

**Desenvolvimento de um sistema de lançamento  
de projéteis extintores de incêndio a partir de  
UAVs**  
(Versão final após defesa)

**Tiago da Silva Campos**

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em  
**Engenharia Aeronáutica**  
(Mestrado Integrado)

Orientador: Prof. Doutor Pedro Vieira Gamboa

**Outubro de 2021**



# **Dedicatória**

Dedicado a ti, Avô.



# Agradecimentos

Chegando ao fim desta etapa, quero agradecer a algumas pessoas que me ajudaram e orientaram, direta e indiretamente.

Quero agradecer ao meu orientador Professor Pedro Gamboa por todo o apoio, paciência e ajuda para a realização deste trabalho. Agradecer ainda a sua dedicação e profissionalismo como professor.

Quero agradecer aos meus pais por todo o apoio e pelo esforço que fizeram para me dar todas as condições necessárias para chegar até aqui.

Quero agradecer à Melissa, por estar sempre ao meu lado nos bons e maus momentos, dando-me todo o amor, segurança e tranquilidade.

Um agradecimento enorme à minha família por toda a ajuda que deram a mim e aos meus pais para conseguir terminar esta grande etapa da minha vida.

Quero agradecer à Adriana, ao Jorge, ao Tomás por todo o apoio que me deram e por estarem sempre lá quando mais precisava.

Um agradecimento enorme à *Beef* por me apoiarem nesta grande batalha, ajudando a ultrapassar momentos mais complicados e criar memórias inesquecíveis.

Quero agradecer ao Amorim, Afonso, Carlos, Illya, Sérgio e todos os membros dos *Gajos Bonitos*, que não sendo um mais valioso ou importante que o outro, me deram uma família que me faz sentir em casa em todo o país.

Quero deixar um enorme obrigado ao Filipe e ao Joaquim por toda a ajuda e sugestões que me deram ao longo deste projeto.



## Resumo

As alterações climáticas aumentaram o número e intensidade de incêndios florestais, sendo uma fonte devastadora de recursos humanos e ambientais. O uso de aeronaves não tripuladas de asa fixa poderá ser uma mais valia no combate, especialmente se combinadas com projéteis extintores. O objetivo deste trabalho foi estudar e desenvolver um sistema de transporte para este projétil extintor e implementá-lo numa aeronave não tripulada de asa fixa, de forma a estudar a sua trajetória, comparando com trajetórias criadas por um algoritmo existente desenvolvido para este projétil. Assim foi idealizado um sistema tipo garra, compatível com o projétil em questão, tendo sido construído utilizando impressão 3D e utilizando servomotores como mecanismo atuador. De forma a incorporar este sistema foi também estudado e desenvolvido um trem de aterragem mais compatível. A análise estrutural do trem de aterragem foi realizada recorrendo a métodos de elementos finitos para a estrutura em CFRP, analisando e prevendo a falha de alguma camada do laminado para as condições de fronteira impostas. As diferentes partes laminadas do trem foram construídas camada a camada com fibras de carbono, de vidro e resina epóxi e recorreu-se à técnica de saco de vácuo para a sua cura. Após a construção e montagem do trem de aterragem e sistema de transporte, estes foram acoplados à aeronave escolhida para realizar os ensaios de voo e lançamentos do projétil. Os ensaios foram realizados na pista do Aero Clube da Covilhã e as trajetórias foram gravadas por uma câmara perpendicular à pista. Após a recolha de imagem das trajetórias, estas foram estudadas utilizando um *software* de tratamento de vídeo, onde foram marcadas várias posições do projétil ao longo do tempo, bem como a altura inicial e o alcance atingido. Foram medidos outros parâmetros nomeadamente a velocidade do projétil ao longo da trajetória e a atitude da aeronave no momento do lançamento. As condições atmosféricas foram retiradas de uma página *web*. Estes dados foram implementados no algoritmo, criando uma trajetória numérica para comparação com a obtida nos ensaios. As primeiras trajetórias obtidas não eram concordantes com os ensaios e por isso procedeu-se ao tratamentos do erro e incerteza das medições efetuadas para estimar a sua influência. Após este tratamento e correção dos parâmetros dados ao algoritmo, foi possível atingir resultados concordantes com os ensaios o que possibilita concluir que o algoritmo prevê com eficácia as trajetórias deste projétil, dadas as condições iniciais. O sistema de transporte não apresentou problemas nos ensaios, não aplicando qualquer momento ou rotação ao projétil no momento de largada. O trem de aterragem suportou todas as cargas impostas, não apresentando falhas ou deformações.

## Palavras-chave

UAV;incêndios;projétil;extintor;trem-de-aterragem;CFRP;MEF;sistema-transporte;trajetória



# Abstract

Climate change increased the number and intensity of wildfires, this being a devastating source of human and environmental resources. The use of unmanned fixed-wing aircraft can be an asset in combat, especially if combined with fire extinguisher projectiles. The objective of this work was to study the development of a transport system for this extinguishing projectile and implement it in an unmanned fixed-wing aircraft, in order to study its trajectory, comparing it with trajectories created by an existing algorithm developed for this projectile. Thus, a claw-type system was idealized, compatible with the projectile in question, built using 3D printing and using servomotors as an actuator mechanism. In order to incorporate this system, a more compatible landing gear has also been studied and developed. The landing gear structural analysis was carried out using finite element methods for the CFRP structure, analyzing and predicting failure of layers in the laminate for the imposed boundary conditions. The different laminated parts of the landing gear were built layer by layer with carbon fiber, glass and epoxy resin and the vacuum bag technique was used as a cure process. After the construction and assembly of the landing gear and transport system, these were attached to the chosen aircraft to carry out the flight tests and projectile launches. The tests were carried out on the Aero Clube da Covilhã runway and the trajectories were recorded by a camera perpendicular to the runway. After collecting the images of the trajectories, they were studied using video processing software, where various positions of the projectile were marked over time, as well as the initial height and range reached. Other parameters were measured, namely the velocity of the projectile along the trajectory and the attitude of the aircraft at the moment of launch. Weather conditions were taken from a webpage. These data were implemented in the algorithm, creating a numerical trajectory for comparison with the one obtained in the tests. The first trajectories obtained were not in agreement with the tests and, therefore, the error and uncertainty of the measurements performed were treated to estimate their influence. After this treatment and correction of the parameters given to the algorithm, it was possible to reach results in agreement with the tests, which allows us to conclude that the algorithm effectively predicts the trajectories of this projectile, given the initial conditions. The transport system did not present problems in the tests, not applying any moment or rotation to the projectile at launch. The landing gear supported all the imposed loads, showing no failures or deformations.

## Keywords

UAV;wildfire;projectile;extinguisher;landing-gear;CFRP;FEM;grasping-system;trajectory



# Índice

<b>1</b>	<b>Introdução</b>	<b>1</b>
1.1	Motivação . . . . .	1
1.2	Objetivos . . . . .	2
1.3	Estrutura da Dissertação . . . . .	2
<b>2</b>	<b>Revisão Bibliográfica</b>	<b>3</b>
2.1	Tipos e Configurações de Trens de Aterragem e seus sistemas . . . . .	3
2.2	Evolução dos Trens de Aterragem de Aeronaves na História . . . . .	5
2.3	Trens tipicamente usados em UAVs . . . . .	7
2.4	UAVs/UASs de Transporte . . . . .	9
2.4.1	UAVs de intervenção em catástrofes e incêndios . . . . .	10
2.5	Garras e Mecanismos de transporte . . . . .	11
2.6	Legislação para UAVs . . . . .	13
2.6.1	STANAG 4703/NATO AEP83 . . . . .	13
2.6.2	EASA CS-23 . . . . .	14
2.7	Fabricação de compósitos utilizando saco de vácuo . . . . .	15
2.8	Impressão 3D . . . . .	17
<b>3</b>	<b>Metodologia</b>	<b>19</b>
3.1	Método de Elementos Finitos . . . . .	19
3.2	Propriedades do compósito . . . . .	21
3.2.1	Teoria clássica da placa laminada . . . . .	21
3.3	Critério de falha do compósito . . . . .	29
3.3.1	Falha de um laminado unidirecional . . . . .	29
3.3.2	Falha de um laminado multidirecional . . . . .	30
3.3.3	Compósitos Têxteis . . . . .	31
3.3.4	Considerações de Projeto . . . . .	34
3.3.5	Índice de Falha . . . . .	34
3.4	Cargas estáticas e dinâmicas no trem . . . . .	35
3.4.1	Cargas Estáticas . . . . .	36
3.4.2	Cargas de travagem . . . . .	36
3.4.3	Cargas na aterragem . . . . .	36
3.4.4	Aterragem nivelada . . . . .	38
3.4.5	Aterragem nas rodas principais . . . . .	38
3.4.6	Aterragem numa roda principal . . . . .	39
3.5	Algoritmo para o cálculo de trajetórias de projecteis . . . . .	40
<b>4</b>	<b>Desenvolvimento do projétil, do mecanismo de transporte e do trem de aterragem</b>	<b>41</b>

4.1	Dimensionamento do sistema de transporte do projétil . . . . .	42
4.2	Dimensionamento do trem de aterragem . . . . .	44
4.2.1	Dimensionamento das Rodas . . . . .	46
4.2.2	Dimensionamento da perna traseira . . . . .	46
4.2.3	Dimensionamento da Perna Dianteira . . . . .	53
4.3	Construção do Trem de Aterragem . . . . .	57
4.3.1	Construção do Projétil . . . . .	62
<b>5</b>	<b>Ensaaios Experimentais</b>	<b>65</b>
5.1	Montagem do Mecanismo de Transporte e Trem de Aterragem . . . . .	65
5.2	Ensaaios de Voo . . . . .	67
5.3	Tratamento de dados e análise de resultados . . . . .	69
<b>6</b>	<b>Conclusões</b>	<b>75</b>
6.1	Trabalhos Futuros . . . . .	76
	<b>Bibliografia</b>	<b>77</b>

# Lista de Figuras

2.1	Diferentes configurações do trem de aterragem . . . . .	4
2.2	Tipos de molas e amortecedores. . . . .	4
2.3	Mecanismos de retração do trem de aterragem. . . . .	5
2.4	Aeronave Irmãos Wright . . . . .	6
2.5	Junkers JU 52 . . . . .	6
2.6	Boeing 747 . . . . .	7
2.7	MQ-9B SkyGuardian™ . . . . .	8
2.8	Predator® MQ-9 Reaper . . . . .	9
2.9	Elimco UAV E500 . . . . .	9
2.10	Ilustração de um UAV de transporte de material médico . . . . .	10
2.11	Amazon Prime Air UAV . . . . .	10
2.12	Mecanismo de combate a incêndios de <i>John A. Hoffman</i> . . . . .	11
2.13	Garra com um grau de liberdade implementada num quadrotor em <i>Juntong Qi et al.</i> . . . . .	12
2.14	Braço robotizado para construção de pequenas estruturas de <i>R. Cano et al.</i> . . . .	12
2.15	Técnica de saco de vácuo para cura de laminado . . . . .	16
3.1	Forças e momentos resultantes . . . . .	27
3.2	Numeração do laminado . . . . .	27
3.3	Eixos de coordenadas para um laminado (A) unidirecional e (B) reforçado . . . .	30
3.4	Envelopes de falha de várias teorias e dados experimentais para um laminado carbon/epóxi unidirecional sob cargas normal transversal e de corte . . . . .	30
3.5	Comparação de resultados experimentais para a resistência compressiva ao longo da espessura com as previsões de várias teorias. . . . .	33
3.6	Forças e momentos aplicados no trem de aterragem . . . . .	35
3.7	Peso e aceleração equivalentes. . . . .	37
3.8	Forças na aeronave numa aterragem apenas com as rodas principais . . . . .	39
3.9	Forças sofridas pela aeronave numa aterragem apenas com uma das rodas principais . . . . .	39
3.10	Campo de velocidade do ar em torno do projétil para uma velocidade de lançamento de 15m/s e ângulo de ataque de 0° . . . . .	40
4.1	Bola Elide Fire . . . . .	41
4.2	Projétil estudado por Hugo Rocha . . . . .	42
4.3	Protótipo do sistema de transporte. . . . .	43
4.4	Diagrama de forças aplicadas no conjunto de garras do mecanismo de transporte. . . . .	44
4.5	Peça de suporte do mecanismo, servomotores e fixador ao trem de aterragem. . . .	45
4.6	Sistema de transporte e servomotores acoplados ao novo suporte. . . . .	45
4.7	Representação do tirante do mecanismo. . . . .	45

4.8	Dimensões da perna traseira do trem de aterragem em mm. . . . .	46
4.9	Instruções dadas para a criação da malha da perna traseira. . . . .	48
4.10	Malha obtida para a perna traseira. Dimensão dos elementos: 1 mm. . . . .	48
4.11	Malha obtida para a perna traseira (ampliada na zona de ligação ao eixo de uma das rodas). Dimensão dos elementos: 1 mm. . . . .	49
4.12	Esquemática do projeto no programa Ansys. . . . .	50
4.13	Força e suporte fixo aplicados na perna traseira. . . . .	51
4.14	Árvore de análise da perna traseira. . . . .	51
4.15	Parte da perna dianteira que proporciona o controlo de direção no solo. . . . .	54
4.16	Parte da perna dianteira com função estrutural e de acomplamento à aeronave. . . . .	54
4.17	Perna dianteira do trem de aterragem. . . . .	55
4.18	Deflexão obtida para uma carga de 137 N aplicada na perna dianteira, simulando uma aterragem nivelada. . . . .	55
4.19	Margem de segurança de Tsai-Wu obtida para uma carga de 137 N aplicada na perna dianteira, simulando uma aterragem nivelada. . . . .	56
4.20	Força aplicada com um ângulo de 70° em relação ao solo. . . . .	56
4.21	Molde para a perna traseira com dimensões em mm. . . . .	58
4.22	Desbaste do molde para a perna traseira com fresa CNC. . . . .	58
4.23	Laminação das diferentes fibras usadas para a construção da perna traseira. . . . .	59
4.24	Processo de cura de compósito usando saco de vácuo. . . . .	59
4.25	Molde em PLA e respetivas peças desmoldadas e acabadas para obter a forma desejada. . . . .	60
4.26	Molde com peça a desmoldar pós-cura. . . . .	60
4.27	Peça principal de suporte e de ligação das pernas do trem de aterragem bem como do sistema de transporte. . . . .	61
4.28	Calço em madeira. . . . .	62
4.29	Peça de ligação do trem de aterragem à aeronave. . . . .	62
4.30	Peça de suporte, calço e peça de ligação à aeronave acopladas. . . . .	63
4.31	Projétil. . . . .	63
4.32	Pesos utilizados para simular a massa do projétil. . . . .	64
5.1	Mecanismo de transporte montado com os montores servo. . . . .	65
5.2	Trem de aterragem e sistema de transporte. . . . .	66
5.3	Trem de aterragem e sistema de transporte acoplados à aeronave. . . . .	67
5.4	Diagrama representativo dos ensaios realizados. . . . .	68
5.5	Recolha das coordenadas, altura e alcance da trajetória recorrendo ao programa de análise <i>Kinovea</i> . . . . .	69
5.6	Resultados das trajetórias dos ensaios e do algoritmo feito por Hugo Rocha. . . . .	70
5.7	Trajcetórias para os novos parâmetros com acertos. . . . .	73

# Lista de Tabelas

2.1	Vantagens e desvantagens do trem em triciclo. . . . .	8
2.2	Vantagens e desvantagens do trem de cauda. . . . .	8
3.1	Fatores de carga usualmente utilizados para diferentes tipos de aeronaves . .	37
4.1	Propriedades ortotrópicas de elasticidade e limite de tensão do compósito CFRP utilizado. . . . .	47
4.2	Propriedades Isotrópicas da resina epóxi. . . . .	47
4.3	Propriedades ortotrópicas de elasticidade e limite de tensão do compósito reforçado com fibra de vidro utilizado. . . . .	48
4.4	Diferentes configurações de orientação de fibras, onde o <i>C</i> e <i>G</i> subscritos representam fibra de carbono e de vidro, respectivamente. . . . .	50
4.5	Resultados para os casos presentes na Tabela 4.4. . . . .	52
4.6	Novas orientações de fibra para laminação da perna traseira. . . . .	52
4.7	Resultados da análise ao trem traseiro com redução de espessura. . . . .	53
4.8	Resultados da análise à perna traseira para uma carga aplicada a 70°. . . . .	53
4.9	Resultados da deformação e resistência para uma força de 120,1N aplicados numa perna. . . . .	53
4.10	Resultados da deflexão e margem de segurança de Tsai-Wu obtidos para dois casos distintos com cargas não verticais. . . . .	56
5.1	Condições retiradas da análise dos vídeos dos ensaios e da página web <i>Meteo Técnico</i> . . . . .	70
5.2	Valores do tempo de voo, velocidade final e alcance nos ensaios e dados pelo algoritmo. . . . .	70
5.3	Erro em percentagem do tempo de voo, velocidade final e alcance do projétil para os três lançamentos. . . . .	71
5.4	Valores da incerteza para a velocidade do projétil. . . . .	71
5.5	Novos valores com incertezas a implementar no algoritmo. . . . .	72
5.6	Acertos feitos nos parâmetros utilizados. . . . .	72
5.7	Valores do alcance e erro associado para os ensaios e trajetórias corrigidas. . .	73
5.8	Tempos de voo, velocidade final e respectivos erros para os três casos corrigidos.	73



## Lista de Acrónimos

ANAC	Autoridade Nacional da Aviação Civil
CG	Center of Gravity
CFRP	Carbon Fiber Reinforced Polymer
DOF	Degrees of Freedom
ESC	Electronic Speed Controller
FFF	First Fibre Failure
FPF	First Ply to Failure
MEF	Método Elementos Finitos
MTOW	Maximum Takeoff Weight
TCPL	Teoria Clássica de Placa Laminada
UAS	Unmanned Aircraft System
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
UBI	Universidade da Beira Interior
UGV	Unmanned Ground Vehicle
ULF	Ultimate Laminate Failure



# Capítulo 1

## Introdução

### 1.1 Motivação

Portugal tem sido fustigado por incêndios florestais nos últimos anos, tendo aumentado a intensidade e o número destes. Uma época de seca mais prolongada, devido às alterações climáticas e consequente aumento da temperatura média e diminuição da época de chuva, facilitam o aparecimento de focos de incêndio e a sua progressão, sendo cada vez mais rápido e fácil o seu crescimento para tomar grandes proporções. A falta de limpeza de terrenos particulares é um problema, muitas vezes devido ao movimento em massa das populações para as zonas urbanas, ficando apenas população envelhecida sem condições para uma limpeza própria, deixando vegetação seca. O uso de máquinas agrícolas, como roçadoras, nas zonas rurais é também um fator importante para a criação de pequenos focos de incêndio por negligência.

Em 2017, a área ardida de Portugal aumentou 428%, comparando com as médias anuais até à data, sendo considerado o ano com mais área ardida desde 2010 [1]. Uma limpeza deficiente das florestas ou uma má gestão do território por parte das autoridades competentes, não criando faixas de contenção e acessos à floresta, dificultam a rápida ação e tornam o ambiente inseguro para as forças de combate a incêndios. Os incêndios florestais têm um impacto económico, social e ambiental muito grande e por isso uma aposta no combate a incêndios é essencial. O desenvolvimento de novas formas de combate e prevenção podem ajudar a reduzir drasticamente o custo associado ao combate, visto que um ataque rápido a um foco de incêndio pequeno e inicial é mais fácil que um incêndio florestal com grandes dimensões e várias frentes.

A grande evolução tecnológica de aeronaves não tripuladas possibilita o uso destas para várias atividades relacionadas com o combate a incêndios, sejam elas, vigilância, prevenção e combate direto, tendo a vir a crescer ao longo da última década. O uso de aeronaves não tripuladas reduz o número de recursos humanos bem como o risco de ferimentos ou mesmo morte. Podem ainda reduzir o tempo de ataque a focos de incêndio, especialmente em sítios com acessos difíceis ou inexistentes, prevenindo o nascimento de grandes frentes de fogo.

O avanço tecnológico nesta área permite a criação de um sistema totalmente autónomo de deteção e ataque imediatos, não necessitando diretamente de mão humana. No sentido de desenvolver estes sistemas, a *SpaceWay* propôs o conceito de combate na fase inicial lançando um projétil anti-fogo, neste caso uma bola extintora, de uma aeronave não tripulada,

que no impacto com o solo explodirá e libertará um químico extintor e retardante de fogo. No seguimento da dissertação de Hugo Rocha [2], onde idealizou e testou várias ideias de cones de cauda a implementar na bola extintora, de forma a estabilizar aerodinamicamente o projétil, permitindo uma trajetória previsível, necessária para um bom ataque ao foco de incêndio, é de extrema importância desenvolver um sistema de transporte deste projétil e o seu adaptamento a uma aeronave existente.

## **1.2 Objetivos**

O objetivo principal desta dissertação é a idealização e construção de um sistema de transporte de carga útil para acoplar a uma aeronave não tripulada. De forma a implementar este sistema é necessário o dimensionamento e criação de um novo trem de aterragem. Como carga útil será utilizada um projétil com uma bola de combate a incêndios e posteriormente analisada a sua trajetória.

## **1.3 Estrutura da Dissertação**

Primeiramente será feito um estudo do estado da arte dos vários tópicos que irão ser abordados na dissertação. De seguida são definidos os princípios teóricos que irão ser a base da ideologia e metodologia utilizada e da testagem. No capítulo seguinte é apresentada a metodologia utilizada para a criação e construção das diferentes partes do trem de aterragem e sistema de transporte do projétil. De seguida são planificados os testes a realizar, bem como a recolha de dados, seu tratamento e análise. Por último, são apresentadas as conclusões desta dissertação e os trabalhos futuros.

# Capítulo 2

## Revisão Bibliográfica

É de grande importância analisar e conhecer a história e evolução dos trens de aterragem utilizados em todo o tipo de aeronaves, incidindo não só em aeronaves existentes atualmente no mercado, bem como descontinuadas ou em fase de desenvolvimento. É importante analisar o tipo e configuração, a estrutura, os materiais utilizados e todos os sistemas associados. É expectável que a evolução traga um desenvolvimento tecnológico do projeto, estrutura e aerodinâmica, proporcionando construções mais simples, eficazes e baratas.

Vários sistemas acoplados a UAV com variadas funções foram estudados, incidindo mais em UAV de combate a incêndios e suporte em catástrofes. É feita uma abordagem à legislação para a aeronavegabilidade de UAV bem como a processos de fabricação em compósito e impressão 3D.

### 2.1 Tipos e Configurações de Trens de Aterragem e seus sistemas

É de extrema importância abordar e distinguir os diferentes tipos de configurações de trens de aterragem existentes, uns mais usados que outros, e realçar as suas vantagens e desvantagens antes de começar a fazer uma análise à história e evolução destes mesmos.

Estas diferentes configurações podem variar desde o número de "pés" bem como da sua disposição na aeronave, do tipo de molas e amortecedores, se é ou não direcionável e ainda do tipo de mecanismo de retração, se existente. Uma breve referência a hidroaviões e anfíbios é feita no final deste subcapítulo. Quanto à disposição do trem existem várias configurações, sendo elas o mono-roda, trem de cauda, biciclo, triciclo, quadriciclo e multi-bogey, tendo a Figura 2.1 uma boa esquematização destas.

As molas e amortecedores utilizados na aviação evoluíram ao longo dos anos, desde aeronaves em que o eixo das rodas estava fixo na fuselagem, tornando todas as manobras no solo muito bruscas, principalmente a aterragem, até aos sistemas hidráulicos que hoje são comuns. Esta necessidade de amortecer a aeronave deve-se ao crescente aumento do peso das aeronaves e das maiores velocidades de aterragem. Um aumento da flexibilidade do trem de aterragem possibilita uma diminuição dos fatores de carga no mesmo e assim minimizar o peso da estrutura influenciada pelas cargas na aterragem. O desenvolvimento destes sistemas com molas, trouxe alguma liberdade ao movimento das rodas, suavizando as manobras que requeriam o trem de aterragem. A meio do século XX começaram a surgir os primeiros

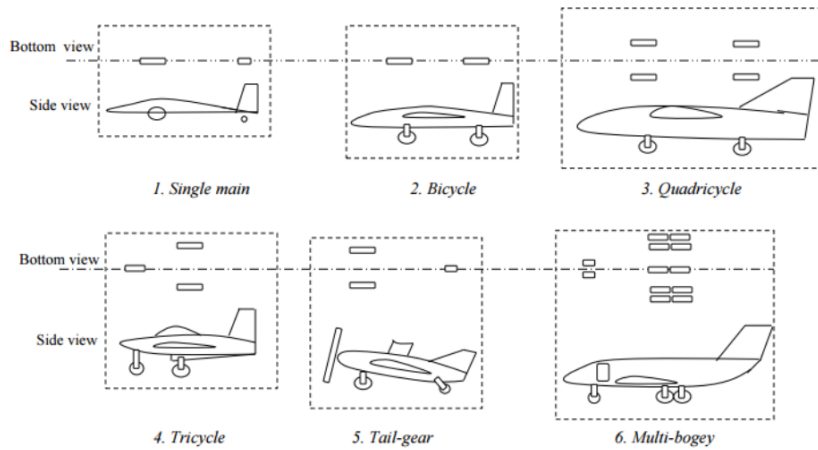


Figura 2.1: Diferentes configurações do trem de aterragem [3].

mecanismos hidráulicos que são os mais comuns na atualidade da aviação civil e militar. No que toca a UASs/UAVs, existindo em alguns casos a limitação do peso e de tamanho, muitos não têm qualquer tipo de molas e amortecedores, sendo o trem principal a suportar grande parte das cargas e sendo a deflexão deste que proporciona um mecanismo de mola. Na Figura 2.2 estão apresentados alguns tipos de amortecedores utilizados.

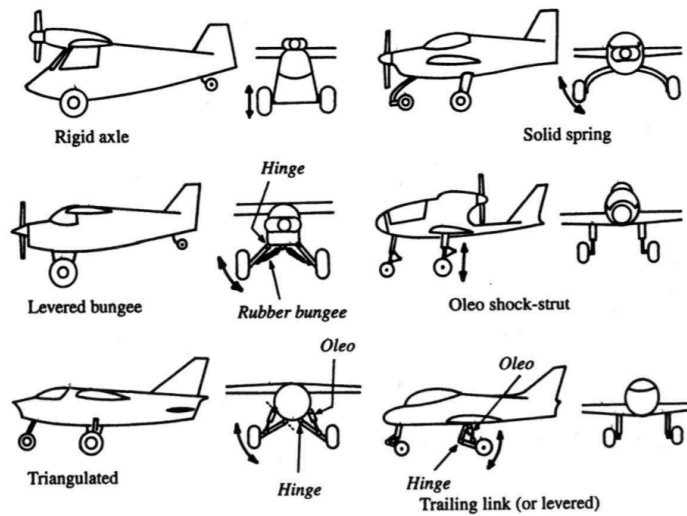


Figura 2.2: Tipos de molas e amortecedores [4].

Quanto aos trens direcionáveis existem dois casos, o uso de uma roda-livre ou roda direcionável:

Roda-livre:

- A direção é controlada com travagem assimétrica nas rodas principais;
- A roda é sempre estável.

Roda direcionável:

- A roda é instável estaticamente;
- A roda é estável em movimento ou com comandos de direção;
- O ângulo de direção da roda direcionável deve ser tal que o ponto de rotação da aeronave esteja para dentro da ponta da asa;
- O ângulo de direção não deve ser muito pequeno para permitir manobras de reboque.

Um trem de aterragem fixo não retrátil cria muito arrasto e com o aumento da velocidade das aeronaves torna-se um problema acrescido, e por isso, com a evolução foram implementados sistemas de retração hidráulicos que recolhem o trem para o interior da aeronave ou pods existentes, consoante o projeto desta. Na Figura 2.3 estão retratados alguns casos e sistemas de armazenamento do trem recolhido.

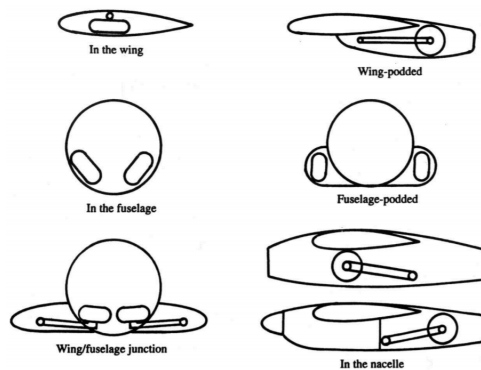


Figura 2.3: Mecanismos de retração do trem de aterragem [4].

Existem outros tipos de trens de aterragem, sem rodas ou patins, mas sim cascos ou boias, presentes em hidroaviões e aeronaves anfíbias. Estas aeronaves possibilitam o transporte de carga ou pessoas para locais de difícil acesso, que não têm uma pista de aterragem em terra, sendo unicamente possível aterrar na água, seja no mar, rios ou barragens. No que toca ao casco destas aeronaves existem algumas precauções que se devem ter em conta no momento do projeto, nomeadamente o formato e dimensões do casco, fatores que influenciam alguns parâmetros como a resistência hidrodinâmica e as cargas na aterragem.

## 2.2 Evolução dos Trens de Aterragem de Aeronaves na História

Desde os primeiros voos tripulados com aeronaves planadoras e do primeiro voo numa aeronave motorizada, até aos dias de hoje, seja na aviação comercial, militar e aeronaves não tripuladas, os trens de aterragem sofreram muitas alterações e adaptações, seja na sua configuração, nos materiais utilizados e nos vários sistemas inerentes ao trem, como amortecedores, pneus, mecanismos de retração, etc. Nos próximos parágrafos são apresentadas

diferentes aeronaves, de diferentes momentos na história, com diferentes tipos de trens de aterrager. As primeiras aeronaves, com ou sem tripulação, tinham estruturas muito leves, usando madeira como principal material para os trens de aterrager. Eram usadas rodas ou patins, por vezes uma combinação destes dois, consoante a configuração utilizada. Wilbur e Orville Wright, mais conhecidos como irmãos Wright, pioneiros e um ícone para a aviação e para o mundo, que realizaram um voo motorizado, tripulado e controlado a 17 de Dezembro de 1903. Conseguimos observar na Figura 2.4 que o trem de aterrager utilizado na aeronave dos irmãos Wright é um par de patins em madeira que ajudavam também no momento de lançamento, guiando a aeronave na catapulta [5].



Figura 2.4: Aeronave Irmãos Wright [6].

Nos 21 anos entre a Primeira Guerra e a Segunda Guerra Mundial o projeto dos trens de aterrager evoluiu rapidamente, passando de estruturas em madeira para ligas de alumínio, trens retráteis e implicando uma variedade de sistemas amortecedores. Construída em 1931, a Junkers Ju 52, Figura 2.5, foi muito utilizada na Segunda Guerra Mundial como bombardeiro médio e aeronave de transporte, tendo também um papel na aviação civil. Desenvolvida e produzida pela alemã Junkers, esta aeronave apresenta um trem de aterrager totalmente metálico, fixo e dividido, tendo algumas aeronaves carnagens nos pneus dianteiros. Na generalidade têm uma roda na cauda, sendo que em alguns casos esta roda foi substituída por patins ou mesmo boias, consoante a necessidade [7].



Figura 2.5: Junkers JU 52 [8].

Olhando para aeronaves utilizadas atualmente, que normalmente apresentam uma configuração de trem um pouco diferente dos casos referidos atrás, utilizando um trem em triciclo, com uma ou mais rodas em cada pé, sendo o caso do Boeing 747 da empresa americana Boeing Commercial Airplanes, apresentado na Figura 2.6. Esta aeronave tem estruturas e sistemas hidráulicos redundantes e quatro trens de aterragem principais, cada um com 4 rodas, possibilitando uma melhor distribuição dos esforços causados pelo peso da aeronave tanto em manobras de solo como no momento da aterragem, bem como uma maior segurança caso algum pneu rebente. Como referido anteriormente, este trem de aterragem é redundante e por isso consegue aterrar apenas com dois pés opostos, caso os outros dois não estejam a funcionar como previsto. [9].



Figura 2.6: Boeing 747 [9].

O universo de UAVs/UASs está em rápida expansão e estas aeronaves são usadas em diferentes áreas com variadas funções. Uma delas, a MQ-9B SkyGuardian™ da General Atomics Aeronautical, Figura 2.7, é uma aeronave de vigilância tanto terrestre como marítima. Esta aeronave pode ter várias funções como assistência humanitária, busca e salvamento, apoio em missões anti-droga e pirataria e amplamente utilizada em contexto militar. Possui um trem de aterragem do tipo triciclo, metálico e em fibra de carbono, de forma a diminuir o peso da estrutura, mantendo ótimas propriedades mecânicas e resistência à fadiga, possibilitando um aumento da carga útil, que é um fator muito importante para este tipo de aeronave [10].

### 2.3 Trens tipicamente usados em UAVs

Existe uma grande panóplia de UAVs com funções e características diferentes mas no que toca às configurações do trem de aterragem são usuais o trem de cauda e em triciclo. Nas Tabelas 2.1 e 2.2 são apresentadas as vantagens e desvantagens destas duas configurações:

No mundo dos UAVs o tipo de trens de aterragem mais comuns no que toca aos materiais utilizados são:



Figura 2.7: MQ-9B SkyGuardian™ [10].

Triciclo	
Vantagens	Desvantagens
Direcionalmente estável	Perna dianteira pesada devido a cargas dinâmicas elevadas
Boa visibilidade no solo	Resistência aerodinâmica elevada com trem fixo (esteira da hélice)
Bom controlo com vento cruzado	Mecanismo de direção mais complexo
Hélice não toca no solo (o nariz não baixa muito na travagem)	Mais caro
Boa aceleração na descolagem (baixo ângulo de ataque)	Retração da roda do nariz mais complexa devido ao espaço
Distância entre eixos pequena permite raio de viragem pequeno	Travagem brusca alivia a carga nas rodas principais podendo provocar derrapagem

Tabela 2.1: Vantagens e desvantagens do trem em triciclo.

Trem de cauda	
Vantagens	Desvantagens
Barato	Controlo no solo difícil
Baixa resistência aerodinâmica	Direcionalmente instável
Fixação simples na asa ou fuselagem	Visão reduzida no solo
Ângulo de ataque elevado na (grande resistência aerodinâmica)	Controlo direcional difícil com vento cruzado
Melhor para pistas não preparadas	A hélice pode tocar no chão em travagens mais bruscas
Peso baixo da roda traseira	Aceleração baixa na descolagem devido a ângulo de ataque elevado
Mecanismo de direção simples	

Tabela 2.2: Vantagens e desvantagens do trem de cauda.

- Trens de aterragem metálicos;
- Trens de aterragem em compósito;
- Trens de aterragem mistos, com partes metálicas e em compósito.

Os trens em compósito são normalmente associados a UAVs mais leves pois estes conferem uma ótima rigidez para o peso que têm. Ainda assim existem alguns exemplos de aeronaves com MTOWs elevados como é o caso do Predator® MQ-9 Reaper [11] com um MTOW de

4760 kg, apresentado na Figura 2.8, que tem um trem de aterragem rígido em compósito com braço de torque, devido às suas grandes dimensões.



Figura 2.8: Predator® MQ-9 Reaper [11].

Quanto ao projeto do trem dianteiro, é comum ver trens do tipo mola com formato folha, como é apresentado na Figura 2.9 o Elimco UAV E500, ou estrutura rígida em cilindro, como visto anteriormente no Predator® MQ-9 Reaper.



Figura 2.9: Elimco UAV E500 [12].

## 2.4 UAVs/UASs de Transporte

O mundo das aeronaves não tripuladas ou UAVs está em constante crescimento e estas apresentam uma utilidade extensa que abrange as mais variadas áreas. Apesar de os casos mais comuns e conhecidos serem os UAVs usados a nível militar em missões de reconhecimento ou missões furtivas, ou ainda UAVs para uso pessoal ou lazer, existem ainda aeronaves utilizadas na área da saúde (transporte de medicamentos para zonas de difícil acesso ou ainda produtos médicos urgentes como sangue ou desfibrilhador) Figura 2.10 [13], investigações científicas (mapeamento de território ou observação de espécies) [14], proteção civil (utilizadas em catástrofes para localizar vítimas entre os destroços, incêndios urbanos e naufrágios) [15], agricultura (para monitorização de plantações e aplicação de produtos) [16], serviços de entregas (como é o exemplo da Amazon) Figura 2.11 [17] e por serviços de comunicação (canais televisivos).

Uma área que não apresenta um uso generalizado destas aeronaves não tripuladas é o combate aos incêndios, havendo sim UAVs que os monitorizam e ainda alguns que encontram pequenos focos de incêndio em fases iniciais. Como falado anteriormente, existem muitos locais com maus acessos ou mesmo inexistentes, principalmente em Portugal que tem muitas regiões com uma geografia muito acidentada. O uso destas aeronaves não só para monitorizar mas também para o combate destes pequenos pontos de incêndio possibilita um combate rápido e uma segurança para os corpos de intervenção.



Figura 2.10: Ilustração de um UAV de transporte de material médico [13].



Figura 2.11: Amazon Prime Air UAV [18].

#### 2.4.1 UAVs de intervenção em catástrofes e incêndios

Como referido anteriormente, é cada vez mais frequente a implementação de UAVs para intervenções rápidas em catástrofes, seja na procura de vítimas em destroços ou extinção de incêndios urbanos, conectando à aeronave uma mangueira alimentada por um tanque de água, permitindo um ataque a incêndios de altitude, com uma abordagem mais segura e rápida, não sendo necessário o uso de uma escada extensível, visto em *Jason Moore* [19].

Em *Won G.Y.* [20] foi desenvolvido um sistema com mobilidade no solo bem como uma unidade de voo, dando-lhe a capacidade de atacar incêndios em casas ou edifícios maiores, podendo fazer uma aproximação por terra ou ar. Está equipado com sistemas de combate a fogo com pó extintor. No que toca a incêndios florestais, certos mecanismos já foram estudados, variando no tipo de aeronave utilizada, no tipo de descarga ou mesmo a carga útil.

Em *Connie Phan* [21] podemos ver uma cooperação entre UAV e UGV para detecção, controle e extinção de um incêndio florestal mas neste caso o UAV tem a função de detetar e controlar a evolução da frente de fogo. A maioria dos UASs utilizados no combate a incêndios são quad-rotors que sobrevoam o local do foco e largam a carga útil, sendo esta pequenas bombas com material químico retardante ou apenas gel retardante, sendo o mecanismo de largada diferente nestes dois casos. Um dos problemas deste tipo de aeronave é a sua baixa velocidade quando comparada com aeronaves de asa fixa, que permitem um ataque mais rápido. Uma vantagem dos quad-rotors é a precisão da descarga, pois pairam sobre o local, enquanto que para as aeronaves de asa fixa é necessário a previsão e estudo da trajetória efetuada pela carga útil até ao local pretendido para se atingir a precisão requerida.

Em *John A. Hoffman* [22] é aplicado um UAV a uma aeronave de transporte que lança-o na área atingida pelo fogo numa trajetória prevista. Após este lançamento, o UAV irá iniciar o voo controlado de modo a alcançar a área desejada e assim atacar o fogo com material extintor ou material retardante. Este UAV é de uso único, apesar de os seus componentes serem recuperáveis. Uma ilustração deste método de combate está presente na Figura 2.12.

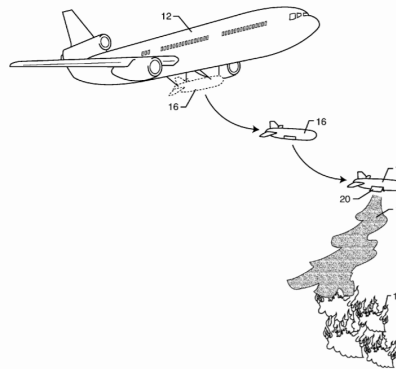


Figura 2.12: Mecanismo de combate a incêndios de *John A. Hoffman* [22].

## 2.5 Garras e Mecanismos de transporte

A criação de mecanismos de transporte e/ou manipulação de objetos tem sofrido uma grande evolução, existindo mecanismos cada vez mais complexos, eficientes e delicados, expandindo a sua aplicabilidade a várias áreas com diferentes funções. Em *Zhongliang Hou et al.* [23] foi idealizado e desenvolvido um mecanismo tipo garra com a sensibilidade de uma mão humana, visando a implementação deste sistema em robôs para colher tomates de uma plantação sem os danificar. Este tipo de mecanismo é largamente utilizado na indústria de produção em linha, onde existe transferência de componentes entre linhas. Um braço robótico com uma garra sensível adaptável para apanhar objetos desconhecidos foi desenvolvido em *Chih-Hsing Liu et al.* [24]. Esta garra consegue adaptar-se a objetos de diferentes dimensões e foi construída utilizando impressão 3D.

O rápido desenvolvimento de UAVs estendeu a aplicação de robôs do chão para o ar, le-

vando ao desenvolvimento de braços robotizados para manipular e transportar objetos, aumentando a aplicabilidade destas aeronaves em trabalhos do cotidiano. Em *Juntong Qi et al.* [25] é desenvolvido um sistema tipo garra com um grau de liberdade, implementado num UAV quad-rotor com o objetivo de transportar uma certa carga útil, tentando estudar melhor o impacto do transporte de carga variável no controlo da aeronave (Figura 2.13).



Figura 2.13: Garra implementada num quadrotor em *Juntong Qi et al.* [25].

Existem outras aplicações para estes braços ou garras robotizados como em *Pu Xie et al.* [26], onde desenvolveram o conceito de um braço robotizado multidisciplinar com a capacidade de aterrar o UAV, agarrar e transportar objetos e até empoleirar num objeto como uma ave. Em *R. Cano et al.* [27], desenvolveram um braço mecânico com seis graus de liberdade, apresentado na Figura 2.14 e incorporaram-no num UAV para montar pequenas estruturas. Estes sistemas são ainda utilizados no setor de manutenção como apresentado em *P. Ramon-Soria et al.* [28], onde implementaram uma garra num UAV com o intuito de analisar e corrigir posições de tubos, após empoleirar nestes.



Figura 2.14: Braço robotizado para construção de pequenas estruturas de *R. Cano et al.* [27].

Em *Daniel Mellinger et al.* foi abordado o projeto, modelagem e controlo de diferentes mecanismos tipo garra para manipulação e transporte de objetos. Estes sistemas estão implementados em *quadrotors* e para além de conseguirem pousar e manipular em diferentes tipos de

objetos, conseguem estimar a massa, centro de gravidade e os momentos de inércia destes, testando com garras de impacto e de ingressão, obtendo resultados bastante favoráveis [29]. Um mecanismo mais sofisticado criado em *Usman A. Fiaz et al.* que consegue transportar e largar com sucesso até quatro objetos simultaneamente com formas diferentes. Este sistema usa ímans permanentes para agarrar e transportar objetos ferrosos e um mecanismo de largada de dois impulsos. Otimizaram o sistema para condições realistas, como a simplicidade do projeto e a robustez para resistir a manobras aéreas, limites de carga útil para *quadrotors*, a potência consumida pela garra bem como a sua fiabilidade em voo para agarrar autonomamente objetos. Para além de testes em laboratório onde mostraram que conseguiam transportar e largar objetos com diferentes formas, transportaram ainda objetos com uma massa de 500 gramas em campo aberto.

Existem poucos estudos de implementação de mecanismos do tipo garra para transporte de objetos em UAVs de asa fixa. Comparativamente aos exemplos anteriormente falados, este tipo de aeronave permite transportes de maior alcance mas torna os lançamentos mais complexos, sendo necessário a previsão de uma trajetória, de modo a alcançar a eficácia pretendida. Na tese de doutoramento de *Siri Gulaker*, criaram, implementaram e testaram um conjunto de sistemas para o transporte e lançamento de um objeto balístico numa aeronave não tripulada de asa fixa [30]. Estes sistemas estudam e localizam a posição do alvo e utilizando um algoritmo calculam a altitude, atitude e velocidade de lançamento para uma trajetória certa. Este tipo de sistema é também estudado em *Siri Gulaker et al.* onde conseguiram obter uma estimativa para a identificação visual do alvo com um erro de 3,4 metros e 5,5 metros na precisão do lançamento [31].

## **2.6 Legislação para UAVs**

Devido ao grande e rápido crescimento do setor de UAVs e UASs foi necessária a criação e implementação de documentos com normas e diretrizes para uma aeronavegabilidade contínua destas aeronaves. Estas normas incidem sobre o projeto e construção da aeronave como também a certificação destas e dos seus pilotos.

### **2.6.1 STANAG 4703/NATO AEP83**

A NATO tem vindo a construir uma legislação especial para UAVs de uso militar: STANAG 4703/NATO AEP83 [32], sendo esta uma adaptação da legislação atual de aeronaves ligeiras tripuladas, como a CS-23 e FAA FAR 23. É importante referir que a NATO não certifica aeronaves mas sim as entidades nacionais de cada país, que em Portugal é a ANAC. Se a ANAC afirmar que a aeronavegabilidade de um sistema UAV está de acordo com as normas presentes no documento STANAG 4703/NATO AEP83 então, de uma perspetiva de aeronavegabilidade, o UAV deve ser aprovado a voar no espaço aéreo de outros países associados à NATO e que aprovem e usem também este documento.

Este documento criado pela NATO tem um conjunto de requerimentos mínimos de aereo-

navegabilidade para aeronaves leves não tripuladas de asa fixa com um MTOW máximo de 150 kg e uma energia de impacto máxima de 66 J, que voem regularmente em espaço aéreo não segregado.

Devido à grande variedade de configurações e tecnologias possíveis nesta categoria de UAS e partindo do princípio de que estes sistemas têm uma arquitetura simples, STANAG 4703/NATO AEP83 foi desenvolvido com os seguintes objetivos:

- Requerir não mais do que a quantidade mínima de provas de certificação que sejam precisas de forma a ter uma aeronavegabilidade aceitável;
- Referenciar todos os atributos do projeto que ameacem a segurança da aeronave;
- Ser flexível ao não prescrever, de forma a não limitar as soluções de projeto.

Foi considerado que uma prescrição completa e tradicional de diretrizes de aeronavegabilidade não iria cumprir estes objetivos, mesmo que derivasse de regulamentos civis e militares para aeronaves tripuladas, e por isso foi criada uma aproximação híbrida, que combina um conjunto de códigos de aeronavegabilidade convencional com outros tipos de critérios de qualidade visando atingir um alto nível de confiança do projeto da aeronave.

Devido às cargas aplicadas no trem, este é considerado uma estrutura principal e, de acordo com esta legislação, todas as cargas operacionais máximas que as estruturas principais têm de suportar no solo devem estar identificadas, considerando forças externas em equilíbrio com forças inerciais. Quando o projeto do trem é efetuado, deve-se considerar que o impacto de aterragem é a carga máxima atingida.

Como o trem é considerado uma estrutura principal deve ser utilizado um fator de carga limite superior ou igual a 1,5 de maneira a determinar as cargas finais, multiplicando as cargas máximas por este fator. Para outras estruturas que não sejam estruturas principais, este fator de segurança não deve ser inferior a 1,25, sendo necessária uma aprovação por parte da autoridade certificadora.

## 2.6.2 EASA CS-23

Existem bastantes similaridades entre os documentos CS-23 e STANAG 4703/NATO AEP83 e por isso serão referidos apenas alguns aspetos presentes neste documento [33].

A estrutura deverá suportar cargas limite sem:

- Comprometer ou interferir com a segurança da operação;
- Deformações permanentes.

No que toca à deformação e resistência da estrutura, esta deverá suportar as cargas últimas durante 3 segundos, sem apresentar deformações plásticas. No contacto com o solo, uma componente de arrasto de pelo menos 0.25 da reação máxima vertical deverá ser combinada com as componentes verticais, sendo que esta toma a direção horizontal e contrária ao movimento da aeronave. Existe uma elevada exigência e controlo dos materiais e processos de fabrico destas estruturas primárias, pelo que existem algumas diretrizes neste documento relativas a esse tema:

- Se as propriedades mecânicas do material forem requeridas, uma determinação dessas propriedades deverá ser baseada em testes suficientes desse mesmo material para estabelecer valores estatísticos de projeto;
- Se efeitos térmicos são significativos num componente ou estrutura críticos em condições de operação normais, estes efeitos devem ser determinados;
- Os métodos e processos de fabricação devem produzir estruturas consistentes. Se um processo de fabrico requerir um controlo apertado para atingir o objetivo, o processo deve ser definido com uma especificação de processo aprovada.

As cargas aplicadas nos componentes estruturais devem ser determinadas para os seguintes casos:

- Interação de sistemas e estruturas;
- Cargas estruturais na fase de projeto;
- Cargas em voo;
- Cargas no solo ou água.

As cargas limite devem ser determinadas, sendo iguais às cargas no projeto estrutural e deve ser usado um fator de segurança de 1,5 para o cálculo das cargas finais, tal como em STANAG 4703/NATO AEP83.

## **2.7 Fabricação de compósitos utilizando saco de vácuo**

A técnica de saco de vácuo cria pressão ao longo de todo o laminado durante o ciclo de cura, ajudando a remover bolsas de ar existentes entre as camadas de fibra e resina, compactando as diferentes camadas para uma boa distribuição das forças aplicadas à estrutura, prevenindo ainda que a orientação das fibras se altere durante a cura. Reduz ainda a humidade na peça e ajuda a atingir o rácio fibra-resina pretendido no compósito. Para além disso, é uma técnica barata [34].

O rácio fibra-resina é um parâmetro muito importante para atingir as propriedades do compósito pretendidas. As fibras por si só não apresentam grande resistência mecânica (excepto na direção das fibras), enquanto que a resina (como a epóxi) é frágil após a cura sem reforço (fibras). Assim, é importante que não haja excesso de resina no laminado (o laminado comportar-se-á mais como uma resina) mas também que não haja falta dela (locais onde as fibras estão "secas" são fracos). Não existe um valor ideal para o rácio fibra-resina, sendo utilizado normalmente entre 50% e 60%. Este tipo de sistema a vácuo é complexo, e requer um bom conhecimento do processo para obter bons resultados. Na Figura 2.15 é apresentado um esquema da técnica de saco de vácuo em laminados.

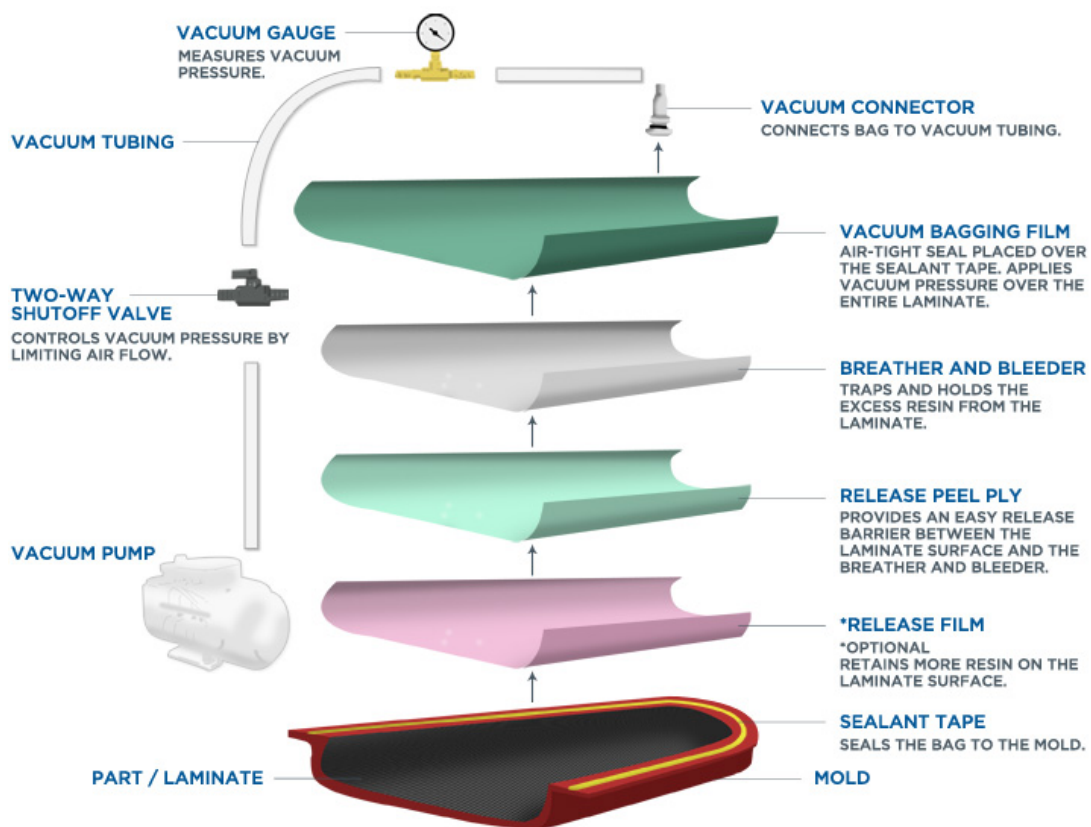


Figura 2.15: Técnica saco de vácuo para cura de laminado [35].

A primeira camada, *Peel Ply*, separa o laminado e as subsequentes camadas, *Bleeder Layer/Breather Layer*. Pode ser porosa ou não porosa, dependendo da quantidade de resina que se quer absorver. É esta camada que ajudará a remover todas as seguintes camadas após a cura do laminado.

A *Bleeder Layer* é usada para absorver o excesso de resina do laminado. Pode ter várias camadas consoante a necessidade de absorver mais ou menos resina.

*Separator Film Layer* é a camada usada entre a *Bleeder Layer* e a *Breather Layer* de forma a restringir o fluxo de resina. Pode ser perfurado ou extendendo-se até às pontas do laminado, parando na ponta do respirador de forma a permitir um bom fluxo do ar no saco.

A *Breather Layer* é utilizada para manter um percurso ao longo do saco até à bomba de vácuo permitindo que o ar escape e que uma pressão contínua seja aplicada no laminado. É usualmente constituído por fibras sintéticas ou um fabricado de fibra de vidro pesado. Esta camada está normalmente em contacto direto com a bomba de vácuo.

O filme para o saco de vácuo, ou *Bag Film*, é uma membrana que é selada nas extremidades do molde ou noutro filme, formando um envelope. O saco costuma ser maior que a área a ser curada, devido a dobras e pregas nos cantos e na periferia do saco. Estes sacos são normalmente feitos de Nylon, Kapton, entre outros.

## **2.8 Impressão 3D**

O processo de impressão 3D é uma evolução lógica da impressão 2D. A maioria das pessoas está familiarizada com o processo de impressão 2D onde imagens ou texto são criados ao controlar o posicionamento do tinteiro na superfície do papel. De uma forma similar, as impressoras 3D criam objetos ao controlar a deposição e adesão de camadas sucessivas de um material de construção em espaço 3D. Para imprimir uma peça 3D é necessário um modelo digital desta, com recurso a programas CAD ou com recurso a digitalização 3D [36]. Independentemente de como o modelo digital da peça é criado, uma vez pronto a ser impresso necessita de ser tratado por um software de *slicing* que divide o modelo em várias secções com espessura na fração do milímetro. Estas secções são enviadas para a impressora que as irá fabricar, camada a camada, até o objeto pretendido ficar completo. Existe uma grande variedade de materiais utilizados na impressão 3D, sendo a maioria de origem plástica, como o PLA e ABS, existindo ainda filamentos de PLA com fibra de carbono e ainda materiais à base de borracha como o TPU e TPE, que apresentam uma boa elasticidade.



# Capítulo 3

## Metodologia

### 3.1 Método de Elementos Finitos

Quando existe a necessidade de modelar o comportamento estrutural de peças em 3D com geometria complexa, modelos analíticos são geralmente imprecisos ou requerem uma grande simplificação do problema em causa. Assim, na ausência de soluções analíticas, devem ser utilizados métodos numéricos. Da panóplia de métodos numéricos existentes, o método de elementos finitos é o mais utilizado na análise estrutural de componentes com uma geometria 3D complexa.

O Método de Elementos Finitos (MEF) é um método numérico usado em problemas de variadas áreas, como problemas estruturais, térmicos, de fluídos e eletroestáticos. Tem um grande valor na indústria, permitindo um rápido desenvolvimento de produtos pois alguns testes físicos simples não necessitam de ser feitos, poupando tempo e dinheiro. Tem um número finito de graus de liberdade ao contrário do campo contínuo que tem graus de liberdade infinitos. A ideia principal é dividir a estrutura em múltiplas parcelas ou elementos. Esta coleção de elementos é denominada de malha de elementos finitos, tendo cada elemento um certo número e localização dos nós (dependendo do tipo de elemento usado, o grau de aproximação polinomial e a forma das equações). Define um número de equações algébricas simultâneas nesses nós que mais tarde permitem descobrir o comportamento de materiais quando sujeitos a certas ações.

É importante referir que as soluções dadas são aproximações pois o MEF tem erros inerentes (por exemplo, simplificação da geometria, não usar elementos adequados, entre outros) que por vezes podem ser problemáticos. Para uma análise estrutural estática, a matriz das equações tem a seguinte forma:

$$[K]\{u\} = \{F\} \quad (3.1)$$

onde  $K$  é a matriz de rigidez,  $u$  é o vetor dos deslocamentos generalizados e  $F$  é o vetor das forças generalizadas.

Considerando que o comportamento é o campo desconhecido, o objetivo é encontrá-lo:

$$\{u\} = [K]^{-1}\{F\} \quad (3.2)$$

Este método tem três características distintas que o torna superior quando comparado com outros métodos (por exemplo *Rayleigh-Ritz*, *Galerkin* ou *Least Squares*). Primeiro, um domínio geométrico complexo do problema é representado como um conjunto de subdomínios geométricos simples chamados de elementos finitos. Cada um é visto como um domínio independente (domínio - região geométrica onde as equações são aplicadas). Segundo, por cada elemento finito, as equações principais do problema são usadas para desenvolver equações algébricas, consoante a necessidade. Terceiro, as relações entre todos os elementos são agregadas usando certas relações inter-elementos. Se os elementos tiverem o mesmo comprimento, a malha é considerada uniforme, de contrário é considerada não uniforme.

A divisão de todo o domínio em elementos finitos por vezes não é exata, introduzindo erros no domínio a modelar. Geralmente as variáveis desconhecidas dependentes do problema são aproximadas usando a ideia base que qualquer equação contínua pode ser representada por uma combinação linear de funções conhecidas e coeficientes indeterminados. As relações algébricas entre os coeficientes indeterminados são obtidos ao satisfazer as equações de governo, de um sentido integral ponderado, em cada elemento. As funções de aproximação são normalmente funções polinomiais e são derivadas usando teorias de interpolação.

Convergência e estimativa de erro são passos importantes em estudos com MEF. O objetivo principal é a solução aproximada convergir para um valor exato quando o número de elementos se aproxima de infinito. O erro é a diferença entre o valor real e aproximado.

Os passos fundamentais de MEF são:

- Discretizar a geometria do domínio numa malha. Dependendo da forma da geometria, poderá haver mais do que um tipo de elemento (forma e ordem);
- Procurar uma aproximação da solução como uma combinação linear de valores nodais e funções de aproximação, derivando as relações algébricas entre os valores nodais da solução para cada parte;
- O número e a localização dos nós num elemento depende de:
  - Geometria do elemento;
  - O grau da aproximação polinomial;
  - A forma integral ponderada das equações.
- Unir as diferentes partes e obter a solução do todo. A união dos elementos é baseada na ideia de que a solução é contínua nas fronteiras inter-elemento;
- A união dos elementos é sujeita a condições iniciais ou de fronteira;

- Por vezes, o cálculo do erro pode não ser simples, no entanto pode ser estimado em certas condições para um elemento e problema;
- A precisão e convergência da solução de elementos finitos depende da equação diferencial, o seu integral e o elemento usado. A precisão diz-nos a diferença entre a solução exata e a solução dos elementos finitos. A convergência refere-se à precisão com o aumento do número de elementos na malha.

Na análise MEF, uma aproximação de  $u_h$  em  $u$  (uma função analítica) na forma:

$$u \approx u_h = \sum_{j=1}^n u_j \Psi_j + \sum_{j=1}^m c_j \phi_j \quad (3.3)$$

é procurada, onde  $u_j$  são os valores de  $u_h$ ,  $\Psi_j$  são as funções de interpolação,  $c_j$  são coeficientes não associados aos nós e  $\Phi_j$  são as funções de aproximação associadas.

## 3.2 Propriedades do compósito

### 3.2.1 Teoria clássica da placa laminada

Na teoria clássica de placa laminada (TCPL) presume-se que a suposição de Kirchhoff diz:

- Linhas retas perpendiculares à superfície média antes da deformação, continuam retas após a deformação;
- As normais transversais não se alongam;
- Normal transversal roda de forma a manter-se normal à superfície média após a deformação.

### Deslocamentos e Deformações

Estudando uma placa com espessura total  $h$ , com  $N$  camadas ortotrópicas e as coordenadas principais do material  $(x_1^k, x_2^k, x_3^k)$  da camada número  $k$  orientada com um ângulo  $\theta_k$  em relação à coordenada  $x$  do laminado. É apropriado retirar o plano  $x$ - $y$  do problema no plano médio não deformado  $\Omega_0$  do laminado. A camada número  $K$  é posicionada entre os pontos  $z = z_k$  e  $z = z_{k+1}$  na direção da espessura. O domínio total de  $\overline{\Omega_0}$  do laminado é o produto tensor de  $\Omega_0 \times (-\frac{h}{2}, \frac{h}{2})$ . As fronteiras de  $\overline{\Omega_0}$  consistem nas superfícies superior  $S_t(z = -\frac{h}{2})$  e inferior  $S_b(z = \frac{h}{2})$  e o bordo  $\overline{\Gamma} = \Gamma \times (-\frac{h}{2}, \frac{h}{2})$  do laminado. Geralmente,  $\Gamma$  é uma superfície curva, com uma normal exterior dada por  $\hat{n} = n_x \hat{e}_x + n_y \hat{e}_y$ . A fronteira  $\overline{\Gamma}$  é exposta a uma mistura de forças e deslocamentos generalizados.

Certas premissas e restrições são feitas quando é formulada a teoria:

- As camadas estão perfeitamente ligadas entre si - Premissa;
- O material de cada camada é elástico linearmente e tem três planos de simetria (ortotrópico) - Restrição;
- Cada camada tem espessura uniforme - Restrição;
- Deformações e deslocamentos são considerados pequenos - Restrição;
- Tensões de corte transversais nas superfícies superior e inferior do laminado são nulas - Restrição.

Considerando um ponto material em  $(x,y,z)$ , no laminado não deformado, que se move para o ponto  $(x+u, y+v, z+w)$  no laminado deformado onde  $(u,v,w)$  é o vetor de deslocamento total  $u$ , ao longo das coordenadas  $(x,y,z)$ . Assim:

$$u = u\hat{e}_x + v\hat{e}_y + w\hat{e}_z \quad (3.4)$$

onde  $(\hat{e}_x, \hat{e}_y, \hat{e}_z)$  são vetores unitários ao longo do sistema  $(x,y,z)$ . A hipótese de Kirchhoff requer que os deslocamentos  $(u,v,w)$  sejam:

$$u(x, y, z, t) = u_0(x, y, t) - z \frac{\partial w_0}{\partial x} \quad (3.5)$$

$$v(x, y, z, t) = v_0(x, y, t) - z \frac{\partial w_0}{\partial y} \quad (3.6)$$

$$w(x, y, z, t) = w_0(x, y, t) \quad (3.7)$$

onde  $(u_0, v_0, w_0)$  representam movimentos ao longo dos eixos coordenados de um ponto no material no plano  $x$ - $y$ . Para o campo de deslocamento definido pela equação 3.7,  $\frac{\delta w}{\delta z} = 0$ . Ao conhecer os deslocamentos no plano médio  $(u_0, v_0, w_0)$ , os deslocamentos de qualquer ponto  $(x,y,z)$  no continuum de três dimensões podem ser determinados usando as equações em cima referidas. Deformações relacionadas com o campo de deslocamentos podem ser determinados usando relações lineares ou não lineares de deformação-deslocamento. As deformações não lineares são dadas por [37]:

$$\begin{aligned}
E_{xx} &= \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{1}{2} \left[ \left( \frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left( \frac{\partial v}{\partial x} \right)^2 + \left( \frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 \right] \\
E_{yy} &= \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{1}{2} \left[ \left( \frac{\partial u}{\partial y} \right)^2 + \left( \frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + \left( \frac{\partial w}{\partial y} \right)^2 \right] \\
E_{zz} &= \frac{\partial w}{\partial z} + \frac{1}{2} \left[ \left( \frac{\partial u}{\partial z} \right)^2 + \left( \frac{\partial v}{\partial z} \right)^2 + \left( \frac{\partial w}{\partial z} \right)^2 \right] \\
E_{xy} &= \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial x} \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial x} \frac{\partial w}{\partial y} \right) \\
E_{xz} &= \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial x} \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial v}{\partial x} \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \frac{\partial w}{\partial z} \right) \\
E_{yz} &= \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial u}{\partial y} \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial v}{\partial y} \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \frac{\partial w}{\partial z} \right)
\end{aligned} \tag{3.8}$$

Se os componentes dos gradientes de deslocamento forem da ordem  $\varepsilon$  e supondo que falamos de pequenas deformações, os termos de ordem  $\varepsilon^2$  são insignificantes. Se as rotações  $\frac{\delta w_0}{\delta x}$  e  $\frac{\delta w_0}{\delta y}$  da normal transversal forem pequenas ( $10/15^\circ$ ), então os termos  $\left(\frac{\partial w}{\partial x}\right)^2$ ,  $\left(\frac{\partial w}{\partial y}\right)^2$ ,  $\left(\frac{\partial w}{\partial x}\right)\left(\frac{\partial w}{\partial y}\right)$  são pequenos (mas não insignificantes quando comparado com  $\varepsilon$ ) devendo ser incorporados nas relações deformação-deslocamento. Para pequenas deformações e rotações médias ( $10/15^\circ$ ), as relações deformação-deslocamento tomam a forma:

$$\varepsilon_{xx} = \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{1}{2} \left( \frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 \tag{3.9}$$

$$\varepsilon_{xy} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial w}{\partial x} \frac{\partial w}{\partial y} \right) \tag{3.10}$$

$$\varepsilon_{xz} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right) \tag{3.11}$$

$$\varepsilon_{yy} = \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{1}{2} \left( \frac{\partial w}{\partial y} \right)^2 \tag{3.12}$$

$$\varepsilon_{yz} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \tag{3.13}$$

$$\varepsilon_{zz} = \frac{\partial w}{\partial z} \tag{3.14}$$

onde para este caso específico de geometria não linear (pequenas deformações mas rotações

moderadas), a notação  $\varepsilon_{ij}$  é usada ao invés de  $E_{ij}$  e as tensões correspondentes serão simbolizadas como  $\sigma_{ij}$ .

Tendo em conta as premissas feitas, as deformações nas equações 3.9 a 3.14 ficam reduzidas a:

$$\varepsilon_{xx} = \frac{\partial u_0}{\partial x} + \frac{1}{2} \left( \frac{\partial w_0}{\partial x} \right)^2 - z \left( \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \right) \quad (3.15)$$

$$\varepsilon_{xy} = \frac{1}{2} \left( \frac{\partial u_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} + \frac{\partial w_0}{\partial x} \frac{\partial w_0}{\partial y} \right) - z \left( \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \right) \quad (3.16)$$

$$\varepsilon_{yy} = \frac{\partial v_0}{\partial y} + \frac{1}{2} \left( \frac{\partial w_0}{\partial y} \right)^2 - z \left( \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \right) \quad (3.17)$$

$$\varepsilon_{xz} = \frac{1}{2} \left( -\frac{\partial w_0}{\partial x} + \frac{\partial w_0}{\partial x} \right) = 0 \quad (3.18)$$

$$\varepsilon_{yz} = \frac{1}{2} \left( -\frac{\partial w_0}{\partial y} + \frac{\partial w_0}{\partial y} \right) = 0 \quad (3.19)$$

$$\varepsilon_{zz} = 0 \quad (3.20)$$

Estas deformações são referidas como Deformações de Von Kármán, e a teoria de placa associada é denominada teoria de placa de Von Kármán. Como na teoria clássica  $(\varepsilon_{xz}, \varepsilon_{yz}, \varepsilon_{zz}) = \mathbf{0}$ , as primeiras três deformações (equações 3.15 a 3.17) têm a seguinte forma:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx}^{(0)} \\ \varepsilon_{yy}^{(0)} \\ \gamma_{xy}^{(0)} \end{Bmatrix} + z \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx}^{(1)} \\ \varepsilon_{yy}^{(1)} \\ \gamma_{xy}^{(1)} \end{Bmatrix} \quad (3.21)$$

$$\{\varepsilon^0\} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx}^{(0)} \\ \varepsilon_{yy}^{(0)} \\ \gamma_{xy}^{(0)} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \frac{\partial u_0}{\partial x} + \frac{1}{2} \left( \frac{\partial w_0}{\partial x} \right)^2 \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} + \frac{1}{2} \left( \frac{\partial w_0}{\partial y} \right)^2 \\ \frac{\partial v_0}{\partial y} + \frac{\partial v_0}{\partial x} + \frac{\partial w_0}{\partial x} \frac{\partial w_0}{\partial y} \end{Bmatrix} \quad (3.22)$$

$$\{\varepsilon^1\} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx}^{(1)} \\ \varepsilon_{yy}^{(1)} \\ \gamma_{xy}^{(1)} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} -\left( \frac{\partial^2 w_0}{\partial x^2} \right) \\ -\left( \frac{\partial^2 w_0}{\partial y^2} \right) \\ -z \frac{\partial^2 w_0}{\partial x \partial y} \end{Bmatrix} \quad (3.23)$$

onde  $(\varepsilon_{xx}^{(0)}, \varepsilon_{yy}^{(0)}, \gamma_{xy}^{(0)})$  são deformações de membrana e  $(\varepsilon_{xx}^{(1)}, \varepsilon_{yy}^{(1)}, \gamma_{xy}^{(1)})$  são deformações de flexão. Quando deslocamentos  $(u_0, v_0, w_0)$  do plano médio são identificados, deformações em qualquer ponto  $(x, y, z)$  no prato podem ser calculadas usando as equações 3.21 a 3.23. Da equação 3.21, todos os componentes de deformação variam linearmente ao longo da espessura do laminado e são independentes das variações de material ao longo da espessura do mesmo.

### Relações constitutivas do laminado

Para um laminado composto por camadas ortotrópicas com o seu plano  $x_1x_2$  orientado arbitrariamente com respeito ao plano  $x-y$  ( $x_3 = z$ ), as tensões de corte transversais  $(\sigma_{xz}, \sigma_{yz})$  também são zero. Como  $\varepsilon_{zz} = 0$ , a tensão normal transversal  $\sigma_{zz}$ , apesar de não ser zero, não aparece nos trabalhos virtuais e conseqüentemente nas equações de movimento. Assim é ignorada a tensão normal transversal [37]. A deformação varia linearmente ao longo da espessura ao invés da rigidez, que é descontínua ao longo das camadas. As relações constitutivas lineares para um laminado ortotrópico  $k^{th}$  nas direções principais do material são representadas por:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix}^{(k)} = \begin{bmatrix} Q_{11} & Q_{12} & 0 \\ Q_{12} & Q_{22} & 0 \\ 0 & 0 & Q_{66} \end{bmatrix}^{(k)} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 - \alpha_1 \Delta T \\ \varepsilon_2 - \alpha_2 \Delta T \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & 0 & e_{31} \\ 0 & 0 & e_{32} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}^{(k)} \begin{Bmatrix} \dot{\varepsilon}_1 \\ \dot{\varepsilon}_2 \\ \dot{\varepsilon}_3 \end{Bmatrix}^{(k)} \quad (3.24)$$

onde  $Q_{ij}^{(k)}$  é a rigidez reduzida a tensão no plano,  $e_{ij}^{(k)}$  é o módulo piezoelétrico da camada  $k^{th}$ ,  $(\sigma_1, \varepsilon_1, \dot{\varepsilon})$  são as componentes de tensão, deformação e campo elétrico, respetivamente, referentes ao sistema de coordenadas  $(x_1, x_2, x_3)$ ,  $\alpha_1$  e  $\alpha_2$  são coeficientes de expansão térmica ao longo das direções  $x_1$  e  $x_2$  e  $\Delta T$  é o incremento de temperatura para um estado de referência. Desprezando os efeitos piezoelétricos, obtemos:

$$Q_{11} = \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad Q_{12} = \frac{\nu_{12}E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} = \frac{\nu_{21}E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad Q_{22} = \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} \quad Q_{66} = G_{12} \quad (3.25)$$

onde  $E_1$  e  $E_2$  são o módulo de Young na direção 1 e 2,  $\nu_{12}$  é o coeficiente de Poisson para a deformação transversal na direção  $j$  quando sofre tensão na direção  $i$  e  $G_{12}$  é o módulo de corte no plano 1-2. O laminado tem várias camadas ortotrópicas, com os eixos do material orientados aleatoriamente com, e por isso as equações constitutivas de cada camada devem ser convertidas das coordenadas principais do material de uma camada  $(x_1, x_2, x_3)$  para as coordenadas  $(x, y, z)$ . Considerando que o eixo  $z$  e  $x_3$  são coincidentes, as relações dos dois sistemas de coordenadas são [37]:

$$\begin{Bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix} = [L] \begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix} \quad (3.26)$$

$$\begin{Bmatrix} x \\ y \\ z \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \theta & -\sin \theta & 0 \\ \sin \theta & \cos \theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{Bmatrix} = [L]^T \begin{Bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \end{Bmatrix} \quad (3.27)$$

Seguindo a mesma linha de pensamento, converter as tensões para um sistema de coordenadas diferente pode ser representado por:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{zz} \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{xz} \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 0 & 0 & 0 & -\sin 2\theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & 0 & 0 & 0 & \sin 2\theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ \sin \theta \cos \theta & -\sin \theta \cos \theta & 0 & 0 & 0 & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} \quad (3.28)$$

Com a relação inversa:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \sigma_4 \\ \sigma_5 \\ \sigma_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 0 & 0 & 0 & \sin 2\theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & 0 & 0 & 0 & -\sin 2\theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cos \theta & -\sin \theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sin \theta & \cos \theta & 0 \\ -\sin \theta \cos \theta & \sin \theta \cos \theta & 0 & 0 & 0 & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{zz} \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{xz} \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.29)$$

Para as deformações:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{zz} \\ 2\varepsilon_{yz} \\ 2\varepsilon_{xz} \\ 2\varepsilon_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 0 & 0 & 0 & -\sin \theta \cos \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & 0 & 0 & 0 & \sin 2\theta \cos \theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cos \theta & \sin \theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\sin \theta & \cos \theta & 0 \\ \sin 2\theta & -\sin 2\theta & 0 & 0 & 0 & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} \quad (3.30)$$

Relação inversa:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \varepsilon_4 \\ \varepsilon_5 \\ \varepsilon_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2 \theta & \sin^2 \theta & 0 & 0 & 0 & \sin \theta \cos \theta \\ \sin^2 \theta & \cos^2 \theta & 0 & 0 & 0 & -\sin 2\theta \cos \theta \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \cos \theta & -\sin \theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \sin \theta & \cos \theta & 0 \\ -\sin 2\theta & \sin 2\theta & 0 & 0 & 0 & \cos^2 \theta - \sin^2 \theta \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{zz} \\ 2\varepsilon_{yz} \\ 2\varepsilon_{xz} \\ 2\varepsilon_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.31)$$

Se o vetor do campo elétrico e o incremento da temperatura não forem considerados, as relações tensão-deformação para o sistema de coordenadas (x,y,z) são:

$$\begin{Bmatrix} (\sigma_{xx}) \\ (\sigma_{yy}) \\ (\sigma_{xy}) \end{Bmatrix}^k = \begin{bmatrix} \overline{Q}_{11} & \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{16} \\ \overline{Q}_{12} & \overline{Q}_{22} & \overline{Q}_{26} \\ \overline{Q}_{16} & \overline{Q}_{26} & \overline{Q}_{66} \end{bmatrix}^{(k)} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.32)$$

### Equações constitutivas do laminado

São derivadas as equações constitutivas que relacionam as resultantes das forças e momentos com as deformações de um laminado [37].

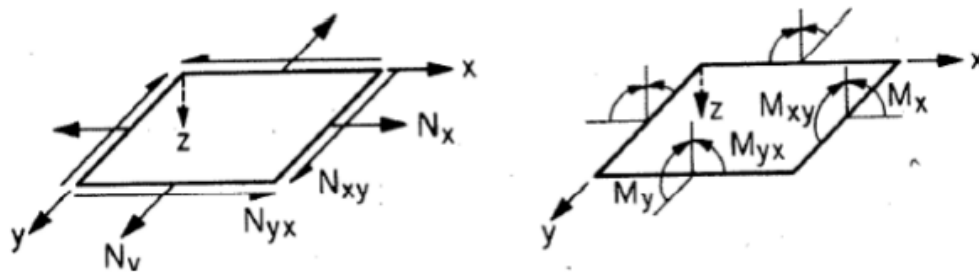


Figura 3.1: Forças e momentos resultantes [37].

$$\begin{Bmatrix} N_{xx} \\ N_{yy} \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-h/2}^{h/2} \begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix} dz, \quad \begin{Bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \int_{-h/2}^{h/2} \begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix} z dz \quad (3.33)$$

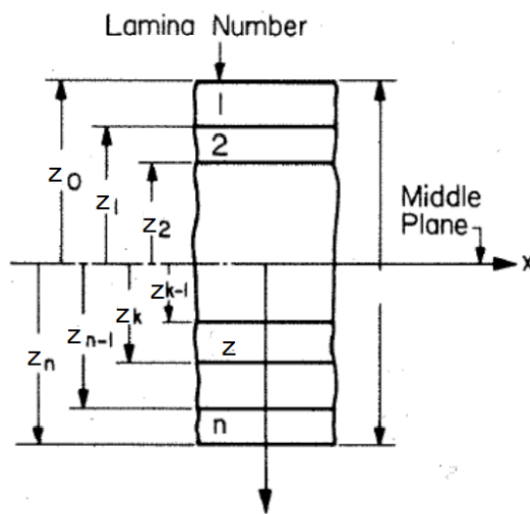


Figura 3.2: Numeração do laminado [37].

As deformações são contínuas ao longo da espessura mas as tensões não, pois os coeficientes

do material mudam, para cada camada. Assim, a integração das tensões ao longo da espessura do laminado requer uma integração para cada camada. As resultantes das forças são dadas por:

$$\begin{Bmatrix} N_{xx} \\ N_{yy} \\ N_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx}^{(0)} \\ \varepsilon_{yy}^{(0)} \\ \gamma_{xy}^{(0)} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx}^{(1)} \\ \varepsilon_{yy}^{(1)} \\ \gamma_{xy}^{(1)} \end{Bmatrix} \quad (3.34)$$

$$\begin{Bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \sum_{k=1}^N \int_{z_k}^{z_{k+1}} \begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix} z dz = \sum_{k=1}^N \int_{z_k}^{z_{k+1}} \begin{bmatrix} \bar{Q}_{11} & \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{16} \\ \bar{Q}_{12} & \bar{Q}_{22} & \bar{Q}_{26} \\ \bar{Q}_{16} & \bar{Q}_{26} & \bar{Q}_{66} \end{bmatrix}^{(k)} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx}^{(0)} + z\varepsilon_{xx}^{(1)} \\ \varepsilon_{yy}^{(0)} + z\varepsilon_{yy}^{(1)} \\ \gamma_{xy}^{(0)} + z\gamma_{xy}^{(1)} \end{Bmatrix} z dz \quad (3.35)$$

$$\begin{Bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx}^{(0)} \\ \varepsilon_{yy}^{(0)} \\ \gamma_{xy}^{(0)} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx}^{(1)} \\ \varepsilon_{yy}^{(1)} \\ \gamma_{xy}^{(1)} \end{Bmatrix} \quad (3.36)$$

onde  $A_{ij}$  é a rigidez à extensão,  $D_{ij}$  é a rigidez à flexão,  $B_{ij}$  é a rigidez flexão-extensão,  $M_{kk}$  são os momentos aplicados (ver Figura 3.1) e  $N_{kk}$  são as forças normais aplicadas (ver Figura 3.1).

$$(A_{ij}, B_{ij}, D_{ij}) = \int_{-h/2}^{h/2} \bar{Q}_{ij}(1, z, z^2) dz = \sum_{k=1}^N \int_{z_k}^{z_{k+1}} \bar{Q}_{ij}^{(k)}(1, z, z^2) dz \quad (3.37)$$

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^N \bar{Q}_{ij}^{(k)} (z_{k+1} - z_k) \quad (3.38)$$

$$B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N \bar{Q}_{ij}^{(k)} (z_{k+1}^2 - z_k^2) \quad (3.39)$$

$$D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^N \bar{Q}_{ij}^{(k)} (z_{k+1}^3 - z_k^3) \quad (3.40)$$

onde  $z_i$  é a espessura considerada desde o meio do plano até ao extrema da camada  $z^{th}$ , como é possível observar na Figura 3.2. Estas equações podem ser rearranjadas de modo a obter uma forma mais compacta:

$$\begin{Bmatrix} \{N\} \\ \{M\} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} [A] & [B] \\ [B] & [D] \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \{\varepsilon^0\} \\ \{\varepsilon^1\} \end{Bmatrix} \quad (3.41)$$

onde  $\varepsilon^0$  e  $\varepsilon^1$  são vetores das deformações da membrana e de flexão e  $A$ ,  $B$  e  $D$  são matrizes 3x3 simétricas de coeficientes do laminado.

### 3.3 Critério de falha do compósito

A falha de compósitos é estudada extensivamente do ponto de vista micro e macromecânico. Na escala micromecânica, os mecanismos e processos de falha variam com o tipo de carga e estão intimamente relacionados com as propriedades das fases constituintes, por exemplo, matriz, reforços e interfaces. A previsão de falhas baseada em micromecânica, apesar de ser precisa no começo de falhas locais em pontos críticos, é aproximada no que toca a uma falha global de um laminado e na progressão desta mesma, levando à falha do compósito. Assim, é preferível uma aproximação macromecânica para a análise de falhas.

Várias teorias de falha foram propostas e estão disponíveis, estando divididas em três grupos:

- Teorias limite ou não interativas (tensão máxima, deformação máxima);
- Teorias interativas (Tsai-Hill, Tsai-Wu);
- Teorias parcialmente interativas ou baseadas no modo de falha (Hashin-Rotem, Puck).

A validade e aplicabilidade de uma dada teoria depende da conveniência da aplicação e concordância com os resultados experimentais. A abundância de teorias está acompanhada por uma escassez de dados experimentais confiáveis, o que torna difícil a seleção de uma teoria.

*Daniel* [38], demonstra que *Sun* [39] analisou seis teorias de falha e mostrou comparações de previsões teóricas com resultados experimentais para seis sistemas de material compósito diferentes e várias condições de carga. Estas condições de carga incluem cargas uniaxiais (corte e normal), cargas biaxiais (corte e normal) e cargas não axiais. Foi observado que a maioria das teorias diferem pouco umas das outras no primeiro quadrante (tensão-tensão). As maiores diferenças observadas ocorreram com cargas transversais combinadas (compressão e corte). Neste caso, as previsões de falha de teoria interativa de Tsai-Wu estavam mais em concordância com os resultados experimentais do que outras teorias.

#### 3.3.1 Falha de um laminado unidirecional

Um compósito laminado constituído apenas por fibras unidirecionais ou uma única folha de fabricado numa matriz é considerado como uma camada ortotrópica quase homogênea com eixos principais 1,2 e 3 (Figura 3.3 [38]).

Das teorias de falha de laminados simples faladas anteriormente e discutidas na literatura [39], as mais usadas e representativas do tema são a de tensão máxima, deformação máxima, Tsai-Hill, Tsai-Wu e Hashin Rotem. Analisando os envelopes de falha apresentados

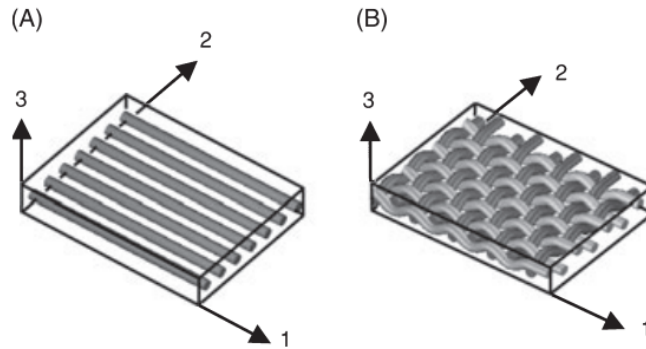


Figura 3.3: Eixos de coordenadas para um laminado (A) unidirecional e (B) reforçado de [38].

em [38] para um laminado unidirecional, é aparente que a teoria interativa de Tsai-Wu apresenta maior concordância com os dados experimentais apesar do modo de falha ser interfibra (dominado pela matriz) e por isso a contribuição da tensão normal longitudinal  $\sigma_1$  é negligenciada.

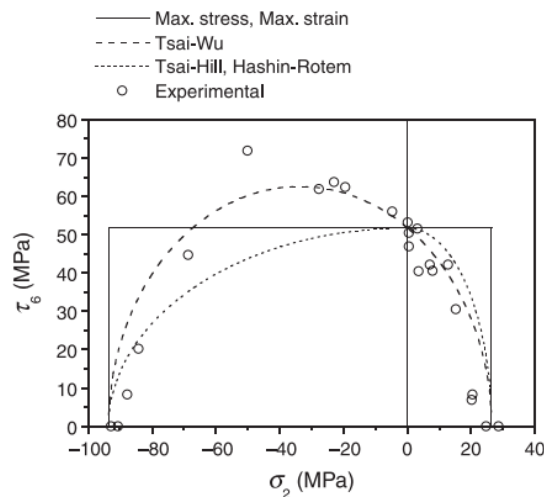


Figura 3.4: Envelopes de falha de várias teorias e dados experimentais para um laminado carbon/epóxi unidirecional sob cargas normal transversal e de corte [38].

No geral, teorias interativas baseadas no ajuste a uma curva, como a de Tsai-Wu, são melhores a prever a falha de um laminado singular [38].

### 3.3.2 Falha de um laminado multidirecional

A dificuldade em avaliar as teorias de falha é maior para um laminado multidirecional. A análise destas teorias tem em vista:

- Selecionar ou adaptar teorias de falha de laminado para prever a iniciação de falha, isto é a FPF (*first ply to failure*, primeira camada a falhar) no laminado;
- Uma regra discriminada para o modo de falha e um esquema para a progressão e des-

continuidade de falha das camadas no laminado após a FPF;

- Um critério ou definição de ULF (*ultimate laminate failure*, falha última do laminado) isto é carga máxima, FFF (*first fibre failure*, primeira fibra a falhar) ou a falha da última camada.

A divergência nas previsões é maior para FPF do que para ULF e é também maior em falhas dominadas pela matriz do que dominadas por fibras. A causa das divergências observadas pode ser atribuída principalmente aos seguintes fatores:

- As diferentes formas de implementação nas previsões das tensões residuais do processo de cura, especialmente no caso de FPF;
- O conceito do comportamento *in situ* de uma camada num laminado ainda ser debatido;
- Os diferentes métodos de modular o processo de falha progressivo e a definição de ULF;
- O comportamento não linear de laminados dominados por matriz.

Para uma dada condição de carga, a primeira falha num laminado é a chamada FPF, isto é, a carga em que a primeira camada ou grupo de camadas falha. Isto é determinado conduzindo uma análise de tensões no laminado sujeito a uma certa carga, ao determinar um estado de tensão em cada camada e avaliar a resistência destas, aplicando um critério de falha. Isto assume que uma camada num laminado tem as mesmas propriedades e comporta-se da mesma maneira que um laminado unidirecional isolado. Isto é questionável devido às propriedades *in situ* de uma camada embutida poderem ser diferentes das de uma camada isolada. Além disso, uma camada num laminado está sujeito a tensões residuais de fabricação e a sua falha toma a forma de dano disperso (microfalhas) ao invés de uma falha ou quebra notável localizada. As previsões de FPF diferem com o critério de falha escolhido. Com a variação das cargas aplicadas a FPF movimentava-se de uma camada para a outra. Os envelopes de falha para os laminados baseados na FPF consistem em porções de envelopes de falha de diferentes camadas individuais.

Analisando os resultados apresentados, os vários critérios de falha apresentam bons resultados, sendo as teorias de limite e a de Tsai-Wu que se aproximam mais dos dados experimentais para laminados com diferentes orientações de fibras e sob forças aplicadas em ângulos diferentes [38].

### 3.3.3 Compósitos Têxteis

Os mecanismos de falha para um compósito textil reforçado dependem do seu tipo (*woven, braided, stitched*) e do estilo de *weave* (*plain, twill, satin*) em adição às propriedades da fibra e da matriz. Uma característica geral de compósitos em fabricado é o seu comportamento

não linear tensão-deformação quando sob tensão normal. No caso de cargas no plano tênsil ao longo dos eixos principais (direc oes 1 e 2, Figura 3.3) a não linearidade é devida às microfalhas precederem a falha última. Numa escala macroscópica um compósito fabricado pode ser considerado um material quasi-homog eneo ortotrópico em 1, 2 e 3, sendo 3 a direc ao normal que atravessa a espessura.

Os resultados obtidos foram avaliados com base em três tipos de critérios de falha, critérios não interativos ou critério limite (tensão máxima), critérios interativos (Tsai-Hill, Tsai-Wu), e baseado no modo de falha e teorias parcialmente interativas (Hashin-Rotem, Sun, NU).

Para compósitos têxteis ortotrópicos, o critério de falha pode ser expresso por nove parâmetros de resistência ( $F_{1t}$ ,  $F_{1c}$ ,  $F_{2t}$ ,  $F_{2c}$ ,  $F_{3t}$ ,  $F_{3c}$ ,  $F_4$ ,  $F_5$ ,  $F_6$ ). Em muitos compósitos com fabricado com contagem de fio igual na direc ao *warp* e *fill* considera-se  $F_{1t}=F_{2t}$ ,  $F_{1c}=F_{2c}$ ,  $F_4=F_5$ .

O critério de falha de Tsai-Hill em três dimensões toma a seguinte forma:

$$\frac{\sigma_1^2 + \sigma_2^2}{F_1^2} + \left(\frac{\sigma_3}{F_3}\right)^2 + \frac{\tau_4^2 + \tau_5^2}{F_4^2} + \left(\frac{\tau_6}{F_6}\right)^2 - \frac{1}{F_1^2} (\sigma_1\sigma_2 + \sigma_2\sigma_3 + \sigma_3\sigma_1) = 1 \quad (3.42)$$

O critério de falha de Hashin-Rotem, adaptado a compósitos têxteis, toma a seguinte forma:

Modo de falha da fibra:

$$\frac{|\sigma_1|}{F_1} = 1, \frac{|\sigma_2|}{F_2} = 1 \quad (3.43)$$

Modo de falha interfibra no plano 1:

$$\left(\frac{\tau_5}{F_5}\right)^2 + \left(\frac{\tau_6}{F_6}\right)^2 = 1 \quad (3.44)$$

Modo de falha interfibra no plano 2:

$$\left(\frac{\tau_4}{F_4}\right)^2 + \left(\frac{\tau_6}{F_6}\right)^2 = 1 \quad (3.45)$$

Modo de falha interfibra no plano 3:

$$\left(\frac{\sigma_3}{F_3}\right)^2 + \left(\frac{\tau_4}{F_4}\right)^2 + \left(\frac{\tau_5}{F_5}\right)^2 = 1 \quad (3.46)$$

O critério interativo de Tsai-Wu em três dimensões toma a seguinte forma:

$$f_1\sigma_1 + f_2\sigma_2 + f_3\sigma_3 + f_{11}\sigma_1^2 + f_{22}\sigma_2^2 + f_{33}\sigma_3^2 + f_{44}\tau_4^2 + f_{55}\tau_5^2 + f_{66}\tau_6^2 + 2f_{12}\sigma_1\sigma_2 + 2f_{13}\sigma_1\sigma_3 + 2f_{23}\sigma_2\sigma_3 = 1 \quad (3.47)$$

Em duas dimensões (1-2) este toma a seguinte forma:

$$f_1\sigma_1 + f_2\sigma_2 + f_{11}\sigma_1^2 + f_{22}\sigma_2^2 + f_{66}\tau_{12}^2 + 2f_{12}\sigma_1\sigma_2 = 1 \quad (3.48)$$

onde

$$\begin{aligned} f_1 &= \frac{1}{F_{1t}} - \frac{1}{F_{1c}} & f_{11} &= \frac{1}{F_{1t}F_{1c}} \\ f_2 &= \frac{1}{F_{2t}} - \frac{1}{F_{2c}} & f_{22} &= \frac{1}{F_{2t}F_{2c}} \\ f_{66} &= \frac{1}{F_6^2} & f_{12} &= -\left(\frac{1}{F_{1t}F_{2t}}\right)^{\frac{1}{2}} \end{aligned} \quad (3.49)$$

As teorias de falha têm maiores divergências nas suas previsões e dos dados experimentais para estados de tensão combinados, com compressão normal e corte, como  $\sigma_2 < 0$ ,  $\tau_6$  ou  $\sigma_3 < 0$ ,  $\tau_5$ . *Sun* [39] descreveu o facto de a resistência ao corte aparente aumentar quando combinada com uma tensão normal de compressão, ao modificar o critério de Hashin-Rotem, apresentado de seguida (para o plano 1-2):

$$\left(\frac{\sigma_2}{\pm F_{2t}}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{F_6}\right)^2 = 1 \quad (3.50)$$

onde  $\eta$  é um coeficiente de fricção que deve ser estimado com ajuda de testes adicionais.

Os resultados experimentais da resistência à compressão ao longo da espessura são comparados na Figura 3.5 com previsões para várias teorias clássicas, como *Sun* [39], *Christensen* [40] and the *Northwestern* (NU) [41].

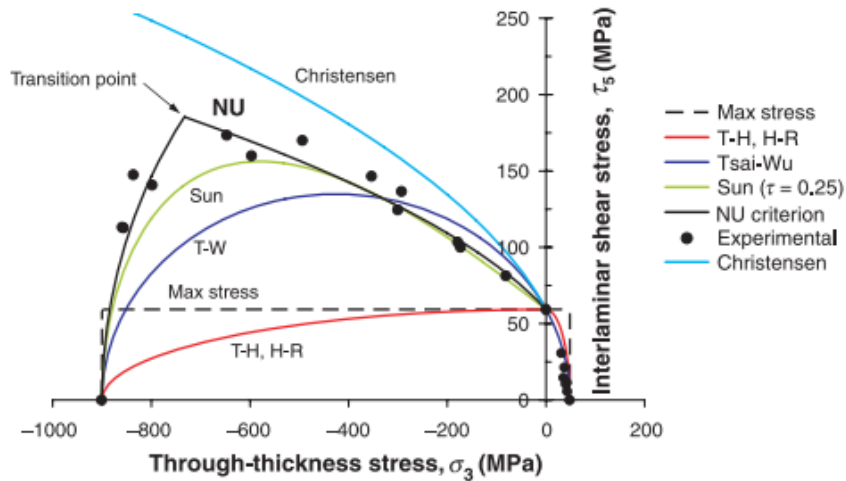


Figura 3.5: Comparação de resultados experimentais para a resistência compressiva ao longo da espessura com as previsões de várias teorias [38].

### 3.3.4 Considerações de Projeto

Olhando para a divergência de previsões entre todas as teorias faladas e a falta de conclusões definitivas quanto à sua aplicabilidade, é recomendada a escolha de uma teoria clássica representativa de cada categoria, isto é, uma não interativa, totalmente interativa e parcialmente interativa. Analisando todas as comparações feitas entre os dados experimentais e os critérios de falha, privilegiando a convergência destes, é recomendado o uso das seguintes teorias [38]:

- Teoria clássica representativa: *Tensão máxima*;
- Teoria totalmente interativa: *Tsai-Wu*;
- Teoria parcialmente interativa: *Hashin-Rotem*.

Esta abordagem é adequada para um design estrutural conservativo. Existem teorias mais sofisticadas, como discutido anteriormente, que incorporam comportamentos não lineares e efeitos *in situ*.

### 3.3.5 Índice de Falha

Os valores obtidos, utilizando os critérios de falha falados anteriormente, são usados por programas de análise estrutural, neste caso o *Ansys*. Como foi visto nos subcapítulos anteriores, é aconselhável para uma análise estrutural conservadora o uso de um critério de falha de cada categoria. A teoria de *Tsai-Wu* é o critério dominante no que toca ao cálculo deste Índice de Falha, sendo o que apresenta os envelopes de falha mais abrangentes, na generalidade. A análise predefinida para a falha de compósitos no programa *Ansys* apresenta duas formas do critério para o cálculo de índices, sendo o primeiro um índice de força (Equação 3.51) e o segundo sendo o inverso do coeficiente de força (Equação 3.52).

$$I_F = A + B \quad (3.51)$$

$$I_T = \frac{1}{R} = \left[ -\frac{B}{2A} + \sqrt{\left(\frac{B}{2A}\right)^2 + \frac{1}{A}} \right]^{-1} \quad (3.52)$$

onde, para o caso de cargas no plano 2D,  $A$  é dado por  $A = \frac{(\sigma_1)^2}{F_{1t}F_{1c}} + \frac{(\sigma_2)^2}{F_{2t}F_{2c}} + \frac{(\sigma_{12})^2}{S^2} + c_1 \frac{\sigma_1\sigma_2}{\sqrt{F_{1t}F_{1c}F_{2t}F_{2c}}}$ ,  $B = \left(\frac{1}{F_{1t}^2} - \frac{1}{F_{1c}^2}\right)\sigma_1 + \left(\frac{1}{F_{2t}^2} - \frac{1}{F_{2c}^2}\right)\sigma_2$  e  $c_1$  é um coeficiente de ligação da teoria de *Tsai-Wu* e normalmente toma o valor -1 [42]. O valor obtido utilizando as equações anteriormente faladas é chamado de Índice de Falha e é convertido num fator de segurança por uma ferramenta existente no programa *Ansys*, denominada *Composite Failure Tool*. A

conversão é feita utilizando a Equação 3.53.

$$FS = \sqrt{IF} \quad (3.53)$$

onde  $FS$  é o fator de segurança e  $IF$  o índice de falha obtido pelos critérios utilizados. É possível converter este fator de segurança numa margem de segurança ( $MS$ ) por  $MS = FS - 1$ . Quando o valor dado por esta margem de segurança é inferior a 0, existe falha em uma ou mais camadas do laminado, indicando quanto é que a carga aplicada deve ser diminuída de forma a não existir falha. Uma margem de segurança positiva ou igual a 0, informa que não há falha do laminado, indicando também a quantidade relativa que a carga aplicada pode ser aumentada até atingir a falha [43].

### 3.4 Cargas estáticas e dinâmicas no trem

Derivando as equações de forças e momentos com base na equivalência da aceleração linear de uma força aplicada ou não no CG da aeronave, obtemos:

$$R_M = 0,5 \cdot n_g \cdot W \cdot \frac{(b - \mu_N h)}{a + b + (\mu_M - \mu_N) h} \quad (3.54)$$

$$R_N = n_g \cdot W \cdot \frac{(a + \mu_M h)}{a + b + (\mu_M - \mu_N) h} \quad (3.55)$$

onde  $R_m$  é a carga numa perna/roda principal,  $R_n$  é a carga na perna/roda do nariz,  $W$  é o peso da aeronave,  $n_g$  é o fator de carga no solo,  $n_g = (a_v + g)/g$ ,  $\mu_M$  é o coeficiente de fricção na roda principal e  $\mu_N$  é o coeficiente de fricção na roda do nariz. Os coeficientes e forças em cima referidos estão presentes na Figura 3.6.

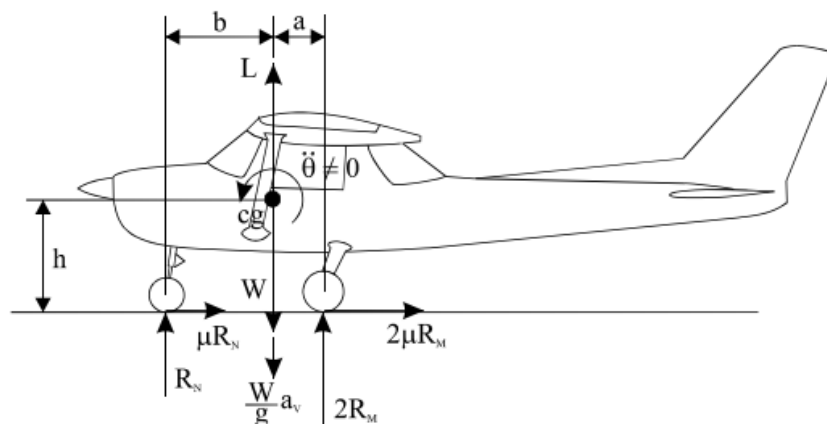


Figura 3.6: Forças e momentos aplicados no trem de aterragem [44].

### 3.4.1 Cargas Estáticas

Quando a aeronave está parada no solo as cargas aplicadas no trem são quase na totalidade o peso da aeronave, sendo que a posição do CG na aeronave influencia a distribuição das cargas para esta configuração (triciclo). Um CG recuado em relação ao nariz da aeronave (mais afastado) é crítico para as pernas principais do trem ao invés de um CG adiantado (mais perto do nariz) que é mais crítico para a perna dianteira. A carga sofrida pela perna dianteira é de 8% a 15% da carga total  $W$  da aeronave. Para esta situação em que a aeronave está estática no solo o fator de carga é  $n_g = 1$  e ambos os coeficientes de fricção nas rodas são zero. Do equilíbrio de forças e momentos, para este caso, tem-se:

$$R_M = 0,5 \cdot W \cdot \frac{b}{a+b} \quad (3.56)$$

$$R_N = W \cdot \frac{a}{a+b} \quad (3.57)$$

### 3.4.2 Cargas de travagem

Assumindo que o momento de travagem é no solo e que existem travões apenas nas rodas principais, os coeficientes de fricção nas rodas são os seguintes:

- $\mu_M = 0,3$  a  $0,4$ ;
- $\mu_N = 0$ .

O fator de carga utilizado é 1 e considerando a carga de travagem numa roda principal como  $R_M$  e  $R_N$  como a carga de travagem na perna do nariz, do equilíbrio de forças e momentos, tem-se:

$$R_M = 0,5 \cdot W \cdot \frac{b}{a+b+\mu_M h} \quad (3.58)$$

$$R_N = W \cdot \frac{a+\mu_M h}{a+b+\mu_M h} \quad (3.59)$$

### 3.4.3 Cargas na aterragem

Para o caso das cargas sofridas pelo trem no momento de aterragem, existem diferentes situações que influenciam o valor e a direção do vetor da carga aplicada. Vão ser dados três exemplos de aterragem nos quais as cargas tomam valores e direções diferentes, nomeadamente, aterragem nivelada, aterragem nas rodas principais e aterragem apenas numa roda principal.

Um exemplo dos fatores de carga no solo utilizados normalmente em diferentes tipos de

aeronaves é apresentado na Tabela 3.1:

Tipo de aeronave	$n_g$
Bombardeiro grande	2,0-3,0
Comercial	2,7-3,0
Aviação geral	3,0
Caça da força aérea	3,0-4,0
Caça da marinha	5,0-6,0

Tabela 3.1: Fatores de carga usualmente utilizados para diferentes tipos de aeronaves [44].

Considerando um ponto  $P$ , a uma distância  $l$  do CG, e considerando um peso ( $W'$ ) e uma aceleração ( $a_p$ ) equivalentes nesse ponto (Figura 3.7) tem-se:

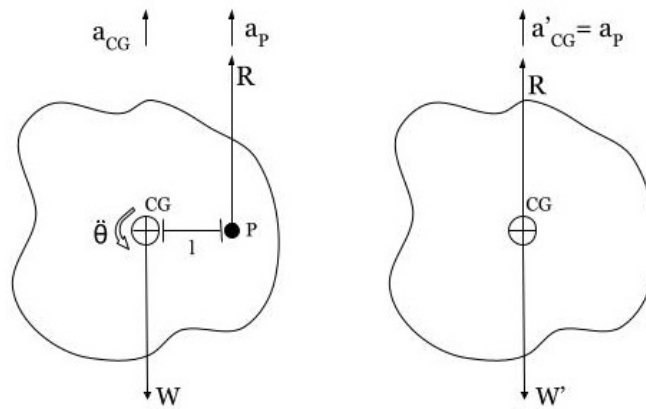


Figura 3.7: Peso e aceleração equivalentes.

$$a_{CG} = \frac{R}{W/g} \quad (3.60)$$

onde  $a_{CG}$  é a aceleração no CG,  $g$  a aceleração gravítica e:

$$a_P = a_{CG} + l \cdot \ddot{\theta} \quad (3.61)$$

obtendo:

$$a_P = \frac{(1 + \frac{l^2}{k^2})R}{W/g} \quad (3.62)$$

Descobrimo a massa  $W'/g$  que sofre a aceleração  $a_p$  sob a força  $R$  aplicada no seu CG ( $a'_{CG} =$

$a_P$ , tem-se:

$$\frac{R}{W'/g} = \frac{(1 + l^2/k^2)R}{W/g} \quad (3.63)$$

Simplificando:

$$W' = \frac{W}{1 + l^2/k^2} \quad (3.64)$$

Parte da energia do impacto é absorvida pela aceleração angular da aeronave e por isso:

$$W' = \frac{W}{1 + \frac{l^2}{k_y^2} + \frac{t^2}{k_x^2}} \quad (3.65)$$

onde  $k_y = (\frac{I_{yy}}{m})^{0,5}$  é o raio de giração em torno do eixo  $y$  e  $k_x = (\frac{I_{xx}}{m})^{0,5}$  é o raio de giração em torno do eixo  $x$ .

#### 3.4.4 Aterragem nivelada

A aterragem nivelada acontece quando todas as rodas tocam no solo ao mesmo tempo e por isso  $W' = W$  e  $\mu_M = \mu_N = \mu$ , que aplicado nas Equações 3.54 e 3.55, tem-se [44]:

$$R_M = 0,5 \cdot n_g \cdot W \cdot \left( \frac{b - \mu \cdot h}{a + b} \right) \quad (3.66)$$

$$R_n = n_g \cdot W \cdot \left( \frac{a + \mu \cdot h}{a + b} \right) \quad (3.67)$$

O coeficiente de fricção  $\mu$  no impacto para esta situação pode tomar o valor de 0,25.

#### 3.4.5 Aterragem nas rodas principais

Para o caso de uma aterragem em que o primeiro contacto com o solo é feito apenas com as rodas principais, o peso equivalente é dado por [44]:

$$W' = \frac{W}{1 + \frac{l^2}{k^2}} \quad (3.68)$$

Modificando a Equação 3.54 para esta situação e substituindo 3.68, tem-se:

$$R_M = 0,5 \cdot n_g \cdot W' \quad (3.69)$$

Como nesta situação a aterragem é feita apenas com as rodas principais, a roda dianteira não sofre qualquer carga no impacto e por isso  $R_N = 0$ .

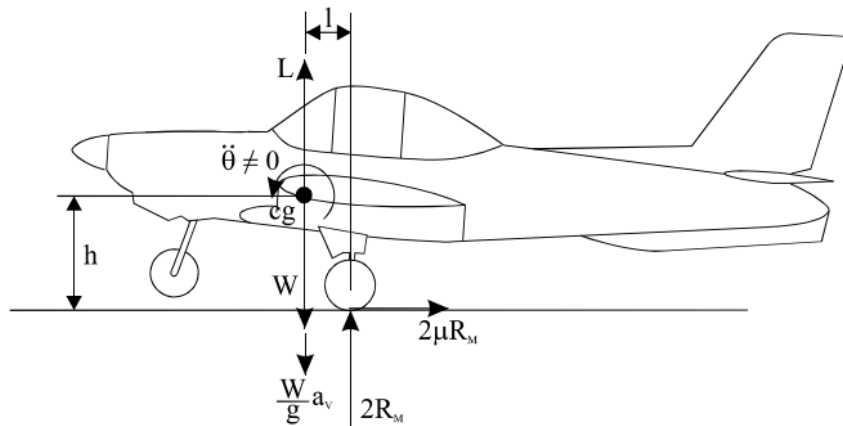


Figura 3.8: Forças na aeronave numa aterragem apenas com as rodas principais [44].

### 3.4.6 Aterragem numa roda principal

Considerando agora uma aterragem numa das rodas principais, como representado na Figura 3.9, e considerando também um peso equivalente para esta situação, visto que a força não é aplicada no CG e para facilitar os cálculos, tem-se [44]:

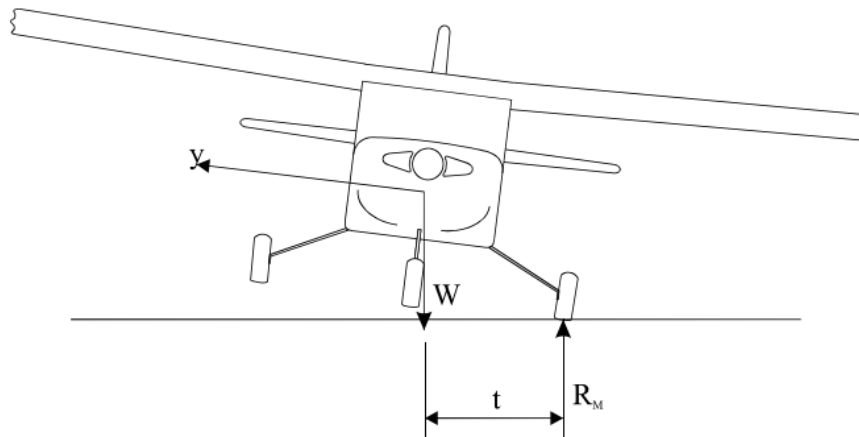


Figura 3.9: Forças sofridas pela aeronave numa aterragem apenas com uma das rodas principais [44].

$$W' = \frac{W}{1 + \frac{l^2}{k_y^2} + \frac{t^2}{k_x^2}} \quad (3.70)$$

onde  $t$  é a distância do ponto de aplicação da força ao eixo do vetor peso  $W$ . Para este caso a reação  $R_M$  é igual a  $n_g \cdot W'$  e  $R_N$  é zero.

### 3.5 Algoritmo para o cálculo de trajetórias de projecteis

Com o objetivo de usar bolas extintoras para o rápido combate a incêndios nos instantes iniciais do seu desenvolvimento utilizando aeronaves não tripuladas de asa fixa, Hugo Rocha idealizou e desenvolveu um algoritmo que visa estudar o comportamento aerodinâmico destas bolas com caudas diferentes, tentando perceber qual a mais eficiente e fácil de construir. Implementou um modelo de trajetória de seis graus de liberdade e estudou 17 trajetórias diferentes para cada configuração. Para além disto estudou a relevância da turbulência do vento na trajetória, a área das empenagens estabilizadoras e a determinação da importância de alguns coeficientes dinâmicos. Segundo as análises realizadas em CFD concluiu que a bola com um cone tangencial e com perfil NACA são formas bastante eficazes de tornar a esfera mais aerodinâmica, mas tendo em consideração a dificuldade na construção de um perfil NACA, o cone tangencial é a melhor opção [2].

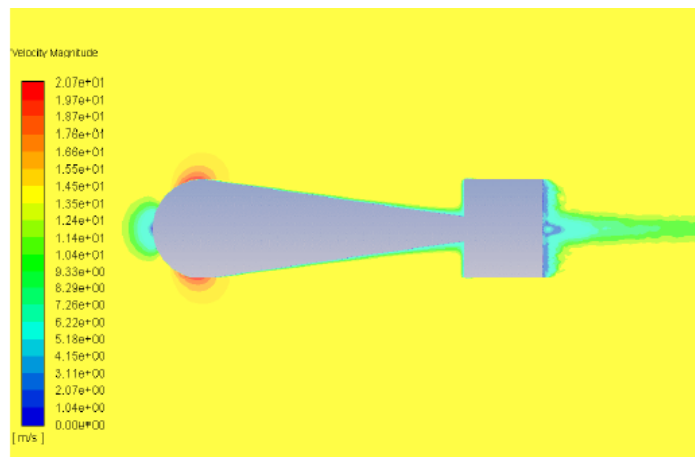


Figura 3.10: Campo de velocidade do ar em torno do projétil para uma velocidade de lançamento de 15m/s e ângulo de ataque de 0° [2].

## Capítulo 4

### Desenvolvimento do projétil, do mecanismo de transporte e do trem de aterragem

A idealização, desenvolvimento e posterior construção das diferentes partes para a implementação do sistema para transportar um projétil de combate a incêndios têm que respeitar certos requisitos impostos tais como a massa e dimensões do projétil, características da aeronave a usar e materiais disponíveis para a construção destas mesmas partes. A aeronave projetada e utilizada para a competição Air Cargo Challenge de 2019 foi utilizada para implementar este sistema e para isso teve de sofrer algumas modificações, nomeadamente um novo trem de aterragem.



Figura 4.1: Bola Elide Fire [45].

Quanto ao projétil, foi usada uma bola de dimensões e massa equivalentes a uma bola Elide Fire (Figura 4.1), com um cone de cauda estudado e testado em [2]. Hugo Rocha concluiu que dados os resultados do seu estudo e facilidade de construção do projétil, o cone de cauda tangente é a melhor opção e que apresenta bons resultados para a trajetória. Na Figura 4.2 seguinte está esquematizado este projétil

As duas características principais desta bomba e que vão ser tidas em conta no processo de idealização do mecanismo de transporte e dimensões do trem de aterragem são o seu diâmetro de 110 mm e a sua massa de 470 g.

De forma a implementar o sistema de transporte do projétil na aeronave escolhida é necessário desenvolver um novo trem de aterragem, e esse deve também respeitar certos requisitos

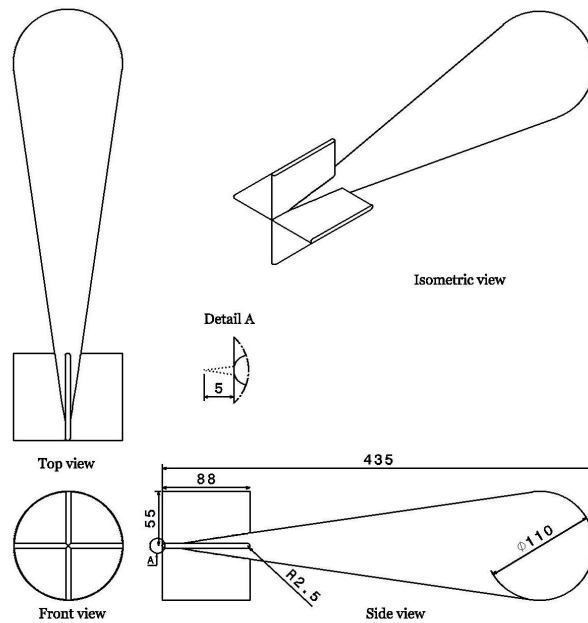


Figura 4.2: Projétil estudado por Hugo Rocha em [2].

como:

- A configuração original do trem de aterragem é em triciclo e por isso será idealizado e desenvolvido um trem em triciclo para respeitar o CG (Centro de Gravidade) da aeronave e os pontos de suporte e fixação do trem, para que não haja necessidade de alterar outras partes da aeronave;
- A distância entre as pernas do trem e a altura destas, dianteira e traseira, deve ser tal de forma a não influenciar o sistema de transporte e que quando sofra deflexão, não coloque em causa outros componentes da aeronave, como a hélice, asas e empenagens;
- A perna dianteira deve ser dimensionada e idealizada de forma a ter um mecanismo direcionável;
- Todo o trem deve ser leve, de fácil substituição de partes, fácil construção e resistente de forma a suportar todas as cargas impostas.

#### 4.1 Dimensionamento do sistema de transporte do projétil

O dimensionamento do sistema de transporte deve respeitar os requisitos anteriormente falados, sendo estes o diâmetro e massa da bola projétil, e para isso o momento de projeto deste sistema é o ponto fulcral do seu desenvolvimento. É desejado um sistema simples, barato, leve, resistente, de fácil acesso e substituição e implementação na aeronave. Primeiramente foi idealizado um sistema que incorporava rolamentos e um servomotor, utilizando engre-

nagens para a transmissão do binário mas após a montagem do mecanismo e seus sistemas, verificou-se que este não conseguia suportar o projétil, podendo ser devido a um mau dimensionamento dos dentes das engrenagens ou a uma falta de binário do servomotor. O facto de o eixo do servomotor e o vetor do peso do projétil não estarem num mesmo plano vertical pode criar forças laterais de pequena amplitude que influenciam o funcionamento do mecanismo, abrindo a garra. Assim partiu-se para a criação de um novo mecanismo, visando o melhoramento dos problemas encontrados anteriormente, calculando com uma margem de segurança o binário necessário e não utilizando rodas dentadas. Utilizando o mesmo conceito para as garras mas modificando o eixo de rotação e a ligação aos servomotores criou-se um novo mecanismo. De forma a implementar este novo sistema e devido à utilização de dois servomotores, o suporte de fixação ao trem de aterragem foi também modificado. Para o novo mecanismo idealizou-se um sistema com um eixo central fixo onde dois pares de garras que rodam em conjunto, por ação de servomotores, utilizando apenas o eixo para manter a sua posição fixa. Os dois pares de garras estão ligados entre si por braços, como é possível observar na Figura 4.3. As garras posteriores foram desenhadas de forma a acompanhar a curvatura do cone de cauda e não da esfera, proporcionando um transporte mais estável e seguro do projétil.

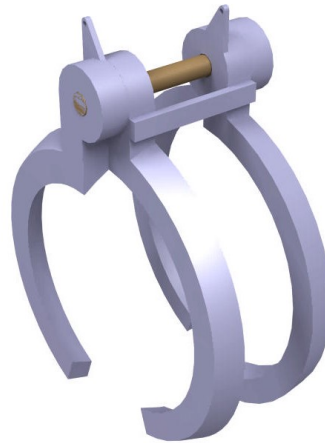


Figura 4.3: Protótipo do sistema de transporte.

Como meio de ativação das garras e como é possível observar na Figura 4.3 idealizaram-se duas pequenas lâminas, parte de uma das garras de cada grupo, onde está ligado um tirante de arame de 12 mm, que está conectado ao respetivo servomotor. Estes servomotores serão dois Turnigy 9g que como referido em cima produzem um binário de 1,5 kg·cm (0,147 Nm).

De forma a calcular o momento gerado pelas forças apresentadas na Figura 4.4, utilizou-se a equação seguinte:

$$M = \frac{P}{2} \cdot \cos\theta \cdot L_n - \frac{P}{2} \cdot \sin\theta \cdot L_t \quad (4.1)$$

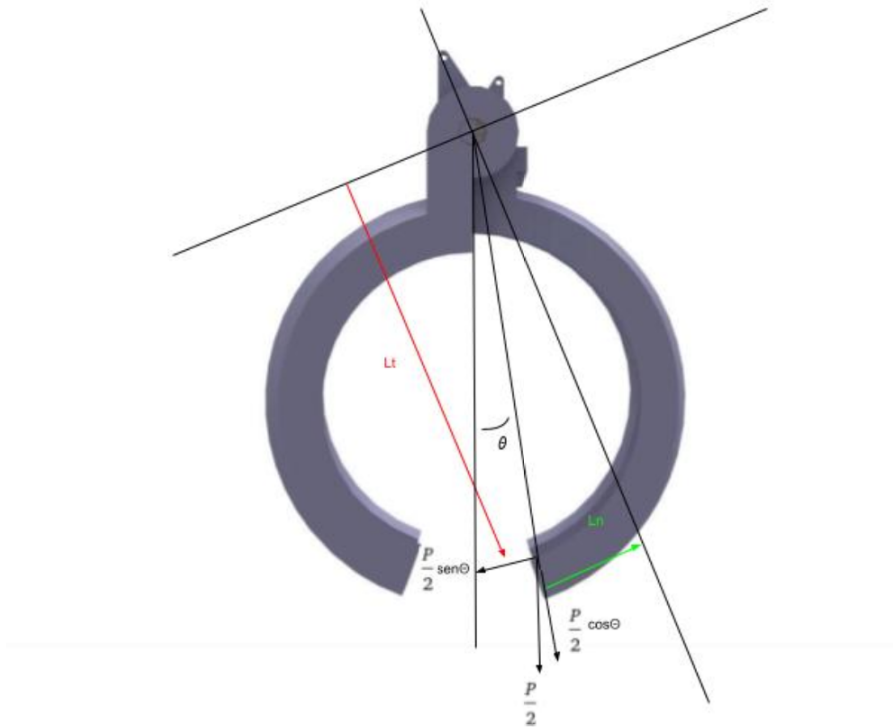


Figura 4.4: Diagrama de forças aplicadas no conjunto de garras do mecanismo de transporte.

Os valores obtidos para as diferentes forças e braços são  $\frac{P}{2} = 2,305 \text{ N}$ ,  $\theta = 20$ ,  $L_t = 117,5 \text{ mm}$  e  $L_n = 24,9 \text{ mm}$ . Aplicando estes valores na equação 4.1 obtemos  $M = 2,166 \cdot \cos(20) \cdot 24,9 - 0,788 \cdot \sin(20) \cdot 117,5 = -38,58 \text{ N} \cdot \text{mm}$ . Convertendo o resultado anterior nas unidades apresentadas nas especificações do servomotor, obtemos  $0,393 \text{ kg} \cdot \text{cm}$ . Como referido anteriormente, os servomotores Turnigy 9g produzem um binário de  $1,5 \text{ kg} \cdot \text{cm}$  e por isso são uma boa opção para o mecanismo em questão. No momento de idealização e desenho do suporte deste mecanismo, deve-se ter em conta vários fatores, sendo eles a boa fixação do sistema, nomeadamente do eixo central, a ligação ao trem de aterragem, espaço para a incorporação dos servomotores, bem como a sua fixação, tendo sempre em consideração as distâncias necessárias para os atuadores dos servomotores e os furos necessários para o acoplamento do trem de aterragem à aeronave. Este suporte é apresentado na Figura 4.5.

Na Figura 4.6 é apresentado o sistema já acoplado ao novo suporte com o projétil bem como o posicionamento dos servomotores. Os braços e arames atuadores não estão representados.

Na Figura 4.7 é possível observar uma representação do tirante de ligação entre uma das partes da garra e do servo atuador, falado anteriormente.

## 4.2 Dimensionamento do trem de aterragem

Como já foi referido, a escolha da configuração do trem de aterragem está limitada devido à aeronave a utilizar, pois esta tinha um trem em triciclo. A distância entre as rodas traseiras no trem original era pequena, devido ao propósito da aeronave e do sistema de carga, feito

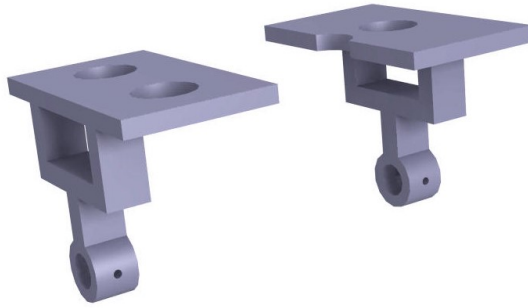


Figura 4.5: Peça de suporte do mecanismo, servomotores e fixador ao trem de aterragem.

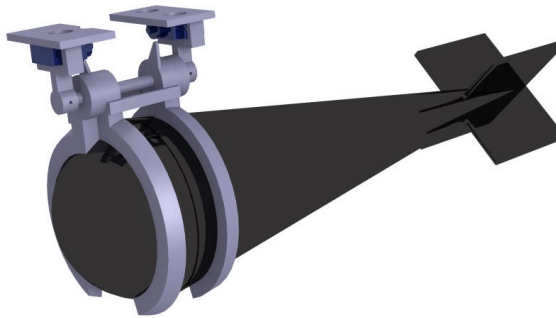


Figura 4.6: Sistema de transporte e servomotores acoplados ao novo suporte.

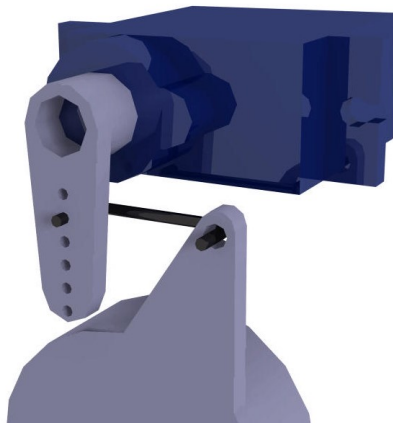


Figura 4.7: Representação do tirante do mecanismo.

para levar uma elevada carga útil. Sendo a carga útil para este caso pequena e havendo a necessidade de um espaço considerável entre rodas de forma a que não haja interferência no mecanismo de transporte do projétil, a distância entre as rodas traseiras foi aumentada, comparativamente ao trem original, o que cumpre estes requisitos e dá à aeronave maior estabilidade lateral no solo.

#### 4.2.1 Dimensionamento das Rodas

As rodas a utilizar serão as originais da aeronave do ACC, sendo as rodas traseiras de maior dimensão quando comparadas com a roda dianteira, e estas dimensões serão tidas em conta no dimensionamento das duas pernas do trem de aterragem. As rodas traseiras têm 100,35 mm de diâmetro e a roda dianteira 54,48 mm e têm ambas um orifício central para um eixo de 8 mm de diâmetro.

#### 4.2.2 Dimensionamento da perna traseira

Idealizou-se uma perna traseira em U invertido, dando o espaço necessário para o mecanismo e servindo como amortecedor no momento da aterragem, tendo sempre em consideração um limite de deformação para que não seja posta em causa outros componentes da aeronave, como a hélice, empenagens e mesmo o mecanismo de transporte. A distância entre rodas escolhida tem em conta as dimensões do mecanismo e a abertura deste no momento de largada do projétil, tendo ainda uma margem. As rodas a utilizar na perna traseira do trem têm um diâmetro de aproximadamente 100 mm. Todo o mecanismo de transporte tem aproximadamente 173 mm de altura. Assim a perna traseira foi idealizada com as seguintes dimensões, presentes também na Figura 4.8.

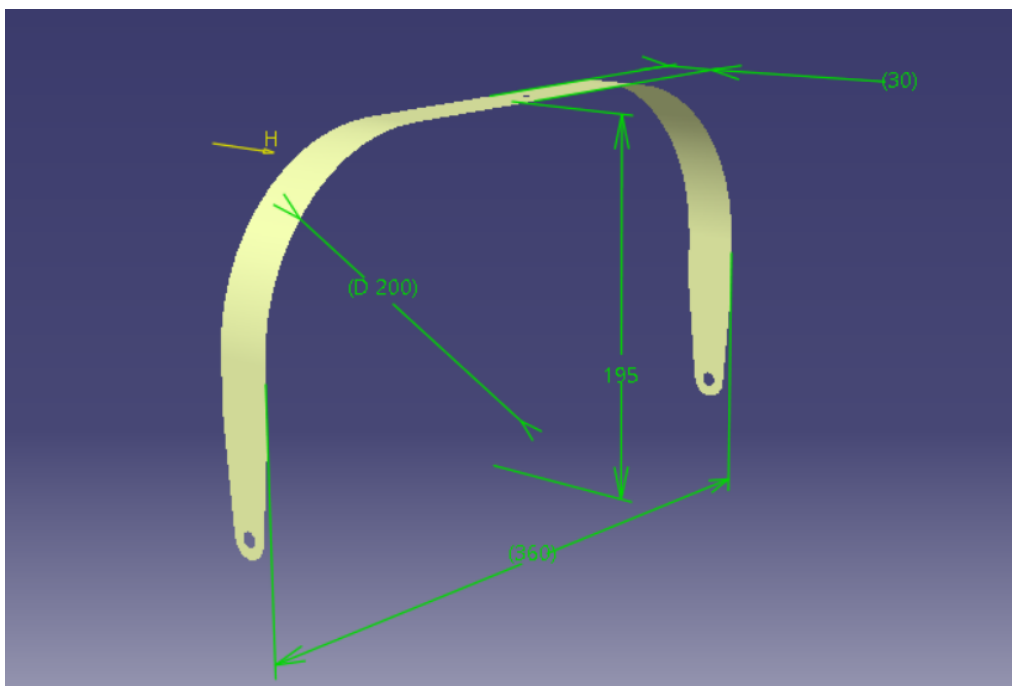


Figura 4.8: Dimensões da perna traseira do trem de aterragem em mm.

A espessura da perna traseira será uma das características que irá variar na análise estrutural, pois irão ser estudadas diferentes combinações de orientações de fibras bem como a variação do número de camadas.

Para a construção do trem de aterragem foi escolhido um material compósito fibra/epóxi, com fibras de carbono com diferentes orientações ( $0^\circ$  e  $+45^\circ/-45^\circ$ ) e fibra de vidro ( $0^\circ$ ).

Considerou-se que um compósito fibra/epóxi seria o ideal para este caso devido à complexidade de algumas peças, à sua elevada resistência mecânica, flexibilidade (dada pela fibra de vidro), baixa massa e acessibilidade de materiais. As fibras e resinas epóxi disponíveis não estavam devidamente rotuladas e por isso as suas propriedades são desconhecidas. As propriedades dos materiais utilizadas para a análise foram cedidas pela equipa que construiu a aeronave utilizada na competição *Air Cargo Challenge 2019* e que foi utilizada nos ensaios. As propriedades dos compósitos utilizadas são dadas pela biblioteca de materiais do programa *Ansys* e são relativas a compósitos pré-impregnados já curados. Como a equipa construiu os compósitos com fibras não pré-impregnadas, existindo espaços com ar e possíveis incertezas nas frações matriz-fibra, reduziram as propriedades para 75%. Estas propriedades estão apresentadas nas Tabelas 4.1, 4.2 e 4.3.

Massa Volúmica	1600 kg / m <sup>3</sup>
Módulo Young na direção X	98000 MPa
Módulo Young na direção Y	7000 MPa
Módulo Young na direção Z	7000 MPa
Coefficiente de Poisson XY	0,27
Coefficiente de Poisson YZ	0,4
Coefficiente de Poisson XZ	0,27
Módulo Corte XY	3500 MPa
Módulo Corte YZ	3100 MPa
Módulo Corte XZ	3500 MPa
Tração na Direção X	1050 MPa
Tração na Direção Y	35 MPa
Tração na Direção Z	35 MPa
Compressão na Direção X	840 MPa
Compressão na Direção Y	175 MPa
Compressão na Direção Z	175 MPa
Corte na Direção XY	49 MPa
Corte na Direção YZ	32 MPa
Corte na Direção XZ	49 MPa

Tabela 4.1: Propriedades ortotrópicas de elasticidade e limite de tensão do compósito CFRP utilizado.

Massa Volúmica	1160 kg / m <sup>3</sup>
Módulo Young	3780 MPa
Coefficiente de Poisson	0,35
Módulo Volume	4200 MPa
Módulo de Corte	1400 MPa
Resistência à tração	54,6 MPa

Tabela 4.2: Propriedades Isotrópicas da resina epóxi.

Estas propriedades foram inseridas no programa de análise *Ansys* para serem usadas na construção do laminado e posteriormente analisar o efeito das cargas de aterragem no trem. O passo seguinte é criar e refinar a malha a ser utilizada na análise de elementos finitos. Utilizando a ferramenta *Mechanical Model* é possível criar esta malha com certos parâmetros definidos pelo utilizador, sendo eles a dimensão dos elementos, o método a usar pelo programa para criar estes elementos e seus nós e a sua ordem. Neste caso foi utilizado 1 mm como dimensão dos elementos, o método *Quadrilateral Dominant* e o parâmetro glo-

Massa Volúmica	2000 kg / m <sup>3</sup>
Módulo Young na direção X	45000 MPa
Módulo Young na direção Y	10000 MPa
Módulo Young na direção Z	10000 MPa
Coefficiente de Poisson XY	0,3
Coefficiente de Poisson YZ	0,4
Coefficiente de Poisson XZ	0,3
Módulo Corte XY	5000 MPa
Módulo Corte YZ	3846 MPa
Módulo Corte XZ	5000 MPa
Tração na Direção X	1100 MPa
Tração na Direção Y	35 MPa
Tração na Direção Z	35 MPa
Compressão na Direção X	675 MPa
Compressão na Direção Y	120 MPa
Compressão na Direção Z	120 MPa
Corte na Direção XY	80 MPa
Corte na Direção YZ	46,154 MPa
Corte na Direção XZ	80 MPa

Tabela 4.3: Propriedades ortotrópicas de elasticidade e limite de tensão do compósito reforçado com fibra de vidro utilizado.

bal predefinido para o ordenamento destes elementos. Estas instruções podem ser visíveis na Figura 4.9. Nas Figuras 4.10 e 4.11 está apresentada a malha obtida com os parâmetros referidos anteriormente.

Definition	
Suppressed	No
Method	Quadrilateral Dominant
Element Order	Use Global Setting
Free Face Mesh Type	Quad/Tri

Figura 4.9: Instruções dadas para a criação da malha da perna traseira.

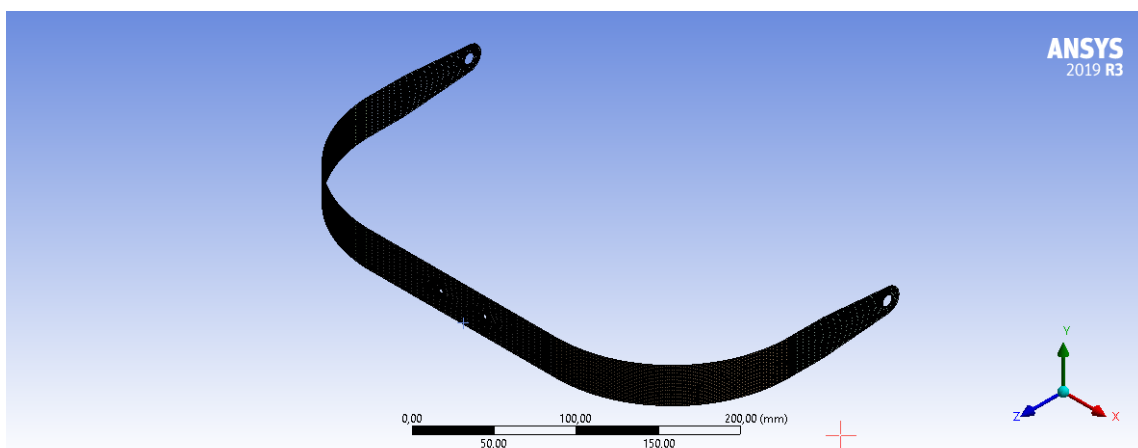


Figura 4.10: Malha obtida para a perna traseira. Dimensão dos elementos: 1 mm.

Para a construção do laminado, camada a camada, foi utilizada a ferramenta ACP (Pre) onde é possível atribuir um material e espessura a cada camada, a sua orientação e ordem de laminação. Os materiais utilizados e suas propriedades foram referidos anteriormente. Para uma

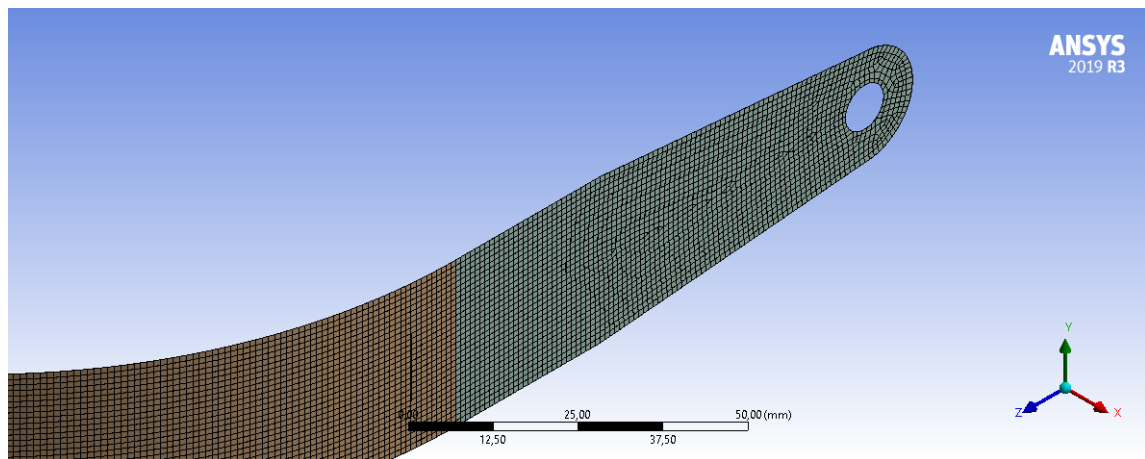


Figura 4.11: Malha obtida para a perna traseira (ampliada na zona de ligação ao eixo de uma das rodas).  
Dimensão dos elementos: 1 mm.

correta construção do laminado camada a camada, o modelo exportado para o modelo mecânico deve ser uma superfície, sem espessura. Assim a espessura estipulada nos parâmetros do ACP (Pre) será a espessura real da peça a testar. A espessura da peça e a laminação das fibras são os parâmetros variáveis. Foi atribuída uma espessura inicial de 5 mm e para isso é necessária uma combinação de fibras com orientações diferentes. As forças de corte são mais atuantes nas camadas periféricas da peça e por isso serão usadas fibras com orientação  $+45^\circ/-45^\circ$  de forma a contrariar este efeito, sendo ainda testadas situações sem estas fibras na periferia.

Neste tipo de trem, onde a sua deflexão ajuda no amortecimento, quando o pneu arrasta lateralmente no solo, é importante que haja alguma elasticidade, de forma a não atingir cargas limite que levem a deformações permanentes ou mesmo à falha. Como o compósito carbono/epóxi apresenta pouca flexibilidade, é necessária a utilização de um núcleo em fibra de vidro, visto em *Dragus et al* [46]. Para as camadas intermédias foram testadas diferentes combinações de orientações de fibra de carbono. A espessura atribuída a cada camada será de 0,5 mm. Na Tabela 4.4 estão apresentadas diferentes configurações de orientação de fibras que foram testadas. Estas delaminações estão identificadas com letras diferentes para as distinguir pelo número de camadas ou uso de fibras diferentes. Na coluna da notação dos compósitos, cada número simboliza uma camada com a devida orientação (em graus, exemplo:  $.../90^\circ/...$ ), cada "/" simboliza a divisória entre camadas, os subscritos numéricos representam camadas adjacentes com a mesma orientação, as letras subscritas representam o compósito em questão, sendo *C* relativo a carbono-epóxi e *G* a vidro-epóxi. O *S* no fim da notação representa a simetria da laminação, sendo que a primeira camada é a de baixo do laminado.

Utilizando a equação 3.69 para o cálculo da carga sofrida pelo trem numa aterragem nas rodas principais e um fator de carga  $n=3$  temos  $R_M = 0,5 \cdot 3 \cdot 49,92 = 74,88$  N. Usando um fator de segurança de 1,5, o valor da carga a testar é de 112,32 N.

Orientação		
Laminação	Caso	Notação do Compósito
A	1	$(90_C/0_C/90_C/0_C/0_G)_S$
	2	$(0_C/90_C/0_C/90_C/0_G)_S$
	3	$(90_C/0_C/90_C/0_C/90_G)_S$
	4	$(90_C/0_C/90_C/0_C/0_G/90_G/0_C/90_C/0_C/90_C)$
	5	$(0_C/90_C/0_C/90_C/90_G)_S$
B	1	$(90_C/0_C/90_C/0_2G)_S$
	2	$(0_C/90_C/0_C/0_2G)_S$
C	1	$(\pm 45_2C/0_C/90_C/0_G)_S$
	2	$(\pm 45_C/90_C/0_C/90_C/0_G)_S$
	3	$(\pm 45_C/0_3C/0_G)_S$
	4	$(\pm 45_C/90_3C/90_G)_S$
	5	$(\pm 45_C/0_C/90_C/0_C/0_G)_S$

Tabela 4.4: Diferentes configurações de orientação de fibras, onde o C e G subscritos representam fibra de carbono e de vidro, respetivamente.

Para analisar o efeito das cargas de aterragem no trem, foi utilizada a ferramenta *Static Structural* do programa Ansys. A peça foi importada do ACP (Pre), como demonstra a Figura 4.12.

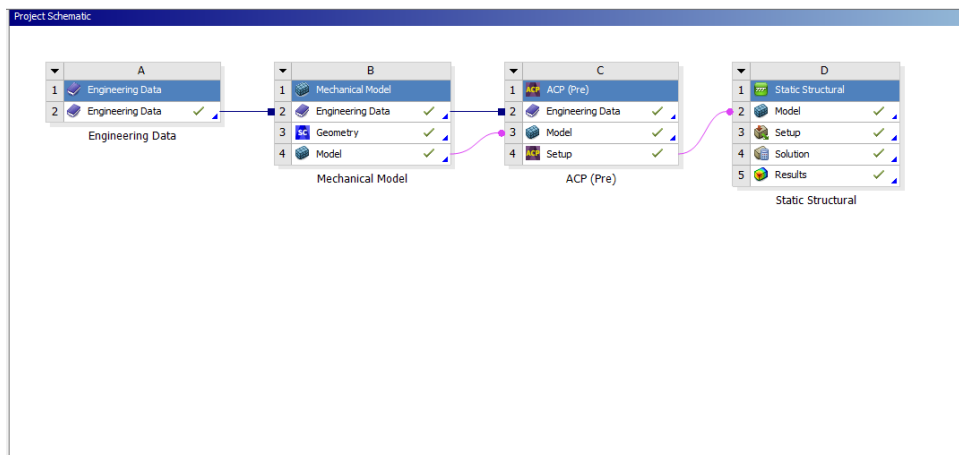


Figura 4.12: Esquematização do projeto no programa Ansys.

Foi criado um suporte fixo nos furos de suporte do trem, onde este vai acoplar à perna dianteira, e aplicou-se uma força nos furos onde estarão os eixos das rodas com o valor de 112,3 N, calculado anteriormente (Figura 4.13). Como referido atrás é de extrema importância analisar a deformação total da peça de modo a que nenhuma outra estrutura da aeronave seja posta em causa.

De forma a prever a falha nalguma das camadas do laminado utilizou-se a ferramenta de análise *Composite Failure Tool-Safety Margin*, existente no *Ansys* e explicada anteriormente no Subcapítulo 3.3.5. Para além de nos informar se existe falha, o valor dado pela margem de segurança diz-nos se o dimensionamento da peça foi conservador ou não, sendo que quanto maior, mais conservador foi, havendo espaço para diminuição de espessura e assim tornar a peça mais leve e eficiente. Foram implementados os critérios de falha de Tensão Máxima,

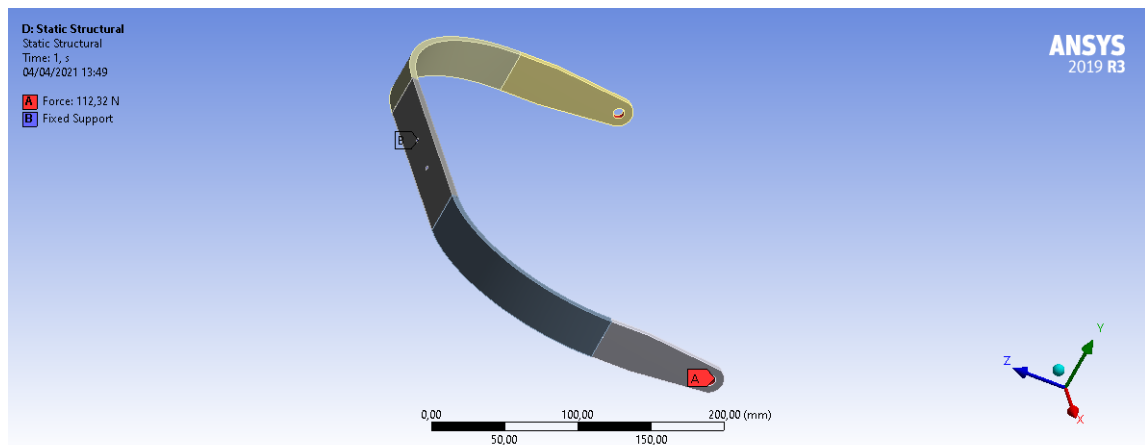


Figura 4.13: Força e suporte fixo aplicados na perna traseira.

Tsai-Wu e Hashin-Rotem. Foram ainda utilizados critérios para a análise da sanduíche, sendo estes *Face Sheet Wrinkling*, *Core Failure* e *Shear Crimping*. A árvore de análise da perna traseira é apresentada na Figura 4.14. Não foi possível aplicar convergência de malha na solução. Por falta de bibliografia que explique esta incapacidade de aplicar convergência de malha, é plausível que esteja relacionado com a ferramenta ACP (Pre) pois esta bloqueia a malha ao criar o compósito elemento a elemento.

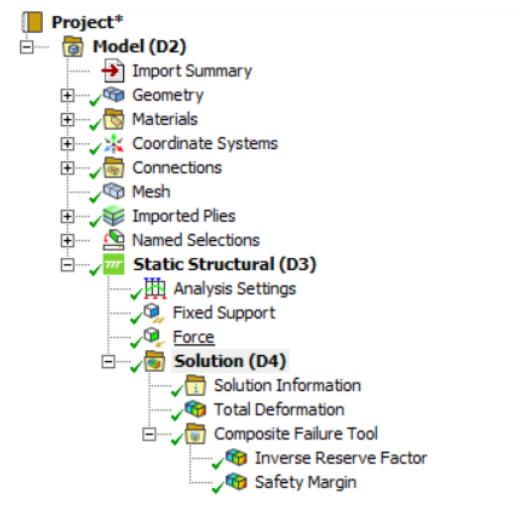


Figura 4.14: Árvore de análise da perna traseira.

Os resultados obtidos para os casos de teste apresentados na Tabela 4.4 estão apresentados na Tabela 4.5

Analisando os resultados obtidos para os diferentes casos é possível observar que dois dos casos apresentaram falha, 5 e 11. Ambos os casos tinham um núcleo em fibra de vidro com orientação de fibras a  $90^{\circ}$ , e uma grande quantidade de camadas intermédias de fibra de carbono com orientações a  $90^{\circ}$ . Os casos 6 e 7, apesar dos bons resultados, são mais pesados (um núcleo em fibra de vidro com mais camadas que os outros casos) e por isso foram

Perna traseira							
Caso	Laminação	Orientação	Força (N)	Deflexão (mm)	Falha	Massa (kg)	Margem de Segurança
1	A	1	112,3	15,395	Não	0,161	2,31
2	A	2	112,3	9,388	Não	0,161	5,56
3	A	3	112,3	15,52	Não	0,161	0,94
4	A	4	112,3	6,427	Não	0,161	5,74
5	A	5	112,3	81,986	Sim	0,161	-0,43
6	B	1	112,3	16,554	Não	0,202	1,36
7	B	2	112,3	9,076	Não	0,202	2,62
8	C	1	112,3	25,812	Não	0,161	1,54
9	C	2	112,3	25,743	Não	0,161	1,81
10	C	3	112,3	11,321	Não	0,161	2,31
11	C	4	112,3	61,749	Sim	0,161	-0,22
12	C	5	112,3	14,867	Não	0,161	2,22

Tabela 4.5: Resultados para os casos presentes na Tabela 4.4.

excluídos.

Um dos objetivos para o dimensionamento da perna traseira é encontrar a estrutura mais leve possível. Como os valores dados pelo critério de falha de Tsai-Wu para os restantes casos são ainda um pouco conservadores, é possível reduzir um pouco a espessura da perna. Para isso foram testados os casos restantes, com uma redução de espessura de 0,5 mm. Para isso foi retirada uma das camadas da parte côncava que trabalha mais à tração. As fibras, especialmente se a força de tração for na direção da fibra, apresentam uma resistência maior do que à compressão. É necessário ter em consideração a ordem tomada pela ferramenta ACP (Pre) no momento de laminação, pois esta ferramenta constroi de uma extremidade para a outra. Assim as novas configurações de laminação estão presentes na Tabela 4.6.

Orientação		
Laminação	Caso	Notação do Compósito
A	1	$(90_C/0_C/90_C/0_C/0_G)_s$
	2	$(0_C/90_C/0_C/90_C/0_G)_s$
	3	$(90_C/0_C/90_C/0_C/90_G)_s$
	4	$(90_C/0_C/90_C/0_C/0_G/90_G/0_C/90_C/0_C/90_C)$
C	1	$(\pm 45_2C/0_C/90_C/0_G)_s$
	2	$(\pm 45_C/90_C/0_C/90_C/0_G)_s$
	3	$(\pm 45_C/0_3C/0_G)_s$
	4	$(\pm 45_C/0_C/90_C/0_C/0_G)_s$
	5	$(\pm 45_C/0_C/90_C/0_C/0_G)_s$

Tabela 4.6: Novas orientações de fibra para laminação da perna traseira.

Aplicando a mesma carga de 112,3 N mas com as novas configurações de laminação, foram obtidos os resultados apresentados na Tabela 4.7. Analisando estes resultados, os casos 4, 8, 9 e 12 por apresentarem grande deflexão, foram dispensados. Os quatro casos restantes foram testados para uma carga com orientação de 70° a partir da linha do solo, de forma a simular uma aterragem com o nariz da aeronave mais inclinado. Esta aterragem exige uma resistência diferente por parte da perna. Os casos foram ainda testados para uma aterragem apenas numa perna principal. Para aplicar esta força de 112,3 N num ângulo de 70°, esta tem de ser dividida em componentes, sendo elas de 105,55 N para o eixo Z e de 38,398 N no eixo

Perna traseira							
Caso	Laminação	Orientação	Força (N)	Deflexão (mm)	Falha	Massa (kg)	Margem de Segurança
1	A	1	112,3	19,569	Não	0,137	1,55
2	A	2	112,3	13,639	Não	0,137	2,43
3	A	3	112,3	19,809	Não	0,137	0,61
4	A	4	112,3	38,318	Sim	0,137	-0,088
8	C	1	112,3	37,029	Não	0,137	0,059
9	C	2	112,3	54,14	Não	0,137	0,639
10	C	3	112,3	16,671	Não	0,137	0,89
12	C	5	112,3	27,11	Não	0,137	0,671

Tabela 4.7: Resultados da análise ao trem traseiro com redução de espessura.

Y. Os resultados obtidos para estes testes estão presentes na Tabela 4.8

Perna traseira							
Caso	Laminação	Orientação	Força (N)	Deflexão (mm)	Falha	Massa (kg)	Margem de Segurança
1	A	1	112,3	34,4	Não	0,137	0,662
2	A	2	112,3	31,1	Não	0,137	1,188
3	A	3	112,3	69,1	Não	0,137	0,087
10	C	3	112,3	26,5	Não	0,137	0,048

Tabela 4.8: Resultados da análise à perna traseira para uma carga aplicada a 70°.

Para calcular a carga a aplicar numa perna só, foi utilizada a equação 3.70 logo,  $W' = 26,687$  N e  $R_M = n_g \cdot W' = 3 \cdot 26,687 = 80,061$  N. Aplicando um fator de segurança de 1,5, a carga a usar toma o valor de 120,1 N. Os resultados obtidos para esta carga aplicada estão presentes na Tabela 4.9.

Perna traseira							
Caso	Laminação	Orientação	Força (N)	Deflexão (mm)	Falha	Massa (kg)	Margem de Segurança
1	A	1	120,1	41,3	Não	0,137	0,393
2	A	2	120,1	28,7	Não	0,137	1,156
3	A	3	120,1	41,8	Sim	0,137	-0,065
10	C	3	120,1	35,2	Não	0,137	0,236

Tabela 4.9: Resultados da deformação e resistência para uma força de 120,1N aplicados numa perna.

Conjugando os resultados apresentados nas Tabelas 4.8 e 4.9 e analisando-os, é possível descartar o caso 3 pois apresenta falha quando é aplicada a carga apenas numa perna do trem. É espectável que no caso onde é aplicada uma carga de 120,1 N numa perna do trem, haja uma deflexão considerável e por isso estes valores não foram tidos em conta no processo de seleção. Olhando sim para os dados presentes na Tabela 4.8 e analisando as deflexões obtidas, bem como a facilidade de construção, é possível concluir que o melhor caso dos estudados é o caso 10 e foi o escolhido para a construção da perna traseira do trem de aterragem.

#### 4.2.3 Dimensionamento da Perna Dianteira

Considerando os estudos feitos para a perna traseira do trem, foi usada a mesma configuração de laminação do compósito visto que não apresentou falha em qualquer uma das camadas

nem uma deflexão excessiva e pela semelhança do efeito da carga na perna dianteira, sendo esta uma força de baixo para cima. As cargas vertical e horizontal produzem flexão da peça, existindo compressão na parte superior da secção transversal e tração na parte inferior da secção do tubo. Esta configuração consiste em camadas exteriores de fibra com uma orientação de  $+45^{\circ}/-45^{\circ}$  e um núcleo em fibra de carbono com fibras com orientação de  $0^{\circ}$ . É desejado que a aeronave tenha controlo de direção no solo e para isso o projeto da perna dianteira deve estar em conformidade com os sistemas necessários.

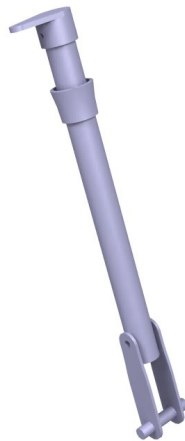


Figura 4.15: Parte da perna dianteira que proporciona o controlo de direção no solo.

Foi idealizado uma perna dianteira com duas partes principais, cada uma com várias peças. Uma parte mais estrutural e de fixação à aeronave e à perna traseira, e uma parte com grau de liberdade rotacional, de forma a conferir o controlo de direção desejado. Estas duas partes estão presentes nas Figuras 4.15 e 4.16 e o acoplamento destas na Figura 4.17.

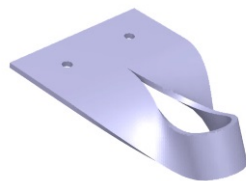


Figura 4.16: Parte da perna dianteira com função estrutural e de acoplamento à aeronave.

A carga aplicada na perna dianteira do trem numa aterragem nivelada é dada pela equação 3.67 logo,  $R_N = 91,341 \text{ N}$ , que multiplicada por um fator de segurança de 1,5 toma o valor de aproximadamente 137 N. Esta carga foi inserida no programa Ansys de forma a dimensionar a perna dianteira do trem. Como referido anteriormente foi adotada a mesma configuração usada para a perna traseira, e assim, o parâmetro a estudar foi a espessura de cada peça. O

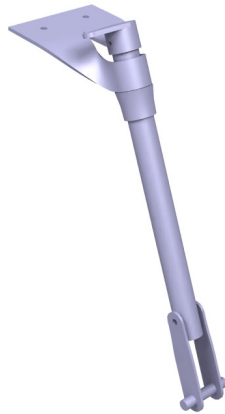


Figura 4.17: Perna dianteira do trem de aterragem.

tubo presente na perna não foi construído, sendo utilizado um tubo de diâmetro externo de 18 mm e 1 mm de espessura em CFRP da R&G [47].

Uma análise peça a peça é irrealista pois a carga é distribuída ao longo da perna e estas não são afetadas da mesma forma, onde algumas sofrem compressão e tração em situações diferentes. A parte fulcral para a resistência estrutural da perna dianteira é a apresentada na Figura 4.15, sofrendo a maior parte da carga aplicada e para isso será o maior alvo de estudo. Os parâmetros utilizados para análise são idênticos e é aplicada uma carga de 137 N na vertical. A carga foi aplicada nos dois orifícios para o eixo da roda dianteira e foi aplicado um suporte fixo nos orifícios de fixação à perna traseira.

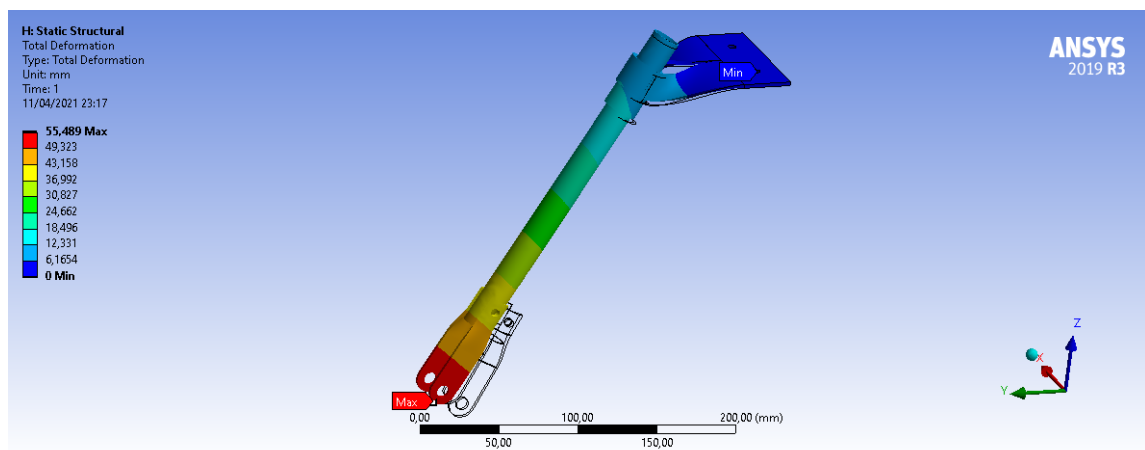


Figura 4.18: Deflexão obtida para uma carga de 137 N aplicada na perna dianteira, simulando uma aterragem nivelada.

Após uma análise semelhante à realizada para a perna traseira, incidindo apenas na variação da espessura da peça, foi obtido um melhor resultado para uma espessura de 2,5 mm, apresentando uma boa deflexão, importante para a dissipação de energia, e uma boa margem de segurança dada pelo critério de Tsai-Wu. Os resultados do teste estão presentes nas Figuras 4.18 e 4.19.

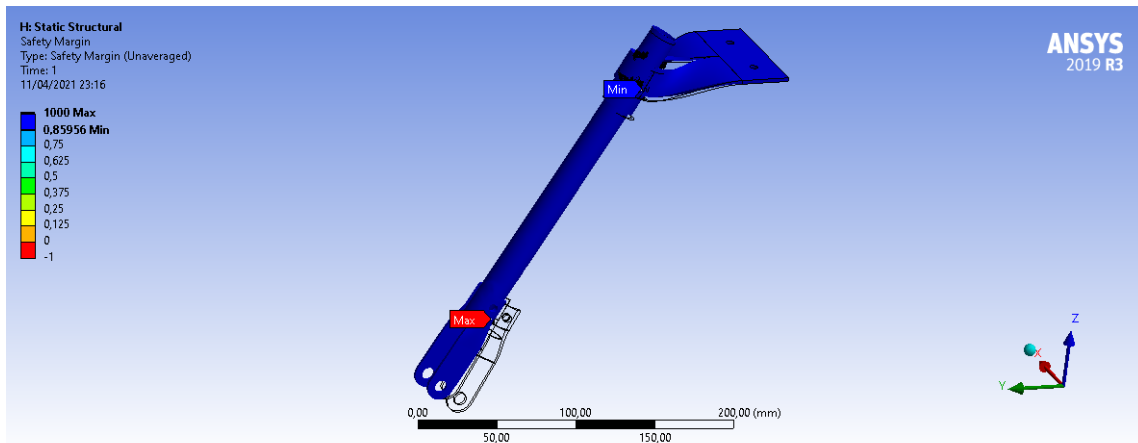


Figura 4.19: Margem de segurança de Tsai-Wu obtida para uma carga de 137 N aplicada na perna dianteira, simulando uma aterragem nivelada.

A perna dianteira foi ainda testada para uma situação em que a carga aplicada tem uma componente lateral (caso A). Foi aplicada novamente com um ângulo de  $70^\circ$  em relação ao solo (Figura 4.20). As componentes da força aplicada são de 46,8 N na direção  $X$  e de 128,8 N em  $Z$ . Foi ainda analisado o caso em que a carga é aplicada na direção longitudinal do tubo (caso B), o que leva à compressão das diferentes partes da perna. As componentes desta força são de -57,9 N na direção  $Y$  e de 124,2 N em  $Z$ . Na Tabela 4.10 estão apresentados os resultados obtidos para os dois casos referidos.

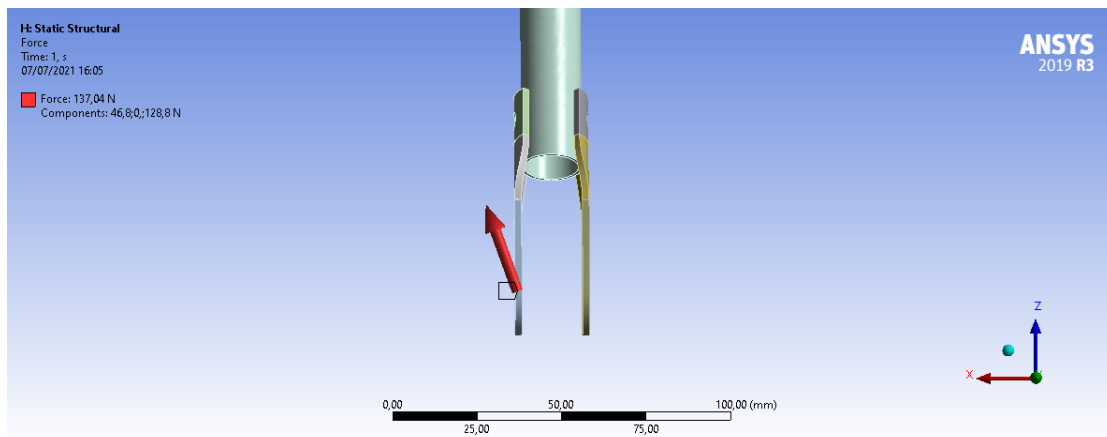


Figura 4.20: Força aplicada com um ângulo de  $70^\circ$  em relação ao solo.

Caso	Deflexão (mm)	Margem de Segurança
A	51,7	0,931
B	13,9	5,627

Tabela 4.10: Resultados da deflexão e margem de segurança de Tsai-Wu obtidos para dois casos distintos com cargas não verticais.

### 4.3 Construção do Trem de Aterragem

A opção escolhida e testada para a construção das duas pernas do trem de aterragem é uma construção maioritariamente em compósito carbono/epóxi, utilizando fibras com diferentes e orientações. Foi ainda incorporada fibra de vidro no núcleo da perna traseira, dando a elasticidade desejada. A laminação das diferentes peças foi feita com fibra de carbono e de vidro "secas" e resina epóxi. Esta resina é misturada com endurecedor num rácio de 100 partes de resina para 28 de endurecedor e tem um período de cura de aproximadamente 24 horas a uma temperatura ambiente de 16°. Para a construção do compósito usou-se um rácio de 50% para a massa de fibra e resina, ou seja, massas iguais. Na análise estrutural efetuada, foi declarada uma espessura de 0,5 mm para cada camada e por isso calculou-se o número de camadas de fibra que quando impregnadas em resina atinjam o valor de espessura pretendido. Assim, utilizando a equação 4.2:

$$t_f = \frac{\gamma_f}{\rho_f} \left( 1 + \frac{\rho_f}{\rho_m} \cdot \frac{1 - W_f}{W_f} \right) \quad (4.2)$$

onde  $t_f$  é a espessura de uma camada impregnada com a matriz,  $\gamma_f$  é a massa da fibra por unidade de área,  $\rho_f$  é a massa volúmica da fibra,  $\rho_m$  é a massa volúmica da matriz (resina) e  $W_f$  é a fração mássica da fibra no compósito. Obtemos para a fibra de carbono com orientação  $+45^\circ/-45^\circ$  a espessura  $t_f = \frac{80}{1900} \left( 1 + \frac{1900}{1200} \cdot \frac{1-0,5}{0,5} \right) = 0,11$  mm. Dado o resultado anterior, são necessárias 4 a 5 camadas de fibra para atingir os 0,5 mm de espessura para as camadas com orientação  $+45^\circ/-45^\circ$ . Para a fibra de carbono com orientação a  $0^\circ$  e utilizando a equação 4.2 obteve-se uma espessura de 0,33 mm. Para o caso da fibra de vidro, onde não é conhecida a gramagem da camada, utilizou-se a massa da fibra  $m_f$  e a seguinte equação:

$$t_m = \frac{m_f}{\rho_m} \quad (4.3)$$

Conhecendo a massa volúmica da matriz (resina) e a massa do tecido para 1 m<sup>2</sup>, é possível calcular a espessura da matriz substituindo os valores conhecidos na equação 4.3, obtendo  $t_m = 0,88$  mm. Dado o resultado da equação anterior, será apenas usada uma camada de fibra de vidro para o núcleo, onde ficou estipulada uma espessura de 1 mm. Sabendo a quantidade de camadas necessárias de cada fibra, o rácio fibra/resina e o rácio resina/endurecedor, procedeu-se à construção dos moldes necessários para dar a forma desejada durante o processo de cura em saco de vácuo.

O molde da perna traseira foi construído em MDF (medium-density fiberboard), desbastada usando uma fresadora CNC. O desenho do molde foi feito utilizando o programa CATIA V5 e está presente na Figura 4.21.

Após a conclusão do projeto do molde, foi importado um ficheiro STP deste para um programa controlador CNC que cria os diferentes parâmetros para posterior maquinação com

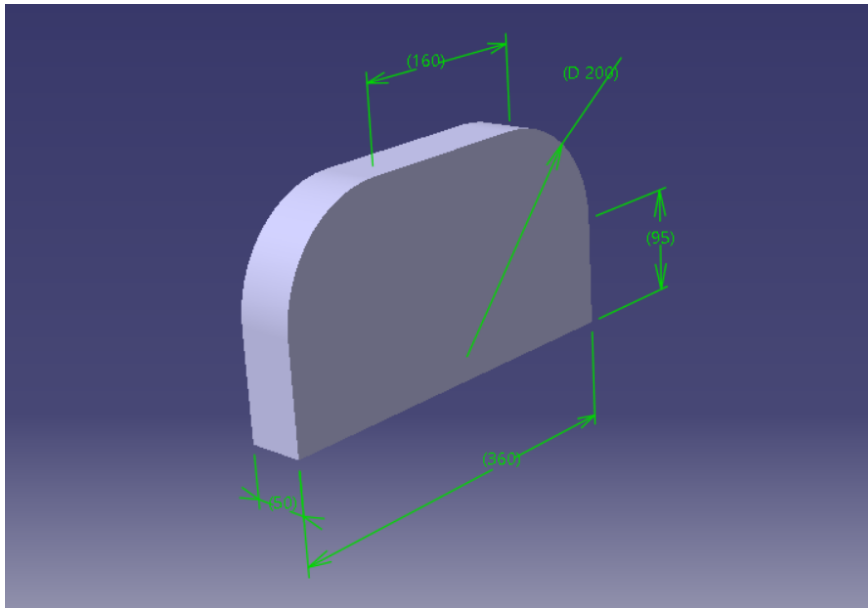


Figura 4.21: Molde para a perna traseira com dimensões em mm.

fresa, sendo estes, a fresa a utilizar, o caminho a percorrer, o passo vertical e a velocidade de rotação da fresa, entre outros. Como o material escolhido é MDF, com elevada densidade, a velocidade de rotação da fresa não deve ser muito alta de forma a não incendiar a peça.

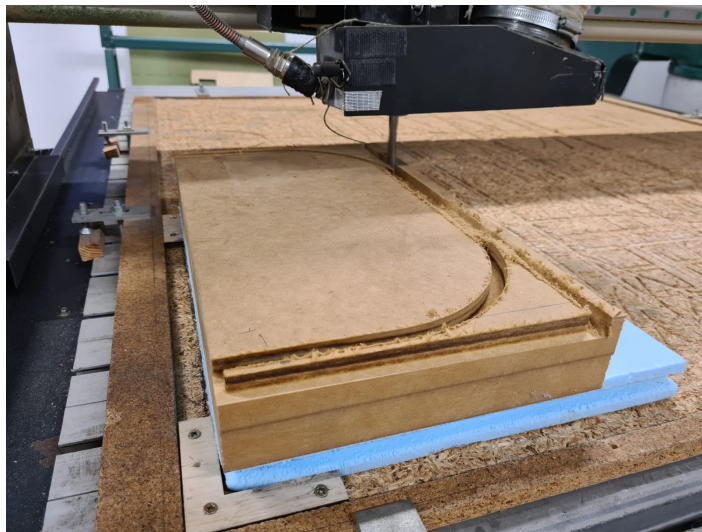


Figura 4.22: Desbaste do molde para a perna traseira com fresa CNC.

Após a maquinação, o molde foi lixado com lixa fina para dar um bom acabamento à superfície. Foi colocada fita cola na superfície do molde que está em contacto com a peça para facilitar o seu desmolde. O molde tem mais 2 cm de largura do que a perna traseira de forma a facilitar o desmolde pois durante a laminação e cura, as fibras têm tendência a esticar para as laterais da peça.

O processo de laminação é definido pelos resultados obtidos e o rácio de fibra/resina é de 50/50. A massa das fibras necessárias para a construção da perna traseira é de 145 g e assim

a mistura de resina/endurecedor (100:28) é feita utilizando 113,28 g de resina epóxi e 31,72 g de endurecedor. A laminação (Figura 4.23) segue a ordem das camadas definidas nos testes estruturais e o processo de cura é feito com saco de vácuo durante 24 horas, como visto na Figura 4.24. Este processo de cura está explicado no subcapítulo 2.7.



Figura 4.23: Laminação das diferentes fibras usadas para a construção da perna traseira.

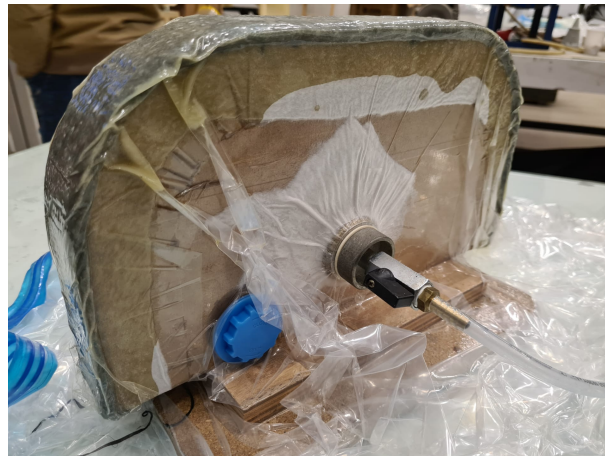


Figura 4.24: Processo de cura de compósito usando saco de vácuo.

Para a construção das outras peças necessárias para a perna dianteira, seguiu-se o mesmo princípio de laminação e cura usando saco de vácuo, mas para estes casos os moldes foram impressos em PLA utilizando impressora 3D. Nas Figuras 4.25 e 4.26 estão presentes os moldes e as peças, umas por desmoldar e outras desmoldadas e cortadas de forma a terem a forma desejada.

De forma a auxiliar o desmolde das peças foram utilizados calços em madeira e lâminas de x-acto. Para a maquinação e corte das peças, de forma a obter a forma desejada, usou-se uma rebarbadora, lixa circular elétrica e folha de lixa para acabamentos. Após o desmolde da peça presente na Figura 4.26, procedeu-se ao corte e maquinação de excesso de material e resina, dando-lhe a forma desejada. Lixou-se ainda o interior da parte que irá acoplar ao tubo, de forma a dar alguma folga e diminuir o atrito carbono-carbono, possibilitando um

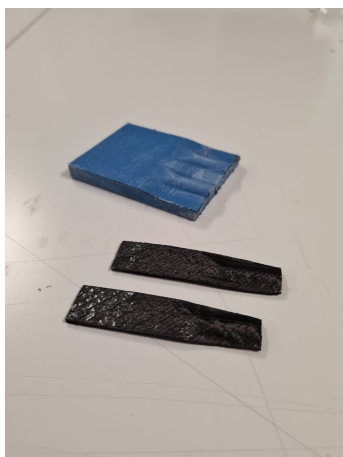


Figura 4.25: Molde em PLA e respetivas peças desmoldadas e acabadas para obter a forma desejada.



Figura 4.26: Molde com peça a desmoldar pós-cura.

bom funcionamento ao servomotor a usar para bom controlo de direção, e de forma a evitar um desgaste desnecessário das partes em contacto.

Após o acerto e corte de todas as peças, procedeu-se à furação destas. A furação com brocas de aço pode levar ao sobreaquecimento do compósito e consequentemente provocar delaminação e alteração das propriedades da resina. Assim, de forma a evitar estes acontecimentos, usou-se uma baixa velocidade de rotação da broca. Os furos de fixação de partes entre si ou à estrutura principal têm um diâmetro de 5 mm enquanto que os destinados à fixação dos eixos das rodas são de 8 mm. Devido ao risco de corrosão galvânica dos parafusos em contacto com o compósito, foram usados parafusos, anilhas e porcas de aço, e não de aço inoxidável.

Os eixos usados para as rodas são varões circulares de carbono pultrudido com 8 mm de diâmetro. Estes apresentam excelentes propriedades mecânicas com baixa densidade. Como fixador dos eixos às pernas do trem usou-se resina epóxi com endurecedor de 30 minutos. Esta resina é preferível a uma super cola convencional pois esta última é quebradiça quando seca, o que pode levar a falhas na colagem devido às cargas sofridas.

Como estrutura de suporte para ambas as pernas do trem de aterragem, ligação ao fixador da aeronave e suporte do sistema de transporte foi dimensionada uma peça em compósito fibra de carbono/epóxi com a mesmo princípio de laminação que as restantes peças e com uma espessura de 4 mm. Esta estrutura sofre diferentes cargas, sendo elas de compressão, tração e corte, sofrendo ainda desgaste e corte provocado pelos parafusos de fixação das pernas. Esta peça foi um pouco sobredimensionada de forma garantir longevidade e bom desempenho e por isso, nos testes de carga realizados no programa Ansys, apresenta muito pouca deformação e uma margem de segurança elevada. O único contra deste sobredimensionamento é a massa, mas sendo esta uma peça com pequenas dimensões é desprezável, quando comparado com os benefícios que proporciona. Na Figura 4.27 é apresentada a peça em questão, já colada à peça de suporte da perna dianteira.



Figura 4.27: Peça principal de suporte e de ligação das pernas do trem de aterragem bem como do sistema de transporte.

É possível observar na Figura 4.27 os furos feitos de forma a facilitar o montagem das diferentes partes, tanto do trem a esta peça como posteriormente à aeronave. Foi idealizada uma perna dianteira direcionável e para isso será utilizado um servomotor um pouco mais potente que os Turnigy 9g. Devido à necessidade de um suporte físico para este servo e também à necessidade de uma interface de ligação entre a peça de suporte e a de ligação à aeronave (Figura 4.29), criou-se um calço em aglomerado de madeira (Figura 4.28), com dimensões e formas necessárias. Este calço foi criado colando com cola branca duas placas de 17 mm de espessura. De forma a dar a forma necessária foram usadas plainas e lixas, obtendo o resultado final presente na Figura 4.28

Na parte superior deste calço nota-se uma ligeira concavidade, necessária para um bom encaixe à peça de ligação à aeronave que acompanha o perfil do intradorso da asa. Esta peça tem dimensões consideráveis, apresentando uma grande área de contacto de modo a distribuir as cargas e não danificar a casca da asa da aeronave no local dos parafusos.

Esta estrutura de ligação foi unicamente construída em compósito de carbono/epóxi e os moldes para esta dimensionados e impressos utilizando uma impressora 3D. Como é apenas uma peça de ligação e apenas sofre cargas de compressão, tem um espessura de 2 mm, utili-

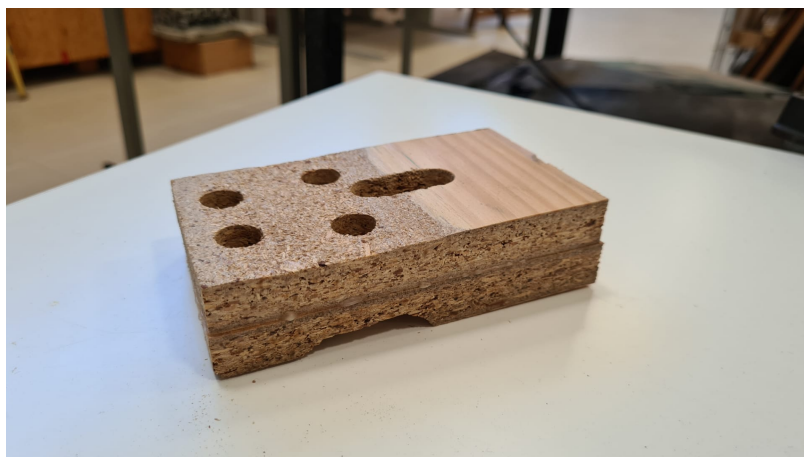


Figura 4.28: Calço em madeira.

zando a configuração de laminação estudada em cima, usada para a construção das demais peças e perna traseira. Na Figura 4.29 é possível observar esta peça.

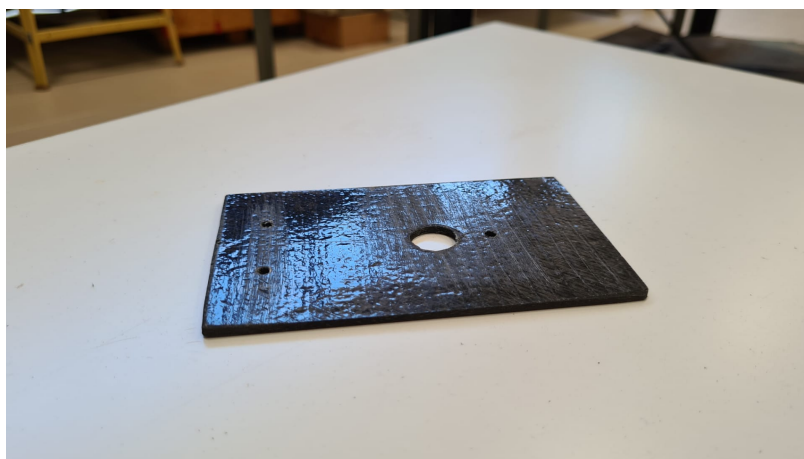


Figura 4.29: Peça de ligação do trem de aterragem à aeronave.

De forma a ligar estas peças com o calço em madeira usou-se uma resina epóxi de 30 minutos de cura, já utilizada anteriormente. O resultado final da colagem destas 3 partes é apresentado na Figura 4.30

Como já foi referido anteriormente as peças serão acopladas entre si utilizando parafusos de aço com 5 mm de diâmetro e comprimento de 35 mm e 40 mm. Os parafusos de 35 mm foram utilizados para fixar a perna traseira e o de 40 mm para fixar os suportes da roda da perna dianteira. Após o acoplamento de toda a estrutura do trem e sistema de transporte à aeronave, procedeu-se à correção do CG utilizando pequenos pesos .

#### 4.3.1 Construção do Projétil

Seguindo o que foi estudado por Hugo Rocha em [2] foi escolhido o caso em que o cone de cauda do projétil é tangente à esfera de combate a incêndio. Um esquema das dimensões do projétil está apresentado na Figura 4.2. O cone, como sugerido por Hugo Rocha, foi cons-



Figura 4.30: Peça de suporte, calço e peça de ligação à aeronave acopladas.

truído em cartolina e as lâminas na cauda em cartão, com as devidas dimensões. De forma a fazer vários lançamentos de teste para comparar as trajetórias reais com as previstas pelo algoritmo de Hugo Rocha, a esfera não será a original mas sim uma réplica em esferovite, com massa e dimensões iguais, de forma a não ficar muito dispendioso, considerando que o parâmetro a analisar é a trajetória do projétil e não a eficiência extintora da bola. Esta bola em esferovite tinha um diâmetro inicial de 120 mm, 10 mm maior que o pretendido e por isso foi lixada de forma a ter as dimensões requeridas. Foi aberta de modo a implementar pesos para atingir a massa desejada de 470 g. O resultado final obtido, sem pesos no interior está presente na Figura 4.31.



Figura 4.31: Projétil.

Os pesos a utilizar são de chumbo e foram cortados pequenos blocos de forma a apresentarem um formato em cubo quando aglomerados. Estes pesam  $472,1 \pm 0,1$  g (Figura 4.32). Este cubo tem aproximadamente  $38 \pm 0,5$  mm de altura,  $40 \pm 0,5$  mm de largura e  $44 \pm 0,5$  mm de comprimento.

O aglomerado de chumbo foi colocado no centro de cada esfera, com uma secção cortada no seu interior com as dimensões necessárias, para garantir que o CG da esfera não altera com oscilações na atitude do projétil. Segundo Hugor Rocha em [2], a configuração escolhida e



Figura 4.32: Pesos utilizados para simular a massa do projétil.

construída nesta dissertação, apresenta uma posição do CG do projétil a  $0,0832$  m desde o ponto mais frontal da esfera extintora. Existem algumas inconformidades com os valores apresentados por Hugo Rocha devido à espessura da cartolina usada para a construção e da estudada em [2]. A espessura utilizada no estudo é de  $1$  mm, difícil de recriar, sendo necessário colar folhas de cartolina, o que aumentaria bastante a massa do cone devido aos excessos de cola. De forma a tentar aproximar o CG do estudado por Hugo Rocha, a colocação dos pesos dentro da esfera será feita tentando afastar um pouco a sua posição em relação à ponta mais frontal da esfera. Teve-se em conta a estrutura da esfera e para não a colocar em risco na remoção de material do seu interior, a posição mais afastada do CG é de  $0,080$  m.

De forma a ligar as duas faces da esfera, após a colocação do peso no seu interior, e esta ao cone foi utilizada fita cola.

# Capítulo 5

## Ensaio Experimentais

Neste capítulo é apresentada a montagem de todas as partes do trem de aterragem construídas anteriormente, bem como o seu acoplamento à aeronave. É também discutido o cálculo do CG da aeronave com o novo trem de aterragem e sistema de transporte, apresentando as correções necessárias para alcançar a estabilidade requerida no solo e no ar. Por fim, são apresentados os ensaios, explicando o procedimento, como se recolham de dados e seu tratamento e posterior análise.

### 5.1 Montagem do Mecanismo de Transporte e Trem de Aterragem

Todas as partes foram medidas e pesadas, verificando todos os componentes construídos em compósito para averiguar a existência de fendas ou partes delaminadas devido à maquinação e ajustes feitos para atingir a forma desejada.. Após este controlo procedeu-se à montagem das mesmas. Começando pelo mecanismo de transporte, as partes impressas em PLA foram coladas utilizando cola de cianoacrilato. Apesar dos espaços criados para o suporte dos servomotores terem pouca folga utilizou-se cola quente para uma fixação mais segura e para evitar pequenas oscilações destes. O eixo central em alumínio está fixado aos suportes e os dois pares de garras rodam livremente em torno deste. Na Figura 5.1 é possível observar este mecanismo totalmente montado com os servomotores necessários para o seu funcionamento. Estes servos foram testados antes da sua montagem e após a montagem, quando já estavam ligados ao mecanismo.

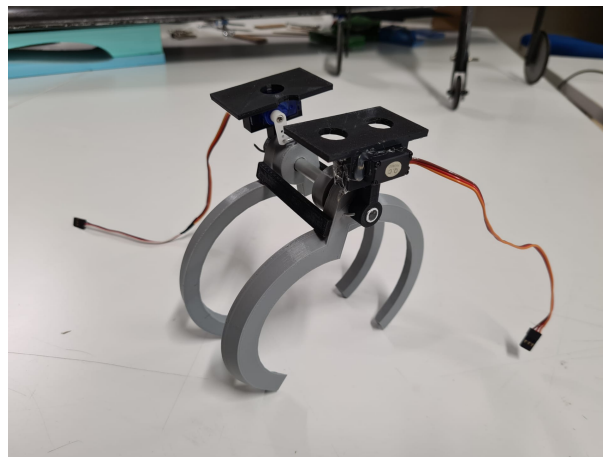


Figura 5.1: Mecanismo de transporte montado com os motores servo.

Este sistema foi colado à peça de suporte das pernas do trem de aterragem utilizando resina epóxi de 30 minutos de cura *Faserverbundwerkstoffe Composite Technology* para uma melhor fixação.

Quanto ao trem de aterragem, foram montadas as diferentes partes, ligando a perna traseira à peça de suporte utilizando parafusos de aço com 5 mm de diâmetro. As rodas traseiras foram conectadas à perna usando um eixo de carbono com 8 mm de diâmetro e colando este com resina epóxi tanto ao rolamento da roda como ao trem. O mesmo foi feito para a roda dianteira. Foram realizados testes de carga estática no trem de aterragem já montado, colocando em cima deste uma massa de aproximadamente 12 kg, de forma a simular a carga máxima dada pelos cálculos efetuados. Após o teste o trem não apresentou qualquer problema estrutural e a sua deflexão estava dentro dos valores previstos, aproximadamente 15 mm nas pernas traseiras e 37 mm na perna dianteira.

Na perna dianteira existem componentes em carbono a sofrer constante fricção devido à necessidade de uma perna direcionável e por isso, de forma a não danificar estas partes, colocou-se vaselina como lubrificante. As restantes partes foram montadas e a peça que serve de ligação entre o servomotor e o tubo direcionável foi colada com cola de cianoacrilato. O sinal dado a este servomotor é o mesmo que o leme vertical recebe e por isso estes devem estar concordantes. Na Figura 5.2 é possível observar o trem de aterragem totalmente montado com o sistema de transporte já incorporado.

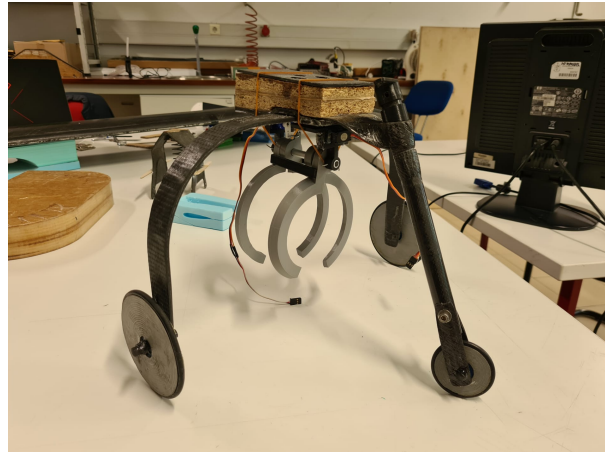


Figura 5.2: Trem de aterragem e sistema de transporte.

A montagem de todos estes componentes à aeronave foi feita utilizando a estrutura já existente com 3 parafusos de fixação com 3mm de diâmetro. Após a montagem verificou-se que a posição dos eixos das rodas traseiras, comparada com a do trem original, está cerca de 14 mm mais à frente e por isso é necessário verificar qual a posição para o CG de forma a manter a aeronave estável tanto no solo, prevenindo que a cauda toque no chão, como no ar. Com esta nova posição, os eixos estão a 29% da corda, dando uma margem de 4% para posicionar o CG, sendo os 25% considerados o limite para a estabilidade aerodinâmica da aeronave. Foi importante verificar também a influência do projétil na posição do CG, tendo em atenção que a aeronave tem de manter-se estável após o lançamento. Assim, com a ajuda de pesos

em chumbo com uma massa de 450 g, procedeu-se à colocação do CG, sem projétil, a 25% da corda. Como o CG do projétil está ligeiramente atrás do eixo das rodas traseiras quando suportado pelo mecanismo, o CG da aeronave é puxado para trás. O cálculo do CG teve em conta todos os sistemas inerentes ao funcionamento da aeronave, nomeadamente baterias, motor, servos, ESC, etc.. Na Figura 5.3 é possível observar o trem e o sistema acoplados à aeronave.

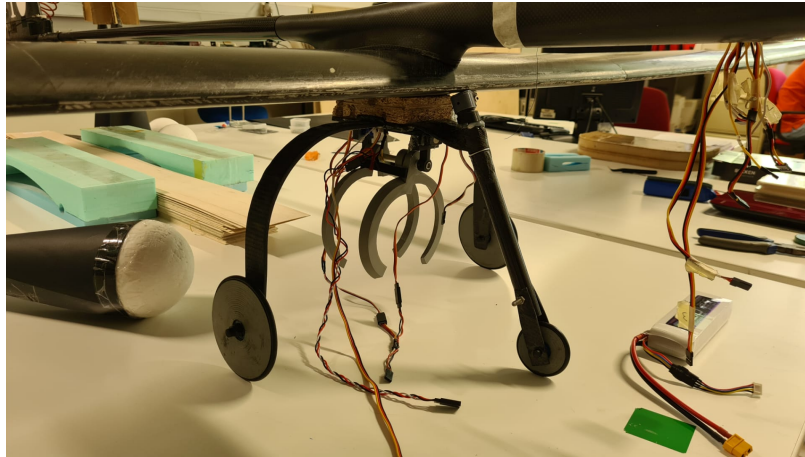


Figura 5.3: Trem de aterragem e sistema de transporte acoplados à aeronave.

## 5.2 Ensaios de Voo

De forma a testar o sistema de transporte do projétil de combate a incêndios foi idealizada uma série de testes com 3 lançamentos. Foi planeado que estes lançamentos fossem realizados de uma altura considerável, entre os 30 e os 50 metros de altura, de forma a desenvolver a trajetória do projétil até ao solo. Assim a velocidade de embate no solo é elevada e por isso instrumentar o projétil não era a melhor opção porque correríamos o risco de danificar o equipamento. Uma alternativa para recolher os dados da trajetória é filmá-la de um plano perpendicular ao lançamento e com um grande plano. Como não haverá instrumentação para nos dar algumas condições iniciais do lançamento, nomeadamente a altura e velocidade de lançamento, estas têm de ser retiradas da filmagem, analisando imagem a imagem. Tendo estas condições iniciais é possível implementá-las no algoritmo criado por Hugo Rocha em [2], que como referido anteriormente simula a trajetória deste projétil e serviu de termo de comparação.

Os testes de voo foram realizados na pista do Aeroclube da Covilhã. Foi necessário um acompanhamento das condições atmosféricas, nomeadamente da direção e intensidade do vento que estariam na pista. A aeronave foi projetada para voar com 12 kg de massa. Como a massa da aeronave nos ensaios é aproximadamente 5 kg, a carga alar é baixa e a estrutura pode ser comprometida ao voar com fortes rajadas de vento, podendo ainda levar à perda de sustentação e descontrolo da aeronave. Para retirar estas informações meteorológicas utilizou-se a página web *Meteo Técnico* do Instituto Superior Técnico da Universidade de Lisboa [48].

Como forma de marcação de uma altura conhecida para a posterior análise do vídeo, utilizou-se uma cana de pesca em carbono com 3,27 m de altura e no topo foi presa uma manga para saber qual a direção do vento em relação à pista em todos os lançamentos. Os ensaios foram realizados com três pessoas com funções distintas, uma delas sendo o piloto da aeronave e com um interruptor no comando para largar o projétil. A segunda pessoa encontra-se com uma câmara em posição perpendicular à pista, a aproximadamente 60 m, dando informações ao piloto via telefone da posição da aeronave face ao plano da câmara, sugerindo correções para a altitude, velocidade e atitude desta. A terceira pessoa encontra-se ao lado do piloto, transmitindo estas informações e filmando com uma segunda câmara todo o voo, desde o decolar até à aterragem, sendo estas imagens utilizadas para o caso de algo não correr como o previsto e assim averiguar a situação. Na Figura 5.4 é apresentado um diagrama representativo dos ensaios.

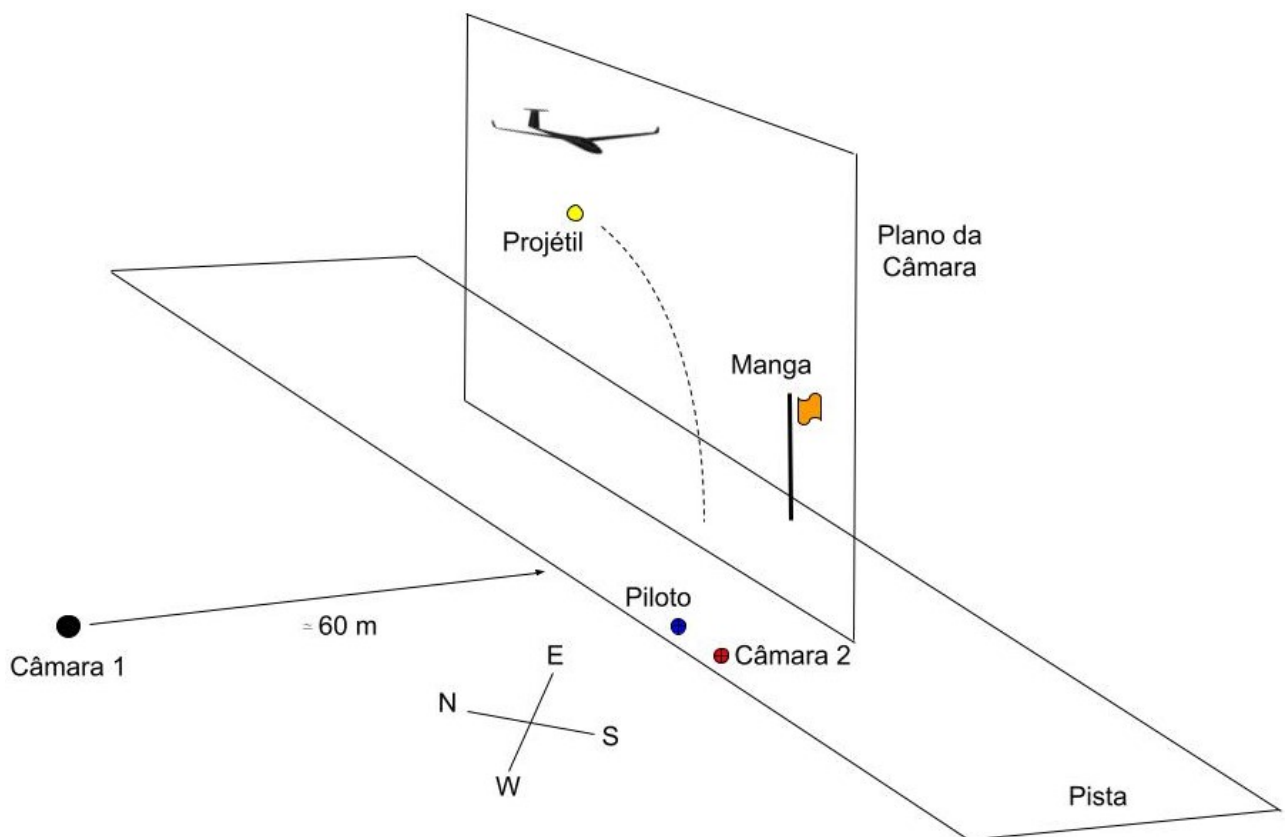


Figura 5.4: Diagrama representativo dos ensaios realizados.

O sistema de transporte do projétil não apresentou qualquer problema nos momentos de largada deste, respondendo instantaneamente ao sinal dado pelo piloto e aparentemente não afetando a atitude do projétil quando largado.

Durante os ensaios, as aterragens da aeronave foram um pouco bruscas, devido a rajadas de vento momentâneas. Devido à falta de instrumentação no trem não foi possível quantificar o fator de carga máximo atingido nessas aterragens, ainda assim, este não apresentou quaisquer danos e nenhum outro sistema ou estrutura da aeronave foi comprometido. Isto demonstra que o trem apresentou um bom funcionamento e resistência, amortecendo a ater-

ragem e não sofrendo uma deflexão demasiado grande. No solo, apesar de alguma vibração, o sistema de direção da perna dianteira funcionou bem e ajudou o piloto a controlar a aeronave no solo.

### 5.3 Tratamento de dados e análise de resultados

As condições iniciais no momento de lançamento são desconhecidas por falta de instrumentação e por isso foram mais tarde retiradas da análise direta dos vídeos perpendiculares à pista. As condições retiradas foram a velocidade, altura e atitude do projétil no lançamento, sendo também retirado o valor do alcance e as coordenadas de pontos intermédios da trajetória. O programa utilizado para esta análise foi o *Kinovea* [49]. Este programa é normalmente utilizado para análise desportiva, dando um conjunto de ferramentas para abranda, capturar, fazer medições, cálculos de trajetórias, anotações e cálculo da velocidade de movimentos, entre outros. Na Figura 5.5 é apresentado um exemplo de análise de uma trajetória de lançamento, estando marcados os pontos da trajetória em diferentes imagens, a altura de lançamento e o alcance. Na Tabela 5.1 estão apresentadas as condições retiradas da análise dos vídeos e que foram depois implementadas no algoritmo de Hugo Rocha. Considerando a altura da cana 3,27 m e estabelecendo esta medida como referência para o programa, é possível marcar e retirar o valor das distância pretendidas, nomeadamente a altura e alcance. Para o cálculo da velocidade de lançamento foi considerado um intervalo de tempo 0,5 segundos antes e depois do momento de lançamento, marcando a posição nestes dois momentos e medindo a distância percorrida neste intervalo. Para o cálculo da atitude imposta ao projétil no momento da largada, utilizou-se uma ferramenta presente no programa referido que possibilita calcular um ângulo através de dois segmentos de reta, onde um deles segue o eixo longitudinal do projétil e o outro é paralelo ao solo e horizontal.



Figura 5.5: Recolha das coordenadas, altura e alcance da trajetória recorrendo ao programa de análise *Kinovea*.

Estas condições são dadas como *input* ao algoritmo criado por Hugo Rocha, inserindo ainda a velocidade média do vento e a sua direção. O *output* dado por este algoritmo dá-nos coordenadas de pontos da trajetória para esta condições, bem como o tempo de queda, velocidade

Lançamento	Altura [m]	Alcance [m]	Velocidade [m/s]	Vento [m/s]	Direção Vento	Teta [graus]
1	47,3	51,1	24,6	4	NE	-20
2	36,6	26,9	12,4	5	N	-5
3	33,3	35,1	16,2	5	N	-1

Tabela 5.1: Condições retiradas da análise dos vídeos dos ensaios e da página web *Meteo Técnico*.

final entre outros. Os resultados obtidos da análise dos vídeos e do algoritmo para as trajetórias dos três lançamentos estão apresentados na Figura 5.6, estando representados por uma linha contínua os resultados das trajetórias dos ensaios e a tracejado das trajetórias dadas pelo algoritmo de Hugo Rocha [2]. Na Tabela 5.2 estão apresentados o tempo de voo e velocidade final para os três lançamentos, dados pelo algoritmo e pela análise direta dos vídeos. Estes valores foram retirados do vídeo analisando as últimas três imagens antes do embate com o solo, onde se marcou a posição inicial e final do projétil extintor e utilizando a ferramenta de medição do programa e a linha temporal deste, calculou-se uma estimativa da velocidade final.

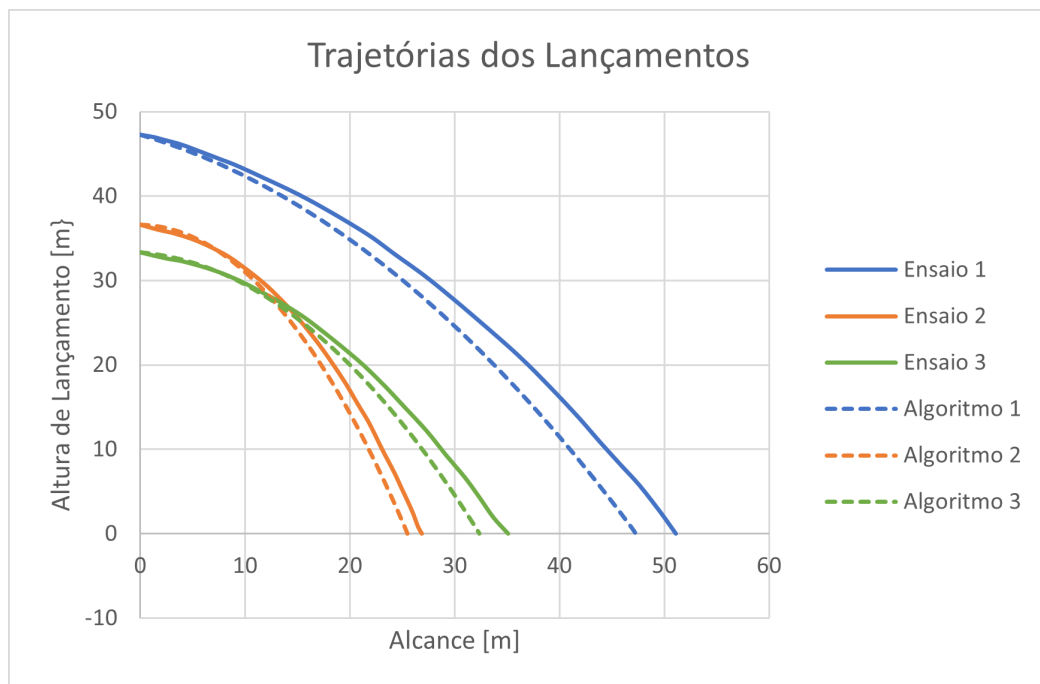


Figura 5.6: Resultados das trajetórias dos ensaios e do algoritmo feito por Hugo Rocha.

Ensaio			
Lançamento	Tempo de voo (s)	Velocidade final (m/s)	Alcance (m)
1	2,42	37,25	51,08
2	2,62	26,2	26,89
3	2,17	30,8	35,1
Algoritmo			
Lançamento	Tempo de voo (s)	Velocidade final (m/s)	Alcance (m)
1	2,52	36,5	47,27
2	2,74	28,64	25,48
3	2,45	29,25	32,37

Tabela 5.2: Valores do tempo de voo, velocidade final e alcance nos ensaios e dados pelo algoritmo.

Observando os resultados obtidos é de notar a ligeira diferença nas trajetórias e no alcance do

projétil, tendo um erro de 3,8 m (8,1%) no primeiro lançamento, 1,41 m (5,53%) no segundo e 2,73 m (8,4%) no terceiro. Esta diferença pode ser explicada por diversos fatores, nomeadamente a inexatidão das condições do vento no local, sendo estes valores médios e que podem não representar as condições momentâneas, bem como a recolha de dados através da análise de vídeos o que aumenta o erro associado. Para o caso do tempo de voo e velocidade final dos diferentes lançamentos, o erro associado está apresentado na Tabela 5.3. É de salientar que a contração do projétil pode também influenciar a trajetória bem como alguma rotação ou mudança rápida da atitude do projétil criada pela abertura do mecanismo de transporte.

Erro (%)			
Lançamento	Tempo de voo	Velocidade final	Alcance
1	4,1	2,05	8,1
2	4,5	8,52	5,53
3	11,4	5,30	8,4

Tabela 5.3: Erro em percentagem do tempo de voo, velocidade final e alcance do projétil para os três lançamentos.

De modo a avaliar a incerteza das medições, tanto retiradas da análise do vídeo como as condições atmosféricas, foram assumidos pequenos valores que representam possíveis variações na medição dos diferentes parâmetros. Os parâmetros a estudar são a altura de lançamento, velocidade de lançamento, atitude da aeronave, velocidade do vento e direção do vento em relação ao projétil. A medição da velocidade inicial e final do projétil nas imagens tem um erro associado à medição da distância percorrida e do tempo decorrido entre pontos. De forma a calcular este erro mediu-se o tempo decorrido entre imagens e a distância percorrida pelo projétil entre imagens, obtendo  $ds = 0,48$  m e  $dt = 0,16$  s.

$$V = \frac{s}{t} \quad (5.1)$$

Considerando a primeira derivada da equação 5.1 como a variação da velocidade e incerteza da medição, obtemos:

$$dV = \left(\frac{1}{t}\right)ds + \left(\frac{s}{t^2}\right)dt \quad (5.2)$$

Utilizando esta equação para os diferentes pontos ao longo da trajetória e considerando que  $t = t_{ant} \pm dt$  e  $s = s_{ant} \pm ds$ , sendo  $t_{ant}$  o instante e  $s_{ant}$  a posição do ponto anterior, é possível calcular a variação da velocidade sob efeito das incertezas faladas anteriormente. Os resultados obtidos da incerteza para os três ensaios estão apresentados na Tabela 5.4.

Ensaio	Velocidade (m/s)	Incerteza	Incerteza Relativa (%)
1	24,6	1,28	5,2
2	12,4	0,77	6,2
3	16,2	1,50	9,24

Tabela 5.4: Valores da incerteza para a velocidade do projétil.

A atitude da aeronave no momento do lançamento é dada por teta ( $\Theta$ ). Considerando que a atitude do projétil é a mesma, foi calculada a incerteza na medição deste ângulo pela incerteza de medição do deslocamento horizontal e vertical entre duas imagens. Utilizando a derivada de  $\Theta = \tan^{-1}(\frac{y}{x})$ , sendo  $y$  o deslocamento vertical e  $x$  o deslocamento horizontal, foi obtido um  $d\Theta = 2,5^\circ$ . Assim utilizou-se esta incerteza para variar o valor da atitude da aeronave.

Para os dados das condições atmosféricas foram considerados erros de medição de até 20% do valor retirado. Estes foram retirados de uma página web e não são dados momentâneos, mas sim de hora a hora. Assim variou-se o valor inserido no algoritmo de forma a aproximar ao máximo a trajetória dada e a do ensaio. Para os ensaios 2 e 3, variou-se o valor médio da velocidade do vento em 1 m/s e para o ensaio 1 variou-se em 0,8 m/s, de forma a achar a trajetória mais coincidente. Os novos valores com incertezas a implementar no algoritmo estão presentes na Tabela 5.5.

Ensaio	Altura (m)	Velocidade (m/s)	Atitude (graus)	Velocidade Vento (m/s)	Direção Vento (graus)
1	47,3	24,2 ± 1,28	20 ± 2,5	4 ± 1	0 ± 10
2	36,6	12,4 ± 0,77	1 ± 2,5	5 ± 1	45 ± 10
3	33,34	16,2 ± 1,50	5 ± 2,5	5 ± 1	45 ± 10

Tabela 5.5: Novos valores com incertezas a implementar no algoritmo.

Após a combinação destes novos dados, os ensaios 2 e 3, apresentaram resultados bastante concordantes com acertos inferiores à incerteza da velocidade de lançamento e com uma variação de 20% para a velocidade do vento. Para o caso do ensaio 1, este apresentou também um acerto inferior à incerteza para a velocidade de lançamento. Quanto à atitude da aeronave para este caso, foi necessária uma correção superior ao valor da incerteza, no valor de  $5^\circ$ , de forma a aproximar ao máximo a trajetória numérica da real. Os novos valores com os acertos necessários para obter trajetórias próximas das reais estão apresentados na Tabela 5.6 e as trajetórias obtidas estão apresentadas graficamente na Figura 5.7.

	Caso	Altura	Velocidade aeronave	Atitude	Velocidade vento	Direção vento
	1	47,3	24,6	-20	4	0
Acerto		47,3	25,5	-15	4	0
	2	36,6	12,4	-1	5	45
Acerto		36,6	13	-1	4	45
	3	33,34	16,2	-5	5	45
Acerto		33,34	17	-5	4	45

Tabela 5.6: Acertos feitos nos parâmetros utilizados.

A velocidade do vento que apresenta melhores resultados para os três casos toma o valor de 4 m/s e a direção do vento foi mantida, em comparação com a inicialmente utilizada. Esta não apresentou alterações significativas nas três trajetórias quando implementadas alterações de  $\pm 10^\circ$ .

Os resultados para o alcance destas novas trajetórias estão apresentados na Tabela 5.7, estando também o erro percentual.

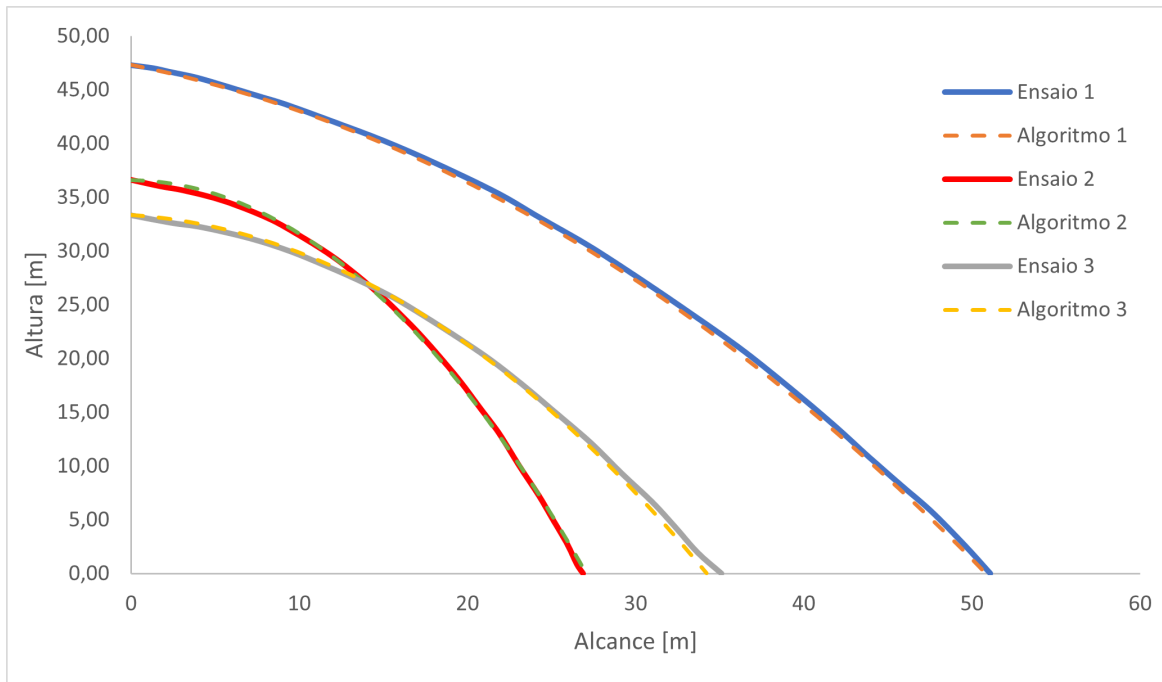


Figura 5.7: Trajetórias para os novos parâmetros com acertos.

Alcance (m)			
Lançamento	Ensaio	Algoritmo	Erro (%)
1	51,08	50,84	0,47
2	26,89	27,07	0,66
3	35,11	34,20	2,66

Tabela 5.7: Valores do alcance e erro associado para os ensaios e trajetórias corrigidas.

Comparando as trajetórias dadas inicialmente pelo algoritmo com as últimas obtidas, é possível notar uma diminuição de 82,56% no valor médio da diferença do alcance entre o algoritmo e o ensaio. Os tempos de voo e velocidades finais para os três novos casos são apresentados na Tabela 5.8, onde são comparados com os dos ensaios de voo, apresentando a diferença percentual entre estes.

	Lançamento	Tempo de voo (s)	Velocidade final (m/s)	Erro (%)	
				Tempo	Velocidade
Ensaio	1	2,42	37,25	5,84	0,67
Algoritmo	1	2,57	37,5		
Ensaio	2	2,62	26,2	4,38	9,25
Algoritmo	2	2,74	28,87		
Ensaio	3	2,17	30,83	9,58	4,05
Algoritmo	3	2,4	29,63		

Tabela 5.8: Tempos de voo, velocidade final e respectivos erros para os três casos corrigidos.

Os erros associados ao tempo de voo e velocidade final do projétil são semelhantes ou até mesmo inferiores aos apresentados pelas primeiras trajetórias dadas pelo algoritmo.

É importante referir que em dois dos ensaios, nomeadamente ensaio 1 e 2, o projétil caiu

fora da pista, na vegetação circundante. Ao contrário destes, no ensaio 3 o projétil caiu na pista e apresentou um comportamento não pretendido e previsto por Hugo Rocha em [2]. No embate com o solo saltou e rolou para fora do ponto de impacto. Este comportamento pode influenciar a eficácia do lançamento, colocando em causa a sua capacidade extintora.

Analisando os resultados obtidos, os parâmetros que mais influenciaram as trajetórias dos projéteis extintores são a velocidade de lançamento, atitude da aeronave e velocidade do vento. Estes parâmetros, quando medidos, vêm acompanhados de incertezas e erros, superiores aos que se registariam se as medições fossem realizadas com equipamento, como por exemplo tubo de pitot (para a velocidade da aeronave no momento do lançamento), anemómetro (para a velocidade do vento) e uma unidade de medição inercial ou um giroscópio (para a atitude da aeronave no momento de lançamento). Estando este equipamento bem instalado e calibrado, os dados obtidos seriam provavelmente mais concordantes com os apresentados posteriormente pelo algoritmo. Ainda assim, após o tratamento dos dados e suas incertezas, os resultados apresentados para os três lançamentos possibilitam afirmar que há uma grande aproximação das trajetórias e que, estando a maioria dos acertos efetuados dentro do limite das incertezas, os resultados dados pelo algoritmo são válidos para a simulação dos diferentes lançamentos. Assim é possível dizer que o algoritmo criado por Hugo Rocha, prevê trajetórias reais para este projétil com elevada eficácia, sendo todo este estudo um fator de peso para a sua validação.

# Capítulo 6

## Conclusões

Um grande aumento do número de incêndios florestais levou à necessidade de criar novas ideias para um combate rápido e eficaz. Assim, o uso de UAVs é uma opção a estudar e apresenta enorme versatilidade. Para isso, e no seguimento do estudo realizado por Hugo Rocha, onde estudou diferentes configurações para um cone de cauda implementado numa bola extintora de forma a estabilizar a trajetória desta, foi criado um sistema de transporte para este projétil e estudada a sua implementação numa aeronave não tripulada de asa fixa existente. Esta aeronave foi desenhada e construída para a competição *Air Cargo Challenge 2019* e o trem de aterragem utilizado impossibilita a implementação do sistema criado. Assim foi idealizado, testado e construído um novo trem de aterragem, compatível com o sistema de transporte.

O desenho do novo trem de aterragem respeitou a configuração e distância entre eixos do trem original, sendo mais alto e com maior distância entre rodas traseiras. Foi desenhado e testado utilizando método de elementos finitos, alterando propriedades iterativamente para achar uma configuração melhorada, que quando encontrada, levou à sua construção. Este foi construído em compósito e testado estaticamente, apresentando bons resultados. É possível concluir que a configuração de laminação 10 com 4,5 mm de espessura,  $(\pm 45_C/0_{3C}/0_G)_S$ , foi a melhor, apresentando valores para a deflexão dentro do estimado.

O sistema de transporte foi desenhado para ser compatível com o projétil estudado por Hugo Rocha, respeitando as dimensões deste. Foram estudadas as forças e momentos aos quais o mecanismo está sujeito e para isso foram escolhidos servomotores Turnigy 9g como atuadores do sistema. As peças do mecanismo foram construídas em PLA recorrendo a impressão 3D. Estas apresentaram a rigidez necessária para suportarem as cargas impostas e uma massa bastante reduzida. É possível concluir que a utilização deste tipo de materiais, mais leves e de construção rápida e simples, é uma boa opção para a construção de sistemas deste género, facilitando também a sua implementação em aeronaves não tripuladas.

O projétil extintor foi construído respeitando as dimensões estudadas por Hugo Rocha e utilizando os materiais por ele sugeridos para o cone, sendo eles cartolina e cartão. Para recriar a bola extintora utilizaram-se bolas de esferovite com lastros de chumbo no interior para simular a massa da original.

Após a construção e montagem de todas as partes e sistemas, procedeu-se ao cálculo do CG da aeronave, com e sem o projétil, de forma a garantir estabilidade no solo e no ar, fazendo

correções utilizando lastros de chumbo colocados no nariz da fuselagem.

Os ensaios de voo que visavam o estudo da trajetória real do projétil apresentaram resultados um pouco diferentes dos apresentados pelo algoritmo criado por Hugo Rocha. Foi efetuado um estudo e conseqüente tratamento de erros e incertezas nas medições dos parâmetros utilizados para o cálculo da trajetória. Verificou-se que tendo em consideração estas incertezas no *input* dado ao algoritmo, as trajetórias criadas aproximaram-se bastante das obtidas nos ensaios. O erro médio obtido para o alcance nestas últimas trajetórias é de 1,26%, estando os valores entre [0,47;2,66]. Observou-se também que o erro médio da velocidade final obtida para os três casos é de 4,65%, indo de [0,67;9,25]. Para o tempo de voo este valor é de 6,6%, sendo o intervalo de valores [4,38;9,58]. A análise direta de vídeo para deste tipo de parâmetros é uma boa opção quando não existe instrumentação, mas como visto neste trabalho é importante ter em consideração as suas incertezas, para obter resultados mais realistas.

Analisando todos os dados obtidos é possível concluir que a utilização de UAVs para a implementação de sistemas de combate a incêndios é promissor para um combate à distância rápido, poupando recursos humanos. É ainda possível afirmar que a utilização de algoritmos para a previsão de trajetórias de lançamento, como o de Hugo Rocha, são ferramentas muito boas e que trazem uma elevada eficácia para este tipo de estudos.

## 6.1 Trabalhos Futuros

O trabalho apresentado nesta dissertação demonstra a fiabilidade do algoritmo de previsão da trajetória bem como do sistema de transporte do projétil e trem de aterragem criados. No entanto é necessário testar e analisar a resistência ao impacto do projétil com a bola extintora real, verificando se consegue cumprir a sua função, e ainda o seu comportamento após o primeiro embate no chão, pois os ensaios efetuados demonstraram que é possível que o projétil salte e/ou role para fora da zona pretendida.

Eventualmente, um estudo sobre o transporte de mais do que um projétil extintor e a influência na estrutura e CG da aeronave deve ser feito para tornar mais eficiente o ataque a focos de incêndio.

Seria relevante criar um controlador autónomo que incorporasse diferentes sistemas e algoritmos, nomeadamente deteção de focos de incêndio e leitura das suas coordenadas e um algoritmo como o desenvolvido por Hugo Rocha. Uma comunicação em tempo real das coordenadas dos focos de incêndio para aeronaves não tripuladas de asa fixa e criação em tempo real da trajetória a usar para uma viagem rápida e direta, calculando também, dadas as condições de voo da aeronave, qual o momento de lançamento do projétil extintor, prevendo uma trajetória certa e assim possibilitando um ataque certo.

# Bibliografia

- [1] Departamento de Gestão de Fogos Rurais, “8.º RELATÓRIO PROVISÓRIO DE INCÊNDIOS RURAIS,” Oct. 2020. [Online]. Available: <https://www.icnf.pt/api/file/doc/7218b448c991d725>
- [2] H. Rocha, “Trajectory and aerodynamic analyses of air launched fire-extinguishing projectiles,” MSc Thesis, Universidade da Beira Interior, 2020.
- [3] M. H. Sadraey, *Aircraft design: A systems engineering approach*. John Wiley & Sons, 2012.
- [4] D. P. Raymer, “Aircraft design: A conceptual approach,” *parameters*, vol. 5, no. 2, pp. 2SO–3.
- [5] “Wright Airplanes.” [Online]. Available: [https://www.wright-brothers.org/Information\\_Desk/Just\\_the\\_Facts/Airplanes/Wright\\_Airplanes.htm](https://www.wright-brothers.org/Information_Desk/Just_the_Facts/Airplanes/Wright_Airplanes.htm)
- [6] Alexandre Sales, “Santos Dumont X Irmãos Wright: Os principais fatos e argumentos,” Jul. 2015. [Online]. Available: <http://canalpiloto.com.br/santos-dumont-x-irmaos-wright-os-principais-fatos-e-argumentos/>
- [7] K.-H. Regnat and K.-H. Regnat, *Black Cross Volume 4: Heinkel He 111*. Hersham, Surrey, UK: Midland Publishers, 2004.
- [8] “Junkers Ju 52,” Nov. 2020, page Version ID: 130697556. [Online]. Available: [https://es.wikipedia.org/w/index.php?title=Junkers\\_Ju\\_52&oldid=130697556](https://es.wikipedia.org/w/index.php?title=Junkers_Ju_52&oldid=130697556)
- [9] “Boeing: 747-8.” [Online]. Available: <https://www.boeing.com/commercial/747/>
- [10] “MQ-9B SkyGuardian / SeaGuardian.” [Online]. Available: <https://www.ga-asi.com/remotely-piloted-aircraft/mq-9b>
- [11] “Defense Composites For Any Mission.” [Online]. Available: <https://fiberdynamics.net/defense/>
- [12] “E500 - Drone professional by ELIMCO AEROSPACE | AeroExpo.” [Online]. Available: <https://www.aeroexpo.online/pt/prod/elimco-aerospace/product-183651-28878.html>
- [13] C. A. Thiels, J. M. Aho, S. P. Zietlow, and D. H. Jenkins, “Use of Unmanned Aerial Vehicles for Medical Product Transport,” *Air Medical Journal*, vol. 34, no. 2, pp.

104–108, Mar. 2015. [Online]. Available: <https://linkinghub.elsevier.com/retrieve/pii/S1067991X14003332>

- [14] S. Wegener, S. Schoenung, J. Totah, D. Sullivan, J. Frank, F. Enomoto, C. Frost, and C. Theodore, “UAV Autonomous Operations for Airborne Science Missions,” in *AIAA 3rd “Unmanned Unlimited” Technical Conference, Workshop and Exhibit*. Chicago, Illinois: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Sep. 2004. [Online]. Available: <http://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2004-6416>
- [15] R. Chen, H. Cao, H. Cheng, and J. Xie, “Study on Urban Emergency Firefighting Flying Robots Based on UAV,” in *2019 IEEE 4th Advanced Information Technology, Electronic and Automation Control Conference (IAEAC)*. Chengdu, China: IEEE, Dec. 2019, pp. 1890–1893. [Online]. Available: <https://ieeexplore.ieee.org/document/8997723/>
- [16] E. Honkavaara, H. Saari, J. Kaivosoja, I. Pölönen, T. Hakala, P. Litkey, J. Mäkynen, and L. Pesonen, “Processing and Assessment of Spectrometric, Stereoscopic Imagery Collected Using a Lightweight UAV Spectral Camera for Precision Agriculture,” *Remote Sensing*, vol. 5, no. 10, pp. 5006–5039, Oct. 2013. [Online]. Available: <http://www.mdpi.com/2072-4292/5/10/5006>
- [17] T. U. Daim, L. Chan, and J. Estep, Eds., *Infrastructure and Technology Management*, ser. Innovation, Technology, and Knowledge Management. Cham: Springer International Publishing, 2018. [Online]. Available: <http://link.springer.com/10.1007/978-3-319-68987-6>
- [18] “Amazon.com: Prime Air.” [Online]. Available: <https://www.amazon.com/Amazon-Prime-Air/b?ie=UTF8&node=8037720011>
- [19] J. Moore, “Uav fire-fighting system,” May 30 2013, uS Patent App. 13/306,419.
- [20] G. Y. Won and K. W. Kim, “Fire extinguishing firefighting drone,” Sep. 17 2019, uS Patent 10,413,763.
- [21] C. Phan and H. H. T. Liu, “A cooperative UAV/UGV platform for wildfire detection and fighting,” in *2008 Asia Simulation Conference - 7th International Conference on System Simulation and Scientific Computing*, 2008, pp. 494–498.
- [22] J. A. Hoffman, “System and method for extinguishing wildfires,” Aug. 20 2009, uS Patent App. 12/370,433.
- [23] Z. Hou, Z. Li, T. Fadiji, and J. Fu, “Soft grasping mechanism of human fingers for tomato-picking bionic robots,” *Computers and Electronics in Agriculture*, vol. 182,

- p. 106010, 2021. [Online]. Available: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0168169921000284>
- [24] C.-H. Liu, T.-L. Chen, C.-H. Chiu, M.-C. Hsu, Y. Chen, T.-Y. Pai, W.-G. Peng, and Y.-P. Chiang, “Optimal Design of a Soft Robotic Gripper for Grasping Unknown Objects,” *Soft Robotics*, vol. 5, no. 4, pp. 452–465, Aug. 2018. [Online]. Available: <https://www.liebertpub.com/doi/10.1089/soro.2017.0121>
- [25] J. Qi, J. Kang, and X. Lu, “Design and research of UAV autonomous grasping system,” in *2017 IEEE International Conference on Unmanned Systems (ICUS)*. Beijing: IEEE, Oct. 2017, pp. 126–131. [Online]. Available: <http://ieeexplore.ieee.org/document/8278328/>
- [26] P. Xie, O. Ma, Z. Zhao, and L. Zhang, “A bio-inspired UAV leg-foot mechanism for landing, grasping and perching tasks,” in *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*, 2015, p. 1689.
- [27] R. Cano, C. Pérez, F. Pruano, A. Ollero, and G. Heredia, “Mechanical design of a 6-DOF aerial manipulator for assembling bar structures using UAVs,” in *2nd RED-UAS 2013 Workshop on Research, Education and Development of Unmanned Aerial Systems*, vol. 218, 2013.
- [28] P. Ramon-Soria, A. Gomez-Tamm, F. Garcia-Rubiales, B. Arrue, and A. Ollero, “Autonomous landing on pipes using soft gripper for inspection and maintenance in outdoor environments,” in *2019 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS)*. Macau, China: IEEE, Nov. 2019, pp. 5832–5839. [Online]. Available: <https://ieeexplore.ieee.org/document/8967850/>
- [29] D. Mellinger, Q. Lindsey, M. Shomin, and V. Kumar, “Design, modeling, estimation and control for aerial grasping and manipulation,” in *2011 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems*, 2011, pp. 2668–2673.
- [30] S. G. Mathisen, “Autonomous Aerial Recovery: Fixed-wing UAV Ballistic Airdrop and Deep-Stall Landing,” Ph.D. dissertation, Norwegian University of Science and Technology, 2020. [Online]. Available: <http://hdl.handle.net/11250/2645018>
- [31] S. G. Mathisen, F. S. Leira, H. H. Helgesen, K. Gryte, and T. A. Johansen, “Autonomous ballistic airdrop of objects from a small fixed-wing unmanned aerial vehicle,” *Autonomous Robots*, vol. 44, no. 5, pp. 859–875, May 2020. [Online]. Available: <http://link.springer.com/10.1007/s10514-020-09902-3>
- [32] N. , “AEP-83 Light Unmanned Aircraft Systems Airworthiness Requirements,” Sep. 2014. [Online]. Available: <https://assets.publishing.service.gov.uk/government/>

uploads/system/uploads/attachment\_data/file/391827/20140916-STANAG-4703\_AEP-83\_A\_\_1\_.pdf

- [33] E. , “Certification Specifications for Normal-Category Aeroplanes CS-23,” Mar. 2017. [Online]. Available: <https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/CS-23%20Amendment%205.pdf>
- [34] J. Silva, “Development of a nose landing gear of an unmanned aircraft (RPAS),” Mar. MSc thesis, Universidade do Porto, 2017.
- [35] “Learning Center - Vacuum Bagging Equipment & Techniques for Room-Temp Applications.” [Online]. Available: [https://www.fibreglast.com/product/vacuum-bagging-equipment-and-techniques-for-room-temp-applications/Learning\\_Center](https://www.fibreglast.com/product/vacuum-bagging-equipment-and-techniques-for-room-temp-applications/Learning_Center)
- [36] C. Barnatt, *3D printing*. Erscheinungsort nicht ermittelbar: ExplainingTheFuture.com, 2014, oCLC: 933956191.
- [37] J. N. Reddy, *Mechanics of laminated composite plates and shells: theory and analysis*. CRC press, 2003.
- [38] I. M. Daniel, “Failure of composite materials,” *Strain*, vol. 43, no. 1, pp. 4–12, 2007.
- [39] C. Sun, “Strength analysis of unidirectional composites and laminates,” *Comprehensive Composite Materials*, Elsevier Science, pp. 641-666, 2000.
- [40] R. M. Christensen and S. J. DeTeresa, “Delamination failure investigation for out-of-plane loading in laminates,” *Journal of Composite Materials*, vol. 38, no. 24, pp. 2231–2238, 2004.
- [41] I. M. Daniel, O. Ishai, I. M. Daniel, and I. Daniel, *Engineering mechanics of composite materials*. Oxford University Press New York, 2006, vol. 1994.
- [42] T. D. Barry, “Study of a Post Structure in Composite Material for Rail Line Electrification Assembly,” Nov. 2011.
- [43] “Ansys Learning Forum.” [Online]. Available: <https://forum.ansys.com/discussions>
- [44] P. Gamboa, *Considerações Acerca da Configuração do Trem de Aterragem*, ser. Apontamentos da disciplina de Estruturas Aeroespaciais, Universidade da Beira Interior. [Online]. Available: <http://webx.ubi.pt/~pgamboa/pessoal/10403/apontamentos/capitulo11.pdf>
- [45] “Welcome to Genuine ELIDE FIRE® extinguishing ball : Inventor, International

Registered Patentee, and Genuinely Sole Manufacturer of ELIDE FIRE® extinguishing ball : The Next Generation of Fire Extinguishers and Firefighting Devices for the Brighten Future!" [Online]. Available: <https://www.elidefire.com>

- [46] L. Dragus, I. Ciobanu, C. Mazăre, P. A. Alexei, M. Barbaresso, and F. Stanciu, "Design a composite materials landing gear," in *Journal of Physics: Conference Series*, vol. 1297, no. 1. IOP Publishing, 2019, p. 012008.
- [47] "Carbon fibre tubes wound  $\pm 45^\circ$ , plain weave (3k)." [Online]. Available: <https://shop1.r-g.de/en/art/740806-45>
- [48] J. Palma, "Previsão Numérica do Tempo para Portugal Continental." [Online]. Available: <https://meteo.tecnico.ulisboa.pt/>
- [49] "Kinovea." [Online]. Available: <https://www.kinovea.org/>