

RAFAEL TELLES DA SILVA VALE

RICARDO BARRADAS SILVEIRA

DESENVOLVIMENTO DE UM MODELO NUMÉRICO PARA
ESTUDO DE IMPACTO BALÍSTICO EM PLACAS E VIGAS DE
ALUMÍNIO AERONÁUTICO

SÃO PAULO

2009

RAFAEL TELLES DA SILVA VALE

RICARDO BARRADAS SILVEIRA

DESENVOLVIMENTO DE UM MODELO NUMÉRICO PARA
ESTUDO DE IMPACTO BALÍSTICO EM PLACAS E VIGAS DE
ALUMÍNIO AERONÁUTICO

Monografia apresentada à Escola
Politécnica da Universidade de São
Paulo para obtenção do Título de
Graduação em Engenharia.

Área de Concentração:
Engenharia Mecatrônica

Orientador: Professora Doutora
Larissa Driemeier

SÃO PAULO

2009

FICHA CATALOGRÁFICA

Vale, Rafael Telles da Silva

**Desenvolvimento de um modelo numérico para estudo de impacto balístico em placas e vigas de alumínio aeronáutico / R.T.S. Vale, R.B. Silveira. -- São Paulo, 2010.
99 p.**

Trabalho de Formatura - Escola Politécnica da Universidade de São Paulo. Departamento de Engenharia Mecatrônica e de Sistemas Mecânicos.

1.Alumínio 2.Chapas 3.Ensaio dos materiais 4.Método dos elementos finitos 5.Propriedades dos materiais 6.Simulação 7.Vigas I.Silveira, Ricardo Barradas II.Universidade de São Paulo. Escola Politécnica. Departamento de Engenharia Mecatrônica e de Sistemas Mecânicos III.t.

Rafael e Ricardo dedicam este trabalho a seus pais.

AGRADECIMENTOS

Do Rafael Telles da Silva Vale

Aos meus pais Raul e Josefa, pelo carinho e apoio por todos esses anos.

Aos meus irmãos Rodrigo, Raquel e Rodolfo pelo apoio nos momentos difíceis.

A toda minha família, em especial, ao Luís e à Eduarda, meus queridos tios que sempre me apóiam quando preciso.

À Maria Carla, minha namorada e melhor amiga, pelo carinho, pela paciência e pelo apoio em todos os momentos.

À nossa orientadora Larissa, pela paciência e suporte ao nosso trabalho.

Ao meu parceiro de monografia Ricardo, pela paciência, dedicação e compreensão durante todo o ano, e a sua família, pelo apoio.

A todos os meus amigos por tornarem mais fácil toda a minha graduação.

Aos membros do GMSIE-USP, por nos ajudar sempre que foi preciso.

Do Ricardo Barradas Silveira

Aos meus pais João Paulo e Maria Lúcia, pelo suporte e apoio por todos esses anos.

À minha irmã Paula, por me entender e ajudar em todos os momentos.

A toda minha família e amigos, que estão sempre ao meu lado.

À nossa orientadora Larissa, pela paciência e suporte ao nosso trabalho.

Ao meu parceiro de monografia Rafael, pela perseverança e dedicação durante todo o ano, e a sua família, pelo apoio.

Aos membros do GMSIE-USP, por nos ajudar sempre que foi preciso.

Resumo

O presente trabalho tem como objetivo analisar o impacto de projéteis em placas de alumínio aeronáutico, através de estudos numéricos e experimentais. Testes de impactos são custosos, tanto do ponto de vista econômico quanto de tempo necessário para a sua realização, além disso, exigem equipamentos especiais, que nem sempre estão disponíveis aos engenheiros projetistas. Dessa forma, basear um projeto somente em ensaios experimentais torna-se inviável. A ferramenta numérica pode otimizar o processo, diminuindo substancialmente o número de ensaios necessários. Neste trabalho serão apresentados ensaios experimentais, utilizados como comparação para a validação dos modelos numéricos. A comparação de resultados numéricos e experimentais deste estudo permite analisar a confiabilidade do modelo de elementos finitos, assim, servindo como base para outros trabalhos que envolvam testes balísticos como, por exemplo, estudo de blindagem de automóveis e de impactos em fuselagem de aviões. Também será apresentada a caracterização do material, alumínio aeronáutico, que forneceu os parâmetros que precisam ser inseridos no programa de elementos finitos. Foram realizadas tanto a caracterização dinâmica quanto a estática, com o auxílio de ensaios de tração e ensaios realizados com a barra de Hopkinson, tanto experimentais quanto numéricos. Em outra fase foram determinados critérios de dano e falha para o material e este foi testado em modelos numéricos, com o auxílio de um programa de elementos finitos. Foram estudadas as melhores condições que garantem resultados mais próximos dos resultados experimentais.

Palavras-chave: impacto balístico, caracterização do material, chapas de alumínio aeronáutico, elementos finitos.

Abstract

The objective of this study is to analyze the impact of projectiles on plates and beams of aeronautic aluminum alloy, using numerical and experimental tests. Impact tests are expensive, since they take a lot of time and money to be made. In addition, they require special equipment, which may not be always available to design engineers. Thus, a project based only on experimental testing becomes unfeasible. The numerical tool can optimize the process, substantially reducing the number of tests. This work started with the experimental trials, which were used as comparison for the validation of the numerical model. The comparison of numerical and experimental results of this study allows analyzing the reliability of the finite elements model, enabling this study to serve as base for further works involving ballistic tests, such as impacts on armor of cars and on aircraft fuselages. The next step was the characterization of the material, aeronautic aluminum alloy, so that this material could be inserted in the program of finite elements. Both static and dynamic characterization were made, with the aid of tensile tests and tests using the Hopkinson bar, respectively. In another phase the numerical model was created, using a finite element program. The best conditions were studied to ensure a more likely outcome when compared with the experimental results.

Keywords: ballistic impact, material characterization, aeronautic aluminum plates, finite elements.

Lista de Figuras

Figura 1.1: Carro antes e depois de teste balístico	18
Figura 1.2: Incêndio no primeiro acidente fatal envolvendo Concorde, que ocorreu com o Concorde 203, F-BTSC em junho de 2000. (ROXBURGH, 2003).	19
Figura 3.1: Esquema da barra de Hopkinson mostrando componente e variáveis envolvidas.	23
Figura 3.2: Resposta de um metal a um ensaio de tração	26
Figura 3.3: Curva típica de tensão-deformação de um metal dúctil	29
Figura 3.4: Evolução linear do dano	31
Figura 3.5: Evolução exponencial dano	31
Figura 4.1: Esquema do ensaio de tração.	32
Figura 4.2: Formato do corpo de prova utilizado. Medidas em mm.	32
Figura 4.3: Resultados dos testes de tração.	33
Figura 4.4: Método utilizado para encontrar a tensão de escoamento.	34
Figura 4.5: Curva de tensão versus deformação de engenharia para o ensaio dinâmico com taxa de deformação de 1780 s^{-1} .	35
Figura 4.6: Sinais medidos por extensômetros na barra de Hopkinson.	36
Figura 4.7: Tensão verdadeira em função da taxa de deformação, para uma deformação plástica verdadeira de 0.06.	37
Figura 4.8: Curva de deslocamento imposta à parte superior do corpo de prova.	40
Figura 4.9: Corpo de prova com as condições de movimento impostas.	41
Figura 4.10: Corpo de prova com a malha que foi criada.	41

Figura 4.11: Detalhe da malha utilizada no ensaio de barra de Hopkinson.	42
Figura 4.12: Pulso de pressão medido na barra de entrada.	42
Figura 4.13: Gráfico carga X tempo para o primeiro conjunto de parâmetros.	43
Figura 4.14: Gráfico carga X tempo para o segundo conjunto de parâmetros.	43
Figura 4.15: Gráfico carga X tempo para o terceiro conjunto de parâmetros.	44
Figura 4.16: Gráfico Deformação X Tempo para os pulsos incidente e refletido tempo utilizando o primeiro conjunto de parâmetros.	45
Figura 4.17: Gráfico Deformação X Tempo para o pulso transmitido tempo utilizando o primeiro conjunto de parâmetros.	45
Figura 4.18: Gráfico Deformação X Tempo para os pulsos incidente e refletido tempo utilizando o segundo conjunto de parâmetros.	46
Figura 4.19: Gráfico Deformação X Tempo para o pulso transmitido tempo utilizando o segundo conjunto de parâmetros.	46
Figura 4.20: Gráfico Deformação X Tempo para os pulsos incidente e refletido tempo utilizando o terceiro conjunto de parâmetros.	47
Figura 4.21: Gráfico Deformação X Tempo para o pulso transmitido tempo utilizando o terceiro conjunto de parâmetros.	47
Figura 4.22: Malha do corpo de prova sem entalhe.	49
Figura 4.23: Gráfico de triaxialidade X deformação plástica equivalente para o corpo de prova sem entalhe.	49
Figura 4.24: Corpo de prova com entalhe de 1,25mm.	50
Figura 4.25: Malha do corpo de prova com entalhe de 1,25mm.	50
Figura 4.26: Gráfico de triaxialidade X deformação plástica equivalente para o corpo de prova com entalhe de 1,25mm.	50
Figura 4.27: Corpo de prova com entalhe de 2,5mm.	51
Figura 4.28: Malha do corpo de prova com entalhe de 2,5mm.	51
Figura 4.29: Gráfico de triaxialidade X deformação plástica equivalente para o	51

corpo de prova com entalhe de 2,5mm.

Figura 4.30: Corpo de prova com entalhe de 5mm. 52

Figura 4.31: Malha do corpo de prova com entalhe de 5mm. 52

Figura 4.32: Gráfico de triaxialidade X deformação plástica equivalente para o 52
corpo de prova com entalhe de 5mm.

Figura 4.33: Corpo de prova com entalhe de 10mm. 53

Figura 4.34: Malha do corpo de prova com entalhe de 10mm. 53

Figura 4.35: Gráfico de triaxialidade X deformação plástica equivalente para o 53
corpo de prova com entalhe de 10mm.

Figura 4.36: Corpo de prova com entalhe de 20mm. 54

Figura 4.37: Malha do corpo de prova com entalhe de 20mm. 54

Figura 4.38: Gráfico de triaxialidade X deformação plástica equivalente para o 54
corpo de prova com entalhe de 20mm.

Figura 4.39: Corpo de prova com entalhe de 35mm. 55

Figura 4.40: Malha do corpo de prova com entalhe de 35mm. 55

Figura 4.41: Gráfico de triaxialidade X deformação plástica equivalente para o 55
corpo de prova com entalhe de 35mm.

Figura 4.42: Corpo de prova com entalhe de 50mm. 56

Figura 4.43: Malha do corpo de prova com entalhe de 50mm. 56

Figura 4.44: Gráfico de triaxialidade X deformação plástica equivalente para o 56
corpo de prova com entalhe de 50mm.

Figura 4.45: Gráfico de Carga x Tempo para ensaio de tração com critério de dano 58
de Johnson-Cook.

Figura 4.46: Gráfico de Carga x Tempo para ensaio de tração do modelo de dano 60
dúctil.

Figura 4.47: Gráfico de Carga x Tempo para ensaio de tração do critério de falha 62

por cisalhamento.

Figura 5.1: (a) geometria das vigas, (b) foto dos corpos de prova.	63
Figura 5.2: Martelo disponível no laboratório do grupo de Mecânica dos Sólidos e Impacto Estrutural (GMSIE) da Universidade de São Paulo.	63
Figura 5.3: Garra de fixação das vigas.	64
Figura 5.4: Geometria dos identadores, (a) ponta chata e (b) ponta arredondada.	64
Figura 5.5: (a) sensor de medição de velocidade a laser e (b) detalhe do identador com espelho.	65
Figura 6.1: Deflexão final da viga.	66
Figura 6.2: ensaios experimentais para (a) identador de ponta chapa e (b) identador de ponta arredondada.	67
Figura 6.3: Perfil final da viga, depois de testado com o identador de ponta arredondada.	67
Figura 6.4: (a) falha da viga na velocidade de 3,095m/s (b) sem falha na velocidade na velocidade de 3,062m/s.	68
Figura 6.5: (a) falha na velocidade de: (a)3.88 e (b) 3.09m/s	69
Figura 6.6: Velocidade do identador durante o impacto para v_0 de (a)3,88; (b)3,64 e (c) 3,38m/s.	69
Figura 6.7: Velocidade do identador durante o impacto para v_0 de (a)3,03; (b)2,96 e (c) 2,76m/s.	70
Figura 6.8: perfil final da viga, depois de testada com o identador achatado.	71
Figura 6.9: Velocidade do identador durante o impacto para v_0 de (a)4,02; (b)3,95.	72
Figura 6.10: Velocidade do identador durante o impacto para v_0 de (a)3,78; (b)3,50; (c) 3,24m/s e (d) 2.90 m/s.	72
Figura 6.11: Fratura nas velocidade de: (a) 4,02 e (b) 3,92 m/s.	73
Figura 6.12: Gráfico da velocidade do identador na queda de 500mm e foto da configuração final da placa para essa queda.	74

Figura 6.13: Gráfico da velocidade do identador na queda de 750mm e foto da configuração final da placa para essa queda.	74
Figura 6.14: Gráfico da velocidade do identador na queda de 1000mm e foto da configuração final da placa para essa queda.	75
Figura 6.15: Gráfico da velocidade do identador na queda de 1250mm e foto da configuração final da placa para essa queda.	75
Figura 6.16: Gráfico da velocidade do identador na queda de 1500mm e foto da configuração final da placa para essa queda.	75
Figura 6.17: Gráfico da velocidade do identador na queda de 1750mm e foto da configuração final da placa para essa queda.	76
Figura 6.18: Gráfico da velocidade do identador na queda de 2000mm e foto da configuração final da placa para essa queda.	76
Figura 6.19: Gráfico da velocidade do identador na queda de 2250mm e foto da configuração final da placa para essa queda.	76
Figura 7.1: Malha utilizada na placa.	80
Figura 7.2: Placa deformada e striker (vista lateral).	80
Figura 7.3: Placa deformada e striker (vista superior).	81
Figura 7.4: Placa deformada (vista inferior).	81
Figura 7.5: Placa deformada e striker (vista lateral).	82
Figura 7.6: Placa deformada e striker (vista superior).	82
Figura 7.7: Placa deformada (vista inferior).	83
Figura 7.8: Placa deformada e striker (vista lateral).	83
Figura 7.9: Placa deformada e striker (vista superior).	84
Figura 7.10: Placa deformada (vista inferior).	84
Figura 7.11: Placa deformada e striker (detalhe vista inferior).	85

Figura 7.12: Placa deformada e striker (vista lateral).	85
Figura 7.13: Placa deformada e striker (vista superior).	86
Figura 7.14: Placa deformada (vista inferior).	86
Figura 7.15: Placa deformada e striker (detalhe da vista inferior).	87
Figura 7.16: Gráfico de velocidade do striker para velocidade de queda de 3,84m/s (queda de 750mm).	87
Figura 7.17: Gráfico de velocidade do striker para velocidade de queda de 4,95m/s (queda de 1250mm).	88
Figura 7.18: Gráfico de velocidade do striker para velocidade de queda de 5,87m/s (queda de 1750mm).	88
Figura 7.19: Gráfico de velocidade do striker para velocidade de queda de 6,65m/s (queda de 2250mm).	89
Figura 7.20: Vista lateral da malha utilizada na viga e no identador achatado.	89
Figura 7.21: Malha utilizada na viga e no identador achatado.	89
Figura 7.22: Detalhe das malhas utilizadas para os identadores.	90
Figura 7.23: Configuração final da viga para uma velocidade de impacto de 3,24m/s utilizando o identador achatado.	90
Figura 7.24: Configuração final da viga para uma velocidade de impacto de 3,78m/s utilizando o identador de ponta achatado	90
Figura 7.25: Configuração final da viga para uma velocidade de impacto de 3,92m/s utilizando o identador achatado.	91
Figura 7.26: Configuração final da viga para uma velocidade de impacto de 4,02m/s utilizando o identador de ponta achatado.	91
Figura 7.27: Detalhe da configuração final da viga para uma velocidade de impacto de 3,78m/s utilizando o identador de ponta achatado.	91
Figura 7.28: Gráfico de velocidade do striker para velocidade de queda de 3,24m/s (queda de 600mm).	92
Figura 7.29: Gráfico de velocidade do striker para velocidade de queda de 3.78m/s	92

(queda de 800mm).

Figura 7.30: Gráfico de velocidade do striker para velocidade de queda de 3,92 m/s (queda de 865mm). 93

Figura 7.31: Gráfico de velocidade do striker para velocidade de queda de 4,02m/s (queda de 900mm). 93

Figura 7.32: Configuração final da viga para uma velocidade de impacto de 2,65m/s utilizando o identador arredondado. 94

Figura 7.33: Configuração final da viga para uma velocidade de impacto de 2,76m/s utilizando o identador de ponta arredondada. 94

Figura 7.34: Configuração final da viga para uma velocidade de impacto de 3,09m/s utilizando o identador arredondado. 94

Figura 7.35: Detalhe da configuração final da viga para uma velocidade de impacto de 2,76m/s utilizando o identador de ponta arredondada. 95

Figura 7.36: Gráfico de velocidade do striker para velocidade de queda de 2,65m/s (queda de 345mm). 95

Figura 7.37: Gráfico de velocidade do striker para velocidade de queda de 2,76m/s (queda de 400mm). 96

Figura 7.38: Gráfico de velocidade do striker para velocidade de queda de 3,09m/s (queda de 500mm). 96

Lista de Tabelas

Tabela 4.1: Valores dos módulos de Young.	33
Tabela 4.2: Tensão de escoamento (parâmetro A).	34
Tabela 4.3: Parâmetros B e n.	35
Tabela 4.4: Taxa de deformação dos ensaios experimentais.	36
Tabela 4.5: Tensões verdadeiras para deformação plástica verdadeira de 0.06.	37
Tabela 4.6: Valores encontrados para os parâmetros de Johnson-Cook.	38
Tabela 4.7: Segundo conjunto de parâmetros de Johnson-Cook.	39
Tabela 4.8: Terceiro conjunto de parâmetros de Johnson-Cook.	44
Tabela 4.9: Triaxialidades e suas respectivas deformações plásticas equivalentes.	57
Tabela 4.10: Valores encontrados para os parâmetros D_1 , D_2 e D_3 .	57
Tabela 4.11: Parâmetros do critério de falha dúctil.	59
Tabela 4.12: Parâmetros do critério de dano por cisalhamento.	61
Tabela 6.1: resultados experimentais para o identador de ponta arredondada. Massa do identador $G = 4,270\text{kg}$, comprimento $b = 6,38\text{mm}$, espessura $h = 3,19\text{mm}$.	68
Tabela 6.2: resultados experimentais para o identador achatado. Massa do identador $G = 4,270\text{kg}$, comprimento $b = 6,38\text{mm}$, espessura $h = 3,19\text{mm}$.	71
Tabela 7.1: Parâmetros do critério de falha dúctil (Ensaio dinâmico).	79

Sumário

Resumo	6
Abstract	7
Lista de Figuras	8
Lista de Tabelas	15
1 Introdução	18
2 Objetivos	21
3 Fundamentos teóricos	
3.1 Fundamentos da barra de Hopkinson	22
3.2 Modelo de material de Johnson-Cock	25
3.3 Modelo de dano e falha	26
3.3.1 Critério de dano inicial	27
3.3.2 Evolução do dano	29
4 Procedimento de caracterização do material	
4.1 Ensaio de tração	32
4.2 Ensaaios com a barra de Hopkinson	35
4.3 Procedimento de correção dos parâmetros A e B e obtenção do parâmetro C	36
4.4 Obtenção de um segundo conjunto de parâmetros de Johnson-Cook.	38
4.5 Simulações numéricas para teste dos conjuntos de parâmetros	39
4.6 Determinação dos parâmetros do critério de dano de Johnson-Cook	48
5 Montagem experimental	63

6 Resultados dos ensaios experimentais no martelo

6.1 Resultados das vigas	66
6.1.1 Identador arredondado	67
6.1.2 Identador achatado	70
6.2 Resultados das placas	73

7 Resultados da simulações numéricas dos ensaios de impacto em placas e em vigas.

7.1 Resultados das simulações de impacto nas placas	79
7.2 Resultados das simulações de impacto nas vigas	89

8 Discussão dos resultados

9 Conclusões

Referências Bibliográficas

Capítulo 1

Introdução

O estudo numérico do impacto balístico de projéteis tem importância para vários segmentos da indústria, como o aeronáutico, o automobilístico e o militar, principalmente por facilitar e baratear a obtenção de dados com relação aos testes experimentais. A importância de se estudar o impacto balístico em chapas está no fato destas serem empregadas nas estruturas de diversos meios de transporte e, caso ocorra uma falha estrutural, a vida de muitas pessoas será colocada em risco.

No setor automobilístico, as empresas podem utilizar a simulação numérica para testar diversos arranjos de blindagem para carros, não somente contra projéteis de armas de fogo, mas também contra objetos pontiagudos que se chocam contra o carro durante acidentes.



(a) Antes



(b) Depois

Figura 1.1: Carro antes e depois de teste balístico

Empresas de blindagem automotiva européias chegam a gastar 250.000 dólares anuais em testes balísticos para provar que suas blindagens são eficazes. Muitos protótipos são submetidos a testes que resultam em sua destruição total, como pode ser visto na figura 1.1. Alguns países possuem laboratórios nacionais de teste balístico. O alemão fica em Mellrichstadt, e é conhecido como o mais exigente e rígido dos laboratórios, de modo que os carros que saem aprovados desse laboratório apresentam os melhores índices de qualidade em blindagem. Com a adoção da simulação numérica o número de protótipos criados e destruídos, pode diminuir significativamente, resultando em economia nos gastos.

Para a aeronáutica, a simulação numérica é bastante utilizada no caso, por exemplo, de impactos contra a fuselagem do avião devido a choques ocasionados por peças que caem na pista e são impulsionadas pelas rodas do avião, ou por pedaços de borracha que se desgrudam dos pneus dos aviões durante o pouso, ou por peças que se desgrudam da turbina e que têm velocidade suficiente para atravessar a fuselagem do avião, causando acidentes catastróficos. Um exemplo desses acidentes foi o ocorrido com o Concorde da Air France em junho de 2000 ocasionado por fragmentos metálicos deixados na pista que foram lançados por um dos pneus e que perfuraram o tanque de combustível causando o incêndio e a queda do avião.



Figura 1.2: Incêndio no primeiro acidente fatal envolvendo Concorde, que ocorreu com o Concorde 203, F-BTSC em junho de 2000. (ROXBURGH, 2003).

A escolha do material para qualquer projeto estrutural é uma fase importante, e deve-se considerar sua eficiência em relação ao peso e ao custo. Para um avião, a necessidade de diminuição do peso faz com que a densidade ganhe em importância com relação aos outros critérios, já em veículos de transporte terrestre civil e militar, o custo passa a limitar o projeto. No caso dos meios de transporte terrestres, porém, o peso também é importante, pois seu aumento excessivo pode acarretar mudanças no projeto dos chassis, dos freios e dos motores. A escolha do alumínio aeronáutico leva em conta esses critérios, pois é leve e tem grande aplicação na indústria aeronáutica.

Durante o desenvolvimento deste trabalho, há duas fases que se destacam: a caracterização do material e a do modelo de elementos finitos. Em um primeiro momento é preciso caracterizar o material, isto é, selecionar os parâmetros para o modelo de modo que a resposta numérica mimetize a resposta experimental. Feito isto, é preciso criar o modelo de elementos finitos do problema de impacto e verificar se o mesmo apresenta resultados que condizem com a realidade.

Para caracterizar o alumínio aeronáutico, seguiu-se o modelo indicado em Morales et al [1]. Para a caracterização estática temos resultados de ensaios de tração quase estáticos e para a caracterização dinâmica temos resultados de ensaio com barra de Hopkinson e ensaios de impacto em vigas e placas.

Não é possível fazer uma caracterização do material na sua fase inelástica para testes dinâmicos e estáticos que atenda bem a ambos. Como o objetivo é a caracterização para um teste balístico, a preferência será dada para uma melhor caracterização dinâmica.

O modelo será avaliado através de testes experimentais em vigas e placas, conforme descritos nos próximos capítulos.

Capítulo 2

Objetivos

O objetivo do presente trabalho é a validação da análise numérica do limite balístico de vigas e placas de alumínio aeronáutico, através da comparação de resultados numéricos e experimentais. Para que isso seja possível, é necessária a realização de experimentos físicos, a caracterização do material e a criação de um modelo numérico.

Os experimentos físicos foram realizados com o martelo de queda livre, com a máquina de tração e com a barra de Hopkinson, presentes no laboratório de impacto do GMSIE (Grupo de Mecânica dos Sólidos e Impacto em Estruturas) da Universidade de São Paulo. No martelo foram feitos os ensaios de impacto em vigas e placas de alumínio. Foram tiradas fotos dos ensaios, da configuração final das placas e das vigas e gráficos de velocidades do identador foram obtidos com auxílio de um laser. As fotos e os gráficos serão os recursos utilizados para a validação do modelo numérico.

A validação do modelo numérico depende fortemente de uma caracterização fiel do material e da criação de um modelo numérico correto. A caracterização foi feita utilizando dados de ensaio de tração e de ensaio com barra de Hopkinson. O objetivo deste trabalho em relação à caracterização do material é criar um modelo numérico que gere resultados próximos aos reais e que forneça os parâmetros do alumínio aeronáutico para os seus comportamentos elástico e plástico.

Com a caracterização do material já realizada e apresentando resultados satisfatórios, o objetivo passa ser a criação de modelos de placas e vigas em elementos finitos que apresentem limites balísticos compatíveis com os resultados físicos.

Importante ressaltar que se considera, neste trabalho, limite balístico como a velocidade do projétil que leva ao surgimento de uma falha na estrutura da placa ou viga.

Capítulo 3

Fundamentos teóricos

3.1 Fundamentos da barra de Hopkinson

A barra de Hopkinson é um experimento utilizado para obter a resposta de um material, quando submetido a altas taxas de deformação, na ordem de 10^2 a 10^4 . O experimento é composto por duas barras longas, chamadas de barra de entrada e barra de saída, uma terceira barra chamada de identador, um corpo de prova feito do material que será testado e que normalmente é cilíndrico como mostra a figura 3.1. As barras longas e o identador são feitos de aço e projetados para sofrerem somente deformação elástica durante o teste, para que assim toda a deformação plástica se concentre no corpo de prova.

O identador é lançado contra a barra de entrada e a colisão produz um pulso compressivo que se propaga ao longo da mesma. Esse pulso viaja a uma velocidade proporcional a raiz quadrada do módulo de elasticidade dividido pela densidade do aço da barra. Quando o pulso compressivo atinge a interface entre a barra de entrada e o corpo de prova, parte desse pulso é transmitida para o corpo de prova e a outra parte é refletida e se torna um pulso de tração. Sempre que um pulso encontra uma interface, ocorre esse fenômeno de transmissão e reflexão, uma parte é refletida sofrendo troca de fase, de compressão para tração e vice-versa e a outra parte é transmitida sem trocar de fase. No corpo de prova o pulso encontra outra interface entre este e a barra de saída e novamente o fenômeno anteriormente explicado ocorre.

Normalmente, extensômetros são colocados nas barras de entrada e de saída para medir a magnitude do pulso inicial na barra de entrada, o pulso transmitido para a barra de saída pelo corpo de prova e o pulso refletido na barra de entrada. Os extensômetros são colocados nas barras em regiões onde os pulsos incidentes e refletidos não se sobrepõem, e os sinais dos mesmos são adquiridos por placas com alta frequência de aquisição e computadores.

Em uma barra de Hopkinson convencional, os dados de deformação são obtidos medindo as velocidades das extremidades do corpo de prova durante o impacto, que são chamadas V_1 e V_2 como indicado na figura 3.1.



Figura 3.1: Esquema da barra de Hopkinson mostrando componente e variáveis envolvidas.

Quando o pulso elástico viaja ao longo do corpo de prova, a distância entre as barras de entrada e de saída diminuem, já que V_1 é maior do que V_2 . Assim, a taxa de deformação pode ser calculada usando a seguinte equação:

$$\frac{d\epsilon_s}{dt} = \frac{V_1 - V_2}{L_s} \quad (3.1)$$

onde L_s é o comprimento inicial do corpo de prova. No entanto, no experimento físico, a medição das velocidades V_1 e V_2 não é possível, então uma abordagem diferente usando propagação de ondas elásticas é utilizada. As ondas mecânicas nos sólidos são longitudinais, e suas velocidades são dadas por:

$$C_0 = \sqrt{\frac{E}{\rho}} \quad (3.2)$$

onde C_0 é a velocidade de propagação da onda elástica no material, E é o módulo de elasticidade e ρ é a densidade do material das barras. Para determinar o histórico da tensão, da deformação e da taxa de deformação do corpo de prova, a deformação incidente, $I(t)$, a deformação refletida $R(t)$ e a deformação transmitida $T(t)$ são medidas pelos extensômetros, através do pulso incidente de compressão, do pulso refletido de tração e do pulso transmitidos de compressão, respectivamente. As velocidades nas interfaces podem ser relacionadas às deformações por:

$$V_1 = C_0 \cdot \epsilon_I \text{ em } t = 0 \quad (3.3)$$

$$V_2 = C_0 \cdot \epsilon_T \quad (3.4)$$

Para $t > 0$ as ondas inicial e refletida são sobrepostas, V_1 é reduzida e é dada por:

$$V_1 = C_0 \cdot (\epsilon_I - \epsilon_R) \quad (3.5)$$

A taxa de deformação se torna:

$$\dot{\varepsilon}_s(t) = \frac{C_0}{L_s} \cdot (\varepsilon_I - \varepsilon_R - \varepsilon_T) \quad (3.6)$$

A tensão no corpo de prova é dada por:

$$\sigma_s = \frac{F_1(t) + F_2(t)}{2A_s} \quad (3.7)$$

onde F_1 e F_2 são as forças aplicadas nas faces do corpo de prova pelas barras e A_s é a área da seção transversal do corpo de prova. As forças nas barras podem ser relacionadas às deformações por:

$$F_1 = A_b \cdot E_b \cdot (\varepsilon_I + \varepsilon_R) \quad (3.8)$$

$$F_2 = A_b \cdot E_b \cdot (\varepsilon_T) \quad (3.9)$$

Então a tensão é:

$$\sigma_s = \frac{A_b \cdot E_b}{2A_s} \cdot (\varepsilon_I + \varepsilon_R + \varepsilon_T) \quad (3.10)$$

onde A_b é a área e E_b é o módulo de Young das barras. Para que o equilíbrio exista $F_1 = F_2$ e $\varepsilon_I + \varepsilon_R = \varepsilon_T$, o que simplifica as equações para:

$$\sigma_s = E_b \frac{A_b}{A_s} \varepsilon_T \quad (3.11)$$

$$\dot{\varepsilon}_s = -2 \frac{C_0}{L_s} \varepsilon_R \quad (3.12)$$

$$\varepsilon_s = -2 \frac{C_0}{L_s} \int_0^t \varepsilon_R dt \quad (3.13)$$

É importante enfatizar que as equações 3.11 a 3.13 são baseadas nas seguintes hipóteses:

- 1) As barras permanecem em regime elástico durante o teste, já que as equações são baseadas na propagação elástica das ondas;
- 2) Nenhuma atenuação ou dissipação de onda ocorre, supondo que as deformações medidas pelos extensômetros são as deformações que ocorrem nas interfaces;
- 3) O pulso é uniforme na seção transversal da barra, para a propagação de onda em uma dimensão. Isso sugere que a onda esteja totalmente desenvolvida em uma distância de quatro (Davies, 1948) [2] a dez (Follansbee, 1985) diâmetros da interface;
- 4) O corpo de prova permanece em equilíbrio durante o teste, caso contrário deformações não homogêneas podem ocorrer. Para atingir tal equilíbrio o corpo de prova deve ser suficientemente pequeno para garantir pressão constante ao longo do mesmo. Geralmente, uma relação entre o comprimento e o diâmetro do corpo de prova L_s/d_s menor do que 1.6 é considerada ideal.

3.2 Modelo de material de Johnson-Cook

O modelo constitutivo de Johnson-Cook (Johnson and Cook, 1983) [3] descreve o fluxo de tensão como o produto da deformação, da taxa de deformação e dos efeitos da temperatura:

$$\sigma = (A + B\varepsilon^n) \left(1 + C \ln \dot{\varepsilon}/\dot{\varepsilon}_0\right) \left[1 - \left(\frac{T-T_r}{T_m-T_r}\right)^m\right] \quad (3.14)$$

onde A, B, C, m e n são parâmetros do material e devem ser determinados experimentalmente por procedimentos de caracterização. Na equação (3.14), T_m é a temperatura de fusão do material, T_r é a temperatura de referência na qual os parâmetros foram medidos, $\dot{\varepsilon}$ é a taxa de deformação e $\dot{\varepsilon}_0$ é a taxa de deformação de referência.

Esse modelo de material leva em conta o encruamento isotrópico, a sensibilidade à taxa de deformação e o amolecimento térmico, motivo que o faz ser empregado freqüentemente em análises de impacto.

Os efeitos de temperatura não são considerados, pois as temperaturas envolvidas no processo estudado não atingem a temperatura de recristalização do alumínio aeronáutico, material deste estudo, o que torna o seu efeito desprezível, assim o modelo simplificado é dado por:

$$\sigma = (A + B\varepsilon^n) \left(1 + C \ln \dot{\varepsilon}/\dot{\varepsilon}_0\right) \quad (3.15)$$

Embora os efeitos de temperatura existam em taxas de deformação moderadas, da ordem de 10^4 s^{-1} , eles se tornam insignificantes em taxas de deformação mais altas, por exemplo, alcançadas com explosivos. Nos primeiros trabalhos de Johnson e Cook (1983), eles assumiram que o parâmetro m na equação (3.14) era igual a um para alguns materiais, incluindo ligas de alumínio. Eles verificaram que o parâmetro m varia linearmente em baixas temperaturas, tendo um comportamento não-linear em altas temperaturas. Na verdade, a influência da temperatura na plasticidade tem uma expressão matemática mais complexa do que a empregada nas equações originais de Johnson-Cook (Brünig and Driemeier, 2007) [4].

3.3 Modelos de dano e falha

Após o material ser caracterizado utilizando o modelo de plasticidade de Johnson-Cook, é necessário incluir dano e falha a esse material, pois nos ensaios que serão reproduzidos pelo modelo numérico o alumínio rompe, ou seja, falha. A falha do material se refere à completa perda de capacidade de carregamento de carga, que resulta de uma degradação progressiva da rigidez do material. Esse processo de degradação da rigidez é modelado usando-se mecanismos de dano.

Para se entender melhor a modelagem da falha pode-se considerar a resposta típica de um metal a um ensaio de tração, como na figura abaixo.

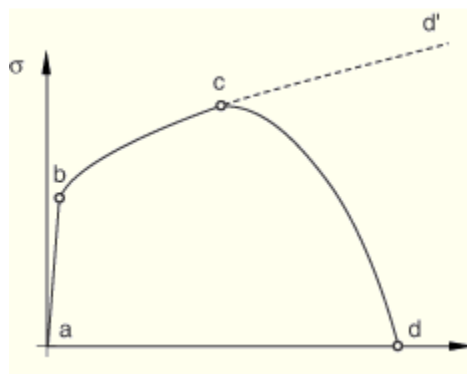


Figura 3.2: Resposta de um metal a um ensaio de tração.

A resposta do material inicialmente é linearmente elástica (a-b), seguida pela parte plástica (b-c). A partir do ponto c, ocorre uma redução da capacidade de carga até a ruptura (c-d). A deformação durante essa última fase é localizada na região de empescoamento do espécime. O ponto c identifica o início do dano, e é referido como o critério inicial de dano. Depois desse ponto, a curva tensão-deformação na parte c-d é governada pela evolução da degradação da rigidez. Quando o material está caracterizado apenas pelo modelo de plasticidade, no caso desse trabalho o de Jonhson-Cook, sem o critério de dano, o material seguiria a curva c-d'.

Para especificar o modelo de falha do material precisa-se primeiro da resposta do material sem o dano (curva a-b-c-d'). Feito isso é necessário definir um critério de dano inicial, que definirá o ponto c. Depois é preciso determinar a lei de evolução do dano, para que a curva fique como na parte c-d. Por fim é necessário escolher como excluir o elemento após sua rigidez estar completamente degradada.

3.3.1 Critério de dano inicial

Existem dois mecanismos principais que podem causar falhas em metais dúcteis. O primeiro é a fratura dúctil que ocorre devido à nucleação, crescimento, união de vazios dentro da estrutura do material. E o outro é a falha por cisalhamento devido aos cisalhamentos localizados.

Nesse trabalho iremos implementar três critérios de inicialização de dano para simular o alumínio aeronáutico, são eles: o de Jonhson-Cook, o critério de dano dúctil e o critério de dano por cisalhamento.

Jonhson-Cook

Esse critério considera que a deformação plástica equivalente onde acontece o dano inicial é da forma:

$$\bar{\epsilon}_D^{pl} = [d_1 + d_2 \exp(-d_3 \eta)] \left[1 + d_4 \ln \left(\frac{\dot{\epsilon}^{pl}}{\dot{\epsilon}_0} \right) \right] (1 + d_5 T^*) \quad (3.16)$$

onde d1-d5 são parâmetros de falha, $\dot{\epsilon}_0$ é a taxa de deformação de referência, $\hat{\theta}$ é a temperatura adimensional definida como $\hat{\theta} = (\theta - \theta_t)/(\theta_m - \theta_t)$, onde θ é a temperatura do elemento, θ_m (θ_{melt}) é a temperatura de fusão e θ_t ($\theta_{transition}$) é a temperatura de transição definida como a temperatura igual ou inferior a qual a

expressão da deformação do dano $\bar{\epsilon}_D^{pl}$ começa a depender da temperatura.. Os parâmetros do material devem ser medidos na temperatura de transição ou abaixo dela.

Critério de dano dúctil

O critério dúctil é um modelo fenomenológico para prever o início do dano devido à nucleação, crescimento, e colapso das fraturas. O modelo assume que a deformação plástica equivalente no início do dano, $\bar{\epsilon}_D^{pl}$, é uma função da triaxialidade e da taxa de deformação:

$$\bar{\epsilon}_D^{pl}(\eta, \dot{\epsilon}^{pl}), \quad (3.17)$$

onde $\eta=p/q$ é a triaxialidade, p é a tensão de pressão, q é a tensão equivalente de Von Mises, e $\dot{\epsilon}^{pl}$ é taxa de deformação plástica equivalente. O critério para início do dano é alcançado quando a seguinte condição é satisfeita:

$$\omega_D = \int \frac{d\bar{\epsilon}_D^{pl}}{\bar{\epsilon}_D^{pl}(\eta, \dot{\epsilon}^{pl})} = 1, \quad (3.18)$$

onde ω_D é a variável de estado que aumenta monotonicamente com a deformação plástica. A cada incremento durante a análise a variação em ω_D é computada como:

$$\Delta\omega_D = \frac{\Delta\bar{\epsilon}_D^{pl}}{\bar{\epsilon}_D^{pl}(\eta, \dot{\epsilon}^{pl})} \geq 0 \quad (3.19)$$

Critério de dano por cisalhamento.

O critério de cisalhamento também é um modelo fenomenológico para prever o início do dano devido à banda de cisalhamento. O modelo assume que a deformação plástica equivalente no início do dano, $\bar{\epsilon}_S^{pl}$, é uma função da taxa de tensão de cisalhamento e da taxa de deformação:

$$\bar{\epsilon}_S^{pl}(\theta_S, \dot{\epsilon}^{pl}), \quad (3.20)$$

onde $\theta_S = (q + k_s p)/\tau_{max}$ é a taxa de tensão de cisalhamento, τ_{max} é a tensão de cisalhamento máxima, e k_s é um parâmetro do material. Um valor típico de k_s para o alumínio é $k_s = 0.3$. O critério de inicialização de dano é alcançado quando a seguinte condição é satisfeita:

$$\omega_S = \int \frac{d\bar{\epsilon}_S^{pl}}{\bar{\epsilon}_S^{pl}(\theta_S, \dot{\epsilon}^{pl})} = 1, \quad (3.21)$$

onde ω_S é a variável de estado que aumenta monotonicamente com a deformação plástica proporcionalmente a mudança incremental na deformação plástica equivalente. A cada incremento durante a análise a variação em ω_S é computada como:

$$\Delta\omega_S = \frac{\Delta\bar{\epsilon}^{pl}}{\bar{\epsilon}_S^{pl}(\theta_S, \dot{\bar{\epsilon}}^{pl})} \geq 0. \quad (3.22)$$

3.3.2 Evolução do dano

A lei de evolução do dano descreve a taxa de degradação da rigidez do material assim que o critério de inicialização for alcançado. Para o dano em metais dúcteis, a degradação do dano pode ser modelada usando uma variável de dano escalar, d_i . Durante o tempo da análise a tensão do material é dada pela equação de dano escalar

$$\sigma = (1 - D)\bar{\sigma}, \quad (3.23)$$

Onde D é a variável de dano global e $\bar{\sigma}$ é a tensão efetiva computada no incremento atual ($\bar{\sigma}$ são as tensões que existiriam no material se o dano não fosse considerado). Quando $D=1$ significa que o material perdeu sua capacidade de carga.

A variável de dano global, D , contém os efeitos combinados de todos os mecanismos ativos e é computada em termos das variáveis de dano individual, d_i , de acordo com a lei especificada.

A figura abaixo ilustra a curva característica de tensão-deformação de um material sofrendo dano. No contexto de um material elasto-plástico o dano se manifesta de duas formas, diminuição da tensão e degradação da elasticidade. Na figura a curva sólida representa o dano, enquanto a linha tracejada representa a resposta sem o dano.

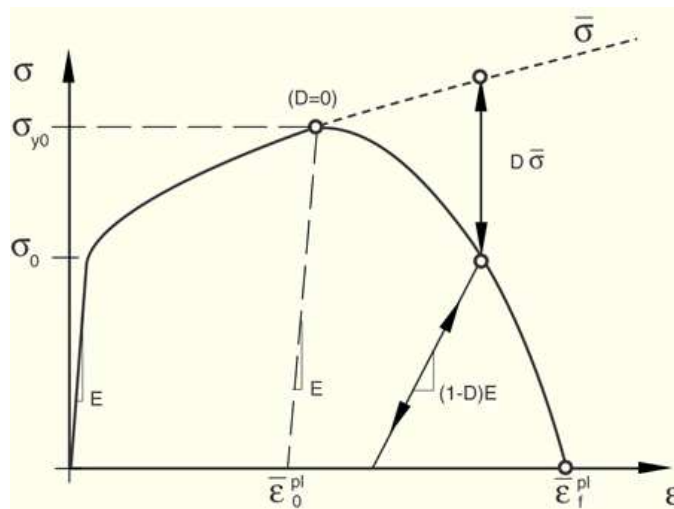


Figura 3.3: Curva típica de tensão-deformação de um metal dúctil

Na figura σ_{y0} e $\bar{\epsilon}_0^{pl}$ são a tensão e a deformação plástica equivalente no início do dano, e $\bar{\epsilon}_f^{pl}$ é a taxa de deformação plástica equivalente na falha, isto é, quando a variável de dano global alcança o valor de $D=1$.

O valor da deformação plástica equivalente na falha, $\bar{\epsilon}_f^{pl}$, depende do comprimento do elemento e não pode ser usado como parâmetro do material para a especificação da lei de evolução do dano. Ao invés disso, a lei de evolução do dano é especificada pelo deslocamento plástico equivalente \bar{u}^{pl} , ou termos de dissipação da energia de fratura. Nesse trabalho usaremos a dissipação da energia de fratura para caracterizar a evolução do dano.

Definindo a evolução do dano baseado na dissipação de energia durante o processo de dano.

No programa utilizado neste trabalho para realizar as simulações, Abaqus, pode-se especificar a energia de fratura por unidade de área, G_f , a ser dissipada durante o processo direto de dano. A falha instantânea ocorrerá se G_f for especificado como zero. No entanto, essa escolha não é recomendada e deve ser usada com precaução porque pode causar uma queda abrupta da tensão no material que pode causar instabilidades dinâmicas.

A evolução do dano pode ser especificada de forma linear ou exponencial.

Forma linear

Assuma uma evolução do dano linear com o deslocamento plástico. Pode-se especificar a energia de fratura por unidade de área, G_f , para que, uma vez que o critério inicial de dano seja alcançado, o dano variável aumente de acordo com:

$$\dot{d} = \frac{L\dot{\epsilon}^{pl}}{\bar{u}_f^{pl}} = \frac{\dot{\bar{u}}^{pl}}{\bar{u}_f^{pl}}, \quad (3.23)$$

onde o deslocamento plástico equivalente na falha é computado quando:

$$\bar{u}_f^{pl} = \frac{2G_f}{\sigma_{y0}}, \quad (3.24)$$

e σ_{y0} é o valor da tensão limite de escoamento no momento que o critério de falha é alcançado. Por isso, o modelo fica equivalente a figura 3.4. e garante que a energia

dissipada durante o processo de evolução do dano é igual a G_f somente se a resposta efetiva do material for perfeitamente plástica após o início do dano.

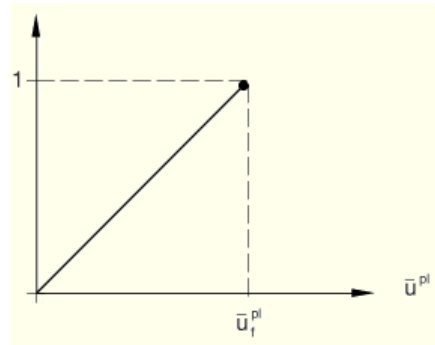


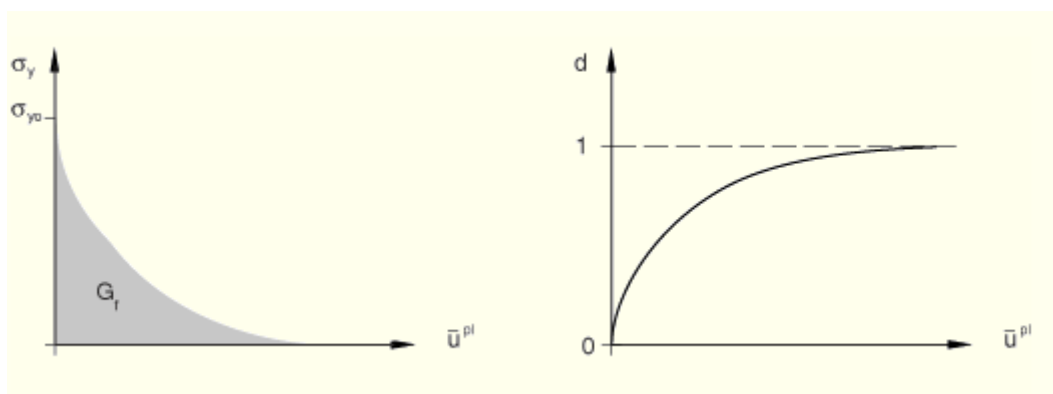
Figura 3.4: Evolução linear do dano

Forma exponencial

Assuma a evolução exponencial da variável de dano como sendo:

$$d = 1 - \exp\left(-\int_0^{\bar{u}^{pl}} \frac{\bar{\sigma}_y \dot{\bar{u}}^{pl}}{G_y}\right). \quad (3.25)$$

A formulação do modelo garante que a energia dissipada durante o processo de evolução do dano é igual a G_f , como mostrado na figura 3.5A. Na teoria, a variável de dano alcança o valor de um somente no deslocamento plástico equivalente infinito (figura 3.5B). Na prática, o Abaqus coloca d igual a um quando a energia dissipada alcançar o valor de $0.99G_f$.



A

B

Figura 3.5: Evolução exponencial do dano

Capítulo 4

Procedimento de caracterização do material

4.1 Ensaio de tração

Os ensaios de tração foram realizados em uma máquina Instron modelo 3369. A capacidade da garra da máquina é de 50kN. Um extensômetro com 50mm de comprimento foi fixado ao corpo de prova em cada teste. A taxa de deslocamento das garras durante o teste quase estático ficou entre 0.10mm/min e 0.30 mm/min.

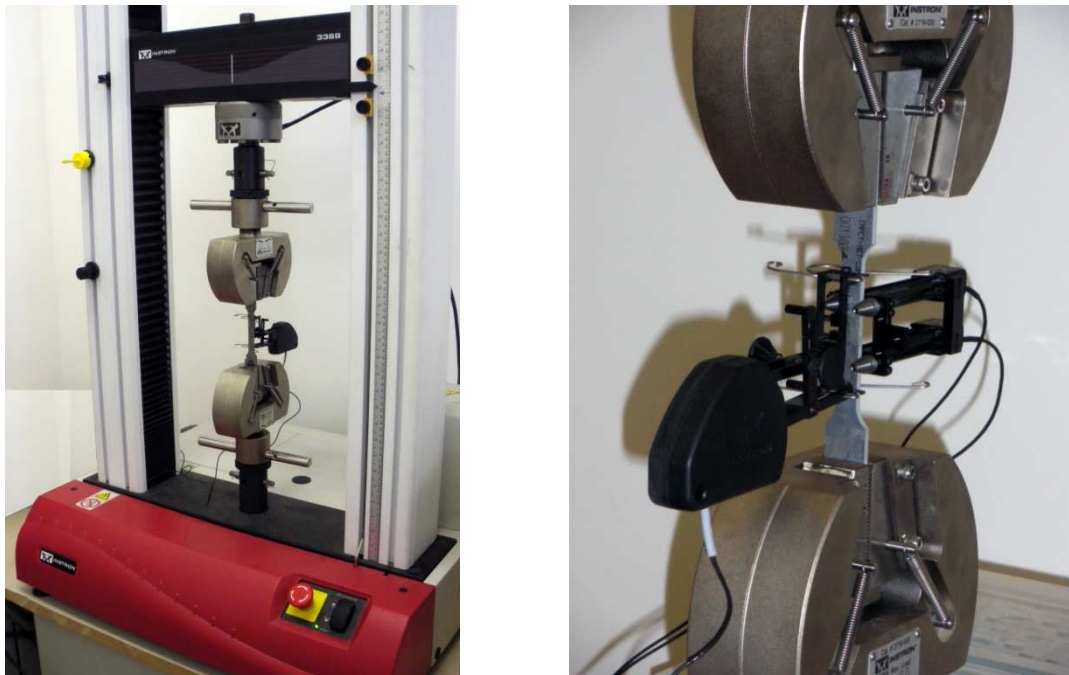


Figura 4.1: Esquema do ensaio de tração.

Para todos os testes, os corpos de prova foram usinados a partir de placas de alumínio aeronáutico com 3,19mm de espessura. Corpos de prova sem entalhe foram usados e seu formato inicial é mostrado na figura 4.1.

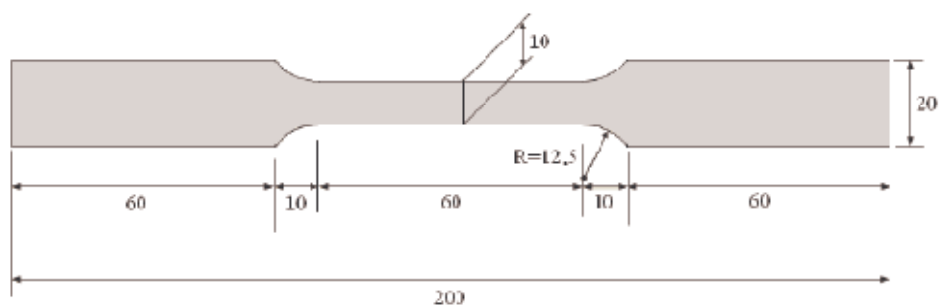


Figura 4.2: Formato do corpo de prova utilizado. Medidas em mm.

Dois testes foram realizados e os resultados são mostrados na figura 4.2.

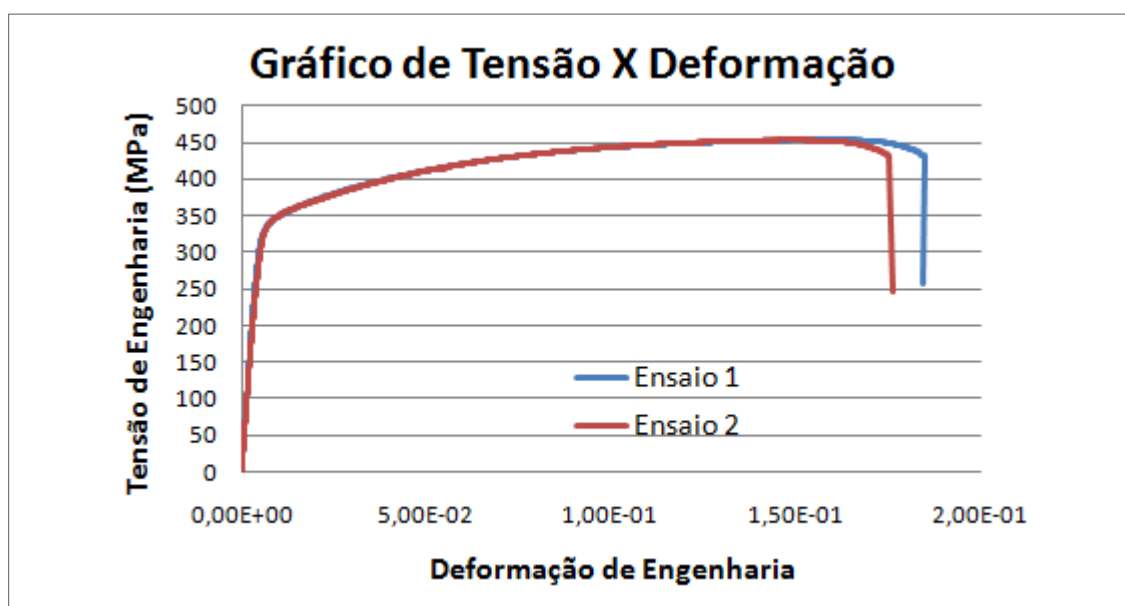


Figura 4.3: Resultados dos testes de tração.

O módulo de Young foi obtido por regressão linear da parte elástica da curva de tensão de engenharia *versus* deformação de engenharia e os resultados são listados na tabela 4.1.

	E (MPa)
Teste 1	72.223,36
Teste 2	67.880,1
Valor médio	70.051,73

Tabela 4.1: Valores dos módulos de Young.

Esses resultados listados na tabela 4.1 estão de acordo com os encontrados na literatura (Callister, 2000) [5]. O parâmetro A de Johnson-Cook é relativo à tensão de escoamento, essa tensão é tida como a tensão necessária para induzir uma porcentagem de deformação, tipicamente de 0.2%. O método usado para achar o valor da tensão de escoamento é mostrado na figura 4.4, na qual uma linha paralela a parte elástica da curva é traçada começando do ponto no eixo da deformação de engenharia que corresponde a 0.2% de deformação, o cruzamento dessa linha com a curva tensão *versus* deformação indica o valor da tensão de escoamento. Os resultados estão listados na tabela 4.2.

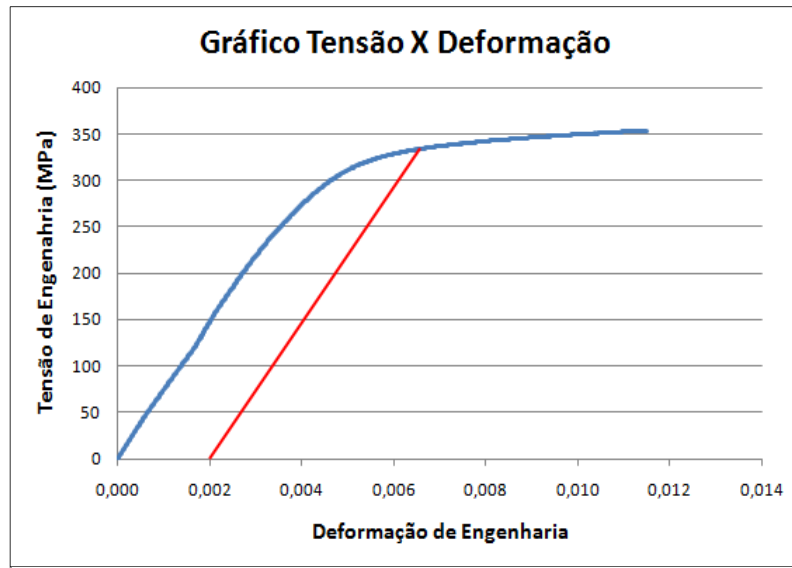


Figura 4.4: Método utilizado para encontrar a tensão de escoamento.

	Tensão de escoamento de engenharia (MPa)	Tensão de escoamento verdadeira (MPa)
Teste 1	333,60	335,79
Teste 2	334,00	336,26
Valor médio	333,80	336,02

Tabela 4.2: Tensão de escoamento (parâmetro A).

Programas de elementos finitos precisam da tensão e da deformação verdadeiras como entrada. Então, os resultados dos ensaios de tração são convertidos usando as seguintes fórmulas:

$$\sigma_T = \sigma_{eng} \cdot (1 + \varepsilon_{eng}) \quad (4.1)$$

$$\varepsilon_V = \ln(1 + \varepsilon_{eng}) \quad (4.2)$$

onde σ_{eng} e ε_{eng} correspondem à tensão de engenharia e a deformação de engenharia respectivamente.

Os parâmetros B e n do modelo de Johnson-Cook estão relacionados com o encruamento do material. Para ensaios quase estáticos esses parâmetros são obtidos encaixando as curvas de tensão verdadeira *versus* deformação verdadeira na função $A + B\varepsilon^n$. Tal função reproduz a curva de tensão *versus* deformação verdadeiras do começo da deformação plástica, tensão de escoamento, até o ponto em que o fenômeno

de empescoamento começa, isto é, até o ponto de tensão máxima de engenharia. Os resultados estão listados na tabela 4.3.

	Tensão máxima de engenharia (MPa)	B (MPa)	n
Teste 1	529,08	696,1	0.6555
Teste 2	524,29	697,7	0.6577
Valor médio	-	696,9	0.6566

Tabela 4.3: Parâmetros B e n.

4.2 Ensaaios com a barra de Hopkinson

Ensaaios dinâmicos foram realizados com a barra de Hopkinson, sem a adição de lubrificantes entre o corpo de prova e as barras, evitando descontinuidade em determinadas regiões provocadas pelo filme de lubrificante, a qual levaria a expansões radiais desiguais e deformações não homogêneas, que devem ser evitadas como mencionado anteriormente. O corpo de prova é um anel de 3.19mm de espessura com 20mm de diâmetro externo e 16,8mm de diâmetro interno. A figura 4.5 mostra a curva de tensão *versus* deformação de engenharia obtida a partir de dados de um extensômetro como descrito no item 3.1 deste trabalho e considerando somente a primeira reflexão do pulso incidente. A taxa de deformação é da ordem de 1780 s^{-1} , obtida utilizando uma pressão de 300kPa para impulsionar o identador.

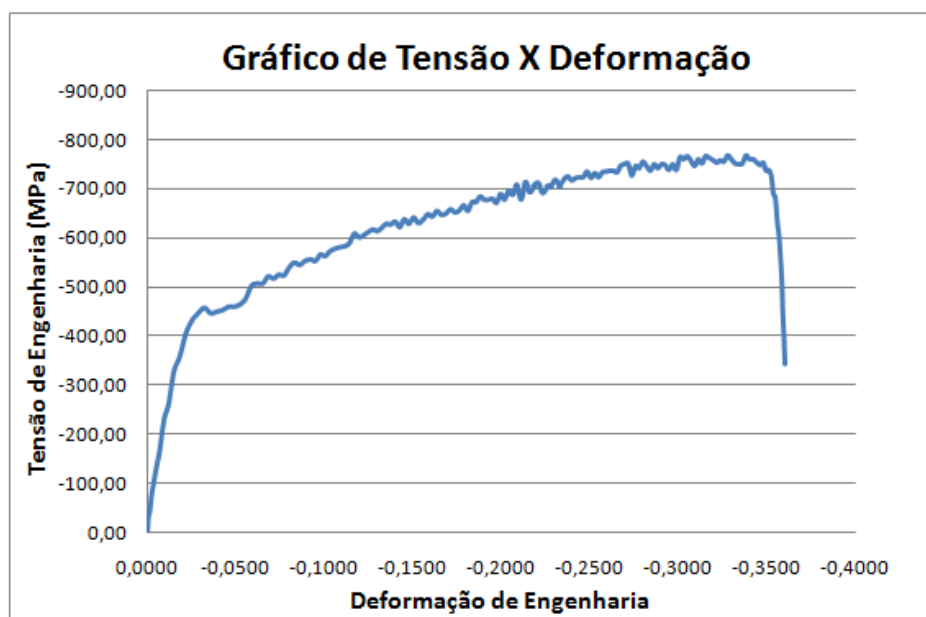


Figura 4.5: Curva de tensão versus deformação de engenharia para o ensaio dinâmico com taxa de deformação de 1780 s^{-1} .

Os pulsos incidente, refletido e transmitido medidos pelo extensômetro na barra de Hopkinson estão apresentados na figura 4.6.

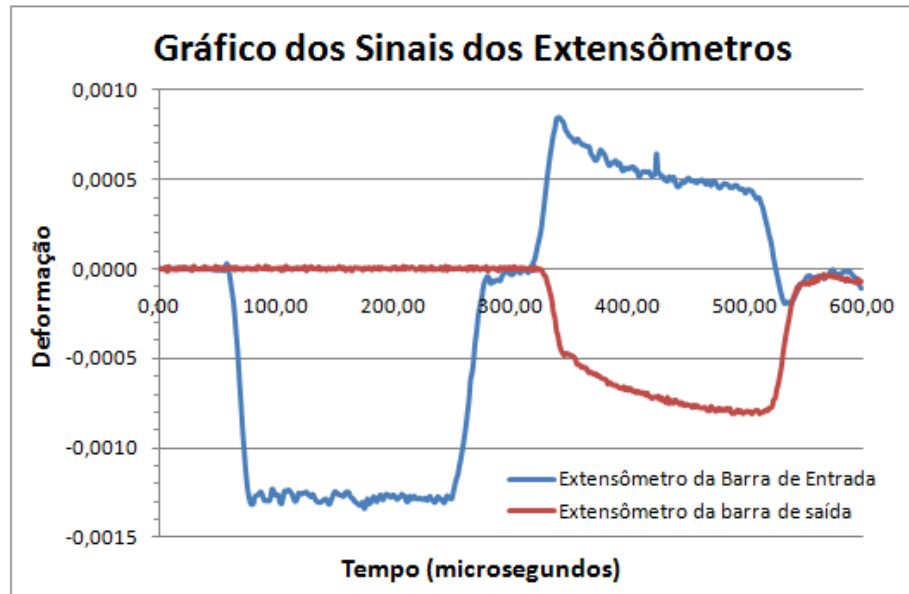


Figura 4.6: Sinais medidos por extensômetros na barra de Hopkinson

4.3 Procedimento de correção dos parâmetros A e B e obtenção do parâmetro C

Segundo Johnson e Cook (1983), os parâmetros A e B devem ser corrigidos multiplicando os seus valores por uma constante. Essa constante de correção é obtida da taxa de tensão a $\dot{\epsilon} = 1s^{-1}$ e $\dot{\epsilon}$ do ensaio de tração quase estático para um valor pré-definido de deformação plástica verdadeira. Neste trabalho uma deformação plástica verdadeira de 0,06 foi adotada.

	Taxa de deformação (s^{-1})
Ensaio de tração	0,0131
Ensaio com a barra de Hopkinson	1780

Tabela 4.4: Taxa de deformação dos ensaios experimentais.

As tensões a $\dot{\epsilon} = 1s^{-1}$ para uma deformação plástica de 0,06 podem ser obtidas por interpolação dos valores de tensão obtidos com as taxas de deformação da tabela 4.4. Para ensaio de tração a tensão é obtida diretamente e este valor é 454,2 MPa.

No entanto, é necessário determinar o módulo de Young e a tensão e escoamento para obter diretamente as tensões em altas taxas de deformação. Desse modo, o módulo de elasticidade calculado é $E_{dyn} = 24.636$ MPa. Esse valor é menor do que o

correspondente estático, devido ao fato da barra de Hopkinson ser muito imprecisa para avaliar propriedades elásticas. Em seguida, o procedimento descrito no item 4.1 para obter a tensão de escoamento é repetido aqui para o teste dinâmico e o escoamento dinâmico de $\sigma_{yield,dyn} = 333,381 \text{ MPa}$ foi encontrado. Para os cálculos com os dados experimentais da barra de Hopkinson, os dados, tensão e deformação de engenharia, foram utilizados em módulo.

Para ensaios de compressão, a deformação verdadeira e a tensão verdadeira são dadas pelas equações 4.3 e 4.4 e, para uma deformação plástica verdadeira de 0.06, as tensões verdadeiras encontradas foram listadas na tabela 4.5.

$$\varepsilon_T = -\ln(1 - \varepsilon_{eng}) \quad (4.3)$$

$$\sigma_T = \sigma_{eng} \cdot (1 - \varepsilon_{eng}) \quad (4.4)$$

	Tensão verdadeira (MPa)
Ensaio de tração	454,2
Ensaio com barra de Hopkinson	565,5

Tabela 4.5: Tensões verdadeiras para deformação plástica verdadeira de 0.06.

Com esses resultados, uma linha reta foi desenhada em um gráfico monolog na figura 4.7, ligando os dois pontos com taxas de deformação e tensões diferentes, mas com a mesma deformação plástica real de 0.06.

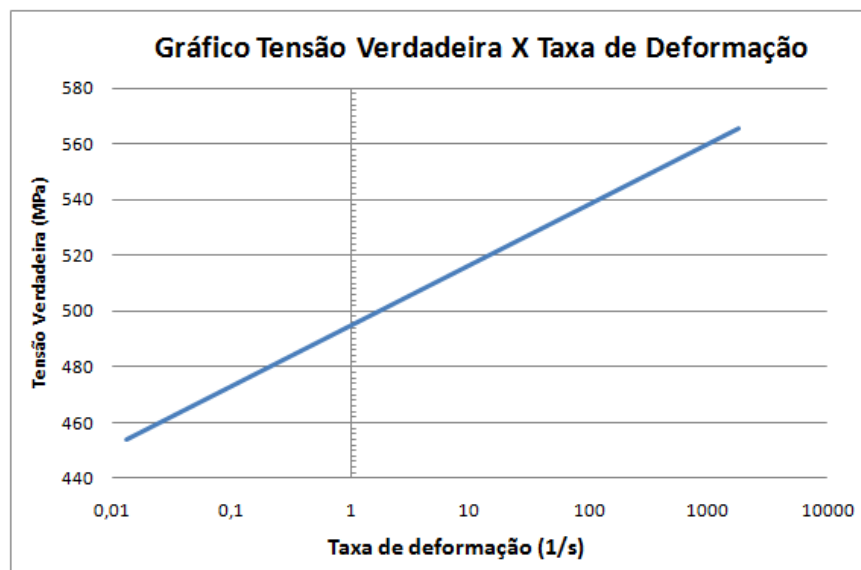


Figura 4.7: Tensão verdadeira em função da taxa de deformação, para uma deformação plástica verdadeira de 0.06

O gráfico da figura 4.7 mostra as tensões verdadeiras para uma taxa de deformação de referência de $\dot{\varepsilon} = 1s^{-1}$ igual a 495 MPa. Portanto, a Constante de correção é igual a 495 dividido por 454,2. Os valores corrigidos dos parâmetros A e B são:

$$A = 336,02 \cdot \left(\frac{495}{454,2}\right) = 366,2 \text{ MPa} \quad (4.5)$$

$$B = 696,9 \cdot \left(\frac{495}{454,2}\right) = 759,5 \text{ MPa} \quad (4.6)$$

O parâmetro C do modelo de Johnson-Cook pode ser determinado diretamente da fórmula constitutiva do modelo, supondo ensaios conduzidos a temperaturas ambiente constantes. O estado do corpo de prova quando alcança uma deformação plástica verdadeira de 0.06 no ensaio dinâmico foi usado para determinar o parâmetro C, como é mostrado a seguir. A fórmula usada foi:

$$\sigma = (A + B \cdot \varepsilon^n) \cdot \left(1 + C \cdot \ln\left(\frac{\dot{\varepsilon}}{\dot{\varepsilon}_0}\right)\right) \quad (4.7)$$

com os seguintes valores: $\sigma = 565,5\text{MPa}$; $A = 366,2\text{MPa}$; $B = 759,5\text{MPa}$; $n = 0,6566$; $\dot{\varepsilon} = 1780 \text{ s}^{-1}$; $\varepsilon = 0.06$. Resolvendo, obtemos um valor de C igual a 0,021873. Os valores encontrados para os parâmetros são mostrados na tabela 4.6.

A (MPa)	B (MPa)	n	C
366,2	759,5	0,6566	0,021873

Tabela 4.6: Valores encontrados para os parâmetros de Johnson-Cook.

4.4 Obtenção de um segundo conjunto de parâmetros de Johnson-Cook.

Podemos utilizar um segundo procedimento para obter os parâmetros de caracterização do material. Na equação (4.8) temos a relação entre a tensão e a deformação verdadeiras para o ensaio de tração, em que $\dot{\varepsilon}_1 = 0,0131s^{-1}$.

$$\sigma = (A + B \cdot \varepsilon_1^n) \cdot \left(1 + C \cdot \ln\left(\frac{\dot{\varepsilon}_1}{\dot{\varepsilon}_0}\right)\right) \quad (4.8)$$

Ainda temos a equação (4.9) que corresponde ao estado do corpo de prova no ensaio dinâmico, no qual, a deformação plástica é igual a 0,06.

$$\sigma_2 = (A + B \cdot \varepsilon_2^n) \cdot \left(1 + C \cdot \ln\left(\frac{\dot{\varepsilon}_2}{\dot{\varepsilon}_0}\right)\right) \quad (4.9)$$

onde: $\sigma_2 = 565,5$ MPa; $\varepsilon_2 = 0,06$; $\dot{\varepsilon}_2 = 1780$; $\dot{\varepsilon}_0 = 1,0 \text{ s}^{-1}$.

O parâmetro A não será recalculado, portanto, será igual a 366,2 MPa. Isolando o parâmetro C na equação (4.9) e substituindo na (4.8) temos:

$$\sigma = (A + B \cdot \varepsilon^n) \cdot \left(1 + \left(\frac{\sigma_2}{A + B \cdot \varepsilon_2^n} - 1\right) \cdot \frac{\ln\left(\frac{\dot{\varepsilon}_1}{\dot{\varepsilon}_0}\right)}{\ln\left(\frac{\dot{\varepsilon}_2}{\dot{\varepsilon}_0}\right)}\right) \quad (4.10)$$

Substituindo os valores conhecidos chegamos à equação (4.11).

$$\sigma = (366,2 + B \cdot \varepsilon^n) \cdot \left(\frac{198,05 + 1,57923 \cdot B \cdot 0,06^n}{366,2 + B \cdot 0,06^n}\right) \quad (4.11)$$

Os parâmetros b e n foram determinados encaixando os pontos do ensaio de tração 1 na equação (4.11). Esse método resultou nos valores B = 638,3 MPa e n = 0,3798. O parâmetro C foi obtido da equação (4.12), que corresponde ao estado do corpo de prova quando o ensaio de tração 1 atinge uma deformação plástica de 0,06.

$$\sigma_1 = (A + B \cdot \varepsilon_1^n) \cdot \left(1 + C \cdot \ln\left(\frac{\dot{\varepsilon}_1}{\dot{\varepsilon}_0}\right)\right) \quad (4.12)$$

Substituindo os valores: A = 366,2 MPa; B = 638,3 MPa; n = 0,3798; $\dot{\varepsilon}_1 = 0,0131 \text{ s}^{-1}$; $\dot{\varepsilon}_0 = 1,0 \text{ s}^{-1}$; $\varepsilon_1 = 0,06$; e $\sigma_1 = 454,2$ MPa foi obtido um C = 0,016511. Os valores encontrados para os parâmetros são mostrados na tabela 4.7.

A (MPa)	B (MPa)	n	C
366,2	638,3	0,3798	0,016511

Tabela 4.7: Segundo conjunto de parâmetros de Johnson-Cook.

4.5 Simulações numéricas para teste dos conjuntos de parâmetros

Para verificar se os conjuntos de parâmetros obtidos até o momento são bons para modelar o material, alumínio aeronáutico, é preciso realizar ensaios numéricos de tração e de barra de Hopkinson e verificar se as curvas tensão X deformação e deformação X tempo dos ensaios experimentais se aproximam das curvas dos resultados numéricos.

As simulações foram realizadas no software de elementos finitos Abaqus.

Ensaio de tração

A simulação numérica do ensaio de tração para ajuste dos seguintes parâmetros: módulo de elasticidade, tensão de escoamento, A, B, n e C foi realizada utilizando modelo 3D deformável de casca. Para diminuir o tempo de simulação somente simulamos um quarto do corpo de prova, já que o mesmo é simétrico e assim a lateral esquerda do corpo de prova ficou submetida a uma restrição de não poder realizar movimento no eixo x, como pode ser visto na figura 4.9. Para impor a tração ao corpo de prova, a parte inferior do mesmo foi impedida de realizar movimento em y e a parte superior foi submetida à seguinte curva de deslocamento:



Figura 4.8: Curva de deslocamento imposta à parte superior do corpo de prova.

A malha criada para o corpo de prova tem elementos com 0,5 mm de comprimento de lado e espessura de 3,19mm, assim, o modelo de um quarto do corpo de prova ficou com 500 elementos, como pode ser observado na figura abaixo.



Figura 4.9: Corpo de prova com as condições de movimento impostas.

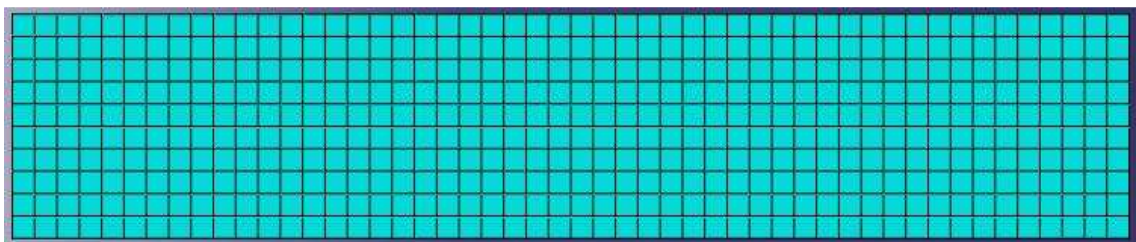


Figura 4.10: Corpo de prova com a malha que foi criada.

Ensaio com barra de Hopkinson

Para simular o ensaio dinâmico de barra de Hopkinson foi criado um modelo para ser simulado utilizando o método explícito. O modelo consiste em duas barras circulares feitas de aço 1020 com 1,4m de comprimento e 25,4mm de diâmetro e um corpo de prova em forma de anel com 20mm de diâmetro externo, 16,8mm de diâmetro interno e 3,19mm de espessura. O material do anel é o alumínio aeronáutico cujos parâmetros testados são os que foram calculados no item anterior e os parâmetros das barras de aço usados são: densidade de 7872kg/m^3 , módulo de elasticidade de 209GPa e razão de Poisson de 0,3. Só foram informadas as propriedades elásticas do aço, pois, como mencionado anteriormente, as barras devem sofrer no máximo deformações elásticas. As barras e o corpo de prova foram simulados como axissimétricos utilizando elementos de casca. As barras foram simuladas com 28.000 elementos cada uma e o corpo de prova com 800 elementos. A seguir temos uma figura em detalhe da malha utilizada.

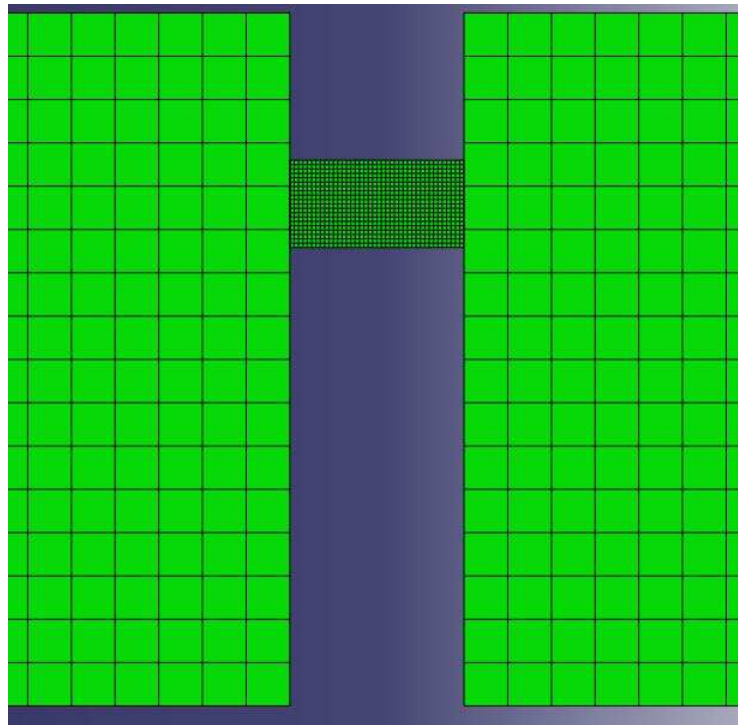


Figura 4.11: Detalhe da malha utilizada no ensaio de barra de Hopkinson.

Na simulação, pulsos de pressão medidos durante os ensaios experimentais com o auxílio de extensômetros devem ser utilizados como entrada. Para que isso seja possível, o valor medido para a deformação foi multiplicado pelo módulo de elasticidade das barras, 209GPa, e o pulso de pressão foi obtido e é mostrado na figura a seguir.



Figura 4.12: Pulso de pressão medido na barra de entrada.

Resultados das simulações numéricas

Ensaio de tração

Utilizando o primeiro conjunto de parâmetros da tabela 4.6.

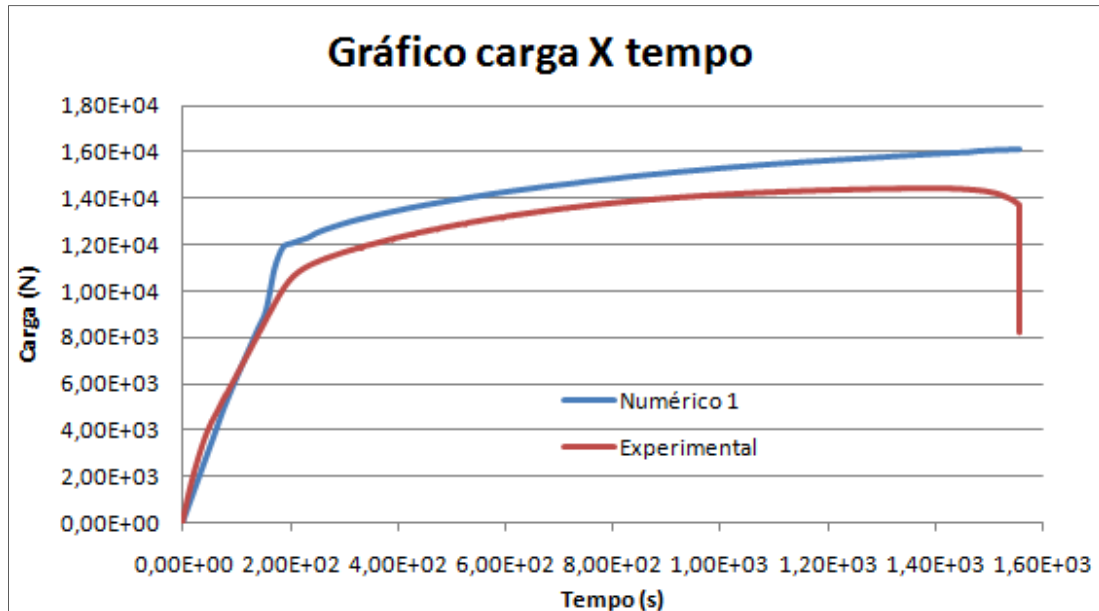


Figura 4.13: Gráfico carga X tempo para o primeiro conjunto de parâmetros.

Utilizando o segundo conjunto de parâmetros da tabela 4.7.

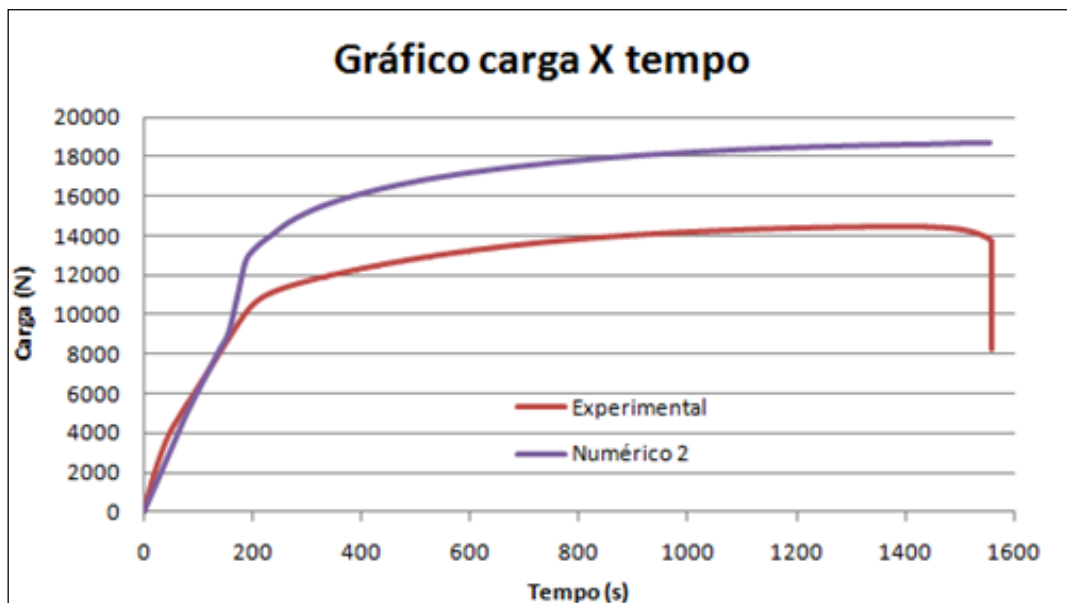


Figura 4.14: Gráfico carga X tempo para o segundo conjunto de parâmetros.

Como para os dois conjuntos de parâmetros a curva do ensaio numérico não ficou próxima da curva do ensaio experimental, os parâmetros foram ajustados manualmente e, após algumas simulações, resultados mais próximos dos experimentais foram obtidos, que estão listados na tabela abaixo.

A (MPa)	B (MPa)	n	C
344	697	0,6566	0,02179

Tabela 4.8: Terceiro conjunto de parâmetros de Johnson-Cook.

Utilizando o terceiro conjunto de parâmetros da tabela 4.8

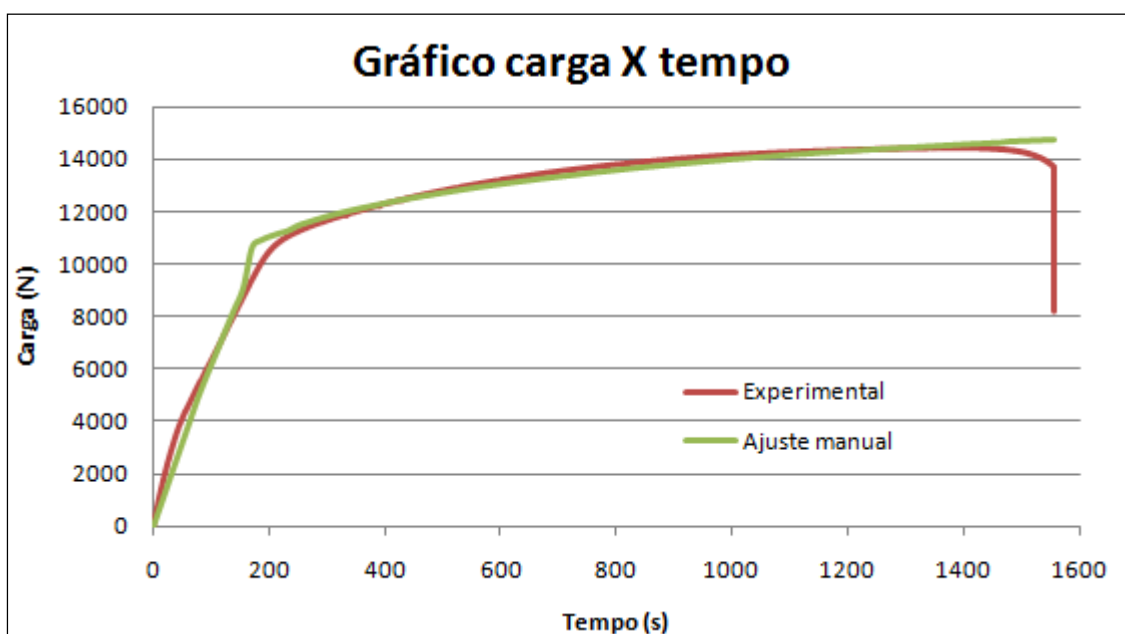


Figura 4.15: Gráfico carga X tempo para o terceiro conjunto de parâmetros.

Como o terceiro conjunto de parâmetros apresentou uma curva do ensaio numérico próxima da curva do ensaio experimental esse conjunto será considerado o mais correto e será utilizado durante as próximas simulações.

Ensaio com barra de Hopkinson

Utilizando o primeiro conjunto de parâmetros da tabela 4.6.

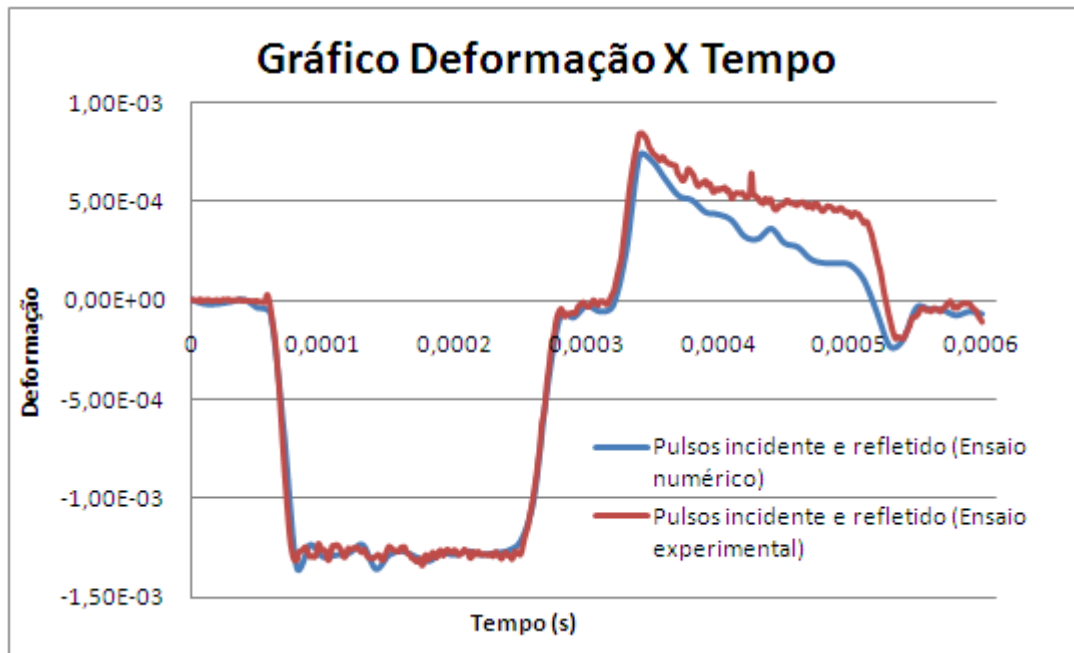


Figura 4.16: Gráfico Deformação X Tempo para os pulsos incidente e refletido utilizando o primeiro conjunto de parâmetros.

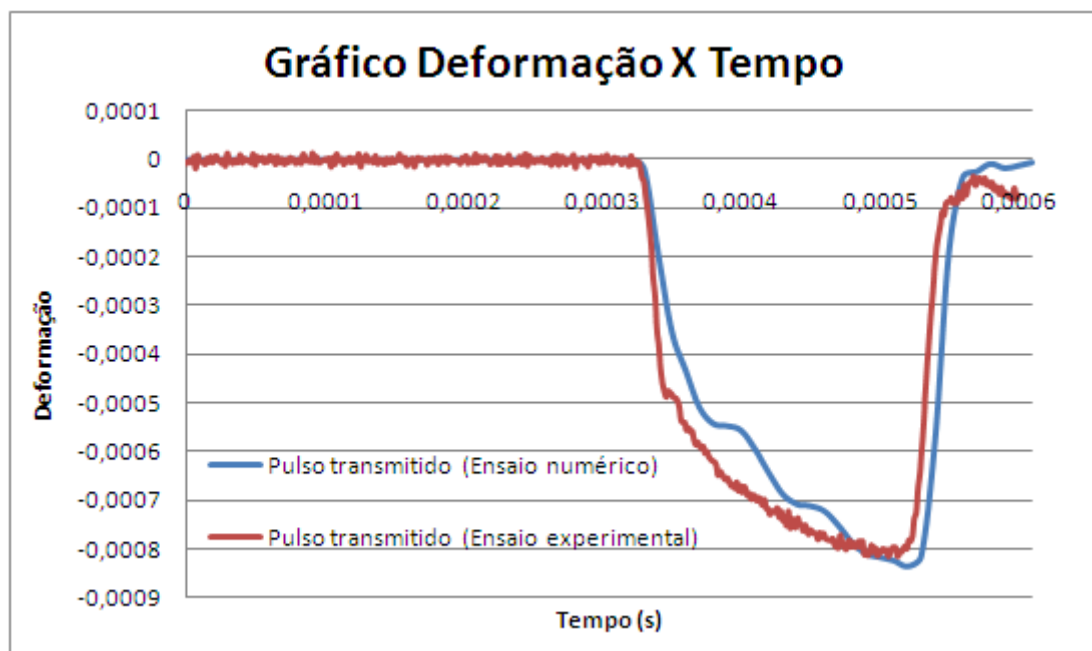


Figura 4.17: Gráfico Deformação X Tempo para o pulso transmitido utilizando o primeiro conjunto de parâmetros.

Utilizando o segundo conjunto de parâmetros da tabela 4.7.

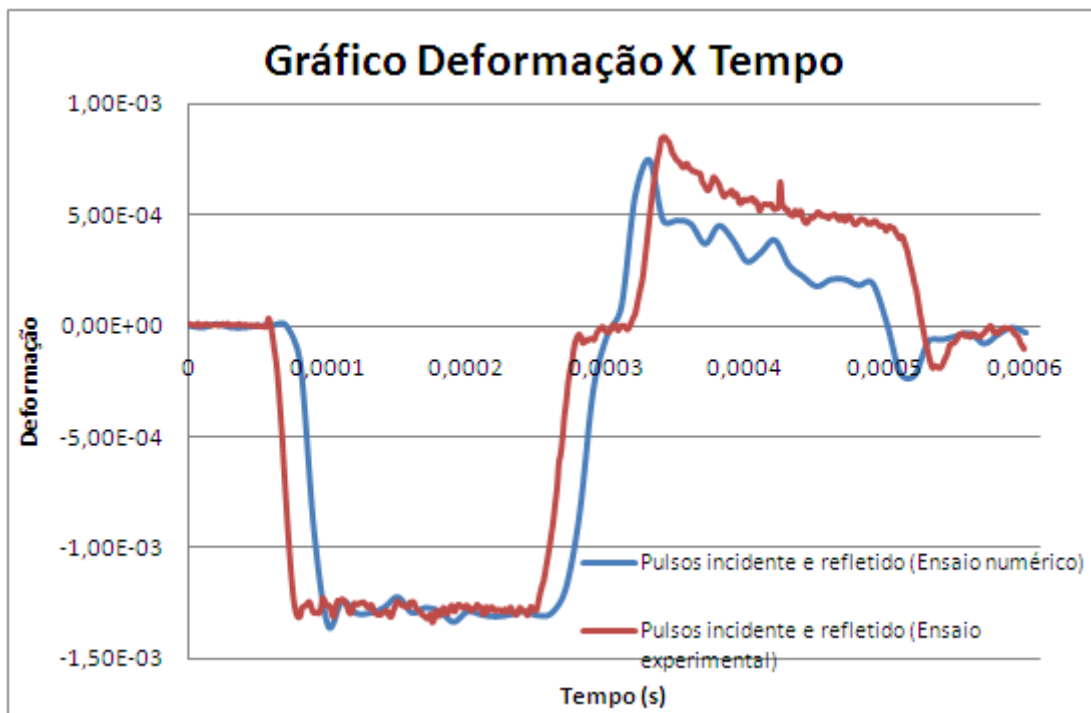


Figura 4.18: Gráfico Deformação X Tempo para os pulsos incidente e refletido utilizando o segundo conjunto de parâmetros.

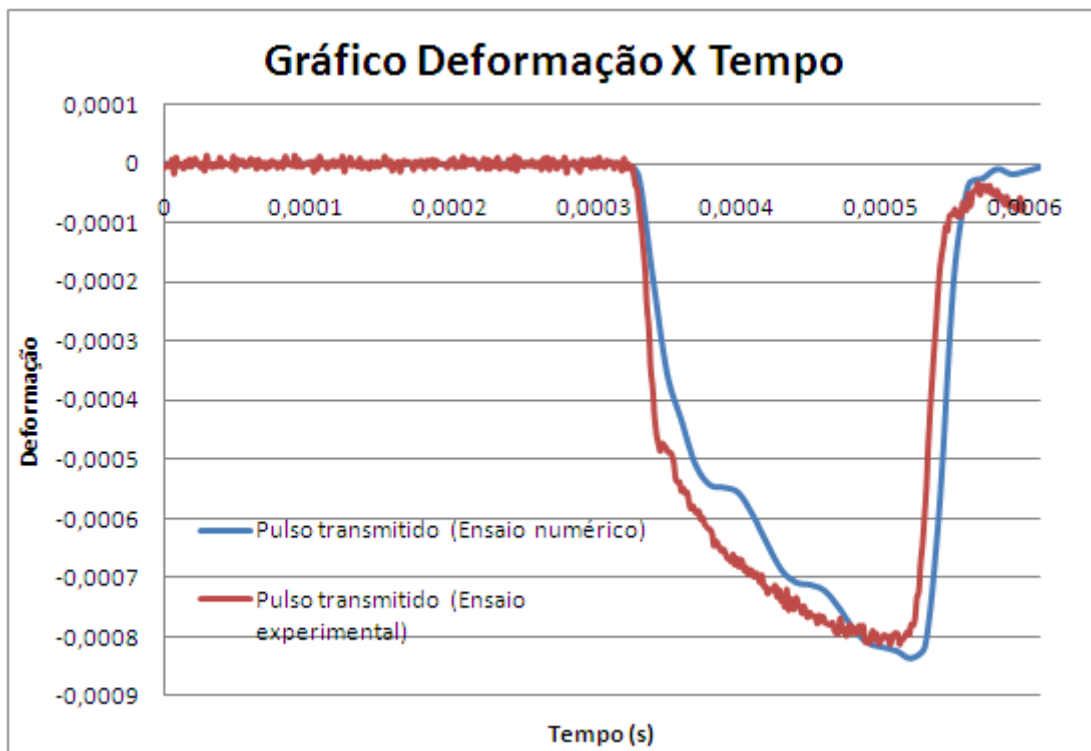


Figura 4.19: Gráfico Deformação X Tempo para o pulso transmitido utilizando o segundo conjunto de parâmetros.

Utilizando o terceiro conjunto de parâmetros da tabela 4.8.

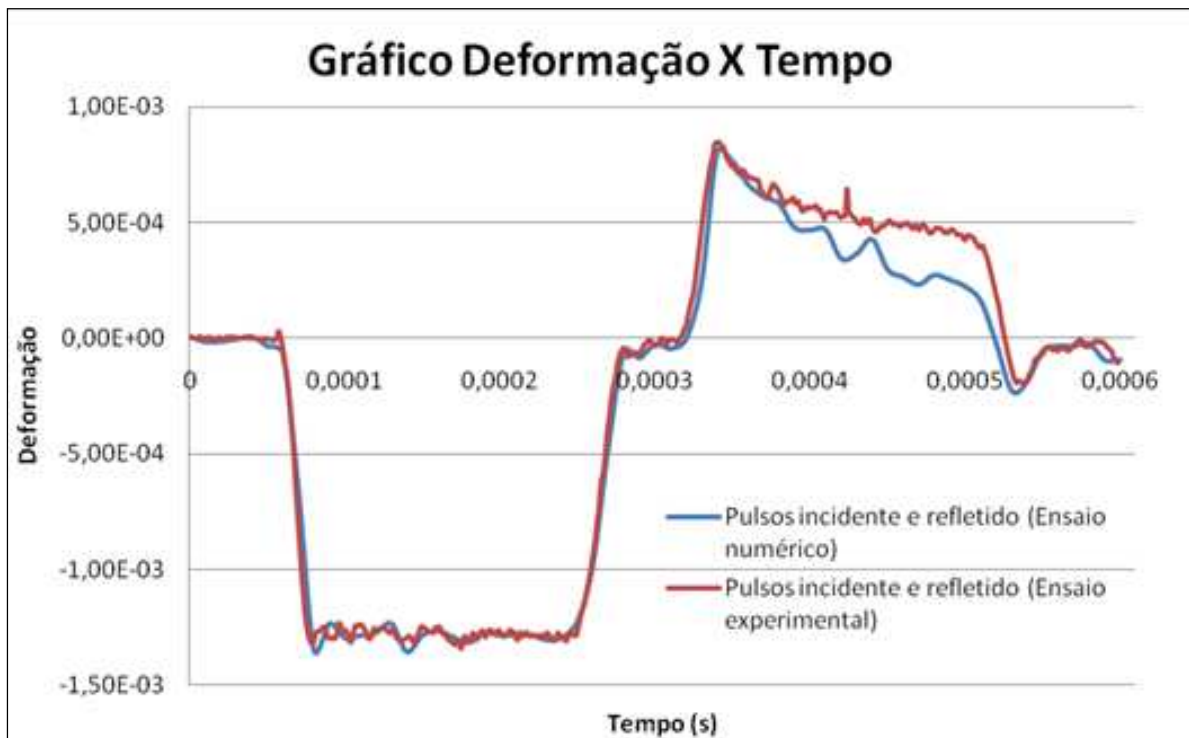


Figura 4.20: Gráfico Deformação X Tempo para os pulsos incidente e refletido utilizando o terceiro conjunto de parâmetros.

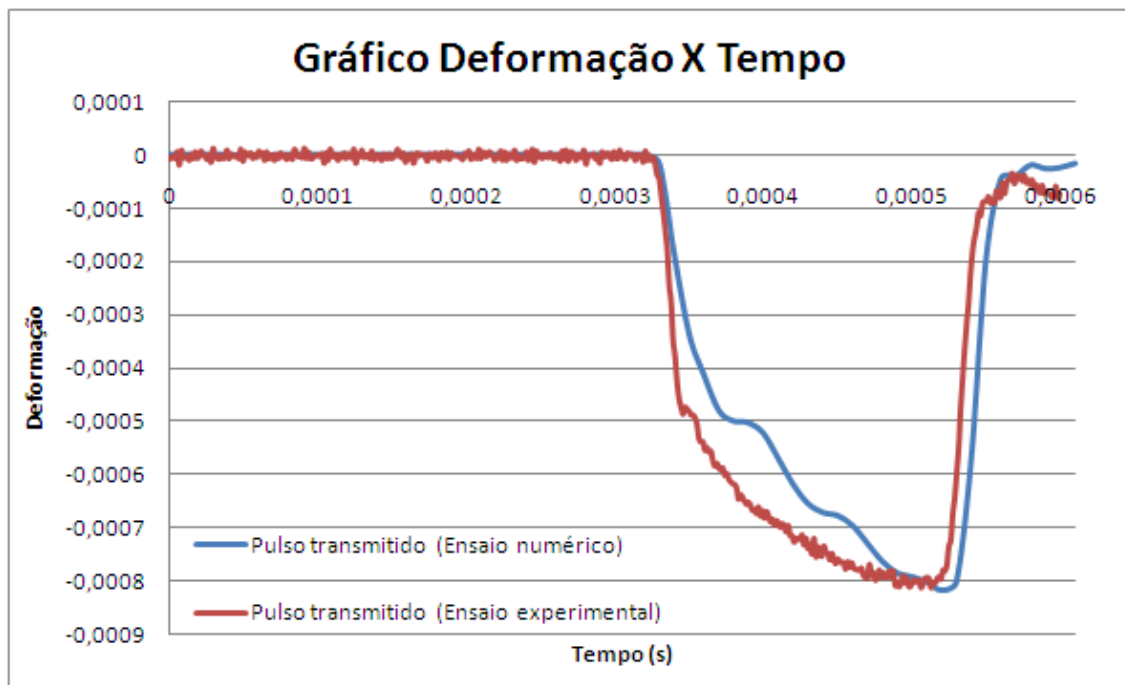


Figura 4.21: Gráfico Deformação X Tempo para o pulso transmitido utilizando o terceiro conjunto de parâmetros.

4.6 Determinação dos parâmetros dos critérios de dano

Johnson-Cook

Jonhson e Cook [6] propuseram que a ductilidade do material pode ser expressa por uma função exponencial da triaxialidade:

$$\bar{\varepsilon}_f = D_1 + D_2 \exp \left(D_3 \frac{\sigma_h}{\bar{\sigma}} \right) \left[1 + \dot{\bar{\varepsilon}}_p^* \right]^{D_4} \left[1 + D_5 T^* \right] \quad (4.13)$$

Onde D_1 , D_2 , D_3 , D_4 e D_5 são constantes do material e $\frac{\sigma_h}{\bar{\sigma}}$ é a triaxialidade. O termo $\dot{\bar{\varepsilon}}_p^*$ é a taxa de deformação plástica adimensional dada por $\dot{\bar{\varepsilon}}_p^* = \dot{\bar{\varepsilon}}_p / \dot{\varepsilon}_0$. O termo T^* é definido por $T^* = (T - T_r) / (T_m - T_r)$, onde, como visto anteriormente, T é a temperatura atual, T_r é a temperatura do ambiente e T_m é a temperatura de fusão.

Em um caso geral, a triaxialidade varia durante o processo de carga. Johnson e Cook [6] assumiram que o dano é acumulado de maneira linear, isto é:

$$D = \int_0^{\bar{\varepsilon}_{pl}} \frac{1}{\bar{\varepsilon}_f} d\bar{\varepsilon}_{pl} \quad (4.14)$$

Um elemento falha quando D atinge a unidade, isto é $D_{cr}=1$.

O critério de inicialização de dano de Johnson e Cook pode ser calibrado a partir da simulação de ensaios de tração de corpos de prova com entalhe e sem entalhe. Essas simulações devem ser realizadas para adquirir os valores de triaxialidade e de deformação plástica equivalente para os corpos com diferentes configurações de entalhes, as triaxialidades devem ser retiradas do nó com a maior deformação plástica equivalente. Tendo esse conjunto de dados em mãos, um gráfico de triaxialidade na ruptura ou triaxialidade média x deformação plástica equivalente na ruptura deve ser plotado e então a equação 4.8 deve ser ajustada para gerar uma curva o mais próxima possível da curva das triaxialidades. Chegando a curvas próximas teremos os parâmetros do critério de inicialização de dano de Johnson-Cook. Como já foi mencionado anteriormente, embora os efeitos de temperatura existam em taxas de deformação moderadas, da ordem de 10^4 s^{-1} , eles se tornam insignificantes em taxas de deformação mais altas e, por isso, os efeitos de temperatura são desconsiderados e o modelo de Johnson-Cook para inicialização de dano simplificado passa a ser:

$$\bar{\varepsilon}_f = D_1 + D_2 \exp \left(D_3 \frac{\sigma_h}{\bar{\sigma}} \right) \quad (4.15)$$

Portanto, precisamos determinar somente D_1 , D_2 e D_3 .

Simulações dos ensaios de tração com e sem entalhe.

Para esses ensaios numéricos de ensaio de tração foram criados modelos para cada configuração de entalhes e foram utilizados elementos sólidos.

Sem entalhe

No modelo sem entalhe foi criada uma malha com 12.000 elementos, como pode ser visto na figura abaixo.

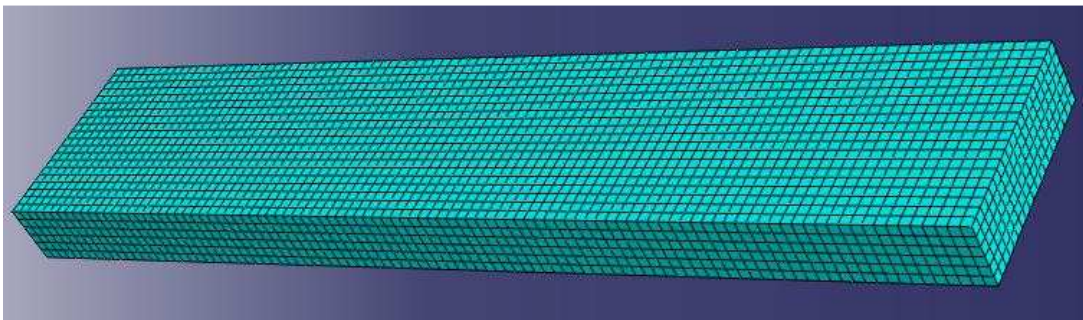


Figura 4.22: Malha do corpo de prova sem entalhe.

Para esse ensaio obtivemos o seguinte gráfico de triaxialidade X deformação plástica equivalente:

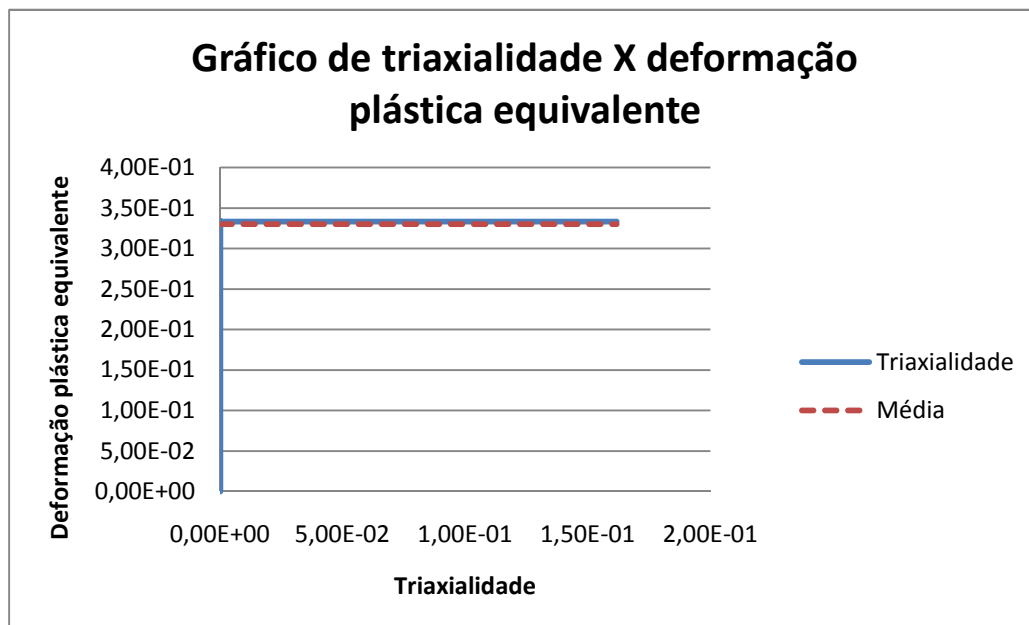


Figura 4.23: Gráfico de triaxialidade X deformação plástica equivalente para o corpo de prova sem entalhe.

Com entalhe de 1,25mm

A seguir temos uma figura que ilustra o corpo de prova com entalhe de 1,25mm

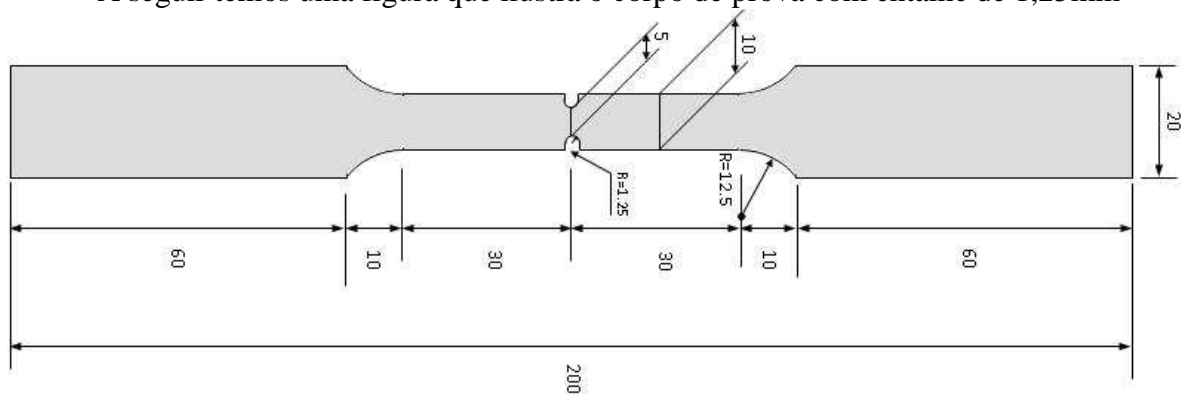


Figura 4.24: Corpo de prova com entalhe de 1,25mm.

Neste modelo foi criada uma malha com 11.706 elementos, como pode ser visto na figura abaixo.

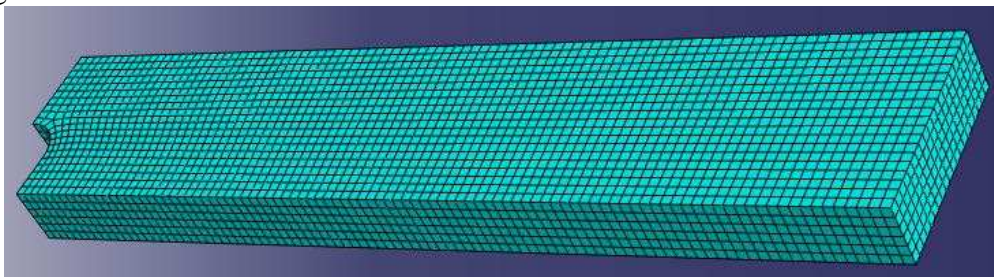


Figura 4.25: Malha do corpo de prova com entalhe de 1,25mm.

Para esse ensaio obtivemos o seguinte gráfico de triaxialidade X deformação plástica equivalente:

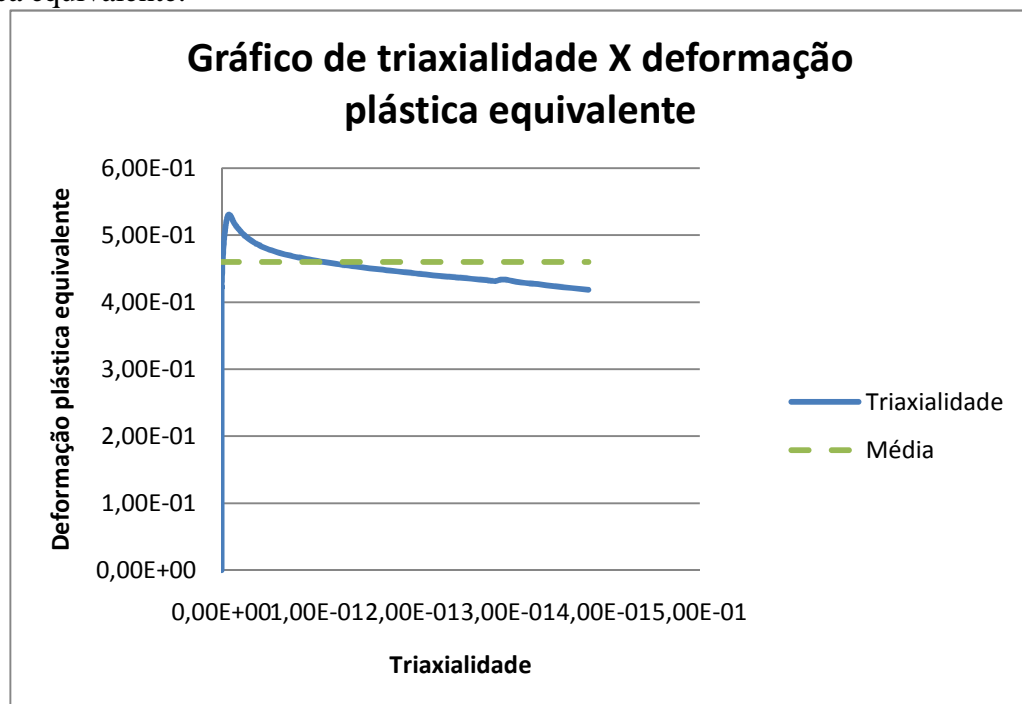


Figura 4.26: Gráfico de triaxialidade X deformação plástica equivalente para o corpo de prova com entalhe de 1,25mm.

Com entalhe de 2,5mm

A seguir temos uma figura que ilustra o corpo de prova com entalhe de 2,5mm

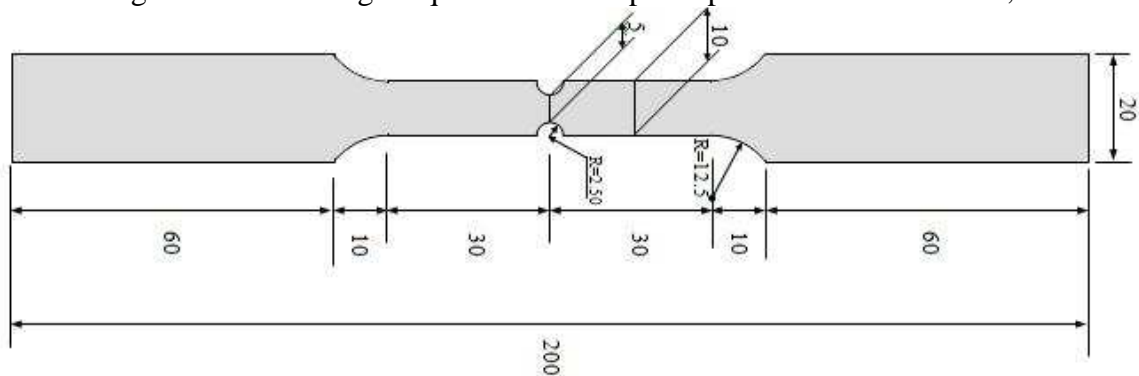


Figura 4.27: Corpo de prova com entalhe de 2,5mm.

Neste modelo foi criada uma malha com 10.956 elementos, como pode ser visto na figura abaixo.

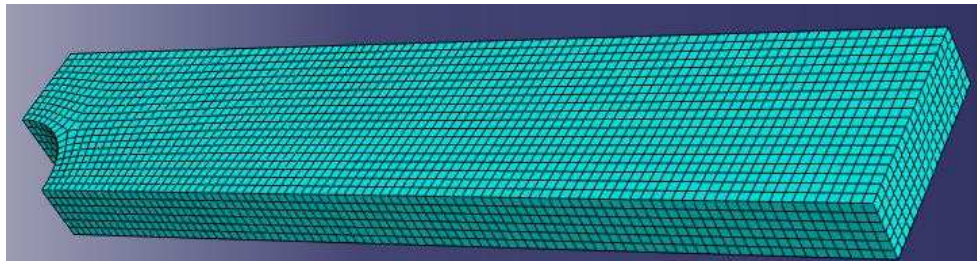


Figura 4.28: Malha do corpo de prova com entalhe de 2,5mm.

Para esse ensaio obtivemos o seguinte gráfico de triaxialidade X deformação plástica equivalente:

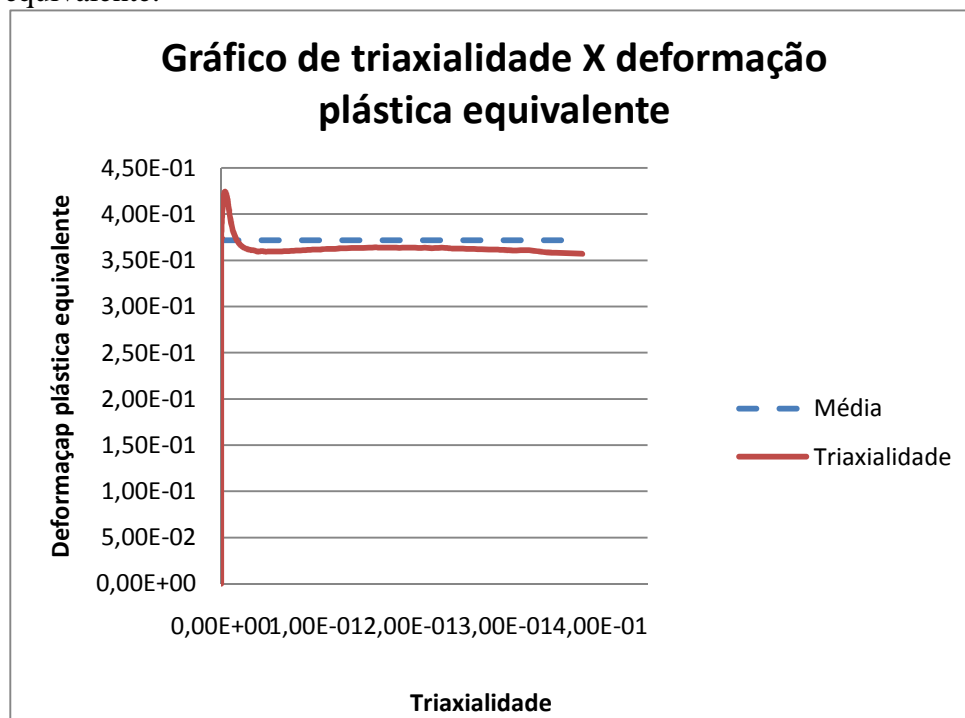


Figura 4.29: Gráfico de triaxialidade X deformação plástica equivalente para o corpo de prova com entalhe de 2,5mm.

Com entalhe de 5mm

A seguir temos uma figura que ilustra o corpo de prova com entalhe de 5mm

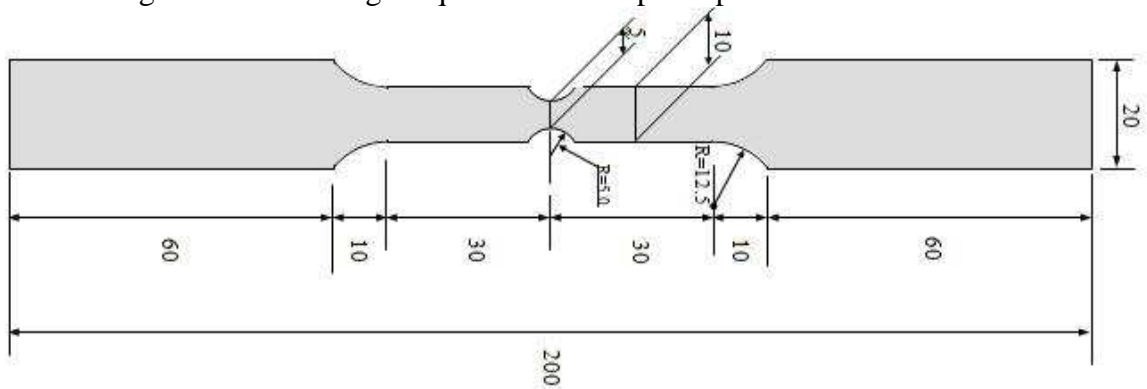


Figura 4.30: Corpo de prova com entalhe de 5mm.

Neste modelo foi criada uma malha com 5.655 elementos, como pode ser visto na figura abaixo.

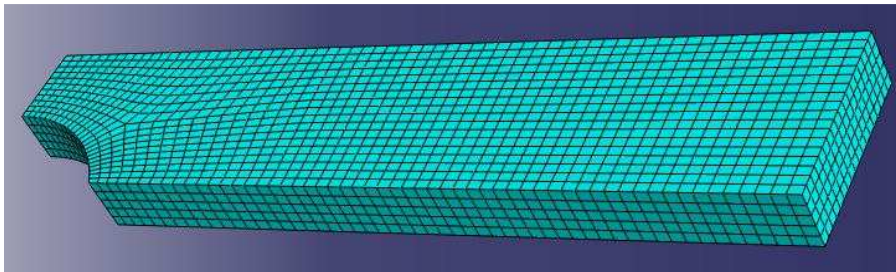


Figura 4.31: Malha do corpo de prova com entalhe de 5mm.

Para esse ensaio obtivemos o seguinte gráfico de triaxialidade X deformação plástica equivalente:

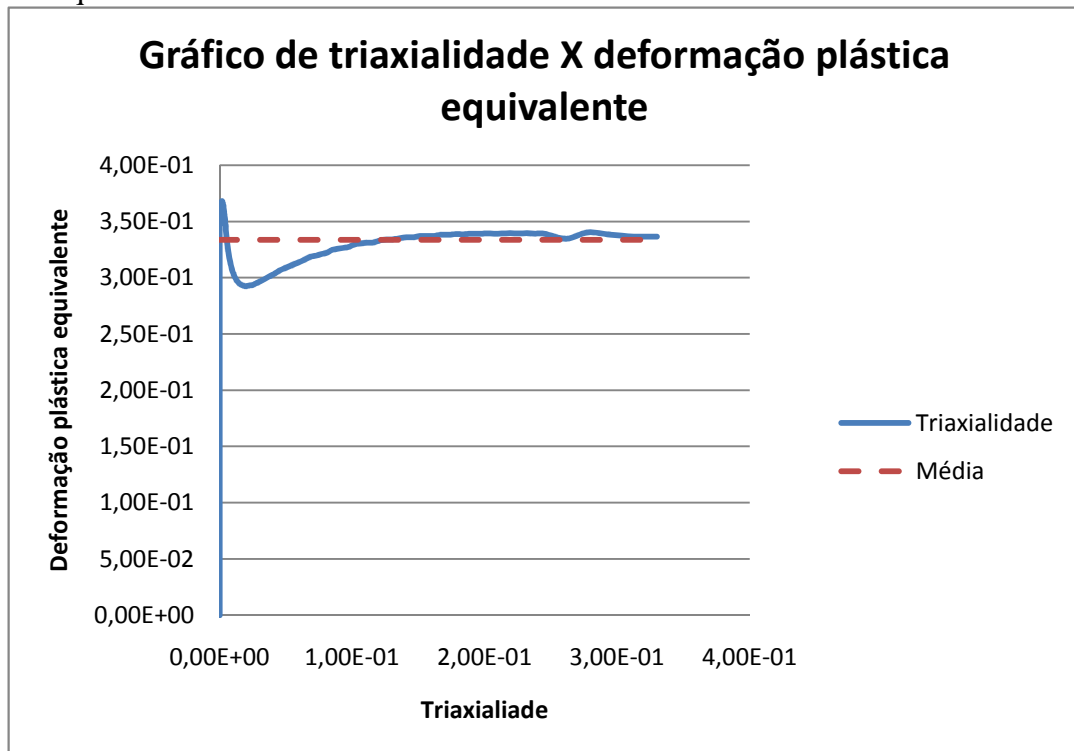


Figura 4.32: Gráfico de triaxialidade X deformação plástica equivalente para o corpo de prova com entalhe de 5mm.

Com entalhe de 10mm

A seguir temos uma figura que ilustra o corpo de prova com entalhe de 10mm

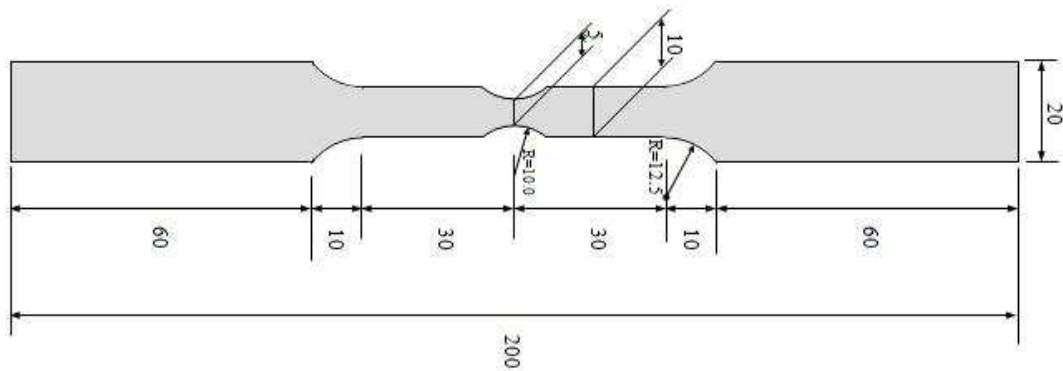


Figura 4.33: Corpo de prova com entalhe de 10mm.

Neste modelo foi criada uma malha com 8.080 elementos, como pode ser visto na figura abaixo.

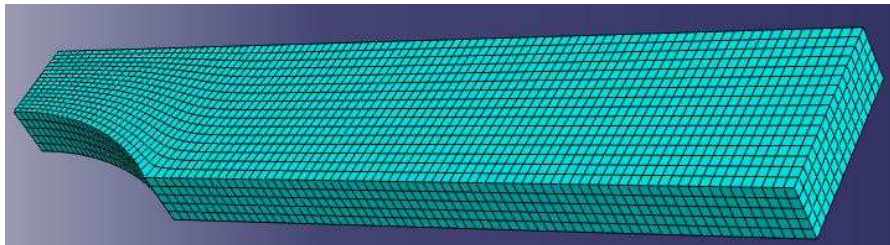


Figura 4.34: Malha do corpo de prova com entalhe de 10mm.

Para esse ensaio obtivemos o seguinte gráfico de triaxialidade X deformação plástica equivalente:

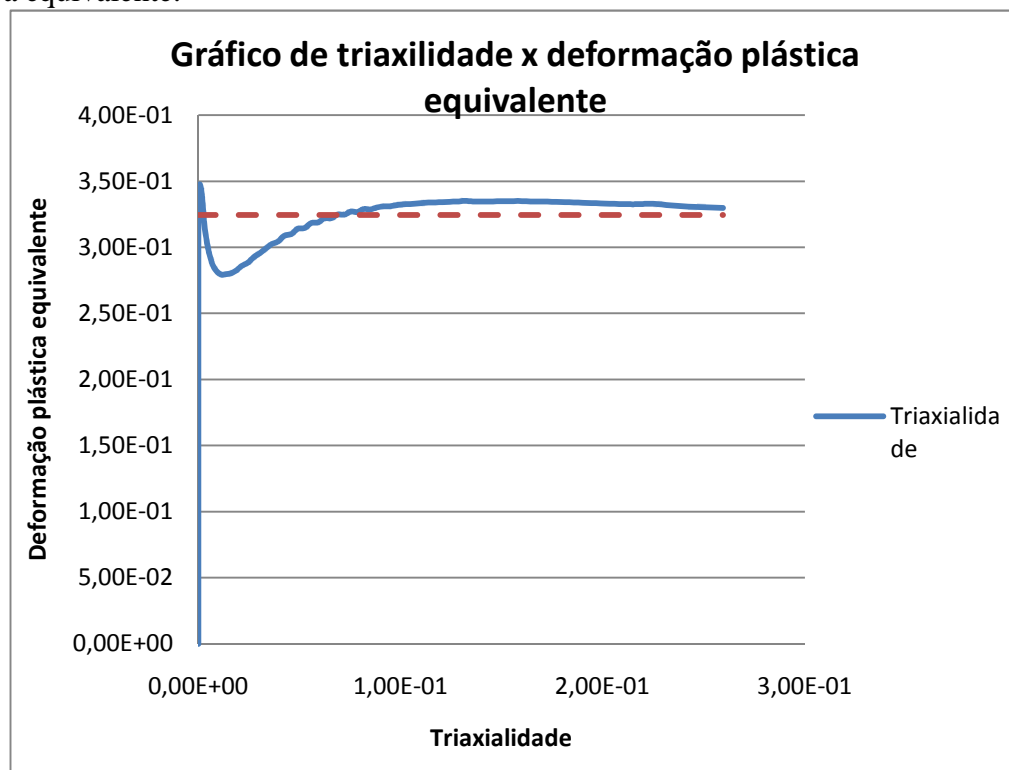


Figura 4.35: Gráfico de triaxialidade X deformação plástica equivalente para o corpo de prova com entalhe de 10mm.

Com entalhe de 20mm

A seguir temos uma figura que ilustra o corpo de prova com entalhe de 20mm

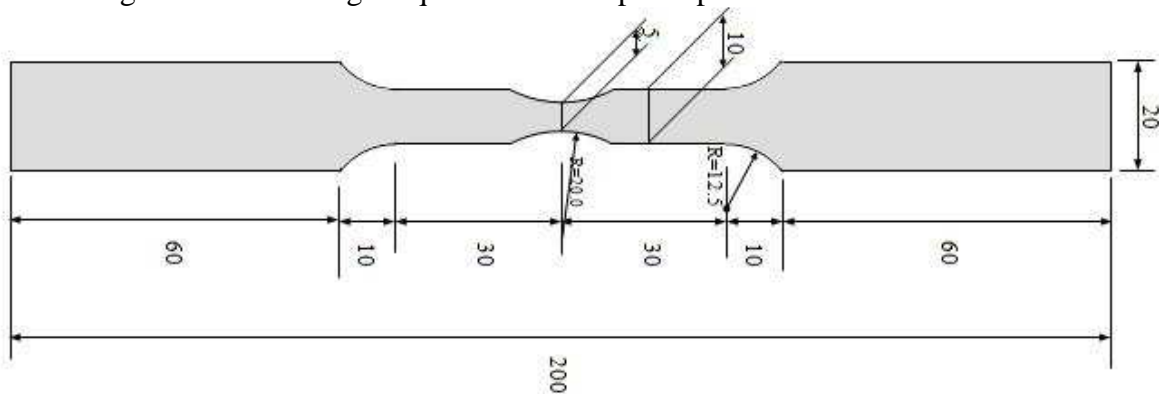


Figura 4.36: Corpo de prova com entalhe de 20mm.

Neste modelo foi criada uma malha com 9.090 elementos, como pode ser visto na figura abaixo.

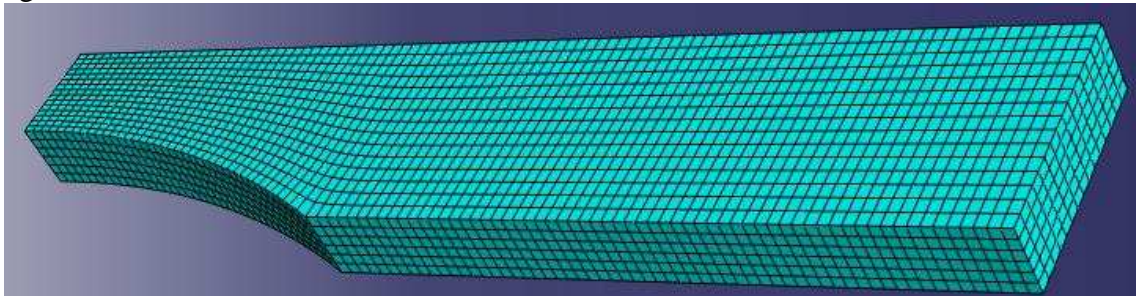


Figura 4.37: Malha do corpo de prova com entalhe de 20mm.

Para esse ensaio obtivemos o seguinte gráfico de triaxialidade X deformação plástica equivalente:

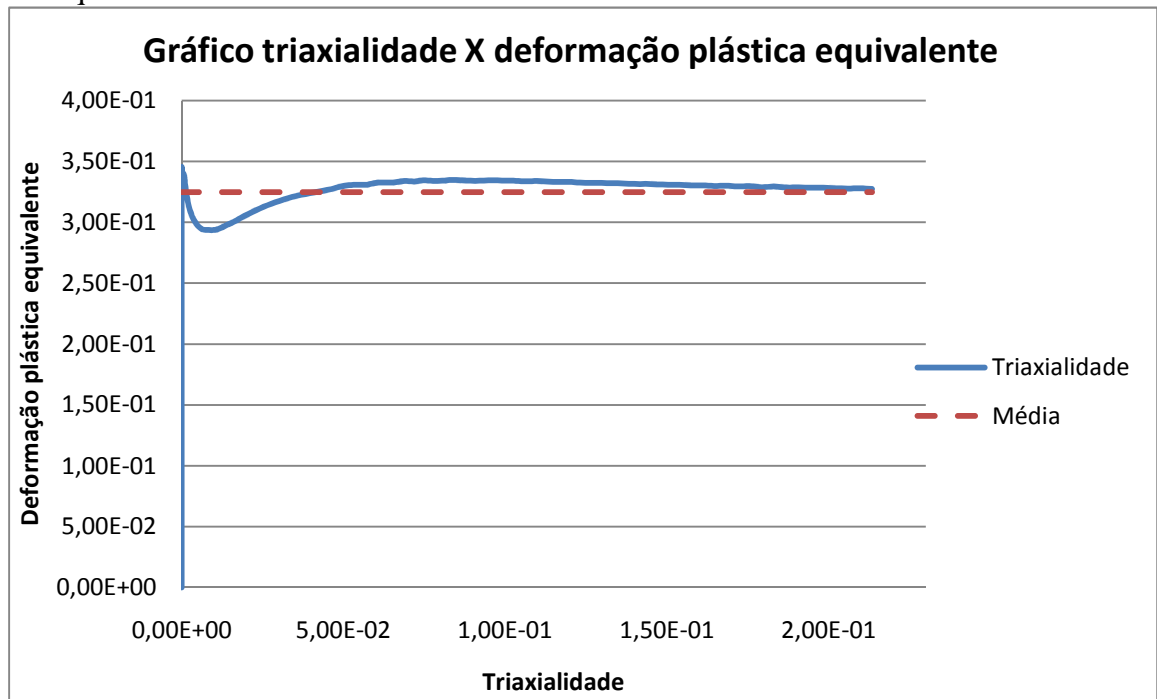


Figura 4.38: Gráfico de triaxialidade X deformação plástica equivalente para o corpo de prova com entalhe de 20mm.

Com entalhe de 35mm

A seguir temos uma figura que ilustra o corpo de prova com entalhe de 35mm

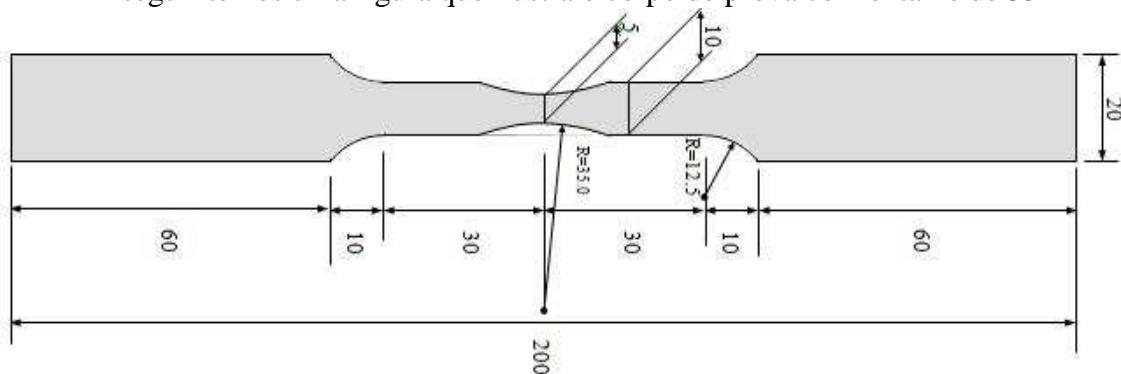


Figura 4.39: Corpo de prova com entalhe de 35mm.

Neste modelo foi criada uma malha com 9.090 elementos, como pode ser visto na figura abaixo.

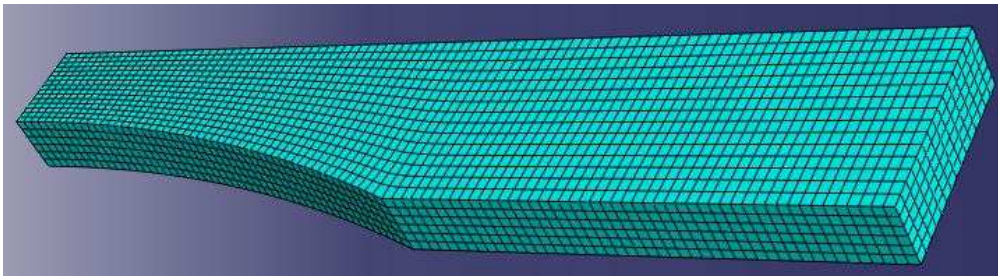


Figura 4.40: Malha do corpo de prova com entalhe de 35mm.

Para esse ensaio obtivemos o seguinte gráfico de triaxialidade X deformação plástica equivalente:

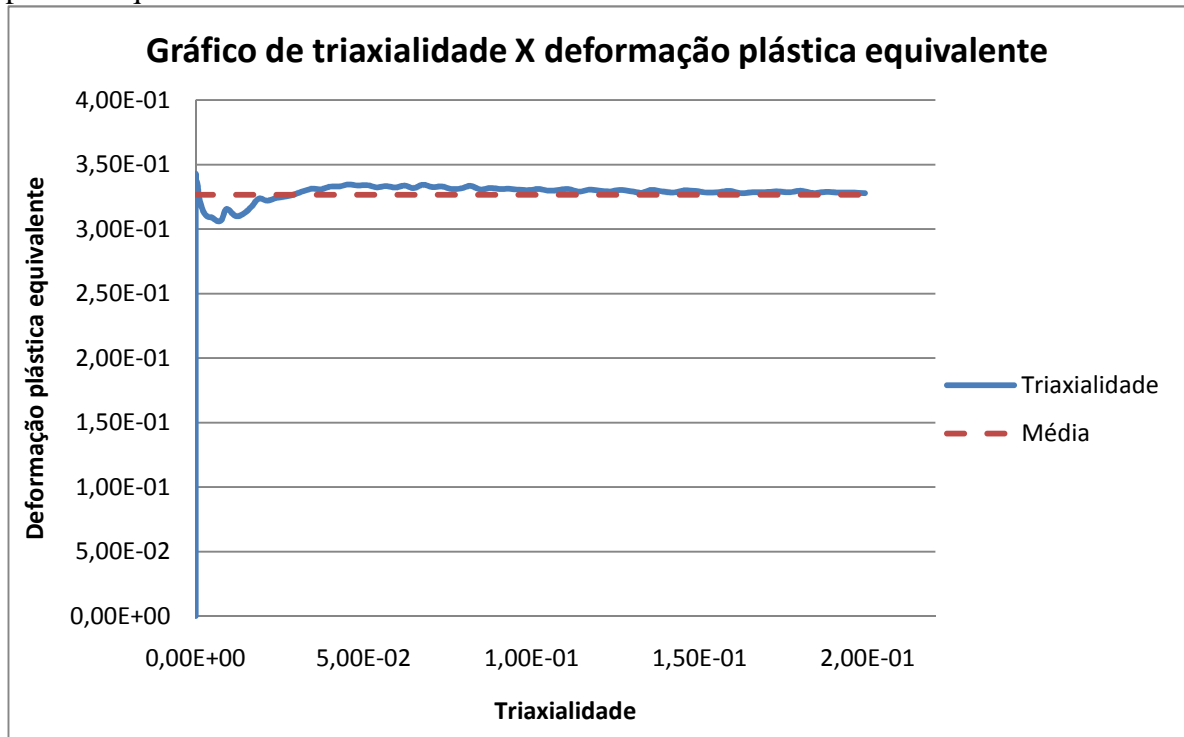


Figura 4.41: Gráfico de triaxialidade X deformação plástica equivalente para o corpo de prova com entalhe de 35mm.

Com entalhe de 50mm

A seguir temos uma figura que ilustra o corpo de prova com entalhe de 50mm

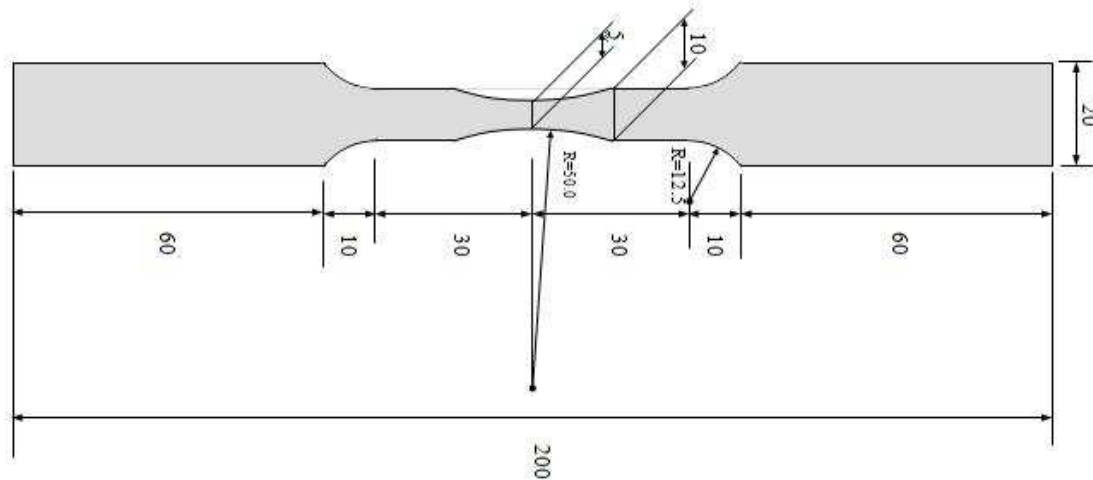


Figura 4.42: Corpo de prova com entalhe de 50mm.

Neste modelo foi criada uma malha com 9.090 elementos, como pode ser visto na figura abaixo.

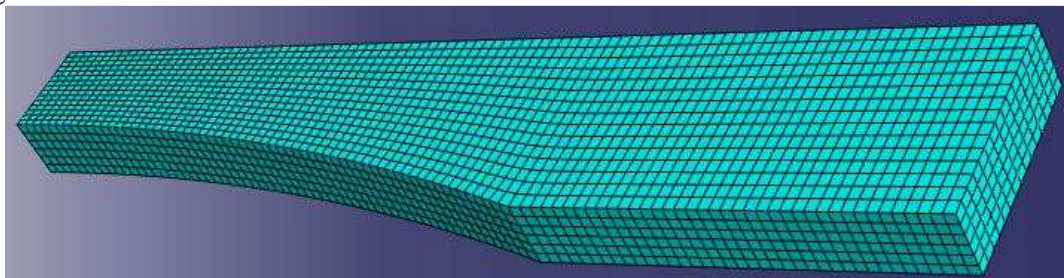


Figura 4.43: Malha do corpo de prova com entalhe de 50mm.

Para esse ensaio obtivemos o seguinte gráfico de triaxialidade X deformação plástica equivalente:

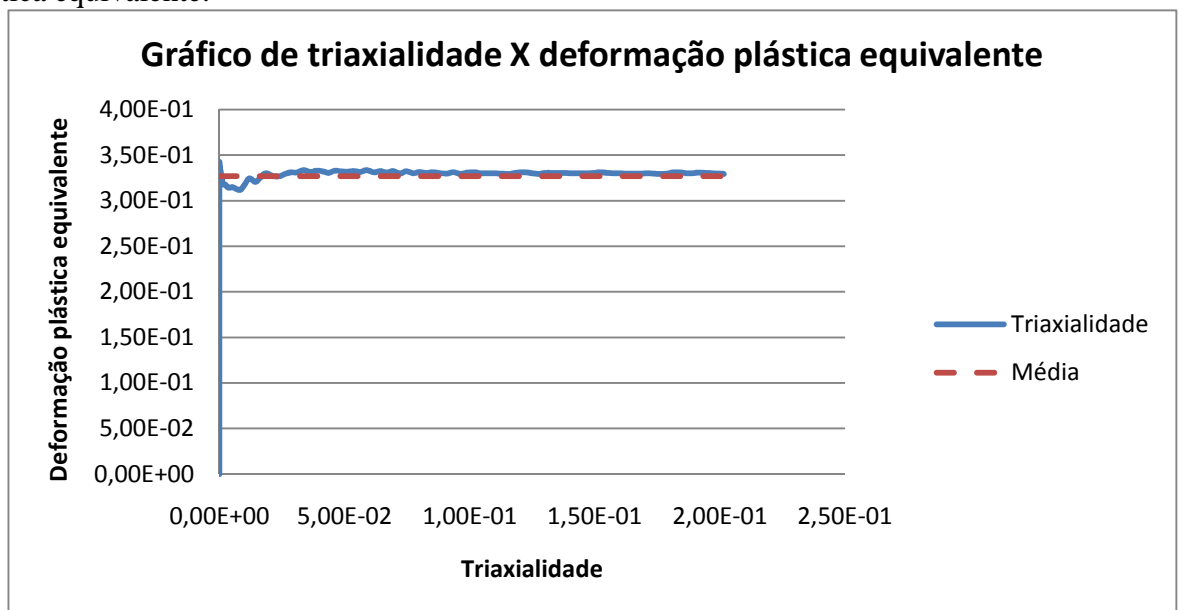


Figura 4.44: Gráfico de triaxialidade X deformação plástica equivalente para o corpo de prova com entalhe de 50mm.

A partir dos gráficos acima, foi possível gerar a tabela abaixo com as triaxialidades na ruptura e as triaxialidades médias.

Corpo de Prova	Deformação plástica equivalente	Triaxialidades na ruptura	Triaxialidades médias
Sem entalhe	0,184508	0,333261	0,330047
Com entalhe de 1,25mm	0,01902347	0,418603	0,454928
Com entalhe de 2,5mm	0,02387198	0,357137	0,371758
Com entalhe de 5mm	0,0273265	0,340311	0,336099
Com entalhe de 10mm	0,02874485	0,329848	0,324508
Com entalhe de 20mm	0,03196116	0,327276	0,324731
Com entalhe de 35mm	0,03791906	0,328024	0,326604
Com entalhe de 50mm	0,04470993	0,329138	0,326558

Tabela 4.9: Triaxialidades e suas respectivas deformações plásticas equivalentes.

Utilizando as curvas triaxialidades médias X deformação plástica equivalente e triaxialidades na ruptura X deformação plástica equivalente foi possível com o auxílio do MatLab fazer o ajuste da equação 4.10 para essas curvas. Durante os ajustes foi observado que zerando o parâmetro D1, a curva ajustada seguia melhor as curvas de triaxialidade X deformação, então esse parâmetro deve ser um valor próximo a zero. Após fazer alguns ajustes nesses parâmetros para que o início de dano experimental coincidissem com o numérico, os valores de D1, D2 e D3 obtidos foram:

Conjunto de parâmetros	D1	D2	D3
	0,053	6332	33,64

Tabela 4.10: Valores encontrados para os parâmetros D1, D2 e D3.

Para a evolução do dano, a energia foi determinada começando por um valor alto em que a curva de tensão X deformação continuasse como se não houvesse dano e

diminuída aos poucos até que as curvas experimental e numérica ficassem o mais próximas possível. O valor determinado para a energia foi de $160 \frac{kN}{m}$.

Tendo conhecimento desses valores, a simulação do ensaio de tração foi refeita utilizando a caracterização completa do material, que envolve a parte elástica, a parte plástica e a parte plástica com dano. O resultado obtido para a curva de tensão deformação é mostrado abaixo.

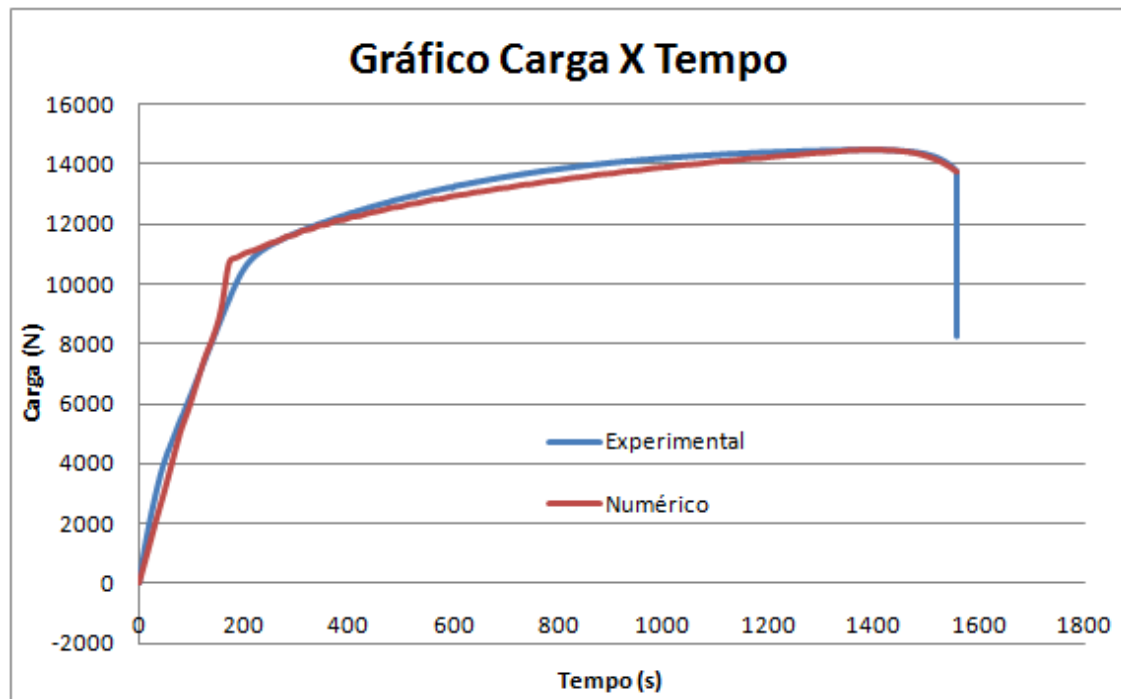


Figura 4.45: Gráfico de Carga x Tempo para ensaio de tração com critério de dano de Johnson-Cook.

Critério de dano dúctil

No programa utilizado para a simulação, Abaqus, os parâmetros que determinam o critério de início de dano por falha dúctil são informados em uma tabela, são eles: deformação na fratura, triaxialidade e taxa de deformação.

Em um dos exemplos fornecidos pelo programa, já há uma tabela com os parâmetros para o alumínio, então esses valores foram modificados para que a curva de carga X tempo do ensaio experimental deste trabalho bata com a do numérico. Essa modificação foi realizada da seguinte maneira. Primeiro a coluna da taxa de deformação foi substituída pela taxa de deformação do ensaio de tração mostrada na tabela 4.4,

depois a coluna da deformação na fratura foi multiplicada por fatores até que fosse obtido um bom resultado.

Os valores que resultaram numa curva numérica o mais próxima possível da experimental são os enunciados abaixo.

Parâmetros do critério de falha dúctil		
Deformação na fratura	Triaxialidade	Taxa de deformação
0.22638	-3.33	0.0131
0.22638	-0.333	0.0131
0.21364	-0.267	0.0131
0.20188	-0.2	0.0131
0.1911	-0.133	0.0131
0.1813	-0.0667	0.0131
0.17248	0	0.0131
0.16366	0.0667	0.0131
0.15582	0.133	0.0131
0.14896	0.2	0.0131
0.14308	0.267	0.0131
0.1372	0.333	0.0131
0.1323	0.4	0.0131
0.1274	0.467	0.0131
0.12348	0.533	0.0131
0.12054	0.6	0.0131
0.1176	0.667	0.0131
0.1127	0.73	0.0131
0.10388	0.851	0.0131
0.09261	1.02	0.0131
0.079968	1.24	0.0131
0.06713	1.51	0.0131
0.019796	3.33	0.0131

Tabela 4.11: Parâmetros do critério de dano dúctil.

A energia da evolução do dano foi determinada do mesmo modo, como comentado anteriormente e um valor de $160 \frac{kN}{m}$ foi obtido.

O resultado obtido para a curva de tensão deformação utilizando o critério de início de dano de falha dúctil é mostrado abaixo.

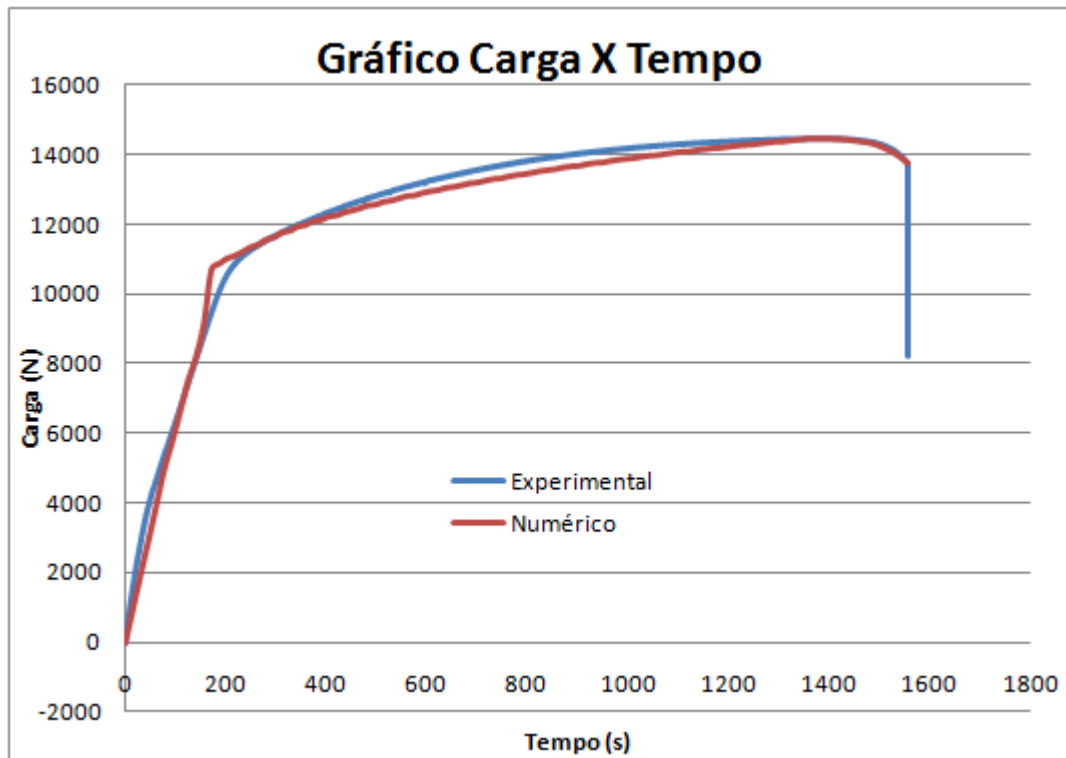


Figura 4.46: Gráfico de Carga x Tempo para ensaio de tração do modelo de dano dúctil.

Critério de dano por cisalhamento.

No programa utilizado para a simulação, Abaqus, os parâmetros que determinam o critério de início de dano por cisalhamento também são informados em uma tabela, são eles: deformação na fratura, taxa de tensão de cisalhamento e taxa de deformação.

No exemplo também encontramos os parâmetros para esse critério que também foram modificados até a obtenção de um bom resultado.

Os valores que resultaram numa curva numérica o mais próxima possível da experimental são os enunciados abaixo.

Parâmetros do critério de dano por cisalhamento		
Deformação na fratura	Taxa de Tensão de cisalhamento	Taxa de deformação
0.086	-10	0.0131
0.086	1.7	0.0131
0.0859	1.72	0.0131
0.086	1.73	0.0131
0.0865	1.75	0.0131
0.0874	1.77	0.0131
0.0886	1.78	0.0131
0.0901	1.8	0.0131
0.0921	1.81	0.0131
0.0944	1.83	0.0131
0.097	1.85	0.0131
0.1	1.86	0.0131
0.104	1.88	0.0131
0.108	1.89	0.0131
0.112	1.91	0.0131
0.117	1.92	0.0131
0.122	1.94	0.0131
0.128	1.96	0.0131
0.134	1.97	0.0131
0.141	1.99	0.0131
0.148	2	0.0131
0.156	2.02	0.0131
0.156	10	0.0131

Tabela 4.12: Parâmetros do critério de dano por cisalhamento.

A energia da evolução do dano foi determinada do mesmo modo, como comentado anteriormente e um valor de $170 \frac{kN}{m}$ foi obtido.

O resultado obtido para a curva de tensão deformação utilizando o critério de início de dano por cisalhamento é mostrado abaixo.

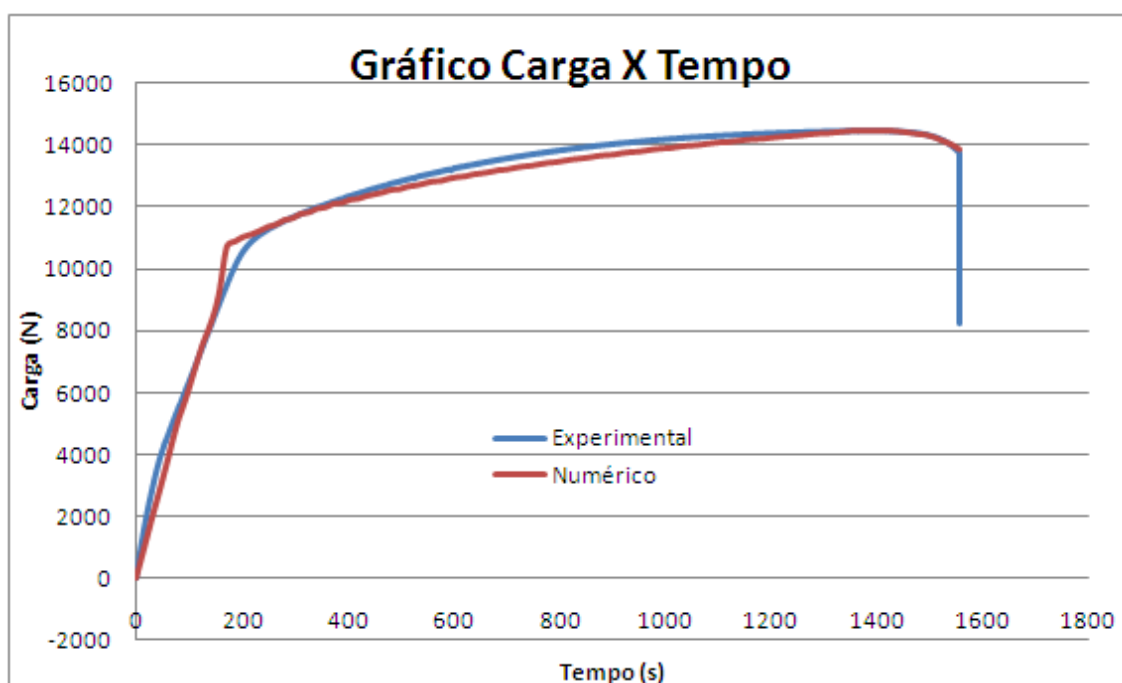
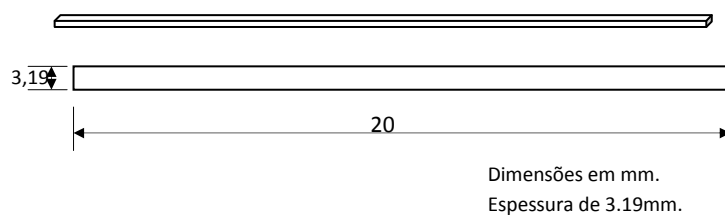


Figura 4.47: Gráfico de Carga x Tempo para ensaio de tração do critério de falha por cisalhamento.

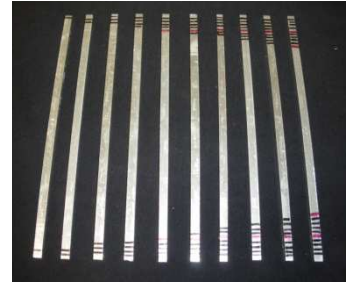
Capítulo 5

Montagem experimental

As vigas foram confeccionadas em uma máquina de corte de jato de água com as dimensões: 3,19 mm de espessura, 6,38 mm de largura e 200 mm de comprimento, como mostrado nas figuras abaixo:



(a)



(b)

Figura 5.1: (a) geometria das vigas, (b) foto dos corpos de prova.

Os testes de impacto foram realizados no martelo, mostrado na figura 5.2. O martelo tem uma altura de dez metros e uma bigorna com massa de 2800 kg permitindo uma massa de queda de 200 kg. As garras de fixação estão detalhadas na figura 5.3. A base é feita de aço endurecido que permite testes com vigas com diferentes vãos e sessões transversais. Neste trabalho o vão foi mantido constante e igual a 120 mm.



Figura 5.2: Martelo disponível no laboratório do grupo de Mecânica dos Sólidos e Impacto Estrutural (GMSIE) da Universidade de São Paulo.

A velocidade do identador foi gravada por um sensor a laser Polytec®, como mostrado na figura 5.5 (a). O sensor a laser foi fixado na parte superior do martelo e recebe o sinal do identador através de espelho como mostrado na figura 6.5 (b).



(a)



(b)

Figura 5.5: (a) sensor de medição de velocidade a laser e (b) detalhe do identador com espelho.

Capítulo 6

Resultados dos ensaios experimentais no martelo

6.1 Resultados das vigas

A figura 6.1 mostra as medidas da deformação final da viga. A queda da altura da massa de impacto é aumentada até a completa falha da viga ser alcançada no primeiro impacto. Os corpos de prova testados não mostraram nenhum escorregamento nas extremidades fixadas nem o projétil ou a base deformada em nenhum dos experimentos. Os resultados experimentais e discussões sobre cada identificador são apresentados separadamente a seguir.

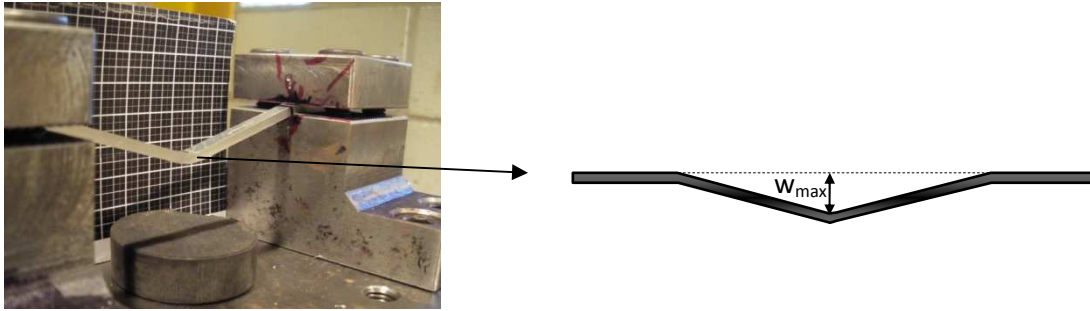


Figura 6.1: Deflexão final da viga.

Liu e Jones (1987) desenvolveram a expressão para prever a máxima deflexão de vigas bi-apoiadas, w_{max} , de vigas dúcteis impactadas por uma massa rígida no centro do seu vão, quando nenhuma fratura ocorre.

$$\frac{w_{max}}{h} = \frac{1}{2} \left[-1 + \sqrt{1 + \frac{3Gv_0^2 L}{8M_p h}} \right] \quad (6.1)$$

onde G é a massa do projétil, M_p é o momento plástico da viga, dado por:

$$M_p = \frac{\sigma_y b h^2}{4} \cong 5,5185 \times 10^{-6} \text{ Nm} \quad (6.2)$$

quando $b = 6,38\text{mm}$, $h = 3,19\text{mm}$ e $\sigma_y = 340 \text{ MPa}$.

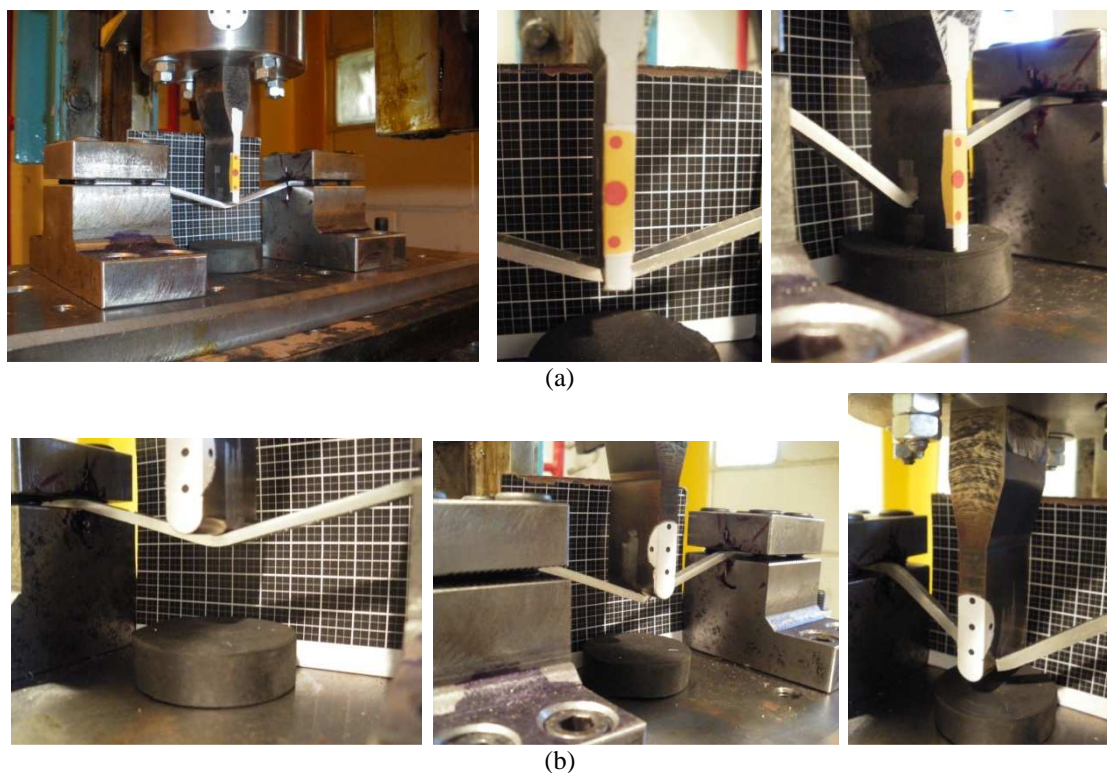


Figura 6.2: ensaios experimentais para (a) identador de ponta chapa e (b) identador de ponta arredondada.

6.1.1 Identador arredondado

Velocidade	Perfil Final
3,88	
3,64	
3,38	
3,09	
3,06	
3,03	
2,93	
2,76	

Figura 6.3: Perfil final da viga, depois de testada com o identador de ponta arredondada.

A figura 6.3 apresenta os testes de vigas e a tabela 6.1 sintetiza os dados principais do identador de ponta arredondada: alturas iniciais diferentes, velocidade de impacto (v_0) e energias cinéticas respectivas, deformação final teórica e experimental (w_f/h).

Altura inicial (mm)	Velocidade no impacto (m/s)	Energia cinética (Nm)	w_{max}/h teórico	w_{max}/h exp
800	3,88	32,17	5,37	7,83
700	3,64	28,25	5,01	7,68
600	3,38	24,37	4,62	4,89
500	3,09	20,33	4,18	4,91
490	3,08	20,23	4,17	4,30
485	3,03	19,58	4,09	4,32
450	2,93	18,27	3,94	4,12
400	2,76	16,26	3,69	3,92

Tabela 6.1: resultados experimentais para o identador de ponta arredondada. Massa do identador $G = 4,270\text{kg}$, comprimento $b = 6,38\text{mm}$, espessura $h = 3,19\text{mm}$.

A tabela 6.1 mostra uma boa correlação entre a deflexão final da viga teórica e experimental. A velocidade balística encontrada foi de aproximadamente $3,08\text{m/s}$. Em $3,095\text{ m/s}$ a viga falha na segunda queda do identador, a $3,062\text{m/s}$ a falha não ocorre. Pode ser visto no gráfico da figura 6.4(a) a inicialização da falha durante a desaceleração do identador (ao redor de $-0,4\text{m/s}$) e a fratura final ocorre somente após a segunda queda. A figura 6.4(b) mostra os sucessivos impactos do identador, embora o sinal capturado acabe antes de toda a energia ser dissipada.

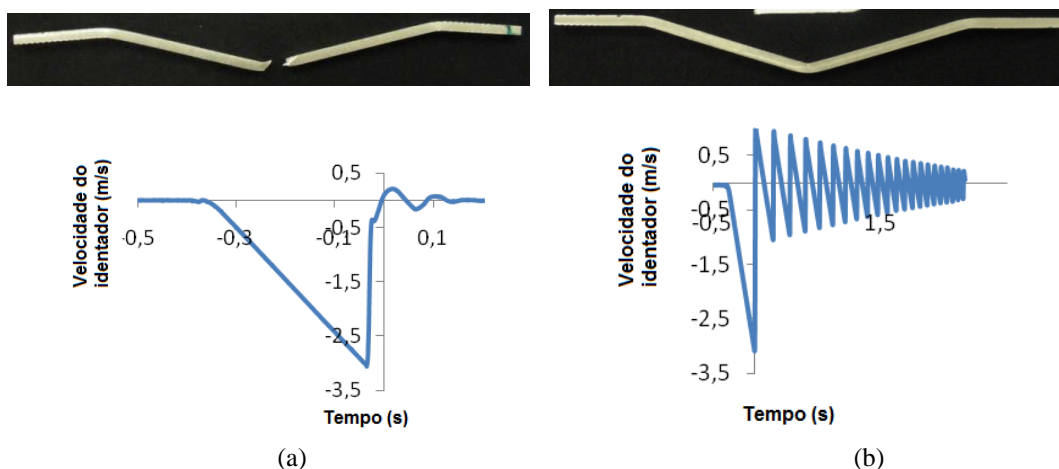


Figura 6.4: (a) falha da viga na velocidade de $3,095\text{m/s}$ (b) sem falha na velocidade na velocidade de $3,062\text{m/s}$.

Como esperado em baixas velocidades, como estas utilizadas neste trabalho, somente fraturas no ponto de impacto foram observadas, como mostra a figura 6.5. Além disso, a figura também mostra uma alta deformação plástica na região próxima a do impacto, antes da falha ocorre.

A figura 6.6 mostra a velocidade do identador durante o fenômeno de impacto, quando a falha ocorre. Falha instantânea pode ser obtida de descontinuidades durante a desaceleração. Como esperado, quanto maior a velocidade inicial, mais cedo ocorre a falha. A figura 6.7 mostra o perfil de velocidades, quando a velocidade do identador é menor do que o limite balístico.

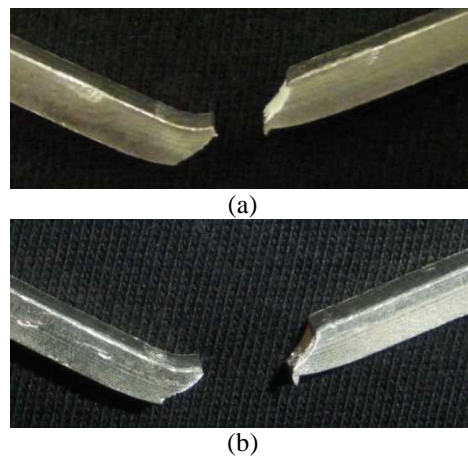


Figura 6.5: (a) falha na velocidade de: (a) 3.88 e (b) 3.09 m/s.

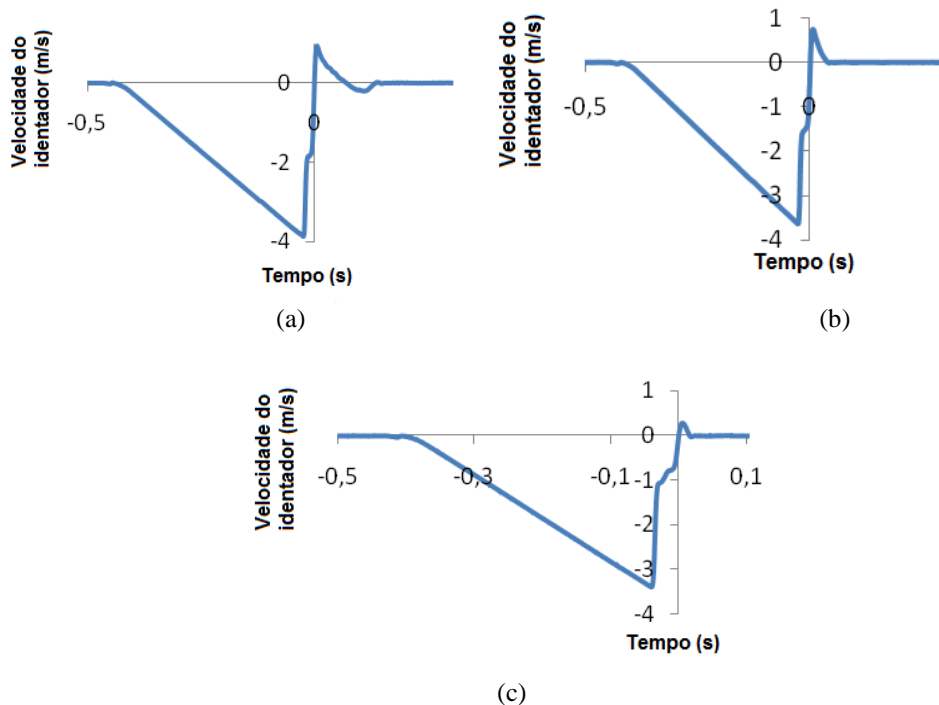


Figura 6.6: Velocidade do identador durante o impacto para v_0 de (a) 3,88; (b) 3,64 e (c) 3,38 m/s.

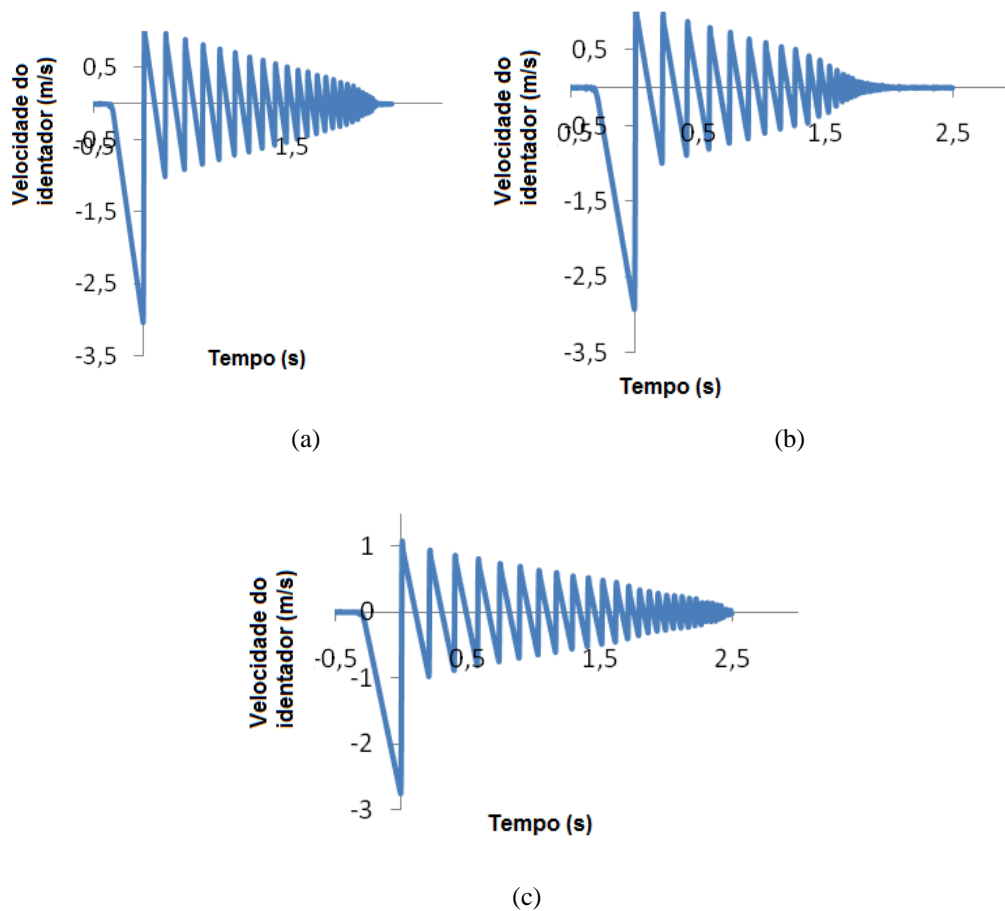


Figura 6.7: Velocidade do indentador durante o impacto para v_0 de (a) 3,03; (b) 2,96 e (c) 2,76 m/s.

6.1.2 Identador achatado

A figura 6.8 apresenta o teste em vigas e a tabela 6.2 sintetiza os dados principais para o identador achatado: alturas iniciais diferentes, velocidade de impacto (v_0) e respectiva energia cinética e deformação final teórica e experimental (w_f/h).

<i>Altura inicial</i> <i>(mm)</i>	<i>Velocidade no impacto</i> <i>(m/s)</i>	<i>Energia cinética</i> <i>(Nm)</i>	w_{max}/h <i>teórico</i>	w_{max}/h <i>exp</i>
900	4,02	33,97	5,54	6,72
875	3,95	32,82	5,43	6,94
865	3,92	32,35	5,39	6,55
850	3,84	30,98	5,27	5,07
800	3,78	30,04	5,18	4,89
700	3,50	25,78	4,76	4,60
600	3,24	22,11	4,38	4,42
500	2,90	17,75	3,88	3,84

Tabela 6.2: resultados experimentais para o identador achatado. Massa do identador $G = 4,270\text{kg}$, comprimento $b = 6,38\text{mm}$, espessura $h = 3,19\text{mm}$.

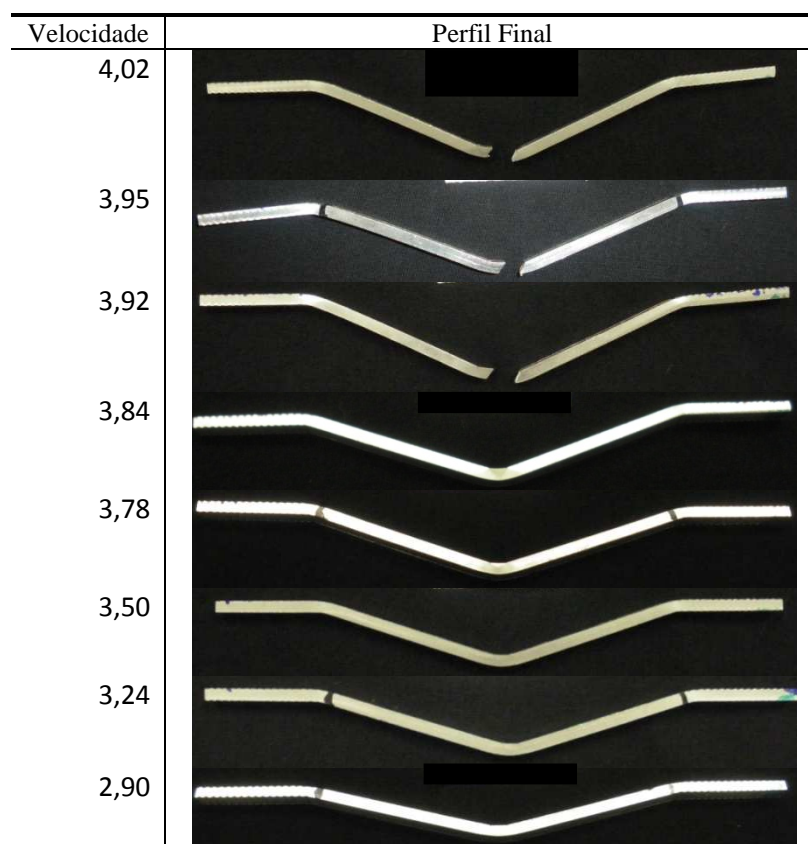


Figura 6.8: perfil final da viga, depois de testada com o identador achatado.

A velocidade balística encontrada ficou ao redor de 3,9m/s. A figura 6.9 mostra a velocidade do identador durante todo o fenômeno de impacto quando a falha ocorre. Como nos resultados do identador arredondado, quanto maior a velocidade inicial, mais cedo a falha ocorre. A figura 6.10 mostra o perfil de velocidades do identador, quando a velocidade é menor do que o limite balístico.

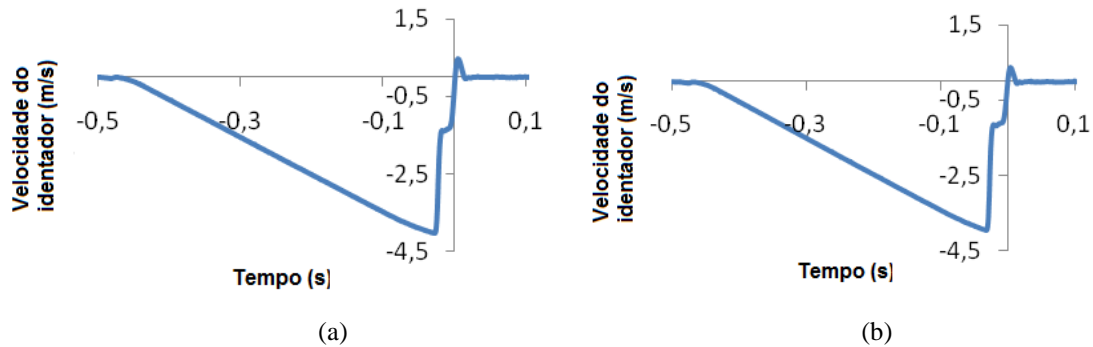


Figura 6.9: Velocidade do identador durante o impacto para v_0 de (a) 4,02; (b) 3,95.

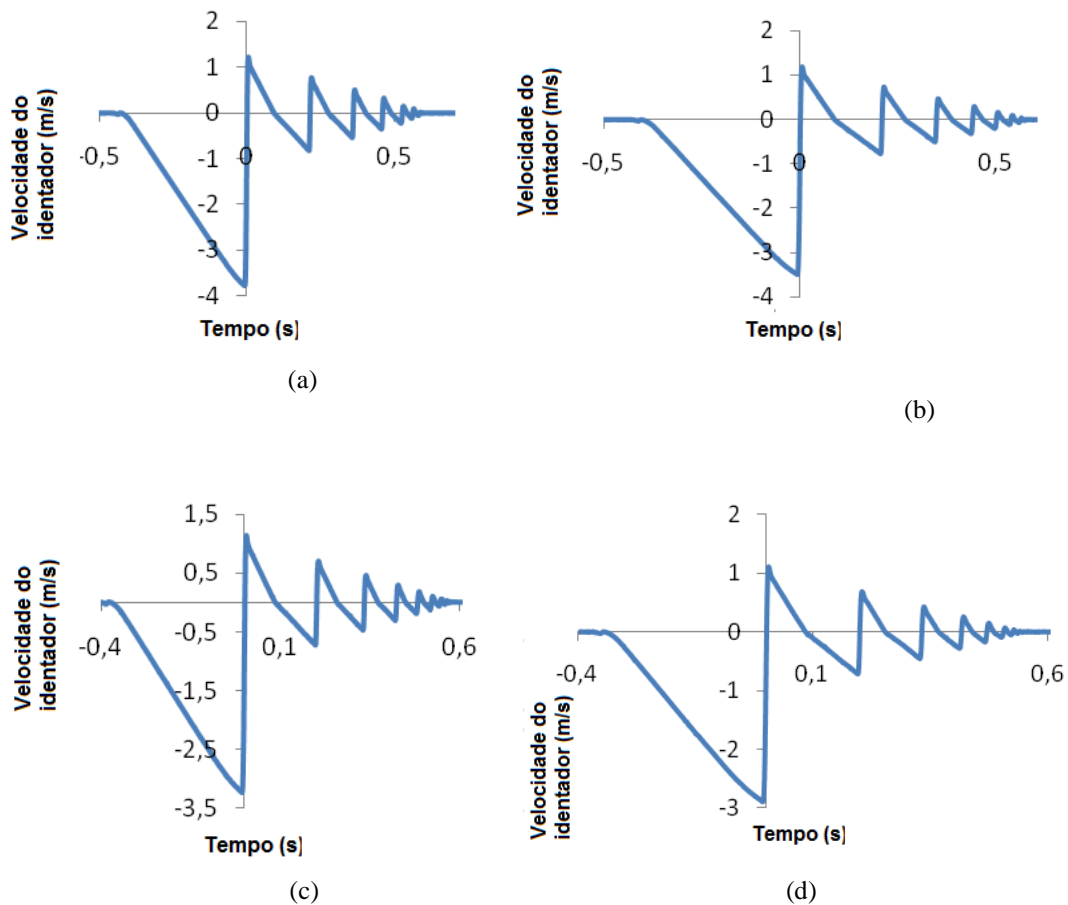


Figura 6.10: Velocidade do identador durante o impacto para v_0 de (a) 3,78; (b) 3,50; (c) 3,24m/s e (d) 2.90 m/s.

Fraturas no ponto de impacto foram observadas como na figura 6.11. Além disso, a figura 6.11(a) mostra as bandas de cisalhamento, que aparecem antes da falha ocorrer.

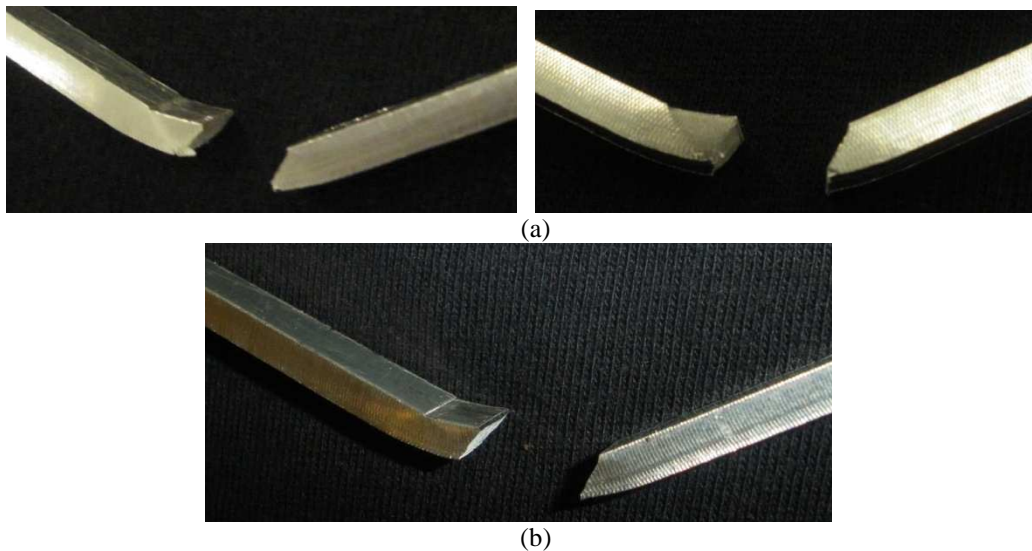


Figura 6.11: Fratura nas velocidades de: (a) 4,02 e (b) 3,92 m/s.

6.2 Resultados das placas

Os ensaios feitos com placas no martelo, até o atual momento, utilizaram placas de alumínio aeronáutico com 3.19mm de espessura. Massas diferentes para o martelo e alturas que variaram de 500mm até 3000mm foram utilizadas nos ensaios, mas uma massa de 7,146kg foi considerada ideal para o teste, pois permitia a ocorrência de todos os padrões necessários de configuração final da placa, desde uma pequena deformação plástica até a ruptura da mesma.

Desses ensaios precisaríamos de algumas fotos de diferentes configurações finais das placas, para que essas pudessem ser comparadas com os resultados das chapas modeladas em elementos finitos, e então uma avaliação do modelo numérico poderia ser feita. Também conseguimos dados referentes à velocidade do identador utilizando um laser, esses gráficos de velocidade também poderão ser usados para avaliar o modelo numérico.

Uma das dificuldades encontradas foi manter o foco do laser no identador para que a sua velocidade pudesse ser medida. Dependendo da altura e da posição do laser, o laser perdia o foco e os dados da velocidade ficavam incorretos, por isso, não temos os dados referentes a todas as alturas de queda.

A seguir temos as fotos da configuração final das placas e os respectivos gráficos de velocidade do identador.

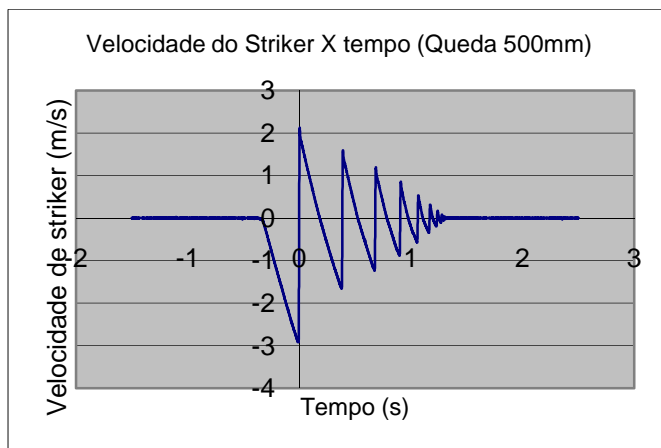


Figura 6.12: Gráfico da velocidade do identador na queda de 500mm e foto da configuração final da placa para essa queda.

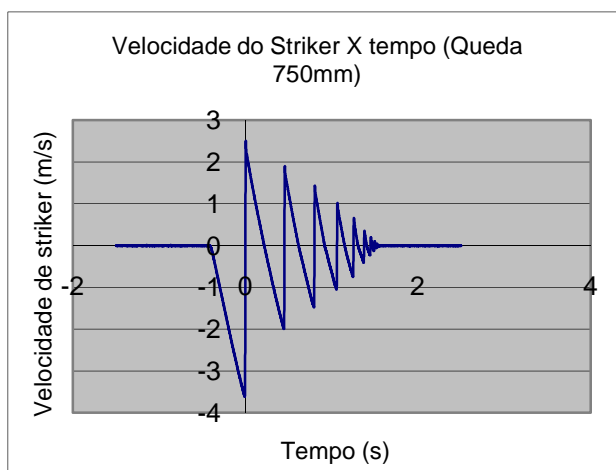


Figura 6.13: Gráfico da velocidade do identador na queda de 750mm e foto da configuração final da placa para essa queda.

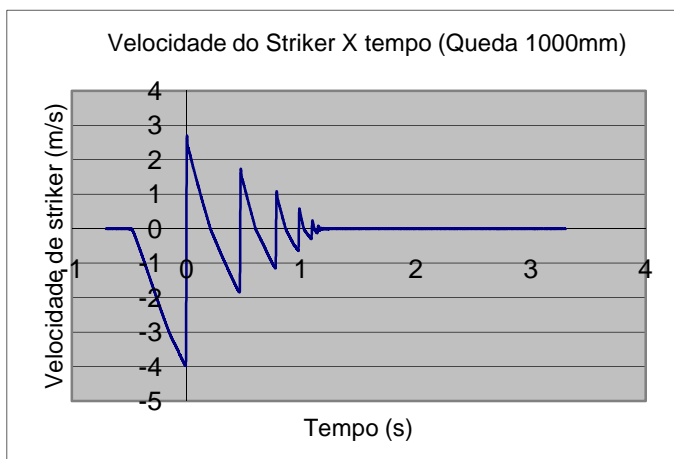


Figura 6.14: Gráfico da velocidade do identador na queda de 1000mm e foto da configuração final da placa para essa queda.

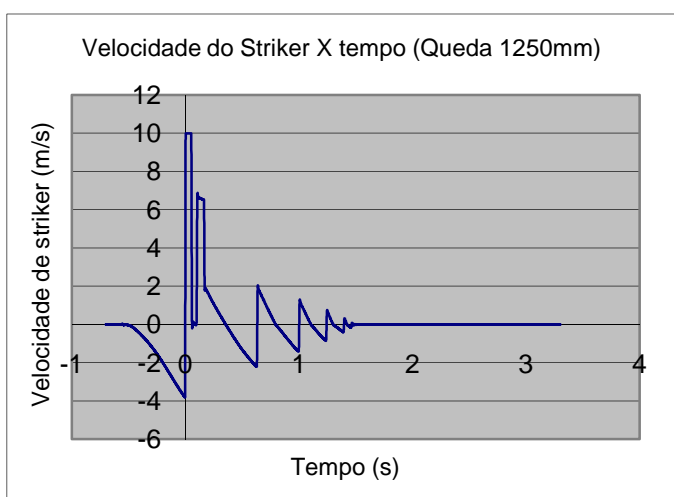


Figura 6.15: Gráfico da velocidade do identador na queda de 1250mm e foto da configuração final da placa para essa queda.



Figura 6.16: Gráfico da velocidade do identador na queda de 1500mm e foto da configuração final da placa para essa queda.

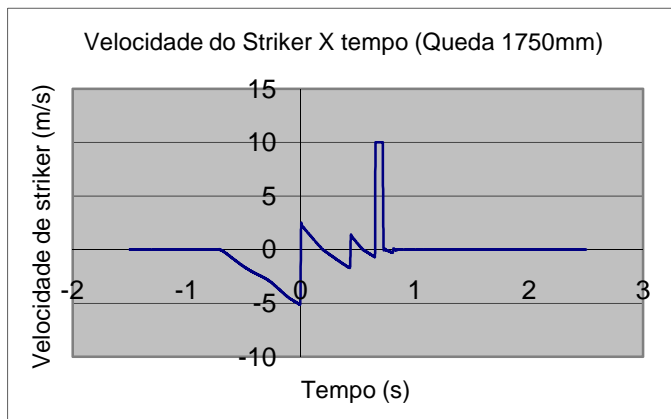


Figura 6.17: Gráfico da velocidade do identador na queda de 1750mm e foto da configuração final da placa para essa queda.

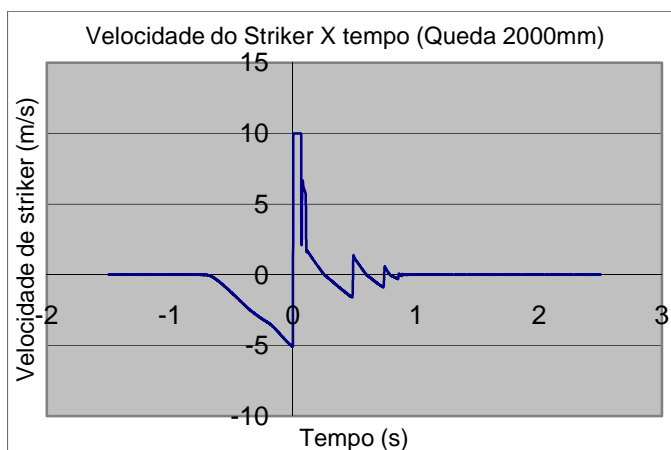


Figura 6.18: Gráfico da velocidade do identador na queda de 2000mm e foto da configuração final da placa para essa queda.

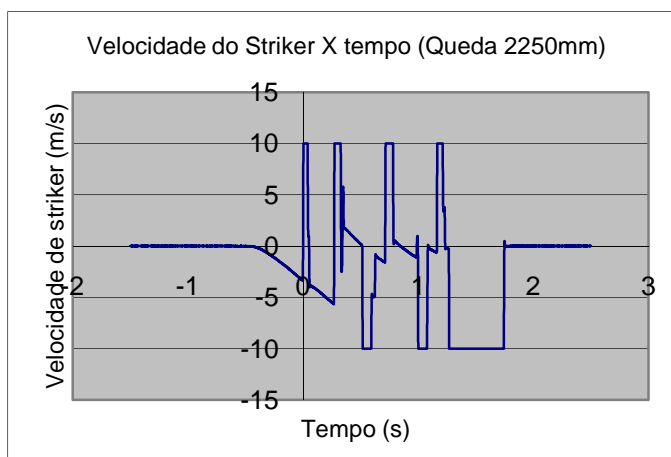


Figura 6.19: Gráfico da velocidade do identador na queda de 2250mm e foto da configuração final da placa para essa queda.

Podemos observar dos gráficos acima que o laser perde o foco nas quedas de 1250mm, 1750mm, 2000mm, e 2250mm, para os 3 primeiros casos ainda é possível utilizar os gráficos de velocidade como comparação, pois apenas parte dos gráficos foi prejudicada, já no caso do gráfico para a altura de queda de 2250mm, todo o gráfico ficou comprometido, o mesmo ocorreu para alturas de queda maiores do que 2250mm e, por isso, os gráficos com altura de queda maiores do que 2000mm não serão utilizados na validação do modelo numérico.

Os gráficos também mostram o crescimento da velocidade de impacto com o aumento da altura de queda, mas uma tendência com relação ao tempo de amortecimento não fica tão clara, já que esse aumenta e diminui aleatoriamente com o aumento da altura de queda.

Para a validação do modelo numérico para um teste balístico, teríamos que realizar testes com velocidades de impacto maiores, deveríamos atingir pelo menos 120m/s e atingimos pouco mais de 5m/s, mas como se trata de um modelo para teste dinâmico, quanto maior a velocidade do teste melhor será a performance do modelo numérico, assim se conseguirmos validá-lo para velocidades pequenas o mesmo será válido para velocidades mais altas.

Capítulo 7

Resultados das simulações numéricas dos ensaios de impacto em placas e em vigas.

Neste trabalho foi apresentado um modelo de material com caracterização das partes elástica, plástica, plástica com dano e falha. Para o dano foram apresentados três critérios: o de Jonhson-Cook, o critério de dano dúctil e o critério de dano por cisalhamento. Para fazer as simulações dos ensaios dinâmicos o critério de dano dúctil foi o escolhido.

Começamos as simulações utilizando os parâmetros do critério de dano dúctil apresentados na tabela 7.1, que são referentes ao ensaio de tração. Como o ensaio de tração é um teste quase estático, utilizar esses valores não apresentaria um resultado adequado em um primeiro momento, mas eles poderiam ser modificados para fornecer resultados corretos aos ensaios dinâmicos. Então os valores foram modificados para que o dano começasse no ponto correto, para que o dano ocorresse em uma intensidade correto e para que a falha ocorresse no ponto certo.

A modificação consistiu em multiplicar a coluna da deformação na fratura até que o dano ocorresse num ponto próximo ao correto. A energia de fratura que caracteriza a evolução do dano também foi modificada. Os valores utilizados são mostrados abaixo.

Parâmetros do critério de falha dúctil (Ensaio dinâmico)		
Deformação na fratura	Triaxialidade	Taxa de deformação
0.1386	-3.33	0.0131
0.1386	-0.333	0.0131
0.1308	-0.267	0.0131
0.1236	-0.2	0.0131
0.117	-0.133	0.0131
0.111	-0.0667	0.0131
0.1056	0	0.0131
0.1002	0.0667	0.0131
0.0954	0.133	0.0131
0.0912	0.2	0.0131
0.0876	0.267	0.0131
0.084	0.333	0.0131
0.081	0.4	0.0131
0.078	0.467	0.0131
0.0756	0.533	0.0131
0.0738	0.6	0.0131
0.072	0.667	0.0131
0.069	0.73	0.0131
0.0636	0.851	0.0131
0.0567	1.02	0.0131
0.04896	1.24	0.0131
0.0411	1.51	0.0131
0.01212	3.33	0.0131

Tabela 7.1: Parâmetros do critério de falha dúctil (Ensaio dinâmico).

7.1 Resultados das simulações de impacto nas placas

Nesta simulação foram usados elementos sólidos para a placa e o identador foi modelado como um corpo rígido utilizando elementos de casca. A seguir temos uma figura que ilustra a malha utilizada na placa.

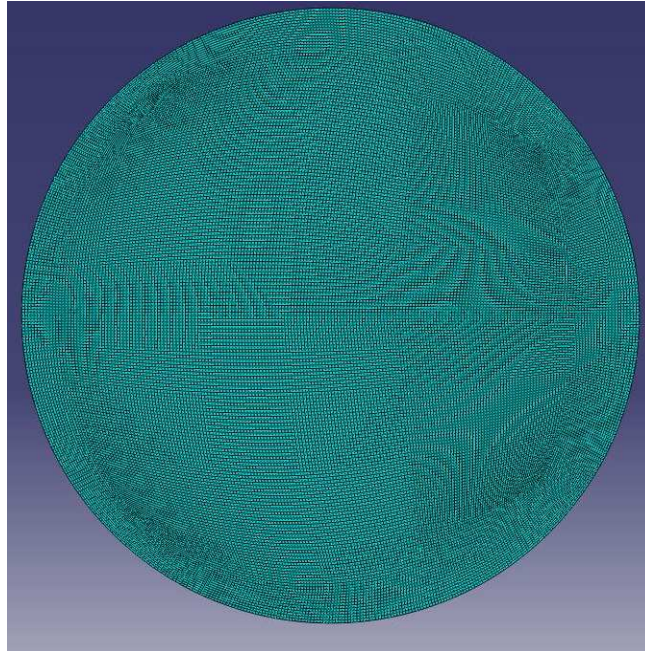


Figura 7.1: Malha utilizada na placa.

Foram realizadas quatro simulações com velocidades de impacto de 3,84m/s, 4,95m/s, 5,87m/s e outra com 6,65m/s, que representam quedas de 750mm, 1250mm, 1750mm e 2250mm de altura respectivamente.

A seguir, temos figuras da chapa deformada após o impacto, vista de diversos ângulos e os gráficos de velocidade do identador durante o impacto. Essa figuras e gráficos de velocidade serão utilizados para validar os modelos numéricos.

Velocidade de impacto de 3,84m/s (queda de 750mm)

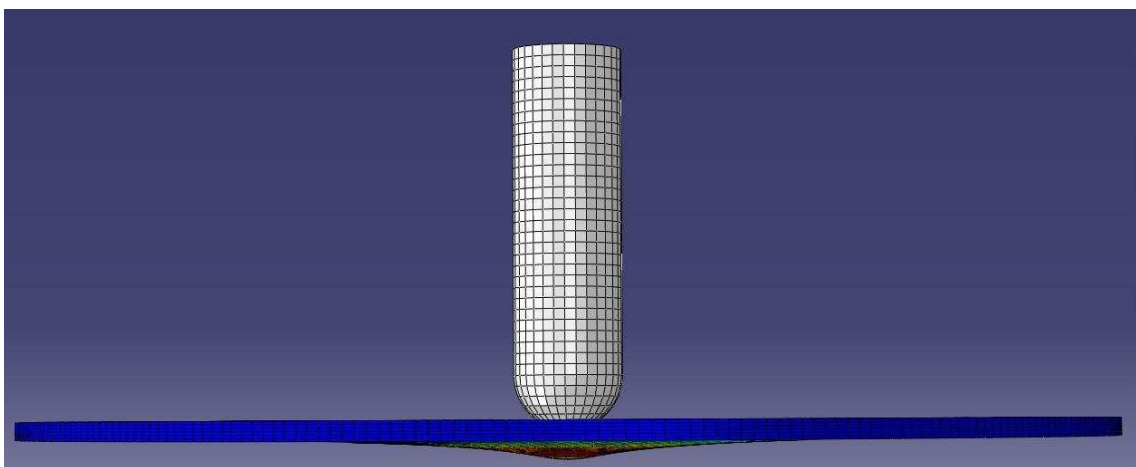


Figura 7.2: Placa deformada e identador (vista lateral).

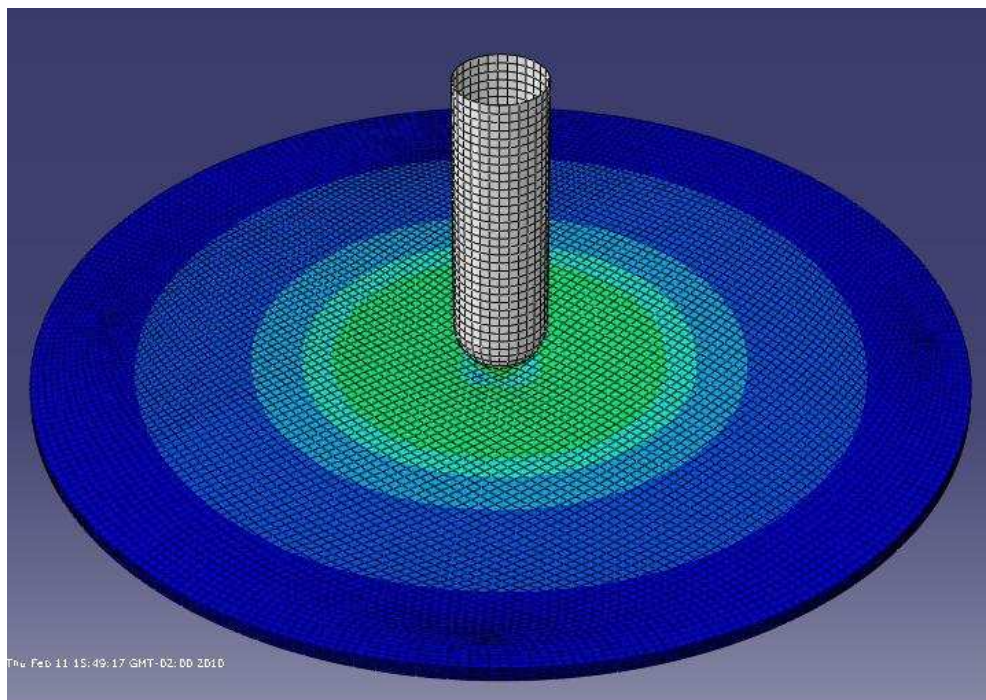


Figura 7.3: Placa deformada e identador (vista superior).

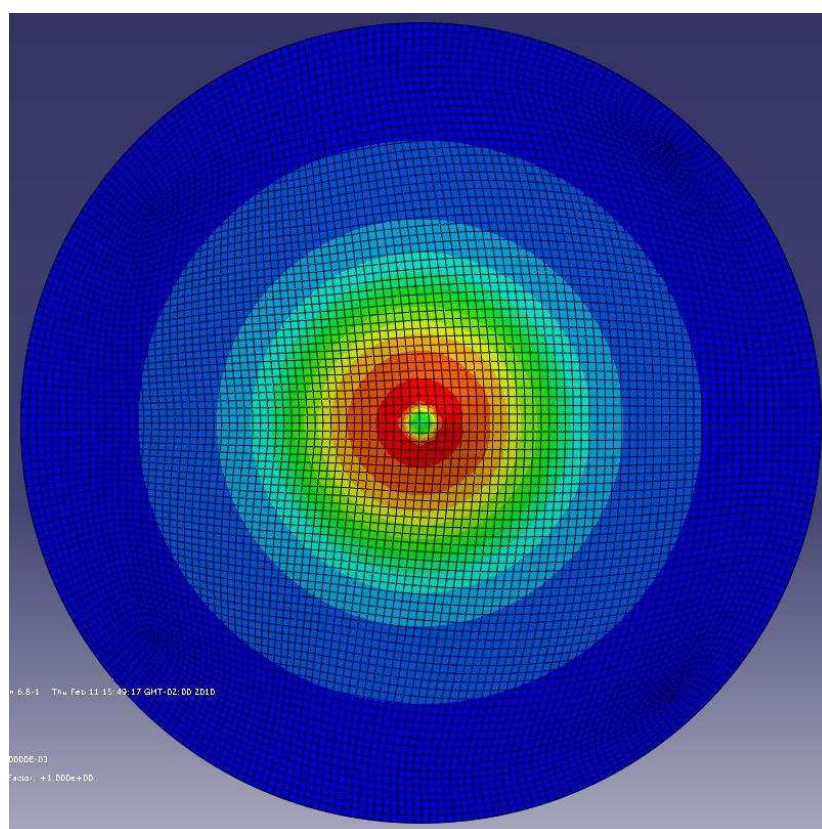


Figura 7.4: Placa deformada (vista inferior).

Velocidade de impacto de 4,95m/s (queda de 1250mm)

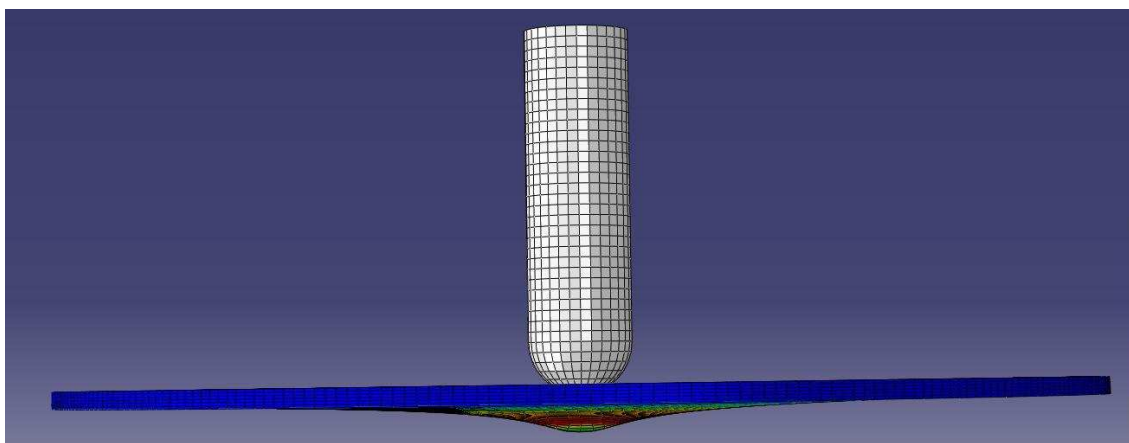


Figura 7.5: Placa deformada e identador (vista lateral).

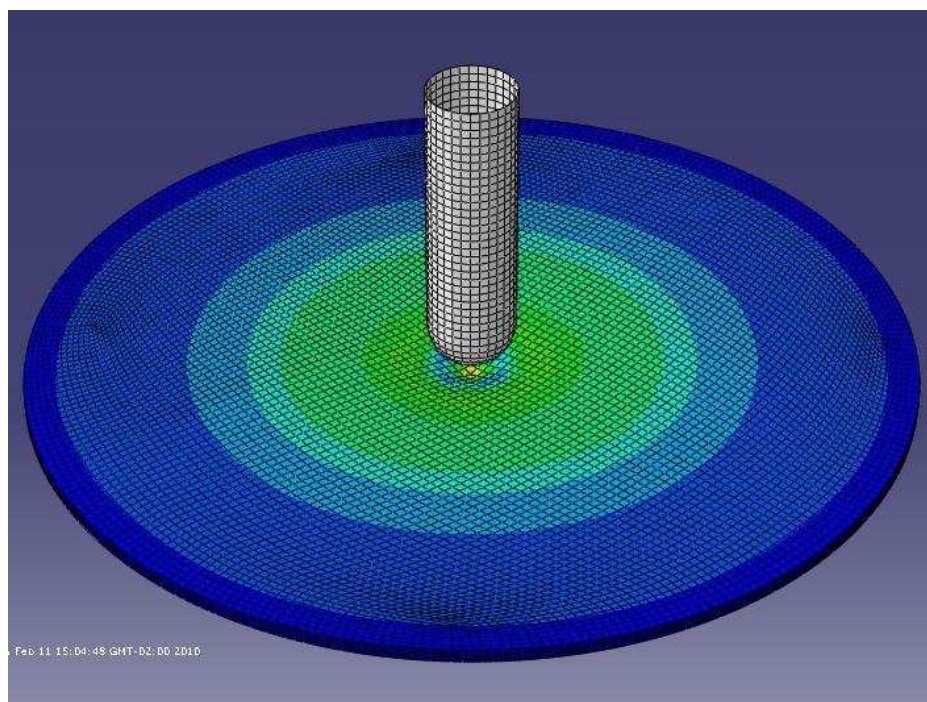


Figura 7.6: Placa deformada e identador (vista superior).

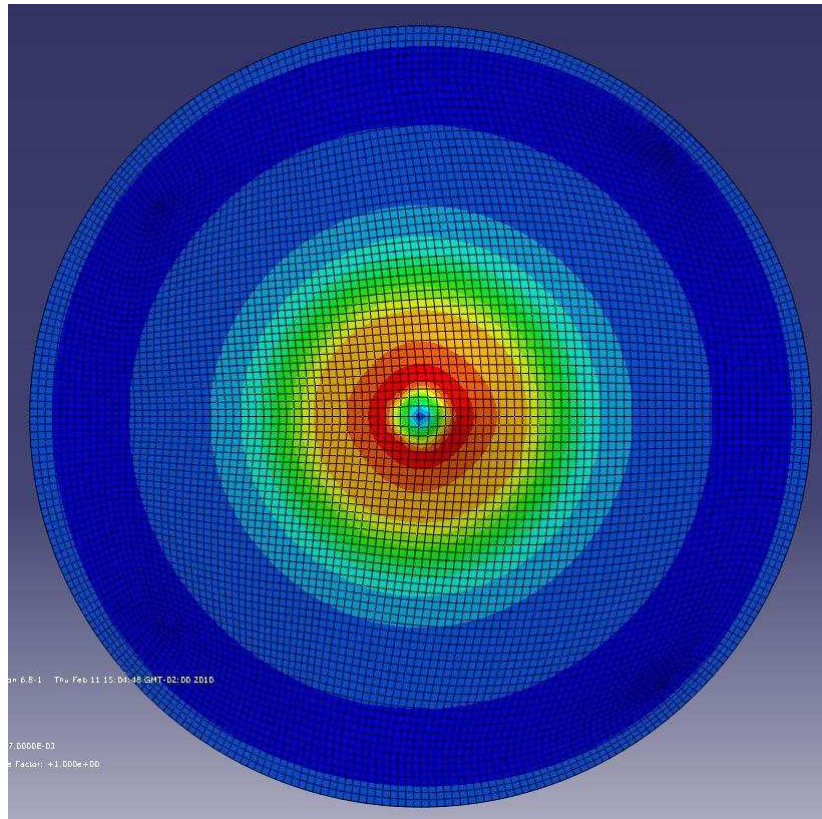


Figura 7.7: Placa deformada (vista inferior).

Velocidade de impacto de 5,87m/s (queda de 1750mm)

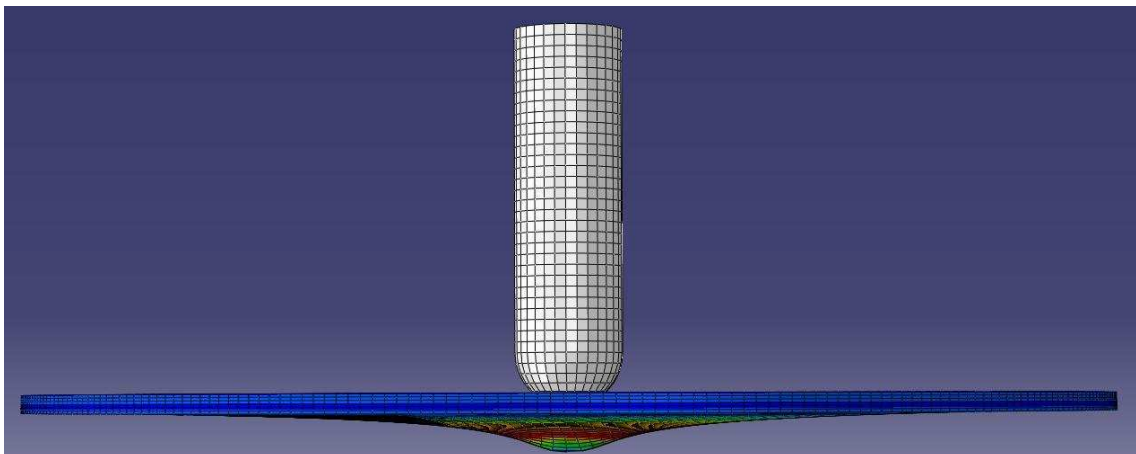


Figura 7.8: Placa deformada e identador (vista lateral).

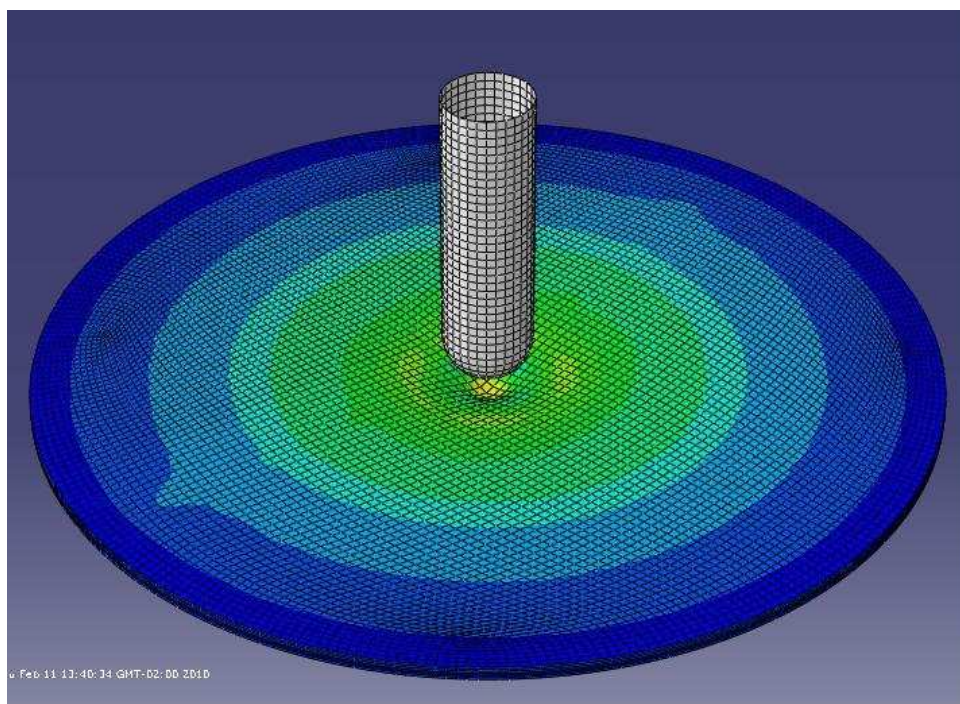


Figura 7.9: Placa deformada e identador (vista superior).

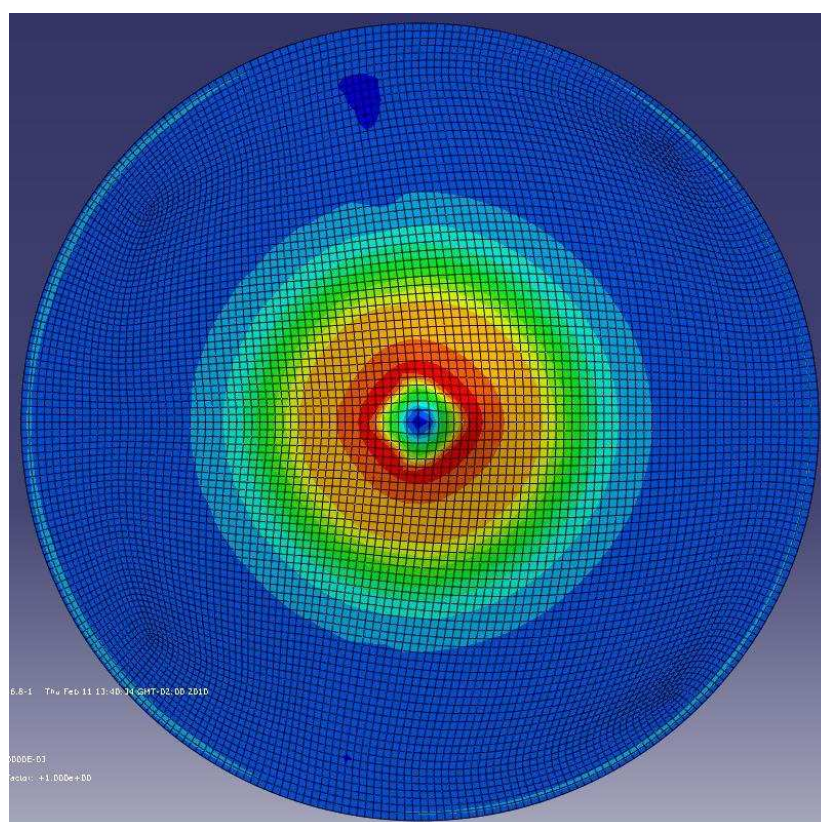


Figura 7.10: Placa deformada (vista inferior).

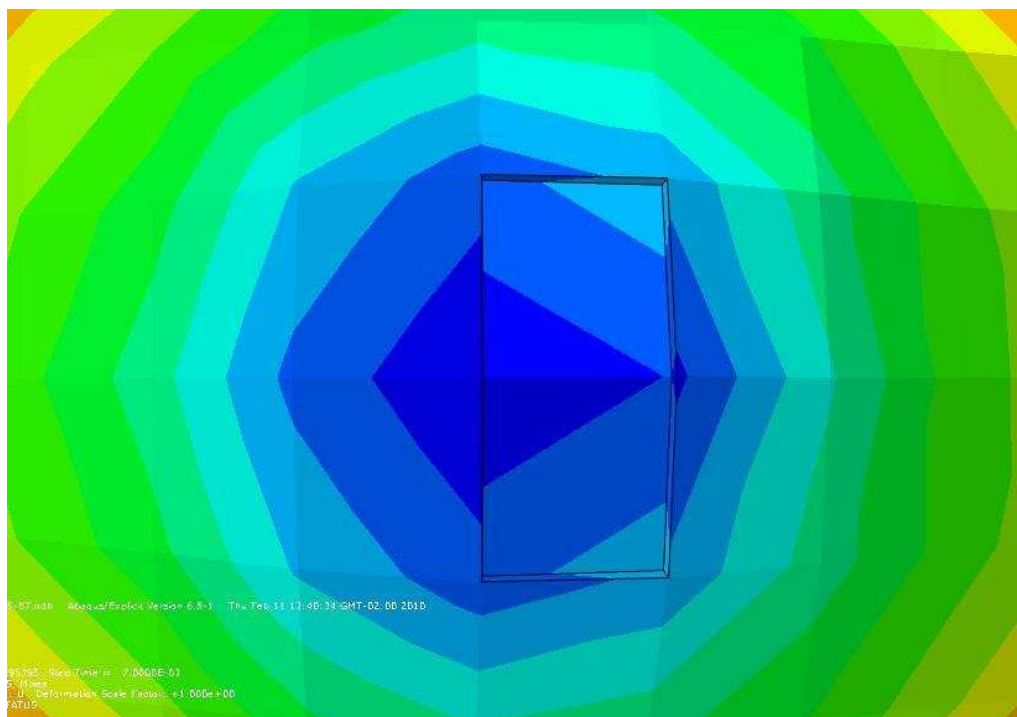


Figura 7.11: Placa deformada e identador (vista inferior - detalhe dos elementos deletados).

Velocidade de impacto de 6,65m/s (queda de 2250mm)

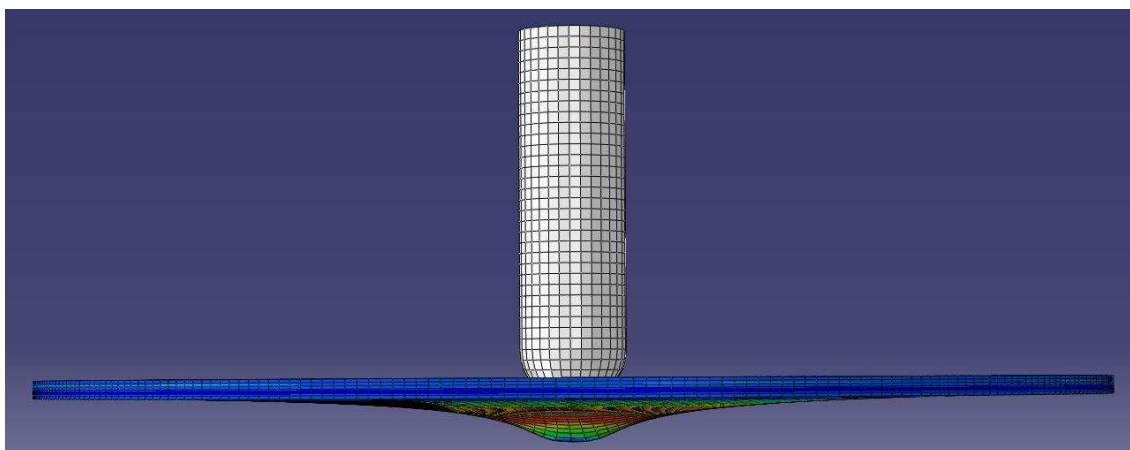


Figura 7.12: Placa deformada e identador (vista lateral).

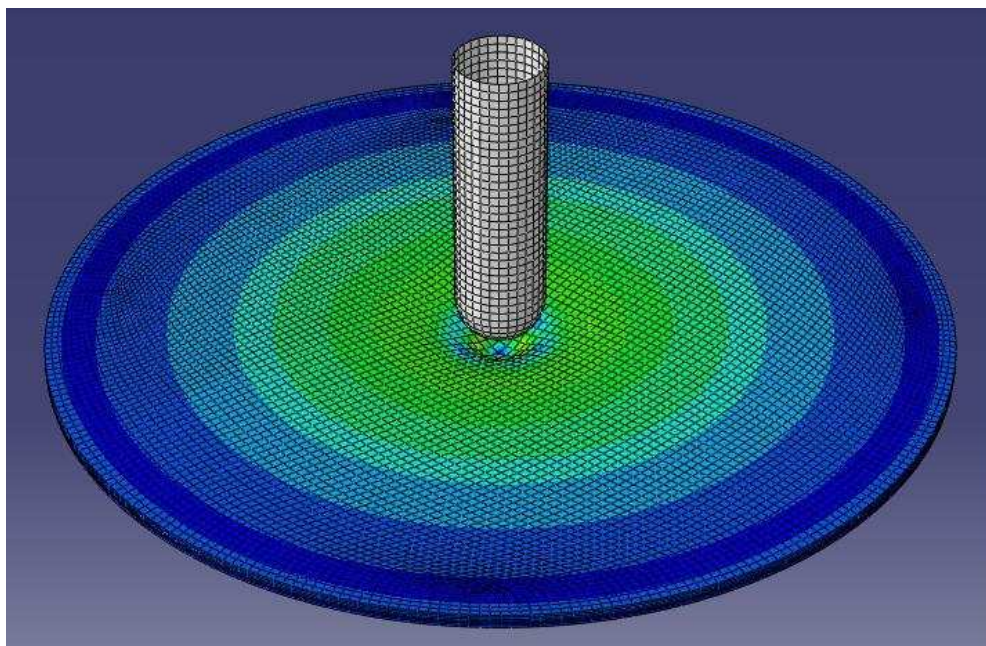


Figura 7.13: Placa deformada e identador (vista superior).

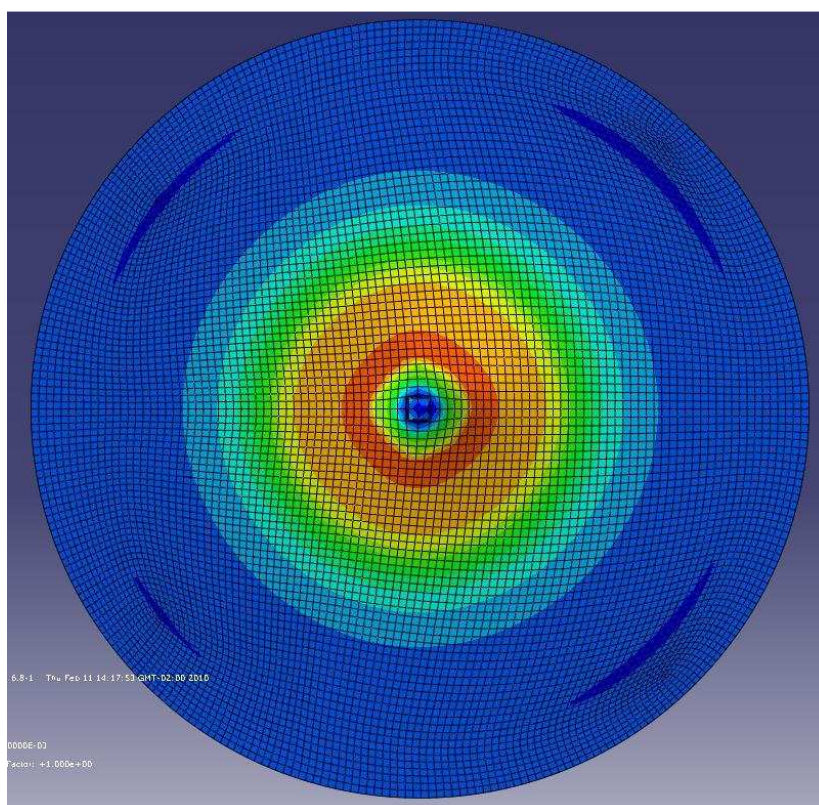


Figura 7.14: Placa deformada (vista inferior).

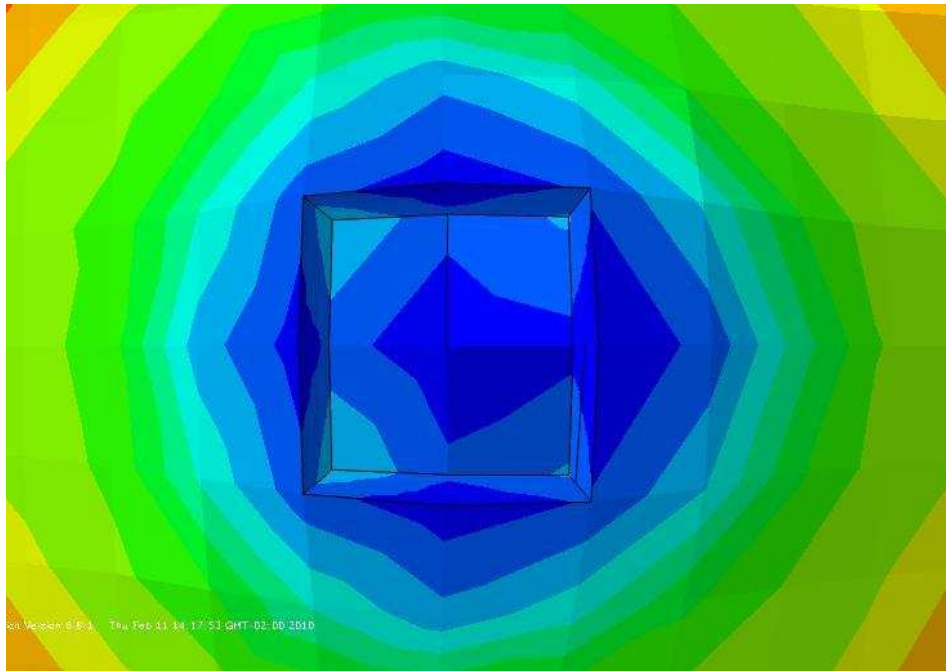


Figura 7.15: Placa deformada e identador (vista inferior - detalhe dos elementos deletados).

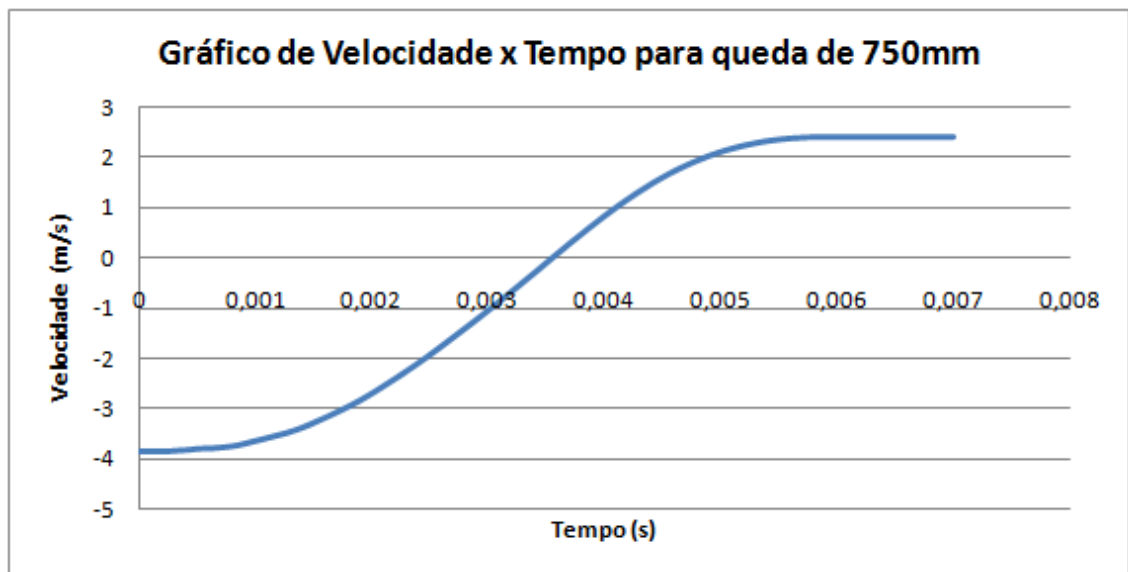


Figura 7.16: Gráfico de velocidade do identador para velocidade de queda de 3,84m/s (queda de 750mm).

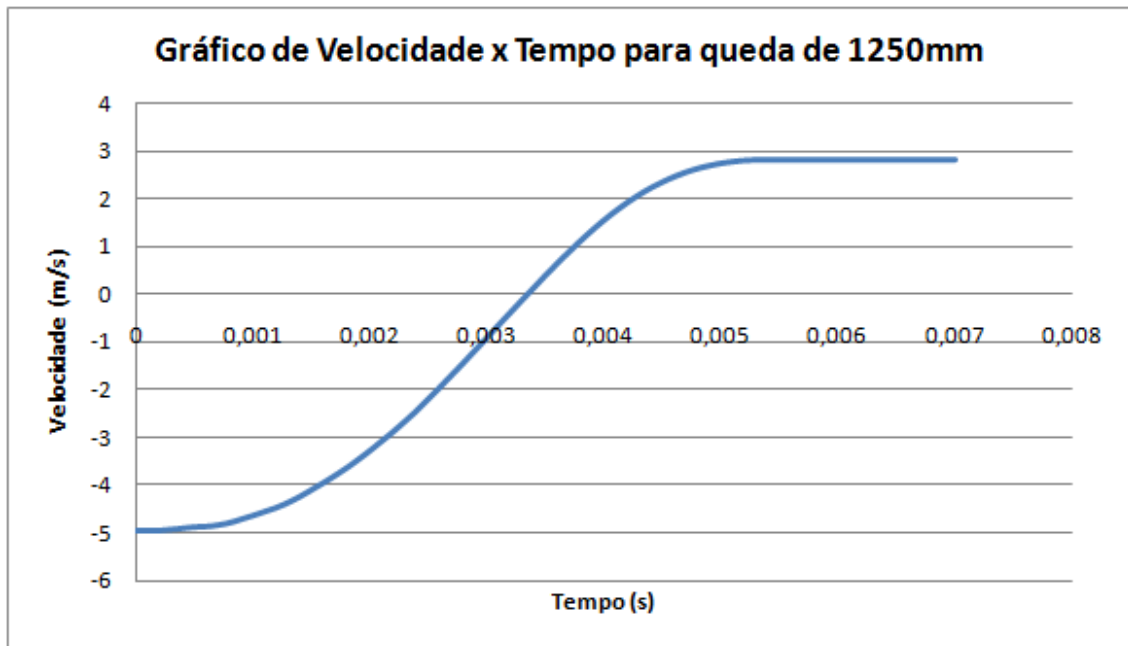


Figura 7.17: Gráfico de velocidade do identador para velocidade de queda de 4,95m/s (queda de 1250mm).

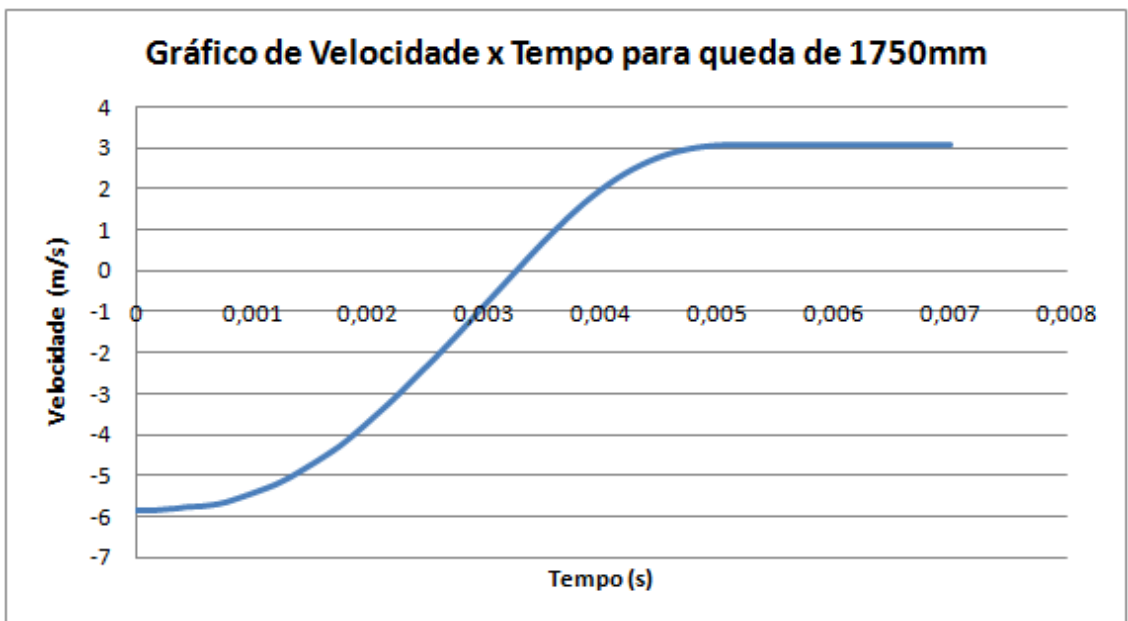


Figura 7.18: Gráfico de velocidade do identador para velocidade de queda de 5,87m/s (queda de 1750mm).

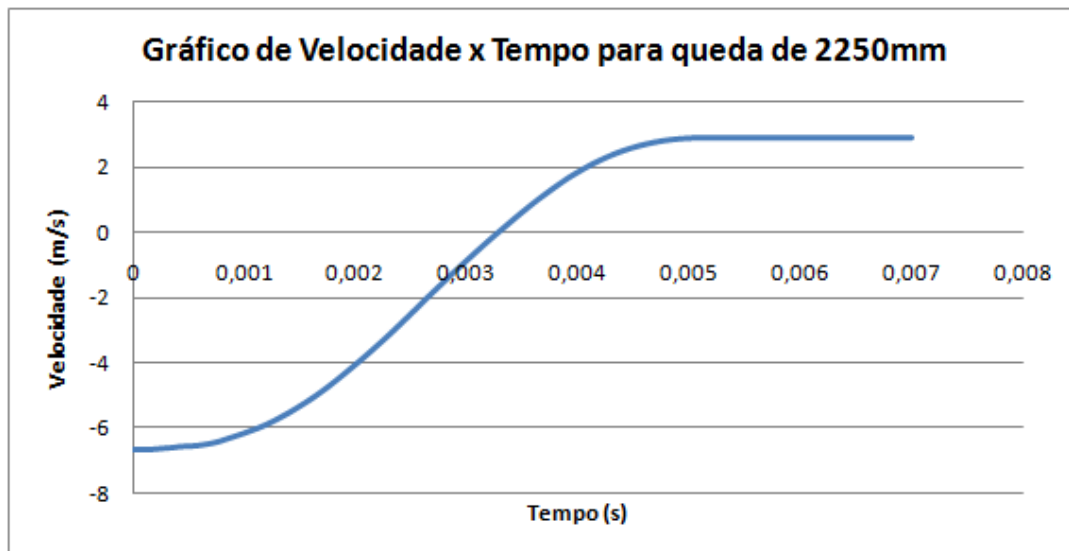


Figura 7.19: Gráfico de velocidade do identador para velocidade de queda de 6,65m/s (queda de 2250mm).

7.2 Resultados das simulações de impacto nas vigas

Nesta simulação foram usados elementos sólidos 3D deformáveis para a viga, os identadores e os apoios da viga foram modelados como corpos rígidos utilizando elementos de casca. A seguir temos figuras que ilustram as malhas utilizadas.

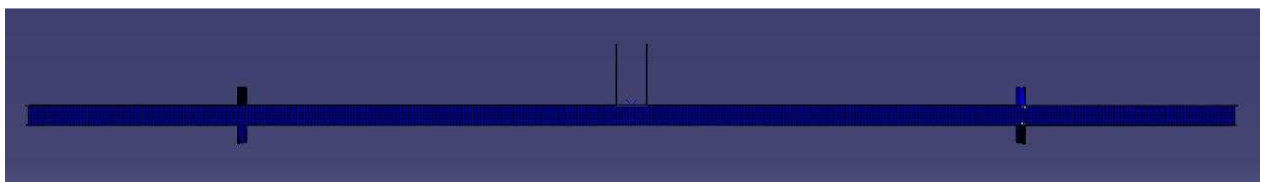


Figura 7.20: Vista lateral da malha utilizada na viga e no identador achatado.

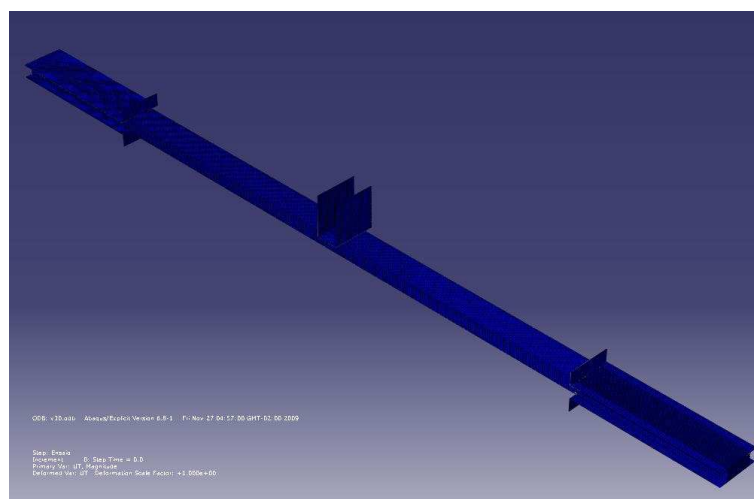


Figura 7.21: Malha utilizada na viga e no identador achatado.

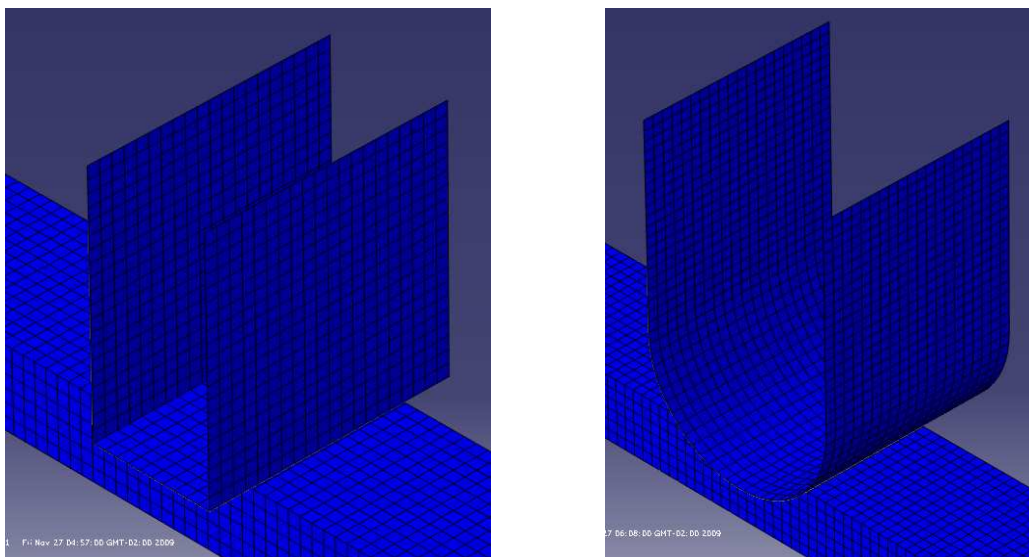


Figura 7.22: Detalhe das malhas utilizadas para os indentadores.

Indentador achatado

Foram realizadas quatro simulações com o indentador achatado com velocidades de impacto de 3,24m/s, 3,78m/s, 3,92m/s e 4,02m/s que representam quedas de 600mm, 800mm, 865mm e 900mm respectivamente.

A seguir, temos figuras das vigas em suas configurações finais de deformação após o impacto e os gráficos de velocidade do indentador. Essa figuras e gráficos de velocidade serão utilizados para validar os modelos numéricos.

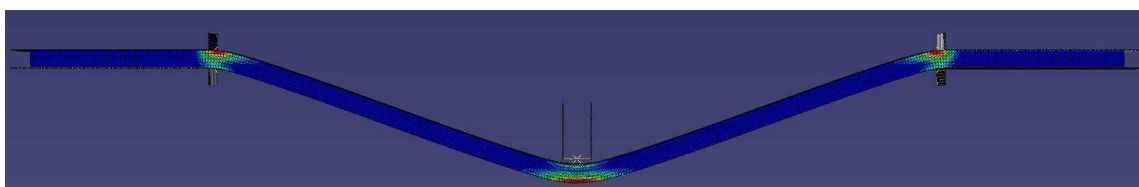


Figura 7.23: Configuração final da viga para uma velocidade de impacto de 3,24m/s utilizando o indentador achatado.

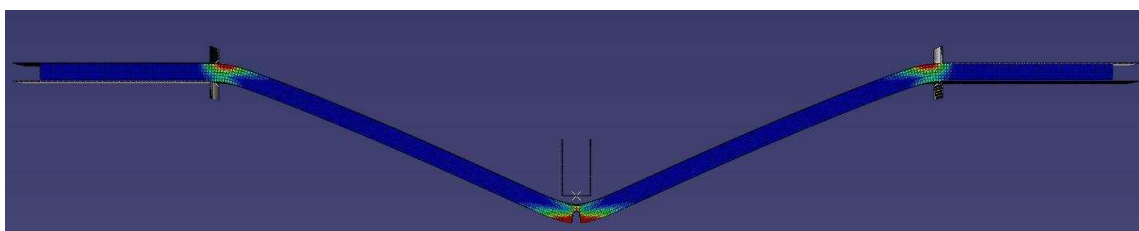


Figura 7.24: Configuração final da viga para uma velocidade de impacto de 3,78m/s utilizando o indentador de ponta achatado.

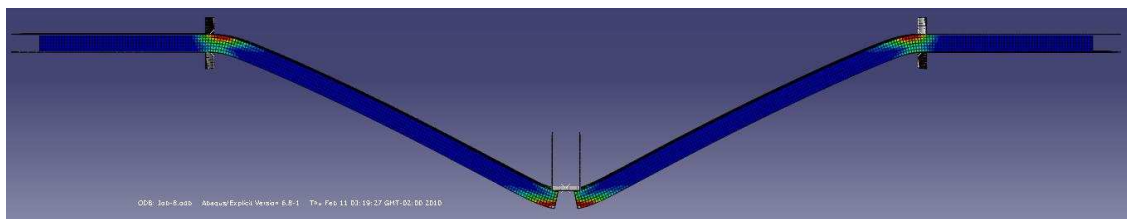


Figura 7.25: Configuração final da viga para uma velocidade de impacto de 3,92m/s utilizando o identador achatado.

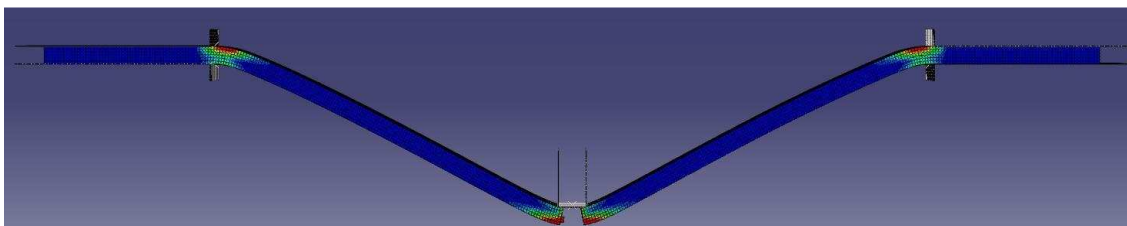


Figura 7.26: Configuração final da viga para uma velocidade de impacto de 4,02m/s utilizando o identador de ponta achatado.

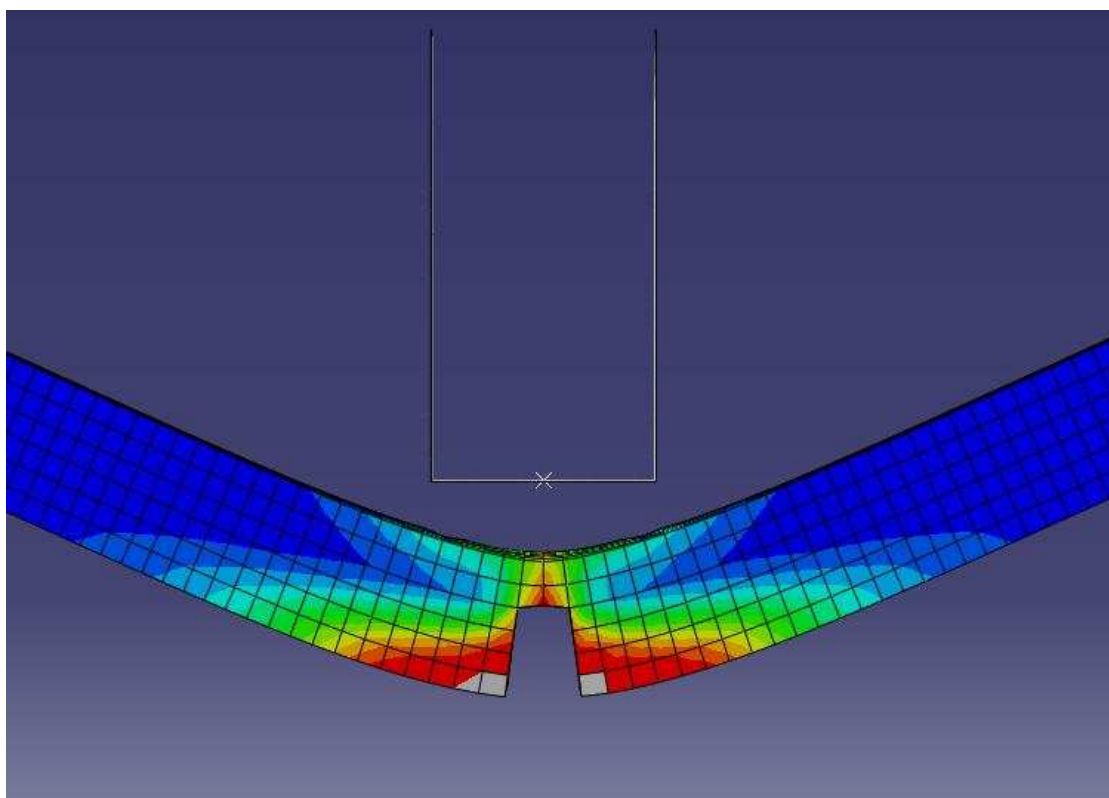


Figura 7.27: Detalhe da configuração final da viga para uma velocidade de impacto de 3,78m/s utilizando o identador de ponta achatado.

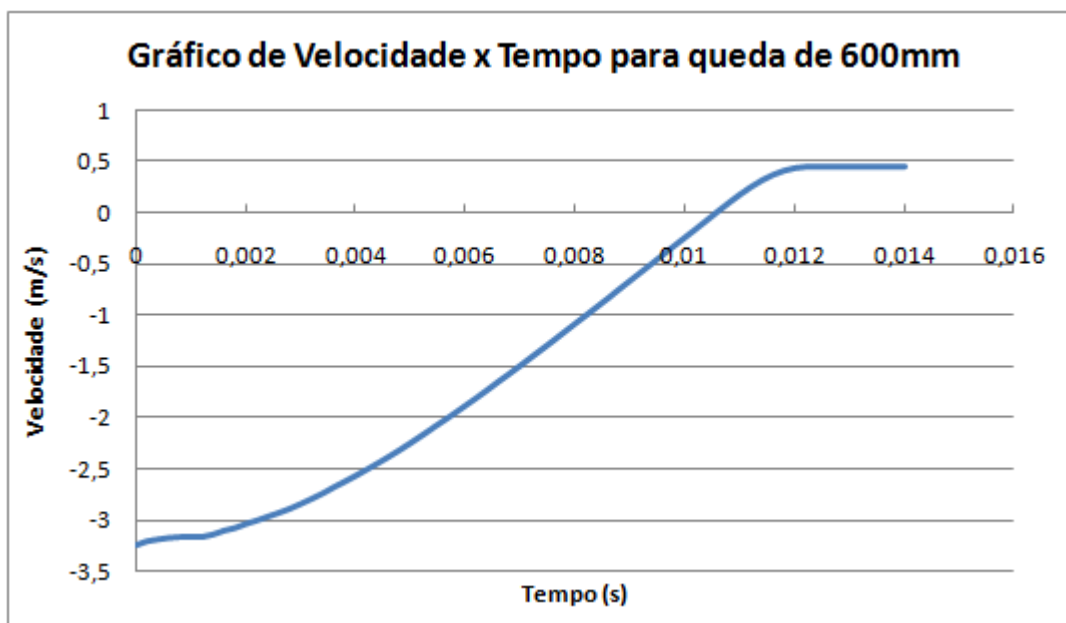


Figura 7.28: Gráfico de velocidade do identador para velocidade de queda de 3,24m/s (queda de 600mm).

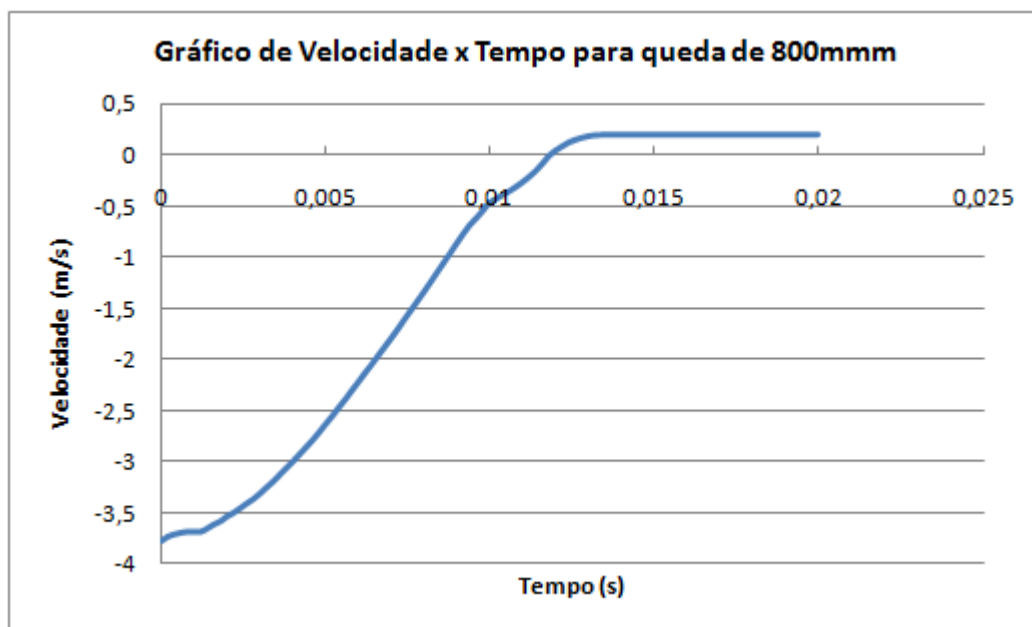


Figura 7.29: Gráfico de velocidade do identador para velocidade de queda de 3.78m/s (queda de 800mm).

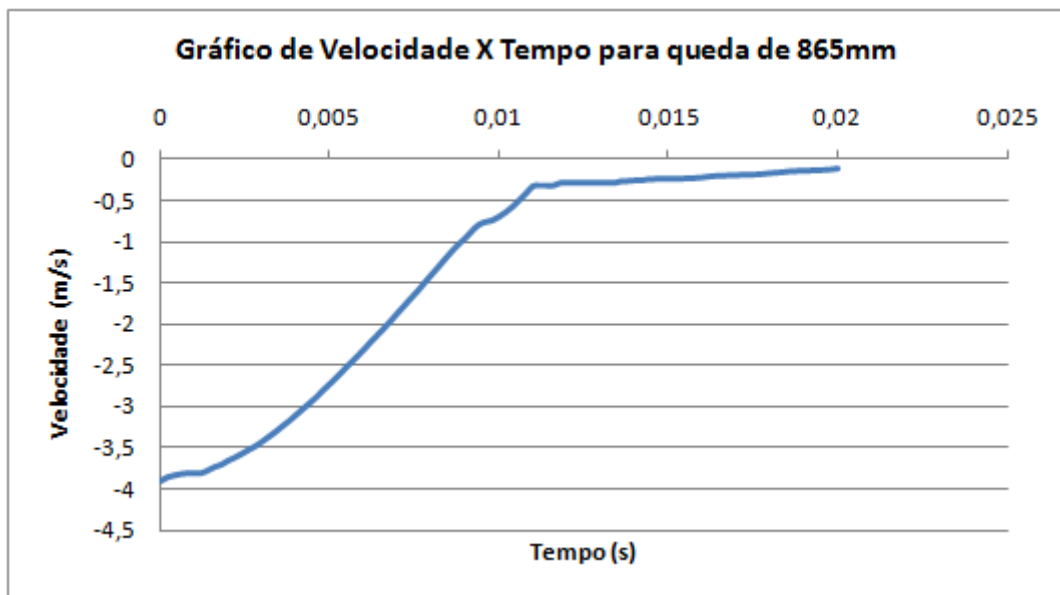


Figura 7.30: Gráfico de velocidade do identador para velocidade de queda de 3,92 m/s (queda de 865mm).

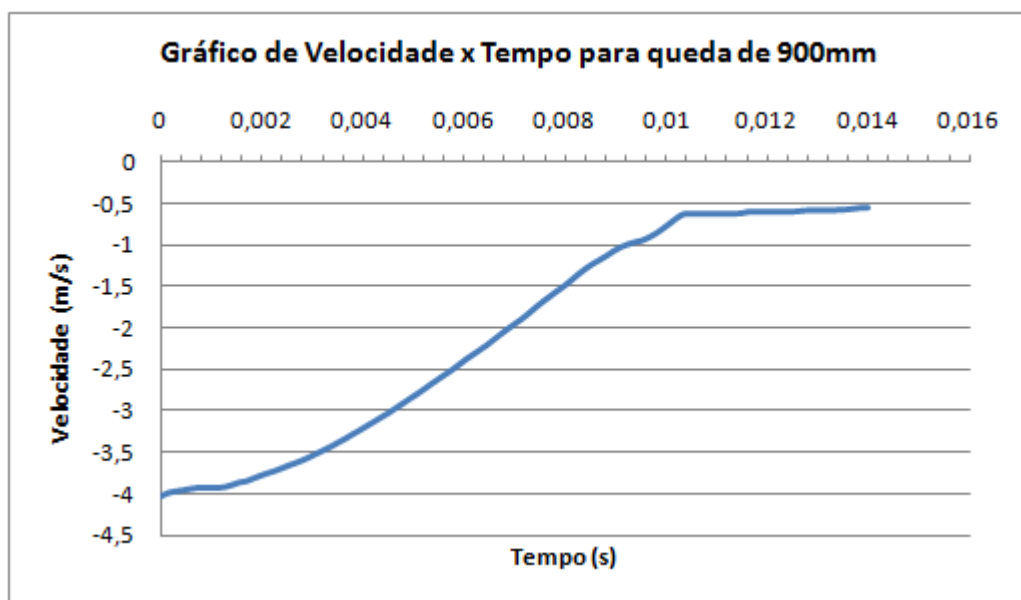


Figura 7.31: Gráfico de velocidade do identador para velocidade de queda de 4,02m/s (queda de 900mm).

Identador arredondado

Foram realizadas três simulações com o identador arredondado com velocidades de impacto de 2,65m/s, 2,76m/s e 3,09m/s que representam quedas de 345mm, 400mm e 500mm respectivamente.

A seguir, temos figuras das vigas em suas configurações finais de deformação após o impacto e os gráficos de velocidade do identador. Essa figuras e gráficos de velocidade serão utilizados para validar os modelos numéricos.

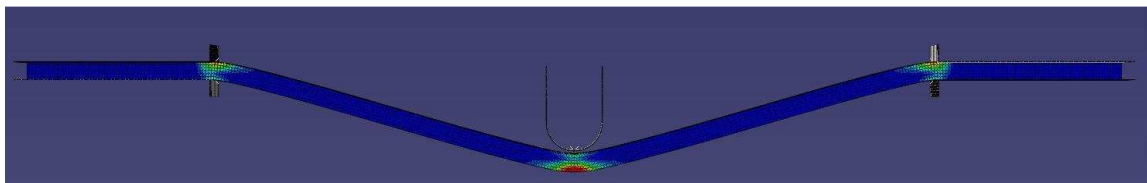


Figura 7.32: Configuração final da viga para uma velocidade de impacto de 2,65m/s utilizando o identador arredondado.

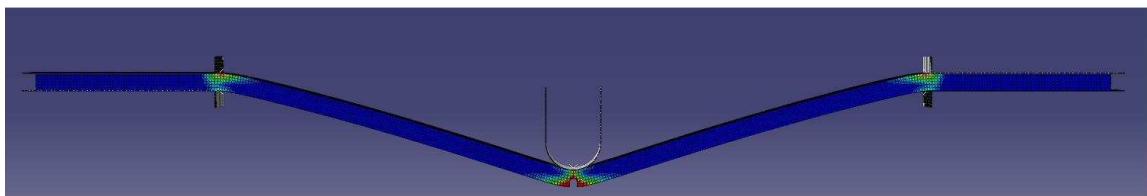


Figura 7.33: Configuração final da viga para uma velocidade de impacto de 2,76m/s utilizando o identador de ponta arredondada.

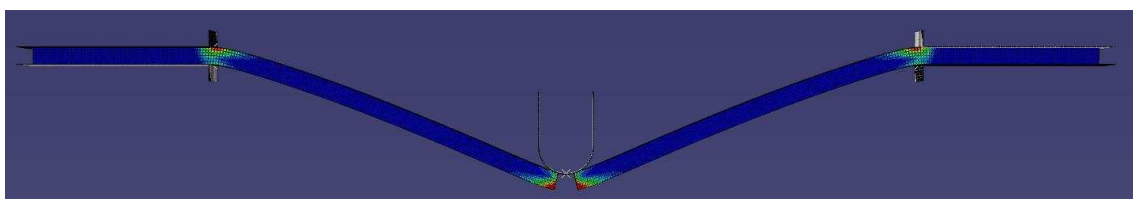


Figura 7.34: Configuração final da viga para uma velocidade de impacto de 3,09m/s utilizando o identador arredondado.

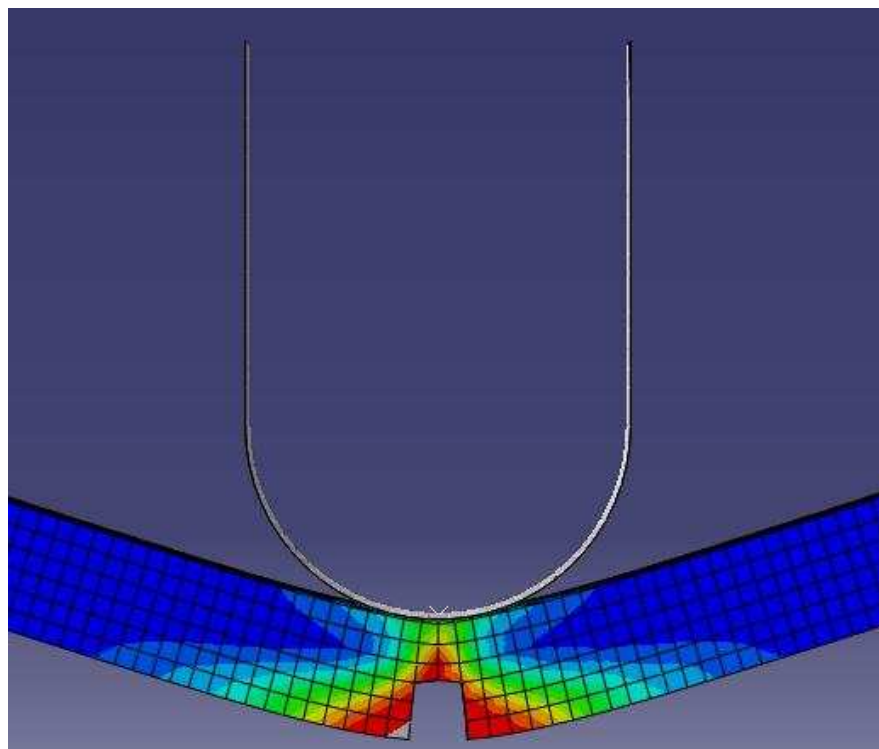


Figura 7.35: Detalhe da configuração final da viga para uma velocidade de impacto de 2,76m/s utilizando o identador de ponta arredondada.

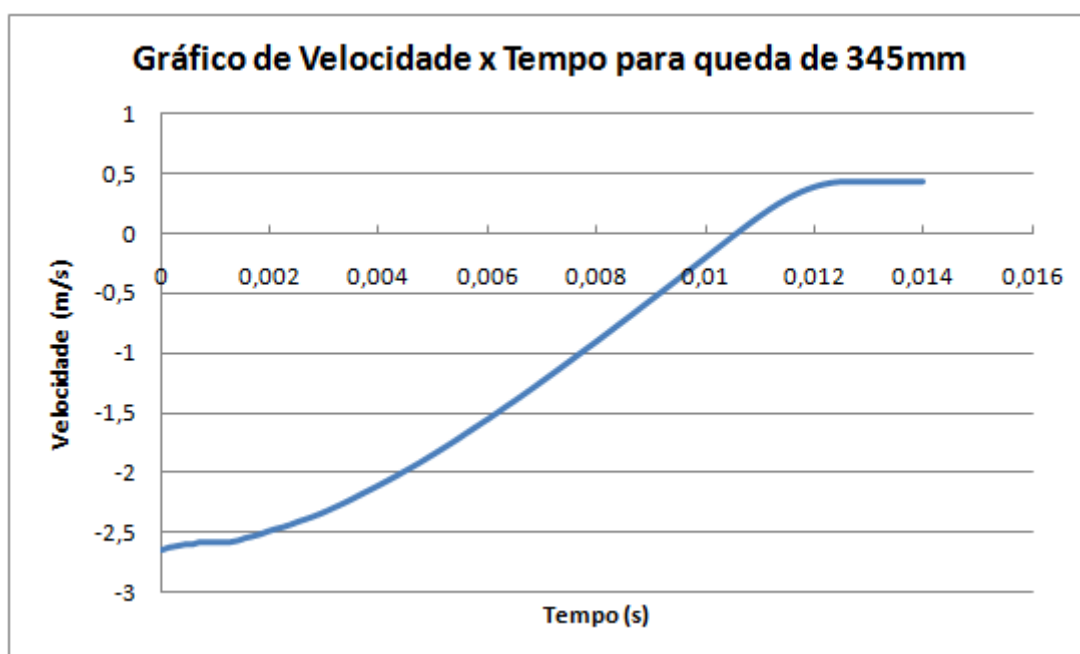


Figura 7.36: Gráfico de velocidade do identador para velocidade de queda de 2,65m/s (queda de 345mm).

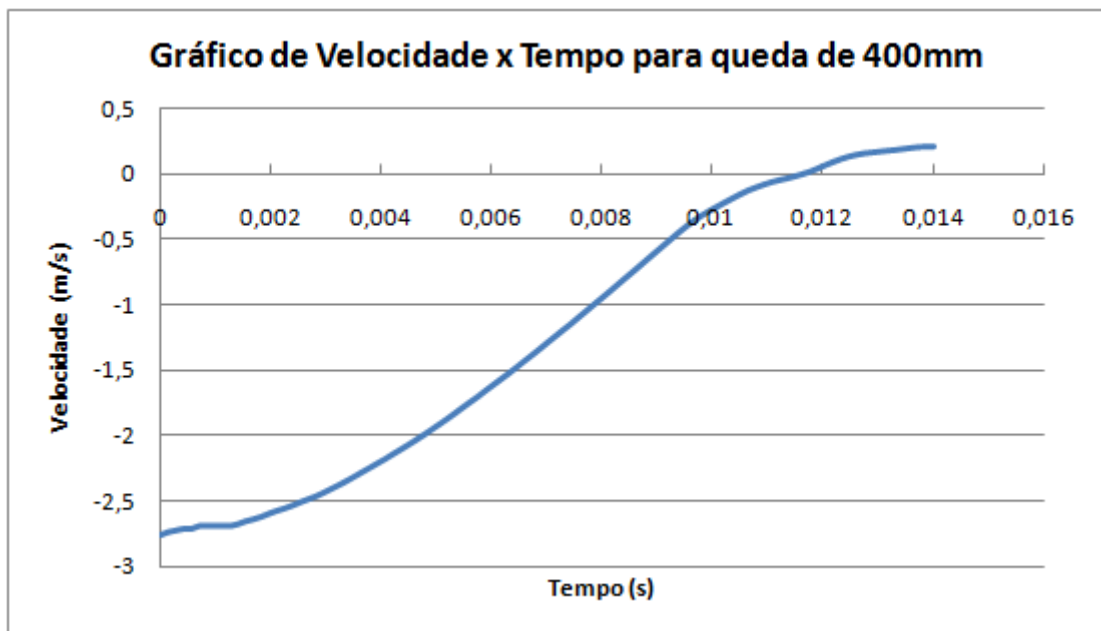


Figura 7.37: Gráfico de velocidade do identador para velocidade de queda de 2,76m/s (queda de 400mm).

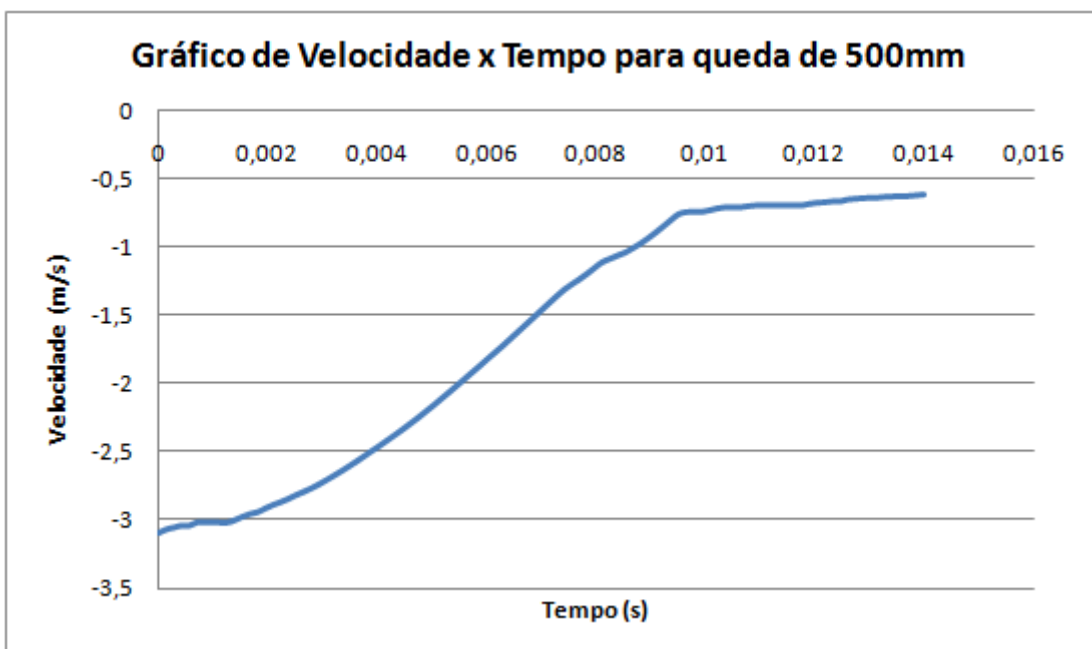


Figura 7.38: Gráfico de velocidade do identador para velocidade de queda de 3,09m/s (queda de 500mm).

Capítulo 8

Discussão dos resultados

Durante as simulações foi observado que além dos parâmetros do material, o modelo influi no resultado final. Por exemplo, o tamanho da malha de elementos finitos e o atrito são variáveis que influenciam notavelmente nos modelos deste trabalho. A influência da malha foi percebida durante a simulação do ensaio de impacto em placas, na qual ocorria ruptura da placa para velocidades mais baixas do que a velocidade balística real utilizando elementos relativamente grandes (dois elementos na espessura da placa) e não ocorria se os elementos utilizados fossem menores (resultados parecidos com os reais foram obtidos utilizando 6 elementos na espessura da placa). A influência do atrito foi percebida durante as simulações dos impactos em vigas. No modelo utilizado para simular as vigas, foi considerado o atrito entre as vigas e os suportes. Caso esse atrito fosse consideravelmente alto, ocorria falha nas vigas nas regiões próximas aos suportes. Como a falha deve ocorrer no ponto de impacto do indentador, o atrito foi diminuído até que esse resultado fosse encontrado, ou seja, até que o mesmo atingisse os valores reais aplicados durante os ensaios experimentais.

Com relação à velocidade balística, comparando os resultados dos ensaios experimentais com os dos ensaios numéricos, conclui-se que para o indentador achatado, as placas e as vigas dos ensaios numéricos romperam em velocidades iguais e acima da velocidade balística real e não romperam para velocidades abaixo dela. Os ensaios numéricos para vigas impactadas por indentador arredondado apresentaram velocidade balística mais baixa do que aquela obtida nos ensaios experimentais. Como a diferença entre essas velocidades é pequena, o modelo com indentador arredondado pode ser também considerado como boa aproximação da realidade.

Capítulo 9

Conclusão

Quanto à caracterização do material, podemos concluir que a análise descrita para obtenção dos parâmetros da parte elástica e plástica sem dano garante bons resultados, e não necessitam de ajustes, quando esses parâmetros são utilizados em análises numéricas. Já os parâmetros da parte plástica com dano, resultantes da caracterização, necessitam de ajustes durante as análises numéricas.

Com relação aos critérios de dano, foram estudados três critérios: Johnson e Cook, dano dúctil e dano por cisalhamento. Todos os três apresentaram bons resultados e qualquer um deles poderia ter sido utilizado para as simulações dinâmicas, podendo-se, inclusive, testar os efeitos dos três critérios atuando em conjunto. O critério de dano dúctil se mostrou como o critério mais fácil de trabalhar, pelo fato dos seus parâmetros terem interpretação física simples e de apresentar mudanças mais claras nos resultados conforme seus parâmetros são modificados. A análise da evolução do dano é a fase mais complicada deste tipo de trabalho, pois foi observado que a energia de fratura exerce grande influência no modelo e deve ser cuidadosamente analisada para garantir resultados bons.

Nos ensaios numéricos também ficou evidente a influência da malha, que pode fornecer resultados dependentes de seu grau de refinamento. Por isso, foi necessário utilizar, na simulação das placas e vigas, malhas parecidas com as da fase de caracterização do material.

A caracterização e modelos apresentados neste trabalho tiveram bons resultados já que os resultados numéricos ficaram próximo dos experimentais.

Referências bibliográficas

- [1] Morales, E.D., Driemeier, L., Micheli, G.B., Alves, M. “Numerical simulation of impact in aeronautic aluminum alloy: material characterization and structural analysis.” São Paulo, Brasil. (Grupo de Mecânica dos Sólidos e Impacto em Estruturas), 2008.
- [2] Davies, R.M., “A Critical Study of the Hopkinson Pressure Bar”, Philosophical Transactions Royal Society London, England, Series A, Volume A240, 1948, pp. 375-475.
- [3] Johnson, G.R., Cook, W.H., “A constitutive model and data for metal subjected to large strains, high strain rates and high temperatures.” Proceedings of the seventh international symposium on ballistics. Hague, 1983, p. 541, United States of America.
- [4] Brünig M., Driemeier, L. “Numerical simulation of Taylor impact tests” Int. J. Plasticity, Volume 23, 2007, pp. 1979-2003, Brasil.
- [5] Callister, Jr., William D., 2000. Materials Science and Engineering – An Introduction, 5th edition, John Wiley and Sons, New York United States of America.
- [6] Johnson, G.R., Cook, W.H., “Fracture characteristics of three metals subjected to various strains, strain rates, temperatures and pressures.” Eng Fract Mech 1985;21(1):31–48, United States of America.
- [7] Wierzbicki, T., Teng, X., “Evaluation of six fracture models in high velocity perforation” Eng Fract Mech 2006;11–12, United States of America.