

Projeto de Veículo Lunar

ION ZAPOROJAN
(Licenciado em Engenharia Mecânica)

Trabalho de Projeto para obtenção do grau de Mestre em Engenharia Mecânica, na Área de Especialização de Manutenção e Produção

Orientadores:

Doutor Afonso Manuel da Costa de Sousa Leite
Doutor Ricardo José Fontes Portal

Júri:

Presidente: Doutor Mário José Gonçalves Cavaco Mendes
Vogais:

Doutor João Filipe de Almeida Milho
Doutor Ricardo José Fontes Portal

Dezembro de 2024

Projeto de Veículo Lunar

ION ZAPOROJAN
(Licenciado em Engenharia Mecânica)

Trabalho de Projeto para obtenção do grau de Mestre em Engenharia Mecânica, na Área de
Especialização de Manutenção e Produção

Orientadores:

Doutor Afonso Manuel da Costa de Sousa Leite, ISEL/IPL
Doutor Ricardo José Fontes Portal, ISEL/IPL

Júri:

Presidente: Doutor Mário José Gonçalves Cavaco Mendes, ISEL/IPL
Vogais:
Doutor João Filipe de Almeida Milho, ISEL/IPL
Doutor Ricardo José Fontes Portal, ISEL/IPL

Dezembro de 2024

Agradecimentos

Gostaria de expressar minha profunda gratidão a todas as pessoas que me ajudaram a redigir esta dissertação.

Primeiramente, um sincero agradecimento aos docentes, pela sua colaboração e participação, sem os quais este trabalho poderia não ser possível.

Agradeço também a todas as pessoas que apoiaram-me ao longo da minha vida, em particular à minha família. Especial agradecimento à minha mãe por tudo o que passou e por tudo o que fez por mim ao longo da vida.

Quero também agradecer profundamente a Deus por ter-me dado forças para não desistir principalmente nos momentos mais difíceis e chegar até ao fim desta jornada académica.

Declaração de integridade

Declaro que este trabalho de projeto é o resultado da minha investigação pessoal e independente. O seu conteúdo é original e todas as fontes listadas nas referências bibliográficas foram consultadas e estão devidamente mencionadas no texto. Mais declaro que todas as referências científicas e técnicas relevantes para o desenvolvimento do trabalho estão devidamente citadas e constam das referências bibliográficas.

O autor



Lisboa, 20 de Dezembro de 2024

Projeto de Veículo Lunar

Resumo

Esta secção descreve o trabalho desenvolvido relativamente ao projeto do protótipo de veículo lunar.

Primeiro, efetuaram-se as pesquisas relativamente aos veículos existentes e as suas características. Depois, efetuou-se a pesquisa sobre as condições na Lua, a evolução da roda e as baterias para aplicação espacial. Posteriormente, efetuou-se a modelação 3D e 2D do protótipo de veículo lunar com o auxílio do software Solidworks, tendo-se obtido duas soluções, uma para missão tripulada e outro para missão não tripulada. O veículo selecionado, foi projetado com um braço robótico para coletar amostras lunares através de um balde frontal ou nivelar o solo lunar com o auxílio de uma lâmina frontal.

Consideraram-se como requisitos estruturais de projeto para o cálculo estrutural analítico a verificação à cedência dos pinos e dos apoios do chassis, a resistência à fadiga dos parafusos (que suportam cada motor da roda) para uma carga cíclica, a resistência ao corte e ao esmagamento da chaveta de ligação do veio do motor, o cálculo da força mínima necessária para o deslocamento máximo admitido da mola e a análise do sistema de suspensão para a situação mais desfavorável, a qual corresponde o impacto de uma roda numa rocha.

Efetuuou-se o diagrama de corpo livre do chassis, do pino e do sistema de suspensão. Calcularam-se as reações nos pinos e nos apoios do chassis (geradas pelo peso e pela força de impacto da rocha sobre uma roda) e compararam-se as tensões equivalentes resultantes com a tensão de cedência dos respetivos materiais. A tensão equivalente foi inferior à tensão de cedência do material respetivo, logo, o domínio de deformação em causa foi o elástico. Portanto, não se espera falhas em serviço.

O projeto do veículo lunar considerou metodologias analíticas e numéricas no cálculo estrutural, bem como a elaboração de desenhos técnicos do veículo desenvolvido.

Palavras-chave: Veículo Lunar, Simulação, CAD, Impacto

Lunar Vehicle Project

Abstract

This section describes the developed work in relation to the project of the lunar rover prototype.

First, it was done the research of existing rovers and their characteristics. Then, the research of the conditions on the Moon, the evolution of the wheel and batteries for space applications. Subsequently, 3D and 2D modelling of the lunar rover prototype was done using Solidworks software, resulting in two solutions, one for a manned mission and the other for an unmanned mission. The selected rover was designed with a robotic arm to collect lunar samples using a front bucket or to level the lunar soil using a front blade. The structural design requirements for the analytical structural calculation were the verification of the yielding of the pins and chassis supports, the fatigue resistance of the bolts (which support each wheel motor) for a cyclic load, the shear and crushing resistance of the motor shaft connecting key, the calculation of the minimum force required for the maximum permitted spring displacement and the analysis of the suspension system for the most unfavorable situation, which corresponds to the impact of a wheel on a rock. The free-body diagram of the chassis, pin and suspension system was produced. The reactions on the pins and chassis supports (generated by the weight and impact force of the rock on a wheel) were calculated and the resulting equivalent stresses were compared with the yield stress of the respective materials. The equivalent stress was lower than the yield stress of the respective material, therefore, the deformation domain in question was elastic. Therefore, failures in service are not expected.

The design of the lunar vehicle considered analytical and numerical methodologies in the structural calculation, as well as the preparation of technical drawings of the developed vehicle.

Keywords: Lunar Rover, Simulation, CAD, Impact

Lista de Símbolos e de Siglas

Alfabeto Latino

F	força no apoio devido ao peso
K	rigidez da mola
A	área de secção
d	diâmetro
S	tensão
E	módulo de Young
G	módulo de corte
T	momento torsor
y	deformação da mola
C	constante da junta
M	momento fletor
V	esforço transverso
R	reação no apoio

Alfabeto grego

α	ângulo de inclinação da mola
σ	tensão de cedência, média ou de esmagamento
τ	tensão de corte
δ	deformação térmica do material
ΔT	variação da temperatura

Siglas

LRV Lunar Roving Vehicle

UTC Coordinated Universal Time

NASA National Aeronautics and Space Administration

CSM Control System Module

LEM Lunar Excursion Module

GM General Motors

JPL Jet Propulsion Laboratory

URSS União das Repúblicas Socialistas Soviéticas

GSO Órbita Geossíncrona

SEV Space Exploration Vehicle

PDU Power Distribution Unit

Índice

1	INTRODUÇÃO	1
1.1	MOTIVAÇÃO	1
1.2	OBJETIVOS	1
1.3	ORGANIZAÇÃO DO TRABALHO	2
2	ENQUADRAMENTO TEÓRICO	3
2.1	CONDIÇÕES AMBIENTAIS NA LUA	3
2.1.1.	<i>A Estrutura Interna</i>	5
2.1.2.	<i>A Radiação</i>	6
2.2	CONTEXTO HISTÓRICO	11
2.2.1.	<i>Os EUA e o Programa Espacial Lunar</i>	11
2.2.2.	<i>A URSS e o Programa Espacial Lunar</i>	20
2.2.3.	<i>Programa Espacial Lunar Canadense</i>	22
2.2.4.	<i>Portugal e o Programa Espacial</i>	23
2.3	PROTÓTIPOS REALIZADOS	25
2.3.1.	<i>Protótipo de Veículo Lunar Nissan e JAXA</i>	25
2.3.2.	<i>NASA Space Exploration Vehicle (SEV)</i>	27
2.4	CONCURSO ANUAL LUNABOTICS - NASA	32
2.5	A RODA ESPACIAL	33
2.6	MATERIAIS ADEQUADOS	37
2.7	BATERIAS	38
3	MODELO DE VEÍCULO LUNAR	43
3.1	CÁLCULO ESTRUTURAL ANALÍTICO	48
3.2	CÁLCULO ESTRUTURAL NUMÉRICO	58
4	CONCLUSÕES E TRABALHO FUTURO	65
4.1	CONCLUSÕES	65
4.2	TRABALHO FUTURO	65
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	67
	APÊNDICES	69

Índice de figuras

FIGURA 2.1 - REPRESENTAÇÃO DA LUA CHEIA [11].	3
FIGURA 2.2 - TEXTURA DO SOLO LUNAR, PEGADA DO ASTRONAUTA AMERICANO BUZZ ALDRIN NA SUPERFÍCIE LUNAR DURANTE A MISSÃO APOLLO 11 [11].	4
FIGURA 2.3 - ESTRUTURA INTERNA DA LUA [11].	5
FIGURA 2.4 - RESISTÊNCIA RELATIVA À RADIAÇÃO DOS MATERIAS. O TEFLON É O MENOS RESISTENTE E O ALUMÍNIO É O MAIS RESISTENTE [22].	6
FIGURA 2.5 - NEIL ARMSTRONG, BUZZ ALDRIN E MICHAEL COLLINS. OS TRÊS ASTRONAUTAS ENVIADOS À LUA DURANTE A CORRIDA ESPACIAL [1].	11
FIGURA 2.6 - ILUSTRAÇÃO DO MÓDULO LUNAR DA MISSÃO APOLLO [4].	14
FIGURA 2.7 – ENTRADA DO LRV NO MÓDULO LUNAR [2].	14
FIGURA 2.8 - LRV, VEÍCULO LUNAR UTILIZADO PELA PRIMEIRA VEZ NA MISSÃO APOLLO 15 NO DIA 31 DE JULHO DE 1971 [3].	15
FIGURA 2.9 - CONTROLADOR DO LRV EM FORMA DE T, SITUADO ENTRE OS DOIS ASSENTOS [5].	16
FIGURA 2.10 - IMAGEM COMPOSTA DE TODOS OS LANÇAMENTOS DOS FOGUETÕES SATURN V NAS MISSÕES DA NASA, APOLLO E SKYLAB [13].	19
FIGURA 2.11 - ROVER LUNOKHOD, O VEÍCULO SOVIÉTICO LUNOKHOD (MOON WALKER EM INGLÊS) EQUIPADO COM OITO RODAS DE MALHA DE ARAME DE ARO RÍGIDO COM RAIOS TIPO BICICLETA E TRAVAS DE METAL PARA TRAÇÃO [19].	20
FIGURA 2.12 - LOCALIZAÇÕES DAS MISSÕES APOLLO, LUNA E SURVEYOR NA SUPERFÍCIE LUNAR [19].	21
FIGURA 2.13 - O VEÍCULO LUNAR CANADENSE E A SIMULAÇÃO DO FUNCIONAMENTO DO PROTÓTIPO EM SOLO LUNAR [8].	22
FIGURA 2.14 - ARSENIETO DE GÁLIO, GAAs [9].	24
FIGURA 2.15 - PRIMEIRO SATÉLITE PORTUGUÊS POSAT-1 E A EQUIPA QUE O DESENVOLVEU [10].	24
FIGURA 2.16 - PROTÓTIPO DE VEÍCULO LUNAR DESENVOLVIDO COM A AGÊNCIA DE EXPLORAÇÃO AEROSPACIAL DO JAPÃO [27].	25
FIGURA 2.17 - SIMULAÇÃO DO ROVER LUNAR EM FUNCIONAMENTO [27].	26
FIGURA 2.18 - TESTE DA SUSPENSÃO E DA MOBILIDADE EM AMBIENTE APERTADO [27].	26
FIGURA 2.19 - MODELO DA RODA COM SUSPENSÃO [20].	27
FIGURA 2.20 - SISTEMA DE SUSPENSÃO DO CHARIOT [20].	27
FIGURA 2.21 - CHASSIS TUBULAR DO CHARIOT, VINDO DE FÁBRICA [20].	28
FIGURA 2.22 - MODELO CAD DO CHASSIS DO CHARIOT INCLUINDO AS BATERIAS E OS COMPONENTES ELETRÔNICOS [20].	28
FIGURA 2.23 - REPRESENTAÇÃO ESQUEMÁTICA DA DISTRIBUIÇÃO DA POTÊNCIA, PDU [20].	29
FIGURA 2.24 - UM CONJUNTO DE BATERIA COM 10 CÉLULAS DE 3.6 V [20].	30
FIGURA 2.25 - SUPORTE VERTICAL PARA UM MEMBRO DA TRIPULAÇÃO [20].	31
FIGURA 2.26 - MODELO CAD DO CHARIOT COM DOIS MEMBROS DA TRIPULAÇÃO [20].	31
FIGURA 2.27 - PROTÓTIPO DE ESCAVADORA LUNAR DESENVOLVIDO PELOS ESTUDANTES DA UNIVERSIDADE DE NORTH DAKOTA NO ÂMBITO DO CONCURSO LUNABOTICS [21].	32

FIGURA 2.28 - PROTÓTIPO DE RODA LUNAR PRODUZIDO POR IMPRESSÃO 3D (VOLUMIC 3D) EM 2022 [22].	33
FIGURA 2.29 - RODA PARA VEÍCULO LUNAR PRODUZIDA POR IMPRESSÃO 3D PELOS INVESTIGADORESS DA ORNL [23].	34
FIGURA 2.30 - PNEU TIPO MOLA. NASA GLENN RESEARCH [25].	35
FIGURA 2.31 - DIAGRAMA DO PNEU DO ROVER LUNAR CURIOSITY ANTES DA MONTAGEM, NASA, JPL [26].	36
FIGURA 2.32 - REQUISITO DAS BATERIAS PARA AS MISSÕES LUNARES (SATÉLITES, ROVERS E LANDERS) [18].	39
FIGURA 2.33 - DESEMPENHO DAS BATERIAS IÕES DE LÍCIO PARA BAIXAS TEMPERATURAS DE FUNCIONAMENTO; ADAPTADO DE [18].	40
FIGURA 3.1 - PRIMEIRO MODELO CAD DO VEÍCULO LUNAR PARA MISSÃO TRIPULADA.	43
FIGURA 3.2 - CUBO DA RODA SIMPLIFICADO.	44
FIGURA 3.3 - CHASSIS DO VEÍCULO LUNAR EM PERFIL RETÂNGULAR.	44
FIGURA 3.4 - LÂMINA FRONTAL DE ALINHAMENTO DO SOLO LUNAR.	45
FIGURA 3.5 - CHASSIS TUBULAR COM SUPORTES.	45
FIGURA 3.6 - RODA DO VEÍCULO LUNAR EM ESPIRAL.	46
FIGURA 3.7 - SISTEMA DE SUSPENSÃO DA RODA.	46
FIGURA 3.8 - REPRESENTAÇÃO DO CONJUNTO DA RODA.	47
FIGURA 3.9 - BRAÇO ROBÓTICO CRIOGÊNICO DO VEÍCULO LUNAR.	47
FIGURA 3.10 - DISTRIBUIÇÃO DO PESO SOBRE OS APOIOS DO CHASSIS.	48
FIGURA 3.11 - DIAGRAMA DE CORPO LIVRE DO PINO.	49
FIGURA 3.12 - DIAGRAMA DE ESFORÇO TRANSVERSO AO LONGO DO COMPRIMENTO DO PINO.	49
FIGURA 3.13 - DISTRIBUIÇÃO DO MOMENTO FLETOR AO LONGO DO COMPRIMENTO DO PINO.	50
FIGURA 3.14 - DCL DO SISTEMA DE SUSPENSÃO PARA A SITUAÇÃO MAIS DESFAVORÁVEL.	51
FIGURA 3.15 - DIAGRAMA DE CORPO LIVRE DA MOLA DA SUSPENSÃO.	52
FIGURA 3.16 - REPRESENTAÇÃO DOS ELEMENTOS DE LIGAÇÃO DO MOTOR.	55
FIGURA 3.17 - CHAVETA ESCOLHIDA JIS 1301- 10x8.	56
FIGURA 3.18 - ILUSTRAÇÃO DAS CARACTERÍSTICAS GEOMÉTRICAS DA CHAVETA.	57
FIGURA 3.19 - FORÇA MÍNIMA NECESSÁRIA PARA COMPRIMIR A MOLA EM 10 MM (117 N).	58
FIGURA 3.20 - DETALHES DA MALHA DA MOLA.	58
FIGURA 3.21 - APLICAÇÃO DA MALHA FINA.	59
FIGURA 3.22 - PONTO DE APLICAÇÃO DA FORÇA DE IMPACTO.	59
FIGURA 3.23 - DEFORMAÇÃO DA RODA À ESCALA REAL.	60
FIGURA 3.24 - DISTRIBUIÇÃO DAS TENSÕES NA RODA GERADAS PELA CARGA PONTUAL APLICADA, MODELO À ESCALA REAL.	60
FIGURA 3.25 - APOIO 1, APLICAÇÃO DA FORÇA DE REAÇÃO CALCULADA NOS OLHAIS E A RESPETIVA DISTRIBUIÇÃO DA TENSÃO EQUIVALENTE.	61
FIGURA 3.26 - DEFORMAÇÃO MÁXIMA INTRODUZIDA PELA FORÇA DE REAÇÃO EM CADA UM DOS OLHAIS DO APOIO 1.	61
FIGURA 3.27 - APOIO 2, APLICAÇÃO DA FORÇA DE REAÇÃO CALCULADA NOS OLHAIS E A RESPETIVA DISTRIBUIÇÃO DA TENSÃO EQUIVALENTE.	62

FIGURA 3.28 - DISTRIBUIÇÃO DA DEFORMADA MÁXIMA INTRODUZIDA PELA FORÇA DE REAÇÃO EM CADA UM DOS OLHAI DO APOIO 2.	62
FIGURA 3.29 - PROPRIEDADES DA MALHA PARA A SIMULAÇÃO DO APOIO DO CHASSIS.	63
FIGURA 3.30 - DETALHES DA MALHA DA RODA DO VEÍCULO LUNAR.	64

Índice de Tabelas

TABELA 2.1 - COMPOSIÇÃO QUÍMICA DO REGÓLITO LUNAR [11].	8
TABELA 2.2 - COMPOSIÇÃO DA ATMOSFERA LUNAR [11].	8
TABELA 2.3 - CARACTERÍSTICAS FÍSICAS DA LUA [11].	8
TABELA 2.4 - VARIAÇÃO DA TEMPERATURA NA LUA CONSOANTE A LOCALIZAÇÃO E A PARTE DO DIA [22].	9
TABELA 2.5 - QUADRO RESUMO SOBRE AS CARACTERÍSTICAS DO MÓDULO LUNAR [2].	13
TABELA 2.6 - QUADRO RESUMO SOBRE AS CARACTERÍSTICAS DO LRV [3].	17
TABELA 2.7 – CARACTERÍSTICAS DO FOGUETÃO SATURN V [13].	19
TABELA 2.8 - PROPRIEDADES DO ARSENIETO DE GÁLIO [10].	24
TABELA 2.9 - DESEMPENHO DAS BATERIAS DE LÍCIO PARA AS MISSÕES A MARTE [18].	39
TABELA 3.1 - TENSÕES CARACTERÍSTICAS DE PARAFUSOS COM DIFERENTES CLASSES DE QUALIDADE.	53
TABELA 3.2 - TENSÃO LIMITE DE FADIGA PARA PARAFUSOS DE NORMA ISO COM INTERVALO DE TAMANHO DIFERENTE.	54
TABELA 3.3 - PROPRIEDADES GEOMÉTRICAS DE PARAFUSOS ISO DE DIÂMETROS DIFERENTES CUJO PASSO DA ROSCA É NORMAL.	54
TABELA 3.4 - CARACTERÍSTICAS GEOMÉTRICAS DA LIGA DE ALUMÍNIO 2219-O.	63
TABELA 3.5 - PROPRIEDADES MECÂNICAS DA LIGA DE TITÂNIO PURO (TI-55).	64

1 Introdução

1.1 Motivação

A humanidade ambiciona ir a Marte, no entanto, existem muitos desafios a ultrapassar quer a nível tecnológico quer a nível dos recursos vitais disponíveis para a existência da tripulação para missões de longo prazo. Sendo assim, existem ideias de retorno à Lua para efeitos de estudo científico, construção de base Lunar e aproveitamento dos recursos existentes para facilitar a viagem ao planeta Marte ao poupar o consumo de combustível e contribuir para melhorar a vida na Terra.

O programa da NASA, Break the Ice Lunar Challenge, tem lançado um desafio que é dirigido para profissionais de várias áreas da indústria, estudantes e inventores de garagem. O desafio consiste em desenvolver soluções técnicas para a exploração espacial lunar. O objetivo é o aproveitamento do rególito lunar para construir o futuro habitat lunar e obtenção da água que encontra-se no subsolo da lua no estado sólido, podendo ser utilizada para a obtenção do Oxigénio vital para a vida e para a propulsão da nave espacial.

A temperatura na lua varia devido à ausência da atmosfera. De acordo com os dados da NASA no pólo norte da Lua a temperatura mínima é de $-273\text{ }^{\circ}\text{C}$ (20 K) e a temperatura máxima é cerca de $87\text{ }^{\circ}\text{C}$ (360 K). No pólo sul da Lua a temperatura mínima é de $-203\text{ }^{\circ}\text{C}$ (69,4 K) e nas profundezas das crateras, onde não há luz, há biliões de anos atrás, e a temperatura máxima registada é de $54\text{ }^{\circ}\text{C}$ (327,15 K) nas zonas iluminadas pelo sol.

1.2 Objetivos

Este trabalho tem dois objetivos, um principal e outro secundário. O objetivo principal é a modelação 3D, 2D, bem como o cálculo estrutural analítico e numérico (tendo em conta os requisitos ambientais na lua) aplicado ao protótipo de veículo lunar cuja função é nivelar o solo lunar, recolher amostras ou efetuar trabalhos de escavação na lua. O objetivo secundário é conhecer melhor as escavadoras terrestres bem como protótipos lunares existentes e suas características com a finalidade de adaptar algumas funcionalidades ou características para as funções do protótipo de veículo lunar deste trabalho.

1.3 Organização do Trabalho

O presente trabalho é composto por 4 capítulos, pelas referências bibliográficas e pelos apêndices.

No Capítulo 1, está incluído a motivação que levou à escolha do tema, bem como todos os objetivos que o trabalho almeja e a apresentação da estrutura que constitui o TFM.

No capítulo 2, é apresentada uma revisão bibliográfica relativamente às condições ambientais na lua, o contexto histórico, os protótipos realizados, concursos existentes, a evolução da roda espacial, os materiais adequados e as baterias que se aplicam nos projetos espaciais.

O capítulo 3, apresenta os dois modelos desenvolvidos um para uma missão tripulada e o outro para uma missão não tripulada. Também é apresentado o cálculo estrutural analítico e numérico do segundo modelo para as condições na lua e para o caso mais desfavorável.

No capítulo 4, está representado a conclusão e os trabalhos futuros a realizar.

Após o capítulo 4, está representado a revisão bibliográfica e os apêndices que constituem os desenhos e a folha de cálculo estrutural.

2 Enquadramento Teórico

Este trabalho aborda a pesquisa, a concepção e as simulações computacionais relativas ao projeto de um protótipo de veículo lunar com a finalidade de operar nas condições da Lua. A pesquisa aborda um contexto histórico sobre a corrida espacial, um concurso anual da NASA designado por Lunabotics, os materiais adequados para o projeto, as condições ambientais na lua, a evolução da roda espacial, o braço robótico aplicado, a concepção e as simulações computacionais do protótipo de veículo lunar.

2.1 Condições Ambientais na Lua

Na figura 2.1 está representada a lua, o satélite natural e único do planeta Terra e o quinto maior do sistema solar. Estima-se que a formação da Lua tenha ocorrido há cerca de 4,51 mil milhões de anos, relativamente pouco tempo após a formação da Terra.

A Lua é o único corpo celeste para além da Terra no qual os seres humanos já pisaram. O Programa Luna, da URSS, foi o primeiro a atingir a Lua com sondas não tripuladas, em 1959. O Programa Apollo, do governo dos Estados Unidos da América, permitiu a realização das únicas missões tripuladas até hoje ao satélite, desde a primeira viagem tripulada em 1968 pela Apollo 8, até seis alunagens tripuladas entre 1969 e 1972, a primeira das quais a Apollo 11. Estas missões recolheram mais de 380 quilogramas de rochas lunares que têm sido usadas no estudo sobre a origem, história geológica e estrutura interna da Lua [11].



Figura 2.1 - Representação da Lua cheia [11].

A superfície lunar é constituída maioritariamente por rególito Lunar, também conhecido como manto de intemperismo, é uma camada solta de material heterogêneo e superficial que cobre uma rocha sólida (a rocha-mãe ou rocha matriz). Trata-se, portanto, de material não consolidado, residual ou transportado, que recobre a rocha fresca. Inclui poeira, solo, rocha quebrada e outros materiais correlatos e que também está presente

na Terra, na Lua, em Marte, em alguns asteróides e outros planetas e luas. Na Lua, o rególito que cobre a superfície deve-se à erosão cósmica, comumente chamada atomização ou meteorização das rochas, decorrente da grande amplitude térmica, do choque com meteoritos ou outros processos físicos [11].

Todo esse material pode ser informalmente chamado de solo, mas tecnicamente a palavra solo é usada para designar apenas a fina camada superior do rególito que possua matéria orgânica e seja capaz de suportar vida.

O rególito lunar consiste de rocha altamente fragmentada, formada pelo impacto repetido de meteoróides sobre a superfície da Lua. A sua granulidade varia entre a areia fina e o silte grosso, sendo que, em média, o grão possui cerca de 80 micrômetros. Em geral os solos mais antigos possuem os grãos mais finos enquanto os mais modernos possuem os grãos mais grossos, em função do tempo que foram expostos ao bombardeamento por meteoróides [11].

Na figura 2.2 está representado a textura do solo lunar. A profundidade do rególito foi medida por estatísticas de crateramento (relação entre a profundidade e o diâmetro da cratera) e por meio de sismometria ativa nas últimas missões Apollo. Essas medidas indicaram uma profundidade de 10 a 15 metros nas montanhas (e na planície Taurus-Littrow), menos de 5 metros nos mares da região ocidental e apenas alguns centímetros na orla da Ranhura Hadley e nas bordas de crateras virgens [11].



Figura 2.2 - Textura do solo lunar, Pegada do astronauta americano Buzz Aldrin na superfície lunar durante a missão Apollo 11 [11].

O rególito lunar, cujas propriedades químicas estão mostradas na tabela 2.1, é composto por basalto, feldspato e outros minerais (menos que 2%) provenientes de meteoritos. Outro mineral localizado na superfície lunar é a armalcolita, uma rocha lunar formada por óxido de ferro, titânio e magnésio opaco, assim denominada em homenagem aos astronautas do Apollo 11 (Armstrong, Aldrin e Collins). Estima-se a idade do rególito lunar entre 3.800 a 4.000 milhões de anos [11].

2.1.1. A Estrutura Interna

A figura 2.3 ilustra a estrutura interna da lua. A Lua é um corpo diferenciado: a sua crosta, manto e núcleo são distintos em termos geoquímicos. Possui um núcleo interno sólido e rico em ferro com 240 km de raio e um núcleo externo fluido composto essencialmente por ferro em fusão e com um raio, de aproximadamente 300 km. O núcleo é envolto por uma camada parcialmente em estado líquido com um raio de cerca de 500 km. Pensa-se que esta estrutura se tenha desenvolvido a partir da cristalização fracionada de um oceano de magma global, pouco tempo depois da formação da lua, há cerca de 4,5 mil milhões de anos. A cristalização deste oceano de magma teria criado um manto máfico através de precipitação e afundamento dos minerais olivina, piroxena e ortopiroxena. Após a cristalização de cerca de três quartos do oceano de magma, tornou-se possível a formação de plagioclases que permaneceram à superfície, formando a crosta. Os últimos líquidos a cristalizar teriam inicialmente permanecido entre a crosta e o manto, com elevada abundância de elementos incompatíveis e produtores de calor. De forma consistente com esta hipótese, o mapeamento geoquímico a partir de órbita revela que a crosta é composta principalmente por anortosito, enquanto que as amostras de rocha lunar dos rios de lava que emergiram à superfície a partir da fusão parcial do manto confirmam a composição máfica do manto, o qual é mais rico em ferro do que o da Terra. As análises geofísicas sugerem que a crosta tenha em média 50 km de espessura [11].

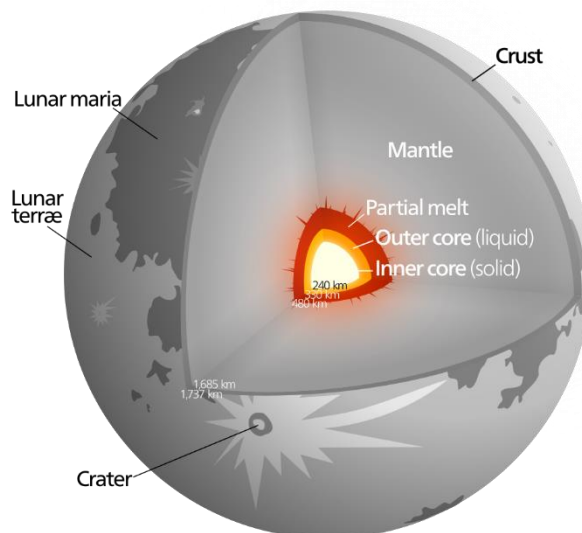


Figura 2.3 - Estrutura Interna da Lua [11].

2.1.2. A Radiação

A figura 2.4 representa a escala da resistência dos materiais à radiação na Lua. Quanto à Radiação, a Lua está sujeita à radiação ionizante, radiação eletromagnética e de partículas. O espectro de ondas eletromagnéticas da radiação eletromagnética inclui por ordem crescente de frequência – Ondas rádio, micro-ondas, terahertz, infravermelho, luz visível, ultravioleta, raios X e raios gama. A maior parte dessa energia radiante vem do sol e cria calor de radiação ao atingir um objeto. Essa radiação é a fonte de energia solar. Ela atinge a lua com uma densidade média de energia de 1360 W/m^2 . Parte dessa radiação pode ser prejudicial, como a luz ultravioleta (UV), que degrada quimicamente materiais à base de polímeros, como plásticos e compostos. UV, raios X e raios gama são radiações ionizantes eletromagnéticas fortes e possuem energia cinética suficiente para remover elétrons dos átomos. O sombreamento pode ser uma estratégia eficaz para proteger alguns materiais suscetíveis de radiação mais fraca, mas a radiação de alta energia pode passar por sombras finas. Os metais não são degradados quimicamente, mas a luz solar direta cria aumentos significativos na temperatura, causando expansão térmica [22].

Quanto à radiação ionizante, a energia de partículas carregadas é medida em elétron-volts (eV) por partículas, e quanto maior a energia, mais prejudicial é a partícula para qualquer coisa exposta, incluindo humanos. Os principais componentes da radiação ionizante de partículas na lua são de ventos solares, raios cósmicos solares de eventos de partículas solares (SPE) e raios cósmicos galácticos (GCR). Cada tipo tem um nível de energia característico medido em elétron-volts (eV). Quanto maior o eV de uma partícula, maior o dano e, da mesma forma, mais espessa a blindagem necessária (embora a blindagem mais eficaz dependa do tipo de radiação) [22].

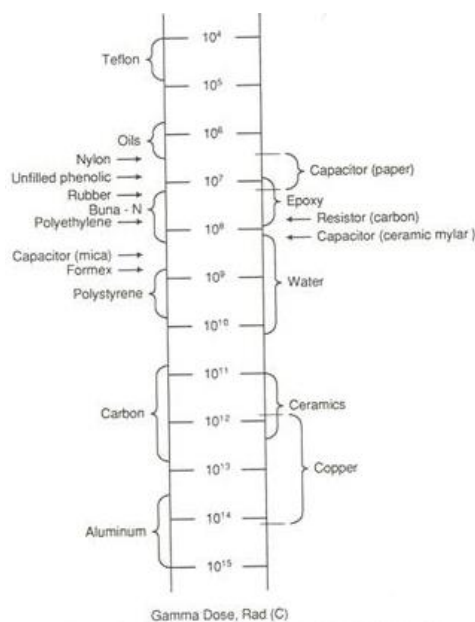


Figura 2.4 - Resistência relativa à radiação dos materiais. O Teflon é o menos resistente e o Alumínio é o mais resistente [22].

A falta de uma atmosfera na lua (composição representado na tabela 2.2, permite que a radiação ionizante atinja qualquer objeto na superfície lunar. Portanto, a proteção é frequentemente necessária, ao contrário da Terra, onde a atmosfera desempenha essa função. Além de partículas ionizantes, a radiação eletromagnética solar ionizante consiste predominantemente em UV de vácuo. Quanto às características físicas da lua, estas estão representadas na tabela 2.3.

O vento solar é um fluxo constante de partículas nucleares emitidas continuamente pelo sol. É considerado um plasma, que é uma mistura de elétrons e átomos carregados positivamente dos quais os elétrons foram retirados. Os ventos são compostos principalmente de prótons de energia baixa a média (10 keV/núcleo), juntamente com íons de hélio e elétrons. O vento solar viaja a 300-700 km/s. O vento em si é eletricamente neutro. Não é considerado particularmente prejudicial devido à sua baixa energia. Os ventos solares bombardeiam constantemente a superfície da lua há bilhões de anos, implantando elementos voláteis valiosos e facilmente recuperáveis no rególito. O plasma pode carregar uma espaçonave com altos potenciais elétricos, levando a um possível arco [22].

Os Raios Cósmicos Solares de Eventos de Partículas Solares (SPE) são de erupções solares, que são explosões violentas no sol, durando apenas minutos e cuja frequência atinge o pico num ciclo de 11 anos. Estas consistem numa explosão de elétrons e prótons com altas energias (>10 MeV) que podem chegar em apenas 20 min após uma erupção solar. Um grande fluxo pode chegar em um curto período e é letal para humanos e prejudicial a equipamentos eletrônicos expostos. Os Humanos e os equipamentos eletrônicos sensíveis precisam ser movidos para uma área segura de proteção contra radiação, como um abrigo coberto de rególito. Um sistema de alerta deve ser instalado, já que as erupções solares podem ser vistas por telescópios de monitoramento solar antes que a radiação atinja a lua. Explosões de rádio associadas podem interromper as comunicações [22].

Os Raios Cósmicos Galácticos (GCR) são íons de energia muito alta (GeV/núcleo), e incluem núcleos mais pesados iguais ou menores que 26 (ferro). Os GCR vêm de fora do sistema solar e são considerados remanescentes do Big Bang. Seu fluxo é baixo e constante. Os GCR e os SPE podem penetrar no material, e seus rastros podem ser vistos sob o microscópio em partículas de rególito [22].

A Matéria biológica e eletrônica são as mais severamente afetadas e, portanto, exigem mais proteção. A radiação pode afetar fortemente e degradar o desempenho de componentes semicondutores, como transistores e díodos. Células solares são díodos que convertem energia luminosa em elétrica, cada célula produzindo uma diferença de potencial de 1 volt. Tanto a corrente quanto a tensão elétrica, e, portanto, a potência de saída, são reduzidas com a dose de radiação. Os projetistas devem levar em conta que

a eficiência das células solares diminuirá conforme a dosagem aumenta, superdimensionando as células solares para que forneçam a energia necessária para uma vida útil escolhida. Lâminas transparentes têm sido usadas para células solares para absorver e proteger contra radiação. As células solares de arsenieto de índio são mais resistentes do que as células solares de arsenieto de gálio, que são mais resistentes do que as células solares de silício [22].

A temperatura na lua varia consoante a localização geoespacial e a hora do dia, tabela 2.4.

Tabela 2.1 - Composição Química do rególito lunar [11].

Composto	Fórmula	Mares	Montanhas
Sílica	SiO ₂	45,4%	45,5%
Alumina	Al ₂ O ₃	14,9%	24,0%
Cal	CaO	11,8%	15,9%
Óxido de Ferro	FeO	14,1%	5,9%
Óxido de Magnésio	MgO	9,2%	7,5%
Dióxido de Titânio	TiO ₂	3,9%	0,6%
Óxido de Sódio	Na ₂ O	0,6%	0,6%
Total:		99,9%	100,0%

Tabela 2.2 - Composição da Atmosfera Lunar [11].

Pressão Atmosférica	1 µPa
Hélio	25 %
Neônio	25 %
Hidrogénio	23 %
Árgon	20 %

Tabela 2.3 - Características Físicas da Lua [11].

Diâmetro Equatorial	3474,8 km
Área da Superfície	3,793 x 10 ⁷ km ² (0,074 Terras)
Volume	2,1958 x 10 ¹⁰ km ³ (0,020 Terras)
Massa	7,349 x 10 ²² kg (0,0123 Terras)
Densidade Média	3,34 g/cm ³
Gravidade Equatorial	0,1654 g
Período de Rotação	27d 7h 43min (rotação síncrona)
Velocidade de Escape	2,38 km/s
Albedo	0,1054

Tabela 2.4 - Variação da temperatura na Lua consoante a localização e a parte do dia [22].

	Máximo Dia			Mínimo Noite		
	°C	°K	°F	°C	°K	°F
Superfície Média	107	380	225	-153	120	-243
Equador	122	395	252	-158	115	-252
Pólos	-43	230	-45	-63	210	-81
Crateras dos Pólos Escuros	-233	40	-387	-233	40	-387

De acordo com os estudos efetuados na lua, os primeiros dez metros de profundidade da superfície lunar podem fornecer oxigênio suficiente para sustentar todas as oito bilhões de pessoas na terra por um período de cem mil anos. O processo de obtenção de oxigênio na lua será por eletrólise, tal como o processo de obtenção de alumínio na terra.

Adicionalmente às condições apresentadas anteriormente, existem desafios adicionais no projeto de veículos lunares. O primeiro desafio é o projeto dos componentes do sistema do veículo espacial para poderem resistir às baixas temperaturas e baixa gravidade que influencia negativamente o funcionamento dos atuadores hidráulicos pelo que estes não são uma opção viável no espaço ao contrário do que acontece com as escavadoras terrenas, como as escavadoras de produção JCB. A solução aparente é um braço robótico espacial que ao ser acoplado a dispositivos móveis poderão desempenhar várias funções como a função de escavação e a de pick and place.

Por outro lado, a autonomia das baterias e a influência da radiação pode aumentar a degradação dos componentes principalmente os eletrônicos.

O chassis deve ser projetado para ser leve e resistente às cargas aplicadas.

A superfície lunar têm muitas crateras pelo que o veículo lunar deve ter um sistema de suspensão ou outro que lhe permita ultrapassar estes obstáculos.

O projeto da roda é muito importante e também representa um desafio verdadeiro uma vez que a lua não possui atmosfera respirável e portanto a roda deve ser especialmente projetada para o ambiente lunar e suportar as cargas aplicadas.

A estabilidade do veículo é outro aspeto a ter em conta pois o peso na lua é cerca de um sexto do peso na terra. Logo o peso do veículo é um aspeto importante a ter em conta pois influencia o custo total da missão no entanto este não pode ser demasiado baixo.

2.2 Contexto Histórico

2.2.1. Os EUA e o Programa Espacial Lunar

No século passado, os EUA e a URSS estavam na Guerra fria após a segunda guerra mundial. Esta disputa geopolítica iniciou-se no final da década de 1950 e início de 1960. Os soviéticos lançaram em 4 de outubro de 1957, o primeiro satélite artificial da História, o Sputnik 1. A figura 2.5 ilustra os três astronautas pioneiros da lua.



Figura 2.5 - Neil Armstrong, Buzz Aldrin e Michael Collins. Os três astronautas enviados à Lua durante a corrida espacial [1].

Este acontecimento causou temores ao redor do mundo. Demonstrou que a União Soviética era capaz de lançar armas nucleares a distâncias intercontinentais ao mesmo tempo que desafiava a reivindicação de superioridade militar, econômica e tecnológica relativamente aos Estados Unidos da América. Isto precipitou a Crise do Sputnik (primeiro satélite artificial criado pela URSS) e iniciou a Corrida Espacial. O presidente norte-americano Dwight D. Eisenhower respondeu criando a Administração Nacional da Aeronáutica e Espaço (NASA) e iniciando o Projeto Mercury, que tinha a intenção de colocar um humano em órbita da Terra. Entretanto, o cosmonauta soviético Yuri Gagarin tornou-se a primeira pessoa no espaço em 12 de abril de 1961, além do primeiro a orbitar a Terra. Foi outro golpe contra o orgulho dos Estados Unidos da América. Um mês depois, em 5 de maio, Alan Shepard tornou-se o primeiro norte-americano no espaço, completando um voo suborbital de quinze minutos. Ele foi resgatado no Oceano Atlântico e recebeu um telefonema de parabéns de John F. Kennedy, o sucessor de Eisenhower [1].

Apollo 11 foi o voo espacial tripulado norte-americano responsável pelo primeiro pouso na Lua. Os astronautas Neil Armstrong e Buzz Aldrin alunaram o módulo lunar, Eagle,

em 20 de julho de 1969 às 20h17 UTC. Seis horas, depois já no dia 21, Armstrong tornou-se o primeiro humano a pisar a superfície lunar, seguido por Aldrin vinte minutos depois. Os dois Astronautas passaram por volta de duas horas e quinze minutos fora da espaçonave e coletaram 21,5 Kg de material para trazer de volta à Terra. Michael Collins pilotou sozinho o módulo de comando e serviço Columbia na órbita da Lua enquanto os seus companheiros estavam na superfície. Armstrong e Aldrin passaram um total de 21 horas e meia na Lua até se reencontrarem com Collins [1].

Os astronautas foram enviados em direção à Lua pelo terceiro estágio do Saturno V, separando-se do resto do foguete e viajando por três dias até entrarem na órbita da Lua. Armstrong e Aldrin então foram para o Eagle, pousaram no Mar Tranquillitatis e passaram um dia na superfície. Os astronautas usaram o estágio de subida do módulo lunar para saírem da Lua e acoplarem com o Columbia. O Eagle foi abandonado antes de realizarem as manobras que os colocaram numa trajetória de volta para a Terra. Eles retornaram em segurança e pousaram no Oceano Pacífico a 24 de julho após oito dias no espaço [1].

O Módulo Lunar Apollo, tabela 2.5, originalmente designado por LEM, foi a espaçonave lunar que voou entre a órbita lunar e a superfície da Lua durante o programa Apollo dos Estados Unidos da América. Foi a primeira espaçonave tripulada a operar exclusivamente no vácuo sem ar do espaço e continua sendo o único veículo tripulado a pousar em qualquer lugar além da Terra [1].

Este veículo espacial foi concebido para a NASA com objetivo de fazer alunagens tripulados, projetado por Thomas J.Kelly e fabricado por Grumman, nos Estados Unidos da América [1].

Estruturalmente e aerodinamicamente incapaz de voar através da atmosfera da Terra, o módulo lunar de dois estágios foi transportado para a órbita lunar anexado ao CSM da Apollo, com cerca de duas vezes a sua massa. Sua tripulação de duas pessoas voou o módulo lunar completo da órbita lunar até a superfície da Lua. Durante a decolagem, o estágio de descida gasto foi utilizado como plataforma de lançamento para o estágio de subida que então voou de volta ao módulo de comando, após o qual também foi descartado [1].

A necessidade era muito simples: a bordo de um único lançamento do Saturn, junto com todo o resto necessário para uma missão, um veículo que fosse reduzido ao mínimo, usado perfeitamente, mas apenas uma vez, e deixado [1].

Tabela 2.5 - Quadro resumo sobre as características do Módulo Lunar [2].

Especificações	
Capacidade da Tripulação	2
Volume	6,7 m ³
Potência	28V CC, 115V 400 HZ CA
Baterias	6 ou 7 de 28 a 32V, 296 A-H
Vida útil Projetada	75 H
Regime	Órbita Lunar/Pouso Lunar
Massa em Lançamento	15200 kg Padrão
Massa Seca	4200 kg Padrão
Dimensões	
Cumprimento	7,04 m
Diâmetro	4,22 m (sem trem de pouso)
Largura	31 pés (9,4 m) com o trem de pouso implantado.
Produção	
Estatuto	Fora de Serviço em 1972
Construído	15
Lançado	10
Operacional	10
Fracassado	0
Perdido	0
Lançamento Inaugural	22 de Janeiro de 1968
Último Lançamento	7 de Dezembro de 1972

A figura 2.6 mostra uma vista em corte ilustrando os componentes diversos que compõem o módulo lunar da missão Apollo.

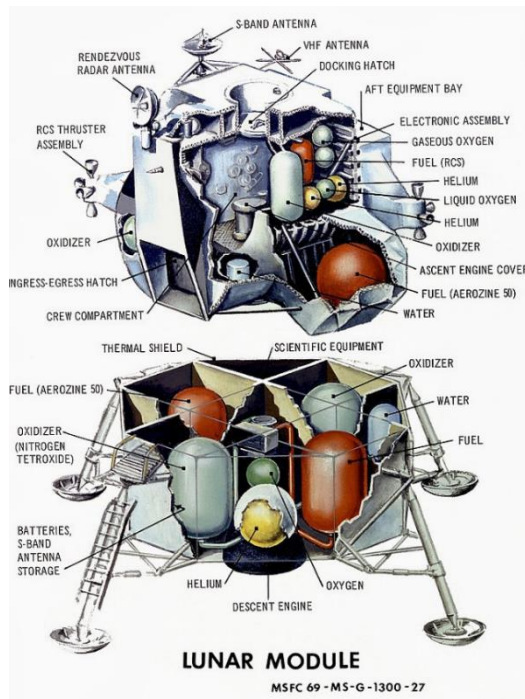


Figura 2.6 - Ilustração do módulo lunar da missão Apollo [4].

A Figura 2.7 ilustra o LRV guardado dentro do Módulo Lunar Apollo 15 no Edifício de Operações de Naves Espaciais Tripuladas no Centro Espacial Kennedy, Flórida. Quando completamente retraído, as quatro rodas do LRV ficam dobradas contra o chassis.



Figura 2.7 – Entrada do LRV no módulo lunar [2].

1968 e 1972 os astronautas realizaram missões num ambiente onde o ser humano nunca tinha chegado antes.

Durante 11 missões tripuladas, 24 pessoas voaram até à lua e 12 andaram na sua superfície, estudando-a para o bem da humanidade. O LRV, também conhecido como *Moon Buggy*, é um veículo elétrico leve projetado por Ferenc Pavlics e fabricado pela Boeing (General Motors) no âmbito do programa Apollo (para trabalhar a baixa gravidade no vácuo lunar), figura 2.8, ajudando os astronautas a estender a amplitude dos seus trabalhos de exploração da superfície lunar.

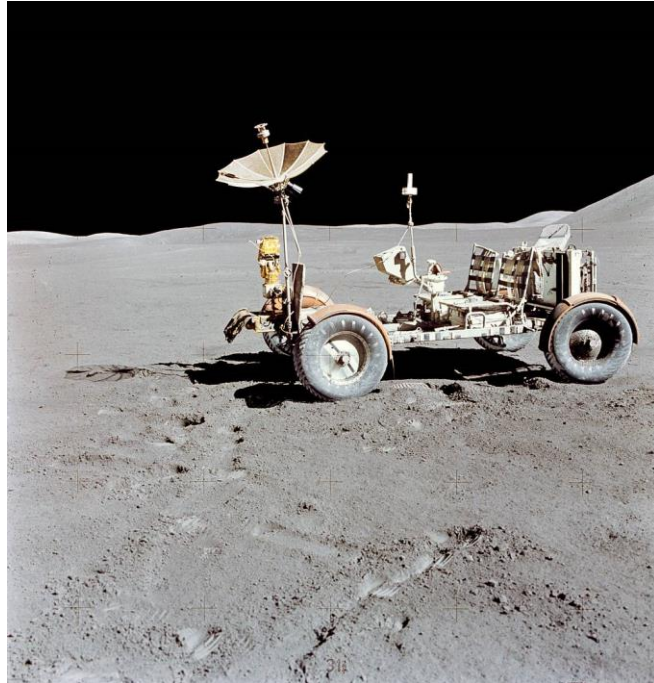


Figura 2.8 - LRV, veículo lunar utilizado pela primeira vez na missão Apollo 15 no dia 31 de Julho de 1971 [3].

No total foram transportados três LRV (os detalhes técnicos estão representados na tabela 2.6) cada um utilizado nas missões Apollo 15, 16 e 17. Após a missão Apollo, com o intuito de estudar os efeitos da radiação cósmica os astronautas deixaram para trás vários objetos e equipamentos espaciais, nomeadamente os rovers usados nesta missão. Uma das coisas mais interessantes deixadas para trás é a fotografia de uma família dentro de um saco. Charles Duke, foi o Astronauta mais jovem que alguma vez pisou a lua aos 36 anos de idade na missão Apollo 16 em 1972. Nesta missão, deixou a fotografia da sua família embalada num saco onde no verso diz "This is the family of astronaut Charlie Duke from planet Earth who landed on the moon on April 20, 1972." [28].

O protótipo do LRV foi transferido para o Museu Nacional do Ar e Espaço do Alabama Space and Rocket Center em 1975.

A descoberta da camada de solo laranja sobre a cratera *Shorty* foi uma das mais notáveis do programa Apollo. Esta camada foi criada devido à erupção vulcânica da lua

há cerca de 3,6 bilhões de anos atrás. Durante a erupção, a lava solidificou na forma de bolas de vidro afloradas na superfície da lua.

A figura 2.9 ilustra o controlador manual do LRV. Possui uma forma de T situado entre os dois assentos. Permite controlar os quatro motores de acionamento e os dois motores de direção e freios. Movendo a alavanca deslizante para a frente impulsiona o LRV para frente, mexendo para a esquerda e para a direita direciona o veículo para a esquerda ou para a direita, puxando para trás ativa os freios. Ativar um interruptor na alavanca antes de puxar para trás colocaria o LRV em marcha atrás. Puxar a alavanca totalmente para trás ativa o travão de mão. Os módulos de controle e exibição estão situados na frente da alça e fornecem informações sobre velocidade, rumo, inclinação, níveis de potência e temperatura. A navegação baseia-se no registo contínuo da direção e distância por meio do uso de um giroscópio direcional e hodómetro e da inserção desses dados num computador que acompanha a direção geral e a distância de volta ao módulo lunar. Há também um dispositivo Sol-sombra que pode fornecer uma direção manual baseada na direção do Sol, aproveitando o facto de que o Sol se move muito lentamente. A imagem à esquerda mostra um diagrama do layout do módulo de controlo e exibição, o dispositivo Sun-shadow está na parte superior central entre as leituras de rumo e velocidade [5].

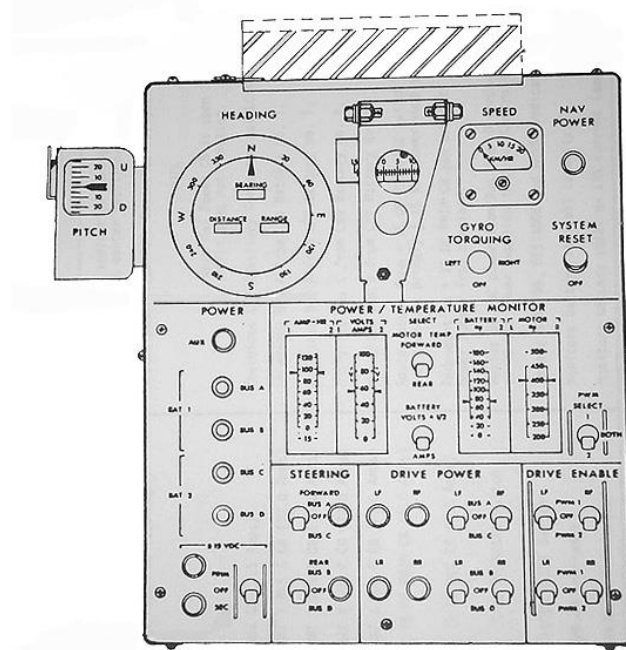


Figura 2.9 - Controlador do LRV em forma de T, situado entre os dois assentos [5].

Tabela 2.6 - Quadro resumo sobre as características do LRV [3].

Trem de Força	
Transmissão	4 x 80:1 movimento harmónico
Bateria	2 x óxido de prata, 121 A.h
Alcance	92 Km (57 milhas)
Dimensões	
Comprimento	2.3 m (7.5 ft)
Largura	3 m (10 ft)
Altura	1.1 m (3.6 ft)
Especificações	
Massa na Terra sem carga	210 Kg (462 Lb)
Massa na Lua sem carga	34 Kg (76 Lb)
Carga útil Máxima	440 Kg (970 Lb), incluindo 2 astronautas, equipamento e amostras lunares.
Velocidade Máxima Projetada	9.7 Km/h (6 mph)
Velocidade Máxima Atingida	18 Km/h (11.2 mph) na última missão, Apollo 17
Potência Elétrica	0.19 Kw (0.25 Cv) com o motor contínuo.
Características da Roda	
Material do Pneu	Fio de piano em aço zincado; passos de titânio
Pára-choque	Fibra de vidro impregnada com resina de epóxido
Dimensões	
Roda	24 x 80 cm
Pára-choque	79 x 27 x 45 cm

Durante o projeto da NASA para a viagem à Lua foram projetados vários protótipos. Todos os veículos que foram apresentados foram testados de acordo com os requisitos estabelecidos pela NASA na altura. De todos os protótipos realizados, o LRV foi o veículo que obteve melhor desempenho uma vez que os outros protótipos realizados excederam o limite de peso e de tamanho máximo admissível. Os tópicos abaixo apresentados representam os requisitos da NASA para o veículo lunar da missão Apollo, [27].

- Implantar com segurança em 1/6.G a partir do compartimento no LM Descent Stage e estar operacional em cerca de 15 minutos;
- Operar no vácuo com temperaturas entre $\pm 121,11$ °C;
- Permitir facilidade de uso por motoristas que usam trajes de proteção volumosos;
- Atravessar obstáculos com trinta centímetros de altura e mais de sessenta centímetros de profundidade;
- Trabalhar sem transmissão e sem engrenagens, utilizando quatro motores, um para cada roda, e operar se três dos quatro motores estiverem desligados;
- Permitir que os operadores se aventurem a quilômetros de distância e fora da vista do Módulo Lunar e ainda possam retornar a ele no menor tempo possível, ou seja, não refazendo seu caminho, mas pela rota mais direta;
- Comunicar-se via televisão e rádio (voz e telemetria) com a central de controle Houston em tempo real para o desempenho dos astronautas e do LRV, além de apoiar os objetivos científicos em cada local visitado;
- Proteger-se de temperaturas extremas, poeira e dissipar o seu próprio calor;
- Pesar apenas cerca de 450 lbs em 1G, cerca de 75 em 1/6.G e carrega mais do que o dobro do seu peso;
- Subir rampas de 25 graus de inclinação e permanecer parado quando estacionado numa rampa de 45 graus de inclinação;
- Girar num raio igual ao seu próprio comprimento;
- Fornecer feedback em tempo real sobre sua condição aos operadores e ao Controle da Missão. Isolar falhas em suas baterias e tomar medidas corretivas;
- Proporcionar liberdade de movimento maximizada para a maior exploração científica possível de cada local.

A figura 2.10 mostra o foguetão espacial americano Saturno V que foi usado nas missões Apollo e Skylab. Foi desenvolvido por Wernher von Braun no Marshall Space Flight Center em Huntsville, Alabama, juntamente com Boeing, North American Aviation, Douglas Aircraft Company sob coordenação da IBM. A tabela 2.7 mostra as características deste foguetão. Era de multiestágios, propulcionado pelos cinco poderosos motores F-1 do primeiro estágio, e por seis motores J-2 dos estágios seguintes (cinco deles no segundo estágio e um no terceiro estágio).

Os três estágios do foguetão, chamados S-IC (fabricado pela Boeing), S-II (North American Aviation) e S-IVB (Douglas), usavam oxigênio líquido como oxidante. O primeiro estágio usava RP-1 como combustível enquanto que o segundo e o terceiro usavam hidrogênio líquido.



Figura 2.10 - Imagem composta de todos os lançamentos dos Foguetões Saturn V nas missões da NASA, Apollo e Skylab [13].

No total, 15 foguetões foram fabricados, além de três outros com propósitos de teste. O foguetão foi lançado 13 vezes no Centro Espacial John F. Kennedy, na Flórida, sem nenhuma perda de carga ou tripulação. Em 2022, continua a ser o mais alto, mais pesado e mais potente (em termos de impulso total) foguete já operado, detendo ainda o recorde de maior e mais pesada carga útil já lançada à órbita terrestre baixa. Seu último voo espacial lançou em órbita o laboratório espacial Skylab.

O custo de lançamento de um foguetão foi de 185 milhões de dólares americanos entre 1969–1971 (correspondendo a 1,16 bilhões de dólares americanos em 2016) [13].

Tabela 2. 7 – Características do Foguetão Saturn V [13].

Saturn V	
Altura	110,6 m
Diâmetro	10,1 m
Massa	2,97 Ton

2.2.2. A URSS e o Programa Espacial Lunar

Entre 1959 e 1976 a União Soviética enviou à Lua várias missões espaciais não-tripuladas, designadas por Programa Luna. Das naves que foram lançadas, quinze foram bem sucedidas, cada uma projetada com um orbitador ou aterrissador, realizando várias conquistas espaciais. Estas naves efetuaram muitas experiências estudando várias propriedades físicas da Lua como a gravidade, a temperatura e a radiação.

No total foram vinte e cinco naves designadas de Luna embora houvesse mais lançamentos. O último lançamento, Luna 25, destruiu-se com o impacto na lua no dia 19 de agosto de 2023.

Uma das realizações mais importantes deste programa foi a recolha de amostras lunares e a famosa manobra número oito do veículo Lunokhod. Em 1970, o programa soviético conseguiu retornar à terra 326 gramas de solo lunar. A exploração robótica é a moda da pesquisa do sistema solar.

O lunokhod 1, representado na figura 2.11, (aquele que anda na lua, em português), foi a designação do primeiro de apenas dois dos astromóveis lançados pela união soviética para a Lua. Por ter sido o primeiro astromóvel jamais criado, era considerado extremamente sofisticado e revolucionário para a época, [19].

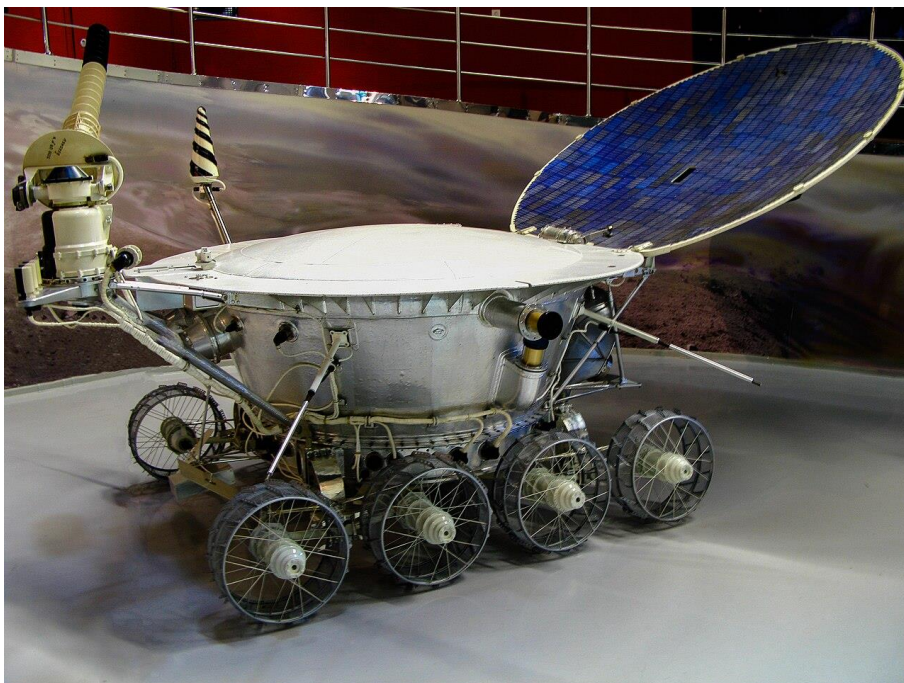


Figura 2.11 - Rover LUNOKHOD, O veículo soviético Lunokhod (Moon Walker em inglês) equipado com oito rodas de malha de arame de aro rígido com raios tipo bicicleta e travas de metal para tração [19].

O lançamento da missão ocorreu em 10 de novembro de 1970. A espaçonave Luna 17 chegou à lua em 17 de dezembro de 1970 levando o Lunokhod 1, pousando na região da Lua chamada Mar das Chuvas.

Na figura 2.12 estão representadas as localizações das missões Apollo a cor verde, Luna a cor vermelho e Surveyor a cor amarelo.

Após sair do interior da nave, o Lunokhod 1 percorreu cerca de 10 quilômetros, tendo transmitido cerca de 20 mil imagens e 200 fotografias panorâmicas. O Lunokhod 1 operou na Lua até 14 de setembro de 1971, dia em que aconteceu a última sessão de comunicação bem-sucedida com o rover. As operações do Lunokhod cessaram oficialmente a 4 de outubro de 1971, data de aniversário do Sputnik 1.

O Lunokhod 1 representou, um grande passo para a conquista da Lua, sendo um dos veículos espaciais mais modernos criados pela União Soviética. Destinado a estudar as características da superfície lunar, medir a radiação lunar, radiação de raios X e a radiação cósmica na Lua. Sua massa era de 756 kg, com um comprimento (incluindo o painel solar aberto) de 4,42 m, largura de 2,15 m e diâmetro da roda de 51 cm.

Para ser capaz de trabalhar no vácuo, um lubrificante especial baseado em fluórido (combinação do flúor com um ácido) foi desenvolvido e usado nos componentes mecânicos e nos motores elétricos (uma para cada eixo de roda) armazenado em recipientes pressurizados [19].

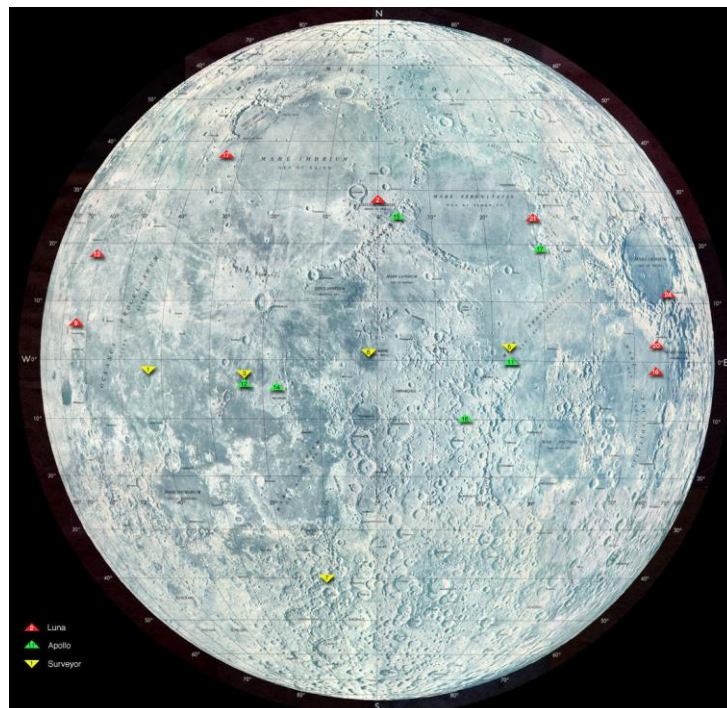


Figura 2.12 - Localizações das missões Apollo, Luna e Surveyor na superfície lunar [19].

2.2.3. Programa Espacial Lunar Canadense

Em novembro de 2022 a empresa Canadense Canadensys foi selecionada para construir um Veículo Lunar, figura 2.13. Atualmente com os seus parceiros estão a desenvolver um veículo lunar canadense que seja capaz de funcionar por mais de duas semanas no lado escuro e frio da lua.

Pretende-se testar a capacidade do veículo no Pólo Sul da Lua, ambiente escuro, frio, rochoso e muito poeirante. A comunicação, a mobilidade, navegação e o efeito da temperatura são uns dos objetivos principais da missão. Utilizando ferramentas científicas para explorar a lua pretende-se procurar por água no estado sólido (gelo), localizando o oxigénio e o hidrogénio, componentes muito importantes para propulsionar a missão a marte.



Figura 2.13 - O Veículo Lunar Canadense e a simulação do funcionamento do protótipo em solo lunar [8].

Capacidades que o veículo deve ter:

- Dirigir e operar em regiões sombrias período de uma hora;
- Resistir às noites lunares, que podem durar até 14 dias terrestres a menos de -200 °C;
- Usar vários modos de comunicação;
- Maximizar as operações na superfície lunar e o retorno de dados científicos;
- Fornecer imagens panorâmicas e vídeos da superfície lunar.

O rover navegará pela superfície da Lua para testar e demonstrar sistemas importantes como mobilidade de superfície, telecomunicações, mitigação de poeira, navegação e controle remoto semi-autônomo.

As operações do Rover serão realizadas no Canadá. Cientistas canadenses e americanos terão acesso aos dados obtidos pelas cargas científicas do rover.

2.2.4. Portugal e o Programa Espacial

Com a entrada de Portugal na ESA o país evoluiu tecnologicamente muito rápido. No dia 26 de setembro de 1993, por volta das 2h45 (hora de Lisboa) foi lançado ao espaço no voo 59 do Foguetão Ariane 4, o primeiro satélite português que entrou em órbita da Terra, o seu nome é PoSAT-1. O lançamento foi realizado no Centro Espacial de Kourou, na Guiana Francesa. 20 minutos e 35 segundos após o lançamento e a 807 km de altitude, o PoSAT-1 separou-se com sucesso do foguetão.

O PoSAT-1 com cerca de 50 kg pertence à classe dos microssatélites, que têm entre 10 e 100 kg. Todo este projeto foi desenvolvido por um consórcio de universidades e empresas de Portugal e foi construído na Universidade de Surrey, em Inglaterra. Custou cerca de mil milhões de escudos (ou seja, 5 milhões de euros), sendo 600 milhões de escudos pagos pelo Programa Específico de Desenvolvimento da Indústria Portuguesa e 400 milhões por empresas portuguesas envolvidas no Consórcio Po-SAT: INETI, EFACEC, ALCATEL, MARCONI, OGMA, UBI e CEDINTEC. O responsável máximo foi Fernando Carvalho Rodrigues, que devido ao seu envolvimento é apelidado de "pai" do primeiro satélite português.

Quanto à sua composição, O PoSAT-1 é constituído por uma caixa de alumínio, na forma de um paralelepípedo, com as dimensões de 35 cm de lado, 35 cm de profundidade, 58 cm de comprimento e 50 Kg de massa. Sobre uma gaveta-base, que contém as baterias e o módulo de deteção remota, estão empilhadas dez gavetas cheias de placas eletrónicas — os subsistemas do engenho. Na parte superior do satélite encontram-se os sensores de atitude e o mastro de estabilização, instrumentos essenciais para o PoSAT-1 manter a órbita correta.

Os quatro painéis solares estão montados nas faces laterais da estrutura do satélite, formando um paralelepípedo, que constituem a fonte de energia para todos os sistemas de bordo. Cada painel contém 1344 células de GaAs (Arsenieto de Gálio), figura 2.14. Arsenieto de gálio é um composto químico sintético, de fórmula mínima GaAs. É um material semicondutor de interesse da indústria eletrónica/informática, muito utilizado na construção de circuitos integrados.

O arsenieto de gálio, propriedades representadas na tabela 2.8, é obtido na forma de lâminas, a partir da combinação dos elementos químicos constituintes, arsênio e gálio, e permite, segundo a Revista da Siemens, a fabricação dos chips mais rápidos do mundo, os quais, embora mais caros do que os que utilizam substrato de apenas silício, são muito mais velozes na transmissão de informações, além de possibilitar uma redução significativa nos tamanhos dos equipamentos [10]. Na figura 2.15, está representado a equipa que criou o primeiro satélite português.

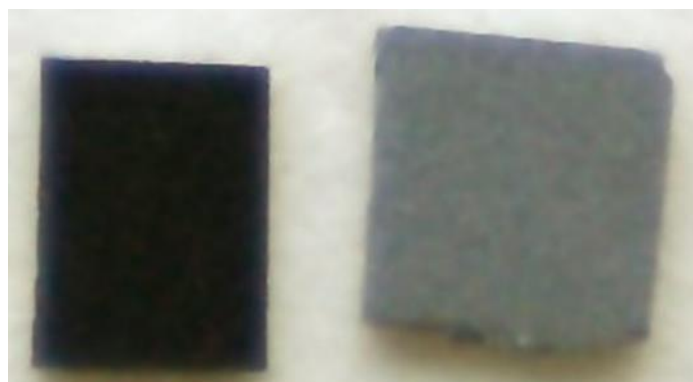


Figura 2.14 - Arsenieto de Gálio, GaAs [9].

Tabela 2. 8 - Propriedades do Arsenieto de Gálio [10].

Massa Molar	144.645 g/mol
Massa Volúmica	5.316 g/cm ³
Ponto de Fusão	1238 °C (1511 K)
Gap de Energia	1.424 eV (300 K)
Condutividade Térmica	0.55 W/(cm.K) (300 K)
Índice de Refração (n_D)	3.3
Estrutura Cristalina	Zinc Blende
Geometria de Coordenação	Tetraedro
Formação Molecular	Linear
Riscos associados segundo a classificação da UE	Tóxico (T) e Perigoso ao Meio Ambiente (N)



Figura 2.15 - Primeiro satélite português PoSAT-1 e a equipa que o desenvolveu [10].

2.3 Protótipos Realizados

2.3.1. Protótipo de Veículo Lunar Nissan e JAXA

O veículo representado na figura 2.16 é um protótipo de um veículo Lunar desenvolvido pela Nissan e pela Jaxa desde o ano de 2020 no Japão. Quanto às rodas, este protótipo usa o sistema de controlo da ARIA e-4ORCE. O veículo foi desenvolvido para futuras missões de exploração espacial e esta pesquisa ajuda a desenvolver os sistemas dos veículos elétricos. A investigação conjunta está a ajudar a Nissan a desenvolver a tecnologia e-4ORCE para um melhor desempenho em terrenos arenosos e condições adversas que também podem ocorrer no planeta Terra.

O binário de cada motor pode ser controlado individualmente para fornecer a tração ideal durante a aceleração e o desempenho da travagem das quatro rodas são geridos para garantir uma condução suave e confortável. Estes controlos permitem que condutores de todos os níveis de habilidade progridam com confiança em condições rodoviárias adversas, incluindo chuva e neve.

Ao desacelerar, a quantidade de regeneração é ajustada individualmente para os motores dianteiro e traseiro, permitindo também minimizar o efeito de mergulho e desequilíbrios na carroçaria do veículo.

O veículo espacial lunar (que parece uma caixa sobre quatro rodas) tem esta forma uma vez que a aerodinâmica não desempenha um papel importante na Lua. Pelas fotografias, cada roda tem suspensão independente e pode ser dirigida em todos os ângulos diferentes, permitindo que o veículo rode em torno do seu próprio eixo, figura 2.17 e 2.18. O rover lunar é constituído também por uma série de sensores, incorporados dentro do corpo da máquina.



Figura 2.16 - Protótipo de Veículo Lunar desenvolvido com a Agência de Exploração Aeroespacial do Japão [27].

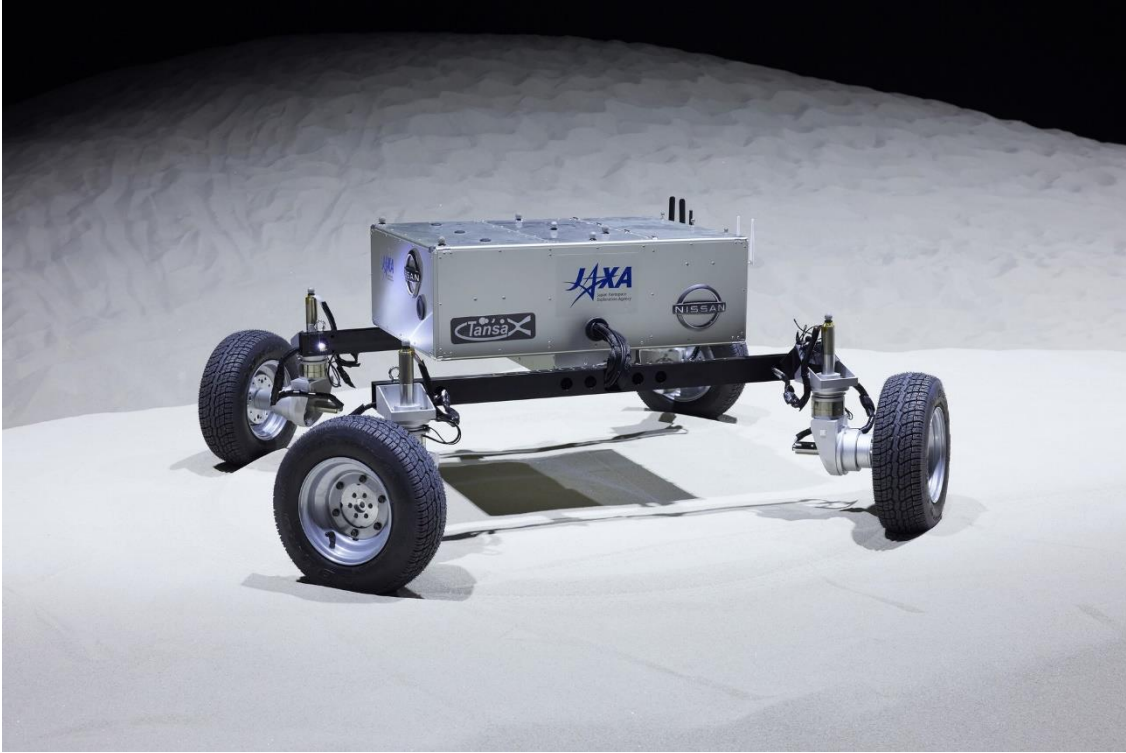


Figura 2.17 - Simulação do Rover Lunar em funcionamento [27].



Figura 2.18 - Teste da Suspensão e da mobilidade em ambiente apertado [27].

2.3.2. NASA Space Exploration Vehicle (SEV)

O veículo “Chariot” é equipado com seis módulos da roda com suspensão, figura 2.19 e 2.20, que permite ao veículo ajustar a sua altura relativamente ao chão (20 polegadas de variação) assim os astronautas podem subir ou descer de forma mais facilitada, proporcionar ao veículo uma condução mais suave e permitir o seu nivelamento no caso deste circular em terrenos inclinados.



Figura 2.19 - Modelo da roda com suspensão [20].

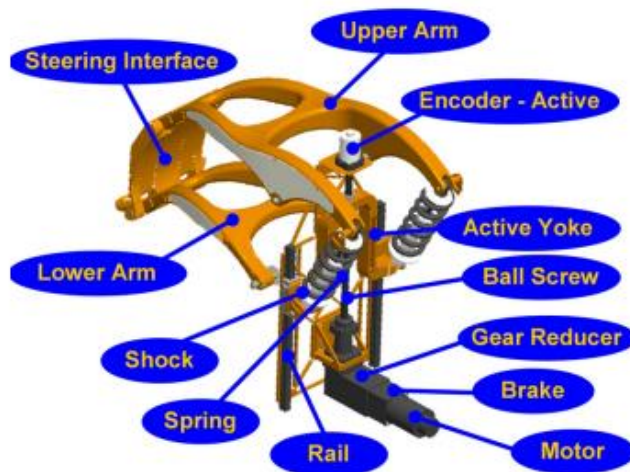


Figura 2.20 - Sistema de Suspensão do Chariot [20].

A figura 2.21 ilustra a estrutura do chassis que permite ao Chariot integrar os seis módulos de roda, as baterias de Lítio, a unidade de controlo e de distribuição de energia, os controladores do motor, a unidade central de processamento, o hardware de comunicação, um sistema de segurança individual, os componentes eletrônicos protegidos com capas de acrílico, os sensores, as ferramentas, os módulos e uma plataforma de trabalho. A estrutura do chassis tubular é frequentemente usada nos automóveis de corrida off-road. Inicialmente o quadro foi projetado com tubos de 80 mm de diâmetro mas verificou-se que o chassis era demasiado pesado então os engenheiros da NASA optaram por diminuir a espessura para 40 mm adicionando mais membros estruturais extra para evitar que a estrutura atinja a tensão de cedência. Esta mudança no projeto permitiu economizar 100 Kg de massa do veículo.



Figura 2.21 - Chassis tubular do Chariot, vindo de fábrica [20].

A figura 2.22 ilustra um modelo CAD do Chariot que permite observar a posição dos componentes montados no chassis.

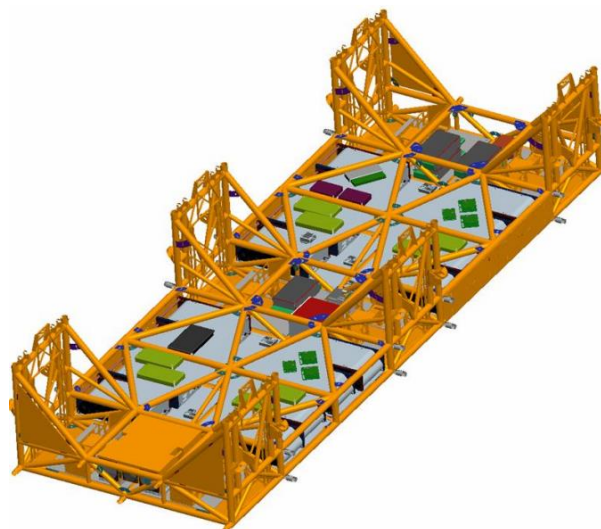


Figura 2.22 - Modelo CAD do Chassis do Chariot incluindo as baterias e os componentes eletrônicos [20].

A figura 2.23 representa o modo como é distribuída a potência total do veículo Chariot pelos vários sistemas do veículo.

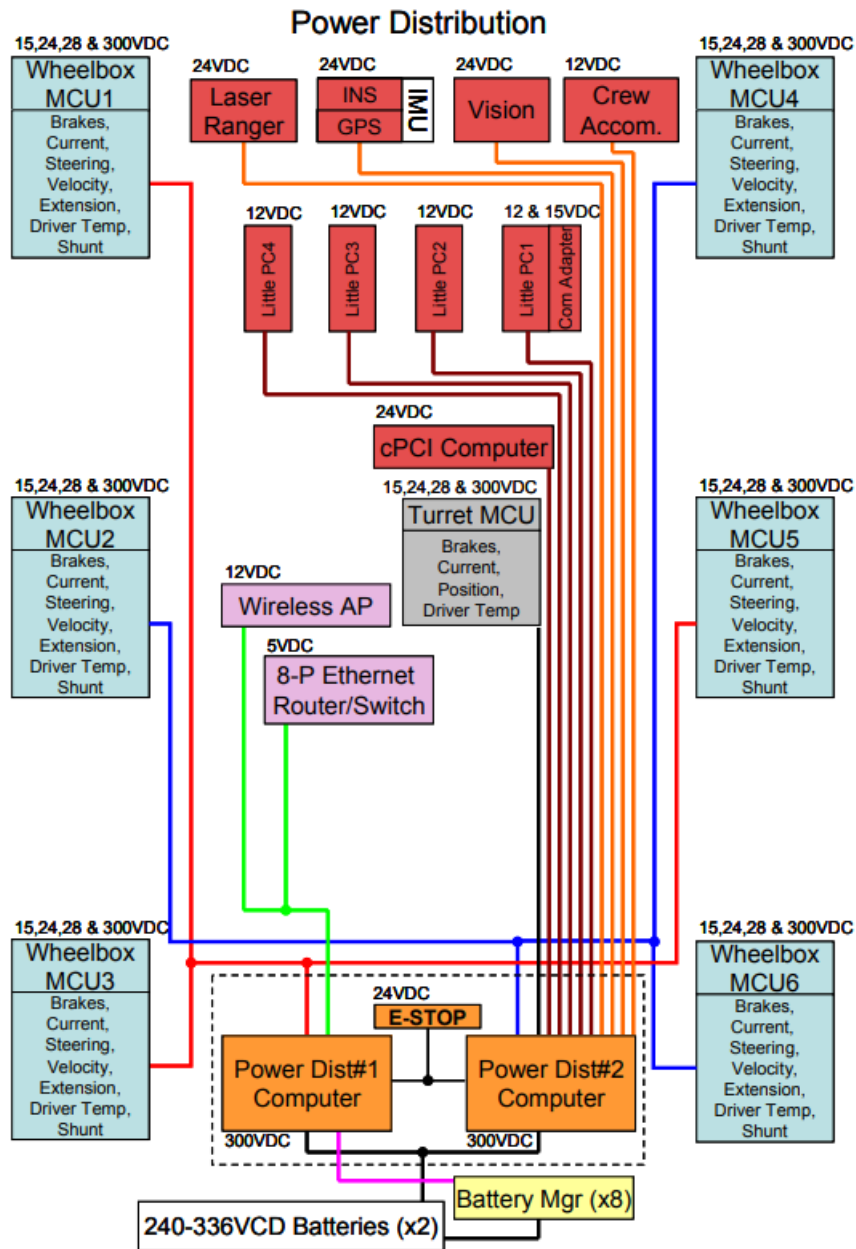


Figura 2.23 - Representação esquemática da distribuição da potência, PDU [20].

O sistema de baterias do Chariot que é composto por 8 conjuntos de baterias de lítio de 36 V de tensão contínua no total. Cada bateria é constituída por 10 células de 3.6 V e 60 Ampere-Hora conectadas em série.

Cada conjunto de baterias tem uma massa de 37 libras (16,78 kg aproximadamente) e são fornecidas pela Lithium Technology. As baterias estão conetadas em série e portanto todas têm que estar equiparadas em termos de tensão. O Chariot usa um sistema BMS (Baterry Monitoring System) que permite monitorar o estado das baterias nomeadamente a tensão e a temperatura das baterias. Caso a tensão da bateria seja demasiado baixa ou o limite de temperatura seja excedido o sistema para automaticamente.

A sobrecarga é perigosa tanto a nível estrutural como a nível funcional das baterias, ou seja, pode levar à formação do revestimento de lítio metálico que é uma condição muito perigosa. O sistema de baterias foi projetado para uma autonomia de 25 Km de alcance em solo.

Para o projeto do veículo lunar deste trabalho escolheu-se como referência as baterias mencionadas anteriormente e cuja ilustração está na figura 2.24.



Figura 2.24 - Um conjunto de bateria com 10 células de 3.6 V [20].

O veículo Chariot pode ser configurado para transportar um, dois ou quatro passageiros sendo a última configuração para efeitos de transporte de emergência ou para transporte de curtas distâncias. Ao suporte vertical, figura 2.25, é adicionado um banco cuja ligação é aparafusada e que permite ao operador ter uma posição mais confortável.



Figura 2.25 - Suporte vertical para um membro da tripulação [20].

A figura 2.26 representa o modelo CAD do Chariot com os astronautas a bordo segurando-se do suporte vertical.



Figura 2.26 - Modelo CAD do Chariot com dois membros da Tripulação [20].

2.4 Concurso Anual Lunabotics - NASA

O concurso anual Lunabotics permite aos estudantes do ensino superior norte americano, figura 2.27, de instituições acreditadas a oportunidade de aplicar o processo de engenharia de sistemas da NASA na elaboração de um protótipo de robô de construção lunar. Este concurso permite aos estudantes contribuir para o programa Artemis. O número de equipas aceites neste desafio não é predeterminado, mas é baseado nas pontuações e na qualidade geral dos Planos de Gestão de Projetos recebidos e outros fatores. O ponto culminante do desafio virtual Lunabotics é a concepção, a construção e a operação de um protótipo de robô de construção lunar. A campanha Artemis da NASA tem como objetivo a exploração espacial da Lua para descobertas científicas, desenvolvimento tecnológico, aprender a viver e a trabalhar no ambiente

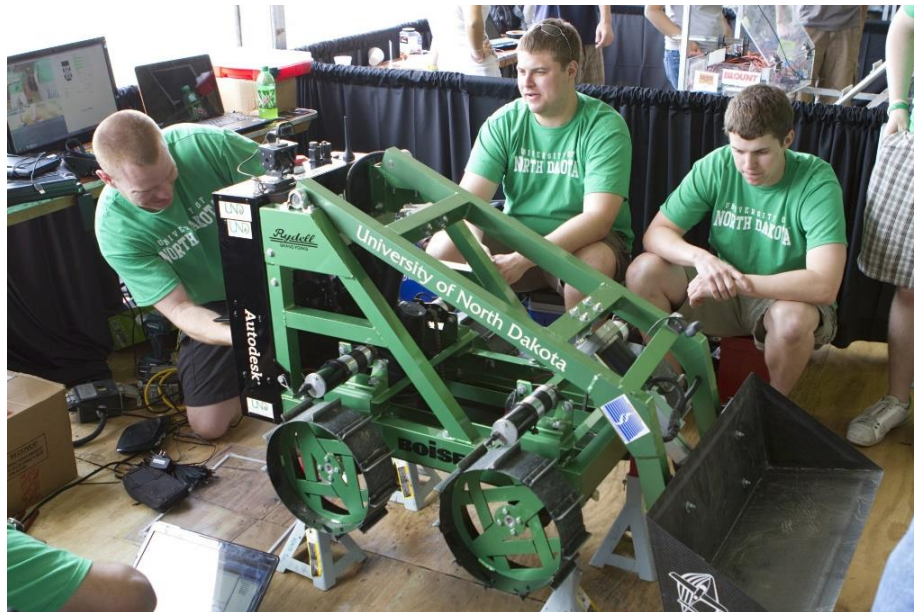


Figura 2.27 - Protótipo de escavadora lunar desenvolvido pelos estudantes da Universidade de North Dakota no âmbito do concurso Lunabotics [21].

2.5 A Roda Espacial

A figura 2.28 ilustra um protótipo de uma roda projetada pela equipa de engenheiros projetistas da Michelin para um veículo lunar, que seja capaz de operar nas condições agrestes da Lua.



Figura 2.28 - Protótipo de roda lunar produzido por impressão 3D (volumic 3D) em 2022 [22].

As temperaturas consideradas são acima de 100°C (212 °F) e abaixo de 240°C (-400 °F) e resistir à radiação solar, galáctica prejudicial, garantir a durabilidade em terreno macio e agressivo, cumprindo todos os requisitos necessários.

O modelo impresso em 3D, figura 2.29, baseado em biomimética, ostenta uma estrutura sem ar projetada para manter a eficiência e a longevidade dos veículos no ambiente do polo sul lunar. Como parte de uma colaboração com a Northrop Grumman e a AVL, a Michelin apresentou um híbrido de pneu Tweel no evento CES em Las Vegas. Esta equipa prepara equipar a roda a um Veículo de Terreno Lunar (LTV) que compete por um contrato de missão lunar da NASA, projetado para começar em 2028.

Em conjunto com a estreia da roda lunar da Michelin, a ESA introduziu novas técnicas de construção de estradas lunares. De acordo com a agência espacial, os cientistas desenvolveram métodos para derreter poeira lunar simulada numa superfície sólida, potencialmente fornecendo o terreno perfeito para a roda lunar da Michelin. Um projeto da ESA relatado na Nature Scientific Reports testou a criação de superfícies lunares sólidas derretendo poeira lunar com um laser poderoso [22].



Figura 2.29 - Roda para veículo lunar produzida por impressão 3D pelos investigadores da ORNL [23].

Através da manufatura aditiva é possível ter suporte a projetos complexos e permite a personalização das propriedades dos materiais tendo em conta a redução do desperdício, o consumo de energia e o tempo de entrega.

Baseando-se nos princípios do projeto VIPER (Volatile Investigating Polar Exploration Rover) da NASA um grupo de pesquisadores do Laboratório Nacional Oak Ridge (ORNL) do Departamento de Energia e da NASA, em 2022, produziram por impressão 3D um protótipo de uma roda lunar, figura 2.29. A missão do VIPER é ajudar os cientistas a compreender a origem, distribuição e capacidade potencial de captação da água da Lua para sustentar a habitação humana.

A impressora utilizada tem tamanho suficiente para acomodar uma pessoa, utiliza dois lasers sincronizados e uma placa de impressão giratória para derreter seletivamente o pó metálico na estrutura desejada. Ao contrário dos sistemas padrão de leito de pó metálico, este funciona continuamente, com os processos acontecendo simultaneamente.

A roda protótipo é composta por uma liga à base de níquel, mede oito polegadas de largura e vinte polegadas de diâmetro – maior do que as peças normalmente impressas com sistemas de pó metálico. Usando a impressão 3D, a equipa conseguiu modelos de aros complexos sem custos adicionais ou desafios de fabricação. Em contraste, as rodas do VIPER, passaram por numerosos procedimentos de fabricação e montagem tornando-as complexas e trabalhosas [23].

Os pesquisadores do centro NASA Glenn Research desenvolveram um pneu revolucionário, não-pneumático para as futuras missões à Lua e a Marte, figura 2.30. A inovação consiste na superelasticidade do pneu (ligas de Níquel a Titânio e derivados). Essas ligas com memória de forma são capazes de sofrer uma tensão reversível significativa (até 10%), permitindo que o pneu suporte uma ordem de magnitude maior de deformação do que outros pneus não pneumáticos antes de sofrer deformação permanente. Materiais (por exemplo, aços de mola, compósitos, etc.) só podem ser submetidos a tensões na ordem de $\sim 0,3-0,5\%$ antes de ceder. Portanto, o uso de uma liga com memória de forma NiTi produz um pneu superelástico que é virtualmente imune à deformação plástica. Além disso, a utilização de ligas com memória de forma fornece controle aprimorado sobre a rigidez efetiva em função da deformação, proporcionando maior versatilidade de projeto. Por exemplo, o pneu superelástico Glenn pode ser feito para amolecer com maior deflexão, reduzindo a quantidade de energia transferida para o veículo durante eventos de alta deformação. Além disso, o uso de ligas com memória de forma, na forma de reforços radiais, em oposição a molas, fornece ainda mais potencial de transporte de carga e flexibilidade de design aprimorada. Esse tipo de pneu compatível permitiria maiores velocidades de deslocamento em aplicações off-road. Esta tecnologia representa a evolução mais recente do pneu de mola, que foi inventado pelos pesquisadores da NASA Glenn e Goodyear, inspirado-se nos pneus lunares das missões Apollo [25].



Figura 2.30 - Pneu tipo mola. NASA Glenn Research [25].

A figura 2.31 ilustra o fabrico de uma roda espacial, cada uma das rodas foi fabricada a partir uma só peça de Alumínio. As características geométricas são: 50 cm de diâmetro e 40 cm de largura. Tem garras (piso) que se projetam 7,5 mm em altura. As garras são espaçadas em 15°. Ao contrário do Spirit e do Opportunity, as garras não são retas. Elas têm características chevron projetadas para evitar deslizamentos laterais. As garras fornecem resistência estrutural. Há uma leve coroa na roda para dar-lhe resistência. Há um aro vertical em cada borda da roda, novamente para resistência estrutural. Há outro aro duplo localizado cerca de um terço do caminho para dentro do pneu, o reforço estrutural ao qual as flexões da roda (raios) são fixadas. Uma seção do pneu tem um conjunto de furos de marcadores de odometria perfurados, que fornecem uma maneira para o software de navegação do rover medir seu progresso de direção em superfícies macias fotografando as trilhas. Para diversão, esses furos soletram "JP L" em código Morse.

Após vários anos de utilização devido ao ambiente rochoso e ao padrão da roda, podem aparecer furos e fendas que no limite podem gerar a fratura da roda [26].



Figura 2.31 - Diagrama do Pneu do Rover Lunar Curiosity antes da montagem, NASA, JPL [26].

2.6 Materiais Adequados

A seleção dos materiais adequados é muito importante no projeto para garantir a qualidade do produto. Assim segue uma lista de materiais adequados para os componentes de um veículo lunar.

Chassis :

- Tubos de secção oca
- União por soldadura
- Ligas de Alumínio 2219 (chassis do LRV)
- Painéis de Alumínio para o chão (chassis do LRV)
- No caso dos bancos, as ligas de Alumínio de secção tubular e tecidos de nylon (para resistir ao peso do astronauta)

Roda:

- Ligas de Alumínio
- Ligas de Titânio, Níquel ou ambos dando origem a Nitinol
- Aço Inox
- Compósitos – Fibra de vidro impregnada com resina, para efeitos de criação do “guarda-lamas” como proteção da elevação do pó lunar

Características dos materiais metálicos adequados:

- Ligas de Alumínio - O alumínio tem baixo peso e elevada resistência. As ligas de alumínio oferecem uma gama de benefícios que incluem resistência à corrosão, elevados níveis de força e boa condutividade (tanto eléctrica como térmica). Também pode ser reciclado infinitamente sem perder as suas propriedades, o que é sustentável.
- Ligas de níquel - As ligas de níquel são conhecidas pela sua elevada resistência à corrosão, à oxidação e ao calor. Algumas das ligas de níquel mais utilizadas no setor aeroespacial são a Hastelloy, a Inconel e a Monel.
- Aço inoxidável - O aço inoxidável é incrivelmente versátil, o que o torna outra óptima escolha para a indústria aeroespacial. Esta liga é altamente resistente à corrosão, pode ser utilizada numa variedade de ambientes e pode atingir uma elevada resistência e um bom grau de dureza. Tem também uma longa vida útil, pode suportar tensões e é extremamente durável, o que o torna ótimo para motores, escapes e flanges.
- Titânio - Boa relação peso/resistência, o que o torna muito bom para a indústria aeronáutica uma vez que permite reduzir o peso e consequentemente a redução do consumo de combustível. O titânio tem substituído o alumínio nos últimos tempos graças à sua resistência ao térmica e à corrosão.

2.7 Baterias

Após a segunda guerra mundial, a URSS estabeleceu vários programas espaciais e lançou o primeiro satélite artificial, “Sputnik 1”, cuja bateria era constituída por ligas de prata e zinco. Atualmente são aproximadamente 98 agências espaciais que estabeleceram vários programas espaciais como a exploração de astros. No entanto, um dos problemas é a longevidade da operação dos equipamentos necessários para efetuar este tipo de trabalho que requerem energia significativa e o armazenamento da energia representa um desafio significativo visto que as condições ambientais são severas, figura 2.32.

Existem três formas de acumulação de energia num veículo espacial, na forma química, mecânica e nuclear. As baterias nucleares são usadas em veículos espaciais cujo missão é nos planetas mais distantes do Sol pois a intensidade luminosa não é suficiente para produzir a potência necessária. Contrariamente, para missões onde a intensidade luminosa é suficiente para impulsionar o veículo usam-se as baterias primárias e secundárias para absorver a energia fotovoltaica.

A grande vantagem das baterias Ag–Zn é a alta potência específica (600 W/Kg). Estas baterias são largamente usadas para controlar a direção dos propulsores.

Em 1960, as baterias de Níquel Cádmio (Ni-Cd) eram as mais populares para aplicações no setor aerospacial visto que eram capazes de aprovisionar o veículo espacial com potência elétrica por cinco anos para um requisito de mais de 30 000 ciclos. Este tipo de baterias foram usadas nos satélites Solar Max e Landsat D que tinham como missão principal Órbita Geossíncrona (GSO). Uma órbita geossíncrona é uma órbita centrada na Terra com um período orbital que corresponde à rotação da Terra em seu eixo, 23 horas, 56 minutos e 4 segundos (um dia sideral).

Em 1980, as baterias de Níquel Hidrogénio (Ni-H₂) passaram a ser usadas para aplicações espaciais visto que tinham maior energia específica relativamente às baterias de Níquel Cádmio (Ni-Cd). As baterias Ni-H₂ foram implementadas devido à sua longa durabilidade operacional, 15 anos com 60 000 ciclos de descarga. Estas baterias foram aplicadas nos satélites como Hubble Space Telescope, USAF, Intelsat V, etc.

Hoje em dia, as baterias muito usadas para aplicações espaciais (satélites e veículos lunares) são as de Lítio, figura 2.33, devido à sua alta energia específica, densidade de potência, baixo peso e volume [18].

Para missões a Marte, principalmente, deve-se ter em conta o desempenho das baterias. O desempenho das baterias de lítio está representado na tabela 2.9.

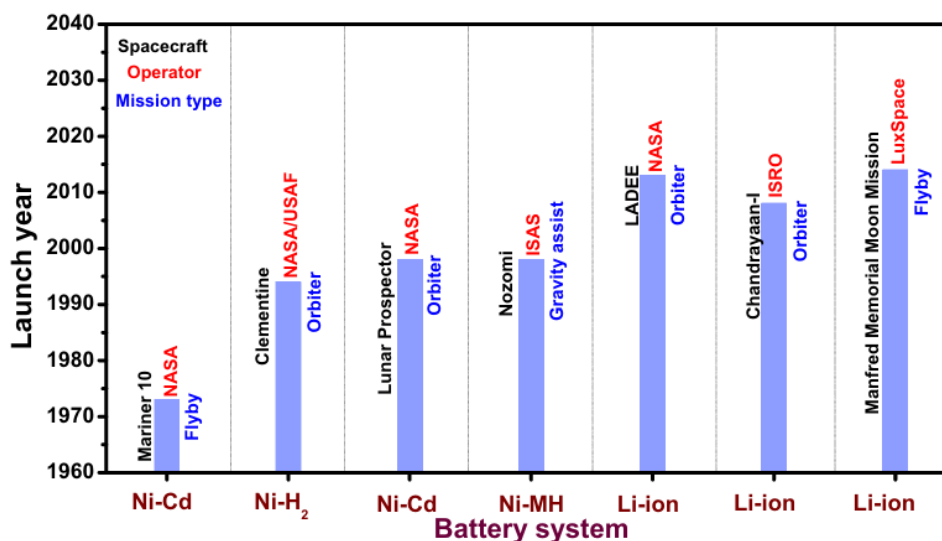


Figura 2.32 - Requisito das Baterias para as missões Lunares (satélites, rovers e landers) [18].

Tabela 2. 9 - Desempenho das baterias de lítio para as missões a marte [18].

Parâmetros	Landers	Rovers	GEO	Planetary Orbiter
Capacidade (Ah)	20-40	5-10	10, 20, 35	10, 20, 35
Tensão (V)	28	28	28-100	28
Taxa de Descarga	C/5-1C	C/5-C/2	C/2	C/2-C
Temperatura (°C)	-40 a 40	-40 a 40	-5 a 30	-5 a 0
Energia Específica (Wh/kg)	>100	>100	>100	>100
Densidade de Energia (Wh/l)	120 a 160	120 a 160	120 a 160	120 a 160

Para as missões lunares as características desejadas para as baterias são:

- Alta densidade de energia: 15 W a 15 KW para os satélites;
- 90 W a 2 KW para rovers;
- 50 KW de habitat para as missões tripuladas;
- Alto ciclo de vida;
- Temperaturas de operação de 0 a -40 °C para os satélites;
- Temperatura de operação de -233 °C na sombra permanente e +183 °C na luz solar.

Classificação das baterias para aplicação espacial:

Baterias Primárias:

- Lítio – Dióxido de Enxofre (Li-SO₂);
- Lítio – Tritinil (Li-SOCL₂);

Baterias Secundárias:

- Prata-Zinco (Ag-Zn);
- Níquel-Cádmio (Ni-Cd);
- Níquel-Hidrogénio (Ni-H₂);
- Lítio (Li)

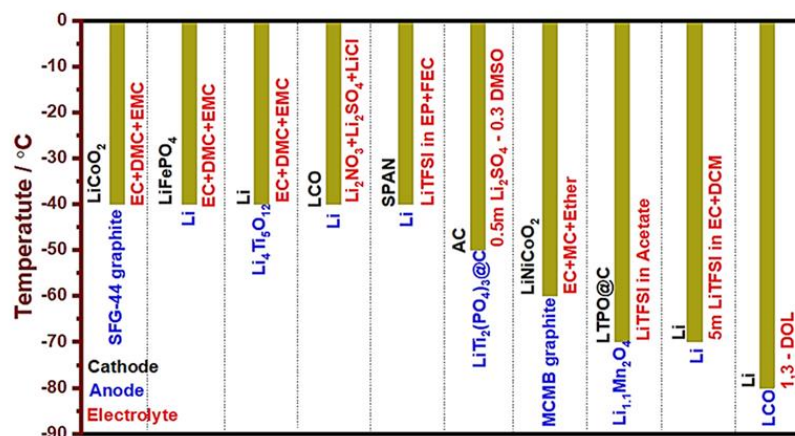


Figura 2.33 - Desempenho das baterias de lítio para baixas temperaturas de funcionamento; adaptado de [18].

- Lítio – Dióxido de Enxofre: Este tipo de baterias são usadas para requisitos de energia específica moderada, utilizada para missões de recolha de amostras (Galileo, Cassini). O lítio atua como ânodo e o Dióxido de Enxofre atua como cátodo, [18].
- Lítio – Tritinil: Estas baterias são usadas quando há a necessidade da alta energia específica e baixa potência específica. Este tipo de baterias são usadas para missões de longa duração e foram aplicadas no veículo de lançamento Centaur e no veículo lunar Mars Pathfinder Rover-Sojourner. O lítio metálico serve de ânodo e o líquido Cloreto de Tritinil serve de cátodo, [18].

- Prata – Zinco: De entre as baterias de solução aquosa comercializadas estas são as que apresentam maior energia específica. Estas baterias são compactas, têm uma tensão estável e foram muito usadas para controlar as unidades de controlo extraveicular. O valor da tensão de operação teórico é de 1.5 V por célula com uma energia específica maior que 100 Wh/Kg com um ciclo de vida de 100 a 200 ciclos operacionais. Como desvantagem tem-se o tempo de utilização aproximadamente de 2 a 3 anos operacionais, alto custo de produção, possível vazamento da solução aquosa e sensibilidade a baixas temperaturas ($< -20^{\circ}\text{C}$), [18].
- Níquel – Cádmio: Este tipo de baterias são usadas nos veículos espaciais onde a massa e o volume não são cruciais e adequadas para missões cuja duração estimada for de 2 a 3 anos. Estas baterias são fiáveis, requerem pouca manutenção e são conhecidas por terem alto ciclo de vida contudo operam num intervalo de temperaturas limitadas (-10 a 25°C). O sistema costuma falhar geralmente devido aos curtos circuitos, deterioração do separador e perda eletrolítica. Devido ao custo elevado, estas baterias não se tornaram um sucesso comercial ($\$ 1000/\text{Kwh}$). Por outro lado, o Cádmio é altamente Tóxico e os Óxidos de Níquel que é cancerígeno por inalação, [18].
- Níquel – Hidrogénio: Este tipo de baterias são amplamente usadas para aplicações espaciais devido ao tempo de serviço elevado e caso a massa e volume não sejam um constrangimento. Esta tecnologia permite a operação do veículo espacial por décadas ($> 50\ 000$ ciclos). Um exemplo de aplicação deste tipo baterias foi o telescópio Hubble que operou por mais de 15 anos. Relativamente às baterias de Ni-Cd as baterias de Ni-H₂ são mais leves e são as mais adequadas para os satélites geostacionários, [18].
- Íões de lítio – As baterias de íões de lítio são caracterizadas por poderem armazenar alta quantidade de energia permitindo alta autonomia. Comparativamente às baterias convencionais, as baterias de lítio conseguem ter uma velocidade de carregamento e durabilidade maior num espaço mais reduzido. Neste projeto optou-se pelas baterias de íões de lítio, tendo como referência as baterias usadas no protótipo de veículo lunar Chariot, [18].

3 Modelo de Veículo Lunar

Para efeitos de consideração de uma missão à lua, deve-se ter em conta se a missão em causa é tripulada ou não tripulada. Para efetuar a modelação 3D do modelo computacional do veículo lunar do trabalho presente, consultaram-se vários fabricantes de componentes, equipamentos espaciais e protótipos produzidos. Pretende-se adaptar certas funcionalidades das escavadoras terrestres ao projeto do veículo lunar em causa, por exemplo ao nível de controlo de movimento.

A figura 3.1 representa o primeiro modelo computacional desenvolvido com o balde frontal. O veículo foi especialmente projetado para enquadrar-se numa missão tripulada com o objetivo de efetuar trabalhos de escavação na lua. Quanto às suas características, é um veículo com baixo centro de gravidade, equipamedo com quatro rodas de pneu sem ar (semelhante ao produzido pela Michellin para aplicação espacial), as jantes são em titânio, cada roda tem um “guarda-lamas” para evitar a dispersão do pó lunar, um balde frontal acionado por três atuadores criogénicos (o fluido de trabalho neste caso é criogénico como por exemplo o hidrogénio líquido), uma caixa para acoplar as baterias e outros componentes do sistema elétrico. Para além do referido, tratando-se de um veículo tripulado é necessário existir um banco para o astronauta operador. À semelhança do LRV, o banco deste veículo lunar também é dobrável, estruturalmente composto por área de secção oca cujo material é alumínio. Adicionalmente, o banco é equipado com tecidos de nylon como elemento de suporte para o operador.

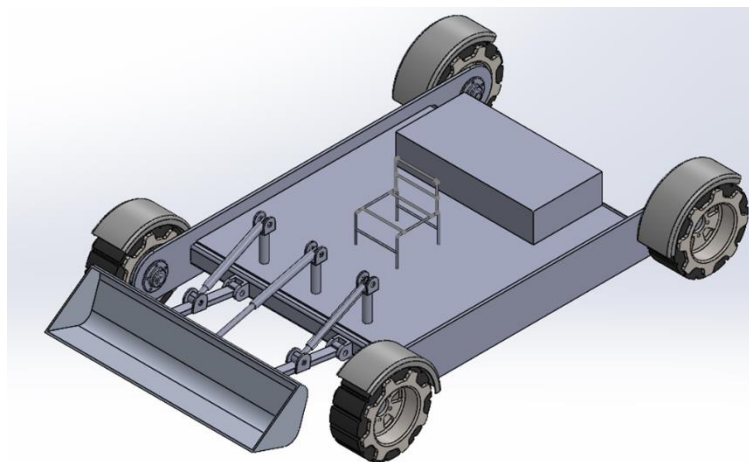


Figura 3.1 - Primeiro modelo CAD do Veículo Lunar para missão tripulada.

Para além do referido anteriormente, também se estudou o cubo da roda. Após a pesquisa sobre os motores elétricos espaciais, optou-se pelo motor elétrico cuja gama de tensão de alimentação varia de 12 a 24 V DC pois é o intervalo de tensão necessário para poder-se transmitir o binário motor à roda e assim atuar o veículo. Para um melhor funcionamento do sistema, optou-se pelo acoplamento do veio da roda aos rolamentos. Desta forma reduz-se o atrito e o veículo funciona de forma mais silenciosa. A figura 3.2

ilustra o acoplamento do veio do motor elétrico à roda do veículo lunar, versão simplificada.

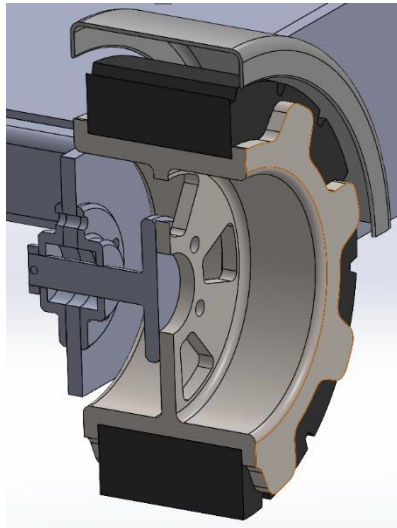


Figura 3.2 - Cubo da roda simplificado.

As vantagens deste modelo são a simplicidade e conseqüente redução dos custos de fabrico, baixo centro de gravidade, o que confere melhor estabilidade, redução da dispersão do pó, funcionamento silencioso, chassis robusto, coleção de grande carga útil.

As desvantagens deste modelo são, os rolamentos que necessitam de um fluido especial baseado em fluórido (à base de flúor com ácido), as chapas laterais do chassis (representado na figura 3.3) tem limite de resistência à torção. Os atuadores do balde frontal ou da Lâmina frontal não podem ser hidráulicos (devido ao comportamento do óleo hidráulico exposto ao vácuo e temperaturas extremas) mas sim eletromecânicos ou criogénicos o que pode afetar a sua velocidade de funcionamento, ausência da suspensão (de forma semelhante às escavadoras na terra).

Este modelo de veículo lunar tem dois acessórios de escavação. O primeiro é o balde frontal e o segundo é a lâmina frontal (ilustrada na figura 3.4).

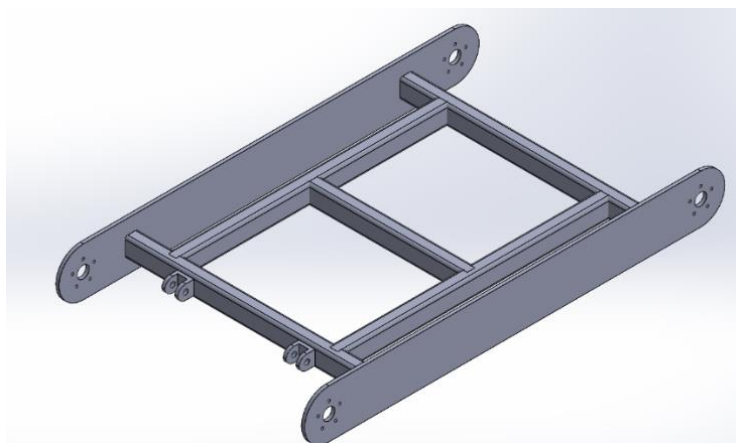


Figura 3.3 - Chassis do veículo lunar em perfil retângular.

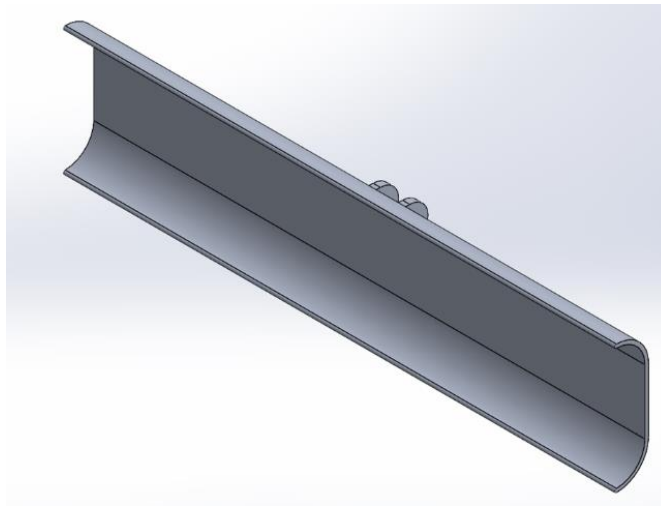


Figura 3.4 - Lâmina Frontal de alinhamento do solo lunar.

Após a análise do modelo computacional de veículo lunar apresentado anteriormente optou-se como modelo final o modelo que permita ao operador efetuar trabalhos de escavação, análise dos recursos ou nivelamento do solo lunar via remota. Assim desenvolveu-se o chassis que é representado pela figura 3.5 e cujo material é a liga de Alumínio 2219, o mesmo material que o chassis do LRV.

O chassis permite acoplar quatro painéis solares (cada um montado na lateral), o braço robótico no topo, os componentes elétricos e eletrônicos na base fixados numa placa e montagem do sistema de suspensão.

As chapas de cobertura do veículo, superior e inferior, também são de Alumínio.

Quanto ao processo de fabrico do chassis são tubos cortados à medida em várias unidades e posteriormente soldados entre si.

Os painéis solares, o braço robótico, as chapas e o sistema de suspensão são montados no chassis através de elementos normalizados como cavilhas, porcas e parafusos.

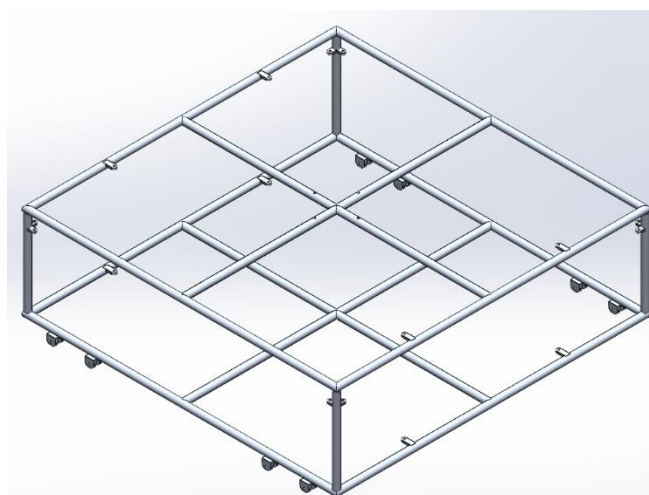


Figura 3.5 - Chassis tubular com suportes.

A figura 3.6 ilustra o modelo CAD da roda do veículo lunar cujas características principais são:

- Material – Titânio
- Dimensões – Diâmetro de 520 mm e Largura de 290 mm
- Modelo inspirado na roda helicoidal projetada pelos Engenheiros da NASA para uso do Rover Marciano

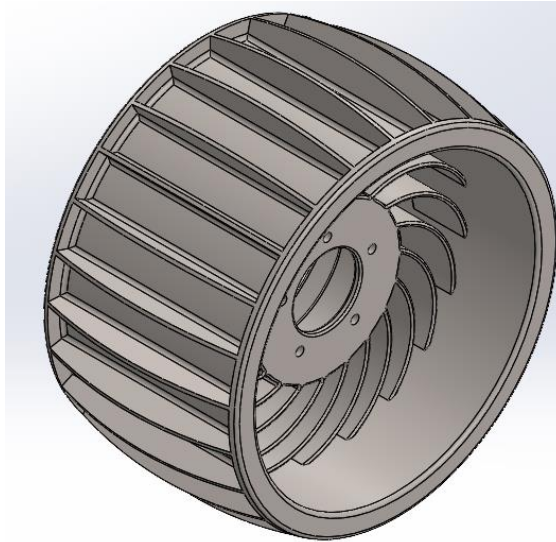


Figura 3.6 - Roda do veículo lunar em espiral.

A figura 3.7 ilustra um sistema de suspensão que é acoplado ao chassis através de duas cavilhas. Uma cavilha permite o acoplamento do amortecedor ao suporte do motor. O motor elétrico por sua vez é montado ao suporte correspondente através de quatro parafusos M16.

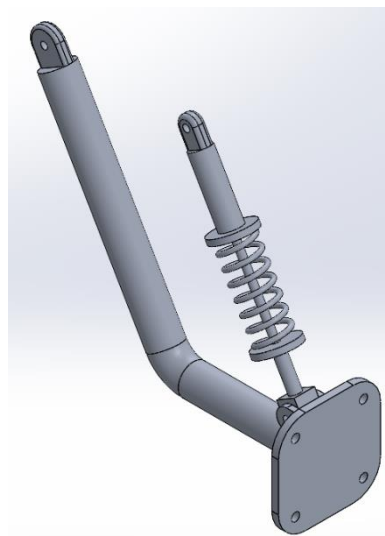


Figura 3.7 - Sistema de Suspensão da Roda.

O sistema representado na figura 3.8 mostra o elemento base que liga ao chassis e ao motor bem como acopla a suspensão que irá absorver os choques existentes. A ligação do sistema é feita por cavilhas excepto a ligação do motor que é aparafusada.

Quanto às molas da suspensão, estas podem ser de compra, um potencial fornecedor pode ser a empresa *EUROPEAN SPRING & PRESSINGS*.

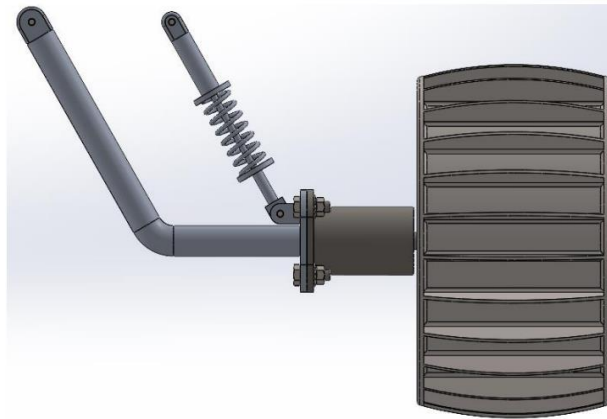


Figura 3.8 - Representação do conjunto da roda.

O Braço Robótico é equipado com Servo Motor, representado na figura 3.9, têm como objetivo efetuar trabalhos de escavação ou recolha de amostras na lua.

No caso real da montagem, a roda, a suspensão, o braço robótico, os motores elétricos, os elementos de ligação, as baterias e outros componentes elétricos ou eletrônicos serão fornecidos pelos fabricantes de equipamentos ou componentes.

O modelo do braço robótico projetado é constituído por um acessório que é o balde efetuar trabalhos de recolha de amostras ou escavação do solo lunar. Os servo motores permitem o movimento dos componentes do braço robótico. Possuem um veio que através de uma chaveta efetua-se o contacto entre o componente fixo e o componente a mover. O conjunto do braço robótico têm uma base ou uma peça de fixação que permite a ligação ao chassis tubular através de parafusos.

Tendo em conta as características do balde projetado o peso máximo aproximado do rególito lunar na Lua é de 11 Kg e na Terra é cerca de 66 Kg. O cálculo da massa do rególito encontra-se presente no apêndice B.

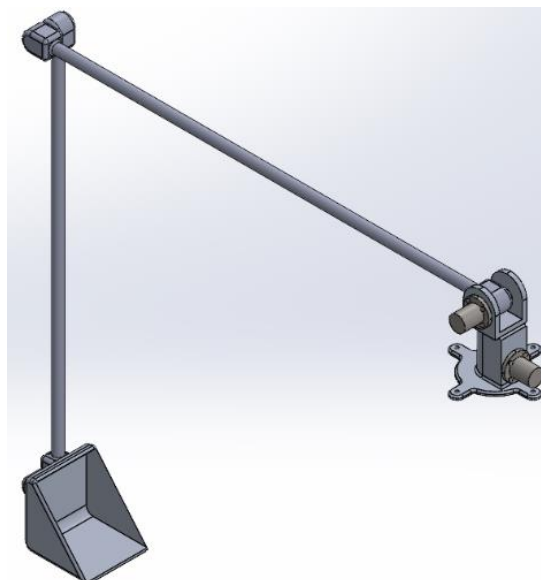


Figura 3.9 - Braço Robótico Criogénico do Veículo Lunar.

3.1 Cálculo Estrutural Analítico

Em relação ao cálculo estrutural analítico do veículo lunar, consideraram-se vários aspectos importantes. O primeiro aspecto é o diagrama de corpo livre seguido do cálculo dos esforços nos componentes e posterior cálculo do efeito que os esforços geram nos componentes para averiguar a segurança em serviço, ou seja, verificar se o material selecionado a priori é adequado para o funcionamento do componente nas condições da lua.

A figura 3.10 ilustra o diagrama de corpo livre dos apoios do chassis, na situação de equilíbrio, em que P representa a força de ação devido ao peso (do chassis, do braço robótico, dos painéis solares, das chapas de suporte e dos componentes eletrônicos) e F representa a força de reação em cada um dos apoios do Chassis.

A equação 3.1 representa o equilíbrio de forças nos apoios do chassis. Relaciona a força em cada apoio do Chassis, F, com o peso dos componentes que constituem o veículo (para a situação do cálculo das massas). O apêndice C descreve mais detalhe sobre o cálculo efetuado.

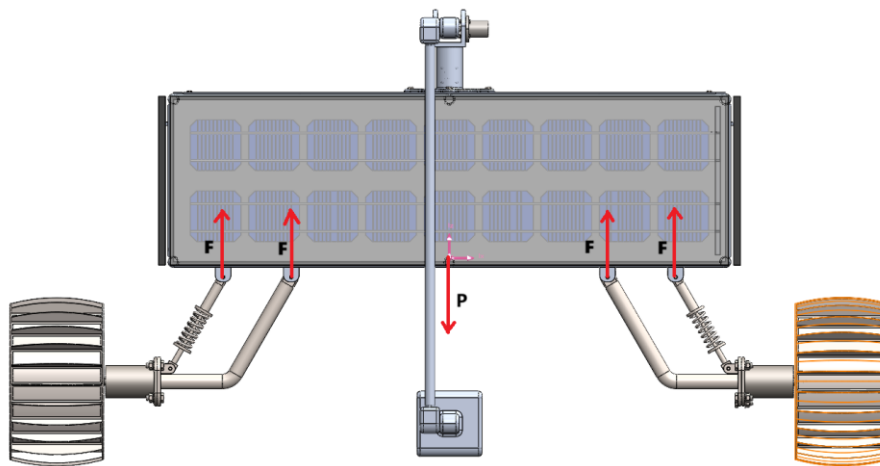


Figura 3.10 - Distribuição do peso sobre os apoios do chassis.

$$P - 8F = 0 \rightarrow F = \frac{P}{8} \rightarrow F = \frac{M_T \cdot g_T}{8} = \frac{(367,76 \cdot 9,81)}{8} = 450,8 \text{ N} \quad (3.1)$$

Após a modelação do modelo 3D e aplicação dos materiais foi possível obter a massa estimada do conjunto e assim calcular o peso do veículo na superfície da Terra. Através do quociente entre a força gravítica da Terra com a força gravítica da Lua podemos obter a equação que relaciona o peso do veículo na Terra com o peso do veículo na lua, equação 3.2.

$$P_L = \frac{1}{6} \cdot P_T = \frac{1}{6} \cdot (507,23 \cdot 9,81) = 829,04 \text{ N} \quad (3.2)$$

A ligação entre o sistema de suspensão e o chassis é feita através de pinos. Neste trabalho optou-se pelo pino ISO 8734 - 10 x 55 mm - Aço-Liga SS. Este pino tem duas secções solicitadas ao corte, por outro lado, temos o efeito do momento fletor. Sabendo a magnitude da força que atua no apoio devido ao Peso, equação 3.1, podemos calcular as reações nos olhais do apoio do chassis. Após efetuar o diagrama de corpo livre e feito o equilíbrio de forças é possível construir os diagramas de esforço transverso e momento fletor.

A figura 3.11 ilustra o equilíbrio de forças no pino de ligação, equação 3.3, em que V representa o esforço de corte resultante da carga F e as respetivas reações nos olhais do apoio do Chassis $R1$ e $R2$ que neste caso ambas tem igual magnitude.

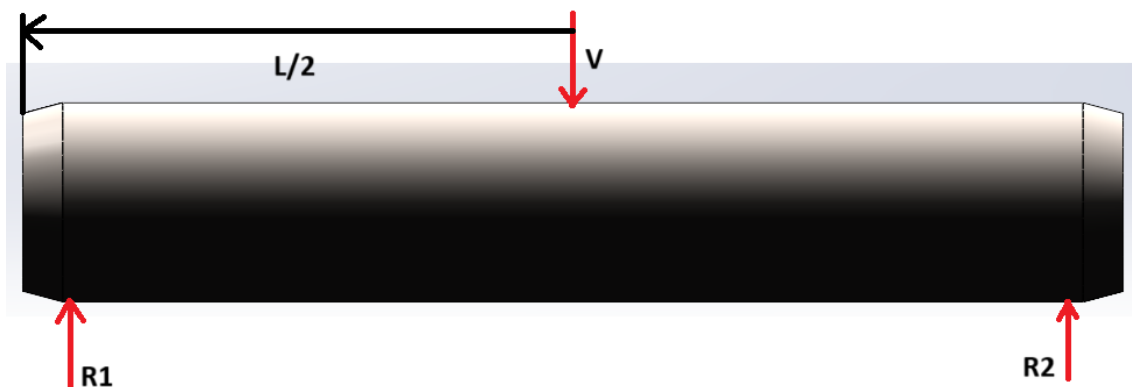


Figura 3.11 - Diagrama de Corpo Livre do Pino.

A figura 3.12 ilustra a variação do esforço transverso ao longo do comprimento do pino e deduz-se da análise da figura que o ponto de aplicação do esforço é o mais solicitado ao corte.

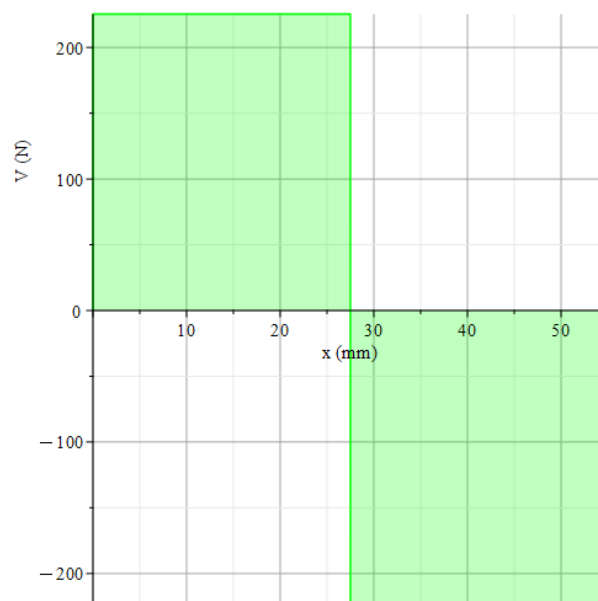


Figura 3.12 - Diagrama de Esforço Transverso ao longo do comprimento do Pino.

$$V - R1 - R2 = 0 \rightarrow V = 2R1 \rightarrow R1 = \frac{V}{2} \rightarrow R1 = \frac{450,8}{2} \rightarrow R1 = 225,40 \text{ N} \quad (3.3)$$

A figura 3.13 ilustra a distribuição do momento fletor ao longo do comprimento do pino. O valor máximo do momento fletor é atingido a meio do pino, no ponto de aplicação da carga. Na lua a temperatura varia consoante a localização e a hora do dia. Assim sendo, o pino pode sofrer deformação térmica devido à variação da temperatura. Para quantificar a deformação ao longo do comprimento do pino devido ao efeito da dilatação térmica nos pólos da lua recorreu-se à equação 3.4.

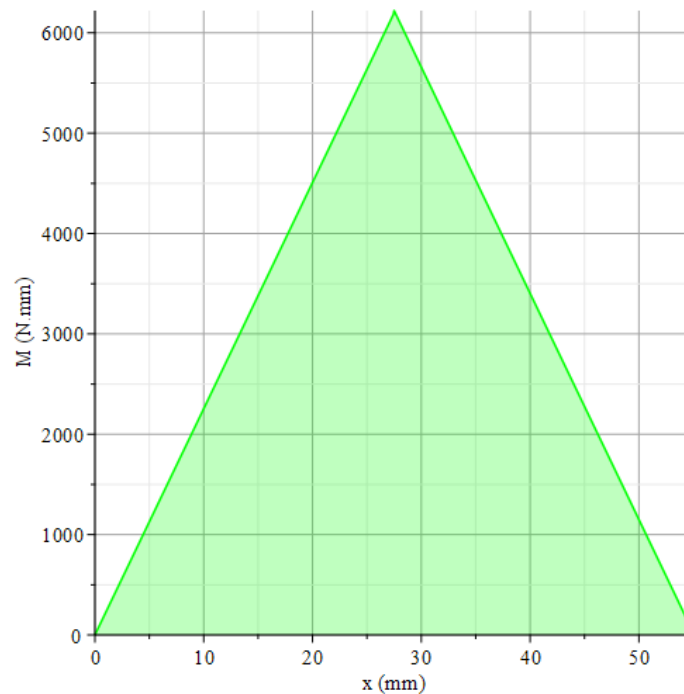


Figura 3.13 - Distribuição do Momento Fletor ao longo do comprimento do Pino.

$$\delta_T = \alpha \cdot L \cdot \Delta T = (1,3 \cdot 10^{-5}) \cdot (55) \cdot (-233) = -0,1665 \text{ mm} \quad (3.4)$$

A figura 3.14 representa o diagrama de corpo livre do sistema de suspensão para a situação crítica a que corresponde um impacto da roda numa rocha lunar. A carga P representa a força pontual de impacto que neste caso considerou-se de 10 kN. Para esta força de impacto através das equações de equilíbrio calcularam-se as reações nos apoios bem como as forças nos membros do sistema como o amortecedor e o suporte do motor para averiguar a segurança. Em todos os casos verificou-se que apesar da força de impacto ser elevada verifica-se segurança dos componentes pelos critérios de Tresca e de Von Mises, apêndice C.

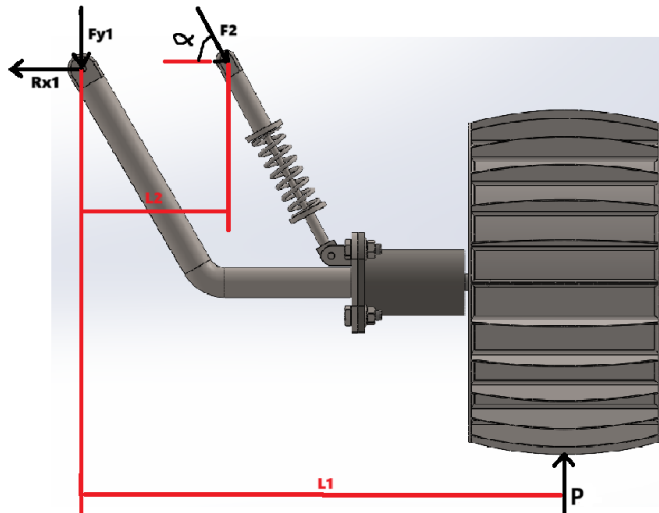


Figura 3.14 - DCL do sistema de suspensão para a situação mais desfavorável.

As equações 3.5 representa o equilíbrio de forças segundo a direção horizontal, ou seja eixo do X, a equação 3.6 representa o equilíbrio de momentos aplicado em torno do apoio (que acopla o suporte do motor) e por fim a equação 3.7 representa o equilíbrio de forças segundo a direção vertical, ou seja eixo do Y. O apêndice C apresenta mais detalhe sobre o cálculo efetuado.

$$F2 \cdot \cos(\alpha) - Rx1 = 0 \rightarrow Rx1 = F2 \cdot \cos(\alpha) \quad (3.5)$$

$$\rightarrow Rx1 = 7094,95 \cdot \cos(60^\circ) \rightarrow \mathbf{Rx1 = 1677,23 \text{ N}}$$

$$-(L2 \cdot F2 \cdot \sin(\alpha)) + (L1 \cdot P) = 0 \rightarrow F2 = \frac{(L1 \cdot P)}{(L2 \cdot \sin(\alpha))} \quad (3.6)$$

$$\rightarrow F2 = \frac{(0,209 \cdot 10000)}{(0,722 \cdot \sin(60^\circ))} \rightarrow \mathbf{F2 = 3354,46 \text{ N}}$$

$$-FY1 - F2 \cdot \sin(\alpha) + P = 0 \rightarrow FY1 = F2 \cdot \sin(\alpha) - P \quad (3.7)$$

$$\rightarrow FY1 = 10000 - 3354,46 \cdot \sin(60^\circ) \rightarrow \mathbf{FY1 = 7094,95 \text{ N}}$$

Para calcular a força mínima necessária para comprimir a mola em 10 mm recorreu-se à lei de Hooke. A figura 3.15 ilustra o DCL da mola.

A equação 3.8, representa o índice da mola que traduz a relação entre o diâmetro médio da mola e o diâmetro da secção da espira.

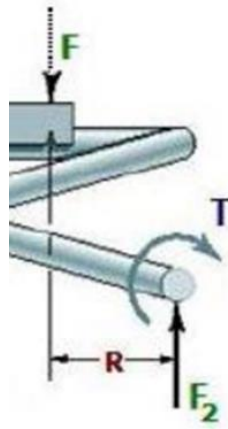


Figura 3.15 - Diagrama de corpo livre da mola da suspensão.

$$C = \frac{D_m}{d_m} = \frac{50}{6} = 8,33 \quad (3.8)$$

A mola em funcionamento está sujeita a fadiga, como tal, torna-se necessário entrar com o fator de Wahl, equação 3.9, para o efeito do cálculo da tensão de corte que a força de serviço produz.

$$K_w = \left(\frac{(4C - 1)}{(4C - 4)} + \frac{(0,615)}{(C)} \right) = 1,17 \quad (3.9)$$

Para um índice de curvatura menor ou igual a 10 a tensão de corte é dada pela equação 3.10.

$$\tau_m = K_w \cdot \frac{(8 \cdot F_k \cdot D_m)}{(\pi \cdot d_m^3)} = 2,32 \cdot 10^9 \text{ Pa} \quad (3.10)$$

Outro fator importante na análise do amortecedor é a rigidez da mola, calculada com o auxílio da equação 3.11.

$$K_{mola} = \frac{(G \cdot d_m^4)}{(8 \cdot D m^3 \cdot n e)} = 9072 \frac{\text{N}}{\text{m}} \quad (3.11)$$

Para o cálculo da força necessária para comprimir a mola recorreu-se a equação 3.12 que estabelece a relação entre a rigidez da mola e o deslocamento que neste caso considerou-se de 10 mm como limite máximo.

$$F = K_{mola} \cdot f = 90,72 \text{ N} \quad (3.12)$$

Para mais detalhe sobre o cálculo relativo à mola do amortecedor existe para consulta o apêndice F.

O motor elétrico é acoplado ao suporte através de parafusos e porcas do tipo M16. Efetuou-se o estudo do número mínimo de parafusos necessários para suportar as condições de funcionamento de 0 a 160 kN para uma vida infinitamente grande.

Para efeitos de cálculo foi necessário consultar várias tabelas para obtenção das propriedades necessárias como por exemplo o módulo de elasticidade, a tensão de cedência, a tensão limite de fadiga etc.

A tabela 3.1 mostra a relação entre a norma ou a classe de um determinado parafuso com as respectivas tensões associadas.

A tabela 3.2 mostra a relação entre os diferentes tipos de parafusos ou classe com a tensão limite de fadiga associada.

A tabela 3.3 mostra as características geométricas de parafusos da norma ISO, para diâmetros diferentes os respectivos passos de rosca p bem como a área roscada At.

Tabela 3.1 - Tensões características de parafusos com diferentes classes de qualidade.

Categoria de Propriedade	Intervalo de tamanho inclusivo	Resistência mínima de prova, MPa Sp	Resistência mínima de tração, MPa Sut	Resistência mínima de escoamento, MPa Sy	Material
4,6	M5-M36	225	400	240	Baixo e médio carbono
4,8	M1,6-M16	310	420	340	Baixo e médio carbono
5,8	M5-M24	380	520	420	Baixo e médio carbono
8,8	M16-M36	600	830	660	Médio carbono, Q&T (temperado e revenido)
9,8	M1,6-M36	650	900	720	Médio carbono, Q&T (temperado e revenido)

Tabela 3.2 - Tensão limite de fadiga para parafusos de norma ISO com intervalo de tamanho diferente.

Grau ou Classe	Intervalo de tamanho	Tensão limite de fadiga, Se
ISO 8,8	M16-M36	129 MPa
ISO 9,8	M1.6-M16	140 MPa
ISO 10,9	M5-M36	162 MPa
ISO 12,9	M1.6-M36	190 MPa

Tabela 3.3 - Propriedades geométricas de parafusos ISO de diâmetros diferentes cujo passo da rosca é normal.

<i>d</i> (mm)	Série de passo normal		
	<i>p</i> (mm)	<i>At</i> (mm ²)	<i>Ar</i> (mm ²)
1,6	0,35	1,27	1,07
2	0,40	2,07	1,79
2,5	0,45	3,39	2,98
3	0,5	5,03	4,47
3,5	0,6	6,78	6,00
4	0,7	8,78	7,75
5	0,8	14,2	12,7
6	1	20,1	17,9
8	1,25	36,6	32,8
10	1,5	58,0	52,3
12	1,75	84,3	76,3
14	2	115	104
16	2	157	144
18	2,5	245	225

A figura 3.16 ilustra o acoplamento entre o suporte do motor (componente representado pelo número 1) e o motor elétrico (componente representado pelo número 2). A ligação é feita por meio de quatro parafusos da norma ISO de tamanho M16 com as respectivas roscas do mesmo tamanho. O componente um e dois tem a mesma espessura mas material diferente. Para mais informações sobre o cálculo efetuado existe para consulta o apêndice D.

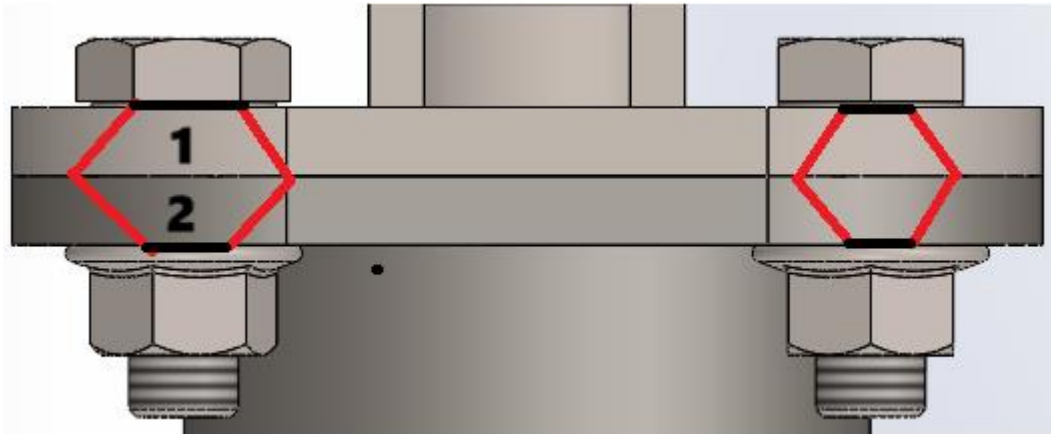


Figura 3.16 - Representação dos elementos de ligação do motor.

Reunidas as propriedades do parafuso pode-se calcular a rigidez da zona roscada K_t , equação 3.13, e da zona lisa K_d , equação 3.14.

$$K_t = \frac{(E \cdot A_t)}{(L_t)} = \frac{(210 \cdot 10^9) \cdot (0,000157)}{(0,026)} = 1,26 \cdot 10^9 \frac{N}{m} \quad (3.13)$$

$$K_d = \frac{(E \cdot A_d)}{(L_d)} = \frac{(193 \cdot 10^9) \cdot (0,0002)}{(0,017)} = 2,28 \cdot 10^9 \frac{N}{m} \quad (3.14)$$

Reunindo as equações 3.13 e 3.14 e tendo resultados numéricos pode-se calcular a rigidez do parafuso resolvendo a equação 3.15 em ordem a K_b .

$$\frac{1}{K_b} = \frac{1}{K_t} + \frac{1}{K_d} \rightarrow K_b = 6,34 \cdot 10^8 \frac{N}{m} \quad (3.15)$$

Para além da rigidez do parafuso há a necessidade de calcular a rigidez das peças ligadas (troço um e dois), K_m , e a constante da junta de ligação, C . A equação 3.16 representa a fórmula para o cálculo da rigidez de ambos os troços.

$$k_m = \frac{(\pi \cdot E \cdot dn \cdot \tan(\alpha))}{\ln \left[\frac{(2 \cdot t1 \cdot \tan(\alpha/2) + D1 - dn) \cdot (D2 + dn)}{(2 \cdot t1 \cdot \tan(\alpha/2) + D1 + dn) \cdot (D2 - dn)} \right]} \frac{N}{m} \quad (3.16)$$

Após o cálculo da rigidez das peças um e dois calculou-se a rigidez equivalente, equação 3.17, para o cálculo posterior da constante da junta, equação 3.18.

$$\frac{1}{K_m} = \frac{1}{K_{m1}} + \frac{1}{K_{m2}} = \frac{1}{8,75 \cdot 10^9} + \frac{1}{8,75 \cdot 10^9} \rightarrow K_m = 4,37 \cdot 10^9 \frac{N}{m} \quad (3.17)$$

$$C = \frac{K_b}{K_b + k_m} = 0,126 \quad (3.18)$$

Para o cálculo do número mínimo de parafusos teve-se em conta as equações relativas ao tipo de ligação e pré-tensão (equação 3.19), à tensão amplitude (equação 3.20), à tensão média (equação 3.21), e o coeficiente de segurança (equação 3.22) neste caso igual a dois.

$$F_p = Sp \cdot At = 102050,0 \text{ N e } F_i = 0,75 \cdot F_p = 76537,5 \text{ N} \quad (3.19)$$

$$\sigma_a = \frac{\left(\frac{C1 \cdot (Pmax - Pmin)}{2 \cdot At} \right)}{(N_p)} = 2,77 \cdot 10^7 \text{ Pa} \quad (3.20)$$

$$\sigma_m = \frac{\left(\frac{C1 \cdot (Pmax - Pmin)}{2 \cdot At} \right)}{(N_p)} + \frac{F_i}{At} = 5,15 \cdot 10^8 \text{ Pa} \quad (3.21)$$

$$n = 2 = \left[\frac{\left(Se \cdot \left(Su - \frac{F_i}{At} \right) \right)}{\left(Su \cdot \sigma_a \right) + Se \cdot \left(\sigma_m + \frac{F_i}{At} \right)} \right] + \left[\frac{F_i}{At} \right] \rightarrow N_p = 2,32 \approx 3 \text{ parafusos} \quad (3.22)$$

Após os cálculos obteve-se o resultado final do número de parafusos que é no mínimo 3, aproximadamente. No projeto utilizaram-se quatro para garantir a segurança.

Para além do estudo de fadiga dos parafusos fez-se o estudo da ligação entre o veio motor e a roda do veículo lunar com a finalidade de saber se a chaveta escolhida é adequada.

A figura 3.17 ilustra a chaveta escolhida para o acoplamento entre o veio do motor e a roda. Fez-se o cálculo das áreas de corte e de esmagamento para o cálculo da tensão de corte e de esmagamento respetivamente.

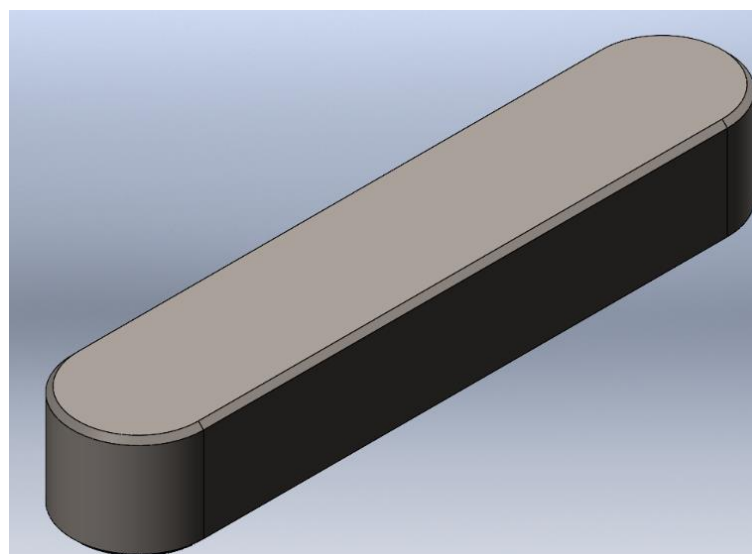


Figura 3.17 - Chaveta escolhida JIS 1301- 10x8.

Na figura 3.18 está representada uma vista em corte do acoplamento do veio ao motor com chaveta em conjunto com a representação das características geométricas quer da chaveta quer do veio. A letra h representa a altura da chaveta, o w representa a largura

e o l representa o comprimento. Quanto ao veio, a letra d representa o diâmetro. Por outro lado, temos a letra F que representa a magnitude da força aplicada sobre a chaveta que gera esforços de corte e de esmagamento.

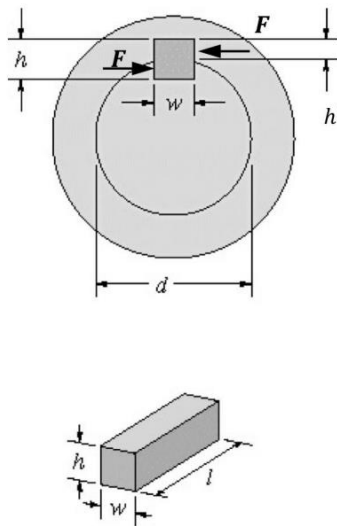


Figura 3.18 - Ilustração das características geométricas da chaveta.

A equação 3.23 representa a tensão de corte enquanto a equação 3.24 representa a tensão de esmagamento associada à chaveta. Após os cálculos verificou-se que a tensão de corte é menor do que a tensão de corte equivalente e a tensão de esmagamento é menor do que a tensão normal equivalente. Em ambos os casos recorreu-se ao critério de Tresca. Para mais detalhe sobre esta secção existe para consulta o apêndice E.

Modos de falha:

$$\tau_c = \frac{F}{A_{corte}} = \frac{\left(\frac{M_{veio}}{r_{veio}}\right)}{w \cdot L} = \left(\frac{7200}{0,0005}\right) = 1,44 \cdot 10^7 \text{ Pa} < 2,5 \cdot 10^7 \text{ Pa} (\tau_{eq}) \quad (3.23)$$

$$\sigma_{esmagamento} = \frac{F}{A_{compressão}} = \frac{F}{h' \cdot L} = \frac{7200}{0,3996} = 1,8 \cdot 10^4 \text{ Pa} < 5 \cdot 10^7 \text{ Pa} (\sigma_{eq}) \quad (3.24)$$

3.2 Cálculo Estrutural Numérico

Esta secção aborda a simulação estática dos componentes do veículo lunar do software Solidworks Simulation, com elementos finitos do tipo sólidos de segunda ordem. Todas as simulações presentes nesta secção foram efetuadas com o auxílio do software Solidworks Simulation. Inicialmente, fez-se um estudo sobre a força mínima necessária para comprimir a mola da suspensão. A figura 3.19 ilustra a força mínima necessária para deslocar a mola de Titânio-8Mn verticalmente em 10 mm. A resultante das forças foi de 117 N.

Para efeitos de simulação optou-se pela malha de alta qualidade, figura 3.20, tendo o componente no total 31209 nós e 16571 elementos. O tamanho máximo do elemento finito é de 3,14 mm e o mínimo é de 1,05 mm.

Para mais informações sobre o cálculo desta secção existe para consulta o apêndice F.

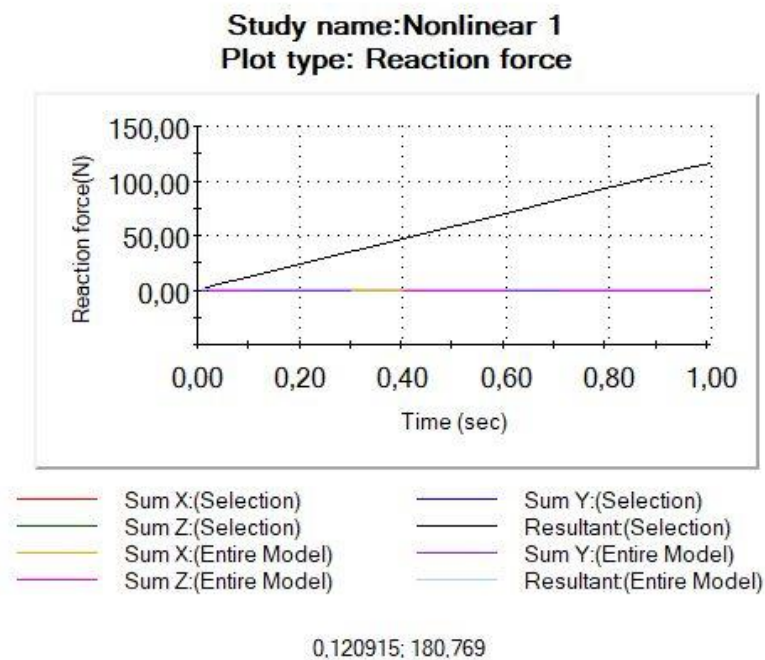


Figura 3.19 - Força mínima necessária para comprimir a mola em 10 mm (117 N).

Mesh Details	
Study name	Nonlinear 2* (-Default-)
DetailsMesh type	Solid Mesh
Mesher Used	Blended curvature-based mesh
Jacobian points for High quality mesh	16 points
Max Element Size	3,13886 mm
Min Element Size	1,04627 mm
Mesh quality	High
Total nodes	31209
Total elements	16571
Maximum Aspect Ratio	21,156

Figura 3.20 - Detalhes da malha da mola.

Para além da mola fez-se a análise estrutural da roda e dos apoios do chassis para a situação mais desfavorável.

A simulação estática da roda foi feita tendo em conta a situação mais desfavorável. Considerou-se como situação mais desfavorável o impacto entre a roda do veículo lunar e uma rocha lunar. A figura 3.21 ilustra a aplicação da malha pelo método dos elementos finitos. Considerou-se como carga máxima pontual, resultante do impacto, 10000 N aplicado na base da roda, figura 3.22.

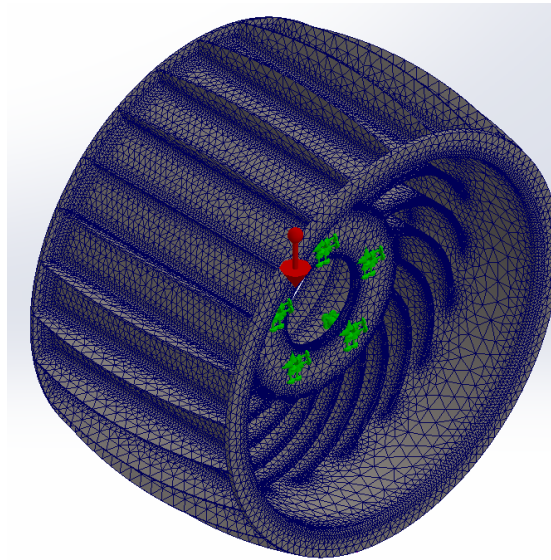


Figura 3.21 - Aplicação da Malha Fina.

Considerou-se que a roda encontra-se fixa nos cinco furos, aplicou-se o valor da constante gravítica na lua ($1,62 \frac{m}{s^2}$) e aplicou-se também a temperatura mínima de $-233^{\circ}C$ ou $40^{\circ}K$.

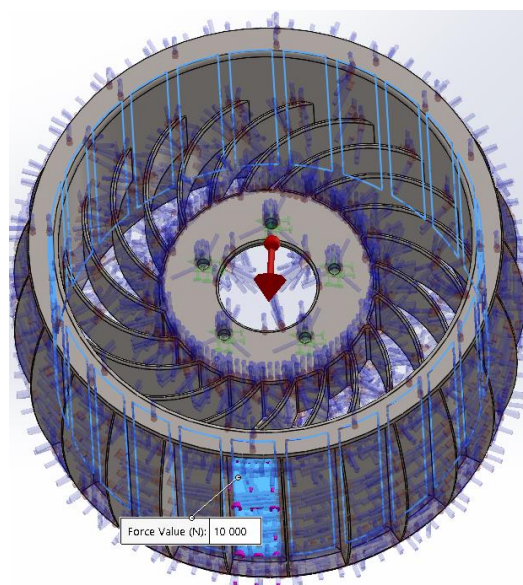


Figura 3.22 - Ponto de Aplicação da Força de Impacto.

Após a simulação computacional, obtiveram-se os resultados. A figura 3.23 ilustra a deformação da roda após o impacto da roda na rocha. Observa-se que a maior deformação ocorreu na zona de aplicação da pressão da rocha sobre a roda e vice-versa, zona vermelha, amarela e verde. Apesar da carga ser elevada, a deformação é de 0,436 mm o que significa que o material escolhido é adequado para o projeto da roda e no regime de funcionamento normal uma roda em titânio pode ser perfeitamente uma opção. As setas azuis representam o efeito da temperatura na roda.

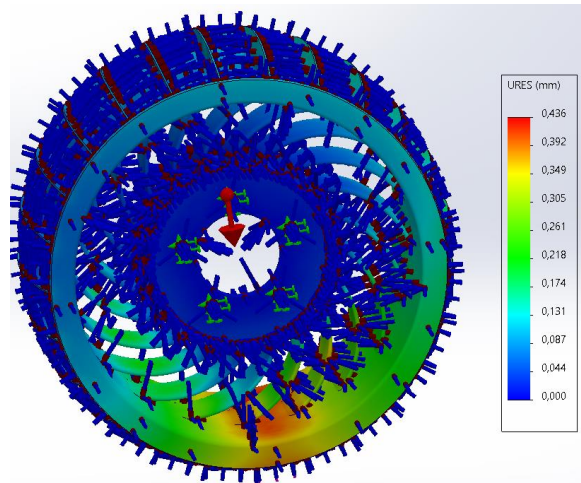


Figura 3.23 - Deformação da roda à escala real.

Para além da deformação do material é importante estudar o regime de deformação do material associado ao impacto. A figura 3.24 ilustra a tensão resultante equivalente comparativamente à tensão de cedência. Observa-se que para a força de impacto em causa a tensão equivalente de Von mises está abaixo da tensão de cedência do material, cor verde. Portanto, estamos no regime elástico de deformação, excepto em singularidades.

O fator de segurança da roda pode ser aumentado diminuindo a carga aplicada, por exemplo para 5 kN, numa escala de 0 a 10 o fator de segurança mínimo passa de 0,872 para 4,63.

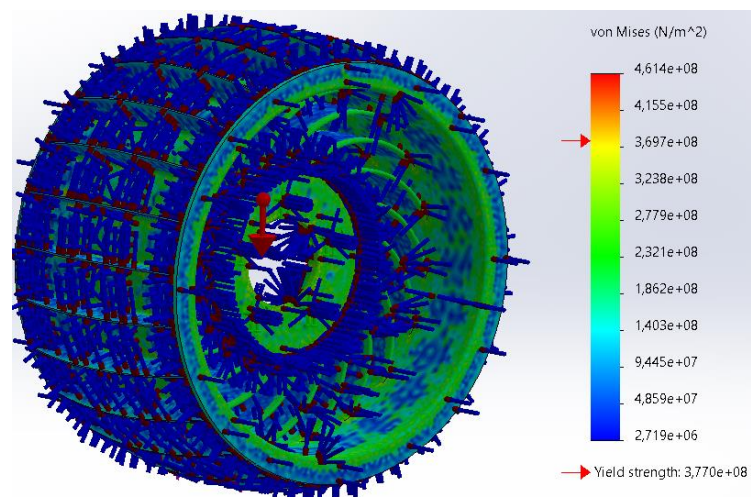


Figura 3.24 - Distribuição das tensões na roda geradas pela carga pontual aplicada, modelo à escala real.

Definiu-se como Apoio 1 o apoio que faz ligação com o suporte do motor elétrico e o Apoio 2 como sendo o suporte que faz a ligação com a suspensão do veículo lunar.

A figura 3.25 representa a distribuição da tensão equivalente após a aplicação da força de reação no apoio resultante do impacto entre a roda e a rocha.

A tensão máxima como era de esperar ocorre na zona do olhal onde atua a força. A Tensão máxima equivalente é menor do que que a tensão de cedência logo verifica-se segurança.

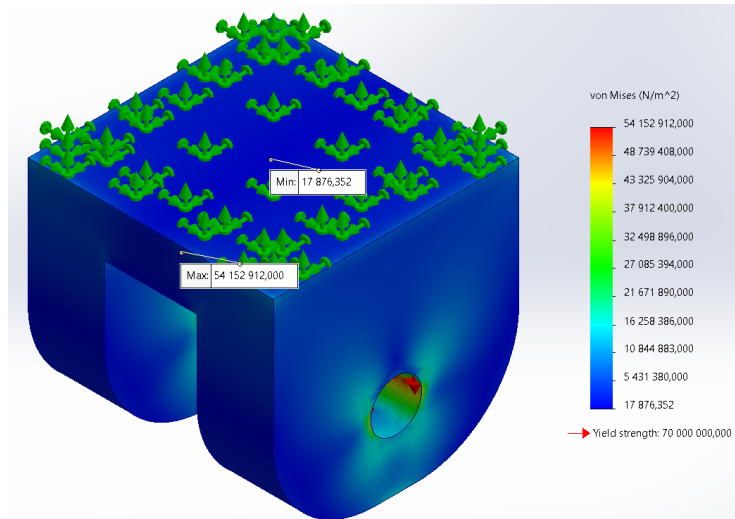


Figura 3.25 - Apoio 1, aplicação da força de reação calculada nos olhais e a respetiva distribuição da tensão equivalente.

Na figura 3.26 está representado a distribuição da deformada. A deformada é máxima no ponto de aplicação da força e tem valor unitária de 0,007 mm na escala real. Como trata-se de um valor menor que 1 mm então há segurança.

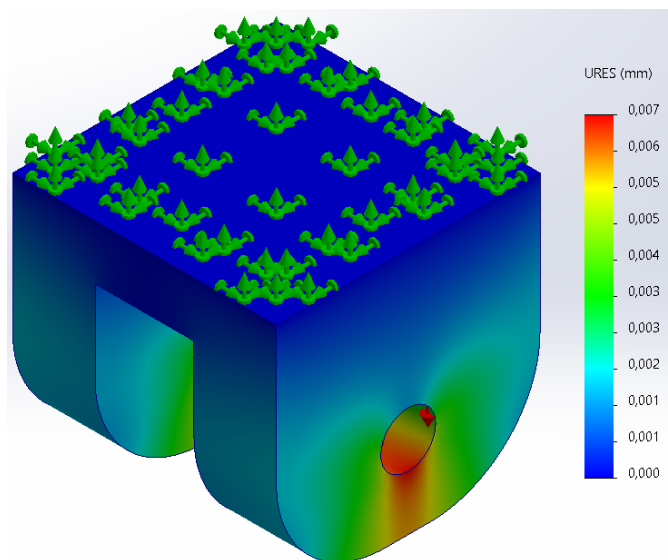


Figura 3.26 - Deformação máxima introduzida pela força de reação em cada um dos olhais do apoio 1.

A figura 3.27 representa a aplicação da força de reação, no apoio que faz a ligação com o amortecedor do veículo lunar, para a situação do impacto com uma rocha. A tensão máxima aplicada foi no furo do olhal onde a força foi aplicada, a tensão equivalente é menor do que a tensão de cedência logo há segurança.

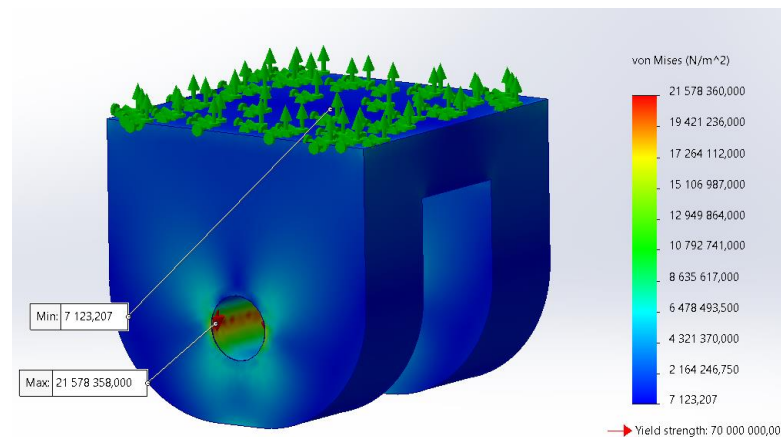


Figura 3.27 - Apoio 2, aplicação da força de reação calculada nos olhais e a respectiva distribuição da tensão equivalente.

Na figura 3.28 está ilustrada a imagem que diz respeito à deformada da peça devido à força de reação aplicada no olhal do apoio. A deformada máxima tem valor de 0,003 mm, inferior a 1 mm logo verifica a segurança.

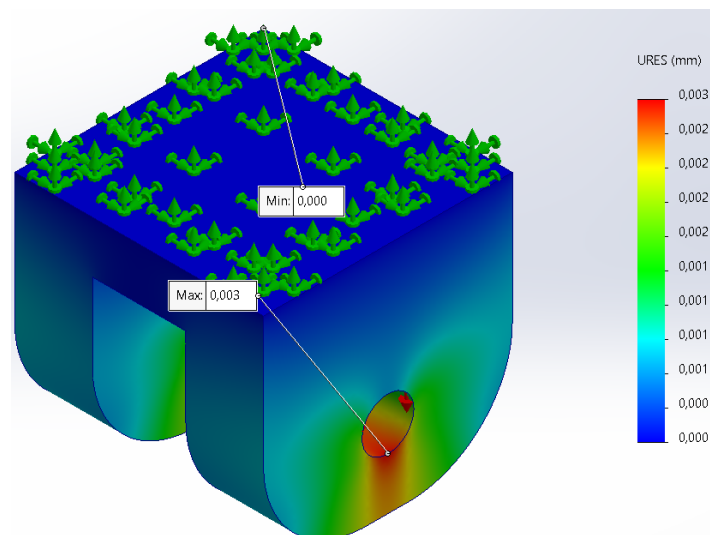


Figura 3.28 - Distribuição da deformada máxima introduzida pela força de reação em cada um dos olhais do apoio 2.

De acordo com os dados obtidos verifica-se que na situação mais desfavorável os componentes do veículo verificam a segurança.

Para além do referido anteriormente obteve-se resultados quanto aos detalhes da malha. Neste estudo optou-se pela malha de alta qualidade. Para o caso da simulação do apoio do chassis, o número total de nós foi de 95359 e o número total de elementos foi de 65186. A figura 3.29 ilustra os dados da malha do apoio do chassis obtidos pelo software solidworks.

Quanto ao tamanho dos elementos da malha, o tamanho maior é de 2 mm enquanto que o tamanho menor é de 0,67 mm. O tempo de simulação foi de 4 s.

DetailsMesh type	Solid Mesh
Mesher Used	Blended curvature-based mesh
Jacobian points for High quality mesh	16 points
Max Element Size	2,02059 mm
Min Element Size	0,673523 mm
Mesh quality	High
Total nodes	95359
Total elements	65186
Maximum Aspect Ratio	76,412
Percentage of elements with Aspect Ratio < 3	99,6
Percentage of elements with Aspect Ratio > 10	0,0966
Percentage of distorted elements	0
Number of distorted elements	0
Reuse mesh for identical bodies	Off
Number of bodies that have reused mesh	0
Time to complete mesh(hh:mm:ss)	00:00:04

Figura 3.29 - Propriedades da malha para a simulação do apoio do Chassis.

Quanto ao material do apoio é o mesmo material que o Chassis do veículo lunar ou seja liga de Alumínio 2219-O, tabela 3.4.

Tabela 3.4 - Características geométricas da liga de alumínio 2219-O.

Módulo de Elasticidade	$7,2 \cdot 10^{10} \frac{N}{mm^2}$
Coefficiente de Poisson	0,33
Módulo de Corte	$2,7 \cdot 10^{10} \frac{N}{mm^2}$
Massa Volúmica	$2840 \frac{Kg}{m^3}$
Tensão de Rotura	117 MPa
Tensão de Cedência	70 MPa
Coefficiente de Expansão Térmica	$2,33 \cdot 10^{-5} 1/K$

Para o caso da simulação computacional da roda, também obtiveram-se resultados quanto aos detalhes da malha de acordo com o software solidworks. No total o modelo da roda tem 930561 nós, 559980 elementos, a qualidade da malha é alta. O tamanho do elemento mínimo é de 1,420 mm enquanto que o elemento maior tem um tamanho de 28,416 mm. O tempo de simulação foi de 1 min e 29 s conforme mostra a figura 3.30.

Mesh Details	
Study name	Static 1 - Moon Conditions (-Default-)
DetailsMesh type	Solid Mesh
Mesher Used	Blended curvature-based mesh
Jacobian points for High quality mesh	16 points
Max Element Size	28,4161 mm
Min Element Size	1,4208 mm
Mesh quality	High
Total nodes	930561
Total elements	559980
Maximum Aspect Ratio	71,574
Percentage of elements with Aspect Ratio < 3	95,5
Percentage of elements with Aspect Ratio > 10	0,0836
Percentage of distorted elements	0
Number of distorted elements	0
Reuse mesh for identical bodies	Off
Number of bodies that have reused mesh	0
Time to complete mesh(hh:mm:ss)	00:01:29
Computer name	

Figura 3.30 - Detalhes da malha da roda do veículo lunar.

O material selecionado para a roda foi Titânio puro (TI-55) cujas propriedades mecânicas estão representadas na tabela 3.5.

Tabela 3.5 - Propriedades mecânicas da liga de titânio puro (TI-55).

Módulo de Elasticidade	$1,05 \cdot 10^{11} \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$
Coeficiente de Poisson	0,37
Fator de Rigidez	0,85
Massa Volúmica	$4500 \frac{\text{Kg}}{\text{m}^3}$
Tensão de Rotura	440 MPa
Tensão de Cedência	337 MPa
Coeficiente de Expansão Térmica	$9,0 \cdot 10^{-6} 1/\text{K}$

4 Conclusões e trabalho futuro

4.1 Conclusões

De acordo com o trabalho realizado, os componentes do veículo lunar foram modelados com o software Solidworks onde posteriormente se efetuou a montagem das peças modeladas e os desenhos técnicos. Existem componentes que seriam fornecidos pelos fabricantes como o braço robótico, a roda, o motor elétrico, as unidades de controlo e a mola espacial.

Quanto ao cálculo estrutural analítico, foi efetuado com o software Maple e verificou-se que os componentes selecionados e modelados cumprem os requisitos estabelecidos, nomeadamente a verificação à cedência, ao corte, ao esmagamento e fadiga. Os parafusos selecionados bem como a quantidade por roda verifica uma vida infinita para uma carga de 0 a 160 kN.

As simulações computacionais permitiram obter as forças de reação nos apoios do chassis, as reações nos componentes do sistema de suspensão e calcular as tensões resultantes para a situação mais desfavorável a que corresponde o impacto de uma roda numa rocha. Verificou-se que o domínio de deformação é elástico logo os materiais selecionados podem ser usados para este veículo lunar e para os futuros veículos da mesma categoria.

Em suma, os objetivos primários e secundários, definidos na página 1, foram totalmente cumpridos.

4.2 Trabalho futuro

Para missões futuras à Lua, o desenvolvimento dos pneus com memória de forma, o desenvolvimento de equipamentos como braços robóticos, atuadores lineares capazes de operar no vácuo e a temperaturas abaixo de 240 °C negativos e acima de 100 °C positivos, o desenvolvimento de chassis que possa suportar cargas elevadas e temperaturas extremas pode ser um avanço significativo nos trabalhos de escavação lunar e espacial de grande escala que terão grande importância na colonização da Lua ou de outro astro celeste.

Referências Bibliográficas

- [1] Apollo 11. Disponível em: https://pt.wikipedia.org/wiki/Apollo_11. Acesso em: 03 de Outubro de 2023.
- [2] Apollo Lunar Module Vehicle. Disponível em: https://en.wikipedia.org/wiki/Apollo_Lunar_Module_Vehicle. Acesso em: 03 de Outubro de 2023.
- [3] Lunar Roving Vehicle. Disponível em: https://en.wikipedia.org/wiki/Lunar_Roving_Vehicle. Acesso em: 03 de Outubro de 2023.
- [4] Apollo Lunar Module – NASA. Disponível em: https://www.researchgate.net/figure/Apollo-Lunar-Module-NASA_fig1_257833853. Acesso em 27 de Outubro 2023.
- [5] The Apollo Lunar Roving Vehicle. Disponível em: [The Apollo Lunar Roving Vehicle \(nasa.gov\)](https://www.nasa.gov/apollo11/apollo11-roving-vehicle). Acesso em: 2 de Dezembro de 2023.
- [6] Wheel, Lunar Rover. Disponível em: https://airandspace.si.edu/collection-objects/wheel-lunar-rover/nasm_A19750830000. Acesso em: 3 de Dezembro de 2023.
- [7] NASA Glenn Research Center Reinventing the Wheel. Disponível em: <https://www3.nasa.gov/specials/wheels/>. Acesso em: 3 de Dezembro de 2023.
- [8] Lunar exploration: The Canadian lunar rover and its payloads. Disponível em: <https://www.youtube.com/watch?v=Ti4a0oiWsMk>. Acesso em: 12 de Dezembro de 2023.
- [9] Arsénio de Gálio. Disponível em: [Arsenieto de gálio – Wikipédia, a enciclopédia livre \(wikipedia.org\)](https://pt.wikipedia.org/wiki/Arsenieto_de_g%C3%A1lio). Acesso em: 12 de Dezembro de 2023.
- [10] Satélite Português POoSAT-1. Disponível em: [PoSAT-1 – Wikipédia, a enciclopédia livre \(wikipedia.org\)](https://pt.wikipedia.org/wiki/PoSAT-1). Acesso em: 12 de Dezembro de 2023.
- [11] Lua. Disponível em: <https://pt.wikipedia.org/wiki/Lua>. Acesso em: 17 de Novembro de 2023.
- [12] Apollo 11. Disponível em: https://pt.wikipedia.org/wiki/Apollo_11. Acesso em: 31 de Janeiro 2024.
- [13] Saturn V. Disponível em: https://pt.wikipedia.org/wiki/Saturno_V. Acesso em: 31 de Janeiro 2024.
- [14] Astrobotic Peregrin Lander. Disponível em: <https://www.astrobotic.com/lunar-delivery/landers/peregrine-lander/>. Acesso em: 9 de Abril de 2024.
- [15] Habitability Lessons Learned from Field Testing of a Small Pressurized Rover. Robert Lee Howard, Jr. NASA Johnson Space Center. Disponível em: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20205007271/downloads/FINAL%20-%20Habitability%20Lessons%20Learned%20from%20Field%20Testing%20of%20a%20Small%20Pressurized%20Rover.pdf>. Acesso em: 27 de Março de 2024.
- [16] Lunar Rover Operation Handbook. Huntsville, Alabama 19 de Abril de 1971. Disponível em: <https://www.nasa.gov/history/alsj/lrvhand.html>. Acesso em: 27 de Março de 2024.
- [17] Órbita geossíncrona. Disponível em: [Órbita geossíncrona – Wikipédia, a enciclopédia livre \(wikipedia.org\)](https://pt.wikipedia.org/wiki/%C3%93rbita_geoss%C3%ADncrona). Acesso em: 11 de maio de 2024.
- [18] D. Pathak Anil, Saha Shalakra, Bharti Kishore Vikram, M. Gaikwad Mayur, Sharma Shekhar Chandra. A review on battery technology for space application. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2352152X23001895>. Acesso em: 30 de Junho de 2024.
- [19] Lunokhod 1. Disponível em: https://pt.wikipedia.org/wiki/Lunokhod_1. Acesso em: 24 de Junho de 2024.
- [20] Dan A. Harrison, Robert Ambrose, Bill Bluethmann, Lucien Junkin, Next Generation Rover for Lunar Exploration, NASA Johnson Space Center. Disponível em: <https://www.lpi.usra.edu/lunar/strategies/lunarRover.pdf>. Acesso em 29 de Junho de 2024.
- [21] Lunabotics Challenge. Disponível em: <https://www.nasa.gov/learning-resources/lunabotics-challenge/lunabotics-resources/>. Acesso em: 30 de Junho de 2024.
- [22] BEALE David. Chapter 5: The Lunar Environment and Issues for Engineering Design. Disponível em:

<https://www.eng.auburn.edu/~dbeale/ESMDCourse/Chapter5.htm#Radiatation>. Acesso em: 24 de Abril de 2024.

[23] Daring AM: Michelin's 3D Printed Lunar Wheel Debuts at Paris' Space Mission Exhibit. Disponível em: <https://3dprint.com/304484/daring-am-michelins-3d-printed-lunar-wheel-debuts-at-paris-space-mission-exhibit/>. Acesso em: 25 de Julho de 2024.

[24] Researchers 3D print moon rover wheel prototype with NASA. Disponível em: <https://www.ornl.gov/news/researchers-3d-print-moon-rover-wheel-prototype-nasa>. Acesso em: Acesso em: 25 de Julho de 2024.

[25] Sistemas Mecânicos e Fluidos Pneu Superelástico (LEW-TOPS-99). Disponível em: <https://technology.nasa.gov/patent/LEW-TOPS-99>. Acesso em: 27 de Agosto de 2024.

[26] Diagram of a Curiosity wheel. Disponível em: <https://www.planetary.org/space-images/diagram-of-a-curiosity-wheel>. Acesso em: 28 de Agosto de 2024.

[27] Nissan jaxa Moon Prototype. Disponível em: <https://europe.nissannews.com/en-GB/releases/release-db8318528a007bc2450aeb588f2d1fe5-nissan-unveils-lunar-rover-prototype-jointly-developed-with-japan-aerospace-exploration-agency>. Acesso em: 31 de Julho de 2024.

[28] The strange things we've left on the Moon. Disponível em: <https://www.rmg.co.uk/stories/topics/strange-things-humans-have-left-on-moon>.

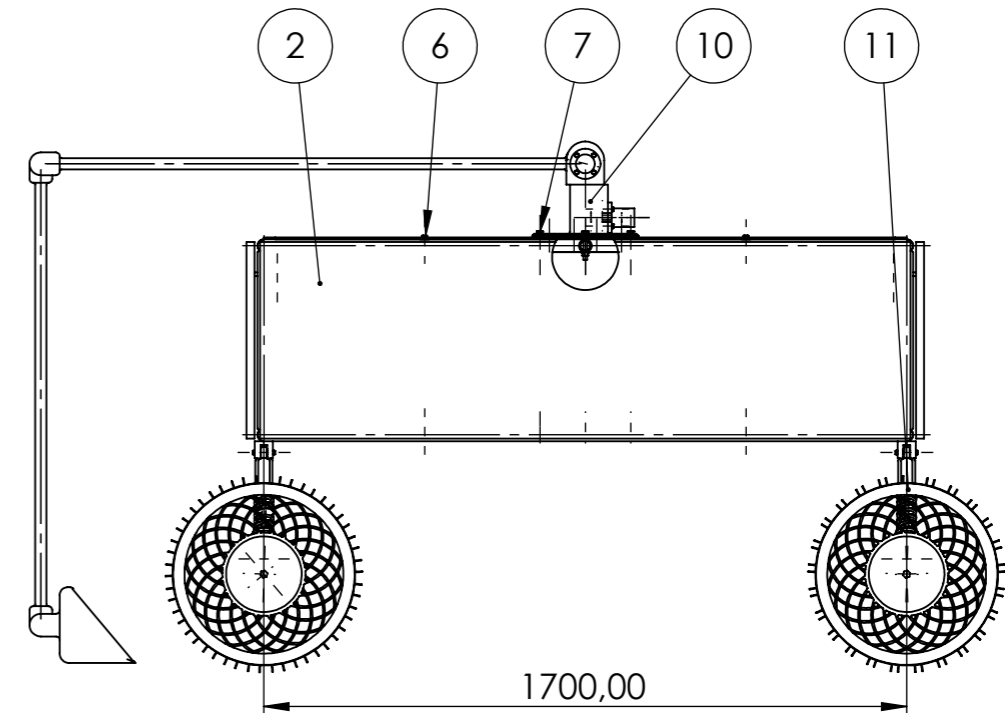
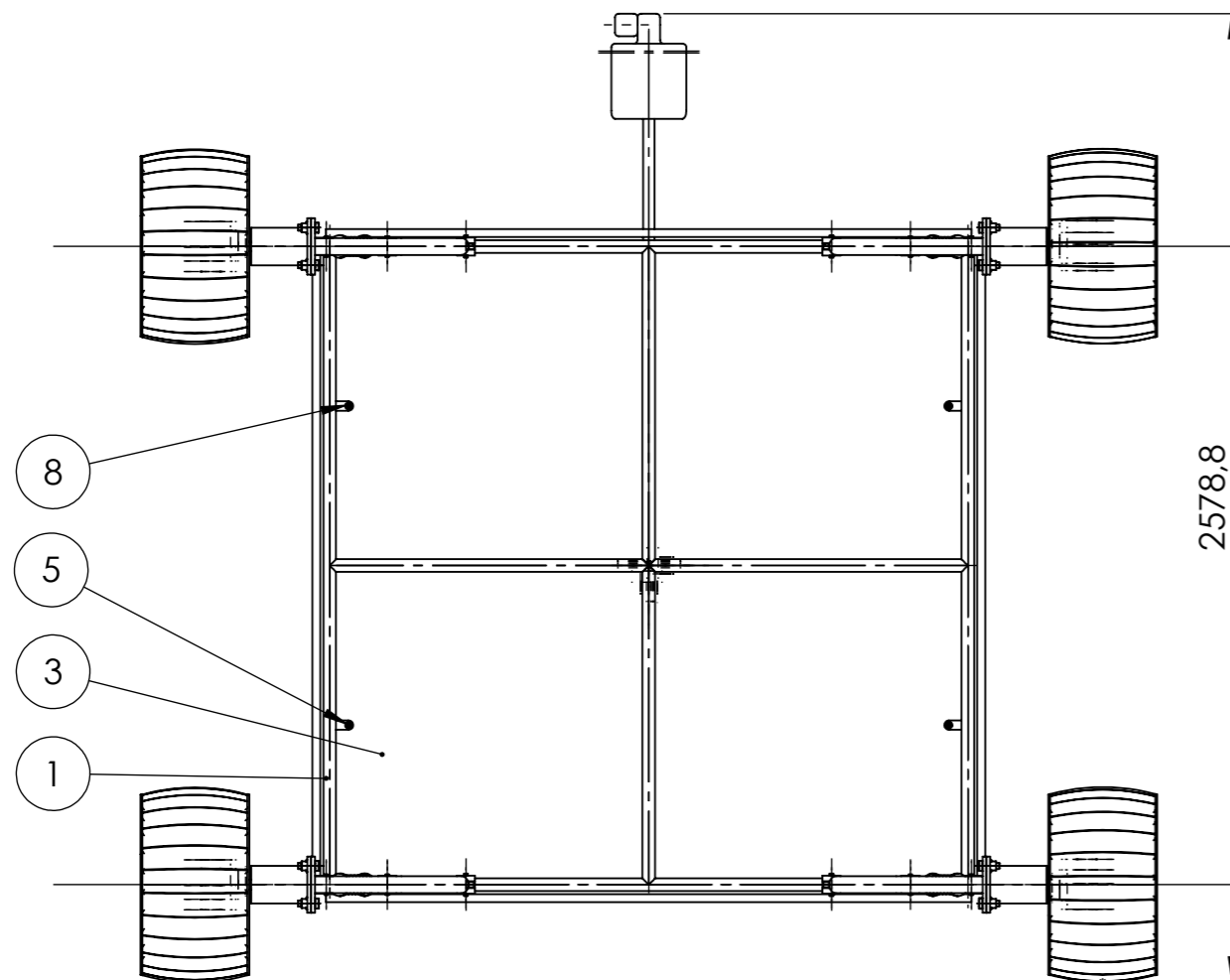
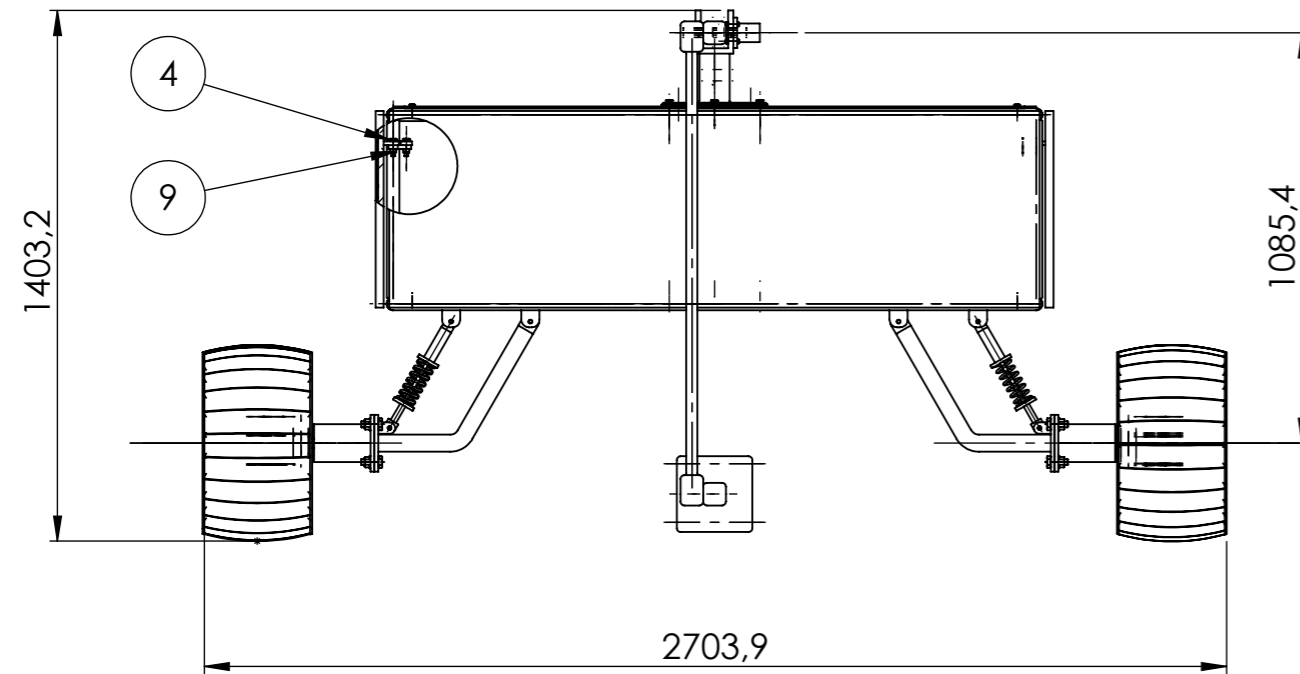
Acesso em: 29 de Dezembro de 2024.

Apêndices

Este subcapítulo é dedicado aos desenhos técnicos relativos ao projeto do veículo lunar, Apêndice A. Contém os desenhos de definição de componente, os desenhos de subconjunto e de conjunto assim como as vistas explodidas.

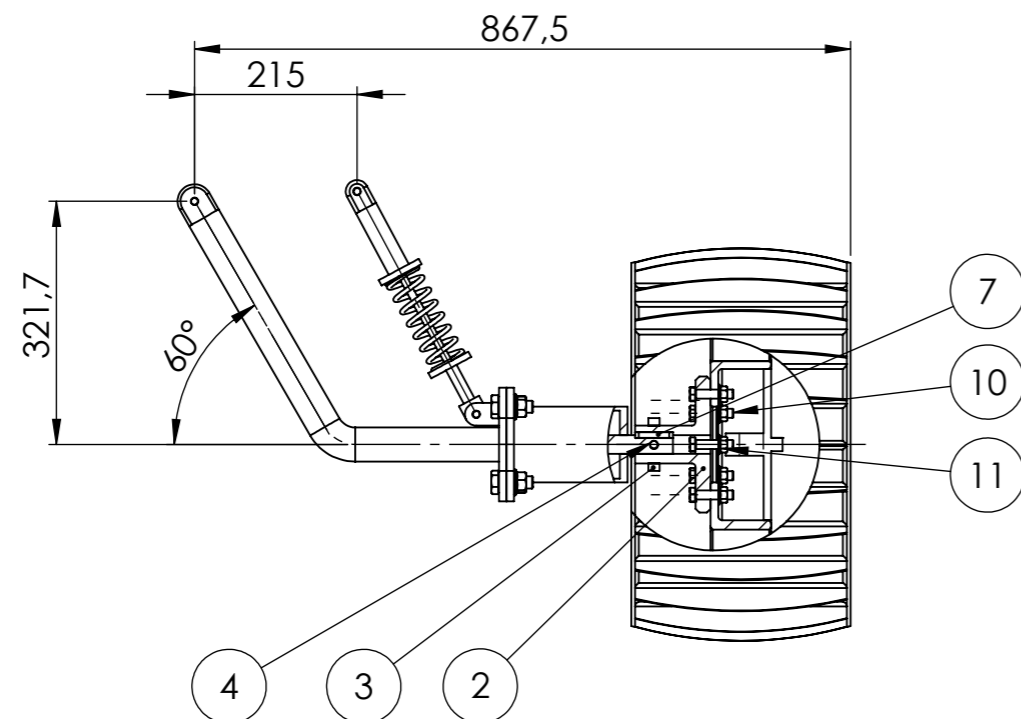
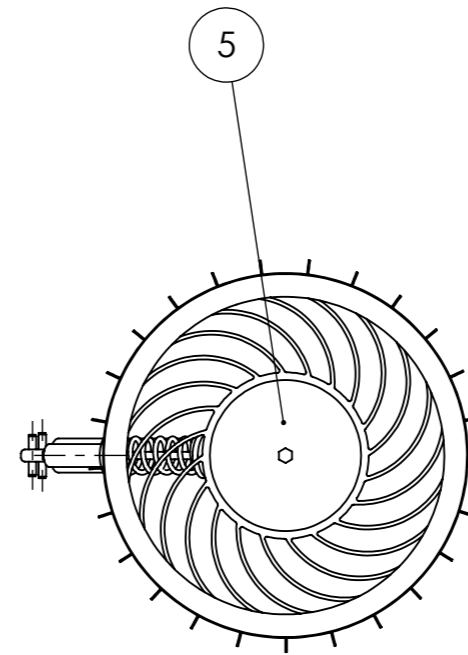
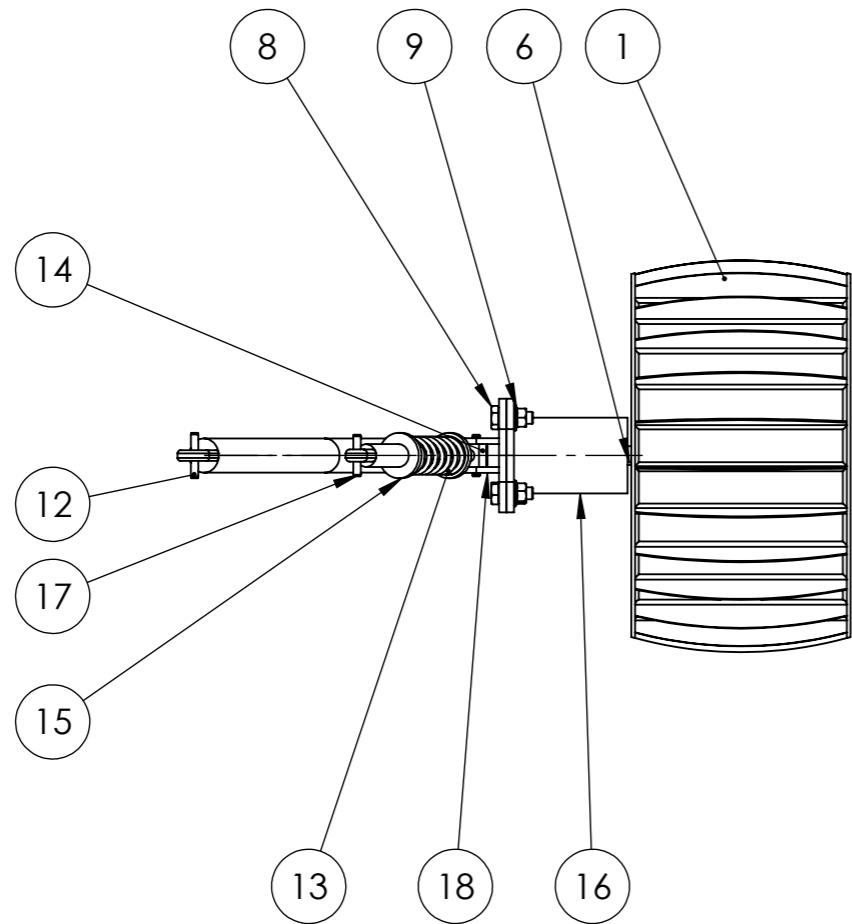
Para além do referido anteriormente, são apresentados os apêndices relativos ao cálculo estrutural analítico deste projeto. Estes apêndices são B,C,D,E e F.

Apêndice A



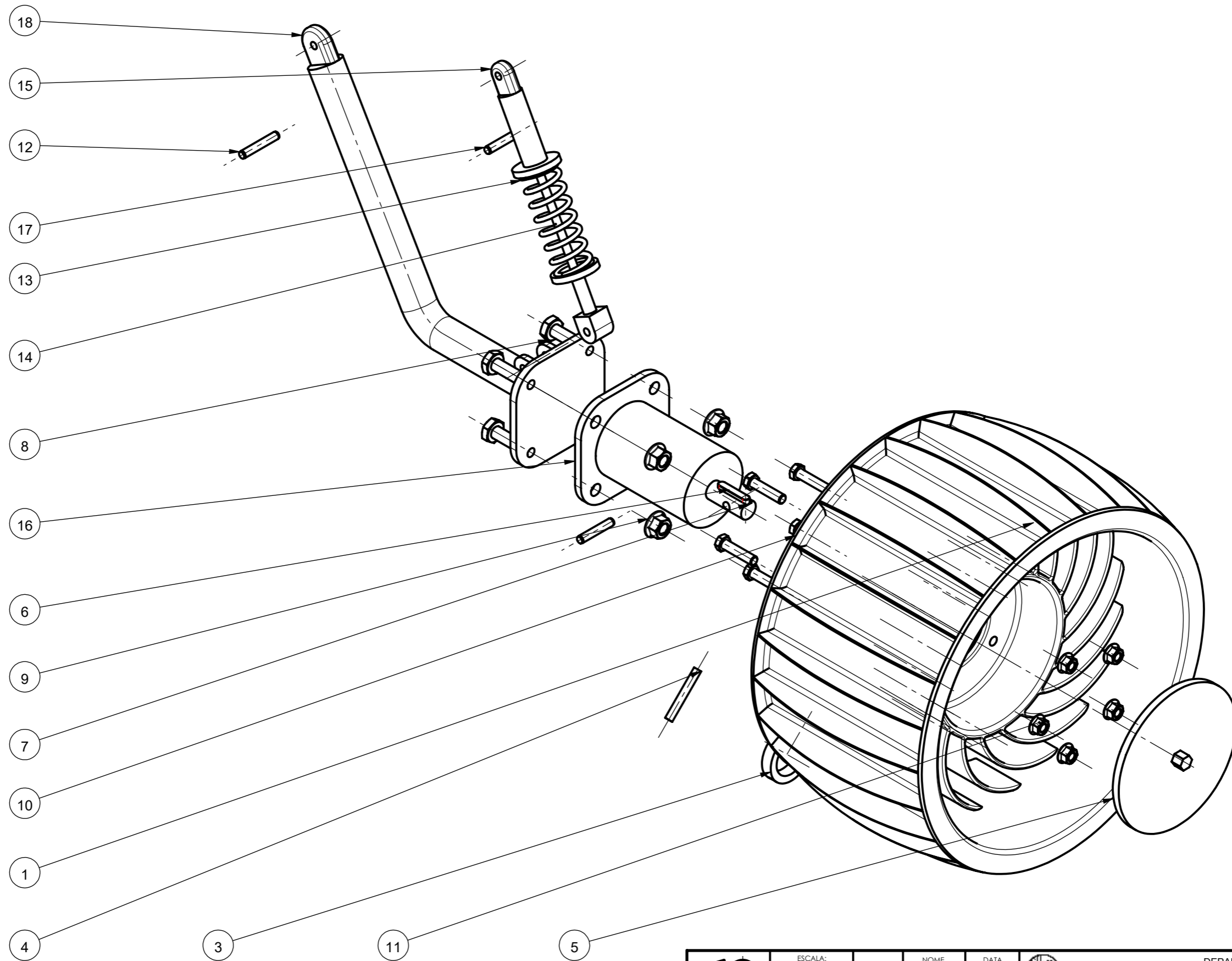
ITEM NO.	PART NUMBER	DESCRIPTION	QTY.
1	Chassis		1
2	Painel Solar		4
3	Chapa		2
4	Parafuso - M10 x 40 x 26-C	ISO 4015	8
5	Parafuso - M8 x 35 x 22-C	ISO 4015	4
6	Parafuso - M8 x 30 x 22-C	ISO 4015	4
7	Parafuso - M10 x 70 x 26-C	ISO 4015	4
8	Porca - M8 - C	ISO - 4161	8
9	Porca - M10 - C	ISO - 4161	12
10	Braço Criogênico		1
11	Roda Esquerda		4

	ESCALA:	1:20	NOME:	IZ	DATA:	08/12/2024	 INSTITUTO SUPERIOR DE ENGENHARIA DE LISBOA DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA MESTRADO EM ENGENHARIA MECÂNICA TFM
	MATERIAL:			FABRICOU:			
TOLERÂNCIA GERAL: ISO 8015 ISO 2768-mk			VERIFICOU:			COMPONENTE: VEÍCULO LUNAR	
ACABAMENTOS:			APROVOU:			DESENHO N.º:	01.004.222
				FOLHA:	1/1	MASSA [Kg]:	507,14
						REVISÃO:	A

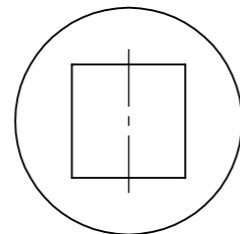
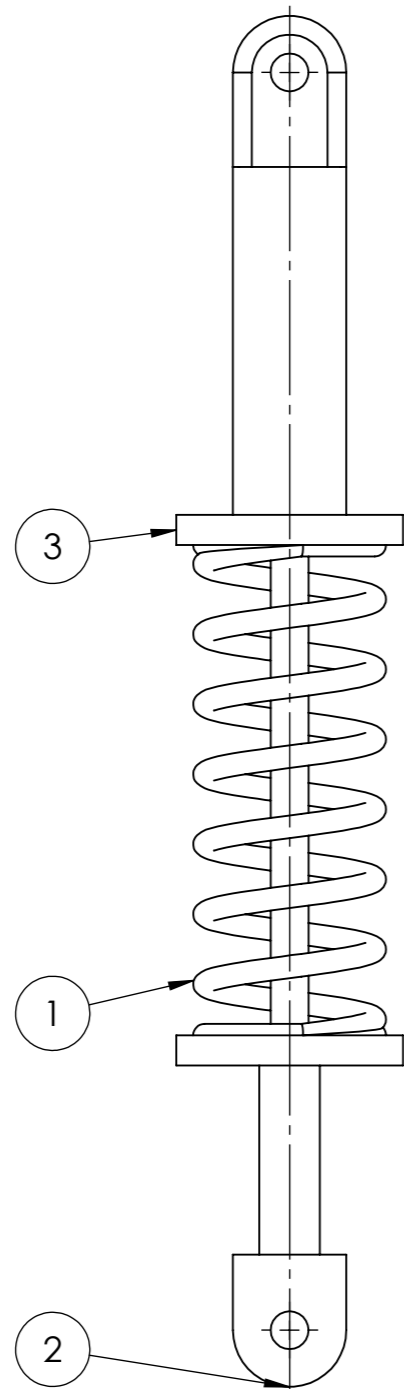


18	Suporte do Motor	1		
17	ISO 8734 - 10 x 55 - A - St	2	ISO - 8734	
16	Corpo do Motor	1		Alloy Steel (SS)
15	Batente	1		AISI 316
14	Amortecedor	1		AISI 316
13	Mola Hélicoidal	1		Ti-8Mn
12	Parafuso M10 x 60 - A - St	1	ISO - 8734	
11	Porca M12 - C	5	ISO - 4161	
10	Porca M12 x 50 x 30-C	5	ISO - 4014	
9	Porca M16 - C	4	ISO - 4161	
8	ISO 7412 - M16 x 45 --- 26-WC	4	ISO - 7412	
7	JIS B 1301 10x8x50-A	1	JIS B 1301	
6	Veio do Motor	1		AISI 304
5	Tampa	1		7075-T6
4	Pino do Anel	1		AISI 304
3	Anel	1		AISI 304
2	Eixo da roda	1		Alloy Steel
1	Roda Elíptica	1		Ti-55
Nº	DESIGNAÇÃO	QUANT.	NORMA	MATERIAL

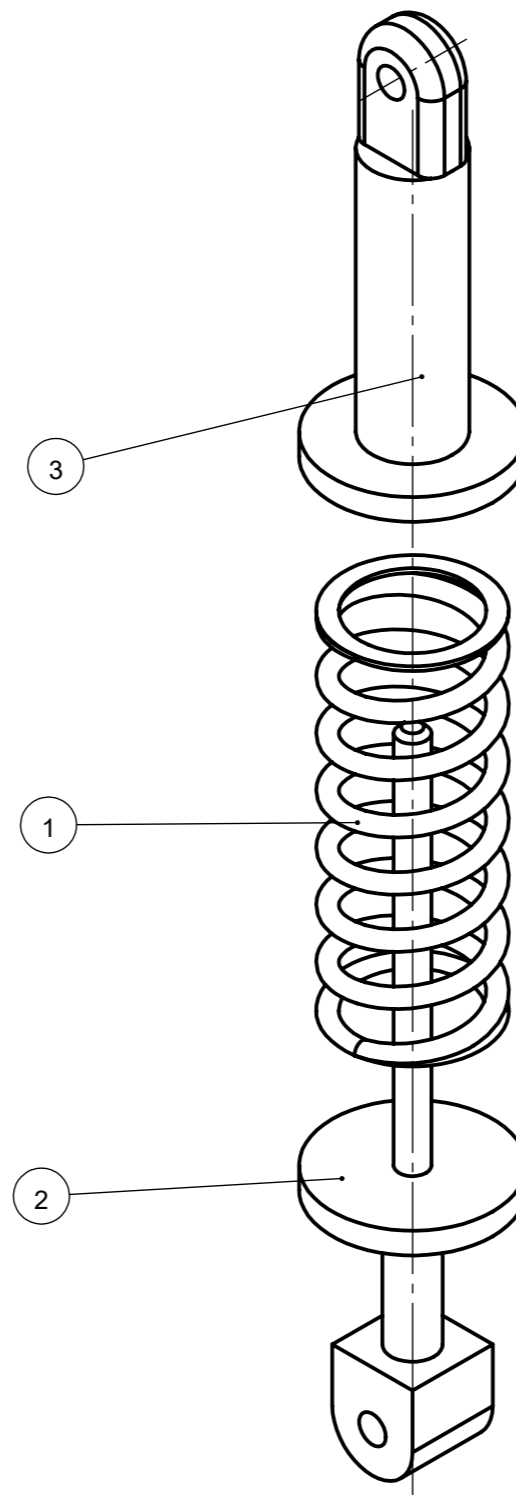
	ESCALA:	NOME	DATA	 <small>DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA MESTRADO EM ENGENHARIA MECÂNICA TFM</small>
	1:10	IZ	06/12/2024	
MATERIAL:	FABRICOU:	VERIFICOU:	CONJUNTO: CONJUNTO DA RODA	
TOLERÂNCIA GERAL: ISO 8015 & ISO 2768- m K	APROVOU:	COMPONENTE:		
ACABAMENTOS:	NOTAS:			CONJUNTO DA RODA
A3	DESENHO N.º	FOLHA:	MASSA [Kg]:	REVISÃO:
	01.002.035	1/1	51,597	A



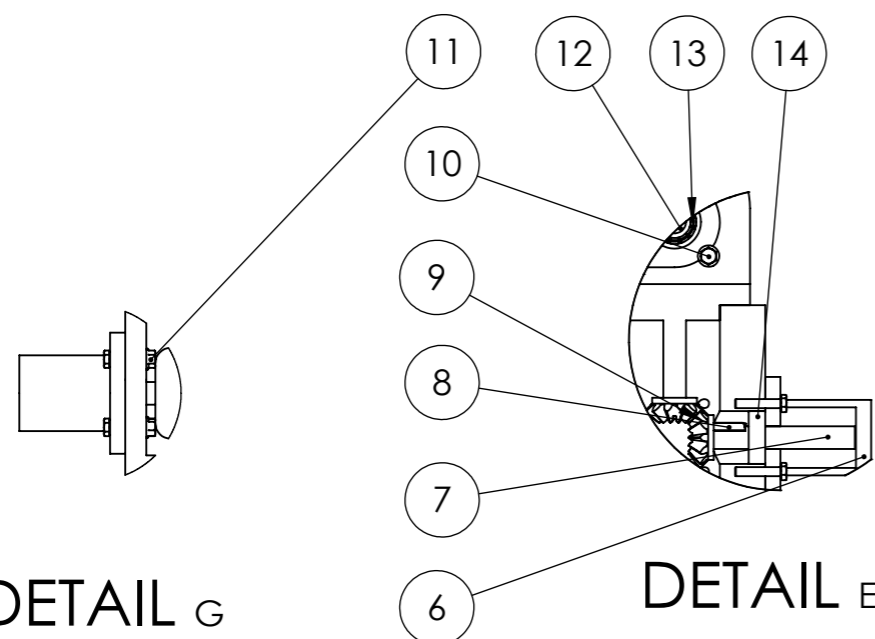
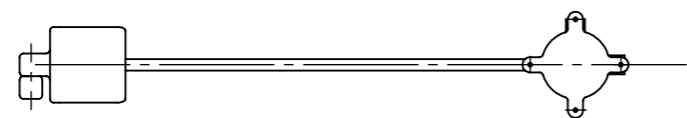
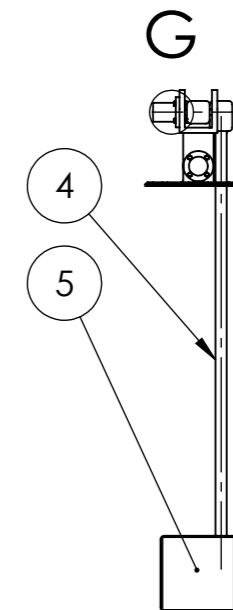
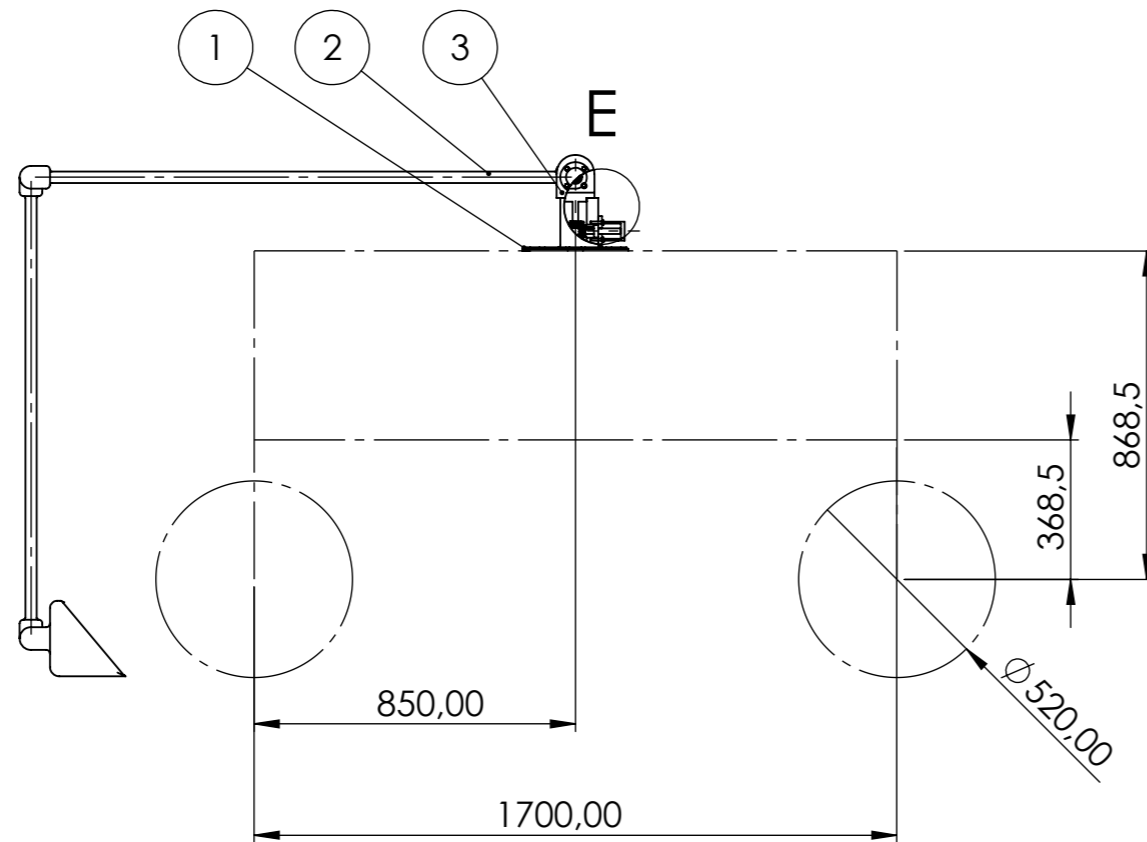
	ESCALA:	NOME	DATA	 INSTITUTO SUPERIOR DE ENGENHARIA DE LISBOA	DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA			
	1:5	IZ	09/12/2024		MESTRADO EM ENGENHARIA MECÂNICA			
MATERIAL:		FABRICOU		CONJUNTO: CONJUNTO VEICULO LUNAR				
TOLERÂNCIA GERAL:		VERIFICOU		COMPONENTE:				
ISO 8015 & ISO 2768 - m K		APROVOU		VISTA EXPLODIDA DA RODA				
ACABAMENTOS:		NOTAS:		A3	DESENHO N.º	FOLHA:	MASSA [g]:	REVISÃO:
		- FORNECEDOR DOS MOTORES ELÉTRICOS: MAXON			01.002.035	1/1	51632.11	A



3	Batente	1		AISI 316		
2	Amortecedor	1		AISI 316		
1	Mola Hélicoidal	1		Ti-8Mn		
Nº	DESIGNAÇÃO	QUANT.	NORMA DES. Nº	MATERIAL	MASSA [kg]	OBS.
		ESCALA: 1:2	NOME: IZ	DATA: 06/12/2024	DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA MESTRADO EM ENGENHARIA MECÂNICA TFM	
MATERIAL:		VERIFICOU:	CONJUNTO: CONJUNTO VEICULO LUNAR			
TOLERÂNCIA GERAL: ISO 8015 & ISO 2768 - m k		APROVOU:	COMPONENTE: AMORTECEDOR			
ACABAMENTOS:		NOTAS: CONJUNTO DE COMPRA		DESENHO N.º: A3	FOLHA: 1/1	MASSA [kg]: 1,458
				01.001.003		REVISÃO: A



	ESCALA:	NOME	DATA	 ISEL <small>INSTITUTO SUPERIOR DE ENGENHARIA DE LUSITANIA</small>	DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA			
	1:2	DESENHOU	IZ		06/12/2024	MESTRADO EM ENGENHARIA MECÂNICA		
MATERIAL:		FABRICOU			CONJUNTO: VEICULO LUNAR			
TOLERÂNCIA GERAL:		VERIFICOU			COMPONENTE:			
ISO 8015 & ISO 2768 - m K		APROVOU			VISTA EXPLODIDA AMORTECEDOR			
ACABAMENTOS:		NOTAS:		A3	DESENHO N.º	FOLHA:	MASSA [g]:	REVISÃO:
DE MAQUINA					01.001.003	1/1	1458.17	A

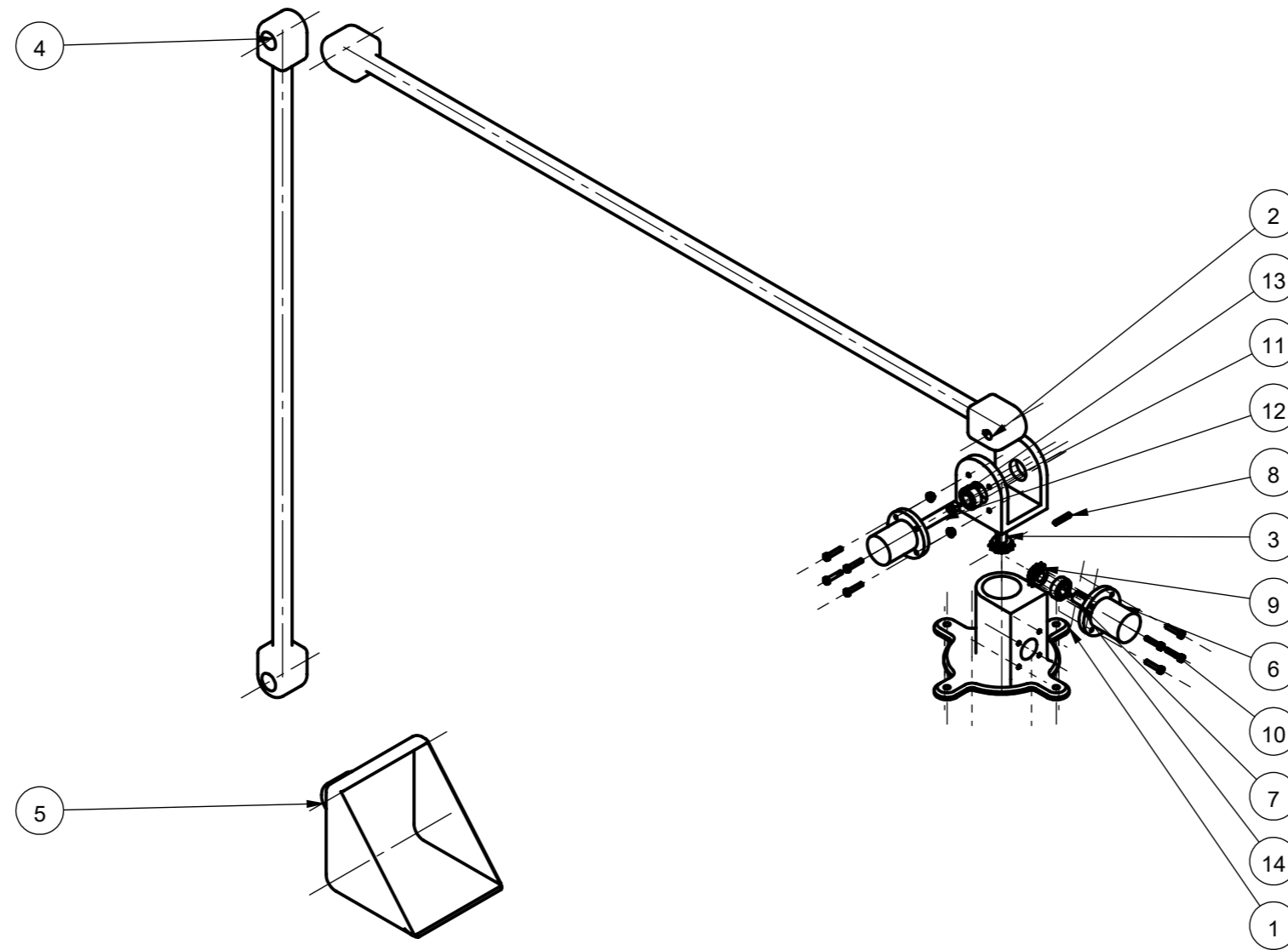


DETAIL G
SCALE 1 : 5

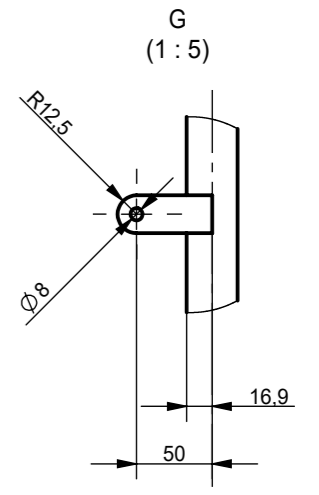
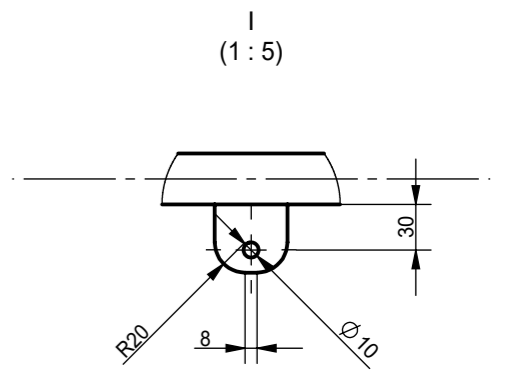
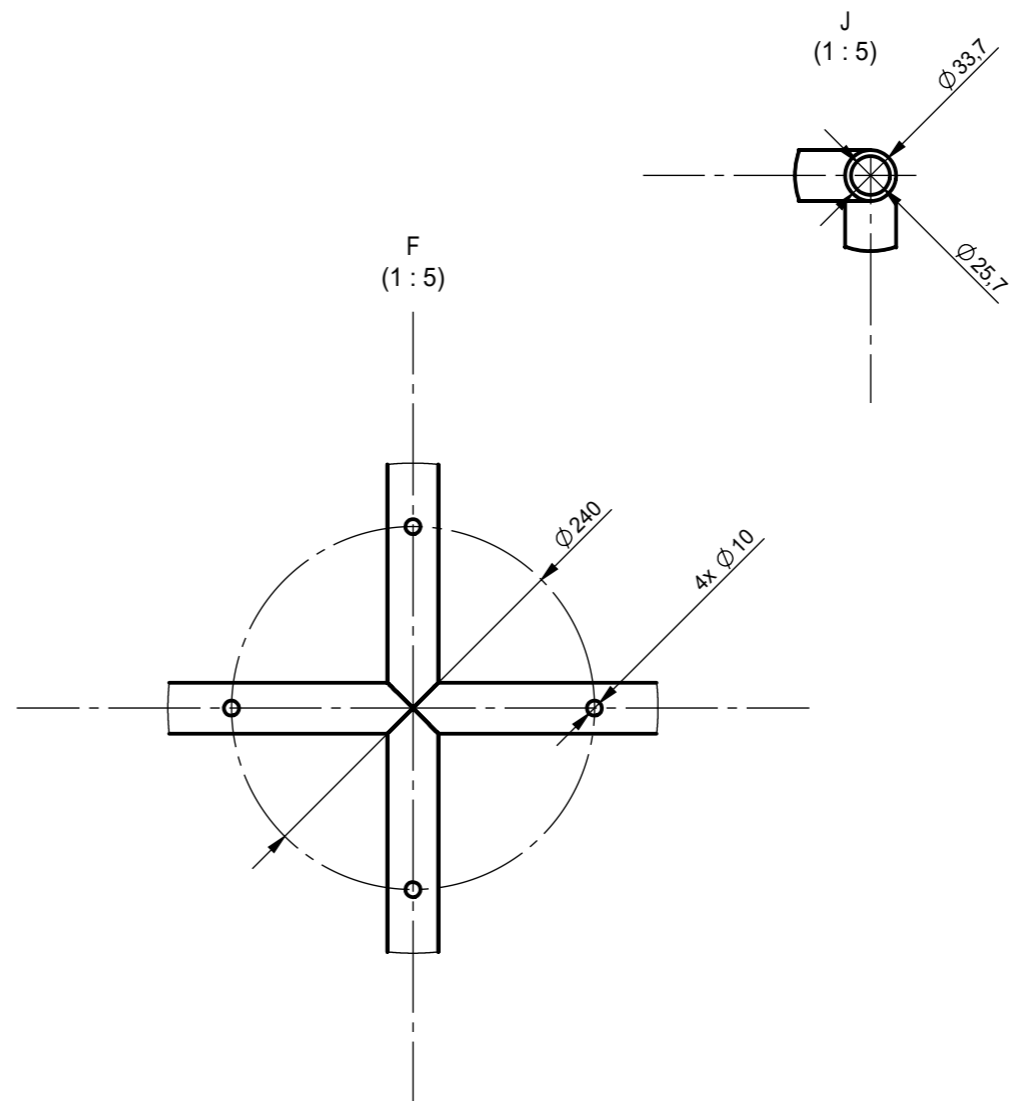
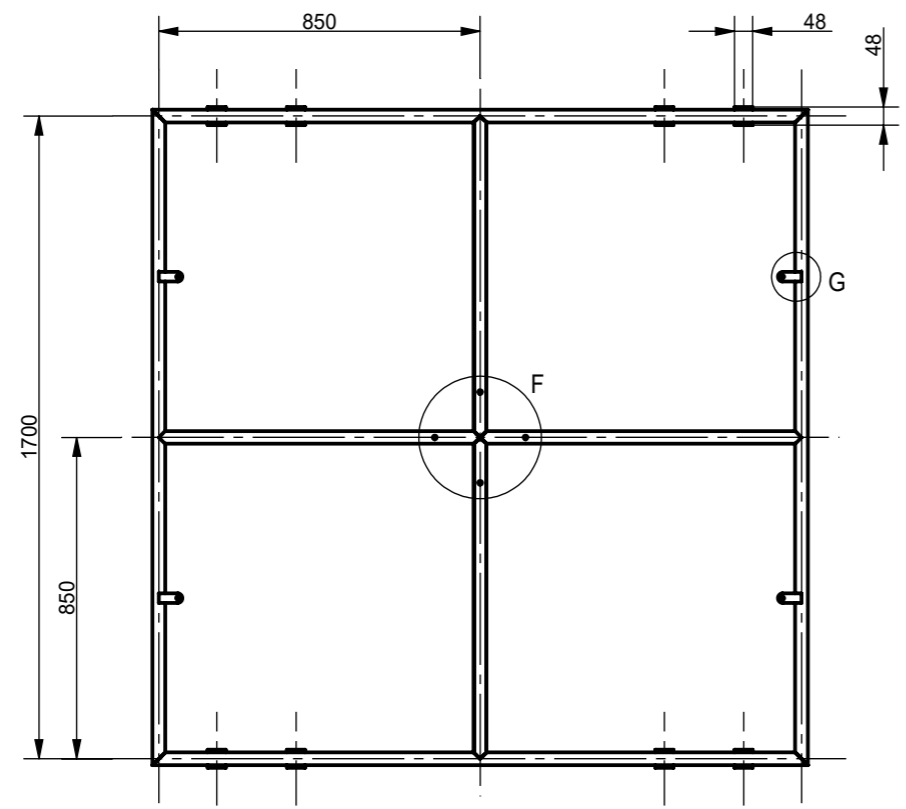
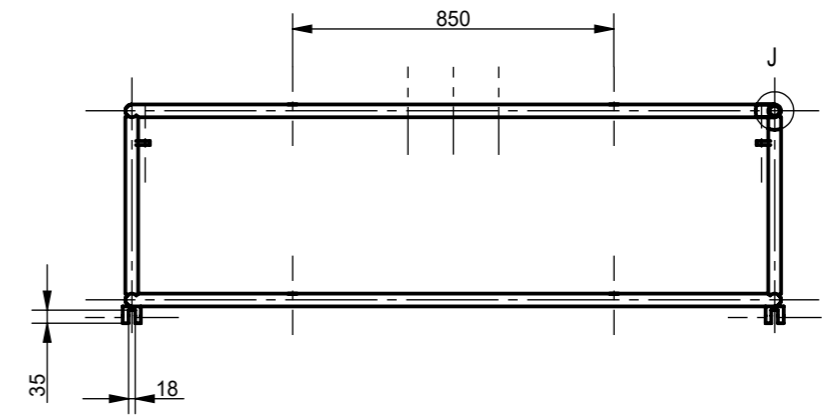
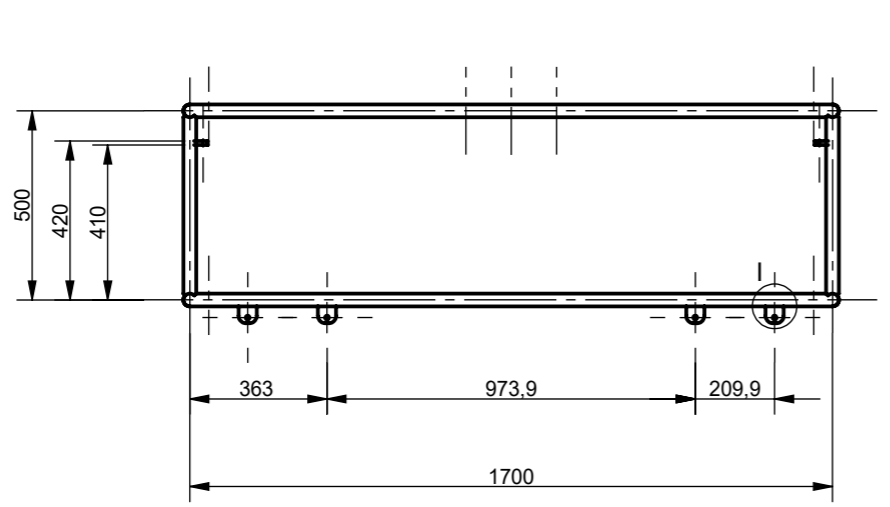
DETAIL E
SCALE 1 : 5

14	Rolamento	1	ISO 15 RBB - 0215 - Full,DE,AC,Full_68	
13	Rolamento	2	ISO 15 RBB - 2215 - Full,DE,AC,Full_68	
12	Veio	1		
11	Porca M6 - C	4	ISO - 4161	
10	Parafuso M6 x 30 x 18-C	8	ISO 4014	
9	Engrenagem	2	ISO - Straight miter gear 3M12T 20PA 12FW ---12O75H25MD15.0S1	
8	Chaveta da Engrenagem	3		
7	Veio do Motor Criogênico	1		
6	Corpo do Motor de Elevação	2		
5	Balde	1		
4	Braço Inferior	1		
3	Suporte	1		
2	Braço Superior	1		
1	Base	1		
Nº	DESIGNAÇÃO	QUANT.	Descrição	Observações

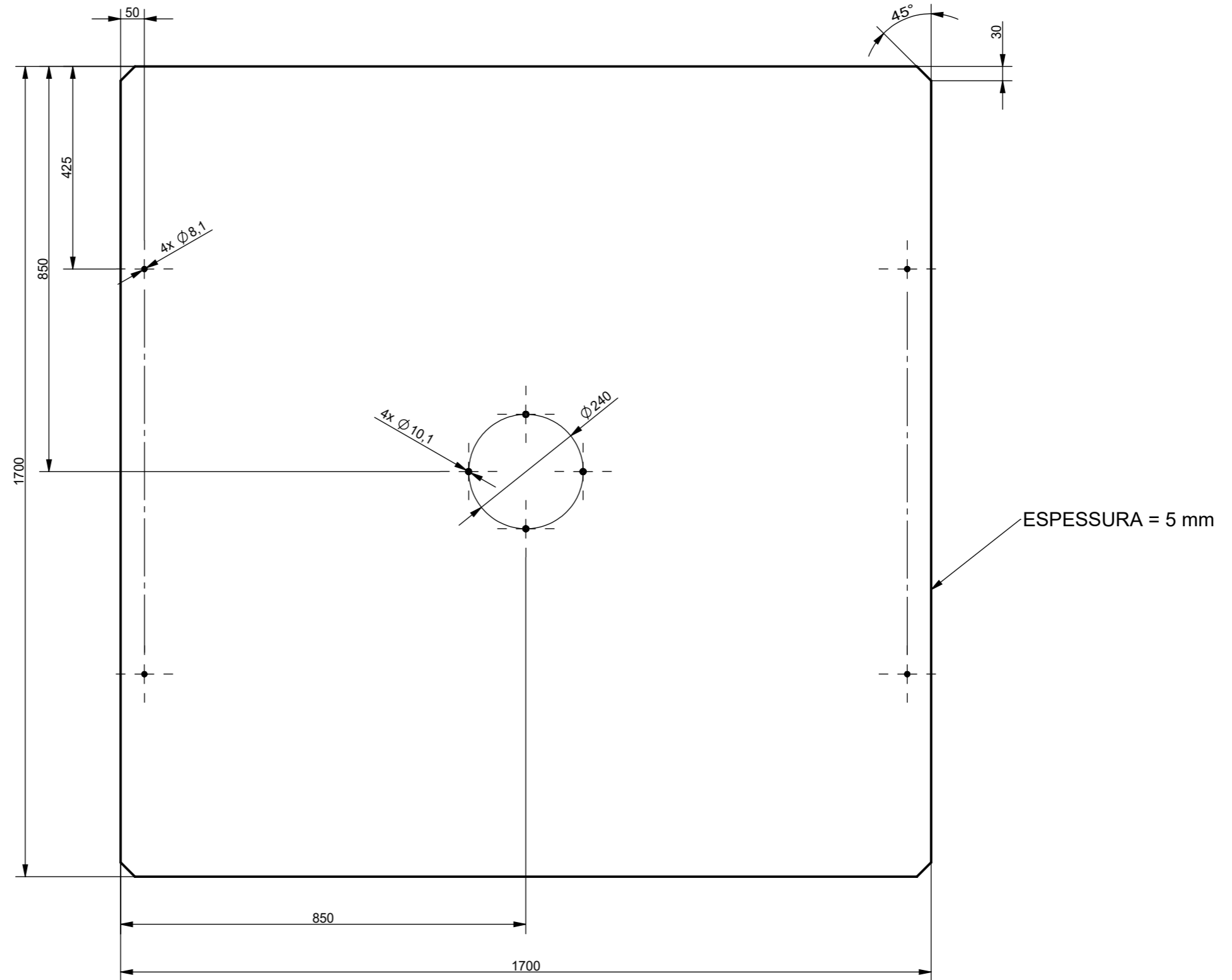
ESCALA: 1:2	DESENHOU	NOME	DATA	<p>INSTITUTO SUPERIOR DE ENGENHARIA DE LISBOA</p> <p>DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA MESTRADO EM ENGENHARIA MECÂNICA TFM</p>		
	FABRICOU	IZ	06/12/2024			
	VERIFICOU					
MATERIAL:	APROVOU			CONJUNTO: CONJUNTO BRAÇO ROBÓTICO		
TOLERÂNCIA GERAL: ISO 8015 & ISO 2768 - m K	NOTAS: - Conjunto de Compra, Motive Space Systems			COMPONENTE:		
ACABAMENTOS:				CONJUNTO BRAÇO ROBÓTICO		
		DESENHO N.º	FOLHA:	MASSA [Kg]:	REVISÃO:	
		A3	01.003.030	1/1	12,8	A



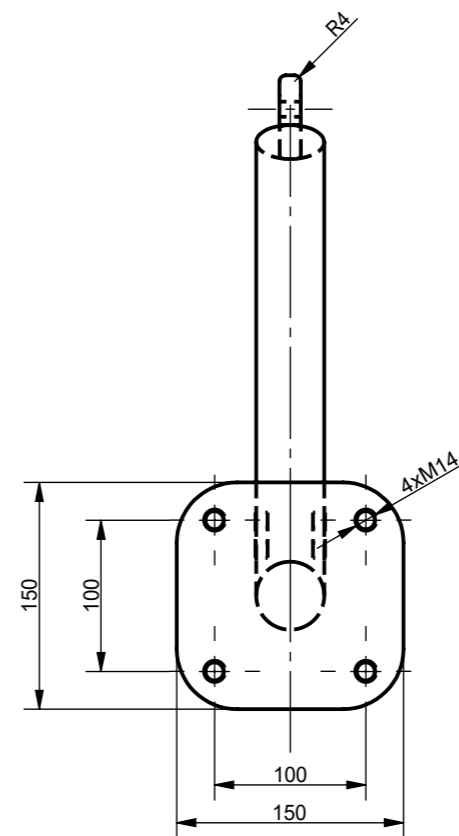
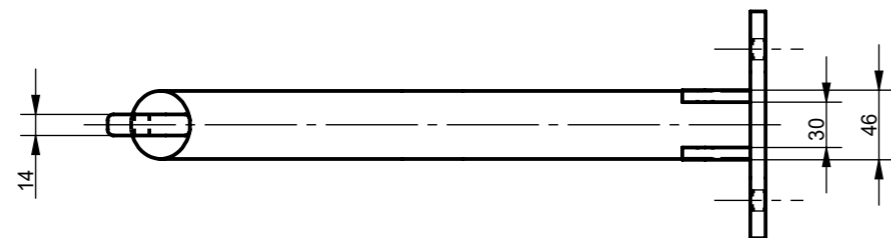
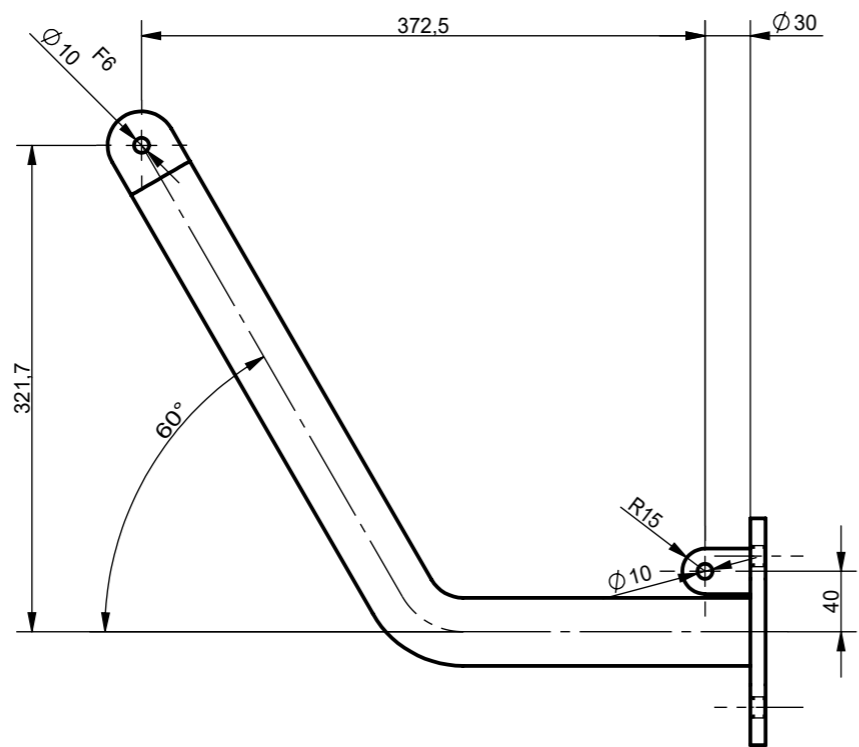
	ESCALA:	NOME	DATA	 ISEL INSTITUTO SUPERIOR DE ENGENHARIA DE LISBOA TFM	DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA MESTRADO EM ENGENHARIA MECÂNICA		
	1:10	DESENHOU	IZ		06/12/2024		
MATERIAL:		FABRICOU			CONJUNTO: CONJUNTO VEICULO LUNAR		
TOLERÂNCIA GERAL:		VERIFICOU			COMPONENTE:		
ISO 8015 & ISO 2768 - m K		APROVOU			VISTA EXPLODIDA DO BRAÇO ROBÓTICO		
ACABAMENTOS:		NOTAS:					
		CONJUNTO DE COMPRA					
		DESENHO N.º	FOLHA:	MASSA [g]:	REVISÃO:		
		A3	01.003.030	1/1	12872.61	A	



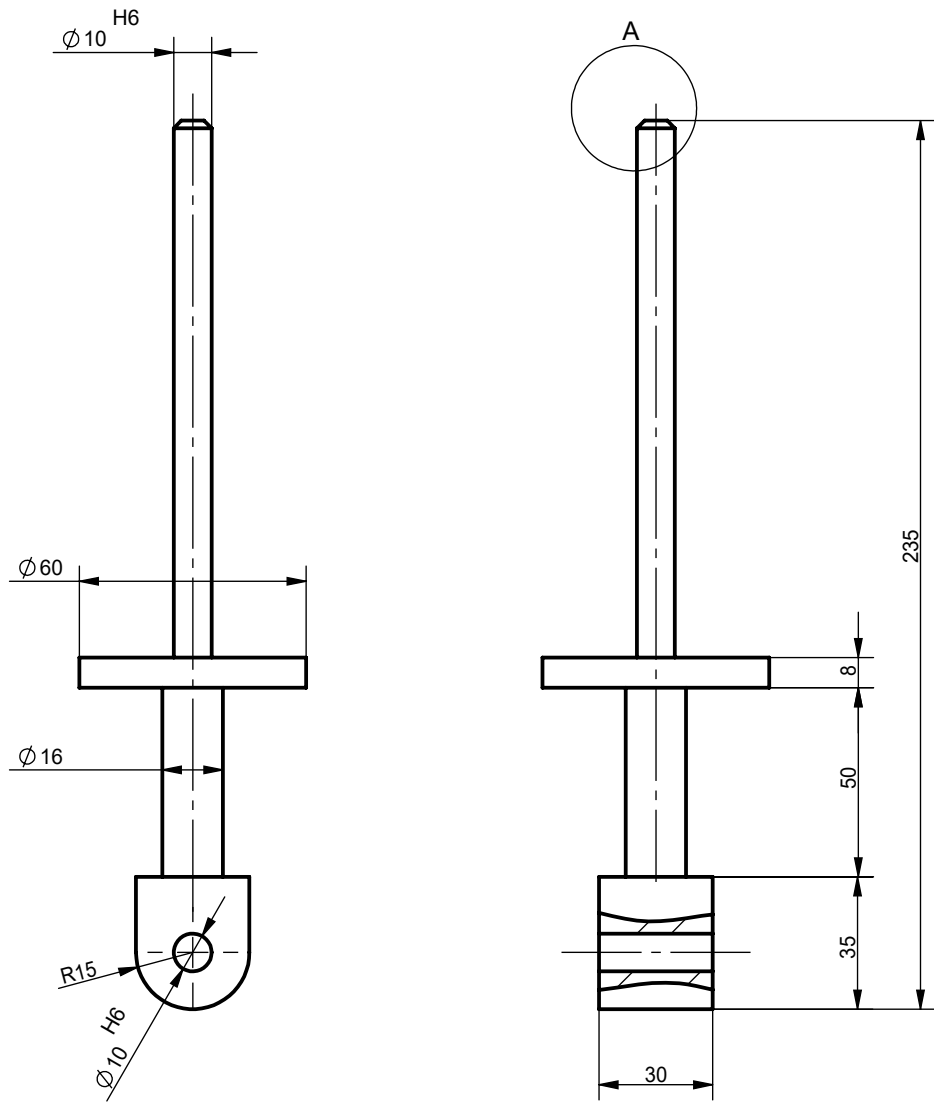
	ESCALA:	1:20	DESENHOU	IZ	DATA	06/12/2024	 INSTITUTO SUPERIOR DE ENGENHARIA DE LISBOA	DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA			
	MATERIAL:	2219-O	FABRICOU					CONJUNTO: CONJUNTO VEICULO LUNAR	MESTRADO EM ENGENHARIA MECÂNICA		
TOLERÂNCIA GERAL:	ISO 8015	VERIFICOU					TFM				
ACABAMENTOS:	ISO 2768-m K	APROVOU					COMPONENTE:				
NOTAS:							<h1>CHASSIS</h1>				
A3		DESENHO N.º	FOLHA:		MASSA [g]:	REVISÃO:					
		01.004.222	1/1		27186.67	A					



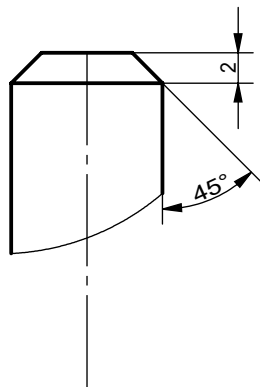
	ESCALA:		NOME	DATA	 INSTITUTO SUPERIOR DE ENGENHARIA DE LISBOA	DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA			
	1:10	DESENHOU	I Z	06/12/2024		MESTRADO EM ENGENHARIA MECÂNICA			
MATERIAL:		FABRICOU			CONJUNTO: CONJUNTO VEICULO LUNAR				
2219-O		VERIFICOU			COMPONENTE:				
TOLERÂNCIA GERAL:		APROVOU			<h1>CHAPA</h1>				
ISO 8015		NOTAS:							
ISO 2768 - m K					DESENHO N.º	FOLHA:	MASSA [g]:	REVISÃO:	
ACABAMENTOS:					A3	01.004.222	1/1	41005.12	A



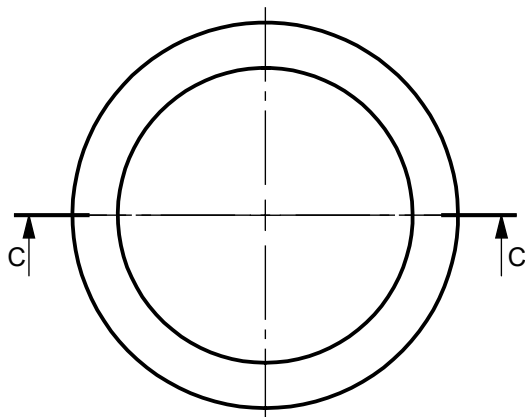
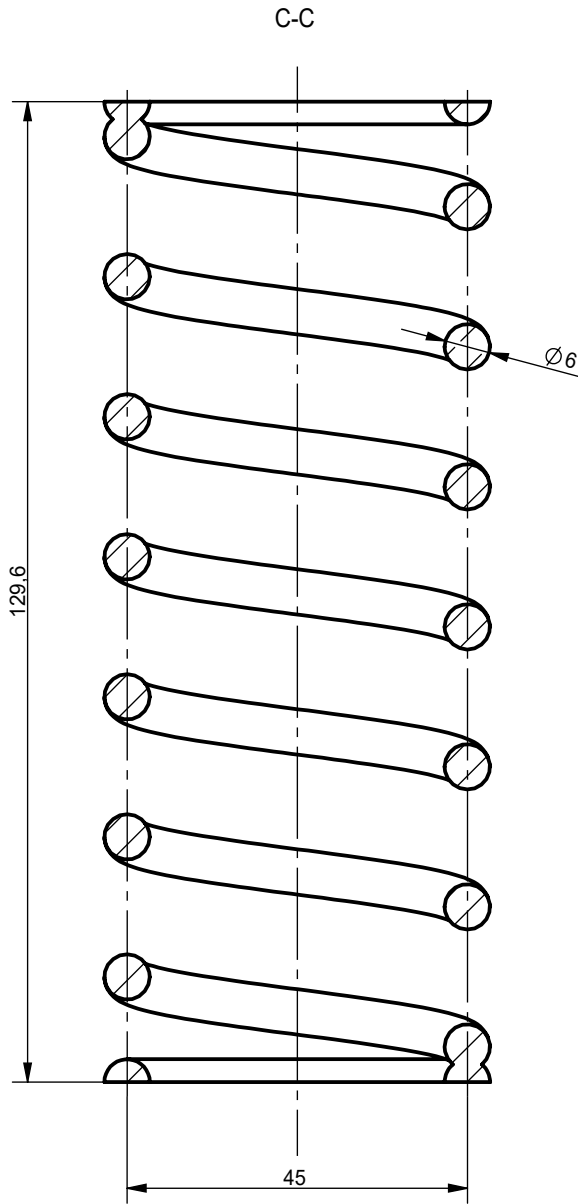
	ESCALA: 1:5	NOME	DATA	INSTITUTO SUPERIOR DE ENGENHARIA DE LISBOA TFM	DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA		
		DESENHOU	IZ		06/12/2024	MESTRADO EM ENGENHARIA MECÂNICA	
MATERIAL: AISI 316 (SS)		FABRICOU		CONJUNTO: CONJUNTO DA RODA			
TOLERÂNCIA GERAL: ISO 8015 ISO 2768 - m K		VERIFICOU		COMPONENTE:			
ACABAMENTOS:		NOTAS:		SUORTE DO MOTOR			
		A3		DESENHO N.º	FOLHA:	MASSA [g]:	REVISÃO:
				01.002.035	1/1	9105.87	A



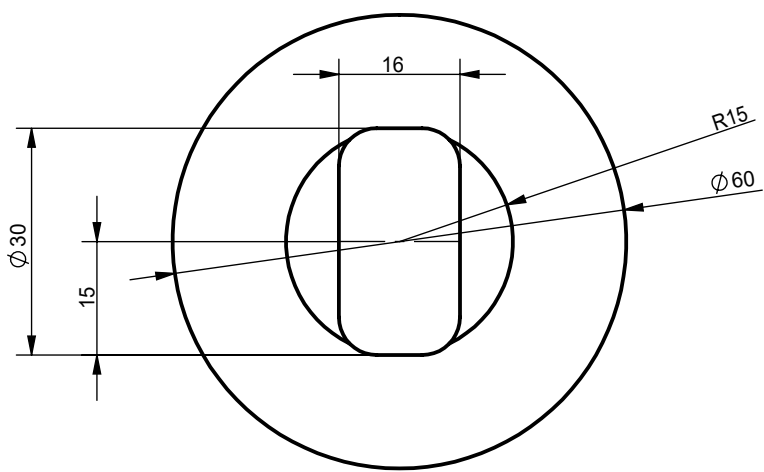
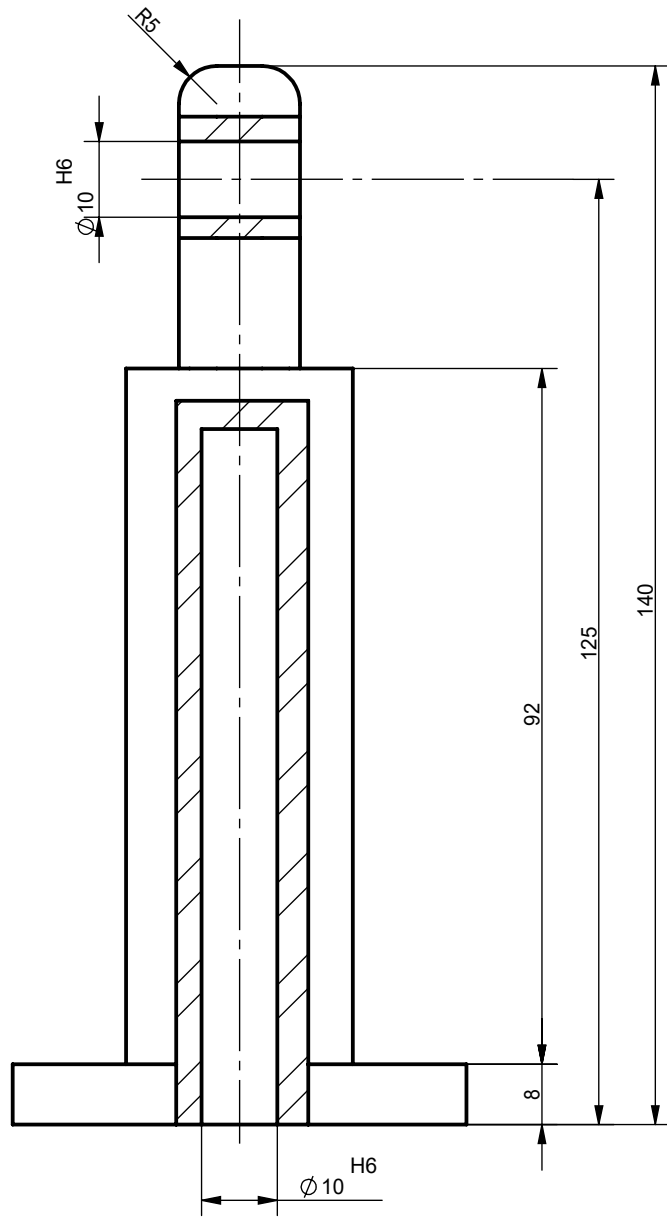
A
(2 : 1)



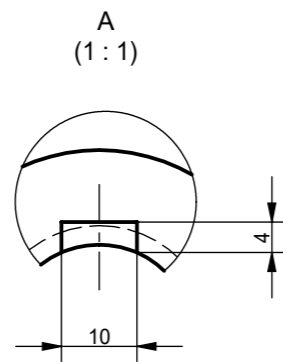
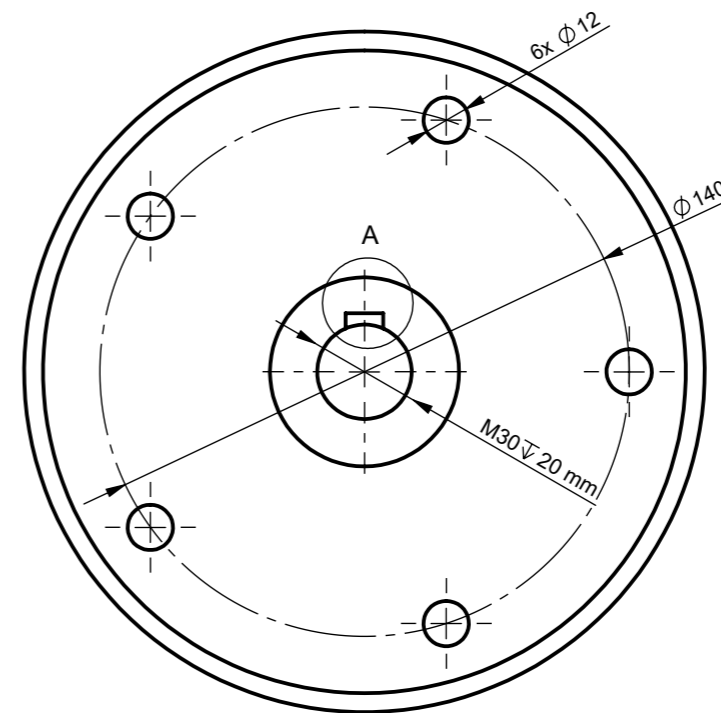
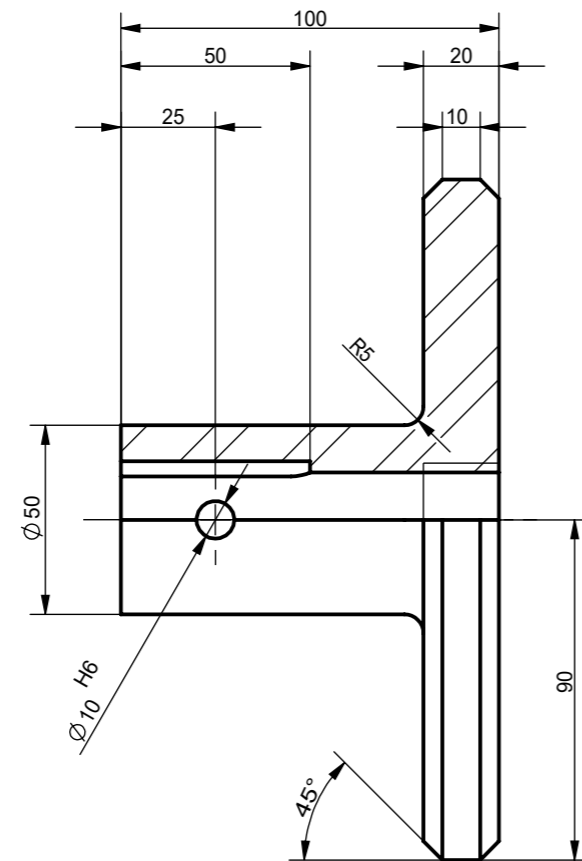
	ESCALA: 1:2	NOME IZ	DATA 05/12/2024		DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA MESTRADO EM ENGENHARIA MECÂNICA TFM
		DESENHOU VERIFICOU	VERIFICOU APROVOU		
MATERIAL: AISI 316		NOTAS:		<h1>HASTE</h1>	
TOLERÂNCIA GERAL: ISO 8015 ISO 2768 - m K		ACABAMENTOS:			
		A4		DESENHO N.º 01.001.003	FOLHA: 1/1
				MASSA [g]: 560,58	REVISÃO: A



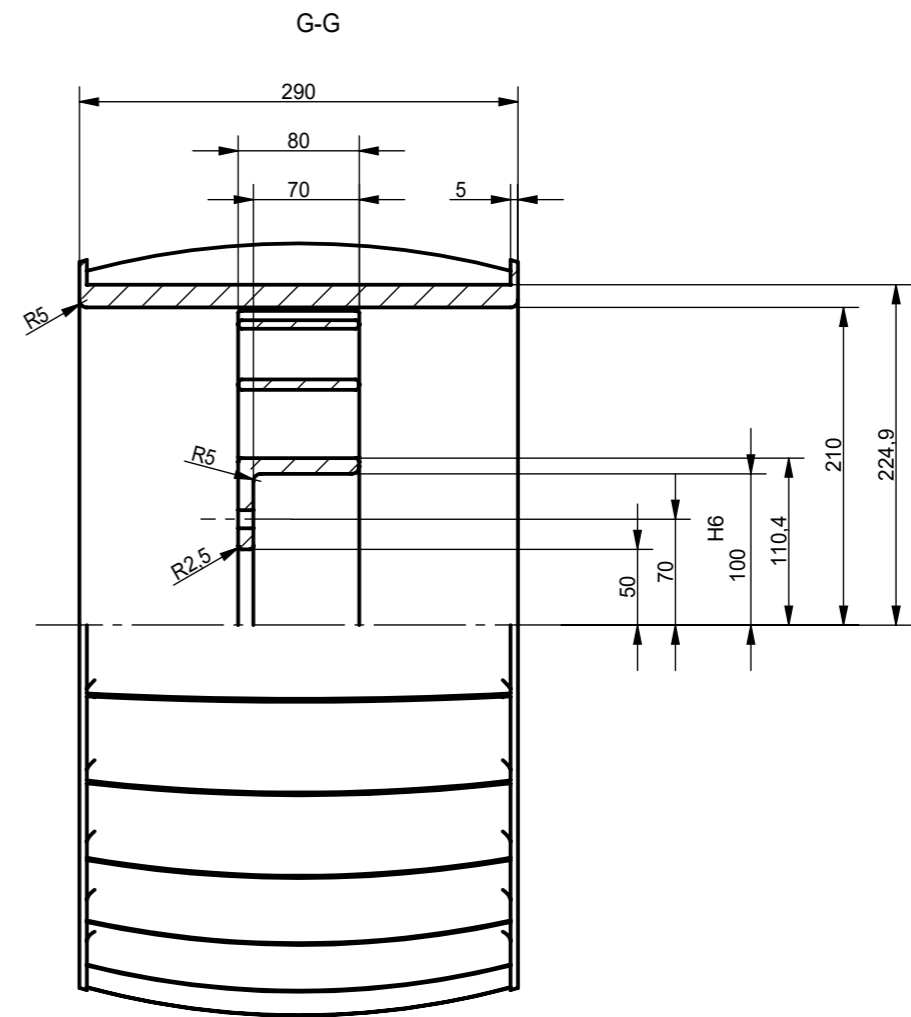
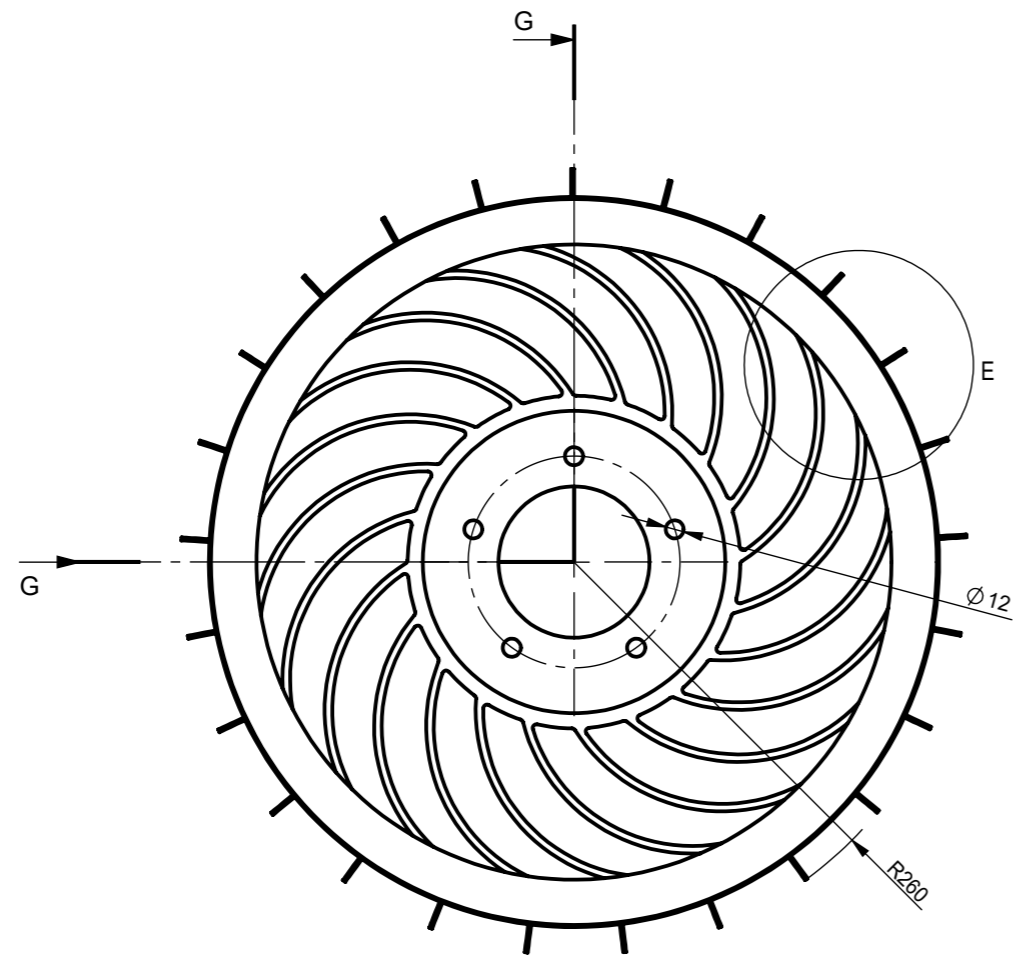
	ESCALA: 1:2	NOME IZ	DATA 06/12/2024	ISEL	DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA LICENCIATURA EM ENGENHARIA MECÂNICA TFM			
		DESENHOU				CONJUNTO: CONJUNTO AMORTECEDOR		
MATERIAL: Ti-8Mn		VERIFICOU		COMPONENTE: MOLA				
TOLERÂNCIA GERAL: ISO 8015 ISO 2768 - m K		NOTAS: -COMPONENTE DE COMPRA, RCS- RENTON COIL SPRING. -MOLA DE 7 ESPIRAS		A4	DESENHO N.º 01.001.003	FOLHA: 1/1	MASSA [g]:	REVISÃO: A
ACABAMENTOS:								



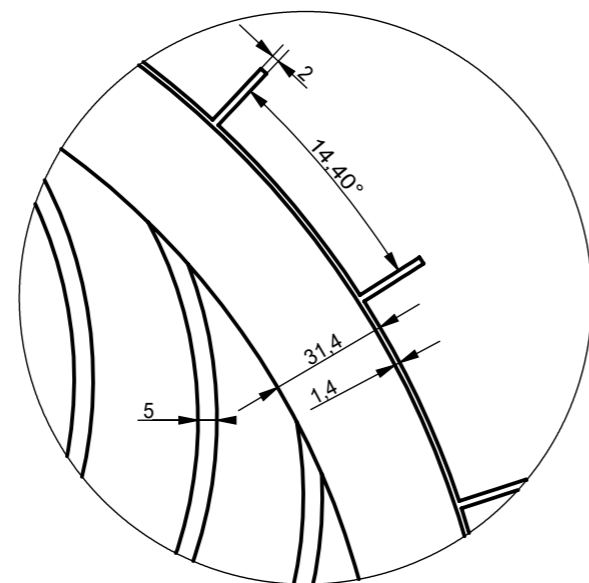
	ESCALA: 1:1	NOME DESENHOU	DATA 06/12/2024		DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA MESTRADO EM ENGENHARIA MECÂNICA TFM
		FABRICOU	VERIFICOU		
MATERIAL: AISI 316		NOTAS:		COMPONENTE: CILÍNDRIO	
TOLERÂNCIA GERAL: ISO 8015 ISO 2768 - m K		ACABAMENTOS:		A4	DESENHO N.º 01.001.003
				FOLHA: 1/1	MASSA [g]: 766,55
				REVISÃO: A	



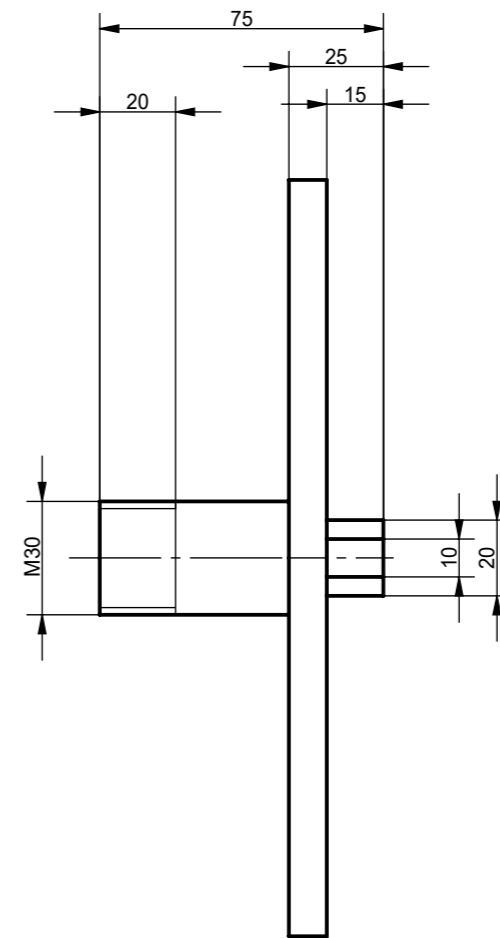
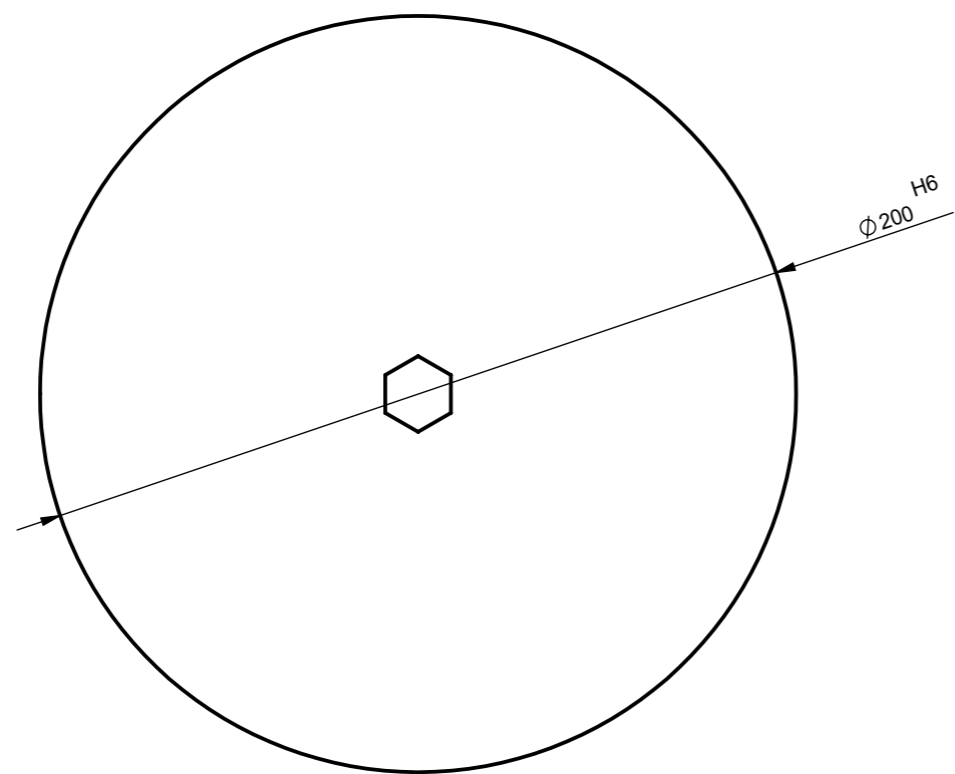
	ESCALA: 1:2	NOME	DATA	INSTITUTO SUPERIOR DE ENGENHARIA DE LISBOA TFM	DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA MESTRADO EM ENGENHARIA MECÂNICA			
		DESENHOU	IZ		06/12/2024			
MATERIAL: Alloy Steel		VERIFICOU		CONJUNTO: CONJUNTO DA RODA				
TOLERÂNCIA GERAL: ISO 8015 ISO 2768 -m K		APROVOU		COMPONENTE: EIXO DA RODA				
ACABAMENTOS:		NOTAS:						
				DESENHO N.º	FOLHA:	MASSA [g]:	REVISÃO:	
				A3	01.002.035	1/1	4535.39	A



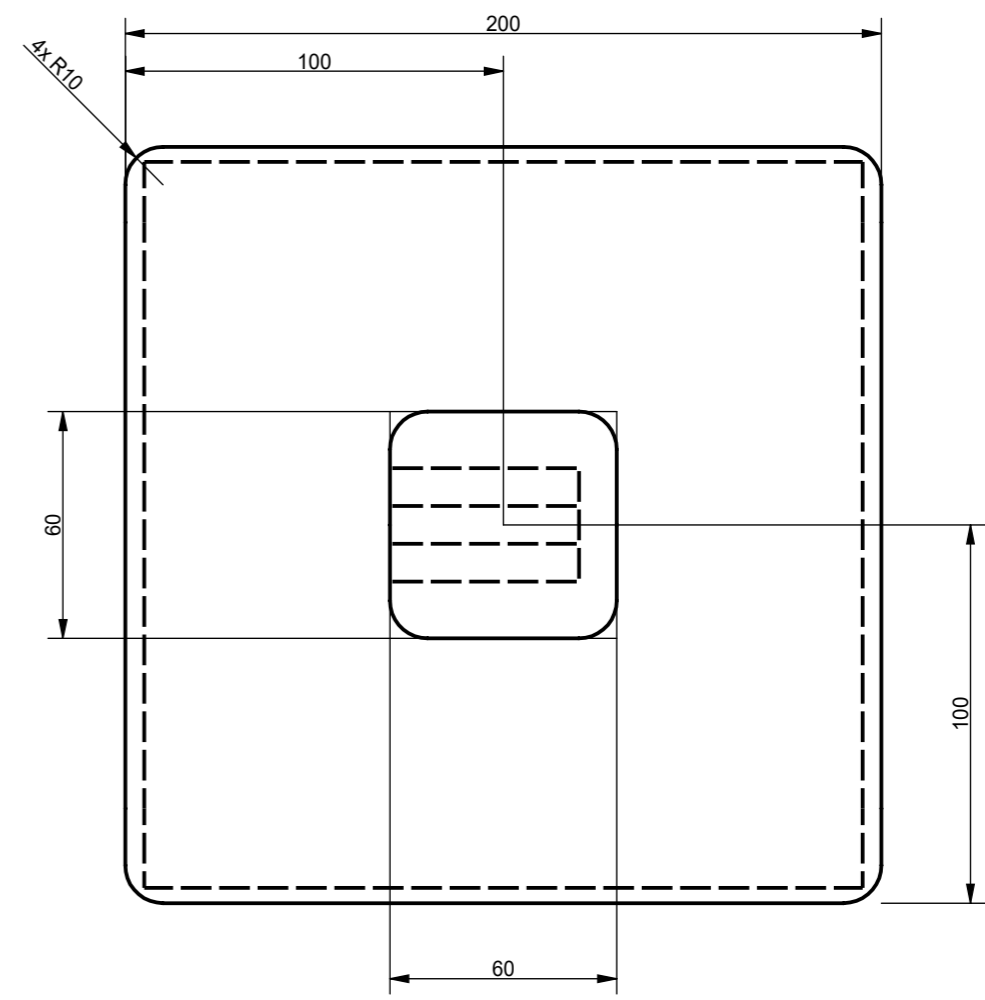
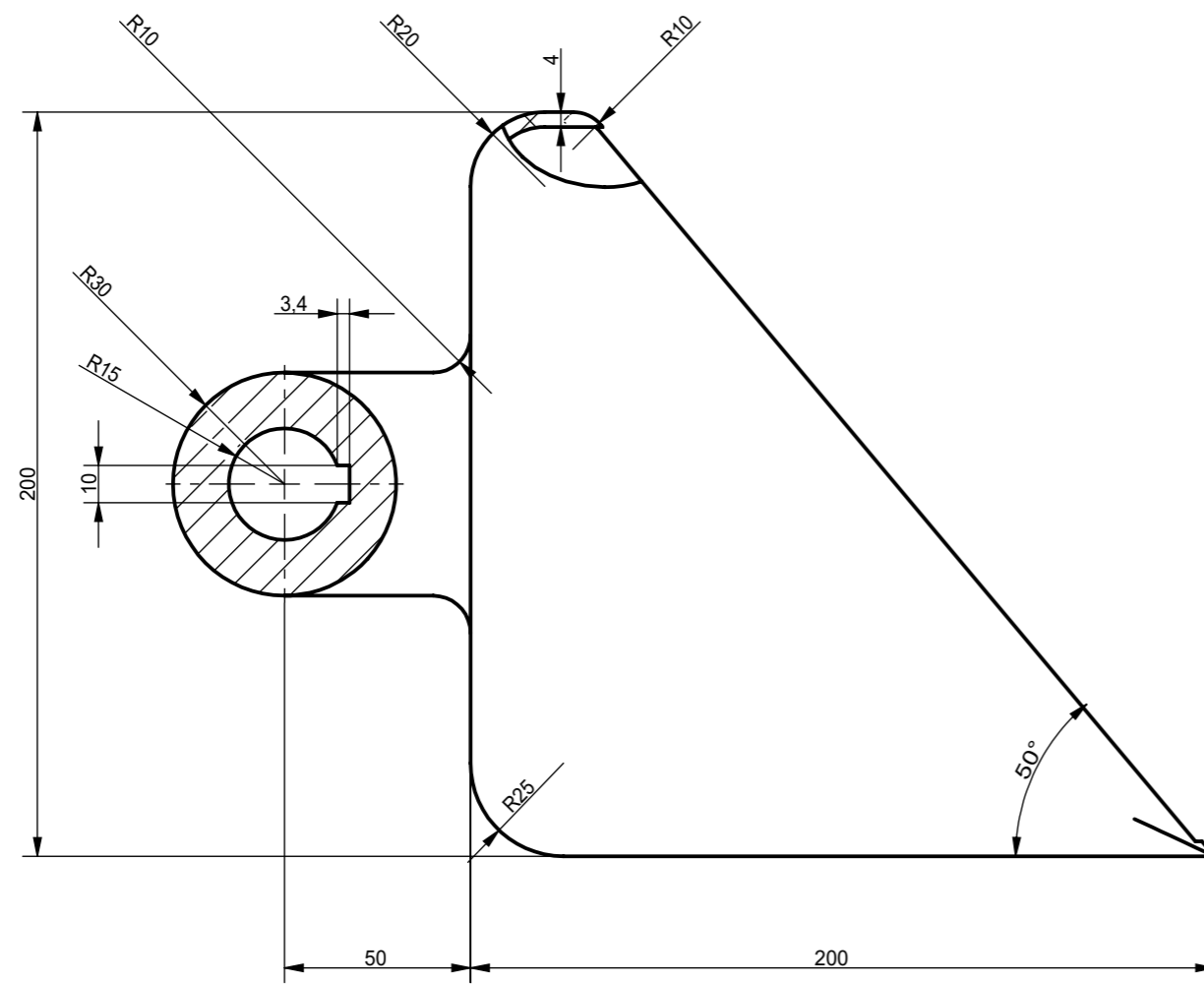
E
(1:2)



	ESCALA:	NOME	DATA	 <small>INSTITUTO SUPERIOR DE ENGENHARIA DE LISBOA</small>	DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA		
	1:5	IZ	06/12/2024		MESTRADO EM ENGENHARIA MECÂNICA		
MATERIAL:		FABRICOU		CONJUNTO: CONJUNTO DA RODA			
Ti-55		VERIFICOU		COMPONENTE:			
TOLERÂNCIA GERAL:		APROVOU		RODA			
ISO 8015							
ISO 2768-m K	NOTAS:						
ACABAMENTOS:							
A3		DESENHO N.º	FOLHA:	MASSA [g]:	REVISÃO:		
		01.002.035	1/1	30591.87	A		



	ESCALA:	NOME	DATA	 <small>INSTITUTO SUPERIOR DE ENGENHARIA DE LISBOA</small>	DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA				
	1:2	DESENHOU	IZ		06/12/2024	MESTRADO EM ENGENHARIA MECÂNICA			
MATERIAL:		FABRICOU			CONJUNTO: CONJUNTO RODA				
7075-T6		VERIFICOU			COMPONENTE:				
TOLERÂNCIA GERAL:		APROVOU			<h2 style="text-align: center;">TAMPA DA RODA</h2>				
ISO 8015									
ISO 2768 - m K	NOTAS:				DESENHO N.º	FOLHA:	MASSA [g]:	REVISÃO:	
ACABAMENTOS:					A3	01.002.035	1/1	993.05	A



	ESCALA: 1:2	NOME	DATA	INSTITUTO SUPERIOR DE ENGENHARIA DE URBEM	DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA MESTRADO EM ENGENHARIA MECÂNICA TFM			
		DESENHOU	IZ		06/12/2024	CONJUNTO: CONJUNTO BRAÇO ROBOTICO		
MATERIAL: 7075-T6 (SN)		FABRICOU		COMPONENTE:				
TOLERÂNCIA GERAL: ISO 8015 ISO 2768 - m K		VERIFICOU		<h1>BALDE</h1>				
ACABAMENTOS:		APROVOU						
		NOTAS:		DESENHO N.º	FOLHA:	MASSA [g]:	REVISÃO:	
				A3	01.003.030	1/1	2069.63	A

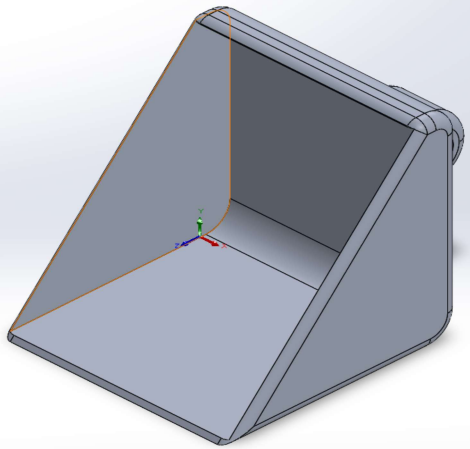
Apêndice B - Estudo do Peso do Regolito

> Restart;

Restart

(1)

Volume máximo de Regolito Lunar que cabe no Balde do Braço Robótico



> # Área da secção lateral do balde

$$A := \frac{21039.91}{1000000}; \# [m^2]$$

$$A := 0.02103991000$$

(2)

> # Largura do balde

$$L := \frac{180}{1000}; \# [m]$$

$$L := \frac{9}{50}$$

(3)

> # Volume interior do Balde

$$V := A \cdot L; \# [m^3]$$

$$V := 0.003787183800$$

(4)

O volume máximo de Regolito que o braço robótico pode transportar é igual ao volume máximo do interior do balde, convencionalmente.

Peso máximo de Regolito Lunar

> # Aceleração gravítica na lua

$$gl := 1.62; \# \left[\frac{m}{s^2} \right]$$

$$gl := 1.62$$

(5)

> # Massa volúmica do Regolito Lunar (aproximação)

$$\rho := 1800; \# \left[\frac{Kg}{m^3} \right]$$

$$\rho := 1800$$

(6)

A massa volúmica do regolito lunar foi aproximada à massa volúmica da areia solta grossa seca (1 a 8 mm) da terra.

> # Peso máximo de regolito na lua

$$Pl := \rho \cdot gl \cdot V; \# [Kg]$$

$$Pl := 11.04342796 \quad (7)$$

> # *Peso máximo de regolito na terra*
 $Pt := 6 \cdot Pl; \# [Kg]$

$$Pt := 66.26056776 \quad (8)$$

>

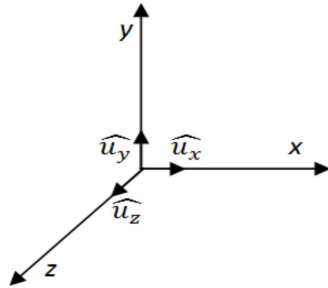
Apêndice C - Estudo do Chassis e do Sistema de Suspensão

> Restart

Restart

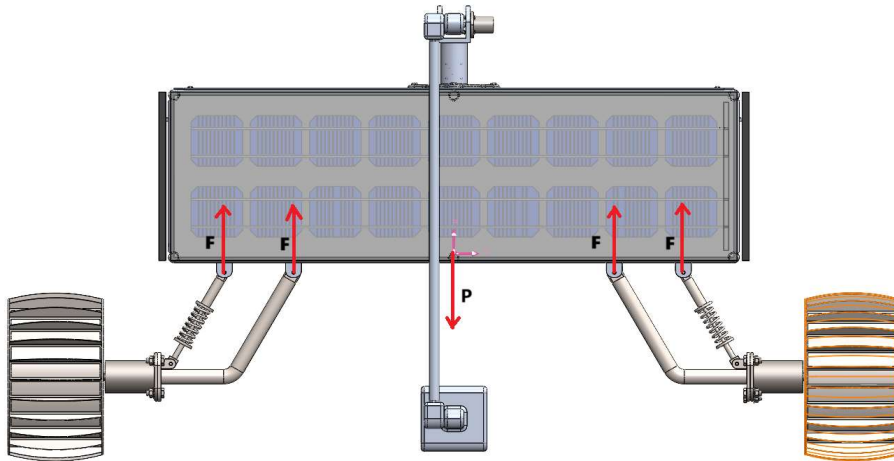
(1)

Referencial Cartesiano OXYZ



Análise do Chassis

DCL do Chassis para o cálculo das massas



Equilíbrio de Forças em Y

> # Massa das Chapas

$$mc := 2 \cdot 41.00512; \# [\text{Kg}]$$

$$mc := 82.01024$$

(2)

> # Massa do Chassis

$$mch := 27.18667; \# [\text{Kg}]$$

$$mch := 27.18667$$

(3)

> # Massa do Braço Robótico

$$mbr := 12.87261; \# [\text{Kg}]$$

$$mbr := 12.87261$$

(4)

> # Massa dos Painéis Solares

$$mps := 4 \cdot 44.64386; \# [\text{Kg}]$$

$$mps := 178.57544$$

(5)

> # Massa dos 4 conjuntos de baterias de 36 V cada, sendo cada pack individual para um só motor do veículo lunar e realimentado pela energia do painel solar.

$$mbat := 4 \cdot 16.78; \# [\text{Kg}]$$

$$mbat := 67.12$$

(6)

> # Aceleração Gravítica da Terra

$$gt := 9.80665; \# \left[\frac{m}{s^2} \right]$$

$$gt := 9.80665 \quad (7)$$

> # **Massa Total**

$$mt := (mc + mch + mbr + mbat + mps); \# [Kg]$$

$$mt := 367.76496 \quad (8)$$

>

Peso dos componentes do Veículo Lunar, na Terra, que os 4 sistemas de suspensão devem suportar:

$$Fg := (mt \cdot gt); \# [N]$$

$$Fg := 3606.542245 \quad (9)$$

> # **Cálculo do esforço que cada pino fixo nos apoios do chassis estará sujeito assumindo o sistema como corpo rígido e distribuição uniforme do peso pelos apoios.**

$$\# 8 \cdot F - Fg = 0$$

$$F := \frac{Fg}{8}; \# [N]$$

$$F := 450.8177806 \quad (10)$$

Cálculo do Peso e da Massa do Veículo Lunar na Terra e na Lua

> # **Massa do Veículo Lunar (Via Solidworks)**

$$ms := \frac{507232.06}{1000}; \# [Kg]$$

$$ms := 507.2320600 \quad (11)$$

> # **Peso do Veículo Lunar na Terra**

$$Pt := mt \cdot gt; \# [N]$$

$$Pt := 3606.542245 \quad (12)$$

> # **Peso do Veículo Lunar na Lua**

$$Pl := \frac{Pt \cdot 1}{6}; \# [N]$$

$$Pl := 601.0903742 \quad (13)$$

> # **Massa do Veículo Lunar na Lua**

$$ml := \frac{ml \cdot 1}{6}; \# [Kg]$$

$$ml := 61.29416000 \quad (14)$$

#Análise do Pino

> # **Características Geométricas do pino de ligação**

$$d := 10E-3; \# [m]$$

$$d := 0.010 \quad (15)$$

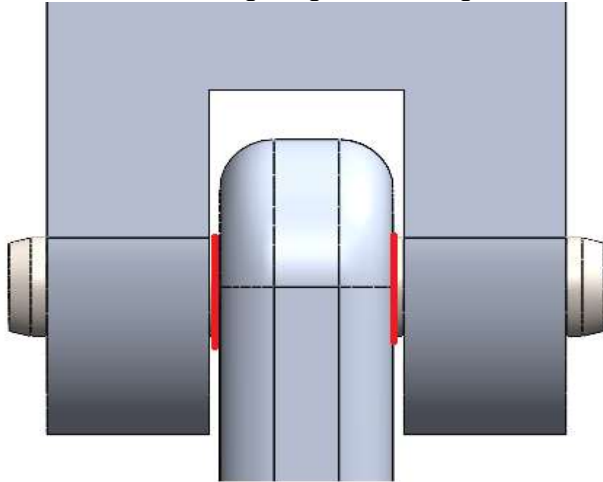
$$A := evalf\left(\frac{\pi \cdot d^2}{4}\right); \# [m^2]$$

$$A := 0.00007853981635 \quad (16)$$

$$L := 55; \# [mm]$$

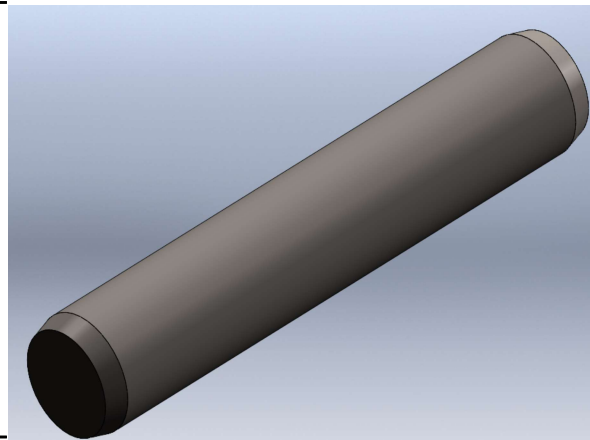
$$L := 55 \quad (17)$$

Secções solicitadas pelo pino num apoio do Chassis:



Solicitação à Cedência

#Pino ISO 8734 - 10 x 55 mm - Aço-Liga SS



> #Número de secções solicitadas ao corte

$$n := 2;$$

$$n := 2$$

(18)

> #Esforço Transverso devido ao Peso

$$V := F; \# [N]$$

$$V := 450.8177806$$

(19)

> #Tensão de Corte devido ao Esforço Transverso

$$\tau := \frac{F}{n \cdot A}; \# [Mpa]$$

$$\tau := 2.869995128 \times 10^6$$

(20)

> #Tensão de cedência do Material

$$\sigma_{ced} := 206.8 \cdot 10^6; \# [Pa]$$

$$\sigma_{ced} := 2.068000000 \times 10^8$$

(21)

> # Esforços Combinados

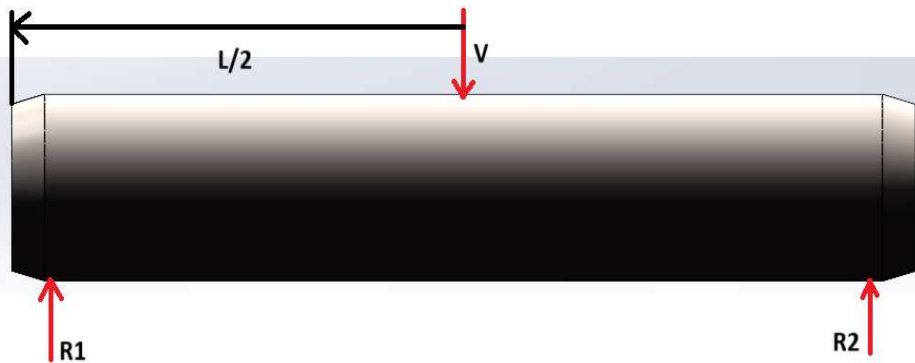
Como a secção do pino é circular e maciça, a tensão máxima de corte é dada pela equação seguinte:

$$\tau_{max} = \frac{4 \cdot F}{3 \cdot A}; \# \text{ [Pa]}$$

$$\tau_{max} = 7.653320342 \times 10^6 \quad (22)$$

Como a tensão de corte máxima é maior do que a tensão de corte à cedência então não há falha do pino ao corte nos apoios do chassis.

DCL do Pino



> #Equilíbrio de forças em Y

$$\#eqFy := -V + R1 + R2 = 0:$$

$$R2 := \frac{V}{2}; \# [N]$$

$$R1 := R2;$$

$$R2 := 225.4088903$$

$$R1 := 225.4088903$$

(23)

R1 e R2 representam as forças aplicadas em cada um dos olhais do apoio do sistema de suspensão montado no chassis.

Diagramas de Esforço Transverso

$$> V1 := R1; \# [N]$$

$$V2 := -R2; \# [N]$$

$$V1 := 225.4088903$$

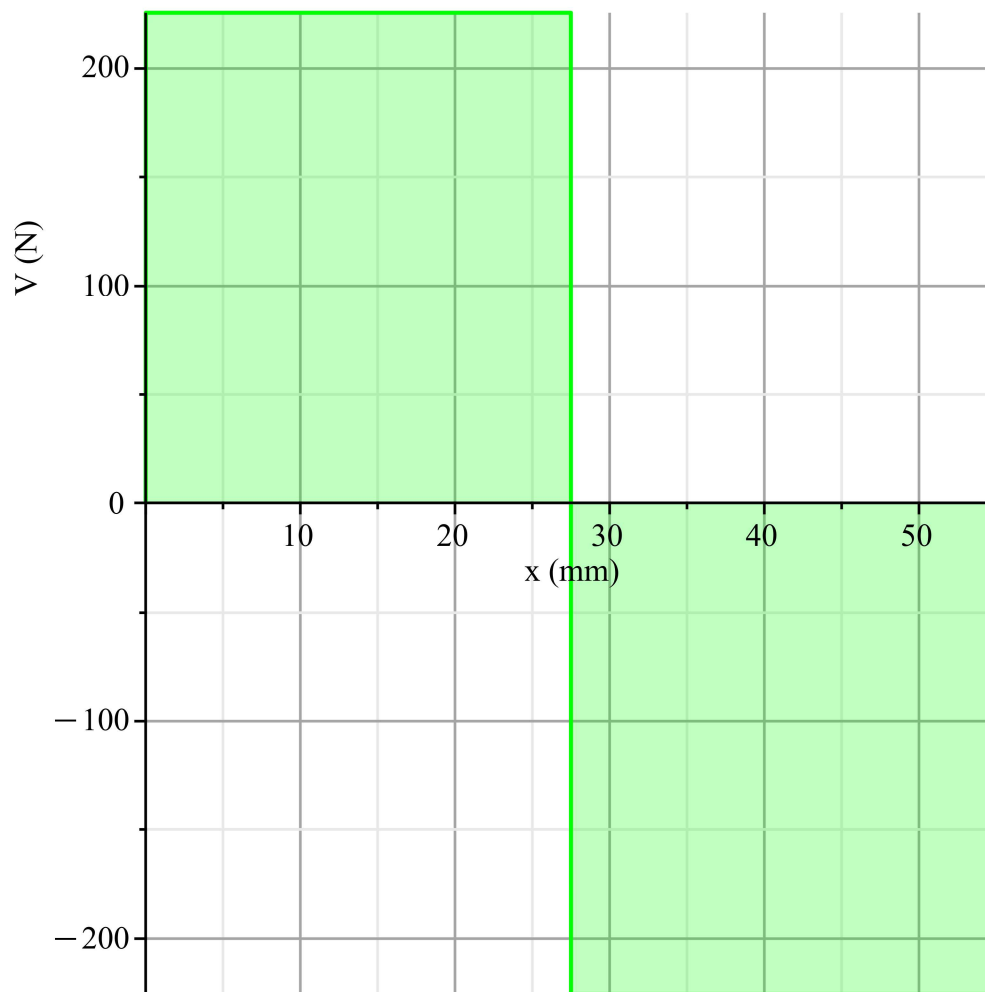
$$V2 := -225.4088903$$

(24)

$$> V := \text{piecewise}\left(x > 0 \text{ and } x < \frac{L}{2}, V1, x > \frac{L}{2} \text{ and } x < L, V2\right);$$

$$V := \begin{cases} 225.4088903 & 0 < x < \frac{55}{2} \\ -225.4088903 & \frac{55}{2} < x < 55 \end{cases} \quad (25)$$

$$> \text{plot}(V, x=0..55, \text{labels} = ["x (mm)", "V (N)"], \text{labeldirections} = [\text{horizontal}, \text{vertical}], \text{gridlines} = \text{true}, \text{filled} = [\text{true}, \text{transparency} = 0.75], \text{color} = \text{green});$$



#Diagramas de Momento Fletor

> $M1 := 0 + \text{int}(V1, x=0 .. x) : \# [N.m]$

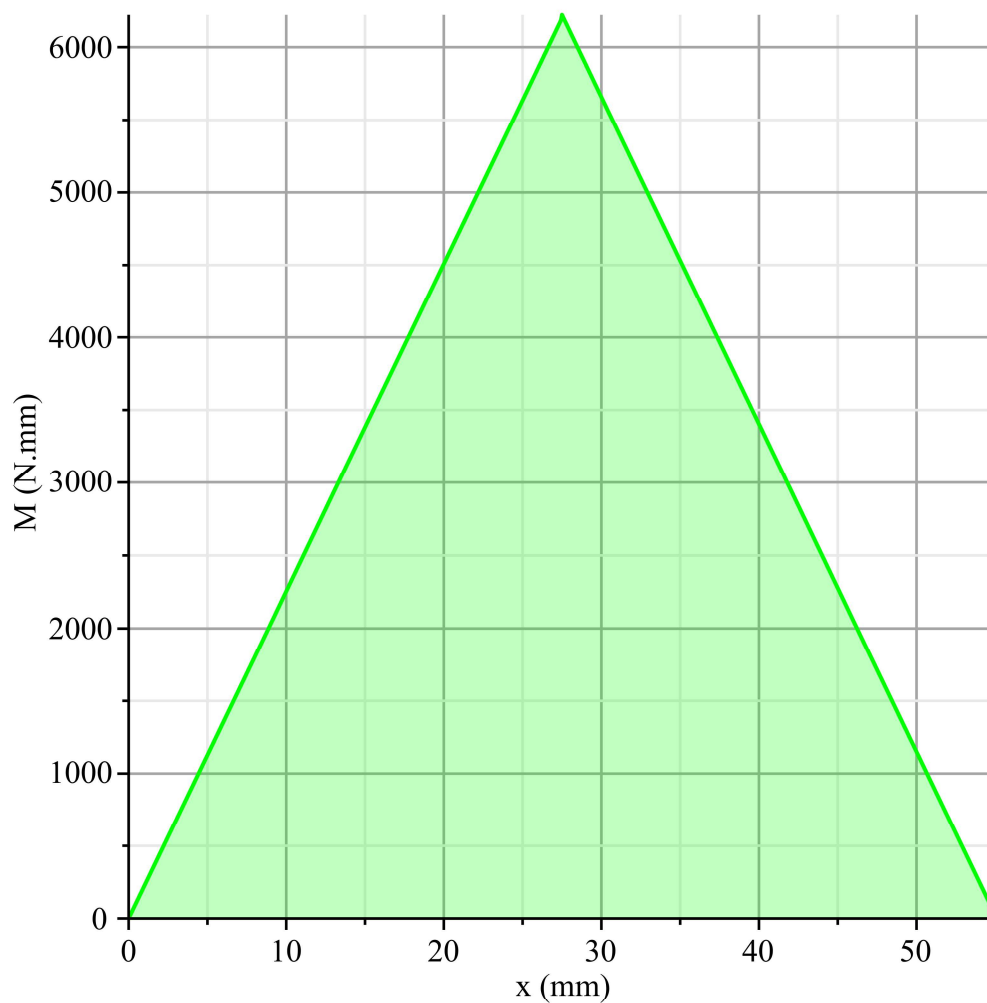
$M2 := \text{subs}(x=27.5, M1) + \text{int}(V2, x=27.6 ..x) : \# [N.m]$

> $M := \text{piecewise}\left(x > 0 \text{ and } x < \frac{L}{2}, M1, x > \frac{L}{2} \text{ and } x < L, M2\right);$

$$M := \begin{cases} 225.4088903 x & 0 < x < \frac{55}{2} \\ 12420.02986 - 225.4088903 x & \frac{55}{2} < x < 55 \end{cases}$$

(26)

> $\text{plot}(M, x=0 ..55, \text{labels} = ["x (mm)", "M (N.mm)"], \text{labeldirections} = [\text{horizontal}, \text{vertical}], \text{gridlines} = \text{true}, \text{filled} = [\text{true}, \text{transparency} = 0.75], \text{color} = \text{green});$



#Deformação Térmica do Pino devido às temperaturas extremas da Lua

> $\alpha := 1.3 \cdot 10^{-5}$; # Coeficiente de Expansão Térmica

$\Delta T1 := -233$; # [C] Pólos da Lua

$\delta l := \alpha \cdot (L) \cdot \Delta T1$; #[mm]

$\Delta T2 := 122$; # [C] Equador da Lua

$\delta l := \alpha \cdot (L) \cdot \Delta T2$; #[mm]

$\alpha := 0.00001300000000$

$\Delta T1 := -233$

$\delta l := -0.1665950000$

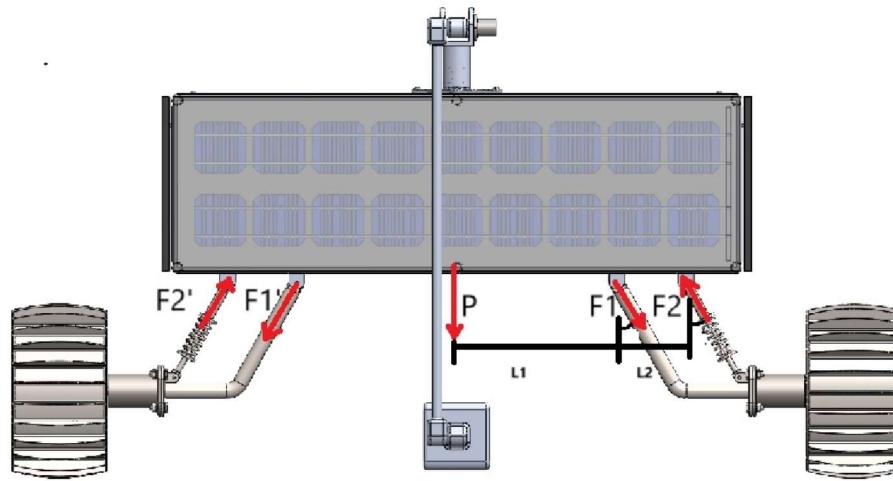
$\Delta T2 := 122$

$\delta l := 0.08723000000$

(27)

#Efeito do peso no sistema de suspensão

#Diagrama de Corpo Livre - Equilíbrio de forças e momentos



> # Equilíbrio de Forças em Y : Cálculo de F2

$$Fb := \text{evalf} \left(\frac{0.486 \cdot (Fg)}{0.209 \cdot \cos \left(\frac{\pi}{6} \right)} \right); \# [N]$$

$$Fb := 9683.901766 \quad (28)$$

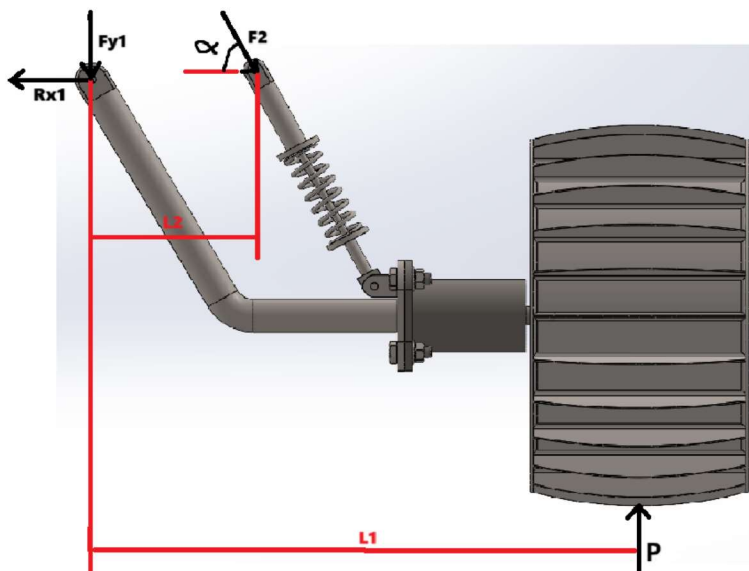
> # Equilíbrio de momentos em torno do apoio do suporte do motor: Cálculo de F1

$$Fk := \text{evalf} \left(\frac{Fb \cdot \cos \left(\frac{\pi}{6} \right) - (Fg)}{\cos \left(\frac{\pi}{6} \right)} \right); \# [N]$$

$$Fk := 5519.425498 \quad (29)$$

No mínimo são necessários 3 parafusos para suportar o carramento cíclico de 0 a 160 kN e ter vida infinita.

Cálculo das Reações nos apoios para a situação mais desfavorável



Dados:

> $L1 := 209.89E-3; \# [m]$

$$L1 := 0.20989 \quad (30)$$

$$> L2 := 722.5E-3; \# [m]$$

$$L2 := 0.7225 \quad (31)$$

Carga crítica aplicada na oda, para a situação do impacto entre uma roda e uma rocha lunar.

$$> P := 10E3; \# [N]$$

$$P := 10000. \quad (32)$$

> # Somatório dos momentos em torno do apoio 1, sentido anti – horário

$$F2 := \text{evalf}\left(\frac{L1 \cdot P}{L2 \cdot \sin\left(\frac{\pi}{3}\right)}\right); \# [N]$$

$$F2 := 3354.464998 \quad (33)$$

$$> F2y := \text{evalf}\left(F2 \cdot \sin\left(\frac{\pi}{3}\right)\right); \# [N]$$

$$F2y := 2905.051905 \quad (34)$$

> # Equilíbrio de Forças em X

$$Rx1 := F2 \cdot \cos\left(\frac{\pi}{3}\right); \# [N]$$

$$Rx1 := 1677.232499 \quad (35)$$

> # Equilíbrio de Forças em Y

$$Ry1 := \text{evalf}\left(P - \left(F2 \cdot \sin\left(\frac{\pi}{3}\right)\right)\right); \# [N]$$

$$Ry1 := 7094.948095 \quad (36)$$

> # Magnitude da força no apoio 1

$$Fr1 := (\text{sqrt}(Ry1^2 + Rx1^2)); \# [N]$$

$$Fr1 := 7290.500486 \quad (37)$$

Aplicação do critério de Von Mises - Tensão Equivalente

-Teve-se em conta a tensão normal de cedência (206,8 Mpa) e a tensão máxima de corte (7,65 Mpa)

$$> \sigma_{eq} := \sqrt{(206.8 \cdot 10^6)^2 + (7.653320342 \cdot 10^6)^2}; \# [MPa]$$

$$\sigma_{eq} := 2.068000000 \times 10^8 \quad (38)$$

> # Verificação da Segurança do Pino 1

$$\tau_{y1} := \frac{Fr1}{2 \cdot A}; \# [Pa]$$

$$\tau_{y1} := 4.641276759 \times 10^7 \quad (39)$$

$$> \frac{\sigma_{eq}}{\tau_{y1}};$$

$$4.455670513 \quad (40)$$

De acordo com a equação anterior, a tensão de corte é cerca de 4,6 vezes menor do que a tensão equivalente, logo, pelo critério de Von Mises há segurança.

Verificação à Cedência no Pino - Apoio 2 (Direito)

```
>  $\tau_{y2} := \text{evalf}\left(\frac{F2}{2 \cdot A}\right); \# [Pa]$ 
                                      $\tau_{y2} := 2.135518743 \times 10^7$  (41)
```

```
>  $\frac{\sigma_{eq}}{\tau_{y2}}$ ;
                                     9.683829780 (42)
```

```
# De acordo com a equação anterior, a tensão de corte é cerca de 9,7 vezes menor do que a tensão de equivalente logo pelo critério de Von Mises há segurança.
```

```
>
```

Apêndice D - Estudo de Fadiga dos Parafusos

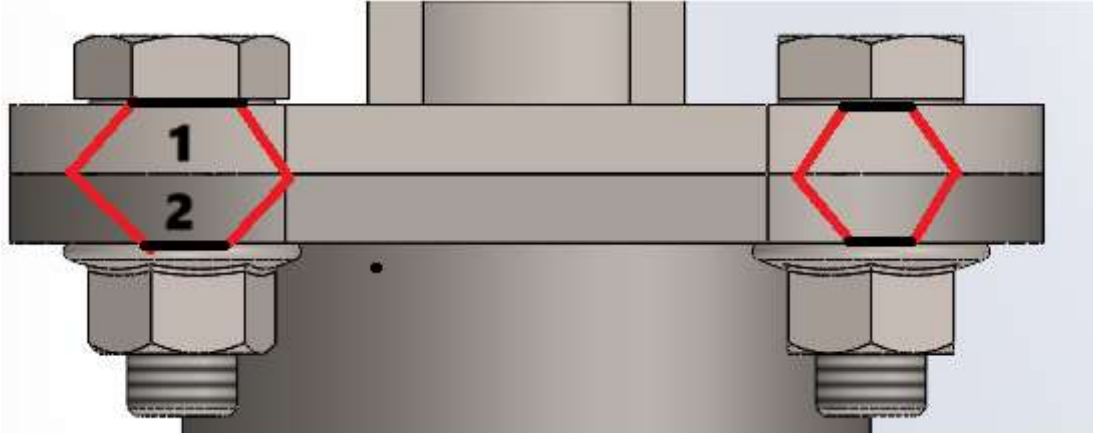
> Restart

Restart

(1)

>

#Estudo de Fadiga dos Parafusos para uma vida infinita



#Dados: Parafusos M16

> $E1 := 193 \cdot 10^9; \# [Pa]$

$E2 := 210 \cdot 10^9; \# [Pa]$

$dn := 16 \cdot 10^{-3}; \# [mm]$ Diâmetro nominal do parafuso

$ld := 17 \cdot 10^{-3}; \# [mm]$

$lt := 26 \cdot 10^{-3}; \# [mm]$

$E1 := 193000000000$

$E2 := 210000000000$

$dn := \frac{2}{125}$

$ld := \frac{17}{1000}$

$lt := \frac{13}{500}$

(2)

Tensão limite de fadiga, S_e

Grau ou classe	Intervalo de tamanho	Resistência de endurance S_e
ISO 8,8	M16-M36	129 MPa
ISO 9,8	M1,6-M16	140 MPa
ISO 10,9	M5-M36	162 MPa
ISO 12,9	M1,6-M36	190 MPa

> $S_e := 140E6; \# [Mpa]$

$S_e := 1.40 \times 10^8$

(3)

Parafuso M16, classe de Resistência 9,8

Categoria de propriedade	Intervalo de tamanho inclusivo	Resistência mínima de prova,† MPa S_p	Resistência mínima de tração,† MPa S_{ut}	Resistência mínima de escoamento,† MPa S_y	Material	Marcação de cabeça
4,6	M5-M36	225	400	240	Baixo e médio carbono	
4,8	M1,6-M16	310	420	340	Baixo e médio carbono	
5,8	M5-M24	380	520	420	Baixo e médio carbono	
8,8	M16-M36	600	830	660	Médio carbono, Q&T (temperado e revenido)	
9,8	M1,6-M16	650	900	720	Médio carbono, Q&T (temperado e revenido)	
10,9	M5-M36	830	1040	940	Baixo carbono, martensita, Q&T (temperado e revenido)	
12,9	M1,6-M36	970	1220	1100	Liga, Q&T (temperado e revenido)	

Métrico
 Passo (Pitch)
M12 x 1.75 ISO 4.8
 Diâmetro Nominal
 Classe de Resistência

> $S_u := 900E6;$

$S_u := 9.00 \times 10^8$ (4)

> $S_p := 650E6;$

$S_p := 6.50 \times 10^8$ (5)

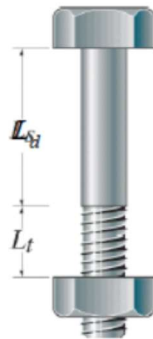
#Cálculo da Rigidez dos Parafusos

Rigidez da zona lisa

$$k_d = \frac{A_d E}{L_d}$$

Rigidez da zona roscada

$$k_t = \frac{A_t E}{L_t}$$



$$\frac{1}{K_b} = \frac{1}{K_d} + \frac{1}{K_t}$$

$$K_b = \frac{A_d A_t E}{A_d l_t + A_t l_d}$$

$$> At := evalf\left(157 \cdot \left(\frac{1}{1000}\right)^2\right); \# [m^2] \text{ Retirado da tabela para M16}$$

$$Ad := evalf\left(\pi \cdot \left(\frac{dn}{2}\right)^2\right); \# [m^2]$$

$$At := 0.0001570000000$$

$$Ad := 0.0002010619299$$

(6)

$$> Kd := \frac{Ad \cdot E1}{ld}; \# \left[\frac{N}{m}\right]$$

$$Kd := 2.282644263 \times 10^9$$

(7)

$$> Kt := \frac{At \cdot E2}{lt}; \# \left[\frac{N}{m}\right]$$

$$Kt := 1.268076923 \times 10^9$$

(8)

$$> Kb := solve\left(\frac{1}{Kb} = \frac{1}{Kt} + \frac{1}{Kd}, Kb\right)$$

$$Kb := 6.340384616 \times 10^8$$

(9)

#Rigidez das Peças Ligadas

$$> \alpha2 := \frac{30 \cdot \pi}{180}; \# [Rad]$$

$$\alpha2 := \frac{\pi}{6}$$

(10)

Troço 1

$$> t1 := 10 \cdot 10^{-3}; \# [m]$$

$$t1 := \frac{1}{100}$$

(11)

$$> D1 := 1.5 \cdot dn; \# [m]$$

$$D1 := 0.02400000000$$

(12)

$$> Km1 := evalf\left(\frac{\pi \cdot E1 \cdot dn \cdot \tan(\alpha2)}{\ln\left(\frac{(2 \cdot t1 \cdot \tan(\alpha2) + D1 - dn) \cdot (D2 + dn)}{(2 \cdot t1 \cdot \tan(\alpha2) + D1 + dn) \cdot (D2 - dn)}\right)}\right);$$

$$Km1 := 8.754784364 \times 10^9$$

(13)

Troço 2

$$> t2 := 10 \cdot 10^{-3}; \# [m]$$

$$t2 := \frac{1}{100}$$

(14)

$$> D2 := 1.5 \cdot dn; \# [m]$$

$$D2 := 0.02400000000$$

(15)

$$> Km2 := evalf\left(\frac{\pi \cdot E1 \cdot dn \cdot \tan(\alpha2)}{\ln\left(\frac{(2 \cdot t1 \cdot \tan(\alpha2) + D1 - dn) \cdot (D2 + dn)}{(2 \cdot t1 \cdot \tan(\alpha2) + D1 + dn) \cdot (D2 - dn)}\right)}\right);$$

$$Km2 := 8.754784364 \times 10^9 \quad (16)$$

Cálculo da Rigidez das peças ligadas

$$> Km := \text{solve}\left(\frac{1}{Km} = \frac{1}{Km1} + \frac{1}{Km2}, Km\right); \# \left[\frac{N}{m} \right]$$

$$Km := 4.377392181 \times 10^9 \quad (17)$$

Cálculo da Constante da Junta

$$> Cl := \frac{Kb}{Kb + Km};$$

$$Cl := 0.1265184549 \quad (18)$$

Estudo de Fadiga para uma carga axial de 0 a 160kN para que o parafuso tenha uma vida infinita. Considera-se o coeficiente de segurança de 2.

$$\sigma_a = \frac{C(P_{max} - P_{min})}{2 A_t}$$

$$\sigma_m = \sigma_a + \sigma_i = \frac{C(P_{max} + P_{min})}{2 A_t} + \frac{F_i}{A_t}$$

$$n = \frac{S_e(S_{ut} - \sigma_i)}{S_{ut}\sigma_a + S_e(\sigma_m - \sigma_i)}$$

$$F_P = A_t \cdot S_P$$

$$F_i = \begin{cases} 0,75 F_P & \text{Ligações Amovíveis} \\ 0,9 F_P & \text{Ligações Inamovíveis} \end{cases}$$

$$> Fp := Sp \cdot At;$$

$$Fp := 102050.0000 \quad (19)$$

$$> Fi := 0.75 \cdot Fp;$$

$$Fi := 76537.50000 \quad (20)$$

$$> Pmax := 160E3 : \# [N]$$

$$> Pmin := 0 :$$

$$> \alpha := \frac{\left(\frac{Cl \cdot (Pmax - Pmin)}{2 \cdot At} \right)}{Np};$$

$$\alpha := 2.776442308 \times 10^7 \quad (21)$$

$$> \sigma_m := \frac{\left(\frac{Cl \cdot (Pmax + Pmin)}{2 \cdot At} \right)}{Np} + \frac{Fi}{At};$$

$$\sigma_m := 5.152644231 \times 10^8 \quad (22)$$

$$> Np := \text{solve}\left(2 = \frac{Se \cdot \left(Su - \frac{Fi}{At}\right)}{Su \cdot \alpha + Se \cdot \left(\sigma_m - \frac{Fi}{At}\right)}, Np\right);$$



$$Np := 2.321964419$$

(23)

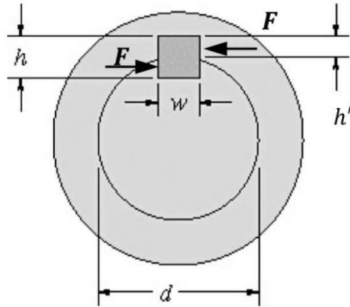
Apêndice E - Estudo da chaveta

> Restart

Restart

(1)

Modos de Falha da Chaveta de ligação do veio motor à roda



Os modos de falha das chavetas são:

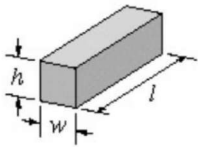
1. Corte

$$\tau = \frac{F}{A_{\text{corte}}} = \frac{F}{wl} \leq \tau_{\text{adm}}$$

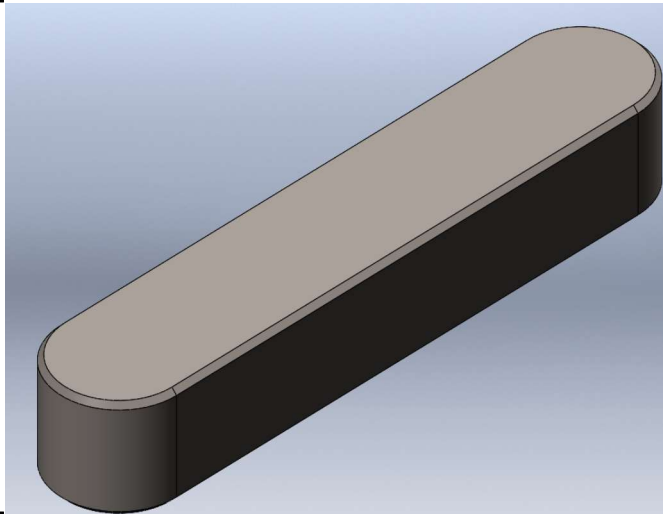
2. Esmagamento

$$\sigma = \frac{F}{A_{\text{compressão}}} = \frac{F}{h'l} \leq \tau_{\text{adm}}$$

W, l e h são normalizados



Dados da Chaveta: JIS 1301- 10x8, Tipo A



> #Largura

$$w := 10E-3; \#[m]$$

$$w := 0.010$$

(2)

> #Comprimento

$$l := 50E-3; \#[m]$$

$$l := 0.050$$

(3)

> #Altura

$$h := 8E-3; \#[m]$$

$$hl := h - 2.96E-3; \#[m]$$

$$h := 0.008$$

$$hl := 0.00504$$

(4)

> **#Área de Corte**
 $Acorte := w \cdot l; \# [m^2]$
 $Acorte := 0.000500$ (5)

> **#Área de Esmagamento**
 $Aesmag := hl \cdot l; \# [m^2]$
 $Aesmag := 0.00025200$ (6)

> **#Diâmetro Exterior do Veio Motor**
 $dv := 25E-3; \# [m]$
 $dv := 0.025$ (7)

> **#Binário do veio do Motor**
 $Ta := 90; \# [N \cdot m]$
 $Ta := 90$ (8)

> **#Força Tangencial**
 $Ft := \frac{Ta}{\left(\frac{dv}{2}\right)}; \# [N]$
 $Ft := 7200.000000$ (9)

Aplicação do Critério de Plasticidade - Tensões Equivalentes

Tipo de Montagem	Condições de funcionamento	Pressão de contacto admissível (MPa)
Deslizante com carga	Choques, vibração	$0,5 \leq \sigma_{adm} < 2$
	Normal	$2 \leq \sigma_{adm} < 6$
	Suave	$6 \leq \sigma_{adm} < 10$
Deslizante sem carga	Choques, vibração	$6 \leq \sigma_{adm} < 10$
	Normal	$10 \leq \sigma_{adm} < 30$
	Suave	$30 \leq \sigma_{adm} < 60$
Fixa	Choques, vibração	$10 \leq \sigma_{adm} < 20$
	Normal	$20 \leq \sigma_{adm} < 40$
	Suave	$40 \leq \sigma_{adm} < 90$

- 1-Tipo de Montagem:Fixa
- 2-Condições de Funcionamento: Suave
- 3-Pressão de Contacto admissível (MPa): 40 a 90

> **#Critério de Tresca - σ_{eq}**
 $\sigma_1 := 90E6; \# [Pa]$
 $\sigma_3 := 40E6; \# [Pa]$
 $\sigma_{eq} := \sigma_1 - \sigma_3; \# [Pa]$
 $\sigma_1 := 9.0 \times 10^7$
 $\sigma_3 := 4.0 \times 10^7$
 $\sigma_{eq} := 5.0 \times 10^7$ (10)

> **#Critério de Tresca - τ_{eq}**

$$\tau_{eq} := \frac{(\sigma_1 - \sigma_3)}{2}; \# [Pa]$$

$$\tau_{eq} := 2.500000000 \times 10^7 \quad (11)$$

> **#Verificação ao corte**

$$\tau := \frac{F_t}{A_{corte}}; \# [Pa]$$

$$\tau := 1.440000000 \times 10^7 \quad (12)$$

> $eq := \frac{\tau_{eq}}{\tau};$

$$eq := 1.736111111 \quad (13)$$

De acordo com o resultado da equação anterior, a tensão de corte equivalente é cerca de 1,74 vezes maior do que a tensão de corte, logo, estamos no regime elástico de deformação. Portanto, verifica-se segurança.

> **#Verificação ao esmagamento**

$$\sigma_{esmg} := \frac{F_t}{A_{esmag}}; \# [Pa]$$

$$\sigma_{esmg} := 2.857142857 \times 10^7 \quad (14)$$

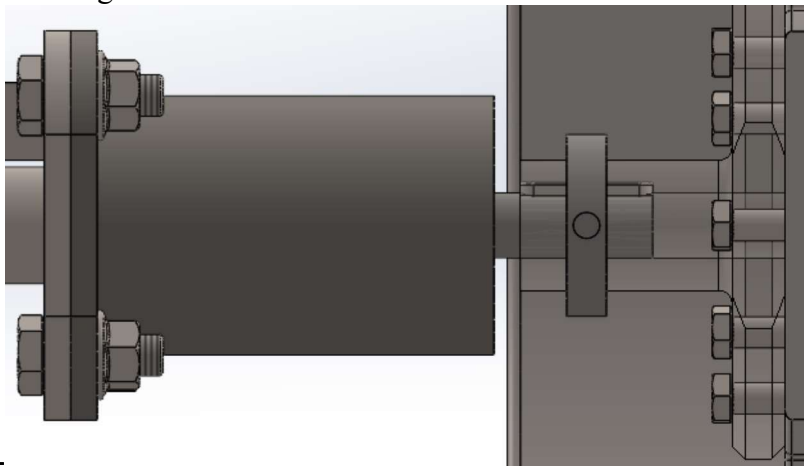
> $eq1 := \frac{\sigma_{eq}}{\sigma_{esmg}};$

$$eq1 := 1.750000000 \quad (15)$$

De acordo com o resultado da equação anterior, a tensão equivalente é cerca de 1,76 vezes maior do que a tensão de esmagamento, logo, estamos no regime elástico de deformação. Portanto, verifica-se segurança.

De acordo com os resultados obtidos, a chaveta selecionada pode ser utilizada em serviço.

Para garantir a ausência de deslizamento, no projeto teve-se em conta dois componentes um casquilho e um pino, ambos a estabelecerem a união entre o veio motor e o componente da roda que neste trabalho foi designado de eixo da roda.



Apêndice F - Estudo da Mola

> *Restart*

Modelo CAD da mola

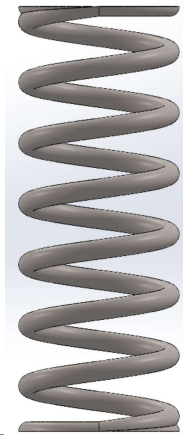
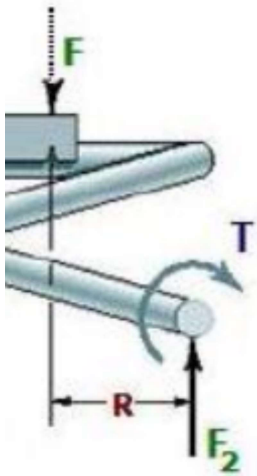


Diagrama de Corpo Livre da Mola



Características da Mola

Características da Mola

(1)

> # *Diâmetro médio da mola*

$$Dm := 50E - 3; \# [m]$$

Diâmetro da secção do arame

$$dm := 6E - 3; \# [m]$$

Número de espiras

$$ne := 7;$$

Ângulo de Inclinação da Mola

$$\alpha := \text{evalf} \left(\arctan \left(\frac{8,43}{50} \right) \right); \# [Rad]$$

Módulo de Corte

$$G := 49 \cdot 10^9; \# [Pa]$$

Deslocamento máximo admissível

$f := 10; \# [mm]$

$Dm := 0.050$

$dm := 0.006$

$ne := 7$

$\alpha := 0.1839434565$

$G := 49000000000$

$f := 10$

(2)

Índice da Mola ou de Curvatura

> $C := \text{evalf}\left(\frac{Dm}{dm}\right);$

$C := 8.333333333$

(3)

Passo da Mola

> $p := \pi \cdot C \cdot dm \cdot 1000 \cdot \tan(\alpha); \# [mm]$

$p := 29.22411771$

(4)

Fator de Wahl (Kw) - coeficiente que induz o coef. de fadiga

> $Kw := \text{evalf}\left(\frac{(4 \cdot C) - 1}{(4 \cdot C) - 4} + \left(\frac{0.615}{C}\right)\right);$

$Kw := 1.176072727$

(5)

Força máxima na mola na situação mais desfavorável:

> $Fk := 3354.464998; \# [N]$

$Fk := 3354.464998$

(6)

Como $C \leq 10$, a curvatura é Grande, logo a equação que traduz a tensão de corte induzida na mola é a seguinte

> $\tau m := Kw \cdot \left(\frac{8 \cdot Fk \cdot Dm}{\pi \cdot dm^3}\right); \# [Pa]$

$\tau m := 2.325486437 \times 10^9$

(7)

Rigidez da Mola

> $Kmola := \frac{G \cdot dm^4}{8 \cdot Dm^3 \cdot ne}; \# \left[\frac{N}{m}\right]$

$Kmola := 9072.000000$

(8)

Pela lei de Hooke, a força necessária para comprimir a mola é dada pela equação seguinte:

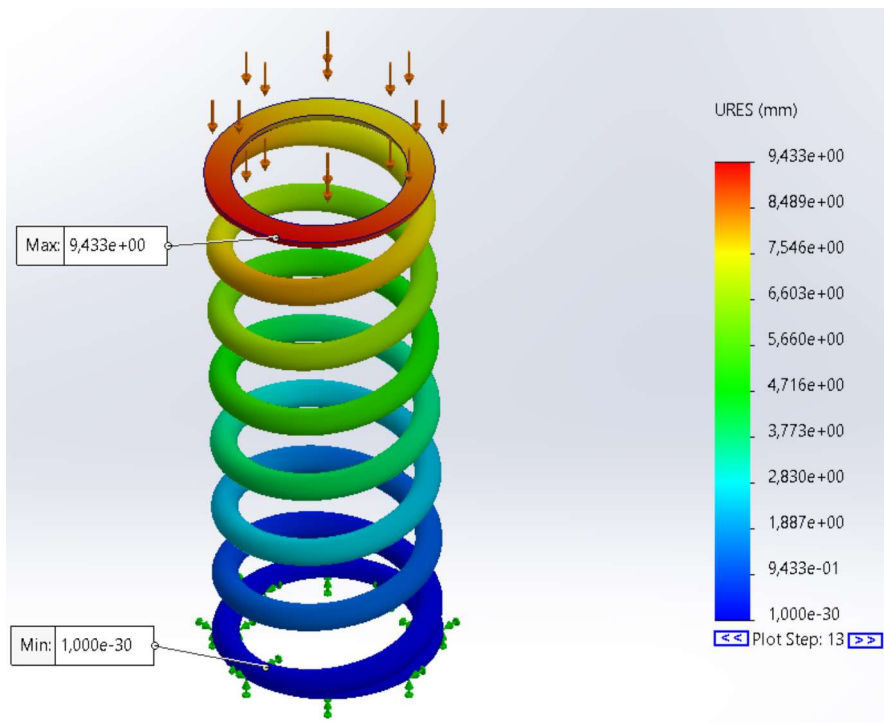
> $Fm := \frac{Kmola \cdot f}{1000}; \# [N]$

$Fm := 90.72000000$

(9)

De acordo como o resultado anterior, força mínima para comprimir a mola em 10 mm é de 90,72 N.

Com a força calculada anteriormente, fez-se um estudo não linear da mola e verificou-se que o deslocamento máximo da mola foi de 9,433 mm.



Detalhes da Malha:

Mesh Details	
Study name	Nonlinear 2* (-Default-)
DetailsMesh type	Solid Mesh
Mesher Used	Blended curvature-based mesh
Jacobian points for High quality mesh	16 points
Max Element Size	3,13886 mm
Min Element Size	1,04627 mm
Mesh quality	High
Total nodes	31209
Total elements	16571
Maximum Aspect Ratio	21,156
Percentage of elements with Aspect Ratio < 3	99,3
Percentage of elements with Aspect Ratio > 10	0,0966
Percentage of distorted elements	0
Number of distorted elements	0
Reuse mesh for identical bodies	Off
Number of bodies that have reused mesh	0
Time to complete mesh(hh:mm:ss)	00:00:25
Computer name	

> # *Deslocamento máximo da mola para uma força de 90,72 N - Solidworks:*

$$f_s := 9.433; \# [N]$$

$$f_s := 9.433$$

(10)

> # *Erro Relativo do deslocamento:*

$$Er := \frac{|f_s - f|}{f} \cdot 100; \# [\%]$$

$$Er := 5.670000000$$

(11)

> # *De acordo com o Software Solidworks, a força mínima para comprimir a mola em 10 mm é de 117 N.*

$F_{ms} := 117; \# [N]$

$F_{ms} := 117$

(12)

> # *Erro relativo da força na mola:*

$Ea := \frac{\text{abs}(F_{ms} - F_m)}{F_m} \cdot 100;$

$Ea := 28.96825397$

(13)

Em suma, apesar de haver uma diferença de 28,97% entre a força calculada analiticamente e a obtida computacionalmente verifica-se que a força calculada analiticamente é muito próxima da força real uma vez que a diferença entre os deslocamentos foi de 5,67 %.

>