

SIRANNY GUILLAUMON PEREIRA DA SILVA

PROJETO DE UMA MÁQUINA DE QUEDA LIVRE DE PESO

Guaratinguetá
2017

Siranny Guillaumon Pereira da Silva

PROJETO DE UMA MÁQUINA DE QUEDA LIVRE DE PESO

Trabalho de Graduação apresentado ao Conselho de Curso de Graduação em Engenharia Mecânica da Faculdade de Engenharia do Campus de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, como parte dos requisitos para obtenção do diploma de Graduação em Engenharia Mecânica.

Orientador: Prof. Dr. Marcelo Sampaio Martins

Coorientador: Prof. Me. Fabricio Vieira Silva

Guaratinguetá – SP
2017

S586p

Silva, Siranny Guillaumon Pereira da Silva

Projeto de uma máquina de queda livre de peso / Siranny Guillaumon Pereira da Silva – Guaratinguetá, 2017.

68 f : il.

Bibliografia: f. 60-68

Trabalho de Graduação em Engenharia Mecânica – Universidade Estadual Paulista, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, 2017.

Orientador: Prof. Dr. Marcelo Sampaio Martins

Coorientador: Prof. Me. Fabrício Vieira Silva

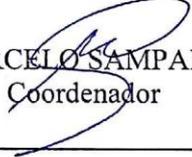
1. Máquinas – Projetos. 2. Materiais compostos. I. Título

CDU 620.1

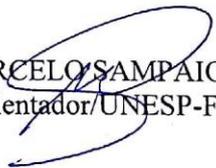
Siranny Guillaumon Pereira da Silva

ESTE TRABALHO DE GRADUAÇÃO FOI JULGADO ADEQUADO COMO
PARTE DO REQUISITO PARA A OBTENÇÃO DO DIPLOMA DE
“GRADUADA EM ENGENHARIA MECÂNICA”

APROVADO EM SUA FORMA FINAL PELO CONSELHO DE CURSO DE
GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA MECÂNICA


Prof. Dr. MARCELO SAMPAIO MARTINS
Coordenador

BANCA EXAMINADORA:


Prof. Dr. MARCELO SAMPAIO MARTINS
Orientador/UNESP-FEG


Eng. IVAN LUÍS DUARTE FORTI
UNESP-FEG


Eng. EVERTON COELHO DE MEDEIROS
UNESP-FEG

Maio de 2017

...aos meus pais e noivo.

AGRADECIMENTOS

Agradeço a meus pais que não mediram esforços para que eu conquistasse esse título. Minha mãe, Lisette, que sempre está ao meu lado me auxiliando e encorajando. Em memória ao meu amado pai Irani, que sempre estará presente em pensamento e me ensinou a importância dos estudos.

Ao meu noivo Ivan, que esteve comigo desde o primeiro dia de aula na faculdade. Agradeço por todo amor, companheirismo e ensinamentos, que foram imprescindíveis em toda minha graduação.

Ao meu orientador, Prof. Dr. Marcelo Sampaio Martins que jamais deixou de me incentivar. Por toda paciência e ensinamentos que foram essenciais durante minha graduação.

RESUMO

Os materiais compósitos têm sido amplamente utilizados em aplicações aeronáuticas e para tal é muito importante conhecer suas principais características e propriedades. Estes materiais apresentam bons resultados quando submetidos a carregamentos de tração, mas não têm desempenho tão positivo quando sujeitos a carregamentos transversais. Por este motivo é pertinente estudar o comportamento dos compósitos quando solicitados em ensaios de impacto. O foco deste trabalho é o projeto de uma máquina de queda livre de peso para ensaios de material compósito de aplicação aeronáutica utilizando como base a carcaça de uma máquina de tração existente. Para a concepção do projeto, os componentes foram subdivididos em grupos que auxiliaram na construção de etapas. O projeto do modelo da máquina foi feito com o auxílio do *software* AutoCAD[®] e os desenhos para fabricação estão apresentados no trabalho.

PALAVRAS-CHAVE: Máquina de queda livre de peso. Projeto. Compósito.

ABSTRACT

Composite materials have been used in aeronautical applications and it is very important to know their main characteristics and properties. These materials present good results when submitted to tensile loads, but do not perform so positively when subjected to transverse loads. Considering these facts is very important study the behavior of composites when requested in impact events. This research work focuses on the project of a drop weight impact machine for aeronautical composites materials using the structure of an existing machine. This work presents the components of the machine subdivided into groups that contribute with development of the project. The project was modeled using the software AutoCAD™ and the drawings for manufacturing are presented in the work.

KEYWORDS: Drop Weight Impact. Project. Composites.

LISTA DE ILUSTRAÇÕES

Figura 1 - Esquema do dispositivo de queda livre de peso.....	11
Figura 2 - Esquema de compósito de matriz polimérica.....	15
Figura 3 - Compósito de matriz polimérica epóxi.....	16
Figura 4 – Impactos.....	17
Figura 5 - Exemplo de pêndulos	21
Figura 6 - Máquina de queda livre de peso.....	23
Figura 7 - Modos de deformação.....	26
Figura 8 - Mecanismos de falha associados à espessura da placa ensaiada.....	27
Figura 9 - Carcaça a ser utilizada para projeto de MQLP para compósitos.....	29
Figura 10 - Esquema com as medidas base para o projeto.....	31
Figura 11 – Sistema de gatilho e flange de fixação da coluna guia.....	35
Figura 12 – Travessa central do sistema de fixação do gatilho.....	36
Figura 13 – Grampos laterais do sistema de fixação do gatilho.....	37
Figura 14 – Suporte do pino do gatilho.....	40
Figura 15 – Pino do gatilho e guia do cabo de acionamento.....	41
Figura 16 – Flange da coluna guia.....	42
Figura 17 – Suporte do corpo de prova.....	44
Figura 18 – Base do suporte do corpo de prova.....	45
Figura 19 – Placa superior do suporte do corpo de prova.....	46
Figura 20 – Conjunto do impactador – Vista frontal.....	49
Figura 21 – Conjunto do impactador – Vista explodida.....	50
Figura 22 – Placa frontal do impactador.....	51
Figura 23 – Placa traseira do impactador.....	52
Figura 24 – Componentes do impactador.....	53
Figura 25 – Suporte da célula de carga.....	54
Figura 26 – Célula de carga.....	56
Figura 27– Esquema do sistema de condicionamento e aquisição de dados.....	57

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Subsistemas da MQLP.....	30
Tabela 2 - Valores dos parâmetros de impacto utilizados em estudos de resistência a danos gerados por impacto em materiais compósitos.....	32
Tabela 3 – Informações da mola.....	39
Tabela 4 – Lista de peças do impactador.....	59

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

NCF	<i>Non-Crimp Fabric</i>
CAI	<i>Compression After Impact</i>
MQLP	Máquina de Queda Livre de Peso
MEF	Método dos Elementos Finitos
CDP	Corpo de Prova
ITA	Instituto Tecnológico de Aeronáutica

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	11
1.1	OBJETIVOS.....	13
1.2	JUSTIFICATIVA.....	13
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	14
2.1	COMPÓSITOS.....	14
2.2	EVENTO DE IMPACTO EM COMPÓSITOS.....	16
2.2.1	Tolerância ao dano	19
2.3	MÁQUINAS DE TESTE DE IMPACTO.....	20
2.3.1	Máquina pendular	20
2.3.2	Ensaio de queda livre de peso	22
2.4	SOFTWARE AUTOCAD.....	28
3	MATERIAIS E MÉTODOS	29
3.1	DEFINIÇÃO DOS PARÂMETROS.....	32
3.1.1	Superestrutura	33
3.1.2	Sistemas Auxiliares	33
3.1.3	Impactador	47
3.1.4	Sistema de Tratamento de Dados	57
3.2	CORPO DE PROVA.....	58
3.3	LISTA DE PEÇAS DO IMPACTADOR.....	59
3.4	SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS.....	60
4	CONCLUSÕES	61
	REFERÊNCIAS.....	60
	BIBLIOGRAFIA CONSULTADA.....	68

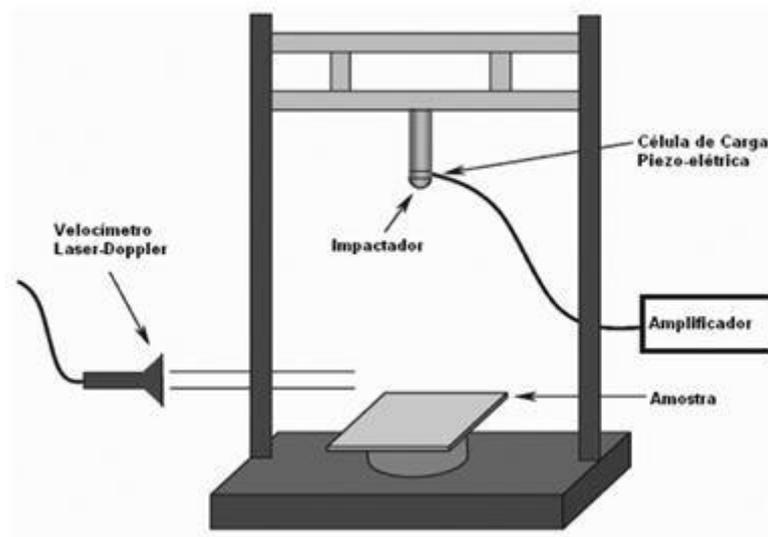
1 INTRODUÇÃO

Uma máquina de queda livre de peso tem como finalidade básica um ensaio de impacto relativo ao material a ser estudado, que pode ser de vários tipos, dentre eles os metais. Sua construção consiste essencialmente de um impactador com uma determinada massa, sujeito à queda livre, ao qual é acoplada uma célula de carga que proverá pontos de dados de carga com relação ao tempo de contato entre o impactador e o alvo (no caso deste trabalho, uma placa de material compósito). Os dados obtidos são enviados a um computador para processamento e análise dos resultados (CORTÉS e CANTWELL, 2006).

A massa impactante é liberada de uma altura estabelecida e pode descer por um sistema de trilho de baixo atrito, como no caso das torres ou por tubo guia. Os sistemas mais sofisticados podem registrar a carga em função do tempo ou carga em função da deformação durante todo o período do evento de impacto. Estes registros fornecem uma representação mais completa do impacto do que um simples valor calculado.

As máquinas de queda de peso, conforme mostrado na Figura 1, e os pêndulos instrumentalizados são considerados atualmente os melhores métodos disponíveis para o ensaio de impacto, pois facilitam a comparação do desempenho dos materiais (site CIMM).

Figura 1- Esquema do dispositivo de queda livre de peso



Fonte: Cortés e Cantwell (2006)

Os compósitos de matriz polimérica têm sido empregados em vários setores como o aeroespacial e suas aplicações variam desde componentes estruturais até estruturas secundárias (WU e SPRINGER, 1988; GIBSON, 1994). Quando submetido a impactos de baixa energia, o compósito pode apresentar danos estruturais internos que não são visíveis externamente (MCCARTY, 1993) e por isso tornou-se importante o estudo de ensaios como o de impacto, que sejam capazes de entender o mecanismo de falha do material (MATTHEW e RAWLINGS, 1994).

Alguns autores classificam os eventos de impacto de acordo com a velocidade do impactador (BIBO et al., 1996) e embora não exista uma definição exata da faixa de valores que caracterizam eventos de baixa ou alta energia, sabe-se que no primeiro caso o objetivo é analisar os efeitos no interior do material a ser estudado e, no segundo caso, verifica-se o comprometimento global da estrutura. Neste estudo o foco será nos eventos de baixa energia.

De acordo com o estudo da norma ASTM D 7136/D 7136M fica evidente que para garantir a reprodutibilidade do ensaio, as condições do experimento devem ser mantidas. A geometria do material compósito a ser analisado, bem como as condições atmosféricas locais e a energia de impacto, são determinantes nos resultados.

O ensaio de queda livre pode ser usado para os seguintes propósitos:

- provocar um dano no material para posterior teste de tolerância de danos;
- determinar quantitativamente os efeitos da sequência de empilhamento, tratamento superficial da fibra, variações de fração de volume da fibra, processamento e variáveis ambientais na resistência a danos de um composto laminado particular;
- comparar quantitativamente os valores relativos dos parâmetros de resistência ao dano para materiais compósitos com diferentes constituições (curva força x tempo) (ASTM D 7136).

1.1 OBJETIVOS

Projetar uma máquina de queda livre de peso para aplicação em materiais compósitos;

1.2 JUSTIFICATIVAS

Devido ao fato da UNESP-FEG não possuir o equipamento em questão, decidiu-se projetá-lo e fabricá-lo para futuras aplicações acadêmicas.

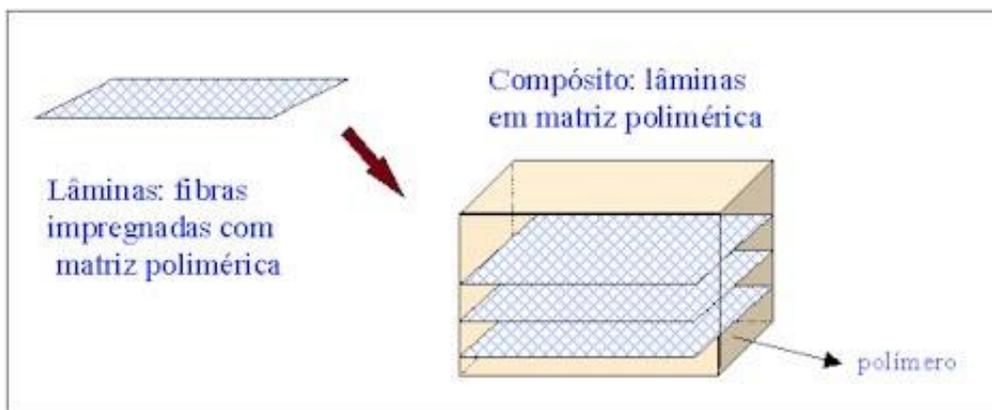
2 REVISÃO BIBLIOGRÁFICA

A necessidade de se avaliar o comportamento de longos períodos dos compósitos laminados tem sido muito enfatizada, visto que danos internos gerados por eventos repetidos e acumulados ao longo do tempo podem levar à falha do componente de aspecto aparentemente íntegro (MORAIS, et al., 2005). Um conceito vinculado a esta constatação é o conceito de danos de difícil visualização (BVID - *Barely Visible Impact Damage*) (HONG e LIU, 1989), segundo o qual os danos causados por impacto abaixo de uma determinada energia limite, embora improváveis de serem detectados durante inspeções rotineiras de aeronaves, podem reduzir significativamente a resistência residual da estrutura. A posterior aplicação de cargas de fadiga, inevitáveis em uma aeronave em serviço, pode contribuir para que gradativamente ainda mais a integridade estrutural seja comprometida através do crescimento do dano previamente criado por impacto, agravando a possibilidade de uma falha catastrófica em voo (TARPANI, et al., 2006).

2.1 COMPÓSITOS

Os compósitos são formados pela união de dois ou mais materiais de maneira a se obter um efeito sinérgico por meio de propriedades combinadas que visam ressaltar as propriedades de um dos componentes. Normalmente os compósitos são formados pela matriz e reforço (Figura 2). A matriz é responsável por aglutinar as fibras e por transferir os esforços através da interface, além de garantir a integridade estrutural do material e proteger as fibras de ataques químicos. O reforço é responsável pela resistência mecânica do material (CALLISTER, 2002).

Figura 2 – Esquema de compósito de matriz polimérica



Fonte: Quimicamente Fácil (2017)

O emprego de materiais compósitos de matriz polimérica tem como vantagem o fato de apresentarem baixa densidade, o que acarreta em compósitos de baixo peso, altos valores de resistência à fadiga e à corrosão e também a facilidade de obtenção de geometrias complexas. A baixa resistência relativa a impactos mecânicos é uma importante desvantagem e, nesse contexto, ensaios mecânicos que simulam impacto são imprescindíveis para obtenção de dados experimentais necessários à criação de metodologias de projeto (MORAIS et. al., 1998).

No processamento de compósitos, um dos parâmetros a ser levado em conta é a propriedade da interface fibra-matriz que influencia as propriedades gerais do compósito. As pesquisas nessa área têm despendido anos na análise desse comportamento interfacial (GAO, et al., 2004). A Figura 3 mostra um compósito de fibra de carbono após ensaio de fadiga.

Figura 3 – Compósito de matriz polimérica epóxi



Fonte: A autoria própria (2013)

Quando interações fracas entre matriz e reforço estão presentes é comum que ocorram fraturas por cisalhamento interfacial. Entretanto, interações extremamente fortes causam uma baixa resistência ao impacto do compósito, devido à fragilização do mesmo (GAO, et al., 2004).

Devido às boas propriedades, o compósito carbono epóxi está sendo muito utilizado em aeronaves civis e militares. A natureza frágil da matriz epóxi aliada à baixa resistência ao cisalhamento no plano da fibra de carbono são consideradas propriedades físicas críticas e responsáveis por sua baixa tenacidade ao impacto (APPLEBY-THOMAS, et al., 2011).

2.2 EVENTO DE IMPACTO EM COMPÓSITOS

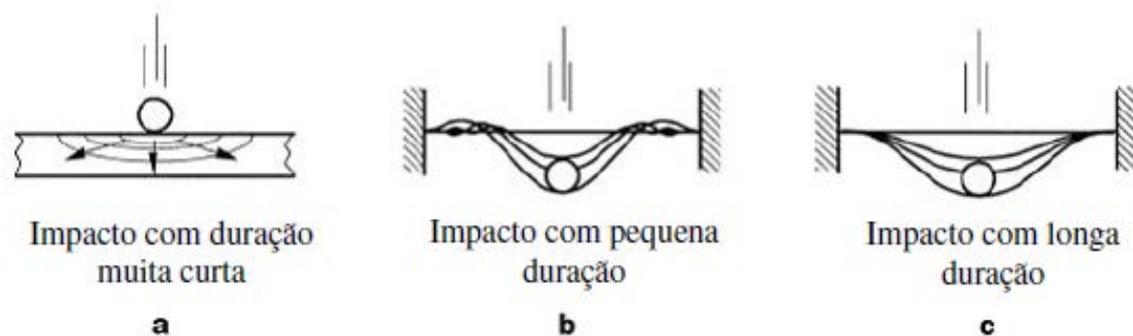
Durante o ciclo de vida dos compósitos deve ser considerada a ocorrência de eventos associados ao impacto, desde seu processamento até sua manutenção e operação (TRIAS e MAIMÍ, 2012).

Na operação e manutenção a estrutura pode estar submetida a diversas fontes de impacto, como por exemplo, no caso de compósitos para aplicação aeronáutica em que pode ocorrer impacto de detritos na decolagem e pouso, choque com outros equipamentos, chuva de granizo ou queda de ferramentas. Na etapa de processamento o compósito é suscetível a danos durante o manuseio, transporte e montagem de conjuntos (ABRATE, 1998).

A importância do estudo de danos em estruturas epóxi é justificada pela sua baixa capacidade de absorver energia, em comparação com os materiais convencionais como ligas de alumínio (SUGUN e RAO, 2004).

Os metais quando submetidos a impactos de baixa velocidade apresentam dano superficial visível e de fácil detecção, já no caso dos compósitos tais danos não são superficiais (WANG, et al., 2010). Para impactos com intervalo de tempo bem pequeno o resultado predominante é a propagação das ondas de tensão nas três direções do material conforme Figura 4.a. Para intervalos maiores a resposta é inicialmente seguida por ondas de flexão e de cisalhamento de acordo com a Figura 4b. No caso de impactos com intervalos de tempo muito grandes a resposta é predominantemente norteadada pelos modos mais baixos de vibração da lâmina como mostrado na Figura 4c (OLSSON, 2000).

Figura 4 - Impactos



Fonte: Biase (2009)

De modo geral os materiais compósitos apresentam uma boa resistência independentemente das fibras e da matriz, mas quando analisamos a resistência ao impacto, esse valor é alto quando o esforço é aplicado na própria direção da fibra. Em contrapartida, analisando o material com esforços na direção transversal da fibra encontram-se valores muito menores.

O impacto em compósitos é motivo de pesquisas e estudos que objetivam desenvolver metodologias que caracterizem seu comportamento estrutural e mecânico, já que neste caso de impacto o dano pode ser não visível. Em um primeiro momento esses estudos visavam à determinação dos parâmetros que influenciam o processo de absorção e dissipação de energia (CHAMIS, et al., 1992). Outros estudos sobre o

assunto foram feitos com o propósito de determinar as características de propagação de onda em impactos de alta velocidade (TAKEDA, et al., 1981; DANIEL, et al., 1979).

Os compósitos apresentam geralmente comportamento ao dano mais complexo, com três mecanismos básicos de falhas gerados pelo impacto: falha da matriz, quebra da fibra e a dominante delaminação (WU e YAO, 2010). A delaminação é iniciada por tensões cisalhantes interlaminares, induzidas pela deformação do compósito durante o impacto (AMERICAN COMPOSITES MANUFACTURES ASSOCIATION, 2012).

A degradação da resistência à compressão em compósitos após o dano está diretamente relacionada à delaminação, geração de trincas na matriz e cisalhamento das fibras durante o impacto. A resistência à tração residual está diretamente relacionada ao cisalhamento das fibras. A resistência ao ambiente de componentes estruturais é afetada diretamente pela formação de vazios (DEFENCE, 2002).

Um dos métodos de mais destaque para melhorar a tolerância ao dano é a utilização de reforços na direção da espessura (TTR - *Through Thickness Reinforcements*), como a costura presente no tecido de carbono não dobrável (NCF), que favorece a resistência ao cisalhamento interlaminar do material de reforço (NJIONHOU, et al., 2011).

O ensaio de compressão após o impacto, conhecido como Boeing CAI (*Compression After Impact*), é muito importante para a validação e desenvolvimento de estruturas em compósitos e seus limites como característica chave para a sua seleção.

Os modelos utilizados pelos pesquisadores para prever o comportamento do compósito diante do ensaio de impacto inicialmente se baseavam no sistema massa mola (CAPRINO, et al., 1984. SKOBLUM, et al., 1988; SCHIVAKUMAR, et al., 1985), em que se assumia que a duração do contato ocorria quase que estaticamente em um sistema com poucos graus de liberdade. Outra modelagem utilizada foi a de contato Hertziano entre uma esfera e uma placa, mas também não cabia muito a esse propósito visto que nessa metodologia consideram-se materiais compostos isotrópicos (WILLIS, 1996; YANG e SUN, 1982; TAN, SUN, 1985); o que não condiz com os compostos laminados que são anisotrópicos. Sendo assim, uma metodologia que se enquadra nos requisitos desta aplicação é o MEF - método dos elementos finitos (BIASE, 2009).

Estudos com uma série de testes de impactos feitos repetidamente sobre as mesmas amostras, a fim de obter a dependência das propriedades do material com os eventos de impacto mostraram que, mesmo para energias de impacto pequenas, a amostra impactada desenvolveu sempre uma região de danificação com a manutenção

dos impactos. Esta é uma característica importante dos materiais compósitos fibrosos que revela a relativa fragilidade destes materiais frente aos eventos de impacto (JANG, et al., 1992).

Dentre os principais dados analisados em um ensaio de impacto, destaca-se a tentativa de previsão da velocidade limiar para geração de danos superficialmente visíveis e a comparação destes resultados com experimentos. Essa estimativa é feita com a utilização de um programa de elementos finitos e um critério de falha, de modo a obter uma correlação satisfatória para o nível utilizado de observação dos danos (GRESZCZUK e CHAO, 1977).

2.2.1 Tolerância ao dano

Ao analisar estruturas aeronáuticas é possível definir a tolerância ao dano como a capacidade de uma estrutura suportar um determinado carregamento após o evento de impacto (EDGRENA e SOUTISB, 2008).

O conhecimento dos mecanismos e consequências da evolução de danos em materiais compósitos é muito importante para que seja possível estimar a vida dessas estruturas, bem como o comportamento das mesmas (MASTERS, 1992).

Existem vários métodos considerados para melhorar a tolerância ao dano e, dentre eles, destaca-se o uso de reforços na direção da espessura (TTR – *Through Thickness Reinforcements*) (NJIONHOU, et al., 2011).

No mecanismo de impacto estão envolvidas diferentes componentes de tensão, o que permite interagir diversos mecanismos de dano. Para situações em que o impactador é não deformável e o ensaio é de baixas velocidades, o cálculo da resistência ao dano no impacto é feito por uma intensidade mínima de energia cinética incidente ou pela força do impacto, levando-se em consideração um valor tal que acima do mesmo se inicia o dano.

Um dos métodos utilizados para calcular a energia de impacto em compósitos é

$$U_s = \frac{E_s}{b_s(d_s - c_s)}$$

em que U_s é a energia de impacto, E_s é a energia aferida no teste que utiliza uma amostra de largura b_s , profundidade d_s e com profundidade de entalhe c_s (REID e ZHOU, 2000). O dano causado pelo impacto pode estar relacionado à delaminação, ruptura na matriz e ruptura na fibra e a extensão do dano é afetada em diferentes níveis

de acordo com sua natureza. Fatores como massa do impactador, geometria do laminado, condições de contorno a serem analisadas, tensões residuais, volume porcentual de fibra, velocidade de impacto e tipos de fibra e matriz são os principais parâmetros a serem analisados no resultado do ensaio de impacto em materiais compósitos (ZHOU, 1998).

2.3 MÁQUINAS DE TESTE DE IMPACTO

Nos laboratórios geralmente são utilizados os ensaios de pêndulos para a realização do experimento de impacto, entretanto sistemas instrumentados para ensaio de impacto por queda livre são mais confiáveis e mais flexíveis que os pêndulos usados em Charpy. Além de permitir a rastreabilidade de parâmetros como velocidade inicial e deslocamento, os instrumentos podem ser equipados com dispositivos para cada tipo de ensaio, como por exemplo, o acoplamento de câmeras de alta resolução para analisar o comportamento do material a ser estudado diante das diferentes condições (REOTERM, 2017).

2.3.1 Máquina pendular

Os pêndulos são usados para ensaios de diversos materiais, como metálicos, cerâmicos, plásticos e compostos. Um aspecto que garante essa ampla aplicação é o fato de ser possível a montagem desse ensaio em grandes dimensões para o caso de fixação sobre o solo; ou até mesmo pequenas dimensões para fixação sobre bancadas de trabalho.

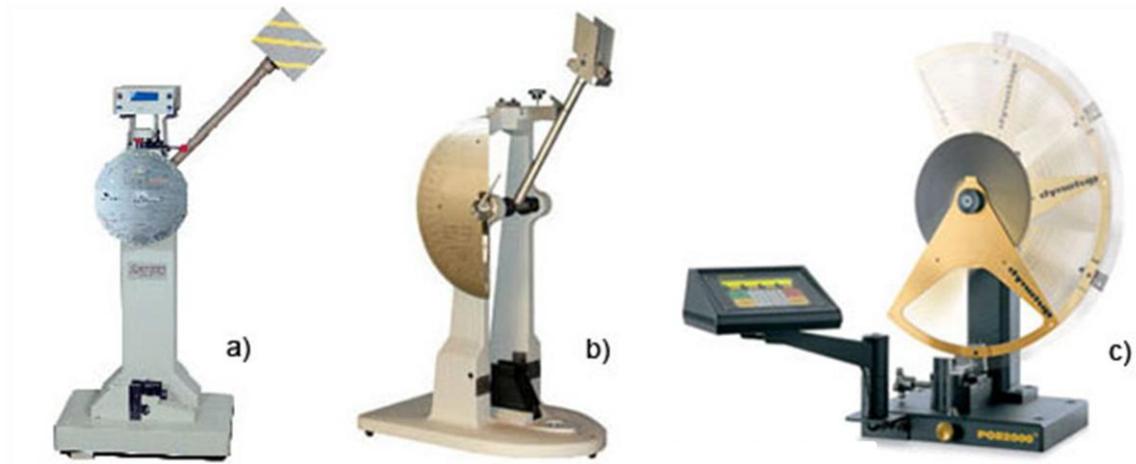
Dependendo das dimensões da máquina, as faixas de energia são bastante variáveis. Para máquinas de piso, a energia nominal disponível fica na faixa de 30 a 550 Joules. Para máquinas de bancada, valores como 5,5 Joules (para uso em termoplásticos) são comuns, podendo-se chegar até valores de 50 Joules. Velocidades usuais no impacto são da ordem de 3 a 6 m/s.

Os acessórios de ensaio como pontas, insertos e dispositivos de fixação do corpo de prova dependem do tipo de norma e material a testar. A mesma máquina poderá executar testes Izod e Charpy, apenas com a troca de acessórios.

Na Figura 4 podem ser observados pêndulos de impacto fabricados pela Instron para metais (a), usualmente máquinas de piso, plásticos (b) e cerâmicos e compostos (c),

sendo as duas últimas de bancada. Todos os modelos podem ser usados para os testes Charpy e Izod (CIMM).

Figura 5- Exemplo de pêndulos



Fonte: CIMM

Para o ensaio Charpy é utilizada a norma ASTM D6110-06 e seu aparato consiste em um martelo pendular que oscila em determinado curso. Na extremidade do pêndulo é utilizado um impactador que será o responsável pela fratura do corpo de prova após atingir a região posterior da amostra. A energia de impacto é calculada com base na diferença entre a altura que o impactador atingiria se não houvesse interrupção do curso devido ao corpo de prova e a altura que o mesmo atinge após colidir com a amostra.

Normalmente os corpos de prova que são utilizados no ensaio Charpy apresentam um entalhe em uma de suas faces que pode ser no formato em U com 3 mm de profundidade ou em V com 2 mm de profundidade. Os CDPs têm, normalmente, dimensões 60 x 6 x 6 mm e as velocidade de impactos empregadas são de 2 à 4 m/s, com amplitude de energia de 0,4 à 15J (REID e ZHOU, 2000).

O ensaio Izod também é baseado em um pêndulo oscilante, mas sua principal diferença quando comparado ao ensaio Charpy consiste no fato de que nele o posicionamento do CDP a ser analisado é feito verticalmente e é engastado em apenas uma extremidade por meio de fixadores. Este ensaio, que é baseado na norma ASTM D256-06a, difere do ensaio Charpy, também, em outro aspecto: nele o impactador colide diretamente com a face da amostra que possui o entalhe. Outra aplicação para o ensaio Izod é para o caso de materiais poliméricos que, por serem sensíveis à

concentração de tensão oriunda do entalhe, originariam resultados muito imprecisos; o que contribui para que, quando o objeto de estudo é este tipo de material, é feito o ensaio Izod com amostras sem nenhum entalhe. O resultado obtido pelo ensaio Izod é a perda de energia (J) por unidade de espessura do material (mm).

Para ensaios com uma maior variedade de geometrias e em componentes mais complexos são utilizadas torres de impacto, em que um peso é desprendido em uma altura previamente determinada e atinge um CDP em um plano horizontal.

2.3.2 Ensaio de queda livre de peso

Este tipo de ensaio apresenta algumas vantagens comparativas em relação aos outros tipos de ensaios de impacto que também têm o objetivo de caracterizar a resposta dinâmica de impactos de materiais compósitos. Tais vantagens estão relacionadas aos seguintes aspectos:

- o sistema montado de ensaios pode ser utilizado, com poucas alterações, não só para o estudo de compósitos, como também para outros materiais sob a forma de placas metálicas, como no caso de placas cerâmicas;
- o ensaio é aplicável para metais visto que embora tenham que ser feitas algumas alterações, pode facilitar a análise e interpretação dos resultados;
- é um ensaio que envolve aparatos de controle e precisão mais simples e menores do que os exigidos em outros ensaios;
- pode ser facilmente instrumentado e com um maior grau de precisão, já que envolve, naturalmente, faixas de carregamento relativamente menores e de menor complexidade dinâmica e geométrica para os circuitos de tomada de sinal (MORAIS, et al., 2005).

Como forma de embasamento para a realização deste trabalho foi visitada uma máquina de conceito e propósito semelhante no ITA. Com esta visita e troca de experiência com os responsáveis pelo projeto e implementação da máquina de queda livre de peso daquela instituição, foi possível entender melhor quais são as dificuldades e metodologias necessárias para o desenvolvimento deste trabalho.

Figura 6- Máquina de Queda Livre de Peso



Fonte: Autoria própria (2016)

Alguns dos pontos de atenção do projeto identificados foram:

- fixação da base da estrutura
- fixação da placa de material compósito a ser analisada
- mecanismo de liberação do impactador
- estrutura pela qual o impactador deve deslizar de modo a ter a menor interferência nos resultados
- preocupação com o repique
- sistema de análise dos dados do experimento

Muitos critérios foram indicados para classificar o evento do impacto e o mais comum faz a distinção entre impactos de baixa e alta velocidade (ABRATE, 1991). Vale ressaltar que esta definição não segue um critério exato e, de acordo com o estudo feito por Olsson (2000), a resposta do ensaio está associada com a relação entre a massa do impactador e a massa da placa ao invés da velocidade do impacto.

Depois de analisados os principais tópicos do projeto torna-se possível a determinação dos parâmetros de projeto que serão fundamentais na consolidação dos cálculos e posterior implementação do projeto; tais como *range* de massa do impactador e dimensões da placa compósita a ser estudada.

As metodologias de modelagem numérica de dano em laminados compostos podem ser divididas de acordo com as seguintes categorias:

- Mecânica da fratura
- Critério de falha
- Plasticidade
- Mecânica do dano

A modelagem baseada na mecânica da fratura necessita de uma trinca inicial, o que não permite ser facilmente incorporada a uma metodologia de progressão de dano. Para esta abordagem é considerada a energia de deformação na ponta de uma trinca cujo tamanho é conhecido e a relaciona com a taxa de liberação de energia que é necessária ao aumento da trinca. Os trabalhos neste segmento apresentaram bons resultados na determinação da resistência à cargas de compressão e no estudo da progressão da delaminação em compósitos (MATTHES, et al., 2000; CRISFIELD, et al., 1998).

No caso dos trabalhos da categoria de critério de falha, eles foram inicialmente formulados para materiais unidirecionais e com abordagem estática. Sendo assim, abordagens interativas e não interativas em termos das tensões e deformações foram usadas para determinar as características da falha do material (DANIEL e ISHAI, 1994; JONES, 1999), mas esta abordagem ainda assim não pode prever o tamanho e a posição do dano, o que representa uma desvantagem quando comparada à mecânica da fratura.

A abordagem baseada na plasticidade pode ser combinada com outro critério de falha de modo a prever a falha mecânica. Esta abordagem é adequada para compósitos com comportamento dúctil, como compostos termoplásticos (OLSSON, et al., 1992).

A modelagem da mecânica do dano foi inicialmente desenvolvida por Kachanov (1958) e Rabotnov (1968) e tem sido muito utilizada por pesquisadores por apresentar uma boa ferramenta para prever os diferentes modos de falha em compósitos, incluindo delaminação, ruptura de fibra e matriz. Esse modelo pode ser combinado com um critério de falha de tensão ou de deformação para prever a progressão do dano e, por seu potencial de aplicação, é utilizado em trabalhos publicados recentemente sobre a modelagem do dano em laminados compostos sujeitos a cargas de impactos (DONADON et al, 2008). As variáveis de dano são os parâmetros básicos para a

aplicação da mecânica de danos e a determinação destas variáveis permite a descrição do estado atual de danos de uma estrutura. Um estudo feito por Lemaitre e Dufailly (1987) mostrou os métodos para a determinação do estado de dano de um material:

- Métodos diretos: observação de micrografias, variações na densidade.

- Métodos indiretos:

- Destrutivos: variação no módulo de elasticidade, propagação de ondas ultrassônicas, variação na resposta plástica cíclica, taxa de fluência terciária.

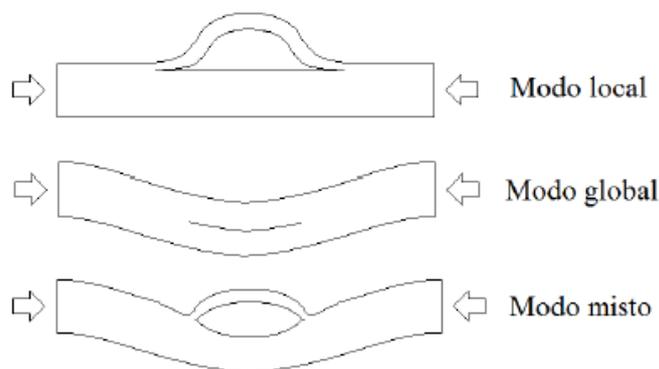
- Não destrutivos: variações na micro dureza, variações na resistividade, emissão acústica, difusão de raios X (LEMAITRE e DUFAILY, 1987).

Como o ensaio Charpy apresenta algumas dificuldades de calibração, cada vez mais o ensaio de queda livre de peso tem sido utilizado (GUIMARAES, 2010). As publicações deste tipo de ensaio de compressão após o impacto datam da década de 80.

Guynn e O'Brien (1985) realizaram estudos em laminados de 16, 32 e 64 camadas utilizando um sistema de fixação com guias. Nesta pesquisa concluíram que nos dois últimos laminados não ocorreu o efeito de flexão e verificaram que, para impactos de mesma energia, laminados mais espessos têm maiores deformações do que os laminados mais finos.

Steinmetz et al. (1990) estudaram o comportamento de placas de materiais compósitos delaminadas quando submetidas à compressão. Nesta pesquisa os autores utilizaram dois métodos diferentes de estudo: método Rayleigh – Ritz e método dos elementos finitos. Nestes ensaios concluíram que a carga de flambagem das placas contendo delaminação é muito sensível ao tamanho e à localização do dano e identificaram três modos de deformação dos laminados: local, em que uma a deformação ocorre em camadas mais externas; global, quando a instabilidade se estende a toda estrutura e misto, em que as duas maneiras ocorrem simultaneamente. Como os autores não consideraram em seu estudo a propagação do dano, nada concluíram com relação à resistência à compressão dos laminados.

Figura 7- Modos de deformação



Fonte: Guimaraes (2010)

Choi e Chang (1992) basearam seus estudos no dano causado pelo impacto em materiais compósitos laminados de carbono-epóxi e a relação deste defeito induzido no processo de delaminação. Concluíram que a delaminação ocorre devido a dois tipos de fratura: separação das fibras com consequente ruptura devido ao esforço cortante; e curvatura das lâminas que acarreta em fissuras na matriz. O crescimento da delaminação tende a ser orientado na direção paralela às fibras da camada abaixo da interface em que ocorre a delaminação; o que explica sua aparência em forma de amendoim. Também concluíram que o aumento da velocidade de impacto, associado a um acréscimo da energia de impacto implica em um aumento da área delaminada do material estudado.

Hitchen e Kemp (1995) estudaram o efeito das sequências de empilhamento no defeito provocado por carbono-epóxi. O dano mais frequente foi a delaminação e a energia absorvida no início da mesma foi diretamente influenciado pela sequência de empilhamento. Verificaram que a energia absorvida na propagação da delaminação aumentava linearmente com o aumento da área total delaminada e a resistência à compressão após impacto também tem relação com esta área.

Habib (2002) analisou laminados unidirecionais comprimidos após impacto com espessuras de 4, 6 e 8 mm, em que quanto maior a energia de impacto, menor será a força de compressão máxima suportada pela placa.

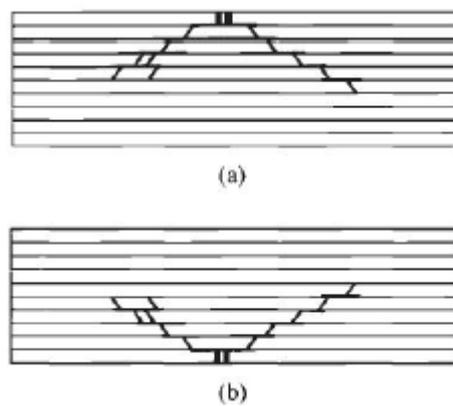
Aslan et al. (2003) fizeram uma análise numérica de placas compósitas após o impacto com diferentes tamanhos e concluíram que o comportamento mecânico da estrutura compósita quando submetida a um impacto de baixa velocidade depende das dimensões da zona central do laminado e quanto menor for a largura da zona central dos

compósitos laminados, maior é a duração do contato. Identificaram também que a resposta do impacto depende diretamente da geometria da placa.

Zhang et al. (2006) analisaram placas laminadas de 2, 4 e 6 mm de espessura sujeitas a compressão após o impacto e concluíram que para laminados com a mesma espessura e sujeitos a um impacto com condições equivalentes, a redução da resistência era de 45% a 50% quando comparadas com placas sem dano.

Para laminados mais espessos, que apresentam maior resistência à tração, o mecanismo de formação de defeitos segue o padrão da Figura 8.a, que tem o formato de um pinheiro. No caso dos laminados de menor espessura e, conseqüentemente, regiões com elevadas tensões de tração, o mecanismo de falha é descrito pela Figura 8.b, que se assemelha a um pinheiro invertido (RODRIGUES, 2013).

Figura 8 – Mecanismos de Falha associados à espessura da placa ensaiada



Fonte: Abrate (1998)

2.4 SOFTWARE AUTOCAD

Do inglês *Computer-Aided Design*, CAD é o nome genérico dos sistemas computacionais utilizados pela engenharia para executar projetos e desenhos técnicos (NAVEIRO, 2010). Uma forma de classificação muito utilizada atualmente é a de acordo com a abrangência da aplicação do sistema. Os de aplicações horizontais possuem recursos genéricos que podem ser aplicados em diversas disciplinas de projeto, como é o caso do AutoCAD, que pode ser usado para realização de desenhos técnicos, desde projetos arquitetônicos, quanto mecânicos, elétricos e de produto.

AutoCAD é um *software* CAD comercializado pela *Autodesk*, Inc. desde 1982. Utilizado principalmente para a elaboração de peças de desenho técnico em duas dimensões (2D) e também em 3D, é o *software* que será utilizado neste estudo como principal ferramenta para fazer o projeto da máquina de queda livre de peso, bem como seus principais componentes.

3 MATERIAIS E MÉTODOS

Para o projeto da máquina de queda livre de peso (MQLP) para compósitos foi tomada como base a carcaça de uma máquina existente no laboratório de Engenharia Mecânica da UNESP-FEG (Figura 9) e a proposta é desenvolver um projeto que se adapte a estrutura já existente. As dimensões básicas são apresentadas na Figura 10.

Figura 9 – Carcaça a ser utilizada para projeto de MQLP para compósitos



Fonte: Autoria própria (2015)

Para que o projeto seja feito é necessário estabelecer uma divisão em etapas das partes da máquina que serão avaliadas. Para esta estruturação dos cálculos foi usada uma relação entre os subsistemas da máquina e suas principais características conforme Tabela 1.

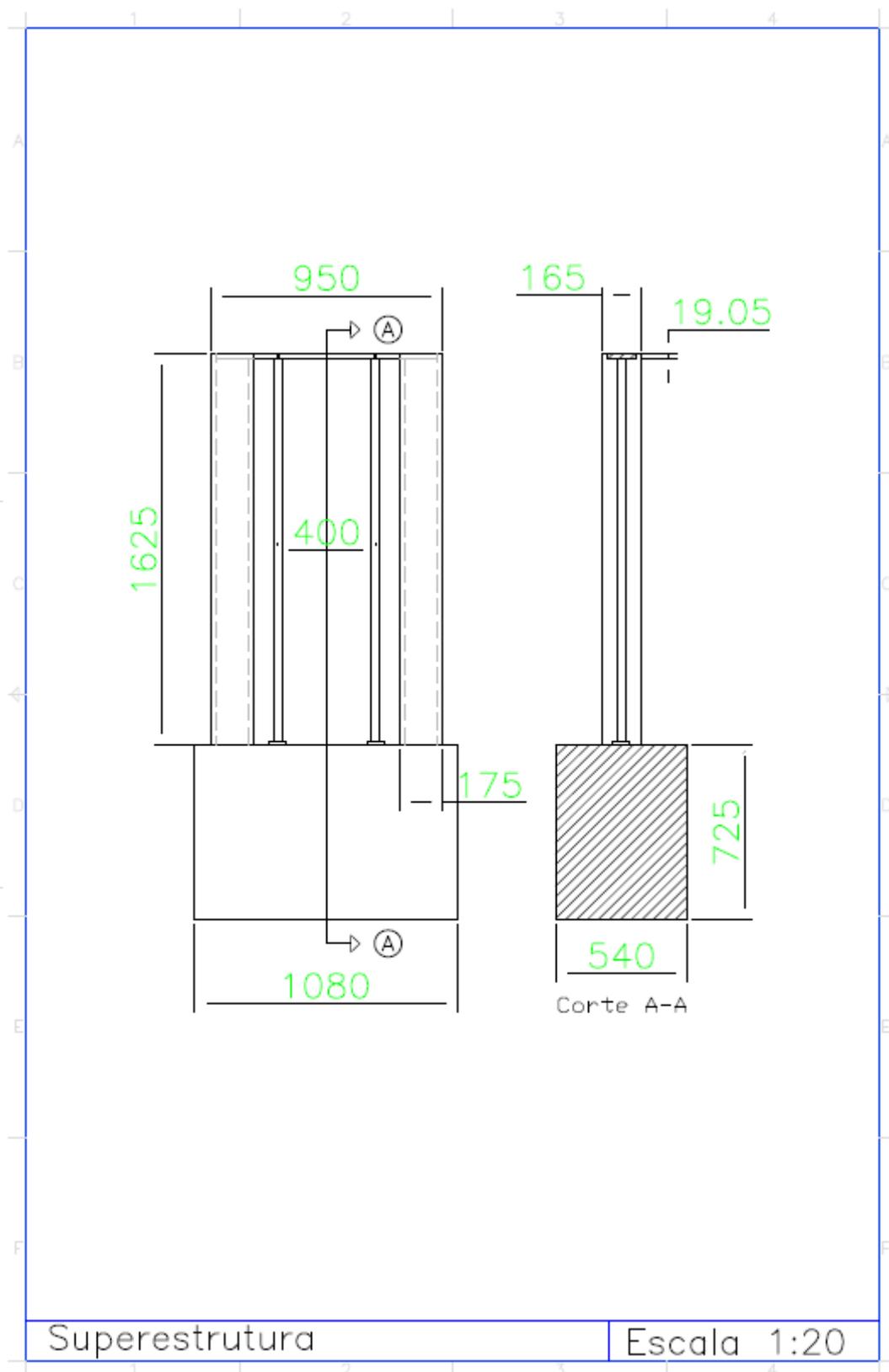
Tabela 1 – Subsistemas da MQLP

Subsistema	Descrição	Características
Superestrutura	Onde estão apoiadas e montadas as demais partes da máquina e serve de suporte rígido para a execução dos ensaios	Rigidez, estabilidade e grande inércia
Sistemas auxiliares	São constituídos pelo gatilho mecânico para fixação e liberação do impactador, pelo sistema de colunas guia e a base de fixação do corpo de prova	Baixo atrito e rigidez (colunas guia)
Impactador	Na realidade uma célula de carga com uma extremidade de formato arredondado propício para a realização dos ensaios de impacto	Dureza, tenacidade, boa correspondência entre força aplicada e sinal adquirido, resistência às cargas de impacto aplicadas
Sistema de tratamento de dados	Composto de três equipamentos, um condicionador de sinais, um osciloscópio e um microcomputador com placa de aquisição de dados	Sensibilidade, precisão, capacidade de aquisição de dados em curtíssimos períodos de tempo

Fonte: Morais, et al.(1998)

O próximo passo para o projeto da máquina em questão é a identificação das medidas existentes na carcaça a ser utilizada como base. Para a determinação das dimensões da estrutura e o acompanhamento das etapas foi utilizado neste trabalho o *software* AutoCAD®.

Figura 10 – Esquema com as medidas base para o projeto



Fonte: Autoria própria (2017)

3.1 DEFINIÇÃO DOS PARÂMETROS

Para a definição dos parâmetros da máquina foram primeiramente analisadas as dimensões da carcaça e posteriormente foram adequados aos valores pré estabelecidos pela Tabela 2 em que as letras E, M e V designam respectivamente energia, massa do impactador e velocidade de impacto:

Tabela 2 - Valores dos parâmetros de impacto utilizados em estudos de resistência a danos gerados por impacto em materiais compósitos

Ano do estudo	Massa do impactador	Velocidade de Impacto	Energia de Impacto	Classificação do impacto
1977	1800g	1,3 a 6,9m/s	1,45 a 43J	E↓; M↑; V↓
1983	4000g	2,5 a 4,6 m/s	12 e 42J	E↓; M↑; V↓
1984	108g	até 8 m/s	até 3,5J	E↓; M↓/↑; V↓
1987	14,3g	20 a100 m/s	2,9 a 71,5J	E↓/↑; M↓; V↑
1987	5400g	até 6 m/s	até 100J	E↓; M↑; V↓
1988	2,88g	15 a 35 m/s	0,4 a 1,6J	E↓; M↓; V↑
1988	8g	20 a 100 m/s	1,5 a 40J	E↓; M↓; V↑
1990	110,08g	3,7 a 13,4 m/s	0,75 a 10J	E↓; M↓/↑; V↓
1992	160g	4 a 10 m/s	1,3 a 8J	E↓; M↓/↑; V↓
1992	57,5; 153,41g	até 20 m/s	até 20J	E↓; M↓/↑; V↓/↑
1992	5000g	0,6 a 2,5 m/s	1 a 15J	E↓;M↑; V↓
1995	306 a 1220g	4,43 m/s	3;5;7;9e 12J	E↓; M↑; V↓

Fonte: Morais, et al. (1998)

Foi adotada uma altura e massa de:

$$M = 160\text{g}$$

$$h = 1,20\text{m}$$

Verificou-se na Tabela 2 se os resultados foram condizentes com os tabelados. Para o cálculo da energia de impacto foi adotado $g = 9,81\text{m/s}^2$:

$$E = M \times g \times h = 0,16 \times 9,81 \times 1,20 = \mathbf{1,88 J}$$

De acordo com os parâmetros utilizados nos artigos consultados, as características da máquina de ensaios por impacto a ser montada foram selecionadas. Para a realização do projeto foram feitas quatro subdivisões conforme a Tabela 1 para que o dimensionamento e montagem fossem facilitados.

3.1.1 Superestrutura

Representada na Figura 10, a superestrutura consiste na estrutura básica da carcaça a ser utilizada e deve suportar ensaios com a queda do impactador a uma altura máxima de 1,20 m.

De modo a aumentar a rigidez, inércia da superestrutura e assegurar a estabilidade, sua parte inferior deve ser engastada em uma base de concreto moldada à sua volta, o que já está pronto no caso da carcaça a ser utilizada.

Como o projeto utiliza como premissa uma carcaça de uma máquina anterior, algumas dimensões e parâmetros foram adequados de acordo com as medidas existentes, tais como a altura máxima em que o impactador pode ser posicionado e a distância entre as colunas guia. Tal adequação reduz o número de modificações a serem feitas, garantindo assim a integridade da superestrutura.

3.1.2 Sistemas Auxiliares

Os sistemas auxiliares são compostos de duas colunas guia na qual o impactador deslizará e um gatilho mecânico para fixação e liberação do impactador. As colunas guia são fixas e permitem que a altura de liberação do impactador seja variável e, portanto, amplifica o número de ensaios possíveis de serem estudados utilizando a mesma máquina, respeitando o limite máximo de 1,20m da estrutura.

As colunas guias consistem em duas barras cilíndricas de diâmetro 1 ¼ polegadas e comprimento 1,59m em aço SAE 4340 revestida de cromo de modo a garantir boa dureza, estabilidade, baixo atrito e durabilidade. A fixação de cada coluna será feita por meio de um furo roscado em cada extremidade da barra. Sua extremidade superior será fixada na superestrutura com um parafuso de cabeça cilíndrica com sextavado interno, comercialmente conhecido como parafuso Allen, com rosca padrão

M8x35mm. As dimensões do parafuso foram obtidas no catálogo de engenharia dos produtos TELLEP. A extremidade inferior da coluna será fixada na superestrutura com uma flange em aço SAE 4340 projetada conforme Figura 11 e Figura 16, sendo a coluna fixada à flange com um parafuso M8x35mm e a flange fixada à superestrutura com quatro parafusos M5x20mm ortogonais entre si. A flange foi projetada com base em um disco de ½ polegada de espessura e 70mm de diâmetro.

Durante a confecção das peças descritas acima é importante levar em consideração que uma união soldada acarretaria em baixa tolerância geométrica e de junção e, portanto, foi feita uma montagem com flange usinada. É necessário que o acabamento apresente baixa rugosidade de modo a garantir a planicidade entre as peças e por esta mesma razão é indicado a quebra de cantos vivos e escareamento dos furos.

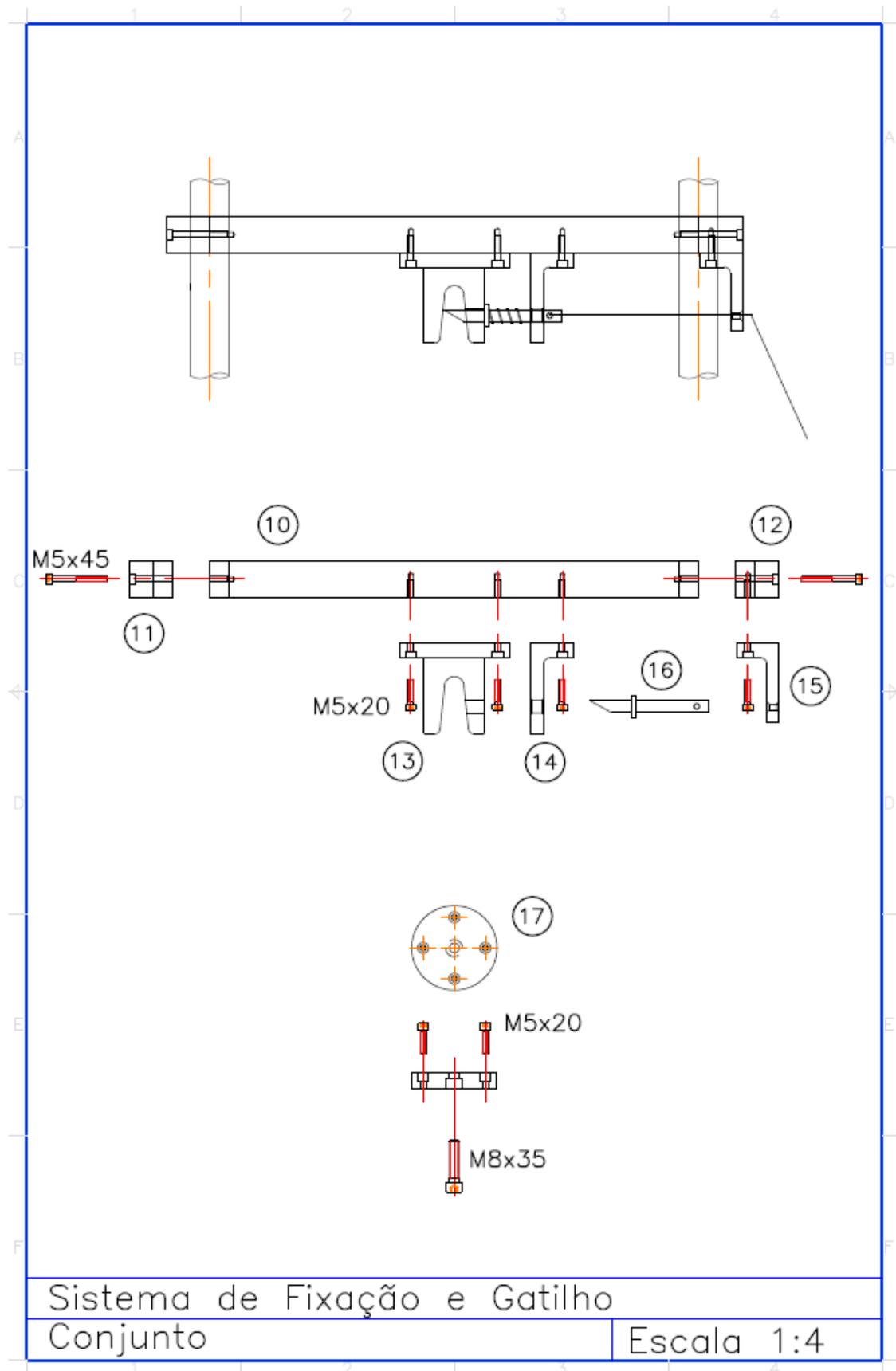
O conjunto do sistema de gatilho é composto por uma travessa, gatilho e cabo de acionamento conforme Figura 11.

A travessa que suporta o sistema de gatilho é feita em 3 partes em Alumínio: a travessa central (componente 10) que é responsável pelo posicionamento do sistema de gatilho em diferentes alturas, o que possibilita maior número de ensaios possíveis de serem feitos, com diferentes energias; e dois grampos (componentes 11 e 12) que são acoplados à travessa e são responsáveis pelo travamento da mesma nas colunas guia.

Conforme mostrado na Figura 12 a travessa central possui em cada uma de suas extremidades duas furações nas quais os parafusos M5x45mm deverão ser roscados para fixação da mesma nas colunas guia. No contato entre as peças e a coluna guia existe uma folga de modo a ser possível colocar uma borracha de 0,5mm de espessura e evitar possíveis desgastes e danos nas peças metálicas. Ainda na travessa central existem 4 furações padrão M5 que são destinadas ao acoplamento do gatilho.

Os grampos laterais são confeccionados em Alumínio e são apresentados na Figura 13. Juntamente com a travessa central, tais grampos acoplam a estrutura do sistema de fixação do gatilho às colunas guia. Analisando os mesmos que estão representados como 11 e 12 na Figura 11 fica evidente que ambos tem estruturas semelhantes, diferenciadas apenas em um furo padrão M5 que receberá o guia do cabo de acionamento (componente 15).

Figura 11 – Sistema de gatilho e flange de fixação da coluna guia



Fonte: Autoria própria (2017)

Figura 12 – Travessa central do sistema de fixação do gatilho

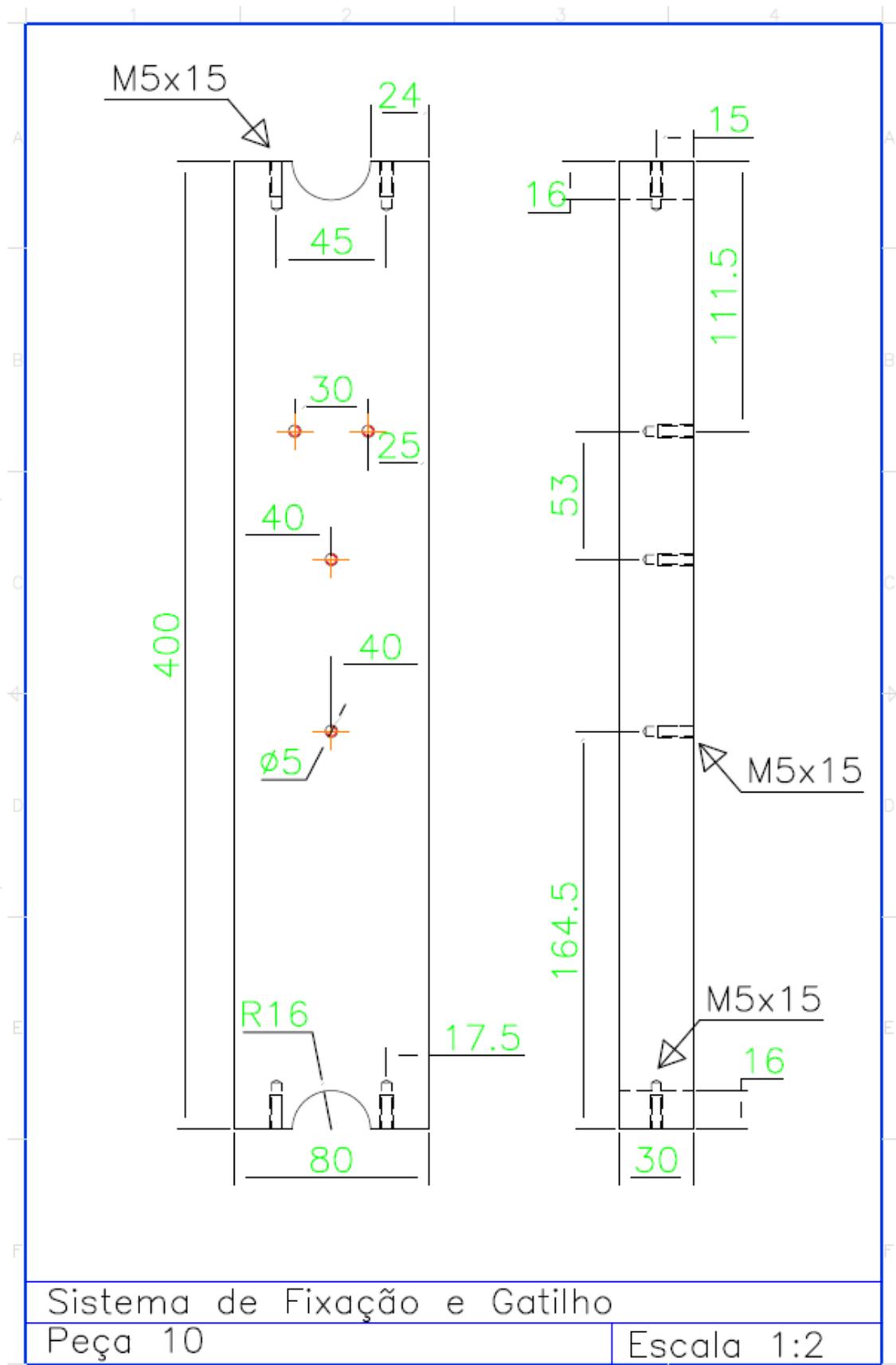
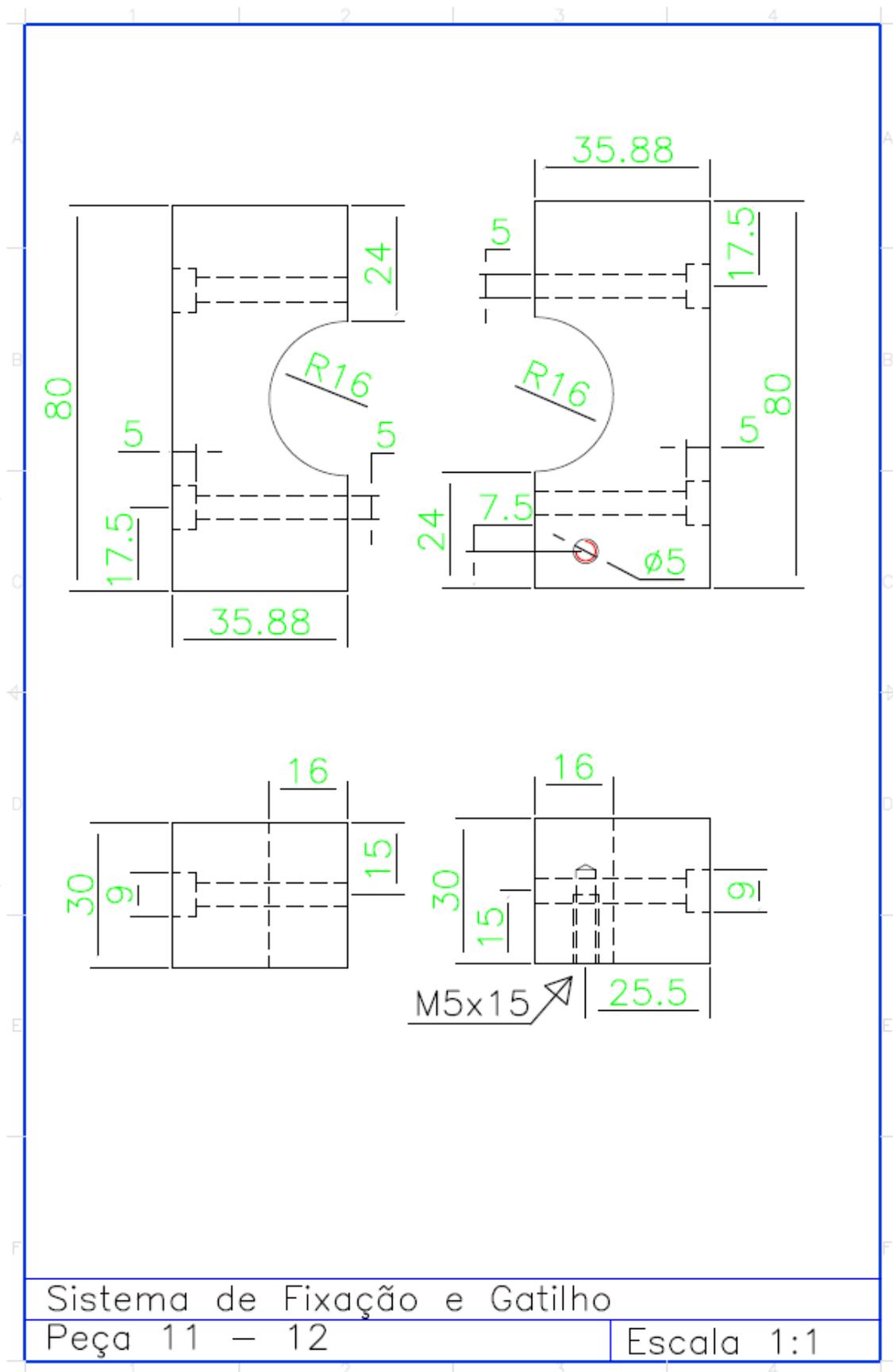


Figura 13 – Grampos laterais do sistema de fixação do gatilho



O sistema de gatilho é baseado em um pino retrátil (componente 16) com uma mola que o mantém na posição de travamento, na qual o sistema fica na posição desejada de estudo e o corpo de prova está apto a ser ensaiado. Em uma das extremidades do pino é amarrado um cabo que é acionado manualmente no momento da liberação do impactador para queda livre. Esse pino desliza dentro de dois suportes conforme Figura 11, tendo como fim de curso o componente 14 da mesma figura. Na outra extremidade do pino existe um chanfro de 30° que permite que o carrinho do impactador seja preso apenas com um simples movimento. Neste caso o pino fica alojado no componente 13 representado na Figura 14.

O suporte do pino de gatilho é feito em Alumínio e fixado na travessa central por meio de dois parafusos M5x20mm. O corpo do suporte tem formato em “U” de modo a posicionar o carrinho do impactador no centro da máquina. O outro suporte, representado pelo componente 14 da Figura 11, garante o correto posicionamento do pino e também é fixado à travessa por meio de dois parafusos M5x20mm. Vale ressaltar que durante a montagem do sistema de gatilho é necessário seguir com a sequência de montagem: componente 13 na travessa central, montagem do pino e mola e, por último, o componente 14 na travessa.

A Figura 15 mostra o pino do gatilho que é feito em aço SAE 1020 e tem corpo cilíndrico. Também é apresentado o guia do cabo de acionamento, que é responsável por garantir o correto posicionamento do cabo e evita que o mesmo enrosque no carrinho quando acionado. Esse guia é feito em Alumínio com perfil “L” e possui um furo por onde passa o cabo guia e deve ser chanfrado de modo a evitar possíveis desgastes no cabo guia. A fixação deste componente é feita com um parafuso M5x20mm no grampo lateral do sistema de fixação do gatilho.

Para a escolha da mola foram levados em conta os seguintes parâmetros: diâmetro interno e externo de forma que a mola fique presa ao esbarro do pino e a mesma não passe pelo furo do componente 14 da Figura 11; o comprimento inicial da mola sem compressão e seu comprimento final totalmente comprimida e também levou-se em consideração a máxima força exercida pela mola em compressão. Com base nesses aspectos foi escolhida a mola conforme Tabela 3.

Tabela 3 – Informações da Mola

Material	Aço
G [MPa]	81500
E [MPa]	206000
k [N/mm]	1,11
Número de Espiras Ativas	7
Número total de Espiras	9
Diâmetro da Espira [mm]	0,90
Diâmetro Interno [mm]	10,00
Diâmetro Externo [mm]	11,80
Comprimento inicial [mm]	36,00
Força [N]	-
Comprimento de disparo [mm]	21,00
Força [N]	11,06
Comprimento crítico [mm]	8,10
Força [N]	20,57

Fonte: Ferramenta *Spring Calculation* do fabricante Gutekunst Federn (2017)

Na Tabela 3 são citados três comprimentos: inicial, de disparo e crítico. O comprimento inicial se refere ao comprimento da mola sem nenhuma compressão, o que não resulta em nenhum esforço na mola. O comprimento de disparo corresponde ao menor valor necessário para que o impactador seja disparado e para atingir o mesmo é necessário que a mola esteja submetida a uma força de 11,06N conforme mostrado na tabela acima. No caso do comprimento crítico o mesmo está associado à mola completamente comprimida, que é a máxima deformação possível para tal mola; nesse caso a força é de 20,57N e, portanto, esse valor representa a mínima tração que o cabo de acionamento deve suportar.

Figura 14 – Suporte do pino do gatilho

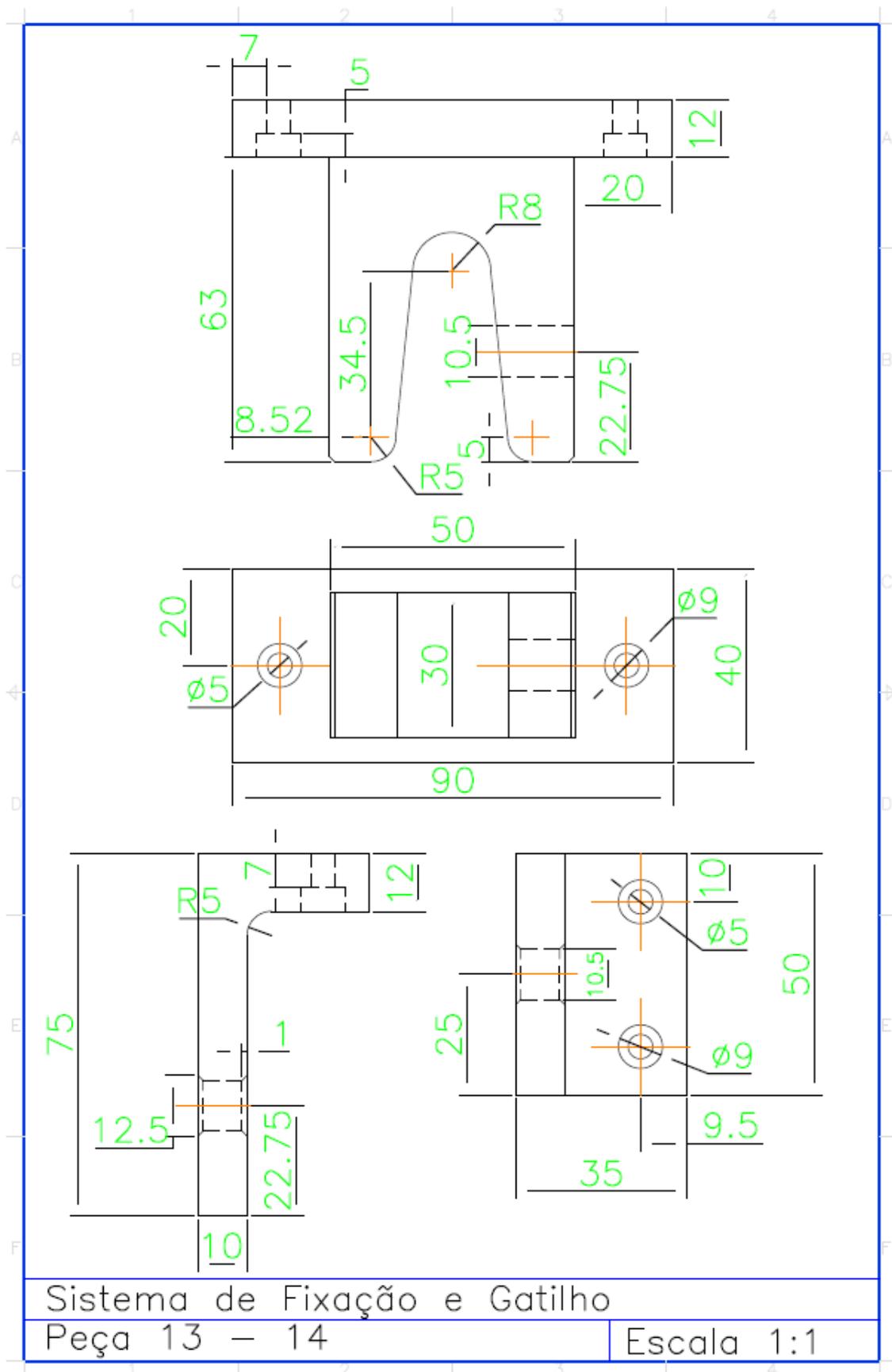


Figura 15 – Pino do gatilho e guia do cabo de acionamento

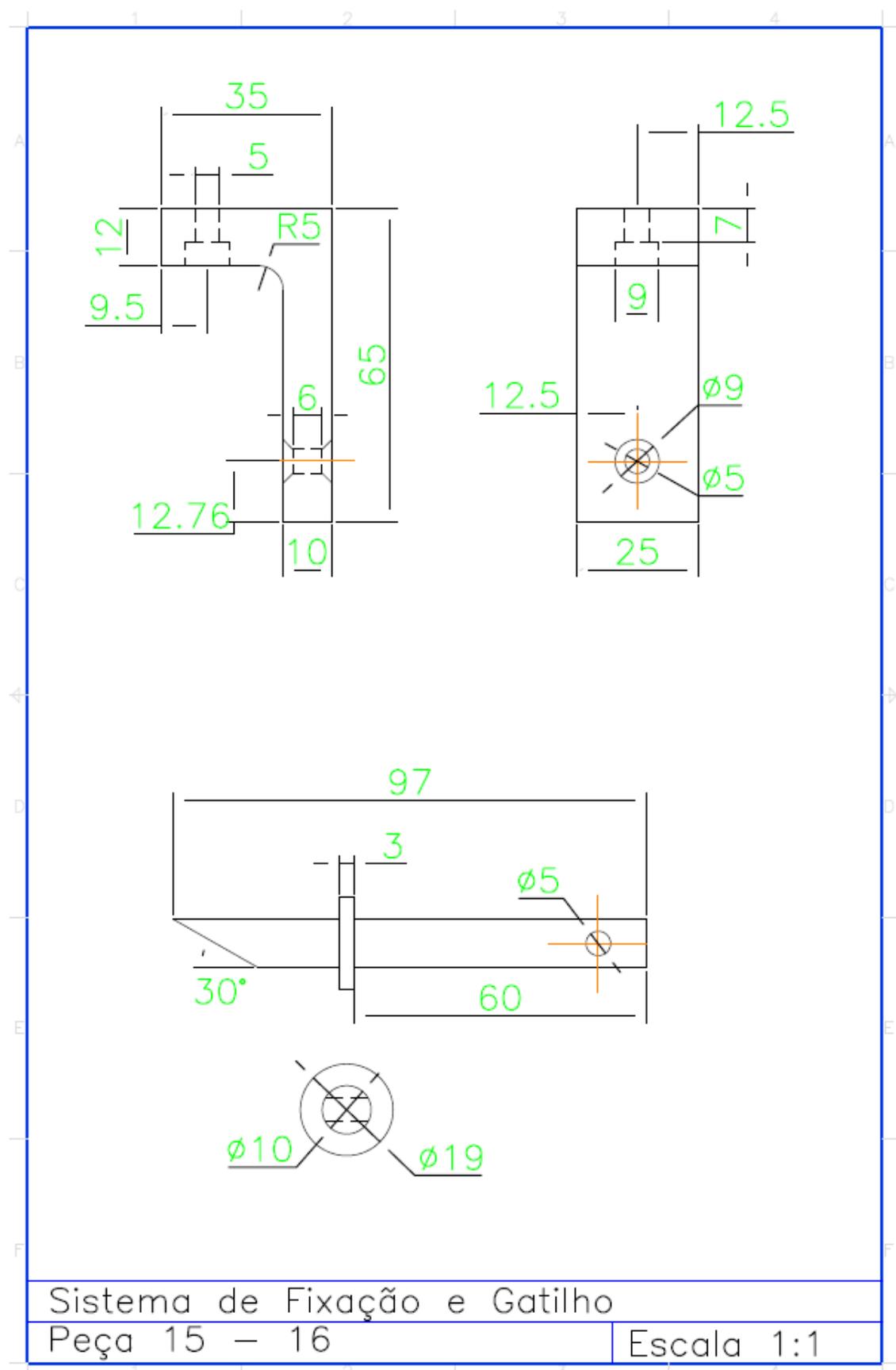
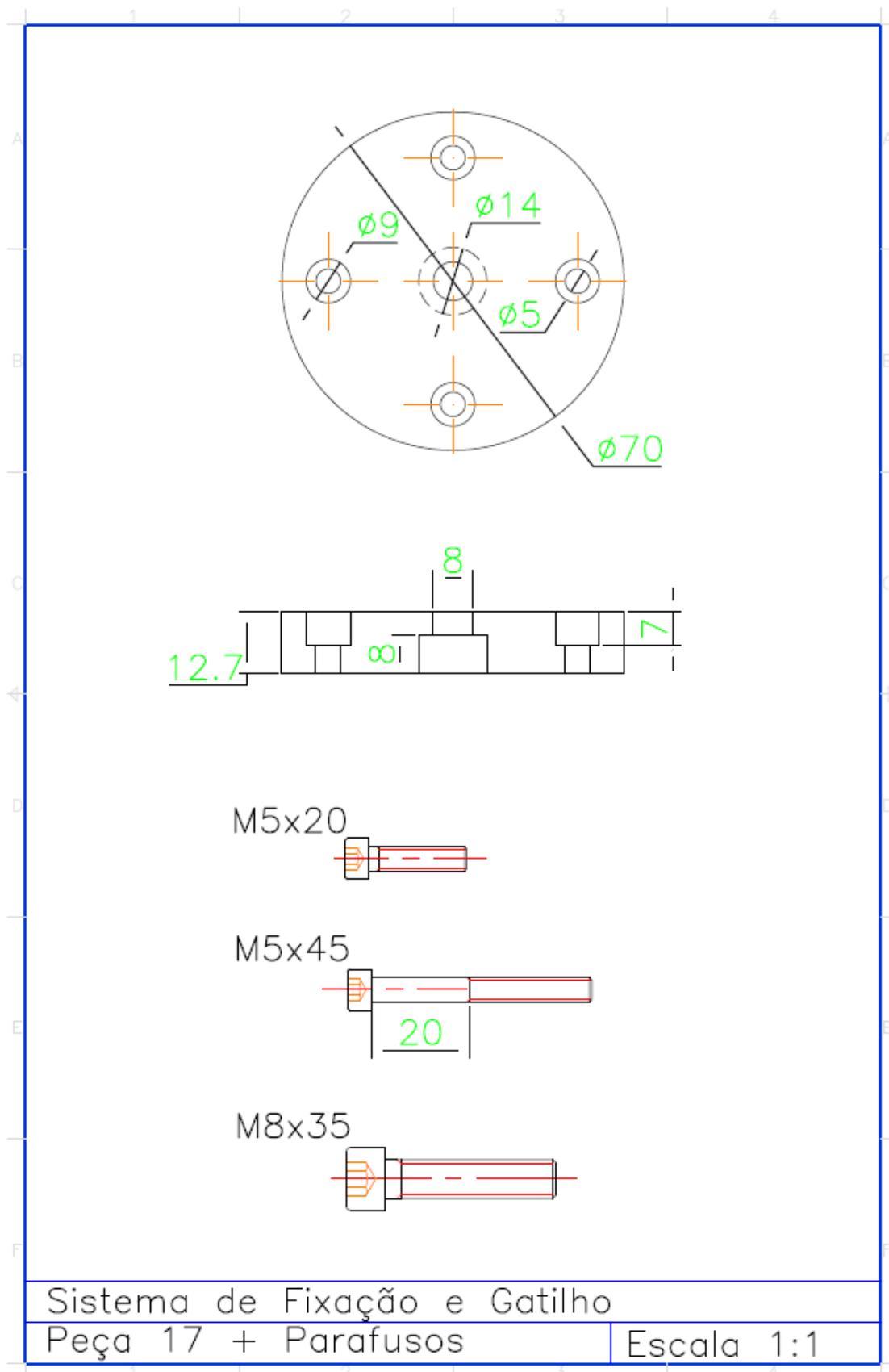


Figura 16 – Flange da coluna guia



Fonte: Autoria própria (2017)

A base de fixação dos corpos de prova é composta por uma placa de aço SAE 1020 de 240mm x 300mm x 1½ polegada sobre a qual é fixado o material compósito a ser ensaiado. Esta fixação é feita colocando a placa compósita entre duas molduras de borracha, a qual é fixada pela placa de aço de sua base na parte inferior (componente 1) e por outra placa, também de aço, em sua parte superior (componente 2). Esta estrutura responsável pelo acoplamento das amostras deve travar na posição de teste placas compósitas quadradas de 7 polegadas de lado, de modo que a área útil a ser ensaiada corresponda a 5 x 5 polegadas livre de apoio. Tais parâmetros foram baseados na pesquisa bibliográfica feita por Willy (1999). Estas placas são fixadas manualmente por meio de quatro parafusos M5x50mm, no caso da base inferior a mesma é presa à superestrutura por 4 parafusos M10x40mm. O conjunto e os detalhamentos de seus componentes são mostrados na Figura 17, Figura 18 e Figura 19. O uso dos parafusos com 50mm de comprimento permite que sejam ensaiadas placas compósitas de até uma polegada de espessura. Tal limite se mostra eficiente para a proposta do projeto por abranger um grande número de materiais a serem ensaiados.

Figura 17 – Suporte do corpo de prova

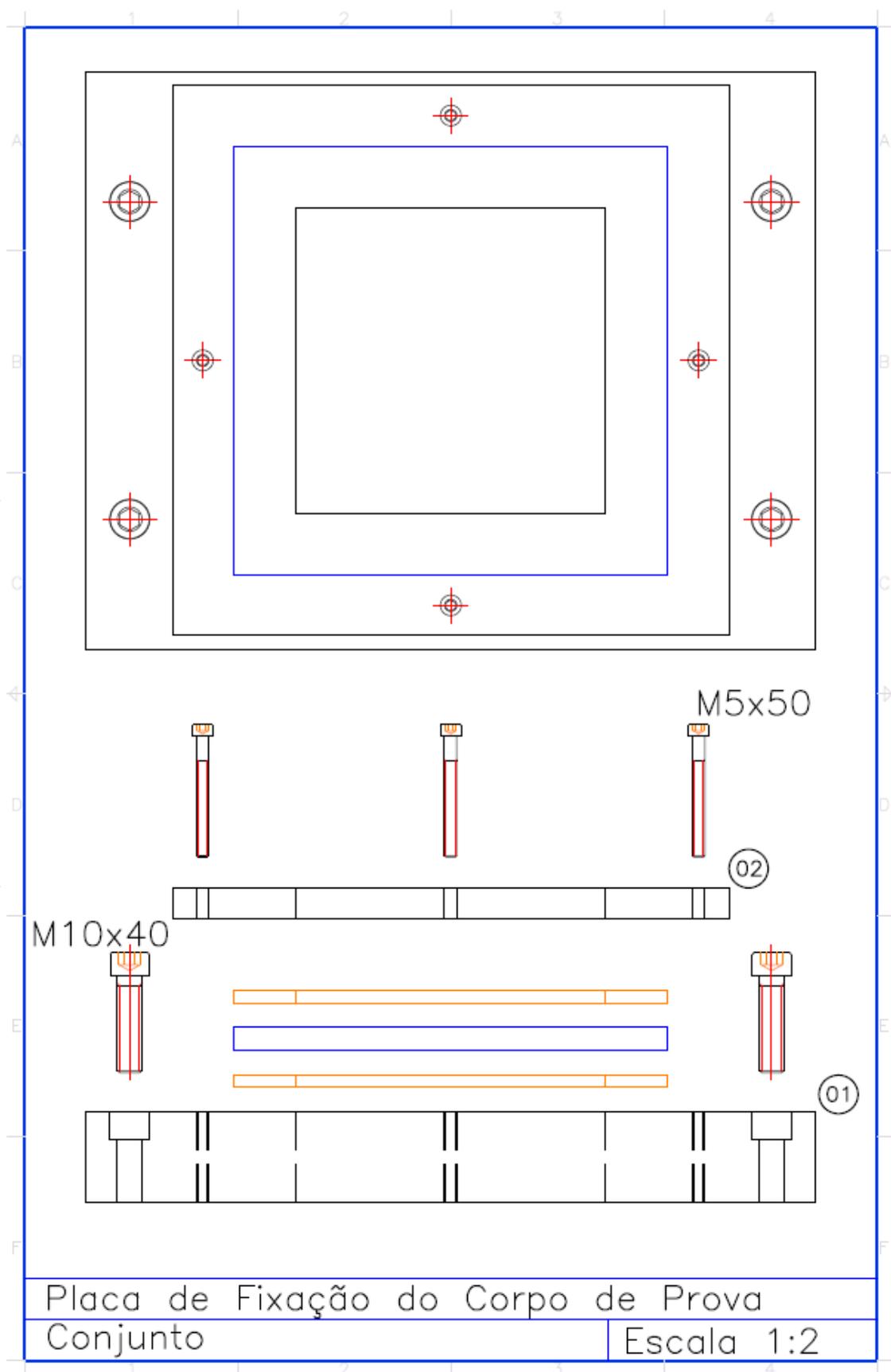
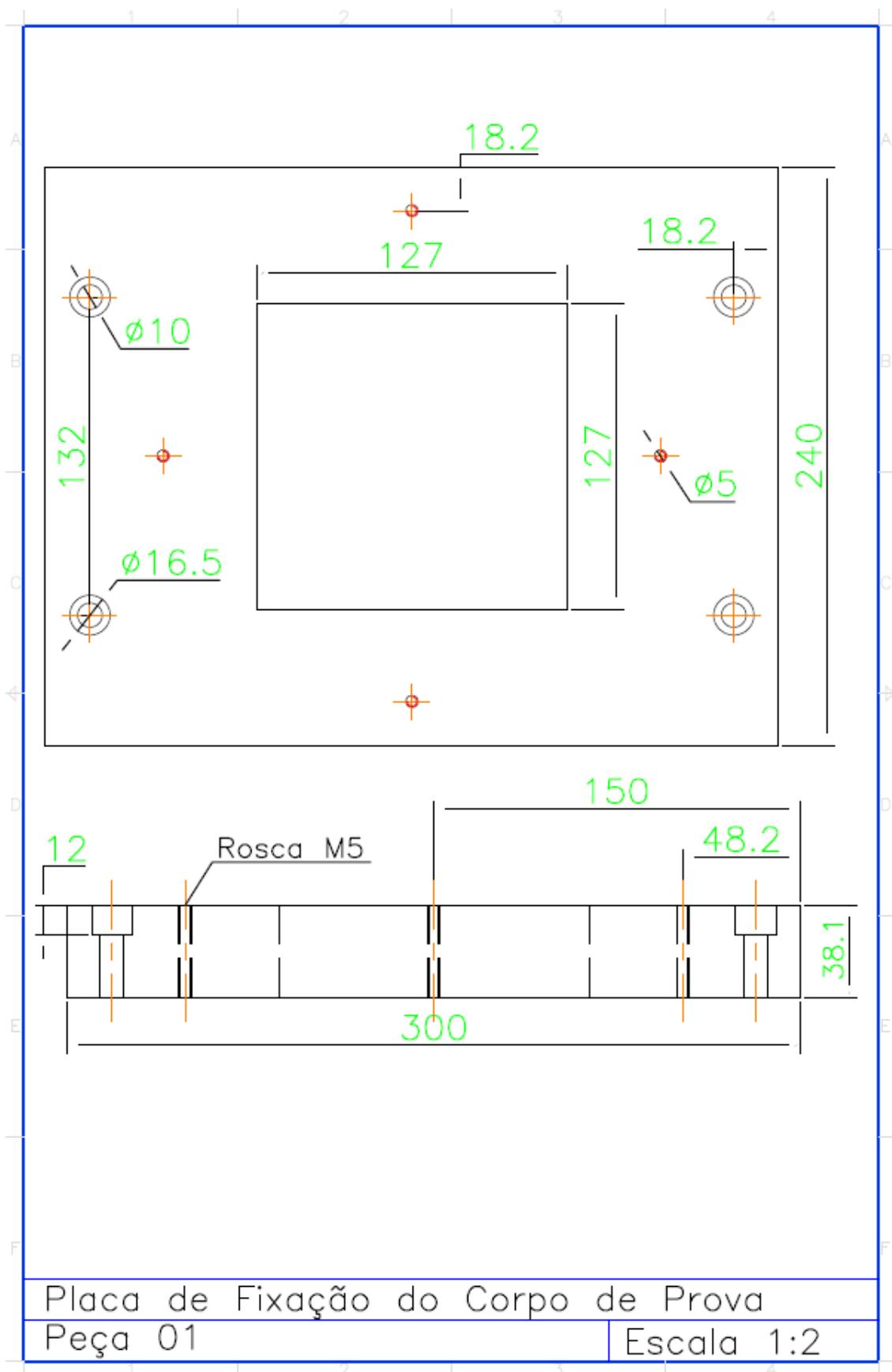
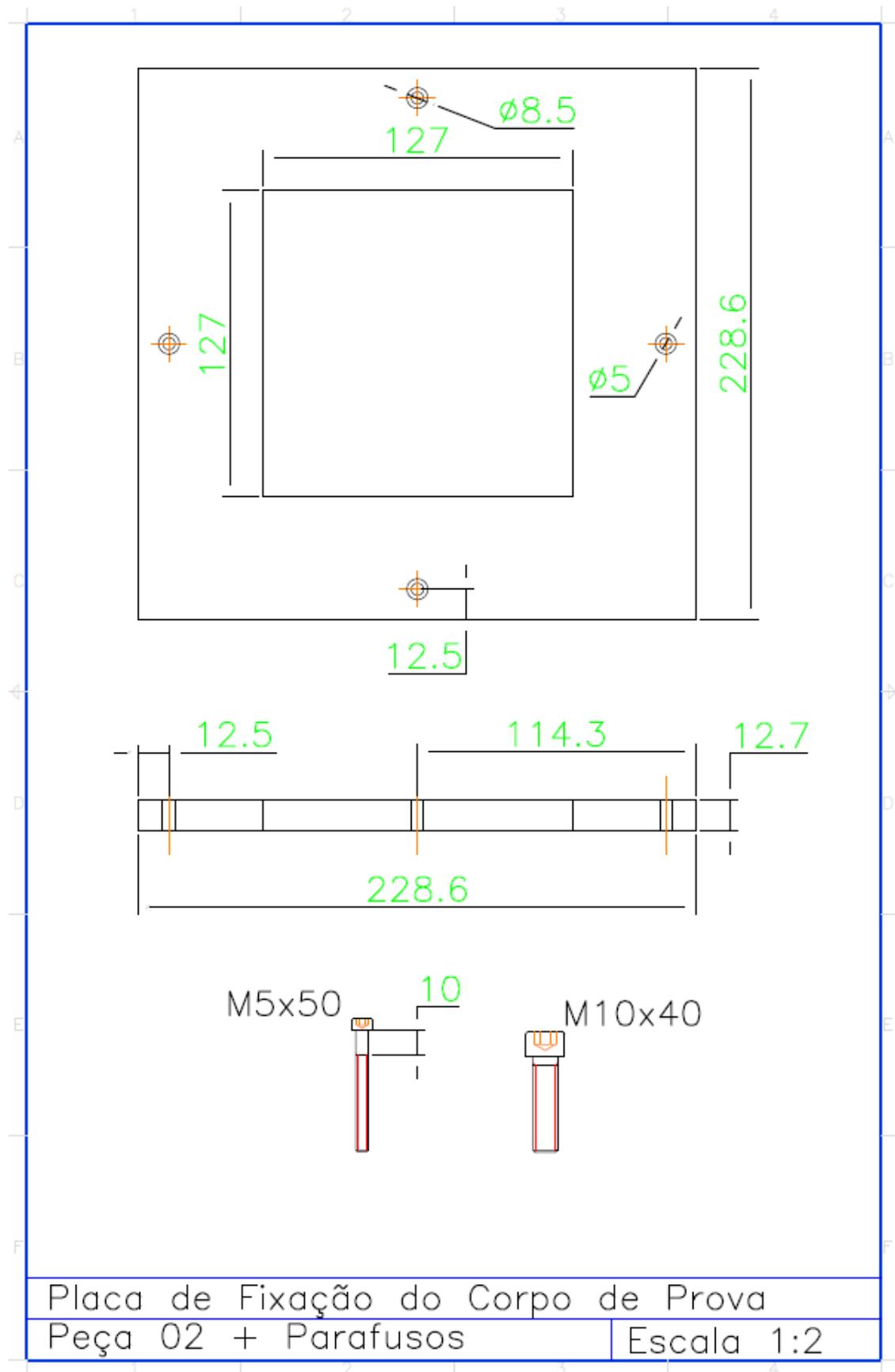


Figura 18 – Base do suporte do corpo de prova



Fonte: Autoria própria (2017)

Figura 19 – Placa superior do suporte do corpo de prova



3.1.3 Impactador

O impactador consiste na estrutura móvel do projeto, isto é, o carrinho em que as massas são inseridas e a célula de carga com uma das extremidades arredondadas em que efetivamente irá ocorrer o impacto com o corpo de prova.

Conforme mostrado na Figura 20 e Figura 21 o carrinho tem como principais componentes: as rodas (componente 7) que deslizam nas colunas guias e permitem a queda livre, o suporte (componente 9) em que as massas adicionadas ao sistema são alocadas e um de seus mais importantes componentes, que é a célula de carga (componente 3) cuja extremidade arredondada colide com a placa compósita a ser ensaiada.

As quatro rodas em Alumínio desta estrutura móvel foram dimensionadas com 54mm de diâmetro externo e 42mm de largura conforme componente 7 da Figura 24. As rodas são presas ao eixo por meio de rolamentos radiais fixos com uma carreira de esferas modelo 6800 com 6mm de largura de acordo com o catálogo NSK de rolamentos. A escolha deste tipo de rolamento se deve ao fato do mesmo apresentar baixo ruído e ser indicado para aplicações de alta rotação. Como os rolamentos não estão sujeitos a carregamentos radiais e/ou axiais, o critério de projeto foi diretamente relacionado às dimensões e peso do carrinho.

O eixo da roda (componente 6) é feito em aço SAE 1020 com 10mm de diâmetro e 56mm de comprimento e é soldado a uma chapa de $\frac{1}{4}$ de polegada conforme componente 6 da Figura 24. A chapa possui em sua outra extremidade um furo oblongo de formato oval, que permite ajustar a posição das rodas para corrigir eventuais folgas ou interferências devido à tolerância das colunas guia. Por ser um eixo em balanço, este tipo de montagem amortece eventuais deslocamentos laterais do carrinho, o que iria interferir nos resultados do experimento.

As placas do carrinho e o eixo das rodas são fixados por meio de quatro parafusos M5x85mm e porcas conforme visto na Figura 21. Estes parafusos passam no meio de um tubo de diâmetro externo 15mm e diâmetro interno 6mm, que tem como função garantir o correto espaçamento entre as placas, evitando assim o travamento das rodas pelas mesmas, esses espaçadores podem ser vistos como componente 8 da Figura 24. Outro espaçador com estrutura semelhante foi posicionado na parte superior central do carrinho cuja finalidade é a fixação do sistema de gatilho.

Para a conexão da célula de carga foi utilizado um bloco maciço de Alumínio com um furo de rosca interna padrão M8. O bloco possui ressaltos em suas laterais cuja função é posicionar corretamente as chapas de modo a suportar os impactos decorrentes dos ensaios e garantir o posicionamento e alinhamento da célula de carga. Próximo ao bloco, nas laterais, dois parafusos M8x80mm comprimem o conjunto chapa-bloco-chapa garantindo sua estabilidade (Figura 25). A parte superior do bloco foi destinada como local em que as massas serão alocadas.

Os blocos adicionados ao conjunto devem ter dimensões máximas de 40mm de largura e 80mm de comprimento e a espessura máxima do somatório de blocos deve ser 75mm, que é o espaço total disponível para alocação dos mesmos.

As placas que constituem o carrinho são de Alumínio feitas a partir de uma chapa de $\frac{1}{2}$ polegada de espessura e podem ser vistas na Figura 22 e Figura 23. A Figura 22 mostra a placa frontal (componente 4) do carrinho do impactador a qual se diferencia da placa traseira (componente 5) apenas pela abertura para que as massas sejam inseridas.

Figura 20 – Conjunto do impactador – Vista frontal

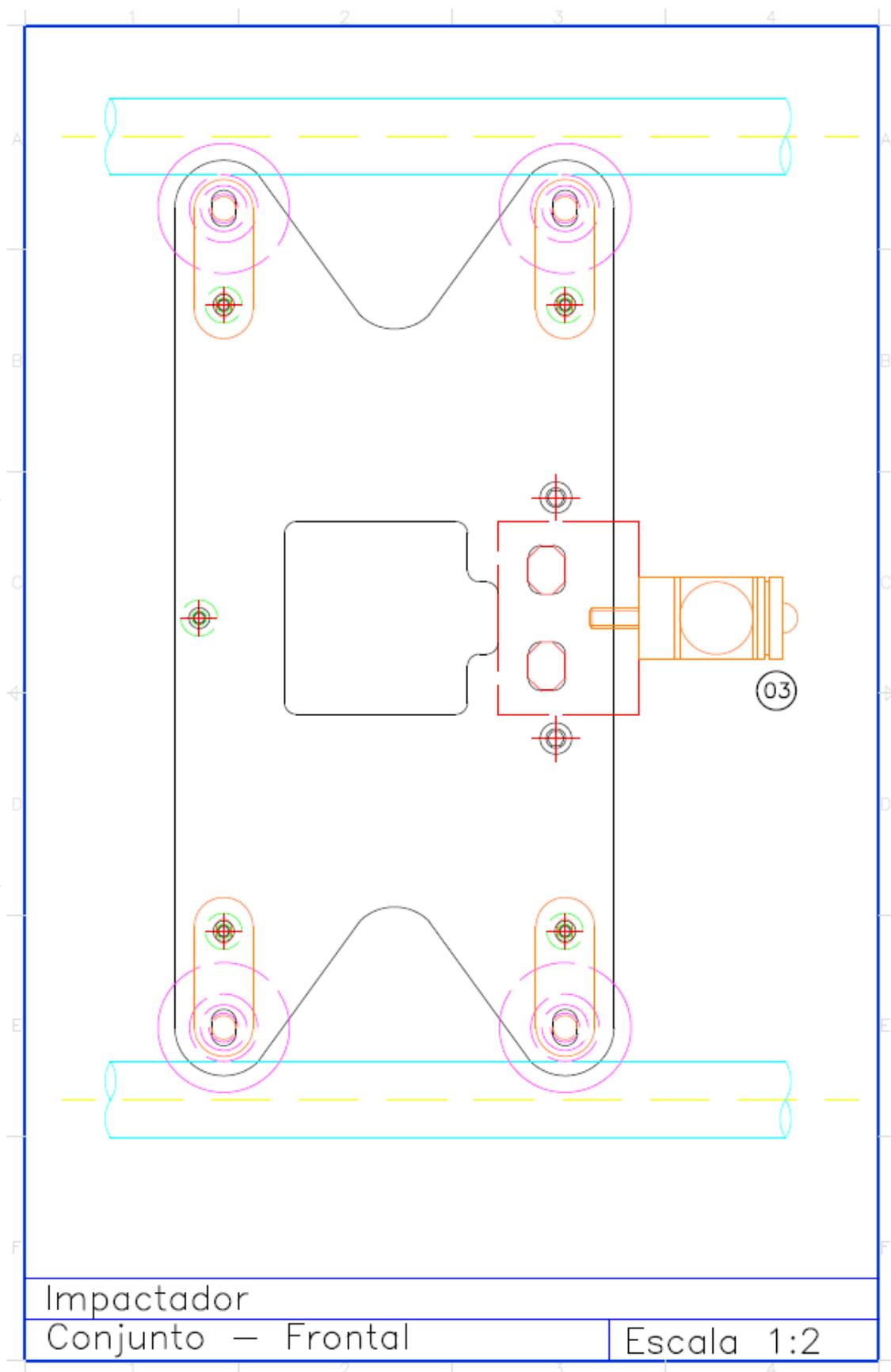
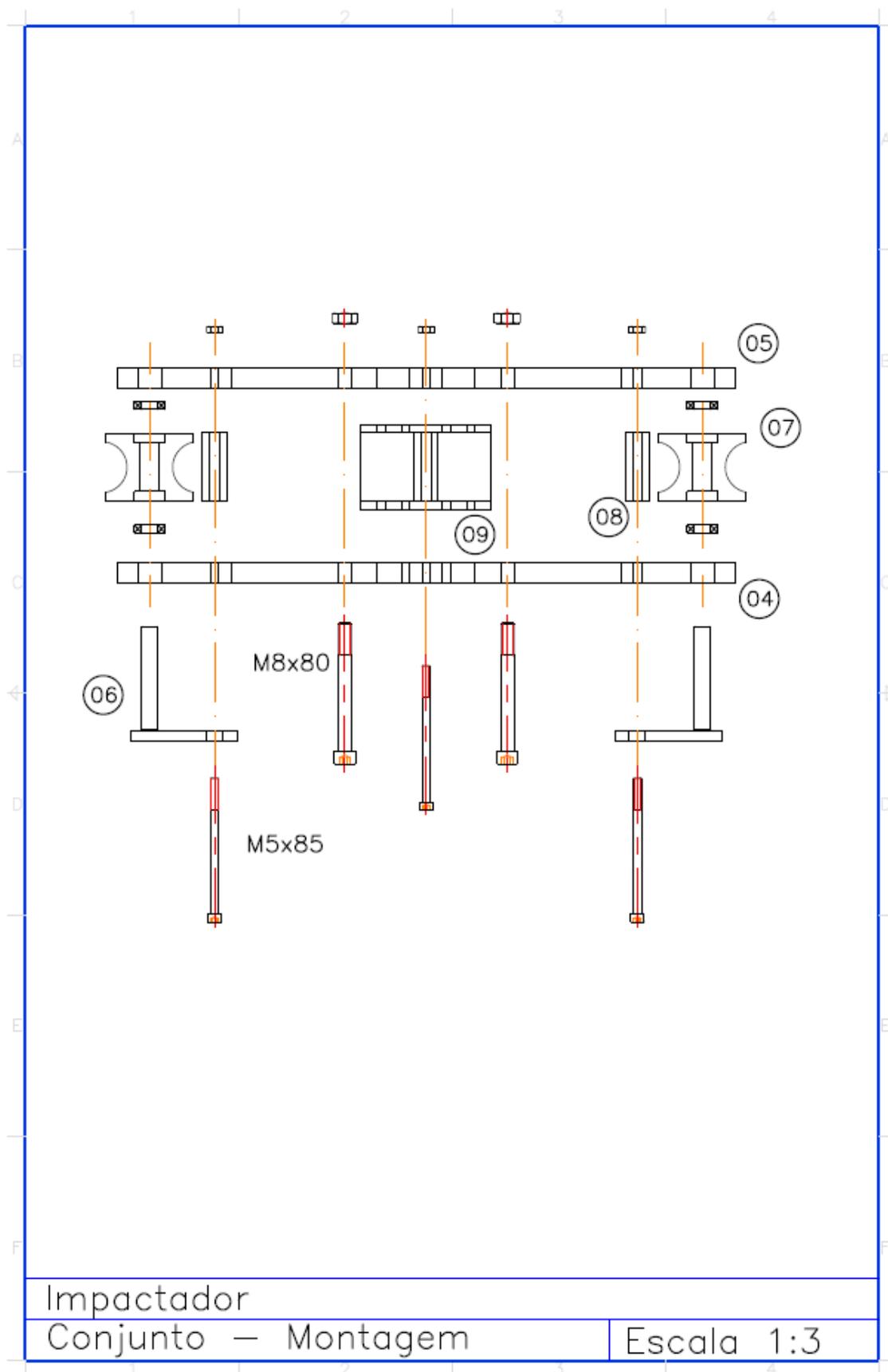


Figura 21 – Conjunto do impactador – Vista explodida



Fonte: Autoria própria (2017)

Figura 24 – Componentes do Impactador

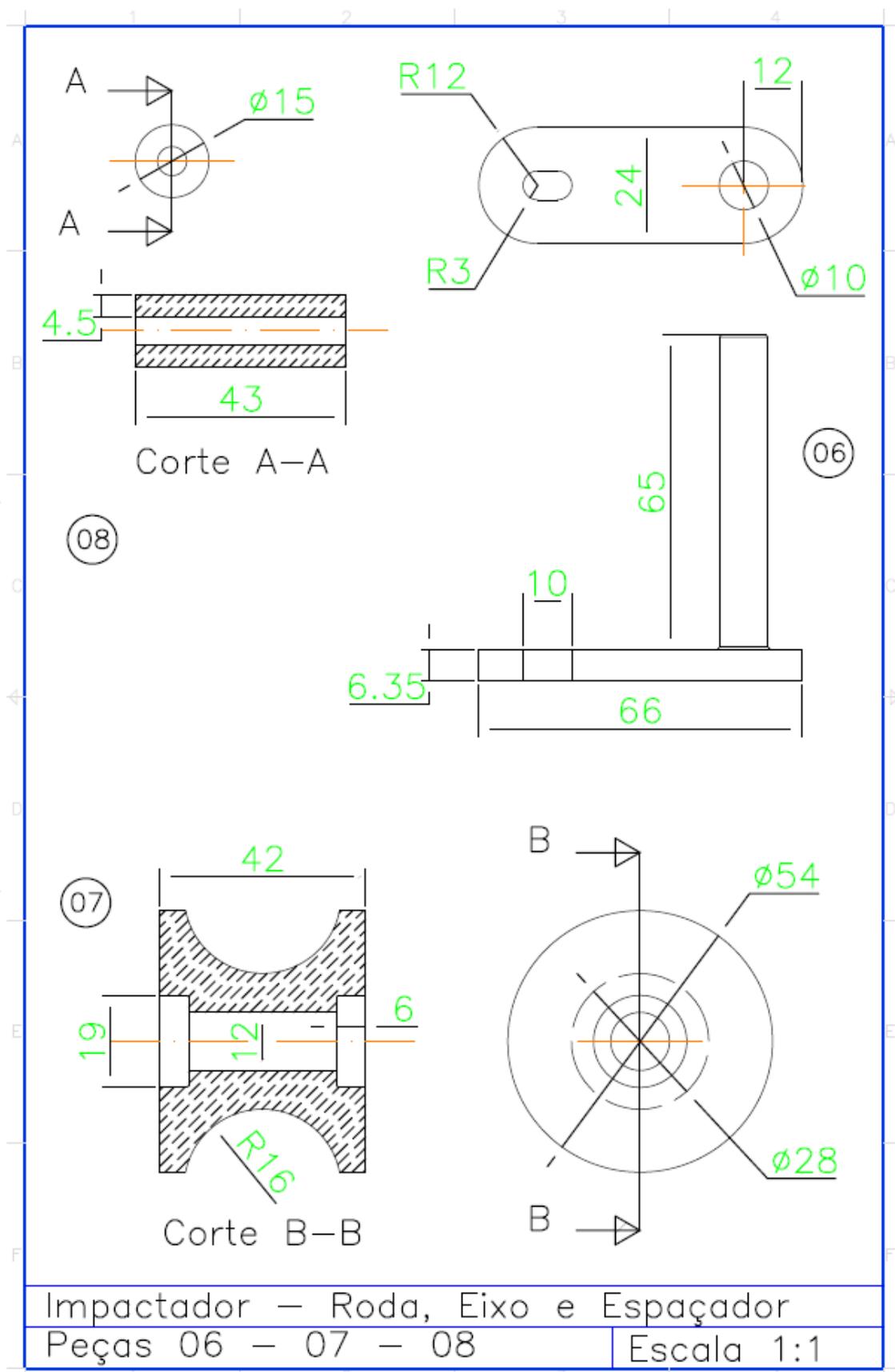
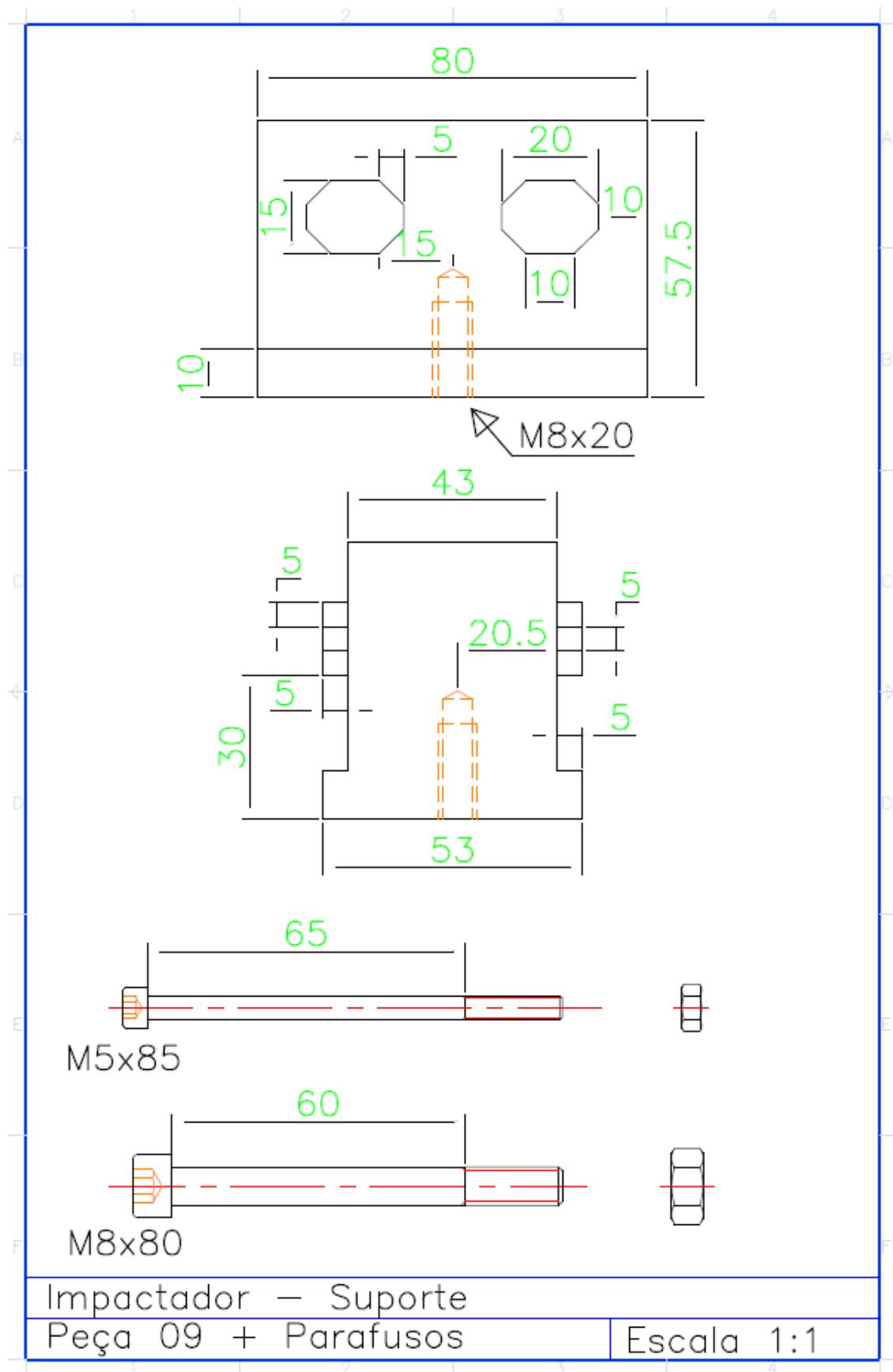


Figura 25 – Suporte da célula de carga



O elemento sensor da célula de carga tem por finalidade receber e transmitir a força de impacto a extensômetros que são posicionados no interior da célula de modo a maximizar o sinal de saída e minimizar os efeitos de interferência nos resultados. Os extensômetros do tipo ED-DY-125BT-350 da *Measurements Group Inc.* são indicados para aplicações de medidas de deformações dinâmicas, o que os faz ser um bom tipo a ser empregado para o projeto da máquina de queda livre de peso (WILLY, 1999).

O posicionamento dos extensômetros deve ser dentro do furo de raio 15mm da célula de carga, o que garante que estes sensores capturem de forma mais satisfatória o nível de forças aplicadas ao impactador e também auxilia a sua precisão no momento em que a ponta da célula de carga é submetida a esforços de compressão ou tração (MANSUR et al., 1998).

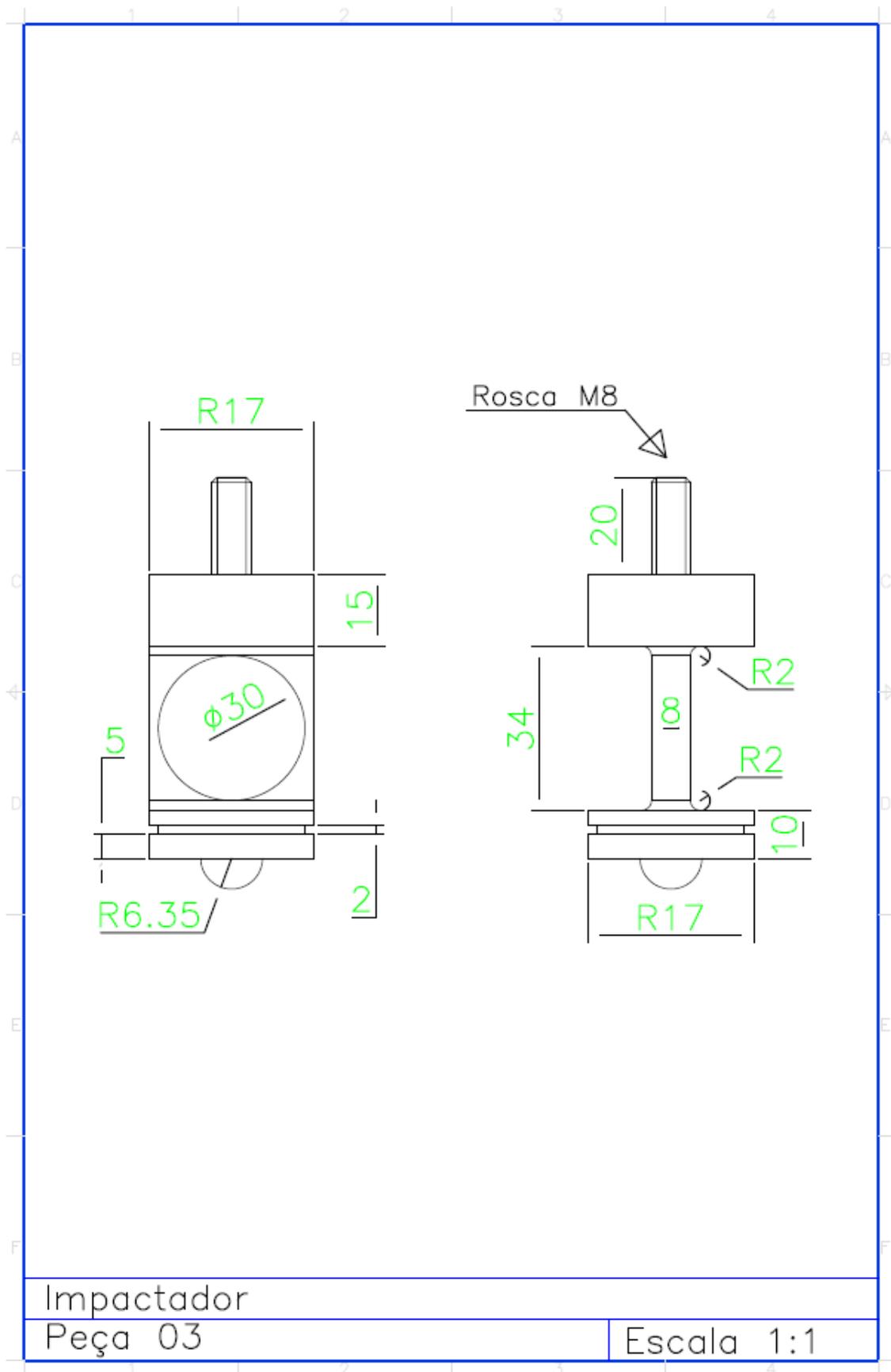
Com a superfície do furo preparada, os extensômetros são colados com adesivo à base de resina epóxi de acordo com a norma ASTM E1237, são soldados aos seus respectivos terminais e por último são revestidos por material fornecido pelo fabricante que visa a proteção destes componentes.

De acordo com Willy (1999) a célula de carga deve ser confeccionada em aço SAE 4340, normalizado a 870°C, temperado em óleo e revenido a 400°C, de forma a apresentar dureza por volta de 47HRC, o que garante boa dureza e tenacidade satisfatória para o impactador.

Uma das extremidades da célula de carga tem uma rosca M8x20mm que fixa um suporte preso às placas do impactador. Na outra extremidade da célula foi usinada uma calota esférica de ½ polegada de diâmetro, que é a ponta do impactador que entra em contato diretamente com o material compósito, conforme mostrado na Figura 26. Tal calota esférica é comumente encontrada na pesquisa bibliográfica como uma interessante estrutura para ensaios de impacto de queda livre de peso.

A dimensão da área livre de apoio das placas é de 5 x 5 polegadas e é cerca de dez vezes maior do que o diâmetro do impactador. Esta relação foi usada nos trabalhos de Willy (1999) e Pavier e Clarke (1995), sendo neste último o diâmetro do impactador não necessariamente de ½ polegada.

Figura 26 – Célula de carga

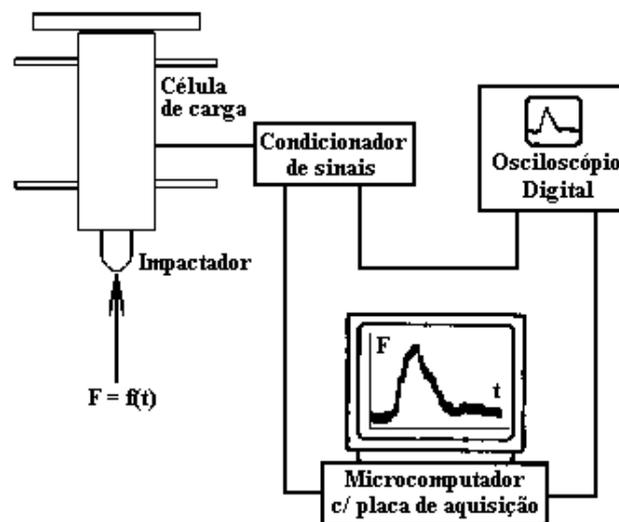


Fonte: Autoria própria (2017)

3.1.4 Sistema de Tratamento de Dados

Como a proposta deste trabalho é o projeto da máquina de queda livre de peso, a aferição dos resultados obtidos no ensaio não é o foco do estudo, entretanto a compreensão de como os resultados serão obtidos é interessante. Com as pesquisas bibliográficas feitas a respeito da aquisição de dados temos que o sistema de condicionamento de sinal e aquisição de dados utilizado no Centro de Desenvolvimento de Tecnologia Nuclear para a instrumentação de uma máquina de impacto Charpy é um mecanismo testado e aprovado para este tipo de aplicação e possui boa confiabilidade e segurança (QUINAN, 1996).

Figura 27– Esquema do sistema de condicionamento e aquisição de dados



Fonte: Willy (1999)

Neste sistema a alimentação da célula e o condicionamento de sinais é feito utilizando um sistema composto de fontes e amplificadores programáveis por *software* que é conectado à célula de carga. Tal sistema é controlado por um microcomputador e um *software* específico fornecido pelo seu fabricante, em que é possível ajustar o ganho do amplificador, os filtros utilizados e a tensão da fonte de alimentação. A aquisição de dados é feita com o uso de um osciloscópio digital que captura o sinal e os armazena por meio de um gatilho ajustável que permite a aferição do sinal no momento exato do impacto. Os sinais obtidos pelo osciloscópio podem ser lidos no microcomputador e armazenados em disco, que podem então passar por um tratamento de dados gráfico e estatístico para a obtenção dos parâmetros do ensaio.

3.2 CORPO DE PROVA

O trabalho de Sun e Chattopadhyay (1975) faz uma relação geométrica entre a espessura do material testado e seu comprimento de modo que os efeitos de absorção de energia do impactador sejam sempre constantes.

A representatividade das condições de contorno também deve ser considerada na aferição dos resultados do ensaio. Sjoblom et al. (1988) analisaram a dificuldade em se comparar os efeitos práticos dos danos provocados pelo impacto de granizo e pela queda de uma ferramenta sobre a fuselagem de uma aeronave. Concluíram que como as condições de contorno destas duas situações são diferentes, o comportamento da estrutura quando sujeita a estas situações também será diferente. A relação entre o tamanho da área livre da amostra a ser impactada e o tamanho da ponta do impactador tem sido mantida em 10 para 1 pelos pesquisadores, na tentativa de se compatibilizar os resultados de diferentes tipos de ensaio de impacto em materiais compósitos de modo a ser possível comparar resultados.

A montagem do corpo de prova consiste em uma placa retangular presa nas quatro laterais por um quadro de metal conforme mostrado anteriormente na Figura 17. As dimensões do corpo de prova são 7x7 polegadas e a espessura pode variar de acordo com o número de camadas que a placa compósita tiver. A literatura mostra que a espessura média de cada camada de material compósito de uso aeronáutico é de 0,21mm e o projeto em questão permite ensaios de materiais que tenham espessura de até uma polegada.

Partindo das dimensões acima citadas, o corpo de prova pode ser lixado e preparado para o uso de *strain gages*. Neste caso, com o auxílio de uma régua e paquímetro deve ser marcado o centro do laminado e a região em que o extensômetro será colado.

O procedimento para colocar a placa compósita na máquina de impacto tem com primeira etapa a retirada do quadro suporte de metal da base, que é feita ao desparafusar e retirar os parafusos de fixação. O CDP é colocado no interior dessa estrutura e antes de posicioná-lo em seu lugar ideal, devem ser colocados os parafusos nas laterais do quadro e prendê-los com uma leve pressão manual. Feito isso a placa deve ser rigorosamente posicionada com as linhas de referência alinhadas com as marcações feitas anteriormente na placa e então os parafusos devem ser apertados de forma alternada manualmente com o uso de uma chave.

3.3 LISTA DE PEÇAS DO IMPACTADOR

Depois de detalhados os componentes da máquina de queda livre de peso em questão a ser projetada, é interessante identificar o peso dos principais componentes do impactador, já que este interfere diretamente nos resultados dos ensaios. Para tal foi analisado o volume dos mesmos e, relacionando-o com a densidade do material em questão, foi possível obter os dados da Tabela 4. A tabela abaixo lista cada componente do impactador e seu respectivo volume obtido com o auxílio da ferramenta *Region/Mass Properties* do software AutoCAD®. Ao multiplicar os volumes com suas respectivas densidades encontrou-se o peso unitário de cada componente e assim foi possível determinar o peso total do conjunto do impactador. Este parâmetro é relevante pois interfere no diretamente no dimensionamento do gatilho e no ensaio já que modifica a energia de impacto do mesmo.

Tabela 4 – Lista de peças do impactador

Componente	Volume [mm³]	Peso unitário [kg]	Quantidade de componentes	Peso [kg]
Suporte	208795	0,564	1	0,56
Espaçador	6383	0,017	5	0,09
Eixo	14123	0,111	4	0,45
Placa frontal	52133	0,141	1	0,14
Placa traseira	56987	0,154	1	0,15
Célula de carga	27547	0,216	1	0,22
Roda	56774	0,153	4	0,61
M5x85		0,014	5	0,07
M8x80		0,024	2	0,05
Porca M5		0,005	5	0,02
Porca M8		0,009	2	0,02
-	-	-	Peso total [kg]	2,38

Fonte: Autoria própria (2017)

3.4 SUGESTÕES PARA TRABALHOS FUTUROS

Para a continuidade do trabalho fica como sugestão a fabricação e implementação da máquina de queda livre de peso. Os pontos de atenção para esta etapa são:

- cuidado no posicionamento e montagem das colunas guia
- tolerâncias geométricas das peças
- pesquisa complementar sobre a análise e tratamento de dados
- sequência de montagem dos componentes do sistema de gatilho
- correto nivelamento da travessa para garantir precisão no ensaio
- ajuste das rodas com seus eixos de modo a diminuir a interferência no ensaio

4 CONCLUSÕES

Este trabalho apresentou as etapas do projeto de uma máquina de queda livre de peso para ensaios de materiais compósitos para aplicação aeronáutica. Utilizando como premissa a carcaça de uma máquina de ensaio de tração, o projeto teve como base as principais dimensões da mesma, bem como estrutura básica.

O projeto foi executado levando-se em conta aspectos técnicos e financeiros de modo que a implementação do projeto seja exequível para que futuramente a máquina possa ser utilizada pelos alunos e docentes da UNESP-FEG, aumentando as opções de ensaio e aprendizado nas aulas de laboratório e pesquisas acadêmicas.

A máquina em questão tem como propósito atender a demanda de ensaios de materiais compósitos que tem sido crescente, visto que a utilização deste tipo de material tem aumentado muito na indústria aeronáutica já que os mesmos possuem propriedades vantajosas tais como baixa densidade e boa resistência mecânica.

Um dos principais desafios do projeto foi a concepção do sistema de gatilho, que envolveu aspectos mecânicos e práticos. O maior ponto de atenção deste mecanismo foi a preocupação em tornar mínima a interferência do carrinho no momento da liberação para ensaio. Outro ponto chave do projeto foi a preocupação com todas as etapas do ciclo de vida do produto a partir do momento da sua concepção, fabricação até o efetivo uso da máquina.

Como experiência pessoal esse trabalho proporcionou um excelente aprendizado visto que para a escolha dos componentes foram utilizados diferentes catálogos comerciais como rolamentos, parafusos e molas, o que auxilia bastante na maturidade profissional.

REFERÊNCIAS

- ABRATE, S. **Impact on laminated composite materials**. Applied Mechanics Reviews, Illinois, v.44, n.4, p.155-189, 1991.
- ABRATE, S. **Impact on composite structures**. Cambridge: Cambridge University Press, 1998. p. 306.
- AMERICAN COMPOSITES MANUFACTURES ASSOCIATION. **American composites manufactures association**, 2012. Disponível em: <<http://www.acmanet.org/>>. Acesso em: 10 out. 2016.
- APPLEBY-THOMAS, G. J., HAZELL, P. J., DAHINI, G. On the response of two commercially-important CFRP structures to multiple ice impacts. **Composite Structures**, [S. l.], v. 93, p. 2619–2627, 2011.
- ASLAN, Z.; KARAKUZU, R.; OKUTAN, B. The response of laminated composite plates under low-velocity impact loading. **Composite Structures**, [S. l.], v. 59, p. 119-127, 2003.
- AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS. **D256-06a**: Standard test methods for determining the Izod pendulum impact resistance of plastics. West Conshohocken, Pensilvania. 2006.
- AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS **D 7136/D 7136M**: Standard test method for measuring the damage resistance of a fiber-reinforced polymer matrix composite to a drop-weight impact event, West Conshohocken, Pensilvania. 2015.
- AMERICAN SOCIETY FOR TESTING AND MATERIALS **E1237 – 88**: Standard guide for installing bonded resistance strain gages, Annual book of ASTM Standards, West Conshohocken, Pensilvania. 1988.
- BIASE, E. H, C. **Análise estrutural de laminados compósitos sujeitos cargas de impacto**. 2009. 191 f. Dissertação de Mestrado em Ciências – Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2009.
- BIASE, E.H.C.; DONADON M.V.; ALMEIDA S. F. M.; **Uma metodologia experimental para ensaios de impacto em placas de laminados compósitos**, VI Congresso Nacional de Engenharia Mecânica, Campina Grande. 2010.
- BIBO, G. A.; HOGG, P. J. - J. MATER. **Science**, v. 31, p. 1115-1137. 1996.
- CALLISTER, W. D. **Ciência e engenharia de materiais: uma introdução**. 5. ed. São Paulo: LTC, 2002, p. 359.
- CAPRINO, G.; CRIVELLI-VISCONTI, I.; DI ILLIO, A. **Elastic behaviour of composite structures under low velocity impact**. Composites v.15, n. 3, p. 231-234, 1984.

CHAMIS, C. C.; HANSON, M, P.; SERAFINI, T.T. **Impact resistance of unidirectional fibre composites**, p. 324-349, 1992.

CIMM. **Máquinas pendulares para ensaio de impacto**. Disponível em: <http://www.cimm.com.br/portal/material_didatico/6587-maquinas-de-teste#.Va6L80nbLIV>. Acesso em: 10 jan. 2017.

CHOI, H. C.; CHANG, F.; **A model for predicting damage in graphite/epoxy laminated composites resulting from low-velocity point impact**; Journal of Composite Materials, v. 26, n. 14, p. 2134-2169, 1992.

CORTÉS P.; CANTWELL W.J., The impact properties of high-temperature fiber-metal laminates, **Journal of composite materials**, v. 41, p. 613-632, 2006.

CRISFIELD, M.A.; MI, Y.; DAVIES, G.A.O. **Progressive delamination using interface elements**, Journal Composites Materials, vol.32, n.14, p.1247-1271, 1998.

DANIEL, I. M.; LIBER, T.; LA BEDZ, R.H. **Wave propagation in transversely impacted composite laminates**, p. 9-16, 1979.

DANIEL, I.M.; ISHAI, O. **Engineering mechanics of composite materials**, New York: Oxford University Press, 416 f. 1994.

DEFENCE, D. O. POLYMER MATRIX COMPOSITES MATERIALS USAGE, DESIGN AND ANALYSIS. In: **Defence, D. O. MIL-HDBK-17-3- composite material handbook**. [S.l.]: [s.n.]. p. 413, 2002.

DONADON, M.V.; IANNUCCI, L.; FALZON, B. G.; HODGKINSON, J.M.; DE ALMEIDA, S.F.M. **A progressive failure model for composite laminates subjected to low velocity impact damage**. Computers and structures, v. 86, p.1232-1252. 2008.

EDGRENA, F.; SOUTISB, C. Damage tolerance analysis of NCF composite sandwich panels. **Composite science and technology**, p. 2635-2645. 2008.

GAO, S. L.; MADER, E.; ZHANDAROV, S. F. Carbon fibers and composites with epoxy resins: topography, fractography and interphases. **Carbon**, v. 42, p. 515 – 529, 2004.

GIBSON, R. F. **Principles of composite material mechanics**, McGraw-Hill, New York , 1994.

GRESZCZUK, L.B.; CHAO, H., **Impact damage in graphite-fiber reinforced composites**, Composite materials: testing and design, american society for testing and materials STP 617, American Society for Testing and Materials, p.389-408, 1977.

GUIMARAES, L. G. S.; **Compressão de placas compósitas após submetidas a impacto a baixa velocidade**; 2010, 60f. Universidade de Coimbra, Dissertação de Mestrado em Engenharia Mecânica, Coimbra. 2010.

GUYNN, E. G.; O'BRIEN. The influence of lay-up and thickness on composite impact damage and compression strength. In: STRUCTURAL DYNAMICS AND MATERIALS CONFERENCE, v. 26, 1985, Orlando, Florida: AIAA/ASCE/AHS, 1985.

HABIB, F. A.; **A new method for evaluating the residual compression strength of composites after impact**, Composite Structures, v. 53, p. 309-3016, 2002.

HITCHEN, S. A.; KEMP, R. M. J.; **The effect of stacking sequence on impact damage in a carbon fibre/epoxy composite**; Materials and Structure, DRA Farnborough, Farnborough, Hants, GU14 6TD, UK, Composites v. 26, p. 207-214, 1995.

HONG S., LIU D., **On the relationship between impact energy and delamination area**, Experimental Mechanics, v. 29, n. 2, p. 115-120, 1989.

JANG, B.P.; KOWBEL, W.; JANG, B.Z., **Impact behavior and impact-fatigue testing of polymer composites**, Composites Science and Technology, v.44, p.107-118, 1992.

JONES, R.M. **Mechanics of composite materials**, Philadelphia: Taylor and Francis, 1999. 519p.

KACHANOV, L.M. **Time of rupture process under creep conditions**, Izy Akad Nank SSR Otd Tech Nau, v. 8, p. 26-31, 1958.

LEMAITRE, J; DIFAILLY, J. **Damage measurements**, Engineering Fracture Mechanics, v.28, n.5/9, p.643-661, 1987.

MANSUR, T.R. et al. **Transdutores elétricos à base de strain gages**. Rio de Janeiro: Centro de Desenvolvimento da Tecnologia Nuclear, 1998.

MASTERS, J. E. **Damage direction in composite materials**. [S.l.]: American society for testing and materials Publication. 1992.

MATTHEWS, F.L; SOUTIS, C.; SMITH, F.C. **Predicting the compressive engineering performance of carbon fibre-reinforced plastics**. Composites. Part A, Applied science and manufacturing, v. 31, n. 6, p. 531-536, 2000.

MATTHEWS, F. L.; RAWLINGS, R. D. **Composite materials: engineering and science**. Chapman& Hall, London , 1994.

MCCARTY, J. E. – **Design and cost viability of composites in commercial aircraft**, v. 24, p. 361-365, 1993.

MORAIS W.A.; MONTEIRO S.N.; D'ALMEIDA J.R.M., **Evaluation of repeated low energy impact damage in carbon–epoxy composite materials**, Composite Structures, v. 67, p. 307-315, 2005.

MORAIS, W. A.; GOMES, P. T. V.; GODEFROID, L. B.; D'ALMEIDA, J. R. M., **Desenvolvimento de uma máquina de ensaios de impacto por queda de peso instrumentada para materiais compósitos**, p.1223-1237, 1998.

NAVEIRO, R. Engenharia do produto. In: BATALHA, M. O. (org). **Introdução à engenharia de produção**. Rio de Janeiro: Elsevier, 2010.

NJIONHOU, A. et al. **Relationships between lri process parameters and impact and post-impact behaviour of stitched and unstitched NCF laminates**. [S.l.]: [s.n.], 2011.

NSK, **Catálogo de rolamentos**; Disponível em: <[nsk.com.br/upload/file/Catálogo%20Geral%20 NSK\(1\).pdf](http://nsk.com.br/upload/file/Catálogo%20Geral%20NSK(1).pdf)>, Acesso em: 01 abr. 2017.

OLSSON, M.D.; VARIZI, R.; ANDERSON, D.L. **Damage in composites: a plasticity approach**. Journal Composite Materials, v. 44, p.103-116, 1992.

OLSSON, R. **Mass criterion for wave controlled impact response of composite plates**, Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, v.31, n.8, p. 879-887, 2000.

PAVIER, M.J.; CLARKE, M.P., **Experimental techniques for the investigation of the effects of impact damage on carbon-fibre composites**, Composites Science and Technology, v.55, p.157-169, 1995.

QUIMICAMENTE FÁCIL. Imagem. Disponível em: <<https://quimicamentefacil.wordpress.com/2014/11/03/compositos/>>, Acesso em: 26 fev. 2016.

QUINAN, M.A.D., **Análise de ensaio instrumentado de impacto tipo charpy**, dissertação de mestrado, Escola de Engenharia da Universidade Federal de Minas Gerais, 1996.

RABOTNOV, Y.N.; Creep rupture, In: XII INTERNATIONAL CONGRESS ON APPLIED MECHANICS, 1968. Standford, Springer, Berlim, p.342-349, 1968.

REID, S. R.; ZHOU, G.; **Impact behaviour of fibre-reinforced composite materials and structures**, 2000.

REOTERM Disponível em: <<http://www.reoterm.com.br/detalhadaProduto.php?idss=44>>, Acesso em: 24 jan. 2017.

RODRIGUES, C. E. M. **Estudo de tolerância ao dano no compósito processado via RTM de fibra de carbono NCF/resina epóxi CYCOM 890**. 2013.93f. Dissertação Mestrado, Universidade Estadual Paulista, Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, 2013.

SCHIVACUMAR, K.N.; ELBER, W.; ILLG, W. **Prediction of impact force and duration due to low velocity impact on circular composite laminates**. J Appl Mech, Trans ASME, v.52, n.3, p.674-680, 1985.

SJOBLOM, P.O.; HARTNESS, J.T.; CORDELL, T.M., **On low-velocity impact testing of composite materials**, Journal of Composite Materials, v.22, p.30-53, 1988.

SKOBLUM, J.; HARTNESS, J.; CORDELL, T, **On low-velocity impact testing of composite materials**. Journal Composite Materials v. 22 n. 1, p. 30-52, 1988.

SPRING CALCULATION; Disponível em:
<https://www.federnshop.com/pt/produtos/molas_de_compressão/cálculo.html>, Acesso em 12 abr. 2017.

STEINMETZ, G.; ARENDTS, F. Z.; NETHING, R.; **Delamination bucking of laminated plates**, Developments in the Science and Technology of Composites Materials, Fourth European Conference on Composite Materials, ECCM 4, Stuttgart, F. R. G., Ed by J. Fuller et al., p. 495-502, 1990.

SUGUN, B. S.; RAO, R. M. V. G. K. **Low-velocity impact characterization of glass, carbon and kevlar composites using repeated drop tests**, 2004.

SUN, C.T.; CHATTOPADHYAY, **Dynamic response of anisotropic laminated plates under initial stress to impact of a mass**, Journal of Applied Mechanics, v.42, p.693-698, 1975.

TAKEDA, N.; SIERAKOWSKI, R.L.; MALVERN, L.E., **Wave propagation experiments on ballistically impacted composite laminates**, p. 261-267, 1981.

TAN, T.M.; SUN, C.T., **Use of statical indentation laws in the impact analysis of laminated composite plates**, Transactions of the ASME/Journal of Applied Mechanics, v.52, p.6-12, 1985.

TARPANI J.R., ANGELONI M., IEZZI L., CASTRO C.E.G., **“Fadiga após múltiplos impactos em laminados carbono-epóxi”**, Tecnologia em Metalurgia e Materiais, v. 2, n. 4, p. 63-70, 2006.

TELLEP, **Catálogo de Engenharia dos Produtos TELLEP**, Disponível em: <<http://www.metalac.com.br/catalogos>>, Acesso em: 20 jan. 2017.

TRIAS, D.; MAIMÍ, P. Micromechanical Analysis of Mode I Crack Growth in Carbon Fibre Reinforced Polymers. In: TAMIN, M. N. **Damage and fracture of composite materials and structures**. [S.l.]: [s.n.], 2012.

WANG, S.-X.; WU, L.-Z.; MA, L. Low-velocity impact and residual tensile strength analysis to carbon fiber composite laminates. **Materials & Design**, p. 118-125, 2010.

WU, F.; YAO, W. A fatigue damage model of composite materials. **International Journal of Fatigue**, p. 134-138, 2010.

WILLIS, J.R., **Hertzian contact of anisotropic bodies**, Journal Mechanical Physical Solids v.14, p. 163-176, 1996.

WILLY A. M.; **Estudo e caracterização da resistência a impactos de baixas energias em materiais compósitos**. Dissertação de Mestrado – Pontifícia Universidade Católica do Rio de Janeiro, 1999.

WU, H. Y. T.; SPRINGER, G. S. - **Journal of composite materials**, v.22, 1988. p.518-532.

YANG, S.H.; SUN, C.T., **Indentation law for composite materials**. American society for testing and materials STP 787, p. 425-49, 1982.

ZHANG, X.; HOUNSLOW, L.; GRASSI, M.; **Improvement of low-velocity impact and compression after impact performance by z-fibre pinning**, Composites Science and Technology v.66, p. 2785-2794, 2006.

ZHOU, G. **The use of experimentally-determined impact force as a damage measure in impact damage resistance and tolerance of composites structures**. Composit Struct, v.42, n.4, p.375-382, 1998.

BIBLIOGRAFIA CONSULTADA

BROCKS, T. **Compósito estrutural via RTM para aplicação aeronáutica: processamento e caracterização**. 2011. 92f. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica) – Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2011.

DANIEL, G. S. **Dano em materiais compósitos: SAFECom (sistema de análise de fadiga de estruturas em compósitos)**. Dissertação Mestrado – Universidade de São Paulo, Escola de Engenharia de São Carlos, São Carlos, 2011.

MURAT, B. I. S., RAHMAN, A. A. A., **Study of impact damage behaviour in woven carbon fiber plates**, Engineering Physics International Conference, EPIC, 2016.

SANGA, R. P. L., GARNIER, C., PANTALÉ, O., **Finite element simulation of low velocity impact damage on an aeronautical carbon composite structure**, Applies Composite Materials, v. 23, p 1195-1208, 2016.

VOLPIANO, G. **Análise Estatística pela distribuição de Weibull do compósito aeronáutico NC2/RTM6 em fadiga**. 2009. Tese (Engenharia de Materiais) – Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá, Universidade Estadual Paulista, Guaratinguetá, 2009.