



**Joaquim Reis Gonçalves Ferreira**  
Licenciado em Ciências de Engenharia Civil

# **Modelação Numérica de Cargas Explosivas no LS-DYNA**

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre  
em Engenharia Civil - Perfil Estruturas

Orientador: Professor Doutor Corneliu Cismaşiu,  
Professor Associado, FCT/UNL

Co-orientador: Mestre Hugo Rebelo,  
Bolseiro de Doutoramento, FCT/UNL

Júri:

Presidente: Professora Doutora Zuzana Dimitrovová  
Arguente: Professor Doutor Filipe Pimentel Amarante dos Santos  
Vogal: Professor Doutor Corneliu Cismaşiu



[Modelação Numérica de Cargas Explosivas no LS-DYNA]

“Copyright” Joaquim Reis Gonçalves Ferreira, FCT/UNL e UNL

A Faculdade de Ciências e Tecnologia e a Universidade Nova de Lisboa têm o direito, perpétuo e sem limites geográficos, de arquivar e publicar esta dissertação através de exemplares impressos reproduzidos em papel ou de forma digital, ou por qualquer outro meio conhecido ou que venha a ser inventado, e de a divulgar através de repositórios científicos e de admitir a sua cópia e distribuição com objetivos educacionais ou de investigação, não comerciais, desde que seja dado crédito ao autor e editor.



# Agradecimentos

Ao meu Orientador, Professor Doutor Corneliu Cismaşiu, pelo conhecimento transmitido, total disponibilidade, pelo acompanhamento e pelo esclarecimento das diversas dúvidas que foram surgindo durante a realização deste trabalho.

Ao Mestre Hugo Rebelo, pela sua co-orientação, pela total disponibilidade, ajuda e pelo apoio que me proporcionou ao longo da realização deste trabalho.

À minha família, obrigado pelo apoio, incentivo e ajuda na conclusão desta etapa. Obrigado aos colegas e amigos que me acompanharam durante este percurso.



# Resumo

O principal objetivo da presente dissertação é a simulação da propagação de ondas de choque e do efeito da sua interação com uma estrutura rígida recorrendo ao programa de cálculo numérico LS-DYNA, de modo a validar e verificar a sua aplicabilidade.

Para tal, foi estudada a influência do tamanho da malha de elementos finitos e de diversos parâmetros, através de uma abordagem de modelos uni e bidimensionais, na simulação da propagação de uma onda de choque resultante de uma explosão aérea perfeita. Através da comparação dos resultados obtidos numericamente com os valores das formulações presentes na literatura, verifica-se que as simulações prevêem corretamente o comportamento da onda de choque. No entanto, em todas as simulações efetuadas, o impulso é subestimado quando comparado com os valores da literatura.

Posteriormente, é apresentado um exemplo de uma estrutura rígida sujeita a uma explosão à superfície, onde é aplicado um método simplificado, proposto pela literatura, para a obtenção de curvas de pressão-tempo equivalentes nas superfícies. Este exemplo foi utilizado para a modelação tridimensional usando os métodos empírico e Arbitrário Lagrangiano-Euleriano (ALE). Os resultados obtidos foram comparados com o método simplificado, obtendo-se para o impulso uma diferença média de 15% com o método empírico e de 35% com o método ALE. As dificuldades na análise com o método ALE devem-se à consideração da interação da onda com a estrutura, levando a um custo computacional elevado para obter resultados mais precisos.

## Palavras chave:

Propagação da onda de choque, Interação estrutura-explosão, Análise dinâmica não-linear, LS-DYNA.



# Abstract

The main objective of this dissertation is the simulation of the propagation of shock waves and the effects of their interaction with a rigid structure resorting to the commercial software LS-DYNA in order to validate and verify its applicability.

For this, the influence of finite element mesh size and several parameters, through an approach of one and two dimensional models, was studied in the simulation of the propagation of a shock wave resulting from a free-air burst. By comparing the results obtained numerically with the values of the formulations present in the literature, it is verified that the simulations predict correctly the behavior of the shock wave. However, in all simulations performed, the impulse is underestimated when compared to the values in the literature.

Subsequently, a simplified method, proposed in the literature, is applied to obtain equivalent pressure-time curves at the surface, in the case of a rigid structure subject to a ground burst. This example was used for three-dimensional modeling using empirical and Arbitrary Lagrangian-Eulerian (ALE) methods. The results obtained were compared with the simplified method, obtaining for the impulse a mean difference of 15% with the empirical method and 35% with the ALE method. There are difficulties in the analysis with the ALE method due to the interaction of the wave with the structure, leading to a high computational cost.

## Keywords:

Shock wave propagation, Structure-explosion interaction, Nonlinear dynamic analysis, LS-DYNA.



# Índice de Matérias

<b>Copyright</b>	<b>i</b>
<b>Agradecimentos</b>	<b>iii</b>
<b>Resumo</b>	<b>v</b>
<b>Abstract</b>	<b>vii</b>
<b>Índice de Matérias</b>	<b>ix</b>
<b>Índice de Figuras</b>	<b>xi</b>
<b>Índice de Tabelas</b>	<b>xv</b>
<b>Lista de abreviaturas, siglas e símbolos</b>	<b>xvii</b>
<b>1 Introdução</b>	<b>1</b>
1.1 Introdução . . . . .	1
1.2 Objetivos . . . . .	5
1.3 Organização . . . . .	6
1.4 Estado da arte . . . . .	6
<b>2 Carregamentos Explosivos</b>	<b>13</b>
2.1 Fenómeno da explosão . . . . .	13
2.1.1 Distância escalada . . . . .	13
2.1.2 Onda de choque . . . . .	14
2.1.3 Pressão dinâmica . . . . .	18
2.1.4 Velocidade da frente de choque . . . . .	18
2.1.5 Comprimento de onda . . . . .	19
2.2 Categorias de carregamentos explosivos . . . . .	20
2.2.1 Explosão aérea perfeita . . . . .	21
2.2.2 Explosão aérea . . . . .	27
2.2.3 Explosão à superfície . . . . .	27
2.3 Interação explosão-estrutura . . . . .	28
2.3.1 Efeito da explosão na estrutura . . . . .	30
2.3.2 Simplificações da UFC . . . . .	31

<b>3</b>	<b>Modelação numérica no LS-DYNA</b>	<b>39</b>
3.1	Introdução . . . . .	39
3.1.1	Equações de estado e propriedades dos materiais . . . . .	40
3.2	Método Arbitrário Lagrangiano-Euleriano . . . . .	41
3.2.1	Métodos de advecção . . . . .	44
3.3	Interação fluido-estrutura . . . . .	45
3.4	Elementos com um ponto de integração . . . . .	46
3.5	Comandos relevantes no LS-DYNA . . . . .	47
<b>4</b>	<b>Casos de Estudo</b>	<b>49</b>
4.1	Modelação da onda de choque em 1D . . . . .	49
4.1.1	Resultados . . . . .	51
4.2	Modelação da onda de choque em 2D . . . . .	60
4.2.1	Resultados . . . . .	62
4.3	Modelação da onda de choque em 3D . . . . .	67
4.3.1	Aplicação ao caso de estudo . . . . .	69
4.3.2	Método LBE . . . . .	73
4.3.3	Método ALE . . . . .	80
<b>5</b>	<b>Conclusão e Trabalhos Futuros</b>	<b>101</b>
5.1	Conclusões . . . . .	101
5.2	Trabalhos futuros . . . . .	103
	<b>Referências bibliográficas</b>	<b>105</b>
<b>A</b>	<b>Modelação em 1D</b>	<b>109</b>
A.1	Comandos . . . . .	109
A.2	Gráficos . . . . .	111
<b>B</b>	<b>Modelação em 2D</b>	<b>115</b>
B.1	Comandos . . . . .	115
B.2	Gráficos . . . . .	117
<b>C</b>	<b>Modelação em 3D</b>	<b>125</b>
C.1	Comandos do modelo LBE . . . . .	125
C.2	Comandos do modelo ALE 7 . . . . .	126

# Índice de Figuras

1.1	Destruição do edifício federal em Oklahoma City . . . . .	2
1.2	Danos extensivos no revestimento em Docklands, Londres . . . . .	3
1.3	Representação dos efeitos da onda de choque . . . . .	4
1.4	Gráfico pressão-tempo representativo da onda de choque . . . . .	5
1.5	Representação do modelo de teste . . . . .	7
1.6	Curvas dos parâmetros característicos . . . . .	8
1.7	Representação do modelo de teste . . . . .	8
1.8	Método proposto aplicado à malha de 200 mm. . . . .	9
1.9	Representação do modelo de teste . . . . .	10
1.10	Representação dos modelos simulados . . . . .	10
1.11	Esquemas dos casos de estudo . . . . .	12
1.12	Pico de sobrepressão . . . . .	12
2.1	Variação pressão-tempo . . . . .	14
2.2	Parâmetro de decaimento . . . . .	15
2.3	Pico de sobrepressão incidente . . . . .	16
2.4	Duração da fase positiva . . . . .	17
2.5	Impulso da onda de choque . . . . .	18
2.6	Pico de pressão dinâmica . . . . .	19
2.7	Velocidade de frente de choque . . . . .	19
2.8	Comprimento de onda . . . . .	20
2.9	Categorias de carregamentos de explosão . . . . .	21
2.10	Explosão aérea perfeita . . . . .	22
2.11	Pressão-tempo para uma explosão aérea perfeita . . . . .	23
2.12	Pico de sobrepressão refletida . . . . .	23
2.13	Impulso refletido . . . . .	24
2.14	Reflexão oblíqua regular de uma onda de choque . . . . .	25
2.15	Coeficiente do pico de sobrepressão refletida . . . . .	26
2.16	Impulso refletido . . . . .	26
2.17	Explosão aérea . . . . .	27
2.18	Altura escalada do ponto triplo . . . . .	28
2.19	Explosão à superfície . . . . .	29
2.20	Parâmetros das explosões à superfície . . . . .	29
2.21	Efeito da onda de choque na estrutura . . . . .	30
2.22	Variação pressão-tempo idealizada . . . . .	32
2.23	Carregamento da parede frontal . . . . .	32

2.24	Velocidade do som na região da sobrepressão refletida . . . . .	33
2.25	Carregamento do telhado e paredes laterais . . . . .	34
2.26	Fator de carga equivalente . . . . .	35
2.27	Tempo de aumento escalado . . . . .	36
2.28	Duração escalada . . . . .	36
2.29	Carregamento da parede traseira . . . . .	37
3.1	Esquema unidimensional da formulação Lagrangiana . . . . .	42
3.2	Esquema unidimensional da formulação Euleriana . . . . .	43
3.3	Esquema unidimensional da formulação ALE . . . . .	44
3.4	Exemplo dos métodos de advecção . . . . .	45
3.5	Esquema do algoritmo de acoplamento . . . . .	46
3.6	Variáveis centradas no método ALE . . . . .	46
3.7	Modos de energia nula com um ponto de integração . . . . .	47
4.1	Modelo 1D . . . . .	49
4.2	Pico de sobrepressão do modelo 1D para DCT=0 . . . . .	54
4.3	Pico de sobrepressão do modelo 1D para DCT=-1 . . . . .	55
4.4	Duração da fase positiva do modelo 1D para DCT=-1 . . . . .	57
4.5	Impulso específico do modelo 1D para DCT=-1 . . . . .	59
4.6	Esquema dos modelos 2D . . . . .	61
4.7	Sequência do modelo 1 para a malha 4 . . . . .	63
4.8	Sequência do modelo 2 para a malha 4 . . . . .	64
4.9	Pico de sobrepressão da malha 4 . . . . .	65
4.10	Duração da fase positiva da malha 4 . . . . .	66
4.11	Impulso específico da malha 4 . . . . .	68
4.12	Exemplo de aplicação . . . . .	70
4.13	Carregamento da parede frontal . . . . .	71
4.14	Carregamento do telhado e paredes laterais . . . . .	72
4.15	Carregamento da parede traseira . . . . .	73
4.16	Exemplo de aplicação no modelo LBE . . . . .	74
4.17	Pressão do modelo LBE . . . . .	75
4.18	Impulso específico do modelo LBE . . . . .	75
4.19	Pressão do modelo LBE . . . . .	76
4.20	Impulso específico do modelo LBE . . . . .	77
4.21	Pressão do modelo LBE . . . . .	77
4.22	Impulso específico do modelo LBE . . . . .	78
4.23	Sequência do modelo LBE . . . . .	79
4.24	Sequência de imagens do modelo LBE . . . . .	79
4.25	Pressão incidente na estrutura . . . . .	81
4.26	Impulso incidente na estrutura . . . . .	81
4.27	Curvas pressão-tempo dos sensores . . . . .	82
4.28	Esquema do Modelo 3D-1 . . . . .	83
4.29	Sequência do Modelo 3D-1 . . . . .	84
4.30	Esquema do Modelo 3D-2 . . . . .	85
4.31	Sequência do Modelo 3D-2 . . . . .	85
4.32	Sequência do Modelo 3D-3 . . . . .	86

4.33	Esquema do Modelo 3D-4 . . . . .	87
4.34	Sequência do Modelo 3D-4 . . . . .	88
4.35	Esquema do Modelo 3D-5 . . . . .	89
4.36	Contornos do Modelo 3D-4 no passo de tempo $t=68.50$ ms . . . . .	90
4.37	Esquema do Modelo 3D-6 . . . . .	91
4.38	Sequência do Modelo 3D-6 . . . . .	91
4.39	Esquema do Modelo 3D-7 . . . . .	93
4.40	Sequência do Modelo 3D-7 . . . . .	93
4.41	Sequência das superfícies do Modelo 3D-7 . . . . .	94
4.42	Pressão do modelo ALE.7 . . . . .	95
4.43	Impulso específico do modelo ALE.7 . . . . .	96
4.44	Pressão do modelo ALE.7 . . . . .	97
4.45	Impulso específico do modelo ALE.7 . . . . .	97
4.46	Pressão do modelo ALE.7 . . . . .	98
4.47	Impulso específico do modelo ALE.7 . . . . .	98
A.1	Duração da fase positiva do modelo 1D para $DCT=0$ . . . . .	112
A.2	Impulso específico do modelo 1D para $DCT=0$ . . . . .	113
B.1	Pico de sobrepressão do modelo 1-2D . . . . .	118
B.2	Duração da fase positiva do modelo 1-2D . . . . .	119
B.3	Impulso do modelo 1-2D . . . . .	120
B.4	Pico de sobrepressão do modelo 2-2D . . . . .	121
B.5	Duração da fase positiva do modelo 2-2D . . . . .	122
B.6	Impulso do modelo 2-2D . . . . .	123



# Índice de Tabelas

1.1	Comparação entre os modelos . . . . .	11
2.1	Categorias de carregamentos de explosão . . . . .	20
2.2	Coefficientes de arrasto para o telhado e paredes laterais. . . . .	35
3.1	Parâmetros do modelos de materiais e equações de estado (Unidades SI) . . . . .	41
4.1	Tamanho e número de malhas utilizadas no modelo 1D . . . . .	50
4.2	Posição dos sensores no modelo 1D . . . . .	51
4.3	Tempo de Simulação dos modelos 1D . . . . .	52
4.4	Diferença do pico de sobrepresão entre a simulação numérica e as formulações . . . . .	56
4.5	Diferença da duração da fase positiva entre a simulação numérica e as formulações . . . . .	58
4.6	Diferença do impulso entre a simulação numérica e as formulações	60
4.7	Tamanho e número de malhas utilizadas no modelo 2D . . . . .	61
4.8	Posição dos sensores nos modelos 2D . . . . .	62
4.9	Tempo de Simulação dos modelos 2D . . . . .	63
4.10	Valores dos parâmetros da onda de choque para $W=2721.554$ kg .	69
4.11	Diferença entre o modelo LBE e o modelo UFC simplificado . . . . .	75
4.12	Diferença entre o modelo LBE e o modelo UFC simplificado . . . . .	76
4.13	Diferença entre o modelo LBE e o modelo UFC simplificado . . . . .	78
4.14	Raio equivalente . . . . .	80
4.15	Diferença entre impulsos . . . . .	82
4.16	Tempo de simulação dos modelos 5 . . . . .	89
4.17	Comparação dos modelos realizados . . . . .	94
4.18	Diferença entre o modelo ALE.7 e o modelo UFC simplificado . . . . .	95
4.19	Diferença entre o modelo ALE.7 e o modelo UFC simplificado . . . . .	96
4.20	Diferença entre o modelo ALE.7 e o modelo UFC simplificado . . . . .	99



# Lista de abreviaturas, siglas e símbolos

## Abreviaturas

TNT Trinitrotoluene

## Siglas

FCT Faculdade de Ciências e Tecnologia

UNL Universidade Nova de Lisboa

UFC Unified Facilities Criteria

JWL Jones-Wilkins-Lee

ALE Arbitrário Lagrangiano-Euleriano

## Símbolos

$\alpha$  Ângulo de incidência da onda de choque

$\gamma$  Rácio dos calores específicos

$\rho$  Densidade

$\sigma$  Tensão

$A, B, R_1, R_2, w$  Constantes da equação de estado JWL

$b$  Parâmetro de decaimento

$C_{0:6}$  Coeficientes da equação de estado polinomial linear

$C_D$  Coeficiente de arrasto

$C_E$  Fator de carga equivalente

$C_o$  Velocidade do som no ar

$C_r$  Coeficiente de reflexão, Velocidade do som na região refletida

$d$  Profundidade

- $D$  Velocidade de detonação
- $E$  Energia interna específica
- $F$  Força de acoplamento
- $H$  Altura da estrutura
- $H_T$  Altura do ponto triplo
- $H_s$  Altura da parede traseira
- $i_r$  Impulso específico refletido
- $i_s$  Impulso específico positivo
- $i_s^-$  Impulso específico negativo
- $k$  Rigidez da mola
- $L_w$  Comprimento de onda
- $P_a$  Pressão atmosférica
- $p$  Pressão de gás ideal, Pressão de JWL
- $P_r$  Sobrepressão refletida
- $P_s$  Sobrepressão positiva
- $P_s^-$  Sobrepressão negativa
- $q_o$  Pressão dinâmica
- $R$  Distância ao centro do explosivo
- $t_a$  Tempo de chegada da onda de chegada
- $t_c$  Tempo de compensação
- $t_d, t_e, t_f, t_{of}$  Durações do triângulo equivalente do telhado, parede lateral e parede traseira
- $t_o$  Duração da fase positiva
- $t_o^-$  Duração da fase negativa
- $t_{of}, t_{rf}$  Durações do triângulo equivalente da parede frontal
- $U$  Velocidade da frente de choque
- $v$  Velocidade do material
- $V$  Volume específico
- $w$  Velocidade da malha

$W$  Peso do explosivo

$W_s$  Largura da estrutura

$Z$  Distância escalada



# Capítulo 1

## Introdução

*É a guerra aquele monstro que se sustenta das fazendas, do sangue, das vidas, e quanto mais come e consome, tanto menos se farta.*  
(Padre António Vieira, Sermões)

### 1.1 Introdução

Ao longo do tempo, as estruturas foram projetadas para resistir aos efeitos da gravidade, vento, mudanças de temperatura e ações sísmicas. No entanto, nas últimas décadas, guerras, ataques terroristas e explosões acidentais estabeleceram a necessidade de considerar cargas explosivas no projeto de estruturas importantes, uma vez que uma explosão no interior ou exterior de um edifício pode resultar em efeitos desastrosos, causando não apenas danos estruturais ou falhas, mas também a perda de vidas humanas [22].

A proteção contra explosões tem como objetivo conter os danos da explosão na proximidade da mesma, evitar o colapso progressivo e, finalmente, a preservação de vidas humanas. Nesse sentido, as simulações numéricas podem revelar-se ferramentas valiosas, pois permitem testar um ampla gama de tipos de construção, proteções e reforços contra os efeitos resultantes destes eventos [22].

Contudo, a análise dos efeitos dos carregamentos explosivos em infra-estruturas é uma tarefa difícil, pois envolve a dinâmica de fluídos não-linear, dinâmica estrutural e interação fluído-estrutura [15]. Com o desenvolvimento do equipamento informático e de programas de cálculo especializados, tornou-se possível realizar, através do método dos elementos finitos, análises numéricas avançadas de eventos explosivos [13].

Nos últimos 30 anos, a sociedade enfrentou inúmeros eventos terroristas, dos quais os projetistas retiraram lições valiosas. A explosão no edifício federal em Oklahoma City, em Abril de 1995, foi o maior ataque terrorista realizado nos

Estados Unidos. Neste ataque, um explosivo foi detonado aproximadamente a 5 metros da face frontal do edifício e a explosão causou 168 vítimas mortais. O edifício de nove andares foi severamente danificado na face frontal, tal como ilustrado na Figura 1.1, devido à destruição de três pilares exteriores e um pilar interno, o que desencadeou o colapso progressivo e a destruição da maior parte da frente do edifício.



Figura 1.1: Destruição do edifício federal em Oklahoma City [31].

Um outro exemplo foi a bomba terrorista detonada em Docklands, Londres, em Fevereiro de 1996. Duas pessoas foram vítimas e os edifícios nas proximidades foram extensamente danificados. Houve pouco dano estrutural nos edifícios circundantes, no entanto, os danos do revestimento foram extensivos. A 50 m da explosão todo o revestimento de vidro foi destruído, como se pode ver na Figura 1.2.

Tal como observado nos dois exemplos anteriores, uma explosão pode causar danos graves e representar um grande desastre. Por isso, de modo a minimizar esses efeitos, o conhecimento dos possíveis mecanismos de dano torna-se essencial para projetar e construir estruturas resistentes aos efeitos de uma explosão [17].

No entanto, o custo de proporcionar um ambiente seguro para investigação nesta área é muito alto. O trabalho experimental é atribuído, na maioria dos países, às forças armadas, instalações de investigação governamentais ou grandes fabricantes de explosivos industriais, levando a que os resultados obtidos não sejam divulgados ao público devido a restrições de segurança [7].

O processo físico de detonação, desde o início até à formação da onda de



Figura 1.2: Danos extensivos no revestimento em Docklands, Londres [31].

choque, encontra-se bem documentado nos livros de Baker *et al.* [3], Kinney e Graham [17] e na norma UFC [10]. Segundo Kinney e Graham, uma explosão é um fenómeno resultante de uma súbita libertação de energia que não dá aos seus alvos nenhum aviso prévio de destruição pois a onda de choque viaja a uma velocidade superior à do som. Os efeitos representativos são apresentados na Figura 1.3 e a pressão em função do tempo, resultante da onda de explosão, é ilustrada esquematicamente na Figura 1.4.

No momento A, em ambas as figuras, a atmosfera ainda não se encontra perturbada. No instante B, imediatamente após a passagem da onda de choque, a força é associada ao aumento de pressão na área de impacto. Além disso, os ventos resultantes da explosão também exercem uma força. Na Figura 1.4 é possível observar que os efeitos da onda explosiva diminuem exponencialmente com o tempo até que a pressão atinja a pressão atmosférica (sobrepção zero), após o qual há uma fase negativa, representada no ponto C, juntamente com ventos invertidos resultantes. Finalmente existe uma dissipação da pressão negativa até ao valor da pressão atmosférica, representado no instante D [17].

Devido à gravidade destes efeitos, torna-se necessário projetar estruturas ou reforça-las de modo a resistir aos efeitos de possíveis explosões. Contudo, a investigação experimental associada a estes fenómenos depende de um ambiente seguro, o que resulta em custos muito elevados. Em alternativa, pode-se recorrer a métodos computacionais para simular o comportamento das estruturas quando submetidas a cargas explosivas. Estes métodos devem ser capazes de simular tanto as características mecânicas e geométricas da estrutura, bem como a sua interação com a onda de choque [22].



A. Antes da onda explosiva.



B. Imediatamente após a passagem da onda de choque.



C. Fase negativa com vento invertido.



D. Depois da passagem da onda de choque.

Figura 1.3: Representação dos efeitos da onda de choque (adaptado de [17]).

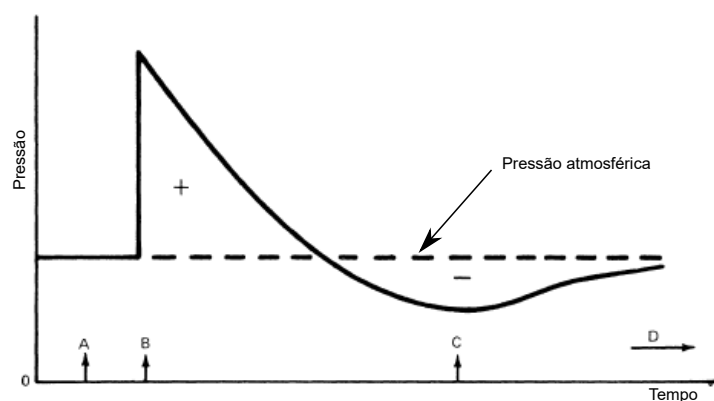


Figura 1.4: Gráfico pressão-tempo representativo da onda de choque (adaptado de [17]).

O programa de cálculo numérico LS-DYNA, de elementos finitos, é de uso geral que pode ser utilizado para analisar a resposta estática e/ou dinâmica de estruturas considerando a não-linearidade e grandes deformações. Devido à sua generalidade e à sua capacidade de considerar a interação fluido-estrutura, o LS-DYNA é considerado adequado para modelar a propagação das ondas de choque e do efeito destas nas estruturas [14].

## 1.2 Objetivos

Para projetar uma estrutura resistente a cargas explosivas, é necessário saber quantificar as pressões associadas à onda de choque, a forma de como a onda interage com a estrutura e obter e analisar a resposta da estrutura. Embora o trabalho experimental possa oferecer informações valiosas sobre o comportamento típico e características de eventos explosivos, muitas vezes leva a custos muito elevados e erros de medição.

A presente dissertação visa desenvolver e simular vários modelos 1D, 2D e 3D usando o programa de cálculo numérico LS-DYNA, a fim de validar e verificar a aplicabilidade deste programa de cálculo na simulação de explosões. Os casos de estudo são comparados com os resultados da literatura para verificar a qualidade da modelação numérica em LS-DYNA.

Como resultado, são obtidos as curvas de pressão-tempo e a sua análise permite:

- Investigar e comparar os parâmetros da onda de choque com os resultados da literatura;
- Analisar a influência do tamanho das malhas dos domínios dos modelos;
- Comparar os algoritmos utilizados pelo programa;

- Investigar a forma de atuação da pressão numa estrutura rígida e finita;
- Investigar o mecanismo de difração, rarefação e a formação de vórtices;
- Obter uma melhor compreensão da influência das ondas de reflexão e expansão das fronteiras do domínio;
- Quantificar e analisar a ação de curvas pressão-tempo na estrutura.

### 1.3 Organização

O conteúdo da dissertação está organizado nos cinco capítulos seguintes:

**Capítulo 1** Uma abordagem geral do tema da dissertação e análise do estado da arte.

**Capítulo 2** Revisão das principais características das explosões através de diferentes formulações e comparação respectiva entre elas. Análise e estudo dos efeitos de uma explosão nas estruturas através de um método simplificado.

**Capítulo 3** Abordagem dos principais fundamentos utilizados pelo programa de cálculo LS-DYNA.

**Capítulo 4** Descrição dos casos de estudo simulados numericamente. Comparação e análise dos resultados obtidos com as formulações da literatura. Estudo do efeito da interação da onda de choque com a estrutura.

**Capítulo 5** Conclusões e sugestões para trabalhos futuros.

### 1.4 Estado da arte

Em 2008, Yanchao *et al.* [30] estudaram o efeito do tamanho da malha de elementos finitos nos principais parâmetros característicos da onda explosiva e a sua relação com a distância escalada<sup>1</sup>. Baseado nos resultados numéricos obtidos, foi proposto um novo método numérico modificado para melhorar a precisão de resultados, mesmo quando são usadas malhas com maior dimensão.

A Figura 1.5 mostra a configuração do modelo numérico 1D usado no programa de cálculo AUTODYN em que o ar e o explosivo de TNT são modelados para o caso de uma explosão aérea perfeita. Os pontos dos sensores são colocados a diferentes distâncias para obter a curva pressão-tempo num conjunto de diferentes distâncias escaladas.

As simulações numéricas foram realizadas para uma carga de 1000 kg de TNT, com elementos finitos de 5, 10, 25, 50, 100 e 200 mm. Após análise dos

---

<sup>1</sup>A distância escalada é um método de escala que permite a comparação entre os parâmetros de ondas de choque resultantes de explosões diferentes.

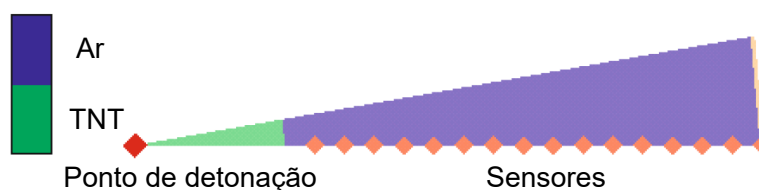


Figura 1.5: Representação do modelo de teste (adaptado de [30]).

resultados, os autores concluíram que o pico de sobrepressão incidente é mais sensível ao tamanho dos elementos do que o impulso e o tempo de chegada da onda de choque. De qualquer modo, a sensibilidade de todos estes parâmetros ao tamanho dos elementos finitos diminui com o aumento da distância escalada. Na Figura 1.6, estão apresentados os resultados obtidos numericamente em função da distância escalada, em conjunto com os resultados obtidos através de uma formulação empírica (TM5-1300).

Adicionalmente, os autores investigaram a influência do tamanho da malha dos elementos finitos na sobrepressão e do impulso refletido. Como representado na Figura 1.7, são realizadas simulações 3D para obter a curva pressão-tempo que atua numa componente estrutural rígida devido a uma explosão à superfície. Para reduzir o tempo computacional, a detonação é simulada inicialmente por um modelo 2D com elementos de 2 mm (os primeiros dois metros), sendo de seguida os resultados mapeados no modelo 3D. Após este processo, a análise continua até se obter as curvas pressão-tempo que atuam na estrutura.

Na simulação 3D foram utilizadas quatro malhas com elementos de 25, 50, 100 e 200 mm. Apenas foram obtidos os valores das curvas pressão-tempo da reflexão na base da estrutura. Analisando os valores obtidos, conclui-se que o tempo de chegada e o impulso refletido são muito sensíveis ao tamanho dos elementos. Os autores também concluíram que o pico de sobrepressão refletido é mais sensível ao tamanho dos elementos do que o pico de sobrepressão incidente.

De acordo com as observações acima citadas, Yanchao *et al.* [30] propuseram uma modificação do método numérico, criando uma curva pressão-tempo fictício, para melhorar a precisão dos resultados em relação à formulação empírica. Para a malha com 200 mm o pico de sobrepressão incidente, representado na Figura 1.8, a diferença relativa reduziu de -36% para -9.8%. No entanto para a mesma malha o pico de sobrepressão refletida reduziu de -83% para -80%, mas para a malha de 25 mm reduziu de -42% para -29%.

Os resultados mostram que o método modificado proposto pode ser facilmente usado para melhorar a precisão dos resultados numéricos dos parâmetros de explosão, mesmo quando uma malha de dimensão superior é utilizada na simulação.

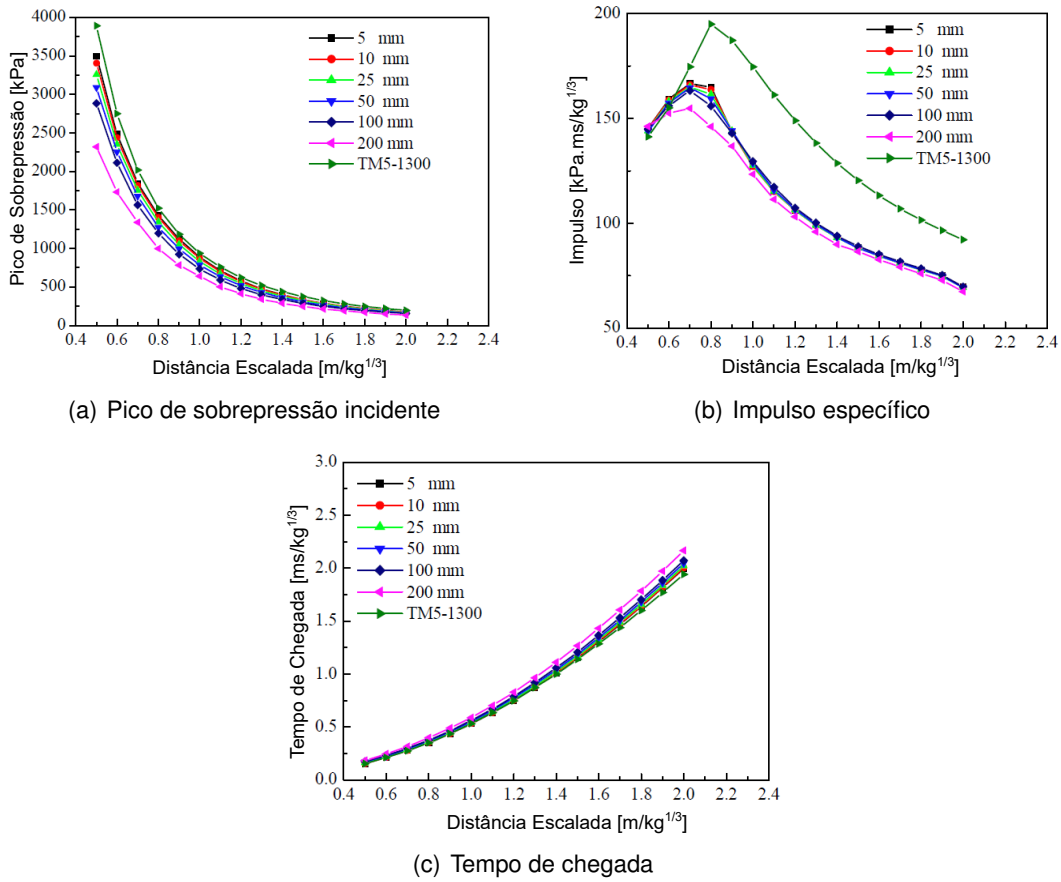


Figura 1.6: Curvas dos parâmetros característicos (adaptado de [30]).

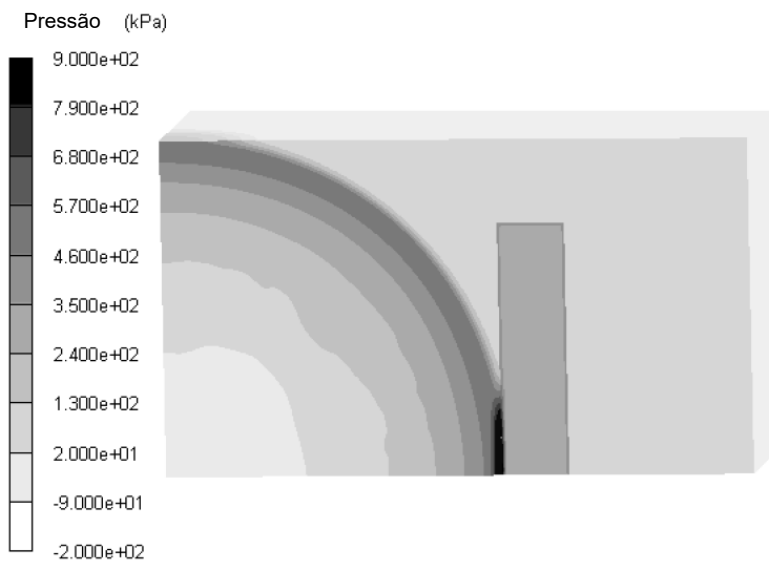


Figura 1.7: Representação do modelo de teste (adaptado de [30]).

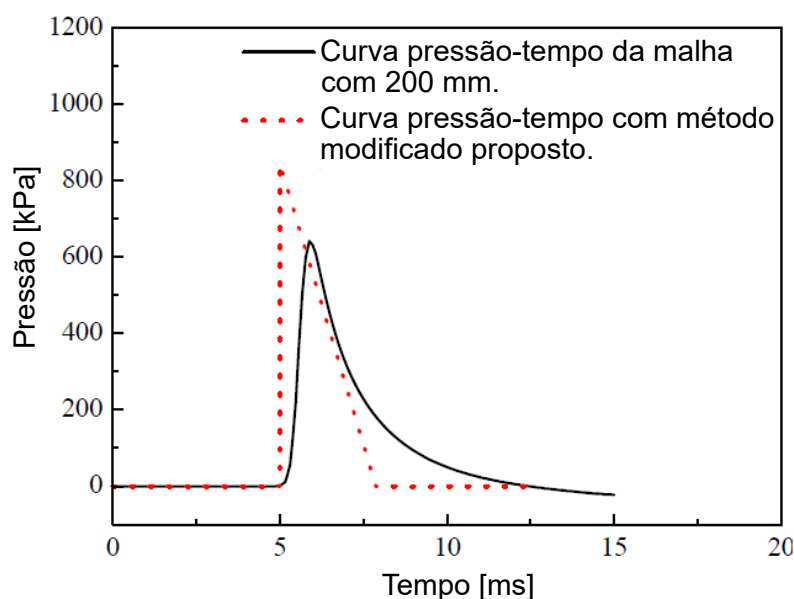


Figura 1.8: Método proposto aplicado à malha de 200 mm, distância escalada =  $1 \text{ m/kg}^{1/3}$  (adaptado de [30]).

Na 7ª conferência europeia de LS-DYNA, Slavik [24] apresentou três técnicas de simulação de explosões no LS-DYNA. O modelo de teste para a comparação das técnicas de simulação está apresentado na Figura 1.9 e consta numa carga esférica de 517.10 g de TNT e raio de 4.28 cm, a uma distância de 26.14 cm do centro de uma placa rígida com dimensões 50 por 100 cm. De modo a comparar as técnicas de simulação, a pressão é monitorizada em duas localizações na placa, uma no centro (sensor 1) e a 5 cm nas direções y e z do canto (sensor 2).

A primeira análise utilizou um método empírico (comando \*LOAD\_BLAST\_ENHANCED no LS-DYNA) que se baseia numa abordagem estatística que resulta de dados experimentais que foram realizados no século XX. Assim sendo, o autor considerou esta análise um padrão apropriado de comparação com os outros métodos.

O segundo método de análise, Figura 1.10 (a), é um método desenvolvido com o propósito de estabelecer uma linha de base em que o ar e o explosivo são explicitamente tratados com o método Arbitrário Lagrangiano Euleriano (ALE)<sup>2</sup>. O modelo numérico, com um quarto de simetria, é obtido impondo condições de fronteiras apropriadas aos nós que se encontram nos planos x-y, y-z e x-z que se cruzam no centro da carga. Adicionalmente, com o objetivo de limitar reflexões, são aplicadas condições não refletoras às restantes fronteiras exteriores do domínio.

<sup>2</sup>O método Arbitrário Lagrangiano Euleriano é uma formulação de elementos finitos em que o material flui através da malha, podendo esta mover-se arbitrariamente em relação ao material [19].

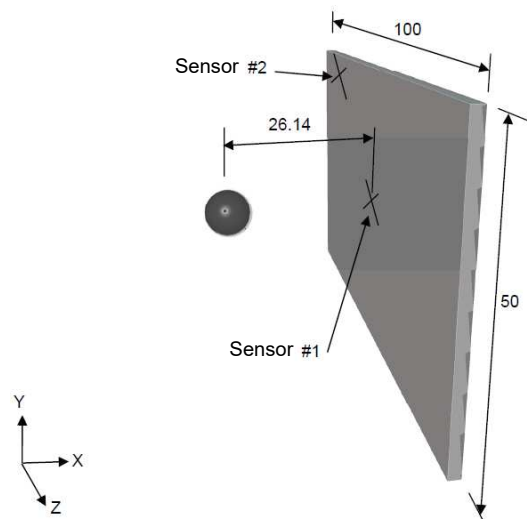


Figura 1.9: Representação do modelo de teste (adaptado de [24]).

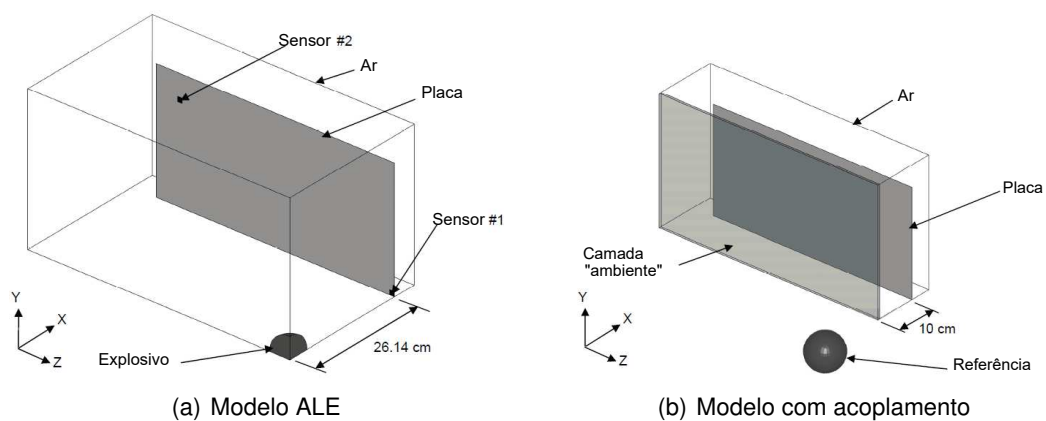


Figura 1.10: Representação dos modelos simulados (adaptado de [24]).

O último modelo caracteriza-se pelo acoplamento do comando \*LOAD\_BLAST\_ENHANCED com método ALE. Para este modelo, apresentado na Figura 1.10 (b), o domínio foi diminuído sendo estendido apenas 10 cm da placa rígida. Uma camada de ar ambiente está situada no lado do domínio que enfrenta a carga, sendo a sua função receber a informação do método empírico e converter a mesma em estado termodinâmico que posteriormente é aplicado aos elementos de ar.

Na Tabela 1.1 estão apresentados os valores dos impulsos e o tempo de análise obtido por cada um dos métodos e a comparação em relação ao primeiro método. O método de acoplamento apresenta melhores resultados e menor tempo de análise do que o método ALE. No entanto, segundo o autor, ambos os métodos são largamente aceites.

Tabela 1.1: Comparação entre os modelos (adaptado de [24]).

<b>Método</b>	<b>Impulso, Sensor 1</b> [Pa.sec]	<b>Impulso, Sensor 2</b> [Pa.sec]	<b>Tempo de simulação</b> [h:min:seg]
Empírico	2220	326	00:00:36
ALE	1958 (-12%)	294 (-10%)	03:24:00
Acoplado	2123 (-4%)	296 (-9%)	01:36:00

O método que aplica as relações empíricas tem o tempo de análise inferior. No entanto, o seu uso só é válido se existir uma clara linha de visão entre a carga e a estrutura em causa, pois o método não considera a presença de estruturas durante a propagação da onda de choque. Adicionalmente, este método considera que as estruturas são rígidas e infinitas não considerando efeitos que ocorrem durante a interação da onda de choque com a estrutura.

Segundo o autor, é expectável que a utilização das técnicas ALE e “acoplamento” resultem numa precisão e eficácia semelhantes em cenários mais complexos.

Cheng *et al.* [8] com o objetivo de estudar a propagação da onda de choque a curta distância do centro de detonação apresenta dois casos de estudo utilizando o método ALE no programa de cálculo numérico LS-DYNA em domínios bidimensionais axissimétricos.

O primeiro caso apresentado na Figura 1.11 (a), considera um explosivo esférico com 30g de TNT. Com o objetivo de estudar a convergência da malha são utilizados elementos de 0.3125, 0.15625, 0.078125 e 0.0390625 mm.

No segundo caso, os resultados obtidos no primeiro caso são mapeados noutro modelo 2D. Esta técnica oferece grandes possibilidades permitindo mudar o tamanho da malha e do modelo. É um método ótimo para estudar problemas onde a qualidade de iniciação da onda explosiva é um parâmetro importante. Começar

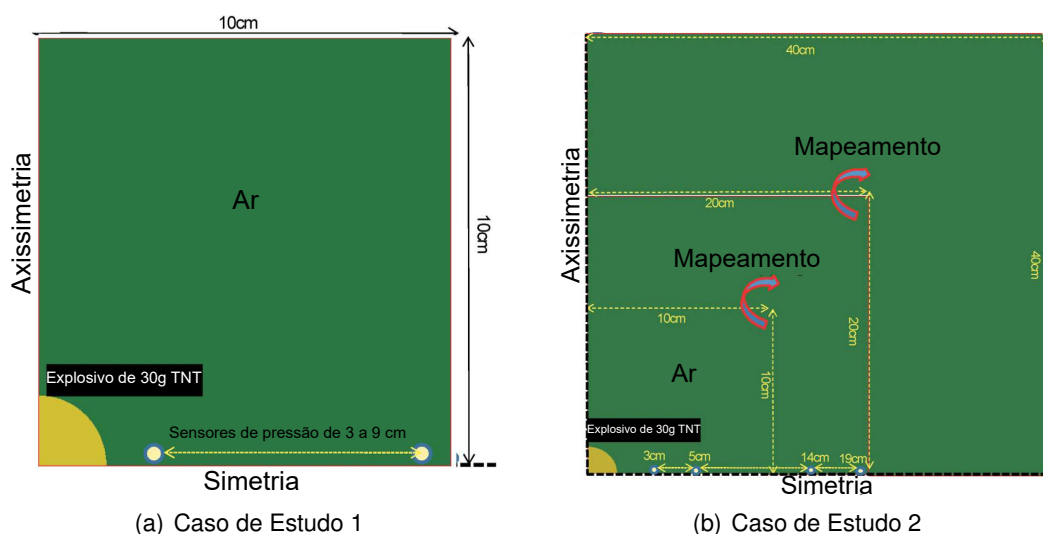


Figura 1.11: Esquemas dos casos de estudo (adaptado de [8]).

com uma malha mais fina permite uma boa precisão com um tempo de análise razoável.

Na Figura 1.11 (b) o modelo com comprimento 10 cm x 10 cm é mapeado para o modelo com 20 cm x 20 cm e este para o modelo com 40 cm x 40 cm. O tamanho das malhas utilizadas são de 0.0390625, 0.078125 e 0.15625 mm, respetivamente. Em ambos os casos foi obtido o pico de sobrepressão e comparados com uma formulação empírica em função da distância escalada, apresentados na Figura 1.12.

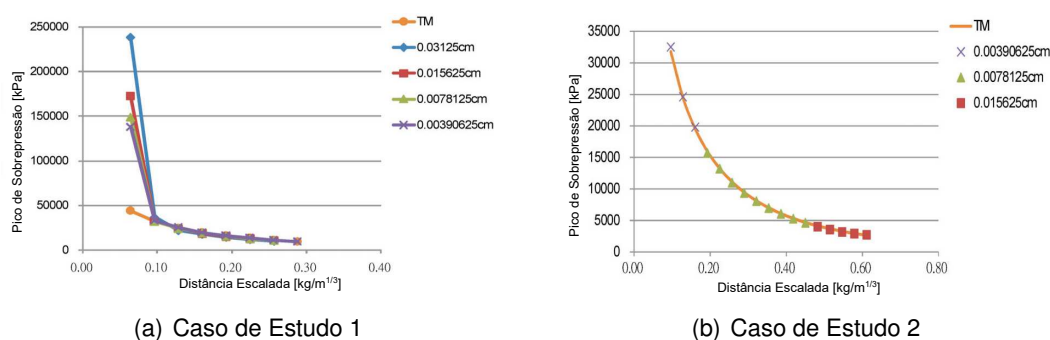


Figura 1.12: Pico de sobrepressão (adaptado de [8]).

Quando a distância escalada é superior a 0.1, os resultados mostrados na Figura 1.12 (a) são consistentes com os resultados da formulação empírica. Na Figura 1.12 (b), os resultados obtidos pela técnica de mapeamento aproximam consideravelmente bem a formulação empírica. Assim sendo, os autores confirmaram que esta técnica assegura uma precisão importante na primeira parte do cálculo permitindo ainda uma diminuição do tempo de simulação.

## Capítulo 2

# Carregamentos Explosivos

O presente capítulo apresenta uma revisão das características e conceitos fundamentais de uma explosão, principalmente a sobrepressão e os carregamentos produzidos por uma onda de choque. É apresentado um conjunto de parâmetros que são usados na literatura para descrever as ondas de choque. Por último, expor-se-à formulações alternativas que podem ser usadas para estimar os valores dos parâmetros correspondentes.

### 2.1 Fenómeno da explosão

Uma explosão é um fenómeno resultante de uma súbita libertação de energia. Através do mecanismo de detonação, a libertação de energia acontece num espaço de tempo muito curto ocorrendo acumulação de energia no local da explosão. Esta acumulação de energia é subitamente dissipada resultando assim numa onda de choque, propagado-se no meio a uma velocidade superior à do som [17].

#### 2.1.1 Distância escalada

É prática comum escalar os parâmetros de ondas de choque para estudar e comparar o efeito de diferentes valores de massa de explosivo e de distância ao centro do explosivo. O método de escala mais comum é o de Hopkinson-Cranz e permite que dois explosivos detonados na mesma atmosfera, com geometrias semelhantes mas diferentes massas, e situados na mesma distância escalada, produzem ondas de choque semelhantes [3]. Este método define a distância escalada como:

$$Z = \frac{R}{W^{1/3}} \quad (2.1)$$

onde  $R$  é a distância ao centro do explosivo, expressa em m,  $W$  a massa do explosivo, expressa em kg, e  $Z$  a distância escalada, expressa em  $\text{m/kg}^{1/3}$ .

### 2.1.2 Onda de choque

A violenta libertação de energia de uma detonação resulta numa pressão frontal que se propaga radialmente na atmosfera circundante como uma onda de choque. A pressão, a uma distância do centro da explosão, é inicialmente igual à pressão atmosférica  $P_a$  e no instante de chegada  $t_a$  da onda, sofre um aumento quase instantâneo para uma pressão incidente de pico  $P_s$ . Após este aumento, a pressão decai exponencialmente até atingir a pressão atmosférica em  $t_a+t_o$ , sendo  $t_o$  a duração da fase positiva. A esta fase segue-se uma fase negativa com duração  $t_o^-$ , normalmente superior à duração da fase positiva e caracterizada por um fluxo de ar inverso, pressão inferior à pressão atmosférica, que atinge um valor mínimo de  $P_s^-$ , regressando à pressão atmosférica em  $t_a+t_o+t_o^-$ . Habitualmente, a fase negativa é desprezada devido ao pico de pressão ser geralmente muito inferior ao da fase positiva, não contribuindo, assim, na criação de danos. O comportamento descrito pode ser observado na Figura 2.1.

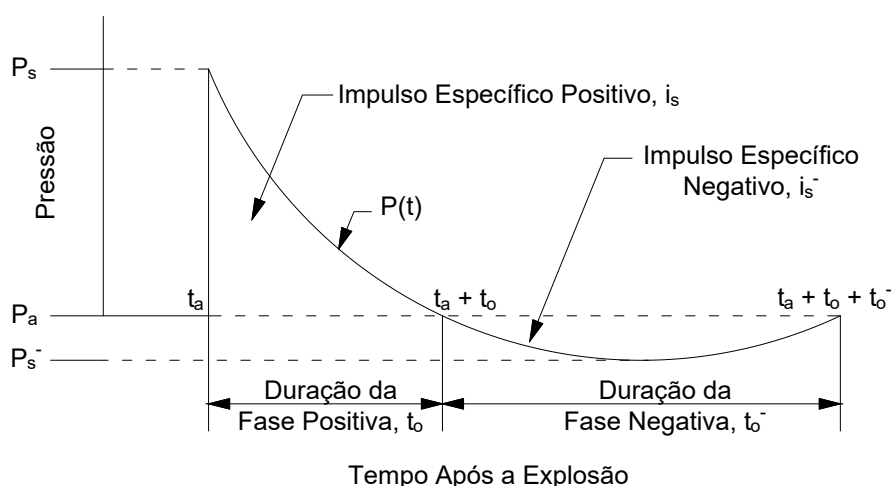


Figura 2.1: Variação pressão-tempo de uma onda de choque (adaptado de [10]).

Para representar a curva pressão-tempo como uma função matemática, a sobrepressão é normalmente expressa em função do tempo pela equação de Friedlander modificada, presente no livro de Baker [3]:

$$P(t) = P_s \left(1 - \frac{t}{t_o}\right) e^{-\frac{bt}{t_o}} \quad (2.2)$$

onde  $P(t)$  é o valor da pressão no instante  $t$  a partir do tempo de chegada da onda,  $P_s$  é o pico de sobrepressão,  $t_o$  a duração da fase positiva e  $b$  é o parâmetro de decaimento, uma constante adimensional que influencia a forma da curva pressão-tempo em função da distância escalada, definida nas formulações de Kinney e Graham [17] e UFC [10], tal como apresentado na Figura 2.2.

Para além do pico de sobrepressão  $P_s$  e da duração da fase positiva  $t_o$ , existe outro parâmetro importante para a caracterização do comportamento da onda de choque,

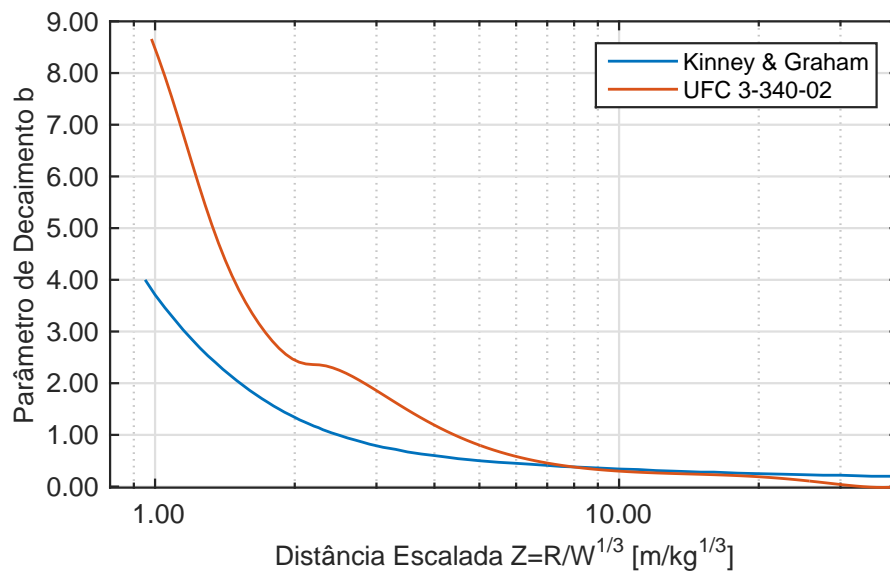


Figura 2.2: Parâmetro de decaimento [10, 17].

o impulso específico  $i_s$ . Este pode ser calculado integrando a curva pressão-tempo da Figura 2.1. O impulso específico  $i_s$ , é um parâmetro essencial na definição do carregamento das estruturas e pode ser matematicamente expresso como [17]:

$$i_s = \int_{t_a}^{t_a+t_o} P(t)dt = \frac{P_s t_o}{b} \left[ b - \frac{1 + e^{-b}}{b} \right] \quad (2.3)$$

### Pico de sobrepressão

Ao longo do tempo, através de meios teóricos, experimentais e computacionais, foram desenvolvidas várias relações e aproximações para obter os parâmetros mais importantes que caracterizam uma onda de choque. O livro de Kinney e Graham [17] e a norma UFC [10] são alguns dos exemplos da literatura que apresentam propostas para a obtenção destes parâmetros, com base na distância escalada. As diferenças obtidas entre as formulações recaem no facto de os resultados obtidos serem empíricos e calibrados com base em ensaios experimentais.

A equação (2.4), apresentada por Kinney e Graham [17], define o pico de sobrepressão  $P_s$  em função da distância escalada  $Z$  e da pressão atmosférica  $P_a$ . Na Figura 2.3 podemos observar esta formulação para uma pressão atmosférica ao nível do mar.

$$P_s = \frac{808 \left[ 1 + \left( \frac{Z}{4.5} \right)^2 \right] P_a}{\sqrt{1 + \left( \frac{Z}{0.048} \right)^2} \sqrt{1 + \left( \frac{Z}{0.32} \right)^2} \sqrt{1 + \left( \frac{Z}{1.35} \right)^2}} \quad (2.4)$$

Alternativamente, o pico de sobrepressão pode ser estimado através da UFC [10] por uma relação empírica igualmente ilustrada na Figura 2.3 em função de  $Z$ .

Analisando a figura verifica-se que ambas as formulações resultam em picos de sobrepressão semelhantes.

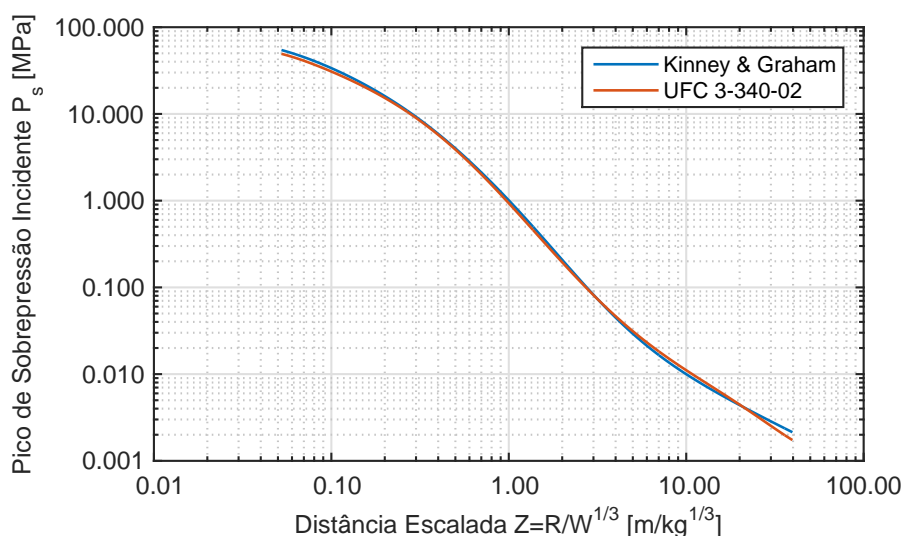


Figura 2.3: Pico de sobrepressão incidente (adaptado de [10, 17]).

### Duração da fase positiva

A quantidade de danos infligidos numa estrutura está relacionada com a duração das forças atuantes na mesma, e por isso, a duração da fase positiva é um parâmetro importante na caracterização da onda de choque [17].

A duração da fase positiva  $t_o$ , depende de  $P_s$  e da energia total produzida pela explosão. O fim da fase positiva tem uma sobrepressão de zero, ou seja, a pressão é igual à pressão atmosférica, que é uma característica da onda de som, não existindo nenhuma frente de choque. Sendo uma característica da onda de som, esta afasta-se do centro da explosão à velocidade da propagação do som no ar. Como esta velocidade é inferior à velocidade da frente de choque podemos concluir que a duração da fase positiva aumenta com a distância ao centro da explosão, até um valor limite de  $P_s = 0$  [7]. Valores típicos de  $t_o$  podem ser determinados pela equação (2.5), presente em Kinney e Graham [17]:

$$\frac{t_o}{W^{1/3}} = \frac{980 \left[ 1 + \left( \frac{Z}{0.54} \right)^{10} \right]}{\sqrt{1 + \left( \frac{Z}{0.02} \right)^3} \sqrt{1 + \left( \frac{Z}{0.74} \right)^6} \sqrt{1 + \left( \frac{Z}{6.9} \right)^2}} \quad (2.5)$$

onde  $t_o$  é expressa em ms. A duração da fase positiva também pode ser estimada por uma relação empírica presente na UFC [10]. Ambas as formulações estão ilustradas na Figura 2.4 em função de  $Z$ , onde as diferenças observadas podem ser explicadas pela dificuldade na medição experimental desta grandeza com precisão. Na curva de Kinney e Graham, a diminuição que ocorre na fase inicial pode ser devida à dissipação dos gases resultantes da detonação do explosivo.

Os valores de  $t_o$  são obtidos multiplicando as curvas por um fator  $W^{1/3}$  para uma massa de explosivo  $W$  expressa em kg.

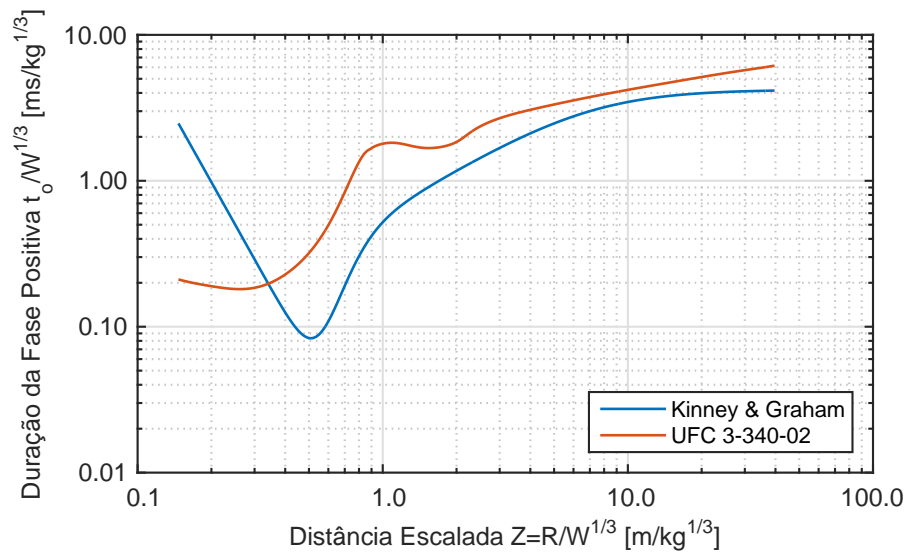


Figura 2.4: Duração da fase positiva (adaptado de [10, 17]).

### Impulso específico

O conhecimento do pico de sobrepressão e da duração da fase positiva permite calcular o impulso específico da onda de choque, que pode ser representado graficamente como a área debaixo da curva pressão-tempo. Uma vez que parte significativa da explosão ocorre na fase positiva, considera-se o impulso positivo por unidade de área um parâmetro característico da onda de choque [17].

A equação (2.6) obtida por Kinney e Graham [17], define o impulso específico da onda de choque em função de  $Z$ :

$$\frac{i_s}{W^{1/3}} = \frac{0.0067 \sqrt{1 + \left(\frac{Z}{0.4}\right)^4}}{Z^2 \sqrt[3]{1 + \left(\frac{Z}{1.55}\right)^3}} \quad (2.6)$$

onde  $i_s$  é expresso em MPa.ms. Alternativamente, o impulso da onda de choque pode ser estimado através da UFC [10] por uma relação empírica em função de  $Z$ . Ambas as formulações estão ilustradas na Figura 2.5 em função de  $Z$  e pode-se observar que os impulsos são mais ou menos aproximados. Note-se que as curvas do pico de sobrepressão da Figura 2.3 aproximam, ao contrário do que acontece na duração da fase positiva da Figura 2.4. Como tal, pode-se concluir que o parâmetro de decaimento, apresentado na Figura 2.2, influencia os resultados do impulso. Os valores de  $i_s$  são obtidos multiplicando as curvas por um fator  $W^{1/3}$  para uma massa de explosivo  $W$  expressa em kg.

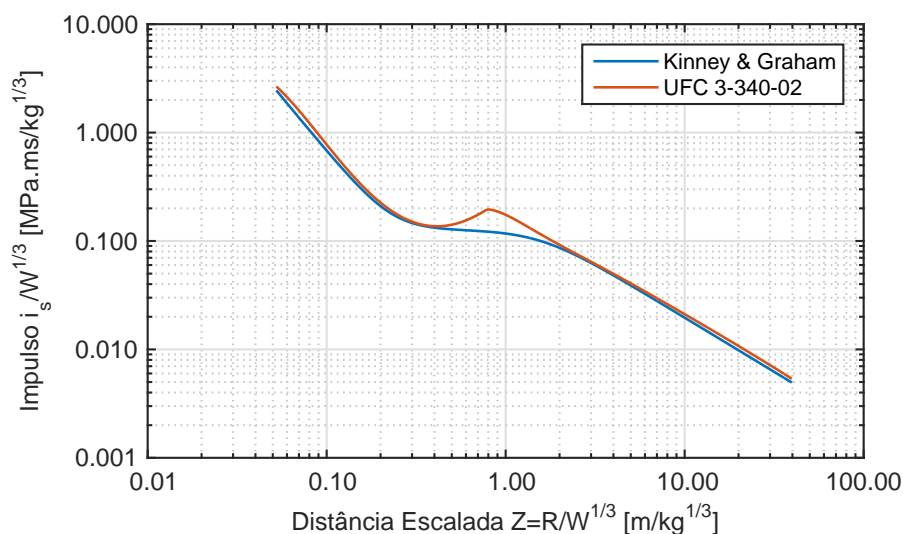


Figura 2.5: Impulso da onda de choque (adaptado de [10, 17]).

### 2.1.3 Pressão dinâmica

À medida que a onda de choque se propaga através da atmosfera causa fluxos de ar que geram pressões dinâmicas. Estas pressões dinâmicas causam forças de arrasto que, em alguns casos, podem ter magnitude superior ao pico de sobrepressão [31]. A pressão dinâmica é definida pela equação (2.7), obtida por Rankine-Hugoniot [21], considerando o ar um gás ideal com um rácio  $\gamma$ <sup>1</sup> constante de 1.4, que é uma boa aproximação para picos de sobrepressão incidentes inferiores a 2 MPa.

$$q_o = \frac{5}{2} \frac{P_s^2}{(7P_a + P_s)} \quad (2.7)$$

Alternativamente, a pressão dinâmica também pode ser estimada através da UFC [10] por uma relação empírica ilustrada na Figura 2.6 em função do pico de sobrepressão. Pode-se observar que ambas as formulações resultam em pressões dinâmicas semelhantes.

### 2.1.4 Velocidade da frente de choque

A velocidade da frente de choque  $U$ , superior à velocidade do som, permite-nos obter outros parâmetros, como o tempo de chegada da onda a um ponto e o comprimento de onda. Segundo Rankine-Hugoniot [21], a magnitude da velocidade da frente de choque pode ser calculada, para  $\gamma = 1.4$ , por:

$$U = C_o \sqrt{\left(1 + \frac{6P_s}{7P_a}\right)} \quad (2.8)$$

onde  $C_o$  é a velocidade do som no ar ao nível do mar. Na Figura 2.7 está ilustrada

<sup>1</sup>Relação entre o calor específico a pressão constante e o calor específico a volume constante.

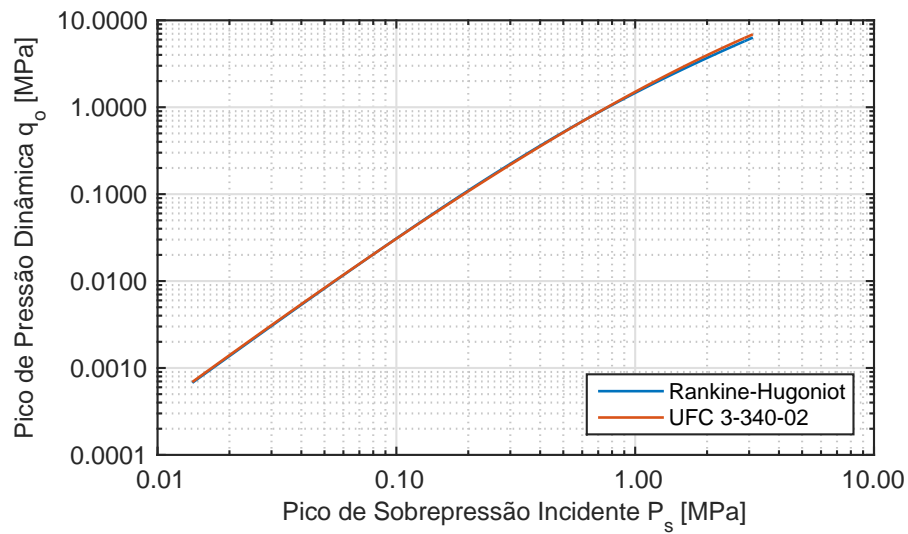


Figura 2.6: Pico de pressão dinâmica (adaptado de [10, 21]).

a formulação de Rankine-Hugoniot juntamente com a relação empírica presente na UFC [10] em função do pico de sobrepressão. Podemos observar que ambas as formulações apresentam resultados semelhantes.

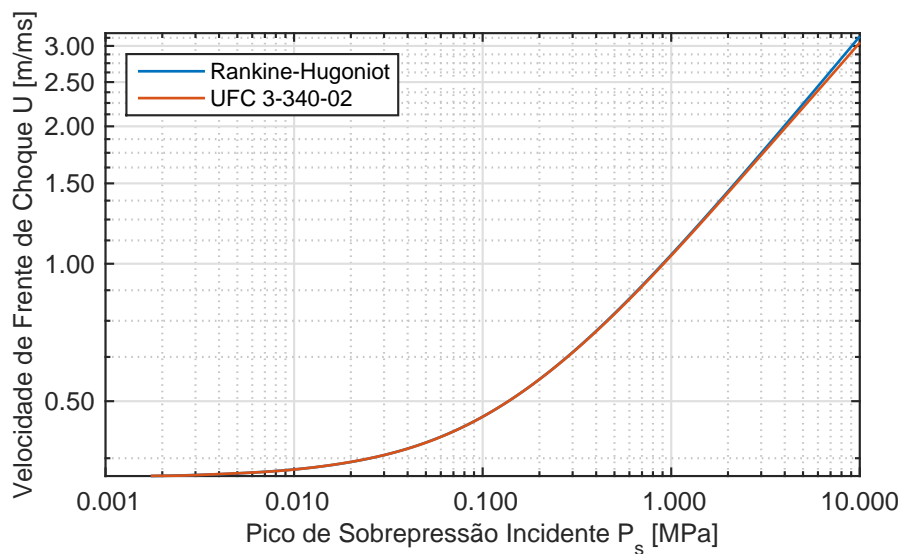


Figura 2.7: Velocidade de frente de choque (adaptado de [10, 21]).

### 2.1.5 Comprimento de onda

O comprimento de onda da fase positiva  $L_w$  é o comprimento, a uma dada distância da detonação que, num determinado instante de tempo, sofre pressão positiva [20]. Este valor pode ser obtido pela relação empírica presente na UFC ilustrado na Figura 2.8. O valor de  $L_w$  é obtido multiplicando a curva por um fator

$W^{1/3}$  para uma massa de explosivo  $W$  expressa em kg.

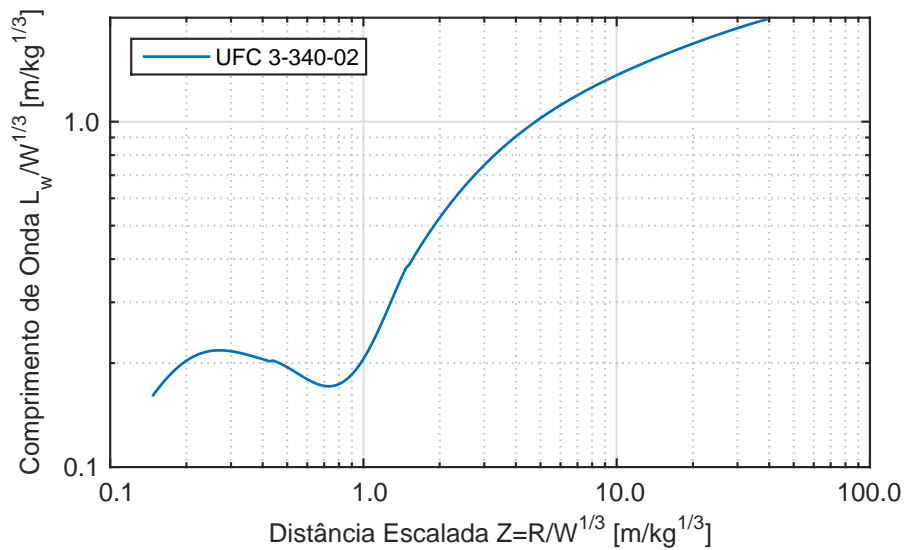


Figura 2.8: Comprimento de onda (adaptado de [10]).

## 2.2 Categorias de carregamentos explosivos

Segundo a UFC, os carregamentos explosivos podem ser divididos em dois grupos principais, explosões não confinadas e confinadas, sendo subdivididos em categorias. Na Tabela 2.1 estão referidos as categorias dos carregamentos explosivos. A localização das explosões está ilustrada na Figura 2.9 tanto para as explosões não confinadas (Nº 1, 2 e 3) como para as confinadas (Nº 4, 5 e 6).

Tabela 2.1: Categorias de carregamentos de explosão (adaptado de [10]).

Carga de Confinamento	Categorias
Não confinado	Explosão aérea perfeita (Nº 1)
	Explosão aérea (Nº 2)
	Explosão à superfície (Nº 3)
Confinado	Totalmente ventilado (Nº 4)
	Parcialmente confinado (Nº 5)
	Totalmente confinado (Nº 6)

Para a classificação de explosões não confinadas, na explosão aérea perfeita, localização Nº 1, a onda de choque propaga-se desde o centro da detonação até atingir a estrutura sem que ocorram amplificações da onda. No caso da localização Nº 2 devido à sua proximidade com a superfície do solo, a onda é amplificada pelo solo antes de chegar à estrutura. Na localização Nº 3, a explosão ocorre muito próximo do solo ou no solo e a onda é imediatamente amplificada no

ponto de detonação.

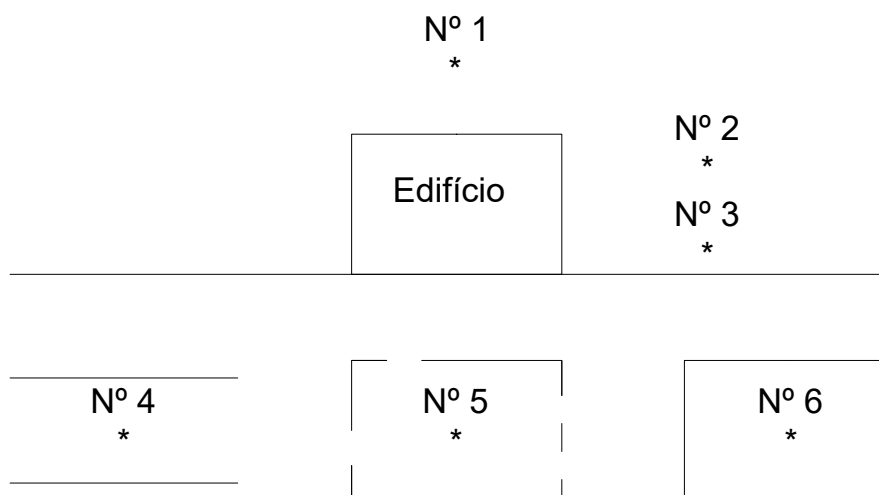


Figura 2.9: Categorias de carregamentos de explosão (adaptado de [31]).

Em relação à classificação de explosões confinadas, na localização Nº 4, a explosão ocorre no interior de um edifício com uma ou mais superfícies abertas para a atmosfera. A onda inicial é amplificada pelos elementos não frágeis da estrutura e os produtos da detonação são totalmente ventilados para a atmosfera, formando uma onda de choque. No caso da localização Nº 5, a explosão é produzida dentro de uma estrutura com pequenas aberturas. A onda inicial é amplificada pelos elementos frágeis e não frágeis da estrutura, e os produtos da detonação são ventilados, para a atmosfera, após um período de tempo finito. Na localização Nº 6, a explosão ocorre dentro de uma estrutura totalmente ou quase totalmente confinada, o que irá resultar em ondas de choques não ventiladas e gases de pressão de longa duração em função do grau de confinamento.

Como o principal objeto de estudo desta dissertação são as explosões não confinadas, não serão apresentados detalhes sobre as explosões confinadas nas secções seguintes.

### 2.2.1 Explosão aérea perfeita

Até agora consideramos as propriedades das ondas de choque propagando-se através da atmosfera livremente, como apresentado na Figura 2.10. Ao encontrar estruturas e/ou superfícies as ondas são modificadas à medida que se refletem nestes obstáculos. Na literatura, de modo a definir a sobrepressão refletida, assume-se que a estrutura e/ou a superfície é rígida, ou seja, não existe dissipação de energia resultante da deformação das mesmas, o que pode levar a uma discrepância entre resultados experimentais e analíticos.



Figura 2.10: Explosão aérea perfeita (adaptado de [10]).

### Reflexão Normal

O caso mais simples de reflexão é o da reflexão normal, esta ocorre quando a onda de choque atinge uma superfície onde a linha que descreve o caminho de propagação da onda é perpendicular à superfície, tal como apresentado na Figura 2.10. Quando a onda atinge a superfície o movimento das partículas altera-se e como consequência, essas partículas adquirem uma velocidade relativa àquelas que estão mais longe da superfície. Este efeito produz uma nova onda de choque que se propaga na direção contrária à onda inicial, o que conduz a um aumento da sobrepressão incidente para sobrepressão refletida  $P_r$  [17]. Pode-se observar na Figura 2.11 o incremento na sobrepressão devido à reflexão. Note-se que, apesar da sobrepressão de pico aumentar a duração da fase positiva permanece inalterada.

O pico de sobrepressão na superfície  $P_r$  está relacionado com o pico de sobrepressão incidente  $P_s$  e pode ser estimado pela equação (2.9), definida por Rankine-Hugoniot [21], considerando  $\gamma = 1.4$ .

$$P_r = 2P_s \left( \frac{7P_a + 4P_s}{7P_a + P_s} \right) \quad (2.9)$$

Esta relação encontra-se ilustrada na Figura 2.12 juntamente com a formulação empírica da UFC, em função do pico de sobrepressão incidente e para uma pressão atmosférica ao nível do mar. Analisando os gráficos pode-se observar que, para picos de sobrepressão incidente superiores a 2 MPa, a formulação de Rankine-Hugoniot começa a divergir da formulação proposta pela UFC, devido à suposição do valor constante de  $\gamma = 1.4$ .

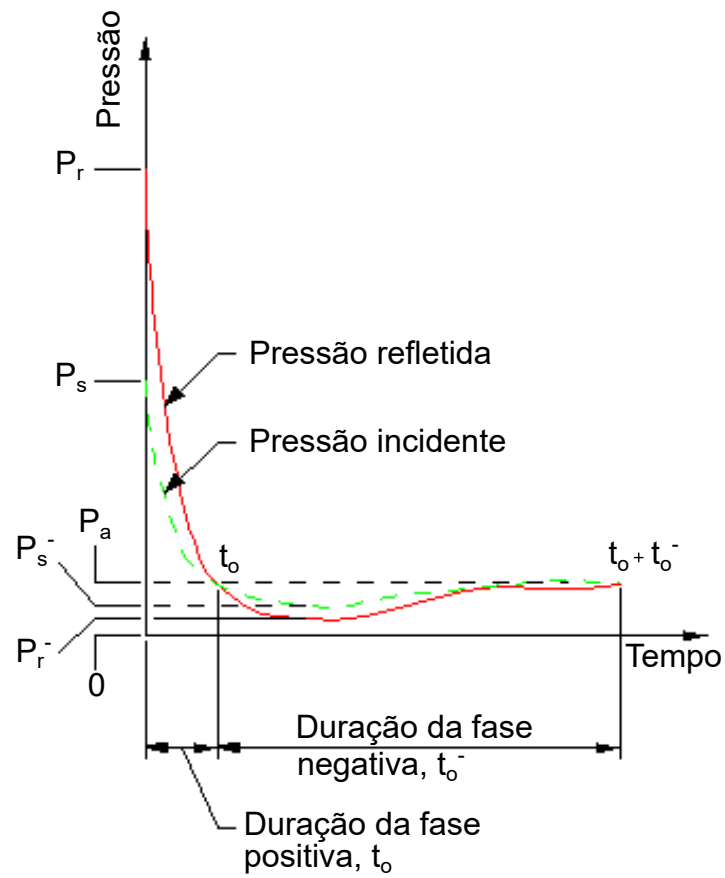


Figura 2.11: Pressão-tempo para uma explosão aérea perfeita (adaptado de [10]).

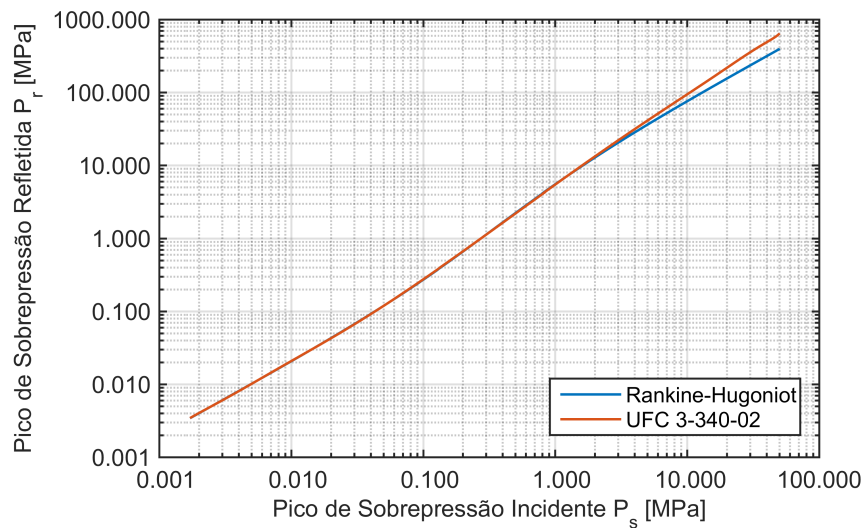


Figura 2.12: Pico de sobrepressão refletida (adaptado de [10, 21]).

A equação (2.9) apenas define as sobrepressão de pico, logo, não define a variação do tempo da sobrepressão refletida. No entanto, podemos estimar aproximadamente o impulso refletido se o impulso incidente é conhecido ou previsível, assumindo semelhanças entre as curvas pressão-tempo das ondas de choque incidente e refletida. Esta suposição conduz à expressão definida [3] por:

$$\frac{i_r}{i_s} = \frac{P_r}{P_s} \quad (2.10)$$

Com as equações (2.4) e (2.6) de Kinney e Graham e a equação (2.9) de Rankine-Hugoniot, foi possível obter  $i_r$  através da relação da equação (2.10), ilustrado na Figura 2.13. Outra forma de definir o impulso refletido é através da relação empírica presente na UFC e apresentada na Figura 2.13 em função da distância escalada. Ambas as curvas são diferentes para valores de distância escalada pequenos mas à medida que esta vai aumentando os resultados aproximam-se. Os valores de  $i_r$  são obtidos multiplicando a curva por um fator  $W^{1/3}$  para uma massa de explosivo  $W$  expressa em kg.

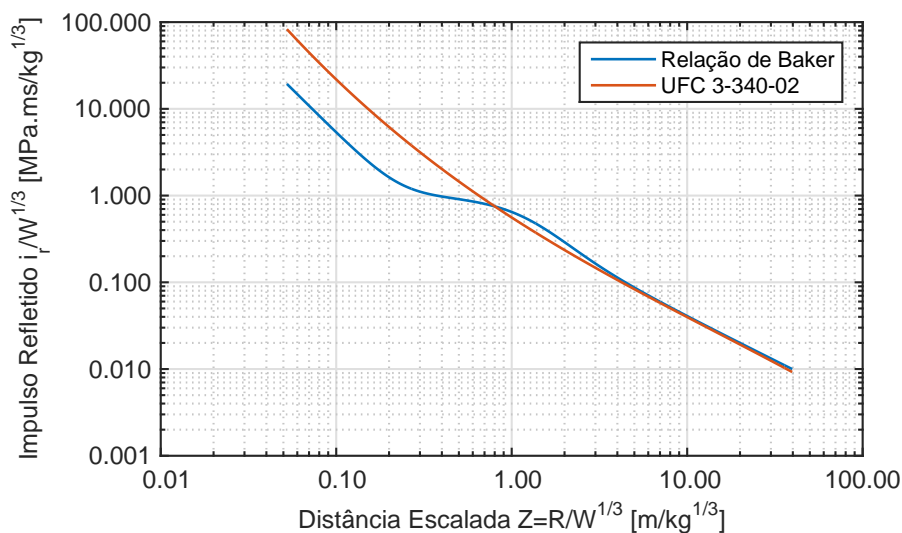


Figura 2.13: Impulso refletido (adaptado de [10]).

### Reflexão Oblíqua

A reflexão oblíqua ocorre quando o ângulo de incidência da onda de choque não é perpendicular à superfície incidente. Segundo Baker [3], a reflexão oblíqua pode ser classificada como reflexão regular ou reflexão Mach, dependendo do ângulo de incidência e da sobrepressão de pico. Para o caso das explosões aéreas perfeitas apenas a reflexão regular é de interesse pois não ocorrem ampliações da onda antes desta atingir a estrutura.

Na reflexão regular, ilustrada na Figura 2.14, a onda de choque propaga-se ainda no ar (Região 1) à velocidade  $U$  fazendo um ângulo de incidência  $\alpha_i$  com a

superfície. Na Região 2, as propriedades encontradas na mesma são as definidas na Secção 2.1.2. No contacto com a superfície, o movimento da onda incidente é redirecionado e a onda é refletida pela superfície com um ângulo de reflexão  $\alpha_r$ , não sendo necessariamente igual  $\alpha_i$ . As condições na Região 3 são as propriedades da onda refletida.

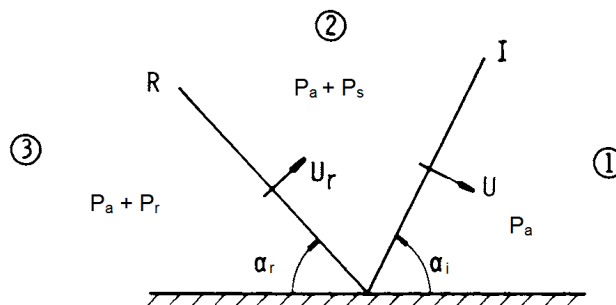


Figura 2.14: Reflexão oblíqua regular de uma onda de choque (adaptado de [31]).

Algumas propriedades da reflexão regular, descritas por [3], são:

- Para uma dada magnitude da onda de choque incidente, existe um ângulo de incidência crítico  $\alpha_{i\text{ crit}}$ . O tipo de reflexão anteriormente descrita não pode ocorrer para  $\alpha_i > \alpha_{i\text{ crit}}$ ;
- Para cada meio gasoso, existe um ângulo  $\alpha'$ . Para  $\alpha_i > \alpha'$ , a magnitude da onda de choque refletida é maior que a da reflexão normal. Para o ar, aproximado como um gás ideal com  $\gamma=1.40$ , o valor é  $\alpha'=39.23^\circ$ ;
- Para uma dada magnitude da onda de choque incidente, há um valor  $\alpha_{min}$  que se  $\alpha_i = \alpha_{min}$ , a magnitude da onda de choque refletida  $P_{r\alpha}$ , é mínima;
- O ângulo da reflexão  $\alpha_r$  é uma função monótona crescente que depende do ângulo de incidência  $\alpha_i$ .

O pico de sobrepressão da onda refletida pode ser obtida usando o ábaco presente na UFC [10] e ilustrado na Figura 2.15 em função do ângulo incidente e do coeficiente de reflexão  $C_r$ , dado pela equação (2.11). Da mesma forma, o impulso refletido pode ser obtido através do ábaco da Figura 2.16, também definido na UFC, multiplicando a curva por um fator  $W^{1/3}$  para uma massa de explosivo  $W$  expressa em kg. Observa-se, para valores da ordem de grandeza inferior a  $P_s=0.34$  MPa quando  $\alpha' \simeq 40^\circ$ , a magnitude da onda de choque é maior que a da reflexão normal.

$$C_r = \frac{P_{r\alpha}}{P_s} \quad (2.11)$$

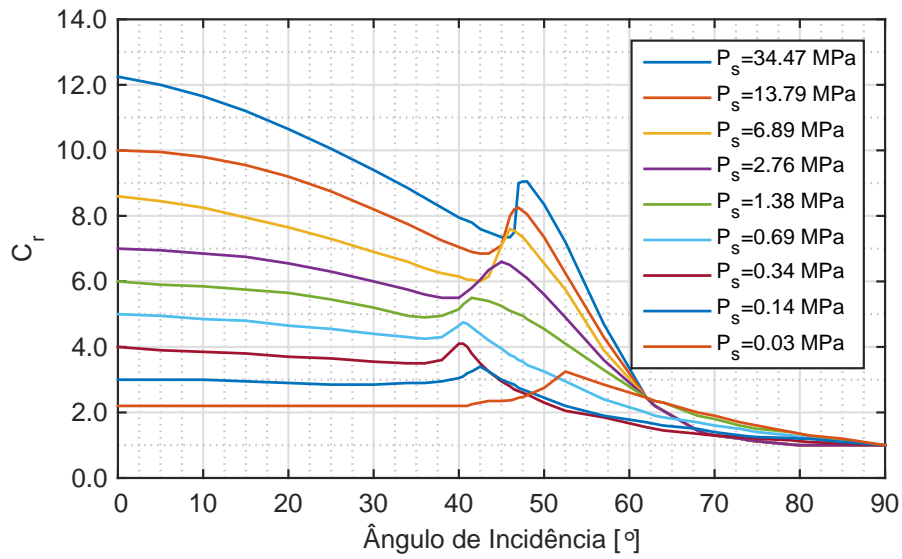


Figura 2.15: Coeficiente do pico de sobrepressão refletida (adaptado de [10]).

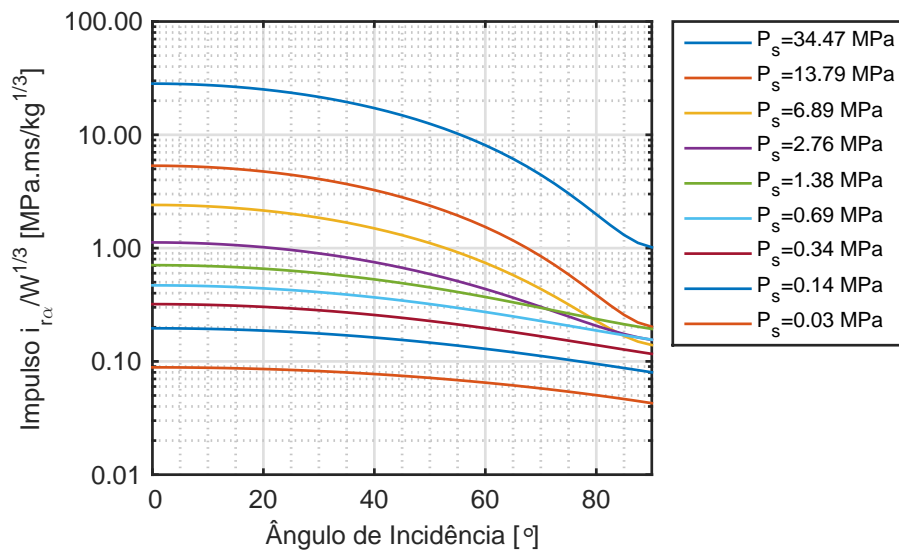


Figura 2.16: Impulso refletido (adaptado de [10]).

### 2.2.2 Explosão aérea

A onda de choque, numa explosão aérea, atinge a superfície do solo produzindo uma onda refletida antes do impacto com a estrutura. À medida que a onda incidente se propaga ao longo dessa superfície, o ângulo incidente crítico poderá ser excedido  $\alpha_i > \alpha_{i \text{ crit}}$ , e a reflexão regular substituída pela reflexão de Mach. A onda refletida combina-se com a onda incidente formando uma frente de onda chamada de Mach stem, ilustrada na Figura 2.17. A altura da Mach stem aumenta à medida que a onda se propaga e assume-se que a pressão é uniforme em toda a sua altura. O ponto onde as três frentes de onda (incidente, refletida, Mach stem) se cruzam é referido como ponto triplo [31].

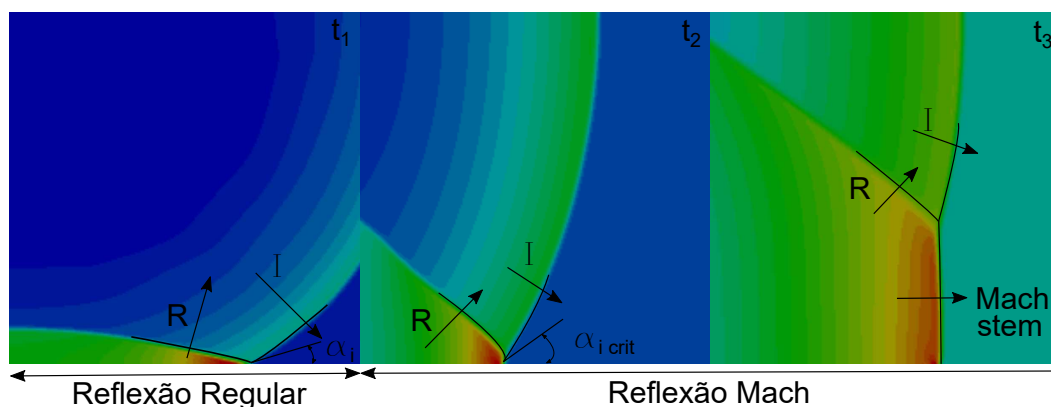


Figura 2.17: Explosão aérea.

Uma estrutura está sujeita à pressão uniforme quando a altura do ponto triplo excede a altura da estrutura. Caso contrário, a magnitude das pressões aplicadas varia com a altura do ponto considerado. Usando o ábaco da Figura 2.18 presente na UFC, pode-se estimar a altura do ponto triplo em função da altura escalada da carga e da distância escalada horizontal.

Devido à complexidade do cálculo do pico de sobrepressão e impulso refletido presente numa explosão aérea, apresenta-se uma descrição do processo:

- Determinar a distância escalada  $Z$ ;
- Estimar  $P_s$  em função da distância escalada  $Z$  (Figura 2.3);
- Estimar  $P_{r\alpha}$  em função do ângulo de incidência e da sobrepressão de pico  $P_s$  (Figura 2.15);
- Estimar  $i_{r\alpha}$  em função do ângulo de incidência e da sobrepressão de pico  $P_{r\alpha}$  (Figura 2.16).

### 2.2.3 Explosão à superfície

Uma explosão à superfície ocorre muito próxima ou na superfície e resulta numa onda de choque amplificada pela superfície no ponto de detonação, tal como

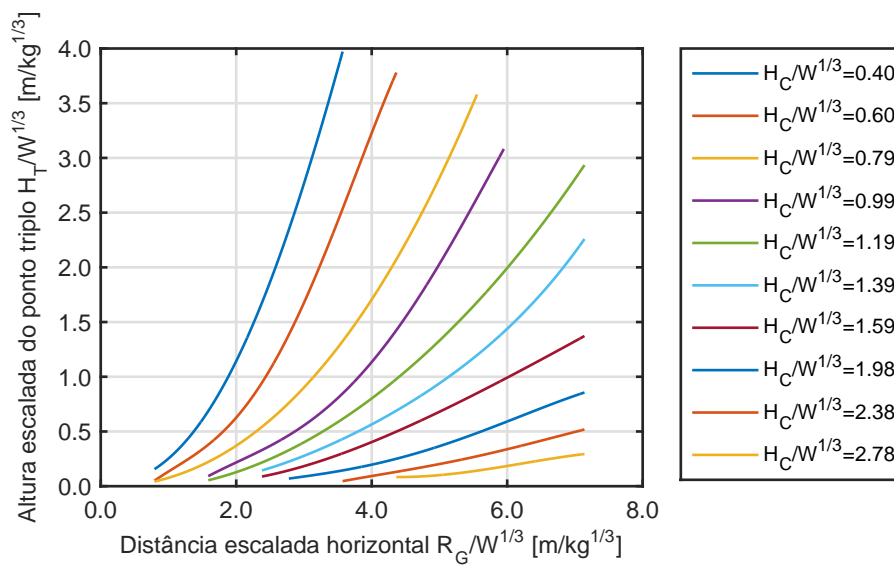


Figura 2.18: Altura escalada do ponto triplo (adaptado de [10]).

ilustrado na Figura 2.19. Neste caso, a onda refletida une-se com a onda incidente no ponto de detonação e formam uma única onda assumida como semelhante à onda de Mach stem.

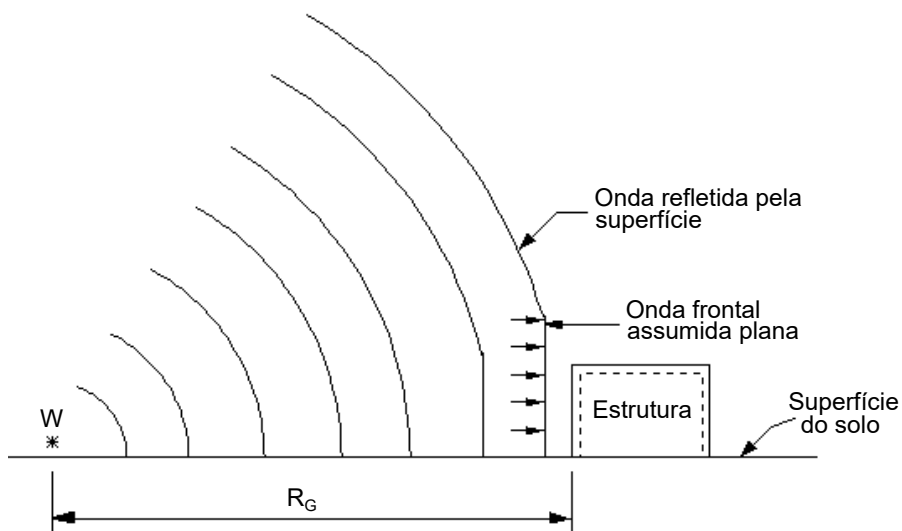


Figura 2.19: Explosão à superfície (adaptado de [10]).

Se a superfície do solo se comportar como um refletor perfeito, rígido e onde a energia não é dissipada, a onda de choque resultante seria hemisférica e a energia do explosivo iria concentrar-se numa pequena área da superfície. Neste caso, as relações apresentadas na Secção 2.1.2 podem ser utilizados se a massa do explosivo for multiplicada por 2. No entanto, se a superfície é

capaz de absorver parte da energia do explosivo, o fator de 2 deve ser reduzido. Bulson [7] sugere que o fator devia ser reduzido para 1.7. Por outro lado, Baker [3] propõe um valor de 1.8. Estes fatores foram obtidos através de experiências e observações empíricas, e, dependendo das características da superfície, poderão não ser adequados.

Como visto na Secção 2.1.2, a UFC define os parâmetros da onda de choque através de relações empíricas. Na Figura 2.20 estão apresentados os parâmetros para uma explosão à superfície, definidos na UFC.

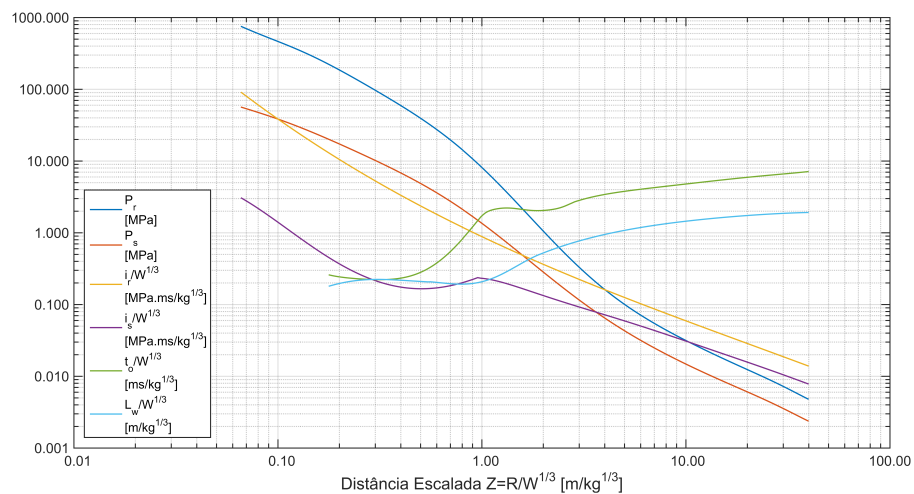


Figura 2.20: Parâmetros das explosões à superfície (adaptado de [10]).

## 2.3 Interação explosão-estrutura

Uma estrutura sujeita a uma explosão exterior irá ser atingida pela onda de choque e pressões irão ser aplicadas às superfícies expostas. Nas secções anteriores foram descritas as características básicas de uma onda de choque e a forma de estimar os valores mais importantes. Nesta secção, são discutidos os efeitos e métodos aproximados de determinar as forças explosivas nas estruturas, dando ênfase ao procedimento proposto pela UFC.

As forças dinâmicas resultantes de explosões são provocadas pelo aumento instantâneo da pressão do ar causada pela passagem da onda de choque, e das forças associadas aos ventos resultantes [7]. De acordo com a UFC, as forças explosivas nas estruturas dependem de vários fatores:

- A magnitude da explosão;
- A localização do explosivo em relação à estrutura em questão;
- A configuração geométrica e rigidez da estrutura;

- A orientação da estrutura em relação à explosão na superfície do solo.

Os primeiros dois pontos da lista foram revistos nas secções anteriores e não serão discutidos adiante. A geometria da estrutura influencia a forma como a onda de choque interage com a estrutura. Por outro lado, a rigidez irá determinar se o comportamento da estrutura é influenciado pelas ações explosivas, ou seja, se a estrutura tiver rigidez suficiente não irá ser influenciada pelas ações explosivas, contudo, poderão alterar a onda de choque. No entanto, outras estruturas irão deformar-se e moverem-se de uma forma que o seu comportamento altera a transmissão de esforços [7].

### 2.3.1 Efeito da explosão na estrutura

Quando a onda de choque atinge uma estrutura, esta é localmente perturbada. O comportamento da onda de choque pode ser descrito pela sequência de eventos que ocorrem quando a onda se propaga sobre uma estrutura plana rígida, como ilustrado na Figura 2.21.

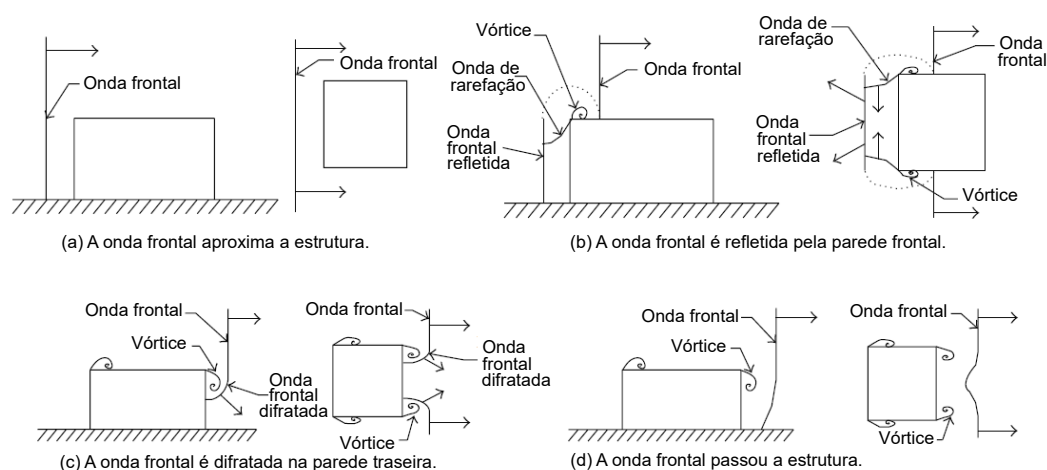


Figura 2.21: Efeito da onda de choque na estrutura (adaptado de [28]).

A geometria é ilustrada na Figura 2.21 (a) com a onda incidente normal à parede frontal, e a pressão em todos os pontos da parede é igual à pressão atmosférica  $P_a$ . Quando a onda incidente atinge a parede frontal, ocorre uma reflexão. A onda refletida move-se na direção oposta à da onda incidente e a pressão sobe para  $P_a + P_r$ . À medida que a onda refletida se propaga, a sobrepressão da onda incidente existente em cima e nos lados inicia uma onda de rarefação que se move para o centro da parede frontal à velocidade do som, como mostrado na Figura 2.21 (b). Vórtices<sup>2</sup> são formados nas arestas entre a parede frontal e o telhado e paredes laterais movendo-se ao longo das paredes laterais e do

<sup>2</sup>Um vórtice é uma região de ar que gira sobre um eixo a alta velocidade com sobrepressões baixas no centro devido ao efeito de Venturi [16].

telhado [16].

À medida que a onda incidente passa além da parede traseira, difrata ao longo da mesma, como se observa na Figura 2.21(c). Aqui também são formados vórtices nas arestas da estrutura. No instante mostrado na Figura 2.21 (c), a onda refletida da parede frontal foi completamente atenuada pela onda de rarefação, e a pressão na parede frontal é  $P_a + q_o$ , onde  $q_o$  é a pressão dinâmica. Na parede de cima e dos lados a pressão é aproximadamente igual a  $P_a + P_s$ . A máxima pressão na parede traseira desenvolve-se devagar, como resultado do fenômeno do vórtice e do tempo necessário para que a parede seja envolvida pela explosão. Na fase final a onda incidente passou a estrutura, o processo terminou e a estrutura está imersa no fluxo formado pela onda [16].

### 2.3.2 Simplificações da UFC

A interação de uma onda de choque com a estrutura é um processo complicado. Para facilitar o cálculo da resposta às ações são assumidas na UFC [10] algumas simplificações:

- A forma da estrutura é geralmente retangular e posicionada acima da superfície;
- A estrutura tem rigidez infinita;
- O pico de sobrepressão de interesse é igual ou inferior a  $P_s=1.38$  MPa;
- A estrutura é exposta à onda de choque característica da região Mach stem, sendo a altura da Mach stem superior à da estrutura.

Para fins de projeto, a curva pressão em variação com o tempo pode ser aproximada por uma triangular equivalente como apresentado na Figura 2.22.

No entanto, para manter o impulso total positivo inalterado, é necessário substituir a duração da fase positiva real  $t_o$  por uma duração fictícia  $t_{of}$  expressa em função do impulso total positivo e do pico de sobrepressão:

$$t_{of} = \frac{2i}{P} \quad (2.12)$$

A relação acima é aplicável tanto à sobrepressão incidente como à sobrepressão refletida, usando os valores de sobrepressão e impulso obtidos para a onda refletida. Note-se que a duração fictícia  $t_{of}$  é mais pequena em magnitude que a duração real  $t_o$ , o que leva à existência de um intervalo de tempo entre a duração fictícia e o início da fase negativa. Este intervalo de tempo, representado na Figura 2.22, deve ser mantido se o interesse for a análise total da estrutura.

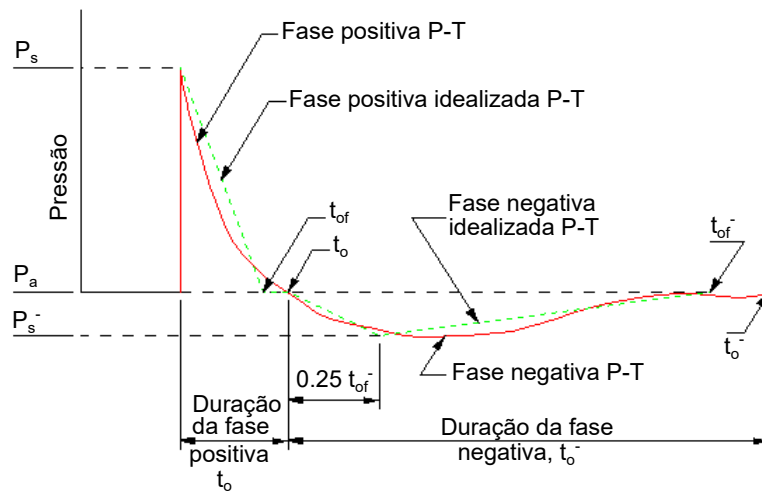


Figura 2.22: Variação pressão-tempo idealizada (adaptado de [10]).

### Parede frontal

A variação da pressão ao longo do tempo numa parede frontal é ilustrado na Figura 2.23 caso a onda incidente seja normal à parede.

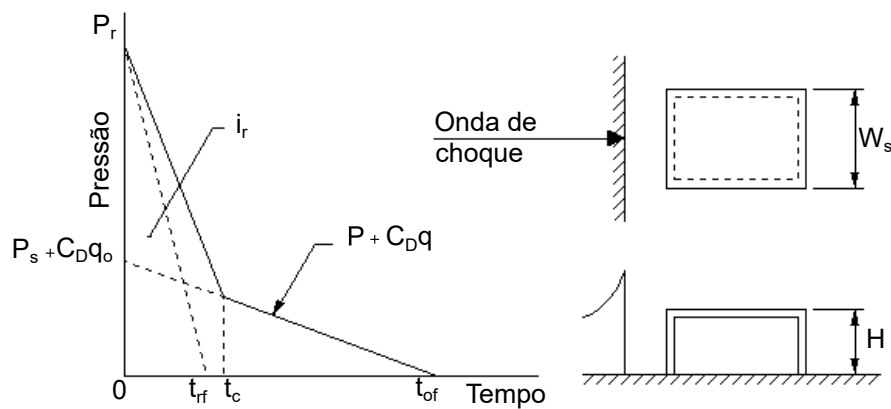


Figura 2.23: Carregamento da parede frontal (adaptado de [10]).

No momento do impacto, a onda incidente atinge a estrutura e a sobrepressão aumenta imediatamente para a sobrepressão refletida normal  $P_r$ , valor que pode ser obtido através do ábaco representado na Figura 2.20. Depois do impacto, o tempo de compensação  $t_c$ , requerido, para aliviar a sobrepressão refletida é dado [10] por:

$$t_c = \frac{4S}{(1 + R) C_r} \quad (2.13)$$

onde  $S$  é a distância de compensação e é igual ao menor valor entre  $H$  e  $W_s/2$ ,  $R$  é calculado pelo rácio  $S/G$  onde  $G$  é igual ao maior valor entre  $H$  e  $W_s/2$ , e  $C_r$  é a velocidade do som na região refletida obtida através da Figura 2.24.

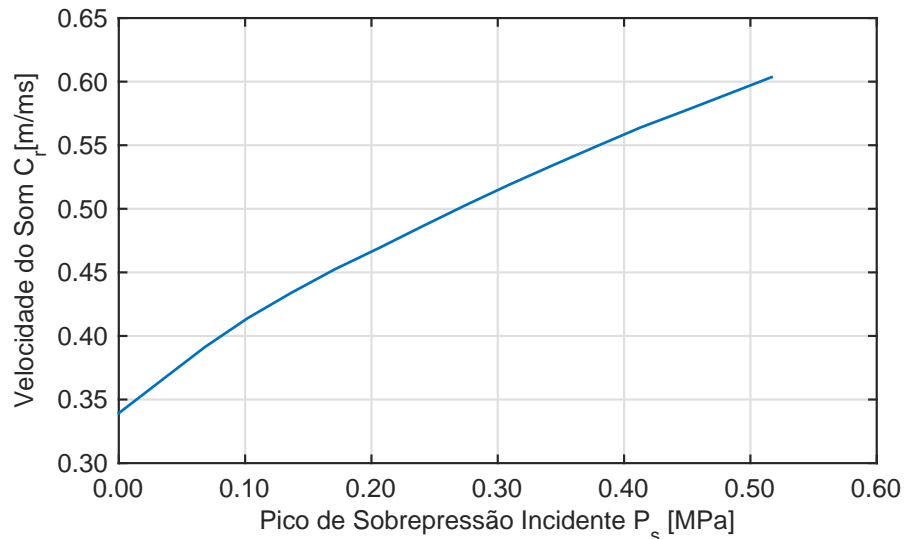


Figura 2.24: Velocidade do som na região da sobrepressão refletida (adaptado de [10]).

Depois do tempo de compensação  $t_c$ , a pressão que atua na parede frontal é caracterizada pela soma algébrica da sobrepressão incidente  $P_s$  e a pressão de arrasto  $C_D q_o$ , que resulta da multiplicação do coeficiente de arrasto  $C_D$  com a pressão dinâmica  $q$  correspondente a  $P_s$ .

$$P = P_s + C_D q_o \quad (2.14)$$

O coeficiente de arrasto dá a relação entre a pressão dinâmica e a pressão translacional total na direção do vento produzida pela pressão dinâmica. Um valor de  $C_D = 1$  para a parede frontal é considerado adequado para as sobrepressões consideradas na UFC. No entanto, para sobrepressões mais altas, o coeficiente de arrasto considerado poderá produzir uma variação pressão-tempo inadequada devido ao impulso envolvido ser extremamente curto.

Assim sendo, a curva pressão-tempo construída deve ser verificada para determinar a sua precisão. A comparação é feita construindo uma segunda curva, linha a tracejado presente na Figura 2.23, usando o impulso refletido  $i_r$  para uma onda de reflexão normal. A nova duração fictícia  $t_{rf}$  é obtida por:

$$t_{rf} = \frac{2i_r}{P_r} \quad (2.15)$$

Por fim, obtêm-se os resultados do impulso de ambas as curvas e a curva que resultar no impulso mais baixo, deve ser usada no cálculo do carregamento da parede frontal. Se a onda de choque atinge a parede frontal com um ângulo

oblíquo, o pico de sobrepressão refletido será em função da sobrepressão incidente e do ângulo incidente entre a onda de choque e a parede frontal, obtido pela Figura 2.15.

### Telhado e paredes laterais

À medida que a onda de choque atravessa a estrutura, a pressão, igual à sobrepressão incidente, é transmitida para o telhado e paredes laterais num determinado momento e num ponto específico, reduzida por uma pressão de arrasto negativa  $C_Dq$ . A parte da superfície carregada num momento específico depende da magnitude da sobrepressão incidente, da localização da onda de choque e do comprimento de onda  $L_w$ .

Para determinar com precisão o carregamento na superfície deve ser feita uma análise ao longo da superfície, como representado na Figura 2.25, para obter a sobrepressão incidente equivalente que atua num comprimento  $L$  em função do tempo. Como o ponto de inflexão varia com a propagação da onda de choque na superfície, a fim de tornar válida a suposição da pressão uniforme, o carregamento em ambas as superfícies deve ser contínuo em todo o comprimento.

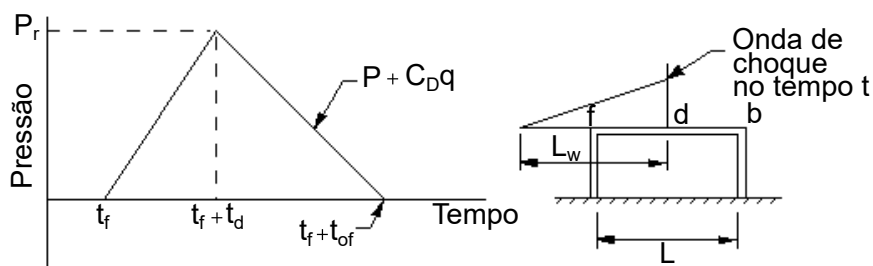


Figura 2.25: Carregamento do telhado e paredes laterais (adaptado de [10]).

Como ilustrado na Figura 2.25, a pressão uniforme equivalente aumenta linearmente inicialmente no tempo  $t_f$ , quando a onda atinge a parede frontal (ponto  $f$ ), até ao tempo  $t_d$ , quando o pico de pressão uniforme equivalente é atingido no ponto  $d$ . A pressão uniforme equivalente irá diminuir até zero após a passagem da onda de choque no ponto  $b$ .

Para simplificar os cálculos, a pressão uniforme equivalente é expressa em função dos parâmetros da onda de choque no ponto  $f$ . O fator de carga equivalente  $C_E$ , o tempo de aumento  $t_d$ , e a duração da pressão uniforme equivalente  $t_{of}$  são obtidos através das Figuras 2.26, 2.27 e 2.28, em função da relação entre o comprimento da onda de choque e o comprimento da estrutura  $L_{wf}/L$ .

O valor de pico da pressão  $P_R$ , que atua no telhado e nas paredes laterais, é a soma da contribuição da pressão uniforme equivalente e da pressão de arrasto:

$$P_R = C_E P_{sf} + C_D q_{of} \quad (2.16)$$

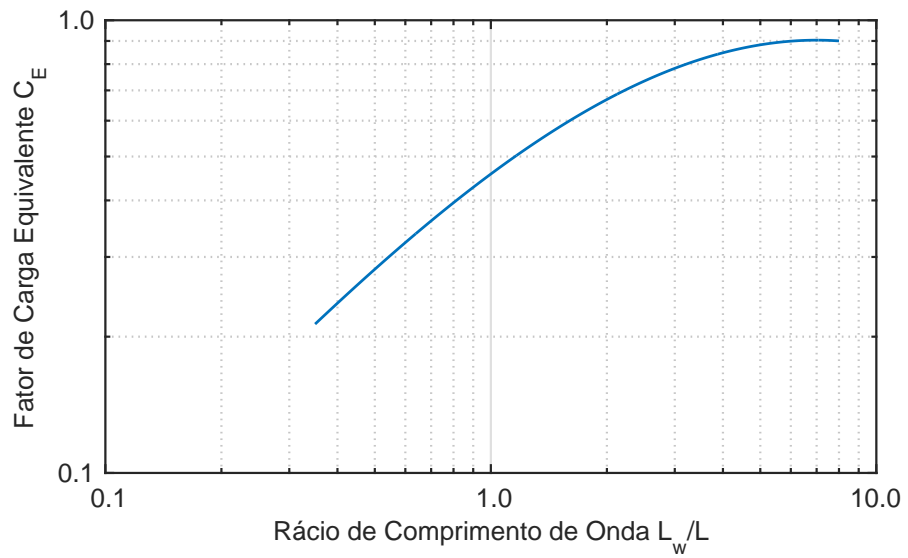


Figura 2.26: Fator de carga equivalente (adaptado de [10]).

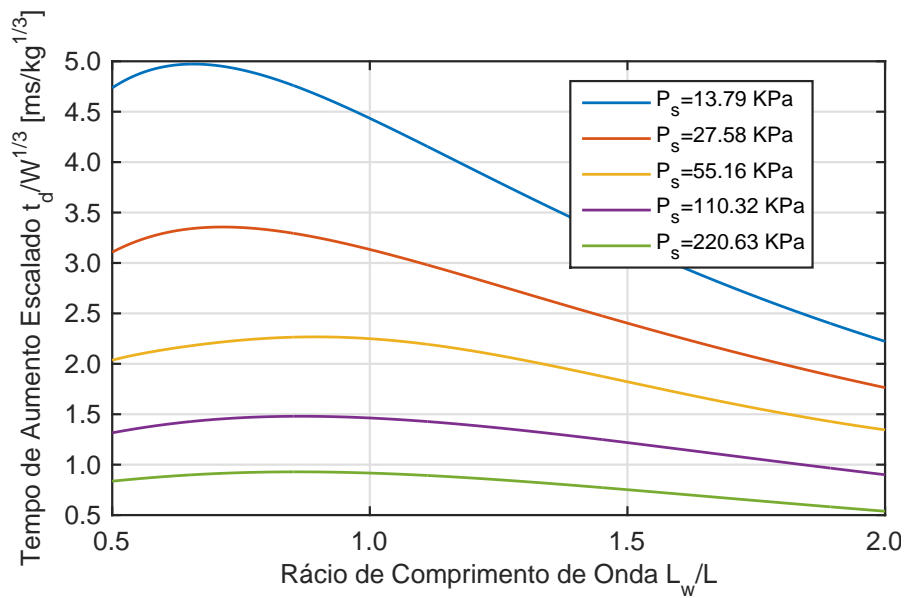


Figura 2.27: Tempo de aumento escalado (adaptado de [10]).

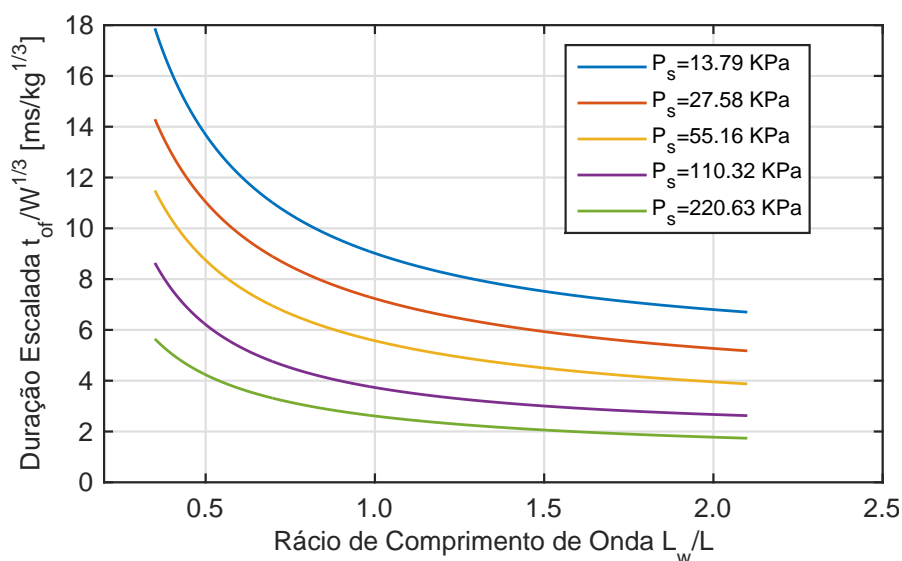


Figura 2.28: Duração escalada (adaptado de [10]).

onde  $P_{sf}$  é a sobrepessão incidente que ocorre no ponto  $f$  e  $q_{of}$  é a pressão dinâmica em função de  $C_E P_{sf}$ , determinada através da Figura 2.6. O coeficiente de arrasto  $C_D$  para o telhado e paredes laterais obtêm-se em função da pressão dinâmica. A UFC recomenda os valores indicados na Tabela 2.2. Sendo estes valores usados principalmente para o cálculo de projeto de superfícies individuais.

Tabela 2.2: Coeficiente de arrasto para o telhado e paredes laterais (adaptado de [10]).

Pressão Dinâmica $q_o$ [KPa]	Coeficiente de Arrasto $C_D$
0-172.37	-0.40
172.36-344.74	-0.30
344.74-896.32	-0.20

Se a parede lateral estiver posicionada com um ângulo oblíquo em relação à onda de choque, então as forças explosivas que atuam na parede lateral deverão ser calculadas tal como foi descrito para a parede frontal.

### Parede traseira

Em muitos casos de projeto, a razão principal para determinar as forças explosivas que atuam na parede traseira é determinar o efeito de arrasto geral do edifício. Por esta razão, um procedimento poderá ser usado onde as forças explosivas aplicadas na parede traseira, ilustradas na Figura 2.29, são calculadas usando o mesmo método uniforme equivalente utilizado para obter as forças explosivas do

telhado e paredes laterais.

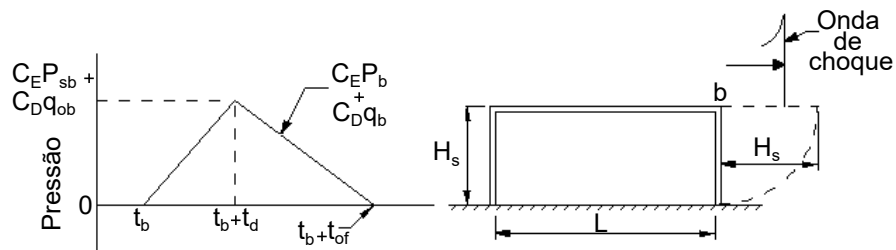


Figura 2.29: Carregamento da parede traseira (adaptado de [10]).

O pico de sobrepressão da curva pressão-tempo uniforme equivalente (Figura 2.29) é calculado usando o pico de sobrepressão na aresta traseira do telhado  $P_{sb}$ , no ponto  $b$ . O fator de carga equivalente  $C_E$ , o tempo de aumento  $t_d$  e a duração da pressão uniforme equivalente  $t_{of}$  são obtidos em função da relação entre o comprimento da onda de choque no ponto  $b$  e a altura da parede traseira  $L_w/H_s$ .

Como no telhado e paredes laterais, as forças explosivas que atuam na parede traseira dependem das pressões de arrasto e também da sobrepressão incidente. Os coeficientes de arrasto  $C_D$ , são idênticos aos apresentados para o telhado e paredes laterais na Tabela 2.2, e a pressão de arrasto é aquela associada com a pressão  $C_E P_{sb}$ .

No caso em que a parede traseira é posicionada com um ângulo oblíquo em relação à onda de choque, o pico de sobrepressão incidente no ponto  $b$  deve ser calculado no ponto médio da aresta traseira do telhado.



## Capítulo 3

# Modelação numérica no LS-DYNA

O propósito deste capítulo é rever um conjunto de conceitos fundamentais implementados no programa de cálculo numérico LS-DYNA tais como alguns dos algoritmos, materiais e comandos utilizados.

### 3.1 Introdução

O programa não-linear de elementos finitos LS-DYNA desenvolvido pela empresa *Livermore Software Technology Corporation* (LSTC), pode ser usado para modelar a detonação do explosivo e posterior propagação da onda de choque no meio ambiente. A metodologia da solução do LS-DYNA é utilizada para problemas dinâmicos não-lineares, como explosões, e baseia-se na integração explícita<sup>1</sup> no tempo de equações conservativas [14]. As equações que regem a conservação de massa, momento e energia são expressas pelas equações (3.1), (3.2) e (3.3), respetivamente, e são satisfeitas em cada passo de tempo através da discretização espacial de um domínio contínuo em elementos finitos [26].

$$\frac{\delta \rho}{\delta t} = -\rho \frac{\delta v}{\delta x} - (v - w) \frac{\delta \rho}{\delta x} \quad (3.1)$$

$$\rho \frac{\delta v}{\delta t} = \sigma + \rho b - \rho(v - w) \frac{\delta v}{\delta x} \quad (3.2)$$

$$\rho \frac{\delta E}{\delta t} = \sigma v + \rho b v - \rho(v - w) \frac{\delta E}{\delta x} \quad (3.3)$$

Nestas equações, o  $v$  e  $w$  são a velocidade do material e da malha, respetivamente,  $\rho$  e  $E$  são a densidade e a energia específica do fluído,  $b$  a força interna e  $\sigma$  a tensão. Para resolver estas equações é necessário definir

---

<sup>1</sup>A utilização deste método significa que a solução no passo de tempo atual pode ser determinada a partir da solução no passo de tempo anterior [9]

as propriedades dos materiais e equações de estado, tal como apresentado na secção seguinte.

### 3.1.1 Equações de estado e propriedades dos materiais

O LS-DYNA requer a definição de partes dentro do modelo numérico e cada parte representa uma componente individual como o explosivo, o ar e a estrutura, sendo que cada um deve ter um modelo de material atribuído. No caso da modelação de fluidos, uma equação de estado (EOS) deve ser definida para cada parte que represente um fluído, que expressa uma relação entre a pressão  $p$ , o volume específico  $V$ , e a energia específica  $E$  [1].

Na presente dissertação, o ar é modelado como um gás ideal através do modelo de material \*MAT\_NULL e da equação de estado \*EOS\_LINEAR\_POLYNOMIAL. A pressão da equação de estado polinomial linear é definida como:

$$p = C_0 + C_1\mu + C_2\mu^2 + C_3\mu^3 + E(C_4 + C_5\mu + C_6\mu^2) \quad (3.4)$$

onde  $\mu$  é:

$$\mu = \frac{\rho}{\rho_0} - 1 \quad (3.5)$$

As variáveis  $C_0, C_1, C_2, C_3, C_4, C_5, C_6$  são constantes,  $\rho$  e  $\rho_0$  são as densidades actual e inicial do ar, respetivamente. Para gases ideais, as constantes devem tomar os valores  $C_0 = C_1 = C_2 = C_3 = C_6 = 0$  e  $C_4 = C_5 = \gamma - 1$ , sendo a equação (3.5) reduzida a:

$$p = (\gamma - 1) \frac{\rho}{\rho_0} E \quad (3.6)$$

onde  $E$  é a energia interna específica e  $\gamma$  é a relação entre o calor específico a pressão constante e o calor específico a volume constante. Considerando o ar como um gás ideal, com  $\gamma = 1.4$  e  $E = 250$  kPa, a equação (3.6) retorna o valor da pressão atmosférica de 1 atm, quando  $\rho = \rho_0$  [1].

Tendo em conta que o processo da detonação é modelado, torna-se necessária a definição de um modelo do material e uma equação de estado para o explosivo. No LS-DYNA, o comando \*MAT\_HIGH\_EXPLOSIVE\_BURN é normalmente utilizado e requer a definição da densidade  $\rho$ , a velocidade de detonação,  $D$ , e a pressão Chapman-Jouguet,  $PCJ$ , do explosivo [1].

A equação de estado utilizada para explosivos é, usualmente, a equação empírica de Jones-Wilkins-Lee (JWL), definida pelo comando \*EOS\_JWL, que descreve a pressão, o volume e relação de energia do explosivo como [1]:

$$p = A \left(1 - \frac{\omega}{R_1 V}\right) e^{R_1 V} + B \left(1 - \frac{\omega}{R_2 V}\right) e^{R_2 V} + \frac{\omega E}{V} \quad (3.7)$$

onde  $A$ ,  $B$ ,  $R_1$ ,  $R_2$  e  $\omega$  são constantes,  $V$  é o volume e  $E$  é a energia interna. Na Tabela 3.1 apresentam-se os parâmetros para o ar e o explosivo.

Na presente dissertação apenas se considerou explosões resultantes de cargas de TNT, pelo que os parâmetros necessários para a definição da equação de estado JWL foram os propostos por [12].

Por último, para a modelação de uma estrutura rígida foram bloqueados os graus de liberdade dos elementos finitos.

Tabela 3.1: Parâmetros do modelos de materiais e equações de estado (Unidades SI).

	<b>*MAT_NULL</b>							
Ar	$\rho_o$	1.29						
	<b>*EOS_LINEAR_POLYNOMIAL</b>							
	$C_0$	$C_1$	$C_2$	$C_3$	$C_4$	$C_5$	$C_6$	$E_0$
	0.0	0.0	0.0	0.0	0.4	0.4	0.0	$2.5e^5$
	<b>*MAT_HIGH_EXPLOSIVE_BURN</b>							
TNT	$\rho_o$	$D$	$PCJ$					
	1630.0	6930.0	$2.1e^{10}$					
	<b>*EOS_JWL</b>							
	$A$	$B$	$R_1$	$R_2$	$w$	$E_0$		
	$3.712e^{11}$	$3.231e^9$	4.150	0.950	0.300	$7.000e^{10}$		

### 3.2 Método Arbitrário Lagrangiano-Euleriano

Em geral, o LS-DYNA utiliza três metodologias de elementos finitos para a análise de problemas dinâmicos não-lineares: o método Lagrangiano, o Euleriano e o Arbitrário Lagrangiano-Euleriano (ALE). A diferença entre eles é a forma como se processa o movimento relativo entre a malha de elementos finitos e o material em análise [11].

O método Lagrangiano é usado principalmente para simular deformações estruturais. A malha de elementos finitos deforma-se juntamente com o material e a forma do material deformado pode ser determinada. No entanto, a desvantagem desta descrição é que ela é imprecisa quando há grandes distorções da malha que aparecem facilmente devido a grandes deformações, como por exemplo as expansões provenientes da detonação de um explosivo [19].

A análise Lagrangiana para as equações de conservação, define a velocidade da malha igual à do material, pelo que  $w = v$ , e dará uma solução da malha deformada. Contudo, se a malha ficar muito distorcida, é terminado o cálculo da

simulação e um ajustamento manual dos nós da malha distorcida é necessário para a continuação do resto da simulação [25].

Na Figura 3.1 apresenta-se uma ilustração do movimento da malha Lagrangiana. Em primeiro, a malha é inicializada com o material até ao ponto N2. Depois de um passo Lagrangiano, guiado pelas equações de conservação, o ponto N2 é movido para uma nova posição.

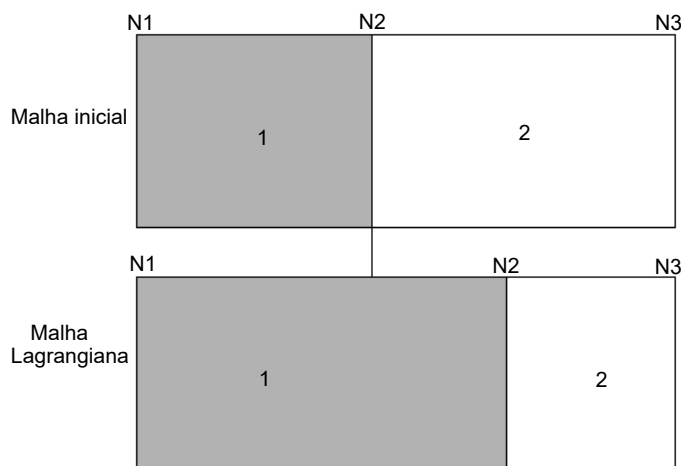


Figura 3.1: Esquema unidimensional da formulação Lagrangiana (adaptado de [29]).

Por outro lado, o método Euleriano é muito utilizado na dinâmica de fluidos onde grandes deformações do material são comuns. A malha permanece fixa e o material flui através da malha. No entanto, a necessidade de seguir com precisão interfaces do material pode ser problemático e muito pesado computacionalmente devido à utilização de algoritmos complexos de transporte de material entre elementos [19].

Na formulação Euleriana para a solução das equações de conservação, a velocidade da malha é zero, logo  $w = 0$ . A simulação usando o método Euleriano é resolvida nos dois passos seguintes, num processo conhecido como divisão do operador [27]:

1. A velocidade da malha é igual à velocidade do material,  $w = v$ . Sendo que durante este passo a malha move-se com o material, tal como ocorre na análise Lagrangiana. Durante este processo assegura a conservação da massa. Os deslocamentos e velocidades nos nós da malha são calculados até que a deformação se torne excessiva.
2. Neste passo, a velocidade da malha é zero,  $w = 0$ , sendo utilizada uma técnica de ajustamento da malha para colocar a mesma de volta à sua posição inicial. De seguida, é realizado um passo de advecção que transporta o fluxo do material de um elemento para outro.

Na Figura 3.2 apresenta-se uma representação dos passos do método Euleriano anteriormente descritos. Após o passo Lagrangiano, igual ao apresentado na Figura 3.1 o ponto N2 é ajustado de volta à sua posição da malha inicial. Durante o ajustamento da malha no passo 2, o fluxo do material é definido como a diferença do ponto N2 entre a malha do passo 1.

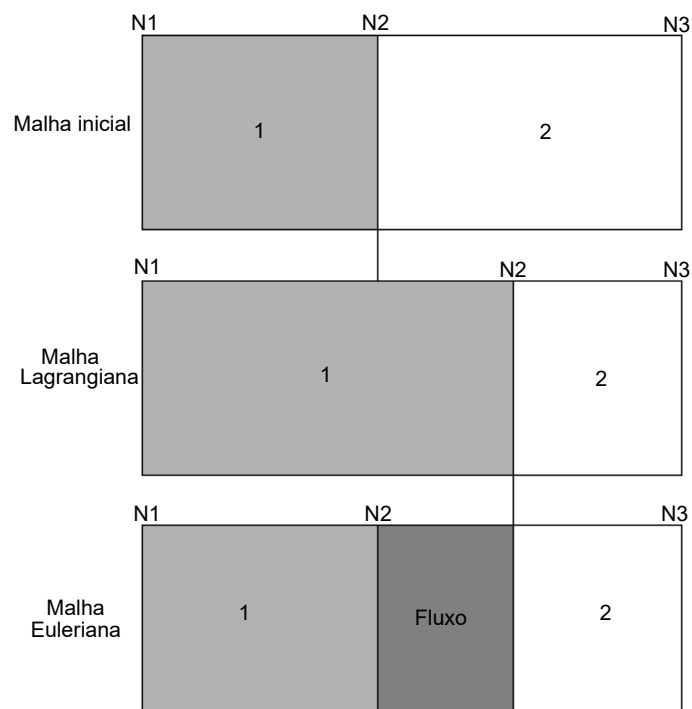


Figura 3.2: Esquema unidimensional da formulação Euleriana (adaptado de [29]).

O método Arbitrário Lagrangiano Euleriano (ALE) combina as vantagens dos métodos Lagrangiano e Euleriano. Neste método o material flui através da malha, que se move arbitrariamente em relação ao material. Ao mover, é possível minimizar o efeito de transporte de material entre elementos e assim aumentar a precisão dos resultados [19]. Este método é muito utilizado em problemas relacionados com a simulação de explosivos e foi utilizado nas modelações na presente dissertação.

A formulação ALE é semelhante à formulação Euleriana mas, na fase do ajustamento da malha, em vez de a malha regressar à sua posição inicial, a malha é ajustada para uma posição ótima determinada por um algoritmo de ajustamento. Nesta posição, o restante fluxo é calculado através de um método de advecção. Na Figura 3.3 encontra-se representado o movimento da malha determinado através do método ALE. Como anteriormente, o passo 1 é idêntico à formulação Lagrangiana. No passo 2, a malha é ajustada para uma posição ótima e a diferença do ponto N2 entre a malha do passo 1 define o fluxo de material.

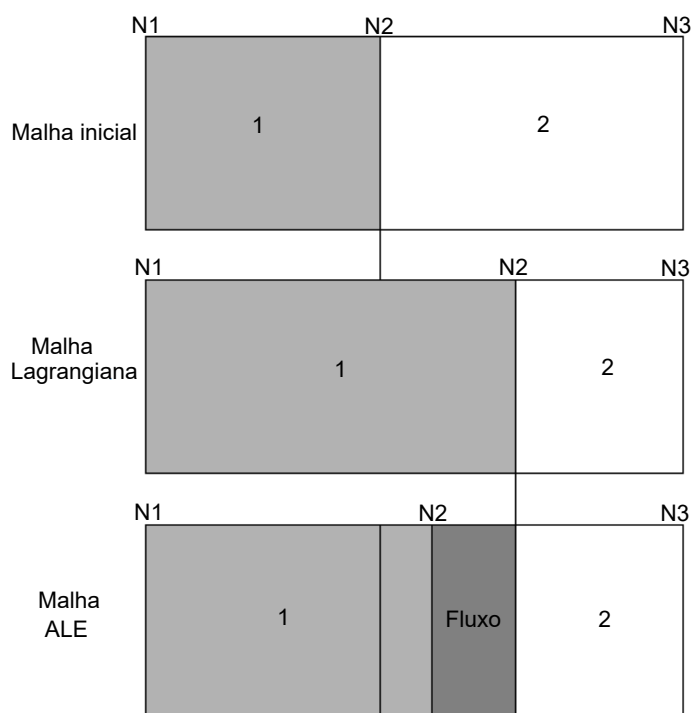


Figura 3.3: Esquema unidimensional da formulação ALE (adaptado de [29]).

### 3.2.1 Métodos de advecção

O uso de métodos de advecção serve para facilitar o movimento do fluxo do material entre elementos. Um bom algoritmo de advecção deve ser monotônico, conservativo e estável. Isto significa que o algoritmo não deve introduzir novos valores máximos e mínimos (monotônico) e não deve mudar a massa total e outras propriedades do sistema (conservativo) [14].

No LS-DYNA existem dois algoritmos diferentes para o transporte do fluxo de material entre elementos, o método de advecção de Donor Cell e de Van Leer [14].

O algoritmo de Donor Cell, Figura 3.4 (a), é um algoritmo de primeira ordem que é estável, monotônico e rápido, contudo é dissipativo. Neste caso o fluxo de material é transferido de forma instantânea em cada face de elemento. Adicionalmente, a dissipação ocorre porque o material que acabou de entrar no elemento, e que devia estar perto da face, é espalhado em todo o elemento [25].

O algoritmo de Van Leer, Figura 3.4 (b), é um algoritmo que é monotônico, conservativo e de segunda ordem. Posto isto, requer maior tempo computacional do que o método de advecção de Donor Cell. Usa um ajuste parabólico que permite transferir o fluxo de material de forma gradual entre elementos sem dissipação [29].

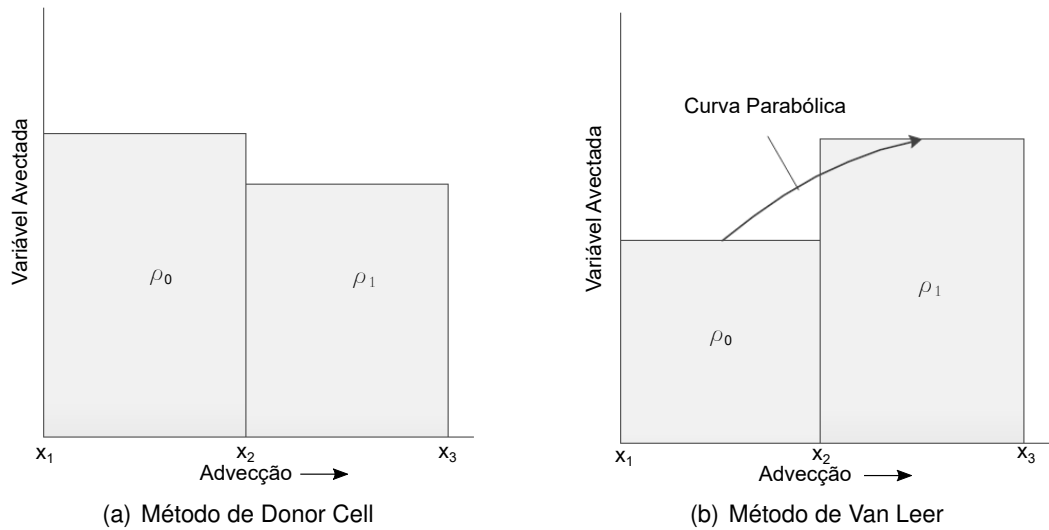


Figura 3.4: Exemplo dos métodos de advecção (adaptado de [29]).

### 3.3 Interação fluido-estrutura

De modo a determinar corretamente a transferência de informações entre o fluido e a estrutura é necessário um algoritmo de acoplamento. O comando `*CONSTRAINED_LAGRANGE_IN_SOLID` utilizado no LS-DYNA permite que a malha Lagrangiana da estrutura seja acoplada à malha do fluido. Este acoplamento é obtido através de uma mola cuja extremidade é ligada ao nó designado como escravo (estrutura), sendo a outra extremidade ligada ao nó designado como mestre (fluido).

A Figura 3.5 ilustra um exemplo baseado na abordagem de acoplamento utilizado. Quando a malha do fluido penetra através do espaço vazio, são ligadas molas aos nós mestre e escravo, de modo a contrariar a penetração, e assim remover os nós mestres do espaço vazio.

A força de acoplamento é descrita pela equação (3.8), onde,  $d$  é a profundidade de penetração de uma partícula do fluido na estrutura e  $k$  representa a rigidez da mola.

$$F = kd \quad (3.8)$$

A força  $F$  é aplicada tanto ao nó escravo da estrutura como ao nó mestre do fluido, em direções opostas, com o propósito de satisfazer o equilíbrio de forças na interface de acoplamento [2].

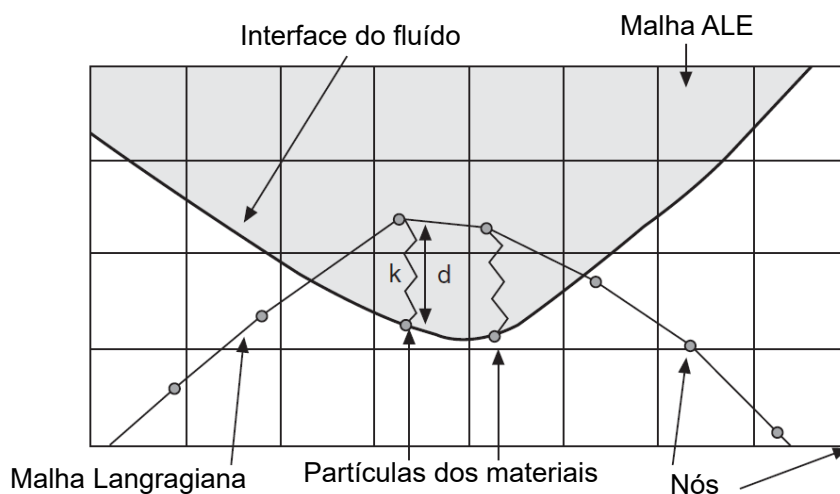


Figura 3.5: Esquema do algoritmo de acoplamento (adaptado de [2]).

### 3.4 Elementos com um ponto de integração

Na presente dissertação, foram utilizados elementos de linha com 1 grau de liberdade nos 2 nós, de *shell* com 2 graus de liberdade nos 4 nós e de cubo com 3 graus de liberdade nos 8 nós. Estes elementos podem ser integrados em todos os nós no entanto, o cálculo de tensão do material em todos os nós é muito dispendioso em termos computacionais. Para ultrapassar este problema, o LS-DYNA calcula o estado de tensão de um elemento apenas num ponto, no centro do elemento [14]. Na Figura 3.6, as coordenadas  $x$ , velocidades  $u$ , forças  $F$  e massas  $m$  são tipicamente definidas nos cantos dos nós, enquanto que as tensões  $\sigma$ , pressões  $p$ , energias  $e$  e densidades  $\rho$  são centradas no elemento.

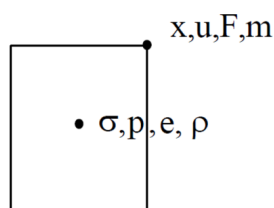


Figura 3.6: Variáveis centradas no método ALE [5].

Os elementos com um ponto de integração permitem diminuir o tempo de análise. No entanto, a utilização destes elementos pode resultar em modos espúrios que não são resistidos pelas forças internas. Estes modos espúrios ocorrem sem que exista variação de energia, ou seja, estes constituem modos de energia nula, que poderão causar oscilações na solução. O comando `*HOURGLASS` no LS-DYNA permite controlar os modos de energia nula, permitindo assim manter as vantagens dos elementos com um ponto de integração, sem que estes gerem instabilidade na análise. Na Figura 3.7 apresentam-se dois modos de energia nula

para um elemento de cúbico de 8 nós com apenas um ponto de integração [14].

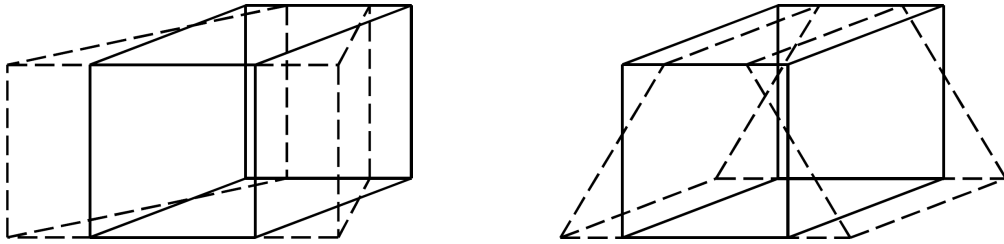


Figura 3.7: Modos de energia nula para um elemento com um ponto de integração [14].

### 3.5 Comandos relevantes no LS-DYNA

O LS-DYNA acede a vários algoritmos através de uso de comandos no ficheiro de entrada. Uma série de algoritmos e funções foram adicionadas nos últimos anos, que melhoraram a capacidade do LS-DYNA para simular eventos explosivos [18]. Os comandos mais relevantes para o estudo das modelações numéricas realizadas na presente dissertação são aqui apresentadas.

- `*ALE_MULTI_MATERIAL_GROUP` permite que cada elemento contenha diferentes materiais no seu interior, essencial para modelar a interação entre explosivos e ar.
- `*BOUNDARY_NON_REFLECTING` prescreve a condição de fronteira em uma superfície livre. Isso permite que o material flua para fora do modelo sem que ocorram reflexões nas fronteiras. Investigações realizadas por Rigby [23] mostraram que este comando não funciona bem, existindo reflexões nas fronteiras.
- `*CONTROL_ALE` permite que os parâmetros globais para as análises ALE sejam definidos, como o número de ciclos entre as advecções (NADV) e o método de advecção a utilizar (METH).
- `*DATABASE_TRACER` serve para guardar o histórico de um ponto do material (TRACK=0) ou ponto espacial (TRACK=1). Esta *keyword* pode ser usada para produzir curvas pressão-tempo numa coordenada fixa na malha, o que dará a sobrepressão da explosão quando a pressão ambiente é subtraída.

- \*INITIAL\_ALE\_MAPPING inicia a análise com os dados de uma análise anterior. Isto permite mudar o tamanho da malha e/ou o tamanho do modelo na simulação seguinte, é particularmente útil para mudar de 1D e/ou 2D para 3D economizando assim um grande tempo computacional.
- \*INITIAL\_DETONATION define a localização do centro da detonação do explosivo.
- \*INITIAL\_VOLUME\_FRACTION\_GEOMETRY define o volume com uma determinada geometria, que será preenchido com um material ALE. Posto isto, é possível representar o explosivo sem que este seja explicitamente modelado na malha de elementos finitos.
- \*LOAD\_BLAST\_ENHANCED aplica as relações empíricas da UFC [10] às superfícies definidas pelo utilizador, necessitando apenas da massa, coordenadas da detonação do explosivo e categoria da explosão. O programa permite a aplicação das relações empíricas a uma camada de elementos de ar ALE [24], evitando assim a necessidade de modelar a detonação inicial e a propagação da onda de explosão subsequente, enquanto a mesma não sofre reflexões.
- \*DATABASE\_FSI faz com que certas informações de acoplamento relacionadas com o fluxo e carregamentos nas superfícies da estrutura selecionadas, determinadas através do algoritmo \*CONSTRAINED\_LAGRANGE\_IN\_SOLID, sejam gravadas no arquivo *dbfsi* baseado em ASCII.

## Capítulo 4

# Casos de Estudo

O presente capítulo tem como âmbito apresentar os casos de estudo que foram realizados na presente dissertação. Os dois primeiros casos referem-se à criação de modelos numéricos, uni e bidimensionais, para a simulação de uma explosão aérea perfeita. Por outro lado, o último caso de estudo visa simular, através de um modelo numérico tridimensional, uma explosão à superfície, tendo por base um exemplo apresentado na UFC. Os resultados obtidos são apresentados e posteriormente comparados com os valores da literatura.

### 4.1 Modelação da onda de choque em 1D

O propósito do estudo da propagação de uma onda de choque nesta secção, é verificar a capacidade do programa de cálculo numérico LS-DYNA na simulação de problemas de explosões através de elementos finitos unidimensionais. A fim de estudar os parâmetros da sobrepressão de pico  $P_s$ , duração da fase positiva  $t_o$  e do impulso específico  $i_s$ , para uma explosão aérea perfeita, considerou-se um modelo com uma carga esférica de 1 kg de TNT. Assim, considerando uma densidade de TNT,  $\rho = 1630 \text{ kg/m}^3$  [12], o correspondente raio da carga será 52.71 mm. Foi escolhido um domínio de ar com 5 m para a propagação da onda. Um modelo genérico está representado na Figura 4.1, onde a origem das coordenadas corresponde ao início do raio da carga apresentado.

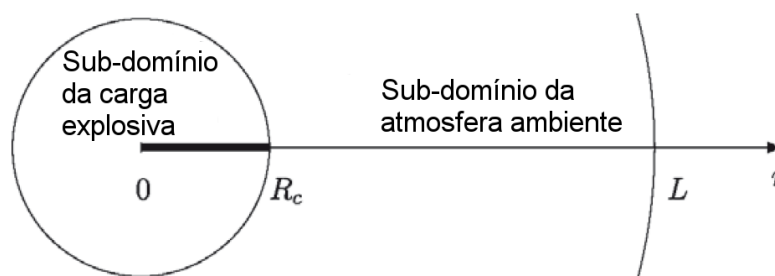


Figura 4.1: Modelo 1D (adaptado de [4]).

Note-se que, os elementos de barra/unidimensionais devem ser dispostos ao longo do eixo  $x$ . Adicionalmente, refira-se que a formulação de elemento utilizada, apesar deste ser unidimensional, corresponde a uma esfera, sendo simétrico ao longo do ponto inicial do raio.

A modelação da detonação e propagação da onda de choque para domínios de uma dimensão é dividida em dois sub-domínios. O primeiro, onde  $0 \leq r \leq R_c$ , é o domínio da carga do explosivo. O segundo sub-domínio, onde  $R_c \leq r \leq L$ , é a região da atmosfera ambiente que liga ao raio da carga. Na origem das coordenadas, do raio da carga, são definidos constrangimentos de deslocamentos nas direções  $x$ ,  $y$  e  $z$ .

A fim de estudar a influência da malha nos parâmetros da onda de choque incidente, foram consideradas dez malhas com diferentes tamanhos. A Tabela 4.1 apresenta o tamanho e o número de elementos total relativamente às malhas consideradas.

Tabela 4.1: Tamanho e número de malhas utilizadas no modelo 1D.

Malha N°	Tamanho dos elementos [mm]	N° de elementos
1	100	51
2	50	101
3	25	202
4	12.5	404
5	6.25	808
6	3.125	1 616
7	1.5625	3 232
8	0.78125	6 464
9	0.390625	12 928
10	0.1953125	25 856

No âmbito desta simulação, os valores utilizados dos materiais correspondentes à carga de explosivo e do ar são aqueles definidos no Capítulo 3. No entanto, para além do estudo da influência da malha, será realizado um estudo paramétrico de modo a estudar a influência do método de advecção (METH) e do tratamento de continuidade (DCT) utilizado.

O tratamento de continuidade permite ao utilizador invocar um esquema de advecção alternativo, DCT=0 é definido como algoritmo antigo, sendo o algoritmo novo escolhido se DCT=-1. Este novo algoritmo remove várias restrições artificiais na advecção que foram originalmente implementadas para auxiliar na estabilidade mas que já não são necessárias. No caso dos métodos de advecção, METH=1 corresponde ao método de Donor Cell de primeira ordem, METH=2 corresponde ao método de Van Leer de segunda ordem, enquanto que METH=3 corresponde ao método de Donor Cell de primeira ordem, no entanto, este conserva a energia

total em cada passo de advecção, ao contrário de  $METH=1$ , que apenas conserva a energia interna [18].

A fim de determinar os parâmetros da onda de choque incidente, foram colocados sensores para registrar a pressão em função do tempo. As posições dos sensores utilizados, definidas em \*CONTROL\_TRACER, e a correspondente distância escalada,  $Z$ , estão indicados na Tabela 4.2. As simulações foram corridas para um tempo de 10 ms, permitindo assim simular a detonação e a propagação da onda de choque, de modo a obter a totalidade da fase positiva no último sensor.

Tabela 4.2: Posição dos sensores no modelo 1D.

Sensor nº	Posição dos sensores [m] x	Z [m/kg <sup>1/3</sup> ]
1	0.50	0.50
2	0.75	0.75
3	1.00	1.00
4	1.25	1.25
5	1.50	1.50
6	1.75	1.75
7	2.00	2.00
8	2.25	2.25
9	2.50	2.50
10	2.75	2.75
11	3.00	3.00
12	3.25	3.25
13	3.50	3.50
14	3.75	3.75
15	4.00	4.00

No total foram simulados 60 modelos, num computador com processador Intel(R) Core(TM) i5-5200U 2.20 GHz, com 6 GB de memória RAM e 4 CPUs. No Apêndice A.1 apresenta-se os comandos utilizados para simular uma explosão aérea perfeita através de modelo unidimensional no LS-DYNA.

#### 4.1.1 Resultados

Os dados, em termos de pressão em função do tempo, obtidos através dos sensores posicionados a diversas distâncias do modelo unidimensional, foram tratados em ambiente *Matlab*, tendo posteriormente sido criados gráficos dos diversos parâmetros da onda de choque incidente em função da distância escalada  $Z$ . Assim, torna-se possível a comparação direta dos resultados numéricos com as formulações empíricas apresentadas por Kinney e Graham [17]

e pela norma UFC [10].

Apresentam-se na Tabela 4.3, os tempos de análise para a conclusão de cada modelo. Tal como esperado, a redução da dimensão dos elementos da malha causa um aumento no tempo de análise. No entanto, este refinamento poderá levar a uma maior precisão que pode ser insignificante como se verá nos gráficos seguintes. Note-se, que o tempo de análise para METH=2 é geralmente superior ao de METH=1 e 3, isto porque o método de advecção de Van Leer é de segunda ordem podendo levar a uma melhor precisão devido à redução da malha, levando consequentemente a um maior tempo computacional.

Tabela 4.3: Tempo de Simulação dos modelos 1D.

Malha Nº	Tempo de Simulação [h:min:seg]					
	DCT=0			DCT=-1		
	METH=1	METH=2	METH=3	METH=1	METH=2	METH=3
1	00:00:01	00:00:01	00:00:02	00:00:01	00:00:01	00:00:01
2	00:00:02	00:00:02	00:00:02	00:00:01	00:00:01	00:00:01
3	00:00:01	00:00:01	00:00:02	00:00:01	00:00:02	00:00:01
4	00:00:03	00:00:03	00:00:03	00:00:02	00:00:03	00:00:02
5	00:00:08	00:00:06	00:00:08	00:00:04	00:00:04	00:00:04
6	00:00:18	00:00:18	00:00:21	00:00:10	00:00:13	00:00:11
7	00:00:57	00:01:01	00:01:07	00:00:37	00:00:51	00:00:42
8	00:04:06	00:04:50	00:04:24	00:02:34	00:04:13	00:03:05
9	00:13:14	00:17:55	00:13:20	00:12:18	00:16:46	00:14:20
10	01:01:22	01:12:15	00:56:34	00:58:32	01:16:15	01:06:32

### Pico de sobrepressão

O pico de sobrepressão  $P_s$  foi obtido em diferentes distâncias escaladas, e os gráficos dos resultados estão apresentados na Figura 4.2 para DCT=0 e na Figura 4.3 para DCT=-1, relativamente aos três métodos de advecção METH=1, 2 e 3, para cada malha.

Observando os gráficos das Figuras 4.2 e 4.3 pode-se concluir que não só o tamanho da malha como também o tratamento de continuidade e o método de advecção utilizado podem influenciar os resultados obtidos. De notar, que as curvas obtidas para cada tratamento de continuidade e os métodos de advecções são sensíveis ao tamanho da malha.

Analisando detalhadamente os gráficos da Figura 4.2, nas malhas 1-4 observa-se uma convergência para os resultados obtidos através das formulações teóricas. Contudo, a continuação do refinamento da malha não revela uma melhor

aproximação aos valores apresentados na literatura, qualquer que seja o método de advecção considerado. Adicionalmente, é possível observar uma melhor aproximação às formulações empíricas quando  $Z$  é inferior a  $0.7 \text{ m/kg}^{1/3}$ . Verifica-se que os resultados obtidos quando  $\text{METH}=2$  convergem mais rapidamente, possivelmente devido ao facto de ser um método de segunda ordem e, conseqüentemente, mais preciso que os outros métodos de advecção.

Utilizando o algoritmo novo,  $\text{DCT}=-1$ , obtém-se os resultados ilustrados na Figura 4.3. Através da observação da mesma, é possível verificar que à medida que se aumenta o refinamento da malha, os resultados numéricos convergem para valores onde se pode verificar uma boa conformidade entre estes e os resultados de Kinney e Graham e da UFC. Com esta conformidade pode-se afirmar que os resultados do *software* são confiáveis quando se usa o algoritmo novo,  $\text{DCT}=-1$ . Tal como se verificou anteriormente, o método de Van Leer,  $\text{METH}=2$ , garante a convergência mais rápida da solução, verificado-se a convergência a partir da malha 6.

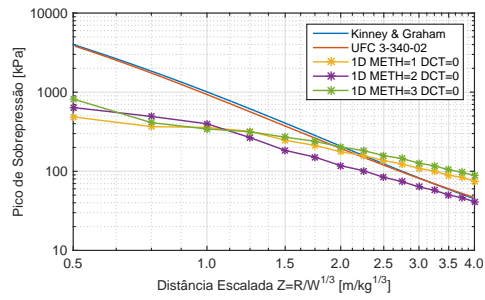
Após análise, podemos concluir que utilizando o algoritmo novo,  $\text{DCT}=-1$ , os resultados do pico de sobrepressão  $P_s$  aproximam os resultados das formulações de Kinney e Graham e a UFC, enquanto que, com o algoritmo antigo,  $\text{DCT}=0$ , resulta em soluções que se afastam das formulações, não devendo por isso ser utilizado.

Na Tabela 4.4 são apresentados os resultados numéricos da melhor solução, obtida com a malha 10,  $\text{METH}=2$  e  $\text{DCT}=-1$ . Adicionalmente, estão calculadas as diferenças relativas entre estes valores e as formulações de Kinney e Graham e a UFC. Os valores obtidos na simulação numérica são subestimados em média 15% e 12% em relação a Kinney e Graham e a UFC, respetivamente. Nos dois casos observa-se um aumento da diferença relativa na região central das diferenças escaladas, sensivelmente entre  $1.5$  e  $2.75 \text{ m/kg}^{1/3}$ .

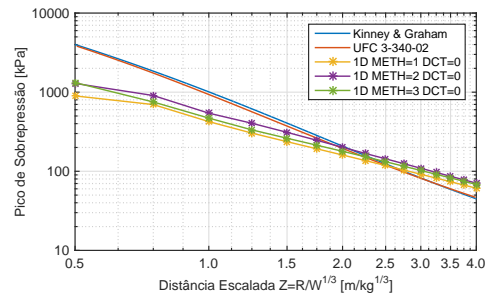
### **Duração da fase positiva**

No presente texto, não serão mostrados as curvas obtidas com o tratamento de continuidade  $\text{DCT}=0$  por não apresentarem conformidade com os resultados teóricos do pico de sobrepressão e, logo, não serem apropriados para simular corretamente a onda de choque incidente. No entanto, os gráficos da duração da fase positiva e impulso, em função da distância escalada, estão disponíveis no Apêndice A.2.

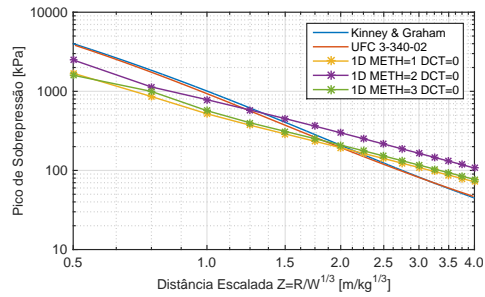
A duração da fase positiva da onda de choque, em diferentes distâncias escaladas, obtida com diferentes malhas é mostrada na Figura 4.4. Tal como revisto anteriormente, a diferença entre as formulações empíricas propostas pelo livro de Kinney e Graham e pela norma UFC é grande, o que pode ser devido às dificuldades em determinar experimentalmente o fim da fase positiva.



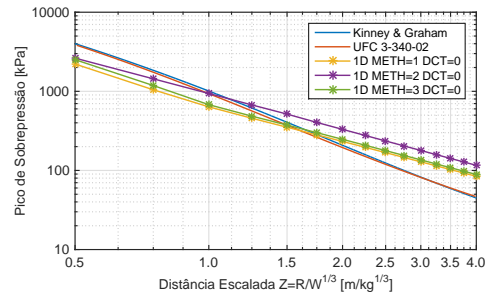
(a) Malha 1



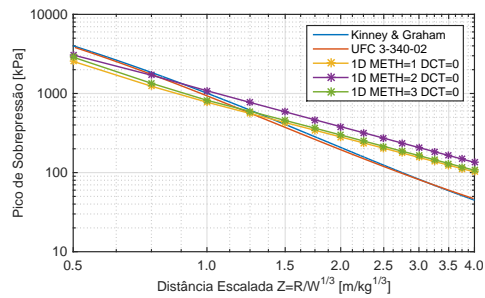
(b) Malha 2



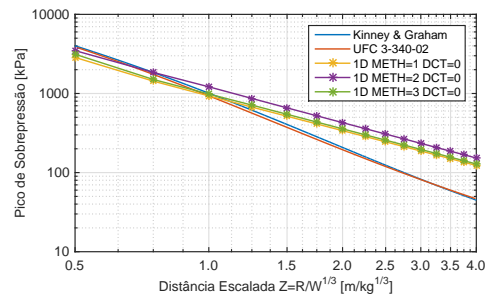
(c) Malha 3



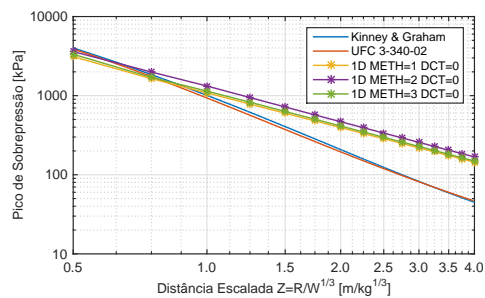
(d) Malha 4



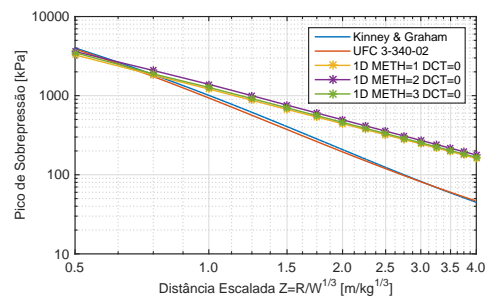
(e) Malha 5



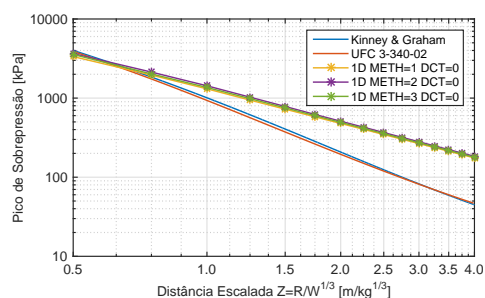
(f) Malha 6



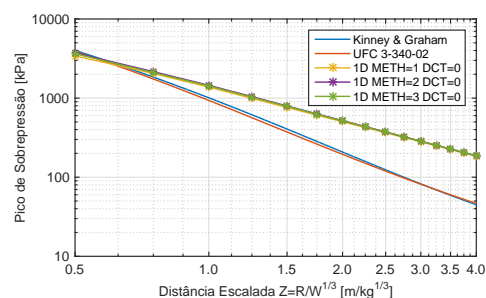
(g) Malha 7



(h) Malha 8



(i) Malha 9



(j) Malha 10

Figura 4.2: Pico de sobrepressão do modelo 1D para DCT=0.

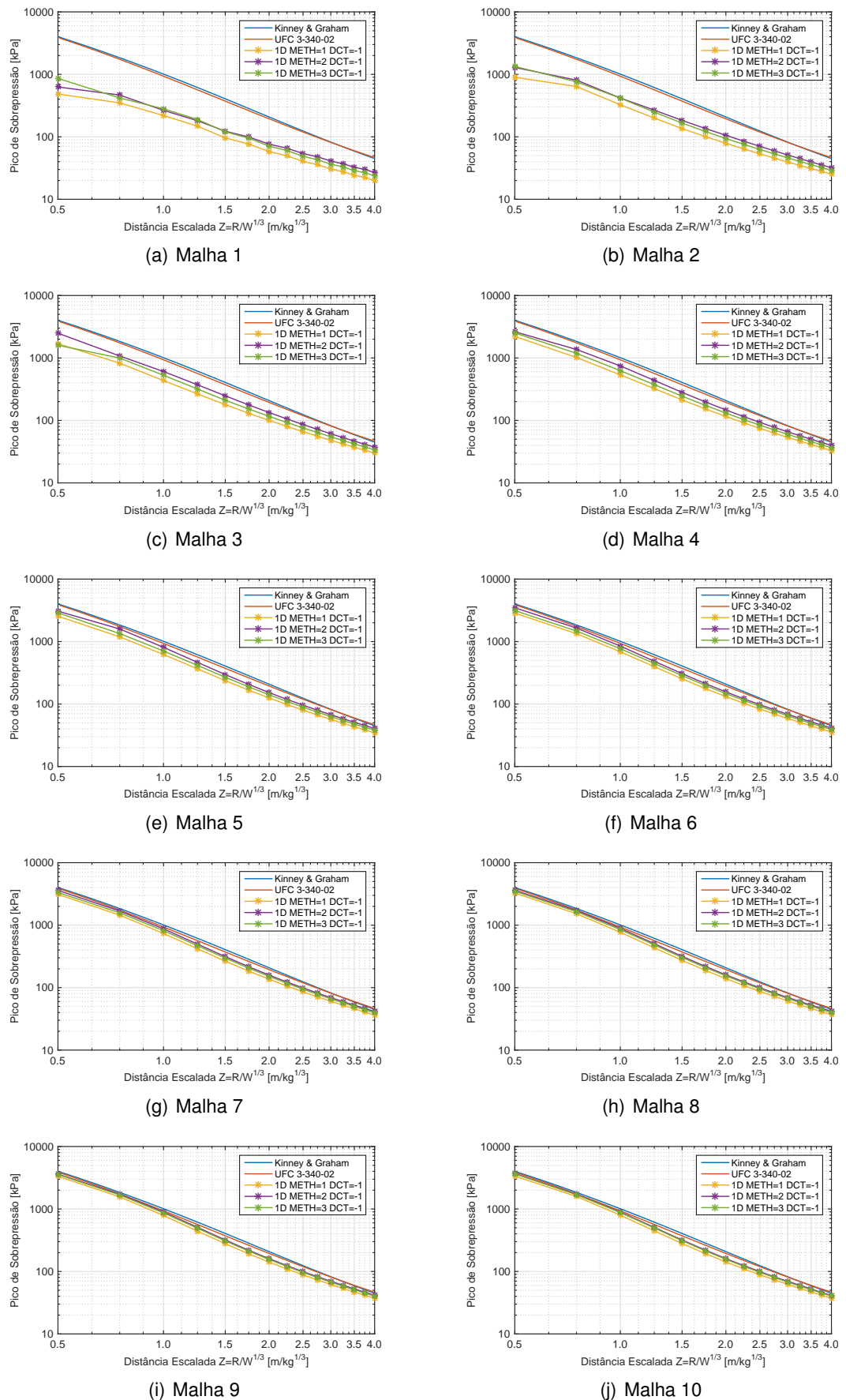


Figura 4.3: Pico de sobrepressão do modelo 1D para DCT=-1.

Tabela 4.4: Diferença do pico de sobrepressão entre a simulação numérica e as formulações para a malha 10.

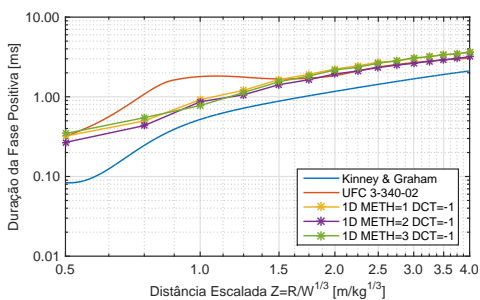
$Z$ [m/kg <sup>1/3</sup> ]	$P_s$ 1D [kPa]	$P_s$ Kinney [kPa]	DR [%]	$P_s$ UFC [kPa]	DR [%]
0.50	3697.78	4003.64	7.64	3882.99	4.77
0.75	1715.11	1843.66	6.97	1743.29	1.62
1.00	896.87	1008.79	11.09	934.35	4.01
1.25	507.37	615.79	17.60	565.08	10.21
1.50	318.60	406.08	21.54	372.86	14.55
1.75	219.05	283.92	22.85	262.64	16.60
2.00	160.57	207.93	22.77	194.56	17.47
2.25	123.98	158.12	21.59	150.00	17.35
2.50	99.68	124.07	19.66	119.42	16.53
2.75	81.78	99.95	18.18	97.61	16.22
3.00	69.62	82.34	15.46	81.55	14.63
3.25	60.05	69.15	13.16	69.39	13.45
3.50	52.60	59.04	10.92	59.97	12.29
3.75	45.90	51.13	10.24	52.52	12.60
4.00	41.42	44.84	7.63	46.52	10.96
		<b>Média</b>	15		12

Na Figura 4.4 pode-se observar que em geral, os valores obtidos numericamente são superiores aos resultados da equação de Kinney e Graham, ao passo que são inferiores aos valores da formulação empírica UFC. Analisando os gráficos conclui-se que para valores da distância escalada superiores a 0.75 m/kg<sup>1/3</sup>, a duração da fase positiva pode ser obtida com um refinamento pequeno obtido com as malhas 3 e 4. Podemos ainda observar que a diferença entre os métodos de advecção é desprezável, e por isso, este pode ser escolhido arbitrariamente.

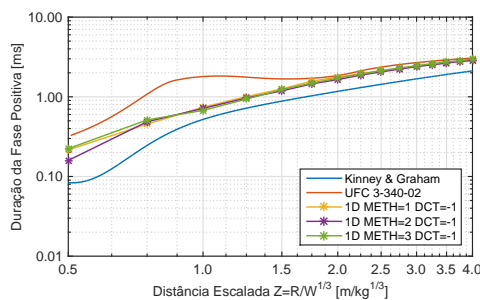
Tal como no pico de sobrepressão, apresenta-se na Tabela 4.5 os resultados da duração da fase positiva obtida com a malha 10, METH=2 e DCT=-1. Em conjunto com as diferenças relativas em relação às formulações de Kinney e Graham e a UFC, respetivamente. Como observado na Figura 4.4, os valores são inferiores em relação à norma UFC, com uma diferença relativa média de 37%, e superiores em relação a Kinney e Graham, com uma diferença relativa média de 20%.

### Impulso específico

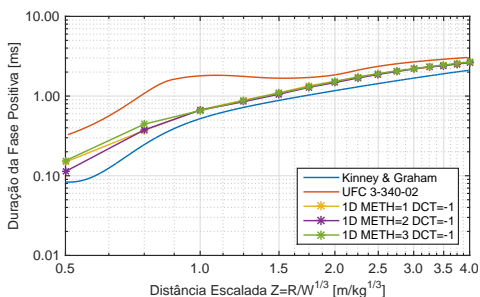
Os resultados do pico de sobrepressão das formulações teóricas são semelhantes e superiores ao das simulações numéricas, tal não se verifica para a duração da fase positiva. Os resultados numéricos da duração da fase positiva são inferiores aos da norma UFC, prevendo-se valores de impulso específico inferiores em relação à UFC e valores superiores quando comparados com as definidas



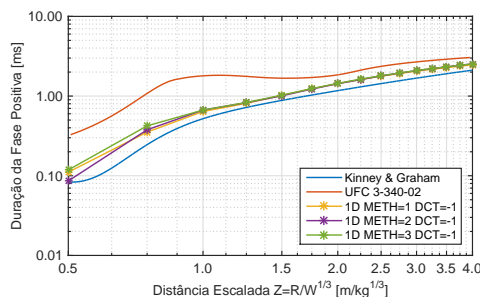
(a) Malha 1



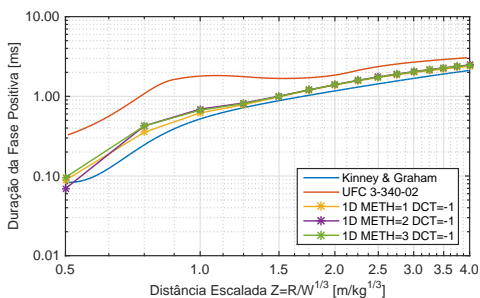
(b) Malha 2



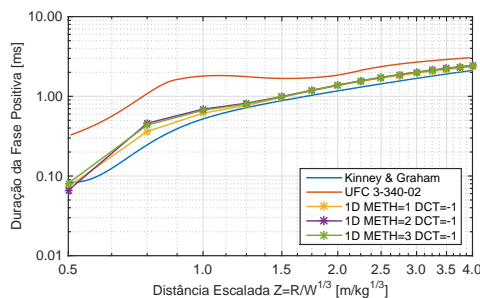
(c) Malha 3



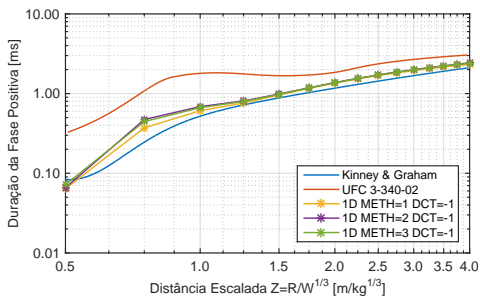
(d) Malha 4



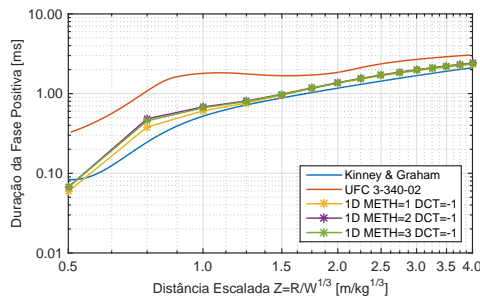
(e) Malha 5



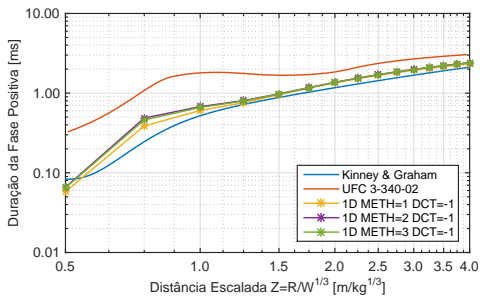
(f) Malha 6



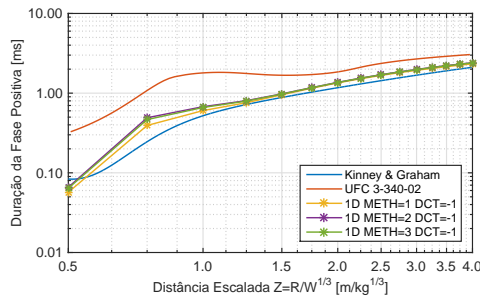
(g) Malha 7



(h) Malha 8



(i) Malha 9



(j) Malha 10

Figura 4.4: Duração da fase positiva do modelo 1D para DCT=-1.

Tabela 4.5: Diferença da duração da fase positiva entre a simulação numérica e as formulações para a malha 10.

$Z$ [m/kg <sup>1/3</sup> ]	$t_o$ 1D [ms]	$t_o$ Kinney [ms]	DR [%]	$t_o$ UFC [ms]	DR [%]
0.50	0.066	0.084	21.04	0.32	79.37
0.75	0.49	0.25	99.85	1.08	54.53
1.00	0.68	0.52	29.96	1.80	62.34
1.25	0.81	0.72	11.78	1.77	54.40
1.50	0.97	0.88	10.94	1.68	41.61
1.75	1.17	1.03	13.89	1.71	31.46
2.00	1.37	1.17	16.76	1.85	26.01
2.25	1.54	1.30	18.27	2.11	27.02
2.50	1.70	1.43	18.86	2.36	27.78
2.75	1.85	1.56	18.88	2.54	27.11
3.00	1.98	1.68	18.10	2.68	26.12
3.25	2.11	1.80	17.29	2.80	24.82
3.50	2.22	1.91	16.31	2.90	23.54
3.75	2.32	2.01	15.21	2.99	22.38
4.00	2.41	2.11	13.97	3.07	21.43
<b>Média</b>			20		37

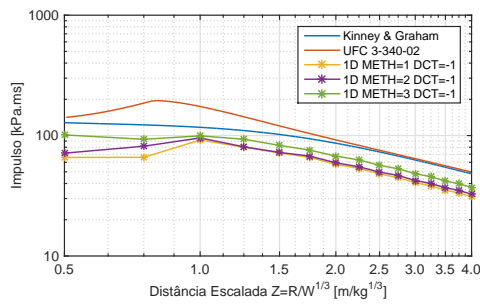
equações por Kinney e Graham.

Na Figura 4.5 estão apresentados os gráficos do impulso obtidos com cada malha, em função da distância escalada e do método de advecção utilizado. Os resultados das simulações numérica são inferiores aos resultados de UFC em todo o intervalo  $Z$  e superiores aos de Kinney e Graham no intervalo  $0.5 \leq Z \leq 1$  para os métodos de advecção METH=2 e 3. Observa-se a convergência a partir da malha 4 para METH=2 para valores da distância escalada superiores a 1.

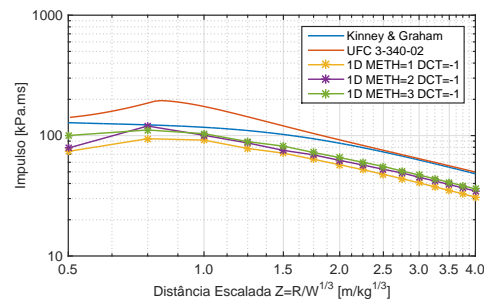
Resultados similares foram publicados por Bogosian *et al.* [6] concluindo que as previsões da UFC para o impulso incidente eram em média, 15% superiores aos valores obtidos nos testes experimentais. Estas conclusões sugerem que as previsões inerentes ao impulso específico incidente da UFC são conservadoras.

Na Tabela 4.6 são dados os valores calculados para o impulso, para as formulações consideradas nesta dissertação, e os valores obtidos na simulação numérica com a malha 10, DCT=-1 e METH=2, juntamente, com a diferença relativa calculada entre os valores da simulação numérica e as formulações.

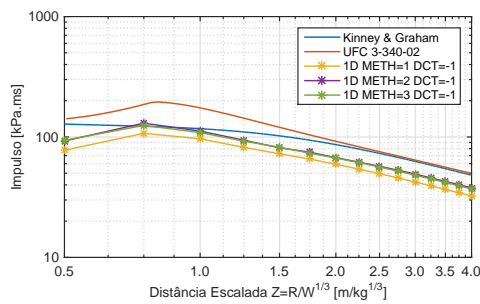
Pode-se observar que as diferenças relativas obtidos são mais baixas para a formulação de Kinney e Graham, em média 13%, e mais altas na formulação de UFC em média 23%. Pode-se admitir que os resultados obtidos para a simulação numérica apresentam boa conformidade, no entanto, os valores são



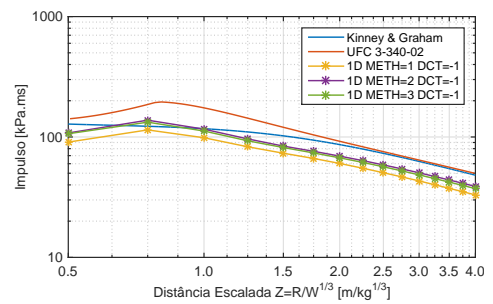
(a) Malha 1



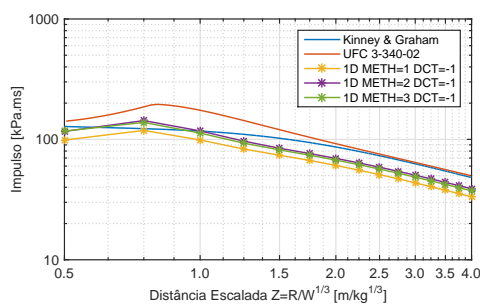
(b) Malha 2



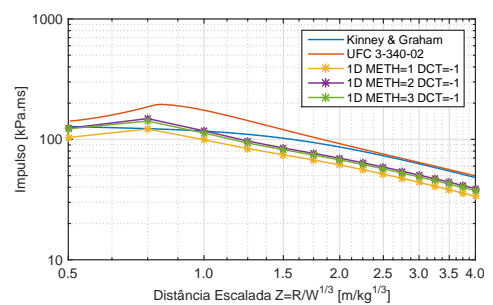
(c) Malha 3



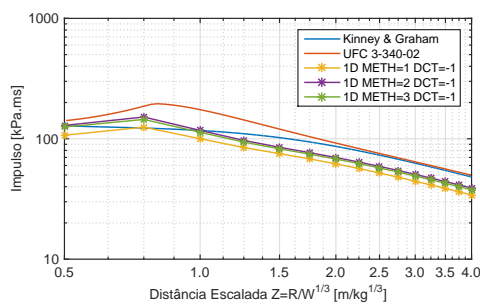
(d) Malha 4



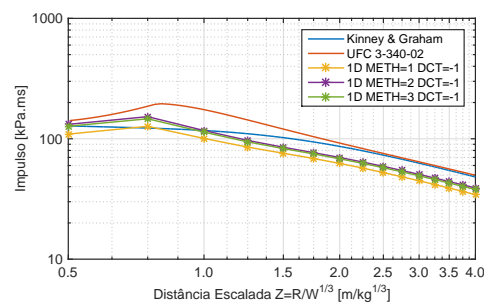
(e) Malha 5



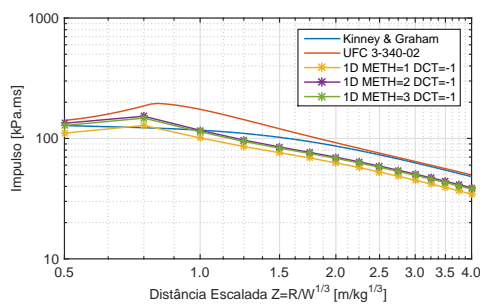
(f) Malha 6



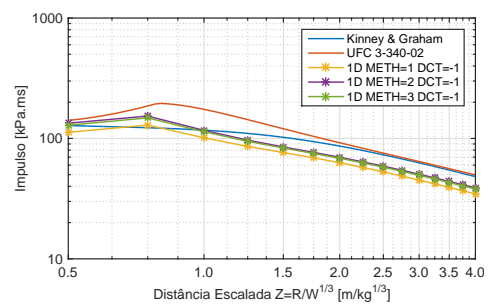
(g) Malha 7



(h) Malha 8



(i) Malha 9



(j) Malha 10

Figura 4.5: Impulso específico do modelo 1D para DCT=-1.

Tabela 4.6: Diferença do impulso entre a simulação numérica e as formulações para a malha 10.

$Z$ [m/kg <sup>1/3</sup> ]	$i_s$ 1D [kPa.ms]	$i_s$ Kinney [kPa.ms]	DR [%]	$i_s$ UFC [kPa.ms]	DR [%]
0.50	133.85	128.04	4.54	141.30	5.27
0.75	153.43	122.74	25.00	186.16	17.58
1.00	116.69	117.16	0.41	174.48	33.12
1.25	96.86	110.11	12.04	143.30	32.41
1.50	84.95	102.17	16.86	120.36	29.43
1.75	76.54	94.10	18.66	104.09	26.47
2.00	69.79	86.42	19.25	92.11	24.23
2.25	63.95	79.40	19.47	82.88	22.84
2.50	58.85	73.13	19.53	75.50	22.05
2.75	54.38	67.57	19.52	69.43	21.67
3.00	50.43	62.68	19.54	64.32	21.59
3.25	46.98	58.37	19.51	59.92	21.60
3.50	43.94	54.55	19.46	56.11	21.69
3.75	41.25	51.17	19.39	52.76	21.81
4.00	38.88	48.16	19.28	49.78	21.90
		<b>Média</b>	13		23

baixos mesmo considerando as previsões da UFC, em que o impulso incidente, é sobrestimado em média 15% [6].

## 4.2 Modelação da onda de choque em 2D

Ao contrário do que ocorre na modelação unidimensional, na modelação bidimensional da detonação e propagação da onda de choque incidente, não é necessário modelar explicitamente o explosivo através de elementos finitos. Pois o LS-DYNA inclui o comando \*INICIAL\_VOLUME\_FRACTION\_GEOMETRY que permite a inicialização de diferentes materiais numa única malha ALE.

Tal como no modelo unidimensional, considerou-se uma carga esférica de 1 kg de TNT e um domínio de 5 m para a propagação da onda de choque incidente. Para poupar tempo de análise foi considerado a axissimetria no eixo y, com constrangimentos de deslocamentos no eixo x. Foi definido, no comando \*INICIAL\_VOLUME\_FRACTION\_GEOMETRY, a geometria do explosivo como sendo uma esfera de raio 52.71 mm, com o seu centro na origem das coordenadas.

Foram considerados dois tipos de malha bidimensional, a malha do modelo 1 é ortogonal e uniforme ao longo do domínio, enquanto que, no modelo 2, a malha é ajustada de forma estruturada ao domínio de acordo com o programa. Na

Figura 4.6 apresenta-se um exemplo genérico da distribuição dos elementos para cada um dos tipos de malha.

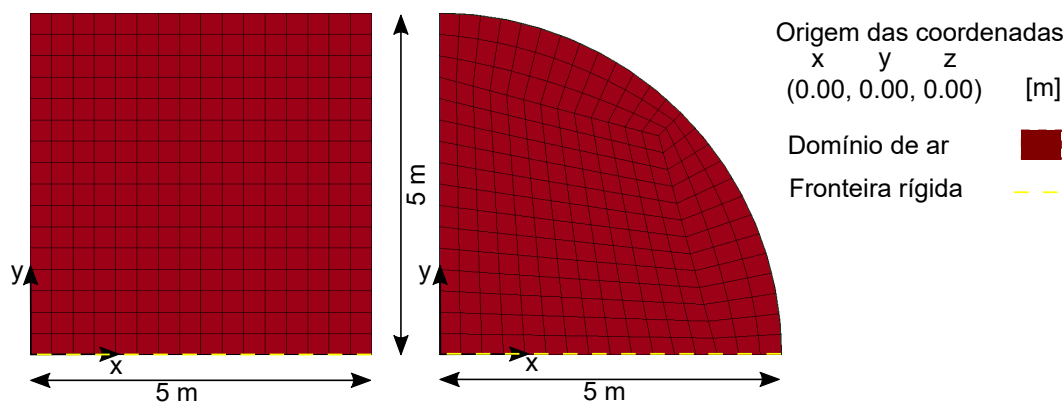


Figura 4.6: Esquema dos modelos 2D. Modelo 1 à esquerda e Modelo 2 à direita.

A fim de estudar a influência da malha nos parâmetros da onda de choque incidentes foram consideradas quatro malhas com diferentes tamanhos. Estas malhas são constituídas por elementos de *shell*. A Tabela 4.7 apresenta o tamanho e o número de elementos total para as quatro malhas dos dois modelos.

Tabela 4.7: Tamanho e número de malhas utilizadas no modelo 2D.

Malha Nº	Tamanho dos elementos [mm]	Nº de elementos do Modelo 1	Nº de elementos do Modelo 2
1	25	40 000	38 151
2	12.5	160 000	152 604
3	6.25	640 000	610 416
4	3.125	2 560 000	2 442 351

Os parâmetros dos modelos de material e da equação de estado do explosivo e do ar mantiveram-se inalterados. Tal como realizado na modelação da onda de choque em 1D, é efetuado um estudo paramétrico. No entanto, na presente secção, apenas se irá estudar a influência do método de advecção, visto que, na secção anterior, se concluiu que apenas DCT=-1 conduz a resultados aceitáveis.

A fim de determinar os parâmetros da onda de choque incidente foram colocados sensores que registam a pressão ao longo do tempo a diversas distâncias no eixo x, y e na diagonal x=y. As coordenadas dos sensores, definidas em \*CONTROL\_TRACER e a correspondente distância escalada Z, estão indicados na Tabela 4.8. Note-se que as coordenadas de x são iguais à da modelação em 1D, Tabela 4.2.

As simulações foram corridas para um tempo de 10 ms, permitindo assim simular

Tabela 4.8: Posição dos sensores nos modelos 2D.

Sensor y nº	Posição dos sensores [m]		Sensor y=x nº	Posição dos sensores [m]		Z [m/kg <sup>1/3</sup> ]
	x	y		x	y	
16	0.00	0.50	31	0.353553	0.353553	0.50
17	0.00	0.75	32	0.530330	0.530330	0.75
18	0.00	1.00	33	0.707107	0.707107	1.00
19	0.00	1.25	34	0.883883	0.883883	1.25
20	0.00	1.50	35	1.060660	1.060660	1.50
21	0.00	1.75	36	1.237437	1.237437	1.75
22	0.00	2.00	37	1.414214	1.414214	2.00
23	0.00	2.25	38	1.590990	1.590990	2.25
24	0.00	2.50	39	1.767767	1.767767	2.50
25	0.00	2.75	40	1.944544	1.944544	2.75
26	0.00	3.00	41	2.121320	2.121320	3.00
27	0.00	3.25	42	2.298097	2.298097	3.25
28	0.00	3.50	43	2.474874	2.474874	3.50
29	0.00	3.75	44	2.651650	2.651650	3.75
30	0.00	4.00	45	2.828427	2.828427	4.00

a detonação e a propagação da onda de choque, de modo a obter totalmente a fase positiva no último sensor.

No total foram simulados 24 modelos efetuados num computador com processador Intel(R) Xeon(R) X5670 2.93 GHZ, com 16 GB de memória RAM e 24 CPUs. No Apêndice B apresentam-se os comandos utilizados para modelar uma explosão aérea perfeita num modelo bidimensional no LS-DYNA.

#### 4.2.1 Resultados

Tal como referido, foram simulados dois modelos 2D com quatro malhas e considerando três métodos de advecção diferentes. Uma vantagem do uso da modelação 2D relativamente à 1D é possuir a capacidade para observar o desenvolvimento da propagação da onda de choque ao longo do domínio de ar. Após simulação dos 24 modelos realizados, foram retirados os dados da pressão em função do tempo para os 45 sensores de cada modelo. Estes dados foram tratados em ambiente *Matlab*, sendo os mesmos representados em função da distância escalada  $Z$  e, em conjunto com as formulações de Kinney e Graham e a UFC.

Apresenta-se na Tabela 4.9, os tempos de simulação necessários para a conclusão de cada modelo. Através da análise dos valores apresentados na tabela, verifica-se que os mesmos são muito superiores aos obtidos para

modelação em 1D. Adicionalmente pode-se observar que reduzir as dimensões dos elementos causa grandes aumentos no tempo de análise. Tal como esperado, devido ao menor número de elementos do modelo 2, o aumento do tempo de análise é mais acentuado para o modelo 1. De referir ainda que o tempo de análise é consideravelmente superior para os modelos com METH=2, devido ao facto de o método Van Leer ser um método de segunda ordem.

Tabela 4.9: Tempo de Simulação dos modelos 2D.

Malha Nº	Tempo de Simulação [h:min:seg]					
	Modelo 1			Modelo 2		
	METH=1	METH=2	METH=3	METH=1	METH=2	METH=3
1	00:00:39	00:01:24	00:00:42	00:00:48	00:01:17	00:00:46
2	00:07:08	00:16:19	00:07:13	00:06:47	00:12:29	00:06:06
3	01:06:33	02:36:53	01:13:02	00:51:21	02:15:21	00:56:25
4	11:23:05	24:34:09	11:15:08	07:58:36	18:58:27	07:55:00

Na Figura 4.7 está ilustrado uma seqüência da propagação da onda de choque ao longo do domínio do ar, obtida com a malha mais refinada do modelo 1, por outro lado, a Figura 4.8 apresenta esta seqüência quando esta é obtida com o modelo 2. Analisando as figuras, considera-se que a propagação da onda é bem representada em todos os métodos de advecção dos dois modelos.

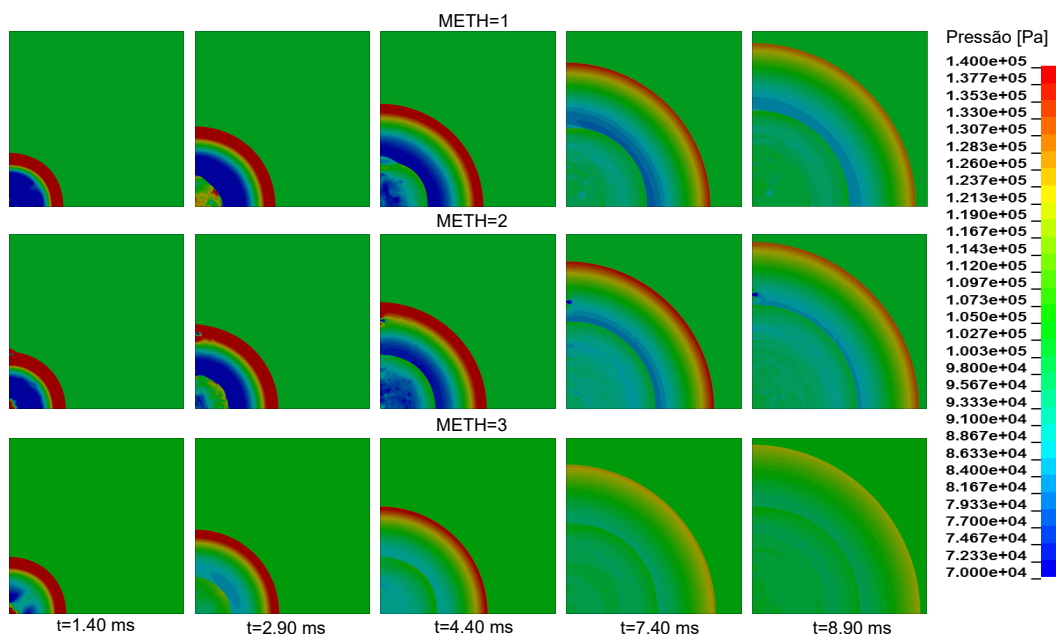


Figura 4.7: Sequência do modelo 1 para a malha 4.

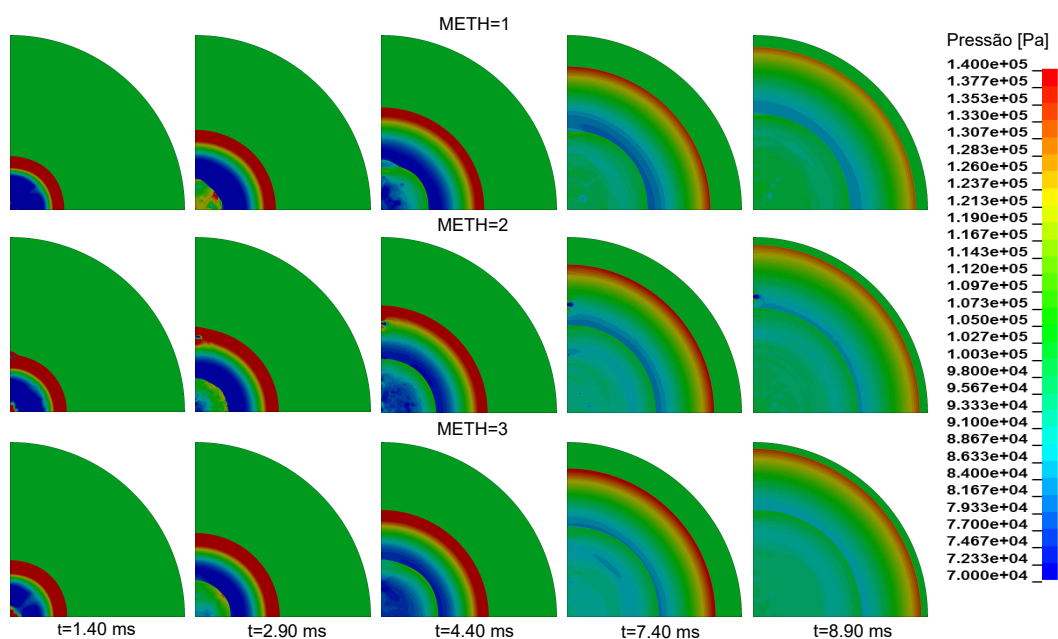


Figura 4.8: Sequência do modelo 2 para a malha 4.

### Pico de sobrepressão

Com diferentes distâncias escaladas e 45 sensores, foi escolhido apresentar os gráficos em função de  $Z$  para a malha mais refinada. No entanto, os gráficos das restantes malhas podem ser observados no Apêndice B. Assim, na Figura 4.9 estão ilustrados os gráficos com os picos de sobrepressão obtidos com cada método de advecção para o modelo 1 e 2.

Observando os gráficos da Figura 4.9, conclui-se que as curvas obtidas apresentam geralmente boa conformidade com as curvas de Kinney e Graham e da UFC. Repare-se que os valores dos sensores em  $x$ ,  $y$  e na diagonal para a mesma distância escalada não são iguais. Para METH=2 existem perturbações na curva de  $y$  nos dois modelos, este fenómeno é visível nas sequências das Figuras 4.7 e 4.8 em  $t=1.40$  e  $t=2.90$  ms.

O pico de pressão das curvas obtidas com METH=1 é utilizado no modelo 2, é mais baixo do que no modelo 1. No entanto, nas curvas com METH=3 o pico de pressão é superior no modelo 2. Por último, verifica-se que ao longo da distância escalada, a curva diagonal é aquela que mais aproxima as formulações teóricas nos dois modelos.

As diferenças visíveis entre os modelos podem dever-se à forma do domínio. Considera-se que o uso de METH=1 poderá ser o mais adequado para malhas ortogonais embora, para  $t=2.90$  ms, nas Figuras 4.7 e 4.8 também apresenta perturbações, e o uso da opção METH=3 poderá ser mais adequado para malhas estruturais.

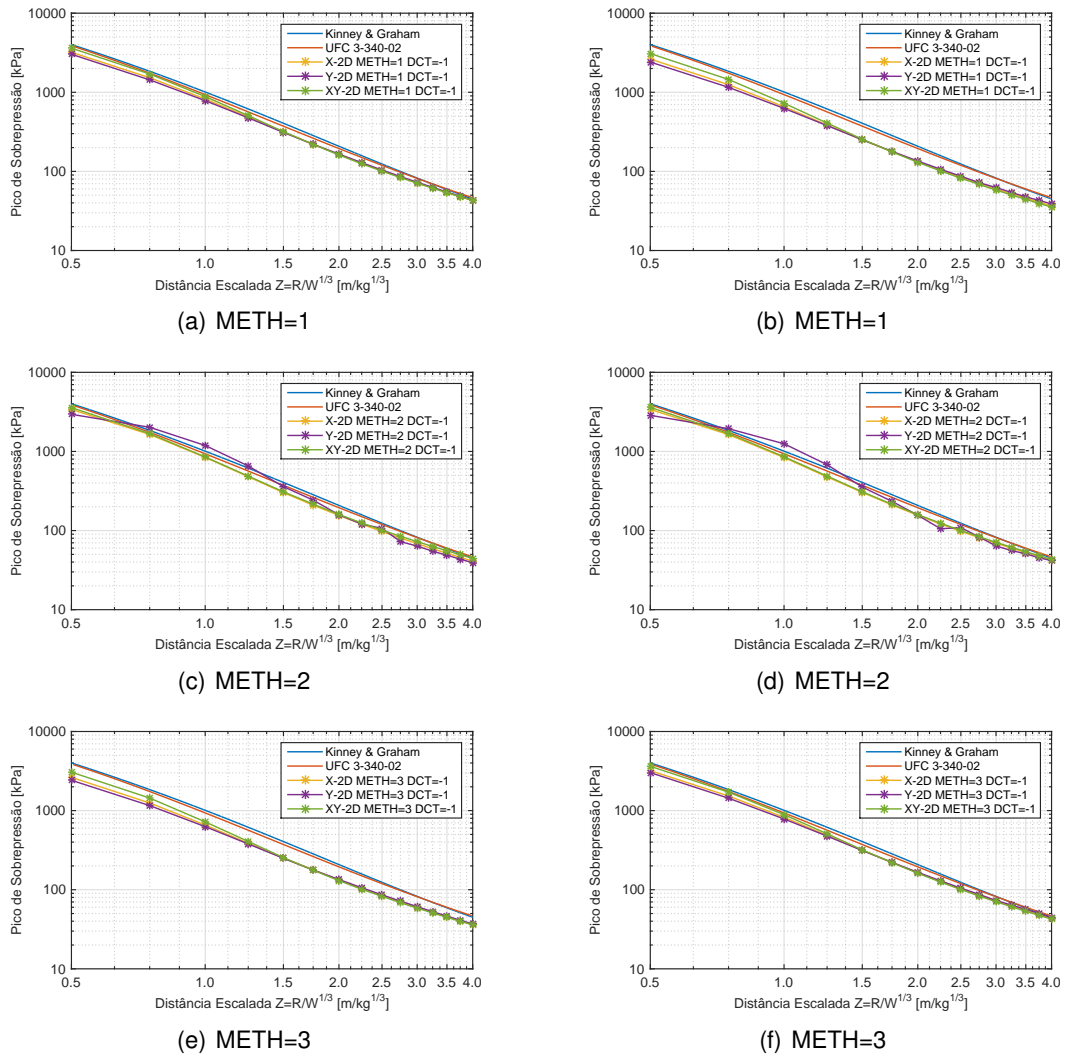


Figura 4.9: Pico de sobrepressão da malha 4. Modelo 1 à esquerda e Modelo 2 à direita.

### Duração da fase positiva

Os gráficos correspondentes à duração da fase positiva obtida com os modelos 1 e 2 encontram-se representados na Figura 4.10. Tal como se verificou para o pico de sobrepressão, também os resultados obtidos para a duração da fase positiva apresentam de forma clara a perturbação que ocorre em  $y$  quando  $METH=2$  é utilizado nos dois modelos.

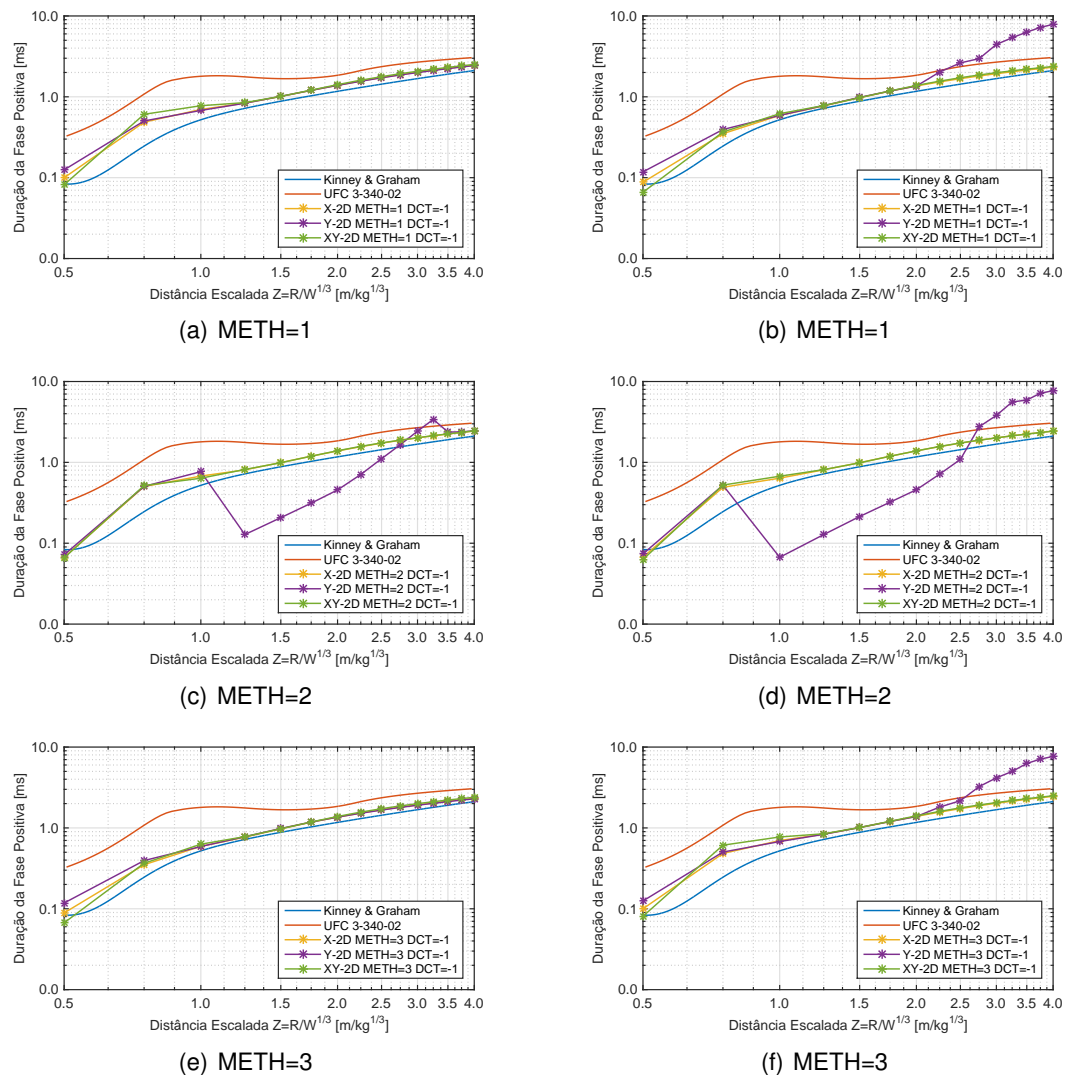


Figura 4.10: Duração da fase positiva da malha 4. Modelo 1 à esquerda e Modelo 2 à direita.

No modelo 2, quando  $METH=1$  e 3, verifica-se que existe um grande afastamento dos valores determinados ao longo de  $y$ , em relação aos valores ao longo de  $x$  e da diagonal, quando a distância escalada é superior a  $2 \text{ m/kg}^{1/3}$ . Esta situação deve-se à diminuição da pressão, que está muito perto de zero, contribuindo para o aumento da duração da fase positiva.

De forma geral, verifica-se que os valores obtidos estão em conformidade com as curvas de referência, situando-se entre as mesmas.

### **Impulso específico**

Por último são apresentados, na Figura 4.11 os resultados obtidos, em termos de impulso específico em função da distância escalada, através do modelo 1 e 2. Tal como esperado, é possível verificar que a perturbação observada nos parâmetros anteriores, afeta o impulso específico na direção  $y$  dos dois modelos quando  $METH=2$ . Através das mesmas conclui-se que os restantes resultados estão em consonância com as curvas teóricas.

Tal como acontece nos resultados do pico de sobrepressão, as curvas obtidas mostram que o impulso específico do modelo 2 é mais baixo que o modelo 1 quando  $METH=1$  é utilizado. Quando  $METH=3$  o impulso específico é superior no modelo 2. Em todas as curvas, a direção diagonal é aquela que mais aproxima as curvas de referência.

A situação observada nas curvas, na direção  $y$ , determinadas para a duração da fase positiva com o modelo 2 e  $METH=1$  e 3, não tem qualquer influência no impulso calculado e apresentado na Figura 4.11. Assim sendo, confirma-se que a pressão está muito próxima de zero aumentando assim a duração da fase positiva.

Conclui-se que para os modelos bidimensionais, é necessário uma elevada quantidade de elementos, para obter a convergência, resultando num tempo de análise muito grande. De acordo com os resultados, na mesma distância escalada, os valores dos parâmetros não são uniformes ao longo do domínio. Assim sendo, recomenda-se a utilização do  $METH=1$ , quando se recorre a malhas ortogonais, e  $METH=3$  quando se utilizam malhas estruturadas, de modo a aproximar os resultados numéricos aos resultados apresentados na literatura.

De modo a reduzir o tempo de análise necessário para a simulação da onda de choque incidente, recomenda-se a utilização de modelos unidimensionais, pois estes resultam, quando comparados com os modelos bidimensionais, em tempos de análise menores e conduz a resultados mais uniformes e concisos. Adicionalmente, não é necessário um computador tão sofisticado em termos de equipamento informático.

## **4.3 Modelação da onda de choque em 3D**

Como introduzido anteriormente, a interação de uma onda de choque com a estrutura é um processo complicado. Para facilitar o cálculo da resposta às ações impulsivas, a norma UFC assume algumas simplificações e propõe um método

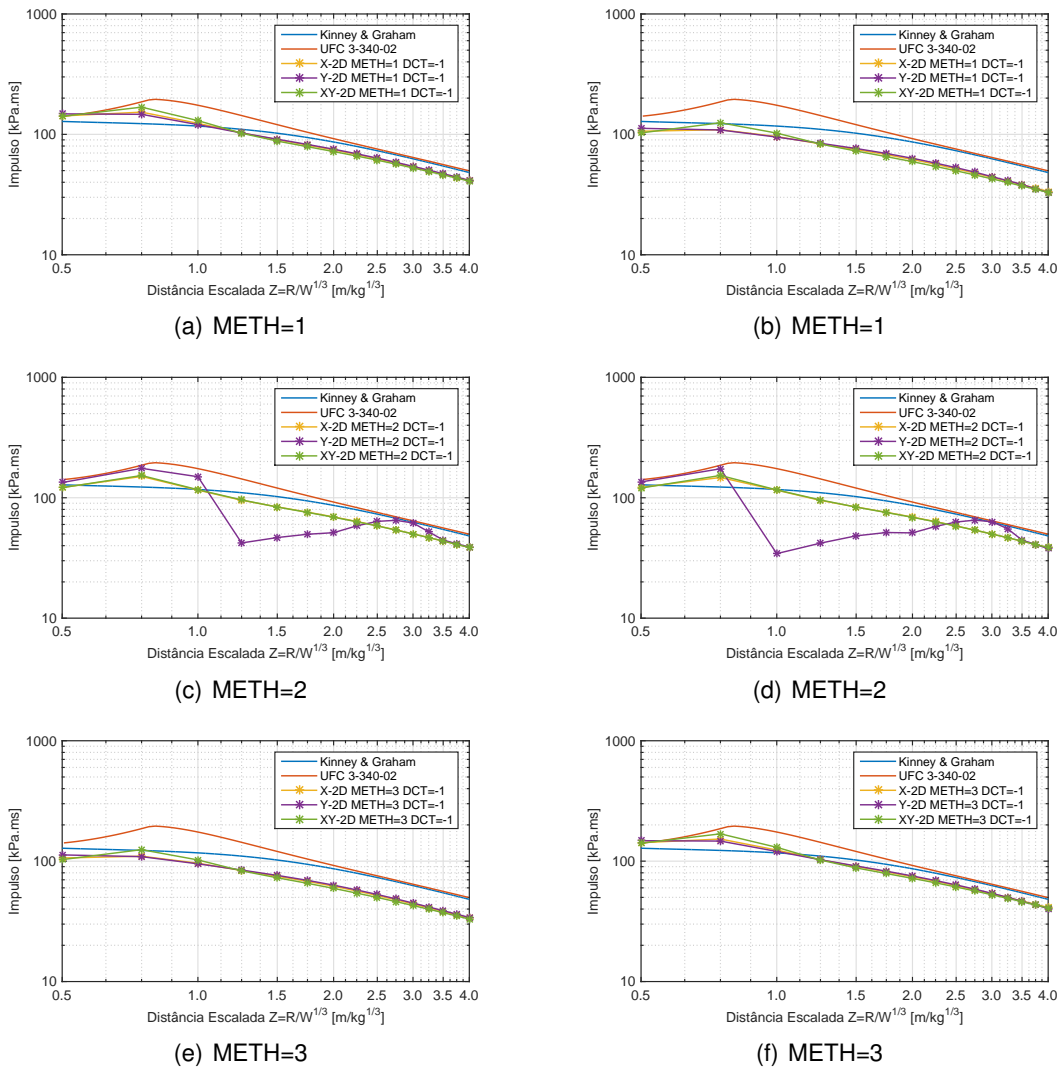


Figura 4.11: Impulso específico da malha 4. Modelo 1 à esquerda e Modelo 2 à direita.

aproximado para determinar as forças explosivas nas estruturas que envolve a construção de curvas pressão-tempo triangulares equivalentes.

Na presente secção é apresentado um exemplo de aplicação presente na norma da UFC usando os conceitos referidos no Capítulo 2. Posteriormente, para verificar a capacidade do programa de cálculo numérico LS-DYNA, foi modelado o exemplo de aplicação utilizando duas técnicas diferentes, para comparação dos resultados das curvas obtidas com as do método simplificado.

A primeira técnica de modelação recorre ao comando \*LOAD\_BLAST\_ENHANCED, este baseia-se nas relações empíricas da UFC, e prevê curvas de pressão-tempo de pressão incidente e refletida para uma dada massa e distância, sem que seja necessário modelar a detonação e subsequente a propagação da onda de choque, ou seja, apenas determina as pressões aplicadas na estrutura. A segunda técnica é a utilização do método ALE que foi usado nos casos de estudo 1D e 2D. Este método, ao contrário do comando \*LOAD\_BLAST\_ENHANCED, simula explicitamente a detonação e a subsequente propagação da onda de choque.

Todos os modelos analisados nesta secção foram corridos num computador com processador Intel(R) Xeon(R) X5670 2.93 GHZ, com 16 GB de memória RAM e 24 CPUs.

### 4.3.1 Aplicação ao caso de estudo

Nesta secção apresentar-se-à o exemplo de aplicação da norma UFC. Este exemplo tem como objetivo determinar as curvas pressão-tempo equivalentes para as paredes frontal, laterais e traseira e o telhado da estrutura ilustrada na Figura 4.12, quando esta é sujeita aos efeitos de uma explosão à superfície de 2721.554 kg à distância de 47.244 m da parede frontal.

A obtenção das curvas pressão-tempo será feita nos seguintes passos:

1. Determinar, para uma explosão à superfície, os parâmetros da onda de choque incidente  $P_s$ ,  $L_w$  e  $t_o$  nos Pontos 1 e 3 e  $i_s$  no Ponto 1.
  - (a) Determinar os parâmetros da onda de choque através da Figura 2.20. Valores na Tabela 4.10.

Tabela 4.10: Valores dos parâmetros da onda de choque para  $W=2721.554$  kg.

Ponto Nº	$Z$ [m/kg <sup>1/3</sup> ]	$P_s$ [kPa]	$L_w$ [m]	$t_o$ [ms]	$i_s$ [kPa.ms]
1	3.38	88.25	11.63	42.70	1127.57
3	4.04	62.05	13.02	47.61	-

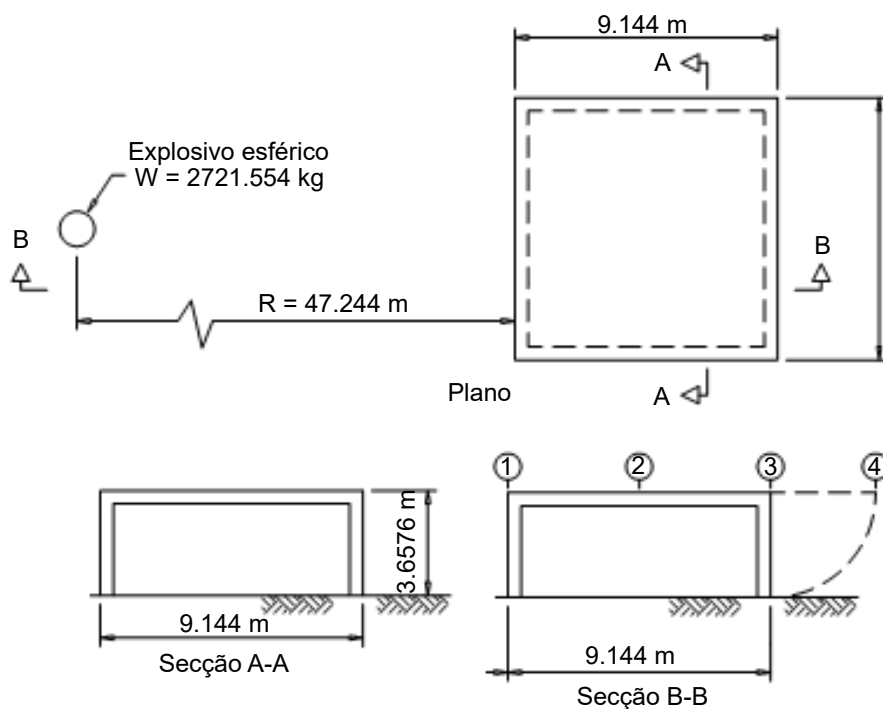


Figura 4.12: Exemplo de aplicação (adaptado de [10]).

2. Determinar  $P_r$  e  $i_r$  na parede frontal.

(a) Obter  $C_{r\alpha}$  para  $P_s = 88.25 \text{ kPa}$  e  $\alpha = 0^\circ$  na Figura 2.15.

$$C_{r\alpha} = 2.70 \text{ então } P_{r\alpha} = C_{r\alpha} P_s = 2.70 \times 88.25 = 238.28 \text{ kPa}$$

(b) Obter  $i_{r\alpha}/W^{1/3}$  para  $P_s = 88.25 \text{ kPa}$  e  $\alpha = 0^\circ$  na Figura 2.16.

$$i_{r\alpha}/W^{1/3} = 152.55 \text{ kPa.ms/kg}^{1/3} \text{ então } i_{r\alpha} = 152.55 \times 2721.55^{1/3} = 2129.86 \text{ kPa.ms}$$

3. Carregamento da parede frontal.

(a) Calcular a velocidade do som  $C_r$  na região da sobrepressão refletida na Figura 2.24 para  $P_s = 88.25 \text{ kPa}$ .

$$C_r = 0.404 \text{ m/ms}$$

(b) Calcular o tempo de compensação  $t_c$  pela equação (2.13).

$$S = 3.6576 \text{ m} < 9.144/2 \text{ m}$$

$$G = 9.144/2 = 4.572 \text{ m} > 3.6576 \text{ m}$$

$$R = S/G = 3.6576/4.572 = 0.80$$

$$t_c = \frac{4 \times 3.6576}{(1+0.8)0.404} = 20.11 \text{ ms}$$

(c) Calcular  $t_{of}$  pela equação (2.12) para  $P_s = 88.25 \text{ kPa}$  e  $i_s = 1127.57 \text{ kPa.ms}$ .

$$t_{of} = \frac{2 \times 1127.57}{88.25} = 25.55 \text{ ms}$$

(d) Determinar  $q_o$  na Figura 2.6 para  $P_s = 88.25$  kPa.

$$q_o = 24.13 \text{ kPa}$$

(e) Calcular  $P_s + C_D q_o$  onde  $C_D = 1$  para paredes frontais.

$$P_s + C_D q_o = 88.25 + 1 \times 24.13 = 112.38 \text{ kPa}$$

(f) Calcular  $t_{of}$  pela equação (2.15) com os resultados do passo 2.

$$t_r = \frac{2 \times 2129.86}{238.28} = 17.88 \text{ ms}$$

(g) Construir a curva pressão-tempo:

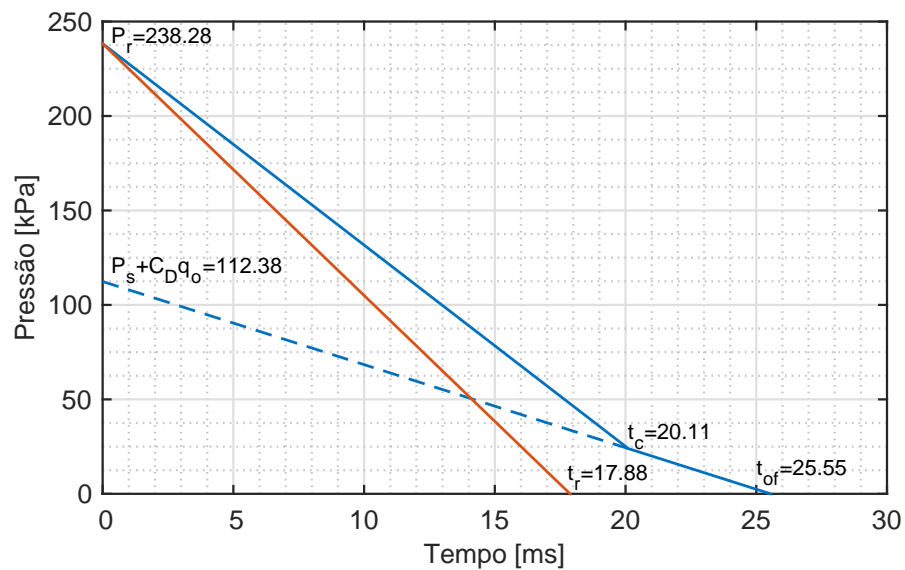


Figura 4.13: Carregamento da parede frontal.

4. Carregamento do telhado e paredes laterais.

(a) Calcular o rácio do comprimento de onda  $L_w/L$ :

$$L = 9.144 \text{ m do Ponto 1 ao 3}$$

$$L_{wf} = 11.63 \text{ m da Tabela 4.10}$$

$$L_{wf}/L = 11.63/9.144 = 1.27$$

(b) Obter  $C_E$ ,  $t_d/W^{1/3}$  e  $t_{of}/W^{1/3}$  para  $L_{wf}/L = 1.27$  e  $P_{sf} = 88.25$  kPa:

$$C_E = 0.52 \text{ na Figura 2.26}$$

$$t_d/W^{1/3} = 1.63 \text{ na Figura 2.27}$$

$$t_{of}/W^{1/3} = 4.03 \text{ na Figura 2.28}$$

(c) Calcular  $C_E P_{sf}$ ,  $t_d$  e  $t_{of}$  usando os resultados acima.

$$C_E P_{sf} = 0.52 \times 88.25 = 45.89 \text{ kPa}$$

$$t_d = 1.63 \times 2721.55^{1/3} = 22.76 \text{ ms}$$

$$t_{of} = 4.03 \times 2721.55^{1/3} = 56.27 \text{ ms}$$

- (d) Determinar  $q_o$  na Figura 2.6 para  $C_E P_{sf} = 45.89$  kPa.

$$q_o = 7.24 \text{ kPa}$$

- (e) Calcular a máxima pressão pela equação (2.16).

$$C_D = -0.40 \text{ pela Tabela 2.2}$$

$$C_E P_{sf} + C_D q_o = 0.52 \times 88.25 + (-0.40 \times 7.24) = 42.99$$

- (f) Construir a curva pressão-tempo:

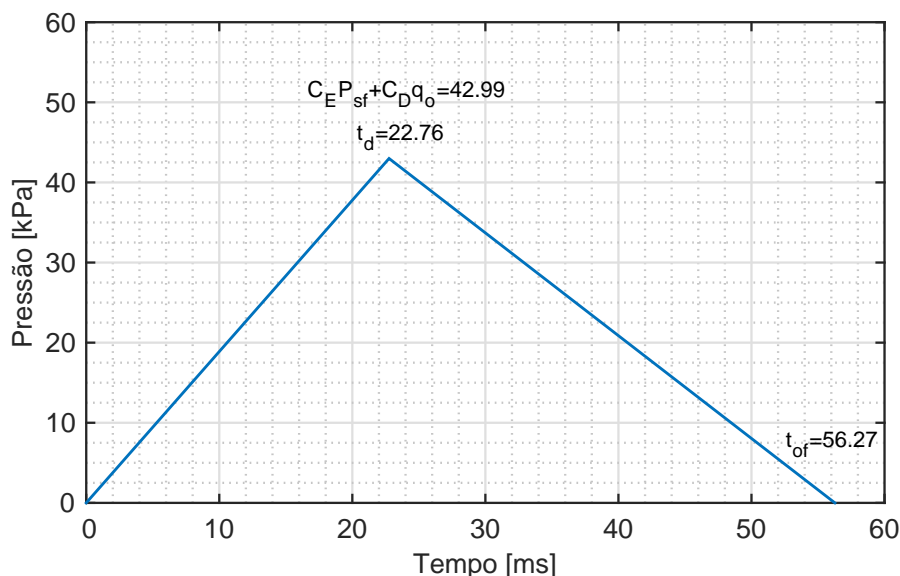


Figura 4.14: Carregamento do telhado e paredes laterais.

#### 5. Carregamento da parede traseira.

- (a) Calcular o rácio do comprimento de onda  $L_w/L$ :

$$L = 3.6576 \text{ m do Ponto 3 ao 4 ou altura da estrutura}$$

$$L_{wf} = 13.02 \text{ m da Tabela 4.10}$$

$$L_{wf}/L = 13.02/3.6576 = 3.56$$

- (b) Obter  $C_E$ ,  $t_d/W^{1/3}$  e  $t_{of}/W^{1/3}$  para  $L_{wf}/L = 3.56^1$  e  $P_{sf} = 62.05$  kPa:

$$C_E = 0.83 \text{ na Figura 2.26}$$

$$t_d/W^{1/3} = 0.66 \text{ na Figura 2.27}$$

$$t_{of}/W^{1/3} = 1.88 \text{ na Figura 2.28}$$

- (c) Calcular  $C_E P_{sf}$ ,  $t_d$  e  $t_{of}$  usando os resultados acima.

$$C_E P_{sf} = 0.83 \times 62.05 = 51.50 \text{ kPa}$$

$$t_d = 0.66 \times 2721.55^{1/3} = 9.21 \text{ ms}$$

<sup>1</sup>Os valores de  $t_d/W^{1/3}$  e  $t_{of}/W^{1/3}$  para a parede traseira não foram verificados devido ao desconhecimento do método de extrapolação utilizado pela UFC [10] para valores de  $L_w/L > 2$ .

$$t_{of} = 3.19 \times 2721.55^{1/3} = 44.54 \text{ ms}$$

(d) Determinar  $q_o$  na Figura 2.6 para  $C_E P_{sf} = 51.50 \text{ kPa}$ .

$$q_o = 8.96 \text{ kPa}$$

(e) Calcular a máxima pressão pela equação (2.16).

$$C_D = -0.40 \text{ pela Tabela 2.2}$$

$$C_E P_{sf} + C_D q_o = 0.83 \times 62.05 + (-0.40 \times 8.96) = 47.92 \text{ kPa}$$

(f) Construir a curva pressão-tempo:

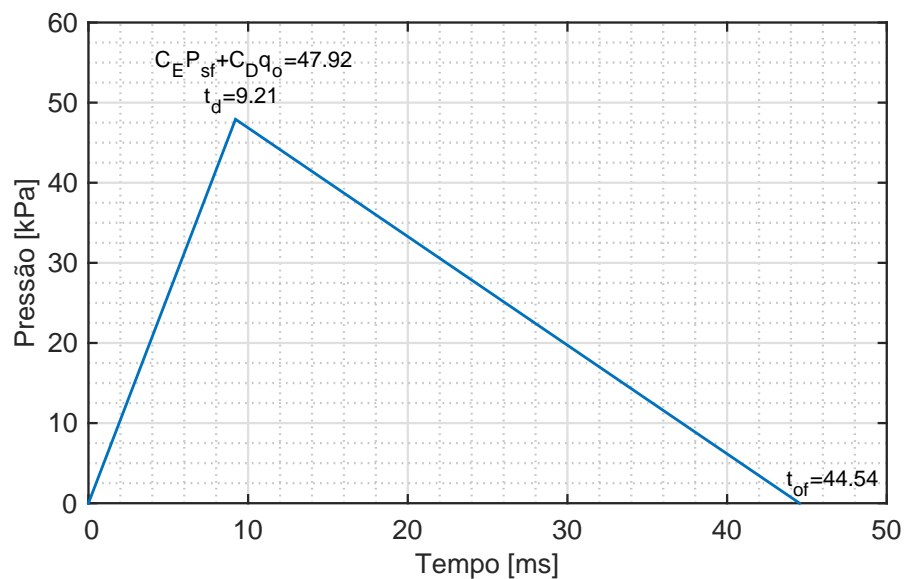


Figura 4.15: Carregamento da parede traseira.

### 4.3.2 Método LBE

A estrutura rígida representada na Figura 4.16 é criada recorrendo a elementos de *shell* de forma quadrada com 100 mm de lado. No total foram criados 21 749 elementos. O comando `*LOAD_BLAST_ENHANCED` permite definir uma explosão à superfície hemisférica e requer apenas a massa da carga 2721.55 kg, e as coordenadas do centro da detonação definido na origem do referencial (0,0,0). Uma opção de tempo de detonação ( $-t_a$ ) pode ser usada para que o início da análise coincida com o tempo de chegada da onda de choque e assim reduzir o tempo computacional. Assim sendo, foi introduzido um tempo de detonação de  $-60 \text{ ms}$  para o início da análise. Por último, este comando requer a definição de segmentos, em `*SET_SEGMENT` nos quais os efeitos da onda de choque são aplicados. Neste caso todos os elementos da estrutura foram definidos como segmentos.

No Apêndice C apresenta-se os comandos utilizados para modelar a explosão à superfície, baseada no exemplo de aplicação da UFC, com o comando

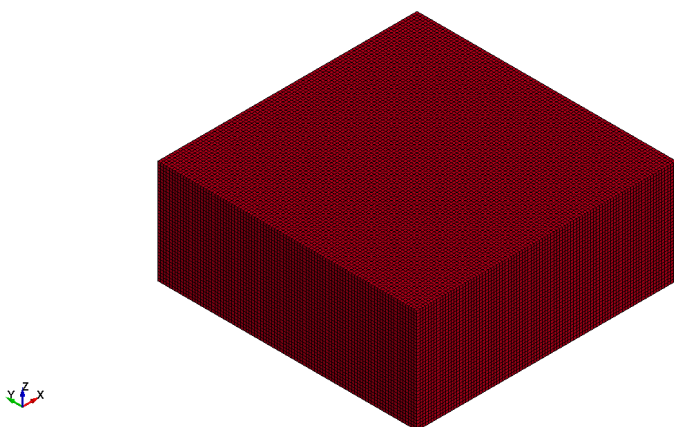


Figura 4.16: Exemplo de aplicação no modelo LBE.

\*LOAD\_BLAST\_ENHANCED. A simulação deste modelo considerando um tempo de análise de 150 ms, resultou num tempo de análise de 9 minutos e 31 segundos.

De modo a obter resultados diretamente comparáveis com os resultados determinados pelo método simplificado da UFC, é necessário calcular a média da pressão aplicada ao longo do tempo nos segmentos de cada superfície. Após obtenção dos dados no LS-DYNA, o tratamento dos mesmos foi realizado em ambiente *Matlab*.

### Parede frontal

Na Figura 4.17 apresenta-se a curva média obtida para a parede frontal, em conjunto com as curvas calculadas no exemplo de aplicação. Podemos observar que usando o comando \*LOAD\_BLAST\_ENHANCED (LBE) a média das pressões parece estar em consonância com o histórico no ponto onde a pressão é calculada. Isto acontece porque a diferença entre os vários segmentos de elementos é muito pequena, podendo ser desprezável. No entanto, a duração da fase positiva média do modelo LBE é muito superior.

O método simplificado através da construção de uma segunda curva verifica se o procedimento da primeira curva é impreciso ou não. Segundo a UFC, a curva que resultar no impulso mais baixo é a que deverá ser usada no carregamento da parede frontal, na Figura 4.18, pode-se ver que o impulso mais baixo é obtido para a curva de linha contínua. Na Tabela 4.11 está indicado a diferença relativa do impulso entre o método LBE e teórico, sendo superior ao método simplificado em 27%.

O comando LBE assume, que a superfície atingida é parte de uma superfície refletora infinita [18] e, portanto, não é influenciada pelos efeitos criados nos cantos, como os vórtices e as ondas de rarefação, o que implica valores mais altos.

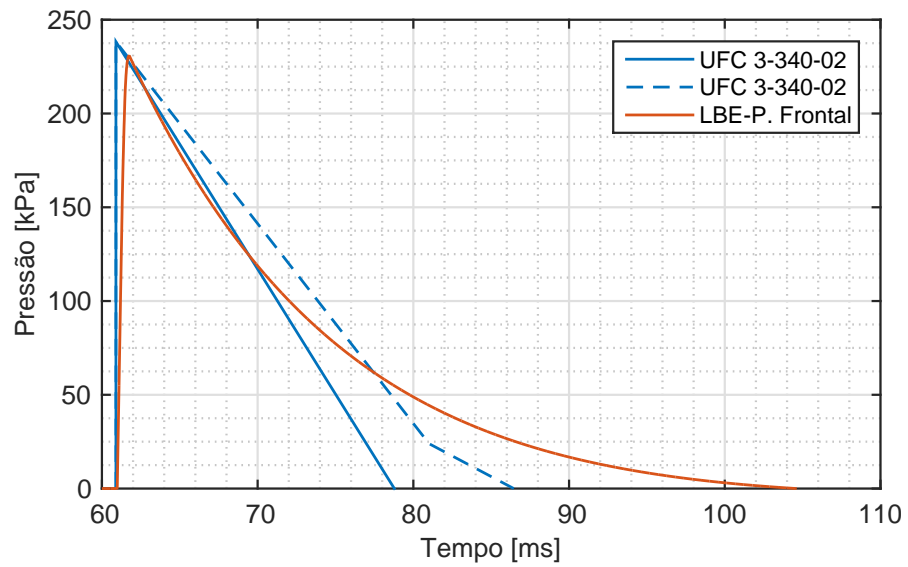


Figura 4.17: Pressão do modelo LBE.

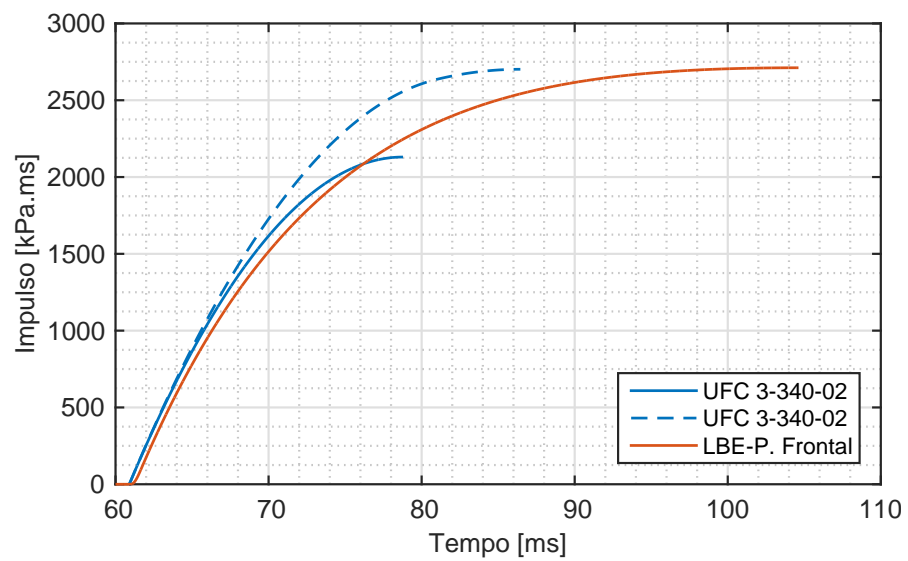


Figura 4.18: Impulso específico do modelo LBE.

Tabela 4.11: Diferença entre o modelo LBE e o modelo UFC simplificado.

$i_s$ P.F.	$i_s$ UFC	DR
[kPa.ms]	[kPa.ms]	[%]
2711.39	2130.22	27

### Paredes laterais e telhado

O carregamento das paredes laterais e telhado são semelhantes, tal como se pode observar na Figura 4.19. Este facto indica que o pressuposto da UFC é correto quando considera o carregamento igual nas duas superfícies. Neste caso, usando o comando LBE não existem reflexões.

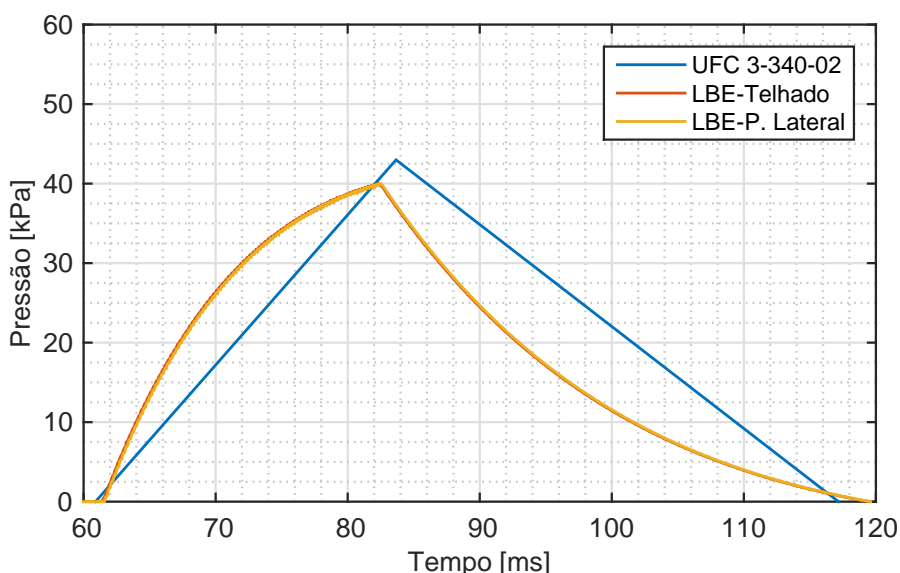


Figura 4.19: Pressão do modelo LBE.

As curvas equivalentes obtidas, são a média de todas as curvas pressão-tempo obtidas para cada segmento ao longo de cada superfície. O método simplificado utiliza a pressão e o impulso incidente no ponto inicial das superfícies para criar a curva equivalente. Como a pressão diminui com a distância a curva média obtida tem um pico de pressão aproximadamente a meio da estrutura, tal como o método simplificado. Quando comparados todos os valores considera-se que os resultados obtidos com o modelo LBE são semelhantes.

Os respetivos impulsos estão ilustrados na Figura 4.20 e na Tabela 4.12 estão calculadas as diferenças relativas. Ao contrário da parede frontal, o impulso é inferior ao considerado pelo método simplificado da UFC. A diferença de 12% poderá ser aceitável neste caso pelo facto do método simplificado utilizado ser um método conservativo para facilitar o cálculo do carregamento da superfície.

Tabela 4.12: Diferença entre o modelo LBE e o modelo UFC simplificado.

$i_s$ Telh.	$i_s$ P.L.	$i_s$ UFC	DR Telh.	DR P.L.
[kPa.ms]	[kPa.ms]	[kPa.ms]	[%]	[%]
1063.79	1062.94	1209.52	12	12

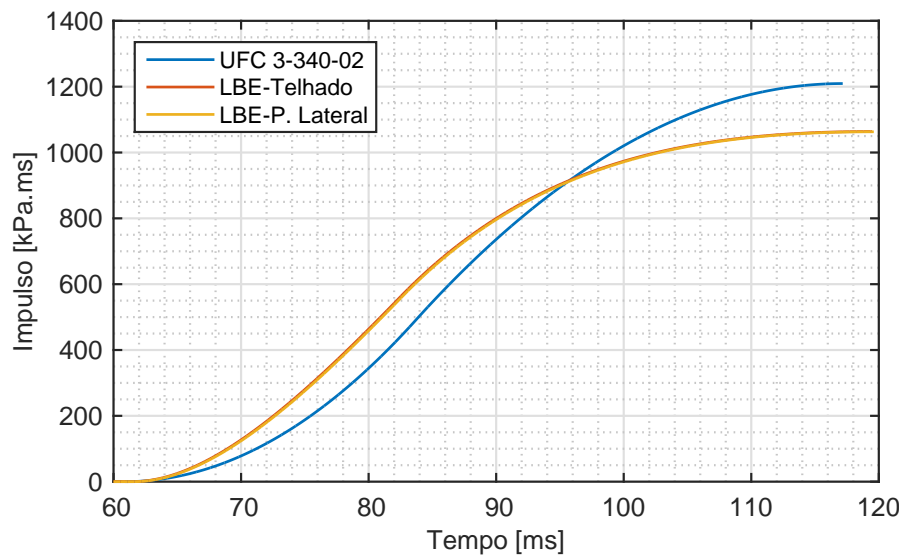


Figura 4.20: Impulso específico do modelo LBE.

### Parede traseira

Com o modelo LBE, as curvas pressão-tempo dos elementos da parede traseira são semelhantes e correspondem à pressão da onda de choque incidente, cuja média se encontra ilustrada na Figura 4.21.

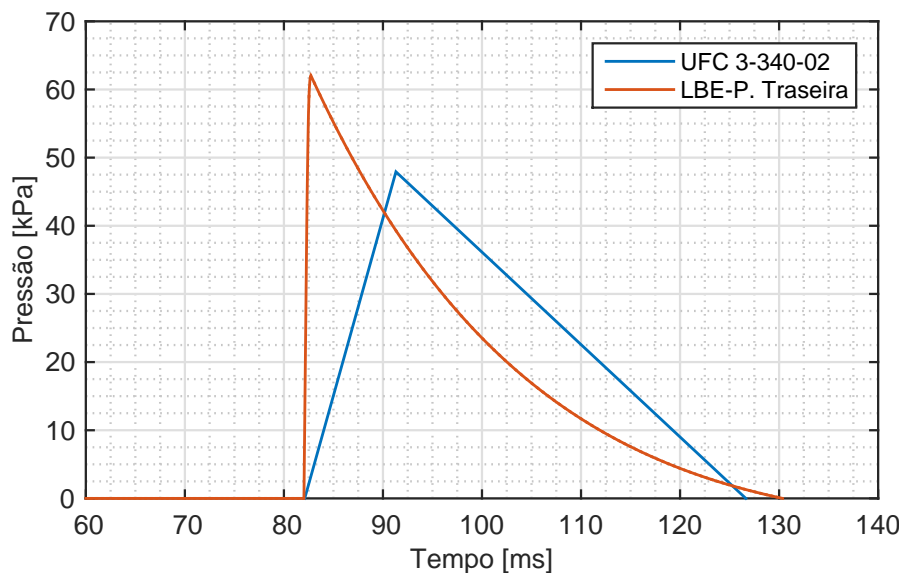


Figura 4.21: Pressão do modelo LBE.

Observa-se na Figura 4.21 que a forma da curva LBE difere da curva do método simplificado, devido à consideração apenas da pressão da onda incidente nos segmentos da parede traseira.

Na Figura 4.22 está representado o impulso e na Tabela 4.13 estão descritos os impulsos obtidos para cada um dos métodos e a sua diferença relativa. Considera-se que a diferença relativa de 7% para o impulso da parede traseira é aceitável.

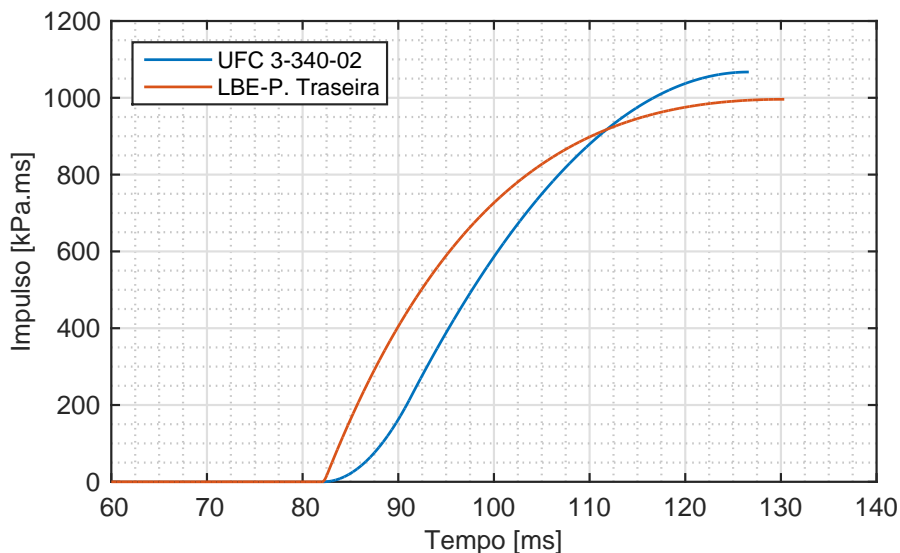


Figura 4.22: Impulso específico do modelo LBE.

Tabela 4.13: Diferença entre o modelo LBE e o modelo UFC simplificado.

$i_s$ P.T.	$i_s$ UFC	DR
[kPa.ms]	[kPa.ms]	[%]
996.10	1067.18	7

### Propagação da onda

Nesta secção apresenta-se uma sequência das pressões aplicadas ao longo da estrutura, determinadas com o modelo LBE. Na Figura 4.23 a onda chega à parede frontal em  $t=60.99$  ms no meio da estrutura. Observa-se que, à medida que a onda se propaga ao longo da parede frontal, não existe qualquer interferência da pressão nos cantos e nos lados, devido à inexistência da formação de vórtices e ondas de rarefação, respetivamente.

A diminuição da pressão na parede frontal tem início no centro da estrutura como se pode ver em  $t=62.48$  ms e  $t=72.35$  ms. Os valores da pressão na parede frontal são superiores aos valores da pressão no telhado e nas paredes laterais. Esta situação ocorre porque a pressão da onda incidente na parede frontal é a refletida

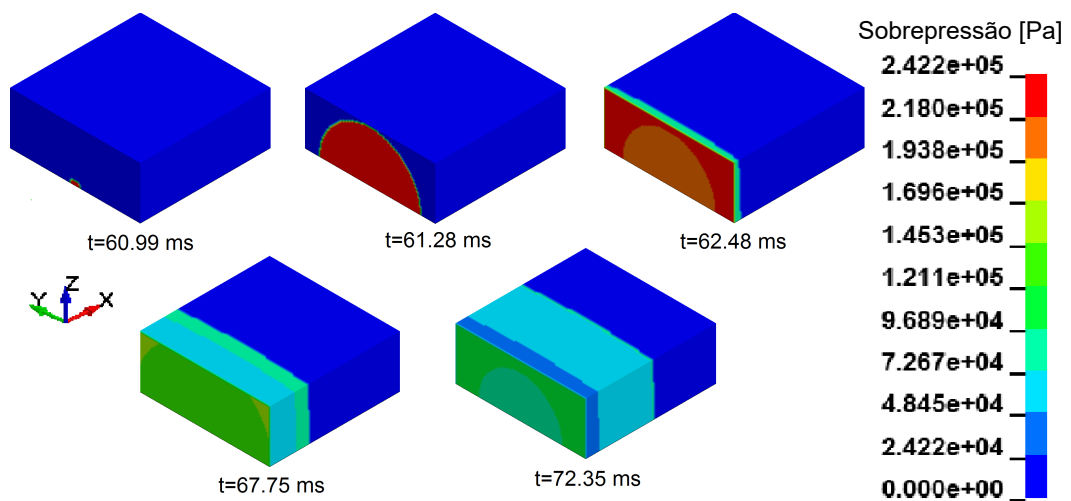


Figura 4.23: Sequência de imagens do modelo LBE.

e nas restantes é a incidente.

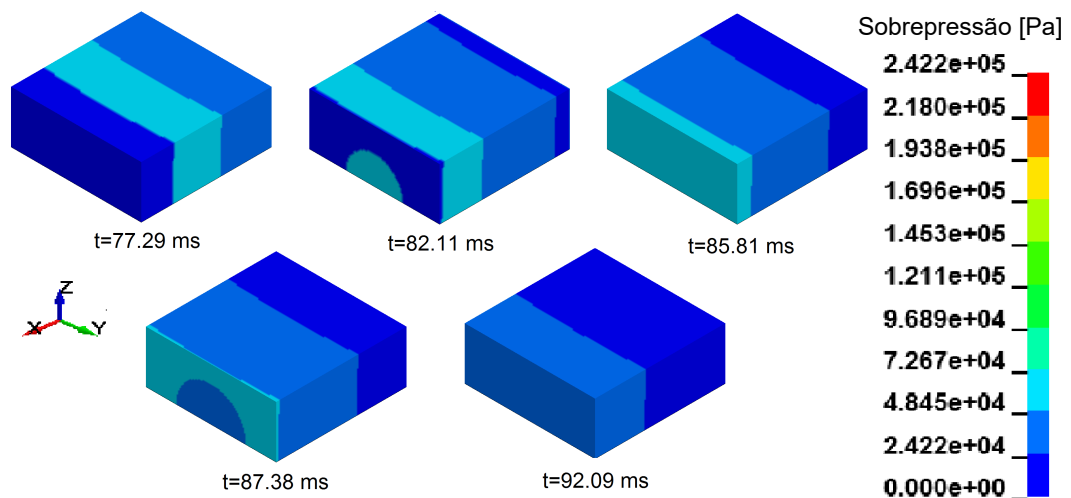


Figura 4.24: Sequência de imagens do modelo LBE.

Nas Figuras 4.23 e 4.24 observa-se a diminuição da pressão ao longo do telhado e paredes laterais. Na Figura 4.24 quando a onda chega à parede traseira em  $t=82.11$ , a pressão tem início no centro da parede, o que está errado do ponto de vista físico, este fenómeno também é visível quando a pressão diminui em  $t=87.38$  ms. Isto é, a onda de choque deve entrar em contacto com a parede traseira vindo das paredes laterais e do telhado. Em conclusão, o método utilizado não considera a influência de obstáculos em zonas fora da sua linha de visão.

### 4.3.3 Método ALE

A modelação do ar ambiente tridimensional requer um grande número de elementos que tornam o modelo volumoso e dispendioso computacionalmente. Por esta razão, na presente dissertação foi utilizada uma técnica de mapeamento para salvar tempo computacional, sem que a precisão fosse reduzida. Esta técnica simula a propagação da onda de choque incidente num modelo unidimensional até que esta se encontre próxima da estrutura. No final desta fase, os resultados do modelo 1D são mapeados no domínio de ar 3D, gerando uma onda de choque 3D cuja interação com a estrutura será simulada tridimensionalmente.

No exemplo de aplicação temos uma explosão à superfície no entanto o modelo 1D apenas possui a capacidade de simular explosões aéreas perfeitas. Assim, para obter parâmetros correspondentes a uma explosão à superfície, multiplicou-se a massa por um fator equivalente. Para escolher esse fator equivalente, foi aproximada a curva do impulso da explosão aérea à curva do impulso da explosão à superfície, ambas definidas na UFC, e concluiu-se que um fator de 1.8 aproximava consideravelmente a curva de explosão à superfície. Na Tabela 4.14 estão indicados a massa equivalente e o respetivo raio da carga explosiva.

Tabela 4.14: Raio equivalente.

<b>W</b> [kg]	<b>Weq</b> [kg]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	<b>Req</b> [m]
2721.55	4898.79	1630	0.8952

Para verificar os parâmetros obtidos pelo modelo 1D com os valores da UFC, foi criado um modelo inicial com um domínio de ar de 55 m. Através deste modelo, torna-se possível obter o gráfico pressão-tempo da fase positiva incidente na estrutura, situada a 47.244 m do centro de detonação. Após análise dos gráficos da modelação da onda de choque em 1D, verificou-se que o impulso da malha com elementos de 12.5 mm é menor que o impulso determinado com a malha mais refinada em média 2%. Posto isto, considerou-se que a utilização de elementos com dimensão 12.5 mm conduz a resultados aceitáveis. Para um tempo de análise de 111 ms, a análise demorou 3 minutos e 24 segundos.

Na Figura 4.25 está ilustrada a curva pressão-tempo obtida da análise juntamente com curva da UFC obtida com a equação de Friedlander. Conclui-se que a curva obtida com o modelo 1D, usando o fator equivalente de 1.8, está em conformidade com a curva da equação Friedlander. No entanto, a onda do modelo 1D possui um tempo de chegada superior ao da curva definida através da formulação da UFC. Adicionalmente, o pico de pressão é mais baixo tal como a duração da fase positiva, o que conduz a um impulso inferior.

A Figura 4.26 mostra que o impulso é mais baixo para o modelo 1D, o que era

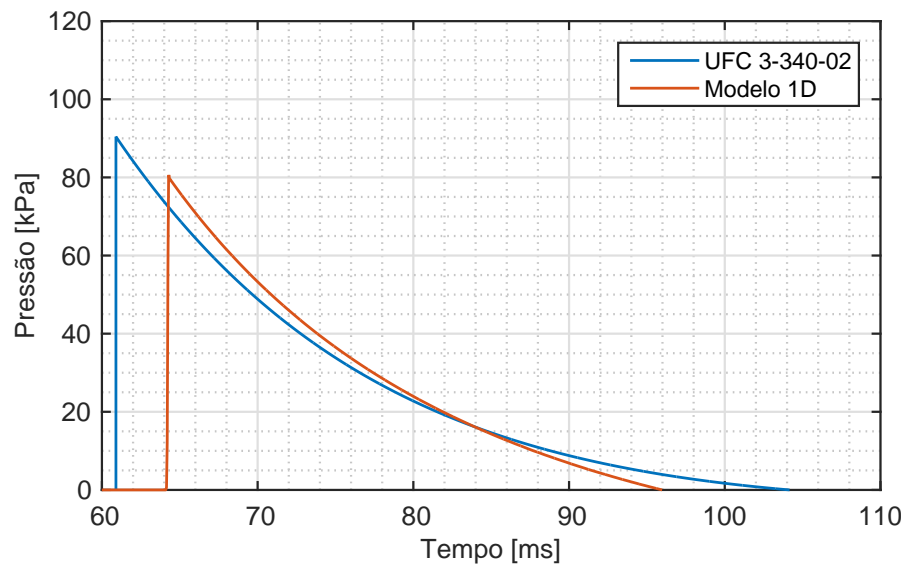


Figura 4.25: Pressão incidente na estrutura.

esperado pelos resultados obtidos na Secção 4.1. Na Tabela 4.15 está calculada a diferença relativa do impulso. Considerando, segundo Bogosian [6], o impulso específico da UFC conservativo em 15% em relação a testes experimentais, a diferença relativa obtida de 21% poderá ser aceitável.

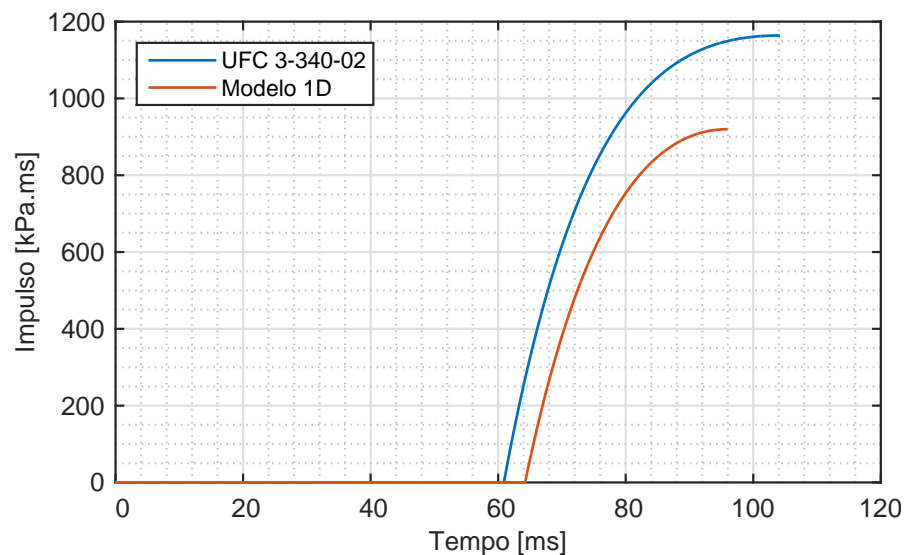


Figura 4.26: Impulso incidente na estrutura.

Recorrendo ao modelo acima descrito, é possível saber o tempo de chegada, este é um parâmetro importante para definir o tempo de análise necessário para terminar a análise e criar o ficheiro de mapeamento antes da onda de choque incidente atingir a estrutura. Foi criado outro modelo com 47.244 m, que,

Tabela 4.15: Diferença entre impulsos.

$i_s$ [kPa.ms]	$i_s$ UFC [kPa.ms]	DR [%]
919.80	1163.87	21

considerando um tempo de análise de 63.5 ms, demorou 1 minuto e 27 segundos a ser calculado.

Neste modelo foram definidos uma sequência de sensores com um espaçamento 0.25 m, com início numa distância de 32.25 m até 47.244 m. O objetivo destes sensores é obter uma curva de pressão positiva completa em que a pressão é aproximadamente nula quando  $t=63.5$  ms. Na Figura 4.27 apresentam-se algumas curvas destes sensores.

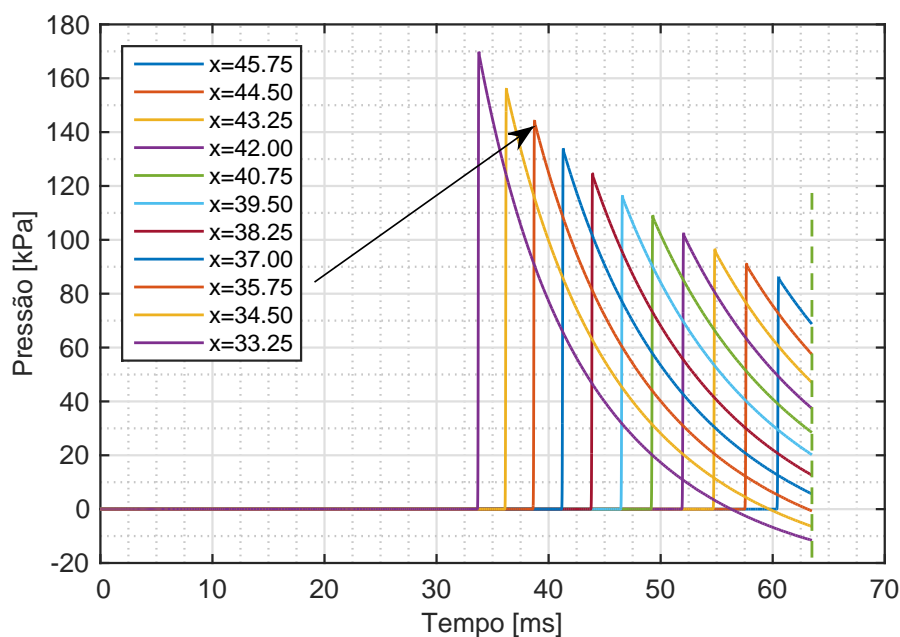


Figura 4.27: Curvas pressão-tempo dos sensores.

O sensor correspondente à curva de pressão positiva completa será a coordenada de  $x$  inicial do modelo 3D, considerando o centro da detonação na origem dos eixos. Contudo, o corte realizado em  $x=35.75$  m implica a não consideração de pressões negativas no mapeamento. No entanto, tendo em conta que a fase negativa raramente é considerada, todos os modelos 3D considerados nesta dissertação têm origem nas coordenadas (35.75,0,0).

Esta abordagem é considerada aceitável e ajuda a reduzir significativamente o número de elementos necessários do modelo 3D, evitando a necessidade da criação do domínio de ar desde o centro da detonação. Para reduzir mais o

tamanho de elementos também é aplicada a simetria no plano xOz, o que não só reduz o tempo requerido para o cálculo mas também pode aumentar a precisão permitindo a utilização de elementos de menor dimensão.

Uma vez que a onda de choque é mapeada com sucesso no domínio de ar do modelo 3D através do comando \*INITIAL\_ALE\_MAPPING, a onda vai interagir com a estrutura. O comando \*CONSTRAINED\_LAGRANGE\_IN\_SOLID é utilizado no modelo para determinar a interação entre a onda de choque e a estrutura.

As características estrutura e os materiais do explosivo e do ar são os apresentados na Secção 3.1. Por último, a simulação foi realizada até um tempo de análise de 150 ms, com o objetivo de obter a totalidade das curvas pressão em função do tempo da fase positiva em todas as superfícies. Note-se que estas características são iguais em todos os modelos 3D considerados.

### Modelo 1

O esquema da Figura 4.28 mostra o domínio 3D usado neste modelo. Com os deslocamentos bloqueados nas fronteiras nos planos xOz e xOy. O tamanho da malha da estrutura e do ar é de 100 mm, obtendo-se um total de 1 495 485 elementos. A malha da estrutura é constituída por elementos *shell*, sendo a malha do ar constituída por elementos cúbicos.

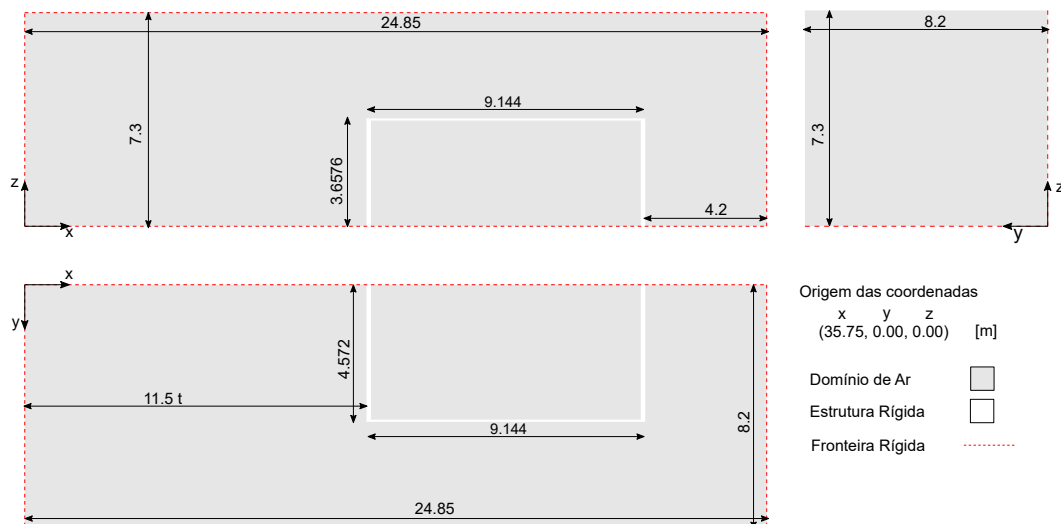


Figura 4.28: Esquema do Modelo 3D-1.

O tempo de análise deste modelo foi de 14 horas, 34 minutos e 28 segundos. Na Figura 4.29 apresenta-se uma sequência da propagação da onda de choque ao longo do domínio, sendo claramente visível o efeito da interação com a estrutura,

no plano xOz. Para o plano xOy a sequência é semelhante.

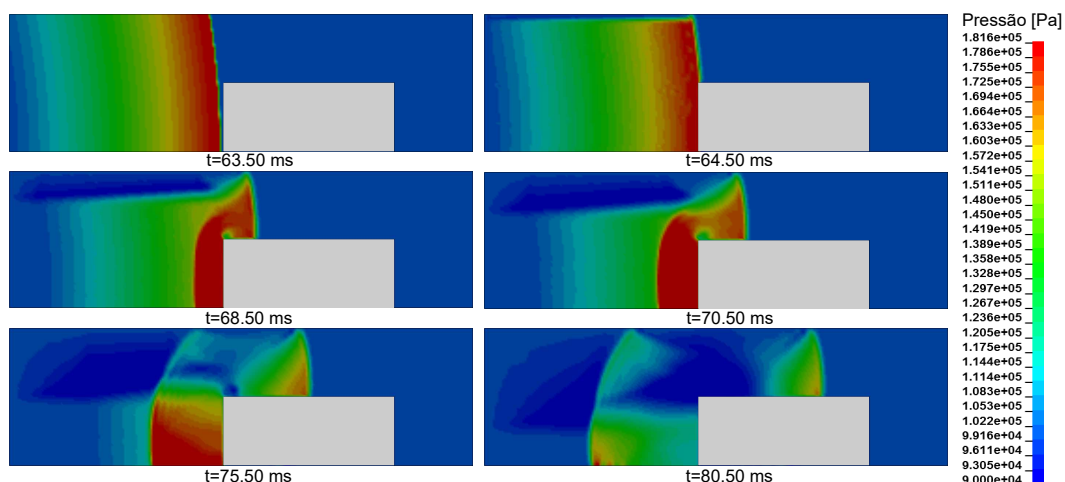


Figura 4.29: Sequência do Modelo 3D-1.

Em  $t=63.5$  ms podemos ver os contornos da pressão da análise feita em 1D transformada no domínio 3D, sendo o tempo de início da análise 3D igual ao tempo final da análise 1D.

No passo de tempo  $t=64.5$  ms, observa-se um desequilíbrio entre a onda de pressão incidente e uma onda de pressão negativa criada na fronteira superior do domínio. Esta onda de pressão negativa resulta do mesmo mecanismo que a onda de rarefação. A onda de pressão negativa expande-se à medida que a onda de maior pressão flui para fora do domínio. Este mecanismo é constante ao longo de toda a aresta conforme se observa em  $t=68.5$  e  $70.5$  ms.

Uma vez que a onda de expansão atinge a área de interesse, poderá contaminar os resultados obtidos. Em  $t=80.49$  ms, pode-se observar o contacto entre a onda expansiva e a estrutura em análise, o que vai influenciar os resultados das curvas pressão-tempo obtidas nas superfícies.

## Modelo 2

De modo a evitar que a onda de expansão contamine os resultados da área de interesse, foram adicionados planos a uma distância de 0.65 m das fronteiras livres do modelo anterior, tal como ilustrado na Figura 4.30. Estes planos são rígidos e constituídos por elementos de *shell* de 100 mm com a normal dos planos definida na direção das fronteiras livres.

Adicionalmente, foi utilizado o comando `*CONSTRAINED_LANGRANGE_IN_SOLID` para permitir a passagem da onda de choque incidente e impedir a propagação da onda de expansão para a zona de análise. Para este modelo, o tempo de

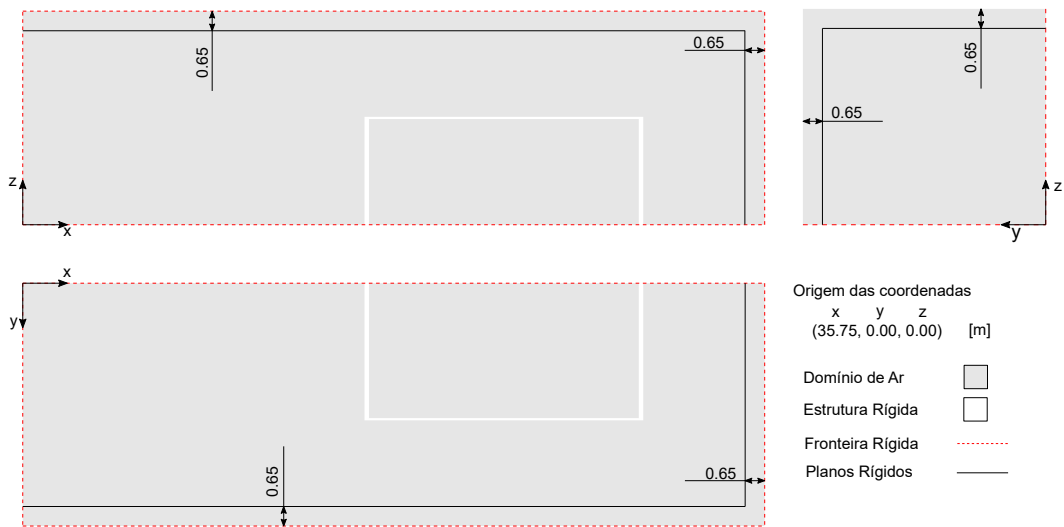


Figura 4.30: Esquema do Modelo 3D-2.

simulação para 150 ms foi de 19 horas, 11 minutos e 11 segundos, superior ao modelo anterior mais simples. Na Figura 4.31 apresenta-se uma sequência no plano xOz.

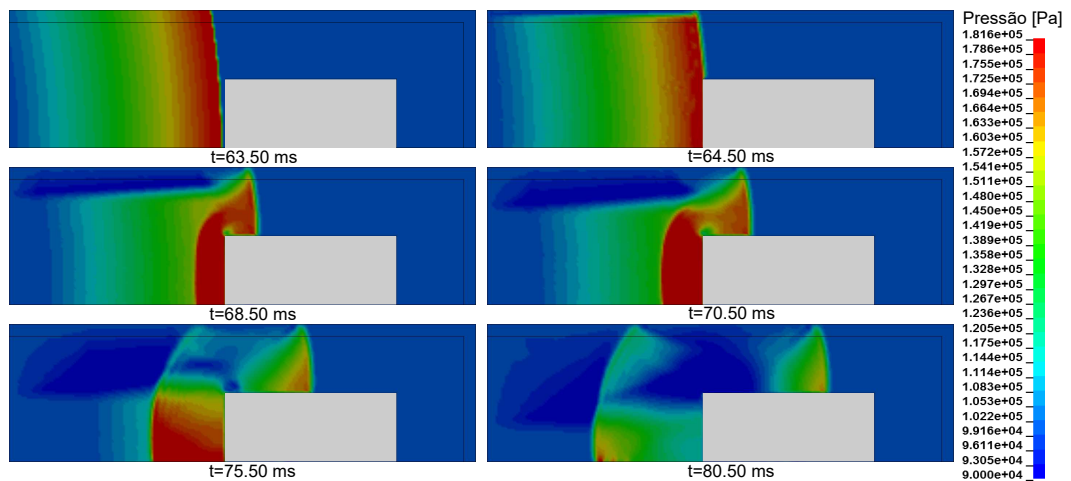


Figura 4.31: Sequência do Modelo 3D-2.

Pode-se observar que a adição de planos não teve qualquer efeito na onda, pelo que os resultados desta sequência são muito semelhantes aos do modelo anterior. Assim sendo, conclui-se que esta análise não poderá ser utilizada para determinar as curvas pressão-tempo das superfícies da estrutura.

### Modelo 3

No modelo seguinte, com o objetivo de impedir a formação da onda expansiva bloquearam-se os deslocamentos das fronteiras livres  $y$  e  $z$  do modelo 2. Esta técnica vai provocar reflexões nas fronteiras referidas, cuja propagação normal em direção à zona de análise será bloqueada pelos planos inseridos. Este novo modelo necessitou de 36 horas, 2 minutos e 2 segundos para ser calculado, quase o dobro do tempo do modelo 2. Na Figura 4.32 apresenta-se uma sequência no plano  $xOz$ .

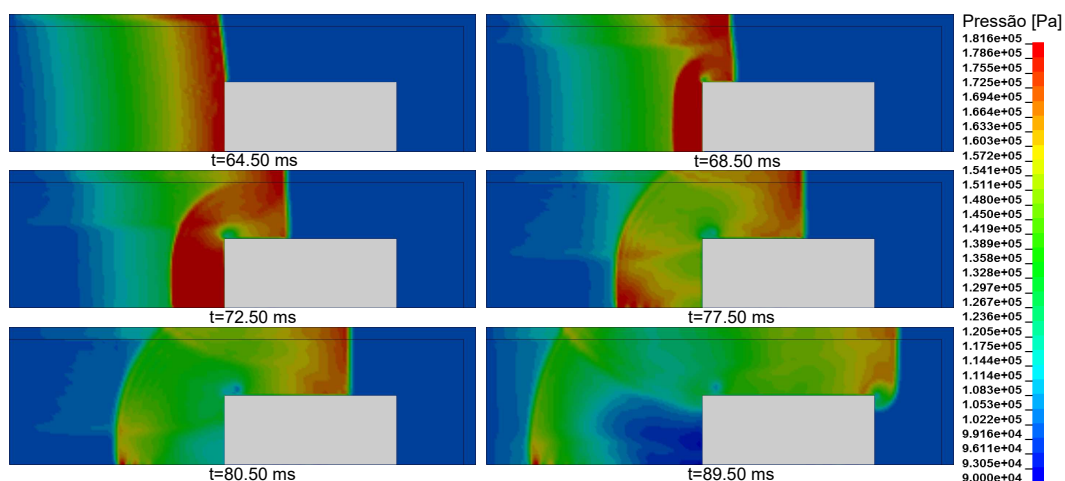


Figura 4.32: Sequência do Modelo 3D-3.

Observando a Figura 4.32, em  $t=64.50$  ms, a onda de choque é refletida pela fronteiras e em  $t=68.50$  ms, a onda refletida ultrapassou o plano que não impediu a sua passagem. Consequentemente, existe um contacto entre esta onda e a onda de choque inicial em  $t=72.50$  ms, que certamente irá influenciar os resultados, como por exemplo, atrasar a diminuição de pressão aplicada nas superfícies e, em consequência, aumentar o impulso. Em  $t=89.50$  ms observa-se a onda refletida pela fronteira em contacto com a parede frontal.

Com a adição de fronteiras rígidas, a onda de expansão, formada nos modelos 1 e 2, não ocorre neste modelo. No entanto existem reflexões nestas fronteiras que não são contidos pelos planos, contaminando assim os resultados.

### Modelo 4

Para atrasar a influência das reflexões nos resultados obtidos foi aumentado o domínio do modelo 3. Na Figura 4.33 está ilustrado um esquema com as dimensões do novo modelo, condições de fronteiras e posicionamento dos planos rígidos. Adicionalmente, com o objetivo de impedir as reflexões nas fronteiras, foram aplicadas fronteiras não refletoras através do comando \*BOUNDARY\_NON\_REFLECTING, em conjunto com os deslocamentos

bloqueados. No total foram criados 4 979 872 elementos cúbicos com 100 mm de aresta.

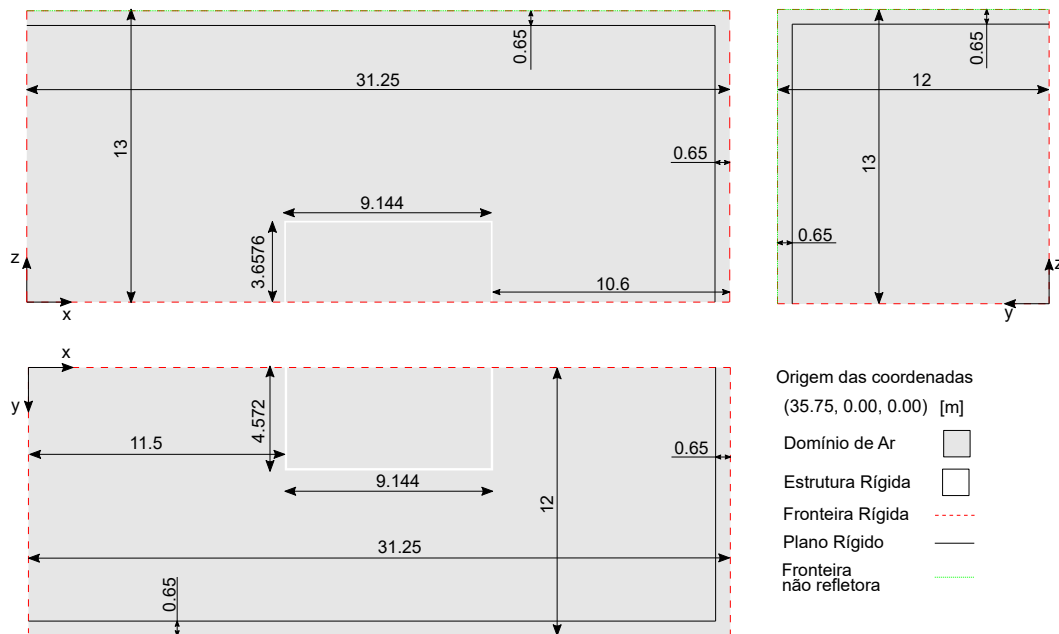


Figura 4.33: Esquema do Modelo 3D-4.

O tempo de simulação do modelo 4 para 150 ms foi de 45 horas, 41 minutos e 4 segundos. A sequência deste modelo, nos mesmos passos de tempo do modelo anterior, é apresentada na Figura 4.34.

Analisando a Figura 4.34, observa-se que o uso do comando `*BOUNDARY_NON_REFLECTING` não evitou as reflexões na fronteira. Esta situação também foi verificada nas simulações numéricas realizadas por Rigby [23]. Contudo, com o aumento do domínio a onda refletida pela fronteira, em comparação com o modelo 3, interage mais tarde com a onda de choque inicial, ocorrendo de  $t=77.5$  a  $89.5$  ms. Por último, verifica-se que, neste modelo, a onda de choque refletida, proveniente da fronteira, ainda não chegou à estrutura, o que ocorria no modelo anterior.

Esta situação vai contaminar os resultados, retardando assim a diminuição de pressão nas superfícies. Para evitar que a ondas refletida da fronteira e de expansão contaminem os resultados da área de interesse, recomenda-se a criação de malhas com fronteiras suficientemente longe da área em estudo, de modo a que estas não influenciem os resultados durante o tempo de análise. No entanto, a criação de um domínio bastante grande tem como consequência o aumento do tempo de análise e do custo computacional.

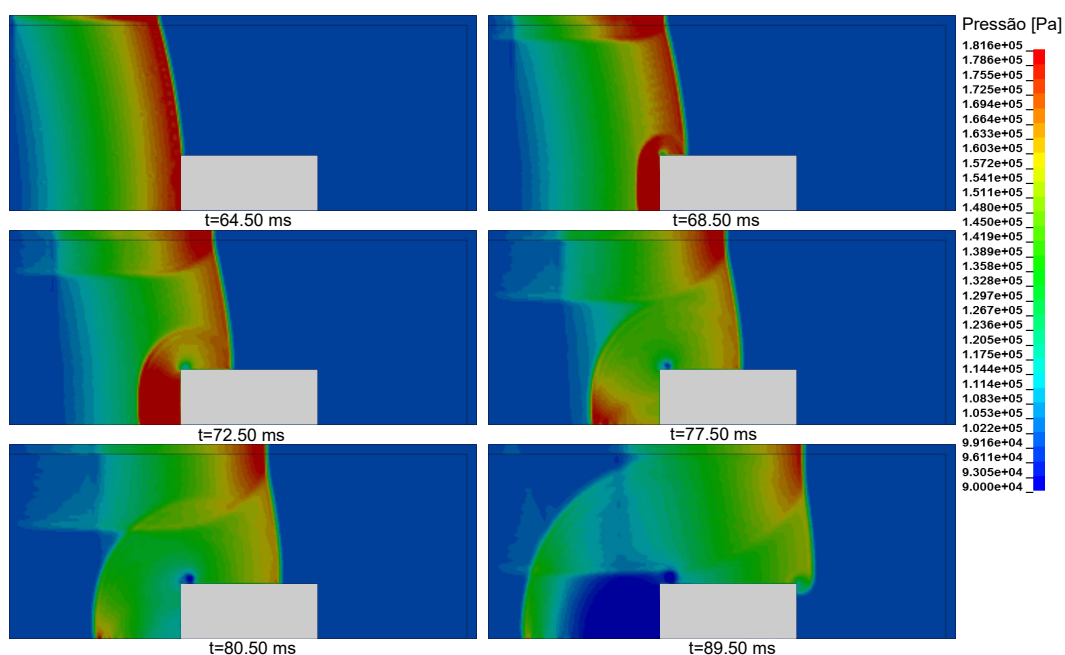


Figura 4.34: Sequência do Modelo 3D-4.

### Modelo 5

Com base nos problemas obtidos nos modelos acima, em que existe a formação de ondas de expansão e refletidas nas fronteiras, foi utilizado neste modelo uma técnica de acoplamento entre o comando LBE e o método ALE, para tentar simular as fronteiras com pressão atmosférica. Este método requer a criação de camadas compostas por um elemento de ar, neste caso de 100 mm. Na Figura 4.35 está ilustrado um esquema do modelo, que possui um total de 1 539 911 elementos.

O comando LBE permite aplicar pressões incidentes da relação empírica UFC diretamente nas camadas de ar ambiente antes da onda de choque resultante se propagar no domínio de ar. Assim, com o objetivo de aplicar pressão atmosférica foi admitida uma carga explosiva de 0.5 kg com o centro de detonação, a uma distância de 47.244 m da parede frontal. Ao considerar esta explosão, o tempo de chegada da onda de choque ao domínio é suficientemente grande, e a sobrepressão é suficientemente baixa, podendo ser considerada como desprezável, pelo que se assume que a pressão se manterá inalterada durante toda a análise.

Adicionalmente, no comando `*LOAD_BLAST_SEGMENT_SET` existe uma opção definida por `SFNRB` que traduz um fator para a condição de não reflexão da camada ambiente. As ondas de choque refletidas pelos elementos da camada ambiente podem ser atenuadas recorrendo a este recurso. O manual do LS-DYNA [18] refere que um valor de 1 funciona bem para a maioria das situações.

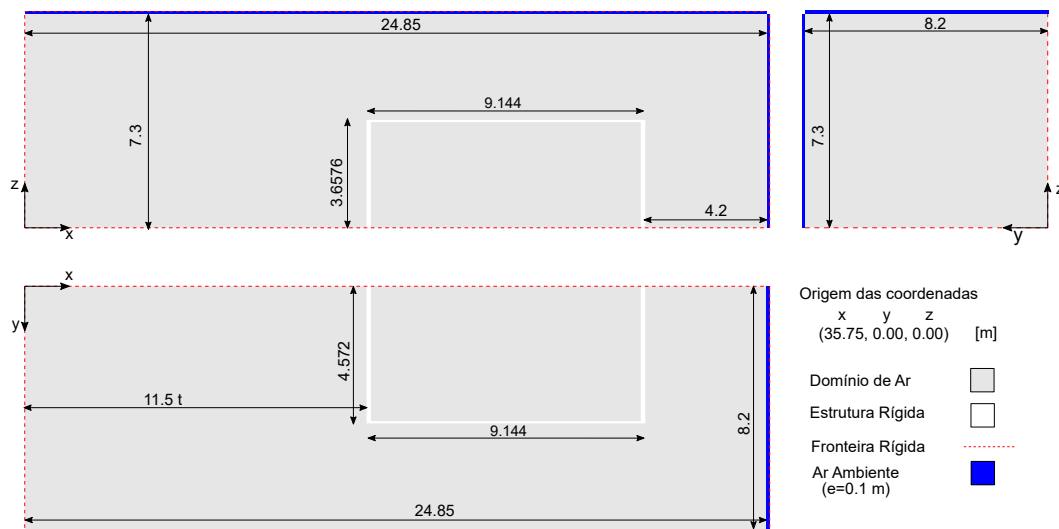


Figura 4.35: Esquema do Modelo 3D-5.

Foram usados vários valores para a opção de SFNRB. Na Tabela 4.16 apresentam-se os tempos de simulação resultante para um tempo de análise de 150 ms. Na Figura 4.36 apresenta-se um passo de tempo, 68.5 ms, para cada fator SFNRB utilizado.

Tabela 4.16: Tempo de simulação dos modelos 5.

SFNRB	Tempo de simulação [h:min:seg]
1	16:29:24
5	15:54:11
10	15:29:23
15	18:56:24
50	16:02:13

Inicialmente admitiu-se um valor de SFNRB=1. No entanto, observando a Figura 4.36, é possível verificar a existência de reflexões na fronteira. Foi então testado o valor de 5, para o qual as reflexões continuam a existir, mas em menor quantidade que o modelo anterior. Aumentando consideravelmente para um valor de 50 seria esperado, dos resultados anteriores, que não existissem reflexões. Contudo, observa-se a formação de uma onda de expansão na fronteira.

Pelo que foram realizadas mais duas análises com os valores de SFNRB de 10 e 15. É possível observar na Figura 4.36 que estes valores também são influenciados pela formação de uma onda de expansão. No entanto, a influência da onda expansiva é inferior nestes modelos do que o modelo com o valor de SFNRB de 50. Assim, poderá existir um valor ótimo entre os valores de SFNRB=5 e 10. De modo a calibrar o parâmetro referido, torna-se desvantajoso devido à

necessidade de simular vários modelos com fatores diferentes.

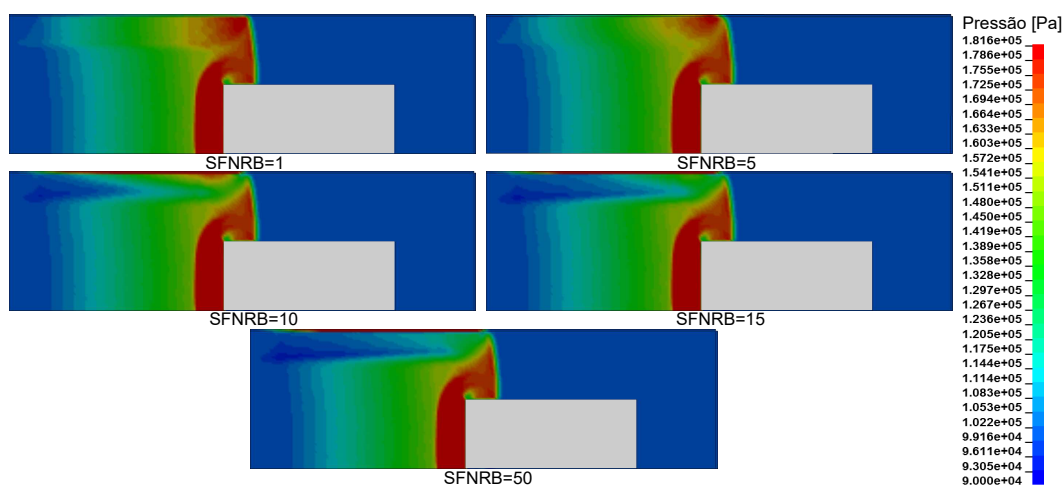


Figura 4.36: Contornos do Modelo 3D-4 no passo de tempo  $t=68.50$  ms.

## Modelo 6

No modelo 6 recorreu-se a pirâmides com base quadrangular, com o objetivo de replicar os isoladores acústicos em forma triangular. Este conceito baseia-se no facto das reflexões que ocorram na fronteira se reflitam e dissipem entre si, e assim, não se propaguem para a zona em estudo.

Na Figura 4.37 está ilustrado um esquema do modelo. As pirâmides têm altura de 2 m e são criadas por elementos de shell nas superfícies. O comprimento de cada lado corresponde a 4 elementos de ar com 100 mm. Estas pirâmides são rígidas e apenas foram consideradas na fronteira livre em z.

Com 1 484 528 elementos cúbicos e 454 877 elementos de *shell* o modelo, foi corrido para uma duração de 150 ms, o que resultou num tempo de simulação de 125 horas, 36 minutos e 21 segundos. À imagem do que foi realizado nos modelos anteriores, apresenta-se na Figura 4.38, a sequência da interação da onda de choque com a estrutura obtida com o modelo 6.

Em  $t=64.50$  ms a onda de choque atinge as pirâmides, que evitam a sua propagação na zona superior, existindo as esperadas reflexões entre si. A partir de  $t=65.50$  ms, observam-se perturbações na pressão na zona periférica das pirâmides, o que afeta a onda de choque incidente e os efeitos da sua interação com a estrutura. A influência destas perturbações, poderiam ser, possivelmente, evitadas se a camada de pirâmides se situasse mais longe da estrutura. Contudo, esse afastamento implicaria um domínio de ar superior e consequentemente, um maior tempo de análise.

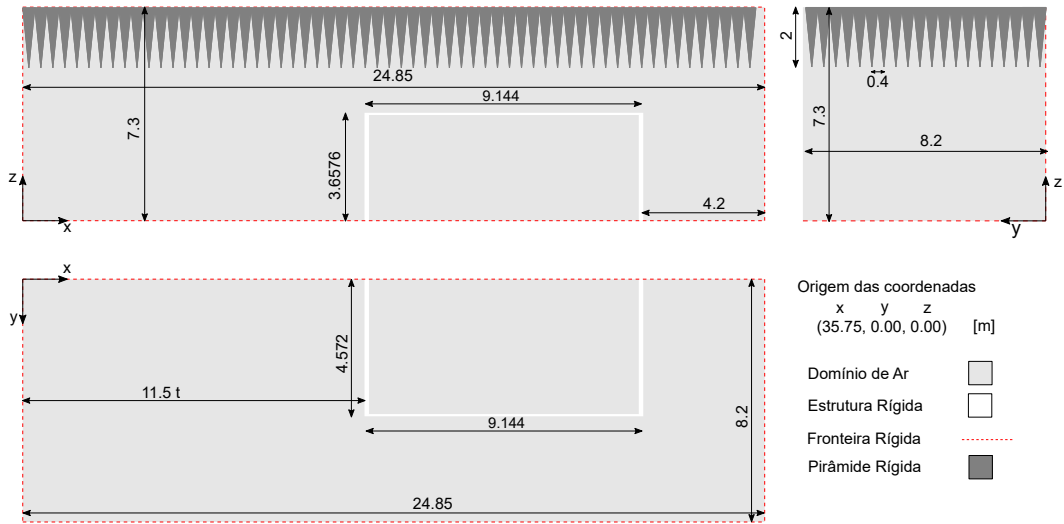


Figura 4.37: Esquema do Modelo 3D-6.

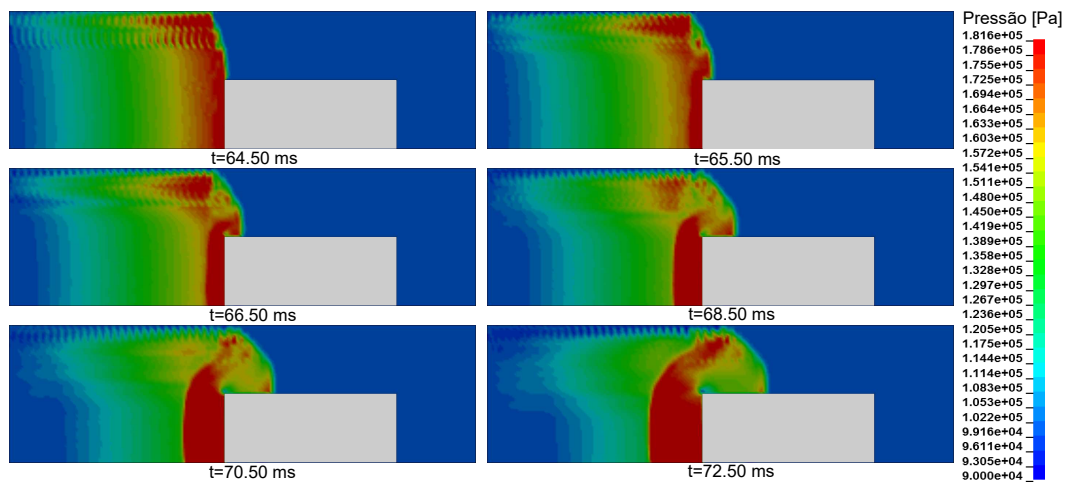


Figura 4.38: Sequência inicial do Modelo 3D-6.

Comparando o passo de tempo  $t=72.50$  ms com o do modelo 4 da Figura 4.34, vê-se que a pressão em cima do telhado deve ser definida por uma pressão da ordem de grandeza de  $1.694e+5$  Pa. Contrariamente ao modelo 4, a pressão do modelo 6 é definida por uma ordem de grandeza de  $1.297e+5$  Pa, confirmando-se a contaminação na zona de estudo.

Conclui-se assim que esta solução não é viável devido ao aumento considerável do tempo de análise provocado pelas imensas reflexões que ocorrem entre os elementos de pirâmide e a reduzida dimensão dos mesmos, necessária para simular corretamente as reflexões.

### Modelo 7

As curvas pressão-tempo das superfícies dos modelos anteriores têm os resultados contaminados resultantes de ondas expansivas e de reflexão. Com o objetivo de evitar a influência das ondas formadas nas fronteiras na área de interesse foi criado, neste modelo, um domínio superior aos anteriores.

Consideram-se as dimensões apresentadas no esquema da Figura 4.39. A zona de ar do domínio mais pequeno é constituída por elementos cúbicos de aresta 100 mm e o domínio de ar superior é constituído por uma malha gradual de 100 para 300 mm.

Este modelo resulta num total de 4 276 748 elementos sólidos e 10 957 elementos de *shell* na estrutura. O tempo de simulação para 150 ms foi de 37 horas, 53 minutos e 11 segundos. Na Figura 4.40 ilustra a interação da onda de choque com a estrutura ao longo da análise. Note-se que esta sequência não representa todo o domínio, apresentando os contornos de pressão nas áreas determinadas pelos anteriores pelos modelos anteriores, à exceção do modelo 4.

Observa-se na Figura 4.40 que o grande aumento do domínio evitou a influência das ondas refletidas na área de interesse. No entanto, para que tal não se verificasse, foi necessária a criação de um elevado número de elementos, o que leva a um grande custo computacional.

Em  $t=69.50$  ms vê-se a onda refletida a afastar-se da parede frontal e o vórtice formado na aresta com pressão mais baixa. À medida que a onda incidente se propaga, a pressão vai diminuindo ao longo das paredes laterais e do telhado,  $t=81.50$  ms.

Quando a onda incidente alcança a zona da parede traseira, ocorre a formação de outro vórtice, como se pode observar em  $t=95.50$  ms. A onda propaga-se ao longo da parede traseira e irá refletir no chão após a estrutura em  $t=102.50$  ms, desenvolvendo uma pressão maior e movendo-se para a direita até se desvanecer. Em  $t=126.50$  ms a estrutura está imersa no fluxo formado pela onda

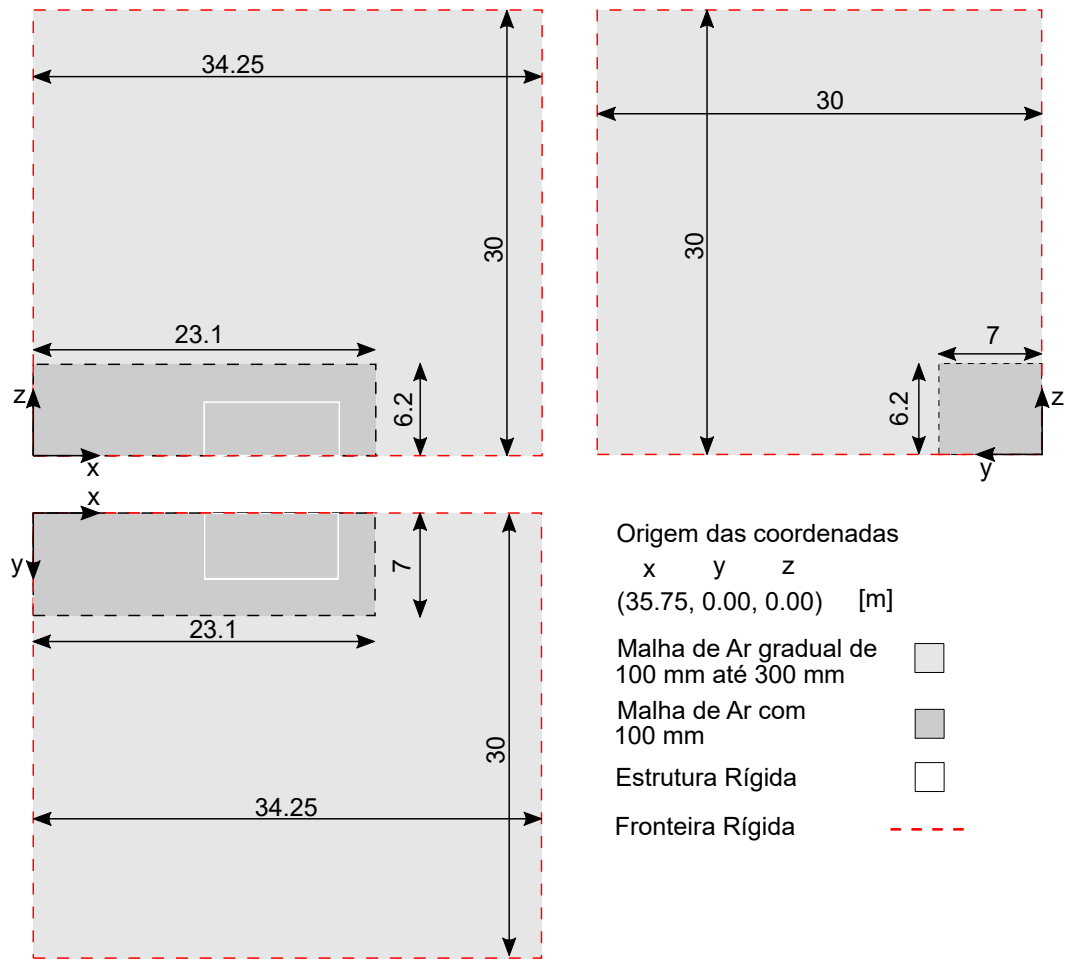


Figura 4.39: Esquema do Modelo 3D-7.

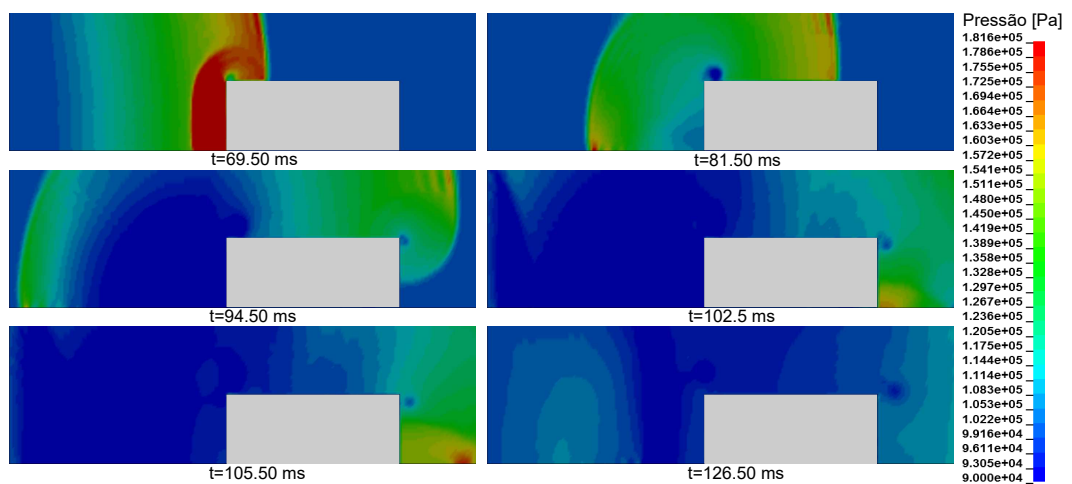


Figura 4.40: Sequência do Modelo 3D-7.

com pressões mínimas.

Na Figura 4.41, apresenta-se o efeito da onda de choque nas superfícies para este modelo em planos de vista. Observa-se de forma clara que utilizando o método ALE no LS-DYNA é possível observar os vórtices e a onda rarefação.

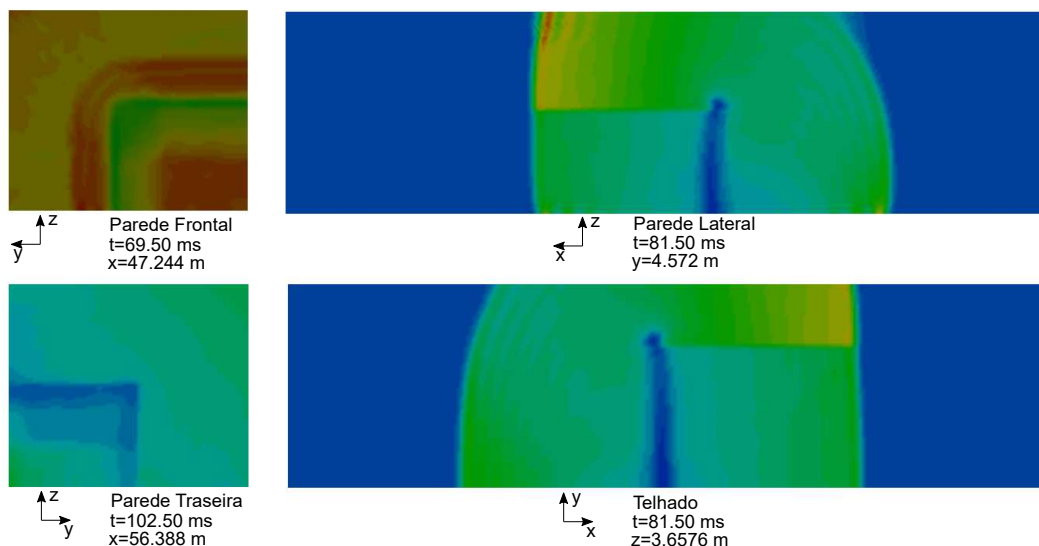


Figura 4.41: Sequência das superfícies do Modelo 3D-7.

Na Tabela 4.17 apresenta-se um resumo conclusivo da qualidade da solução dos modelos ALE realizados e o tempo de análise correspondente.

Tabela 4.17: Comparação dos modelos realizados.

Modelo	Qualidade da Solução	Tempo de análise [h:min:seg]
1	Má. Influência de onda expansiva.	14:34:28
2	Má. Influência de onda expansiva.	19:11:11
3	Má. Influência de ondas refletidas.	36:02:02
4	Má. Influência de ondas refletidas.	45:41:04
5	Média. Necessário encontrar um fator ótimo para não haver influências de reflexões e de ondas expansivas.	16:34:19
6	Má. Influência de ondas refletidas	125:36:21
7	Boa. Domínio grande.	37:53:11

### Parede Frontal

Após obter, com o modelo 7, uma solução aceitável para a interação da onda de choque com a estrutura sem que se verifiquem contaminações na solução.

Procede-se à comparação das curvas de pressão média e de impulso resultante obtidas numericamente para cada superfície com o seu homólogo determinado pela UFC e através do modelo LBE.

Na Figura 4.42 apresenta-se as curvas pressão em função do tempo obtida para a parede frontal. A forma da curva do modelo está em conformidade com as restantes. No entanto, o pico de pressão refletido conseguido é inferior ao da relação empírica e do modelo LBE. Tal, como visto na análise unidimensional, o tempo de chegada da onda de choque é superior ao proposto pela UFC, mas no caso da duração da fase positiva é ligeiramente superior.

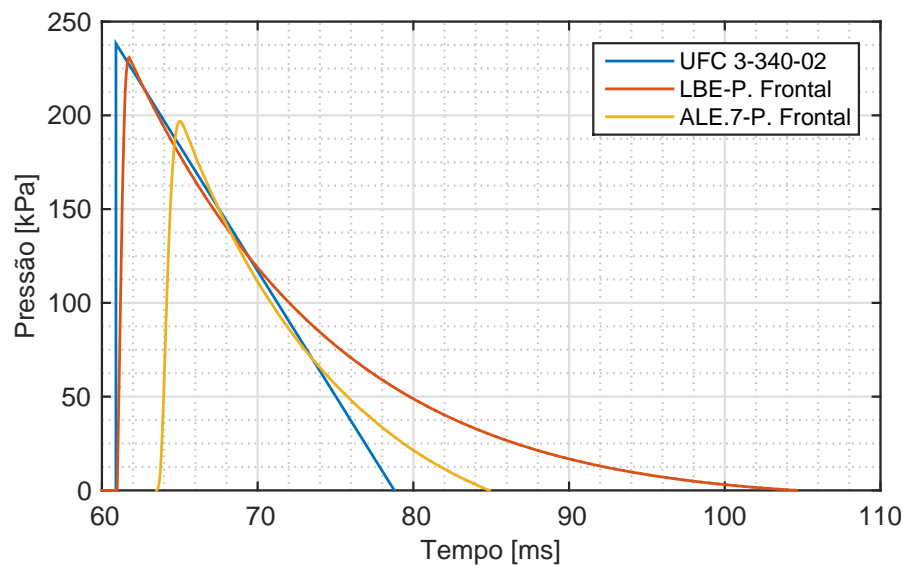


Figura 4.42: Pressão do modelo ALE.7.

Observa-se na Figura 4.43 o impulso resultante em função do tempo e na Tabela 4.18 o impulso máximo e a respetiva diferença relativa.

Tabela 4.18: Diferença entre o modelo ALE.7 e o modelo UFC simplificado.

$i_s$ P.F.	$i_s$ UFC	DR
[kPa.ms]	[kPa.ms]	[%]
1566.60	2130.22	26

A diferença obtida pode dever-se ao tamanho escolhido para o domínio de ar e da estrutura. No entanto, o mapeamento está muito próximo da estrutura e um possível refinamento da malha 1D não iria alterar significativamente os resultados mas, um refinamento da malha 3D poderia alterar. Deve-se ter em conta que o método simplificado poderá ser um método conservativo, pois o seu objetivo é facilitar o cálculo do carregamento da superfície, que serão, posteriormente, utilizados para dimensionar e/ou reforçar elementos estruturais de infraestruturas

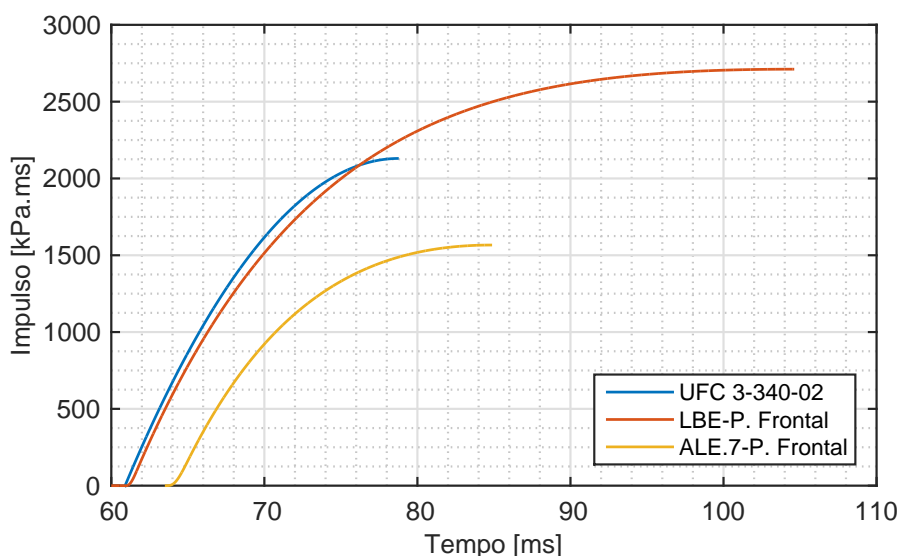


Figura 4.43: Impulso específico do modelo ALE.7.

críticas.

### Paredes laterais e telhado

Os resultados das curvas alcançadas para as paredes laterais e telhado estão apresentados na Figura 4.44. Mais uma vez, verifica-se que as curvas obtidas para o telhado e paredes laterais são bastante semelhantes e que se encontram em consonância com as curvas determinadas através do método simplificado da UFC. Contudo, é possível observar que o pico de pressão e a duração da fase positiva são mais baixos e como consequência, o impulso é inferior ao determinado pelo método teórico.

Na Figura 4.45 apresentam-se as curvas dos impulsos em função do tempo e na Tabela 4.19 os seus valores máximos conjuntamente com a diferença relativa obtida. Considera-se que, para estas superfícies, o tamanho dos elementos do domínio do ar poderá ter grande influência na precisão dos resultados.

Tabela 4.19: Diferença entre o modelo ALE.7 e o modelo UFC simplificado.

$i_s$ Telh.	$i_s$ P.L.	$i_s$ UFC	DR Telh.	DR P.L.
[kPa.ms]	[kPa.ms]	[kPa.ms]	[%]	[%]
741.75	744.04	1209.52	39	38

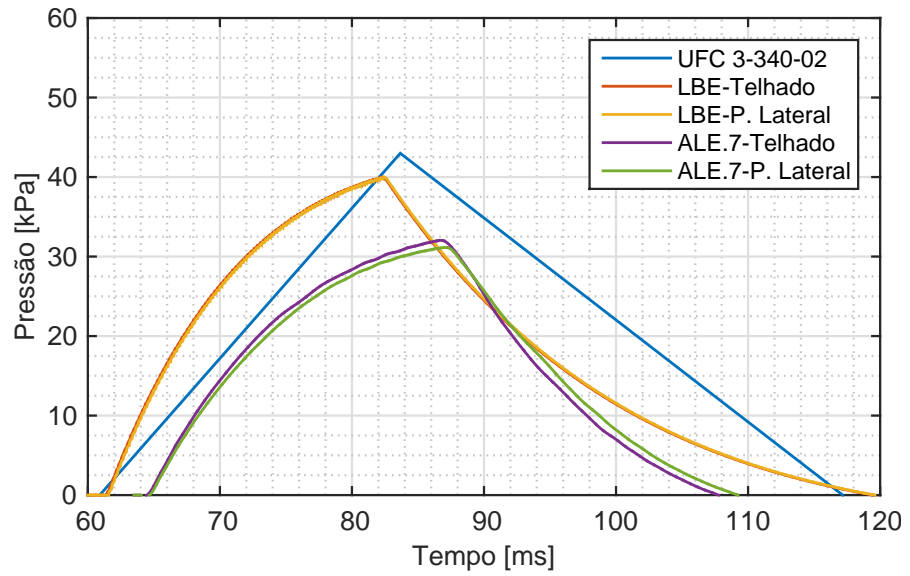


Figura 4.44: Pressão do modelo ALE.7.

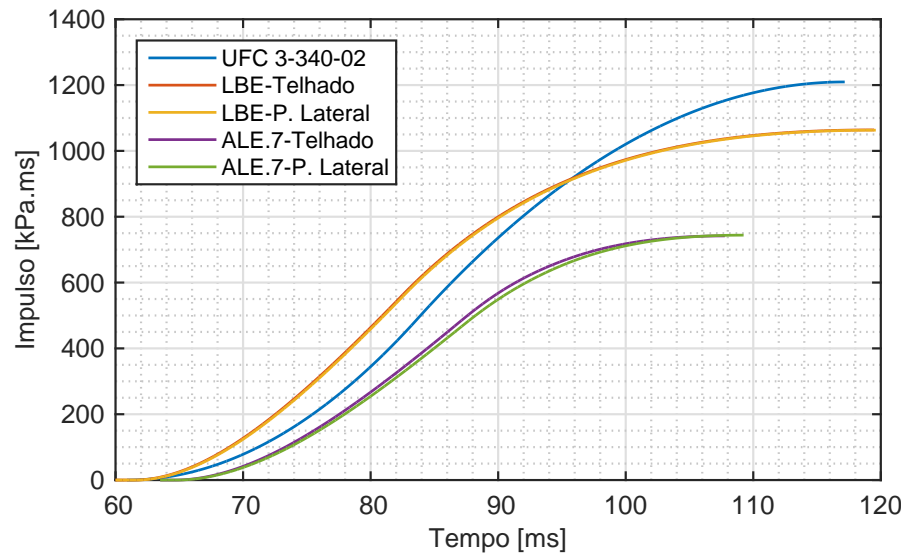


Figura 4.45: Impulso específico do modelo ALE.7.

### Parede traseira

A parede traseira é influenciada inicialmente pela formação dos vórtices nas arestas, fenómeno que causa pressão negativa, que se pode observar na Figura 4.46. Tal como ocorreu nas superfícies anteriores, também se verifica um pico de pressão inferior. Contudo, considera-se que a forma da curva se encontra em conformidade, quando comparada com a curva da UFC.

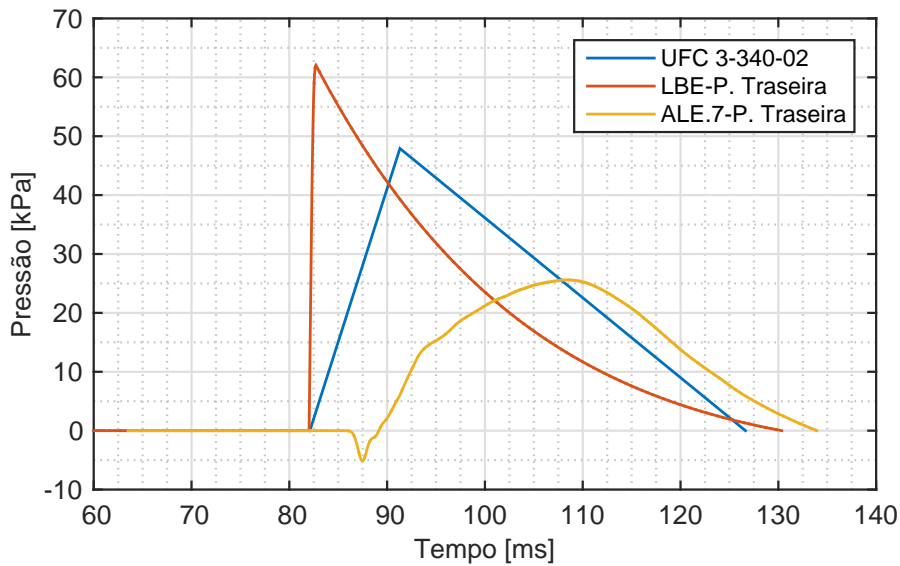


Figura 4.46: Pressão do modelo ALE.7.

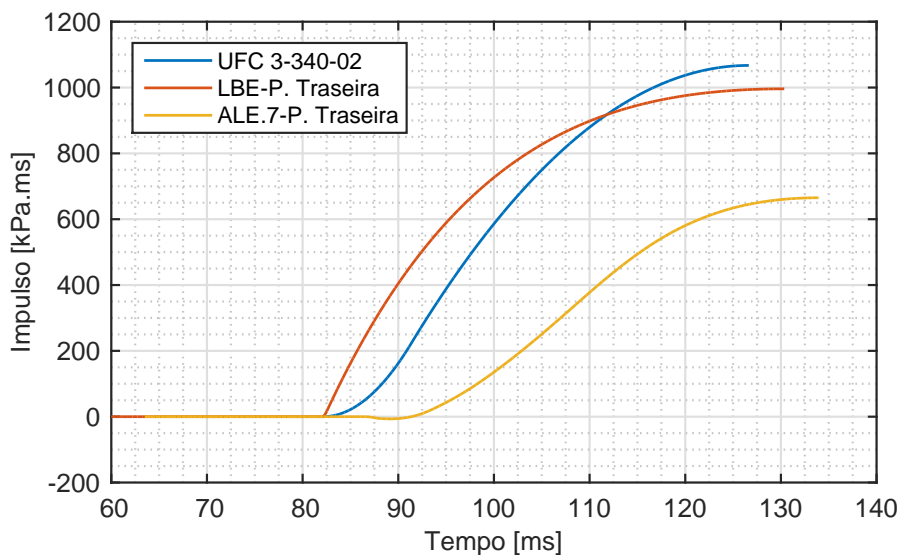


Figura 4.47: Impulso específico do modelo ALE.7.

Observa-se na Figura 4.47 o desenvolvimento dos impulsos e na Tabela 4.20 os

máximos impulsos e a respetiva diferença relativa. Como esperado, o impulso é inferior ao do método simplificado. Aqui a influência do tamanho dos elementos também é considerável. No entanto, também existe influências dos vórtices de baixa pressão e reflexões no solo.

Tabela 4.20: Diferença entre o modelo ALE.7 e o modelo UFC simplificado.

$i_s$ P.T. [kPa.ms]	$i_s$ UFC [kPa.ms]	DR [%]
665.15	1067.18	38

A grande vantagem do método ALE, em relação ao método simplificado proposto pela UFC e ao método LBE, é a determinação das curvas pressão-tempo tendo em conta as interações da onda de choque com a estrutura, que poderão ser efeitos essenciais em determinadas situações. Contudo, a utilização do método ALE resulta em elevados custos computacionais e dificuldades em termos de modelação. Note-se que, na presente dissertação, não foi possível realizar um refinamento da malha do modelo tridimensional devido às limitações de memória e processamento do computador utilizado para as simulações.

A inexistência de interações da onda de choque na estrutura é uma desvantagem no método LBE. No entanto, este método não requer grandes custos computacionais e é fácil de modelar resultando em durações de análise muito inferiores ao do método ALE. O método LBE aproxima melhor os resultados do método simplificado, podendo assim, ser usado em casos de estudos semelhantes.

O método simplificado proposto pela UFC tem como objetivo ser usado de modo conservativo e portanto, os resultados obtidos nas simulações numéricas devem ser verificados através de ensaios experimentais para confirmar a sua veracidade. Podendo depois ser utilizados para a obtenção das pressões aplicadas noutros casos de estudo.



## Capítulo 5

# Conclusão e Trabalhos Futuros

Neste capítulo apresentam-se as conclusões do trabalho realizado e sugestões de trabalhos futuros do campo em estudo.

### 5.1 Conclusões

Uma explosão é caracterizada pela súbita libertação de energia. Através do mecanismo de detonação, a libertação de energia acontece num espaço de tempo muito curto ocorrendo acumulação de energia no local da explosão. Esta acumulação de energia é subitamente dissipada resultando assim numa onda de choque. Esta onda pode causar danos significantes quando atinge uma estrutura, provocando a perda de vidas humanas. Um dos desafios do engenheiro é garantir que as infraestruturas sejam bem dimensionadas para suportar este tipo de carregamentos.

Um dos aspetos da engenharia é poder prever e quantificar a variação espacial e temporal da carga que atua sobre um alvo com um nível de precisão suficiente. No Capítulo 2, é fornecida uma revisão da literatura mais utilizada, bem como informações relacionadas com o fenómeno da onda explosiva, métodos para prever a carga explosiva e o efeito da interação da onda numa estrutura.

No Capítulo 3, o método Arbitrário Lagrangiano-Euleriano é introduzido. O programa de cálculo numérico LS-DYNA pode ser usado para simular eventos explosivos e são fornecidos os aspetos mais importantes para a validação e utilização do mesmo nos casos de estudo no Capítulo 4.

No primeiro caso de estudo foi estudada a propagação da onda de choque resultante de uma explosão aérea perfeita, num domínio unidimensional. O tratamento de continuidade DCT=-1 é aquele que melhor simula as explosões. À medida que se aumentava o refinamento do tamanho dos elementos, os resultados produzidos pelas simulações aproximavam-se dos valores das formulações teóricas. Destes conclui-se que o método de advecção que melhor se aproxima os valores das formulações teóricas é o método de Van Leer. Observou-se a convergência, para o pico de sobrepressão, na malha 6, com

elementos de 3.125 mm, em conjunto com o método de Van Leer. Adicionalmente, verificou-se que a duração da fase positiva e o impulso são menos sensíveis, do que o pico de sobrepressão, a variações da malha, obtendo-se a convergência a partir da malha 4 com tamanho dos elementos de 12.5 mm para todos os métodos de advecção.

As diferenças relativas dos impulsos, obtida com a malha mais refinada, de 0.195 mm, e método de advecção METH=2, em comparação com o Kinney e Graham e a UFC é em média de 13% e 23%, respectivamente. As simulações utilizando o método de advecção METH=2, por ser um método de segunda ordem, são as que despendem mais tempo de simulação relativamente a METH=1 e 3. Este fenómeno foi observado tanto nos casos de modelação da onda de choque em 1D, como em 2D.

No caso de estudo correspondente à modelação da onda de choque em 2D também foi estudada a propagação da onda de choque de uma explosão aérea perfeita. Neste caso, foram analisados dois modelos com tipos de malha diferentes. Os melhores resultados para o modelo 1, com elementos ortogonais foram obtidos para METH=1 e no modelo 2 para METH=3 com uma malha estruturada.

Para METH=2, existem perturbações na direção  $y$  na propagação da onda que influenciam os parâmetros característicos da mesma. Em todas as curvas, a direção da diagonal  $x=y$  é aquela que melhor aproxima as curvas de referência.

No o último caso de estudo foi simulado um exemplo de aplicação proposto pela UFC, utilizando duas técnicas de modelação, o método LBE e o método ALE. O modelo LBE comparado com o modelo ALE reduz substancialmente o custo computacional para as análises explosivas, pois evita a modelação explícita do processo de detonação. No entanto, apesar de reduzir, significativamente, o custo computacional, a formulação empírica não pode ser aplicada se o objetivo for estudar o efeito da interação da onda com a estrutura.

Após análises das curvas equivalentes obtidas para cada superfície, conclui-se que a curva da parede frontal é aquela em que se obteve um impulso maior do que o impulso calculado para o método simplificado, com uma diferença relativa de 27%, o que pode conduzir a um sobre-dimensionamento das estruturas. Os impulsos obtidos para as outras superfícies, em comparação com o método simplificado consideram-se aceitáveis com diferenças de 12% e 7%, para as paredes laterais e telhado e parede traseira, respectivamente.

O método ALE implica a necessidade da modelação da detonação e propagação da onda de choque no domínio de ar. Para tentar evitar este processo foi aplicada a simetria no plano  $xOz$  e um corte no domínio com o objetivo de evitar a criação do domínio de ar desde o centro da detonação, e assim reduzir o número de elementos. Esta abordagem permite reduzir o tempo de simulação e aumentar a precisão devido à possibilidade de utilizar elementos com menor dimensão.

No entanto, na simulação do modelo 1 existem problemas com a criação de uma onda expansiva nas fronteiras, que contamina os resultados das curvas pressão-tempo nas superfícies da estrutura. No modelo 3, após do insucesso do modelo 2 com a mesma situação do modelo 1, acontece uma inversão com a formação de reflexões nas fronteiras, resultando, novamente, em contaminação dos resultados.

Com o objetivo de corrigir os modelos anteriores, foram experimentadas técnicas de modelação diferentes nos modelos 4, 5 e 6, no entanto sem sucesso. A solução encontrada foi aumentar substancialmente o domínio do ar, modelo 7, no entanto, este aumento pode levar a imprecisões nos resultados devido à dificuldade de diminuir o tamanho de elementos da malha e ao grande custo computacional necessário.

Após análises das curvas equivalentes de cada superfície, a curva da parede frontal é aquela em que se obteve um impulso menor do que o impulso calculado pelo método simplificado, com uma diferença relativa de 26%. Os impulsos obtidos para as outras superfícies em comparação com o método simplificado são muito inferiores com diferenças entre 38% e 39%.

Sem um estudo mais aprofundado para a simulação de modelos com um refinamento maior, não se recomenda a utilização deste método. No entanto tem vantagens relativamente à visualização do efeito físico da onda de choque na estrutura em relação ao método LBE. O método LBE obteve melhor resultados e poderá ser usado em casos de estudos semelhantes.

É necessário realizar ensaios experimentais para verificar a veracidade dos resultados obtidos dos métodos utilizados. Pela experiência do autor neste campo e sem confirmações experimentais, o método modificado da norma UFC como o método LBE poderão ser usados.

## 5.2 Trabalhos futuros

Os seguintes tópicos são sugestões para trabalhos futuros, que se acredita que irão ajudar a acomodar alguns dos desafios apontados:

- Conduzir ensaios experimentais no campo para verificação dos resultados obtidos;
- Estudar a influência de outros valores usados nos comandos do LS-DYNA;
- Desenvolver novas técnicas de modelação no LS-DYNA para resultados mais precisos e conseqüentemente mais eficazes;
- Efetuar simulações numéricas em outros programas de cálculo numérico para comparação de resultados;

- Estudar a influência da configuração geométrica e rigidez da estrutura tal como a orientação da mesma em relação à explosão;
- Divulgar os resultados para a comunidade científica.

# Referências bibliográficas

- [1] Alia, A. e M. Souli: *High explosive simulation using multi-material formulations*. Applied Thermal Engineering, (26):1032–1042, 2006.
- [2] Aquelet, N., N. Seddon, M. Souli e M. Moatamedi: *Initialisation of volume fraction in fluid/structure interaction problem*. International Journal of Crashworthiness, 10(3):237–247, 2010.
- [3] Baker, W.E., P.A. Cox, P.S. Westine, J.J. Kulesz e R.A. Strehlow: *Explosion Hazards and Evaluation*. Número 5 in *Fundamental Studies in Engineering*. Springer Berlin Heidelberg, 1983.
- [4] Benselama, A. M., M. J. P. William-Louis e F. Monnoyer: *A 1D-3D mixed method for the numerical simulation of blast waves in confined geometries*. Journal of Computational Physics, (228):6796–6810, 2009.
- [5] Birnbaum, N. K., N. J. Francis e B. I. Gerber: *Coupled techniques for the simulation of fluid-structure and impact problems*. Computer Assisted Mechanics and Engineering Sciences, página 9, 1999.
- [6] Bogosian, D., J. Ferritto e Y. Shi: *Measuring uncertainty and conservatism in simplified blast models*. 30th Explosives Safety Seminar, 2002.
- [7] Bulson, P.S.: *Explosive Loading of Engineering Structures*. E & FN SPON, 1ª edição, 1997.
- [8] Cheng, D., C. Hung e S. Pi: *Numerical Simulation of Near-Field Explosion*. Journal of Applied Science and Engineering, 16(1):61–67, 2013.
- [9] Cook, R.D., D.S. Malkus e M. E. Plesha: *Concepts and applications of finite element analysis*. John Wiley & Sons, 3ª edição, 1989.
- [10] Dept of Defense: *"Unified Facilities Criteria: Structures to Resist the Effects of Accidental Explosions" UFC 3-340-02*, December 2008.
- [11] Do, I. e J. Day: *Overview of ALE method in LS-DYNA*, 2005.
- [12] Dobratz, B. M. e P.C. Crawford: *LLNL explosives handbook - properties of chemical explosives and explosive simulants*. Springfield, 1985.
- [13] Hajek, R. e M. Foglar: *Numerical and experimental analysis of the effect of rigid barriers on blast wave propagation*. Journal of Structural Engineering, (401):50–61, 2015.

- [14] Hallquist, J. O.: *LS-DYNA® Theory Manual*. Livermore Software Technology Corporation, Marh 2006.
- [15] Han, Y. e H. Liu: *Finite element simulation of medium-range blast loading using LS-DYNA*. Hindwai Publishing Corporation, (631493):9, 2015.
- [16] Headquarters, US Army Materiel Command: *Explosions in Air, Part one*. National Technical Information Service, 1974.
- [17] Kinney, G.F. e K.J. Graham: *Explosive Shocks in Air*. Springer Berlin Heidelberg, 2ª edição, 1985.
- [18] Livermore Software Technology Corporation (LSTC): *LS-DYNA® keyword user's manual*, volume 1, 2016.
- [19] Mahmadi, K. e N. Aquelet: *Delayed mesh relaxation for multi-material ALE formulation*. International Journal of Heat and Fluid Flow, (46):102–111, 2014.
- [20] Mlakar, P. F. e W. Bounds: *Handbook for Blast Resistant Design of Buildings*, capítulo Blast Phenomena. Wiley, 2010.
- [21] Needham, C. E.: *Blast Wave, Shock Wave and High Pressure Phenomena*. Springer Berlin Heidelberg, 2010.
- [22] Rebelo, H.: *Numerical simulation of blast effects on fibre grout RC panels*. Tese de Mestrado, Faculdade de Ciências e Tecnologia - UNL, Novembro 2015.
- [23] Rigby, S. E.: *Blast Wave Clearing Effects on Finite-Sized Targets Subjected to Explosive Loads*. Tese de Doutorado, University of Sheffield, August 2014.
- [24] Slavik, T. P.: *A coupling of empirical explosive blast loads to ALE air domains in LS-DYNA*. 7th European LS-DYNA users conference, 2009.
- [25] Souli, M.: *Explicit formulation for FSI problems, Notes*, 2003.
- [26] Souli, M., A. Ouahshine e L. Lewin: *ALE formulation for fluid structure interaction problems*. Computer methods in applied mechanics and engineering, (190):659–675, 2000.
- [27] Webster, K. G.: *Investigation of close proximity underwater explosion effects on a ship-like structure using the Multi-Material Arbitrary Lagrangian Eulerian finite element method*. Tese de Mestrado, Virginia Polytechnic Institute and State University, January 2007.
- [28] Williams, R. G., W. A. Wilson e R. Dookeeram: *Analysis of the response of a one-storey one-bay steel frame to blast*. Hindwai Publishing Corporation, (8571542):11, 2016.
- [29] Williston, K.: *Numerical modeling of large-displacement fluid-structure interaction: preliminary study aimed at analysis of heart valve dynamics*. Tese de Mestrado, Dalhousie University, August 2012.

- [30] Yanchao, S., L. Zhongxian e H. Hong: *Mesh size effect in numerical simulation of blast wave propagation and interaction with structures*. Tianjin University and Springer-Verlag, (14):396–402, 2008.
- [31] Yandzio, E. e M. Gough: *Protection of Buildings against Explosions*. The Steel Construction Institute, 1999.



# Apêndice A

## Modelação em 1D

### A.1 Comandos

Comandos utilizados para modelar uma explosão aérea perfeita num modelo de uma dimensão no LS-PrePost, utilizando o método o de advecção de Van Leer, de segunda ordem, METH=2, e o tratamento contínuo padrão corresponde ao algoritmo novo, DCT=-1, em \*CONTROL\_ALE.

```
## LS-DYNA Keyword file created by LS-PrePost(R) V4.3
*KEYWORD
*TITLE
##
## title
LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
*SECTION_ALE1D
##   secid   aleform       aet   elform
      1       11           0     -8
##   thick   thick
      1.0     1.0
*SECTION_ALE1D
##   secid   aleform       aet   elform
      2       11           0     -8
##   thick   thick
      1.0     1.0
*MAT_NULL_TITLE
Ar
##   mid     ro       pc       mu     terod   cerod   ym     pr
      1     1.29     0.0     0.0     0.0     0.0     0.0     0.0
*MAT_HIGH_EXPLOSIVE_BURN_TITLE
Explosivo
##   mid     ro       d       pcj     beta    k       g     sigy
      2     1630.0   6930.02.10000E10   0.0     0.0     0.0     0.0
*BOUNDARY_SPC_SET
##   nsid     cid       dofx    dofy    dofz    dofrx   dofry   dofrz
      1         0         1       1       1       0       0       0
*ALE_MULTI-MATERIAL_GROUP
##   sid     idtype   gpname
      1         1
      2         1
*CONTROL_ALE
##   dct     nadv     meth    afac    bfac    cfac    dfac    efac
      -1     1       2     -1.0    0.0     0.0     0.0     0.0
##   start   end     aafac   vfact   prit    ebc    pref   nsidebc
```

```

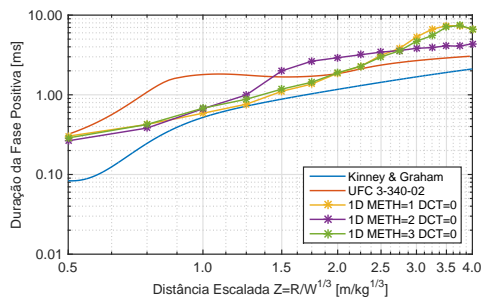
0.01.00000E20      1.01.00000E-6      0      0 10000.0      0
$#  ncpl      nbkt      imascl      checkr
    1      50      0      0.0
*CONTROL_ENERGY
$#  hgen      rwen      slnten      rylen
    2      2      2      1
*CONTROL_TERMINATION
$#  endtim      endcyc      dtmin      endeng      endmas
    0.01      0      0.0      0.0      0.0
*CONTROL_TIMESTEP
$#  dtinit      tssfacc      isdo      tslimt      dt2ms      lctm      erode      ms1st
    0.0      0.6      0      0.0      0.0      0      0      0
$#  dt2msf      dt2mslc      imascl      unused      unused      rmscl
    0.0      0      0      0.0
*DATABASE_ELOUT
$#  dt      binary      lcur      ioopt      option1      option2      option3      option4
1.00000E-5      0      0      1      0      0      0      0
*DATABASE_GLSTAT
$#  dt      binary      lcur      ioopt
1.00000E-5      0      0      1
*DATABASE_TRHIST
$#  dt      binary      lcur      ioopt
1.00000E-6      0      0      1
*DATABASE_BINARY_D3PLOT
$#  dt      lcdt      beam      npltc      psetid
1.00000E-5      0      0      0      0
$#  ioopt
    0
*DATABASE_TRACER
$#  time      track      x      y      z      ammg      nid      radius
    0.0      1      0.5      0.0      0.0      0      0      0.0
    0.0      1      0.75      0.0      0.0      0      0      0.0
    0.0      1      1.0      0.0      0.0      0      0      0.0
    0.0      1      1.25      0.0      0.0      0      0      0.0
    0.0      1      1.5      0.0      0.0      0      0      0.0
    0.0      1      1.75      0.0      0.0      0      0      0.0
    0.0      1      2.0      0.0      0.0      0      0      0.0
    0.0      1      2.25      0.0      0.0      0      0      0.0
    0.0      1      2.5      0.0      0.0      0      0      0.0
    0.0      1      2.75      0.0      0.0      0      0      0.0
    0.0      1      3.0      0.0      0.0      0      0      0.0
    0.0      1      3.25      0.0      0.0      0      0      0.0
    0.0      1      3.5      0.0      0.0      0      0      0.0
    0.0      1      3.75      0.0      0.0      0      0      0.0
    0.0      1      4.0      0.0      0.0      0      0      0.0
*EOS_LINEAR_POLYNOMIAL_TITLE
Ar
$#  eosid      c0      c1      c2      c3      c4      c5      c6
    1      0.0      0.0      0.0      0.0      0.4      0.4      0.0
$#  e0      v0
    250000.0      1.0
*EOS_JWL_TITLE
Explosivo
$#  eosid      a      b      r1      r2      omeg      e0      vo
    23.71200E113.231000E9      4.15      0.95      0.37.000000E9      1.0
*INITIAL_DETONATION
$#  pid      x      y      z      lt
    1      0.0      0.0      0.0      0.0

```

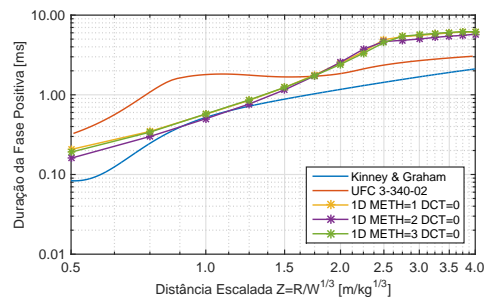
```
*PART
$#                                     title
Carga
$#  pid  secid  mid  eosid  hgid  grav  adpopt  tmid
      1    2    2    2    0    0    0    0
*PART
$#                                     title
Ar
$#  pid  secid  mid  eosid  hgid  grav  adpopt  tmid
      2    1    1    1    0    0    0    0
*END
```

## A.2 Gráficos

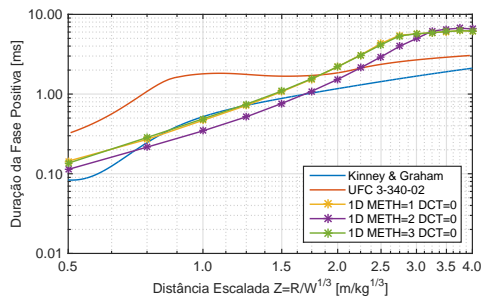
Neste secção estão apresentados os gráficos da duração da fase positiva e impulso obtidos para os modelos com tratamento contínuo padrão DCT=0 do modelo 1D.



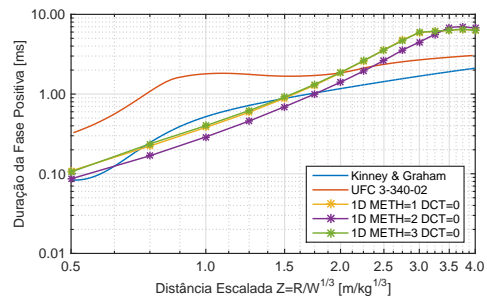
(a) Malha 1



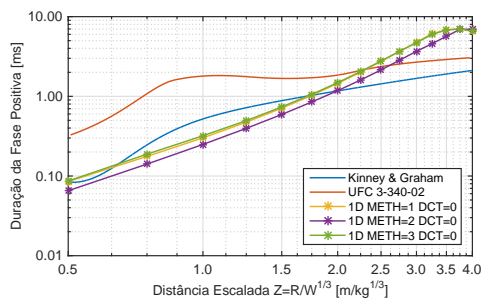
(b) Malha 2



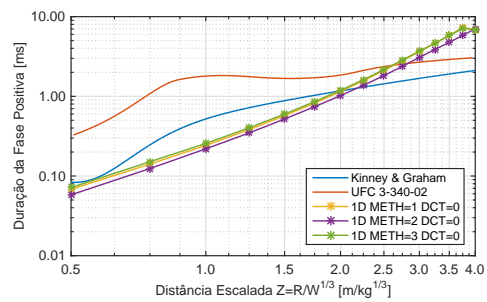
(c) Malha 3



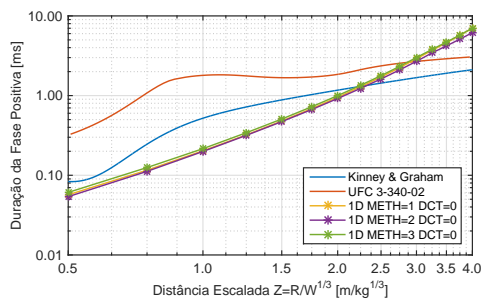
(d) Malha 4



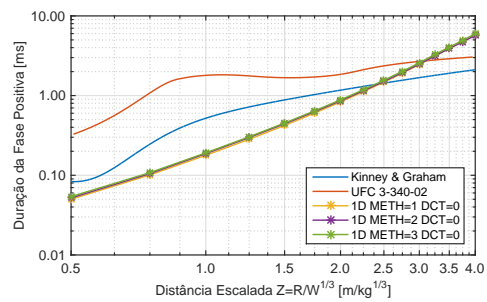
(e) Malha 5



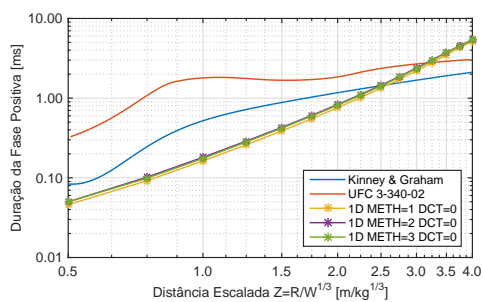
(f) Malha 6



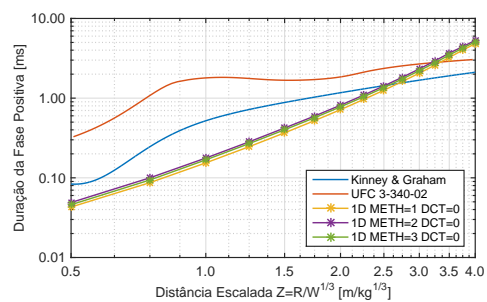
(g) Malha 7



(h) Malha 8

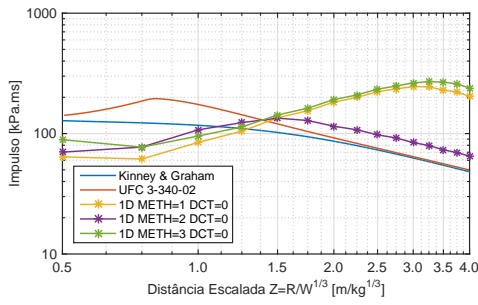


(i) Malha 9

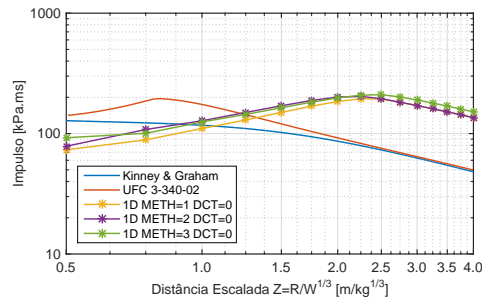


(j) Malha 10

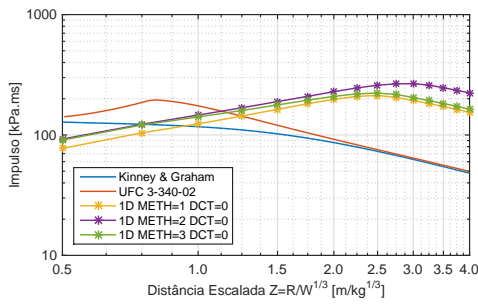
Figura A.1: Duração da fase positiva do modelo 1D para DCT=0.



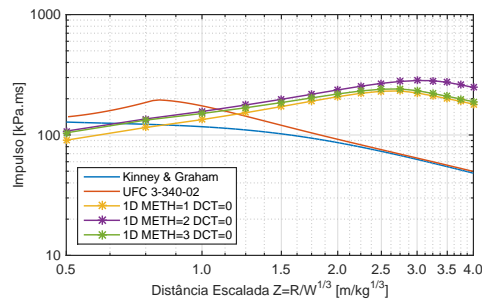
(a) Malha 1



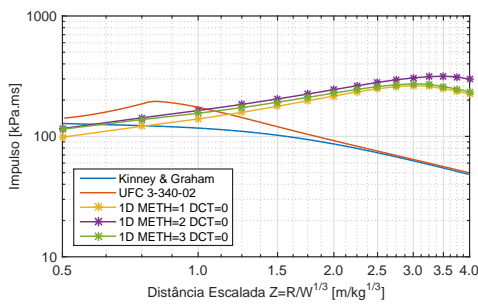
(b) Malha 2



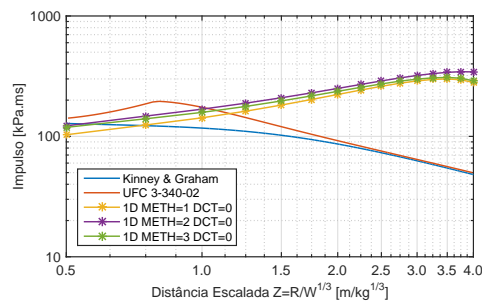
(c) Malha 3



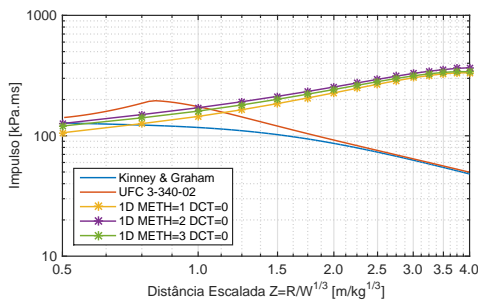
(d) Malha 4



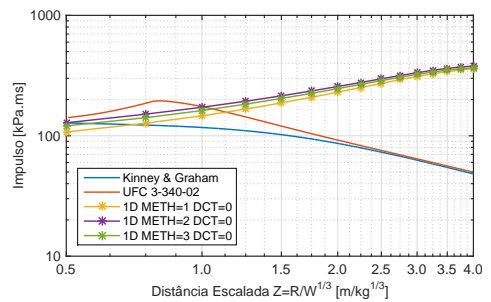
(e) Malha 5



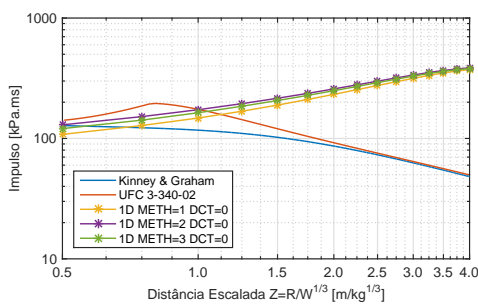
(f) Malha 6



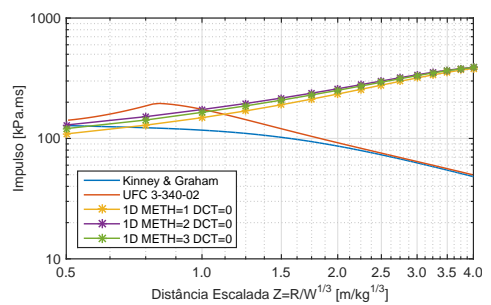
(g) Malha 7



(h) Malha 8



(i) Malha 9



(j) Malha 10

Figura A.2: Impulso específico do modelo 1D para DCT=0.



## Apêndice B

# Modelação em 2D

### B.1 Comandos

Comandos utilizados para modelar uma explosão aérea perfeita num modelo de duas dimensões no LS-PrePost, utilizando o método o de advecção de Van Leer, de segunda ordem, METH=2, e o tratamento contínuo padrão corresponde ao algoritmo novo, DCT=-1, em \*CONTROL\_ALE.

```
## LS-DYNA Keyword file created by LS-PrePost(R) V4.3
*KEYWORD MEMORY=1000M NCPU=20
*TITLE
##
## title
LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
*ALE_MULTI-MATERIAL_GROUP
##      sid      idtype      gpname
      1          1
      2          1
*CONTROL_ALE
##      dct      nadv      meth      afac      bfac      cfac      dfac      efac
      -1         1        -2      -1.0      0.0      0.0      0.0      0.0
##      start      end      aafac      vfact      prit      ebc      pref      nsidebc
      0.01.00000E20      1.01.00000E-6      0      0      100000.0      0
##      ncpl      nbkt      imascl      checkr
      1          50          0      0.0
*CONTROL_ENERGY
##      hgen      rwen      slnten      rylen
      2          2          2          1
*CONTROL_TERMINATION
##      endtim      endcyc      dtmin      endeng      endmas
      0.01         0          0.0      0.0      0.0
*CONTROL_TIMESTEP
##      dtinit      tssfacc      isdo      tslimit      dt2ms      lctm      erode      ms1st
      0.0          0.6          0          0.0      0.0      0      0      0
##      dt2msf      dt2mslc      imsc1      unused      unused      rmscl
      0.0          0          0          0.0
*DATABASE_ELOUT
##      dt      binary      lcur      ioopt      option1      option2      option3      option4
1.00000E-5      0          0          1          0          0          0          0
*DATABASE_GLSTAT
##      dt      binary      lcur      ioopt
1.00000E-5      0          0          1
```

```

*DATABASE_TRHIST
$#      dt      binary      lcur      ioopt
1.00000E-6      0      0      1
*DATABASE_BINARY_D3PLOT
$#      dt      lcdt      beam      npltc      psetid
1.00000E-4      0      0      0      0
$#      ioopt
0
*DATABASE_TRACER
$#      time      track      x      y      z      ammg      nid      radius
0.0      1      0.5      0.0      0.0      0      0      0.0
0.0      1      0.75      0.0      0.0      0      0      0.0
0.0      1      1.0      0.0      0.0      0      0      0.0
0.0      1      1.25      0.0      0.0      0      0      0.0
0.0      1      1.5      0.0      0.0      0      0      0.0
0.0      1      1.75      0.0      0.0      0      0      0.0
0.0      1      2.0      0.0      0.0      0      0      0.0
0.0      1      2.25      0.0      0.0      0      0      0.0
0.0      1      2.5      0.0      0.0      0      0      0.0
0.0      1      2.75      0.0      0.0      0      0      0.0
0.0      1      3.0      0.0      0.0      0      0      0.0
0.0      1      3.25      0.0      0.0      0      0      0.0
0.0      1      3.5      0.0      0.0      0      0      0.0
0.0      1      3.75      0.0      0.0      0      0      0.0
0.0      1      4.0      0.0      0.0      0      0      0.0
0.0      1      0.0      0.5      0.0      0      0      0.0
0.0      1      0.0      0.75      0.0      0      0      0.0
0.0      1      0.0      1.0      0.0      0      0      0.0
0.0      1      0.0      1.25      0.0      0      0      0.0
0.0      1      0.0      1.5      0.0      0      0      0.0
0.0      1      0.0      1.75      0.0      0      0      0.0
0.0      1      0.0      2.0      0.0      0      0      0.0
0.0      1      0.0      2.25      0.0      0      0      0.0
0.0      1      0.0      2.5      0.0      0      0      0.0
0.0      1      0.0      2.75      0.0      0      0      0.0
0.0      1      0.0      3.0      0.0      0      0      0.0
0.0      1      0.0      3.25      0.0      0      0      0.0
0.0      1      0.0      3.5      0.0      0      0      0.0
0.0      1      0.0      3.75      0.0      0      0      0.0
0.0      1      0.0      4.0      0.0      0      0      0.0
0.0      1      0.353553      0.353553      0.0      0      0      0.0
0.0      1      0.53033      0.53033      0.0      0      0      0.0
0.0      1      0.707107      0.707107      0.0      0      0      0.0
0.0      1      0.883883      0.883883      0.0      0      0      0.0
0.0      1      1.06066      1.06066      0.0      0      0      0.0
0.0      1      1.237437      1.237437      0.0      0      0      0.0
0.0      1      1.414214      1.414214      0.0      0      0      0.0
0.0      1      1.59099      1.59099      0.0      0      0      0.0
0.0      1      1.767767      1.767767      0.0      0      0      0.0
0.0      1      1.944544      1.944544      0.0      0      0      0.0
0.0      1      2.12132      2.12132      0.0      0      0      0.0
0.0      1      2.298097      2.298097      0.0      0      0      0.0
0.0      1      2.474874      2.474874      0.0      0      0      0.0
0.0      1      2.65165      2.65165      0.0      0      0      0.0
0.0      1      2.828427      2.828427      0.0      0      0      0.0
*EOS_LINEAR_POLYNOMIAL
$#      eosid      c0      c1      c2      c3      c4      c5      c6
1      0.0      0.0      0.0      0.0      0.4      0.4      0.0

```

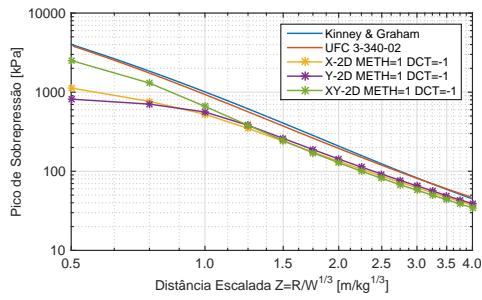
```

$#      e0      v0
      250000.0      1.0
*EOS_JWL
$#      eosid      a      b      r1      r2      omeg      e0      vo
      23.71200E113.231000E9      4.15      0.95      0.37.000000E9      1.0
*HOURLASS
$#      hgid      ihq      qm      ibq      q1      q2      qb/vdc      qw
      1      11.00000E-6      0      1.5      0.06      0.1      0.1
*INITIAL_DETONATION
$#      pid      x      y      z      lt
      2      0.0      0.0      0.0      0.0
*INITIAL_VOLUME_FRACTION_GEOMETRY
$#      fmsid      fmidtyp      bamng      ntrace
      1      1      1      5
$#      conttyp      fillopt      famng      vx      xy      xz      radvel      unused
      6      0      2      0.0      0.0      0.0      0      0
$#      xc      yc      zc      radius      unused      unused      unused      unused
      0.0      0.0      0.0      0.052710
*PART
$#
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt      tmid
      1      2      1      1      1      0      0      0
*PART
$#
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt      tmid
      2      1      2      2      1      0      0      0
*END

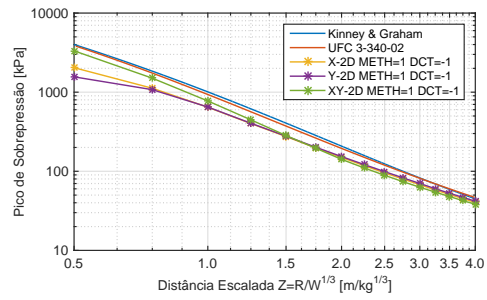
```

## B.2 Gráficos

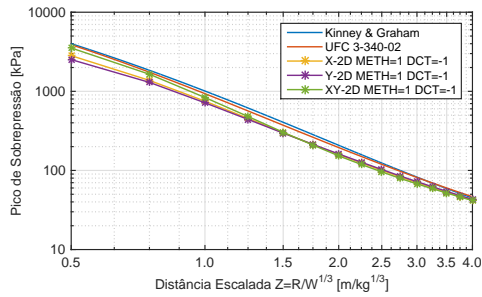
Neste secção estão apresentados os gráficos da malha 1, 2 e 3 do modelo 1 e modelo 2 da modelação em 2D. O pico de sobrepressão, duração da fase positiva e impulso foram obtidos para o tratamento contínuo padrão DCT=-1.



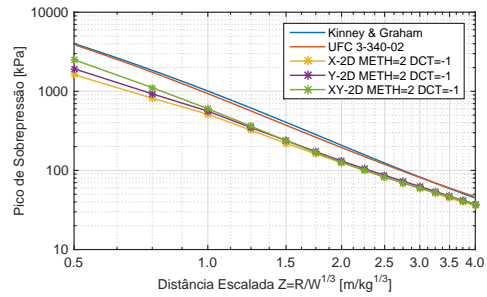
(a) Malha 1



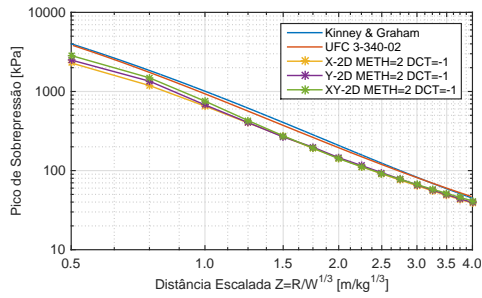
(b) Malha 2



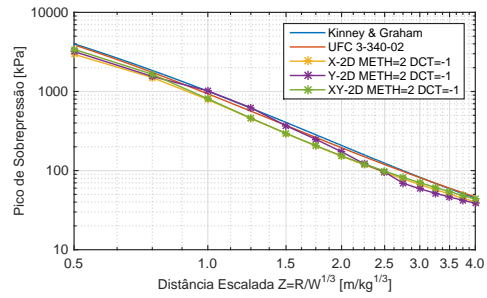
(c) Malha 3



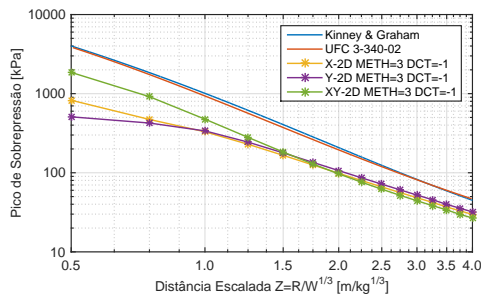
(d) Malha 1



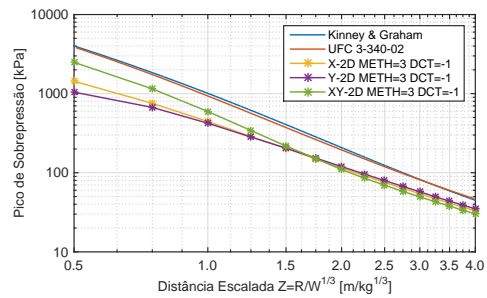
(e) Malha 2



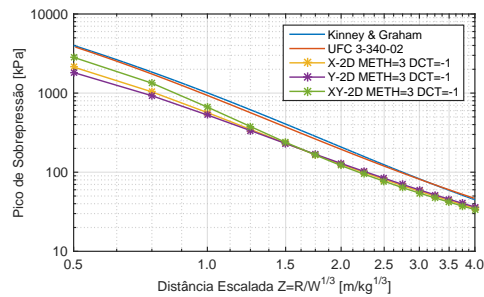
(f) Malha 3



(g) Malha 1

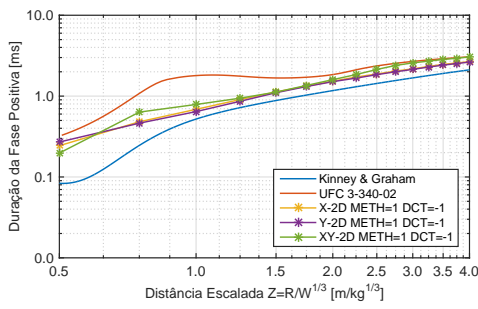


(h) Malha 3

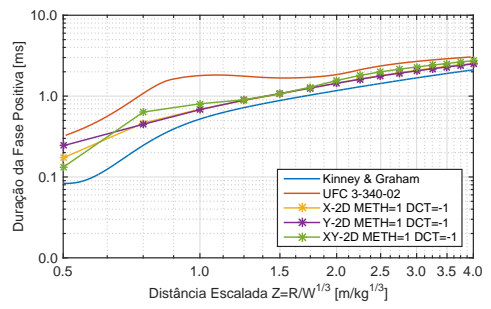


(i) Malha 3

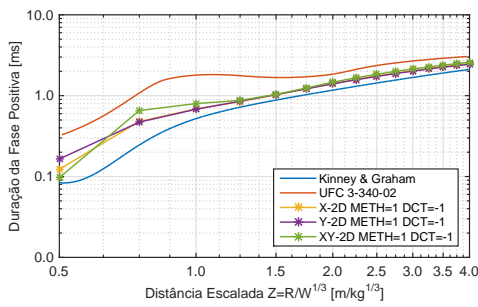
Figura B.1: Pico de sobrepresão do modelo 1-2D para METH=1 em a), b) e c), METH=2 em d), e) e f) e METH=3 em g), h) e i).



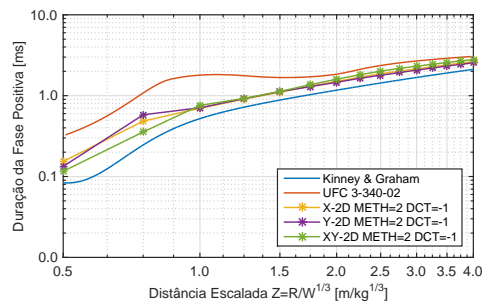
(a) Malha 1



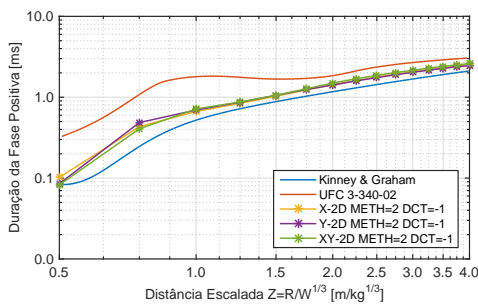
(b) Malha 2



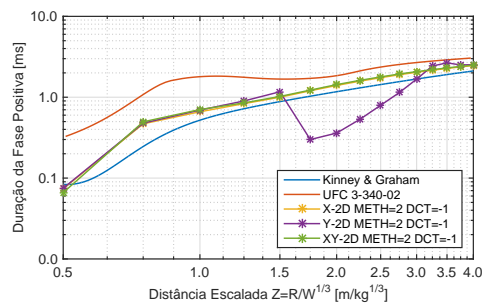
(c) Malha 3



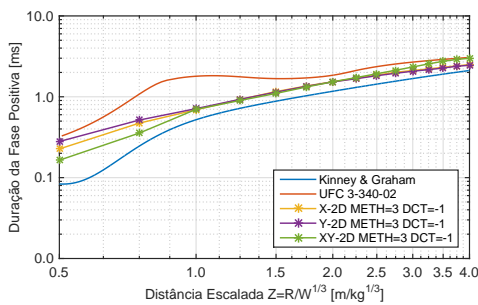
(d) Malha 1



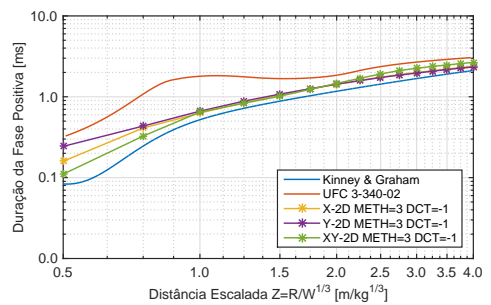
(e) Malha 2



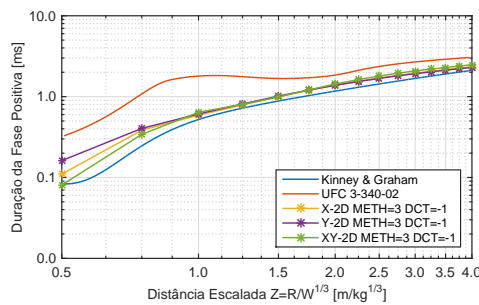
(f) Malha 3



(g) Malha 1

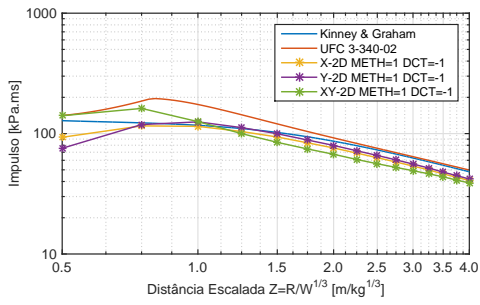


(h) Malha 2

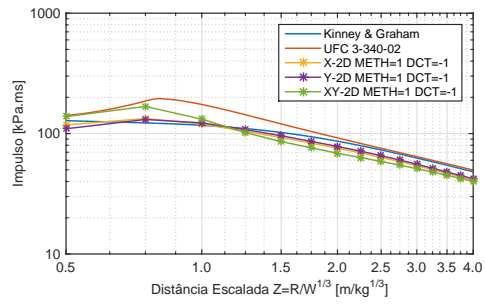


(i) Malha 3

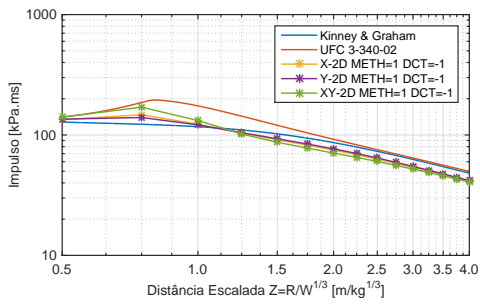
Figura B.2: Duração da fase positiva modelo 1-2D para METH=1 em a), b) e c), METH=2 em d), e) e f) e METH=3 em g), h) e i).



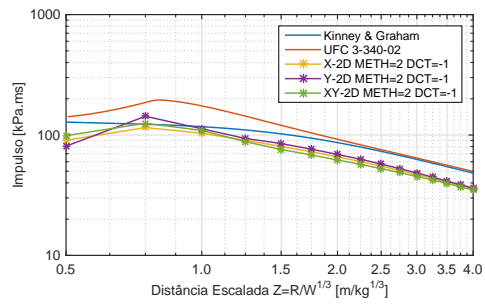
(a) Malha 1



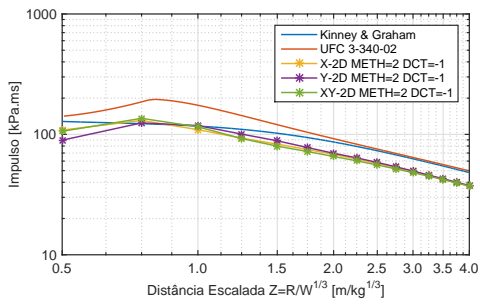
(b) Malha 2



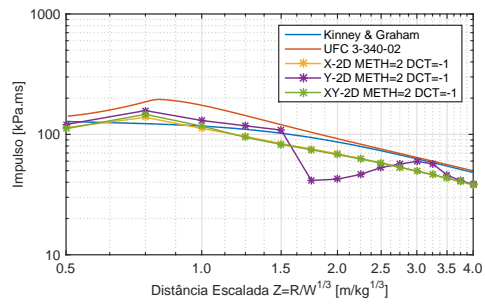
(c) Malha 3



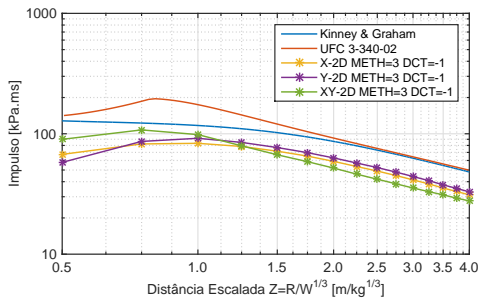
(d) Malha 1



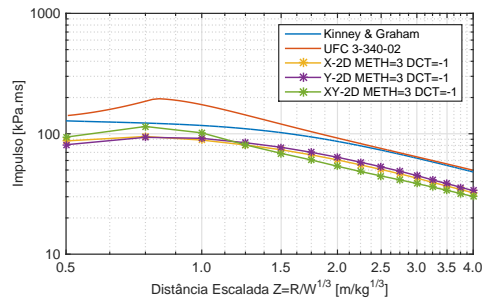
(e) Malha 2



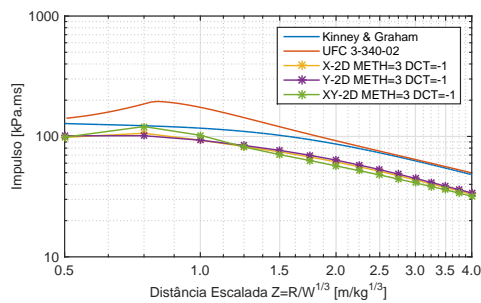
(f) Malha 3



(g) Malha 1

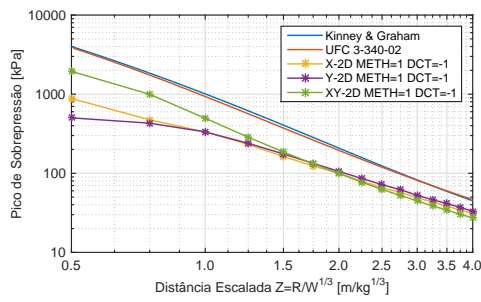


(h) Malha 2

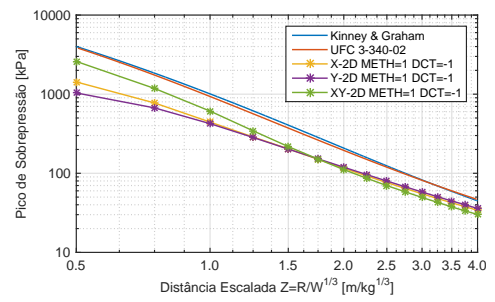


(i) Malha 3

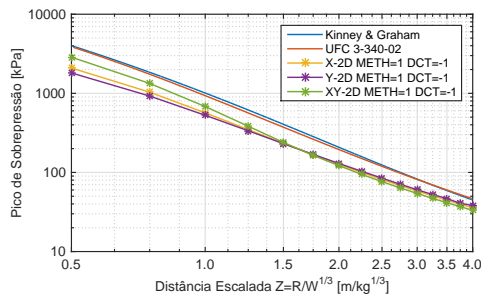
Figura B.3: Impulso modelo 1-2D para METH=1 em a), b) e c), METH=2 em d), e) e f) e METH=3 em g), h) e i).



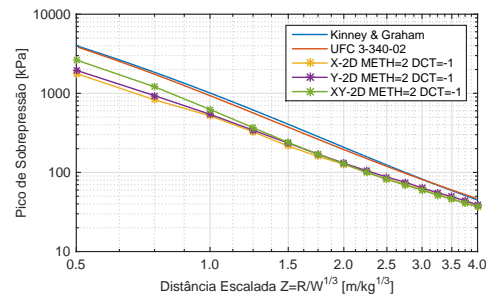
(a) Malha 1



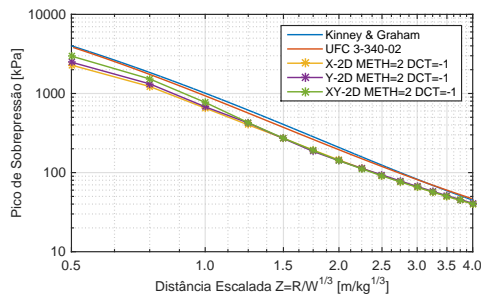
(b) Malha 2



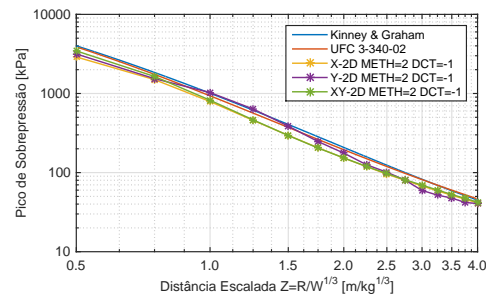
(c) Malha 3



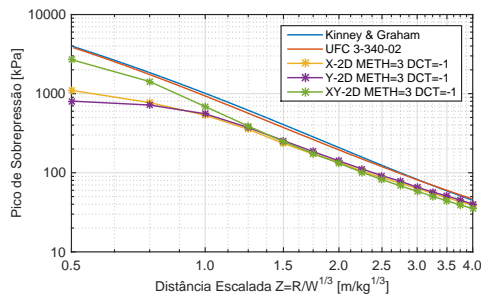
(d) Malha 1



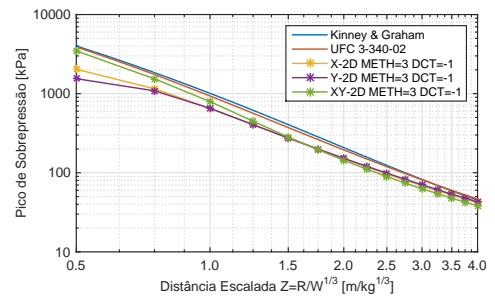
(e) Malha 2



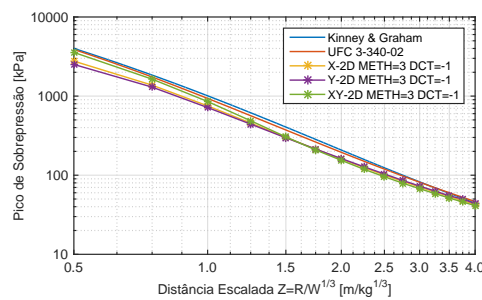
(f) Malha 3



(g) Malha 1

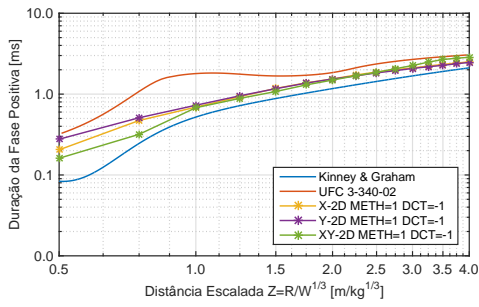


(h) Malha 2

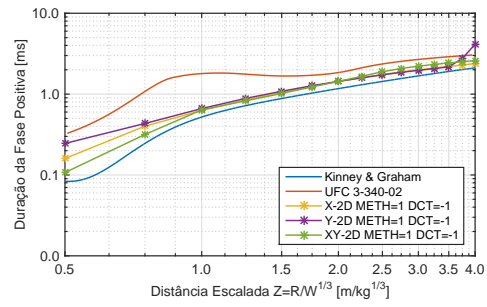


(i) Malha 3

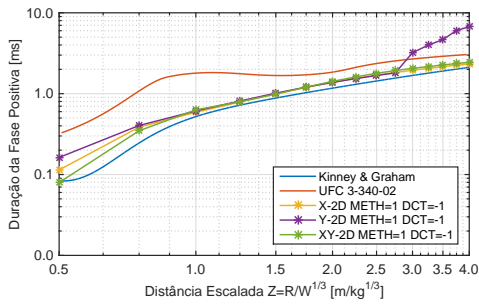
Figura B.4: Pico de sobrepessão do modelo 2-2D para METH=1 em a), b) e c), METH=2 em d), e) e f) e METH=3 em g), h) e i).



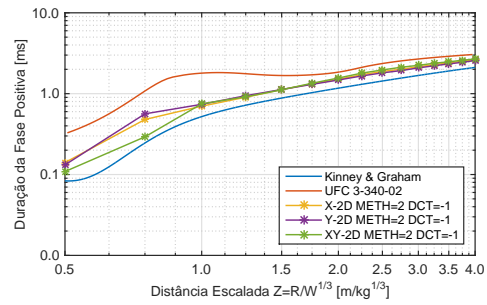
(a) Malha 1



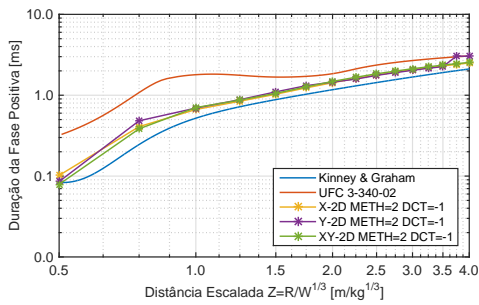
(b) Malha 2



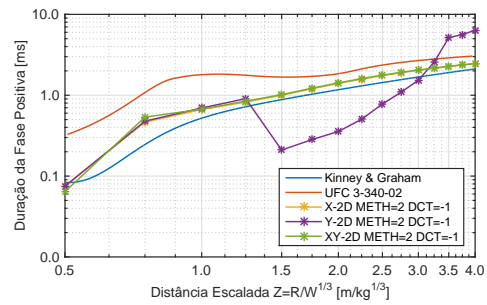
(c) Malha 3



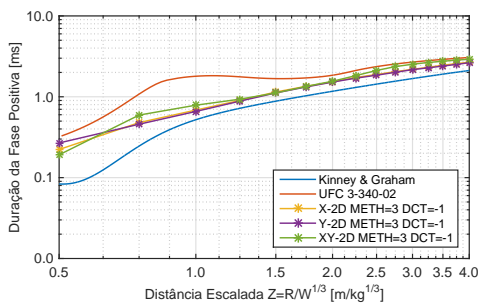
(d) Malha 1



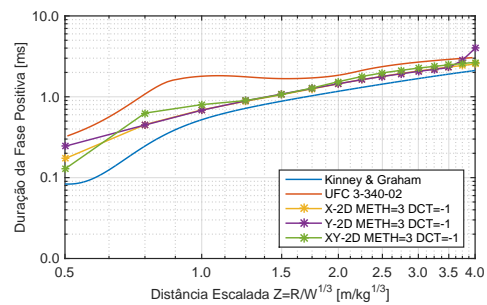
(e) Malha 2



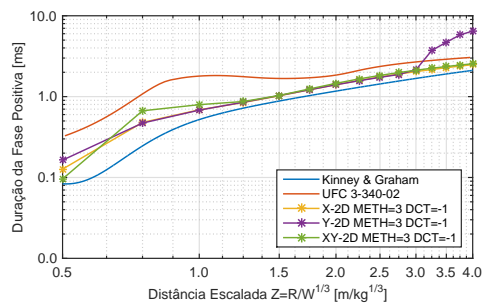
(f) Malha 3



(g) Malha 1

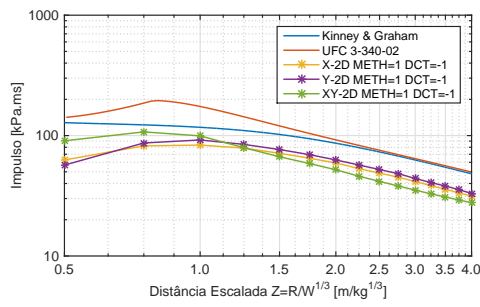


(h) Malha 2

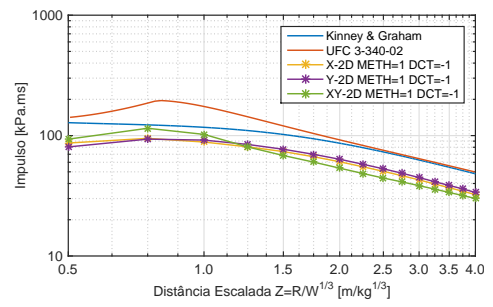


(i) Malha 3

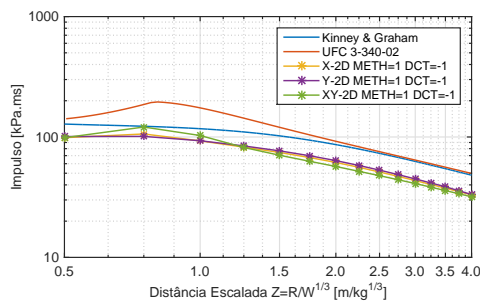
Figura B.5: Duração da fase positiva modelo 2-2D para METH=1 em a), b) e c), METH=2 em d), e) e f) e METH=3 em g), h) e i).



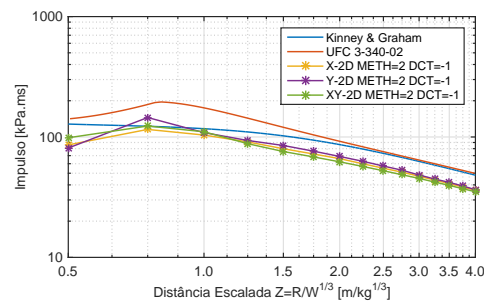
(a) Malha 1



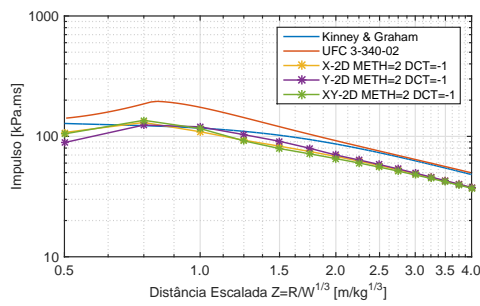
(b) Malha 2



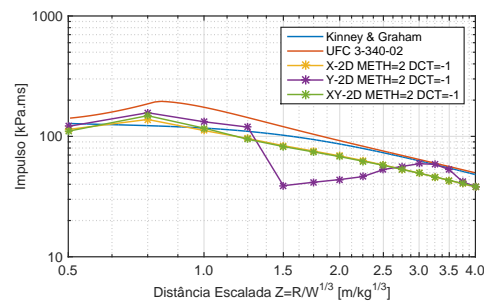
(c) Malha 3



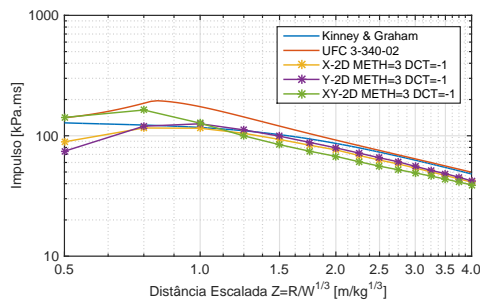
(d) Malha 1



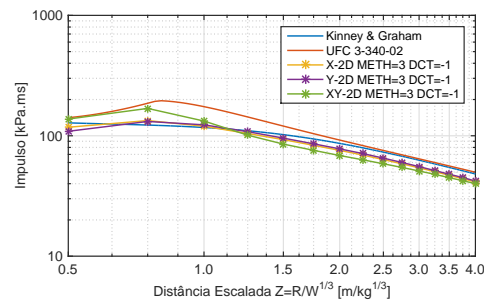
(e) Malha 2



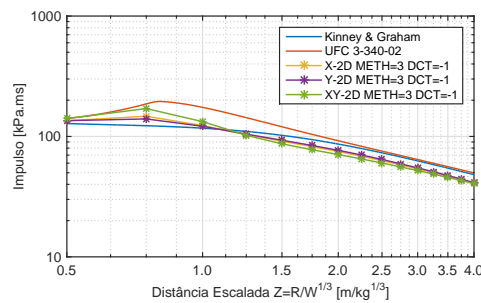
(f) Malha 3



(g) Malha 1



(h) Malha 2



(i) Malha 3

Figura B.6: Impulso modelo 2-2D para METH=1 em a), b) e c), METH=2 em d), e) e f) e METH=3 em g), h) e i).



## Apêndice C

# Modelação em 3D

Neste apêndice estão apresentados os comandos utilizados do modelo LBE e do modelo 7 com o método ALE.

### C.1 Comandos do modelo LBE

```
## LS-DYNA Keyword file created by LS-PrePost(R) V4.3 - 300ct2016(20:00)
*KEYWORD
*TITLE
##
LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
*SECTION_SHELL
##   secid   elform   shrf   nip   propt   qr/irid   icomp   setyp
      1       2     1.0     2     1.0       0         0         1
##   t1      t2      t3      t4     nloc   marea   idof   edgset
      0.02   0.02   0.02   0.02   0.0     0.0     0.0     0
*MAT_ELASTIC
##   mid     ro       e       pr     da     db   not used
      1     7860.02.00000E11   0.3     0.0     0.0     0
*CONTROL_ENERGY
##   hgen     rwen     slnten     rylen
      2       2         2         1
*CONTROL_TERMINATION
##   endtim   endcyc   dtmin   endeng   endmas
      0.15    0        0.0     0.01.00000E8
*CONTROL_TIMESTEP
##   dtinit   tssfacc   isdo   tslimt   dt2ms   lctm   erode   ms1st
      0.0     0.6       0       0.0     0.0     0       0       0
##   dt2msf   dt2mslc   imslc   unused   unused   rmslc
      0.0     0         0       0       0       0.0
*DATABASE_ELOUT
##   dt     binary   lcur   ioopt   option1   option2   option3   option4
1.00000E-6   0       0       1       0       0       0       0
*DATABASE_GLSTAT
##   dt     binary   lcur   ioopt
1.00000E-6   0       0       1
*DATABASE_MATSUM
##   dt     binary   lcur   ioopt
1.00000E-6   0       0       1
*DATABASE_BINARY_BLSTFOR
##   dt     lcdt   beam   npltc   psetid
```

```

1.00000E-5      0      0      0      0
*DATABASE_BINARY_D3PLOT
$#      dt      lcdt      beam      npltc      psetid
1.00000E-4      0      0      0      0
$#      ioopt
      0
*PART
$#
$#      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt      tmid
      1      1      1      0      0      0      0      0
*LOAD_BLAKE_SEGMENT_SET
$#      bid      ssid      alepid      sfnr      scalep
      1      1      0      0.0      1.0
*LOAD_BLAKE_ENHANCED
$#      bid      m      xbo      ybo      zbo      tbo      unit      blast
      1      2721.554      0.0      0.0      0.0      -0.06      2      1
$#      cfm      cfl      cft      cfp      nidbo      death      negphs
      0.0      0.0      0.0      0.0      01.00000E20      0
*END

```

## C.2 Comandos do modelo ALE 7

```

$# LS-DYNA Keyword file created by LS-PrePost(R) V4.3.5
*KEYWORD MEMORY=1500M NCPU=20
*TITLE
$#
$#
LS-DYNA keyword deck by LS-PrePost
*CONTROL_ALE
$#      dct      nadv      meth      afac      bfac      cfac      dfac      efac
      -1      1      2      -1.0      0.0      0.0      0.0      0.0
$#      start      end      aafac      vfact      prit      ebc      pref      nsidebc
      0.01.00000E20      1.01.00000E-6      0      0      100000.0      0
$#      ncpl      nbkt      imascl      checkr
      1      50      0      0.0
*CONTROL_ENERGY
$#      hgen      rwen      slnten      rylen
      2      2      2      1
*CONTROL_TERMINATION
$#      endtim      endcyc      dtmin      endeng      endmas
      0.15      0      0.0      0.0      0.0
*CONTROL_TIMESTEP
$#      dtinit      tssfacc      isdo      tslimt      dt2ms      lctm      erode      ms1st
      0.0      0.6      0      0.0      0.0      0      0      0
$#      dt2msf      dt2mslc      imascl      unused      unused      rmscl
      0.0      0      0      0      0.0
*DATABASE_ELOUT
$#      dt      binary      lcur      ioopt      option1      option2      option3      option4
1.00000E-6      0      0      1      0      0      0      0
*DATABASE_GLSTAT
$#      dt      binary      lcur      ioopt
1.00000E-6      0      0      1
*DATABASE_MATSUM
$#      dt      binary      lcur      ioopt
1.00000E-6      0      0      1
*DATABASE_TRHIST

```

```

##      dt      binary      lcur      ioopt
1.00000E-5      0      0      1
*DATABASE_BINARY_D3PLOT
##      dt      lcdt      beam      npltc      psetid
      0.001      0      0      0      0
##      ioopt
      0
*DATABASE_BINARY_FSIFOR
##      dt      lcdt      beam      npltc      psetid
1.00000E-4      0      0      0      0
*DATABASE_FSI
##      dt
1.00000E-5
##dbsfi_id      sid      stype      swid      convid      ndsetid      cid
      1      2      2      0      0      0      0
      2      3      2      0      0      0      0
      3      4      2      0      0      0      0
      4      5      2      0      0      0      0
*PART
##
Edificio
##      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt      tmid
      1      1      1      0      0      0      0      0
*SECTION_SHELL_TITLE
Edificio
##      secid      elform      shrf      nip      propt      qr/irid      icomp      setyp
      1      2      1.0      2      1.0      0      0      1
##      t1      t2      t3      t4      nloc      marea      idof      edgset
      0.02      0.02      0.02      0.02      0.0      0.0      0.0      0
*MAT_ELASTIC_TITLE
Edificio
##      mid      ro      e      pr      da      db      not used
      1      7860.02.00000E11      0.3      0.0      0.0      0
*PART
##
Ar
##      pid      secid      mid      eosid      hgid      grav      adpopt      tmid
      2      2      3      2      1      0      0      0
*SECTION_SOLID_TITLE
ALE_SOLID
##      secid      elform      aet
      2      11      0
*MAT_NULL_TITLE
Ar
##      mid      ro      pc      mu      terod      cerod      ym      pr
      3      1.29      0.0      0.0      0.0      0.0      0.0      0.0
*EOS_LINEAR_POLYNOMIAL
##      eosid      c0      c1      c2      c3      c4      c5      c6
      2      0.0      0.0      0.0      0.0      0.4      0.4      0.0
##      e0      v0
      250000.0      1.0
*HOURLASS_TITLE
Hourglass_ALE
##      hgid      ihq      qm      ibq      q1      q2      qb/vdc      qw
      1      11.00000E-6      0      1.5      0.06      0.1      0.1
*PART
##
TNT

```

```

$#   pid   secid   mid   eosid   hgid   grav   adpopt   tmid
      3     2     2     1     1     0     0     0
*MAT_HIGH_EXPLOSIVE_BURN_TITLE
TNT
$#   mid     ro     d     pcj     beta     k     g     sigy
      2  1630.0  6930.02.10000E10  0.0     0.0     0.0     0.0
*EOS_JWL_TITLE
EOS para TNT
$#   eosid     a     b     r1     r2     omeg     e0     vo
      13.71200E113.231000E9  4.15     0.95     0.37.000000E9  1.0
*DEFINE_VECTOR
$#   vid     xt     yt     zt     xh     yh     zh     cid
      1     0.0     0.0     0.0     0.0     1.0     0.0     0
*CONSTRAINED_LAGRANGE_IN_SOLID_TITLE
$#   coupid                                     title
      1FSI
$#   slave   master   sstyp   mstyp   nquad   ctype   direc   mcoup
      2     2     2     1     2     4     1     0
$#   start   end     pfac   fric   frcmin   norm   normtyp   damp
      0.01.00000E10  0.1     0.0     0.5     0     0     0.0
$#   cq     hmin     hmax   ileak   pleak   lcidpor   nvent   blockage
      0.0     0.0     0.0     0     0.1     0     0     0
$#   iboxid ipenchk   intforc   ialesof   lagmul   pfacmm   thkf
      0     0     1     0     0.0     0     0.0
*CONSTRAINED_LAGRANGE_IN_SOLID_TITLE
$#   coupid                                     title
      2FSI
$#   slave   master   sstyp   mstyp   nquad   ctype   direc   mcoup
      3     2     2     1     2     4     1     0
$#   start   end     pfac   fric   frcmin   norm   normtyp   damp
      0.01.00000E10  0.1     0.0     0.5     0     0     0.0
$#   cq     hmin     hmax   ileak   pleak   lcidpor   nvent   blockage
      0.0     0.0     0.0     0     0.1     0     0     0
$#   iboxid ipenchk   intforc   ialesof   lagmul   pfacmm   thkf
      0     0     1     0     0.0     0     0.0
*CONSTRAINED_LAGRANGE_IN_SOLID_TITLE
$#   coupid                                     title
      3FSI
$#   slave   master   sstyp   mstyp   nquad   ctype   direc   mcoup
      4     2     2     1     2     4     1     0
$#   start   end     pfac   fric   frcmin   norm   normtyp   damp
      0.01.00000E10  0.1     0.0     0.5     0     0     0.0
$#   cq     hmin     hmax   ileak   pleak   lcidpor   nvent   blockage
      0.0     0.0     0.0     0     0.1     0     0     0
$#   iboxid ipenchk   intforc   ialesof   lagmul   pfacmm   thkf
      0     0     1     0     0.0     0     0.0
*CONSTRAINED_LAGRANGE_IN_SOLID_TITLE
$#   coupid                                     title
      4FSI
$#   slave   master   sstyp   mstyp   nquad   ctype   direc   mcoup
      5     2     2     1     2     4     1     0
$#   start   end     pfac   fric   frcmin   norm   normtyp   damp
      0.01.00000E10  0.1     0.0     0.5     0     0     0.0
$#   cq     hmin     hmax   ileak   pleak   lcidpor   nvent   blockage
      0.0     0.0     0.0     0     0.1     0     0     0
$#   iboxid ipenchk   intforc   ialesof   lagmul   pfacmm   thkf
      0     0     1     0     0.0     0     0.0
*ALE_MULTI-MATERIAL_GROUP

```

```
$#      sid      idtype      gpname
        2         1
        3         1
*INITIAL_ALE_MAPPING
*$#      pid      typ      ammsid
        2         1         1
*$#      xo      yo      zo      vecid
        0.0      0.0      0.0      1
*END
```