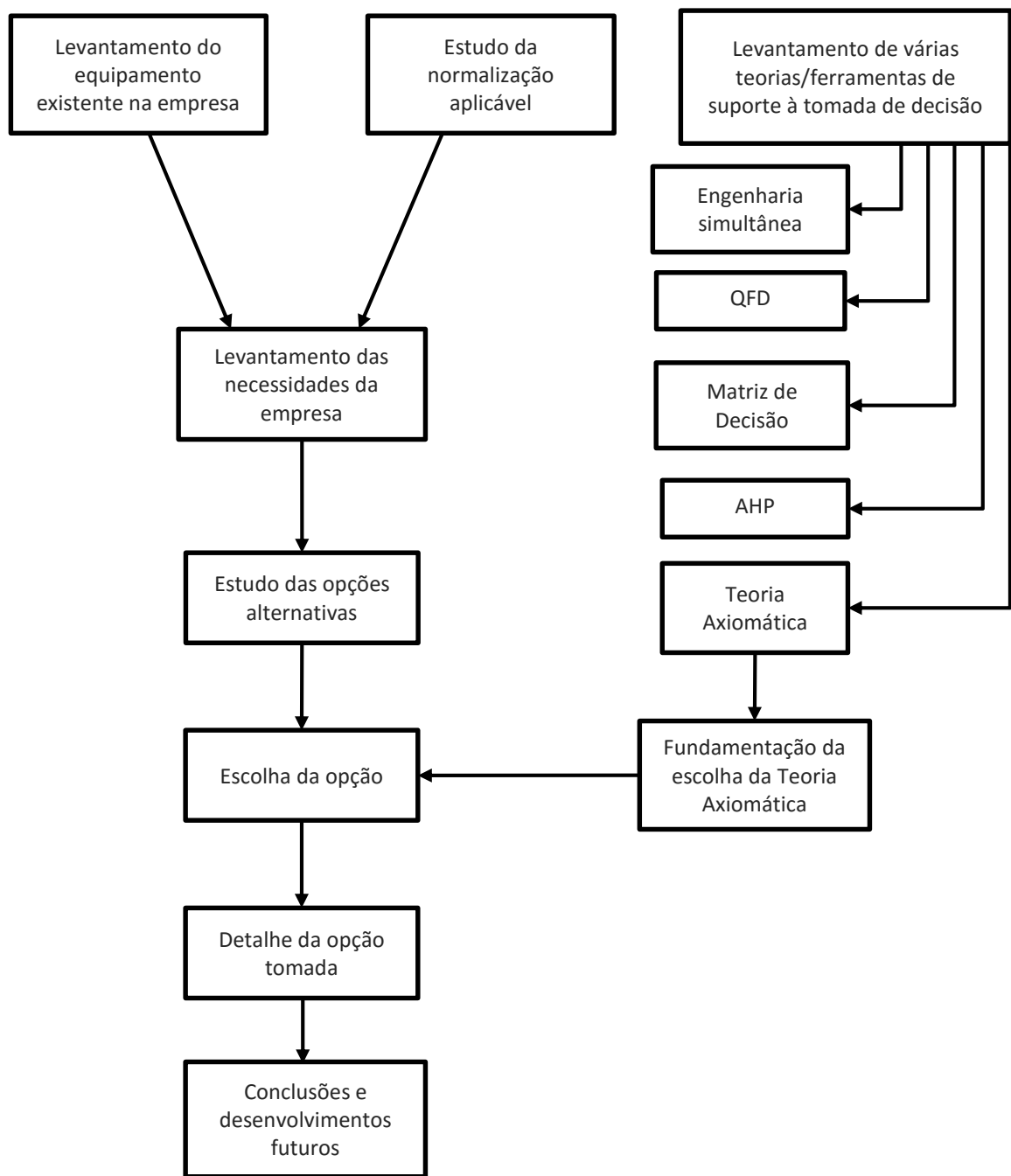


Figura 1.1: Fluxograma representativo do trabalho desenvolvido

## 2. Síntese do conhecimento

### 2.1. Tomada de decisão em projeto de engenharia

A dissertação assenta na criação e implementação de um projeto em engenharia. É de extrema relevância, portanto, definir desde logo o conceito de projeto. Projeto é um conceito algo subjetivo no que diz respeito à sua definição. Pode-se afirmar que projeto é a constante interligação entre o que se pretende alcançar e o como se pode alcançá-lo. Projeto pode também ser considerado o processo pelo qual o intelecto humano, a criatividade e a paixão são traduzidos em objetos úteis. Inclui definição do problema, processos de aprendizagem, representação do objeto e tomada de decisão [4]. A tomada de decisão é uma das etapas mais críticas de todo o processo de projetar porque alterações posteriores são mais morosas e dispendiosas.

Os engenheiros tentam criar soluções de modo a satisfazer as especificações particulares do projeto, respeitando todas as restrições inerentes ao mesmo. Quando uma solução satisfatória não é alcançada, o engenheiro deve criar novas opções. Uma das abordagens utilizadas para a resolução de problemas deterministas tem sido a abordagem tradicional de projeto envolvendo esforços para cumprir os requisitos funcionais sujeitos a várias restrições técnicas e económicas.

Em busca de uma estrutura lógica e rigorosa para auxiliar o desenvolvimento de um projeto satisfatório, ou um que seja aceitável para o cliente ou utilizador do produto, foram propostas uma série de abordagens para organizar, orientar e facilitar o processo de projeto. Alguns desses exemplos são o método de Taguchi de *robust design*, os princípios de Deming de controlo da qualidade, a *Quality Function Deployment*, a teoria da axiomática de N.P.Suh e a engenharia concorrente, entre outras. Em alguns casos, estas abordagens podem levar a respostas diferentes e até divergentes. É, por isso, importante que sejam avaliadas individual e coletivamente para determinar os pontos fortes e as limitações para cada tipo de aplicação [5].

No passado, era prática recorrente projetar, produzir e criar modelos de mercado baseados no saber empírico e extrapolações. Grande parte dos processos industriais e produtos permaneceram inalterados devido à rentabilidade que as empresas iam apresentando e por isso ausência de contestação por parte da indústria.

Na economia atual, a globalização dos negócios e mercados, a alteração de regulamentos comerciais e do tipo de modelos de negócios em todo o mundo, e os impactos da tecnologia da informação nos negócios, alteraram significativamente a economia e têm vindo a criar um efeito profundo na prática da engenharia. Para ser competitivo no mercado global dos dias de hoje, as mudanças incrementais e métodos empíricos são inadequados. Os produtos

devem ser desenvolvidos e introduzidos nos mercados mais rapidamente como forma de responder à elevada procura mantendo ao mesmo tempo o alto desempenho e custo reduzido.

Atualmente, os engenheiros possuem à sua disposição ferramentas e recursos extraordinários, incluindo computadores e materiais altamente sofisticados. É com esta realidade e com todos estes recursos que o projetista toma a sua decisão em projeto.

A tomada de decisão é um fenómeno universal, que ocorre em todos os indivíduos. O ser humano encontra-se diariamente sujeito a decisões de ter ou não ter que fazer determinada ação, decisões estas que bastantes vezes são triviais mas que a certa altura poderão ser importantes e complexas. Maioritariamente, as decisões tomadas na rotina diária de um indivíduo são baseadas num critério único e são concretizadas por um único decisor (*decision maker*). A responsabilidade de tal decisão depende apenas de único decisor. Contudo, em algumas situações, as decisões envolvem mais que um decisor, tornando a própria decisão bastante mais complexa e difícil de ser tomada.

A tomada de decisão é um processo que pode ser definido de diversas formas devido á sua larga escala de aplicação no quotidiano. Por exemplo, Howard [6], define tomada de decisão da seguinte forma: “tomada de decisão é o que tu tens que fazer quando não sabes o que fazer”. Já Parnell [4] define o mesmo conceito como: “tomada de decisão é uma irrevogável alocação de recursos”. Sage [7] define ainda a mesmo como: “tomada de decisão é um ponto de vista estrutural e formal que relata como o percurso de uma ação leva a um resultado”. Independentemente das várias definições, fica patente que a tomada de decisão é um processo que é tomado por alguém num determinado momento seguindo um ou mais critérios, embora algumas vezes pareça algo instintivo. Pode-se concluir que o papel da tomada de decisão num contexto de projeto de engenharia pode ser definido de várias maneiras. Como se ilustra na Figura 2.1, o processo de decisão é influenciado por condições ou conjuntos de contextos.

O contexto de negócios representa a visão a longo prazo da empresa de engenharia e é, em grande parte, do controle da empresa. Por outro lado, o contexto ambiental não é controlado pela empresa e deve ser por isso considerado uma variável. O contexto de entrada, onde se incluem as possíveis variações de requisitos e restrições, é estabelecido pelos clientes assim como o contexto de saída, onde por sua vez se situam as decisões finais. A relação de proximidade com o cliente é um processo iterativo, onde as necessidades do cliente aliadas ao conhecimento e à capacidade criativa dos engenheiros de projeto, tornam o produto pretendido com as características perfeitas e adequadas ao cliente.

Na engenharia atual decisões de maior ou menor impacto podem ser tomadas por equipas de engenheiros, projetistas e técnicos a trabalhar em locais geograficamente dispersos, sob restrições de custos e de tempo bastante exigentes. Nesta conformidade, a qualidade das decisões pode ser melhorada através da aplicação de ferramentas informáticas. Estas

ferramentas podem ser categorizadas em: conhecimento geral de engenharia, processo/fluxo de trabalho e colaboração [5].

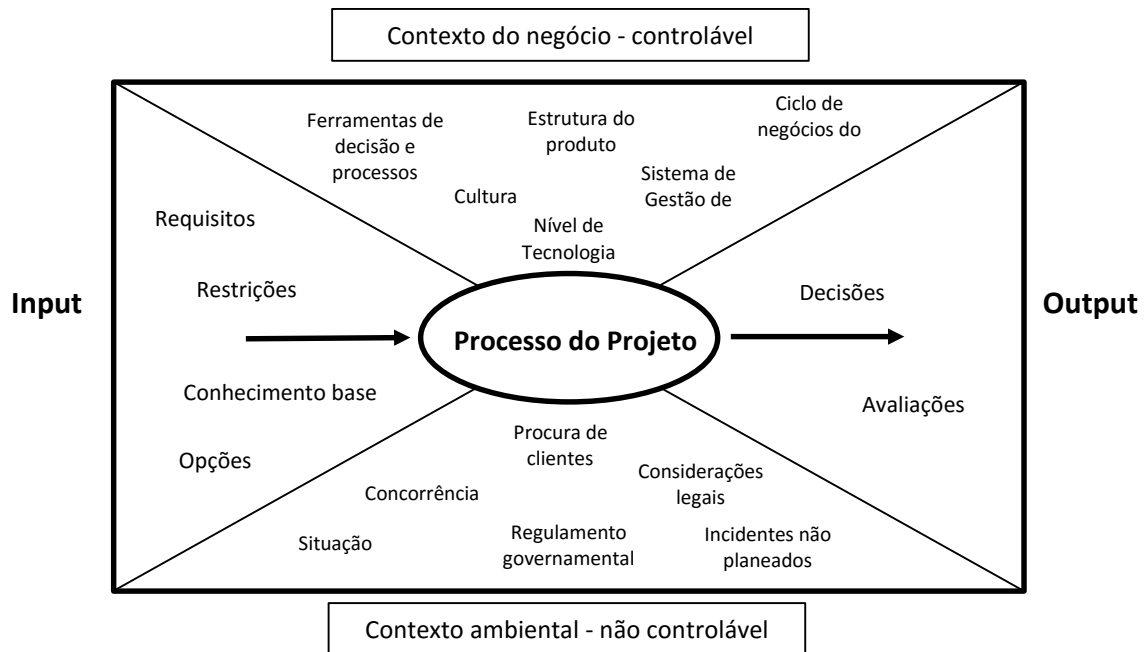


Figura 2.1: Processo de decisão nos contextos do negócio e ambiental. Adaptado de [9].

Atualmente, as ferramentas de conhecimento geral de engenharia incluem programas computacionais de regras para o projeto, permitindo aos engenheiros modelar, analisar e otimizar de forma mais rápida e eficiente o mesmo, enquanto se focam com maior detalhe nas restrições práticas do projeto. Isto oferece maior liberdade ao engenheiro permitindo que o mesmo tenha maior disponibilidade para avaliar e até pensar em possíveis novas opções de projeto, melhorando assim as decisões que venham a ser realizadas sobre o mesmo. As ferramentas de gestão do processo de trabalho ajudam a gerir a execução e coordenação de tarefas através da Internet pelo encaminhamento e acompanhamento do trabalho em todo o processo do projeto. Estas ferramentas ajudam também a gerir a execução do planeamento dos projetos e a conformidade dos processos como por exemplo o controle de configuração de um sistema de um determinado projeto. Ferramentas de colaboração como conferências e partilha de informação via *web* ajudam, no dia-a-dia, todo o processo de projeto dos engenheiros nomeadamente na ponte de ligação que estes têm com, por exemplo, distribuidores, fornecedores ou outras entidades subjacentes ao projeto. Esta colaboração em “tempo real” resulta numa maior coordenação e pontualidade na decisão do projeto.

A análise de decisão, ou teoria de decisão aplicada tem como o objetivo ajudar a tomar decisões simples perante a incerteza. Este campo foi iniciado no século XVIII por cientistas e

matemáticos como Bernoulli, Bayes, e Laplace sofrendo grande evolução nos anos após a segunda Guerra Mundial.

Durante a 2ª Grande Guerra, o crescimento do controlo e dos sistemas de engenharia tornou possível aos decisores (engenheiros) meter em prática ideias já fundamentadas sobre tomada de decisão, com um certo grau de incerteza, perante os problemas existentes. A nova área de análise de decisão permitiu analisar decisões de uma forma sistemática e mais formal e tendo possibilitado ainda um melhoramento nos meios de comunicação entre os que tomam as decisões e os que as aconselham [5].

O grande objetivo da análise de decisão é permitir aos decisores a maior clareza possível de ação numa situação de incerteza na decisão. Situações de maior complexidade e consequente maior dificuldade nas tomadas de decisão podem requerer o acompanhamento e o auxílio de analistas e de programas de modelagem computacional. Este espectro é o domínio de análise de decisão.

Muitas vezes interrogamo-nos: “O que é uma boa decisão?” Uma boa decisão é aquela que é sistematicamente correta dada uma situação devidamente enquadrada por um "decisor" comprometido. A descrição específica desta situação é a Decisão Base. Os três elementos da Decisão Base podem ser imaginados como as pernas de um banco de três pernas, como se mostra na Figura 2.2. A qualidade de uma decisão baseia-se na correta estruturação da decisão, isto é, respondendo à pergunta certa, compreendendo os assuntos abordados na questão (conhecimento), o que pode ser feito para alcançar a melhor decisão (opções) e saber o que se pretende após a tomada de decisão (resultados desejados).

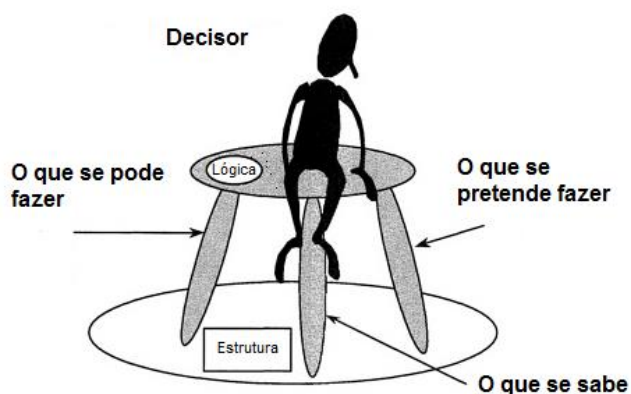


Figura 2.2: A qualidade de uma decisão. Adaptado de [5].

O segundo elemento da Decisão Base é a informação (isto é, o elo de ligação entre as alternativas e o acontecimento final), o qual pode ser apresentado na forma de modelos que

descrevem o campo a que diz respeito a decisão. Algumas decisões, como o lançamento de um satélite por exemplo, têm a vantagem de se basear em extensos modelos físicos para direcionar a decisão. Por outro lado, decisões como por exemplo, as relacionados com a propagação de incêndios florestais ou o evoluir de uma doença irão envolver muito mais incerteza. Maior incerteza ainda é encontrada em outros tipos de decisões como por exemplo o comportamento de um júri ou dos consumidores perante um determinado tipo de publicidade. Independentemente da extensão das modelações disponíveis, o decisor acabará por enfrentar alguma incerteza em qualquer problema de decisão significativa. O decisor representa estas incertezas na forma de probabilidades ou distribuições de probabilidade. As mesmas distribuições podem são apresentadas através de dados experimentais disponíveis, contudo em muitos casos, particularmente em aplicações de novos dispositivos ou sistemas, o julgamento experiente de especialistas pode ser o único recurso disponível [5].

O terceiro elemento da Decisão Base é a preferência, ou o que o decisor pretende. Este elemento possui três dimensões identificáveis na maioria dos casos. A primeira é a valorização dos atributos, com possíveis alterações dos mesmos, e respetivas consequências das decisões. É resumido por uma função de valor especificando o quão mais valioso é um conjunto de atributos em relação a outros. A segunda dimensão de preferência é o tempo. Esta dimensão é essencial para decisões não só financeiras, mas também tem aplicação, por exemplo, nas decisões médicas, onde a qualidade de vida do paciente deve ser equilibrada com a duração da vida, e em quaisquer outras decisões, onde os atributos do futuro deve ser equilibrados contra os atributos de curto prazo. A terceira e última dimensão é a preferência de risco que pode ser descrita com a dimensão da preferência que define qual a probabilidade de distribuição em que os atributos de cada resultado são preferíveis aos outros. Um exemplo que ajuda a perceber esta dimensão é, por exemplo, se o decisor prefere receber um milhão de euros garantidos inicialmente ou prefere atirar uma moeda ao ar visando a possibilidade de vir a ganhar dez milhões de euros ou nada.

Quando os três elementos da Decisão Base são formalmente especificados, a melhor decisão pode ser determinada pelo uso de regras (axiomas) que ajudam a estender o exercício da decisão até ao ponto onde as incertezas, com que o decisor se depara, são explicitamente reconhecidas.

## **2.2. Alguns métodos, teorias e ferramentas para suporte à tomada de decisão em projeto**

São diversas as ferramentas de auxílio à tomada de decisão usadas pelos engenheiros durante as várias fases do projeto. Estas oferecem um suporte analítico e rigoroso aos decisores.

A Engenharia Simultânea é um dos métodos atuais usado pelos engenheiros aquando do desenvolvimento de projetos, sendo mesmo considerado o método mais prático para o sucesso de um projeto. Ferramentas de apoio ao engenheiro como *The Pugh Method*, *Quality Function Deployment*, *Decision Matrix techniques*, e *Analytical Hierarchy Process* são usadas para obter *input* dos *stakeholders* nos processos de projeto. Estas ferramentas incorporam, relativamente, altos níveis de análise subjetiva. Outro conjunto de ferramentas adicional endereçado à diversidade, qualidade e incerteza nos processos de projeto são por exemplo a *Projected Latent Structure*, o *Taguchi method*, e o *Six Sigma*. Estas ferramentas são consideradas de teor mais analítico. Outras ferramentas são ainda usadas para criar alternativas aos engenheiros de projetos como por exemplo a *TRIZ*. Outras teorias de projeto de autores como *Dym* e *Yoshikawa* não são usadas com tanta frequência embora ofereçam maior rigor através de suportes analíticos [5].

Em seguida são descritas sumariamente algumas das teorias e ferramentas previamente mencionadas e de maior relevância no âmbito da presente dissertação incidindo-se posteriormente, com maior detalhe, sobre a Teoria Axiomática do Projeto de N.P.Suh que será a metodologia selecionada para suporte à tomada de decisão neste trabalho.

### **2.2.1. Engenharia Simultânea**

Engenharia Simultânea ou Concorrente pode ser definida como sendo uma abordagem simultânea e integrada à conceção de produtos e aos processos com ela relacionados incluindo a produção e suporte, ou seja é uma metodologia de trabalho baseada na paralelização de tarefas com o fim de reduzir o tempo total necessário para colocar um novo produto no mercado. Esta abordagem considera simultaneamente todos os elementos do ciclo de vida do produto a partir da sua conceção, incluindo a qualidade, o custo, o planeamento das fases do projeto e fabrico, exigências do cliente, etc. [8]. De acordo com *Dean e Unal* [9], engenharia concorrente consiste em juntar as pessoas certas no momento certo para identificar e resolver questões do projeto.

A engenharia concorrente tem como principais características:

- Redução do ciclo de vida;
- Sobreposição de atividades funcionais;
- Colaboração de decisões funcionais;
- Evolução paralela das decisões de projeto;

Na Tabela 2.1, destacam-se as principais diferenças entre a engenharia concorrente e a engenharia tradicional de projeto.

Tabela 2.1: Diferenças entre a Engenharia Concorrente e a Engenharia Tradicional.

<b>Engenharia tradicional (sequencial)</b>	<b>Engenharia Simultânea (Concorrente)</b>
Projeto sequencial	Projeto de produtos e processos desenvolvidos paralelamente
Trabalho centrado nas funções	Trabalho centrado no projeto, portanto, multifuncional
Considerações sequenciais no ciclo de vida do produto	Considerações concorrentes no ciclo de vida do produto
Ferramentas de gestão do projeto convencionais	Ferramentas de gestão do projeto apropriadas
Cliente e fornecedor não são envolvidos no projeto	Os <i>stakeholders</i> fornecem informações para o projeto

A Figura 2.3 ilustra esquematicamente as diferenças do processo de um projeto realizado por engenharia concorrente e por engenharia tradicional [5].

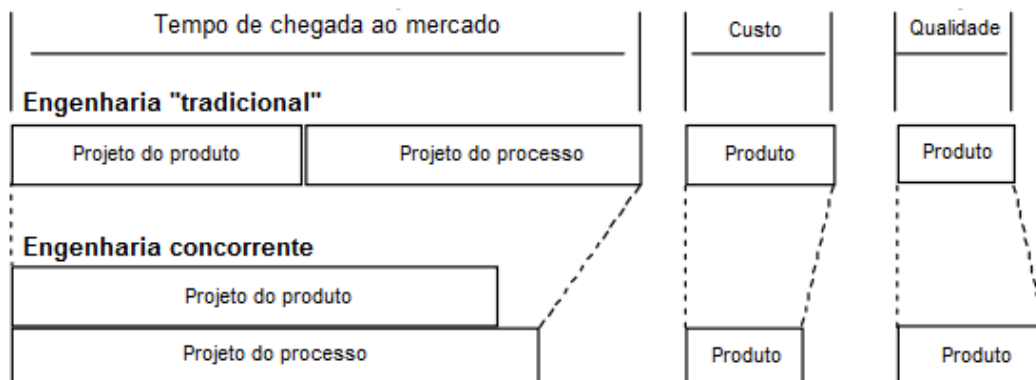


Figura 2.3: Diferenças no projeto entre a engenharia concorrente e a engenharia tradicional [10].

Esta abordagem procura atender à necessidade continuada de criar ciclos mais curtos de desenvolvimento dos produtos e à necessidade de representar os contributos informativos oriundos dos *stakeholders*. Neste universo concorrente, atividades funcionais, tais como a conceção e projeto do produto e a sua própria forma de ser fabricado, são realizadas

simultaneamente. Contrasta com o processo de série tradicional, em que a equipa de projeto termina a sua tarefa antes de o departamento de desenho e implementação do projeto iniciar o seu. Devido à sobreposição de atividades funcionais, os tempos de ciclo podem ser bastante reduzidos e as decisões tornam-se altamente interdependentes. Os reduzidos tempos de ciclo exigem um disciplinado planeamento e acompanhamento das decisões-chave, bem como uma perfeita gestão na sequência das decisões de projeto. O cruzamento de tomadas de decisões funcionais das várias tarefas, requer que se use uma base de dados integrada, de fonte fiável e de fácil acesso.

A Engenharia Simultânea abrange setores desde a montagem do produto, custos, satisfação do cliente, sustentabilidade, viabilidade, produtividade, operabilidade, desempenho, qualidade, risco, segurança, planeamento, aceitação social e todos os outros atributos do produto. A Figura 2.4 representa, simplificada, os principais agentes que afetam a Engenharia Concorrente.

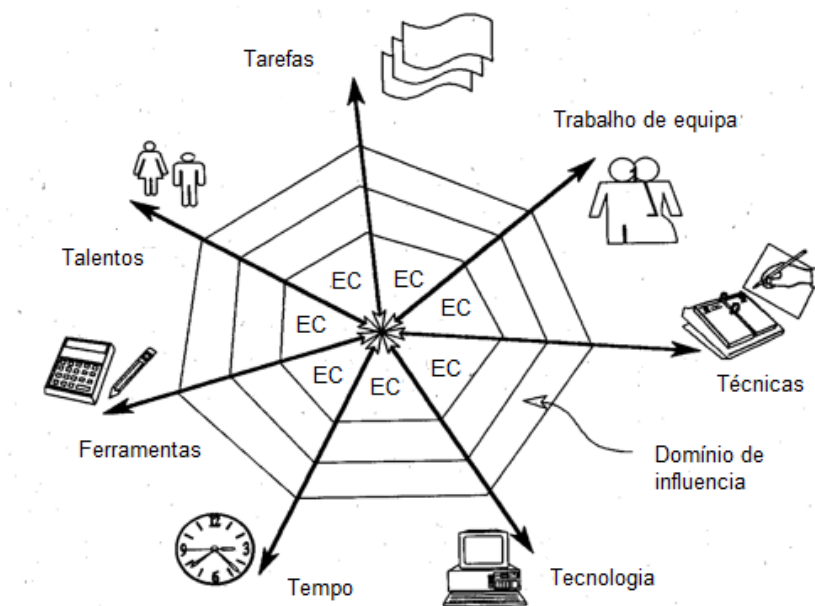


Figura 2.4: Agentes que afetam a Engenharia Concorrente [5].

### 2.2.2. Desdobramento da Função Qualidade (QFD)

O Desdobramento da Função Qualidade ou o *Quality Function Deployment* (QFD) como é normalmente designado, é uma metodologia proposta e desenvolvida por volta de 1966 por *Yogi Akao*, do Departamento de Qualidade do *Mitsubishi Heavy Industries*, para o projeto de construção de petroleiros. O valor da sua metodologia para o desenvolvimento de produtos

tornou-se patente com os estudos feitos por meio da introdução de mapas de desenvolvimento por *Nishimura* e *Takayanagi* em 1972, ano em que o primeiro artigo sobre QFD foi publicado pela *Mitsubishi Heavy Industries*.

Pode-se dizer que a originalidade do método desenvolvido por *Akao* e seus colaboradores foi o encadeamento e o desdobramento de matrizes, que partindo de variáveis associadas à voz do cliente, permitem, no fim do processo, chegar à fabricação do produto, destacando-se aí as características de elevada qualidade segundo os desejos do cliente.

O QFD pode ser considerado uma ferramenta apropriada para auxiliar a tomada de decisões com vista a desenvolver ou aperfeiçoar novos produtos e processos, sendo também aplicável a serviços. A metodologia está estruturada de forma a levar em consideração pontos de vista dos clientes, da organização, das áreas de produção e de sectores de desenvolvimento segundo as necessidades tecnológicas. A técnica apresenta resultados através de gráficos facilmente compreensíveis, além de várias matrizes que podem ser reutilizadas no futuro. Numa época em que a Gestão do Conhecimento é fator importante para a competitividade das empresas, o QFD tem uma participação destacada. Além do uso comercial para o desenvolvimento de produtos de consumo mais tradicionais, o QFD tem sido utilizado na área militar, como ocorreu no desenvolvimento de jato norte-americano F15 [5].

Através de várias abordagens, o QFD permite a construção da Casa da Qualidade, denominação apropriada visto que, não só as matrizes num desenho único se assemelham a uma casa, como também permite que a Gestão da Qualidade (TQM, *Total Quality Management*) e os conhecidos métodos de *Demming* (ciclo PDCA, *Plan, Do, Check, Act*) sejam empregues. A Figura 2.5 ilustra genericamente a estrutura da Casa da Qualidade.

A técnica do QFD pode ser usada com sucesso, permitindo que as empresas que adotem esta metodologia possam estabelecer táticas bem sucedidas de entrada no mercado. A sua implementação requer um investimento inicial de recursos sob a forma de capital financeiro, equipas especializadas e ferramentas de *software*. Entre as numerosas aplicações disponíveis no mercado para auxiliar a sua execução, houve uma que se destacou, não só pela sua facilidade de utilização, como também por vir acompanhada de um excelente manual de utilização. Trata-se do QFD Designer, da Qualisoft.com [5].

É interessante verificar que dentro das diversas metodologias utilizadas para conceção e desenvolvimento do produto, o QFD, além de apresentar um conteúdo razoável de rigor científico, também salienta o trabalho de equipa.

O QFD divide o processo de desenvolvimento de produto nas seguintes fases:

- Conceito, onde é focada a metodologia do QFD;
- Projeto, onde o conceito inicial é dividido em subsistemas e subprojectos;

- Preparação/Produção, contempla a verificação do sistema, prontidão e produção

Embora exista já bastante documentação de “como fazer QFD” verifica-se uma relativa escassez de exemplos de matrizes disponíveis. As matrizes de QFD tornam-se altamente confidenciais devido à elevada densidade de informação sobre o produto ou serviço em causa.

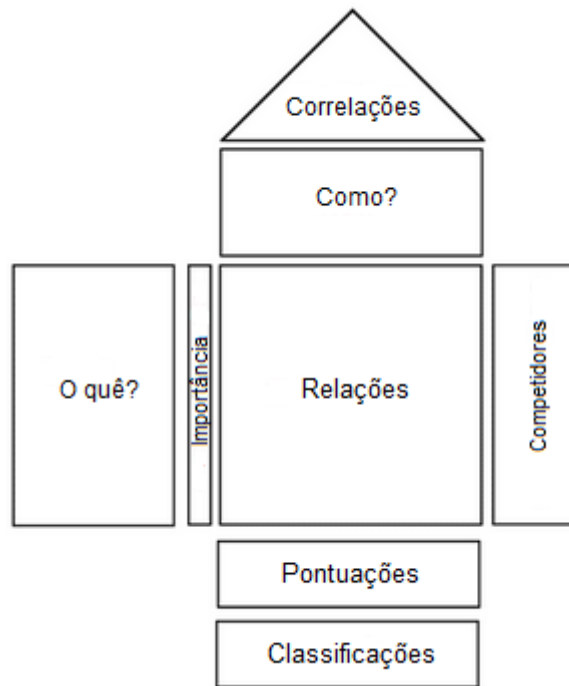


Figura 2.5: Componentes da Casa da Qualidade de um processo QFD.

### 2.2.3. Matriz de Decisão

A Matriz de Decisão é uma ferramenta que permite uma análise rápida através de critérios que favorecem uma visão mais ampla e coerente de várias alternativas. Auxilia na identificação de pontos fortes e fracos de cada ideia, tornando mais simples a escolha para um próximo projeto. A matriz de decisão pode ser construída utilizando critérios económicos ou técnicos. Nas linhas da matriz devem ser introduzidos os critérios a usar enquanto nas colunas devem ser apresentadas as diversas alternativas para o problema em questão. Para cada opção (coluna) cada critério (linha) é avaliado com um valor, normalmente numa escala de 1 a 10. Os critérios possuem pesos diferentes de forma a valorizar mais ou menos determinadas características pretendidas para o projeto. O valor final de cada célula é encontrado multiplicando os pesos dos critérios pelo seu valor de projeto correspondente. Na Tabela 2.2 é apresentada

uma Matriz de decisão meramente exemplificativa para perfeito entendimento da ferramenta em questão.

Tabela 2.2: Exemplo de matriz de decisão aplicada à seleção de uma marca de pneus.

Critérios	Pesos	Alternativas		
		Marca A	Marca B	Marca C
Custo	0.3	8	7	5
Durabilidade	0.2	8	10	4
Aderência ao asfalto	0.5	3	5	10
<b>Soma</b>	<b>1</b>	<b>5.5</b>	<b>6.6</b>	<b>7.3</b>

Na tabela acima apresentada ilustra-se uma situação de seleção de pneus para as rodas um veículo de cidade. Como critérios foram selecionados o custo, durabilidade e a aderência ao asfalto, cada um com diferentes ponderações. Como alternativas as marcas analisadas foram a Marca A, Marca B e Marca C. É notório que a A e a B possuem bons índices de custo e durabilidade, pecando por sua vez na aderência ao asfalto, que nesta situação é o critério de maior relevância, isto é, com maior peso. A marca C é, por sua vez, a marca com maior valor de aderência ao asfalto, conseguindo por isso ter uma pontuação total superior às outras duas marcas, sendo considerada a melhor solução. A decisão, através desta técnica/ferramenta, será sem dúvida a aquisição de pneus da Marca C.

#### 2.2.4. Processo de hierarquia analítica (AHP)

O Processo de Hierarquia Analítica ou *Analytic Hierarchic Process* (AHP) como é normalmente referido, é uma técnica estruturada para organizar e analisar decisões complexas, com base na matemática e na psicologia. Foi desenvolvido por *Thomas L. Saaty* na década de 1970 e tem sido extensivamente estudada desde então.

Atualmente é utilizada em todo o mundo numa grande variedade de situações de decisão, em áreas como governo, empresas, indústria, saúde, construção naval e educação.

Os engenheiros, ao usarem esta técnica de apoio à tomada de decisão, primeiro decompõem o seu problema de decisão numa hierarquia de sub-problemas para maior facilidade

de compreensão, onde cada um dos quais pode ser analisado separadamente. Os elementos da hierarquia podem ser relativos a qualquer aspeto do problema de decisão desde tangíveis a intangíveis, cuidadosamente ponderados ou com uma ponderação grosseira, bem ou mal compreendidos etc.

Após a estruturação da hierarquia, os decisores avaliam sistematicamente os seus diversos elementos, comparando-os uns com os outros, dois de cada vez, relativamente ao seu impacto sobre um elemento acima deles na hierarquia. Ao serem realizadas estas comparações, os decisores podem usar dados concretos sobre os elementos, mas muitas vezes fazem uma análise pessoal e usam os seus próprios julgamentos sobre o significado e a importância relativa dos respetivos elementos. Está na essência da AHP que julgamentos humanos, e não apenas a informação subjacente, possam ser utilizados na realização das avaliações [11].

A AHP converte essas avaliações para valores numéricos que podem ser processados e comparados em toda a gama do problema. Um valor numérico com determinada ponderação é alocado a cada elemento da hierarquia, permitindo que diversos elementos sejam comparados entre si de uma forma racional e coerente. Esta capacidade distingue a AHP de outras técnicas de tomada de decisão.

No passo final do processo, os valores numéricos atribuídos aos elementos são calculados para cada uma das alternativas de decisão. Estes números representam a capacidade relativa das alternativas para atingir a melhor decisão.

O procedimento para usar corretamente a técnica AHP pode ser resumido como:

1. Modelar o problema como uma hierarquia que contenha o objetivo de decisão, as alternativas para alcançá-la, e os critérios para avaliar as alternativas.

2. Estabelecer prioridades entre os elementos da hierarquia, fazendo uma série de decisões com base em comparações de pares de elementos. Por exemplo, ao comparar duas potenciais aquisições de marcas de pneus, os clientes poderiam atribuir maior significado à aderência ao asfalto em vez do custo, e ao custo em vez da durabilidade.

3. Sintetizar estas decisões para criar um conjunto de prioridades gerais para a hierarquia. Isto combinaria as decisões sobre aderência ao asfalto, o custo e a durabilidade com as marcas X, Y e Z.

4. Verificar a consistência das decisões.

5. Chegar a uma decisão final com base nos resultados deste processo[12]

Na Figura 2.6 é ilustrada uma imagem com o processo AHP.

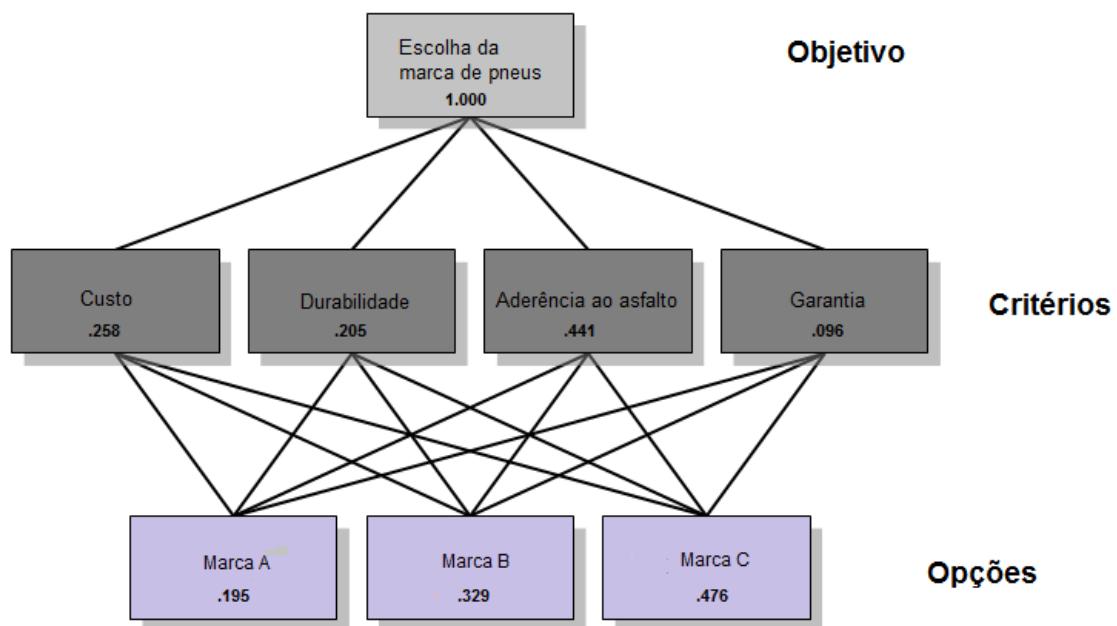


Figura 2.6: AHP.

No exemplo ilustrado na Figura 2.6, o objetivo é selecionar a marca de pneus mais adequada a partir de três marcas pré-selecionadas. Os fatores a serem considerados são o custo, a durabilidade, a aderência ao asfalto e a garantia. De acordo com as ponderações e decisões dos decisores, a marca C é a preferível.

## 2.2.5. Teoria Axiomática do Projeto

### 2.2.5.1. Introdução

A Teoria Axiomática de Projeto é uma teoria de projeto criada e desenvolvida pelo professor do MIT, *Nam P. Suh*, no final da década de 70 do século passado. *Suh* define formalmente projeto como a criação de soluções sintetizadas na forma de produtos, processos ou sistemas que satisfaçam as necessidades dos clientes através do *mapping* (relações entre os domínios do processo axiomático) entre os Requisitos Funcionais (RFs) no domínio funcional e os Parâmetros do Projeto (PPs) no domínio físico, por meio da correta seleção dos PPs que satisfazem os RFs [13]. Mais à frente serão abordados mais detalhadamente estes conceitos.

Segundo *Suh*, estas pesquisas iniciaram-se com o objetivo de estabelecer um centro de pesquisa na manufatura e no ensino. *Suh* acreditava fortemente que existia um conjunto de

princípios que determinavam boas práticas de projeto e que estabelecer uma base disciplinar para o projeto e manufatura, deveria ser parte dos esforços do novo centro [14].

A abordagem axiomática de projetos tem início com a premissa de que existem princípios básicos que governam o comportamento intrínseco do processo de projeto. Os dois axiomas existentes nesta teoria de projeto são o cerne de toda a metodologia. A teoria axiomática tem tido impacto em diversos campos da ciência e da tecnologia. Os axiomas da geometria Euclidiana ainda formam a base para o projeto geométrico (entre outras coisas); as leis de Newton constituíam axiomas quando o mesmo as enunciou e a primeira e a segunda lei da termodinâmica são igualmente axiomas. Os conceitos de energia, entropia e força foram definidos baseados nestes axiomas [15].

*Suh* identificou os elementos comuns de vários projetos realizados com sucesso nas indústrias e nas universidades e generalizou estes elementos evoluindo a doze “hipotéticos” axiomas. Estes foram reduzidos a seis “hipotéticos” axiomas e seis corolários, dando origem a um dos seus primeiros trabalhos [16] ilustrando a aplicação da abordagem axiomática a sistemas de manufatura. Posteriormente, os respetivos axiomas foram reduzidos a dois, resultando em novas publicações: [17] e [18]. De entre as suas publicações mais importantes, destacam-se os seus três livros, *The Principles of Design* [13], *Axiomatic Design: Advances and Applications* [19] e *Complexity: Theory and Applications* [20].

### **2.2.5.2. Conceitos da Teoria Axiomática do Projeto**

A abordagem axiomática de projeto possui quatro conceitos principais que definem as atividades e regras a serem seguidas no processo de projeto:

1. Domínios
2. Hierarquias
3. “Ziguezague”
4. Axiomas, Corolários e Teoremas

- **Domínios**

Durante o processo de projeto, o produto que está a ser considerado pode ser relacionado a quatro domínios: domínio do cliente, domínio funcional, domínio físico e domínio processo, conforme ilustrado na Figura 2.7. O número de domínios permanece constante, mas a natureza dos elementos de projeto em cada domínio poderá alterar-se, dependendo do campo do problema.

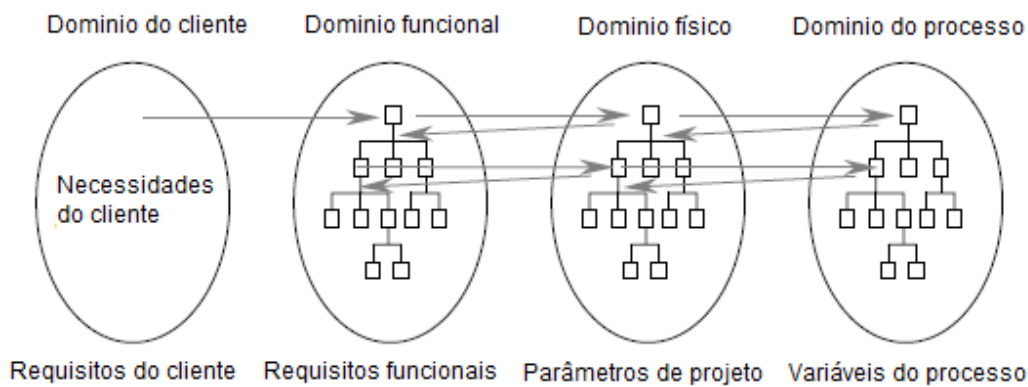


Figura 2.7: Os quatro domínios da axiomática e respetivos elementos [14].

Para cada par de domínios adjacentes, o domínio à esquerda representa “o que se deseja atingir” e o da direita representa a solução do projeto, indicando “como se pode satisfazer os requisitos especificados no domínio da esquerda”. Para auxiliar a equipa de projeto a sair do “quê” para o “como”, a abordagem axiomática estabelece um *mapping* entre os domínios. Este *mapeamento* revela as relações de dependência no processo de mudança entre domínios e são representadas pelas matrizes de projeto. Porém, apenas as relações entre os domínios do Cliente e Funcional não podem ser representados pela matriz de projeto por não se apresentarem estritamente organizadas [21]. Associado a cada domínio estão os elementos de projeto que cada um contém, conforme ilustra a Tabela 2.3. Por motivos de simplificação do texto serão utilizadas abreviaturas para referir os elementos de cada domínio, porém traduzidos para a língua portuguesa de maneira a proporcionar maior clareza ao leitor, e sendo assim utilizados no decorrer deste trabalho.

Tabela 2.3: Elementos de projeto de cada domínio.

Domínio	Elemento
Cliente	Requisito do cliente (RC)
Funcional	Requisito funcional (RF)
Físico	Parâmetro do projeto (PP)
Processo	Variável do processo (VP)

Os Requisitos do Cliente (RCs) expressam as necessidades e expectativas dos mesmos ao longo de todo o ciclo de vida do produto. Em geral, tais necessidades não são mensuráveis e servirão de base para o estabelecimento do conjunto de requisitos funcionais, os quais irão descrever o problema de projeto. Os Requisitos Funcionais (RFs) são definidos como o mínimo de requisitos independentes que caracterizam por completo os objetivos do projeto para uma determinada necessidade [22]. Por outras palavras, os RFs representam quais as ações ou o conjunto de ações que o produto ou o processo deverá estar sujeito para satisfazer as necessidades dos clientes. Estarão sujeitos a restrições que irão fornecer limites aceitáveis para o projeto. Os Parâmetros de Projeto (PPs) são os elementos da solução de projeto no domínio físico, escolhidos para satisfazer os requisitos funcionais especificados, sendo estabelecidos de forma independente da solução. As Variáveis do Processo (VPs) são os elementos no domínio do processo que caracterizam o processo e que satisfazem os PPs especificados, sendo também estabelecidos de forma independente da solução. A Tabela 2.4 exemplifica os elementos de projeto para diferentes áreas. Como exemplo, considere-se a área de ciência dos materiais em que o objetivo seja desenvolver materiais com determinadas propriedades (RFs). Isto é realizado através do projeto de microestruturas (PPs) para satisfazer os RFs e o desenvolvimento de métodos de processamento de materiais (VPs) para criar a microestrutura desejada. No caso do projeto de produtos, o domínio do cliente contém os requisitos do consumidor ou atributos desejados pelo consumidor; o domínio funcional consiste nos requisitos funcionais, frequentemente definidos como especificações de engenharia e restrições; o domínio físico é o domínio no qual os parâmetros de projeto (PPs) são escolhidos de forma a satisfazer os RFs; e o domínio do processo especifica os métodos de manufatura que poderão produzir os PPs [14].

Tabela 2.4: Classificação de projetos de diversas áreas, segundo os quatro domínios da abordagem axiomática [15].

<b>Área</b>	<b>Domínio do cliente</b>	<b>Domínio funcional</b>	<b>Domínio físico</b>	<b>Domínio do processo</b>
Produtos	Atributos desejados pelos consumidores	Requisitos funcionais especificados para o produto	Variáveis físicas que podem satisfazer aos requisitos funcionais	Variáveis de processo que podem controlar parâmetros de projeto (PPs)
Materiais	Desempenho desejado	Propriedades requeridas	Microestrutura	Processos
Software	Atributos desejados do software	Saída	Variáveis de entrada e algoritmos	Sub-rotinas
Sistemas	Atributos desejados do sistema como um todo	Requisitos funcionais para o sistema	Máquinas ou componentes, subcomponentes	Recursos (humanos, financeiros, materiais, etc)

- **Hierarquias**

O conceito de hierarquia é utilizado para descrever o processo de decomposição do produto ou processo de um determinado nível de abstração para níveis com maior detalhe (de sistemas para subsistemas; de montagens, para peças etc.). A hierarquia existe para qualquer produto nos domínios funcional, físico e do processo, e representa a arquitetura do produto [13]. Este processo é descrito através da Figura 2.8. No caso do domínio funcional, o nível mais elevado, representa a função global do sistema.

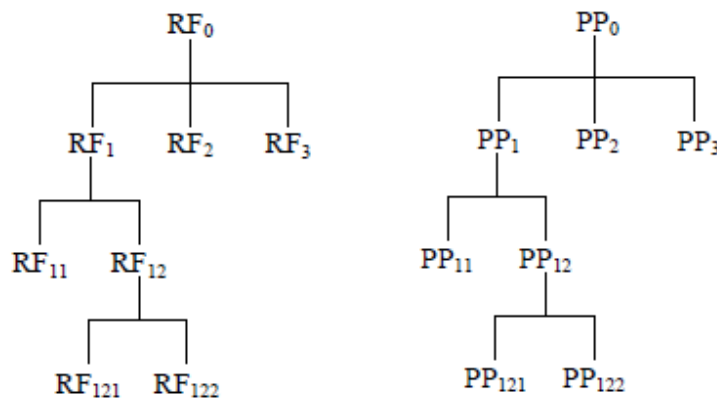


Figura 2.8: Exemplo de hierarquia de um projeto [14].

De acordo com a teoria axiomática, os objetivos do projeto são estabelecidos no domínio funcional enquanto a solução é estabelecida no domínio físico. O projeto consiste então em interligar estes dois domínios para cada nível hierárquico [13].

- **“Ziguezague”**

O terceiro conceito da abordagem axiomática descreve o processo de mudanças entre os pares de domínios ao longo da decomposição do objeto de projeto. Ou seja, a equipa de projeto executa um processo em que realiza um ziguezague entre os domínios, decompondo o problema de projeto. Num determinado nível do objeto de projeto, por exemplo, existe um determinado conjunto de RFs. Antes que estes RFs possam ser decompostos, os correspondentes PPs devem ser selecionados. Uma vez que um RF seja satisfeito pelo seu correspondente PP, este RF pode então ser decomposto num conjunto de subrequisitos funcionais e o processo é repetido. Este processo é ilustrado na Figura 2.9 e sua importância reside no fato de que as decisões tomadas em níveis superiores afetam os níveis inferiores. Se os RFs forem alterados, então a solução muda, ou seja, uma nova solução deve ser encontrada. Desta forma, o projeto envolve uma contínua interação entre o que se quer atingir e como se quer atingi-la [14].

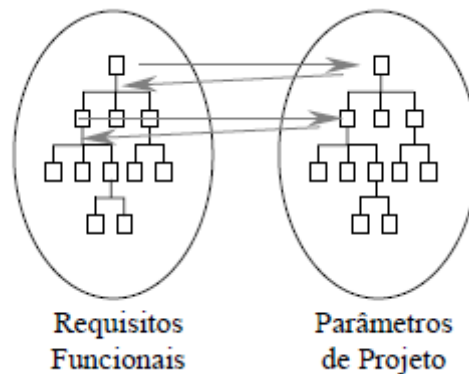


Figura 2.9: Exemplo de ziguezague [14].

- **Axiomas, Corolários e Teoremas**

O termo Projeto pode ser formalmente definido como a criação de soluções, sintetizadas em forma de produtos, processos ou sistemas que satisfaçam as necessidades dos clientes. No caso da Teoria Axiomática, o projeto é alcançado por meio da seleção apropriada dos PPs que satisfaçam os RFs. Esta seleção é realizada com base no *mapping* entre os RFs no domínio funcional e os PPs no domínio físico [13]. Este *mapping* não é único e, desta forma, várias alternativas podem ser elaboradas. Os axiomas de projeto fornecem os critérios que este *mapping* deve satisfazer para produzir um bom projeto, fornecendo uma base de comparação e seleção para o projeto.

Por definição, os axiomas são fundamentos verdadeiros que são sempre considerados válidos por não existirem contra-exemplos ou exceções. Os axiomas não podem ser provados ou derivados de algo mas poderão ser invalidados por contra-exemplos ou exceções. A teoria da axiomática do projeto contempla dois axiomas onde assenta a sua base metodológica. O primeiro axioma é o axioma da independência: “Manter a independência dos Requisitos Funcionais”. Num projeto aceitável, os PPs e os RFs são relacionados de tal forma que um determinado PP pode ser ajustado para satisfazer o seu correspondente RF, sem afetar os demais [13]. Desta forma, soluções ótimas podem ser obtidas, não se limitando a soluções de compromisso. O segundo é o axioma da informação: “Minimizar o conteúdo de informação”. Entre todos os projetos que satisfaçam o primeiro axioma, aquele com menor conteúdo de informação é o melhor [13]. Desta forma, projetos que minimizem o número de requisitos funcionais e restrições, apresentem partes integradas preservando a sua independência funcional, utilizem componentes padronizados e intercambiáveis e apresentem simetria tanto quanto possível, resultarão em projetos que possuem um reduzido conteúdo de informação, o que significa uma maior probabilidade de sucesso. O conteúdo de informação de um projeto pode ser quantitativamente definido através da expressão (2.1).

$$I = \log_2 \left( \frac{1}{p} \right) \quad (2.1)$$

em que  $p$  representa a probabilidade de satisfazer um RF com um PP.

No caso de existirem vários RFs e PPs, a expressão genérica para cálculo do conteúdo de informação é a apresentada na expressão (2.2).

$$I_{Total} = \sum_{i=1}^n I_i = \sum_{i=1}^n \log_2 \left( \frac{1}{p_i} \right) \quad (2.2)$$

*Suh*, estabeleceu igualmente teoremas e corolários derivados dos dois axiomas referidos. Um teorema é uma proposição que pode não ser auto-evidenciada, mas que pode ser provada a partir de axiomas previamente aceites. É considerado equivalente a uma lei ou um princípio. Consequentemente, um teorema é válido se seus respetivos axiomas deduzidos forem válidos. Um corolário, por sua vez, é uma proposição consequente de axiomas ou de outras proposições, que tenham sido provadas, ou seja é algo que é deduzido de uma verdade já demonstrada [13]. Existem 26 teoremas e 8 corolários e que suportam toda a teoria axiomática do projeto.

### 2.2.5.3. Matriz de Projeto

Definindo um vetor  $\{RF\}$  que contenha os requisitos funcionais e outro vetor  $\{PP\}$  que contenha os PPs, projetar consiste então em selecionar o apropriado conjunto de PPs de forma que a expressão (2.3) seja satisfeita.

$$\{RF\} = [A] \times \{PP\} \quad (2.3)$$

O vetor  $\{RF\}$  expressa o que se pretende em termos de metas de projeto, e o produto das matrizes  $[A] \times \{PP\}$  expressa como se espera satisfazer os requisitos funcionais do projeto. A matriz  $[A]$  é a matriz de projeto ilustrada pela expressão (2.4):

$$A = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{1n} \\ A_{21} & A_{22} & A_{2n} \\ A_{n1} & A_{n2} & A_{nn} \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

Os elementos da matriz de projeto  $A_{ij}$  podem assumir duas formas: valores numéricos ou letras. A representação na forma de letras é utilizada simplesmente para indicar uma relação de dependência entre os RFs e os PPs. O símbolo “X” expressa a existência de uma relação. O símbolo “0” indica que não existe relação alguma. Na forma de valores numéricos, a matriz de

projeto pode assumir também relações descritas por equações ou simplesmente números que modelam matematicamente as relações físicas [14].

Como já mencionado anteriormente, a matriz de projeto ilustra as relações existentes entre os diferentes domínios da abordagem axiomática. Contudo, neste trabalho quando se fizer referência à matriz de projeto, serão consideradas apenas as relações existentes entre funções e soluções, devido a limitações na fase de projeto conceitual de produtos. Desta forma, a matriz de projeto demonstrará as relações existentes entre funções e soluções, ou seja, as relações entre RFs e PPs em um dado nível da hierarquia do projeto. Na abordagem axiomática, o tipo de relação caracteriza a solução do problema. A Figura 2.10 ilustra essa mesma relação entre RFs e PPs, demonstrando-a através de uma equação matricial e uma representação gráfica [14].

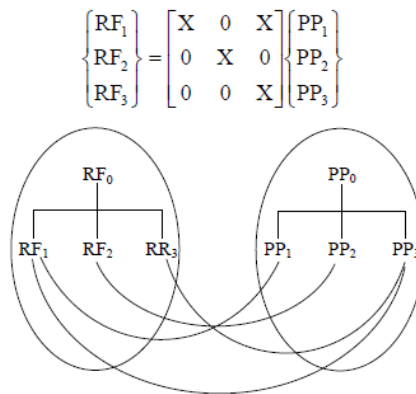


Figura 2.10: Relação entre domínios.

Existem três tipos de matrizes de projeto. O primeiro tipo é aquela que satisfaz o primeiro axioma, e é obtida quando [A] é uma matriz diagonal, descrita pela expressão (2.5). Esta solução designa-se por solução desacoplada.

$$\begin{Bmatrix} RF_1 \\ RF_2 \\ RF_3 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & 0 & 0 \\ 0 & A_{22} & 0 \\ 0 & 0 & A_{33} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} PP_1 \\ PP_2 \\ PP_3 \end{Bmatrix} \quad (2.5)$$

As respectivas equações são:

$$RF_1 = A_{11}PP_1$$

$$RF_2 = A_{22}PP_2 \quad (2.6)$$

$$RF_3 = A_{33}PP_3$$

A solução apresentada de seguida, na expressão (2.7), viola em qualquer situação, o primeiro axioma. Neste caso a solução é denominada acoplada.

$$\begin{pmatrix} RF_1 \\ RF_2 \\ RF_3 \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} PP_1 \\ PP_2 \\ PP_3 \end{pmatrix} \quad (2.7)$$

As respetivas equações são:

$$\begin{aligned} RF_1 &= A_{11}PP_1 + A_{12}PP_2 + A_{13}PP_3 \\ RF_2 &= A_{21}PP_1 + A_{22}PP_2 + A_{23}PP_3 \\ RF_3 &= A_{31}PP_1 + A_{32}PP_2 + A_{33}PP_3 \end{aligned} \quad (2.8)$$

O terceiro tipo é denominado por matriz ou solução desacoplável e é representado pela expressão (2.9). Aqui, a independência dos RFs pode ser assegurada se os PPs estiverem dispostos na matriz de projeto de modo que constituam uma matriz triangular (matriz quadrada onde todos os elementos acima ou a baixo da diagonal principal ou secundária são todos iguais zero). Neste caso, a violação ou não do primeiro axioma depende da ordem de fixação dos PPs. Uma correta sequência na fixação dos PPs é a chave para manter a independência funcional. Se se fixar  $PP_1$  primeiro, então o valor do  $RF_1$  fica definido. Embora os  $RF_2$  e  $RF_3$  sejam afetados, é possível alterar o  $PP_2$  para definir o valor de  $RF_2$  sem afetar o  $RF_1$ . Finalmente o  $PP_3$  pode ser alterado para definir o  $RF_3$  sem afetar o  $RF_1$  e o  $RF_2$ . Se a ordem inversa tivesse sido aplicada e o valor de  $PP_3$  tivesse sido fixado para definir o  $RF_3$  e de seguida o  $PP_2$  para definir o  $RF_2$ , o valor de  $RF_3$  ir-se-ia alterar quando se alterava  $PP_2$ .

$$\begin{pmatrix} RF_1 \\ RF_2 \\ RF_3 \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & 0 & 0 \\ A_{21} & A_{22} & 0 \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} PP_1 \\ PP_2 \\ PP_3 \end{pmatrix} \quad (2.9)$$

As respetivas equações são:

$$\begin{aligned} RF_1 &= A_{11}PP_1 \\ RF_2 &= A_{21}PP_1 + A_{22}PP_2 \\ RF_3 &= A_{31}PP_1 + A_{32}PP_2 + A_{33}PP_3 \end{aligned} \quad (2.10)$$

A representação gráfica para estes três tipos de solução é ilustrada na Figura 2.11.

Num projeto ideal, o número de DPs é igual ao número de FRs sendo garantida a independência entre os FRs (Teorema 4). Porém nem sempre isso acontece existindo duas

possibilidades: um maior número de RFs ou um maior número de PPs. Quando o projeto for caracterizado por uma maior quantidade de RFs do que PPs este será um projeto acoplado ou um projeto onde os RFs não poderão ser satisfeitos (teorema 1) [14]. A situação abordada é representada pela expressão (2.11), ilustrada na forma de matrizes e equações.

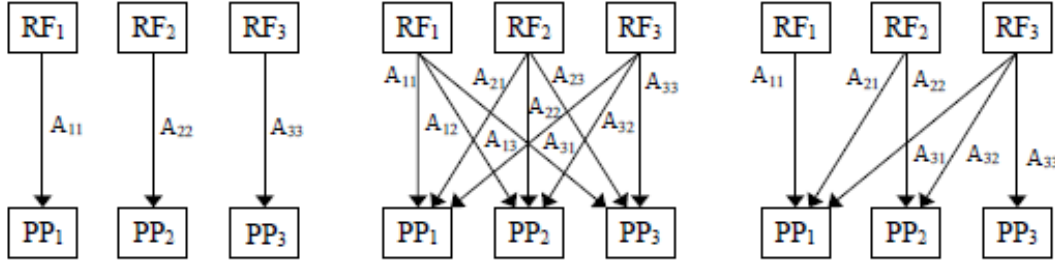


Figura 2.11: Representação gráfica das matrizes de projeto para as três soluções possíveis: desacoplada, acoplada e desacoplável, respetivamente [14].

$$\begin{cases} RF_1 \\ RF_2 \\ RF_3 \end{cases} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{21} & A_{22} \\ A_{31} & A_{32} \end{bmatrix} \begin{cases} PP_1 \\ PP_2 \end{cases} \Leftrightarrow \begin{cases} RF_1 = A_{11}PP_1 + A_{12}PP_2 \\ RF_2 = A_{21}PP_1 + A_{22}PP_2 \\ RF_3 = A_{31}PP_1 + A_{32}PP_2 \end{cases} \quad (2.11)$$

Supondo que os todos os elementos da matriz de projeto da equação (2.11) sejam nulos, à exceção de  $A_{11}$  e  $A_{22}$ , não seria possível satisfazer o RF3 alterando-se PP1 e PP2. Por outro lado, se  $A_{31}$  ou  $A_{32}$  forem diferentes de zero a independência dos RFs será comprometida. Tais considerações justificam as afirmações descritas anteriormente, ou seja, quando o número de RFs for superior ao número de PPs, o projeto será caracterizado como um projeto acoplado ou um projeto onde os RFs não poderão ser satisfeitos. Quando o projeto for caracterizado por uma maior quantidade de PPs do que RFs este poderá ser caracterizado como um projeto desacoplado, acoplado ou um projeto redundante (teorema 3). A situação em questão é representada pela expressão (2.12), ilustrada na forma de matrizes e equações.

$$\begin{cases} RF_1 \\ RF_2 \end{cases} = \begin{bmatrix} AA_{11} & AA_{12} & AA_{13} \\ AA_{21} & AA_{22} & AA_{23} \end{bmatrix} \begin{cases} PP_1 \\ PP_2 \\ PP_3 \end{cases} \Leftrightarrow \begin{cases} RF_1 = AA_{12}PP_2 + AA_{13}PP_3 \\ RF_2 = AA_{21}PP_1 + AA_{22}PP_2 + AA_{23}PP_3 \end{cases} \quad (2.12)$$

Visando justificar estas afirmações abordadas, assume-se primeiramente que todos os elementos da matriz de projeto de 7 sejam nulos, à exceção de  $A_{11}$  e  $A_{22}$ . Neste caso, o projeto será caracterizado como desacoplado e o PP3 não apresentará nenhuma influência no projeto.

Por outro lado, se  $A_{12} = A_{21} = A_{23} = 0$ , então o projeto será redundante, pois mesmo que mantenha a independência funcional devido aos PPs que afetam o RF1 não afetarem o RF2, o RF1 será controlado por dois PPs, PP1 e PP3, existindo interações de mais de um PP sobre um único RF. Se todos os elementos da matriz forem não nulos, então o projeto é acoplado. Ou seja, num projeto ideal o número de PPs deve ser igual ao número de RFs.

Neste subcapítulo, foram descritos os principais conceitos da teoria axiomática. Definiram-se também as tarefas a serem realizadas no processo de projeto de acordo com a abordagem axiomática e foram apresentadas outras técnicas de tomada de decisão.

### 2.3. Comparação das técnicas de apoio à tomada de decisão

De forma a concluir a temática das teorias e metodologias de suporte à tomada de decisão, é apresentada, na Tabela 2.5, uma comparação entre as diversas técnicas.

Na respetiva tabela é possível constatar as bases primárias em que assentam as teorias e metodologias previamente abordadas e as classificações atribuídas em determinados campos.

Tabela 2.5: Tabela comparativa de diferentes teorias e metodologias de apoio à tomada de decisão.  
Adaptado de [5].

	Base primária			Classificação (1-baixo, 5-alto)				
	Lógica/Teoria de conjuntos	Álgebra matricial	Economia	Utilização corrente	Criação conceitual	Desenvolvimento conceitual	Seleção entre as alternativas conceituais	Facilidade de aplicação
Engenharia concorrente			X	4	2	4	4	1
Matriz de decisão		X		4	1	2	4	5
QFD		X		2	2	4	2	1
AHP		X		3	1	2	4	3
Teoria Axiomática do Projeto	X	X		2	2	3	5	1

Nota-se uma tendência do uso da álgebra matricial como base primária nas técnicas apresentadas, uma vez que a álgebra é uma ferramenta que ajuda a extrair rapidamente e, na maior parte das vezes com um grau de certeza bastante elevado, a informação relevante da metodologia em uso. No que toca à classificação vê-se, por exemplo, que há técnicas com maior uso corrente do que outras, como por exemplo a Engenharia Concorrente ou a Matriz de Decisão. Sendo todos os campos classificativos apresentados de grande relevância para implementação de uma correta metodologia de projeto, um deles destaca-se no âmbito deste trabalho que é o da seleção de alternativas conceituais que, como se pode observar para a Teoria Axiomática do

Projeto, possui nota máxima. Contudo é igualmente visível através da tabela, que a Teoria Axiomática é de difícil aplicação devido à quantidade de Requisitos Funcionais e Parâmetros do Projeto que poderão vir a ser incorporados na álgebra matricial, obtendo por isso uma nota baixa no campo de facilidade de aplicação, ao contrário de outras técnicas, não tão fiáveis em termos de seleção de alternativas concetuais, mas que são de fácil aplicação como por exemplo a Matriz de Decisão.

## **2.4. Aeronáutica – Breve caracterização**

### **2.4.1. Introdução**

Após uma abordagem sobre a tomada de decisão em engenharia e as respetivas ferramentas e metodologias de projeto, a Teoria Axiomática do Projeto será dissecada no âmbito desta dissertação no capítulo quatro. De seguida é efetuado um levantamento da realidade aeronáutica atual de forma a enquadrar o leitor na área onde a tomada de decisão e a Teoria Axiomática do Projeto irão ser aplicadas. Embora o campo da aviação seja extremamente vasto nos dias de hoje, este capítulo irá incidir com maior detalhe primeiramente na área da manutenção aeronáutica, da legislação aeronáutica e estatísticas do setor aeronáutico a nível mundial e nacional e posteriormente focar-se-á sobre aspetos de carácter mais técnicos, nomeadamente sobre sistemas hidráulicos usados em sistemas de trens de aterragem e os próprios componentes com maior realce para o atuador hidráulico do trem de aterragem.

É importante fazer esta análise inicial mais abrangente sobre este ramo da tecnologia para mais tarde se conseguir aplicar as metodologias e teorias de projeto para a tomada de decisão da melhor opção, com a maior quantidade de informação possível, de forma a garantirmos um projeto de sucesso.

### **2.4.2. Manutenção Aeronáutica**

Em qualquer área da sociedade onde sejam realizadas funções, rotineiras ou não, lida-se com serviços e/ou produtos que, com o passar do tempo tendem a tornar-se obsoletos ou a ficarem sujeitos a desgaste que poderá comprometer a função para o qual foram projetados e implementados. De modo a rentabilizar e otimizar os serviços e produtos, têm vindo a ser desenvolvidas combinações de ações técnicas, administrativas e de gestão, durante o ciclo de vida dos mesmos, destinadas a mantê-los ou repô-los num estado em que eles possam desempenhar a função requerida. Denomina-se este processo por Manutenção [23].

O setor aeronáutico é um campo onde a manutenção se torna crucial a diversos níveis. A segurança, as questões financeiras, a logística da frota e o conforto dos clientes são algumas das áreas que não podem ser desprezadas aquando da execução da manutenção aeronáutica.

No âmbito aeronáutico pode-se definir manutenção aeronáutica como o conjunto de atividades e recursos aplicados aos sistemas ou componentes das aeronaves, a fim de mantê-las nas mesmas condições de desempenho de fábrica e de projeto, visando garantir a execução da sua função dentro dos parâmetros adequados de segurança de voo, disponibilidade, prazos, custos e vida útil. O processo de manutenção aeronáutica obtém extrema relevância quando associado à aeronavegabilidade das aeronaves, de tal forma que se torna impossível separar estes dois conceitos na aviação.

Define-se aeronavegabilidade como o conjunto de todos os processos que asseguram que, a qualquer momento na sua vida operacional, a aeronave cumpra os requisitos de aeronavegabilidade vigentes e se encontre em condições que permitam a sua segurança [24]. A autoridade aeronáutica nacional de cada país encontra-se encarregue de emitir um Certificado de Aeronavegabilidade quando a aeronave cumpre com os requisitos e condições técnicas impostas pelo regulamento aeronáutico, ou seja, quando a aeronave se encontra com total capacidade de realizar um voo seguro ou navegar com segurança no espaço aéreo, para o transporte de pessoas, bagagens ou cargas, ou para a realização de serviços aéreos especializados, policiais ou outros [25]. Este certificado está sujeito a revalidações periódicas, que poderão envolver voos de teste de forma a confirmar a aeronavegabilidade da aeronave, dependendo do regulamento vigente.

A regulamentação da continuidade da aeronavegabilidade é complexa pois depende de requisitos mutáveis com o tempo, avanços tecnológicos e a diversidade de aeronaves e fabricantes. O processo da continuidade da aeronavegabilidade deriva da certificação inicial do Certificado-Tipo. Esta certificação é atribuída a um fabricante quando as especificações técnicas de projeto de um determinado tipo de aeronave cumprem os requisitos de segurança ou Aeronavegabilidade [26].

### **2.4.3. Estrutura e entidades aeronáuticas**

Ao longo do século XX, nomeadamente entre as duas Grandes Guerras, a aviação foi alvo de um forte crescimento e evolução tecnológica. Muitos países começaram a desenvolver novas ideias, projetos e regulamentos afetos ao campo da aeronáutica. Com esta evolução houve necessidade, nos diferentes setores da aviação como operadores de transportes aéreos, fabricantes de aeronaves e empresas de manutenção, em garantir que os níveis de segurança de voo, fiabilidade dos aparelhos, rentabilidade, retorno económico, entre outros, se mantinham ao mais alto nível. Esta preocupação, aliada à globalização da indústria aeronáutica, levou à

criação de entidades aeronáuticas competentes que tivessem como objetivo uniformizar toda a regulamentação aeronáutica e reduzir ao máximo o efeito negativo dos aspetos já mencionados.

Na Figura 2.12 é ilustrada a estrutura atual das principais entidades reguladoras aeronáuticas a nível mundial.

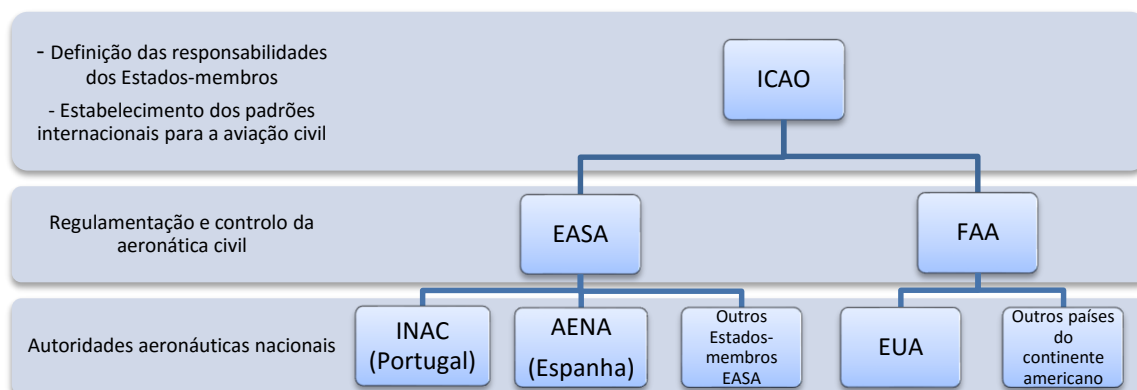


Figura 2.12: Estrutura esquemática das entidades aeronáuticas

## ICAO – Organização da Aviação Civil Internacional

Conforme referido, no período entre as duas guerras mundiais do século XX, a aviação sofreu grande evolução tendo resultado uma realidade expansiva em massa no transporte aéreo de pessoas e mercadorias. Em 1944, os EUA foram o primeiro país a tomar medidas de modo a otimizar esta nova realidade iminente, iniciando conversações com países aliados. Contando com a presença de 52 estados, e após 5 semanas de reuniões na denominada Convenção de Chicago, foi criada a Organização da Aviação Civil Internacional (ICAO) consistindo num preâmbulo de 96 artigos [25].

A ICAO foi oficializada a 4 de Abril de 1947 tornando-se a agência especializada das Nações Unidas para a aviação. Atualmente, a ICAO, sediada em Montreal, trabalha com os 191 Estados-membros, no qual Portugal se encontra incluído, e com organizações de aviação globais de modo a desenvolver padrões internacionais e práticas recomendadas que posteriormente os Estados se comprometem a cumprir baseando-se nas mesmas para elaboração dos seus regulamentos nacionais da aviação civil [27]. Desde o momento da sua criação, a principal função da ICAO tem sido alcançar a normalização das operações de forma a garantir serviços de transporte aéreo seguros, regulares e eficientes. Toda esta regulamentação foi devidamente redigida e estruturada em 18 anexos, na Convenção de Chicago de 1944, encontrando-se

regularmente em atualização de modo a manterem-se realísticos e aplicáveis à aviação emergente.

A constituição da ICAO, de acordo com os termos da Convenção de Chicago, é composta por uma Assembleia Geral, um Conselho e dois departamentos de apoio ao mesmo – um Secretariado e uma Comissão Técnica. Na Figura 2.13 observa-se a estrutura atual da ICAO.

A Assembleia Geral é o órgão soberano da ICAO composto por representantes de todos os Estados-Membro, reunindo-se a cada três anos onde é revisto em detalhe todo trabalho desenvolvido pela organização nesse período e definida a estratégia, a política e o orçamento disponível. O Conselho é um órgão eleito pela Assembleia Geral, para um mandato de três anos, e é constituído por 36 membros. A Assembleia Geral elege o Conselho de Estados-Membro para três setores diferentes: Estados de maior importância no transporte aéreo, os Estados que fazem a maior contribuição para o fornecimento de instalações de navegação aérea (de salientar que Portugal pertence atualmente a este setor do conselho), e os Estados que garantem que todas as principais áreas do mundo estejam representadas. Aliados a este órgão a ICAO possui dois outros órgãos de apoio ao Conselho. São eles o Secretariado e uma Comissão Técnica. Estes, por sua vez, dividem-se ainda em departamentos com o objetivo de auxiliar as tarefas de execução aprovadas pelo Conselho, e consequentemente, de alcançar os objetivos e fins que a ICAO se compromete.

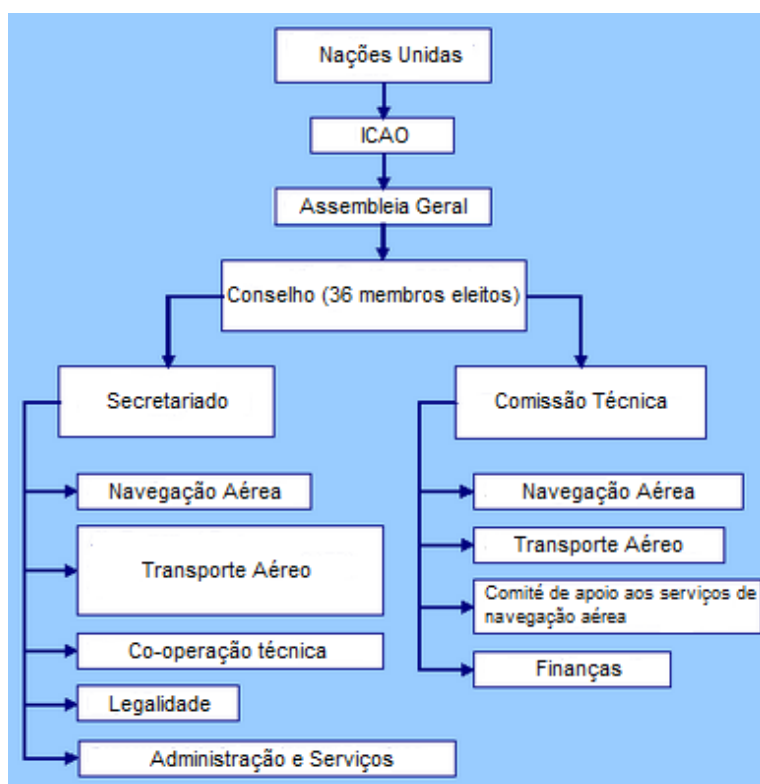


Figura 2.13: Organograma ICAO [27].

Resumidamente esses objetivos são [27]:

- ❖ Assegurar o crescimento ordenado e em segurança da aviação civil internacional em todo o mundo;
- ❖ Promover as ciências de projeto de aeronaves e operações para fins pacíficos;
- ❖ Promover o desenvolvimento de rotas aéreas, aeroportos e sistemas de navegação aérea para aviação civil internacional;
- ❖ Corresponder às necessidades das pessoas, a nível mundial, para um transporte aéreo seguro, regular, eficiente e económico;
- ❖ Prevenir desperdício económico causado pela competição desmesurada;
- ❖ Assegurar o cumprimento dos direitos dos Estados-Membro e que cada um destes tem uma oportunidade justa para operar linhas aéreas internacionais.

### **FAA – Administração Federal da Aviação dos EUA**

As origens da FAA remontam a 1926 com o *Air Commerce Act*. Esta legislação foi a pedra basilar para a regulamentação do Governo Federal para a aviação civil. Os líderes da aviação acreditavam que as aeronaves não podiam atingir todo o seu potencial comercial sem o poder determinante do Governo Federal para o desenvolvimento de padrões de manutenção e segurança. A FAA foi criada em 1967 sob a supervisão do recém-criado Departamento de Transportes (DOT) e desde então a sua estrutura organizacional tem evoluído para se adaptar à constante evolução da aviação [25].

Atualmente a FAA tem a sua sede em Washington D.C. e subdivide-se em nove áreas regionais no território norte-americano cada uma delas com um determinado grau de independência a nível de operacionalidade aeronáutica. São elas:

- ❖ Alaskan Region – Anchorage, Alaska
- ❖ Northwest Mountain – Renton, Washington
- ❖ Western Pacific – Lawndale, California
- ❖ Southwest – Fort Worth, Texas
- ❖ Central – Kansas City, Missouri
- ❖ Great Lakes – Des Plaines, Illinois
- ❖ Southern – College Park, Georgia
- ❖ Eastern – Jamaica, New York
- ❖ New England – Burlington, Massachusetts

A Agência Norte-Americana encontra-se dividida em quatro grandes áreas de execução de tarefas: Aeroportos, Organizações de tráfego aéreo. Segurança na aviação, Transporte comercial espacial. Através destas áreas a FAA assume as seguintes responsabilidades [28]:

- ❖ Regular a aviação civil e promover a segurança na aviação civil;

- ❖ Encorajar e desenvolver a aeronáutica civil, incluindo novas tecnologias para a aviação;
- ❖ Desenvolver e operar sistemas de Controlo de Tráfego Aéreo para aeronaves civis e militares;
- ❖ Proceder à investigação e desenvolvimento do sistema nacional do espaço aéreo (NAS);
- ❖ Desenvolver e implementar programas para controlo de ruído das aeronaves e outros efeitos ambientais da aviação civil;
- ❖ Regulamentar o transporte espacial comercial dos E.U.A.

Concluindo, todas estas responsabilidades têm o propósito final e institucional de garantir segurança de voo nos EUA. É inevitável a ausência de referências à aviação norte-americana e suas respetivas entidades aeronáuticas no âmbito desta dissertação devido ao considerável impacto que a FAA tem contribuído para o crescimento da segurança na aviação à escala global.

### **EASA – Agência Europeia para a Segurança da Aviação**

Apesar dos Estados-Membros da ICAO terem a sua própria Autoridade Aeronáutica Nacional, é comum que as aeronaves registadas nestes países cumpram também a regulamentação dos Estados Unidos da América e/ou Europa, através dos requisitos da FAA e EASA respetivamente. Devido à larga experiência no desenvolvimento e promoção da Segurança para a aviação civil destas duas agências, e ao facto dos dois principais fabricantes de aeronaves civis (Boeing e Airbus) serem certificados pelos E.U.A e Europa, é natural que exista a adoção generalizada dos requisitos da EASA e FAA a nível global, principalmente nos países nos quais a indústria aeronáutica não tem expressão [26].

A EASA é a autoridade competente da segurança da aviação da União Europeia (UE). As principais atividades desta entidade incluem a estratégia e gestão da segurança, a certificação de produtos de aviação e a supervisão das organizações aprovadas e dos Estados-Membros da UE. A Agência foi fundada em 2002, a EASA e é composta por mais de 700 especialistas em aviação e administradores de todos os Estados-Membros da UE. A sua sede é em Colónia (Alemanha) e possui ainda instalações em Bruxelas e três representações internacionais permanentes em Washington (EUA), Montreal (Canadá) e Pequim (China).

A EASA goza de autonomia técnica, financeira e jurídica de modo a garantir o maior nível de segurança, não só no seio da União Europeia mas também em todo o mundo, a garantir um alto nível de proteção ambiental, e a apoiar a criação de um mercado interno da aviação da UE.

A Agência desempenha ainda um papel de liderança dentro da política externa de aviação da UE sendo uma das principais contribuintes para a exportação das normas de aviação em todo o mundo, a fim de promover a circulação dos produtos aeronáuticos da própria UE, de profissionais e de serviços em todo o mundo [29].

As principais responsabilidades da EASA são [25]:

- ❖ Apoiar a Comissão Europeia na elaboração da legislação, e auxiliar os Estados-Membros e a indústria na sua implementação;
- ❖ Apoiar a Comissão Europeia no acompanhamento da aplicação da legislação da Comunidade Europeia;
- ❖ Adotar as suas próprias especificações de certificação
- ❖ Inspeccionar, formar, e criar programas de normalização de forma a garantir a uniformidade das normas e legislação da segurança na aviação em todos os Estados-Membros da União Europeia;
- ❖ Certificação de Aeronavegabilidade e Ambiental de aeronaves, de componentes aeronáuticos, peças e equipamentos;
- ❖ Certificação de entidades de projeto, produção e manutenção de aeronaves;
- ❖ Aprovação de operadores de países terceiros (fora da União Europeia);
- ❖ Licenciamento de tripulações;
- ❖ A supervisão da segurança dos aeroportos e operadores de serviços de tráfego aéreo.

A EASA encontra-se estruturada de acordo com os seus campos de atuação. Atualmente a regulamentação base da EASA pode ser esquematizada conforme a Figura 2.14.

Incluídas na legislação EASA e no âmbito da aeronavegabilidade continuada e manutenção aeronáutica destacam-se quatro áreas de regulamentação de considerada importância. São elas: *Part M*, *Part 145*, *Part 66*, *Part 147*. O Regulamento (CE) 2042/2003 da Comissão Europeia de 20 de Novembro de 2003, relativo à aeronavegabilidade permanente das aeronaves e dos produtos, peças e equipamentos aeronáuticos, bem como à certificação das entidades e do pessoal envolvidos nestas tarefas, descreve estas normas pormenorizadamente. Estas normas e os respetivos âmbitos de aplicação são apresentadas na Tabela 2.6.

Tabela 2.6: Diferentes âmbitos de aplicação da EASA relativos à manutenção e aeronavegabilidade.

	EASA			
	Part M	Part 145	Part 66	Part 147
Âmbito de aplicação	Continuidade da aeronavegabilidade	Aprovação das organizações de manutenção	Emissão de licenças aeronáuticas	Aprovação de ações de formação e exames nos termos da <i>Part 66</i>

Campo de atuação	Descrição das tarefas
Aeronavegabilidade Inicial	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Estabelecimento das regras para a implementação da aeronavegabilidade e certificação ambiental das aeronaves e dos produtos, peças e equipamentos, bem como para a certificação de organizações de concepção e produção.</li> </ul>
Aeronavegabilidade Continuada	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Regulamentação da aeronavegabilidade e continuada de aeronaves e dos produtos, peças e aparelhos, e aprovação das organizações de pessoal envolvido nas mesmas.</li> </ul>
Tripulação Aérea	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Estabelecimento dos requisitos técnicos e procedimentos administrativos para as tripulações da aviação civil</li> </ul>
Operações aéreas	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Estabelecimento dos requisitos técnicos e procedimentos administrativos relacionados às operações aéreas</li> </ul>
Operações de países terceiros	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Estabelecimento de requisitos técnicos e procedimentos administrativos relacionados com as operações aéreas de operadores de países terceiros</li> </ul>
Serviços de navegação aérea	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Implementação dos requisitos comuns dos serviços de navegação aérea</li> </ul>
Segurança e supervisionamento dos serviços de gestão de tráfego e de navegação aérea	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Implementação das normas de supervisão da segurança na gestão do tráfego aéreo e serviços de navegação aérea</li> </ul>
Licenciamento de controladores aéreos	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Regulamentação das normas de emissão de licenças para controladores aéreos e de outros certificados</li> </ul>
Requisitos para o uso do espaço aéreo e procedimentos operacionais para evitar acidentes aéreos	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Estabelecimento dos requisitos básicos para uso do espaço aéreo e de procedimentos operacionais com o fim de evitar acidentes aéreos</li> </ul>
Regras do Ar	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Implementação das regras comuns do ar e informação operacional relativa a procedimentos de navegação aérea</li> </ul>
Aeródromos	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Criação dos regulamentos relativos aos aeródromos</li> </ul>

Figura 2.14: Estrutura e regulamentação dos diversos campos de atuação da EASA [29].

## Part M

A *Part M* do regulamento EASA encontra-se regulamentada e estruturada em duas secções – Secção A (secção relativa aos requisitos técnicos) e Secção B (secção relativa aos procedimentos a cumprir pelas autoridades competentes) – sendo cada uma destas dividida em subpartes. Na secção A são estabelecidas as medidas a serem adotadas de modo a assegurar a continuidade da aeronavegabilidade, incluindo no que se refere à manutenção, e especifica as condições a serem cumpridas pelas pessoas ou entidades envolvidas na gestão da aeronavegabilidade permanente. Na secção B são tipificados os requisitos administrativos a

cumprir pelas autoridades competentes responsáveis pela aplicação e execução das disposições da secção A da presente parte [24].

Algumas das normas integrantes na *Part M* são relativas a:

- ❖ Responsabilização;
- ❖ Aeronavegabilidade permanente;
- ❖ Normas de manutenção;
- ❖ Componentes;
- ❖ Entidades de manutenção;
- ❖ Entidades de gestão de aeronavegabilidade permanente;
- ❖ Certificado de aptidão para serviço;
- ❖ Certificados de avaliação da aeronavegabilidade.

### **Part 145**

A *Part 145* estabelece os requisitos que uma entidade deverá satisfazer de forma a poder emitir ou revalidar homologações para a manutenção de aeronaves e de componentes de aeronaves [24]. Encontra-se apenas regulamentada numa só secção – Secção A – na qual constam normas e requisitos relativos a:

- ❖ Âmbito da homologação;
- ❖ Exigências ao nível das instalações e do pessoal;
- ❖ Pessoal de certificação e de apoio às diversas categorias;
- ❖ Equipamentos, ferramentas e material;
- ❖ Aceitação de componentes de aeronave;
- ❖ Dados de manutenção;
- ❖ Planeamento da produção;
- ❖ Certificação e registo de manutenção;
- ❖ Política de segurança e qualidade, procedimentos de manutenção e sistema de qualidade;
- ❖ Manual da entidade de manutenção;
- ❖ Limitações da entidade e alterações à mesma;
- ❖ Validade contínua.

Atualmente, em Portugal existem já bastantes entidades de manutenção aeronáutica certificadas de acordo com a EASA *Part 145*. As mesmas podem ser consultadas no Anexo 2.

## **Part 66**

Estabelece os requisitos para a emissão de uma licença de manutenção aeronáutica, bem como as condições relativas à sua validade e utilização para aviões e helicópteros de diferentes categorias. As normas e os requisitos presentes na *Part 66* são relativos a:

- ❖ Emissão de licenças de manutenção aeronáutica para aviões e helicópteros e para outro tipo de aeronaves;
- ❖ Componentes de aeronaves;
- ❖ Exames conduzidos pela autoridade competente;
- ❖ Conversão de qualificações nacionais;
- ❖ Revogação, suspensão ou restrições das licenças de manutenção aeronáutica.

## **Part 147**

Esta secção estabelece os requisitos a satisfazer pelas entidades que pretendam obter aprovação para a realização de ações de formação e exames nos termos da *Part 66*, nomeadamente:

- ❖ Requisitos organizacionais;
- ❖ Curso básico de formação aprovado;
- ❖ Formação em tipos de aeronaves/operações;
- ❖ Emissão de certificados;
- ❖ Revogação, suspensão e limitação da certificação da entidade de formação em manutenção.

## **INAC – Instituto Nacional de Aviação Civil**

De modo a acompanhar o desenvolvimento da aviação na Europa e no resto do mundo, Portugal iniciou igualmente, em inícios do século XX, a criação de entidades competentes semelhantes às já existentes noutros países e regiões. Seguem-se alguns passos cronológicos das respetivas entidades nacionais.

Em 1929 surge o Conselho Nacional do Ar, criado pelo Decreto-Lei n.º 16 424, de 26/01/1929.

Em 1944 é criado o Secretariado da Aeronáutica Civil, Decreto-Lei n.º 33 967, de 22/09/1944, que era constituído por três órgãos, um deles, o Serviço de Segurança da Navegação Aérea.

A Direção-Geral da Aeronáutica Civil, como organismo autónomo foi criada em 1946 pelo Decreto-Lei n.º 36 061, de 27 de Dezembro, dando seguimento ao Secretariado da Aeronáutica Civil.

A acelerada evolução da aviação civil fez com que nos anos 70 o Governo procedesse à reestruturação do setor da aviação civil, tendo sido orientada com base em dois princípios fundamentais:

1. Separação da Administração Central do conjunto de Serviços que, sendo geradores de receitas, pudessem vir a sustentar-se a si próprios;

2. Criação de uma Direção-Geral de Aviação Civil com atribuições e meios para assegurar, de modo efetivo, a orientação, regulamentação e fiscalização das atividades do sector.

Em 1979 foram publicados o Decreto-Lei n.º 242/79, de 25 de julho, que criou a Direção-Geral da Aviação Civil e o Decreto-Lei n.º 246/79, de 25 de julho, que criou a Empresa Pública Aeroportos e Navegação Aérea - ANA EP.

No ano de 1998, com a publicação do Decreto-Lei n.º 133/98, foi criado o Instituto Nacional de Aviação Civil (INAC), que assume as funções da antiga Direção-Geral da Aviação Civil.

Finalmente a 27 de abril de 2007 é publicado o Decreto-Lei n.º 145/2007, que cria o Instituto Nacional de Aviação Civil, I.P., abreviadamente designado por INAC, I.P. Esta é a autoridade de aviação nacional atualmente em exercício das suas funções [30].

O INAC, I.P. é um instituto público, sediado em Lisboa, integrado na administração indireta do Estado, dotado de autonomia administrativa e financeira e património próprio. Compete-lhe assegurar o bom ordenamento de todas as atividades da esfera da aviação civil, devendo regular e fiscalizar as condições em que as mesmas se desenvolvem, visando elevados padrões de segurança. O INAC, I.P. prossegue atribuições do Ministério da Economia e do Emprego, sob superintendência e tutela do respetivo ministro [31]. A sua jurisdição está confinada a todo o território nacional, incluindo o espaço aéreo sujeito a jurisdição do Estado Português.

Na prossecução das suas atribuições, compete ao INAC, I.P. licenciar, certificar, autorizar e homologar as atividades e os procedimentos, as entidades, o pessoal, as aeronaves, as infraestruturas, os equipamentos, os sistemas e demais meios afetos à aviação civil, bem como definir os requisitos e pressupostos técnicos subjacentes à emissão dos respetivos atos [31]. Todas as suas competências se encontram detalhadamente referidas no decreto de lei nº 145/2007.

#### **2.4.4. Estatísticas na aviação internacional**

Quando se fala em aviação, a primeira preocupação de qualquer pessoa é interrogar-se sobre o quão seguro é atualmente andar de avião. Por mais evoluções tecnológicas que existam e por mais medidas de segurança que sejam implementadas, nunca o número de acidentes se reduzirá a zero. O que se tem verificado, e o que se pretende que continue a verificar, é sim, a diminuição do número de incidentes e acidentes na aviação.

Em 2013 a aviação atingiu aproximadamente o valor de 3.1 milhares de milhões de passageiros em voos internacionais e domésticos, ultrapassando os 2.9 bilhões que tinham sido alcançados em 2012. Embora estes números demonstrem uma clara tendência no aumento de aeronaves no globo, no gráfico da Figura 2.15 é possível constatar a diminuição de acidentes nos últimos anos no setor da aviação, mostrando assim uma tendência de aumento na segurança na aviação. Comparando com 2012, o número de acidentes decresceu cerca de 10% em 2013. O número de 173 mortes em voos comerciais em 2013 representa o número mais baixo desde o ano 2000, espelhando um decréscimo de cerca de 53% comparando a 2012. Se se comparar o número de mortes em 2013 face à média de mortes ocorridas nos cinco anos prévios, regista-se uma diminuição de 65% deste número [32].

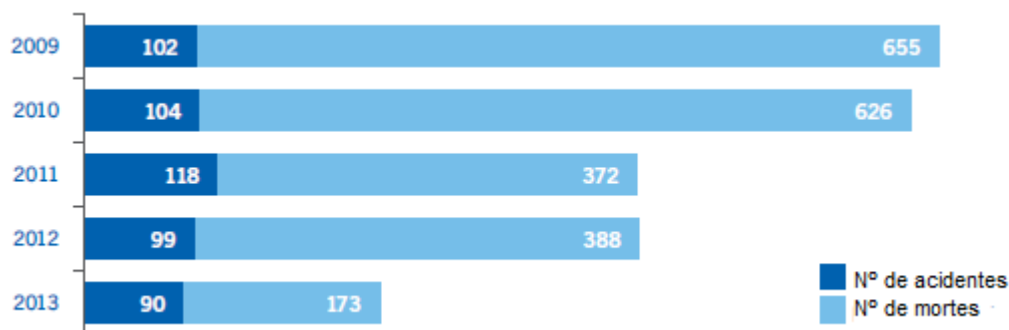


Figura 2.15: Número de acidentes e de mortes em aviões comerciais nos últimos 5 anos, com massa máxima à descolagem superior a 5700 kg [32].

O indicador primário usado pela ICAO no setor da segurança aérea global é a taxa de acidentes baseada no número de voos comerciais operados envolvendo aviões com massa máxima à descolagem superior a 5700 kg. Os acidentes de aeronaves são revistos e contabilizados por um grupo especializado da ICAO (Grupo de estudo de indicadores de segurança) e categorizados com base no Anexo 13 da Convenção de Chicago – Acidentes de Aeronaves e Investigação de incidentes. A Figura 2.16 ilustra uma variação decrescente da taxa de acidentes, por milhão de descolagens, nos últimos cinco anos [32].

Para melhor analisar o estado da segurança na aviação, a base de dados de transporte aéreo comercial é categorizada de acordo com as regiões do Grupo Regional de Segurança da Aviação (RASGs). A Tabela 2.7 fornece informações sobre o estado da segurança da aviação nas diferentes regiões do globo. É de notar, através do gráfico da Figura 2.17, que mais de 50% dos acidentes ocorrem na parte final do voo, isto é, na aproximação à pista de aterragem ou mesmo durante a própria aterragem.

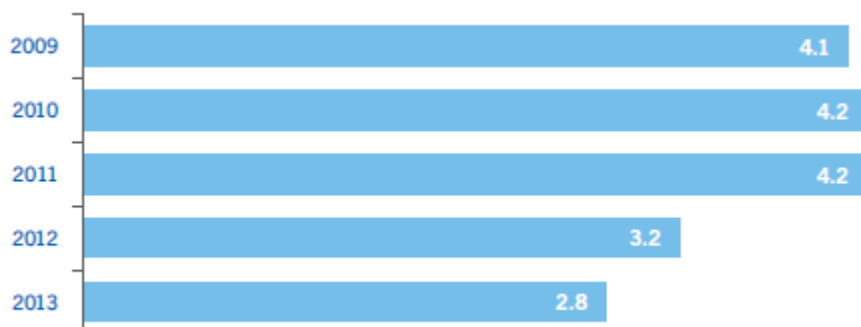


Figura 2.16: Número de acidentes na aviação nos últimos 5 anos, por milhão de descolagens, em avioes com massa máxima à descolagem superior a 5700 kg [32].

Tabela 2.7: Estatísticas de acidentes na aviação por regiões em 2013 [32].

Região	Descolagens estimadas (em milhões)	% de tráfego	Número de acidentes	% de acidentes	Taxas de acidentes (por milhão de descolagens)	Acidentes fatais	Fatalidades
África	0.7	2	9	10	12.9	1	33
Asia e Pacífico	8.6	27	19	21	2.2	1	49
Europa	7.9	25	21	23	2.7	2	71
Médio Oriente	1.1	3	2	3	1.8	0	0
América	13.8	43	39	43	2.8	5	20
Mundo	32.1	-	90	-	2.8	9	173

Instalações, dos mais diversos ramos da indústria, que lidem com equipamentos, peças, componentes, sistemas dos mais simples aos mais complexos, são atualmente projetados e construídos com o propósito de desempenharem uma ou várias funções durante um determinado período de tempo. Com o passar do tempo, qualquer produto começa a reduzir o seu nível de fiabilidade e desempenho para o qual foi projetado devido a vários fatores como o desgaste, deterioração e evolução da tecnologia, entre outros. É neste campo que a manutenção se torna extremamente relevante para as empresas evitando que estas recorram constantemente ao mercado em busca de novos produtos de origem. Cada vez mais as empresas investem na ma-

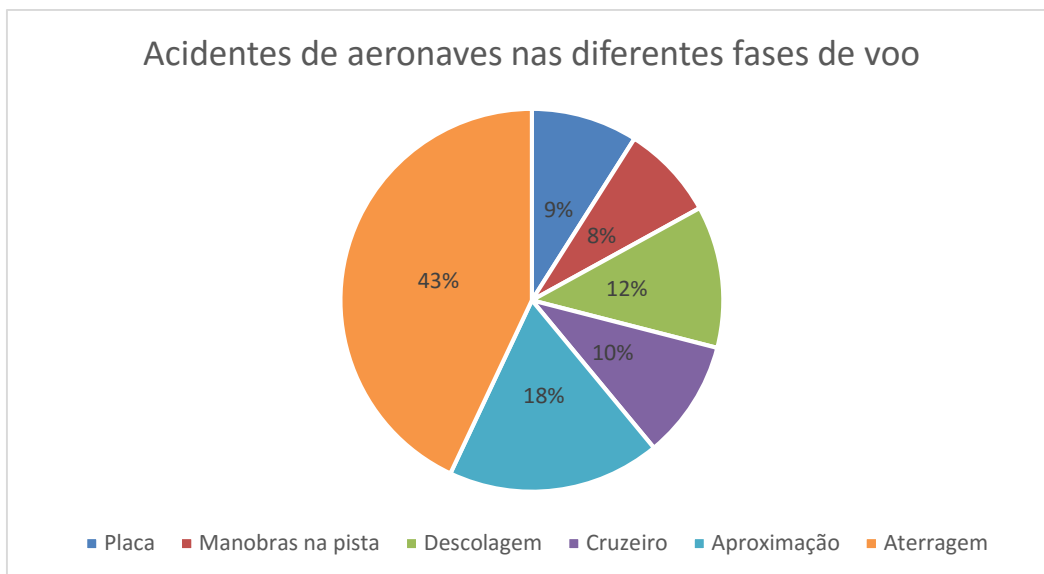


Figura 2.17: Percentagem de acidentes nas diferentes fases de voo. Adaptado de [32].

-nutenção do seu equipamento, não sendo o ramo aeronáutico exceção. O setor da manutenção na aviação, também designado por MRO (*Maintenance, Repair and Overhaul*), é um dos que movimenta mais dinheiro devido às exigentes necessidades que a área obriga. Como se pode observar na Figura 2.18 a tendência dos valores alocados à MRO é de contínuo aumento nos próximos anos.

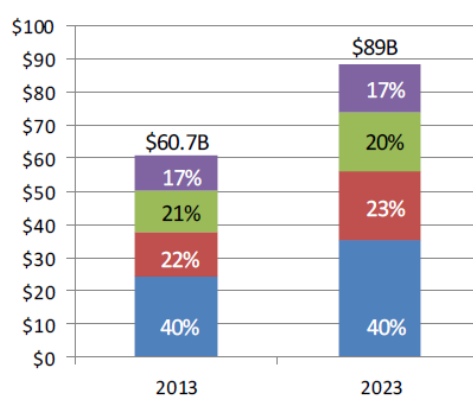


Figura 2.18: Valores, em milhares de milhão de dólares, dos gastos em MRO na aviação em 2013 e respectivas previsões para 2023 [33]

A manutenção de motores (azul) é a fatia que contribui com maior peso para estes valores com 40% dos gastos totais. De seguida aparecem a manutenção de estruturas pesadas

(vermelho) e componentes (verde) na aeronave com 22% e 21% respetivamente, sobrando os restantes 17% para outras aplicações (roxo) da manutenção.

#### **2.4.5. A atividade aeronáutica na economia portuguesa**

Ainda que num contexto de recessão económica, evidenciada pela contínua contração dos Produtos Internos Brutos, nacional e da zona Euro, o setor da aviação civil manteve algumas rúbricas com crescimento positivo [34].

Relativamente a 2013/2012, os principais indicadores apresentaram as seguintes variações [34]:

- i) Volume de negócios: +3,6%
- ii) Valor acrescentado bruto: +7%
- iii) Resultados Líquidos: -37%
- iv) Emprego: 3%
- v) Aeronaves certificadas: -1,3%
- vi) Investimentos: -23%

O ano de 2013 não foi, particularmente inovador no comportamento da atividade do setor da aviação civil, registando-se, antes de mais, uma continuidade ou mesmo reforço das principais tendências já verificadas no período homólogo anterior, designadamente:

- i) Crescimento continuado da atividade;
- ii) Crescimento das exportações;
- iii) Degradação dos resultados do exercício;

O crescimento da atividade das economias emergentes, mais que o registado pelas economias avançadas, contribuiu para que a atividade económica mundial mantivesse em 2013 uma variação homóloga de 3%. As condições económicas da zona Euro foram bastante heterogéneas entre os diversos países, sendo que, para a economia portuguesa, o ano de 2013 significou a continuidade da correção dos desequilíbrios internos e externos da economia no contexto do programa de assistência financeira. Neste contexto, e apesar de alguma recuperação da procura interna, a variação do PIB nacional e da zona euro apresentou-se negativa (-1,4% e -0,4%, respetivamente). O setor da aviação civil, apesar de sensível ao cenário de recuperação da recessão económica, continuou a crescer, quer em indicadores de tráfego, quer em indicadores económico-financeiros. Globalmente, o mesmo setor não apresentou diminuição do número de *players*, ou *stakeholders*, tendo-se verificado, inclusive, um crescimento do número de empresas licenciadas/certificadas ou aprovadas pelo INAC, I.P.

Os principais indicadores de tráfego apontam, também, para o crescimento do setor. O total de passageiros transportados cresceu cerca de 5%, apesar de o número de movimentos ter registado uma variação homóloga negativa de 0,5%. Tais variações apontam para uma continuidade do esforço das companhias aéreas em responder à procura de transporte aéreo através de uma maior rentabilização da oferta instalada, ou através da afetação de aeronaves de maiores dimensões, igualmente comprovada pelo crescimento do número de lugares disponibilizados, em aproximadamente 1,3% [34].

O segmento de carga contrariou esta tendência, apresentando um decréscimo de 3% face ao período homólogo anterior.

O crescimento da procura de transporte foi evidente nos três principais blocos regionais emissores e recetores de tráfego regular: espaço europeu Schengen (+4,8%); espaço europeu não Schengen (+9%) e países terceiros (+7,4%). Os mercados mais expressivos como Inglaterra, França e Alemanha apresentaram variações homólogas muito próximas dos dois dígitos. Contudo, foram as ligações para os países nórdicos ou para mercados emergentes, como os Emirados Árabes Unidos, que cresceram de forma mais significativa.

Por seu turno, o segmento não regular manteve a quebra de tráfego já verificada em anos anteriores, desta feita em cerca de 7%, contribuindo para a igualmente progressiva perda de representatividade (inferior a 5%).

No que a indicadores económicos diz respeito, o setor cresceu cerca 3,6% em termos globais. Os setores mais dinâmicos foram o aeroportuário (15%), o da assistência em escala (9%) e do transporte aéreo (5%), com exceção do segmento de táxi, cuja atividade decresceu 6%.

A atividade global das empresas de trabalho aéreo e manutenção, aeronavegabilidade e produção de aeronaves também acompanhou a variação homóloga negativa da aviação executiva, contrariando o contexto de crescimento do setor [34].

Apesar do crescimento do tráfego e da atividade global das empresas do sector em 2013, os resultados líquidos atingiram valores próximos dos 100 milhões de euros, como em anos anteriores. A variação homóloga apresentou-se mesmo negativa (-37%), e resultou, fundamentalmente, do decréscimo significativo dos resultados líquidos verificados nos segmentos com maior tradição em elevados valores – aeroportuário e manutenção, aeronavegabilidade e produção de aeronaves. A esta desaceleração somaram-se os resultados negativos alcançados no segmento da aviação executiva e a contínua degradação dos resultados do segmento da formação. Por contraposição, e ainda assim com menor impacto no setor no seu conjunto, importa destacar o crescimento dos resultados líquidos verificado no setor da navegação aérea, e, ainda, a recuperação de resultados positivos no segmento da assistência em escala.

Importa sublinhar o bom desempenho e o contributo positivo do setor para a produtividade e criação de riqueza nacionais, expresso no crescimento de 7% do valor acrescentado bruto global. Também em linha com a economia nacional, que apresentou em 2013, uma contração do investimento na ordem dos 8%, o sector da aviação civil registou menos 23% de investimentos face a 2012. O principal fator limitativo do investimento foi, naturalmente, a conjuntura económica, catalisadora de elevados níveis de incerteza sobre a rentabilidade dos investimentos, numa perspetiva de recuperação ténue e lenta, a que o setor da aviação não foi também indiferente. O setor da aviação civil, negócio de capital intensivo, é particularmente sensível neste indicador, na medida em que os seus investimentos típicos se revestem de elevada representatividade financeira. Por este facto, os segmentos mais investidores optaram por uma contração, face a 2012, o que justificou as variações homólogas negativas: aeroportos (-14%); transporte aéreo (-58%); manutenção, aeronavegabilidade e produção de aeronaves (-49%) e assistência em escala (-58%) [34].

Na Tabela 2.8 são apresentados os principais indicadores das empresas licenciadas e certificadas pelo INAC em 2013. Como se pode observar o setor empresarial da manutenção aeronáutica destaca-se como um dos mais significativos quer a nível de volumes de vendas, quer a nível de investimentos e número de trabalhadores do setor.

Tabela 2.8: Principais indicadores de empresas licenciadas e certificadas pelo INAC [34].

	VOLUME DE VENDAS (EUROS)	VALOR ACRESCENTADO BRUTO (EUROS)	INVESTIMENTOS (EUROS)	EMPREGO (N.º TRABALHADORES)
Navegação Aérea	174.826.215	154.376.965	12.000.000	1.021
Aeroportos e Aeródromos	460.730.243	227.622.720	53.240.512	1.427
Transporte Aéreo	2.939.776.079	542.031.842	9.831.996	6.845
Trabalho Aéreo	68.545.242	26.861.778	2.477.179	124
Aviação Executiva	469.490.018	46.115.391	11.709.770	1.189
Manutenção / Aeronavegabilidade e Produção de Aeronaves	449.008.672	170.800.691	13.557.480	3.803
Assistência em Escala	253.634.729	157.084.136	659.555	6.270
Organizações de Formação	11.798.588	3.324.514	366.669	79
<b>TOTAL</b>	<b>4.827.809.786</b>	<b>1.328.218.038</b>	<b>103.843.161</b>	<b>20.758</b>

Na Tabela 2.9 pode-se constatar que, no setor da aviação civil em Portugal, tem-se vindo a assistir a um crescimento dos efetivos na maioria as áreas do setor, não sendo exceção a área da manutenção aeronáutica (mecânicos de aeronaves). Embora os números não mostrem uma evolução abrupta, existe uma subida gradual praticamente em todas as áreas.

Tabela 2.9: Variação do número dos efetivos aeronáuticos nas diferentes áreas do setor aeronáutico [34].

O SETOR DA AVIAÇÃO CIVIL	EM 31.12.12	EM 31.12.13
PESSOAL AERONÁUTICO		
Piloto de Linha Aérea	1.707	1.708
Piloto Comercial	1.646	1.647
Técnicos de Voo	26	5
Instrutores de Voo	643	604
Oficiais de Operações de Voo	120	152
Mecânicos de Aeronaves	1.395	1.462
Controladores de Tráfego Aéreo	343	343
Assistentes de Controlo de Tráfego Aéreo	24	23
Prestadores de Serviço de Informação de Voo	23	22
Operadores do Serviço de Comunicações Ar / Solo	51	50
Técnicos de Controlo de Tráfego Aéreo	130	144
AERONAVES REGISTRADAS	1.239	1.223

## 2.5. Trens de aterragem de aeronaves

### 2.5.1. Introdução

As aeronaves existentes nos dias de hoje são máquinas extremamente complexas e evoluídas tecnologicamente levando a que estas apresentem um elevado nível de fiabilidade e rentabilidade para operadoras aéreas e para os próprios passageiros. Uma aeronave civil contém inúmeros sistemas que a ajudam a completar o seu propósito – transportar pessoas com a maior segurança possível.

Aparentemente, num universo leigo, os aviões comerciais são bastante similares, o que até certo ponto não está errado de se afirmar, devido ao pouco contacto que este grupo da sociedade tem com aviões. Contudo, fabricantes e operadoras aéreas procedem a alterações, mais ou menos profundas conforme as necessidades, nos aparelhos de modo a otimizá-los ao máximo. Por exemplo, companhias aéreas regionais/domésticas adotam frotas de aviões com menos passageiros devido à procura ser mais reduzida, escolas de formação de pilotos adquirem aviões de menor dimensão e com sistemas apropriados à instrução, companhias que operam em meios aquáticos terão forçosamente que adaptar a sua frota a essas condições escolhendo aviões anfíbios e equipados com os devidos sistemas e componentes. Na Figura 2.19 apresentam-se alguns tipos de aeronaves com funções diferentes.



a)



b)



c)



d)

Figura 2.19: Exemplos de diferentes tipos de aviões: a) Avião comercial de linha aérea b) Avião comercial de linha aérea regional c) Avião de instrução d) Avião anfíbio.

Embora as aeronaves possam diferir em determinados equipamentos e componentes, existem alguns em que a sua presença na aeronave é imprescindível. Como exemplo, temos o sistema de trem de aterragem. O trem de aterragem destes aparelhos têm como principal função direccionar e suportar o peso da aeronave durante as operações de descolagem, aterragem e deslocação no solo, absorvendo a energia do avião criada com o impacto e o deslocamento do mesmo com componentes horizontal e vertical. Existem diversos tipos de sistemas de trens de aterragem como trens comuns com rodas e pneus (fixos e retráteis), trens de aterragem com *skids* usados nos helicópteros, trens de aterragem equipados com “*skis*” para operações no gelo e neve e trens de aterragem com flutuadores instalados usados nos aviões anfíbios. Independentemente do tipo de trem de aterragem utilizado, equipamentos de absorção de choque, freios, mecanismos de retração, controles, sistemas de alarme, estruturas de otimização aerodinâmica e estruturas necessárias para acoplar o todo os sistema à aeronave, são considerados partes do trem de aterragem [35].

Os trens de aterragem em aviões mais comuns, como os comerciais ou mesmo os de pequeno porte ou de instrução, podem ter sistemas de trem fixos ou retráteis, podem ter número de rodas diferentes, posições diferentes ao longo da aeronave e proteções aerodinâmicas (*fairings*) diferentes, entre outras. Tornam-se por isso, sistemas bastante complexos e de difícil conceção. Isto deve-se ao facto de, aquando do projeto do trem de aterragem, existirem diversos parâmetros que são precisos ser tidos sempre em conta, por forma a garantir a segurança e o melhor rendimento do sistema final de trem de aterragem para cada tipo de aeronave. Alguns desses parâmetros são as dimensões e peso da aeronave, tipo de função para que o avião é projetado, altura da fuselagem do avião ao solo, distância entre rodas do trem principal, distância entre uma linha imaginária onde se encontram as rodas do trem de aterragem principal e uma

linha imaginária onde se encontra centro de gravidade do avião, diâmetros dos amortecedores e pressão dos pneus [36].

Os sistemas de trens de aterragens mais comuns na aviação atual são os do estilo “triciclo”, isto é, um sistema, normalmente de trem retráctil, com duas rodas de trem principal colocadas atrás do centro de gravidade e uma roda nariz situada sensivelmente debaixo do cockpit. Algumas das suas vantagens são [37]:

- ❖ Permitir maior aplicação de força nos travões a velocidades mais altas sem oscilação do nariz da aeronave;
- ❖ Permitir maior visibilidade ao piloto durante as manobras de aterragem e manobras da placa;
- ❖ Mover o centro de gravidade do avião para a frente das rodas principais evitando o levantamento do nariz do avião.

A Figura 2.20 ilustra a configuração do trem de aterragem do avião *Dornier 228*.

Embora os trens de aterragem variem de avião para avião, os mesmos são constituídos basicamente pelos mesmos componentes. Na Figura 2.21 podemos observar os diversos componentes de um sistema de trem de aterragem de um avião. Com maior relevância destacam

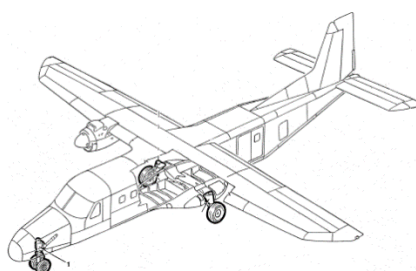


Figura 2.20: Ilustração da configuração do trem de aterragem do *Dornier 228* [38].

-se as rodas, os pneus, os amortecedores, a estrutura de ligação da roda à fuselagem (composta por vários elementos de elevada resistência mecânica), os atuadores de recolha e extensão de trem, os atuadores de abertura e fecho de portas dos compartimentos do trem e ainda os atuadores e respetivos sistemas de bloqueio do trem. Normalmente, acoplado ao atuador hidráulico principal do trem de aterragem, é habitual colocar-se um dispositivo elétrico de aviso do estado do trem de aterragem para o cockpit da aeronave de forma que o piloto tenha informação da posição do trem de aterragem a cada momento do voo.

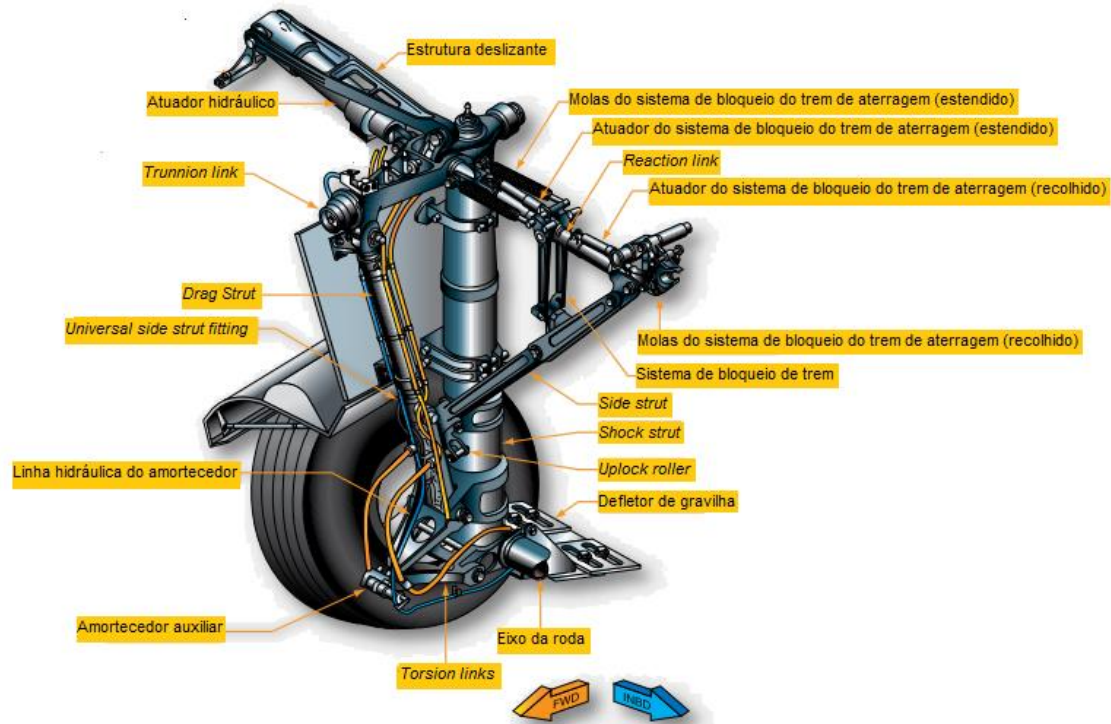


Figura 2.21: Componentes de um trem de aterragem [35].

### 2.6.1. Funcionamento do sistema de trem de aterragem

Os aviões de maiores dimensões possuem sistemas de retração de trem assistidos hidráulicamente. Estes sistemas estão equipados com bombas hidráulicas, cilindros de atuação (atuadores hidráulicos), válvulas seletoras e de sequência, sistemas de bloqueio de trem, tubos, e outros componentes de sistemas hidráulicos convencionais. Este equipamento encontra-se todo interligado de modo a permitir a correta sequência de retração e extensão do trem de aterragem, respetivo bloqueio e da abertura e fecho das portas do compartimento do trem de aterragem. A Figura 2.22 ilustra um sistema deste tipo (nome dos componentes do sistema não traduzidos para língua portuguesa para não retirar clarividência à figura).

No sistema hidráulico em questão quando a manete de trem é selecionada no cockpit pelo piloto para a posição de trem em cima, a válvula seletora permite que flua óleo da bomba para os diversos componentes do circuito hidráulico criando uma determinada pressão em todo o sistema. Consequentemente, os três atuadores de bloqueio de trem (um em cada roda do trem de aterragem) pressurizam e desbloqueiam o mesmo, permitindo a recolha do trem de aterragem. Simultaneamente os atuadores principais do trem recebem o fluido pressurizado, do lado superior do cilindro (na posição da figura) através da válvula de retenção (sem restrição de fluido), subindo o trem de aterragem para o respetivo compartimento de trem. As válvulas de se-

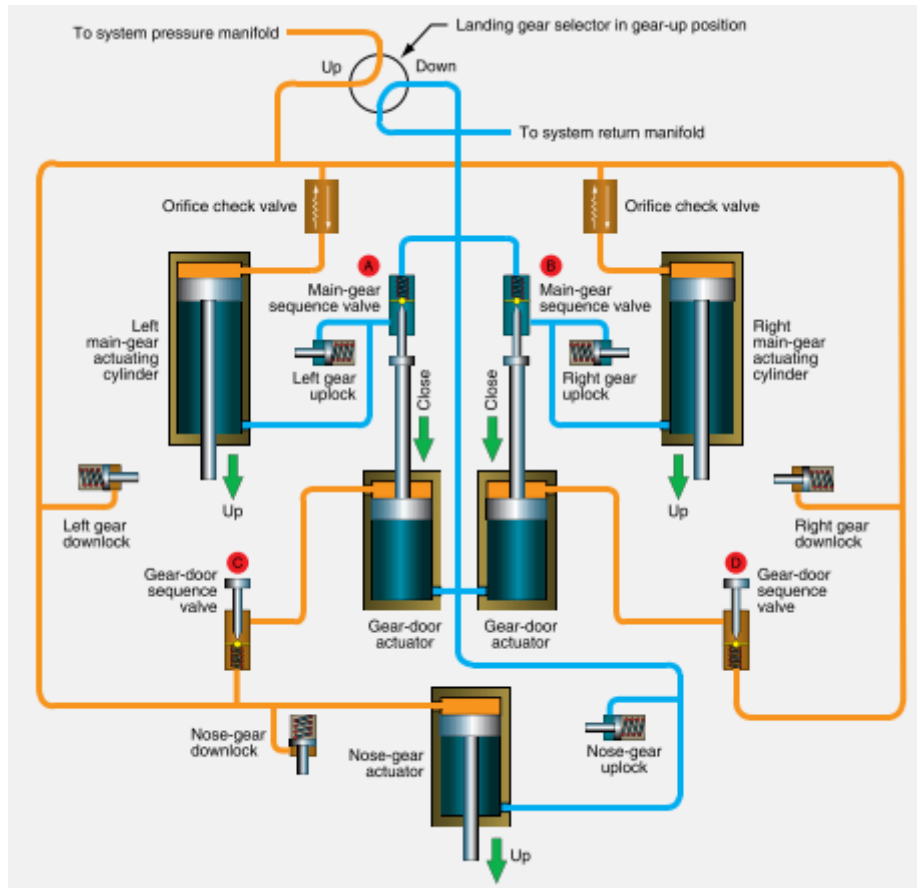


Figura 2.22: Sistema hidráulico de um trem de aterragem retráctil [35].

-quência C e D são igualmente pressurizadas de forma a garantir o controlo correto da operação de abertura e fecho das portas do compartimento onde o trem se encontra alocado. As válvulas são fechadas devido à pressão causando um atraso intencional do fluido nos atuadores hidráulicos das portas do compartimento do trem. Assim que os atuadores principais do trem se encontrem totalmente recolhidos, os mesmos contactam mecanicamente com a válvula sequencial abrindo-a, permitindo que o fluido escoe pela parte superior do cilindro (na posição da figura) das portas do compartimento do trem de aterragem, e conseqüentemente feche as mesmas. Durante este processo as válvulas sequenciais A e B atuam como válvulas de retenção permitindo que o óleo circule apenas no sentido do lado inferior do cilindro (na posição da figura) para o sistema hidráulico normal de volta à válvula seletora [35].

Para colocar o trem de aterragem em baixo, o piloto deve seleccionar a posição de trem em baixo na respetiva manete no cockpit do avião. Ao acionar esta posição, o fluido hidráulico pressurizado escoa em direção ao atuador de desbloqueio do trem dianteiro desbloqueando-o. O óleo entra no atuador principal do trem dianteiro, pela parte inferior do cilindro (na posição da figura), obrigando o mesmo a estender. O fluido entra também nos atuadores das portas do

compartimento do trem principal atuando no sentido de abertura das mesmas, isto é, pelo lado inferior do cilindro (na posição da figura). Assim que as portas abram, as válvulas sequenciais A e B bloqueiam o fluido de forma a não permitir o desbloqueamento do trem e de forma a este não chegar à parte inferior do cilindro (na posição da figura) do trem principal até as portas estarem totalmente abertas. Assim que as portas do compartimento se encontrem abertas, o atuador responsável pela abertura das mesmas contacta mecanicamente com as válvulas sequenciais abrindo-as e permitindo o escoamento do fluido. Os atuadores principais do trem principal recebem o óleo pela parte inferior do cilindro (na posição da figura) fazendo-o estender. O fluido da outra parte do cilindro segue, forçosamente, para o sistema hidráulico através da válvula de retenção que causa restrição neste sentido de modo a amortecer e evitar danos na extensão do trem [35].

## 2.6.2. Atuadores hidráulicos

Os atuadores ou cilindros hidráulicos têm como função converter a energia armazenada no fluido hidráulico em energia mecânica, movimentando o pistão do interior do cilindro linearmente na direção que se pretende aplicar a carga. O princípio físico que suporta este sistema de conversão de energias é traduzido pela expressão (2.13) onde a Força ( $F$ ) exercida pelo cilindro é igual à pressão ( $p$ ) aplicada no êmbolo do pistão que se desloca dentro do cilindro multiplicada pela área ( $A$ ) de contacto do fluido com o êmbolo.

$$F = p \times A \quad (2.13)$$

Embora a função do cilindro hidráulico seja sempre a mesma, existem diversos tipos de atuadores no mercado industrial que são usados pelas empresas conforme as necessidades. No ramo da aviação, os mais comuns são os cilindros de simples e duplo efeito podendo estes sofrer algumas variações na sua geometria e composição. Na Figura 2.23 são apresentados esquemas dos três tipos de atuadores mais comuns na indústria aeronáutica.

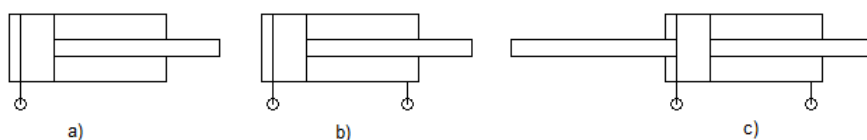


Figura 2.23: Exemplos de atuadores comuns nos sistemas de aterragens. a) atuador de simples efeito b) atuador de duplo efeito com um sentido c) atuador de duplo efeito com dois sentidos.

Nos cilindros do tipo b) e c) (os mais usados em sistemas de trens de aterragem) o atuador hidráulico encontra-se sempre associado a um circuito hidráulico que, através de uma fonte de alimentação, normalmente uma bomba hidráulica acoplada a um motor elétrico, impõe um caudal e uma pressão ao fluido que a dada altura irá entrar no cilindro através de um dos seus orifícios. Devido à pressão e à velocidade que o fluido possui, o mesmo exerce pressão num dos lados do êmbolo do pistão obrigando-o a deslocar-se nesse sentido e fazendo com que o fluido que se encontra no lado contrário do êmbolo seja expulso pelo respetivo orifício de volta ao circuito hidráulico. Através de outros componentes incluídos no circuito (válvulas seletoras), o fluido poderá realizar o percurso inverso embatendo na parte anelar o pistão, deslocando-o no sentido contrário. Neste caso, devido à área deste lado do pistão ser inferior à da do lado inicial, a força exercida irá ser menor para a mesma pressão do fluido.

Todo este processo é possível de ser controlado através dos componentes colocados no sistema. Bombas, válvulas de pressão, válvulas seletoras, válvulas de retenção, válvulas de controlo de fluxo, entre outros, são alguns exemplos de equipamentos que permitem controlar os parâmetros do fluido e, conseqüentemente, um apropriado uso do atuador. A pressão do fluido, o caudal (volume de fluido que atravessa uma determinada secção por unidade de tempo - correspondente à velocidade de deslocação do pistão do cilindro), e a potência fornecida pelo cilindro são alguns dos principais parâmetros do atuador. Os mesmos podem ser facilmente determinados pela aplicação das expressões (2.13), (2.14) e (2.15) respetivamente.

$$Q = v \times A \quad (2.14)$$

Onde:

$Q$  – Caudal

$v$  – Velocidade

$A$  – Área da secção

$$P = F \times v \quad (2.15)$$

Onde:

$P$  – Potência

$F$  – Força

$v$  – Velocidade

$$P = p \times Q \quad (2.16)$$

$P$  – Potência

$p$  – Pressão

$Q$  - Caudal

Anteriormente foram ilustrados esquemas de alguns tipos de atuadores hidráulicos de uma forma simples e sucinta. Contudo, estes componentes apresentam uma estrutura algo mais complexa sendo constituídos por várias peças e pequenas estruturas. Na Figura 2.24 é possível identificar alguns desses subcomponentes.



Figura 2.24: Cilindro hidráulico de duplo efeito

Atualmente são já bastantes os ramos da indústria que usufruem deste tipo de componentes. Escavadoras, máquinas de corte, caminhões de cargas pesadas, máquinas agrícolas e aeronaves, são alguns desses exemplos. De ora em diante será focada a aplicação dos cilindros no ramo da aeronáutica, nomeadamente nos sistemas de trens de aterragem.

### 2.6.3. Atuadores hidráulicos de trens de aterragem do avião Dornier 228

Os sistemas de trens de aterragem da maior parte dos aviões com trem retráctil dispõem de um circuito hidráulico para ativação do sistema de trem. O sistema hidráulico deste género é composto por vários elementos sendo um (ou mais) deles o atuador ou cilindro hidráulico. Estes equipamentos são responsáveis pela extensão e retração do trem de aterragem, abertura e fecho de portas do compartimento do trem e ainda para o bloqueio e desbloqueio do sistema de bloqueamento de trem. Todos eles têm funcionamento idêntico, variando apenas nas dimensões e pressões que lhes são aplicadas.

De seguida irão ser descritos os atuadores principais instalados nos sistemas de trens de aterragem principal dos aviões *Dornier 228* da frota da Aerotécnica. Os atuadores do trem de aterragem dianteiro, dos sistemas de bloqueio e das portas dos compartimentos dos trens são similares.

O atuador principal do trem de aterragem principal é fabricado pela empresa alemã *Feinmechanische Werke Mainz GmbH (FWM)*. O atuador em questão é um cilindro hidráulico de duplo efeito. O mesmo estende para baixar o trem, e recolhe para subir o trem. Na posição de trem em baixo, o atuador bloqueia internamente de forma a manter-se naquela posição sem que existam pressões exercidas no mesmo. Na Figura 2.25 são identificáveis a manga e os casquilhos de bloqueio que irão fazer com que o atuador bloqueie na posição de trem em baixo. O atuador é colocado entre a estrutura inferior do avião e a perna de trem de aterragem através de rolamentos esféricos. Na Figura 2.25 é ilustrado esquematicamente o componente em questão e na Figura 2.26 é apresentada uma fotografia do mesmo componente instalado na aeronave.

Neste tipo de atuador, existem três orifícios de acesso ao interior do cilindro. As entradas B e C admitem fluido para o cilindro, conforme a operação que se deseje, e a entrada A admite ar com pressão como sistema de emergência de extensão de trem. Este ar pressurizado advém de um acumulador instalado junto ao sistema de trem de aterragem. Os orifícios A e B encontram-se num dispositivo - válvula alternadora – que, na maior parte do tempo do seu tempo de uso, se encontra com o orifício B destrancado e o A bloqueado. Quando é solicitado ao sistema o procedimento de emergência (ar pressurizado), esta válvula alterna a sua configuração e passa a permitir fluxo pelo orifício A impedindo qualquer fluxo pelo orifício B.

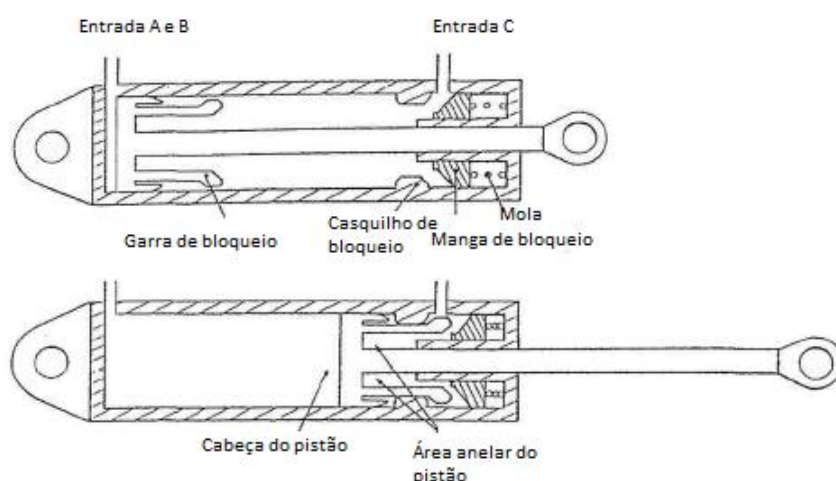


Figura 2.25: Esquema do atuador do trem de aterragem principal do *Dornier 228* da frota AeroVip [39].



Figura 2.26: Atuador hidráulico do trem de aterragem principal do avião *Dornier 228*.

Como foi acima referido, o atuador possui um sistema de bloqueio de forma a garantir que o trem se mantem na posição desejada sem que estejam a ser exercidas pressões. Este bloqueamento é sinalizado no cockpit de modo a que o piloto tenha a garantia de que o trem se encontra na posição desejada. Esta sinalização efetua-se através de um dispositivo de deteção colocado na zona adjacente à manga de bloqueio e acoplado a um *micro-switch* que é responsável pelo envio do sinal para o cockpit. Na Figura 2.27 é apresentado um dispositivo de deteção e o seu modo de funcionamento.

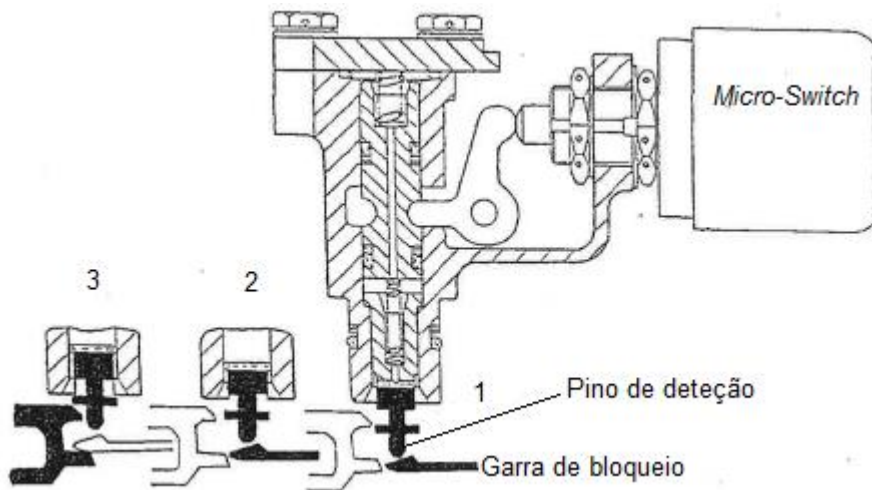


Figura 2.27: Dispositivo de deteção e de sinalização de bloqueio do trem de aterragem [39].

Os atuadores, do *Dornier 228* de registo CS-TGG, *Part Numbers*: S4-3300690 / 3300680 encontram-se atualmente com 17638 horas e 30 minutos e 29384 ciclos. Até à data os atuadores do *Dornier 228* nunca foram substituídos.

O atuador hidráulico em questão tem um tempo de vida útil de 24000 horas ou 30000 ciclos, o que for atingido primeiro. Após este valor ser atingido o atuador terá que ser obrigatoriamente substituído. O fabricante não prevê “overhaul” (procedimento de manutenção efetuado à peça em que esta é considerada como nova após a conclusão do mesmo) ao componente.

Segundo o *Time Limits/Maintenance Checks Manual* [40], as inspeções ao atuador do trem de aterragem do *Dornier 228*, referidas na Tabela 2.10, poderão ser realizadas sem obrigatoriedade de irem ao fabricante e consequentemente certificadas pelo mesmo.

Tabela 2.10: Tipos e intervalos de tempo das inspeções a serem realizadas em componentes do atuador hidráulico [40].

<b><i>Tipo de inspeção/componente</i></b>	<b><i>Intervalo de tempo</i></b>	<b><i>Notas</i></b>
Fuga interna da válvula seletora	6 meses	Procedimento no CMM
Fissuras na porca de acoplamento	2000 ciclos	Processo de ensaios não destrutivos por líquidos penetrantes
Funcionamento do sistema de emergência	12 meses ou mínimos impostos pela autoridade competente nacional	Procedimento no CMM
<i>Microswitch</i>	20000 horas ou 25000 ciclos	-
Vida útil do atuador	24000 horas ou 30000 ciclos	Substituição obrigatória do componente

## **2.7. Sistemas hidráulicos**

A hidráulica é o campo das ciências de engenharia que trata das propriedades mecânicas dos líquidos. A mecânica dos fluidos, pilar base de fundamentos teóricos de hidráulica, foca-se nas propriedades do fluido em aplicações de engenharia. A hidráulica, é usada para criação, controlo e transmissão de energia através de líquidos pressurizados. Este ramo da engenharia

cobre diversos conceitos relativos, por exemplo, a escoamento de condutas, barragens, bombas, turbinas, hidro-energia, dinâmica dos fluidos computacionais, medição de caudais, comportamento de leitos de rios e erosão [41].

Fisicamente, define-se pressão como a força perpendicular, exercida por unidade de área, que corresponde à taxa de variação cumulativa da quantidade de movimento de todas as moléculas do fluido que, em determinado momento, colidem com uma superfície [42]. Por outras palavras, pode-se dizer que pressão é a força exercida numa determinada área. Uma força pode ser descrita por um agente externo que produz ou tende a produzir alterações no estado de repouso, movimento, dimensão ou forma de um corpo [41].

No século XVII Blaise Pascal, destacado físico, constatou que num circuito fechado de fluido, a pressão em qualquer local do circuito é igualmente transmitida em todas as direções e em valores iguais. Por outras palavras, se um líquido se encontra em equilíbrio, então a pressão é igual em todos os pontos do fluido [41].

A tecnologia hidráulica tem sido bastante desenvolvida desde as suas primeiras aplicações no final do século XVIII. Esta tecnologia é nomeadamente utilizada na indústria automóvel, aeronáutica, arquitetura e máquinas de minas devido às suas vantagens relativamente aos sistemas elétricos e mecânicos. Algumas dessas vantagens são [43]:

- ❖ O sistema hidráulico consegue transmitir maior potência mecânica em comparação aos restantes sistemas com quantidade de volume equivalente, devido à capacidade do fluxo de fluido transportar o calor gerado pelas perdas internas. Estas são consideradas a maior limitação das máquinas de alta potência. O peso e o volume dos motores e bombas hidráulicas são cerca de 12% dos motores e bombas elétricas;
- ❖ O sistema hidráulico possui uma boa estabilidade durante o seu funcionamento. Os atuadores, sendo de um material bastante rígido, oferecem um controlo preciso aquando da alteração das cargas colocadas no sistema;
- ❖ O sistema hidráulico tem uma ampla gama de operação. Sem o problema da saturação dos magnetos como no motor elétrico, o *torque* desenvolvido pelos atuadores hidráulicos pode atingir altos valores, o qual só fica limitado aos níveis de segurança de tensão do material.

Os componentes hidráulicos usados na aeronáutica são equipamentos que necessitam ser testados regularmente devido às suas altas exigências técnicas. Os fabricantes deste tipo de equipamento estipulam requisitos mínimos nas peças fabricadas, de modo a garantir que estas cumprem a sua tarefa, com a devida fiabilidade e segurança, dentro dos parâmetros especificados como por exemplo o tempo de uso, ou a qualidade de uso dos componentes. A maioria dos componentes hidráulicos instalados nas aeronaves é sujeita a diversos tipos de ensaio. Para realizar tais ensaios, os mesmos terão que ser desmantelados da aeronave e colocados em bancos de ensaios próprios.

Um sistema hidráulico pode ser definido como um conjunto de elementos físicos associados que, utilizando um fluido como meio de transferência de energia, permite a transmissão e o controle de força e movimento [44]. Os sistemas hidráulicos podem ter múltiplas configurações. Diversos equipamentos podem ser introduzidos no sistema de forma otimizar o ensaio ao componente. A Figura 2.28 ilustra um exemplo de um sistema hidráulico simples onde podem ser ensaiados cilindros hidráulicos.

Estes sistemas possuem algumas desvantagens em algumas aplicações hidráulicas. Entre elas destacam-se:

- ❖ Maior perdas de energia comparando com outros sistemas devido às inevitáveis fugas de fluido que frequentemente acontecem nos sistemas hidráulicos;
- ❖ É um sistema que necessita de custos mais elevados para alcançar altas precisões devido à complexidade de fabrico de alguns componentes hidráulicos;
- ❖ A temperatura a que o fluido fica sujeito enquanto circula no sistema poderá causar alterações na viscosidade do mesmo, comprometendo o rendimento do sistema.

### **Componentes de sistemas hidráulicos**

No mercado industrial existem diversos componentes hidráulicos que podem ser implementados em sistemas hidráulicos para otimizar um banco de ensaio. Alguns desses componentes são comuns em quase todos os sistemas, outros por seu lado, poderão ser introduzidos em determinados sistemas para desempenharem funções mais específicas, conforme se deseje. De seguida são apresentados alguns componentes de sistemas hidráulicos mais comuns.

Motor elétrico – é o aparelho responsável pela conversão da energia elétrica em energia mecânica.

Bomba hidráulica – é o dispositivo responsável pela conversão de energia mecânica em energia hidráulica. Este equipamento não gera pressão, apenas gera caudal. Existem diversos tipos de bombas conforme a gama de uso que se pretende. Bombas de carretos, de pistão, de palhetas são as mais frequentes neste tipo de indústria.

Válvula direcional – é o equipamento que permite direcionar ou impedir o fluxo através de passagens selecionadas. Estas podem ser selecionadas por diversos tipos de mecanismo como por ação mecânica (botão, alavanca, pedal), por piloto hidráulico, pneumático ou por solenoide.

Válvula de retenção – é o dispositivo que permite o deslocamento de fluxo num só sentido.

Válvula limitadora de pressão – é o equipamento que limita a pressão máxima do sistema de forma a proteger os componentes e toda segurança inerente.

Válvula direcional – é o equipamento que permite direcionar ou impedir o fluxo através de passagens selecionadas. Estas podem ser selecionadas por diversos tipos de mecanismo como por ação mecânica (botão, alavanca, pedal), por piloto hidráulico, pneumático ou por solenoide.

Válvula de retenção – é o dispositivo que permite o deslocamento de fluxo num só sentido.

Válvula limitadora de pressão – é o equipamento que limita a pressão máxima do sistema de forma a proteger os componentes e toda segurança inerente.

Válvula de controlo de caudal – é o aparelho que tem como função reduzir o fluxo de fluido vindo da bomba numa linha do circuito. Estas válvulas são normalmente instaladas nos circuitos hidráulicos de modo a obter um controle da velocidade dos atuadores, fechando ou abrindo a válvula. Podem ter compensadores de pressão à entrada e à saída, caso sejam previstas grandes alterações de pressão.

Atuador – é o cilindro hidráulico que se desloca linearmente por ação do fluxo de fluido que entra pelos seus orifícios. Tem como função a conversão de energia hidráulica em energia mecânica. Existem vários tipos de atuadores no mercado industrial, sendo os mais usados neste campo os atuadores lineares de duplo efeito com um sentido.

De uma forma geral, os principais elementos constituintes de um sistema hidráulico básico foram descritos anteriormente. Muitos outros componentes se podem instalar em sistemas mais complexos e com outros fins, mas para a situação pretendida desta dissertação, os equipamentos mencionados são os mais relevantes.

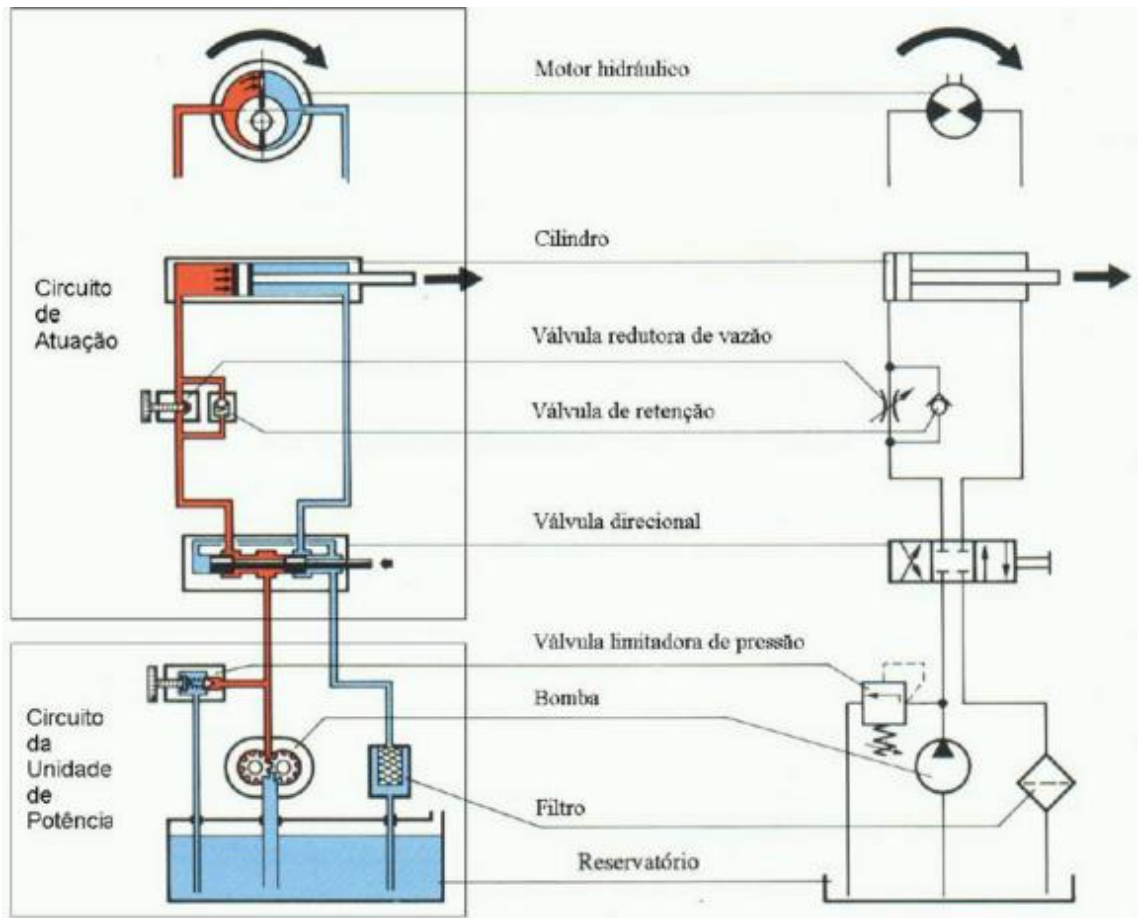


Figura 2.28: Exemplo de um sistema hidráulico simples (representação esquemática e simbólica) [44].



### 3. Ensaaios aos atuadores

#### 3.1. Caracterização dos ensaios a realizar aos atuadores do *Dornier 228*

Como referido anteriormente, grande parte dos componentes hidráulicos de uma aeronave é sujeito a minuciosas inspeções e ensaios de forma a garantir o perfeito funcionamento do equipamento. Um desses componentes é o atuador hidráulico do sistema de trem de aterragem do avião. Nesta situação específica, o atuador em questão é o do avião *Dornier 228* e de acordo com o fabricante deve ser submetido à realização de sete testes diferentes. Na Figura 3.1 observa-se uma ilustração tipo de um esquema base recomendado pelo fabricante do atuador, para o respetivo ensaio. O banco de ensaios onde o atuador irá ser testado contará com a adição de outros componentes, que não se encontram ilustrados na figura, que irão garantir o adequado funcionamento do sistema e com o maior rendimento e fiabilidade possíveis. Os símbolos atuais e a descrição de cada componente encontram-se sumarizadas na Tabela 3.1.

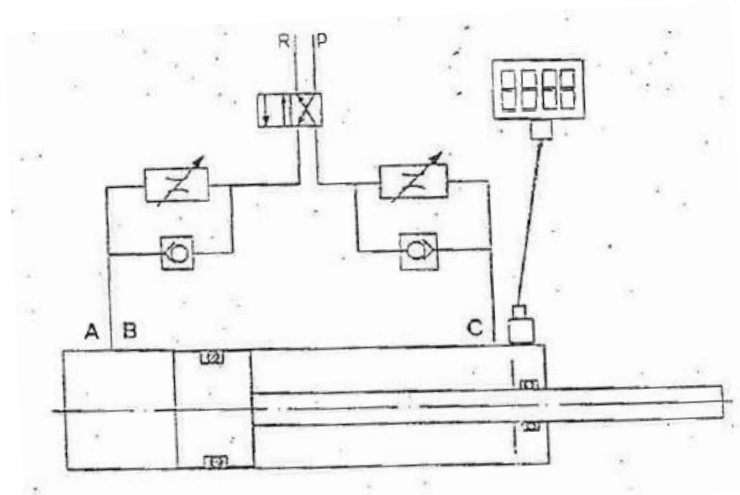

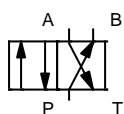
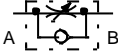

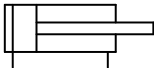


Figura 3.1: Esquema do sistema hidráulico para ensaio do atuador do Dornier 228 fornecido pelo fabricante FWM [39].

Após a correta montagem de todos os componentes necessários para os ensaios ao atuador, procede-se então aos testes do mesmo. Como cada atuador possui características diferentes, isto é, existem diferentes modelos de atuadores inclusive com aplicação para o mesmo trem de aterragem, estes são identificados através de um número de série que se designa por *Part Number*. Os ensaios a considerar nesta tese, são ensaios para dois determinados tipos de atuadores (ambos usados pelo *Dornier 228*, conforme opção da empresa) com *Part Numbers* S4-3300360-01 / S4-3300274-01 (atuador do trem principal esquerdo /

atuador do trem principal direito) e S4-3300690 / S4-3300680 (atuador do trem principal esquerdo / atuador do trem principal direito). Os dois tipos de atuadores diferem nas condições impostas pelo teste número 3. A válvula seletora agregada ao atuador e o dispositivo de verificação de bloqueio do atuador são igualmente testados no banco de ensaios.

Tabela 3.1: Símbolos e nomes dos componentes hidráulicos.

Símbolo esquemático do componente	Nome do componente	Descrição do componente
	Bomba hidráulica	Equipamento responsável por transformar energia mecânica ou elétrica em energia hidráulica. As bombas debitam apenas caudal no sistema.
	Válvula seletora	Dispositivo para seleção do sentido do fluido no sistema hidráulico. Podem ser acionadas manualmente ou eletricamente (solenoides).
	Válvula de controle de fluxo com <i>bypass</i>	Dispositivo que regula a quantidade de fluxo no sistema por unidade de tempo.
	Reservatório	Equipamento onde é armazenado o fluido que circula no sistema.
	Atuador hidráulico	Componente a ser ensaiado no banco hidráulico.

Todos os testes que os atuadores precisam cumprir são em seguida detalhadamente descritos.

**Teste 1:** Teste de normal funcionamento e de fuga. Orifício B e C ligados ao sistema hidráulico.

Deslocamento do pistão 20 vezes alternadamente. Iniciar deslocamento do pistão com uma pressão de 10 bar. Sistema de bloqueio deve desbloquear até uma pressão máxima de 40 bar. Entre cada ciclo (fim do percurso do pistão), pressão deve subir até aos 206 bar. Verificar

fugas no final dos 20 deslocamentos. Máximo permitido: 1 gota na vedação da haste do pistão. Na Figura 3.2 pode-se observar o circuito hidráulico esquemático deste ensaio.

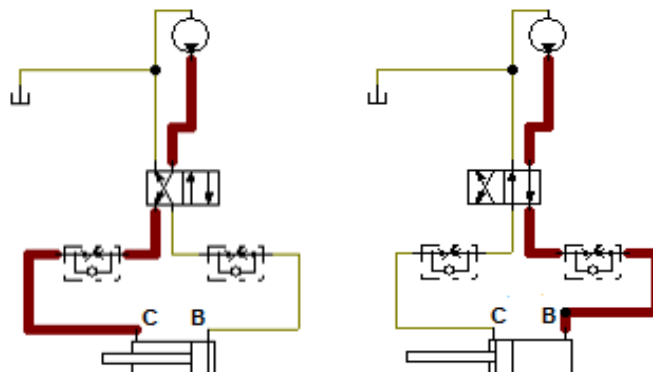


Figura 3.2: Esquema do teste nº1 [45].

**Teste 2:** Teste de fricção e de bloqueio. Atuador estendido. Interruptor ligado à caixa luminosa de teste ou uso do multímetro. Orifícios B e C ligados ao sistema hidráulico.

Aplicar, em C, uma pressão compreendida entre 20 e 40 bar para desbloqueio e recolha do atuador lentamente. Verificação da pressão máxima para recolha do atuador – 12 bar (etapa a)). Aplicar em B baixa pressão para estender o pistão. Verificar pressão máxima para extensão – 15 bar. Verificar fase de bloqueio do dispositivo. Pressão máxima – 10 bar. Confirmar 4 luzes verdes ou respetivos valores no multímetro (etapa b)). Aplicar uma força de 15900 N (S4-3300360-01 / S4-3300274-01) ou 20000 N (S4-3300690 / S4-3300680) à haste do atuador. Verificar 4 luzes verdes ou valores no multímetro. Aplicar, em C, 20 bar repentinamente. Verificar que as 4 luzes verdes se mantêm acesas ou respetivos valores no multímetro. Aplicar, em C, 40 bar repentinamente. Verificar que as 4 luzes vermelhas estão acesas ou respetivos valores no multímetro (etapa c)). O ensaio encontra-se ilustrada na Figura 3.3

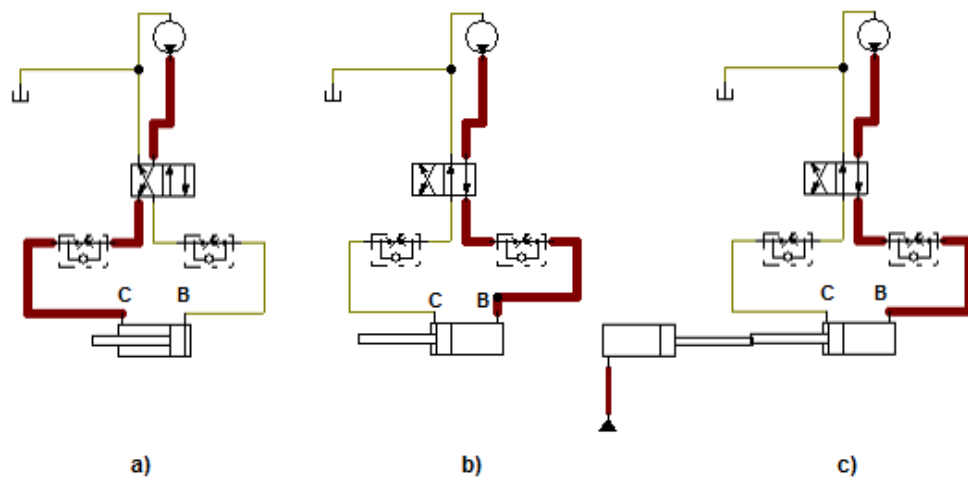


Figura 3.3: Esquema do teste n°2. **a)** 1ª etapa; **b)** 2ª etapa; **c)** 3ª etapa [45].

**Teste 3:** Ajuste do interruptor. Pistão bloqueado. Interruptor ligado à caixa luminosa de teste ou uso do multímetro. O interruptor, *part number* S4-3300360-01 / S4-3300274-01, encontra-se ilustrado nos anexos 3 e 4 enquanto o interruptor *part number* S4-3300690 / S4-3300680 se encontra nos anexos 5 e 6. Todas as referências às peças em baixo citadas, entre parêntesis, podem ser consultadas nos respetivos anexos.

1. Ajustar interruptor através da porca (ref. 230, anexo 3 e 5) até se obter 4 luzes verdes no dispositivo luminoso. Em caso de uso de multímetro verificar valores no mesmo (250-650 miliohms)
2. Verificar circuitos de luzes verdes acesas: V-U, S-R, N-M, K-J (sequência de letras indicada no cabo de ligação do próprio dispositivo).
3. Apertar com intensidade a porca exterior (ref. 230). Confirmar que as 4 luzes verdes se mantêm acesas. Em caso de uso de multímetro verificar valores no mesmo (250-650 miliohms)
4. Colocar atuador na posição desbloqueada. Confirmar 4 luzes vermelhas acesas. Verificar circuitos de luzes vermelhas acesas: V-T, S-P, N-L, K-H (sequência de letras indicada no cabo de ligação do próprio dispositivo)
5. Ajustar folga entre a alavanca e o pin de deteção para 0,15 mm. Verificar as 4 luzes vermelhas acesas. Em caso de uso de multímetro verificar valores no mesmo.
6. Ajustar folga entre a alavanca e o pin de deteção para 0,7 mm. Verificar as 4 luzes verdes acesas. Em caso negativo, reajustar. Em caso de uso de multímetro verificar valores no mesmo.
7. Apertar 1 N.m porca exterior (ref. 230).

8. Deslocar o atuador da seguinte forma: Posição desbloqueado – Posição bloqueado – Posição desbloqueado. Verificar indicações corretas das luzes. Em caso de uso de multímetro verificar valores no mesmo.
9. Ajustar folga entre a alavanca e o pin de deteção para 0,1 mm. Verificar as 4 luzes vermelhas acesas.
10. Se alínea anterior devidamente verificada, colocar arame de frenar na porca (ref. 230) e colocar selo de chumbo. Colocar anti - corrosivo na superfície superior de cobertura (ref. 170, anexo 3 e 5) e respetivos parafusos (ref. 190, anexo 3 e 5).
11. Acoplar a superfície de cobertura superior (ref. 170) com as anilhas e parafusos respetivos. Apertar 1N.m. Colocar arame de frenar nos parafusos (ref. 190) da cobertura superior e colocar selo de chumbo.
12. Aplicar massa lubrificante entre a caixa do interruptor (ref. 40, anexo 3 e 5) e os pratos de cobertura (ref. 140) e (ref. 170). Aplicar massa lubrificadora à volta da porca exterior (ref. 230) e à cabeça do eixo (ref. 50, anexo 3 e 5).

**Teste 4:** Teste de fuga interna. Pistão estendido. Orifício B e C ligados ao sistema hidráulico.

Aplicar em B 0,03 bar durante 3 minutos. Verificar fugas em A. Máximo - 4 gotas. Aumentar a pressão para 309 bar durante 3 minutos. Verificar fugas em C. Máximo – 8 gotas. Aplicar, em C, pressão para recolher o pistão. Desconetar orifício B. Aplicar em C 0,03 bar durante 3 minutos. Verificar fugas em B. Máximo - 8 gotas. Aumentar a pressão para 309 bar durante 3 minutos. Verificar fugas em B. Máximo – 8 gotas.

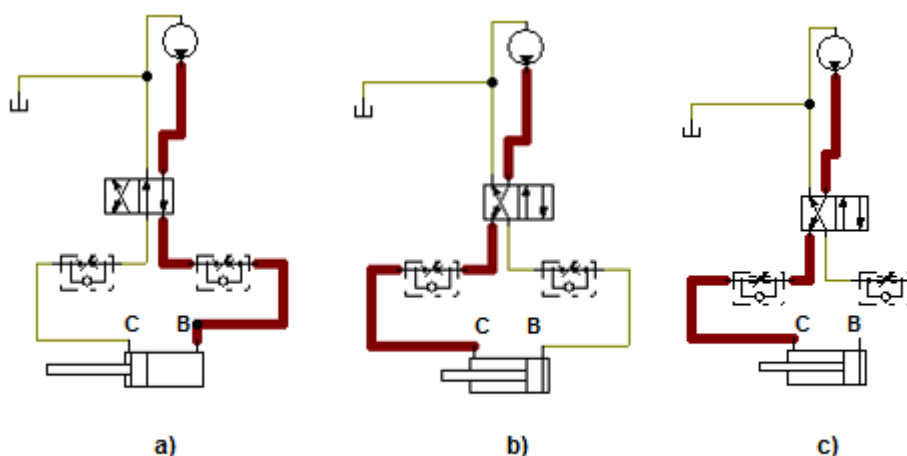


Figura 3.4: Esquema do teste nº4. **a)** 1ª etapa; **b)** 2ª etapa; **c)** 3ª etapa [45].

**Teste 5:** Teste de funcionamento da válvula seletora (ver Figura 3.5). Atuador estendido. Orifício C ligado ao sistema hidráulico. Orifício A ligado à fonte de nitrogénio. As válvulas seletoras

encontram-se ilustradas nos anexos 7,8 e 9,10 para as *part numbers* S4-3300360-01 / S4-3300274-01 e S4-3300690 / S4-3300680, respetivamente.

Aplicar em A 1,5 bar durante 12 horas. Verificar ausência de fuga de gás. Aplicar em A pressão de nitrogénio lentamente. Verificar mudança de posição entre os 4 e 20 bar. Aumentar a pressão até ao 80 bar. Cortar fonte de pressão. Verificar queda de pressão no sistema capturado. Queda de pressão máxima – 2 bar em 5 minutos. Desligar tubo do orifício A. Ligar tubo ao orifício B. Aplicar 2 vezes em B caudal de 6 l/min. Verificar fuga em A. Máximo – 2 gotas.

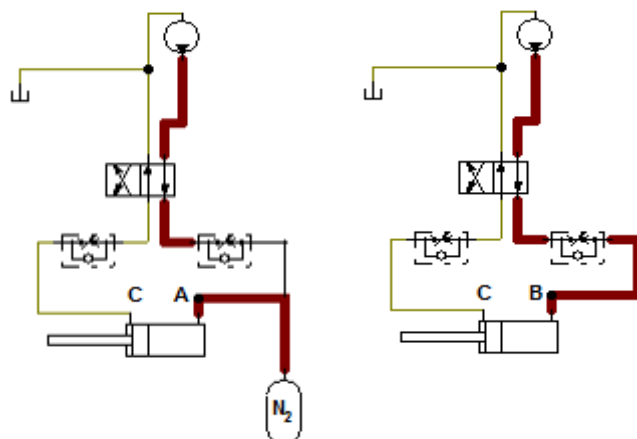


Figura 3.5: Esquema do teste nº5 [45].

**Teste 6:** Teste de deslocamento e ajuste da haste. Atuador recolhido e bloqueado. Os atuadores encontram-se ilustrados nos anexos 11, 12, 13 e 14, 15, 16 para as *part numbers* S4-3300360-01 / S4-3300274-01 e S4-3300690 / S4-3300680, respetivamente. Todas as referências às peças em baixo citadas, entre parêntesis, podem ser consultadas nos respetivos anexos.

Para obter  $857 \pm 0,5$  mm entre centros olhais das extremidades do atuador (ref. 10, anexo 11) ajustar, apertando pelas extremidades (S4-3300360-01 / S4-3300274-01). Ajustar os centros olhais das extremidades (ref. 15, anexo 14) usando uma distância às anilhas: (ref. 45, anexo 14) – 8 mm, (ref. 46, anexo 14) – 9 mm, (ref. 47, anexo 14) – 9,8 mm (S4-3300690 / S4-3300680). Apertar 200 N.m a porca (ref. 30, anexo 11) (S4-3300360-01 / S4-3300274-01) ou o parafuso “olho” (ref. 15, anexo 14) (S4-3300690 / S4-3300680). Colocar arame de freiar e selo de chumbo.

Aplicar massa lubrificante (MIL-S-81733) na porca (ref. 30, anexo 11) e anilhas (ref. 40, anexo 11) (S4-3300360-01 / S4-3300274-01) ou nas anilhas (refs. 35, 45, 46, 47, anexo 14). Estender o atuador com pressão de 50 bar. Verificar deslocamento máximo do atuador de  $555 \pm 2$  mm.

**Teste 7:** Teste de resistência ao isolamento. Nos anexos 11, 12, 13 e 14, 15, 16 podem-se observar as referências citadas, abaixo entre parênteses, conforme as *part numbers* S4-3300360-01 / S4-3300274-01 e S4-3300690 / S4-3300680, respetivamente

Com o multímetro, colocar uma extremidade na caixa externa do cilindro (ref. 370, anexos 11 e 14) e a outra extremidade no pin (ref. 310, anexos 11 e 14). Verificar resistência mínima de 20 Mega Ohm.

### **3.2. Meios de manutenção e de ensaios na empresa Aerotécnica**

A empresa onde o projeto se encontra a ser desenvolvido, a Aerotécnica, possui diversos sistemas e equipamentos de manutenção de componentes de aeronaves. A Aerotécnica é uma empresa, pertencente ao Grupo *Seven Air*, certificada pela EASA (Agência Europeia da Segurança Aeronáutica), *Part 145* (secção do regulamento da União Europeia que estabelece os requisitos que uma entidade deve satisfazer para poder emitir ou revalidar homologações para a manutenção de aeronaves e seus componentes). Esta certificação qualifica a empresa para realizar manutenção aeronáutica em aviões cujo peso máximo à descolagem seja de até 5700 kg. A mesma entidade concede o privilégio de ser a única empresa em Portugal, certificada por a realização de inspeção de motores alternativos de explosão, fabricados para empresas de renome internacional como Teledyne Continental Motors e Textron Lycoming. A Aerotécnica realiza também reparações estruturais, pintura, ensaios não destrutivos, *Overhaul* de Magnetos Continental (Bendix) e Carburadores, aviónicos e tubagens.

A maior parte do equipamento usado em aeronaves ligeiras e de instrução que operam no aeródromo onde a empresa se encontra instalada, é inspecionado na Aerotécnica uma vez que o aeródromo praticamente só recebe aeronaves de peso inferior a 5700 kg.

Relativamente ao equipamento hidráulico de teste da empresa, este não é suficientemente apto para executar alguns dos ensaios que a Aerotécnica pretende ter aptidão para os diversos componentes da área. Os principais componentes sujeitos a testes nesta área são bombas hidráulicas, válvulas, tubagens e cilindros hidráulicos. Sendo um equipamento indispensável no trem de aterragem da maioria dos aviões de trem retráctil, é necessário ter um equipamento orientado para o teste destes cilindros hidráulicos. Derivado a esta necessidade, iniciou-se o desenvolvimento de um banco de ensaios que garanta a exequibilidade dos ensaios ao atuador hidráulico do trem de aterragem do *Dornier 228*. O respetivo banco tem como base de conceção este atuador, mas com possíveis adaptações para ensaiar outro tipo de cilindros e equipamentos hidráulicos, permitindo assim à empresa um maior leque de opções e clientes.

Atualmente o equipamento de teste a peças hidráulicas que a empresa dispõe é escasso e pode ser observado na Figura 3.6 que, face à necessidade atual, já é bastante limitado.



Figura 3.6: Equipamento de ensaios hidráulicos na Aerotécnica.

## **4. Seleção de banco de ensaios para atuadores de trens de aterragem**

### **4.1. Introdução**

Após a contextualização do trabalho e realizada a caracterização dos ensaios a cumprir pelo banco de ensaios que irá ser implementado, segue-se agora a apresentação das ideias conceptuais de diferentes bancos de ensaios. Este pode ser considerado o capítulo de maior relevância desta dissertação uma vez que será aqui que serão detalhadamente abordadas as diversas alternativas de bancos de ensaios e posteriormente, a tomada de decisão com base na Teoria Axiomática do Projeto. Tendo sido igualmente apresentadas as condições e os meios atuais de manutenção da Aerotécnica ficou patente que é definitivamente uma mais-valia para a empresa a implementação deste equipamento.

A apresentação das potenciais soluções de equipamentos de ensaio são baseadas na pesquisa de outros equipamentos já existentes, na opinião de pessoal da área (fornecedores, professores, técnicos) e, como não podia deixar de ser, nas limitações financeiras da empresa. Tendo em conta todos estes fatores, irá ser identificada a melhor solução com base na Teoria Axiomática do Projeto.

### **4.2. Apresentação das soluções para o banco de ensaios**

Como já foi referido, projeto a desenvolver consiste na construção de um banco de ensaios para atuadores hidráulicos. Todo o estudo do projeto tem como base o atuador hidráulico do trem de aterragem principal do *Dornier 228* sendo intenção aplicar, posteriormente, o banco de ensaios a qualquer outro atuador hidráulico.

O banco de ensaios terá que verificar determinadas condições que satisfaçam os requisitos exigidos, pelo fabricante (*FWM*), para o ensaio.

Após uma revisão sobre os princípios físicos e teóricos da estática e dinâmica de fluidos e uma pesquisa sobre componentes hidráulicos, foram concebidas quatro potenciais soluções que poderão vir a ser implementadas consoante a viabilidade e o interesse da Aerotécnica nas mesmas. As Tabelas 4.1 e 4.2 apresentam as características físicas e técnicas do atuador hidráulico, respetivamente, enquanto na Tabela 4.3 são apresentadas as quatro opções de potenciais bancos de ensaios para implementação na empresa Aerotécnica.

#### **Opção A**

Uma das ideias para a conceção do banco de ensaios implica a utilização de um motor elétrico acoplado a uma bomba de pistão que satisfaça os requisitos solicitados pelo fabricante: pressão 320 bar e caudal 15 l/min. Incorporada na bomba, ou imediatamente à saída da mesma,

Tabela 4.1: Características físicas do atuador hidráulico [46].

Comprimento do atuador estendido	1479 mm 58.23 in
Comprimento do atuador recolhido	924 mm 36.38 in
Largura do atuador	148 mm 5.83 in
Peso do atuador S4-3300360-01 / S4-3300274-01	8.8 kg 19.4 lb
Peso do atuador S4-3300690 / S4-3300680	9.9 kg 21.8 lb

Tabela 4.2: Características técnicas do atuador hidráulico [46].

Pressão normal de funcionamento	206 bar 2988 psi
Pressão de teste	309 bar 4481 psi
Pressão de rotura	515 bar 7467 psi
Pressão do reservatório	3.5 bar 50 psi
Pressão de acionamento do sistema de bloqueio	20 a 30 bar 290 a 508 psi
Fluido hidráulico	MIL – H 5606 (Aeroshell 41)
Sistema de filtro	NAS1638 Class 10
Deslocamento máximo do pistão	555 + 2 mm / - 0.5 mm 21.85 + 0.08 in / -0.02 in
Distância entre extremidades do cilindro	857 ± 0.5 mm 33.74 ± 0.02 in

(continua)

Tabela 4.2 (continuação): Características técnicas do atuador hidráulico [46].

Diâmetro do rolamento da extremidade da haste do atuador	30 mm 1.181 in
Diâmetro do rolamento da extremidade do pistão	25 mm 0.984 in
Área do pistão estendido	1319 mm <sup>2</sup> 2.045 in <sup>2</sup>
Área do pistão recolhido	530 mm <sup>2</sup> 0.822 in <sup>2</sup>
Força de extensão do atuador	26380 N 5928 lbf
Força de recolha do atuador	10590 N 2380 lbf
Gama de temperaturas admissíveis	-55° até +71° C -67° até +160° F
Ligação elétrica	MS3126E14-PW

Tabela 4.3: Identificação das potenciais opções.

Sistema com bomba de pistões	Opção A
Sistema com bomba de carretos e bomba manual	Opção B
Sistema com conjunto bomba de pistões – bomba de carretos	Opção C
Aquisição integral do sistema	Opção D

colocar-se-ia uma válvula limitadora de pressão para garantir que o sistema não ultrapasse a pressão admissível. De seguida, o sistema terá que ser equipado com uma válvula direcional manual (4/2 ou 4/3) que irá permitir direcionar o fluxo de óleo para um ou outro lado do atuador hidráulico, conforme a operação pretendida. Antes da entrada do fluido no cilindro terá que ser colocada uma válvula de controlo de caudal, com sistema de *bypass* (*check valve*), para garantir uma velocidade adequada ao atuador durante a realização dos ensaios. Estes dispositivos serão todos ligados por tubagens de diâmetro 3/8" ou 1/4". À entrada de cada orifício do cilindro terá que ser colocado um manómetro para o operador ter acesso à pressão de admissão no atuador.

Na linha de retorno será colocado um filtro antes de o fluido voltar ao reservatório. Por fim, o operador terá que usar o multímetro de forma a garantir que os testes são efetuados com sucesso.

Atendendo aos requisitos dos ensaios que são apresentados pelo fabricante, aparenta ser excessivo um caudal imposto de 15 l/min. Apenas num dos ensaios é exigido um valor de caudal específico sendo este 6 l/min.

Na Figura 4.1 é apresentado um esquema detalhado do circuito hidráulico para o banco de ensaios.

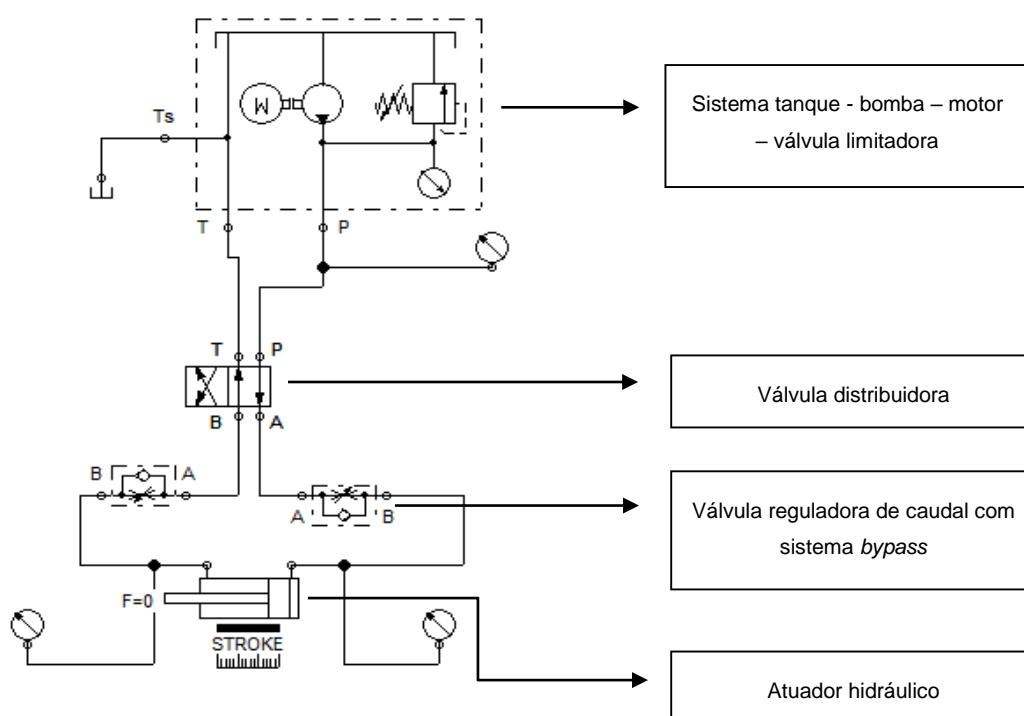


Figura 4.1: Sistema hidráulico para o banco de ensaios da opção A [45].

O sistema hidráulico da opção A contempla os seguintes componentes:

- Bomba de pistão
- Motor elétrico 11 kW
- Tubagens de tamanho 3/8" ou 1/4"
- Válvula limitadora de pressão
- Válvula direcional 4/2 ou 4/3
- Válvula de controlo de caudal com válvula *bypass*
- Manómetros de pressão

- Garrafa de Nitrogénio
- Filtro
- Reservatório
- Outros (luneta, cardans, tampão )
- Ohmímetro

Na Tabela 4.4 é apresentado o orçamento relativo à opção A.

Tabela 4.4: Orçamento para a implementação do banco de ensaios da opção A.

Componentes	€	Observações
Bomba de pistão	1600	Satisfaz 320 bar, 15 l/min
Motor elétrico	200	11 kW
Óleo hidráulico MIL-H-5606 (AeroShell 41)	N/A	Já existe na Aerotécnica
Garrafa nitrogénio: 80 bar (1160 psi)	N/A	Já existe na Aerotécnica
Pressostatos com manómetros de pressão digitais: 0-380 bar	400	Manómetros de glicerina com pouca precisão para os testes requeridos. 2 unidades
Ohmímetro: milli/Mega 500 VDC	N/A	Já existe na Aerotécnica
Válvula direcional	100	4/3 ou 4/2
Válvulas de controlo de caudal com <i>bypass</i> ( <i>check valve</i> )	200	2 unidades
Válvula limitadora de pressão	80	-
Reservatório e estrutura de suporte de todo o banco	200	40 litros
Outros (luneta, cardans, tampão, filtro de retorno, tubos )	350	-
Mão-de-obra estimada	300	
<b>Total</b>	<b>3230</b>	

### Opção B

Esta opção de banco de ensaio tem uma pequena variante em relação à opção A. Consiste na utilização de um motor elétrico acoplado a uma bomba de carretos. Como esta bomba não atinge pressões acima dos 260-280 bar, é necessário algo que aumente a pressão para atingir a pressão de 309 bar exigida pelo fabricante para o teste número 4. Este aumento de pressão pode ser conseguido através da introdução de uma bomba hidráulica manual colocada no sistema após a bomba de carretos e a válvula limitadora de pressão. Para garantir que o fluxo vindo da bomba de carretos não continue a fluir quando colocada em ação a bomba manual, é

colocado um passador de três vias na junção das duas linhas hidráulicas. Efetuado este procedimento, aumenta-se a pressão até ao valor pretendido através da bomba manual. Todo o resto do sistema é idêntico à opção A.

Existe a possibilidade de o motor elétrico ser acionado por uma *drive* em vez de um contactor. Isto permite que as rotações do motor, e conseqüentemente o caudal, sejam controlados no motor e não sejam necessárias válvulas de controlo de caudal.

Foi logo descartada a hipótese de aplicar unicamente uma bomba manual devido à impossibilidade de esta fornecer caudais que correspondam aos requisitos exigidos pelo fabricante. De forma a ter noção desta dificuldade, é possível constatar que no teste número 5, o fabricante requer que seja imposto um caudal de 6 l/min e, como se pode observar na Tabela 4.5, não é atingível este valor com uma bomba manual. A Tabela 4.5 comprova o anteriormente descrito.

Tabela 4.5: Parâmetros técnicos de algumas bombas hidráulicas manuais (Enerpac).

Chart (Metric)		Chart (Imperial)		Downloads	Videos					
Pump Type	Usable Oil Capacity	Model Number	Pressure Rating **		Oil Displacement per Stroke		Max. Handle Effort	Piston Stroke	Weight	
			(bar)		(cm3)					
	(cm3)		1st stage	2nd stage	1st stage	2nd stage	(kg)	(mm)	(kg)	
Single	770	P-39	-	700	-	2,46	39	25,4	6,2	
Two-speed	770	P-77	34	700	16,39	2,46	40	25,4	7,1	
	2200	P-80 *	34	700	16,39	2,46	35	25,4	10,7	
	4100	P-801	34	700	16,39	2,46	35	25,4	14,1	
	2200	P-84	34	700	16,39	2,46	35	25,4	11,8	
	7423	P-462	14	700	126,20	4,75	49	38,1	27,7	
	7423	P-464	14	700	126,20	4,75	49	38,1	27,7	

\* Also available as set  
 \*\* Contact Enerpac for applications where operating pressure is less than 10% of pressure rating.

Na Tabela 4.5 verifica-se que para os diversos modelos de bombas apresentados apenas se atinge 4,75 cm<sup>3</sup> de óleo por *stroke* (deslocamento de fluido que é movimentado da bomba para o sistema) na melhor das hipóteses, o que obriga a uma quantidade impraticável de *strokes* para deslocar na totalidade o pistão.

Volume de óleo máximo dentro do atuador:

$$V_{m\acute{a}x} = \text{Área do lado maior do pistão} \times \text{Deslocamento máximo do pistão} \quad (4.1)$$

$$V_{m\acute{a}x} = 1319 \text{ (mm}^2\text{)} \times 555 \text{ (mm)} = 732\,045 \text{ mm}^3 = 0,732 \text{ l}$$

Número de *strokes* para deslocar o pistão de uma extremidade à outra do cilindro:

$$\frac{0,732 \text{ (l)}}{0,00475 \text{ (l)}} = 154,1 \approx 155 \text{ strokes}$$

Na Figura 4.2 é apresentado um esquema detalhado do circuito hidráulico para o banco de ensaios.

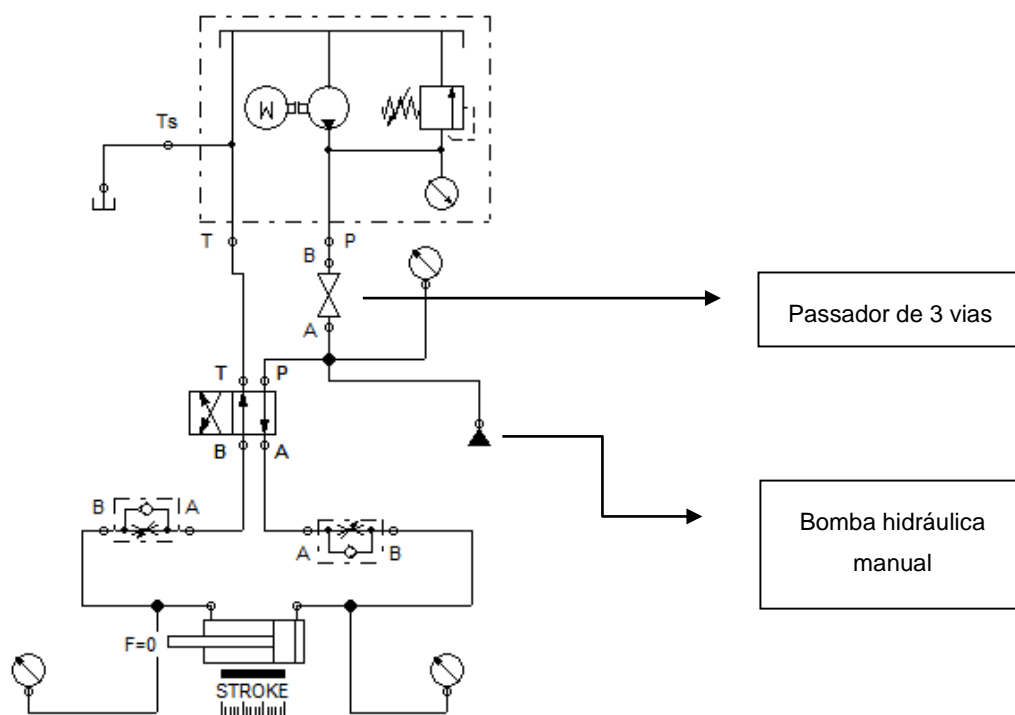


Figura 4.2: Sistema hidráulico para o banco de ensaios da opção B [45].

O sistema hidráulico da opção B contempla os seguintes componentes:

- Bomba de carretos
- Motor elétrico 11 kW
- Bomba hidráulica manual
- Tubagens de diâmetro 3/8" 1/4"
- Válvula limitadora de pressão
- Passador de 3 vias
- Válvula direcional 4/2 ou 4/3
- Válvula de controlo de caudal com válvula *bypass*

- Pressostatos e manómetros de pressão
- Garrafa de nitrogénio
- Filtro
- Reservatório
- Outros (luneta, cardans, tampão )
- Ohmímetro

Na Tabela 4.6 é apresentado o orçamento relativo à opção B.

Tabela 4.6: Orçamento para a implementação do banco de ensaios da opção B.

Componentes	€	Observações
Bomba de carretos	190	320 bar, 15 l/min
Bomba hidráulica manual	N/A	Já existe na Aerotécnica
Motor eléctrico	200	10-12 kW
Óleo hidráulico MIL-H-5606 (AeroShell 41)	N/A	Já existe na Aerotécnica
Garrafa nitrogénio: 80 bar (1160 psi)	N/A	Já existe na Aerotécnica
Pressostatos com manómetros de pressão digitais: 0-380 Bar	600	Manómetros de glicerina com pouca precisão para os testes requeridos. 3 unidades
Ohmímetro: milli/Mega 500 VDC	N/A	Já existe na Aerotécnica
Passador 3 vias	60	Divisor de fluxo
Válvula direcional	100	4/3 ou 4/2
Válvulas de controlo de caudal + bypass (check valve)	200	2 unidades
Válvula limitadora de pressão	80	-
Reservatório	200	40 litros
Outros (luneta, cardans, tampão, filtro de retorno, tubos)	350	-
Mão-de-obra estimada	300	
<b>Total</b>	<b>2280</b>	

### Opção C

Esta terceira opção consiste na montagem de um banco de ensaios utilizando uma bomba de carretos em conjunto com uma bomba de pistão. Uma válvula Alta/Baixa pressão, colocada à saída do dispositivo com as duas bombas, seleciona automaticamente a bomba a ser usada conforme a pressão solicitada pelo sistema. Todo o resto do sistema é idêntico à opção

A. Na Figura 4.3 é apresentado um esquema detalhado do circuito hidráulico para o banco de ensaios.

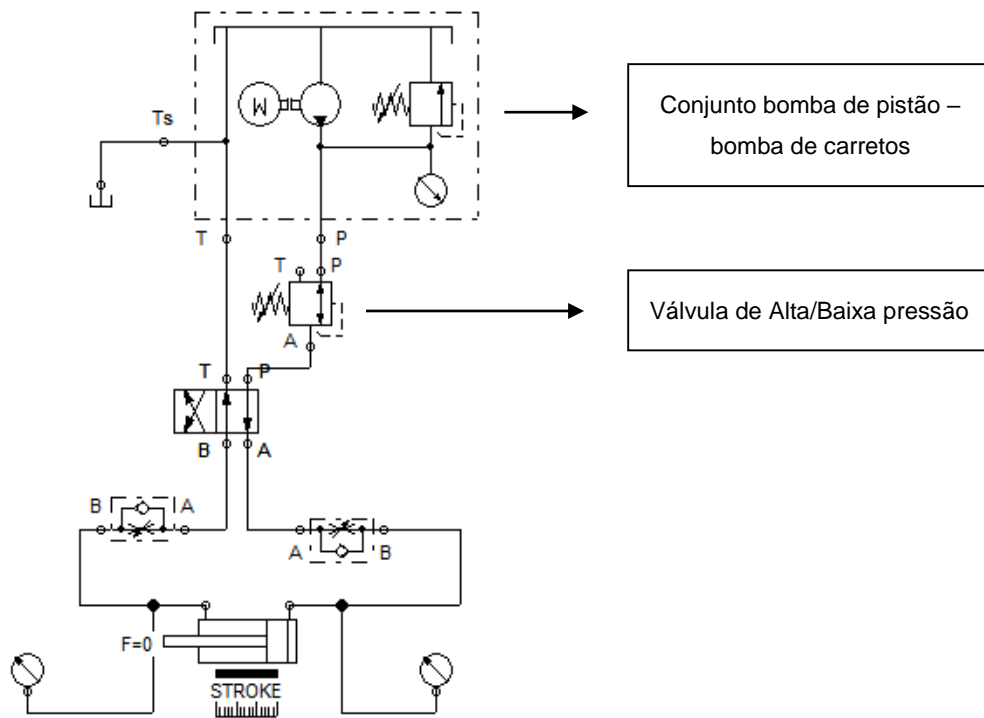


Figura 4.3: Sistema hidráulico para o banco de ensaios da opção C [45].

O sistema hidráulico da opção C contempla os seguintes componentes:

- Conjunto Bomba de carretos – Bomba de pistão
- Motor elétrico 10-12 kW
- Tubagens de tamanho 3/8" ou 1/4"
- Válvula limitadora de pressão
- Válvula de alta/baixa pressão
- Válvula direcional 4/2 ou 4/3
- Válvula de controlo de caudal com válvula bypass
- Manómetros de pressão
- Garrafa de nitrogénio
- Filtro
- Reservatório
- Outros (luneta, cardans, tampão)
- Ohmímetro

Na Tabela 4.7 é apresentado o orçamento relativo à opção C.

Tabela 4.7: Orçamento para a implementação do banco de ensaios da opção C.

<b>Componentes</b>	<b>€</b>	<b>Observações</b>
Sistema bomba de carretos com bomba de pistão e válvula Alta/baixa pressão	1000	320 bar, 15 l/min
Motor eléctrico	200	10-12 kW
Óleo hidráulico MIL-H-5606 (AeroShell 41)	N/A	Já existe na Aerotécnica
Garrafa nitrogénio: 80 bar (1160 psi)	N/A	Já existe na Aerotécnica
Pressostatos com manómetros de pressão digitais	600	Manómetros de glicerina com pouca precisão para os testes requeridos. 3 unidades. 0-380 bar
Ohmímetro: milli/Mega 500 VDC	N/A	Já existe na Aerotécnica
Válvula direcional	100	4/3 ou 4/2
Válvulas de controlo de caudal + bypass (check valve )	200	2 unidades
Válvula limitadora de pressão	80	-
Reservatório	200	40 litros
Outros (luneta, cardans, tampão, filtro de retorno, tubos)	350	-
Mão-de-obra estimada	300	
<b>Total</b>	<b>3030</b>	

### **Opção D**

Uma última alternativa à construção do banco de ensaios é a compra direta ao fabricante da central hidráulica.

Na Tabela 4.8 são apresentados dois orçamentos relativos à opção D.

Tabela 4.8: Orçamento para a implementação do banco de ensaios da opção D.

<b>Componentes</b>	<b>€</b>	<b>Observações</b>
Central hidráulica completa	3500	Produzido na íntegra pela Zanancho Hidráulica
Central hidráulica completa	5500	Produzido na íntegra pela Shcroeder Industries

Na Tabela 4.9 podem-se observar algumas das vantagens e desvantagens das opções abordadas.

Tabela 4.9: Vantagens e desvantagens das diversas soluções apresentadas.

	<b>Vantagens</b>	<b>Desvantagens</b>	<b>Custo total</b>
<b>Opção A</b>	Maior leque de opções para ensaio de outros componentes. Pressões mais elevadas. Caudais reguláveis.	Bastante dispendiosa.	3230€
<b>Opção B</b>	Opção mais económica.	Impossibilidade de regular caudal diretamente na bomba. Menos prático, realização dos ensaios mais morosa na realização do teste e mais complexo na execução do mesmo. Maior número de componentes.	2280€
<b>Opção C</b>	Maior leque de opções para ensaio de outros componentes. Caudais reguláveis. Mais económica que a 1ª opção.	Mais dispendiosa que a 2ª opção.	3030€
<b>Opção D</b>	Construção rápida do banco de ensaios. Possibilidade de ensaio de bombas, válvulas e outros componentes.	Opção mais dispendiosa.	3500/5500€

Concluída a descrição das possíveis soluções de bancos de ensaios, acrescenta-se que será necessário, para qualquer uma das opções apresentadas, incluir um dispositivo externo ao circuito hidráulico principal para exercer a carga que o teste número dois obriga. A primeira ideia para alcançar este requisito seria a instalação de uma prensa hidráulica que entrasse em contacto com o atuador hidráulico e impusesse as respetivas cargas solicitadas. Após uma pesquisa e estudo sobre possíveis prensas e outros sistemas de criação de cargas, chegou-se à conclusão que, não existindo um vasto espaço físico disponível e sendo as cargas requeridas pelo ensaio não muito elevadas, um cilindro hidráulico cumpriria com os esforços pretendidos para o teste.

### 4.3. Tomada de decisão com base na Teoria Axiomática

No seguimento da teoria axiomática anteriormente descrita, ir-se-ão agora aplicar os seus conceitos com o objetivo de selecionar a melhor opção com base nesses mesmos axiomas.

De acordo com o primeiro axioma (axioma da Independência) é necessário manter a independência dos Requisitos Funcionais. Confirmando-se o primeiro axioma, usar-se-á de seguida o axioma da Informação para seleção da opção que contém menor conteúdo de informação, isto porque, segundo *Suh*, entre todos os projetos que satisfaçam o primeiro axioma, aquele com menor conteúdo de informação é o preferível [13].

A equação de projeto para esta situação específica é representada pela expressão (4.2).

$$\begin{Bmatrix} RF_1 \\ RF_2 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} X & x \\ X & X \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} PP_1 \\ PP_2 \end{Bmatrix} \quad (4.2)$$

onde

$RF_1$  - Custo

$RF_2$  – Pressão

$PP_1$  – Tipo de solução

$PP_2$  – Binário da bomba

$X$  – Forte dependência

$x$  – Fraca dependência

A Figura 4.4 apresenta a decomposição em ziguezague do projeto para requisitos funcionais e parâmetros do projeto num primeiro nível.

Os FRs selecionados para a tomada de decisão foram os considerados mais relevantes para a situação em questão e atual da empresa. O custo e a pressão foram os escolhidos. De notar que, a partir do momento em que é tomada de decisão com base nestes dois FRs, será posteriormente decomposta com maior detalhe a opção a implementar onde serão considerados outros FRs na decomposição hierárquica do projeto.

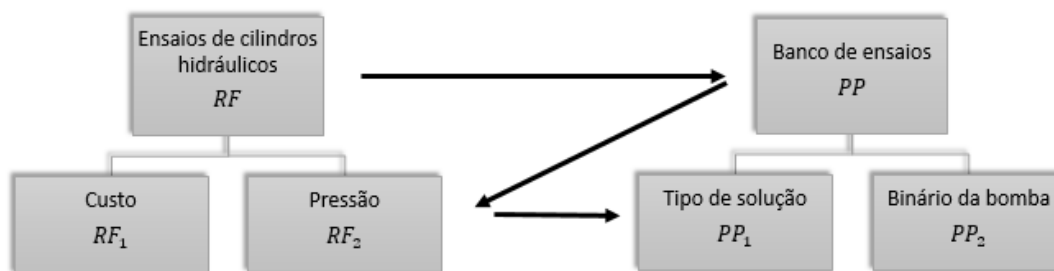


Figura 4.4: Processo de Ziguezague relativo à expressão (4.2).

Como se pode constatar na equação de projeto existe dependência entre os RFs e os PPs e portanto, o projeto é acoplado. Embora o sistema seja acoplado, e o segundo axioma só possa ser usado após a confirmação do primeiro, *Park* [47] afirma que o conteúdo de informação pode ser avaliado para um sistema acoplado, através de métodos extremamente complexos e ainda não totalmente definidos. Recorrendo ao Teorema 8 da teoria axiomática, que se refere aos limites da independência e do projeto, no caso em que os elementos fora da diagonal não sejam suficientemente fortes na dependência em relação aos da diagonal da matriz de projeto, os mesmos podem ser desprezados e então passamos a lidar com um “teórico” sistema desacoplável. Em complemento, o Teorema 17 afirma que o projeto, caso seja desacoplável, pode continuar mesmo na ausência de toda a informação, se a falta de informação for relativa aos elementos fora da diagonal principal da matriz de projeto.

Na situação concreta apresentada verifica-se que a dependência dos elementos da diagonal principal da matriz de projeto é significativamente mais forte que a dependência dos restantes elementos, ou seja, o custo ( $RF_1$ ), depende fortemente do tipo de solução selecionado ( $PP_1$ ) e a pressão ( $RF_2$ ) depende também significativamente do binário da bomba ( $PP_2$ ). Facilmente se percebe que o custo irá depender do tipo de solução aplicada devido às alterações que cada opção sofre no seu sistema hidráulico. A pressão, por sua vez, depende, mais significativamente, do binário do sistema motor-bomba. No anexo 17 pode-se constatar esta dependência através das expressões matemáticas disponibilizadas pelo fornecedor *Cudell*. Apesar de a relação entre a pressão ( $RF_2$ ) e o tipo de solução ( $PP_1$ ) ser também forte, de acordo com o teorema 17, o projeto poderá prosseguir sendo considerado desacoplado.

É importante referir que os custos podem ser considerados RFs ou restrições do projeto dependendo da situação em questão. Se, por exemplo, definirmos um teto limite de um investimento sem atendermos a outros fatores externos, isto é, sem o conhecimento da matéria em questão e do próprio mercado, então o custo desse investimento é visto como uma restrição do projeto. A partir do momento em que o projetista delimita o investimento (custo) entre dois valores, o mesmo já está a aceitar que o preço determina o conjunto de peças/equipamento do

projeto que se deseja e neste caso o custo pode ser considerado um RF. Normalmente o cliente utiliza o custo como uma restrição do projeto por, normalmente, não ser um entendido na matéria e não ter referências de valores de mercado, nem o que é que esses valores correspondem em termos de conjunto de peças ou equipamento. Já o projetista, ao ter o conhecimento detalhado do que lhe é solicitado pelo cliente, pode definir um intervalo de custos, considerando que o limite inferior já inclui determinado conjunto de componentes e então o custo pode passar a ser considerado um RF do sistema.

### Cálculo do conteúdo de informação

O conteúdo de informação pode ser calculado usando a função densidade de probabilidade. A Figura 4.5 apresenta um gráfico desta função. O *design range* é o intervalo do *target* do projeto, o *system range* é o intervalo operacional do produto projetado e o *common range* é a área comum ao *system range* e *design range*. A escala do *design range* é definida por limites inferiores e superiores e o *system range* é definido por uma função de distribuição do desempenho do sistema. Considerando que a probabilidade de alcançar qualquer valor de FR's (dentro dos seus limites) é constante, afigura-se aceitável o uso de uma função de densidade uniforme. O uso desta função uniforme contribuirá significativamente para a simplificação dos cálculos.

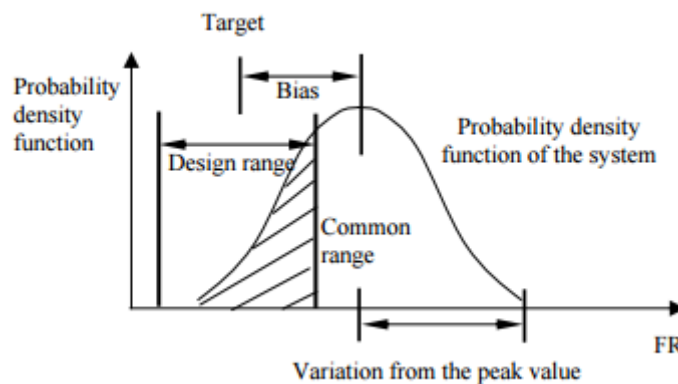


Figura 4.5: Função densidade de probabilidade [47].

O conteúdo de informação é uma medida da probabilidade de sucesso de satisfazer os RFs estabelecidos. Os RFs são as metas que a solução de projeto deve satisfazer e os PPs os meios para satisfazê-los. A probabilidade de sucesso depende da relação entre a área comum e a área do sistema. Quanto maior for essa relação, maior é a a probabilidade de sucesso e conseqüentemente menor é o conteúdo de informação.

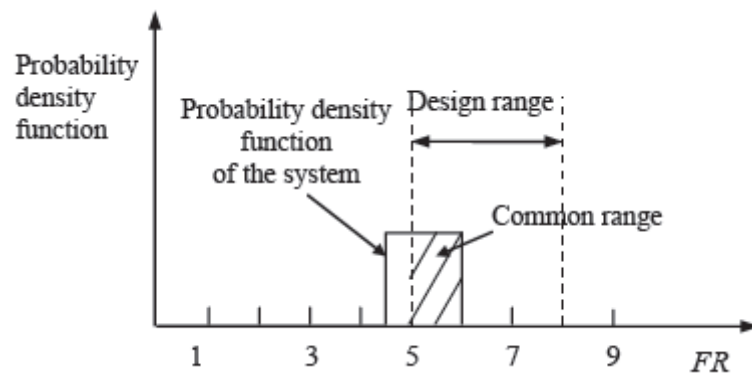


Figura 4.6: Ilustração gráfica do conteúdo de informação através de uma distribuição de probabilidade uniforme. Adaptado de [47].

Neste projeto, o *design range* (gama do projeto) do  $FR_1$  é limitado superiormente pelas condições financeiras da empresa e inferiormente por um valor realista definido pelo autor. Os limites do *design range* (gama do projeto) do  $FR_2$  têm origem nas normas relativas aos ensaios.

Os *system ranges* (gama do sistema) relativos ao  $FR_1$  das várias opções são limitados superiormente pelos valores dos orçamentos e inferiormente considerando que participação da empresa (ajuda na mão-de-obra, pequenos componentes) poderá conduzir a uma redução de 600 Euros. Os *system ranges* (gama do sistema) relativos ao  $FR_2$  são características das quatro soluções consideradas.

O *system range* (gama do sistema) e o *design range* (gama do projeto) estão definidos na Tabela 4.10. Ir-se-á, de seguida, calcular o conteúdo de informação.

Tabela 4.10: Gamas dos Requisitos Funcionais.

	Gama do projeto	Gama do sistema			
		A	B	C	D
$FR_1$	1000-4000 (€)	2700-3300	1700-2400	2400-3300	3500-5000
$FR_2$	0-320 (bar)	0-400	0-320	0-330	0-400

Probabilidade de sucesso:

$$P_S = A_{CR}/A_{SR} \quad (4.3)$$

$$I = -\log_2 \left( \frac{A_{CR}}{A_{SR}} \right) = \log_2 \left( \frac{A_{CR}}{A_{SR}} \right)^{-1} = \log_2 \left( \frac{A_{SR}}{A_{CR}} \right) \quad (4.4)$$

onde  $A_{SR}$  é a gama do sistema e  $A_{CR}$  é o intervalo comum.

Aplicando a expressão (4.4), obtém-se os seguintes Conteúdo de Informação relativos aos custos ( $RF_1$ ) das quatro opções de bancos de ensaios:

$$I_{A1} = \log_2 \left( \frac{A_{SR}}{A_{CR}} \right) = \log_2 \left( \frac{600}{600} \right) = 0$$

$$I_{B1} = \log_2 \left( \frac{A_{SR}}{A_{CR}} \right) = \log_2 \left( \frac{700}{700} \right) = 0$$

$$I_{C1} = \log_2 \left( \frac{A_{SR}}{A_{CR}} \right) = \log_2 \left( \frac{900}{900} \right) = 0$$

$$I_{D1} = \log_2 \left( \frac{A_{SR}}{A_{CR}} \right) = \log_2 \left( \frac{1500}{500} \right) = 1.584$$

De igual forma, aplicando o axioma em questão ao projeto em estudo, obtemos os seguintes Conteúdo de Informação relativos às pressões ( $RF_2$ ) das quatro opções de bancos de ensaios:

$$I_{A2} = \log_2 \left( \frac{A_{SR}}{A_{CR}} \right) = \log_2 \left( \frac{400}{320} \right) = 0.322$$

$$I_{B2} = \log_2 \left( \frac{A_{SR}}{A_{CR}} \right) = \log_2 \left( \frac{320}{320} \right) = 0$$

$$I_{C2} = \log_2 \left( \frac{A_{SR}}{A_{CR}} \right) = \log_2 \left( \frac{330}{320} \right) = 0.044$$

$$I_{D2} = \log_2 \left( \frac{A_{SR}}{A_{CR}} \right) = \log_2 \left( \frac{400}{320} \right) = 0.322$$

O Conteúdo de Informação total para cada uma das opções é o seguinte:

$$I_A = 0.322$$

$$I_B = 0$$

$$I_C = 0.044$$

$$I_D = 1.584 + 0.322 = 1.906$$

Verifica-se assim que, de acordo com o axioma da Informação, a solução mais favorável é a opção B porque apresenta um menor conteúdo de informação, sendo portanto a de maior probabilidade de sucesso.

#### 4.4. Estudo da solução efetiva para o banco de ensaios

O projeto encontra-se, atualmente, decidido e pronto a ser implementado. A teoria axiomática foi uma ferramenta útil no processo de tomada de decisão e de percepção na dependência que os RFs e PPs apresentam entre si, Com base na mesma teoria é possível mais detalhadamente o projeto na forma de ziguezague, para melhor e fácil visualização de todo o projeto. As Figuras 4.7 e 4.8 mostram o processo de ziguezague para este projeto específico e os domínios funcionais e físicos do sistema, respetivamente.

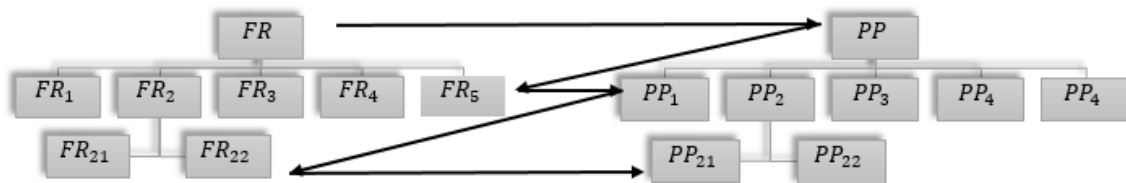


Figura 4.7: Processo de ziguezague do projeto após seleção do banco de ensaios.

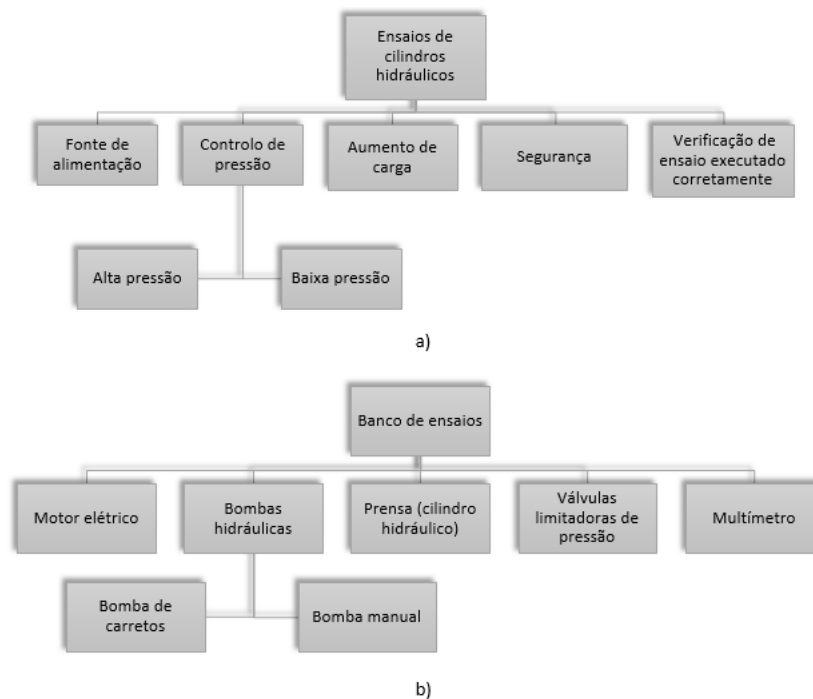


Figura 4.8: a) Domínio funcional, b) Domínio físico.

De seguida irão ser descritos detalhadamente os componentes de maior relevância para o correto funcionamento do banco de ensaios. A seleção dos componentes foi realizada com base nos requisitos exigidos pelo fabricante e no custo/investimento dos mesmos. Para cálculos

auxiliares utilizaram-se as expressões matemáticas apresentadas no anexo 17 de modo a otimizar a seleção do equipamento.

Começando pelo componente de maiores dimensões, o depósito onde o fluido é armazenado tem uma capacidade de 40 litros e as suas dimensões estão representadas na Figura 4.9. Como se pode observar na figura, o reservatório ocupará um espaço físico de 0.5 m × 0.33 m × 0.426 m, dimensões que não são comprometedoras para o espaço disponível na empresa para construção da unidade hidráulica.

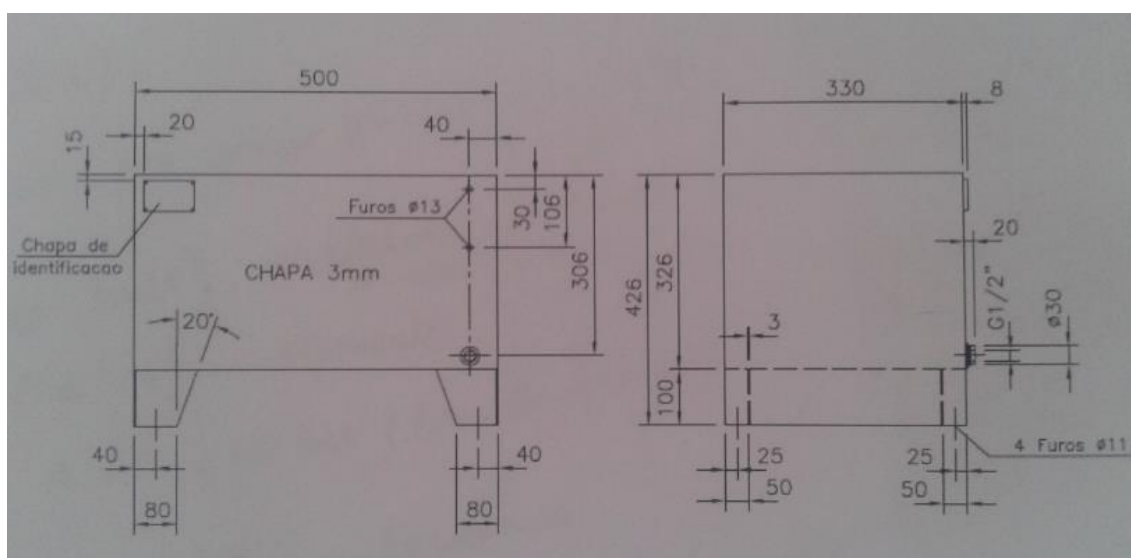


Figura 4.9: Dimensões do depósito da unidade hidráulica.

Para alimentação do sistema será usado um motor elétrico trifásico de 4 polos e de 11 kW de potência. Acoplado a este componente encontrar-se-á uma bomba hidráulica de carretos. A bomba selecionada é da *Sauer Danfoss* e as características da mesma encontram-se ilustradas na Tabela 4.11. Para correta seleção deste componente foi tido em conta o caudal mínimo da bomba exigido pelo fabricante (15 l/min). A pressão, neste caso, é pouco relevante para a escolha da bomba uma vez que posteriormente será adicionada uma bomba manual para realizar o acréscimo de pressão necessário para os ensaios que exijam uma pressão mais elevada. Com o caudal como referência, selecionou-se uma bomba de carretos da *Sauer Danfoss* do tipo SNP 2/11, que segundo o catálogo da marca, consegue fornecer um caudal de 16,2 l/min, cumprindo os requisitos do banco de ensaios em projeto.

A necessidade de uma bomba hidráulica manual, como já foi anteriormente referido, é vital para a execução de alguns ensaios. A bomba selecionada, ilustrada na Tabela 4.12, serve perfeitamente os requisitos necessários, uma vez que atingindo 420 bar, é suficiente para o ensaio que requer maior pressão (309 bar).

De forma a existir uma correta ligação entre o motor elétrico e a bomba de carretos é necessário utilizar um componente que faça a respetiva acoplagem dos dois equipamentos. Estes tipos de acoplamentos encontram-se ilustrados na Tabela 4.13 e, a partir da potência do motor elétrico, selecciona-se o devido acoplamento motor-bomba.

Tabela 4.11: Bomba selecionada [48].

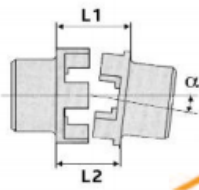
Bombas							
Tipo	Cilindrada (cm <sup>3</sup> )	Caudal a 1.500 rpm (l/min)	Pressão Nominal (bar)	Tipo	Cilindrada (cm <sup>3</sup> )	Caudal a 1.500 rpm (l/min)	Pressão Nominal (bar)
TFP 50/0,25	0,25	0,37	180	SNP 2/19	19,2	28,8	210
TFP 50/0,57	0,57	0,86	180	SNP 2/25	25,2	37,2	160
TFP 50/0,76	0,76	1,14	180	SNP 3/22	22,1	33,1	250
TFP 50/1,27	1,27	1,91	180	SNP 3/26	26,2	39,3	250
SNP 1/1,2	1,18	1,8	250	SNP 3/33	33,1	49,6	250
SNP 1/1,7	1,57	2,55	250	SNP 3/38	37,9	56,8	250
SNP 1/2,2	2,09	3,3	250	SNP 3/44	44,1	66,1	250
SNP 1/2,6	2,62	3,9	250	SNP 3/55	55,1	82,6	230
SNP 1/3,2	3,14	4,8	250	SNP 3/63	63,4	95,1	210
SNP 1/3,8	3,66	5,7	250	SNP 3/75	74,4	111,6	180
SNP 1/4,3	4,19	6,45	250	SNP 3/90	88,2	132,3	150
SNP 1/7,8	7,59	11,7	150	TAP 60-200/60	60	90	250
SNP 2/4	3,9	5,85	250	TAP 60-200/85	85	127,5	250
SNP 2/6	6,0	9	250	TAP 60-200/106	106	159	235
SNP 2/8	8,4	12,6	250	TAP 60-200/130	130	195	220
SNP 2/11	10,8	16,2	250	TAP 60-200/148	148	222	210
SNP 2/14	14,4	21,6	250	TAP 60-200/180	180	270	170
SNP 2/17	16,8	25,2	250				

Tabela 4.12: Bomba hidráulica manual selecionada [49].

DISPLACEMENT cm <sup>3</sup>	A mm	B mm	C mm	D °	E °	ACTUAL DISPLACEMENT cm <sup>3</sup>	PRESSURE BAR		MASS KG
							OPTIMAL	MAX	
6	253	166	34	26	31	6,970	420	500	2,900
12	253	166	34	26	31	12,095	220	380	2,900
25	273	172	34	30	30	25,280	120	350	2,950
45	283	172	40	45	33	44,532	80	280	3,000

No circuito em estudo é necessário controlar a velocidade do óleo, e consequentemente do atuador aquando da realização dos ensaios, não por exigência do fabricante, mas por questões de segurança do equipamento e do próprio operador. Para tal, serão introduzidas no circuito duas válvulas reguladoras de caudal que nos permitirão não só controlar o fluxo de óleo, e consequentemente a velocidade do mesmo, como também para ajustar a pressão pretendida no cilindro hidráulico. Para se ter uma ideia dos tempos de extensão e recolha do atuador para o caudal máximo exigido pelo fabricante, apresentam-se os seguintes cálculos:

Tabela 4.13: Seleção do acoplamento motor-bomba [48].



**ACOPLAMENTOS MOTOR-BOMBA**

**Acoplamento ROTEX® para Transmissões Mecânicas**

Livre de manutenção • Montagem fácil • Design compacto – Momento de inércia baixo • Binário: até 70.000 Nm • Diâmetro dos furos: até Ø 200 mm • Material: Aço, Alumínio

Potência Motor Eléctrico 1500 r.p.m. [CV]	Ø Veio Motor Eléctrico [mm]	Ref* (Tamanho mínimo recomendado)	Binário Máx. c/ Estrela 92 Shore A (Amarela) [Nm]	Binário Máx. c/ Estrela 98 Shore A (Vermelha) [Nm]	Ângulo Máximo permitido p/ desfasamento 1500 r.p.m. α (°) [L1-L2 (mm)]
0,16 0,25	11	14	7,5	12,5	1,2 [0,67]
0,33 0,5	14				
0,75 1	19	19	10	17	1,2 [0,82]
1,5 2	24	19/24 24			
3 4 5,5	28	24/28	35	60	0,9 [0,85]
		28			
7,5 10	38	28/38	95	160	0,9 [1,05]
		38			
15 20	42	38/45	190	325	1,0 [1,35]
		42			
25 30	48	42/55	265	450	1,0 [1,70]
		48			
			310	525	1,1 [2,00]

Volume de óleo necessário para extensão do atuador:

$$V_E = \text{Área do lado maior do pistão} \times \text{Deslocamento máximo do pistão} \quad (4.5)$$

$$V_E = 1319 \text{ (mm}^2\text{)} \times 555 \text{ (mm)} = 732\,045 \text{ mm}^3 = 0,732 \text{ l}$$

Volume de óleo necessário para recolha do atuador:

$$V_R = \text{Área do lado menor do pistão} \times \text{Deslocamento máximo do pistão}$$

(4.6)

$$V_R = 530 \text{ (mm}^2\text{)} \times 555 \text{ (mm)} = 294\,150 \text{ mm}^3 = 0,294 \text{ l}$$

Tempo necessário para extensão do atuador:

$$T_E = \frac{V_E}{Q} \quad (4.7)$$

$$T_E = \frac{0,732 \text{ (l)}}{15 \text{ (l/min)}} = 0,0488 \text{ min} = 2,928 \text{ seg} \approx 3 \text{ seg}$$

Tempo necessário para recolha do atuador:

$$T_R = \frac{V_R}{Q} \quad (4.8)$$

$$T_R = \frac{0,294 (l)}{15 (l/min)} = 0,0196 \text{ min} = 1,176 \text{ seg} \approx 1,2 \text{ seg}$$

Como se observa, os tempos são relativamente baixos e, conseqüentemente, a velocidade do pistão do atuador será elevada. Contudo, convém lembrar que para estes cálculos foi usado o caudal máximo solicitado pelo fabricante, ou seja, durante os ensaios nunca se terá valores tão elevados de caudais e, portanto, as velocidades de extensão e recolha do pistão serão mais baixas.

A Figura 4.10 e a Tabela 4.14 mostram a válvula reguladora de caudal e as respectivas características. A válvula selecionada foi a *Series FM, FM2, NG06 da Parker Hydraulics* [49] que cumpre os requisitos do sistema.

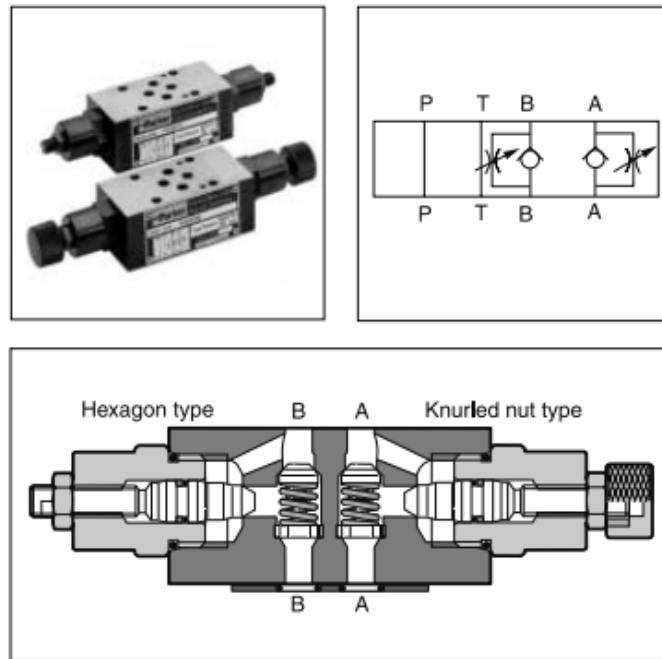


Figura 4.10: Válvula reguladora de caudal [49].

A válvula direcional e o passador de 3 vias, não carecem de grande exigência, exceto a pressão limite, que neste caso foi salvaguardada aquando da seleção dos componentes. Nos anexos 18 e 19 observam-se as características destas duas válvulas, respetivamente.

Tabela 4.14: Características da válvula reguladora de caudal [49]

General					
Series		FM2	FM3	FM4	FM6
Size		NG06	NG10	NG16	NG25
Mounting interface		NFPA D03 CETOP 03	NFPA D05 CETOP 05	NFPA D07 CETOP07	NFPA D08 CETOP 08
Mounting position		unrestricted			
Ambient temperature	[°C]	-20...+50			
MTTF <sub>D</sub> value	[years]	150			
Weight	[kg]	1.3	2.4	5.4	7.9
Hydraulic					
Max. operating pressure	[bar]	350	350	350	210
Max. Flow	[l/min]	53	76	200	341
Opening pressure	[bar]	0.3	0.3	0.3	0.3
Meter-in throttle		•	•	•	—
Meter-out throttle		•	•	•	•
Fluid		Hydraulic oil according to DIN 51524...51525			
Fluid temperature	[°C]	-20...+80			
Viscosity	permitted	[cSt] / [mm <sup>2</sup> /s] 10...650			
	recommended	[cSt] / [mm <sup>2</sup> /s] 30			
Filtration		ISO 4406 (1999); 18/16/13 (meet NAS 1638:7)			

Para garantir um preciso controlo da pressão no circuito hidráulico é necessário o uso de pressostatos e manómetros em diversos locais do sistema. Os pontos críticos e relevantes de pressão são as entradas no atuador hidráulico, para verificar que o ensaio é realizado à pressão que o fabricante exige, e também à saída da bomba de carretos para o operador ter conhecimento da pressão oriunda da bomba de carretos e poder ajustar posteriormente a pressão necessária com a bomba manual. Os manómetros a implementar na unidade hidráulica são manómetros digitais com uma precisão de centésima de bar.

Para finalizar, é importante referir que o fluido hidráulico usado no sistema é o mesmo que o atuador já contém durante a sua utilização em voo. Trata-se de óleo *Aeroshell 41* e as suas características não comprometem os materiais do sistema. As mesmas encontram-se tipificadas nos anexos 20 e 21.

Outros acessórios de menor dimensão como acoplamentos, tubagens e filtros, entre outros serão introduzidos no sistema, mas não requerem exigências tão significativas, de modo que não é relevante a sua inclusão neste documento.

## 5. Conclusões e desenvolvimentos futuros

Concluído este trabalho, importa reter algumas considerações finais sobre o mesmo e deixar em aberto algumas portas de continuidade para o projeto desenvolvido.

O principal objetivo deste trabalho era a tomada de decisão, através de uma metodologia de projeto – Teoria Axiomática de Projeto -, de um banco de ensaios para um componente hidráulico do trem de aterragem. Após os resultados obtidos através da Teoria da Axiomática, mais concretamente os valores dos conteúdos de informação de cada opção válida para o banco de ensaios, constatou-se que de facto uma das opções era preferível em relação às outras. Apesar da relativa simplicidade deste caso, conclui-se que esta ferramenta é de grande auxílio à tomada de decisão do engenheiro perante um projeto a desenvolver. Neste campo da dissertação surgiram alguns conceitos algo complexos e pouco desenvolvidos à data que podem ter levado à difícil interpretação do leitor sobre os mesmos, nomeadamente no que toca à aplicação do segundo axioma (axioma da informação) em projetos acoplados. Foi mencionado que a aplicação deste axioma apenas é válida caso o primeiro axioma (axioma da independência) se verifique, o que não acontece para projetos acoplados como é o caso deste. Contudo, é também referido que, não se podendo aplicar o segundo axioma a projetos acoplados, estes podem ser simplificados por forma a se tornarem desacoplados através do recurso a teoremas da própria Teoria Axiomática de Projeto, tornando-os assim passíveis de ser usado. A Teoria Axiomática é uma teoria recente e que ainda se encontra em profundo desenvolvimento. Futuramente será interessante investigar e procurar encontrar forma de transformação de projetos acoplados em projetos desacoplados.

Além da Teoria Axiomática, foram também abordadas outras metodologias de tomada de decisão. Muitas outras teorias existem no universo da tomada de decisão em projeto de engenharia, sendo por isso uma porta aberta a futuros trabalhos por forma a ser feita uma análise comparativa das diversas soluções obtidas através de diferentes metodologias e ferramentas de tomada de decisão. Atualmente um bom ponto de partida seria o uso de ferramentas informáticas e de *software* mais complexo que, devido à constante evolução tecnológica da área, são certamente uma forte mais-valia para os decisores e para as empresas.

Esta dissertação tinha como outro objetivo, este de carácter mais técnico, tornar a empresa Aerotécnica capaz e devidamente certificada para executar ensaios aos atuadores hidráulicos do trem de aterragem da aeronave *Dornier 228* da frota *Aerovip*, com a vertente de posteriormente se aplicar estes ensaios a outros atuadores de trens de aterragem de modelos de aeronaves diferentes. Durante a fase inicial do projeto, houve um estudo detalhado da componente hidráulica, nomeadamente relativa ao trem de aterragem da aeronave em questão, que levou, posteriormente, ao dimensionamento otimizado do banco de ensaios. Foram selecionados equipamentos que, para além de se obrigarem a satisfazer os requisitos do

fabricante, tiveram que se enquadrar numa janela de valores monetários algo restrita, impossibilitando a hipótese executar outras escolhas. Para projetos futuros, do mesmo foro, caso o orçamento disponível seja reforçado, poderá ajustar-se algum tipo de equipamento a instalar no banco permitindo uma maior gama de componentes a ensaiar.

Um terceiro objetivo desta tese seria, após a implementação e verificação de que o banco de ensaios operava corretamente, a Aerotécnica iniciar um processo de prestação deste tipo de serviços a outras entidades do mesmo setor. Essa ideia não foi abordada na dissertação devido à incerteza da empresa em seguir com a implementação do banco de ensaios. Após a sua instalação será então possível desenvolver um processo de *outsourcing* aumentando assim a atividade da Aerotécnica.

## 6. Referências Bibliográficas

- [1] Airbus, *Maintenance Cost and Reliability Control*, 2009.
- [2] A. Kelly, *Maintenance Planning and Control*. Manchester (UK): Butterworths, 1984.
- [3] Ben-Daya et al., *Maintenance, Modelling and Optimisation*. Boston: Kluwer Academic Publishers, 2010.
- [4] P. J. Driscoll and P. Kucik, "System Life Cycle," in *Decision Making in Systems Engineering and Management*, John Wiley & Sons, Inc., 2010, pp. 65–93.
- [5] National Research Council, *Theoretical Foundations for Decision Making in Engineering Design*. Washington DC: The National Academies Press, 2001.
- [6] R. A. Howard, *An assessment of decision analysis*, *Operation. Research.*, vol. 28, no. 1, pp. 4–27, 1980.
- [7] J. Andrew P. Sage, James E. Armstrong, *Introduction to Systems Engineering*. John Wiley and Sons, 2000.
- [8] R.I.Winner, J.P.Pennell, H.E.Bertrand, *The Role of Concurrent Engineering in Weapons System Acquisition*, Alexandria, 1988.
- [9] E. B. Dean and R.Unal, *Elements of designing for cost*, in *Aerospace Design Conference*, Virginia , 1992.
- [10] A. M. G. Coelho, *Axiomatic design and the concurrent engineering paradigm*, in *Computing and solutions in manufacturing engineering*, 2004, pp. 1–12.
- [11] T. L. Saaty, *Relative Measurement and its Generalization in Decision Making: Why Pairwise Comparisons are Central in Mathematics for the Measurement of Intangible Factors – The Analytic Hierarchy/Network Proces*, *RACSAM*, vol. 102, no. Review of the Royal Academy of Exact, Physical and Natural Sciences, Series A: Mathematics, pp. 251–318, 2008.
- [12] T. L. Saaty, *Decision Making for Leaders: The Analytic Hierarchy Process for Decisions in a Complex World*. Pittsburgh, Pennsylvania: RWS Publications, 2008.
- [13] N. P. Suh, *The Principles of Design*. New York: Oxford university Press, 1990.

- [14] V. Sozo, *“Utilização da abordagem axiomática no processo de tomada de decisões pertinentes ao projeto conceitual de produtos*, Universidade Federal de Santa Catarina, 2002.
- [15] N. P. Suh, *Axiomatic Design of Mechanical Systems*, *Am. Soc. Mech. Eng. - ASME - Trans.*, vol. 117, pp. 2–10, 1995.
- [16] N. P. Suh, *On an Axiomatic approach to Manufacturing Systems*, *J. Eng. Ind. Trans. ASME*, vol. 100(2), pp. 127–130, 1978.
- [17] N. P. Suh, *Exploratory Study of Constraints on Design by Funcional Requirements Manufacturing*, Laboratory for Manufacturing and Productivity, MIT, 1979.
- [18] N. P. Suh, *Development of the Science Base for the Manufacturing Field through the Axiomatic Approach*, vol. 1(4/3), *Robotics and Computer Integrated Manufacturing*, pp. 399–455, 1984.
- [19] N. P. Suh, *Axiomatic Design: Advances and Application*. New York: Oxford University Press, 2001.
- [20] N. P. Suh, *Complexity: Theory and Applications*. Michigan: Oxford University Press, 2005.
- [21] V. Harutunian, *Decision Making and Software Tools for Product Development Based on Axiomatic Design Theory*, Elsevier, p. Vol 45/1, 1996.
- [22] E. B. MAGRAB, *Integrated product and process design and development*. New York: CRC Press LLC, 1997.
- [23] Instituto Português da Qualidade, *NP EN 13306 (2007). Norma Portuguesa para terminologia de manutenção*, Lisboa: Documentos impressos, 2007.
- [24] J. O. da U. Europeia, *Regulamento (CE) N.o 2042/2003 da Comissão de 20 de Novembro de 2003 relativo à aeronavegabilidade permanente das aeronaves e dos produtos, peças e equipamentos aeronáuticos, bem como à certificação das entidades e do pessoal envolvidos nestas tarefas*, 2003.
- [25] F. Florio, *Airworthiness - An Introduction do Aircraft Certification*. Great Britain: Elsevier Ltd, 2010.

- [26] V. M. M. Correia, *O Programa de Manutenção de Aeronave e a sua importância na Gestão da Continuidade da Aeronavegabilidade*, Dissertação de Mestrado, Instituto Superior Técnico, 2012.
- [27] ICAO, *About ICAO*, [Online]. Available: <http://www.icao.int/about-icao/Pages/default.aspx>. [Accessed: 12-Feb-2015].
- [28] FAA, *Safety: The Foundation of Everything We Do*, [Online]. Available: [http://www.faa.gov/about/safety\\_efficiency/](http://www.faa.gov/about/safety_efficiency/). [Accessed: 12-Feb-2015].
- [29] EASA, *The Agency | EASA*, [Online]. Available: <https://www.easa.europa.eu/the-agency>. [Accessed: 15-Feb-2015].
- [30] INAC, *A nossa História*, [Online]. Available: <http://www.inac.pt/vPT/Generico/INAC/QuemSomos/Historia/Paginas/Historia.aspx>. [Accessed: 16-Feb-2015].
- [31] INAC, *Quem somos*, [Online]. Available: <http://www.inac.pt/vPT/Generico/INAC/QuemSomos/Paginas/QuemSomos.aspx>. [Accessed: 16-Feb-2015].
- [32] Icao, *Safety Report 2014*, ICAO, p. 35, 2014.
- [33] International Air Transport Association, *Airline Maintenance Cost: Executive Commentary*, URL <http://www.iata.org/whatwedo/> ..., no. November, pp. 1–16, 2011.
- [34] Instituto Nacional de Aviação Civil, *Anuário da Aviação Civil*, Lisboa, 2013.
- [35] F. A. Administration, *Aviation Maintenance Technician Handbook - Airframe, Volume 1*. 2012.
- [36] E. J. Grandmont, *A Study of the CF188 Landing Gear Upgrade*, University of Tennessee - Knoxville, 2009.
- [37] U.S. Department of Transportation - Federal Aviation Administration, *Airframe and Powerplant Mechanics Handbook Airframe Handbook*, [Online]. Available: [http://www.greatwarreplicaaircraft.com/Reference/AC65-15A\\_Airframe/Chapter9.pdf](http://www.greatwarreplicaaircraft.com/Reference/AC65-15A_Airframe/Chapter9.pdf). [Accessed: 02-Mar-2015].
- [38] RUAG Aerospace Services GmbH, *Airplane Illustrated Parts Catalog Volume 1*, vol. 1, 2012.

- [39] Feinmechanische Werke Mainz (FWM) GmbH, *Component Maintenance Manual*, 1988.
- [40] RUAG Aerospace Services GmbH, *Time Limits/Maintenance Checks Manual (TLMCM)*, Wessling, Germany: RUAG Aerospace Services GmbH, 2005.
- [41] A. Verma, *Automatic Hydraulic Jack*, Rajiv Gandhi Technical University (RGTU), 2012.
- [42] Luis Adriano Oliveira e António Gameiro Lopes, *Mecânica dos Fluidos*, 2ª Edição. LIDEL, 2007.
- [43] “Yaozhong Xu., *Modelling and control of a high performance electro-hydraulic test bench*, INSA de Lyon, 2013. English. <NNT : 2013ISAL0039>.
- [44] Universidade Tecnológica Federal do Paraná, *Automação Hidráulica*, [Online]. Available: <http://www.pg.utfpr.edu.br/daele/cursotecnologia/download/Instrumentacao/hidraulica02.pdf>. [Accessed: 09-Mar-2015].
- [45] Festo Didactic GmbH & Co. KG, *FluidSIM-H*, Art Systems Software GmbH, 2010.
- [46] FWM, *Component Maintenance Manual*, Germany, 1988.
- [47] G.-G. Park, *Analytical Methods for Design Practice*, Springer, 2007.
- [48] Cudell, “Bombas e Motores,” 2011. [Online]. Available: [http://cudell.pt/sites/cudell.pt/files/bombas\\_e\\_motores.pdf](http://cudell.pt/sites/cudell.pt/files/bombas_e_motores.pdf). [Accessed: 19-May-2015].
- [49] Parker, *Hydraulic Valves Industrial Standard*, 2011. [Online]. Available: [http://www.parker.com/literature/Hydraulic Controls Europe/HY11-3500UK/HY11-3500UK\\_10.2011\\_PDFoverall.pdf](http://www.parker.com/literature/Hydraulic%20Controls%20Europe/HY11-3500UK/HY11-3500UK_10.2011_PDFoverall.pdf). [Accessed: 19-May-2015].

## 7. Anexos

### Anexo 1

Table 4-2 Summary of Tools and Applications Examined

	Primary Basis										Ratings <sup>a</sup> —Potential Value for:				
	Knowledge Engineering	Logic/Set Theory	Matrix Algebra	Probability	Statistics	Economics	Current Utilization	Concept Creation	Concept Development	Selection Among Alternative Concepts	Ease of Use				
Practical	Concurrent Engineering					X	4	2	4	4	1				
Qualitative	Decision Matrix		X			X	4	1	2	4	5				
	Pugh Method		X				3	4	5	1	2				
	QFD		X				2	2	4	2	1				
	AHP		X				3	1	2	4					
	Product Plan Advisor	X		X			3	2	3	4	3				
Statistical	PLS			X	X		1	3	3	2	1				
	Taguchi Method			X	X		4	1	4	4	2				
	Six Sigma			X	X		3	3	3	3	2				
Creative	AI Support	X					2	4	2	2	2				
	TRIZ	X					3	3	1	1	3				
Axiomatic	Suh's Theory		X				2	2	3	5	1				
	Yoshikawa Theory		X				1	1	1	1	1				
	Math Framework		X		X	X	1	1	1	5	3				
Validating	Game Theory			X		X	1	1	1	3	2				
	Decision Analysis		X		X	X	3	1	4	5	3				

<sup>a</sup>Rating by several members of the committee: 1=low; 5=high.

## Anexo 2



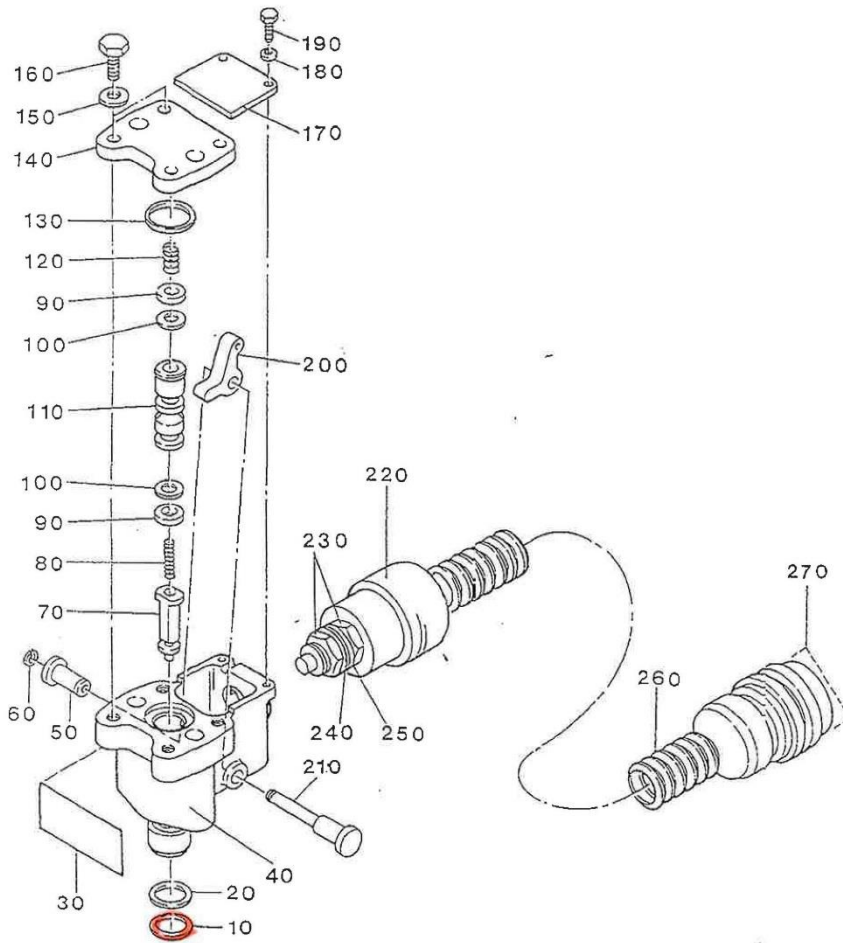
### Organizações Parte 145

Aprovação	Organização	Emissão	Contactos	
			Tel.	Fax
PT.145.001	TAP	31-05-2004	+351 218415000	+ 351 218415095
PT.145.002	SATA INTERNACIONAL	01-06-2004	+351 218437705	+351 218437707
PT.145.003	NORTÁVIA	21-07-2004	+351 229683176	+351 229684712
PT.145.004	OGMA	09-08-2004	+351 219581000	+351 219580401
PT.145.005	HELIÁVIA	27-09-2004	SUSPENSO	
PT.145.006	VINAIR	16-09-2004	+351 214443295	+351 214453038
PT.145.007	LAS	08-11-2004	+351 218479905	+351 218479905
PT.145.008	PORTUGÁLIA	17-11-2004	+351 218425500	+351 218425625
PT.145.009	CANCELADO			
PT.145.010	AGROAR	24-11-2004	SUSPENSO	
PT.145.011	EIA	02-11-2004	+351 219585378	+351 219582542
PT.145.012	AEROMEC	25-10-2004	+351 210329000	+351 210329029
PT.145.013	CANCELADO			
Pt.145.014	CANCELADO			
PT.145.015	HTA	19-11-2004	+351 289435112	+351 289435111
PT.145.016	INAER	12-11-2004	+351 214446037	+351 214441705
PT.145.017	AEROHÉLICE	26-11-2004	+351 263776040	+351 263776049
PT.145.018	AEROTÉCNICA	26-11-2004	+351 214444545	+351 214456369
PT.145.019	HELISUPORTE	25-11-2004	+351 214447230	+351 214489118
PT.145.020	MESA	26-11-2004	+351 210058457	+351 218428776
PT.145.021	AVIOMETA	26-11-2004	+351 214440553	+351 214440127
PT.145.022	SATA AIR AÇORES	26-11-2004	+351 296209710	+351 296209716
PT.145.023	HELIBRAVO	27-05-2005	+351 210328500	+351 210328508
PT.145.024	IAC	01-02-2006	+351 239947618	+351 239947476
PT.145.025	ESEFFLY	17-04-2007	+351 263770388	+351 263770389
PT.145.026	SOFINARE	14-01-2010	+351 214455493	+351 214455494
PT.145.027	EuroAtlantic Airways	07-12-2009	+351 219499059	+351 219499000
PT.145.028	In Flight Solutions	11-04-2011	+351 219421055	+351 219421355
PT.145.029	Airjetsul Aviation	24-05-2012	+351 214453840	+351 214453842
PT.145.030	Heli Avionis Lab	12-05-2014	+351 939063220	+351 214146219
PT.145.031	Everjets	29-05-2014	+351 229443602	+351 229443602

Anexo 3



COMPONENT MAINTENANCE MANUAL  
S4-3300360-01 / S4-3300274-01



Detection Switch  
Figure 3

32-30-16

Page 1012  
May 16/88

## Anexo 4



COMPONENT MAINTENANCE MANUAL  
S4-3300360-01 / S4-3300274-01

FIG ITEM	PART NUMBER	AIRLINE PART NO	NOMENCLATURE 1234567	EFF CODE	UNIT PER ASSY
3					
1A	S4-5800020		SWITCH, DETECTION		RF
10A	MS28775-013		.O-RING		1
20A	S11109-013		.RING, BACK-UP VD7040		1
30A	E4-2036070		.PLATE, IDENT		1
40A	E1-2002480		.HOUSING		1
50A	E4-2032890		.BUSHING		1
60A	DIN471-4X0-4B4P		.RETAINER		1
70A	E3-2026810		.PIN, DETECTIVE		1
80A	E4-7001721		.SPRING		1
90A	4009-523A		.QUAD-RING VD7040		2
100A	S52029-009		.RING, BACK-UP VD7040		2
110A	E3-2014000		.PISTON		1
120A	E4-7001711		.SPRING		1
130A	MS28775-014		.O-RING		1
140A	E3-2014020		.PLATE, COVER		1
			ATTACHING PARTS		
150A	LN9025-0510L		.WASHER		4
160A	LN9038k05010		.SCREW		4
			* * *		
170A	E4-2032900		.COVER, TOP		1
			ATTACHING PARTS		
180A	LN9025-0305L		.WASHER		2
190A	LN9038k03006		.SCREW		2
			* * *		
200A	E3-2014010		.LEVER		1
210A	E4-2032950		.SHAFT		1
220A	E3-6000540		.SWITCH, MICRO		1
230A	E4-2056340		..NUT, ADJUSTING 15/32-32		2
240A	5310R9-0017445		..WASHER, TOOTH		1
250A	5410R9-0017444		..WASHER, TAB		1
260A	-		..CONNECTOR		1
270A	GPN250-28		..CAP, PROTECT VD0730		1

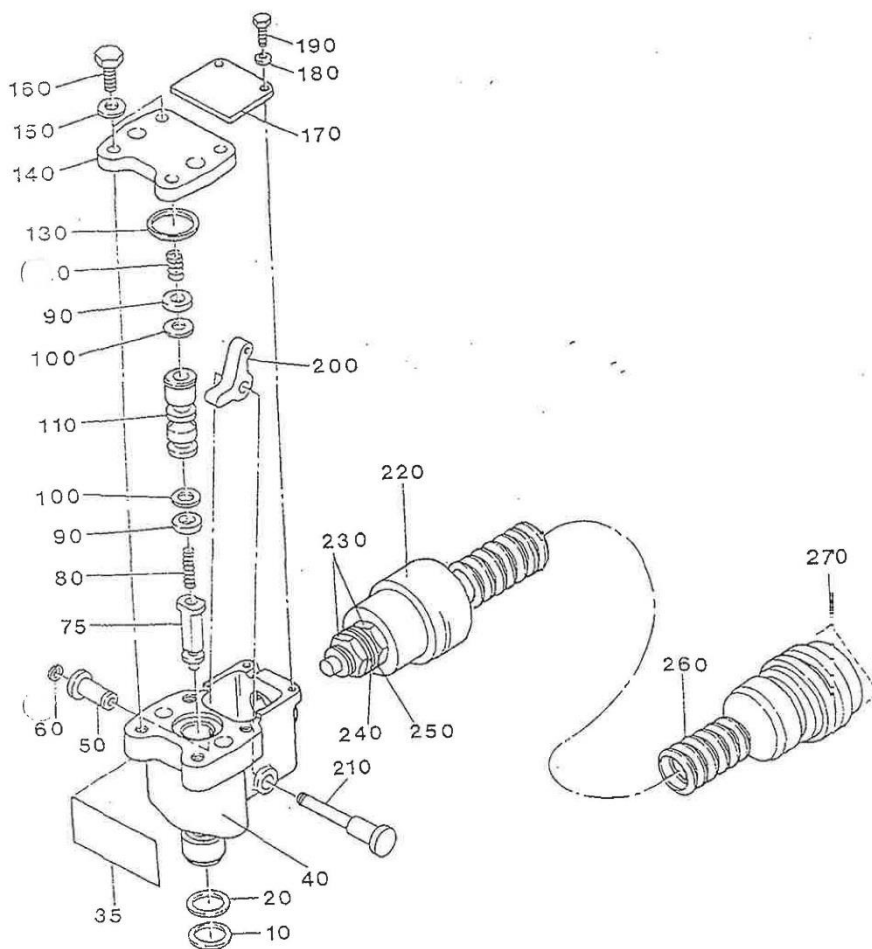
- Item not illustrated

Anexo 5



COMPONENT MAINTENANCE MANUAL

S4-3300690 / S4-3300680



Detection Switch  
Figure 3

32-30-16

Page 1024  
May 16/88

## Anexo 6



### COMPONENT MAINTENANCE MANUAL

S4-3300690 / S4-3300680

FIG ITEM	PART NUMBER	AIRLINE PART NO	NOMENCLATURE 1234567	EFF CODE	UNIT PER ASSY
3					
1A	S4-5800021		SWITCH, DETECTION		RF
10A	MS28775-013		.O-RING		1
20A	S11109-013		.RING, BACK-UP	VD7040	1
35A	E4-2056480		.PLATE, IDENT		1
40A	E1-2002480		.HOUSING		1
50A	E4-2032890		.BUSHING		1
60A	DIN471-4X0-4B4P		.RETAINER		1
75A	E3-2024100		.PIN, DETECTIVE		1
80A	E4-7001721		.SPRING		1
90A	4009-523A		.QUAD-RING	VD7040	2
100A	S52029-009		.RING, BACK-UP	VD7040	2
110A	E3-2014000		.PISTON		1
120A	E4-7001711		.SPRING		1
130A	MS28775-014		.O-RING		1
140A	E3-2014020		.PLATE, COVER		1
150A	LN9025-0510L		ATTACHING PARTS		4
160A	LN9038K05010		.WASHER		4
			.SCREW		4
			* * *		
170A	E4-2032900		.COVER, TOP		1
			ATTACHING PARTS		
180A	LN9025-0305L		.WASHER		2
190A	LN9038K03006		.SCREW		2
			* * *		
200A	E3-2014010		.LEVER		1
210A	E4-2032950		.SHAFT		1
220A	E3-6000540		.SWITCH, MICRO		1
230A	E4-2056340		..NUT, ADJUSTING 15/32-32		2
240A	5310R9-0017445		..WASHER, TOOTH		1
250A	5410R9-0017444		..WASHER, TAB		1
260A	-		..CONNECTOR		1
270A	GPN250-28		..CAP, PROTECT	VD0730	1

- Item not illustrated

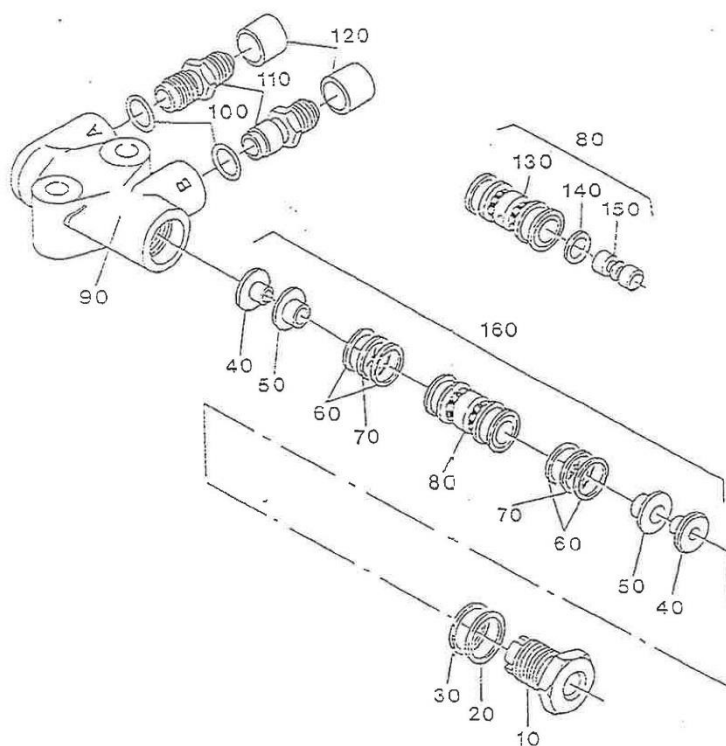
**32-30-16**

Page 1025/1026  
Dec 16/95

# Anexo 7



COMPONENT MAINTENANCE MANUAL  
S4-3300360-01 / S4-3300274-01



Shuttle Valve  
Figure 2

32-30-16

Page 1010  
May 16/88

## Anexo 8

( F W M )

COMPONENT MAINTENANCE MANUAL  
S4-3300360-01 / S4-3300274-01

FIG ITEM	PART NUMBER	AIRLINE PART NO	NOMENCLATURE 1234567	EFF CODE	UNIT PER ASSY
2					
1A	S4-3400670		VALVE, SHUTTLE		RF
10A	E3-2013500		.PLUG, SPECIAL		1
20A	S11109-016		.RING, BACK-UP VD7040		1
30A	MS28775-016		.O-RING		1
160A	S4-3400730		.INSERT, VALVE		1
40A	E4-2036530		..BUSHING		2
50A	E4-2036520		..BUSHING, TORLON		2
60A	S11109-014		..RING, BACK-UP VD7040		4
70A	MS28775-014		..O-RING		2
80A	S4-9501990		..CARTRIDGE		1
130A	E2-2009130		...BODY (NP SINGLE)		1
140A	E4-7001840		...SPRING		1
150A	E3-2015250		...SPOOL (NP SINGLE)		1
90A	E2-2007780		.HOUSING, VALVE		1
100A	MS28778-4		.O-RING		2
110A	MS21900J4		.FITTING		2
R 120B	AN929-4		.CAP, PROTECT		2

- Item not illustrated

**32-30-16**

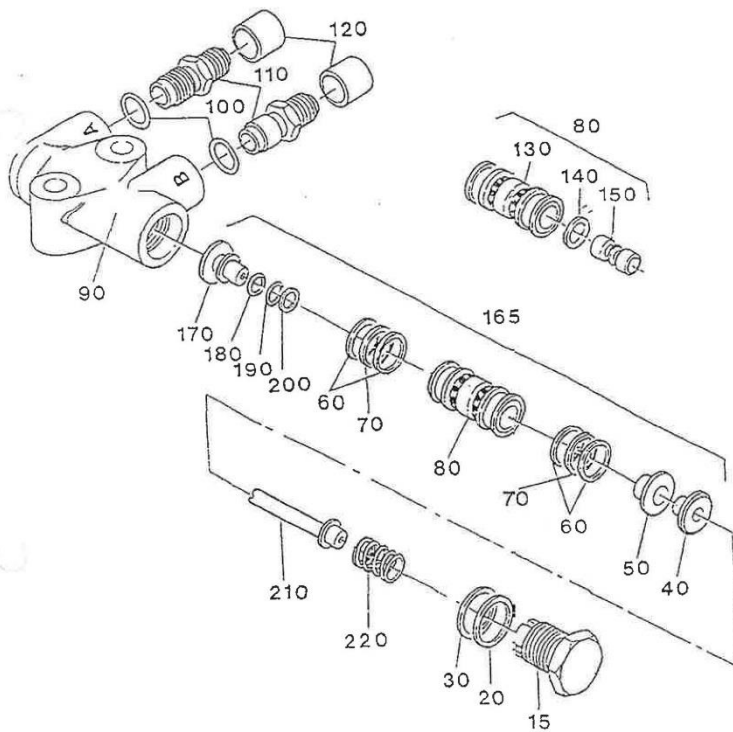
Page 1011  
Dec 16/95

Anexo 9



COMPONENT MAINTENANCE MANUAL

S4-3300690 / S4-3300680



Shuttle Valve  
Figure 2

32-30-16

Page 1022  
May 16/88

Anexo 10



COMPONENT MAINTENANCE MANUAL

S4-3300690 / S4-3300680

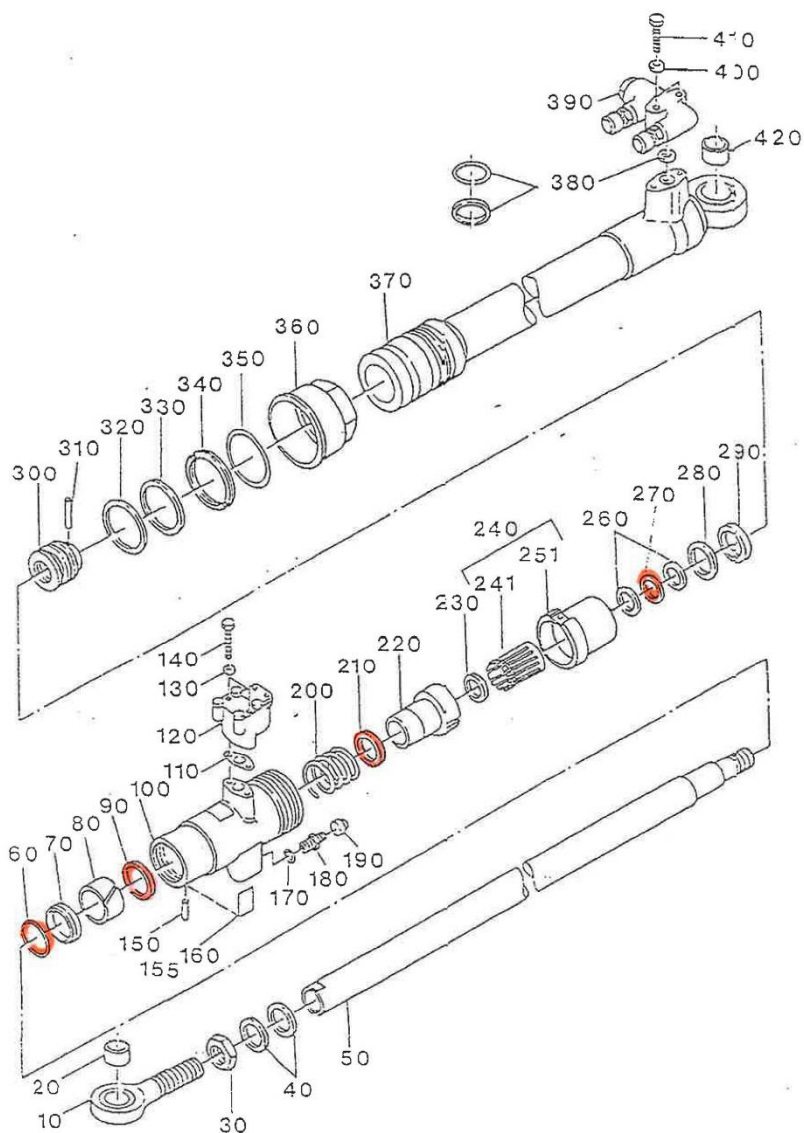
FIG ITEM	PART NUMBER	AIRLINE PART NO	NOMENCLATURE 1234567	EFF CODE	UNIT PER ASSY
2					
1A	S4-3400671		VALVE, SHUTTLE		RF
15A	E3-2027300		.PLUG, SPECIAL		1
20A	S11109-016		.RING, BACK-UP	VD7040	1
30A	MS28775-016		.O-RING		1
90A	E2-2007780		.HOUSING, VALVE		1
100A	MS28778-4		.O-RING		2
110A	MS21900J4		.FITTING		2
120B	AN929-4		.CAP, PROTECT		2
165A	S4-3400731		.INSERT, VALVE		1
40A	E4-2036530		..BUSHING		1
50A	E4-2036520		..BUSHING, TORLON		1
60A	S11109-014		..RING, BACK-UP	VD7040	4
70A	MS28775-014		..O-RING		2
80A	S4-9501990		..CARTRIDGE		1
130A	E2-2009130		...BODY (NP SINGLE)		1
140A	E4-7001840		...SPRING		1
150A	E3-2015250		...SPOOL (NP SINGLE)		1
170A	E3-2027610		.BUSHING		1
180A	MS28775-010		.O-RING		1
190A	MS28775-010		.O-RING		1
200A	E4-2057210		.SEAL		1
210A	E3-2027310		.PIN		1
220A	E4-7003070		.SPRING		1

- Item not illustrated

# Anexo 11

COMPONENT MAINTENANCE MANUAL

S4-3300360-01 / S4-3300274-01



Main Gear Actuator  
Figure 1

32-30-16

Page 1006  
May 16/88

## Anexo 12



### COMPONENT MAINTENANCE MANUAL

S4-3300360-01 / S4-3300274-01

FIG ITEM	PART NUMBER	AIRLINE PART NO	NOMENCLATURE 1234567	EFF CODE	UNIT PER ASSY
1	1A	S4-3300360-01	ACTUATOR, MAIN GEAR, LH	A	1
	-1B	S4-3300274-01	ACTUATOR, MAIN GEAR, RH	B	1
R	10A	E3-6000530	.EYE-BOLT WITH BEARING		1
	20A	ETN30V	.BEARING VC7239		1
	30A	E4-2033181	.NUT, JAM		1
	40A	NAS1193-E-14C	.WASHER PCKG, LOCK		1
	50A	E1-2003650	.ROD, PISTON		1
	50B	E1-2002391	.ROD, PISTON		1
R	60A	MS28775-125	.O-RING		1
	70A	S80015-1014-14	.EXCLUDER VD704D		1
	80A	E4-6000030	.RING WEAR, ROD		1
	90A	7220FS160P5	.AGT-RING VC3125		1
	100A	E1-2002410	.HEAD, ACTUATOR		1
	110A	E4-2035100	.SHIM MK LN29557005-005		AR
	120A	S4-5800020	.SWITCH, DETECTION DET BKDN FIG.3		1
	130A	LN9025-0610L	ATTACHING PARTS .WASHER		2
	140A	LN9038k06048	.SCREW * * *		2
	150A	S4-3400792	.VALVE, CHECK		1
	-155A	DIN463-4-3STA2P	.WASHER, LUG		1
	160A	E4-2033271	.PLATE, IDENT LH	A	1
	160B	E4-2033261	.PLATE, IDENT RH	B	1
	170A	MS28778-4	.O-RING		1
	180A	MS21900J4	.FITTING		1
R	190B	AN929-4	.CAP, PROTECT		1

- Item not illustrated

32-30-16

Page 1007  
Dec 16/95

### Anexo 13



COMPONENT MAINTENANCE MANUAL

S4-3300360-01 / S4-3300274-01

FIG ITEM	PART NUMBER	AIRLINE PART NO	NOMENCLATURE 1234567	EFF CODE	UNIT PER ASSY
1					
200A	E4-7001741		.SPRING, LOCKING		1
210A	7218FT972P5		.AGT-RING VC3125		1
220A	E1-2003660		.SLEEVE, LOCKING		1
230A	E4-2034350		.SPACER		1
240A	S4-9502020		.LOCKING ASSY		1
241A	E2-2007740		..CLAMP (NP SINGLE)		1
251A	E2-2007770		..BUSHING (NP SINGLE)		1
260A	S11109-119C23		.RING, BACK-UP VD7040		2
270A	MS28775-118		.O-RING		1
280A	266220001601200		.GT-RING VC3125		1
290A	E4-6000020		.RING WEAR ,PISTON		1
300A	E2-2008390		.PISTON (NP) (ACTUATOR S/N 001 - 070)		1
R 300B	E2-2008391		.PISTON (SUPS0S ITEM 300A)		1
310A	LN1481-05030		.PIN, ROLL		1
320A	MS28775-136		.O-RING		1
330A	S11109-136		.RING, BACK-UP VD7040		1
340A	E4-2033160		.RING, 2 X HALF		1
350A	E4-7001750		.CIRCLIP		1
360A	E3-2013620		.NUT, COUPLING		1
370A	S4-9701390		.HOUSING, ACTUATOR		1
375A	E1-2002401		..HOUSING, BLANK		1
420A	ETN25V		..BEARING VC7239		1
380A	S48401600987018		.SEAL VC3125		1
390A	S4-3400670		.VALVE, SHUTTLE DET 9KDN FIG.2		1
400A	LN9025-0810L		.ATTACHING PARTS		2
410A	LN9038K08034		.WASHER .SCREW		2
			* * *		

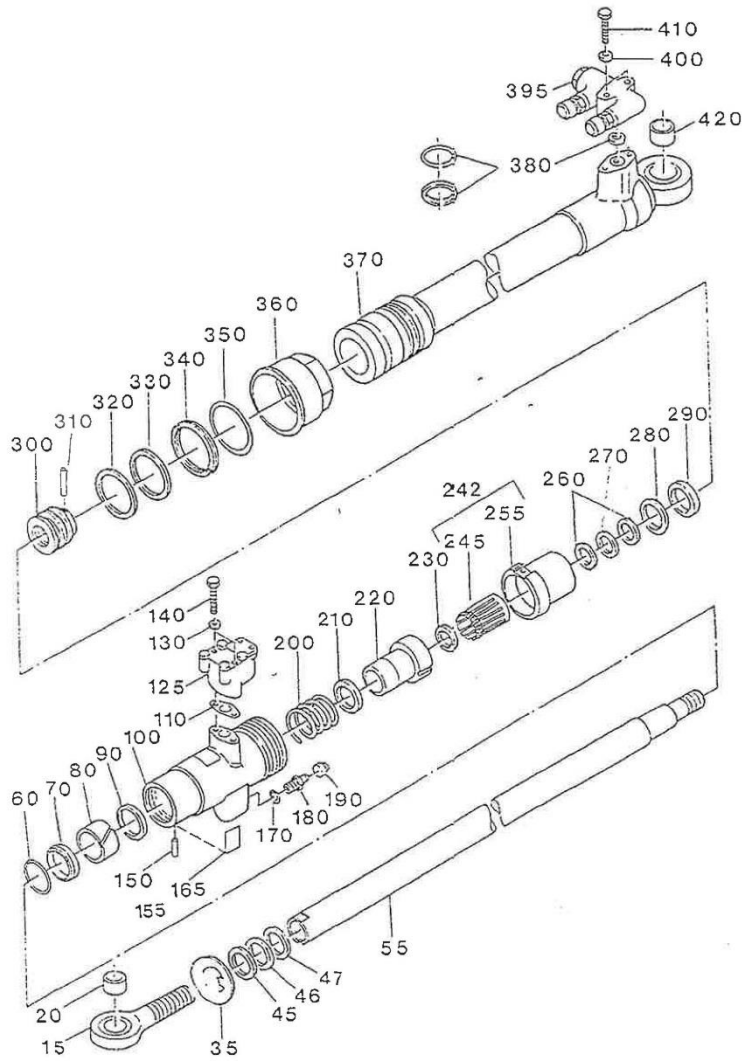
- Item not illustrated

# Anexo 14



COMPONENT MAINTENANCE MANUAL

S4-3300690 / S4-3300680



Main Gear Actuator  
Figure 1

32-30-16

Page 1018  
May 16/88

# Anexo 15



## COMPONENT MAINTENANCE MANUAL

S4-3300690 / S4-3300680

FIG ITEM	PART NUMBER	AIRLINE PART NO	NOMENCLATURE 1234567	EFF CODE	UNIT PER ASSY
1	1A	S4-3300690	ACTUATOR, MAIN GEAR, LH	A	1
	-1B	S4-3300680	ACTUATOR, MAIN GEAR, RH	B	1
	15A	E3-6000940	.EYE-BOLT WITH BEARING		1
	20A	ETN30V	..BEARING VC7239		1
	35A	E4-2040630	.WASHER, TAB		1
	45A	E4-2054060	.RING		AR
	46A	E4-2054061	.RING		AR
	47A	E4-2054062	.RING		AR
	55A	E1-2002710	.ROD, PISTON		1
	60A	MS28775-125	.O-RING		1
	70A	S80015-1014-14	.EXCLUDER VD7040		1
	80A	E4-6000030	.RING WEAR, ROD		1
	90A	7220FS160P5	.AGT-RING VC3125		1
	100A	E1-2002410	.HEAD, ACTUATOR		1
	110A	E4-2035100	.SHIM MK LN 29557005-005		AR
	125A	S4-5800021	.SWITCH, DETECTION DET BKDN FIG.3		1
	130A	LN9025-0610L	ATTACHING PARTS .WASHER		2
	140A	LN9038K06048	.SCREW		2
	150A	S4-3400792	*** .VALVE, CHECK		1
-155A	DIN463-4-3STA2P	.WASHER, LUG		1	
165A	E4-2054540	.PLATE, IDENT LH	A	1	
165B	E4-2054530	.PLATE, IDENT RH	B	1	
170A	MS28778-4	.O-RING		1	
180A	MS21900J4	.FITTING		1	
190B	AN929-4	.CAP, PROTECT		1	

- Item not illustrated

32-30-16 Page 1019  
Dec 16/95

## Anexo 16



### COMPONENT MAINTENANCE MANUAL

S4-3300690 / S4-3300680

FIG ITEM	PART NUMBER	AIRLINE PART NO	NOMENCLATURE 1234567	E:F CODE	UNIT PER ASSY
1					
200A	E4-7001741		.SPRING, LOCKING		1
210A	7218FT972P5		.AGT-RING VC3125		1
220A	E1-2003660		.SLEEVE, LOCKING		1
230A	E4-2034350		.SPACER		1
242A	S4-9502021		.LOCKING ASSY		1
245A	E2-2007740		..CLAMP (NP,SINGLE)		1
255A	E2-2007771		..BUSHING (NP,SINGLE)		1
260A	S11109-119C23		.RING, BACK-UP VD7040		2
270A	MS28775-118		.O-RING		1
280A	266220001601200		.GT-RING VC3125		1
290A	E4-6000020		.RING WEAR, PISTON		1
300A	E2-2008391		.PISTON		1
310A	LN1481-05030		.PIN, ROLL		1
320A	MS28775-136		.O-RING		1
330A	S11109-136		.RING, BACK-UP VD7040		1
340A	E4-2033160		.RING, 2 X HALF		1
350A	E4-7001750		.CIRCLIP		1
360A	E3-2013620		.NUT, COUPLING		1
370A	S4-9701390		.HOUSING, ACTUATOR		1
-375A	E1-2002401		..HOUSING, BLANK		1
420A	ETN25V		..BEARING VC7239		1
380A	548401600987018		.SEAL VC3125		1
395A	S4-3400671		.VALVE, SHUTTLE DET BKDN FIG.2		1
			ATTACHING PARTS		
400A	LN9025-0810L		.WASHER		2
410A	LN9038K08034		.SCREW		2

- Item not illustrated

## Anexo 17



### FORMULÁRIO

#### Bombas Hidráulicas (volumétricas)

$$\text{Caudal } Q = \frac{V \cdot n \cdot \eta_v}{1000} \text{ [l/min]}$$

$$\text{Potência de Accionamento } P = \frac{\rho \cdot Q}{600 \eta_g} \text{ [kW]} \text{ ou } P = \frac{\rho \cdot Q}{450 \eta_g} \text{ [CV]}$$

$$\text{Rendimento Total } \eta_g = \eta_v \cdot \eta_{hm}$$

#### Motores Hidráulicos (volumétricos)

$$\text{Caudal } Q = \frac{V \cdot n}{1000 \eta_v} \text{ [l/min]}$$

$$\text{Velocidade Rotacional } n = \frac{Q \cdot \eta_v \cdot 1000}{V} \text{ [min}^{-1}\text{]}$$

$$\text{Binário Motor } M = \frac{\Delta p \cdot V \cdot \eta_{hm}}{20\pi} \text{ [N.m]} \text{ ou}$$

$$M = 1,59 V \Delta p \cdot \eta_g \cdot 10^{-3} \text{ [N.m]}$$

$$\text{Potência de Accionamento } P = \frac{\Delta p \cdot Q \cdot \eta_g}{600} \text{ [kW]}$$

#### Cilindros Hidráulicos

$$\text{Força no Avanço } F_1 = \frac{0,785 \cdot p \cdot d_1^2}{10000} \text{ [kN]}$$

$$\text{Força no Retorno } F_3 = \frac{0,785 \cdot (d_1^2 - d_2^2) \cdot p}{10000} \text{ [kN]}$$

$$\text{Força no Avanço em Montagem Regenerativa } F_2 = \frac{0,785 \cdot p \cdot d_2^2}{10000} \text{ [kN]}$$

$$\text{Força em Geral } F = p \cdot A \text{ [daN]}$$

$$\text{Pressão } p = \frac{F}{A} \text{ [bar]}$$

$$\text{Velocidade de Avanço } v = \frac{S}{1000 t} \text{ [m/s]} \text{ ou } v = \frac{Q}{6A} \text{ [m/s]}$$

$$\text{Caudal Requerido Teórico } Q = \frac{A \cdot v}{10} \text{ [l/min]} \text{ ou } Q = \frac{V}{t} \cdot 60 \text{ [l/min]}$$

$$\text{Caudal Requerido Efectivo } Q = \frac{Q}{\eta_v} \text{ [l/min]}$$

$$\text{Volume } V = \frac{A \cdot S}{10000} \text{ [l]}$$

$$\text{Tempo de Avanço } t = \frac{A \cdot S \cdot 6}{1000 Q} \text{ [s]}$$

$$\text{Área do Êmbolo } A_1 = \frac{\pi \cdot d_1^2}{4 \cdot 100} \text{ [cm}^2\text{]} \text{ ou } A_1 = \frac{0,785 \cdot d_1^2}{100} \text{ [cm}^2\text{]}$$

$$\text{Área da Haste } A_2 = \frac{0,785 \cdot d_2^2}{100} \text{ [cm}^2\text{]}$$

$$\text{Área Anular } A_3 = \frac{0,785 \cdot (d_1^2 - d_2^2)}{100} \text{ [cm}^2\text{]}$$

#### Significado das Letras e Unidades

Q = Caudal - [l / min] -> Litros p/ minuto

V = Cilindrada - [cm<sup>3</sup>]

n = Velocidade rotacional - [rev / min] = [min<sup>-1</sup>] -> Rotações p/ minuto

Potência = [kW] -> KiloWatt / 1 kW = 1.000 W

p = Pressão - [bar] = [  $\frac{\text{daN}}{\text{cm}^2}$  ] -> deca-Newton por centímetro quadrado

$\eta_g$  = Rendimento Global

$\eta_v$  = Rendimento Volumétrico

$\eta_{hm}$  = Rendimento Hidro-mecânico

M = Binário ou Momento - [Nm] -> Newton.metro

$\Delta p$  = Diferença ou queda de pressão - [bar] = [  $\frac{\text{daN}}{\text{cm}^2}$  ]

d1 = Diâmetro interno de um cilindro ou do êmbolo - [mm]

d2 = Diâmetro da haste de um cilindro - [mm]

F = Força - [daN] -> deca-Newton

A1 = Área principal do êmbolo - [cm<sup>2</sup>]

A2 = Secção da haste - [cm<sup>2</sup>]

A3 = Área anular do êmbolo - [cm<sup>2</sup>]

v = Velocidade - [  $\frac{\text{m}}{\text{s}}$  ]

t = Tempo - [s]

S = Curso de um êmbolo - [mm]

B = Módulo de compressibilidade [bar]

#### Unidades

Massa - [kg] -> Kilograma

Força - [N] -> Newton

#### Múltiplos

deca-Newton - [daN]; 1 daN = 10 N

kilo-Newton - [kN]; 1 kN = 1000 N

1 daNm = 10 Nm

1 kNm = 1.000 Nm

#### Pressão

$$1 \text{ bar} = \frac{1 \text{ daN}}{\text{cm}^2} = \frac{10}{9,8} \text{ kg.f/cm}^2 \approx 1 \text{ kg.f/cm}^2$$

Mega Pascal = 1 MPa = 10 bar = 10<sup>6</sup> Pa

Velocidades =  $\frac{\text{m}}{\text{s}}$  -> Metro por segundo

$$\text{Caudal} = \frac{\text{lit}}{\text{min}} \text{ -> Litro por minuto ou } \frac{1 \text{ lit}}{\text{min}} = \frac{1}{60.000} \text{ m}^3/\text{s}$$

#### Relacionamento com Unidades Antigas

$$1 \text{ N} = \frac{1}{9,8} \text{ kg f} \approx 0,1 \text{ kg f}$$

$$1 \text{ daN} = 10 \text{ N} = \frac{10}{9,8} \text{ kg f} \approx 1 \text{ kg f}$$

$$1 \text{ kN} = 1000 \text{ N} = \frac{1000}{9,8} \text{ kg.f} \approx 100 \text{ kg.f}$$

$$1 \text{ kW} = \frac{1}{0,736} \text{ CV}$$

## Anexo 18

	<b>WET TYPE SOLENOID OPERATED DIRECTIONAL CONTROL VALVE</b>	
<b>SS Series (Wiring System: Central Terminal Box) Wet Type Solenoid Valve</b>	<b>26.4 to 42.3gpm 5000psi</b>	

### Features

- |  |  |  |
|--|--|--|
| <p>① Very long life<br/>The movable iron core of the wet type solenoid is immersed in oil, which keeps it lubricated and cushions it from impact and vibration, ensuring very long life.</p> <p>② Low switching noise<br/>The wet-type solenoid valve provides very low core switching noise, for quiet operation.</p> <p>③ High pressure, large capacity, with minimal pressure loss<br/>Comprehensive fluid reaction force compen-</p> | <p>sation and low pressure compensation construction provide large capacity and low pressure loss.<br/>G01 : 35MPa{357kgf/cm<sup>2</sup>}100 ℓ /min<br/>G03 : 35MPa{357kgf/cm<sup>2</sup>}160 ℓ /min</p> <p>④ Easy connections<br/>A special wiring box provides a COM port and indicator light as standard for simple wiring and maintenance.</p> <p>⑤ Easy coil replacement<br/>A plug-in type coil enables one-touch coil</p> | <p>replacement.</p> <p>⑥ Wide-ranging backward compatibility makes it simple to replace previous valve models with this one. Combining this valve with a modular valve contributes to the compact configuration of the overall device.</p> <p>⑦ Global support (G01 size)<br/>Meets overseas safety standards (CE, UL, and CSA). It can be safely used anywhere in the world. Contact your agent for certified products.</p> |
|--|--|--|

### Specifications

Model No.		SS-G01				SS-G03					
		Standard Type		Shockless Type		Standard Type				Shockless Type	
						AC Solenoid Type		DC Solenoid Type (With built-in rectifier)			
JIS Symbol	Operation Symbol	Maximum Flow Rate ℓ /min	Maximum Working Pressure MPa(kgf/cm <sup>2</sup> )	Maximum Flow Rate ℓ /min	Maximum Working Pressure MPa(kgf/cm <sup>2</sup> )	Maximum Flow Rate ℓ /min	Maximum Working Pressure MPa(kgf/cm <sup>2</sup> )	Maximum Flow Rate ℓ /min	Maximum Working Pressure MPa(kgf/cm <sup>2</sup> )	Maximum Flow Rate ℓ /min	Maximum Working Pressure MPa(kgf/cm <sup>2</sup> )
E2X	-A2X-	30 (7.9)	35	30 (7.9)	35	40 (10.6)	35(357) (5000)	85 (22.4)	35(357) (5000)	85 (22.4)	25(255) (35.71)
	-E2X-					85 (22.4)					
E3X	-A3X-	80 (21.1)	35	50 (13.2)	25(255) (35.71)	130 (34.3)	35(357) (5000)	160 (42.2)	35(357) (5000)	130 (34.3)	25(255) (35.71)
	-H3X-										
E3Z	-E3X-	100 (26.4)	35	50 (13.2)	25(255) (35.71)	130 (34.3)	35(357) (5000)	160 (42.2)	35(357) (5000)	130 (34.3)	25(255) (35.71)
	-A3Z-										
E3Z	-H3Z-	65 (17.1)	35	50 (13.2)	25(255) (35.71)	130 (34.3)	35(357) (5000)	160 (42.2)	35(357) (5000)	130 (34.3)	25(255) (35.71)
	-E3Z-										
E4	-A4-	50 (13.2)	35	50 (13.2)	25(255) (35.71)	130 (34.3)	35(357) (5000)	160 (42.2)	35(357) (5000)	130 (34.3)	25(255) (35.71)
	-H4-										
E5	-A5-	100 (26.4)	35	50 (13.2)	25(255) (35.71)	130 (34.3)	35(357) (5000)	160 (42.2)	35(357) (5000)	130 (34.3)	25(255) (35.71)
	-H5-										
E6	-C2-	100 (26.4)	35	50 (13.2)	25(255) (35.71)	130 (34.3)	35(357) (5000)	160 (42.2)	35(357) (5000)	130 (34.3)	25(255) (35.71)
	-C5-										
E6	-C9-	100 (26.4)	35	50 (13.2)	25(255) (35.71)	130 (34.3)	35(357) (5000)	160 (42.2)	35(357) (5000)	130 (34.3)	25(255) (35.71)
	-C1S-										
E6	-C6S-	100 (26.4)	35	50 (13.2)	25(255) (35.71)	130 (34.3)	35(357) (5000)	160 (42.2)	35(357) (5000)	130 (34.3)	25(255) (35.71)
	-C1-										
E6	-C6-	100 (26.4)	35	50 (13.2)	25(255) (35.71)	130 (34.3)	35(357) (5000)	160 (42.2)	35(357) (5000)	130 (34.3)	25(255) (35.71)
	-C4-										
E7	-C7Y-	50 (13.2)	35	40 (10.6)	25(255) (35.71)	70 (18.5)	35(357) (5000)	100 (26.4)	35(357) (5000)	85 (22.4)	25(255) (35.71)
	-C8-										

(Note) The maximum flow rate of each valve depends on the pressure. For details, see pages S-9 and S-10.

S-1

## Anexo 19

Valvola a sfera a 3 vie  
3-way ball valve

128

### VOCI DI CAPITOLATO - TECHNICAL FEATURES



Attacchi filettati femmina/femmina/femmina.

Maniglia a **leva in alluminio**.

Corpo in ottone nichelato.

Temperatura minima e massima d'esercizio: -20°C, 150°C  
in assenza di vapore.

Attacchi filettati ISO 228

(equivalente a DIN EN ISO 228 e BS EN ISO 228).

Disponibile con sfera forata a T o a L.

*Female/female/female threads.*

**Lever handle in aluminium.**

*Body in nickel-plated brass.*

*Minimum and maximum working temperatures: -20°C, 150°C  
in absence of steam.*

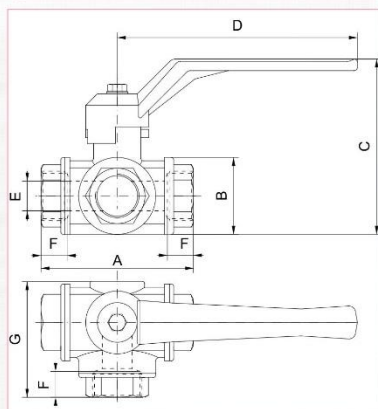
*Threads: ISO 228*

*(equivalent to DIN EN ISO 228 and BS EN ISO 228).*

*Available also with a T- or L-drilled ball.*

MISURA/SIZE	1/4" (DN 8)	3/8" (DN 10)	1/2" (DN 15)	3/4" (DN 20)	1" (DN 25)	1 1/4" (DN 32)	1 1/2" (DN 40)	2" (DN 50)
PRESSIONI/WORKING PRESS.	25bar/362.5psi	25bar/362.5psi	25bar/362.5psi	25bar/362.5psi	25bar/362.5psi	25bar/362.5psi	25bar/362.5psi	25bar/362.5psi
CODICI/CODE	1280014L/1	1280038L/1	1280012L/1	1280034L/1	1280100L/1	1280114L/1	1280112L/1	1280200L/1
IMBALLI/FACINGS	4/48	4/48	4/48	2/30	2/20	2/14	2/8	2/6

### QUOTE DI INGOMBRO - DRAWING



MISURE / SIZE	1/4"	3/8"	1/2"	3/4"	1"	1 1/4"	1 1/2"	2"
DN	8	10	15	20	25	32	40	50
A (mm)	77	77	77	92	104	118	138	162
B (mm)	39	39	39	47	55	65	79	93
C (mm)	85	85	85	107	124	134	145	186
D (mm)	125	125	125	145	170	170	170	260
E (mm)	10	12	14	18	23	29	36	45
F (mm)	19	19	19	23	25	27	31	36
G (mm)	58	58	58	70	80	92	109	128
PRESS. ATMOSP./ WORK. PRESS. Kg/cm <sup>2</sup> - bar	25	25	25	25	25	25	25	25
PRESS. ATMOSP. PSI LBS. WORK. PRESS.	360	360	360	360	360	360	360	360

### Certificazioni- Certifications



## Anexo 20

### AEROSHELL FLUID 41

*AeroShell Fluid 41 is a mineral hydraulic oil manufactured to a very high level of cleanliness, and possesses improved fluid properties. AeroShell Fluid 41 contains additives which provide excellent low temperature fluidity as well as exceptional anti-wear, oxidation - corrosion inhibition and shear stability. In addition metal de-activators and foam inhibitors are included in this high viscosity index fluid to enhance performance in hydraulic applications. AeroShell Fluid 41 is capable of wide temperature range operation.*

*AeroShell Fluid 41 is dyed red.*

#### APPLICATIONS

AeroShell Fluid 41 is intended as a hydraulic fluid in all modern aircraft applications requiring a mineral hydraulic fluid. AeroShell Fluid 41 is particularly recommended where use of a "superclean" fluid can contribute to improvements in component reliability, and can be used in aircraft systems operating unpressurised between -54°C to 90°C and pressurised between -54°C to 135°C.

AeroShell Fluid 41 should be used in systems with synthetic rubber components and must not be used in systems incorporating natural rubber. Refer to the General Notes at the front of this section for further information.

AeroShell Fluid 41 is compatible with AeroShell Fluids 4, 31, 51, 61 and 71 and SSF/LGF.

Chlorinated solvents should not be used for cleaning hydraulic components which use AeroShell Fluid 41. The residual solvent contaminates the hydraulic fluid and may lead to corrosion.

#### SPECIFICATIONS

<b>U.S.</b>	Approved MIL-PRF-5606H* (both U.S. and European production)
<b>British</b>	Approved DEF STAN 91-48 Grade Superclean* (European production only) Meets DEF STAN 91-48 Grade Normal (European production only) Equivalent to DEF STAN 91-48 Grades Superclean* & Normal (U.S. production only)
<b>French</b>	Approved DCSEA 415/A
<b>Russian</b>	Analogue to AMG-10
<b>NATO Code</b>	H-515* (equivalent H-520)
<b>Joint Service Designation</b>	OM-15* (equivalent OM-18)

\*Superclean grades

The British specification DEF STAN 91-48 covers two grades (normal and superclean) of mineral hydraulic fluid which differ only in their cleanliness limits. AeroShell Fluid 41 is manufactured to meet the superclean requirements and thus it also meets the requirements of the normal grade.

194

Hydraulic Fluids

Hydraulic Fluids

195

## Anexo 21

196

Hydraulic Fluids

PROPERTIES	MIL-PRF-5606H	TYPICAL	
		U.S. Production	European Production
Oil type	Mineral	Mineral	Mineral
Kinematic viscosity mm <sup>2</sup> /s			
@ 100°C	4.90 min	6.13	5.30
@ 40°C	13.2 min	15.68	14.1
@ -40°C	600 max	384	491
@ -54°C	2500 max	1450	2300
Viscosity index	–	214	Over 200
Flashpoint, Pensky Martin closed cup °C	82 min	104	105
Autoignition temperature °C	–	230	230
Pourpoint °C	–60 max	<–60	<–60
Total acid number mgKOH/g	0.20 max	0	0.01
Evaporation loss 6 hrs @ 71°C %m	20 max	16.5	10
Water content ppm	100 max	55	<100
Relative density @15.6/15.6°C	Report	0.874	0.87
Colour	Red	Red	Red
Particulate contamination, number of particles per 100 ml in size range			
5 to 15 µm	10000 max	1200	808
15 to 25 µm	1000 max	550	116
25 to 50 µm	150 max	70	44
50 to 100 µm	20 max	5	10
over 100 µm	5 max	0	1

[www.shell.com/aviation](http://www.shell.com/aviation)

197

Hydraulic Fluids

PROPERTIES	MIL-PRF-5606H	TYPICAL	
		U.S. Production	European Production
Copper corrosion	2e max	1b	2b
Steel on steel wear, scar diam, mm	1.0 max	0.65	0.95
Rubber swell, I rubber %	19 to 30	22	25.4
Corrosiveness & oxidation, 168 hrs @ 135°C			
– metal weight change	Must pass	Passes	Passes
– viscosity change @ 40°C %	–5 to +20	8.08	+0.1
– acid number change mgKOH/g	0.20 max	0.02	+0.1
Low temperature stability 72 hrs @ –54°C	Must pass	Passes	Passes
Shear stability – viscosity change @ 40°C	Must pass	Passes	Passes
– acid number change	0.2 max	Less than 0.2	Less than 0.2
Gravimetric filtration mg/100ml	0.3 max	0.1	Less than 0.3
filtration time min	15 max	10	Less than 15
Foaming tendency	Must pass	Passes	Passes
Barium content ppm	10 max	Nil	Nil

A viscosity/temperature curve is shown at the end of this section

The AeroShell Book  
Edition 18-2003