



UNIVERSIDADE DA BEIRA INTERIOR  
Departamento de Ciências Aeroespaciais

# Projecto do Sistema de Aterragem do Dirigível NFAP

**Nuno Filipe da Silva Moreira**

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em  
**Engenharia Aeronáutica**  
(2º ciclo de estudos)

Orientador: Prof. Doutor José Miguel Silva  
Co-orientador: Prof. Doutor Pedro V. Gamboa

Covilhã, 21 de Junho de 2012

Folha em branco

# Agradecimentos

Em primeiro lugar quero agradecer à Universidade da Beira Interior por todo o apoio concedido e a todos os professores por todos os conhecimentos transmitidos.

Gostaria de expressar a minha gratidão aos meus orientadores, Professor Doutor José Miguel Silva e Professor Doutor Pedro V. Gamboa pela oportunidade de trabalhar sob a supervisão de ambos e pela disponibilidade e apoio.

Um agradecimento especial ao Eng.º Hugo Palma pela oportunidade concedida de colaborar no projecto NFAP. Do mesmo modo, um muito obrigado ao Eng.º Paulo Vicente, Eng.º Miguel Castro e Eng.º Ricardo Pereira por toda a ajuda durante a elaboração deste projecto.

À minha mãe por todo o amor, compreensão e apoio incondicional, sem a qual seria impossível alcançar este patamar.

À Rita, o meu mais sincero obrigado pela ajuda preciosa na execução deste trabalho, mas acima de tudo, obrigado pelo amor e carinho por trás da força que sempre me dispensou.

À Paula pela ajuda na recta final da produção do trabalho.

Por fim, e não menos importantes, todos aqueles sem nome, mas que tiveram lugar na minha vida, obrigado.

Folha em branco

# Resumo

Os dirigíveis são aeronaves mais leves que o ar (LTA - Lighter-Than-Air) dotados de sistemas de direcção e propulsão e que são caracterizados pelo seu baixo peso específico e particularidades de operação únicas. O seu conceito remonta a 1852, com o desenvolvimento e construção do primeiro dirigível não rígido por Henri Giffard. Após várias décadas caídas no esquecimento, estas aeronaves têm, nos últimos anos, sido alvo de um grande desenvolvimento, devido a evoluções tecnológicas em diversos campos da engenharia.

Com a utilização de compósitos e outros materiais avançados, o uso de *software* CAD (*Computer Aided Design*) e CAE (*Computer Aided Engineering*), avanços nos sistemas propulsivos e sistemas de controlo de voo, tem sido possível explorar de melhor forma as características deste tipo de aeronaves, tais como o baixo consumo de energia para o tempo que pode permanecer no ar, a possibilidade de transportar cargas pesadas por grandes distâncias tendo, assim, melhorado a segurança, sustentabilidade, versatilidade e baixo custo dos dirigíveis.

O NFAP (*Nature Friendly Airship Program*) é um programa inovador e pioneiro de desenvolvimento e produção de um dirigível rígido, levado a cabo pela empresa Nortávia, Transportes Aéreos S.A. (Portugal), que reúne um conjunto de tecnologias de ponta e os mais avançados conceitos de engenharia que proporciona uma solução inovadora para o transporte aéreo de pessoas e mercadorias de uma forma sustentável e amiga do ambiente.

Devido à sua versatilidade, o dirigível do NFAP tem a possibilidade de descolar e aterrar verticalmente (VTOL - Vertical Take-off and Landing) e pode também efectuar pequenas corridas de descolagem e aterragem (STOL) no caso de transporte de cargas pesadas, o que leva que seja necessário a concepção de um trem de aterragem que seja capaz de satisfazer tais requisitos. Libertando-se do conceito de grandes infra-estruturas de apoio em terra característico dos dirigíveis clássicos, este dirigível requer, ainda assim, um sistema de ancoragem que o permita operar com segurança no solo após a aterragem, sendo para isso essencial um trem de amarração que o mantenha ancorado.

Este trabalho consiste, portanto, no projecto conceptual de um trem de aterragem e de um trem de amarração que consiga satisfazer os requisitos propostos.

## Palavras-chave

Dirigíveis; LTA; NFAP; VTOL; STOL; trem de aterragem; trem de amarração.

Folha em branco

# Abstract

Airships are lighter-than air aircraft (LTA) equipped with propulsion and steering systems which are characterized by their lightness and unique features of operation. Its concept goes back to 1852, with the development and construction of the first non-rigid dirigible by Henri Giffard. After several decades fallen into oblivion, these aircraft have, in recent years, been the subject of a great development due to technological developments in various fields of engineering.

With the use of composites and other advanced materials, the utilization of CAD software (computer aided design) and CAE (computer aided engineering), advances in propulsive systems and flight control systems, it has been possible to better exploit features of this type of aircraft, such the low power consumption for the time they can be airborne, the ability to carry heavy loads over great distances, thus, having improved safety, sustainability, versatility and low cost of operation.

The NFAP (Nature Friendly Airship Program) is a state-of-the-art and pioneering program of a rigid airship, developed and manufactured by Nortávia, Transportes Aéreos S.A. (Portugal), which consolidates a set of cutting edge technologies and the most advanced technology concepts providing an innovative solution to air transport of people and goods in a sustainable and environmentally friendly form.

Due to its versatility, the NFAP airship has the ability to take off and land vertically (VTOL) and is also capable of making short take-off and landing (STOL) in case of heavy loading. It is, therefore, required a design of a landing gear that is capable of fulfilling these needs. Freeing itself from the major infrastructure support on land, characteristic of the classical airships, this aircraft still requires a docking system that allows it to operate safely on the ground after landing, thus the need of a mooring arm to keep it anchored.

This work is therefore proposing a conceptual design of a landing gear and a mooring arm that can meet the requirements stated above.

## Keywords

Airships; LTA; NFAP; VTOL; STOL; landing gear; mooring arm.

Folha em branco

# Índice

Agradecimentos .....	iii
Resumo .....	v
Abstract .....	vii
Índice .....	ix
Lista de Figuras .....	x
Capítulo 1 - Introdução .....	15
1.1. Contextualização e objectivos .....	15
1.2. Estrutura da Tese .....	17
Capítulo 2 - Dirigíveis .....	19
2.1. Contexto Histórico .....	19
2.2. Classificação dos Dirigíveis.....	22
2.3. Projecto NFAP .....	25
Capítulo 3 - Trem de Aterragem e Trem de Amarração .....	29
3.1. Tipos de trem de aterragem.....	30
3.1.1. Tipos de trem de aterragem em dirigíveis.....	31
3.2. Modos de ancoragem dos dirigíveis .....	32
3.3. Determinação do peso do trem de aterragem .....	33
3.4. Dimensionamento do pneu.....	34
3.5. Amortecimento .....	36
3.5.1. Amortecedor Óleo-pneumático.....	36
3.5.2. Cálculo da deflexão .....	37
3.5.3. Razão de compressão .....	38
3.5.4. Comprimento interno do cilindro .....	39
3.6. Materiais.....	39
3.6.1. Ligas de aço de alta resistência.....	39
3.6.2. Ligas de alumínio.....	40
3.6.3. Ligas de titânio .....	40
3.6.4. Selecção de Materiais.....	41
Capítulo 4 - Concepção do trem de aterragem.....	45
4.1. Conceito do trem.....	45
4.1.1. Posicionamento do trem de aterragem .....	45

4.1.2.	Desenvolvimento do trem de aterragem .....	46
4.1.3.	Sistema de retracção do trem dianteiro .....	48
4.2.	Dimensionamento do trem .....	49
4.2.1.	Determinação do peso do trem de aterragem.....	49
4.2.2.	Determinação dos carregamentos do trem .....	50
4.2.3.	Dimensionamento do pneu .....	51
4.2.4.	Dimensionamento do amortecedor.....	52
4.2.5.	Análise de materiais.....	53
4.2.6.	Estimativa de peso .....	55
4.3.	Análise estrutural com recurso ao FEM.....	56
Capítulo 5 - Sistema de amarração.....		63
5.1.	Conceito.....	63
5.2.	Funcionamento.....	65
Capítulo 6 - Conclusões .....		67
6.1.	Desenvolvimentos futuros .....	68
Referências Bibliográficas .....		69
Anexos .....		75
A.1.	Dados Preliminares do NFAP P-8 .....	75
A.2.	Goodyear Aircraft Tire Databook - Section 4 - Data Section - Tires Type III.....	76
A.3.	Esquematização das dimensões do trem de aterragem.....	77
A.4.	Esquematização das dimensões do sistema de amarração .....	80

## Lista de Figuras

Fig. 1 - Dirigível desenvolvido por Giffard em 1852 [10]. .....	19
Fig. 2 - Primeiro voo do Zeppelin LZ-1 em 2 de Julho de 1900 [12]. .....	20
Fig. 3 - Incêndio do Hindenburg ao tentar atracar na estação de Lakehurst, Nova Jersia em 1937 [10]. .....	20
Fig. 4 - Dirigível não rígido - Blimp Goodyear [18]. .....	21
Fig. 5 - Categorias estruturais dos dirigíveis [7]. .....	22
Fig. 6 - Conceitos de dirigíveis modernos [26]. .....	24

Fig. 7 - (a) Zeppelin NT [31]; (b) Skycat [32]; (c) Skyhook JHL-40 [33]; (d) NFAP [6].	25
Fig. 8 - Dirigível NFAP [6].	26
Fig. 9 - Disposição do trem de aterragem [38].	30
Fig. 10 - (a) Dirigível P-791 da Lockheed Martin [44]; (b) Blimp rc [45].	31
Fig. 11 - Dirigível AU-30 da RosAeroSystems [46].	32
Fig. 12 - (a) Dirigível R36 na base de Pulham [47]; (b) Mastro do blimp da Goodyear [48].	33
Fig. 13 - Geometria de carregamento do trem.	34
Fig. 14 - Amortecedor simples [53].	36
Fig. 15 - Posição do trem de aterragem no dirigível. (a) vista lateral; (b) vista de baixo.	46
Fig. 16 - (a) conceito inicial; (b) conceito final.	47
Fig. 17 - Representação esquemática do trem de aterragem.	47
Fig. 18 - Mecanismo de retracção do trem de aterragem dianteiro. (a) posição estendida; (b) posição intermédia; (c) posição retraída.	48
Fig. 19 - Esquema do gancho de bloqueio [38].	47
Fig. 20 - Posicionamento do sistema de bloqueio.	49
Fig. 21 - Representação esquemática do corte do conjunto roda-pneu com unidades em [mm].	52
Fig. 22 - Tubo a dimensionar, modelado em CATIA.	54
Fig. 23 - Modelo do trem importado do <i>software</i> CATIA.	55
Fig. 24 - Secção hemisférica discretizada em vários elementos triangulares [58].	57
Fig. 25 - Modelo do trem para análise.	55
Fig. 26 - Modelo com a malha aplicada.	59
Fig. 27 - Configuração dos apoios e carga da análise estrutural: A - suporte fixo; B - suporte fixo; C - Carregamento	60
Fig. 28 - Diferentes perspectivas da distribuição de tensões no modelo.	61
Fig. 29 - Localização do valor de tensão máxima.	62
Fig. 30 - Conceito do trem de amarração: (a) vista isométrica; (b) vista de cima.	63
Fig. 31 - Localização do mastro no dirigível.	63

Fig. 32 - Composição do mastro. ....	64
Fig. 33 - Mecanismo de ancoragem no solo. ....	64

## Lista de Tabelas

Tabela 1 - Propriedades das ligas metálicas. ....	41
Tabela 2 - Factores de ponderação admitidos para a selecção de materiais. .	42
Tabela 3 - Índice de performance da lista de materiais candidatos. ....	43
Tabela 4 - Valores necessários para o cálculo de $W_t$ . ....	49
Tabela 5 - Trem de aterragem: $W_{total}$ - Peso total do trem; $W_{lgt}$ - Peso do trem da frente; $W_{wlt}$ - Peso do trem de trás. ....	50
Tabela 6 - Valores necessários ao cálculo dos carregamentos. ....	50
Tabela 7 - Carregamentos no trem.....	51
Tabela 8 - Carga nominal do pneu. ....	51
Tabela 9 - Requisitos inerentes ao cálculo da deflexão do amortecedor. ....	53
Tabela 10 - Dimensionamento do tubo vertical. ....	55
Tabela 11 - Peso do sistema de aterragem. ....	56
Tabela 12 - Propriedades da liga de titânio Ti10V2Fe3Al.....	58
Tabela 13 - Condições de contacto. ....	59
Tabela 14 - Peso do sistema de amarração. ....	65

Folha em branco

# Capítulo 1

## Introdução

### 1.1. Contextualização e objectivos

Dirigíveis são aeronaves mais leves que o ar (LTA - *lighter than air*), dotados de sistemas de controlo e propulsão, que obtêm a sua força de impulsão no ar através da diferença entre o peso da massa de gás contida no seu interior e o peso da massa de ar deslocada pelo seu envelope.

Estas aeronaves apareceram no fim do século XIX e tiveram uma história curta mas promissora com possibilidades de aplicação prática brilhantes. Foi em França, no ano de 1852, pelas mãos do engenheiro Henri Giffard, que, através da integração de sistemas de direcção e propulsão em balões, se criou o primeiro dirigível [1]. Mas foi na Alemanha que se deu o maior desenvolvimento destas aeronaves. Os dirigíveis rígidos foram desenvolvidos principalmente pela companhia alemã LZ (Luftschiffau Zepplin) e foi esta que, em 1909, deu os primeiros passos nas operações aéreas comerciais [2,3].

Entre as décadas de 1910 e 1930, os dirigíveis dominaram as operações aéreas comerciais, quase sem competição dos aviões. No entanto, a tecnologia em torno destes últimos sofreu uma evolução bastante rápida, uma vez que a velocidade, alcance e produtividade dos aviões estava a aumentar de forma estável. Na altura do desastre de Hindenburg em 1937, um dos aviões mais avançados desse tempo, o DC-3, tinha custos de operação mais reduzidos assim como velocidades de cruzeiro superiores a este dirigível. É claro que isto tendia a compensar o maior alcance e o luxo oferecidos por este. No entanto, apesar deste desastre ter acelerado o fim da era dos dirigíveis comerciais, essa não foi a principal causa; o dirigível tinha deixado de ser economicamente competitivo [4]. O dirigível tomou um papel insignificante nos meios de transporte, tendo sido usados apenas *blimps* desde então por empresas publicitárias para efeitos de marketing, como por exemplo no caso da empresa Goodyear.

Com o avanço do Século XXI, o interesse nos dirigíveis tem vindo a aumentar devido a desenvolvimentos tecnológicos em vários campos incluindo a recuperação de hélio, materiais compósitos, propulsão vectorial, aviónicos e auxílio de *softwares* CAD e CAE. Este interesse foi promovido pelas vantagens indirectas dos dirigíveis. Estes veículos podem mitigar vários aspectos negativos associados a outros meios de transporte. Problemas de congestionamento de portos, auto-estradas e aeroportos assim como a constatação de mudanças climáticas têm feito com que países economicamente avançados reconsiderem os seus sistemas de transporte. A eficiência energética inerente aos dirigíveis cria incentivos económicos e ambientais para a inovação nesta área [5].

A acompanhar este renascido interesse da indústria aeronáutica pelos dirigíveis, a Nortávia-Transportes Aéreos desenvolveu um projecto inovador de dirigível através do seu programa NFAP (*Nature Friendly Airship Program*). Contando com a colaboração da Universidade da Beira Interior (UBI), o Instituto de Engenharia Mecânica e Gestão Industrial (INEGI) e o Centro de Nanotecnologia e Materiais Técnicos, Funcionais e Inteligentes (CeNTI) e beneficiando de financiamento do Programa Operacional Regional do Norte e do Quadro de Referência Estratégico Nacional, tem vindo a ser possível o desenvolvimento de um projecto totalmente português de um dirigível tecnologicamente evoluído e amigo do ambiente capaz de um rol de missões que vão desde o transporte de pessoas e carga até à vigilância aérea e socorro humanitário [6].

Através de propulsão vectorizada, uma das características do dirigível do NFAP, este é capaz de aterragem e descolagem vertical - VTOL (*Vertical Take-Off and Landing*), conferindo-lhe versatilidade alargada e permitindo o acesso a áreas remotas. É também capaz de aterragem e descolagem curtas - STOL (*Short Take-Off and Landing*), situação que ocorre aquando do transporte de mercadorias pesadas. Neste caso o dirigível vai ter, durante as fases de descolagem e aterragem, um comportamento semelhante ao de um avião.

Tal como foi mencionado anteriormente, o dirigível necessita de efectuar uma pequena corrida de descolagem, isto porque, devido ao peso estático ser superior à força de impulsão, o dirigível necessita de uma pequena distância de rolamento de modo a ganhar velocidade suficiente para a sustentação ser realmente efectiva [7].

Para tal, é necessário um trem de aterragem que se desvia dos convencionalmente usados em dirigíveis no passado. Nos dirigíveis do século passado e nos dirigíveis actualmente em desenvolvimento, o trem de aterragem tem pouca relevância pois serve apenas de apoio quando o dirigível está em proximidade com o solo e não tem a mesma ênfase que é dada a um trem de aterragem de um avião. É neste contexto que o presente trabalho propõe o projecto de um trem de aterragem em que é optada uma configuração de trem de aterragem semelhante à usada em aeronaves de asa fixa de modo a satisfazer os requisitos de operação do dirigível.

É num dos maiores problemas deparados na operação de dirigíveis que se encontra o segundo objectivo deste trabalho. Devido à capacidade de aterrar e descolar verticalmente e devido à dependência dos dirigíveis na sustentação aerostática, aumentam os problemas relacionados com as operações no solo [8]. De modo a que este tipo de aeronaves possa ter uma assistência em solo e uma ancoragem segura enquanto não está em uso, é necessário um mecanismo de amarração, tornando-se num componente bastante importante no sistema do dirigível. Este objectivo passa pela concepção de um terceiro trem integrado na estrutura do dirigível - trem de amarração, visando um sistema sem infra-estruturas complexas de suporte que permita a ancoragem do dirigível ao solo de modo simples.

## 1.2. Estrutura da Tese

A presente dissertação compreende os seguintes capítulos: Introdução, Dirigíveis, Trem de aterragem, Concepção do trem de aterragem, Trem de amarração e Conclusões.

Neste primeiro capítulo foi exposta a contextualização e objectivos da dissertação. O segundo capítulo é dedicado aos dirigíveis, sendo feita uma pequena introdução histórica destas aeronaves e apresentada a definição de dirigível assim como a classificação dos vários tipos destas aeronaves; neste capítulo é também apresentado o projecto NFAP.

O terceiro capítulo debruça-se sobre os trens de aterragem, sendo feita uma categorização dos diversos tipos de aterragem e onde é exposto o estado-da-arte dos trens de aterragem em dirigíveis. É também neste capítulo que é descrito o modo de dimensionamento do trem, passando também por uma análise de materiais a utilizar. Expõe-se também o trem de amarração, sendo apresentados alguns conceitos existentes.

O quarto capítulo mostra o conceito do trem de aterragem do projecto, desde o seu posicionamento até ao seu mecanismo de retracção. São também apresentados os diversos dimensionamentos realizados assim como o modelo desenvolvido no *software* CAD CATIA®. É realizada uma análise estrutural baseada no método dos elementos finitos, sendo primeiramente explicado o método e depois aplicado com o auxílio do *software* FEA ANSYS, Inc.

O trem de amarração é apresentado no quinto capítulo, sendo explicado o conceito desenvolvido assim como o seu modo de funcionamento. Por fim, são apresentadas no sexto capítulo as conclusões e é feita uma previsão sobre evoluções futuras.

Folha em branco

# Capítulo 2

## Dirigíveis

### 2.1. Contexto Histórico

Os dirigíveis precedem os aviões em mais de um século. Engenheiros franceses e alemães transformaram os balões, de simples mecanismos que forneciam sustentação, em meios de transporte controláveis, ou dirigíveis [1]. Foram as primeiras aeronaves que tornaram realidade o sonho de um voo controlado.

Em 1784, Jean-Baptiste Meusnier propôs um projecto para um dirigível de forma elíptica com um leme de direcção, um leme de profundidade e uma hélice de três pás, mas faltava-lhe um motor potente e suficientemente leve. Henri Giffard foi a primeira pessoa a aplicar de forma bem-sucedida a tecnologia do motor a vapor em dirigíveis, tendo voado a sua primeira aeronave em 1852 com um hélice impulsionado por um motor de três cavalos (Fig.1) [9].

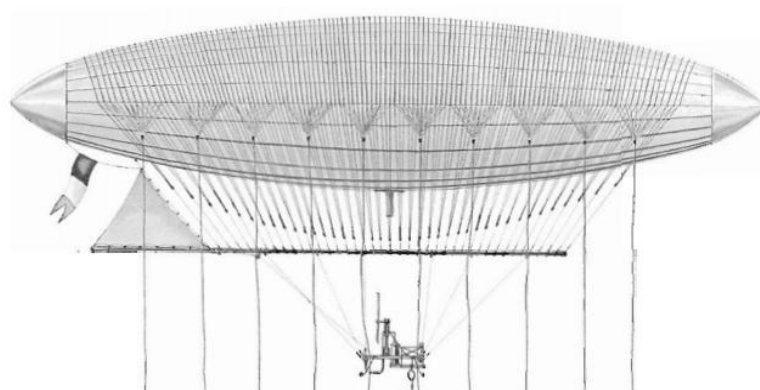


Fig. 1 - Dirigível desenvolvido por Giffard em 1852 [10].

Estes primeiros dirigíveis eram do tipo não-rígido, isto é, não continham uma estrutura rígida interior que lhes desse forma; no entanto, já eram usados os três elementos principais do dirigível moderno: balonetes para manter a forma do envelope durante a subida e descida; o lastro para controlar a subida e descida e um motor leve [11].

A era dourada dos dirigíveis começou com o lançamento do Luftschiff Zeppelin LZ1 em 1900 (Fig.2). Os dirigíveis Zeppelin tornaram-se nas aeronaves mais famosas da altura e alguns destes foram usados como bombardeiros durante a Primeira Guerra Mundial pelo exército alemão.

Os Estados Unidos e a Inglaterra construíram também vários dirigíveis durante as décadas de 1920 e 1930, como os ingleses R-33 e R-34 e o americano USS Shenandoah (ZR-1), imitando o design original dos dirigíveis Zeppelin.

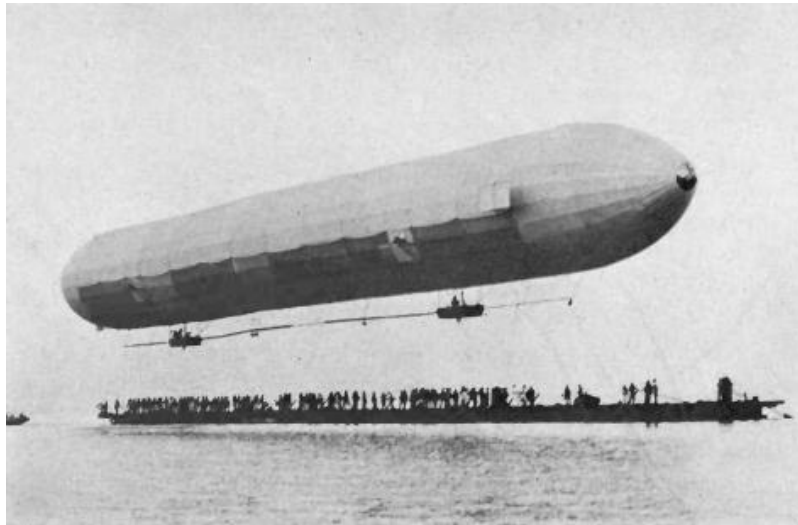


Fig. 2 - Primeiro voo do Zeppelin LZ-1 em 2 de Julho de 1900 [12].

Inicialmente, os dirigíveis adquiriram um certo grau de sucesso e um registo impressionante de segurança. Entre 1920 e 1930 o dirigível foi o “Concorde” do seu tempo [13], tomando como exemplo o dirigível alemão Graf Zeppelin, este voou mais de 160000km sem quaisquer lesões de passageiros. Mas o uso dos dirigíveis começou a declinar ao longo do tempo com o desenvolvimento e aplicações nos aviões e com uma série de acidentes com dirigíveis, que culminou com o famoso incêndio do Hindenburg (Fig.3), a maior aeronave alguma vez construída, em 1937. A perda do dirigível alemão, que ficou conhecido pelo Titanic dos céus, foi mais devastadora para o serviço de passageiros em dirigíveis do que a perda do inafundável navio de luxo foi para o transporte marítimo [7,14,15].

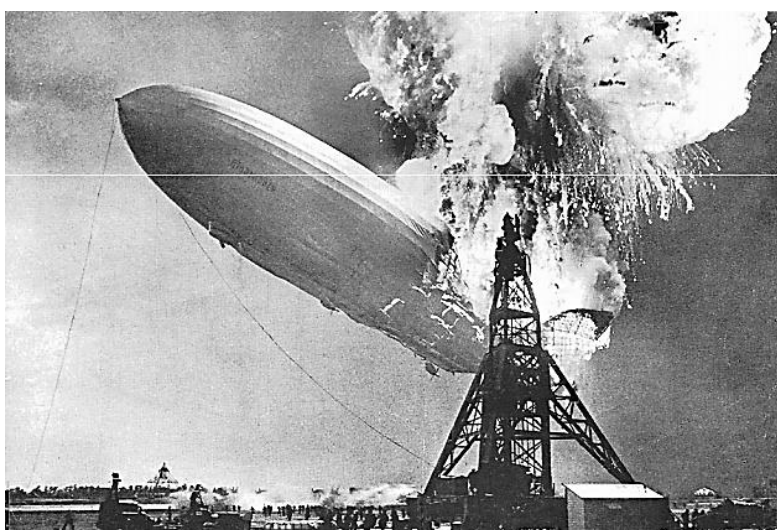


Fig.3 - Incêndio do Hindenburg ao tentar atracar na estação de Lakehurst, Nova Jersia em 1937 [10].

Até ao romper da Segunda Guerra Mundial, ainda havia uma incerteza se os dirigíveis e os aviões dominariam o transporte intercontinental de passageiros. No entanto, o grande investimento nestes últimos durante as hostilidades fez dos aviões a aeronave “vencedora”, relegando os dirigíveis para um papel insignificante nos meios de transporte [5].

No entanto, este tipo de aeronave continuou a ser construído pela companhia americana Goodyear e a ser usado pela Marinha dos Estados Unidos até 1962 [2], tendo sido focada a concepção e produção de dirigíveis não-rígidos (*blimps*), simples e dependentes de hélio, gás inerte, que substituiu o hidrogénio, gás altamente inflamável. Esta companhia ainda mantém o uso de *blimps*, como o da Fig.4, para operações de publicidade, propaganda, cobertura televisiva de eventos e também passeios turísticos [16,17].



Fig. 4 - Dirigível não rígido - Blimp Goodyear [18].

No entanto, nos últimos anos, o interesse nos dirigíveis cresceu para além da utilização diminuta a que estas aeronaves ficaram associadas. Devido a desenvolvimentos tecnológicos em diversos campos, que incluem a ciência dos materiais, sistemas propulsivos, previsão meteorológica, aviónicos e ferramentas CAD, tem sido possível melhorar o desempenho e também os custos destas aeronaves, tornando-as elegíveis para um vasto leque de aplicações para as quais os actuais meios de transporte não estão otimizados [19].

Este interesse tem vindo a aumentar devido a uma crescente procura de soluções alternativas para o transporte actual. O aumento dos custos de combustível e a elevada procura para o transporte de grandes carregamentos de mercadorias está rapidamente a levar ao limite a capacidade dos transportes actuais, sendo particularmente verdade ao verificar-se os problemas de congestionamento dos portos, auto-estradas e aeroportos, e quando se tem em conta que certos destinos possuem limitações nas infraestruturas de suporte [5,20]. Ao contrário dos aviões e helicópteros, a sustentação dos dirigíveis é obtida com o uso de hélio, um gás mais leve que o ar, o que lhes permite efectuar voos de longa duração, com uma razão elevada de carga/peso e com consumos de combustível bastante baixos [21]. Para além

da elevada versatilidade proporcionada por estas aeronaves, a independência de infraestruturas complexas de suporte e as características operacionais e ambientais do voo flutuante, os dirigíveis têm-se tornado mais apelativos e têm arrecadado condições para um renascimento.

## 2.2. Classificação dos Dirigíveis

Os dirigíveis, em geral, são classificados com base na configuração estrutural (não rígida, semi-rígida e rígida), no modo como obtêm sustentação (mais leve que o ar, mais pesado que o ar, híbrido) e em termos de capacidade de carregamento (média a grande capacidade).

Tendo como base a sua estrutura, estes dividem-se em três categorias principais, nomeadamente, não-rígidos, semi-rígidos e rígidos, tal como mostra a Fig.5 [17,21,22].

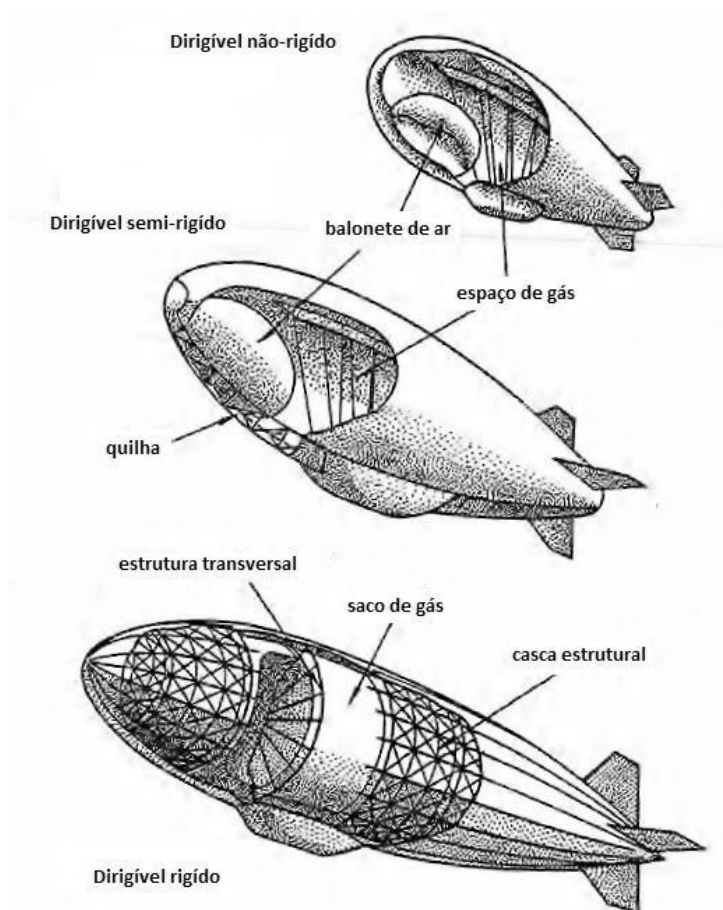


Fig. 5 - Categorias estruturais dos dirigíveis [7].

a. Dirigível não-rígido (*blimp*)

O *blimp* não possui estrutura interna de suporte e a sua forma aerodinâmica é mantida pela diferença entre a pressão do gás dentro do seu revestimento e a pressão atmosférica. O revestimento contém portanto o gás e os balonetes e também fornece protecção do meio exterior. Estes dirigíveis são simples e fáceis de projectar, construir e manter. Em comparação com os dirigíveis rígidos, o custo de fabricação dos primeiros é menor e o tempo de fabricação também é mais curto. O problema do peso inerente aos rígidos não se aplica aos não rígidos quando estes são de pequenas dimensões. Ao aumentar o tamanho, aumentam as desvantagens no uso deste tipo de configuração. É necessário um grande cuidado com o enchimento do envelope e com a instalação das diversas estruturas, como empenagem, nariz e gôndola [23].

b. Dirigível semi-rígido

Entre os dirigíveis não rígidos e rígidos, existem os dirigíveis semi-rígidos que contêm características de ambos: possuem uma quilha com forma aerodinâmica que se estende pelo comprimento do dirigível e é nesta que as superfícies de controlo e a gôndola estão ligadas. A quilha comporta-se como um suporte de carregamento estrutural, fazendo com que o peso deste tipo de dirigíveis esteja entre os dirigíveis não rígidos e rígidos. Esta estrutura mantém a forma longitudinal do envelope enquanto a forma transversal é mantida pela pressão do gás, como é característico dos *blimps*.

c. Dirigível rígido

O dirigível rígido usa uma estrutura que dá resistência e forma a este. O gás é armazenado em múltiplas células não pressurizadas. As superfícies de controlo são parte integral da estrutura. Uma vez que as células de gás são normalmente não tensionadas, a diferença entre as pressões interna e externa é nula. Por esta razão este tipo de dirigível é referido como “dirigível despressurizado”. Este tipo de configuração justifica-se para dirigíveis de grandes dimensões. Devido à estrutura com uma resistência elevada, têm uma maior eficiência em termos de resistência do revestimento não possuindo restrições quanto ao tamanho da aeronave. [17, 24]. É a configuração mais complexa entre as três configurações convencionais expostas.

Estas aeronaves podem ser também divididas em dois tipos, o convencional e o não-convencional. De modo geral, os dirigíveis convencionais, ou clássicos, têm um corpo axi-simétrico e a sua sustentação aerostática é gerada pelo gás retido no casco, tendo também uma baixa capacidade de carga útil. Nos dirigíveis não convencionais, as principais características diferenciadoras podem ser atribuídas a configurações originais, gás usado, método de sustentação, métodos operacionais híbridos, capacidade de transporte de carga útil pesada e fontes de energia utilizadas [17,25].

A Fig.6 exhibe uma amostra representativa de vários conceitos propostos para dirigíveis modernos. Os dois primeiros conceitos são conceitos convencionais das aeronaves totalmente flutuantes, são versões modernas dos conceitos clássicos dos dirigíveis rígidos e não-rígidos do século passado. Fazem uso dos mais recentes materiais estruturais aeronáuticos, assim como sistemas propulsivos, de controlo e electrónicos. Os outros quatro conceitos são considerados não-convencionais. São aeronaves parcialmente flutuantes, ou híbridas, em que a sustentação é substancialmente acrescida através da sustentação gerada pela configuração e geometria aerodinâmica assim como pelo uso de rotores, são portanto, parcialmente mais pesados que o ar e ao mesmo tempo mais leves que o ar. De modo geral, os conceitos de dirigíveis híbridos vêm aliviar os custos e dificuldades na assistência no solo, características dos dirigíveis clássicos, tendo maiores velocidades de cruzeiro, maiores consumos de combustível e maior peso estrutural que os conceitos clássicos, o que os torna dependentes de aplicações específicas para os quais cada um é mais adequado.

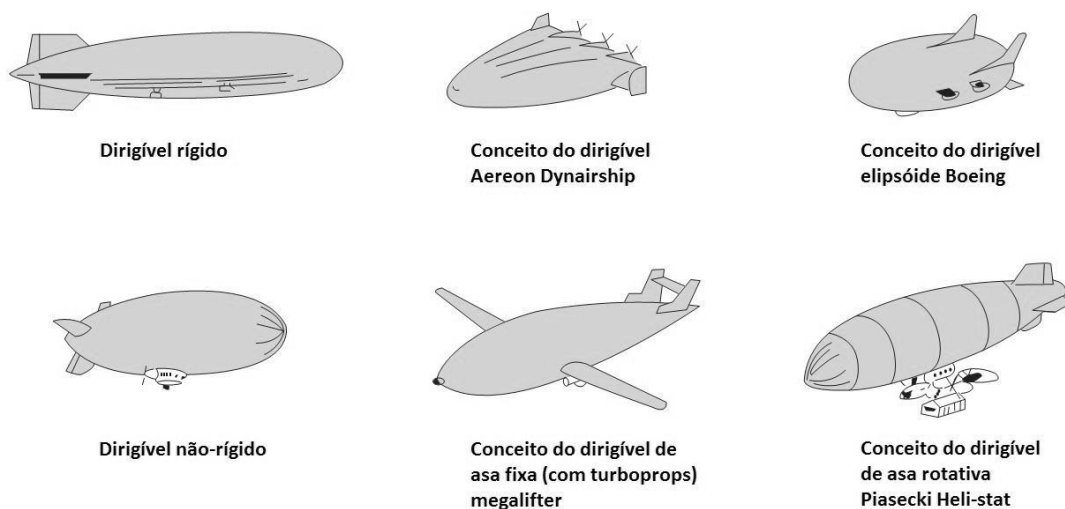


Fig. 6 - Conceitos de dirigíveis modernos [26].

O Dynairship tem uma geometria que é mais aerodinamicamente eficiente que a geometria de um dirigível convencional. Este dirigível voa com um ângulo de ataque positivo quando em cruzeiro de modo a gerar sustentação aerodinâmica. O Megalifter é o exemplo típico de um

dirigível com asa fixa que tira partido da sustentação aerodinâmica proporcionada pelas asas para melhorar a estabilidade e diminuir o atrito assim como aumentar a sua capacidade de carga. O elipsóide Boeing tem uma melhor relação superfície/volume que o Dynairship, mas à custa de características de controlo e estabilidade mais reduzidas. O Heli-stat combina o casco de um dirigível com sistemas de propulsão de helicópteros, sendo um conceito onde é explorada a capacidade de transporte de curto alcance de cargas muito pesadas [24,26-30].

### 2.3. Projecto NFAP

Vários projectos de dirigíveis têm surgido ao longo dos últimos anos, como por exemplo os dirigíveis apresentados na Fig.7 ((a),(b) e (c)), respectivamente, o Zeppelin NT desenvolvido pela Zeppelin Luftschifftechnik GmbH na Alemanha [31], o Skycat desenvolvido pela ATG em Inglaterra [32] e o Skyhook JHL-40 desenvolvido pela Boeing na América [33]. A par deste boom no reaparecimento de dirigíveis, tem vindo a ser desenvolvido em Portugal, um projecto de um dirigível através do programa NFAP (*Nature Friendly Airship Program*) criado pela Nortávia - Transportes Aéreos, tendo uma configuração idêntica à apresentada na Fig.7 (d) [6].



Fig. 7 - (a) Zeppelin NT [31]; (b) Skycat [32]; (c) Skyhook JHL-40 [33]; (d) NFAP [6].

Tal como referido anteriormente, o projecto NFAP foi criado e está a ser desenvolvido pela empresa Nortávia e tem a colaboração da Universidade da Beira Interior (UBI), o Instituto de Engenharia Mecânica e Gestão Industrial (INEGI) e o Centro de Nanotecnologia e Materiais Técnicos, Funcionais e Inteligentes (CeNTI) e tem apoios de financiamento do Programa Operacional Regional do Norte e do Quadro de Referência Estratégico Nacional [6]. É um projecto totalmente português com um conceito pioneiro que faz uso das mais recentes tecnologias a nível de materiais, sistemas de controlo, propulsão e aerodinâmica.

Tendo em conta a classificação feita em 2.2., o dirigível NFAP, ilustrado na Fig.8, enquadra-se na classe de dirigíveis rígidos devido à sua estrutura interna rígida pré-tensionada de tubos de fibra de carbono com resina epóxi, com reforço de tensores de aramida. Esta estrutura é revestida por películas laminadas de alta resistência, que, com recurso a nanotecnologia, fornecem impermeabilidade às células de gás e à cobertura exterior.

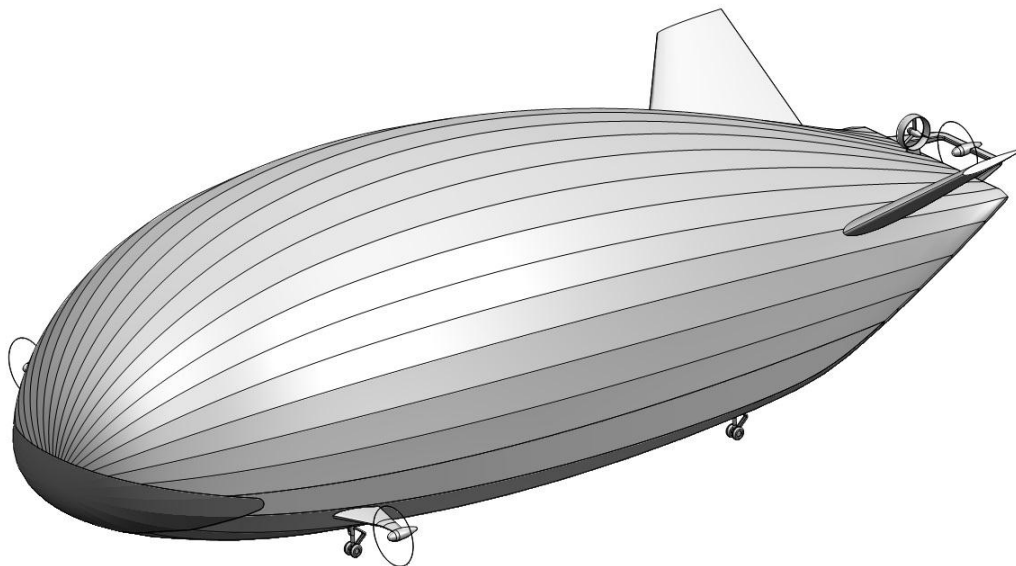


Fig. 8 - Dirigível NFAP [6].

Todos os elementos que constituem o dirigível estão ligados nesta estrutura rígida: a gôndola está incorporada no nariz, o que melhora a aerodinâmica da aeronave e ao mesmo tempo fornece uma vista panorâmica aos passageiros; os motores estão localizados lateralmente e na zona da cauda de modo a melhorar a eficiência propulsiva e, ao estarem afastados da gôndola, diminuem o ruído e a vibração sentidas pelos passageiros; os estabilizadores fornecem controlo e auxiliam a propulsão vectorizada; o trem de aterragem e o trem de amarração, localizados no intradorso, fazem a ligação do dirigível com o solo; e o gerador de biocombustível localiza-se no interior da estrutura [6].

O dirigível é também do tipo não convencional devido à forma aerodinâmica do seu envelope. Possui um sistema de propulsão vectorizado com hélices de passo variável que, juntamente com sistemas de controlo *fly-by-wire* dota o dirigível com características VTOL e STOL permitindo-lhe aterragens e descolagens verticais assim como de corridas curtas para o caso de transportar cargas mais pesadas. A sua fonte de energia é híbrida sendo constituída por uma turbina geradora a biocombustível, baterias, motores eléctricos e células fotovoltaicas [6].

Folha em branco

## Capítulo 3

### Trem de Aterragem e Trem de Amarração

A concepção do trem de aterragem, que é considerado “o intermediário essencial entre a aeronave e a catástrofe” [34], é um dos aspectos mais fundamentais na concepção de uma aeronave, uma vez que integra várias disciplinas da engenharia, que vão desde estruturas até à economia e gestão de projecto.

Os requisitos mínimos para o projecto de um trem baseiam-se essencialmente na capacidade de absorver uma certa quantidade de energia vertical e horizontal derivada do choque da aterragem e das cargas produzidas durante a manobra de táxi; em proporcionar mobilidade no solo, dando também capacidade de travagem à aeronave; em permitir o seu reboque; e também em evitar que qualquer parte da aeronave entre em contacto com o solo durante o táxi, descolagem e aterragem [35-38].

A concepção e posicionamento do trem de aterragem são determinados pelas características específicas associadas a cada aeronave, nomeadamente geometria, peso e requisitos de missão. As características essenciais, como por exemplo o número e tamanho das rodas e pneus, travões e sistema de amortecimento, têm de ser seleccionados de acordo com a indústria e as especificações regulamentadas pela autoridade aeronáutica antes do projecto da aeronave passar além da fase de concepção, depois da qual pode ser extremamente difícil e dispendioso alterar o *design* [39,40].

Nos dirigíveis clássicos e na maioria dos projectos de dirigíveis actualmente em desenvolvimento, o trem de aterragem é pouco relevante pois serve apenas de interface entre o solo e aeronave quando esta está a pairar [7], não sendo dado o mesmo ênfase que é dado a um trem de aterragem de um avião. Em geral, os dirigíveis possuem apenas um trem de aterragem com uma roda de cauda auxiliar, como é o exemplo do Zeppelin NT, anteriormente ilustrado na Fig. 7(a) [31], e do blimp da Goodyear, ilustrado na Fig.4 [18]. No entanto, no projecto NFAP, a aeronave é projectada para fazer corrida durante a descolagem, assim como aterrar de modo a poder ser feita a entrada e saída de passageiros e carga, o que faz com que o trem se assemelhe aos trens das aeronaves de transporte de carga.

Um dos maiores problemas ainda encontrado na operação dos dirigíveis está relacionado com a assistência em solo e com a operação de atracagem e ancoragem ao solo [7]. A dependência da aeronave na sustentação aerostática confere-lhe a capacidade de aterrar e descolar verticalmente, mas também aumenta os problemas relacionados com a sua operação no solo

[40]. De modo a que este tipo de aeronaves possa ter uma assistência em solo e uma ancoragem segura enquanto não estão em uso, é necessário um mecanismo de amarração, tornando-se num componente bastante importante no sistema do dirigível [42].

### 3.1. Tipos de trem de aterragem

Os trens de aterragem são de modo geral categorizados pelo número de rodas e pelo seu posicionamento [38,39,43,44], sendo os tipos básicos usados em aeronaves de asa fixa ilustrados na Fig.9.

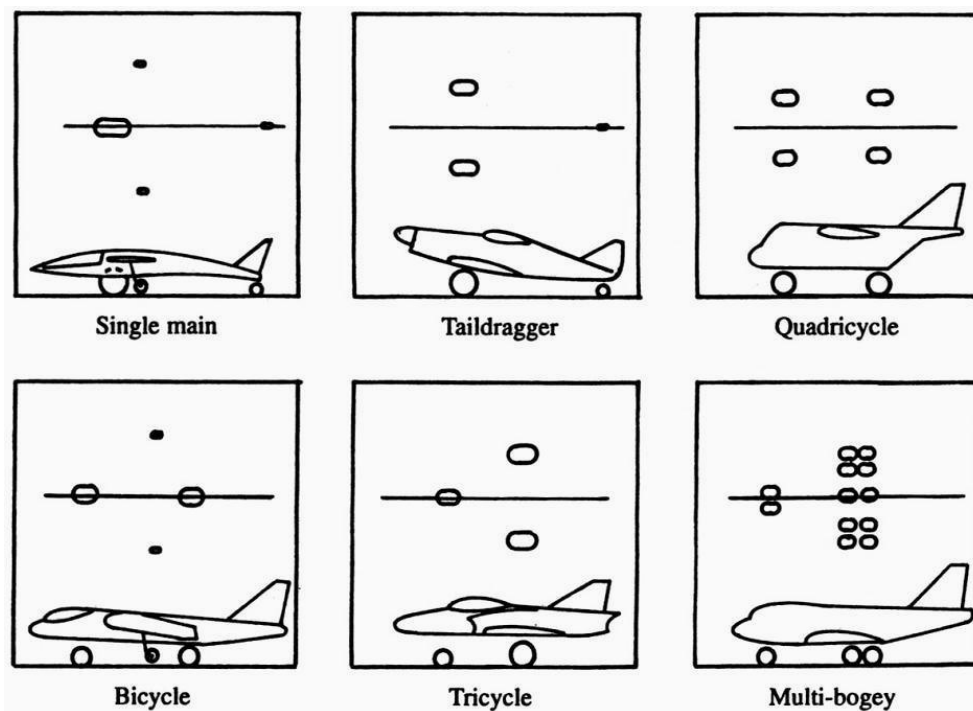


Fig. 9 - Disposição do trem de aterragem [39].

O trem principal único é usado por muitos planadores devido à sua simplicidade, sendo que a roda pode estar à frente ou atrás do centro de gravidade (c.g).

O trem bicicleta tem duas rodas principais, uma à frente e outra atrás do c.g. Este trem tem a roda traseira tão atrás do c.g. que a aeronave tem de descolar e aterrar com uma atitude plana, o que limita o seu uso para aeronaves com elevada sustentação a baixos ângulos de ataque.

O trem de aterragem com roda de cauda tem duas rodas principais à frente do c.g. e uma roda auxiliar na cauda. É um trem leve e com pouco arrasto comparativamente aos outros, o que permite que a aeronave crie mais sustentação em operação num terreno menos

preparado que o trem triciclo. No entanto, é um trem instável e que dificulta as operações no solo.

O sistema mais usado é o trem triciclo, com dois apoios principais atrás do c.g. e um apoio auxiliar à frente. Com este trem, o c.g. está à frente dos apoios principais proporcionando maior estabilidade no solo e permitindo uma aterragem menos alinhada com a pista. Aumenta também a visibilidade frontal do solo, o que permite um chão de cabine horizontal.

O trem quadriciclo é semelhante ao trem “bicicleta” mas tem as rodas nas laterais da fuselagem. Necessita também de uma aterragem e descolagem com atitude plana. A vantagem neste tipo de trem é que o chão da aeronave pode estar mais próxima do chão.

É também muito comum o uso de roda dupla no nariz da aeronave de modo a manter o controlo em caso de pneu vazio. De igual modo, múltiplas rodas no trem principal são também desejáveis para aumentar a segurança. Quando são usadas várias rodas em tandem, estas são fixadas num elemento estrutural designado por “*bogey*”, dando-se o mesmo nome ao trem com esta configuração.

### 3.1.1. Tipos de trem de aterragem em dirigíveis

O trem de aterragem usado nos primeiros dirigíveis resumia-se a um saco pára-choques que dava o amortecimento necessário contra os impactos que surgissem com o contacto com o solo. Na verdade, como veículo flutuante puro, um dirigível não chega a aterrar, estando apenas em proximidade ao solo [7].

Relacionado com o conceito de saco pára-choques, existe um sistema de aterragem de almofada de ar, mostrado na Fig. 10(a), usado para o projecto do dirigível híbrido P-791 da Lockheed Martin [45]. Outro conceito, utilizado no projecto de sistemas de aterragem para dirigíveis, passa pela utilização de patins iguais aos usados em helicópteros. Está a ser desenvolvido para blimps radio comandados (RC), sendo um esquema deste conceito representado pela Fig.10(b) [47].

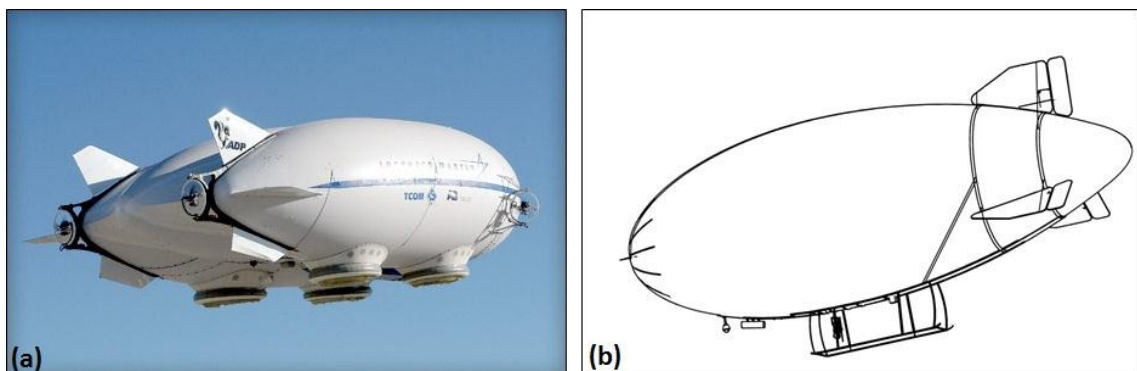


Fig. 10 - (a) Dirigível P-791 da Lockheed Martin [45]; (b) Blimp RC [46].

O número e posição das unidades que compõem o trem de aterragem dependem da configuração geral da estrutura e de partes propulsivas que necessitem de ser protegidas contra impactos com o solo e também para manter o dirigível numa atitude horizontal. O requisito mínimo consiste numa unidade localizada aproximadamente abaixo do centro de gravidade do dirigível, como é o caso do trem usado pelo dirigível AU-30 da RosAeroSystems e que está ilustrado na Fig.11 [7,42,47].



Fig. 11 - Dirigível AU-30 da RosAeroSystems [47].

### 3.2. Modos de ancoragem dos dirigíveis

Muitos dos primeiros dirigíveis permaneciam ancorados recorrendo a duas ou mais amarras, da mesma forma que se atraca um navio. No entanto, havendo previsões de condições de tempo adversas, estes eram deslocados para hangares. Logo se percebeu que este tipo de ancoragem infligia cargas estruturais muito grandes nos pontos de fixação do dirigível quando este estava sujeito a rajadas de vento. Foram então abordados sistemas de ancoragem uni ponto, em que o dirigível está restringido apenas num ponto, dando-lhe capacidade de rotação e/ou oscilação reduzindo substancialmente as cargas estruturais devido a rajadas de vento. Um exemplo deste modo de ancoragem é a base de Pulham que está representada na Fig.12(a) [7,48].

Estruturas de mastro deste género só eram adequadas para operações em bases fixas, sendo que eram utilizados mastros mais leves e de dimensões mais reduzidas noutras circunstâncias. No entanto, para que este tipo pudesse ser satisfatório era necessário que as aeronaves realizassem uma aterragem lenta [7].

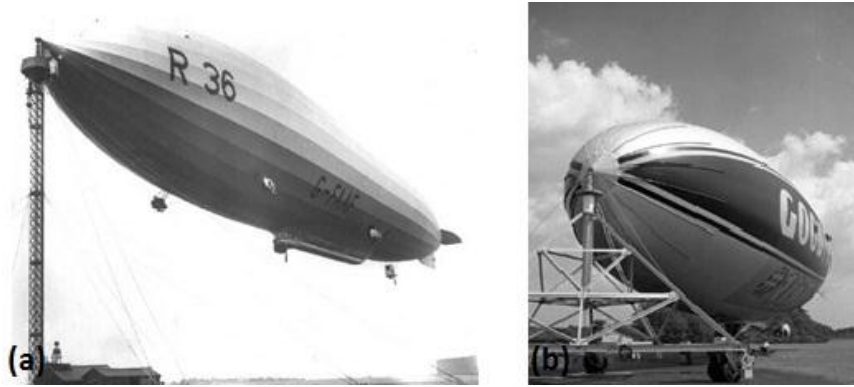


Fig. 12 - (a) Dirigível R36 na base de Pulham [48]; (b) Mastro do blimp da Goodyear [49].

Com a introdução de trens de aterragem com rodas nos dirigíveis e a utilização de propulsão vectorizada, a aterragem lenta tornou-se mais fácil e sem a necessidade de haver uma grande equipa de solo para ajudar na ancoragem. Pode observar-se na Fig.12(b) o mastro de ancoragem do *blimp* da Goodyear, que pode ser transportado previamente para o local de aterragem do dirigível. Logicamente, um mastro e uma estrutura de apoio de pequenas dimensões apresentam-se como mais adequados para que seja efectuada a entrada e saída de passageiros mais facilmente, assim como a carga e descarga de mercadorias [7,41,49].

### 3.3. Determinação do peso do trem de aterragem

O peso do trem de aterragem, que em geral varia entre os 3% a 6% do peso máximo à descolagem da aeronave (MTOW - *Maximum Take Off Weight*), é uma consideração importante a ter no projecto. O peso concetual do trem de aterragem pode ser obtido de forma rápida e precisa utilizando expressões estatísticas representadas pelas equações (1) e (2) [39].

$$W_m = 0,423 \left( N_l \frac{W_l}{4,44822} \right)^{0,768} \left( \frac{L_m}{0,3048} \right)^{0,409} \quad (1)$$

$$W_n = 0,556 \left( N_l \frac{W_l}{4,44822} \right)^{0,566} \left( \frac{L_n}{0,3048} \right)^{0,845} \quad (2)$$

onde  $W_m$  e  $W_n$  são, respetivamente, os pesos do trem principal e do trem de nariz em [N],  $N_l$  é o fator de carregamento máximo,  $W_l$  é o peso da aeronave em [N] e  $L_m$  e  $L_n$  são os comprimentos dos trens em [m].

### 3.4. Dimensionamento do pneu

Para se dimensionar o pneu a ser usado num trem de aterragem é necessário determinar quais os carregamentos a que este vai ficar sujeito. Os carregamentos dividem-se em carregamentos estáticos e carregamentos dinâmicos, sendo que nestes últimos existe o carregamento de travagem e os carregamentos de aterragem.

O cálculo dos carregamentos estáticos é ilustrado na Fig.13 e apresentado nas equações (3-4). Os carregamentos dinâmicos no trem são dados pelas equações (5-10). Estes carregamentos são depois divididos pelo número total de rodas do trem principal ou do trem de nariz de modo a determinar-se a carga por roda que é depois usada na sua selecção [36].

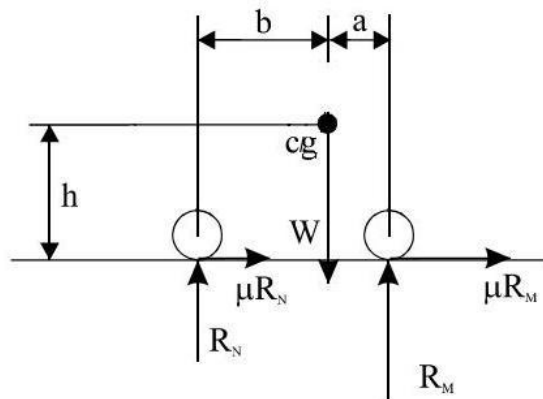


Fig. 13 - Geometria de carregamento do trem.

O carregamento estático no trem é calculado assumindo que a aeronave não está em movimento e é dado pelas seguintes equações:

$$R_M = \frac{aW}{(a + b)} \quad (3)$$

$$R_N = \frac{bW}{(a + b)} \quad (4)$$

onde  $R_M$  e  $R_N$  são, respectivamente, os carregamentos do trem principal e do nariz em [N],  $W$  é o peso da aeronave em [N] e  $a$  e  $b$  são as distâncias medidas desde o centro de gravidade (CG) da aeronave até cada um dos trens em [m].

Para o cálculo do carregamento de travagem é assumido que existem travões, tendo um coeficiente de fricção  $\mu=0,8$ . Os carregamentos são então dados por:

$$R_M = \frac{aW}{(a + b + \mu h)} \quad (5)$$

$$R_N = \frac{(b + \mu h)W}{(a + b + \mu h)} \quad (6)$$

onde  $h$  é a altura do CG da aeronave desde o solo, dada em [m].

Os carregamentos de aterragem são calculados para três situações: situação de aterragem nivelada; aterragem no trem principal e aterragem num só apoio.

O carregamento de aterragem nivelada é dado por:

$$R_M = \frac{(a - \mu h)n_g W}{(a + b)} \quad (7)$$

$$R_N = \frac{(b + \mu h)n_g W}{(a + b)} \quad (8)$$

onde  $n_g$  é o fator de carga no trem.

Para a situação da aterragem no trem principal, o carregamento é dado por:

$$R_M = 0,5n_g \frac{W}{(a + a^2/k_y^2)} \quad (9)$$

No caso em que a aeronave aterra só com um apoio, o carregamento é obtido pela equação (10).

$$R_M = n_g \frac{W}{(a + a^2/k_y^2 + t^2/k_x^2)} \quad (10)$$

onde  $k_x$  e  $k_y$  são os momentos de inércia em [kgm<sup>2</sup>] e  $t$  é a distância lateral do trem ao c.g em [m].

Em todas as situações anteriores, e como se pode constatar na Fig.2, existe sempre atrito entre os pneus e o solo, o qual é dado pela equação seguinte e é expresso em [N]:

$$F_a = \mu R \quad (11)$$

em que  $R$  é depois substituído pela carga no trem principal ( $R_M$ ) ou no trem de nariz ( $R_N$ ).

Para assegurar que as cargas nominais não são excedidas pelas condições estáticas e de travagem, é usado um fator de segurança nas cargas aplicadas, que varia consoante as normas a aplicar, sendo neste caso 1,5 [42], de modo a evitar custos de redimensionamento uma vez que podem ocorrer flutuações de peso da aeronave durante a fase de projecto [50].

Após o cálculo destas cargas e verificando a regulamentação em vigor a ser aplicada para a aeronave a projectar [45], é possível seleccionar os pneus, recorrendo a catálogos de fabricantes de pneus aeronáuticos [51,52]. Esta selecção é feita encontrando o pneu mais pequeno que suporte a carga máxima determinada [36].

### 3.5. Amortecimento

O trem de aterragem tem de absorver o choque de uma aterragem e suavizar o deslocamento da aeronave no solo. Portanto, os amortecedores têm como função principal absorver a energia cinética durante a aterragem e táxi até um dado ponto em que as acelerações impostas na estrutura da aeronave sejam reduzidas a um nível tolerável [38,54].

Os amortecedores estão divididos em duas classes: mola sólida, feita de aço ou borracha, e mola fluída, de gás e óleo que se denomina por óleo-pneumático. Os do primeiro tipo são usados em aeronaves leves uma vez que a penalização do seu peso é desprezável face à sua simplicidade, manutenção e baixo custo. Os amortecedores óleo-pneumáticos são mais utilizados para aeronaves comerciais devido às suas eficiências elevadas de amortecimento e de peso.

#### 3.5.1. Amortecedor Óleo-pneumático

A função básica de suportar o peso dos amortecedores óleo-pneumáticos, que têm uma eficiência elevada sob condições dinâmicas tanto em termos de absorção como dissipação de energia, é provida pelo cilindro de ar e óleo comprimidos.

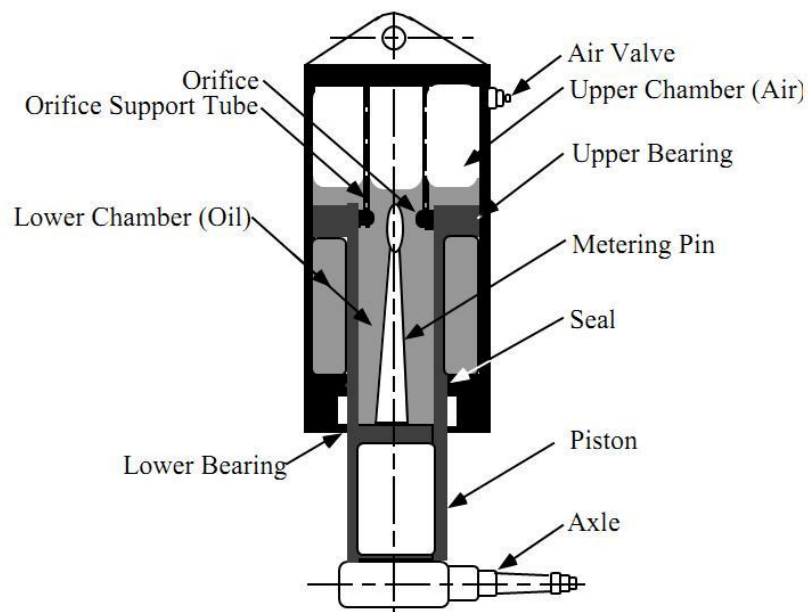


Fig. 14 - Amortecedor simples [54].

Pode observar-se na Fig.14 um amortecedor simples, vulgarmente usado em transporte comercial. Este tipo de amortecedor absorve energia ao forçar uma câmara de óleo contra uma câmara-de-ar seco ou azoto e depois comprimindo o gás e o óleo. Durante o processo de compressão, o gás e o óleo podem permanecer separados ou podem misturar-se, dependendo do tipo de *configuração*. Após o impacto inicial, a energia é dissipada à medida que a pressão do ar força o óleo de volta à sua câmara através de orifícios de retracção [54,55].

Apesar do orifício de compressão poder ser apenas um furo numa placa, na maioria das configurações existe um pino de medição que se estende sobre este, cuja variação de área permite variar a área do orifício. Esta variação é ajustada de modo a que a carga no amortecedor seja relativamente constante sob o carregamento dinâmico. Se o carregamento pudesse ser constante, a eficiência seria 100%, no entanto, na prática isto não é possível, sendo obtidas eficiências entre 80% e 90%.

Para uma primeira fase inicial do projecto de concepção do amortecedor, é necessário determinar a deflexão provocada neste aquando da aterragem, as razões de compressão exercidas e também o comprimento do cilindro do amortecedor.

### 3.5.2. Cálculo da deflexão

O primeiro passo no cálculo da deflexão ( $S$ ) é seleccionar o factor de carga de aterragem. Este factor não deve ser confundido com o factor de carga da aeronave. Para uma aeronave de transporte o factor de carga de aterragem varia entre 0.7 a 1.5, sendo 1.2 o valor mais usado [50].

A velocidade de descida ( $V_v$ ) é legislada pela autoridade reguladora competente e/ou regulamentos pertencentes a uma categoria específica de aeronave. Neste caso específico, a TAR (Transport Airship Requirements) requer que um dirigível seja capaz de suportar um choque de uma aterragem a 0.914m/s (3ft/s) [42], no entanto, segundo Khoury e Gillet [7], é aconselhado a aeronave suportar uma aterragem com uma velocidade de descida de 1.524m/s (5ft/s).

A energia cinética ( $E_c$ ) da aeronave que tem de ser absorvida durante a aterragem é definida pela equação (12). Esta energia cinética é absorvida pelo trabalho da deflexão do amortecedor e do pneu.

$$E_c = \frac{1}{2} \frac{W}{g} V_v^2 \quad (12)$$

onde  $V_v$  é a velocidade de descida e  $g$  é a aceleração da gravidade. Dado que a capacidade de energia cinética do amortecedor e do pneu tem de ser igual à energia cinética da aterragem, a equação (12) fica [39]:

$$\frac{1}{2} \frac{W}{g} V_V^2 = (\eta L S)_s + (\eta_T L S_T)_T \quad (13)$$

onde  $\eta_s$  e  $\eta_T$  são os factores de eficiência do amortecedor e do pneu, respectivamente. Este último geralmente assume-se como sendo 0.47 e o primeiro assume-se 0.8 para um amortecedor óleo-pneumático [39,52].

Os amortecedores e os pneus actuam em conjunto para desacelerar a aeronave da velocidade vertical de aterragem até velocidade zero. Esta razão de desaceleração é designada por factor de carga do trem ( $N_G$ ). Este factor é a média total de carga de todos os amortecedores, dividida pelo peso de aterragem e é assumido constante durante a aterragem.  $N_G$  é definido pela equação (14) e geralmente é igual a três [39,50].

$$N_G = \frac{L}{W_l} \quad (14)$$

O factor de carga do trem determina quanta carga o trem transmite à estrutura. Substituindo a equação (14) em (13), obtém-se a deflexão do amortecedor, dada pela equação (15).

$$S = \frac{V_V^2}{2g\eta N_G} - \frac{\eta_T}{\eta} S_T \quad (15)$$

Para manter uma margem de segurança adequada, é adicionado 0,0254m ao valor da deflexão calculado para o amortecedor.

### 3.5.3. Razão de compressão

Razões de compressão são as razões de pressão numa condição dividida pela pressão noutra condição de posicionamento do amortecedor, como por exemplo, de totalmente comprimida a estático. Duas razões de compressão são normalmente consideradas: de estático a totalmente estendido e de totalmente comprimido a estático. Para uma aeronave de transporte, a variação da altura do chão é importante, portanto são usadas de modo satisfatório a razão 4:1 para o primeiro caso e 3:1 para o segundo.

Assumindo a pressão estática ( $P_2$ ) de 10MPa ( $\approx 1500$ Psi), que permite aos compressores padrão serem usados para serviço, fornecendo margem suficiente para possibilitar o crescimento da aeronave, as pressões nas posições estendida ( $P_1$ ) e comprimida ( $P_3$ ) são calculadas usando as razões de compressão acima mencionadas.

É de notar que a área da secção do pistão ( $A$ ), e conseqüentemente o volume deslocado ( $d$ ), são ambas função da pressão estática e são obtidos pelas equações (16) e (17) [50].

$$A = \frac{F}{P_2} \quad (16)$$

$$d = SA \quad (17)$$

onde  $F$  é a carga estática máxima por trem.

#### 3.5.4. Comprimento interno do cilindro

Como é especificado na MIL-L-8552, a distância entre as extremidades dos rolamentos não deve ser menor do que 2.75 vezes o diâmetro interno do cilindro/externo do pistão ( $D$ ). Portanto, o comprimento mínimo do pistão é dado por [50]:

$$L_{pistão} = S + 2.75D \quad (18)$$

onde

$$D = \sqrt{\frac{4A}{\pi}} \quad (19)$$

### 3.6. Materiais

Os materiais mais usados em trens de aterragem em aeronaves de grande porte são ligas de aço, de alumínio e de titânio [50].

Os aços de alta resistência, que na estrutura geral de uma aeronave representam apenas 5-15% do peso estrutural, são bastante usados para partes extremamente críticas como o trem de aterragem [56]. As principais vantagens destes materiais são a sua dureza e resistências extremamente elevadas, o que é crucial para o trem de aterragem onde é crítico minimizar o volume dos seus componentes.

O papel das ligas de alumínio está a começar a esbater-se face ao uso alargado dos materiais compósitos [57]. No entanto, as ligas de alumínio de alta resistência vão continuar a ser materiais estruturais importantes, neste caso, para aplicações em trens de aterragem.

O titânio é frequentemente utilizado para reduzir o peso ao substituir ligas de aço mais pesadas na estrutura da aeronave. Está a tornar-se um material estrutural cada vez mais importante devido à sua resistência à fadiga extraordinária, à sua capacidade de suportar temperaturas elevadas e à sua resistência à corrosão.

#### 3.6.1. Ligas de aço de alta resistência

As ligas de aço de alta resistência são usadas em trens de aterragem porque têm a capacidade de sofrerem tratamentos térmicos que elevam os seus níveis de resistência na ordem dos 2GPa e porque têm uma elevada rigidez. As suas desvantagens residem principalmente nas

suas densidades elevadas e no facto de serem susceptíveis a uma rotura frágil. Como resultado dos seus níveis de resistência elevados, são também susceptíveis à fragilidade ao hidrogénio e fractura por corrosão devido à tensão [57].

A liga de aço de alta resistência mais comum em trens de aterragem é o 300M [50]. O 300M é usado devido às suas propriedades de resistência à fadiga; a uma excelente relação flexibilidade - resistência; e também porque este pode ter um tratamento de têmpera interrompido, sendo que a distorção devido a este é bastante reduzida.

Actualmente, o 300M está a começar a ser substituído por novas ligas de aço, mais pobres em carbono, como o Aermet100, devido às excelentes combinações de propriedades [56,57]. Este tipo de aços melhorados está a ser usado em trens de aterragem para aeronaves desenvolvidas para porta-aviões, pois exhibe uma excelente tolerância ao dano e resistência ambiental. A combinação melhorada de resistência, tolerância ao dano, resistência à fractura por corrosão sob tensão fornece benefícios significativos para aplicações de serviço severas. Uma vantagem adicional inclui a resistência à fadiga superior ao 300M. Estes novos materiais têm uma melhor soldabilidade devido à sua constituição pobre em carbono. Testes mostram que o Aermet 100 pode ser soldado, sem pré-aquecimento, com eficiências próximas a 100%. Este é mais resistente à fractura sob condições de corrosão sob tensão que o 300M, mas, em geral, tende a sofrer de ataque à corrosão [56].

### **3.6.2. Ligas de alumínio**

As ligas de alumínio mais usadas em componentes de trens de aterragem são o 7075-T6, o 7075-T73 e o 7175-T736 [50]. O primeiro é usado devido à sua resistência elevada face a outras ligas de alumínio, no entanto como tende a sofrer de corrosão sob tensão, é também usado o 7075-T73, cujas propriedades são 12-15% inferiores às do anterior. Começa também a ser usado o 7175-T736 que tem a resistência do 7075-T6 e a imunidade corrosão sob tensão do 7075-T73. A principal vantagem no uso deste material reside na sua baixa densidade relativamente ao aço e ao titânio [56-58].

### **3.6.3. Ligas de titânio**

Comparadas com as ligas de aço e de alumínio, as ligas de titânio devem ser consideradas materiais estruturais de uso muito mais recente. Uma das primeiras ligas a surgir foi a liga de titânio TI-6Al-4V, que actualmente ainda abrange uma grande porção de aplicações aeroespaciais.

No caso de componentes dos trens de aterragem onde a flambagem e a rigidez é importante, está a ser aplicada de uma forma eficaz a liga de titânio Ti-6Al-6V-2Sn. A espessura nos tubos pode ser aumentada usando esta liga, sem peso acrescido, e não necessita de protecção contra a corrosão, levando, neste caso, à sua preferência face ao alumínio.

Para reduzir o peso e eliminar o risco de fragilidade por hidrogénio que é comum aquando do uso de ligas de aço de alta resistência, é usada em componentes de trem de aterragem a liga de titânio Ti-10V-2Fe-3Al [58]. O uso alargado desta liga deve-se ao facto de poder ser forjada a temperaturas relativamente baixas, proporcionando flexibilidade em materiais moldados e vantagens de forjamento em determinadas formas.

### 3.6.4. Selecção de Materiais

A selecção de materiais é um factor importante a ter em consideração durante a concepção do trem de aterragem. Os materiais para o trem de aterragem devem ter uma elevada resistência e dureza, devem ser de baixo custo e baixo peso e devem ser de fácil maquinação, soldagem e forja. Devem também ser resistentes à corrosão, corrosão sob tensão, fragilização por hidrogénio e resistentes à iniciação e propagação de fissuras [59].

Para a selecção de materiais do trem de aterragem alvo deste trabalho são consideradas duas ligas de cada um dos metais acima referidos, cujas propriedades se encontram expostas na Tabela 1. Não são tidos em consideração os materiais compósitos, uma vez que, devido às dimensões do trem e tendo em conta os carregamentos a que este fica sujeito, optar por este tipo de material seria bastante dispendioso.

Materiais	Alumínio		Titânio		Aço	
	7075-T6	7175-T736	Ti6Al4V	Ti10V2Fe3Al	300M	Aermet100
Densidade [kg/m <sup>3</sup> ]	2810	2800	4430	4650	7830	7890
Coeficiente de Poisson	0,33	0,33	0,342	0,32	0,28	0,302
M. Elasticidade [GPa]	71,7	71,7	110	110	200	194
M. Elasticidade Transversal [GPa]	26,9	27	41	41,7	78	74,5
Tensão de Cedência [MPa]	503	485	880	1170	1670	1780
Tensão Última [MPa]	572	550	950	1260	1980	2080
Custo [€/kg]	1,60	1,60	19,78	19,78	4,63	25,25

Tabela 1 - Propriedades das ligas metálicas.

De modo a seleccionar o material a utilizar no trem é feita uma análise comparativa das propriedades dos vários materiais empregando o método de índice de performance [60]. Este método consiste na análise dos valores numéricos com recurso a factores de escala, de cada propriedade da lista de materiais candidatos, sendo que o maior valor, 100, é o melhor valor e os outros são escalados proporcionalmente. São também utilizados factores de peso que cada propriedade vai ter na escolha. Ao introduzir os factores de escala, facilita-se a conversão de valores normais de propriedades para valores adimensionais escalados.

Para uma dada propriedade, o valor escalado, B, de um dado material candidato é igual a:

$$B = \frac{\text{Valor da propriedade} \times 100}{\text{Valor Máximo}} \quad (20)$$

Para propriedades como o custo, corrosão, desgaste, etc., um valor mais baixo é mais desejado. Nestes casos, o valor mais baixo é classificado como sendo 100 e B é calculado da seguinte forma:

$$B = \frac{\text{Valor mínimo} \times 100}{\text{Valor da propriedade}} \quad (21)$$

Após escalar as diferentes propriedades, o índice de performance do material,  $\gamma$ , é calculado através da seguinte expressão:

$$\text{Índice de performance do material} = \gamma = \sum_{i=1}^n B_i \alpha_i \quad (22)$$

onde  $i$  é a soma de todas as propriedades relevantes.

Propriedade	Resistência Específica	Elasticidade Específica	Densidade	Custo
Factor de Ponderação $\alpha$	0,3	0,3	0,3	0,1

Tabela 2 - Factores de ponderação admitidos para a selecção de materiais.

No caso da lista de materiais candidatos, são tidas em conta a resistência específica, a elasticidade específica, a densidade e o custo. Recorrendo então às equações (20-22) e com o auxílio da Tabela 2, que contém factores de ponderação, é apresentado na Tabela 3 o índice de performance para cada um dos materiais candidatos.

Materiais	Alumínio		Titânio		Aço	
	7075-T6	7175-T736	Ti6Al4V	Ti10V2Fe3Al	300M	Aermet100
Resistência Específica Escalada x 0,3	21,34	20,65	23,68	30	25,43	26,9
Elasticidade Específica Escalada x 0,3	29,9	30	29,1	27,7	29,9	28,8
Densidade Escalada x 0,3	29,89	30	18,96	18,06	10,73	10,65
Custo Escalado x 0,1	10	10	0,81	0,81	3,45	0,63
Índice de Performance [ $\gamma$ ]	91,13	90,65	72,54	76,59	69,53	66,98

Tabela 3 - Índice de performance da lista de materiais candidatos.

Em termos de índice de performance o melhor material da lista de candidatos é a liga de alumínio AL7075-T6. No entanto, os outros materiais também podem ser usados para o fabrico dos componentes respeitando os requisitos de projecto. Ao dimensionar cada componente do trem de aterragem é possível verificar se alterando o material há possibilidade de se reduzir nas dimensões e conseqüentemente, no peso da estrutura.

Folha em branco

# Capítulo 4

## Concepção do trem de aterragem

### 4.1. Conceito do trem

O dirigível do projecto NFAP, tal como foi referido anteriormente, tem capacidade para aterragem e descolagem vertical - VTOL, mas está também projectado para efectuar pequenas corridas no solo, caso o dirigível esteja num estado de peso estático. Para tal necessita dum trem de aterragem dotado de rodas.

Devido à versatilidade e capacidade do dirigível de aceder a áreas remotas, o trem tem de ser capaz de aterragens em pistas mal preparadas, em terra batida ou em campo aberto o que vai influenciar o tamanho dos pneus a ser usados.

Todas as especificações do trem de aterragem têm de satisfazer as normas definidas para dirigíveis pelas *Transport Airship Requirements* [42].

#### 4.1.1. Posicionamento do trem de aterragem

Das várias configurações existentes de trem de aterragem apresentadas em 3.1., a que mais se adequa às características do projecto é um trem do tipo quadriciclo pois, devido às grandes dimensões do dirigível, esta configuração confere uma maior estabilidade a este face a outras configurações.

Em termos de posição do trem no dirigível, esta é delimitada pela localização exposta na Fig.15, uma vez que as inserções das unidades de trem dianteiro e traseiro no dirigível são favorecidas pela presença de reforços estruturais nesses locais. As duas unidades dianteiras são retrácteis, tendo roda fixa, e as duas unidades traseiras são fixas, tendo, neste caso, rodas loucas. As rodas das unidades frontais são fixas, pois, uma vez com o dirigível ancorado o trem pode ser recolhido; as rodas das unidades traseiras são loucas pois é necessário que o dirigível rode sobre si mesmo de modo a não sofrer esforços laterais devido à acção do vento [7].

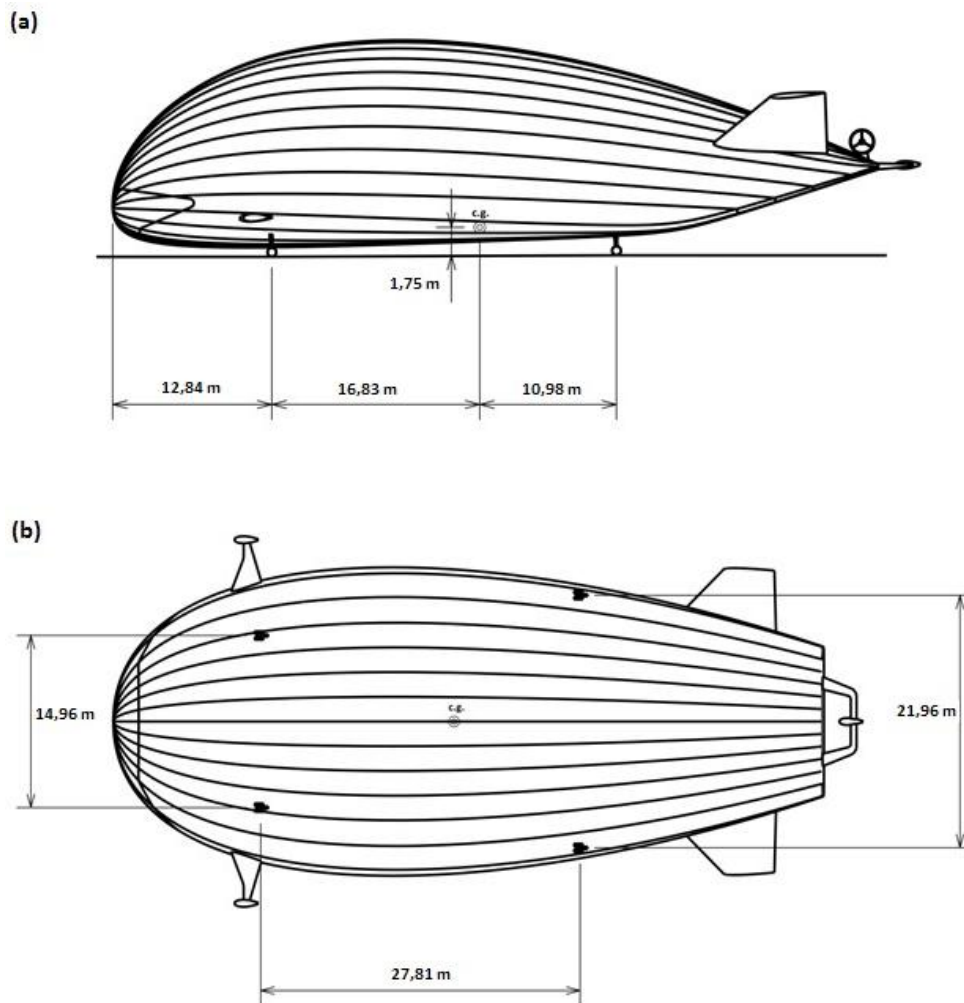


Fig. 15 - Posição do trem de aterragem no dirigível. (a) vista lateral; (b) vista de baixo.

#### 4.1.2. Desenvolvimento do trem de aterragem

Com base em vários tipos de trens de aterragem pré-existentes [34,44,50], o trem da aeronave NFAP foi sendo desenvolvido com recurso ao *software* CAD CATIA®. Inicialmente partiu-se de um trem simples tipo garfo, como mostra a Fig.16(a), sofrendo posteriores alterações de modo a satisfazer os diversos requisitos de projecto, chegando ao conceito final do trem tipo *bogey* apresentado na Fig.16(b). O conceito final escolhido para o dirigível do trem *bogey* está relacionado com o tamanho das rodas a serem usadas e que será explicado posteriormente.

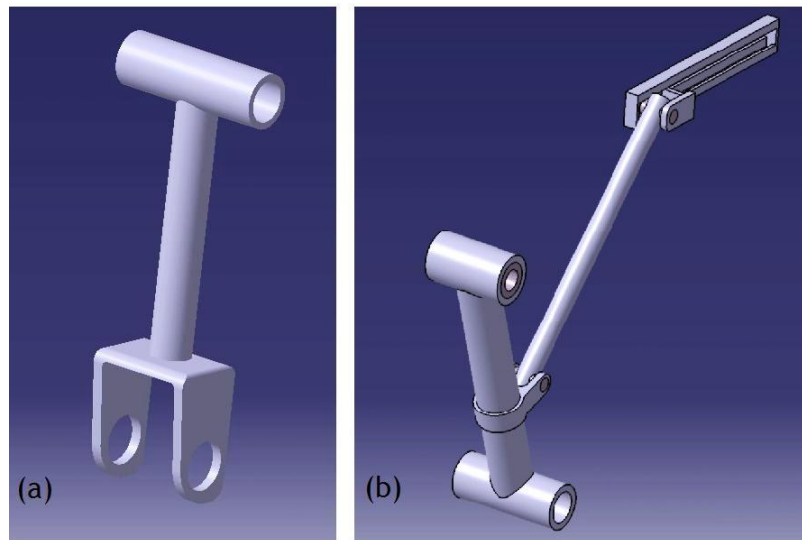


Fig. 16 - (a) conceito inicial; (b) conceito final.

Está representado na Fig.17 o esquema geral do conceito do trem de aterragem. Este conceito foi pensado de modo a que as quatro unidades que compõem o trem quadriciclo sejam iguais, facilitando assim a sua fabricação e reduzindo ao mínimo o número de componentes necessários à sua construção. O trem é constituído, portanto, pela estrutura que apoia as rodas, o montante de arrasto e a estrutura de recolha e amortecimento do trem. O apoio das rodas encaixa-se num tubo fixo da estrutura do dirigível e liga-se ao montante de arrasto através do conector e pino de rotação. Este por sua vez liga-se à peça de deslizamento que está encaixada na calha através de outro pino de rotação.

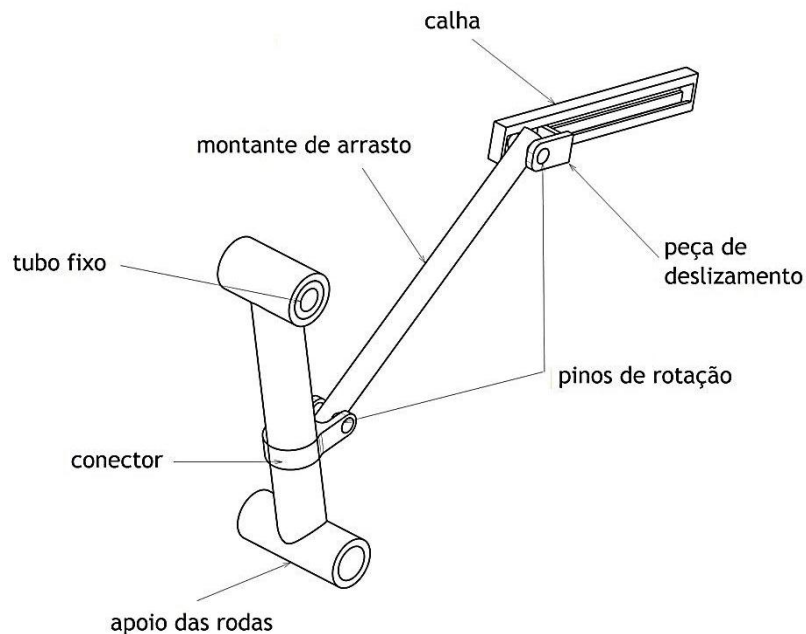


Fig. 17 - Representação esquemática do trem de aterragem.

### 4.1.3. Sistema de retracção do trem dianteiro

O conjunto dianteiro do trem de aterragem é retráctil, tal como foi mencionado anteriormente, sendo que o mecanismo de retracção pode ser observado na Fig.18.

A recolha do trem faz-se para dentro da estrutura do dirigível, ao longo do seu comprimento. Da posição estendida à posição retraída são percorridos 47cm pela peça de deslizamento.

A peça de deslizamento é accionada através dum motor eléctrico a ser inserido acima da calha, fazendo com que a peça deslize sobre esta, recolhendo o trem. O trem parte, então, duma posição estendida com um ângulo de  $70^\circ$  com a horizontal - Fig.18(a), passando por uma posição intermédia - Fig.18(b), até uma posição retraída com um ângulo de  $0^\circ$  - Fig.18(c).

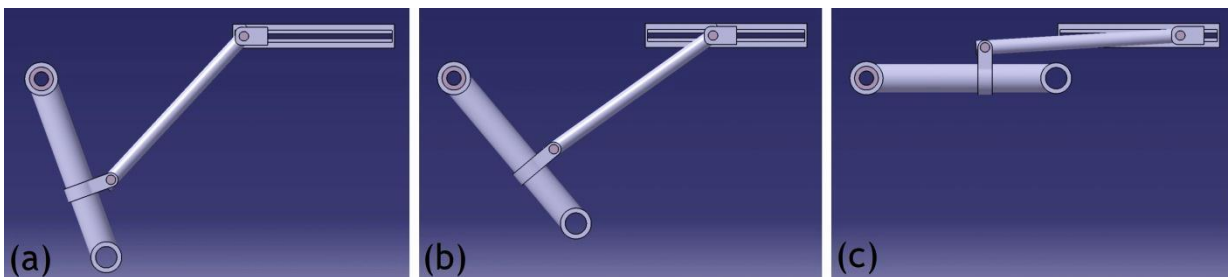


Fig.18 - Mecanismo de retracção do trem de aterragem dianteiro.  
(a) posição estendida; (b) posição intermédia; (c) posição retraída.

Na calha está também montado o sistema de bloqueio do trem. Este é composto por dois ganchos de bloqueio ilustrados na Fig.19.

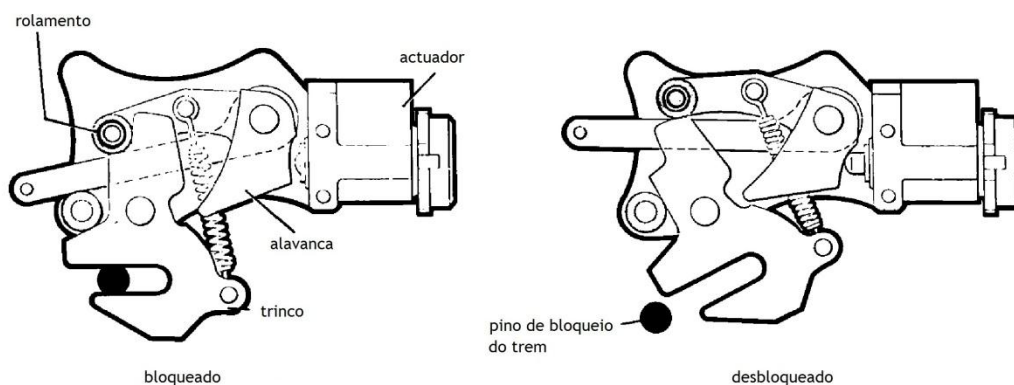


Fig. 19 - Esquema do gancho de bloqueio [38].

O Posicionamento dos ganchos na calha pode ser observado na representação esquemática da Fig.20.

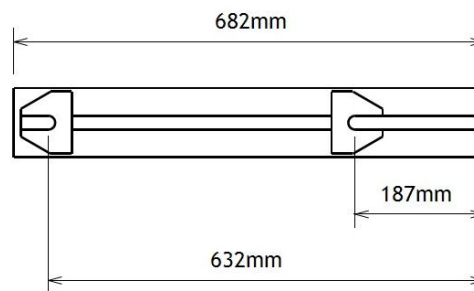


Fig. 20 - Posicionamento do sistema de bloqueio.

O primeiro mecanismo está localizado no início da calha (lado direito da figura) para manter o trem bloqueado quando estendido e o segundo mecanismo está localizado no fim (lado esquerdo da figura) para manter o trem bloqueado quando recolhido. Este sistema é hidráulico, mas pode também ser operado por meio manual na eventualidade de alguma falha hidráulica [38,53].

## 4.2. Dimensionamento do trem

O dimensionamento do trem passa pela determinação do peso do trem de aterragem, factor a ter em consideração na selecção dos materiais a utilizar na sua construção. São efectuados os cálculos dos carregamentos aos quais o trem vai ficar sujeito, por forma a serem determinados que tipos de pneu e amortecedor devem ser usados.

### 4.2.1. Determinação do peso do trem de aterragem

Para determinar o peso do trem de aterragem é necessário saber qual o peso do dirigível tendo em conta o seu peso máximo à descolagem, assim como o peso do gás e o peso aparente do conjunto.

Apesar de, estaticamente só se considerar o peso estático resultante da diferença entre o peso máximo à descolagem e o peso do gás, o peso total é que tem de ser considerado no cálculo dos carregamentos resultantes da aterragem, sendo que esta se trata de um caso dinâmico. Recorrendo à Tabela 4 e à equação (23), obtém-se o peso total do dirigível cujo valor é 301122,2 N (32782 kg).

$g$	[m/s <sup>2</sup> ]	9,80665
MTOW	[kg]	13884,5
massa hélio	[kg]	2712,112
massa aparente	[kg]	16185,39

Tabela 4 - Valores necessários para o cálculo de  $W_t$ .

$$W_t = MTOW + W_{gás} + W_{aparente} \quad (23)$$

Com este resultado e utilizando as equações (1) e (2), o peso do trem de aterragem é calculado. O peso do trem de aterragem é apresentado na Tabela 5.

	[N]
$W_{lgt}$	11288,75
$W_{lgf}$	2214,814
$W_{total}$	13503,56

Tabela 5 - Trem de aterragem:  $W_{total}$  - Peso total do trem;  $W_{lgf}$  - Peso do trem da frente;  $W_{lgt}$  - Peso do trem de trás.

#### 4.2.2. Determinação dos carregamentos do trem

Os carregamentos do trem são determinados seguindo as equações apresentadas anteriormente em 3.3, sendo que é usado um factor de segurança de 1,5 no cálculo das mesmas.

Dos vários valores de projecto presentes no Anexo A.1., tendo em conta as normas a aplicar [42] e com o auxílio da Fig.13, vem a seguinte tabela:

a [m]	b [m]	h [m]	t [m]	W [N]	$W_{sh}$ [N]	$k_x$ [kgm <sup>2</sup> ]	$k_y$ [kgm <sup>2</sup> ]	$N_g$	$\mu$
10,98	16,83	1,75028	10,98	321481,6	3089,095	$2,66894 \times 10^7$	$4,44849 \times 10^7$	3	0,8

Tabela 6 - Valores necessários ao cálculo dos carregamentos.

Recorrendo então às equações (3) até (11), obtém-se o carregamento estático, o carregamento de travagem e os carregamentos de aterragem, cujos valores se encontram na Tabela 7.

		$R_f$ [N]	$R_t$ [N]	$F_{af}$ [N]	$F_{at}$ [N]
Carga estática		2803,7	1829,9	1495,3	975,95
Carga de travagem		2891,5	1742,2	1542,1	929,17
Carga de aterragem	nivelada	948197	498470	505705	265851
	trem traseiro	0	65868	0	35129,4
	um apoio	0	131735	0	70258,8

Tabela 7 - Carregamentos no trem.

Onde  $R_f$  e  $R_t$  são os carregamentos e  $F_{af}$  e  $F_{at}$  são as forças de atrito no trem frontal e traseiro, respectivamente.

Constata-se, desde já, que há uma grande disparidade entre as cargas estática e de travagem e a carga de aterragem. Isto deve-se ao facto de no peso do dirigível nos dois primeiros casos ser considerado apenas o peso estático e no terceiro caso ser necessário considerar-se também o peso aparente do dirigível.

#### 4.2.3. Dimensionamento do pneu

Após a determinação dos carregamentos expostos na Tabela 7, é possível dimensionar e escolher o pneu mais adequado para o trem em questão. No entanto, a carga nominal do pneu deve ser maior que as cargas anteriores na seguinte ordem: carga nominal do pneu > carga estática máxima; carga nominal do pneu > carga de travagem máxima/1.5; carga nominal do pneu > carga de aterragem/2.7 [61].

O número de rodas por trem vai distribuir o carregamento em cada pneu e conseqüentemente reduzir o seu tamanho [39,50]. No caso em questão, cada trem vai ser constituído por dois apoios, cada um com duas rodas e, portanto, as cargas calculadas anteriormente são divididas por 4. Logo vem:

Carga nominal do pneu [N]	>	carga estática
		701
		carga de travagem/1,5
		482
		carga de aterragem/2,7
		87796

Tabela 8 - Carga nominal do pneu.

Através da Tabela 8 e consultando o catálogo do fabricante de pneus Goodyear [52] é escolhido o pneu tipo III tamanho 6.5-10, cujas especificações se encontram no Anexo A.2. Este pneu, como se pode observar na Fig.21, tem grandes dimensões comparado com o tipo de pneus normalmente usados em aeronaves comerciais, mas, relativamente a estes, tem uma pressão interna mais baixa, sendo que desta forma, vai ser capaz de suportar a operação do dirigível em terrenos menos preparados, o que não poderia ser alcançado usando pneus mais pequenos, mais leves e com uma pressão interna mais elevada.

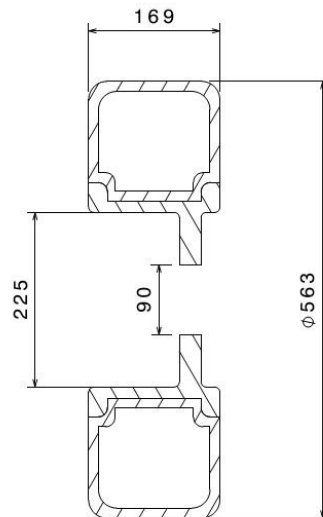


Fig. 21 - Representação esquemática do corte do conjunto roda-pneu com unidades em [mm].

#### 4.2.4. Dimensionamento do amortecedor

Para este projecto é escolhido um amortecedor do tipo óleo-pneumático devido à sua eficiência elevada e também devido ao seu peso face aos demais tipos existentes. O amortecedor vai ser montado numa configuração horizontal, comum na indústria automóvel mas pouco usual na indústria aeronáutica, mas que vai permitir que este esteja localizado no interior do dirigível, melhorando desta forma a aerodinâmica [55].

A aeronave tem de ser capaz de absorver a energia cinética resultante da aterragem, que pode ser determinada pela equação (12) e cujo valor é de 30455,47J, para a velocidade de descida máxima de 1.524m/s recomendada por Khoury e Gillet [7].

Para absorver esta energia cinética, os amortecedores e os pneus actuam em conjunto para desacelerar a aeronave. Sendo conhecidos os valores dados pela Tabela 9, a deflexão dos amortecedores é calculada usando a equação (15) tendo um valor de 0,02024m aos quais acresce 0,0254m da margem de segurança, perfazendo uma deflexão de 0,04564m.

$V_V$ [m/s]	1,524
$g$ [m/s <sup>2</sup> ]	9,80665
$\eta$	0,8
$N_g$	3
$\eta_T$	0,47
$S_T$ [m]	0,04572

Tabela 9 - Requisitos inerentes ao cálculo da deflexão do amortecedor.

É de notar que a deflexão do pneu é obtida através da subtração do raio do pneu e do seu raio de rolamento.

Após o cálculo dos carregamentos no trem é necessário determinar as pressões do cilindro do amortecedor para o caso estático, totalmente estendido e totalmente comprimido. Assumindo a pressão estática (P2) de 10MPa ( $\approx$ 1500Psi), (pressão usada para amortecedores de aviões de transporte de carga), as pressões nas posições estendida (P1) e comprimida (P3) são calculadas usando as razões de compressão 4:1 e 3:1 respectivamente, obtendo-se, então 2,59MPa ( $\approx$ 375Psi) para P1 e 31MPa ( $\approx$ 4500Psi) para P3.

Sabendo a pressão estática, 10MPa, e a carga estática máxima por trem, 1545N, a área do pistão (A) e o volume deslocado (d) são obtidos através das equações (16) e (17) mencionadas em 3.4.4., tendo os valores de  $14,02 \times 10^{-2} \text{ m}^2$  e  $6,398 \times 10^{-3} \text{ m}^3$ , respectivamente.

Através dos valores anteriores, pode-se determinar o diâmetro externo do pistão (D) e o comprimento mínimo do pistão ( $L_{\text{pistão}}$ ) utilizando as equações (18) e (19), obtendo-se 0,0134m de diâmetro e 0,0824m de comprimento do pistão.

#### 4.2.5. Análise de materiais

Com o estudo dos materiais candidatos que foi realizado em 3.6.4., constatou-se que, em termos de índice de performance as ligas de alumínio eram as melhores. No entanto, ao efectuar-se o dimensionamento dos elementos constitutivos do trem de aterragem, observou-se que a escolha das ligas de alumínio não seria a mais adequada pois o peso e dimensões deste são muito maiores em relação às outras ligas apresentadas.

Isto pode ser comprovado com o exemplo do dimensionamento de uma das partes do trem. A peça em questão é o tubo cilíndrico vertical apresentado na Fig.22.

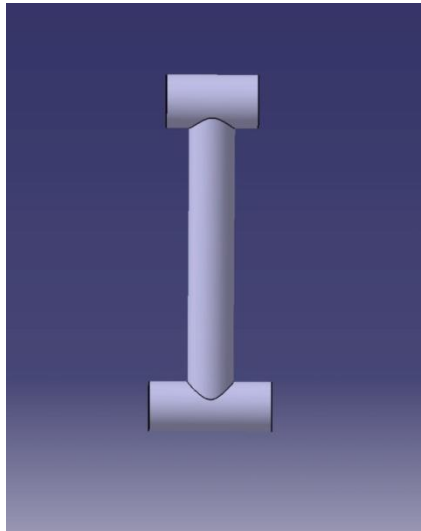


Fig. 22 - Tubo a dimensionar, modelado em CATIA.

Para o dimensionamento do tubo vertical da peça da Fig.22, foram tidas em conta as condições de cedência do material, flambagem local e flambagem global, representadas pelas equações (24) - (26) abaixo indicadas [60]:

$$F/A < \sigma_y \quad (24)$$

onde  $F$  é a força a exercer no material,  $\sigma$  é a tensão de cedência do material e  $A$  é a área transversal.

$$F/A < 0,121 ES/D \quad (25)$$

onde  $D$  é o diâmetro exterior do cilindro,  $S$  é a espessura da parede do cilindro e  $E$  é o módulo elástico do material.

$$\sigma_y > \frac{F}{A} \left[ 1 + \left( \frac{LDA}{1000I} \right) \sec \left\{ \frac{L(F/EI)^{1/2}}{2} \right\} \right] \quad (26)$$

onde  $I$  é o momento de inércia da secção transversal e  $L$  é o comprimento do componente.

Para a carga de aterragem nivelada apresentada na Tabela 7, recorrendo às propriedades dos materiais da Tabela 1 e estabelecendo como constante a altura do tubo em 80cm, foi dimensionado o componente, cujos valores são expostos na Tabela 10. É de notar que a altura do tubo é de 80cm devido ao tamanho da roda.

Material	Tensão de Cedência	Diâmetro	Espessura	Área	Massa
	[MPa]	[cm]	[cm]	[cm <sup>2</sup> ]	[kg]
7075-T6	503	29,48	1,74	151,26	34,00
7175-T736	485	31,71	1,78	16,23	37,47
Ti6Al4V	880	21,81	1,33	85,49	30,30
Ti10V2Fe3Al	1170	11,97	1,14	38,65	14,38
300M	1670	10,89	0,964	30,07	18,84
Aermet100	1780	10,24	0,921	26,98	17,03

Tabela 10 - Dimensionamento do tubo vertical.

Verifica-se com este exemplo que o material que permite o menor peso para esta estrutura é então a liga de titânio Ti10V2Fe3Al. O material usado para o modelo é a liga de titânio referida. No entanto, é de salientar que o custo desta solução é superior a uma solução em que são usadas as ligas de aço.

No anexo A.3. encontram-se os desenhos detalhados do conjunto do trem de aterragem dimensionado com a liga de titânio acima referida.

#### 4.2.6. Estimativa de peso

Após o dimensionamento do trem, recorre-se à modelação deste no *software* CAD CATIA®, sendo o modelo apresentado na Fig.23. Com base neste modelo é feita a estimativa de peso de uma unidade de trem de aterragem e do conjunto em geral, sendo os valores apresentados na Tabela 11.

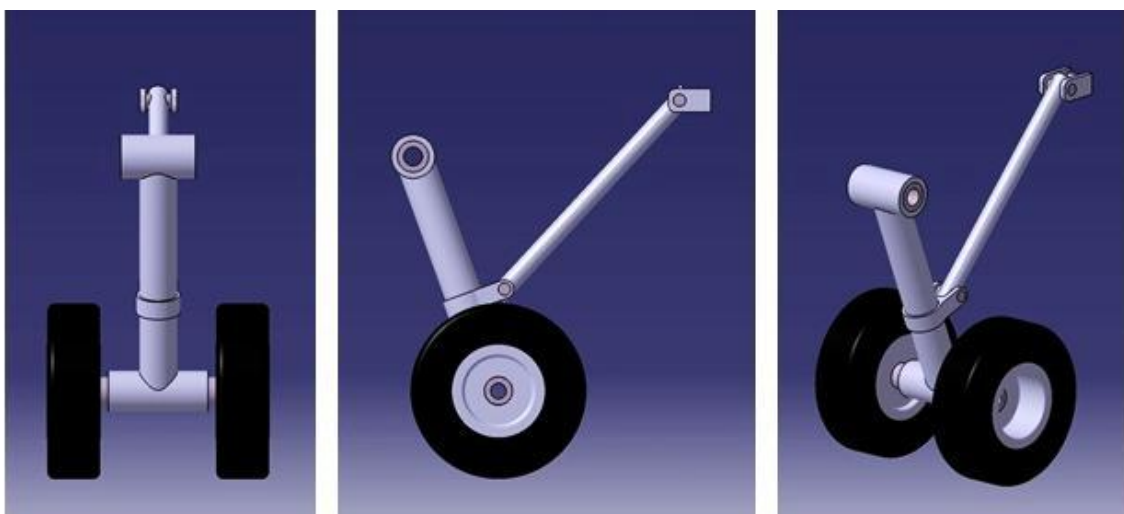


Fig. 23 - Modelo do trem importado do *software* CATIA®.

Partes	Peso [N]	Quantidade	Peso Total [N]
Apoio das rodas	380,3	4	1521,33
Conector	21,9	4	87,75
Tubo fixo	55,0	4	220,06
Montante de arrasto	61,9	4	247,56
Pinos de rotação	6,87	8	54,996
Peça de deslizamento	18,96	4	75,83
Eixo das rodas	57,71	4	230,85
Jantes	107,56	8	860,47
Pneus	80,02	8	640,18
Calha frontal	66,40	2	132,80
Calha traseira	45,15	2	90,30
			4162,12

Tabela 11 - Peso do sistema de aterragem.

O valor do peso obtido na Tabela 11, de 4162,12N, para o conjunto dos trens frontais e traseiros, é substancialmente inferior ao que se determinou anteriormente em 4.2.1, cujo valor é de 13503,56 N. Isto deve-se ao facto de o material seleccionado para o modelo a analisar posteriormente dar o menor peso à estrutura, o que proporciona um certo grau de liberdade para que haja aumento no peso do trem. É de notar que, para as peças de deslizamento, as calhas, eixos das rodas e jantes, foi utilizada a liga de alumínio Al7075-T6.

### 4.3. Análise estrutural com recurso ao FEM

O FEM (Finite Element Method) tornou-se numa ferramenta indispensável na modelação e simulação de sistemas avançados de engenharia em vários campos como a construção, transporte e comunicações [62,63].

Trata-se de um procedimento numérico que é usado para obter soluções de diversos problemas de engenharia. De modo geral, os problemas a estudar são demasiado complicados para serem resolvidos de forma satisfatória por métodos analíticos clássicos. O método dos elementos finitos originou-se como um método para análise de tensões. Actualmente, os elementos finitos são usados também para analisar problemas de transferência de calor, fluxos de fluidos, campos eléctricos e magnéticos, entre outros [63]. Este procedimento

produz várias equações algébricas em simultâneo, que são geradas e resolvidas computacionalmente. Os resultados raramente são exactos. No entanto, os erros diminuem com o aumento do número de equações e os resultados são suficientemente precisos para fins de engenharia e são obtidos a um custo razoável [64,65].

Com este método procura-se uma solução aproximada da distribuição de variáveis do problema em estudo, que seria difícil de obter analiticamente. Esta aproximação é feita dividindo o problema em vários elementos como demonstra o exemplo da Fig.24 [62].

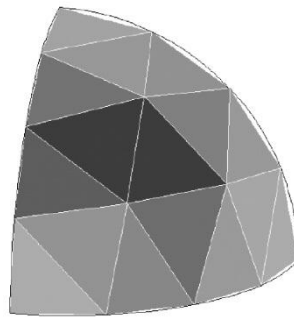


Fig. 24 - Secção hemisférica discretizada em vários elementos triangulares [58].

São aplicadas leis físicas a cada pequeno elemento, que, em geral, tem uma geometria simples. Os elementos mais usados são os do tipo triangulares e tetraédricos. Uma função contínua de uma variável desconhecida é aproximada utilizando funções lineares em cada subdomínio, chamado de elemento formado por nós. As variáveis desconhecidas são, portanto, os valores discretos de um campo variável nos nós. São então seguidos princípios apropriados de modo a estabelecer equações para os elementos - as ligações entre os elementos. Este processo leva a um conjunto de equações algébricas lineares simultâneas para todo o sistema que podem ser resolvidas facilmente de modo a obter a variável requerida.

O resultado obtido é mais preciso, quanto maior for o refinamento da malha de elementos. Este refinamento implica, no entanto, maior tempo de computação necessário para a resolução do conjunto de equações [64].

A análise FEM empreendida no presente trabalho recorreu ao *software* ANSYS. Este software é um programa de elementos finitos capaz de realizar análises estruturais estáticas e dinâmicas, análises de transferência de calor, escoamento de fluidos e electromagnetismo [64].

Para analisar o efeito das tensões aplicadas no trem de aterragem aquando da aterragem é utilizado o módulo de análise mecânica, mais especificamente, a análise estrutural estática.

Esta análise é dividida em três partes principais:

### I. Pré-processamento

Nesta fase é definida a geometria, são atribuídas as propriedades do material ao modelo, são estabelecidas as conexões entre as várias partes do modelo e é aplicado um modelo de elementos finitos [66]. Neste sentido, é transportada a geometria do *software* CAD CATIA®, exposta na Fig. 25.

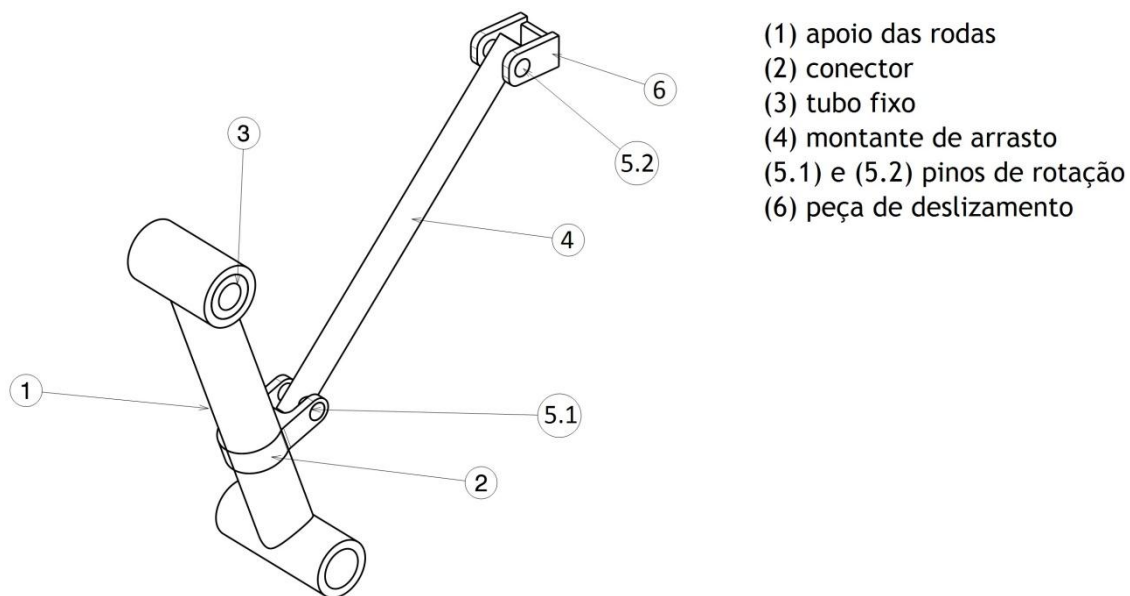


Fig. 25 - Modelo do trem importado do software CATIA®.

São inseridas as propriedades da liga de titânio Ti10V2Fe3Al, presentes na Tabela 12, e é seleccionado este material para todas as partes da geometria.

	Densidade [kg/m <sup>3</sup> ]	M. Elasticidade [GPa]	Coefficiente de Poisson	Tensão de Cedência [MPa]	Tensão Última [MPa]
Ti10V2Fe3Al	4650	110	0,32	1170	1260

Tabela 12 - Propriedades da liga de titânio Ti10V2Fe3Al.

Depois de definido o material do modelo, são aplicadas condições de contacto entre as partes que se tocam. Definir estas condições de contacto é importante pois é através destas que se transferem as cargas estruturais entre as diversas partes. São estabelecidos dois tipos de conexões no modelo. Primeiro são definidas as regiões de contacto entre cada parte, também

designadas por condições de fronteira e em seguida são impostas articulações. Estas articulações servem como ligação quando os corpos estão juntos. Os vários tipos de articulações caracterizam-se pelos seus graus de liberdade de rotação e translação.

Na Tabela 13 são apresentadas as condições de contacto aplicadas nas sete partes que constituem o modelo.

Regiões de Contacto	Bonded - Part1 To Part2	No Separation - Part1 To Part3	Bonded - Part4 To Part5.1	Bonded - Part4 To Part5.2	No Separation - Part5.1 To Part6	No Separation - Part2 To Part5.2
Articulações	Fixed - Ground To Part3	Revolute - Part3 To Part1	Revolute - Part2 To Part5.2	Fixed - Part4 To Part5.2	Fixed - Part4 To Part5.1	Revolute - Part6 To Part5.1

Tabela 13 - Condições de contacto.

Após se definir as condições de contacto é aplicada a malha no modelo, exposta na Fig.26. A malha usada é constituída por elementos triangulares e quadráticos.

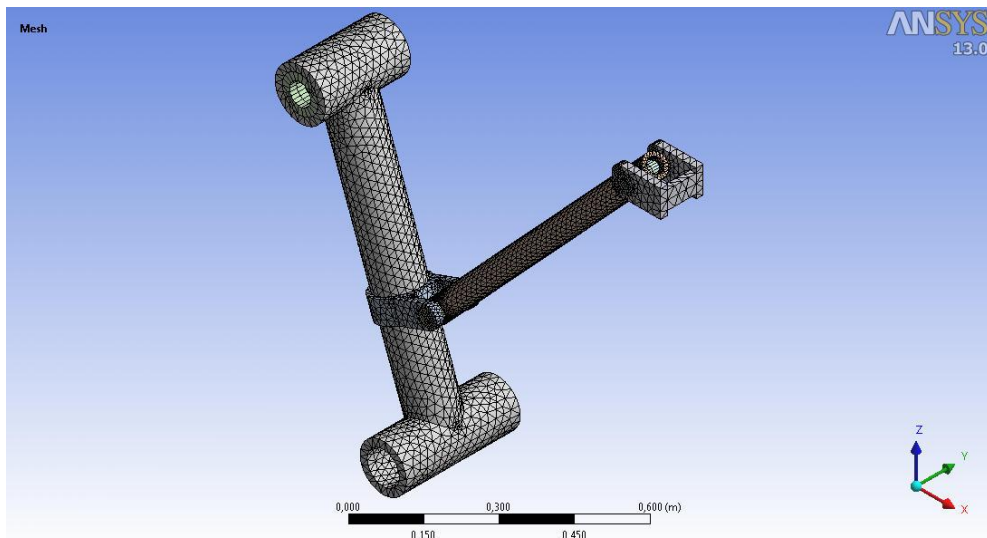


Fig. 26 - Modelo com a malha aplicada.

Para que os valores obtidos da análise sejam o mais precisos possível, é necessário que a malha usada seja bastante refinada. No estudo em questão, não é usada a malha padrão para uma análise mecânica pois a malha não seria muito refinada. Portanto, é usada uma malha com uma relevância fina, assim como uma suavização elevada, transição lenta e uma curvatura fina. A relevância fina significa que o refinamento da malha é mais elevado. Por sua vez, a suavização elevada aumenta a qualidade dos elementos, deslocando os nós destes

elementos em relação a outros nós e elementos. A transição afecta o ritmo do crescimento dos elementos, sendo que, ao ser lenta, produz transições suaves entre elementos. A curvatura fina estabelece um refinamento baseado na curvatura de  $36^\circ$  a  $12^\circ$ , sendo que a malha se subdivide em regiões curvas até que cada elemento atinja estes ângulos [67]. Com estas definições é obtida uma malha com 87994 nós e 49219 elementos.

Fazendo uma análise à qualidade da malha, verifica-se que a qualidade dos seus elementos é bastante satisfatória, tendo um valor de qualidade médio de 0,726; a deformação destes é quase nula,  $9,88 \times 10^{-16}$ ; e têm um valor de obliquidade médio de 0,385, o que indica uma qualidade de elemento boa [67].

## II. Análise

Apesar dos carregamentos de travagem e de aterragem serem dinâmicos, para os efeitos da análise a efectuar, só é apreciado o instante em que se dá o carregamento, considerando-se portanto o carregamento como estático.

Na análise estrutural estática são aplicadas as cargas e suportes a que o modelo fica sujeito. Neste sentido, são feitas as seguintes suposições: o trem de aterragem está sujeito à carga de aterragem máxima e o amortecedor não funciona. São portanto utilizadas as cargas de aterragem nivelada para o trem dianteiro, expostas na Tabela 7. Elas são aplicadas na forma de uma carga distribuída no interior do cilindro inferior da parte 1. A carga aplicada inclui o fator de segurança de 1,5. Consideram-se dois apoios fixos, nomeadamente as bases do cilindro da parte 3 e as bases da parte 6. Na Fig.27 observam-se os apoios e também a carga aplicada.

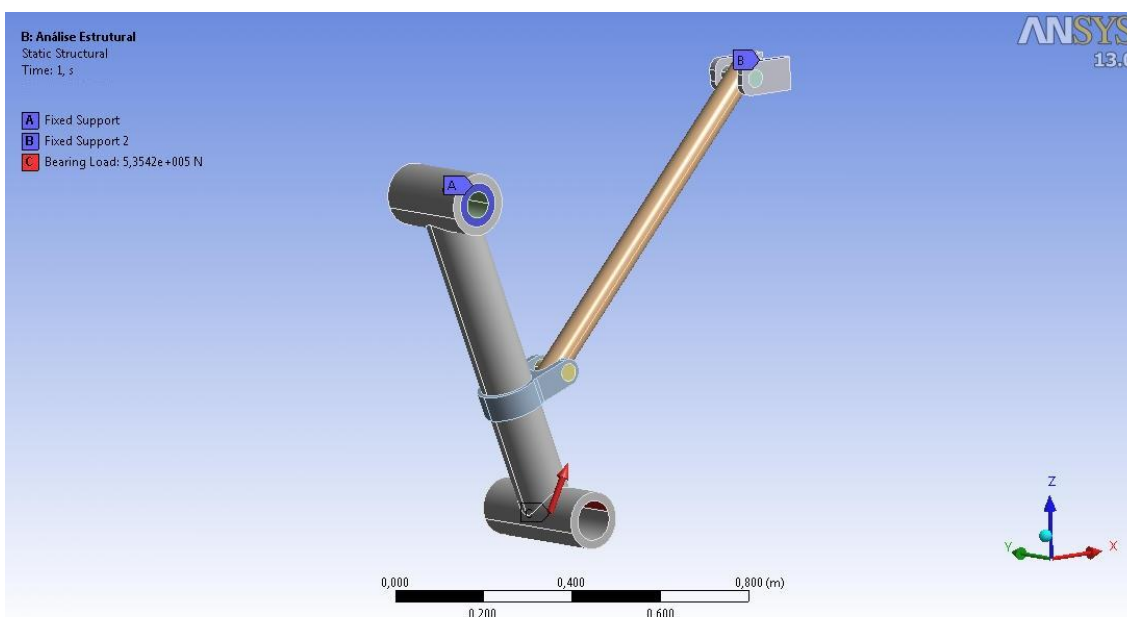


Fig. 27 - Configuração dos apoios e carga da análise estrutural:  
A - suporte fixo; B - suporte fixo; C - Carregamento.

### III. Pós-processamento de resultados

Nesta fase é seleccionado o resultado que se pretende examinar. Neste sentido, é escolhida a tensão equivalente pelo método de Von-Mises de modo a verificar que a estrutura suporta as cargas inerentes da aterragem. A distribuição de tensões pode ser observada na Fig.28.

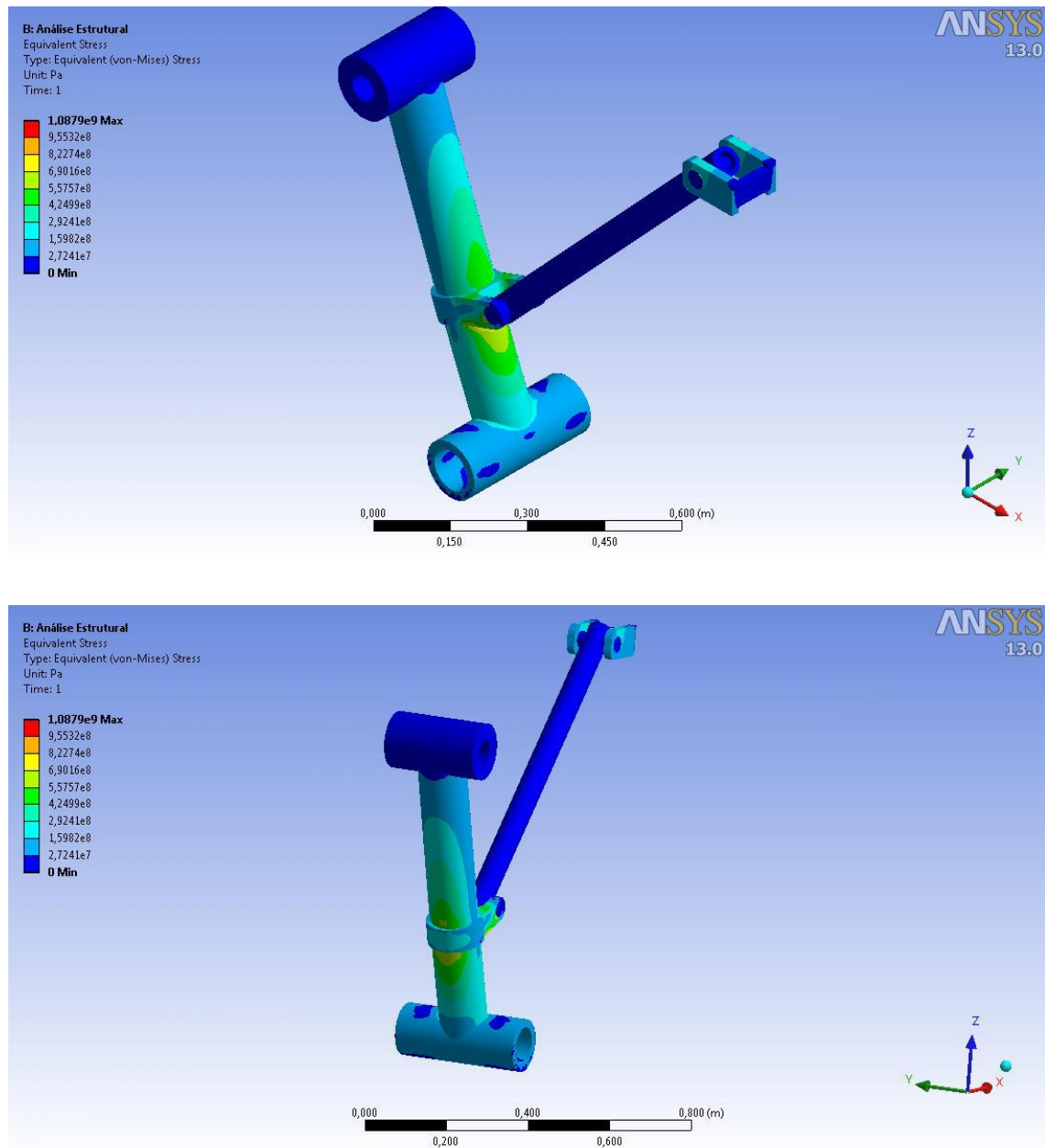


Fig. 28 - Diferentes perspectivas da distribuição de tensões no modelo.

O valor máximo de tensão resultante do carregamento limite efectuado no modelo encontra-se na parte 2, com o valor de 1088MPa, e pode observar-se na Fig.29. Quando comparado com o valor de tensão de cedência do material utilizado (1170 MPa), observa-se nesta situação uma margem de segurança (MS) mínima de 7.53%.

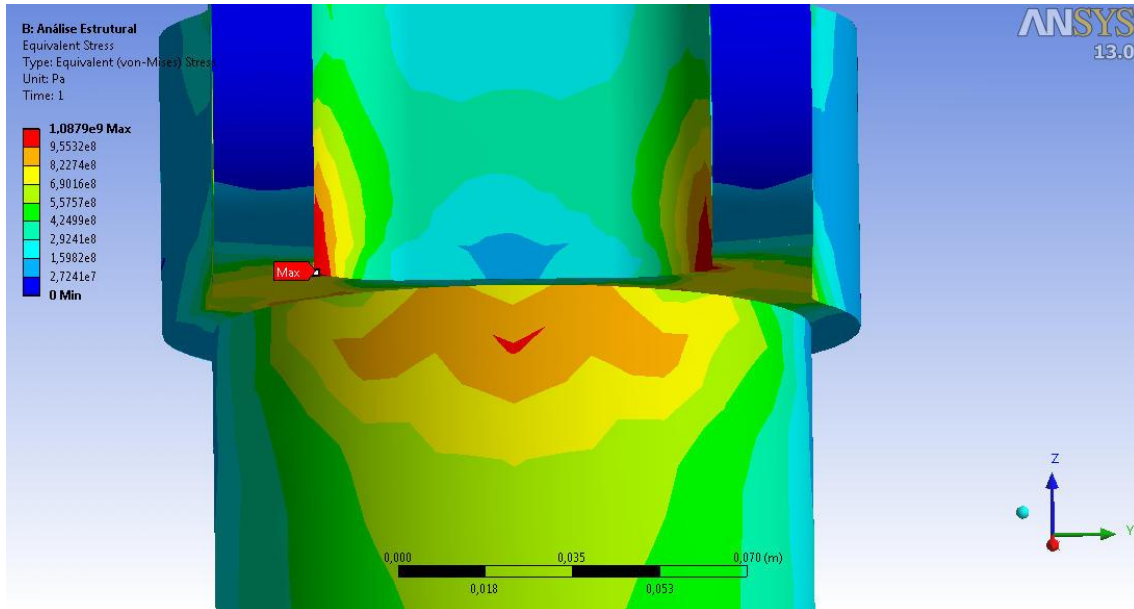


Fig. 29 - Localização do valor de tensão máxima.

# Capítulo 5

## Sistema de amarração

### 5.1. Conceito

A operação de um dirigível está limitada pelo controlo da aeronave no solo, quer seja em termos de ancoragem, mas também de movimentação de pessoas e carga. É então necessário um mastro que dote o dirigível da capacidade de ser controlado em solo de forma simples e segura.

O dirigível do projecto NFAP possui um trem de aterragem com rodas e é dotado de um sistema de propulsão vectorizada, o que lhe permite efectuar uma aterragem lenta e sem necessidade de uma grande equipa de solo de prevenção que o ajude a aterrar. Deste modo, foi concebido um sistema de amarração, relativamente simples, que possibilita a amarração/ancoragem do dirigível ao solo de forma praticamente autónoma. É um sistema composto por dois mecanismos, um alojado no dirigível e outro que se encontra no solo. Uma primeira abordagem ao conceito pode ser observada nas Fig.30(a) e Fig.30(b).

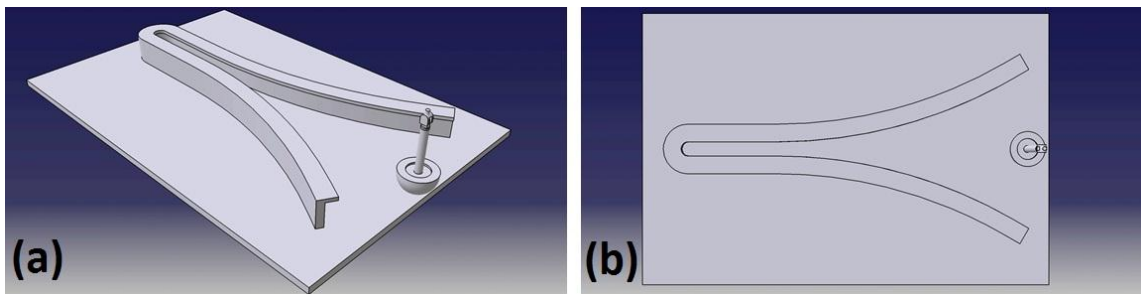


Fig. 30 - Conceito do trem de amarração: (a) vista isométrica; (b) vista de cima.

O mecanismo no dirigível localiza-se no intradorso do dirigível, numa posição ventral e avançada face ao trem de aterragem dianteiro, mais precisamente, abaixo do *cockpit*, como se pode ver na Fig.31.

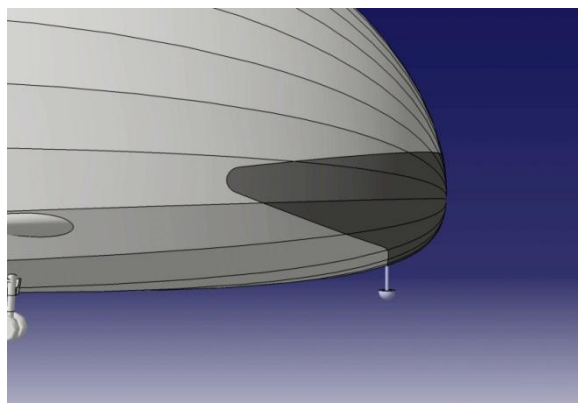


Fig. 31 - Localização do mastro no dirigível.

O mastro é composto por cinco partes principais, ilustradas e numeradas na Fig.32. Estas são: a articulação (1) ligada à estrutura do dirigível, que permite a recolha deste; a conexão (2) do mastro à articulação; o mastro (3); o disco rotativo (4) que possibilita a rotação do mastro na estrutura em terra; e o revestimento do disco (5) que confere amortecimento da estrutura quando em contacto com o solo e facilita a deslocação do dirigível no mecanismo do solo. Encontram-se no anexo A.4, desenhos detalhados de cada parte.

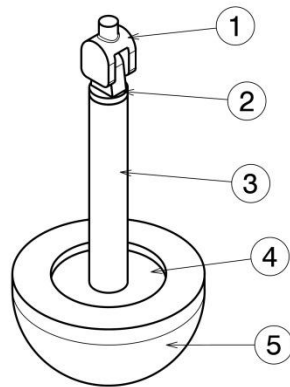


Fig. 32 - Composição do mastro.

O mecanismo no solo, exemplificado pela Fig.33, é um sistema giratório constituído, basicamente, por uma base rectangular rotativa (1) com uma estrutura contígua com forma semelhante a um carril curvo (2), cujas dimensões se encontram detalhadas também no anexo A.4.

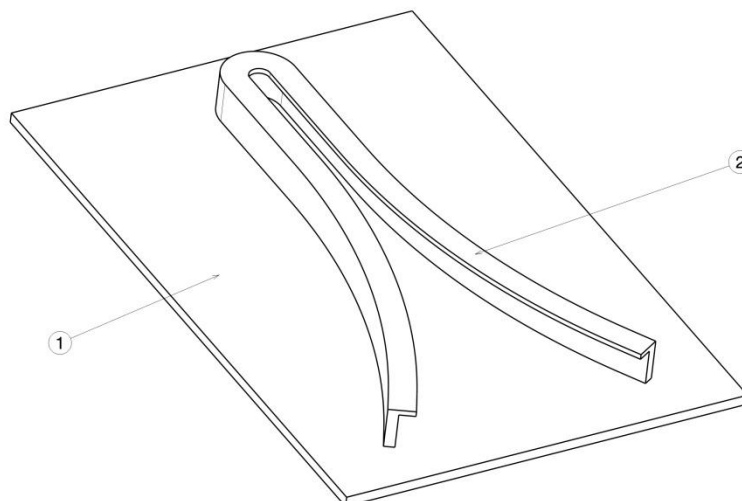


Fig. 33- Mecanismo de ancoragem no solo.

A necessidade da base no solo ser rotativa deve-se ao facto de o dirigível aterrar sempre a favor do vento, fazendo com que seja requerido um controlador com um cata-vento de modo a poder ser regulada a posição da base.

A desvantagem na aplicação do trem de amarração anteriormente exposto baseia-se no facto de, em termos de operação, o dirigível necessitar da base deste sistema nos locais onde for ancorar e ter espaço suficiente para que o dirigível possa efectuar uma volta de 360° sobre a base. Tal vai necessitar de conhecimento do destino do dirigível de modo a que haja uma preparação prévia desse mesmo local. Pode no entanto haver a possibilidade de o mastro do dirigível poder ser amarrado ao solo no caso de o local de aterragem não estar preparado para o receber.

O sistema de amarração é composto por uma liga de alumínio, Al7075-T6, cujas propriedades estão indicadas na Tabela 1. O peso para esta estrutura está presente na Tabela 14.

Partes	Articulação	Conexão	Mastro	Disco rotativo	Revestimento	Base rectangular	Carril	Total
Peso [N]	21,6	12,56	97,4	152,9	248,95	66136,05	13986,54	80655,96

Tabela 14 - Peso do sistema de amarração.

## 5.2. Funcionamento

Aquando da aproximação ao solo, o mecanismo existente no dirigível é activado por meio mecânico, ficando perpendicular ao solo. É também activado o controlador no solo que vai ajustar a posição da base em relação ao dirigível.

Durante a deslocação no solo e consequente aproximação à base, a relação disco-base vai ter um papel importante pois, devido à forma curva do carril da base, vai ser facilitada a entrada do mecanismo do dirigível na base, uma vez que, ao entrar em contacto com o carril, o disco vai rolar até ao centro. Com este tipo de sistema não é necessário uma precisão elevada por parte do piloto na atracagem do dirigível.

Ao rolar pelo carril, quando estiver a meio da base, a passagem do disco vai activar um sensor que acciona um mosquetão que vai fechar a base, permitindo assim que o dirigível fique seguro no solo, podendo rodar sobre a base em caso de ventos laterais.

Folha em branco

# Capítulo 6

## Conclusões

Com a realização deste trabalho, deu-se a conhecer o conceito de dirigível e também as noções fundamentais inerentes aos diferentes tipos de trens de aterragem associados a este tipo de aeronave.

Na elaboração do projecto do trem de aterragem do NFAP teve de se recorrer à metodologia usada para a concepção de trens de aviação geral, tendo-se adquirido conhecimentos sobre como projectar este sistema, desde a determinação dos carregamentos aos quais o trem fica sujeito durante as diferentes fases de operação, passando pelos amortecedores, até ao dimensionamento dos pneus.

A complexidade da estrutura resultante das especificidades do trem de aterragem levou a que fossem feitas aproximações durante a análise estrutural com base em elementos finitos. Foi utilizado um modelo simplificado de modo a que fosse mais fácil analisar o efeito da carga de aterragem na estrutura. Foi modelado em *software* CATIA® uma perna do trem de aterragem, tendo sido seleccionada a liga de titânio Ti10V2Fe3Al de entre seis ligas metálicas, uma vez que esta garante o menor peso para a estrutura. A massa total do sistema de aterragem ascende a 424kg, bem abaixo do que se tinha previsto nos cálculos iniciais.

Através do método dos elementos finitos, com recurso ao *software* ANSYS, foi efectuada uma primeira análise estrutural ao trem de aterragem, tendo-se constatado que este suporta as cargas resultantes da manobra de aterragem para as dimensões e materiais adoptados na configuração do sistema objecto do presente trabalho

Novos aperfeiçoamentos deverão ser efectuados ao modelo do trem, nomeadamente, através da inclusão de todos os componentes que constituem o sistema, por forma a proporcionar uma melhor aproximação dos resultados com a realidade.

Com este trabalho foi também possível criar um possível novo meio de atracagem/ancoragem dos dirigíveis, sendo necessário um aprofundamento nesta matéria de modo a verificar se o conceito apresentado pode ou não tornar-se verdadeiramente aplicável.

## **6.1. Desenvolvimentos futuros**

Devido aos constantes desenvolvimentos na área dos materiais, é de ter em consideração a utilização de materiais inteligentes, nomeadamente as ligas de memória de forma (SMA), piezoelétricos e fluidos magneto-reológicos, pois, devido às suas propriedades e características únicas, podem vir a ser alternativas viáveis ao uso dos materiais e mecanismos mais tradicionais como é o caso dos amortecedores.

## Referências Bibliográficas

- [1] Lieutenant colonel Ryan DE, Jr., “Eye in the sky: airship surveillance”. In: The airship’s potential for intertheater and intratheater airlift. Thesis of School of Advanced Airpower Studies, Air University, Maxwell Air Force Base, Alabama, 1992.
- [2] Ardema, M.D., Young, A.D., AGARD Report No.724 “Missions and Vehicle Concepts for Modern, Propelled, Lighter-than-Air Vehicles”, January 1985.
- [3] Althoff, W., “Sky Ships: A History of the Airship in the United States Navy”; Pacifica Military History 1998.
- [4] Ardema, M.D., “Economics of Modern Long-Haul Cargo Airships”, AIAA Paper 77-1192, 1977.
- [5] Prentice, B.E., Philips, A., Beilock, R.P., Thomson, J., “The Rebirth of Airships”, Journal of the Transportation Research Forum, Col.44 No.1, 2005, pp173-190.
- [6] Vicente, P., Castro M., Pereira R., “NFAP - Nature Friendly Airship Project”, Nortávia I&DT, Abril 2012.
- [7] Khoury, G.A., Gillett, J.D., “Airship Technology”, Cambridge Aerospace Series, Cambridge, 1999.
- [8] Kale, S.M., Pant, S.R., “Structural Design Of Mooring Mast For Remotely Controlled Airship”, 55th Annual General Meeting of The Aeronautical Society of India, Bangalore, 2003.
- [9] Gerken, L. C., “Airships: History and Technology”, American Scientific Corp., Chula Vista, CA, 1990.
- [10] Brooks, P., “Zeppelin - Rigid Airships 1893-1940”, Smithsonian Institution Press, Washington D.C., 1992.
- [11] Hartcup G., “The Achievement of the Airship: A History of Development of Rigid, Semi-Rigid, and Non-Rigid Airships”, Newton Aboot, 1974.
- [12] Vissering H., “Zeppelin - The story of a great achievement”, University of California Libraries, 1922.
- [13] Center for Army Analysis, “CargoLifter Aerial Transport System”, Fort Belvoir, USA, 2001.

[14] Wilson, J. R., "A New Era for Airships", Aerospace America, Vol. 42, No. 5, 2004, pp. 27-31.

[15] Schmidt, D. K., "Modeling and Near-Space Stationkeeping Control of a Large High-Altitude Airship", Journal of Guidance, Control and Dynamics, Vol. 30, No. 2, 2007, pp. 540-547.

[16] <http://www.goodyearblimp.com/> último acesso em 07/03/2012.

[17] Liao, L., Pasternak, I., "A review of airship structural research and development", Progress in Aerospace Sciences 45 p.83-96, 2009.

[18] ] <http://globalaviationresource.com/> último acesso em 07/03/2012.

[19] Tatievsky, A., Tsach, S., "Cargo Airships Prospective", 52nd Israel Annual Conference on Aerospace Sciences, 2012

[20] Newbegin, C.E., "Modern Airships: A Possible Solution for Rapid Force Projection of Army Forces", US Army School of Advanced Military Studies, 22-05-2003, Fort Leavenworth, Kansas, USA.

[21] Li Y., "Dynamics Modeling and Simulation of Flexible airships", phd Thesis, McGill University, Canada 2008.

[22] Hoel, R.W., "The airship as a multipurpose platform - including impact on military logistics", Industrial College of the armed Forces, Washington D.C, 1 March 1961.

[23] Correspondence between editor and Charles Luffman, Need for rigid airships today. Airship (the journal of the airship association), June 2008.

[24] Dorrington, G.E., "Development of an airship for tropical rain forest canopy exploration", Aeronautical Journal 109 p.361-372, 2005.

[25] Burgess CP., "Airship Design", Ronald Press Company, New York, 1927.

[26] "Encyclopedia of Science and Technology 10th Edition - Vol. 1", McGraw-Hill, 2007.

[27] Spearman ML, "A lighter-than-air system enhanced with kinetic lift", AIAA paper 2002-5816, October 2002.

[28] Quackenbush T.R., Putman W.F., Miller W., Risser J., "Design and control studies for the vectorotor hybrid VTOL heavy lift vehicle", 67th American Helicopter Society International Annual Forum 2011, Virginia USA.

- [29] Cappadona, A., Lecca, R., Vazzola, M., Gili, P., Farina, P., Surace, C., “Innovative Unmanned Airship Structural Analysis: Dual-Hull and Exoskeletal Configurations”, Cambridge Conference, September 2009.
- [30] Ardema M.D., “Vehicle Concepts and Technology Requirements for Buoyant Heavy-Lift Systems, NASA, 1981.
- [31] <http://www.zepelinflug.de> último acesso em 25/03/2012.
- [32] <http://www.worldskycat.com> último acesso em 25/03/2012.
- [33] <http://www.boeing.com> último acesso em 25/03/2012.
- [34] Conway, H. G., “Landing Gear Design”, Chapman & Hall, London, 1958.
- [35] Roskam, J., “Airplane Design Part IV”, Roskam Aviation and Engineering, Ottawa, Kansas, 1985.
- [36] Torenbeek, E., “Synthesis of Subsonic Airplane Design”, Delft University Press, Delft, 1982.
- [37] Stinton, D., “The Design of the Aeroplane”, BSP Professional Books, London, 1983.
- [38] Young, D.W., “Aircraft Landing Gears - The Past, Present and Future”, Proceeding of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering, Vol.200, 1986.
- [39] Raymer, D. P., “Aircraft Design: A Conceptual Approach”, AIAA Education Series, Washington, 1989.
- [40] Greenbank, S.J., “Landing Gear: The Aircraft Requirement”, Institution of Mechanical Engineers, Proceedings, Part G, Journal of Aerospace Engineering, Vol.205, 1991.
- [41] Kale, S.M., Pant, S.R., “Structural Design Of Mooring Mast For Remotely Controlled Airship”, 55th Annual General Meeting of The Aeronautical Society of India, Bangalore, 2003.
- [42] Anon., “Transport Airship Requirements”, Germany, 2000.
- [43] Howe, D., “Aircraft Conceptual Design Synthesis”, Professional Engineering Publishing, London, 2000.
- [44] Pazmani, L., “Landing Gear Design for Light Aircraft”, Pazmany Aircraft Corp., California, 1986.

[45] <http://www.lockheedmartin.com/us/products/p-791.html> último acesso em 26/03/2012.

[46] Dayananda, G.N., Varughese, B., Subba Rao, M., “Shape Memory Alloy Based Smart Landing Gear For An Airship”, *Journal of Aircraft* Vol.44, No.5, 2007, pp.1469-1477.

[47] <http://rosaerosystems.com/foto/cat15> último acesso em 26/03/2012.

[48] <http://www.airshipsonline.com/airships/r36/index.html> último acesso em 25/04/2012.

[49] [www.globalsecurity.org/military/world/airship-mast.html](http://www.globalsecurity.org/military/world/airship-mast.html) último acesso em 19/05/2012.

[50] Currey, N.S., “Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices”, AIAA Education Series, Washington, 1988.

[51] Anon., *Michellin Aircraft Tire Engineering Data*, Michellin, 2011.

[52] Anon., *Aircraft Tire Data Book*, Goodyear, 2002.

[53] [http://www.smartcockpit.com/data/pdfs/plane/cessna/CITATIONSOVEREIGN/systems/Cessna\\_Citation\\_Sovereign-Landing\\_Gear\\_and\\_Brakes.pdf](http://www.smartcockpit.com/data/pdfs/plane/cessna/CITATIONSOVEREIGN/systems/Cessna_Citation_Sovereign-Landing_Gear_and_Brakes.pdf) último acesso em 13/06/2012.

[54] Niu, M. C. Y., *Airframe Structural Design*, Conmilit Press, Hong Kong, 1988.

[55] Dixon, J.C., “*The Shock Absorber Handbook*”, John Wiley & Sons Ltd., West Sussex, 2007.

[56] Pink, J., “Landing Gear Structural Integrity”, *Aerospace Engineering Magazine* March 96 p.13-16, 1996.

[57] Campbell F.C., “*Manufacturing for Aerospace Structural Materials*”, Butterworth-Heinemann, Oxford, 2006.

[58] Cantor B., Assender H., Grant P., “*Aerospace Materials*”, IoP, Bristol, 2001.

[59] Pink, J., “Landing Gear Structural Integrity”, *Aerospace Engineering Magazine* March 96 p.13-16, 1996.

[60] Kutz M., “*Handbook of Materials Selection*”, John Wiley & Sons, Inc. New York, 2002.

[61] Anon., “*FAR Part 25: Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes*”, FAA, U.S.A., 2011.

[62] Liu, G.R., Quek, S.S., "Finite Element Method - A Practical Course", Butterworth-Heinemann, Oxford, 2003.

[63] Hartmann, F., Katz, C., "Structural Analysis with Finite Elements", Springer, New York, 2006.

[64] Cook R., Markus D., Plesha M., "Concepts and Applications of Finite Element Analysis", John Wiley, 2002.

[65] Moaveni S., "Finite element analysis. Theory and application with ANSYS", Prentice-Hall, New Jersey, 1999.

[66] Anon, ANSYS Mechanical, ANSYS, Inc., USA, April 2009.

[67] Anon, ANSYS Meshing User's Guide, ANSYS, Inc., USA, November 2010.

Folha em branco

## Anexos

### A.1. Dados Preliminares do NFAP P-8

Dimensões		
comprimento	64,22	[m]
altura	17,86	[m]
largura	26,4	[m]
volume revestimento	16454	[m <sup>3</sup> ]
volume hélio	16048	[m <sup>3</sup> ]

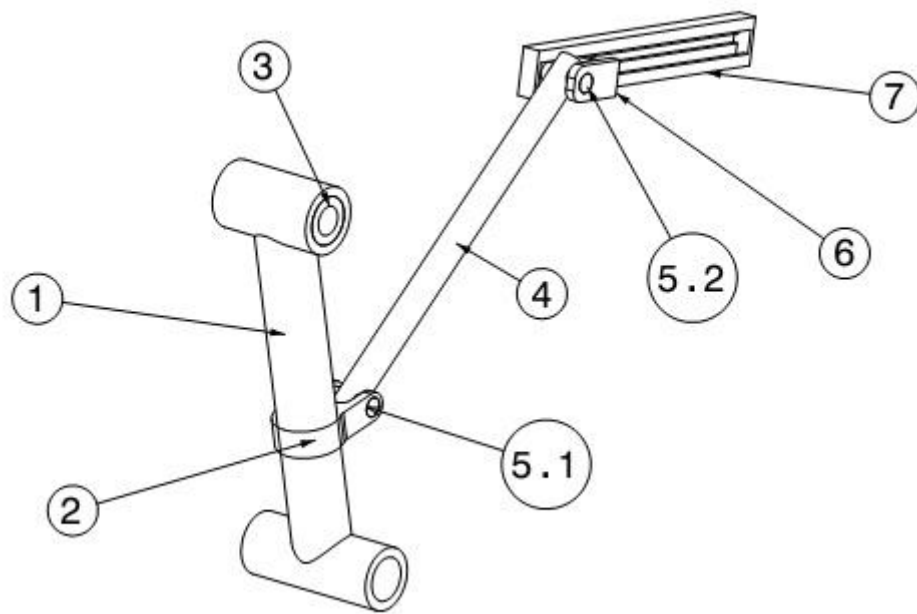
Massa		
MTOW	13884,5	[kg]
massa hélio	2712,112	[kg]
sustentação estática	13569	[kg]
peso estático	315	[kg]

## A.2. Goodyear Aircraft Tire Databook - Section 4 - Data Section - Tires Type III

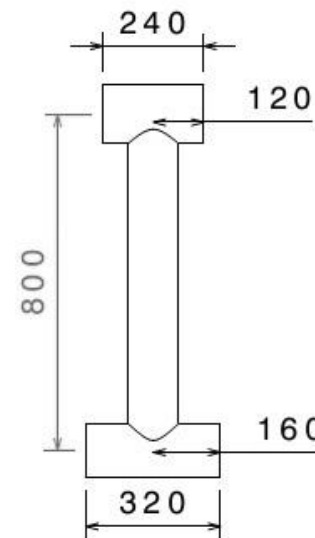
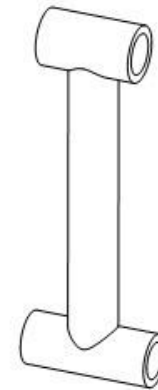
SIZE	CONSTRUCTION			SERVICE RATING				WEIGHT (LBS)	INFLATED DIMENSIONS (IN)						STATIC LOADED RADIUS (IN)	FLAT TIRE RAD (IN)	ASPECT RATIO	WHEEL (IN)				
	PLY RATING	TT OR TL	RATED SPEED (MPH)	RATED LOAD (LBS)	RATED INFLATION (PSI)	MAXIMUM BRAKING LOAD (LBS)	MAXIMUM BOTTOMING LOAD (LBS)		OUTSIDE DIA		SECTION WIDTH		SHOULDER					WHEEL SIZE	WIDTH BETWEEN FLANGES	SPECIFIED RIM DIAMETER	FLANGE HEIGHT	MIN LEDGE WIDTH
									MAX	MIN	MAX	MIN	DIA MAX	WIDTH MAX								
6.50-10	14	TL	174	7738	159	11600	23200	18,7	22.1	21.4	6.65	6.25	19.9	5.65	9.25	7.1	0.909	6.50-10	4.75	10	0.81	1.10

### A.3. Esquematização das dimensões do trem de aterragem

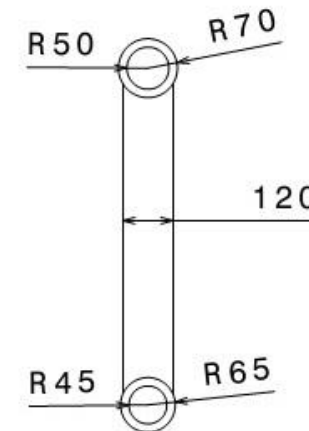
Dimensões em [mm]



Parte 1

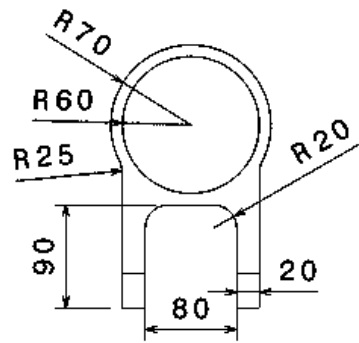
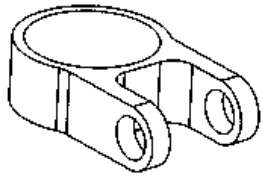


Vista de frente

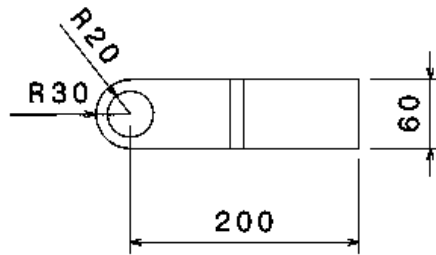


Vista de lado

Parte 2

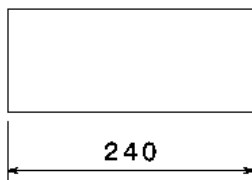


Vista de cima

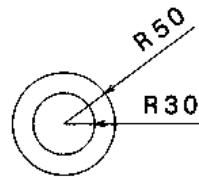


Vista de lado

Parte 3

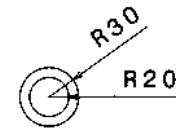
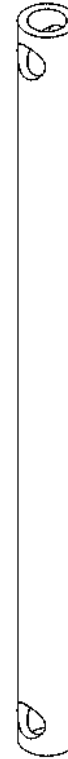


Vista de frente

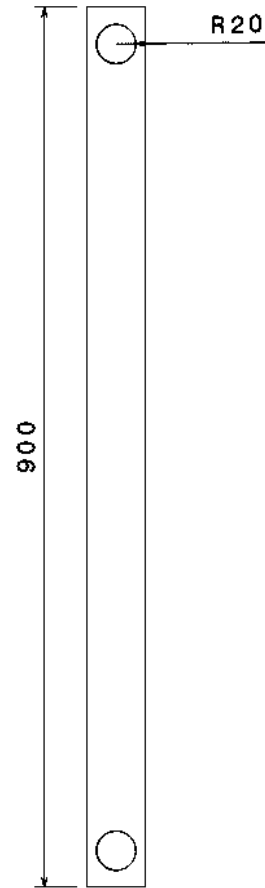


Vista de lado

Parte 4

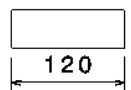
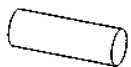


Vista de cima



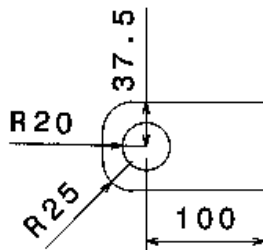
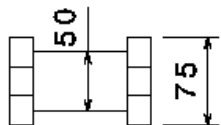
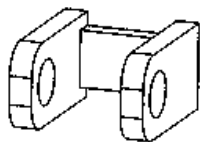
Vista de lado

Partes 5.1 e 5.2



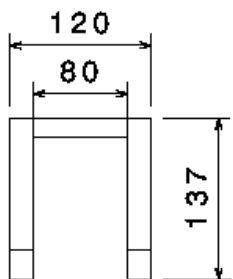
Vista de frente Vista de lado

Parte 6



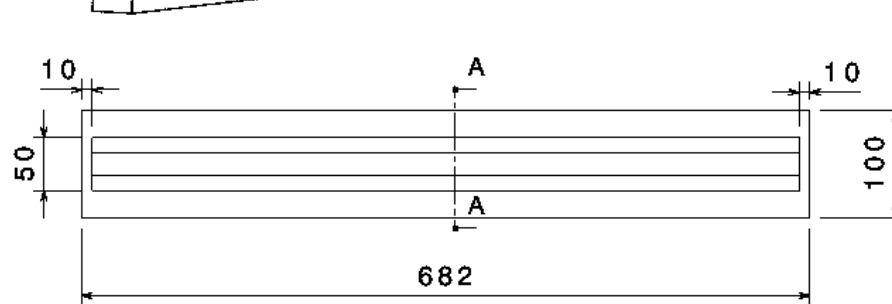
Vista de frente

Vista de lado

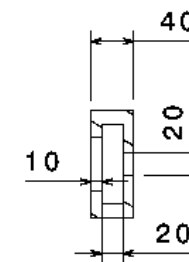


Vista de cima

Parte 7



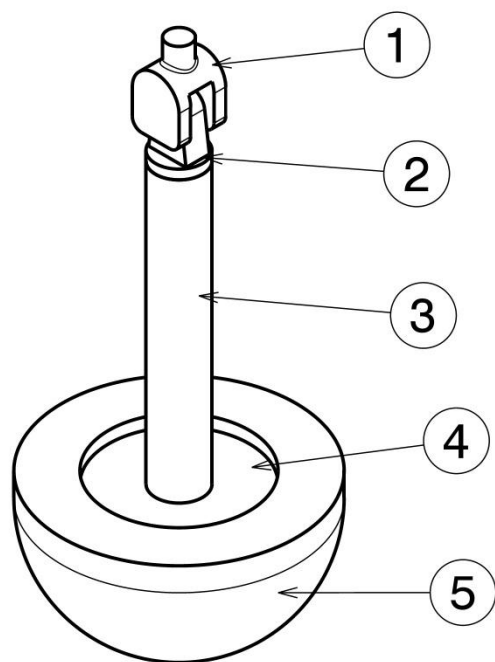
Vista de frente



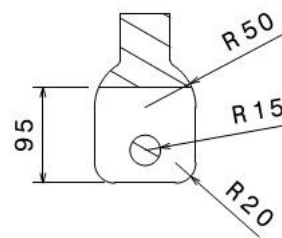
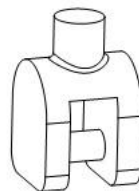
Corte A-A

## A.4. Esquematização das dimensões do sistema de amarração

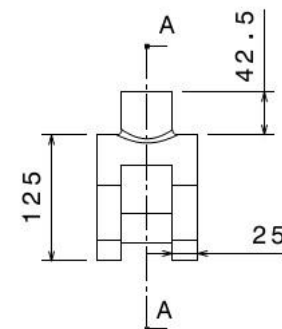
Dimensões em [mm]



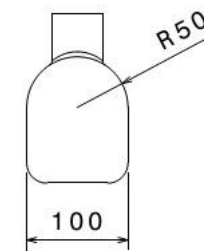
Parte 1



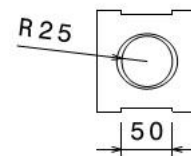
Corte da secção A-A



Vista de frente

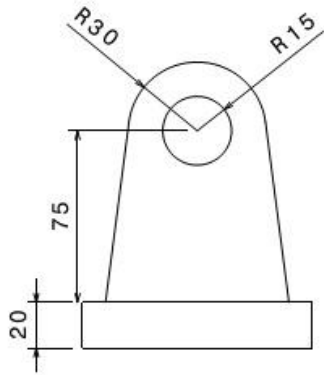
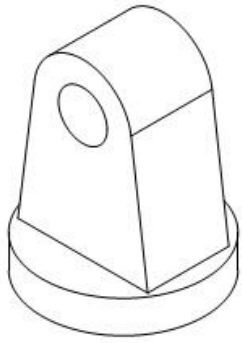


Vista de lado

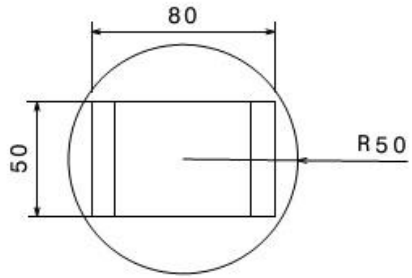


Vista de cima

Parte 2

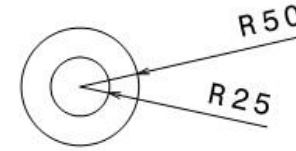


Vista de frente

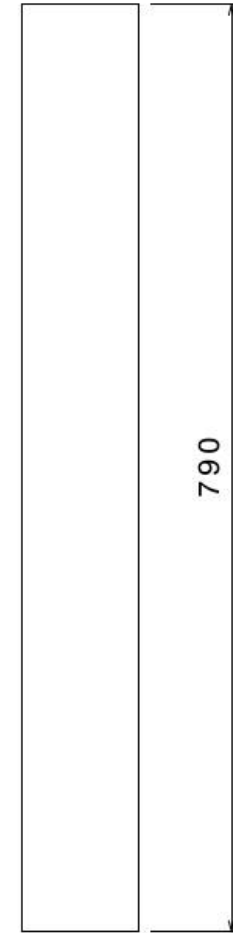


Vista de cima

Parte 3

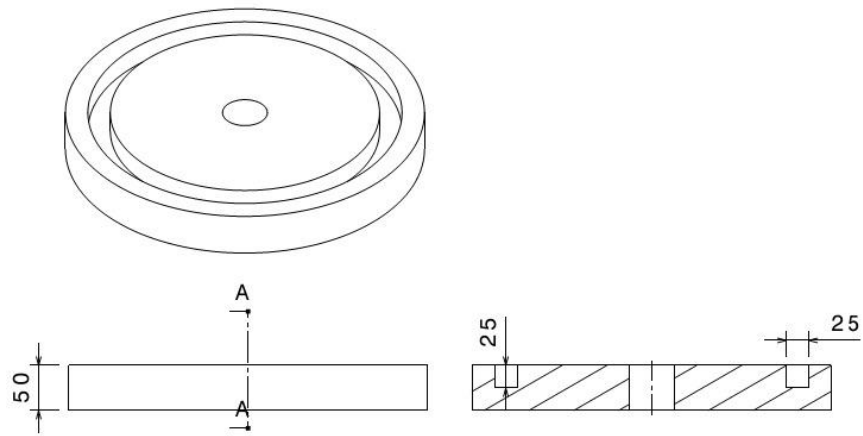


Vista de cima



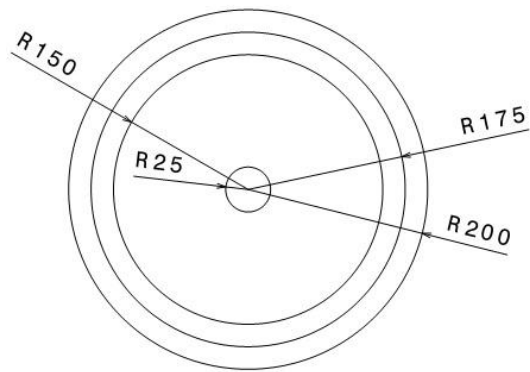
Vista de frente

Parte 4



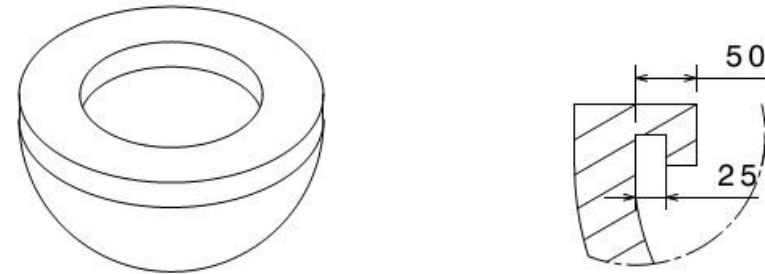
Vista de frente

Corte da secção A-A

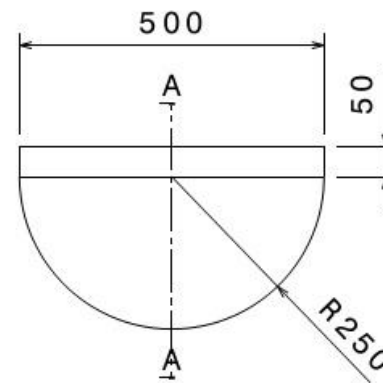


Vista de cima

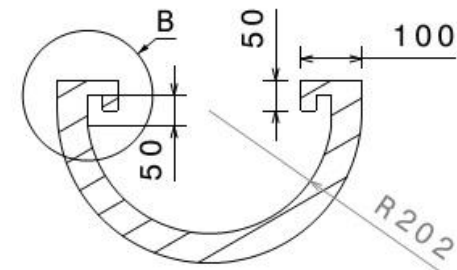
Parte 5



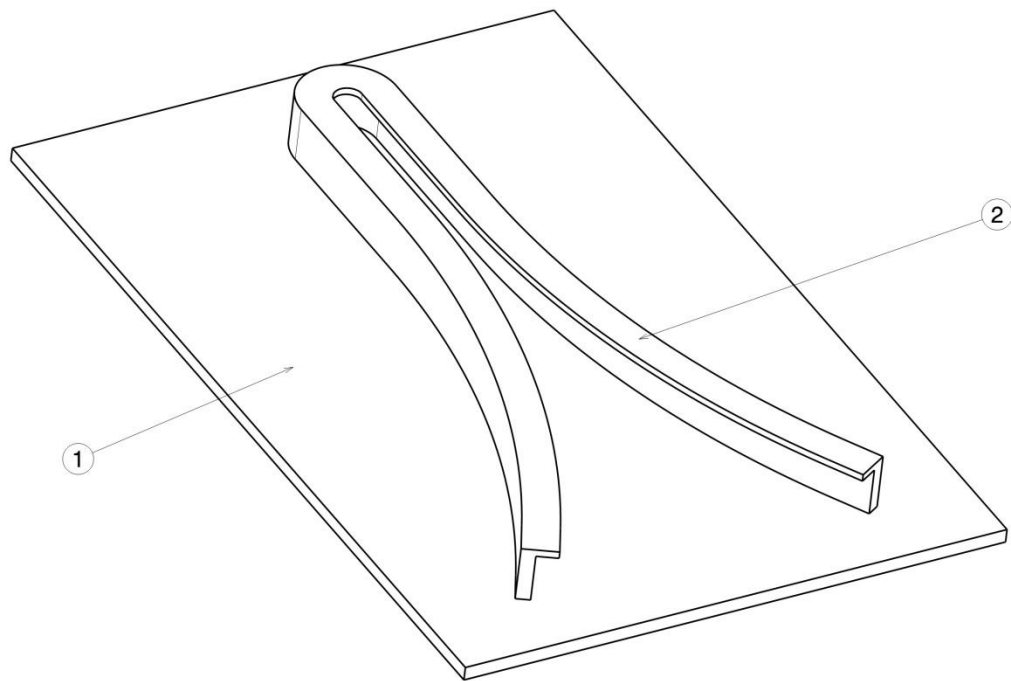
Detalhe B



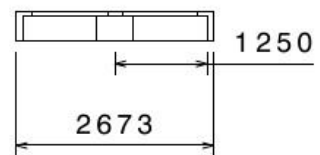
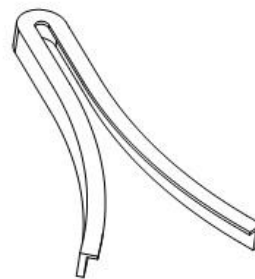
Vista de frente



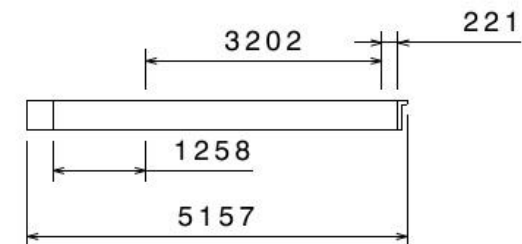
Corte da secção A-A



Parte 2

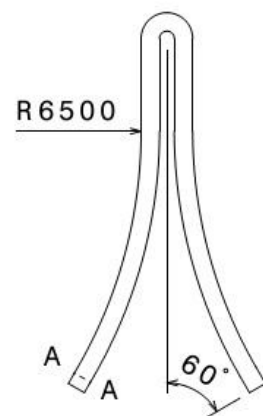
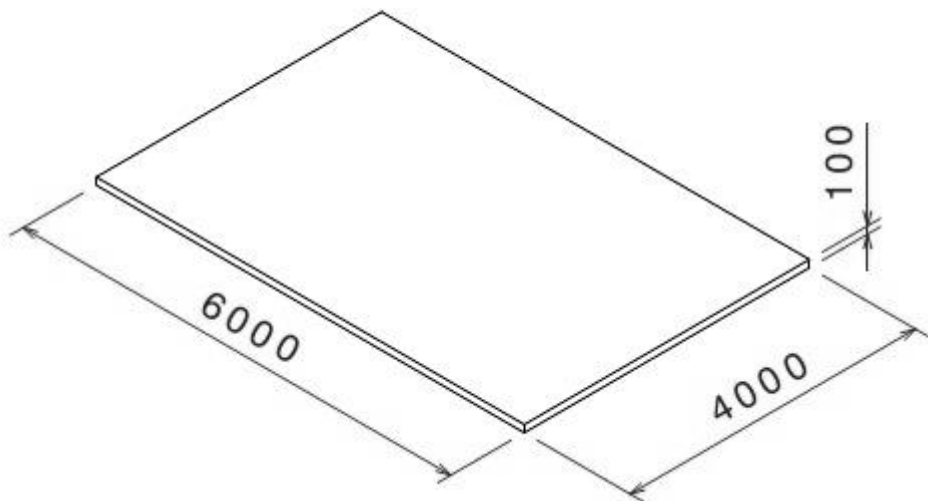


Vista de frente

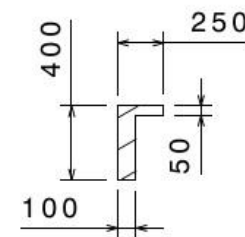


Vista de lado

Parte 1



Vista de cima



Corte da secção A-A