

Direction Post-Graduation & Recherche Scientifique

Mémoire de Magister

Option : Matériaux et Structures

ELGAROUY Youcef

Ingénieur d'Etat en Travaux Publics
Diplômé de l'Ecole Nationale Supérieure des Travaux Publics

Intitulé du Mémoire

MODÉLISATION DES STRUCTURES SOUS LES EFFETS DE L'EXPLOSION

Soutenu publiquement le 10/12/2011 devant le jury composé de :

Djillali BENOUAR	Professeur, USTHB	Président
Hamid AFRA	Directeur de Recherche, CNERIB	Rapporteur
Mohamed HADID	Professeur, ENSTP	Examineur
Ahmed BRARA	Directeur de Recherche, CNERIB	Examineur

REMERCIEMENTS

Je remercie ; en premier lieu, notre DIEU qui a bien voulu nous donner la force pour effectuer le présent travail

J'exprime mes remerciements à l'ensemble des personnes ayant contribué à l'aboutissement de ce travail de mémoire.

Je voudrais exprimer toute ma gratitude, au Dr AFRA Abd elhamid mon encadreur de mémoire.

J'exprime mes remerciements l'ensemble du personnel de l'ENTP pour toutes les informations qu'ils ont apporté à notre travail durant les années de ma formation.

Je voudrais dédier ce mémoire à l'ensemble de ma famille :

A ma chère mère, à mon père, à mes sœurs, à mes frères, et toute la famille

Je n'oublie pas l'ensemble du personnel de laboratoire des travaux publics du Sud et tous mes amis

Enfin, je remercie également tous ceux qui sont associés, et qui se reconnaître.

Résumé :

Le travail de thèse présenté dans ce mémoire s'inscrit dans le cadre des études relatives à la modélisation des structures soumises à des chargements d'explosion (onde de choc).

L'objectif de l'étude consiste en premier lieu à exposer les principales théories des ondes de choc, les modèles des chargements proposés pour les modéliser, les phénomènes liés à l'interaction de cette onde avec les structures et les procédures suivies dans la prédiction des chargements appliqués à des structures ; puis à modéliser ces effets sur les structures et à présenter les méthodes du calcul analytique applicable et le programme de calcul approprié à ce type du problème (chargement spatio-temporelle impulsionnel).

Comme les explosions ont généralement des effets locaux sur les structures, des exemples des calculs des réponses des éléments structuraux singuliers ont été proposés ; une étude détaillée d'un exemple de toit d'une structure a été faite. Différents modèles de chargement sont utilisés, nous avons considéré en premier cas la phase positive de chargement, puis on a considéré la phase positive et négative de chargement. Les résultats obtenus sont comparés au résultat d'un modèle de chargement équivalent

J'ai finalisé mon travail par une étude d'un exemple de mur pour exploiter la possibilité du programme ANSYS LS-DYNA d'analyser les éléments plaques sous chargement de la pression dynamique (variable dans le temps et dans l'espace).

Mots clés : explosion, onde de choc, modélisation, chargement

Abstract:

The thesis work presented in this report deals within the framework of studies of modeling of structures subjected to loads explosion (shock wave).

The aim of the study is primarily to explain the main theories of shock waves, the load models proposed, phenomena associated with the interaction of this wave with the structures and procedures followed in the prediction of loads applied to structures, then to modulate the effects and present analytical methods of calculation applicable and program of calculation appropriate for this type of problem (pulse loading spatio-temporal).

As the explosions generally have local effects on structures, examples of the calculated responses of single structural elements have been done, a detailed study of a sample of a structure's roof was made from two types of shock wave : wave with the positive pressure phase and wave taking into account both positive and negative phase data. Different load models are used to model; the results are compared to results of an equivalent model loading.

I have completed my work by a study of an example of a wall to explore the possibility of LS-DYNA ANSYS to analyze the plates under dynamic loading pressure pulse (pulse loading spatio-temporal).

Key words : explosion , shock waves, modeling, loading.

ملخص

ان العمل المقدم في هذه المذكرة يندرج في اطار الدراسات المتعلقة بتصميم البنايات تحت تأثير الحمولات الناتجة عن الانفجارات (موجة الصدمة).

إن الهدف من هذه الدراسة هو، أولاً استعراض النظريات الاساسية لموجة الصدمة، نماذج الحمولات المقترحة لتصميم هذه الموجة ، الظواهر المرتبطة بتفاعل هذه الموجة مع البنايات والإجراءات المتبعة في التنبؤ بالحمولات المطبقة؛ ثم تصميم هذه الآثار على البنايات وتقديم طرق الحساب التحليلي المعمول بها والبرامج المناسبة لهذا النوع من المشاكل (حمولة مكانية وزمانية).

بما ان تأثيرات الانفجارات على البنايات محلية، فقد اقترحت كأتملة دراسة عناصر منفردة فقد تم اجراء دراسة مفصلة على سقف بأنماط حمولات مختلفة، ففي الحالة الأولى استخدمت حمولة موجبة فقط وفي الحالة الثانية حمولة موجبة وسالبة. وتم في الاخير مقارنة النتيجتين مع نتيجة نموذج الحمولة المكافئة.

وفي الاخير أكملت عملي من خلال دراسة عينة من جدار لأبين امكانية برنامج DYNALIFE -LS ANSYS لتحليل العناصر المسطحة غير السميكة تحت حمولة الضغط الميكانيكي (متغير في الزمان والمكان) .

الكلمات المفتاحية: انفجار ، تصميم ، موجة الصدمة ، التحميل.

Sommaire

INTRODUCTION	01
CHAPITRE I - GENERALITES SUR LES EXPLOSIONS	02
I.1 DEFINITION D'UNE EXPLOSION	02
I.2 SOURCES EXPLOSIVES	02
I-3 LES EXPLOSIFS ET LES EXPLOSIONS	02
I-4 ANATOMIE D'UNE EXPLOSION	03
I-4-1 L'ONDE DE CHOC	03
I-4-2 LE SOUFFLE	04
I-4-3 L'EFFET THERMIQUE	04
I-5 LA PROPAGATION DE L'ONDE DE CHOC	04
I-5-1 LA DISTANCE	04
I-5-2 LE MILIEU	04
I-5-3 L'ENVIRONNEMENT	05
I-6 PROPULSION DES FRAGMENTS	05
CHAPITRE II- MODELISATION DE L'ONDE DE CHOC	06
II-1 THEORIE DES ONDES DE CHOC	06
II-2 MODELISATION DE L'ONDE DE CHOC	06
CHAPITRE III- INTERACTION DE L'ONDE DE CHOC AVEC UNE STRUCTURE	
III-1 LES REFLEXIONS	09
III-1-1 REFLEXION NORMALE	09
III-1-2 REFLEXION OBLIQUE	10
III-1-2-1 Réflexion oblique régulière	11
III-1-2-2 Réflexion oblique de Mach	12
III-2 DIFFRACTION	13
III-3 REFLEXIONS MULTIPLES ET FOCALISATION D'ONDES DE CHOC	13
CHAPITRE IV- CALCUL DE L'EXPLOSION	14
IV-1 LOI DE SIMILITUDE	14
IV-2 EQUIVALENCE ENERGETIQUE	15
IV-3 ÉVALUATION DE SURPRESSION	15
IV-4 CHARGEMENT DE DETONATION SUR UNE SURFACE PLANE	16
IV-5 PROPRIETES DE LA PRESSION REFLECHIE	18
IV- 6 SUBSTANCE CONCERNEE	18

CHAPITRE V- CHARGEMENT DE SOUFFLE SUR UNE STRUCTURE	20
V-1 STRUCTURE RECTANGULAIRE	
V-1-1 GENERALITES	21
V-1-2 CHARGEMENT DE SOUFFLE SUR DES STRUCTURES: FACE AVANT	22
V-1-3 CHARGEMENT DE SOUFFLE SUR DES STRUCTURES: MURS LATERAUX ET TOITS	25
V-1-4 CHARGEMENT DE SOUFFLE SUR DES STRUCTURES: MUR ARRIERE	28
V-2 ETUDE DE CAS – charges externes de souffle sur une structure	29
CHAPITRE VI- ANALYSE DYNAMIQUE DES STRUCTURES	37
VI-1 REPONSE DES STRUCTURES AU CHARGEMENT D'EXPLOSION	37
VI-1-1 SYSTEME A UN SEUL DEGRE DE LIBERTE (S.D.O.F)	37
VI-1-2 SYSTEME A UN SEUL DEGREE DE LIBERTE (S.D.O.F EQUIVALENT)	38
VI-1-3 METHODE DES DIAGRAMMES DE REPONSES	41
VI-1-4 METHODE NUMERIQUE	44
VI-1-4-1 Méthode d'accélération moyenne	44
VI-1-4-2 Méthode d'extrapolation de l'impulsion d'accélération	44
VI-1-5 MODELISATION PAR LA METHODE DES ELEMENTS FINIS	49
VI-1-5-1 Revue du programme ANSYS	49
VI-1-5-2 Rappelle théorique de la méthode des différences centrales	54
VI-1-5-3 Exemple d'application du programme ANSYS LS-DYNA	55
CHAPITRE VII- EXEMPLES D'APPLICATION	
VII-1 ETUDE DE TOIT D'UNE STRUCTURE	61
VII-2 ETUDE D'UN POTEAU	73
VII-3 ETUDE D'UN MUR	78

CONCLUSION GENERALE

ANNEXES

INTRODUCTION

Les explosions sont des phénomènes accidentels à cinétique très rapide, ne permettant pas toujours de les anticiper. Les explosions sont caractérisés essentiellement par une onde de pression de forte intensité, mais de courte durée qui se propage dans le milieu environnant et balaye tout sur son parcours suivie par une onde de combustion. L'onde de pression influe grièvement d'une façon directe sur les individus ou indirectement lors de l'effondrement d'une structure non conçu initialement pour résister à de telles catastrophes.

A la lumière des observations de nombreuses catastrophes graves survenues dans les dernières années, il est d'un grand intérêt de caractériser les effets des explosions malgré leur complexité et de concevoir les structures sous ces effets.

Le premier chapitre de ce travail constitue une étude bibliographique dans laquelle sont rappelées des généralités sur les explosions.

Dans le second chapitre, nous rappelons les principales théories des ondes de choc et les modèles des chargements proposés pour les modéliser.

Le chapitre trois est consacré à l'étude de l'interaction de l'onde de choc avec les structures, Nous avons rappelé les principaux résultats théoriques sur les réflexions, diffractions et focalisations pour des ondes de choc pures.

Dans le quatrième chapitre, nous avons exposé les lois caractérisant l'onde de choc telles que la pression maximum, la distance normale séparant le centre de l'explosion de la structure excitée, la distance réduite, la durée de la phase de surpression et la phase de dépression.

Dans le cinquième chapitre, nous avons décrit la charge de souffle autour d'une structure (selon la position de l'élément structurel par rapport à la source de l'explosion ; mur avant, mur arrière, toit...)

Le sixième chapitre est consacré à l'analyse dynamique des structures, il contient des principes de base et les différentes méthodes de calcul ainsi que la présentation du programme de calcul utilisé.

Le dernier chapitre porte sur des applications et une conclusion, présente la synthèse des principaux résultats obtenus ainsi que les perspectives pour les travaux futurs.

CHAPITRE I- GENERALITES SUR LES EXPLOSIONS

I.1 DEFINITION D'UNE EXPLOSION

Une explosion est un phénomène physique qui transfère une matière en une autre matière et entraînant à une libération d'une grande quantité d'énergie en un temps extrêmement court sous forme de gaz chaud et sous pression.

Baker (Baker et al. 1983) a donné la définition suivante de l'explosion:

« En milieu ouvert, une explosion est produite si une importante quantité d'énergie est libérée, en un temps bref pour créer une onde de souffle qui se déplace à partir de la source de l'explosion dans le milieu local ».

La définition donnée par le Groupement Français de Combustion est la suivante:

« Une explosion est un déclenchement soudaine d'énergie qui peut donner lieu à une onde de surpression (onde de souffle) déflagrant ou détonant, selon sa vitesse de propagation. Le terme déflagration est utilisé dans le cas où le front est inférieure à la vitesse du son dans le milieu environnant, lorsque le front de flamme dépasse la vitesse du son, on parle de la détonation».

L'explosion est donc associée à une libération d'énergie susceptible d'engendrer des effets mécaniques et thermiques violents, voir destructeurs.

I.2 SOURCES EXPLOSIVES

Il existe des explosions mécaniques (explosion d'un autocuiseur à vapeur), des explosions électriques (arc électrique avec échauffement brutal et détente de l'air), des explosions nucléaires, mais surtout des explosions chimiques qui sont les plus courantes et les plus pourvoyeuses de lésions par explosion.

I.3 LES EXPLOSIFS ET LES EXPLOSIONS

Pour les explosions résultent d'une réaction chimique exothermique produites par une source d'énergie adéquate et induisant un dégagement de gaz à haute pression et à haute température, on distingue les explosifs diffusants et les explosifs condensants.

Les premiers sont à l'origine de réactions de combustion, au pouvoir d'expansion faible, ils sont initiés par une source de chaleur (flamme, étincelle du moteur à explosion) ou de pression (moteur Diesel) et. Les explosifs condensants se décomposent en dégageant une quantité d'énergie plus importante en un temps très court (haut pouvoir d'expansion), Parmi eux, les explosifs à basse énergie ont pour chef de file la poudre noire et sont dits déflagrants, ils produisent une onde de souffle qui se propage à une vitesse sonique et génère une surpression faible de quelques bars; les explosifs à haute énergie dérivent de la dynamite et sont dits détonants ils produisent une onde de choc très largement supersonique (elle se propage à une vitesse initiale de 7 km/sec). Dans ce dernier cas, le pouvoir d'expansion est énorme (près de 1700 fois pour la dynamite) et la surpression engendrée peut atteindre plusieurs dizaine de bars.

Pour comparer les détonations entre elles, une équivalence a été établie entre les effets de surpression. L'idée est qu'il est possible, à partir de la détonation du TNT, d'obtenir les mêmes effets de surpression que ceux obtenus lors d'une explosion accidentelle. Cette équivalence consiste à déterminer la masse de TNT qui, en détonant, engendrerait le même champ de surpression que celui généré lors de l'accident.

I.4 ANATOMIE D'UNE EXPLOSION

Les trois composantes d'une explosion sont : l'onde de choc, le souffle et la chaleur.

I.4.1 L'ONDE DE CHOC

C'est le résultat de l'élévation brutale de la pression due au dégagement de gaz à volume initial quasi-constant. La pression diminue ensuite avec la détente des gaz dégagés. La propagation d'une onde de surpression est habituellement schématisée par le graphe (Figure 1) présentant un pic de surpression brève et d'amplitude importante, suivie d'une dépression, moins ample mais plus prolongée, précédant le retour à la pression atmosphérique (100 kPa). Le pouvoir vulnérant d'une onde de surpression dépend essentiellement du pic de surpression, mais aussi à un degré moindre de la pente de montée en pression, de la durée de la phase positive mais aussi de la phase négative (amplitude et durée). Les durées et amplitudes des différentes phases sont proportionnelles à la quantité d'explosif et ne peuvent varier isolément.

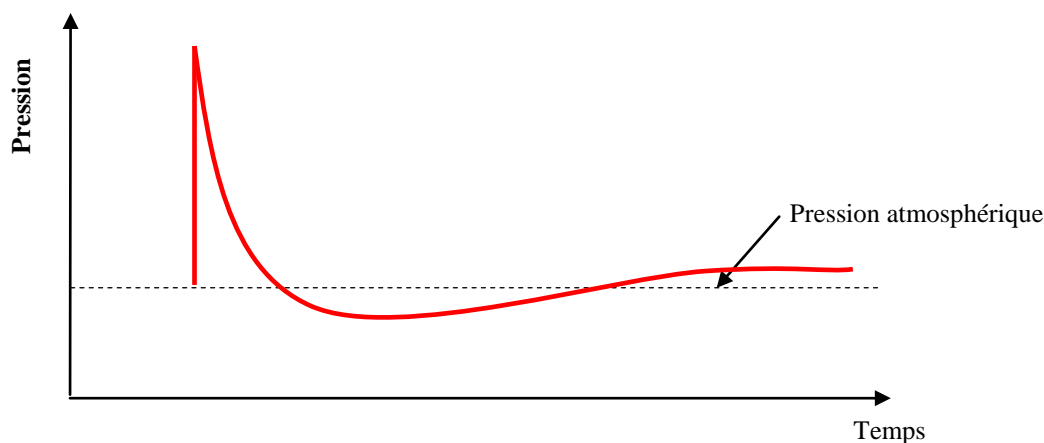


Figure 1-1 : Onde de choc

Le schéma est une représentation d'une onde de choc en espace ouvert. Dans un environnement moins « idéal », l'onde de choc se présente comme une succession d'ondes positives (Wightman JM, Gladish, 2001) (Figure 1-2). Comme les ondes sonores, les ondes de choc représentent une propagation d'énergie mécanique sous la forme d'une variation de pression dans un milieu matériel. Les particules environnantes sont animées d'un mouvement de va-et-vient dans l'axe de déplacement de l'onde. Les différences entre le son et le souffle tiennent dans la forme, l'amplitude et la vitesse de propagation. Dans le souffle, l'épaisseur du front de pression qui correspond à de l'air comprimé n'est que de 0,025 à 0,5 mm.

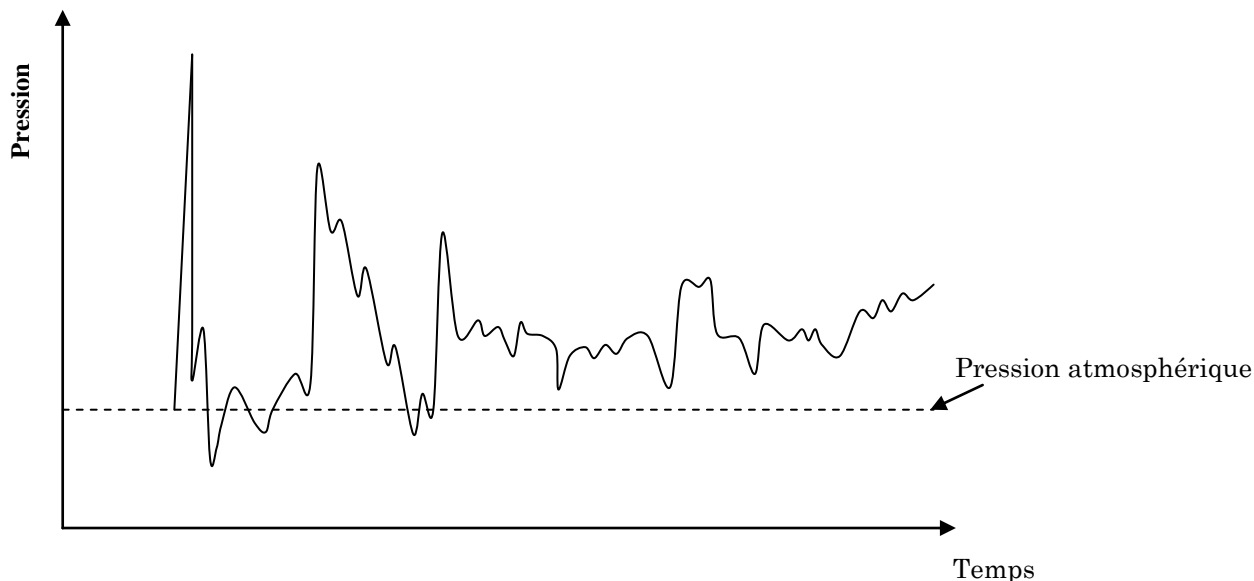


Figure 1-2 : Onde complexe

I.4.2 LE SOUFFLE

Il est produit par la rapide expansion des gaz de l'explosion et par le déplacement induit dans les masses d'air avoisinantes.

I.4.3. L'EFFET THERMIQUE

Il est lié au caractère exothermique de l'explosion. Il est limité à la proximité du lieu de l'explosion et n'est habituellement pas l'effet recherché lors de la fabrication de l'explosif (hormis certains engins particuliers; bombes au napalm ou au phosphore). Le dégagement de chaleur est proportionnellement plus important lors des combustions ou des déflagrations que lors des détonations.

I-5 LA PROPAGATION DE L'ONDE DE CHOC

Le front de l'onde se propage dans toutes les directions avec une vitesse initiale de 4000 à 8000 m.sec⁻¹. La vitesse de propagation et l'atténuation de la surpression dépendent des différents facteurs suivants:

I.5.1. LA DISTANCE

L'onde de choc s'atténue avec la distance, mais cette atténuation est réduite par le degré de confinement, ainsi l'atténuation est très rapide en propagation sphérique (cas du milieu ouvert : 3 dimensions), moins rapide en propagation radiale (cas de rues étroites entre des bâtiments élevés : 2 dimensions), et très limitée en propagation axiale (cas d'un tunnel étroit : 1 dimension). Expérimentalement, en milieu ouvert, l'explosion d'un kg de TNT à 1m engendre une surpression de 1200 kpa ; elle n'est plus que de 280 kpa à 2m.

I.5.2. LE MILIEU

La vitesse de propagation d'une onde de choc dépend du milieu environnant, dans l'eau, milieu 800 fois plus dense et 10 000 fois moins compressible que l'air, elle est 4 fois plus élevée et surtout l'amortissement y est beaucoup plus faible.

Dans l'acier, l'onde se propage 15 fois plus vite que dans l'air, ce qui explique les lésions particulièrement importantes lors d'un contact direct avec la structure transmettant l'onde de choc (coque d'un navire ou plancher d'un véhicule touché par une mine). Rappelons que les ondes de choc se propagent dans l'air à des vitesses supersoniques et que la vitesse de propagation du son est déjà de 1500 m.sec⁻¹ dans l'eau et de 5000 m.sec⁻¹ dans le métal.

I.5.3. L'ENVIRONNEMENT

En raison notamment de phénomènes de réflexion qui peuvent augmenter le pic de pression, il a été montré expérimentalement chez l'animal (et confirmé dans les séries cliniques chez l'homme) que la mortalité est plus élevée lorsque le sujet est près d'un angle de mur que le long d'un mur ou en espace ouvert.

I-6 PROPULSION DES FRAGMENTS

Les fragments résultant des explosions accidentelles peuvent être divisés en deux catégories, les fragments primaires et les fragments secondaires, (TM 5-1300, 1990).

Les fragments primaires résultent de la source d'explosion (un contenant ou d'une structure, véhicule ...) ou d'un objet en contact avec un explosif. Le contenant se brise habituellement dans un grand nombre de petits fragments primaires qui peuvent être projetés aux vitesses jusqu'à centaines mètres par seconde. La vitesse initiale et la taille des fragments sont fonctions de l'épaisseur du récipient, de la forme de l'explosion (sphérique, cylindrique, prismatique), et des sections du récipient (les extrémités et le milieu) duquel les fragments sont formés.

Les fragments secondaires peuvent également être produits par l'interaction d'onde de souffle avec des objets ou des structures placées près de la source explosive, ces objets peuvent être des morceaux de machines, petits outils, matériaux tels que des pipes et des pièces de bois, de charpente, parties du bâtiment. Ces fragments secondaires varient considérablement dans la taille, la forme, la vitesse initiale. Chacun de ces paramètres affecte le potentiel de dommages d'une explosion accidentelle et devrait donc être considéré dans la conception des structures protectrices.

CHAPITRE II- MODELISATION DE L'ONDE DE CHOC

Parmi tous les effets externes de l'explosion, on s'intéresse dans la suite de ce travail à la caractérisation de l'effet de surpression (onde de choc) sur les structures.

Des rappels théoriques et des modèles de l'onde de choc sont présentés dans ce qui suit.

II-1 THEORIE DES ONDES DE CHOC (DETONATION)

La théorie énergétique de Chapman-Jouguet

Selon Jouguet (**Chapman, 1899** et **Jouguet, 1917**), l'onde de détonation est une transition spatiale, brutale, autonome et supersonique d'une discontinuité de l'état physique et chimique, où un front d'onde de choc, qui représente l'étape intermédiaire entre l'état initial de l'explosif (air frais) et l'état final (air choqué), est suivi immédiatement par une discontinuité de l'état chimique, où les produits de détonation sont tous formés, cette discontinuité de l'état chimique revient à la considération que les processus chimiques s'y déroulent en un temps extrêmement court.

Le modèle de Zeldovitch, Von Neuman et Döring (ZND) (1940-1943),

Dans ce cas, l'onde de détonation est composée, selon la discontinuité, des deux zones successives à savoir ; un front de choc et une zone de réaction chimique, le premier est une zone de compression adiabatique inerte des gaz frais, et la deuxième est une zone de réaction chimique exothermique.

L'onde de détonation se propage, dans les milieux réactifs, avec une vitesse supersonique, dès que cette dernière atteint la limite de ce milieu, elle se lance dans l'environnement des gaz frais, où il n'y a pas de réaction chimique au sein des gaz frais, on est alors dans le cas d'un milieu inerte (non-réactif).

Nous allons donc focaliser par la suite notre exposé sur l'onde de choc pure, et surtout nous intéresser ci-dessous à son interaction proprement dite avec une structure lorsqu'elle se propage en milieu aérien.

II- 2 MODELISATION DE L'ONDE DE CHOC

La modélisation de l'onde de choc est une représentation de la variation de la pression $P(t)$ en fonction du temps à une distance radiale donnée. De multiples modèles représentant l'onde de choc issue de la détonation ont été proposés. Les modèles représentés sur les figures 2-1, 2-2 et 2-3 ci-dessous ; ne considèrent que la phase de surpression. Le premier modèle (figure 2-1) est une fonction triangulaire avec un front rapide et une décroissance linéaire (**Baker et al. 1983**). Le deuxième modèle (figure 2-2) est encore triangulaire mais avec une montée en surpression et une décroissance non instantanée. Le troisième modèle (figure 2-3) montre une discontinuité de pression et une décroissance exponentielle (Baker et al, 1983).

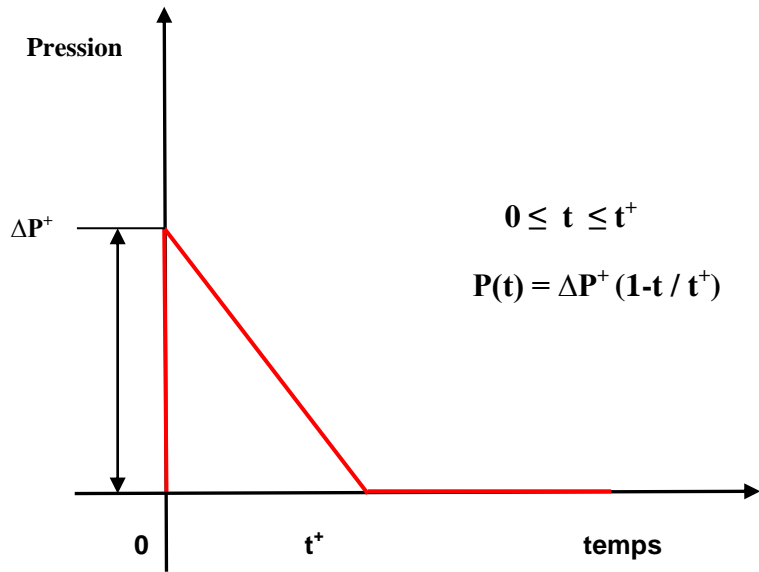


Figure 2-1 : Modèle de l'évolution de pression relative en un point au passage d'une onde de choc.

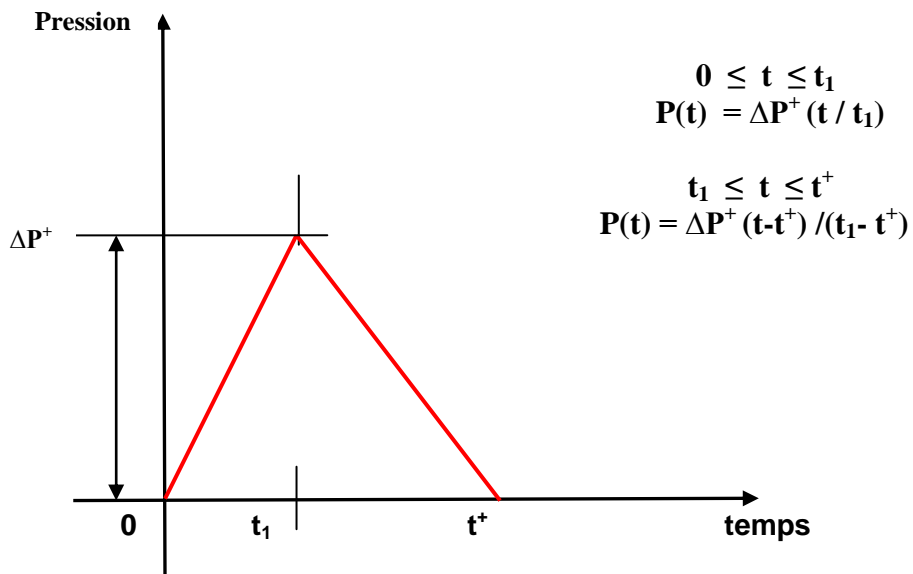


Figure 2-2: Modèle de l'évolution de pression relative en un point au passage d'une onde de choc.

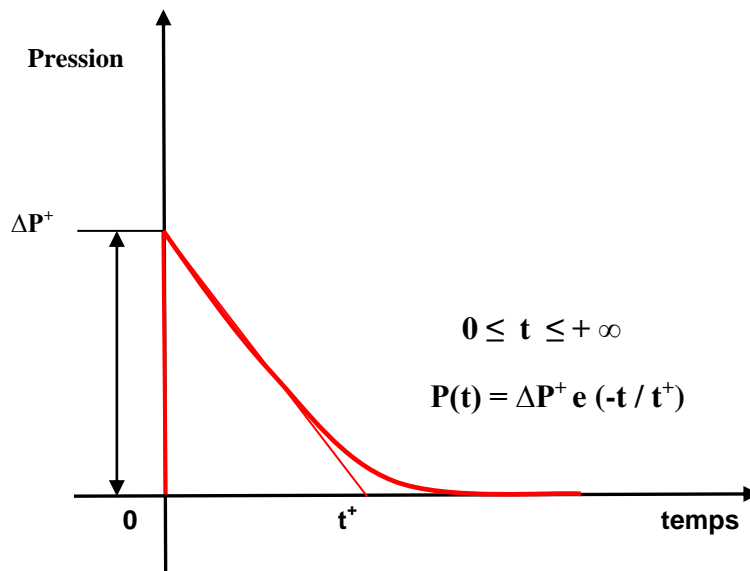


Figure 2-3 : Modèle de l'évolution de pression relative en un point au passage d'une onde de choc.

La figure 2-4 représente une modélisation plus précise de l'onde de choc (Desrosier et al, 1991), prenant en compte une phase de surpression, avec un front rapide et une décroissance exponentielle, suivie par une phase de dépression moins ample et plus prolongée.

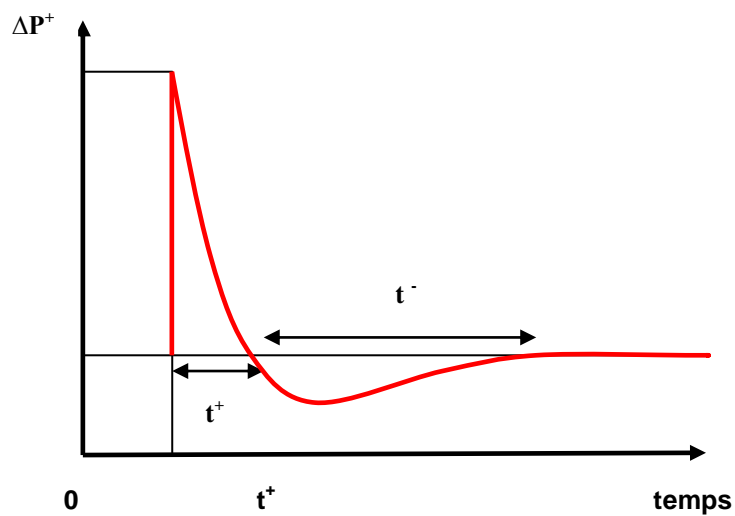


Figure 2-4 : Exemple de modèle d'un signal de pression incidente issue d'une détonation gazeuse, d'après Desrosier et al. (1991).

CHAPITRE III- INTERACTION DE L'ONDE DE CHOC AVEC UNE STRUCTURE

Lorsqu'une onde de choc, issue d'une explosion du type détonation, vient heurter un obstacle, sa propagation va être perturbée ; les différentes faces de cet obstacle seront soumises à des chargement dynamiques de surpressions et dépressions, ces chargement sont en fonction de l'amplitude, de l'histoire de chargement de pression, de la durée de chargement, de la géométrie de la structure et de sa position par rapport au centre de l'explosion.

Dans ce chapitre, nous exposons théoriquement les différents phénomènes liés à l'interaction d'une onde de choc avec une structure tel que les réflexions, diffractions et les focalisations des ondes de choc pures (représentées par une discontinuité de pression).

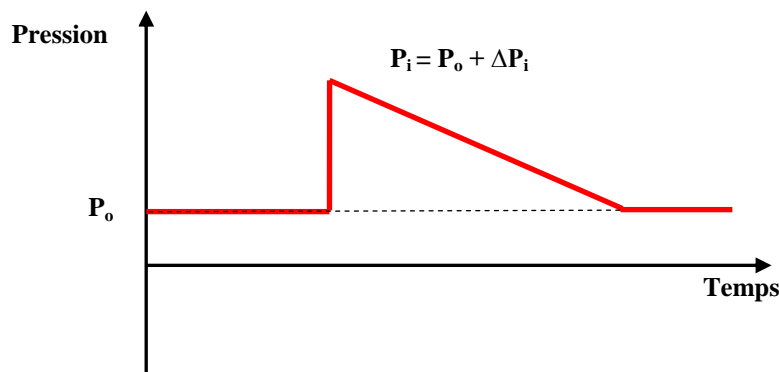


Figure 3-1 : Evolution de la pression statique ou incidente au passage d'une onde de choc dite pure.

III-1 LES REFLEXIONS

Selon l'angle d'incidence, on distingue deux types de réflexion :

- la réflexion normale : elle se produit quand l'angle d'incidence (angle entre la direction de propagation de l'onde de choc et la normale à la surface réfléchissante au point d'incidence) est nul, dans ce cas le plan de l'onde de choc est parallèle à la surface réfléchissante;

- la réflexion oblique : elle se produit quand l'angle d'incidence est non nul, de même, la réflexion oblique peut ensuite être régulière ou de mach.

III-1-1 REFLEXION NORMALE

Ce mode de réflexion est caractérisé par un angle d'incidence nul ; le plan de l'obstacle est perpendiculaire à la direction de propagation de l'onde de choc, le front de l'onde est alors parallèle à l'obstacle plan. La figure suivante représente ce type de réflexion :

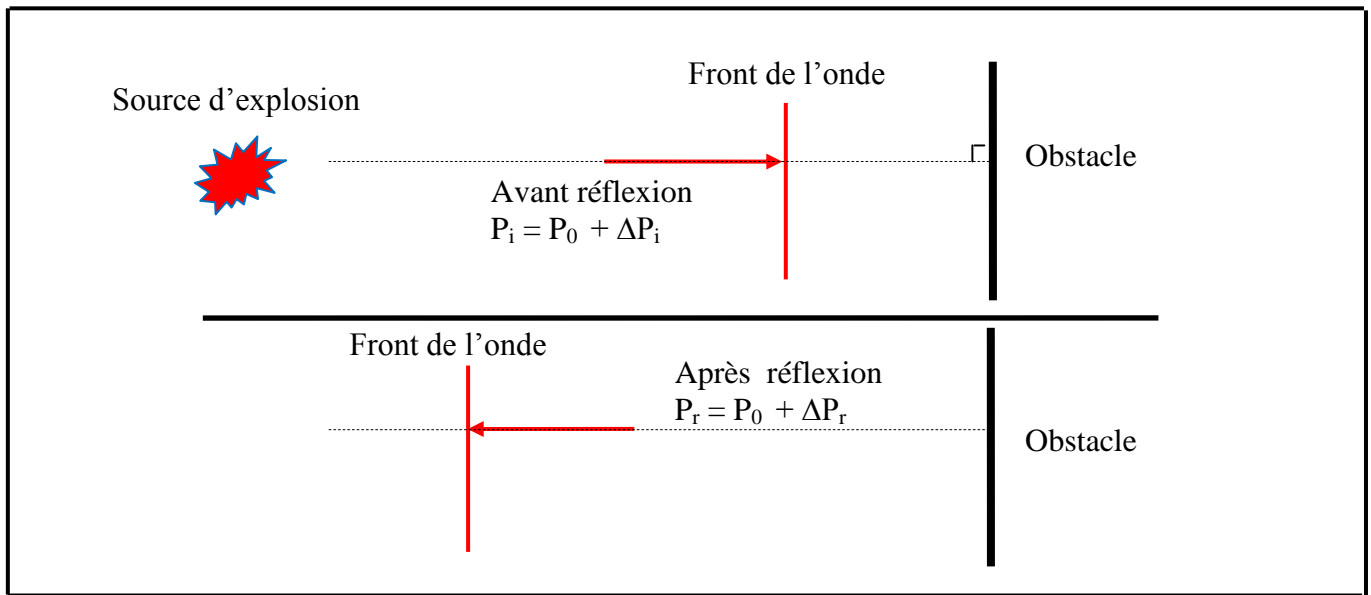


Figure 3-2 : Réflexion normale.

Où :

P_0 : est la pression atmosphérique et vaut $1 \text{ atm} = 1,013 \text{ bar}$ dans les conditions normales de température et de pression.

P_i : la pression incidente.

P_r : la pression réfléchie.

III-1-2 REFLEXION OBLIQUE

La réflexion oblique d'une onde de choc aura lieu si l'angle entre le plan de l'onde de choc et le plan de la surface réfléchissante est non nul.

En premier lieu, le choc incident est réfléchi en un choc régulier (RR) (figure 3-3), dans ce cas le milieu environnant sera soumis à deux ondes de choc la première incidente (i) et la deuxième réfléchie (r).

En deuxième lieu, quand l'angle d'incidence s'accroît avec la propagation de l'onde de choc, une transition vers une onde de choc de mach (MR) sera créée (figure 3-3), dans ce cas le milieu environnant sera soumis à trois ondes la première incidente (i), la deuxième réfléchie (r) et la troisième est une onde de Mach (m), ces trois ondes s'interfèrent en un point situé au-dessus de la surface de réflexion dite « point triple T ». L'ensemble de ces points triples forme une ligne appelé la ligne de glissement (s) (figure3-5)

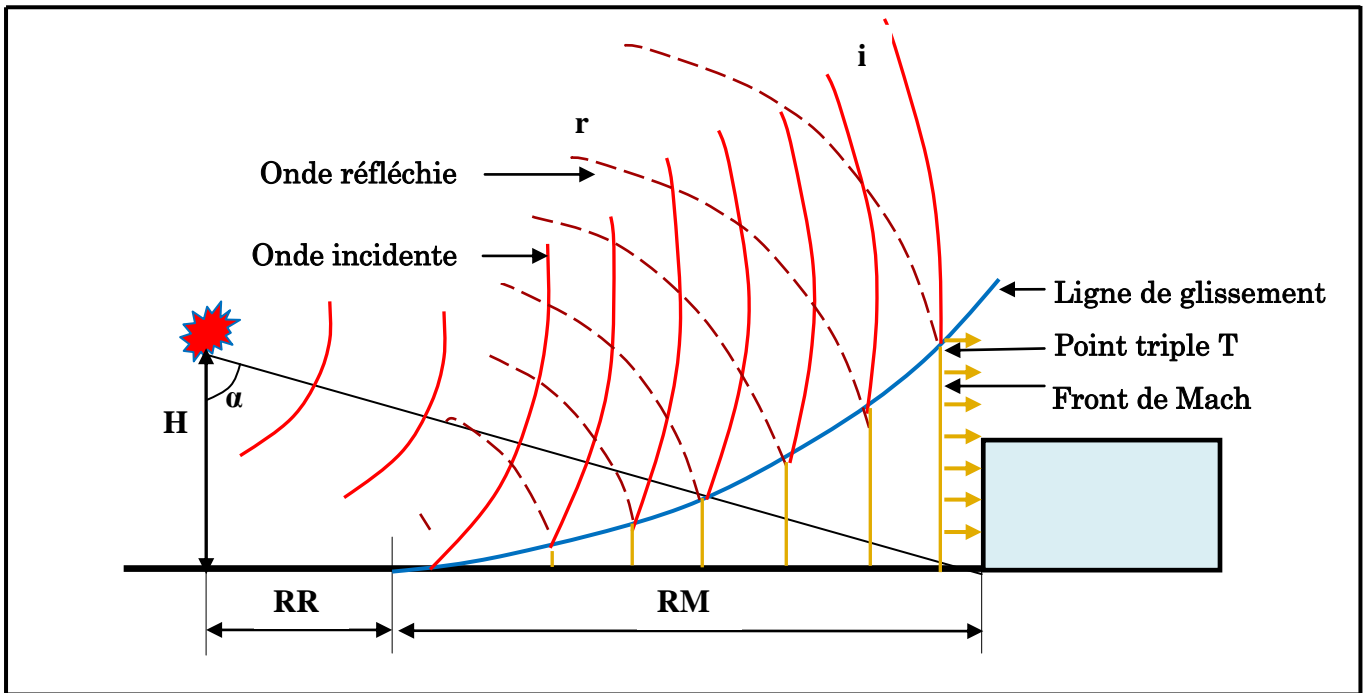


Figure 3-3 : Environnement de souffle d'explosion

III-1-2-1 Réflexion oblique régulière

Dans ce cas, le milieu sera soumis à une succession de deux ondes de choc, à savoir ; une onde de choc incidente et une onde de choc réfléchie. La valeur maximale de la pression réfléchie P_r dépend de l'angle d'incidence α qui est différent de l'angle de réflexion δ (figure 3-4).

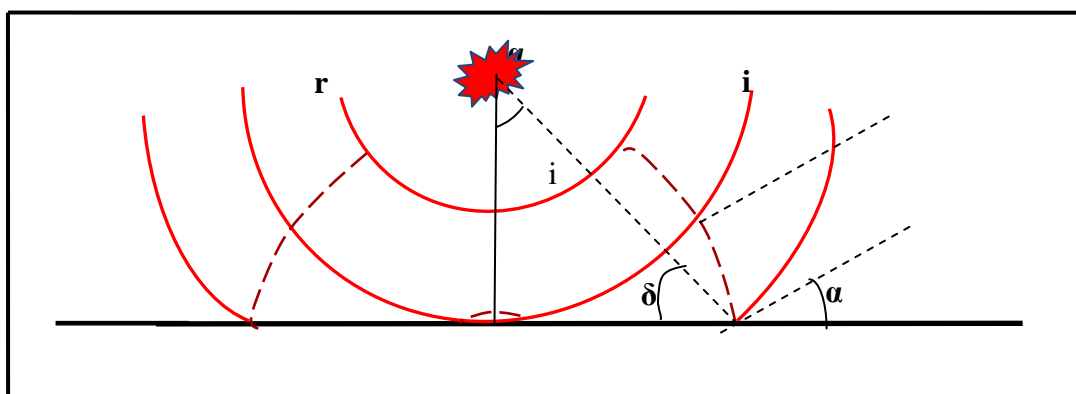


Figure 3-4 : Réflexion régulière

III-1-2-2 Réflexion oblique de Mach

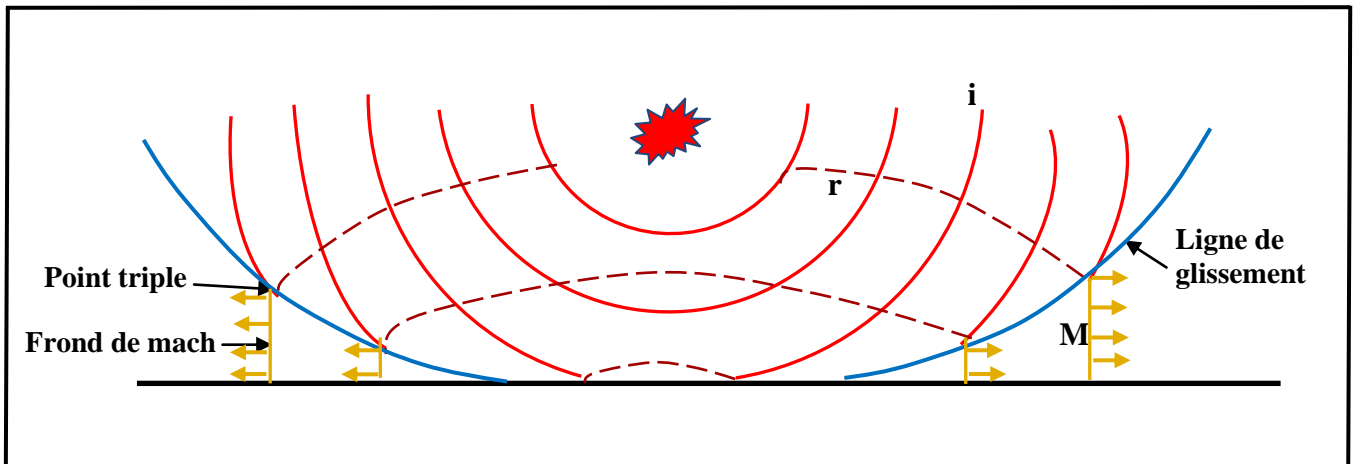


Figure 3-5: Réflexion de Mach

La réflexion de Mach est aura lieu lorsque l'onde de choc heurte un obstacle avec un angle d'incidence α non nul. L'angle d'incidence le plus petit produisant un choc de réflexion de Mach, il est correspond aussi au plus grand angle de la réflexion régulière, cet angle limite est en fonction du nombre de Mach incident M_i [(v_i / a_i) (où v_i est la vitesse relative de l'air par rapport à l'état incident et a_i est la vitesse du son derrière le front d'onde incident)]. (Kinney, 1962) a proposé l'équation empirique hyperbolique suivante pour calculer cet angle limite :

$$\alpha_{\text{limite}} = 39 + (1.75 / M_i - 1) \quad (3-1)$$

La réflexion de Mach prend la forme d'un front d'ondes approximativement perpendiculaire à la surface. La figure 3-6 mise en évidence ce type de réflexion

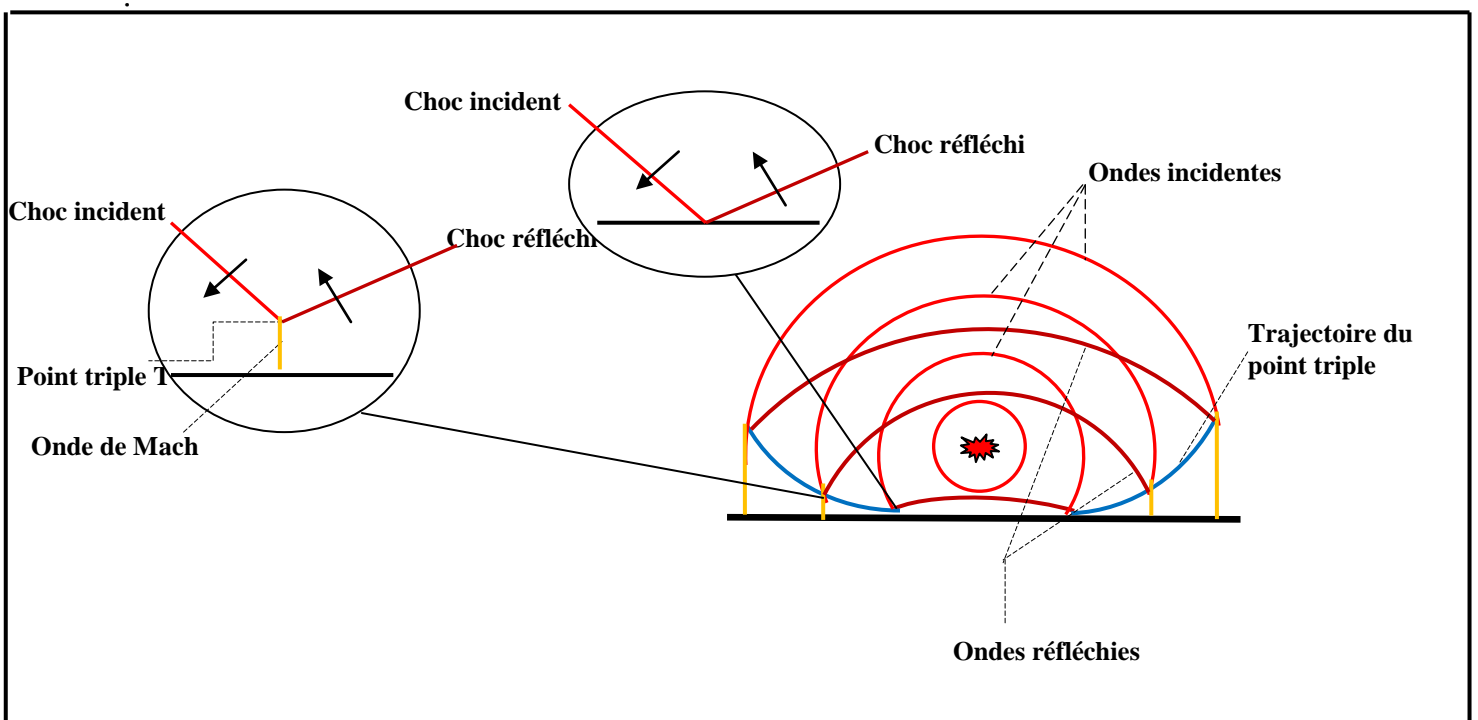


Figure 3-6 : Formation du point triple dans la réflexion de Mach.

III-2 DIFFRACTION

La diffraction est la capacité d'une onde à contourner un obstacle ou à passer dans une fente. C'est grâce à ce phénomène que nous pouvons appliquer un chargement derrière un obstacle. La diffraction d'une onde de choc sur un obstacle de section rectangulaire est schématisée sur la figure 3-7. Quand le choc incident noté **I** heurte la face avant de l'obstacle, il entraîne la formation d'une onde réfléchi appelée **R** et une onde diffracté appelée **D**.

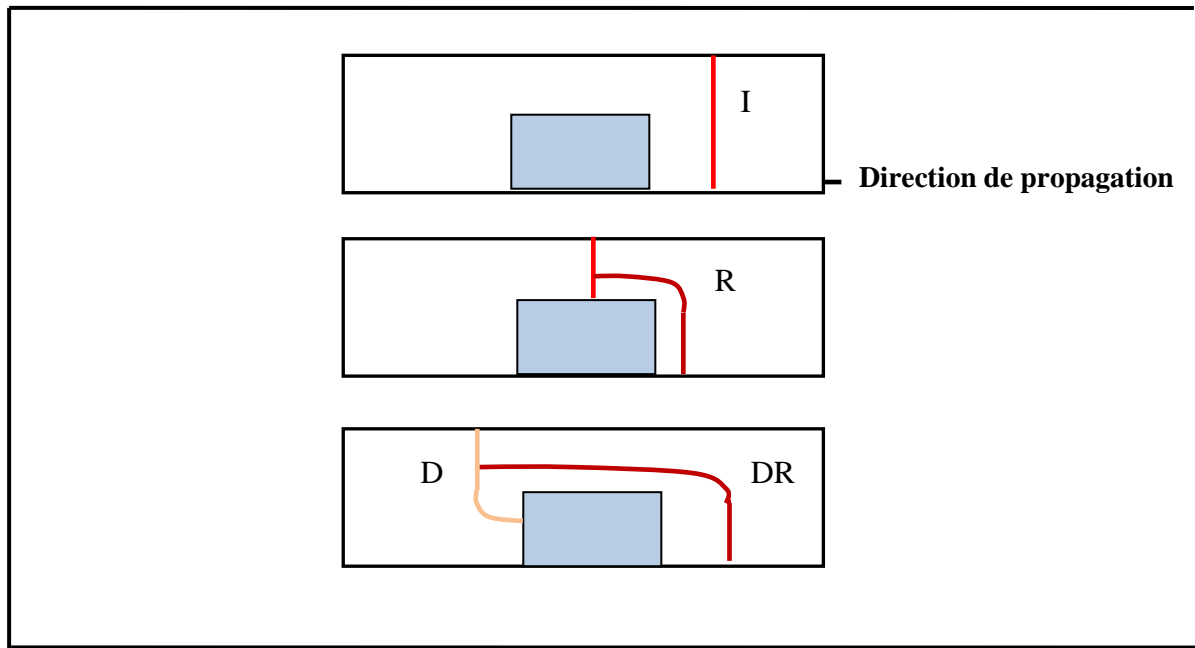


Figure 3-7 : schématisation d'un front d'onde diffracté autour d'un obstacle de section rectangulaire

Où :

I : choc incident ;

R : choc réfléchi par l'obstacle ;

D : la partie diffractée de **I** ;

DR : la partie diffractée de **R**.

III-3 REFLEXIONS MULTIPLES ET FOCALISATION D'ONDES DE CHOC

Lorsqu'une onde de choc pénètre dans un bâtiment ou dans un environnement confiné par des parois ou encombré par des obstacles tel que le milieu urbain où la géométrie complexe des rues et des immeubles, elle va se réfléchir sur les différentes parois ; les ondes réfléchies se rencontrent et se superposent, par la suite les surpressions seront sensiblement augmentées. Ce phénomène produit est appelé réflexion multiple ou focalisation des ondes de choc.

CHAPITRE IV- CALCUL DE L'EXPLOSION

IV-1 LOIS DE SIMILITUDE

Les explosions sont des phénomènes qui s'étudient à échelle réduite au laboratoire. L'application des lois de similitude présente un grand intérêt puisqu'elles permettent, à partir des études de laboratoire sur des modèles réduites, d'évaluer les caractéristiques d'une onde de souffle qui se produirait à échelle réelle et d'en estimer les effets consécutifs.

En 1915, **Hopkinson** a développé la conception de similitude à partir d'une analyse dimensionnelle des paramètres caractérisant les ondes de choc, en fonction d'un seul paramètre, appelé « distance réduite », défini par:

$$\lambda = d / \sqrt[3]{E} \tag{4-1}$$

La distance réduite λ est le rapport entre la distance d séparant la source de l'explosion et un observateur quelconque et la racine cubique de l'énergie libérée E . il existe aussi des modèles qui expriment la distance réduite en terme de la masse M détonée. Puis, En (1991), (Baker et al.) ont largement développé ces lois à partir de nombreuse études d'interaction explosion- structure. Les détonations respectant la similitude sont celles ayant la même valeur de λ .

la similitude de Hopkinson montre qu'un obstacle, situé à une distance d d'un source explosif de rayon r_b , subira la même pression de détonation ΔP^+ qu'un obstacle situé à une distance Kd d'un source explosif de rayon Kr_b mais avec un temps d'arrivé t_a , des durées t^+ , t^- et des impulsions I^+ , I^- multipliés par le facteur d'échelle K .

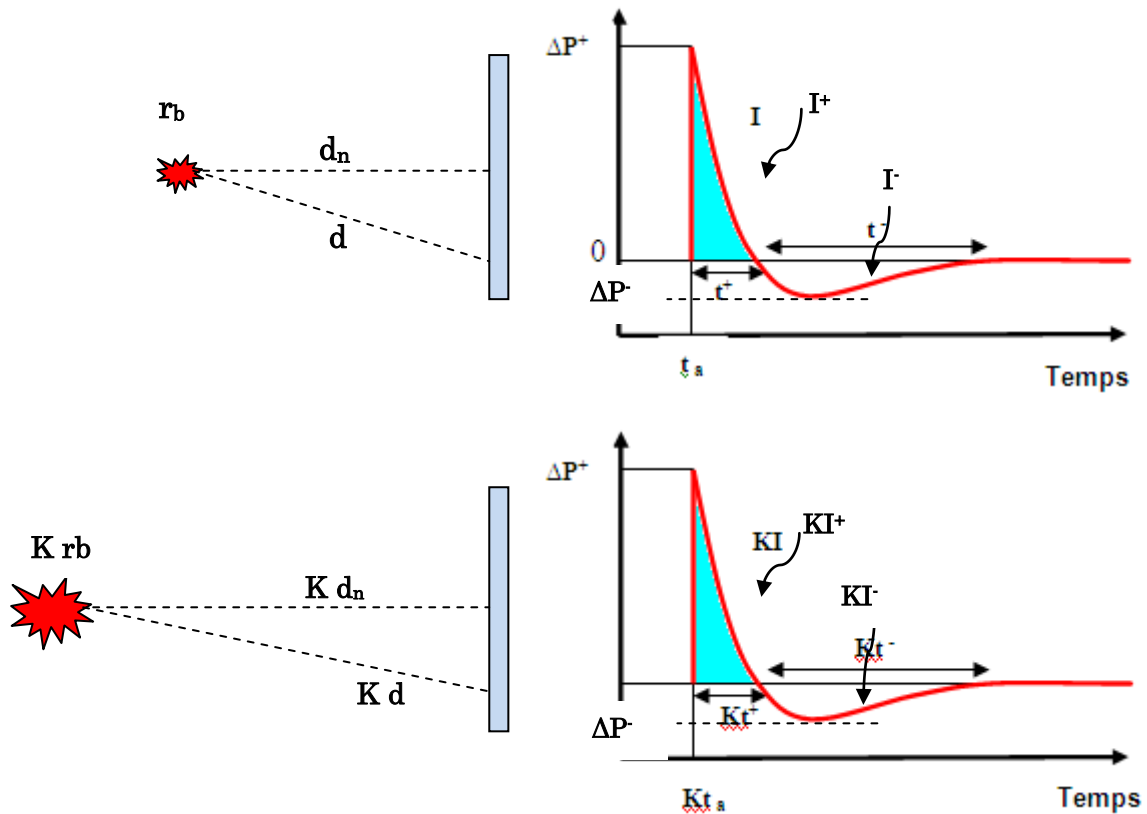


Figure 4-1- Illustration de la similitude de Hopkinson

IV-2 EQUIVALENCE ENERGETIQUE

le TNT est l'explosif de référence, parce que les propriétés caractéristiques de l'onde de souffle générée par la détonation d'une charge de TNT sont relativement bien connues (**Baker et al., 1983**).

Les méthodes basées sur l'équivalent TNT sont inévitablement les premières utilisées de par le monde pour prédire les effets d'une explosion accidentelle type détonation (tel que la surpression maximale, la durée de chargement...). Elles reposent sur l'hypothèse selon laquelle, il est possible de reproduire le champ de surpression qui est engendré par une explosion donnée (de gaz, d'un explosif condensé, ...) en faisant exploser du TNT. Ainsi, l'équivalent en TNT d'un mélange explosible correspond à la masse de TNT qui en détonant produirait les mêmes effets de surpressions que celui engendré par l'explosion d'un kilogramme (01 kg) du mélange explosible considéré. Cet équivalent TNT, noté par la suite M_{TNT} , est calculé au moyen de la relation ci-après, (**Brown C.J., Thomas G.O (2000)**).

$$M_{TNT} = \frac{E_{exp}}{E_{TNT}} \quad (4-2)$$

Avec

E_{exp} : l'énergie qui l'explosif peut libérer.

E_{TNT} : l'énergie libérée par l'explosion d'un kg de TNT soit environ 4690 kJ.

IV- 3 ÉVALUATION DE LA SURPRESSION

Il existe dans la littérature plusieurs modèles permettant de caractériser la surpression maximale ΔP_i , due à une explosion sphérique, basée sur la distance réduite $\lambda = d/\sqrt[3]{E}$.

. Nous pouvons citer les modèles de:

- **Brode (1955)** :

$$\frac{\Delta P_i}{P_0} = 1 + \frac{6.7}{\lambda^3} \quad \text{si } \Delta P_i > 10 \text{ (bars)} \quad (4-3)$$

$$\frac{\Delta P_i}{P_0} = -0,019 + \frac{0,975}{\lambda} + \frac{1,455}{\lambda^2} + \frac{5,85}{\lambda^3} \quad \text{si } 0,1 < \Delta P_i < 10 \text{ (bars)} \quad (4-4)$$

- **Henrych (1979)** :

$$\frac{\Delta P_i}{P_0} = \frac{14,072}{\lambda} + \frac{5,540}{\lambda^2} - \frac{0,357}{\lambda^3} + \frac{0,00625}{\lambda^4} \quad \text{si } 0,05 \leq \lambda \leq 0,30 \text{ (m. Kg}^{-1/3}) \quad (4-5)$$

$$\frac{\Delta P_i}{P_0} = \frac{6,194}{\lambda} - \frac{0,326}{\lambda^2} + \frac{2,132}{\lambda^3} \quad \text{si } 0,3 \leq \lambda \leq 1 \text{ (m. Kg}^{-1/3}) \quad (4-6)$$

$$\frac{\Delta P_i}{P_0} = \frac{0,662}{\lambda} + \frac{4,05}{\lambda^2} + \frac{3,288}{\lambda^3} \quad \text{si } 0,3 \leq \lambda \leq 1 \text{ (m. Kg}^{-1/3}) \quad (4-7)$$

Une approche plus générale est donnée par l'abaque de **Baker et Al (1983)**

$$\frac{\Delta P_i}{P_0} = 808 \left[1 + \left(\frac{\lambda}{4,5} \right)^2 \right] / \left(1 + \left(\frac{\lambda}{0,048} \right)^2 \right)^{0,5} \cdot \left(1 + \left(\frac{\lambda}{0,32} \right)^2 \right)^{0,5} \cdot \left(1 + \left(\frac{\lambda}{1,35} \right)^2 \right)^{0,5} \quad (4-8)$$

Avec ΔP_i (bars)

Et par l'équation de **Mills** (1987) :

$$\frac{\Delta P_i}{P_0} = \frac{108}{\lambda} - \frac{114}{\lambda^2} + \frac{1772}{\lambda^3} \quad \text{avec } \Delta P_i \text{ (kpa), } \lambda \text{ (m. Kg}^{-1/3}) \quad (4-9)$$

ΔP_i : surpression maximale ;

λ : distance réduite ;

P_0 : pression atmosphérique.

IV- 4 CHARGEMENT DE DETONATION SUR UNE SURFACE PLANE

Après un certain temps noté t_a , l'onde de choc parcourt la distance d et atteint le point **A** (figure 4-2), la pression augmente rapidement à sa valeur maximale dans un temps de montée très court. Puis elle diminue jusqu'à la pression ambiante. Une phase de dépression suivie la phase de surpression dont laquelle la pression diminue jusqu'à sa valeur minimale et remonte alors jusqu'à la pression ambiante. La durée de la phase de dépression est estimée sensiblement égale à trois fois la durée de la phase de surpression.

Pour déterminer la fonction de chargement sur une structure, il est nécessaire de définir la distance normale d_n séparant le centre d'explosion de la structure, la distance réduite λ du point **A** et l'angle d'incidence α . (Figure 4-2)

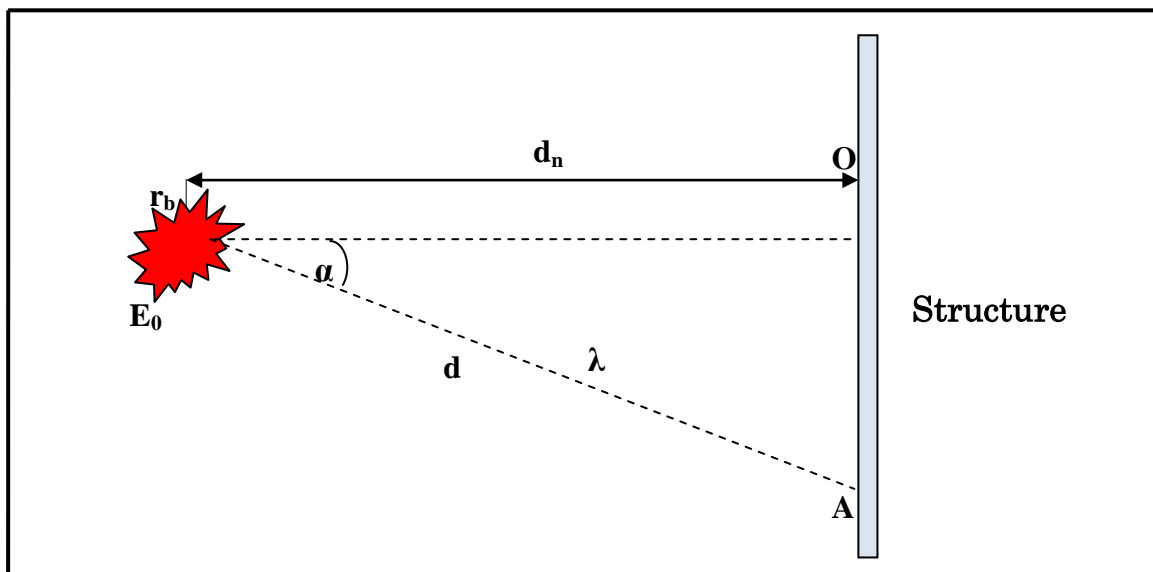


Figure 4-2 : Paramètres de la détonation face à un plan

Delaroche (1983) a donné la fonction sinusoïdale suivante pour représenter le profil de la pression réfléchi au point **A** :

$$P(t) = \Delta p^+ [\sin [\pi(t-t^+) / t^-] / \sin [\pi t^+ / t^-]] \exp (-Kt / t^-) \quad (4-10)$$

Où

Δp^+ : la surpression maximale ;

K : facteur d'amortissement ;

t^+ : durée de la phase de surpression ;

t^- : durée de la phase de dépression.

Cette modélisation nécessite aussi de connaître le temps d'arrivée t_a nécessaire à l'onde de choc pour atteindre le point A.

En 1995, (Brossard et al) ont proposé des fonctions polynomiales en fonction de l'angle d'incidence α et la distance réduite pour calculer les paramètres caractérisant l'onde de choc Δp^+ , k , t^+ , t^- et t_a .

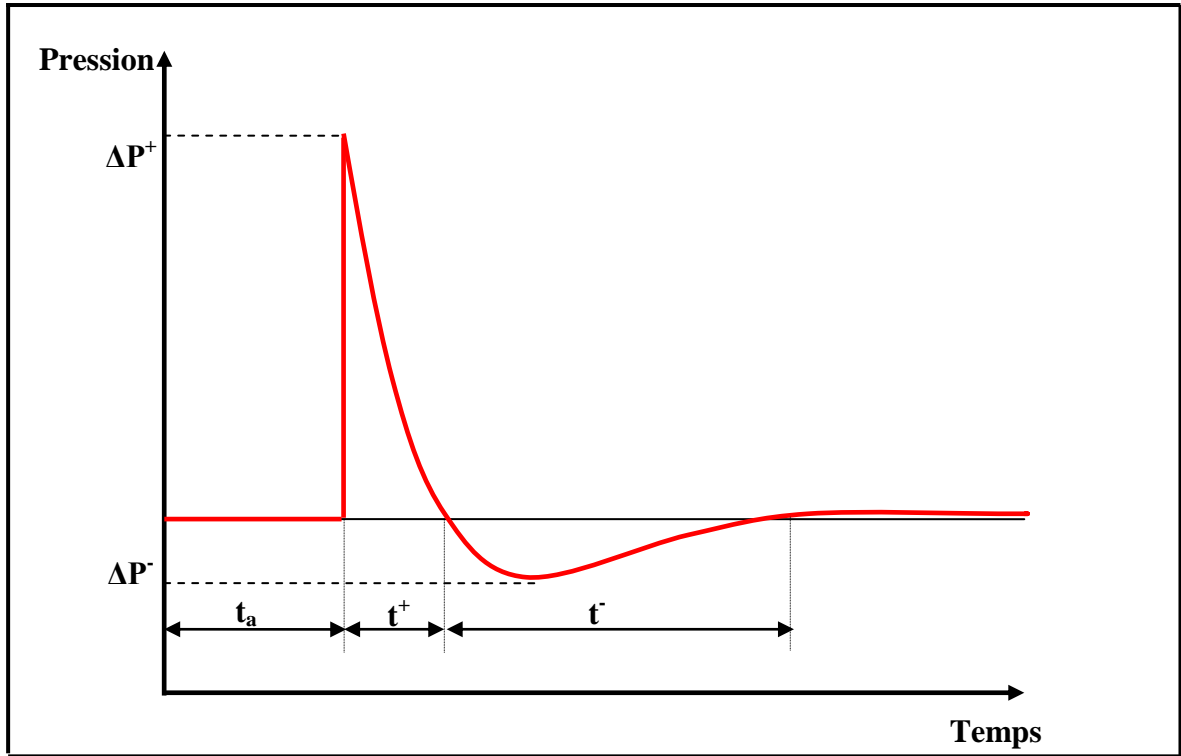


Figure 4-3 : Onde de pression réfléchie

L'expression de la surpression Δp^+ est :

$$\Delta p^+ = P_0 \exp [A_0 + A_1 \ln \lambda + A_2 (\ln \lambda)^2] \quad (4-11)$$

Avec :

$$A_0 = 1,253 - 0,000467\alpha + 0,00008619 \alpha^2 - 0,000002235 \alpha^3 \quad (4-12)$$

$$A_2 = 0,32 - 0,00204 \alpha \quad (4-13)$$

$$A_1 = -2,193 \text{ pour } \alpha < 44^\circ \quad (4-14)$$

$$A_1 = -3,315 + 0,0255 \alpha \text{ pour } \alpha \in [44^\circ, 64^\circ] \quad (4-15)$$

$$A_1 = -1,416 - 0,004 \alpha \text{ pour } \alpha > 64^\circ \quad (4-16)$$

Le coefficient d'amortissement K est défini par :

$$K = 1 - 0,556 \ln + 0,3 (\ln \lambda)^2 - 0,0564 (\ln \lambda)^3 \quad (4-17)$$

L'expression de temps d'arrivée t_a est :

$$t_a = r_b (-2,6 + 9,538 \lambda + 5,528 \lambda^2 - 0,585 \lambda^3) \text{ pour } \lambda < 4 \quad (4-18)$$

$$t_a = r_b (-29,85 + 28,583 \lambda) \text{ pour } \lambda \in [4, 20] \quad (4-19)$$

Enfin, les durées t^+ et t^- sont définies par :

$$t^+ = \sqrt[3]{E_0} \exp [-0,167 + 0,815 \ln \lambda - 0,146 (\ln \lambda)^2] \quad (4-20)$$

$$t^- = \sqrt[3]{E_0} \exp [1,125 + 0,96 \ln \lambda - 0,2335 (\ln \lambda)^2] \quad (4-21)$$

IV-5 PROPRIETES DE LA PRESSION REFLECHIE

Le chargement de pression résulte d'une explosion type détonation sur une structure de surface plane est un champ de pression mobile qui se propage d'une manière symétriquement autour d'un axe de cette surface. La figure (4-4) représente la variation de la pression, en fonction du temps pour différents points de la surface, selon les formules analytiques précédentes proposées par (Brossard et al 1995),

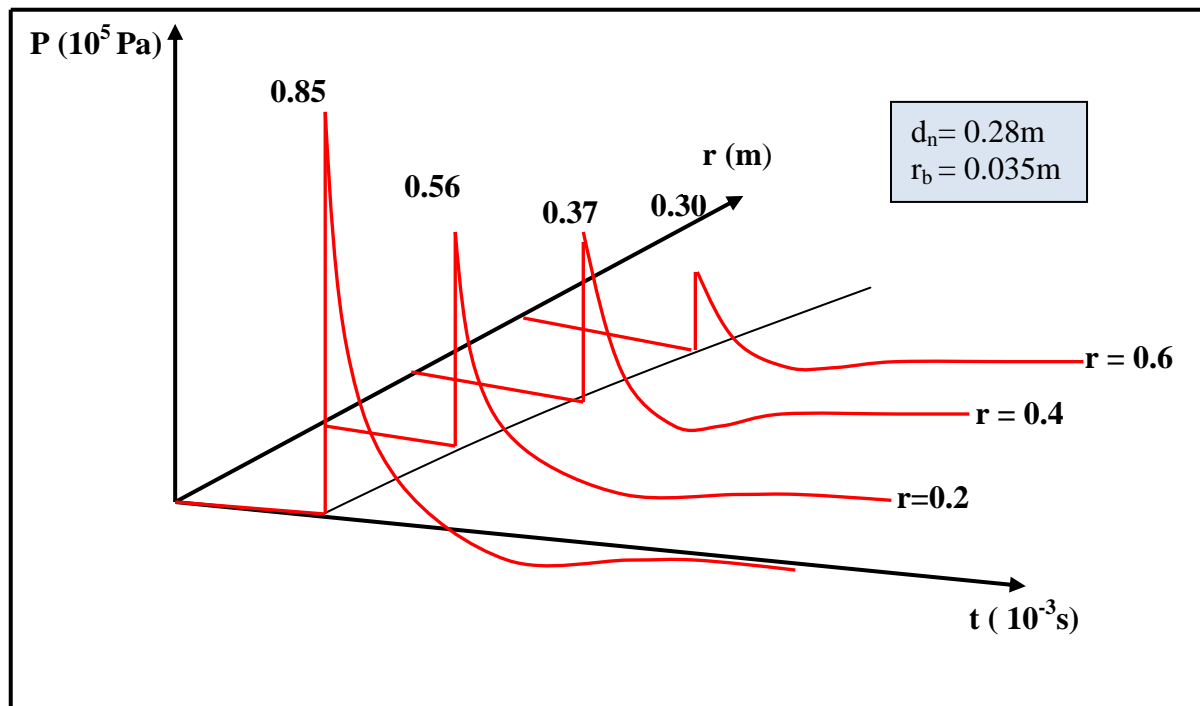


Figure 4-4 : Représentation spatio-temporelle de la pression réfléchie sur un plan

Cette figure montre que la propagation de l'onde de choc sur une surface plane est caractérisée par une élévation brutale de la pression (discontinuité de pression), qui se déplace sur la structure et une diminution de l'intensité du front de chargement en fonction du temps et de l'espace. Donc les chargements générés lors d'une détonation sont représentés par une évolution spatio-temporelle de pression, ne peut être comparée ni à l'évolution d'une impulsion ni à celle d'une pression qui appliquée uniformément sur toute la surface et variée seulement dans le temps.

IV-6 SUBSTANCE CONCERNEE

La réponse des structures soumises à une onde de choc peut être étudiée en considérant que le chargement de pression recouvre instantanément toute la structure, dans ce cas, seule l'évolution temporelle du chargement est prise en compte dans le calcul de la réponse dynamique (Figure 4-5). Cette modélisation du champ de pression est dite en champ lointain. Dans ce cas, la détonation initiée suffisamment loin de la structure et donne naissance à une onde de choc qui est considérée plane lorsqu'elle atteint la structure.

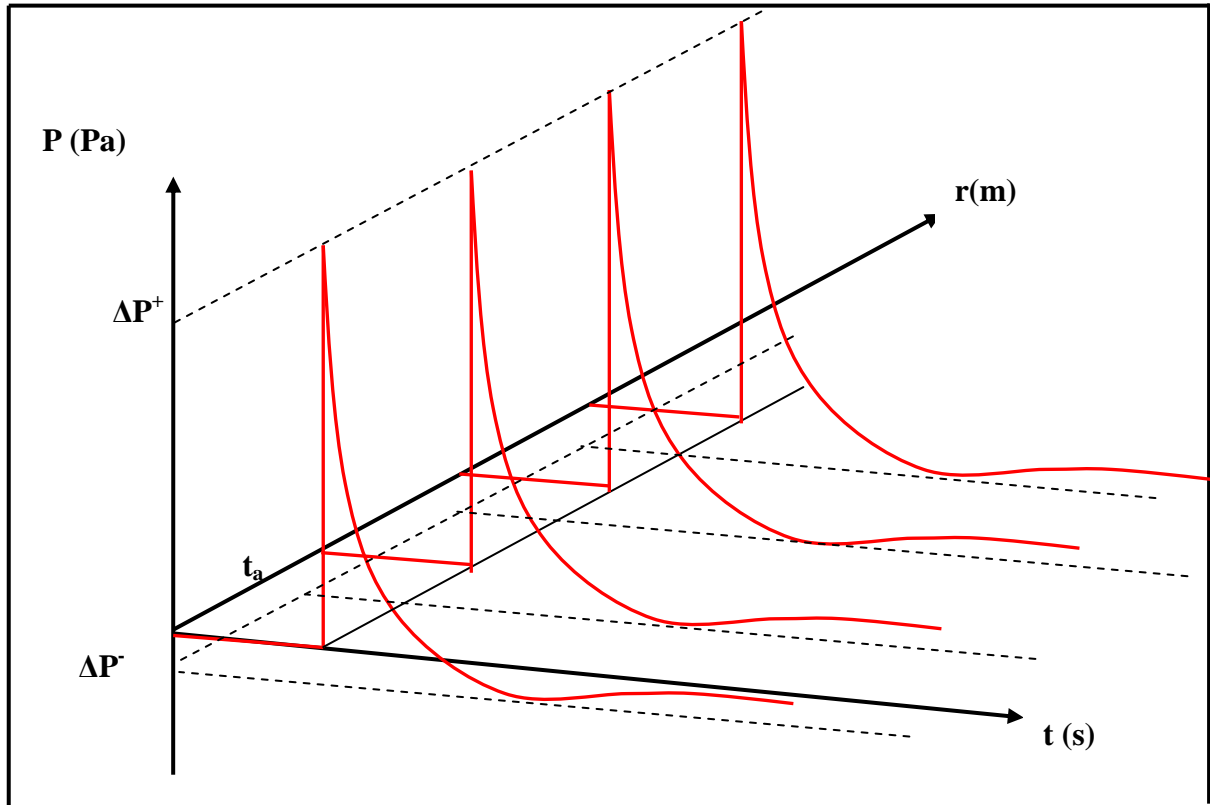


Figure 4-5 : Représentation temporelle de la pression réfléchiée sur un plan

En champ proche, l'onde de choc se propage sur la structure et une évolution spatio-temporelle du champ de pression doit être prise en compte Figure 4-4 . Le chargement de pression doit être considéré comme mobile et il est intéressant d'étudier la réponse de la structure au voisinage du front de chargement avant que celui-ci n'ait entièrement parcouru la structure.

CHAPITRE V - CHARGEMENT DE SOUFFLE SUR UNE STRUCTURE

Le chargement de souffle sur une structure provoqué par une grande détonation dépend de l'intensité de l'explosion, la distance entre la source de l'explosion et la structure, la configuration géométrique de la structure et l'orientation de la structure en ce qui concerne l'explosion et la surface du sol (au-dessus, affleurant, ou au-dessous de la terre).

Les procédures présentées ici pour la détermination des charges externes de souffle sur une structure sont limitées à une structure rectangulaire placée au-dessus de la surface du sol où la structure sera soumise à un front de choc d'onde plane.

Les forces agissantes sur la structure liée à une onde de choc plane dépendent de la pression incidente maximale et de l'impulsion, et des pressions dynamiques.

Pour chaque gamme de pression, il y a une vitesse d'air lié à l'onde de souffle qui a généré une pression dynamique sur des objets dans le chemin de l'onde.

Pour des conditions typiques, des rapports standards ont été établis entre la pression incidente maximale (P_{s0}) et la pression dynamique maximale (q_0), la vitesse des particules (μ) et la densité d'air (ρ) derrière le front de choc. La figure 5-1 donne les valeurs de ces paramètres en fonction de la pression incidente maximale. De ces trois paramètres, la pression dynamique est la plus importante lors de la détermination des charges sur les structures.

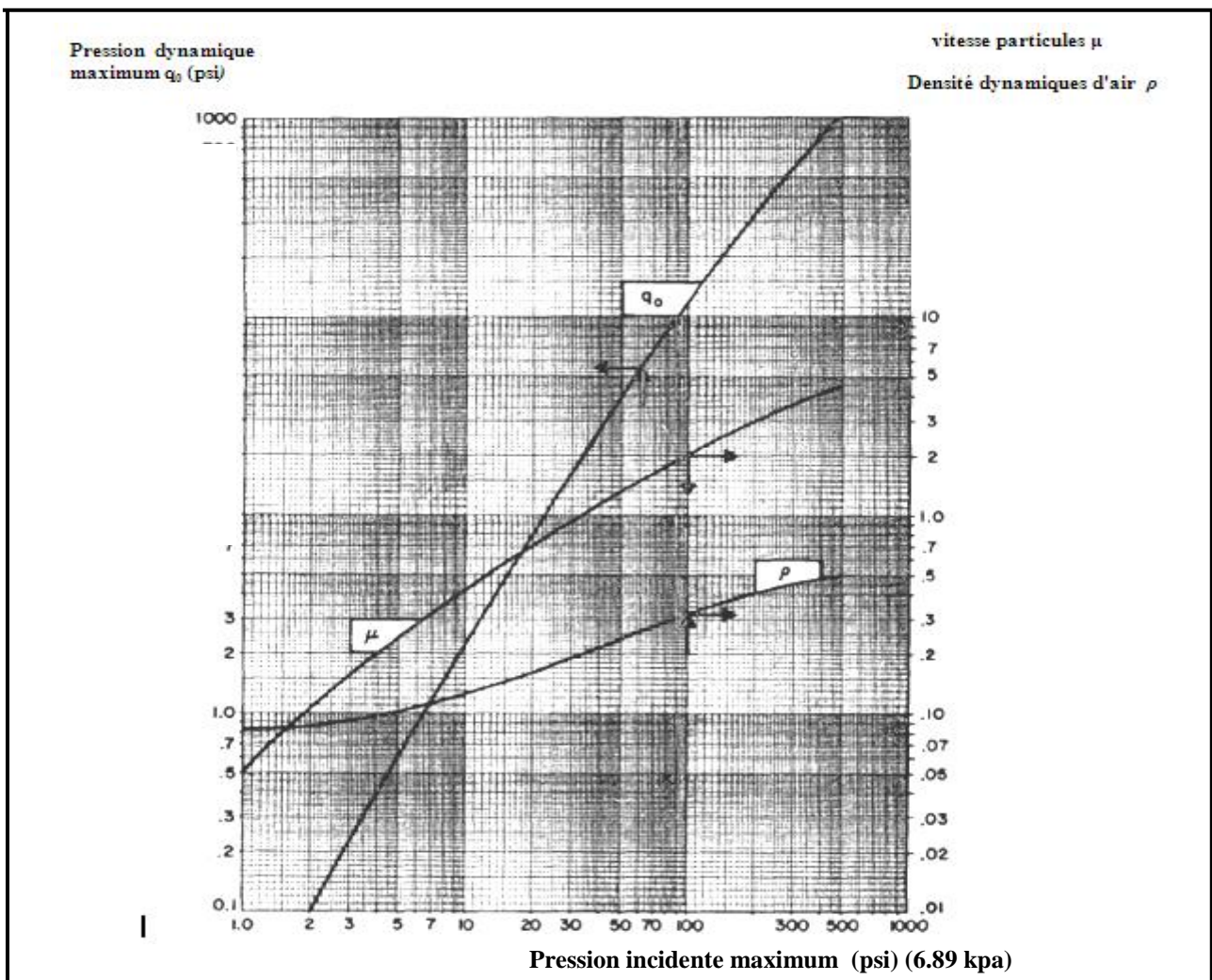


Figure 5-1 : Pression dynamique maximale, densité dynamique d'air, vitesse de particule

Pour le calcul de réponse, il est nécessaire de déterminer la variation de la pression incidente et des pressions dynamiques dans le temps, puisque les effets sur la structure soumise à un chargement de souffle dépendent de l'histoire de chargement dans le temps, ainsi que de l'intensité maximale. Le profil de l'onde de souffle incidente est caractérisé par une durée d'élévation brusque de pression à la pression maximale et de diminution linéaire à la pression ambiante (phase positive) et une durée de descente de la pression au-dessous de la pression ambiante (phase négative).

Le taux de diminution de la pression incidente et de la pression dynamique, après le passage du front de choc est une fonction de la pression maximale, le chargement réel d'une explosion peut être rapproché par l'élévation d'une impulsion triangulaire équivalente de pression, et la durée positive réelle est remplacée par une durée simulée qui est exprimée en fonction de l'impulsion positive et de la pression maximale.

$$t_{of} = 2i / p \quad (5-1)$$

Le rapport ci-dessus pour l'impulsion triangulaire équivalente est applicable à la pression incidente aussi bien qu'à la pression réfléchie.

Pour déterminer les données de courbe de chargement $P(t)$ de la phase négative, un procédé semblable à celui utilisé dans l'idéalisation de la phase positive peut être utilisé. La courbe de chargement $P(t)$ équivalente négative aura un temps d'élévation égal à 0.25 fois la durée simulé t_{of} . Il est donné par l'équation d'impulsion triangulaire équivalente.

$$t_{of} = 2i / p \quad (5-2)$$

V-1 STRUCTURE RECTANGULAIRE

V-1-1 GENERALITES

Les forces appliquées sur une structure au dessus du sol peuvent être divisées en quatre composantes générales : (a) la force résultant de la pression incidente, (b) la force liée à la pression dynamique, (c) la force résultant de la réflexion de la pression incidente, et (d) la force résultante de la pression liée à la phase négative de l'onde choc.

L'interaction de l'onde de souffle incidente avec une structure est un processus compliqué. Pour ramener le problème complexe du souffle à des limites raisonnables on supposera que : (a) la structure est généralement rectangulaire, (b) la structure chargée est dans la région de la réflexion de mach, (c) la réflexion de mach se prolonge au-dessus de la hauteur du bâtiment.

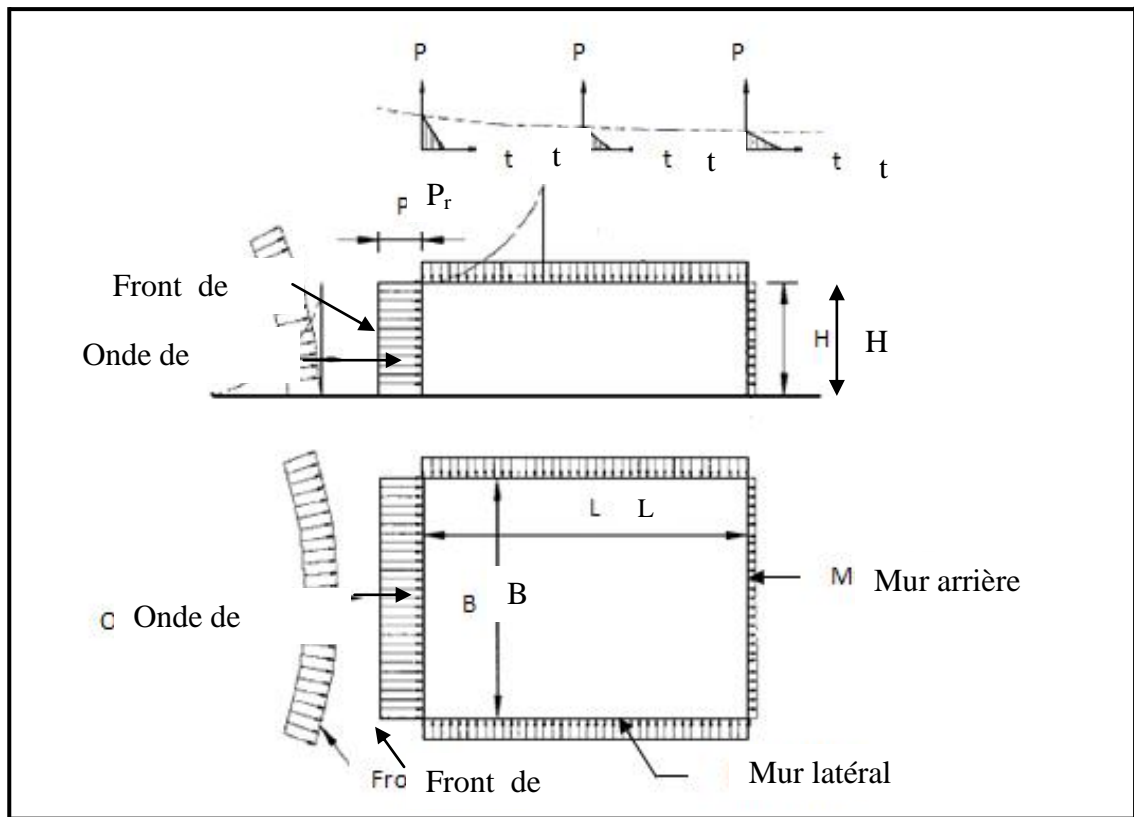


Figure 5-2 : Chargement de souffle sur la structure

V-1-2 CHARGEMENT DE SOUFFLE SUR UNE STRUCTURE: FACE AVANT

Pour une structure rectangulaire soumise à des chargements de pression, la variation dans le temps de la pression sur la face frontale à l'explosion (mur avant) quand ce côté est parallèle au front de choc (réflexion normale) est illustré sur la figure 5-3. Au moment où le front de choc incident heurte la face avant, la pression monte immédiatement de zéro à la pression réfléchiée normale P_r , ce qui est une fonction de la pression incidente (figure 5-4). Le temps exigé pour soulager la pression réfléchiée t_c est donné par l'équation suivante :

$$t_c = 4 S / (1+R) C_r \quad (5-3)$$

Où

S : la distance de dégagement et est égale au plus petit de H ou $B/2$ (figure 5-3)

H : hauteur de la structure.

R : rapport de S/G où G est égal au plus grand de H et $B/2$ (figure 5-3).

C_r : vitesse de son dans la région réfléchiée.

La pression agissante sur le front de choc après le temps t_c est la somme algébrique de la pression incidente et de la pression dynamique $C_D q$:

$$P = p_s + C_D q \quad (5-4)$$

Le coefficient de trainée C_D donne le rapport entre la pression dynamique et toute la pression de translation dans la direction du souffle produit par la pression dynamique, il varie avec le nombre de mach et la géométrie de la structure. Le procédé ci-dessus peut être rapporté à une courbe simulé de chargement $p(t)$ avec des durées d'impulsion extrêmement courtes.

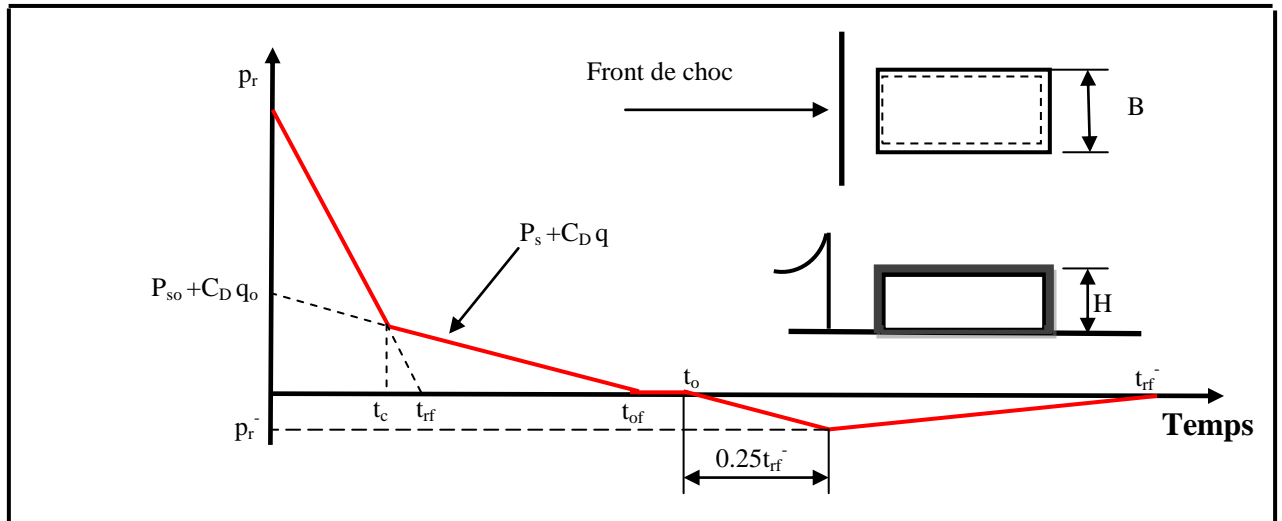


Figure 5-3 : Chargements du mur avant pour la réflexion normale.

En utilisant l'impulsion de la pression réfléchie i_r de la figure 5-4, on peut calculer la durée simulée t_{rf} de l'onde réfléchie normale :

$$t_{rf} = 2 i_r / p_r \quad (5-5)$$

Avec:

P_{s0} : pression incidente positive maximum, *psi*.

P_r : pression réfléchie positive maximum, *psi*.

$i_s/w^{1/3}$: impulsion positive réduite de la pression incidente *psi·ms/lb¹⁻³*.

$i_r/w^{1/3}$: impulsion positive réduite de la pression réfléchie normale *psi·ms/lb¹⁻³*.

$t_a/w^{1/3}$: temps d'arrivée réduit de l'onde de souffle *ms/lb^{1/3}*.

$t_0/w^{1/3}$: temps réduit de la phase positive de l'onde de souffle *ms/lb^{1/3}*.

U : vitesse de front de choc *ft/ms*.

W : poids de la charge explosive *lbs*.

$l_w/w^{1/3}$: longueur d'onde réduite de la phase positive *ft/lb^{1/3}*.

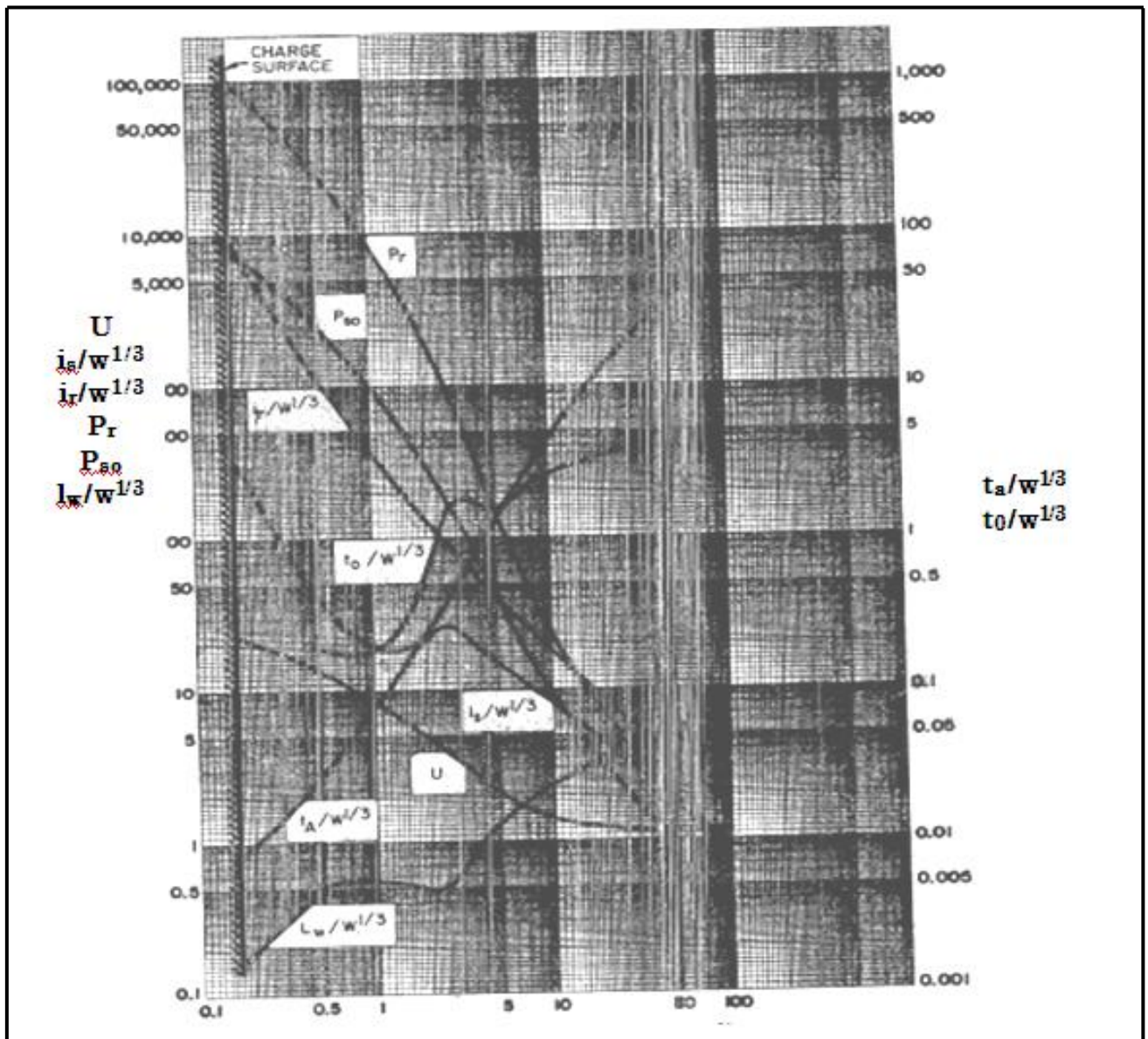


Figure 5-4 : Distance réduite $\lambda = R/w^{1/3}$

Une équation semblable peut être employée quand l'angle d'inclinaison n'est pas nul comme suit :

$$t_{rf} = 2 i_{ra} / p_{ra} \quad (5-6)$$

Habituellement seulement l'impulsion positive de la courbe de chargement de la figure 5-3 est utilisée pour la conception du mur avant parce que l'impulsion négative affecte rarement la conception. Pour déterminer le mouvement global de la structure les effets des pressions négatives devraient être inclus, la pression réfléchie négative maximale (figure 5-3) et l'impulsion réfléchie sont obtenues à partir de la figure 5-5 en fonction de la distance réduite λ .

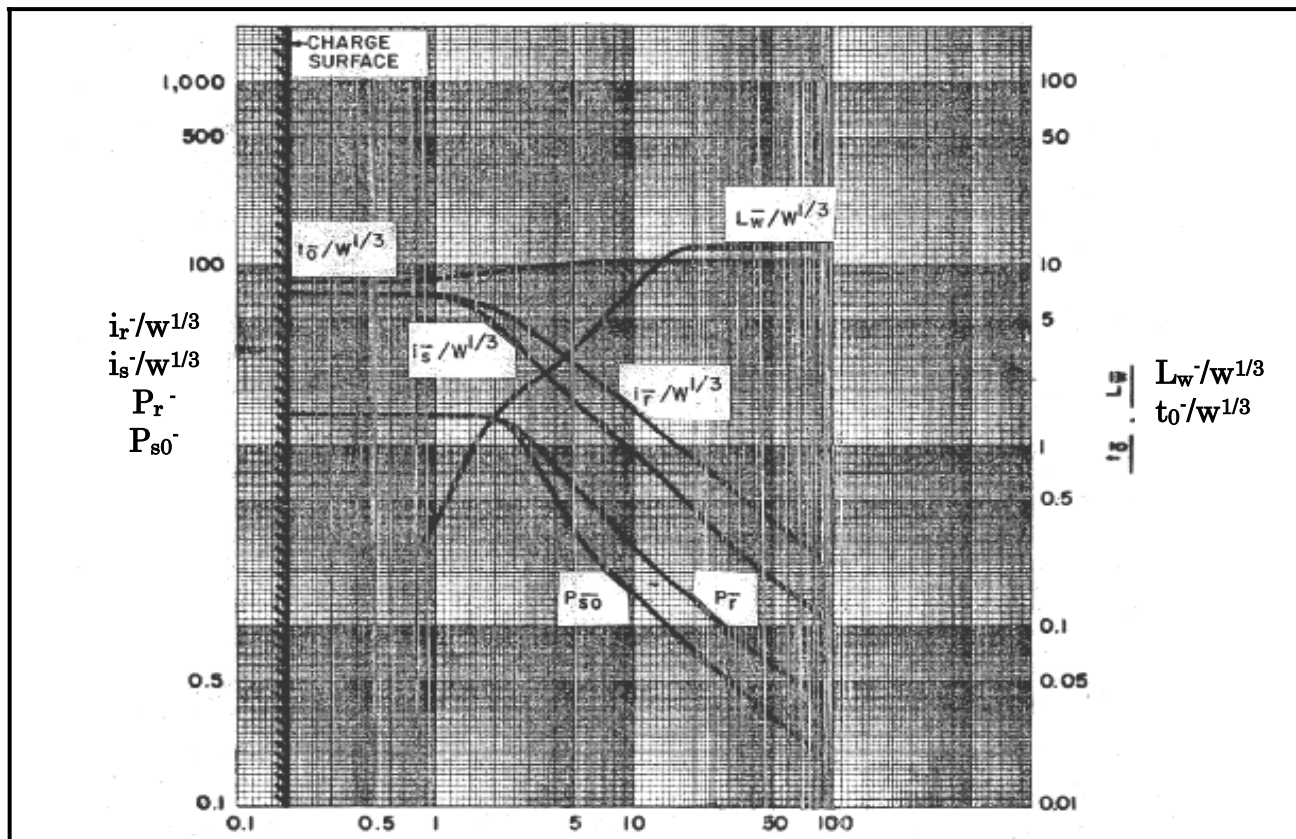


Figure 5-5 : Distance réduite $\lambda = R/w^{1/3}$

P_{s0}^- : pression incidente négative maximum, *psi*.

P_r^- : pression réfléchié négative maximum, *psi*.

$i_s^-/w^{1/3}$: impulsion négative réduite de la pression incidente *psi-ms/lb¹⁻³*.

$t_0^-/w^{1/3}$: temps réduit de la phase négative de l'onde de souffle *ms/lb¹⁻³*.

$l_w^-/w^{1/3}$: longueur d'onde réduite de la phase négative *ft/lb¹⁻³*

V-1-3 CHARGEMENT DE SOUFFLE SUR UNE STRUCTURE: MURS LATERAUX ET TOIT

Quand le front de choc traverse la face avant d'une structure, une pression est appliquée au toit, et aux murs latéraux, la partie de la surface chargée à un moment donné dépend de la valeur de la pression incidente, de l'emplacement du front de choc et de la longueur d'onde (L_w^+ , L_w^-) de la phase positive et de la phase négative.

Pour déterminer exactement le chargement global sur une surface, l'analyse pas à pas de la propagation d'onde à travers la surface devrait être utilisée, cette analyse inclut une intégration de la pression à des divers points sur la surface extérieure et à des différents instants pour déterminer la pression incidente uniforme équivalente agissant sur une largeur L (figure 5-6).

Quand l'onde de choc traverse le toit, la valeur maximale de la pression incidente diminue et la longueur d'onde augmente, la pression uniforme équivalente augmentera linéairement du temps t_f (quand l'onde de souffle atteint l'élément) au temps t_a (où la pression uniforme équivalente maximale est atteinte).

Quand le front de choc arrive au point b ; la pression uniforme équivalente diminuera alors vers zéro.

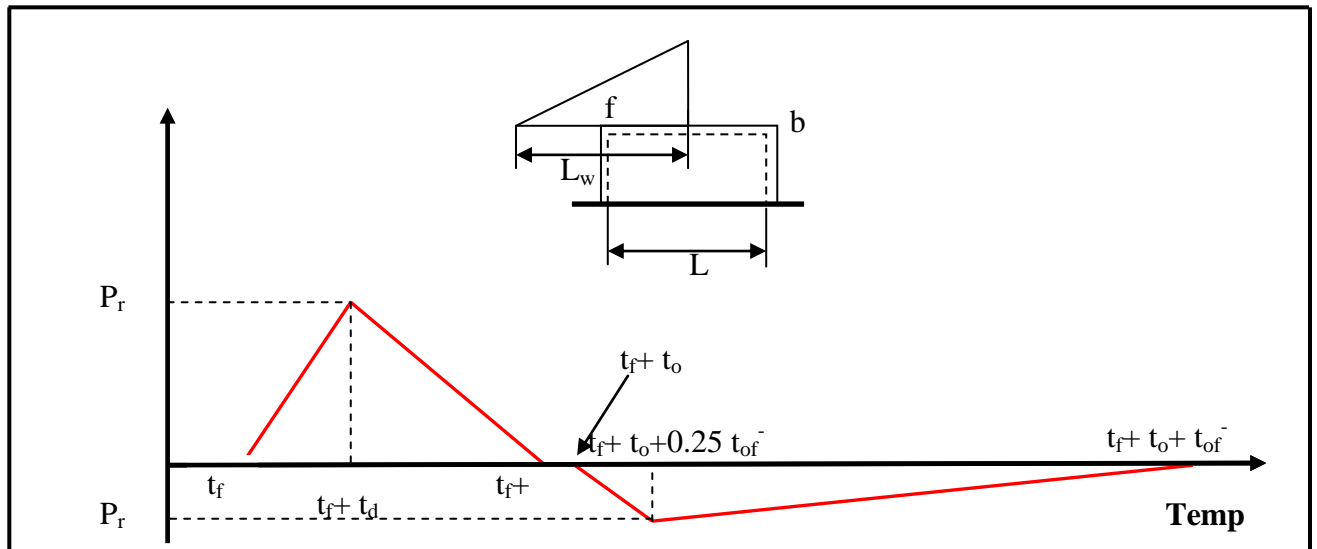


Figure 5-6 : Chargements du mur latéral

Donc, la pression uniforme équivalente a été exprimée en fonction des paramètres d'onde de souffle au point f. le facteur équivalent de charge C_E , le temps de montée et la durée de chargement sont obtenus à partir des figures 5-7 et 5-8 et 5-9 en fonction du L_{wf}/L . La valeur maximale de la pression P_r agissante sur le toit est la somme de la contribution de la pression incidente et de la pression dynamique.

$$P_r = C_E P_{sof} + C_D q_{of} \quad (5-7)$$

Où

P_{sof} : la pression incidente au point f.

q_{of} : la pression dynamique correspondant à $C_E P_{sof}$.

Le coefficient C_D est fonction de la pression dynamique max, on a les valeurs suivantes :

Pression dynamique max psi	Pression dynamique max kpa	C_D
0 – 25	0 – 172.35	0.40
25-50	172.35 – 344.7	0.30
50-130	344.7 – 896.22	0.20

Tableau 5-1 : Coefficient C_D

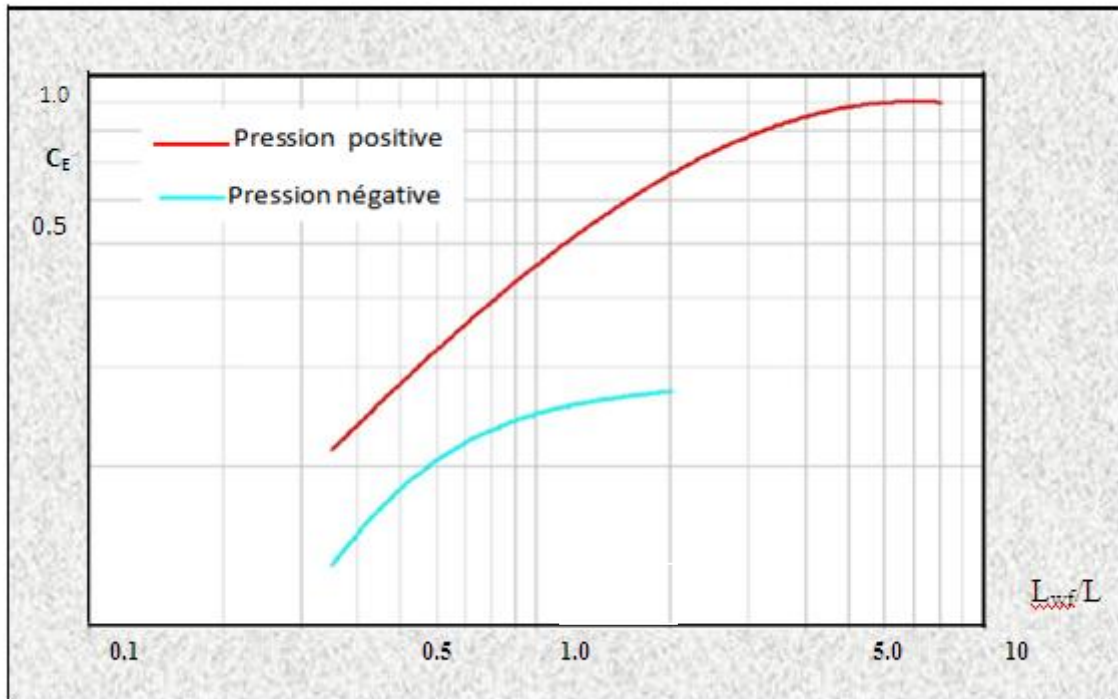


Figure 5-7 : Coefficient équivalent de charge $C_E = p_r/p$

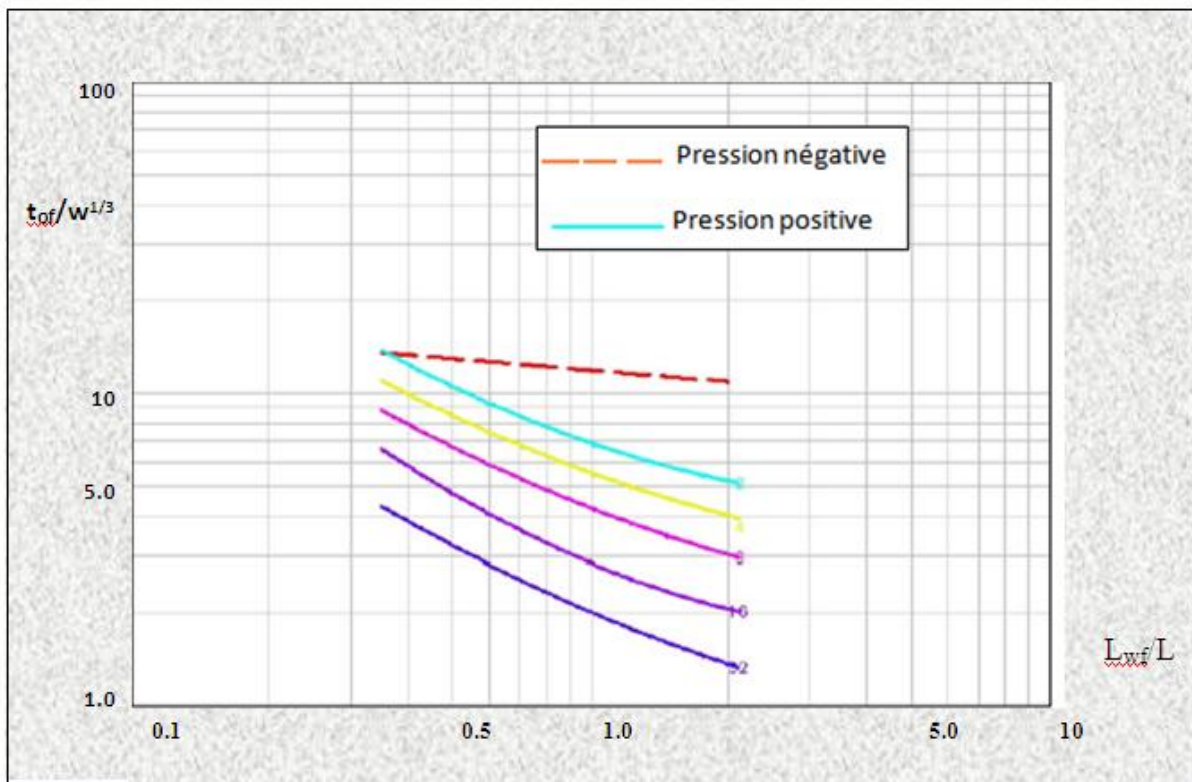


Figure 5-8 : Duré réduite $t_{of}/w^{1/3}$

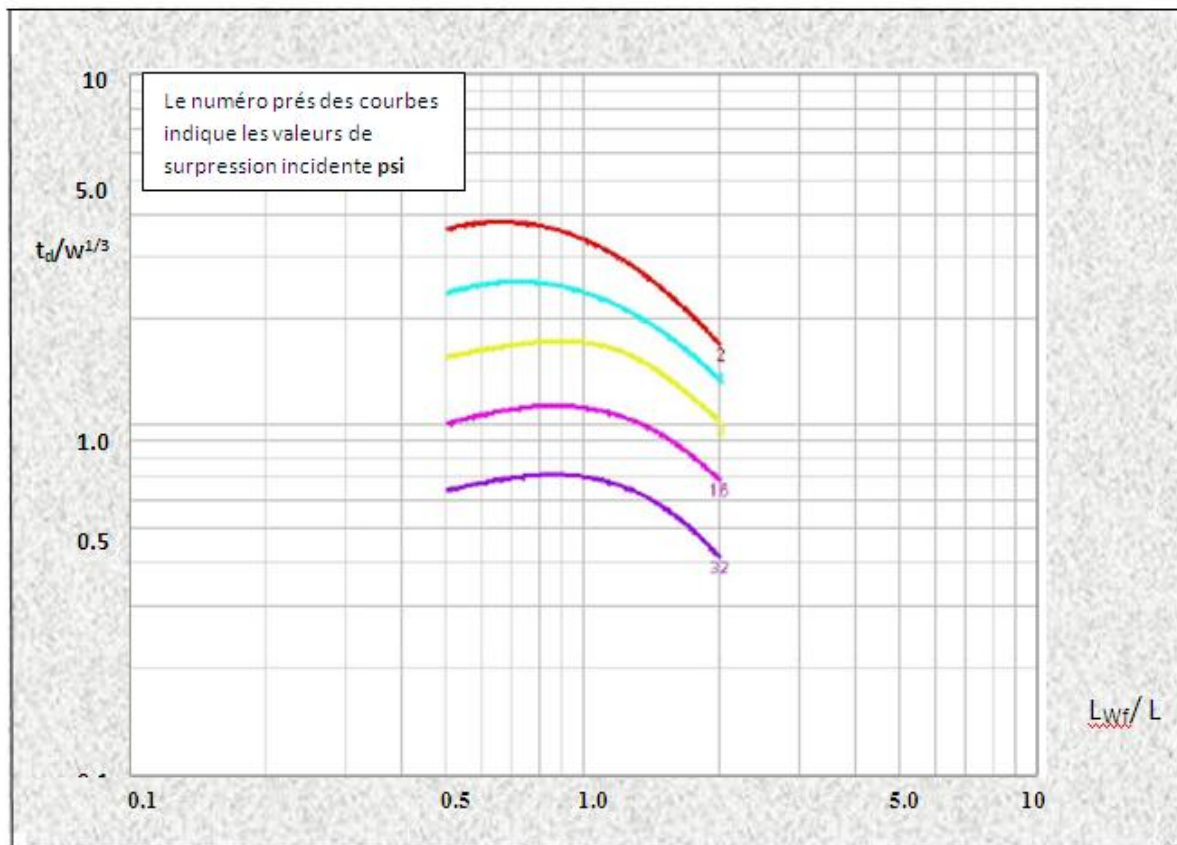


Figure 5-9 : Temps d'augmentation réduit $t_d/w^{1/3}$

Les données présentées ci-dessus pour la pression de souffle équivalent uniforme au toit et aux murs latéraux sont employées principalement pour la conception de différents éléments. Pour des mouvements globaux d'une structure, les effets des pressions de phase négative devraient être inclus. La valeur de la pression négative agissante sur le toit, P_r est égale à $C_E p_{sof}$. La durée de la phase négative équivalente t_{of} est obtenue à partir de la figure 5-8, le temps de montée de la phase négative est égale à $0.25 t_{of}$.

V-1-4 CHARGEMENT DE SOUFFLE SUR UNE STRUCTURE: MUR ARRIERE

Le front de choc passe sur les murs latéraux et sur le toit au mur arrière, le front de la pression augmente formant les ondes secondaires qui se propagent sur le mur arrière. Dans la plupart des cas de conception, la première raison de déterminer les charges de souffle agissant sur le mur arrière est la détermination des effets globaux de souffle (chargements des murs avant et arrière) sur la structure. À cet effet, un procédé peut être utilisé pour calculer le chargement de souffle sur le mur arrière (figure 5-10). La pression maximale (figure 5-10) de la courbe de chargement est calculée en utilisant la pression maximale qui s'accroît au fond du toit p_{sob} . La détermination du facteur équivalent de charge C_E est basée sur la longueur d'onde et la hauteur du mur arrière H_s , de même le temps de l'élévation et la durée de la phase positive et de la phase négative.

Comme le toit et les murs latéraux, les charges de souffle agissantes sur le mur arrière sont fonctions de la pression dynamique en plus de la pression incidente.

La pression dynamique est liée à la pression incidente équivalent $p_{sob} C_E$, tandis que le coefficient C_D recommandé est identique à celle utilisé pour le toit et les murs latéraux.

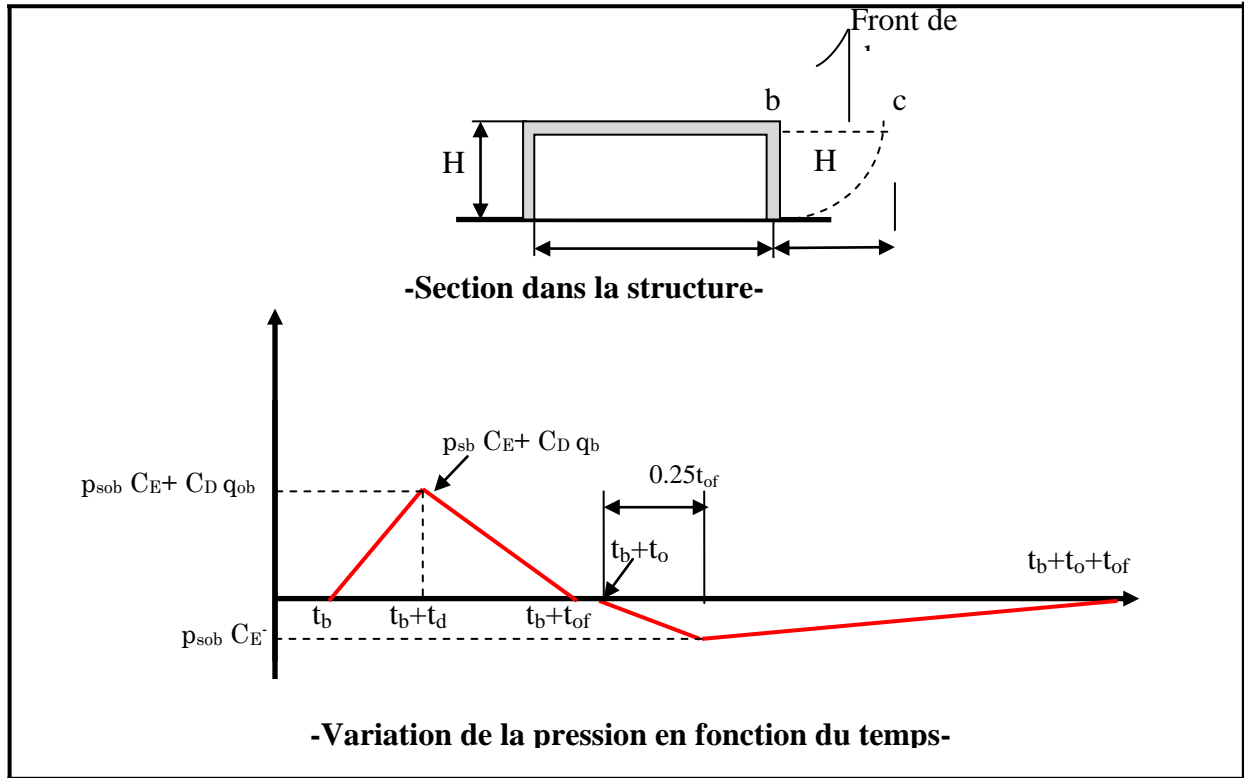


Figure 5-10 : Chargements du mur arrière

V-2 ETUDE DE CAS – charges externes de souffle sur une structure

Il est recherché la détermination des courbes de chargement de souffle sur le mur avant, les murs latéraux, le toit, et le mur arrière de la structure représentée sur la figure 5-11 pour un explosion en surface caractérisé par

- Le poids de l'explosif $w = 2500 \text{ Kg}$,
- La distance du mur avant $R = 27 \text{ m}$.
- La longueur de la structure $L = 15 \text{ m}$.
- La largeur de la structure $B = 10 \text{ m}$.
- La hauteur de la structure $H = 04 \text{ m}$.
- l'onde de choc est plane.

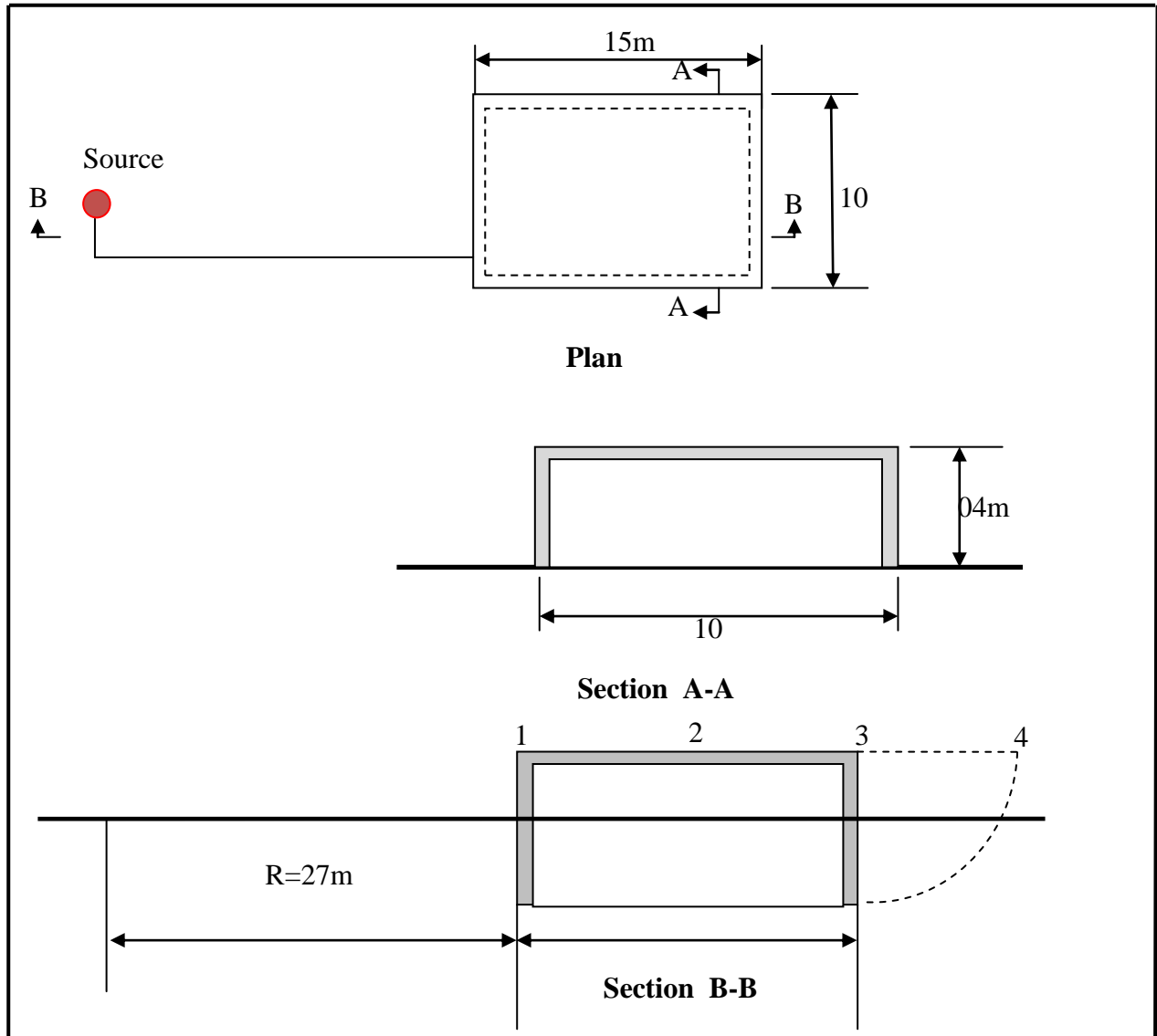


Figure 5-11 : Plan de la structure

Etape 1 : donnée $w = 2500 \text{ Kg}$, $R = 27\text{m}$.

Etape 2: déterminer les paramètres de l'onde de souffle en champ libre p_{so} , t_A , L_w et t_o aux points 1, 2, 3 et i_s au point 1.

Pour le point 1:

a- $\lambda = R / w^{1/3} = 27 / 2500^{1/3} = 1.989 \text{ m/kg}^{1/3}$.

b- déterminer les paramètres de l'onde de souffle en champ libre pour $\lambda = 1.989 \text{ m/kg}^{1/3}$ (figure 5-4).

$p_{so} = 330.91 \text{ kpa}$.

$t_A / w^{1/3} = 2.22 \text{ ms/kg}^{1/3}$, $t_A = 2.22 (2500)^{1/3} = 30.14 \text{ ms}$.

$L_w / w^{1/3} = 0.474 \text{ m/kg}^{1/3}$, $L_w = 0.477 (2500)^{1/3} = 6.482 \text{ m}$.

$t_o / w^{1/3} = 2.35 \text{ ms/kg}^{1/3}$, $t_o = 2.35 (2500)^{1/3} = 31.91 \text{ ms}$.

$i_s / w^{1/3} = 198.16 \text{ kpa.ms/kg}^{1/3}$ $i_s = 198.16 (2500)^{1/3} = 2689.07 \text{ kpa.ms}$.

c- Répéter les étapes 2a et 2b pour les points 2 et 3, les résultats obtenus sont présentés dans le tableau suivant:

Point	R	λ	p_{so}	$t_A / w^{1/3}$	t_A	$L_w / w^{1/3}$	L_w	$t_o / w^{1/3}$	t_o	i_s
	<i>m</i>	<i>m/kg^{1/3}</i>	<i>kpa</i>	<i>ms/kg^{1/3}</i>	<i>ms</i>	<i>m/kg^{1/3}</i>	<i>m</i>	<i>ms/kg^{1/3}</i>	<i>ms</i>	<i>Mpa-ms</i>
1	27	1.989	330	2.22	30.14	0.474	6.48	2.35	31.91	2.689
2	32	2.542	275.7	2.76	37.53	0.55	7.56	2.47	33.64
3	37	3.095	227.5	3.20	43.55	0.61	8.37	2.81	38.14

Tableau 5-2 : Caractéristiques de l'onde de souffle

Etape 3: déterminer la pression et l'impulsion réfléchies pour le mur avant (point 1).

- a- lire C_{ra} pour le $p_{so} = 330$ Kpa, et $\alpha = 0^\circ$ dans la figure 5-12.
 $C_{ra} = 3.8$ alors $p_{ra} = C_{ra} \times p_{so} = 3.8 \times 330 = 1254$ kpa.

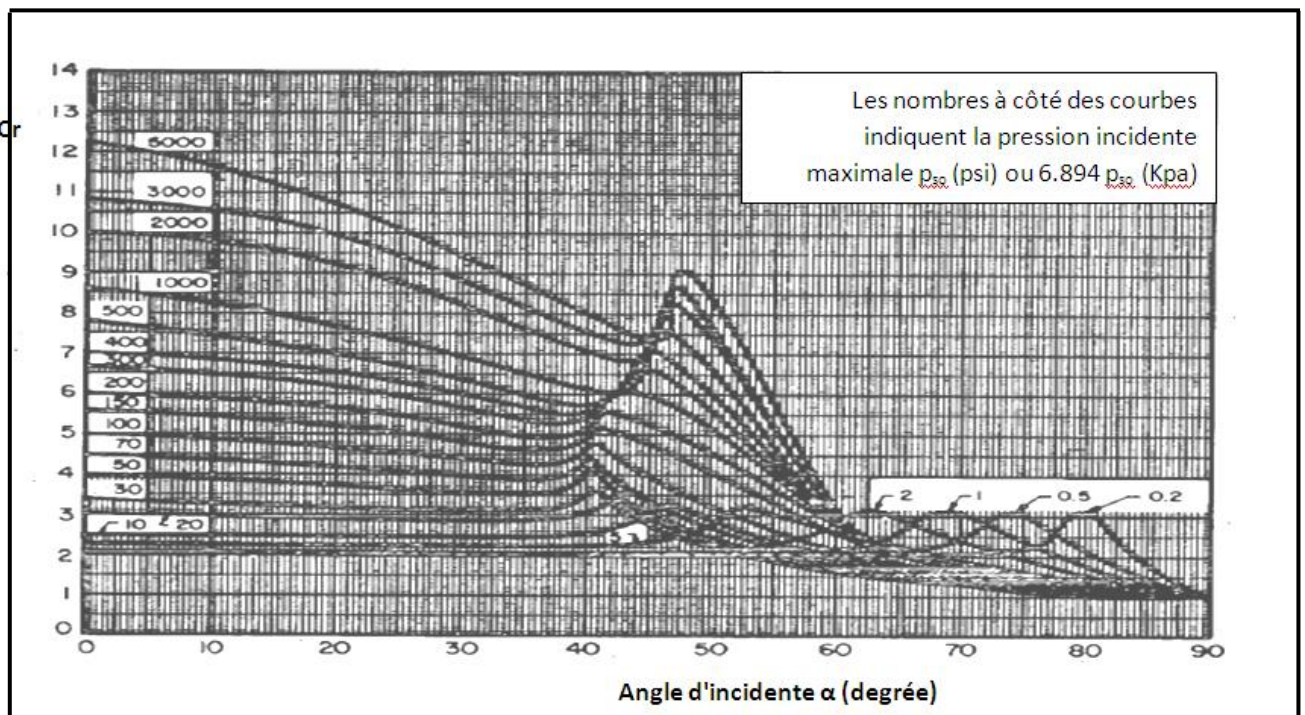


Figure 5-12 : Coefficient de réflexion C_r en fonction de l'angle d'incidence pour différentes valeurs de pressions incidentes maximales.

- b- Lire $i_{ra} / w^{1/3}$ pour $p_{so} = 330$ kpa et $\alpha = 0^\circ$ dans la figure 5-13.
 $i_{ra} / w^{1/3} = 342.28$ kpa.ms/ $kg^{1/3}$ alors $i_{ra} = 342.28 (2500)^{1/3} = 4644.76$ kpa.ms.

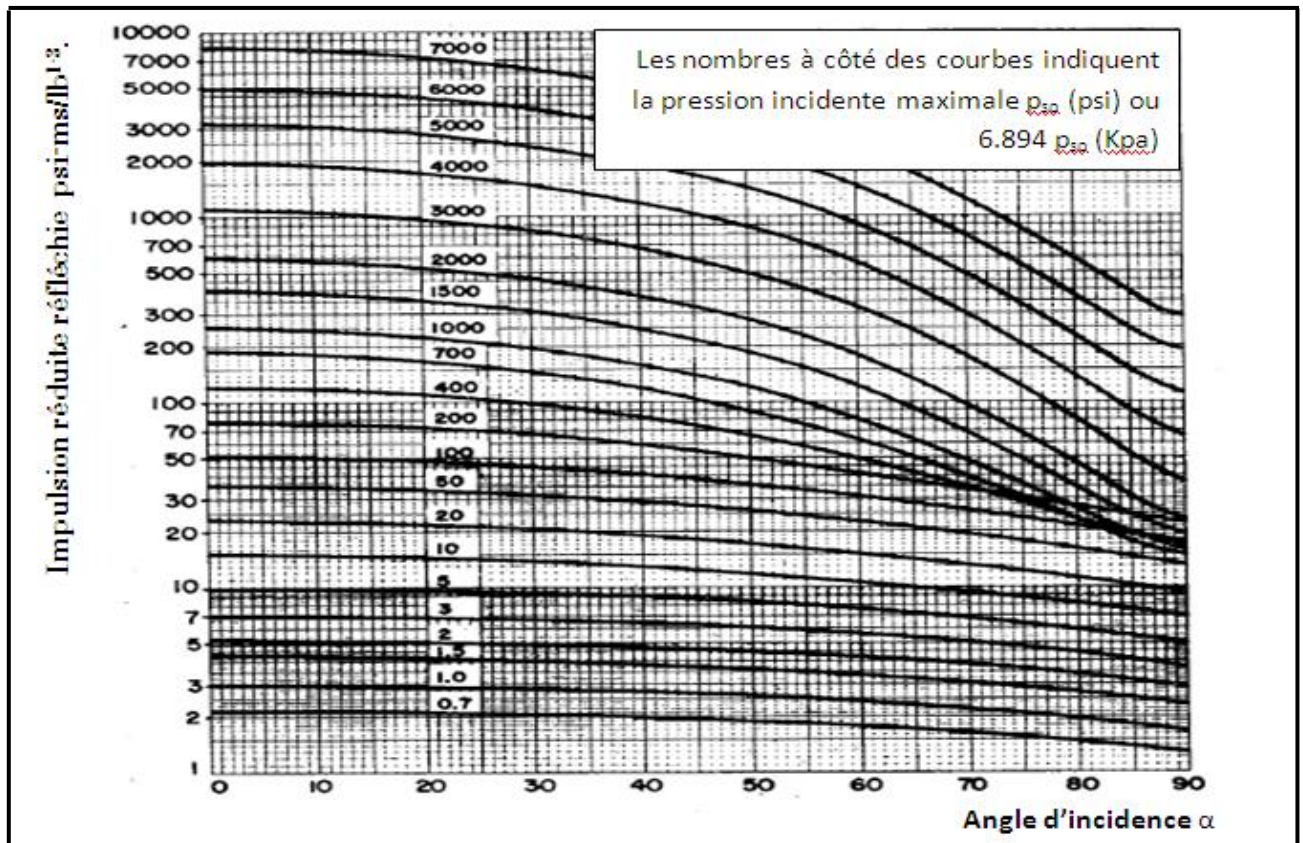


Figure 5.13 : Impulsion réduite réfléchie

Étape 4: chargement du mur avant, phase positive.

a- Calculer la vitesse du son dans la région réfléchie C_r en utilisant la figure 5-14 ci-dessous, (TM 5-1300.1990).

Pour $p_{so}=330$ kpa. $C_r = 0.527$ m/ms.

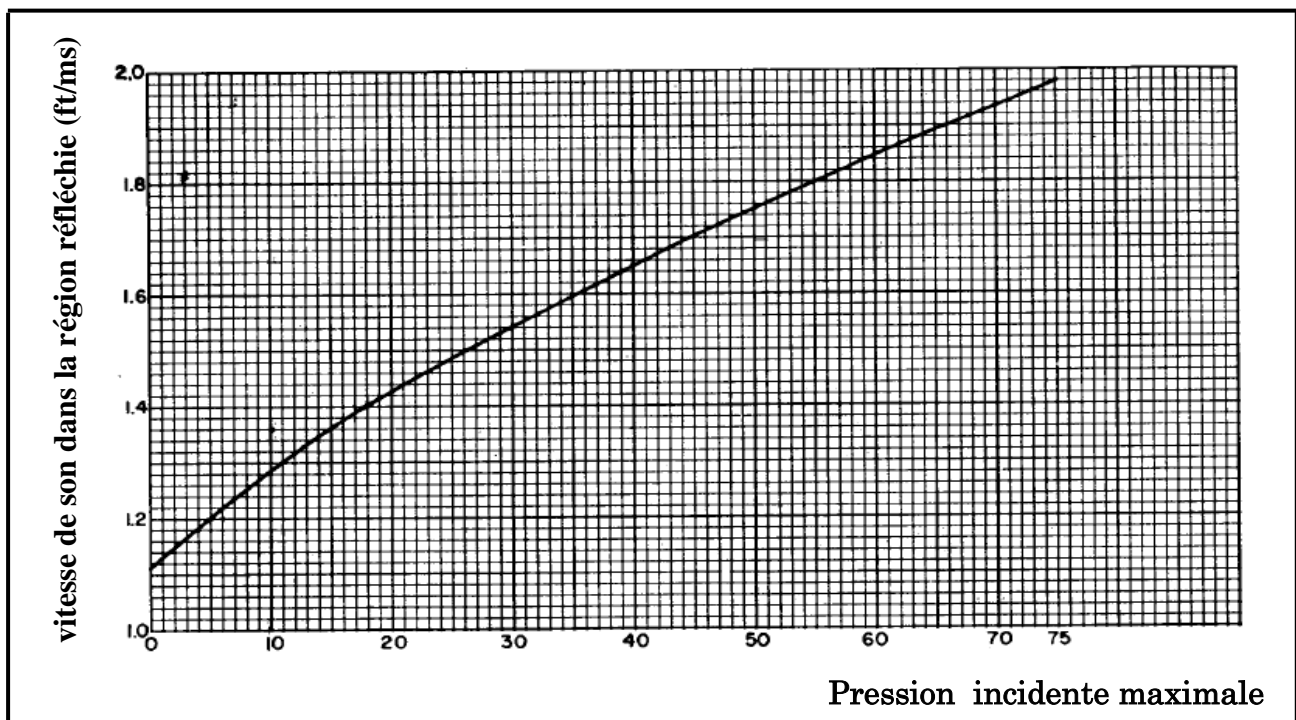
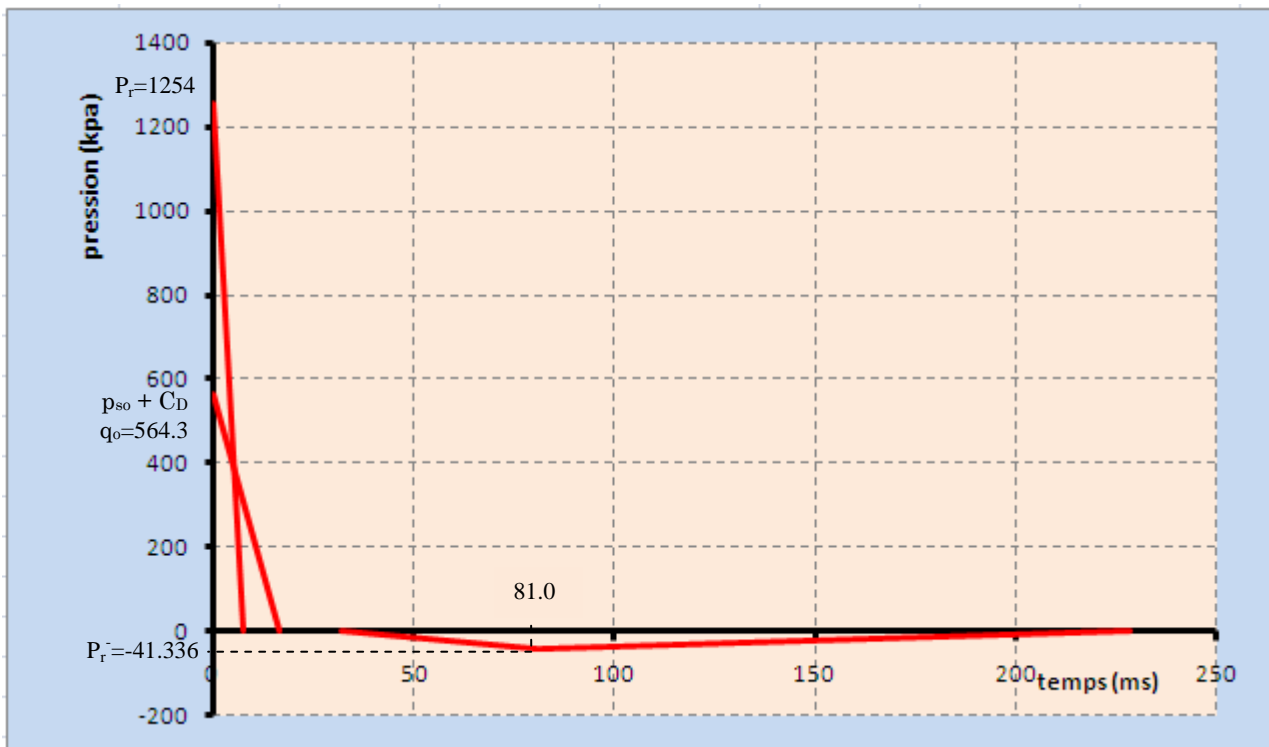


Figure 5-14 : vitesse du son C_r

- b- Calculer le temps de soulagement t_c avec l'équation 5-3.
 $t_c = 4 S / (1+R) C_r$
 Où
 $S = 4 \text{ m} < 10/2\text{m}$
 $G = 10 / 2 = 5\text{m} > 4.0 \text{ m}$
 $R = S/G = 4 / 5 = 0.8$
 Alors: $t_c = 4 \times 4 / (1 + 0.8) 0.527 = 16.86 \text{ ms}$.
- c- Calculer t_{of} avec l'équation 5-5. Utiliser l'impulsion de l'étape 2c.
 $t_{of} = 2 i_s / p_{so} = (2 \times 2689.07) / 330 = 16.29 \text{ ms}$.
- d- Déterminer q_o avec la figure 5-1 pour $p_{so} = 330\text{kpa}$.
 $q_o = 234.39 \text{ kpa}$.
- e- Calculer $p_{so} + C_D q_o$ avec l'équation 5-4:
 $C_D = 1.0$
 $p_{so} + C_D q_o = 330 + (1.0 \times 234.39) = 564.39 \text{ kpa}$
- f- Calculer t_{rf} de l'équation 5-5
 $t_{rf} = 2 i_{ra} / p_{ra} = 2 \times 4644.76 / 1254 = 7.407 \text{ ms}$
- g- construire la courbe (t-p) temps - pression. Figure 5-13.



Etape 5: chargement du mur avant, phase négative.

- a- Lire la valeur de λ correspond au $p_{ra} = 1254$ (étape 3a) et $i_{ra} / w^{1/3} = 365.280$ (étape 3b) de la figure 5-4 .
 $p_{ra} = 1254 \text{ kpa}$ puis $\lambda (p_{ra}) = 1.98 \text{ kpa}\cdot\text{ms} / \text{kg}^{1/3}$
 $i_{ra} / w^{1/3} = 342.28 \text{ kpa}\cdot\text{ms} / \text{kg}^{1/3}$ puis $\lambda (i_{ra} / w^{1/3}) = 2.18 \text{ kpa}\cdot\text{ms} / \text{kg}^{1/3}$
- b- Utiliser les valeurs λ de l'étape 5a et la figure 5-5 pour déterminer les valeurs de p_{ra}^- et i_{ra}^- (la pression maximale et l'impulsion de la phase négative).
 $\lambda (p_{ra}) = 1.98 \text{ kpa}\cdot\text{ms} / \text{kg}^{1/3}$ alors, $p_{ra}^- = 41.36 \text{ kpa}$.
 $\lambda (i_{ra} / w^{1/3}) = 2.18 \text{ kpa}\cdot\text{ms} / \text{kg}^{1/3}$ alors, $i_{ra}^- / w^{1/3} = 297.07 \text{ kpa}\cdot\text{ms} / \text{kg}^{1/3}$.
 Et $i_{ra}^- = 297.07 \times (2500)^{1/3} = 4031 \text{ kpa}\cdot\text{ms}$.

- c- Calculer la durée t_{rf}
 $t_{rf} = 2 i_{ra} / p_{ra} = 2 \times 4031 / 41.36 = 196.63 \text{ ms.}$
- d- Calculer le temps d'augmentation de la phase négative.
 $0.25 \times t_{rf} = 0.25 \times 196.63 = 49.15 \text{ ms}$
- e- construire la courbe temps pression de la phase négative (figure 5-15):
 $t_o = 31.91 \text{ ms,}$
 $t_o + 0.25 t_{rf} = 31.91 + 49.15 = 81.06 \text{ ms.}$
 $t_o + t_{rf} = 31.91 + 196.63 = 228.54 \text{ ms.}$

Étape 6: chargement de toit / mur latéral, la phase positive, (point 1 à 3) (figure 5-11).

- a- Calculer le rapport L_{wf} / L :
 $L = 15 \text{ m (point 1 à 3), } L_{wf} = 7.56 \text{ m (étape 2d)}$
Alors $L_{wf} / L = 7.56 / 15.0 = 0.504$
- b- Lire C_E , $t_d / w^{1/3}$ et $t_{of} / w^{1/3}$ pour $L_{wf} / L = 0.504$ et $p_{sof} = 275.7 \text{ kpa}$ (étape 2d. point 2)
 $C_E = 0.418$ figure 5-7
 $t_{of} / w^{1/3} = 4.83 \text{ ms / kg}^{1/3}$ (figure 5-8)
 $t_d / w^{1/3} = 0.653 \text{ ms / kg}^{1/3}$ (figure 5-9)
- c- Calculer $C_E p_{sof}$, t_d , et t_{of} en utilisant les résultats de l'étape 6b
 $C_E p_{sof} = 0.418 \times 275.7 = 115.24 \text{ kpa}$
 $t_{of} = 4.83 \times (2500)^{1/3} = 66.23 \text{ ms}$
 $t_d = 0.653 \times (2500)^{1/3} = 8.86 \text{ ms}$
- d- Déterminer q_o de la (figure 5-1) pour $C_E p_{sof} = 115.24 \text{ kpa}$
 $q_o = 55.12 \text{ kpa}$
- e- Calculer la pression positive maximale équation 2-12
 $C_D = -0.40$
 $C_E p_{sof} + C_D q_o = 115.24 + (-0.40 \times 55.12) = 93.19 \text{ kpa}$
- f- Construire le courbe temps - pression (figure 5-16).

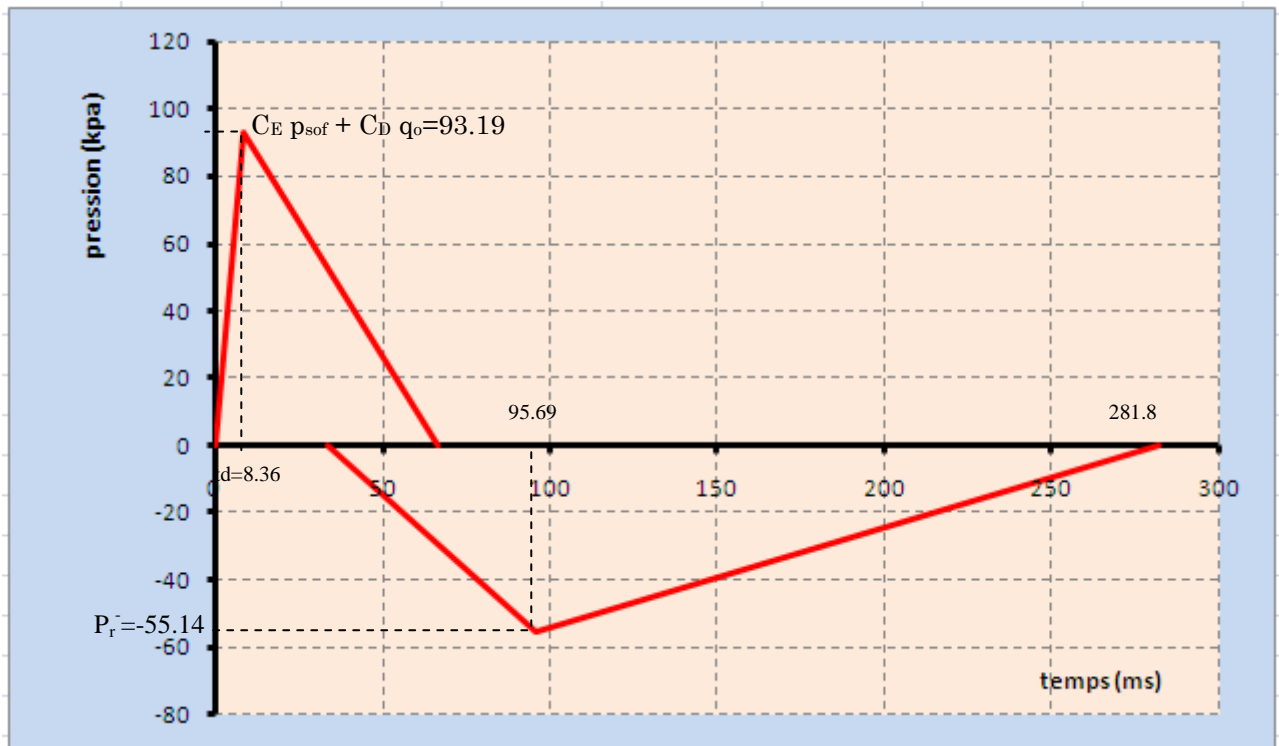


Figure 5-16 : Courbe du chargement de toit/ mur latéral

Étape 7: chargement de toit / mur latéral, la phase négative, calculer le chargement sur la moitié arrière du mur (point 2 à 3) (figure 5-11):

a- Lire les valeurs de C_E et $t_{of}/w^{1/3}$ pour $L_{wf}/L = 0.5$ (étape 6a). (figures 5-7 et 5-8 et 5-9) respectivement.

$$C_E = 0.21, \quad t_{of}/w^{1/3} = 18.28 \text{ms/kg}^{1/3}.$$

b- Calculer p_r et t_{of} :

$$p_r = C_E \times p_{sof} = 0.20 \times 275.7 = 55.14 \text{ kpa.}$$

$$t_{of} = 18.28 \times (2500)^{1/3} = 248.22 \text{ ms}$$

c- Calculer le temps d'augmentation de la phase négative

$$t_o = 0.25 \times t_{of} = 0.25 \times 248.22 = 62.05 \text{ ms}$$

d- Construire le courbe temps – pression de la phase négative (figure 5-14)

$$t_o = 33.64 \text{ ms (point 2, étape 2d).}$$

$$t_o + 0.25 t_{of} = 33.64 + 62.05 = 95.69 \text{ ms.}$$

$$t_o + t_{of} = 33.64 + 248.22 = 281.86 \text{ ms.}$$

Étape 8: calculer le chargement du mur arrière (point 3 à 4) supposé que le mur arrière est tourné jusqu' à une position horizontale.

a- Calculer le rapport L_w / L :

$$L = 4 \text{ m} \quad L_{wf} = 8.37 \text{ m (étape 2d).}$$

$$L_{wf} / L = 8.37 / 4 = 2.092$$

b- Lire les valeurs de C_E , $t_d/w^{1/3}$ et $t_{of}/w^{1/3}$ pour $L_{wf}/L = 2.092$ et $p_{sob} = 227.5 \text{ kpa}$ (étape 2d, point 3).

$$C_E = 0.67$$

figure 5-7

$$t_{of}/w^{1/3} = 2.23 \text{ ms/kg}^{1/3}$$

figure 5-8

$$t_d/w^{1/3} = 0.52 \text{ ms/kg}^{1/3}$$

figure 5-9

- c- Calculer $C_E p_{sof}$, t_d et t_{of}
 $C_E p_{sob} = 0.67 \times 227.5 = 152.42 \text{ kpa.}$
 $t_{of} = 2.23 \times (2500)^{1/3} = 30.26 \text{ ms.}$
 $t_d = 0.52 \times (2500)^{1/3} = 7.05 \text{ ms.}$
- d- Déterminer q_0 avec la figure 5-1 pour $C_E p_{sob} = 152.42 \text{ kpa.}$ $q_0 = 62.01 \text{ kpa.}$
- e- Calculer la pression maximale avec l'équation 5-7
 $C_D = -0.40$; $C_E p_{sob} + C_D q_0 = 152.42 + (-0.40 \times 62.01) = 127.6 \text{ kpa}$
- f- Construire le courbe temps pression (figure 5-18).

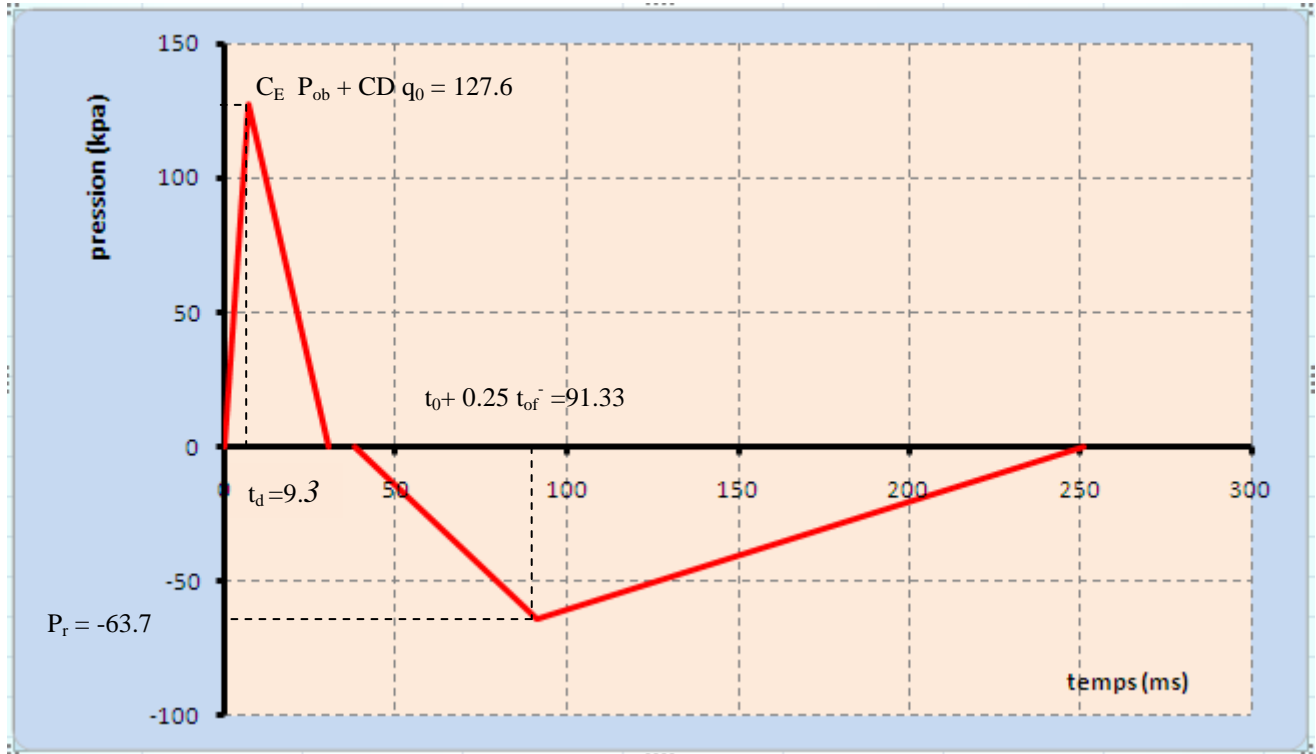


Figure 5-18 : Courbe du chargement du mur arrière

- g- Lire les valeurs de C_E et $t_{of}/w^{1/3}$ pour $L_w/L = 2.09$ (étape 9a) (figures 5-7 et 5-8 et 5-9). respectivement.
 $C_E = 0.28$
 $t_{of}/w^{1/3} = 15.67 \text{ ms / kg}^{1/3}$
- h- Calculer p_r et t_{of} :
 $p_r = C_E \times p_{sob} = 0.28 \times 227.5 = 63.7 \text{ kpa}$
 $t_{of} = 15.67 \times (2500)^{1/3} = 212.76 \text{ ms.}$
- i- Temps d'augmentation de la phase négative:
 $0.25 t_{of} = 0.25 \times 212.76 = 53.19 \text{ ms.}$
- j- construire la courbe temps pression de la phase négative (figure 5-18):
 $t_0 = 38.14 \text{ ms (point 3, étape 2d)}$
 $t_0 + 0.25 t_{of} = 38.14 + 53.19 = 91.33 \text{ ms}$
 $t_0 + t_{of} = 38.14 + 212.76 = 250.9 \text{ ms.}$

CHAPITRE VI- ANALYSE DYNAMIQUE DES STRUCTURES

Les chargements dynamiques sollicitant les structures sont typiques des phénomènes environnementaux, tels que le vent, l'explosion, le tremblement de terre, des vibrations induites par un équipement technique, ou facteurs opérationnels tels que la dynamique de machine... En termes analytiques, tous sont semblables en nature, mais peuvent avoir des propriétés particulières qui facilitent (ou gênent) le fonctionnement normal. L'analyse dynamique est en général effectuée dans le domaine fréquentiel et/ou temporel selon la nature de la structure, les matériaux et le chargement.

Les études dans le domaine de fréquence tendent à être les plus rentables, car elles exigent moins d'effort informatique. Il s'agit de déterminer les modes et la réponse modale. Il est possible de déterminer les réponses d'état d'équilibre" de la structure, supposée à comportement linéaire en utilisant la combinaison des modes, en utilisant une somme directe, somme absolue, somme de racine carrée (SRSS) ou combinaison quadratique (CQC).

L'analyse dans le domaine de temps est employée où l'analyse fréquentielle est inadéquate, où une réponse plus détaillée est demandée. Par exemple, elle est plus appropriée pour l'analyse des réponses structurales non linéaires.

L'analyse dans le domaine temporel peut se faire par l'intégration directe, en utilisant des schémas d'intégration implicites ou explicites, ou par la superposition de modes. L'analyse par la méthode de superposition des modes emploiera habituellement les résultats d'extraction des modes comme base fondamentale pour la solution temporaire. Les solutions d'intégration directe sont bien adaptées aux problèmes où les effets non linéaires sont susceptibles de prédominer.

VI-1 REPOSE DES STRUCTURES AU CHARGEMENT D'EXPLOSION

Les ingénieurs utilisent différentes méthodes pour la conception des structures au chargement de souffle, basées sur des calculs simplifiés, ou des programmes informatiques.

VI-1-1 SYSTEME A' UN SEUL DEGRE DE LIBERTE (S.D.O.F)

Les premières méthodes de conception des structures sous les effets de l'explosion sont basées sur le système a' un seul degré de liberté. Ce modèle représente une structure ou un élément structural par un point dans la structure. La résistance en ce point est également prise comme résistance pour toute la structure. L'équation du mouvement pour un système élastique linéaire est la suivante :

$$M \ddot{y}(t) + K y(t) = f(t) \quad (6-1)$$

Où:

- M : la masse ;
- K : la rigidité ;
- f(t) : force extérieur.

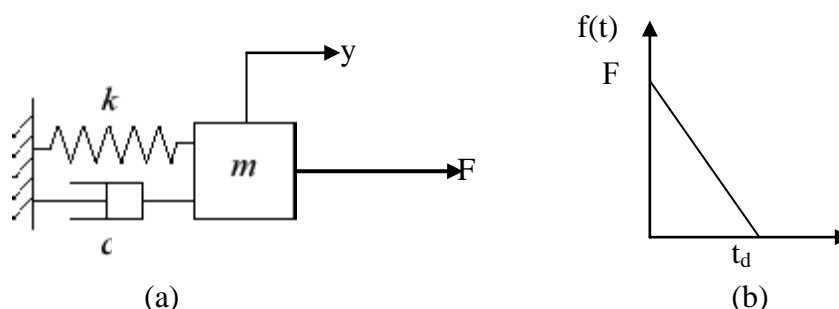


Figure 6-1 : (a) System SDOF, (b) Chargement de souffle

Le coefficient d'amortissement est considéré nul car la durée de chargement est très réduite par rapport à la période naturelle de la structure.

La fonction de chargement $f(t) = F (1 - (t/t_d))$

La solution de cette équation non amortie est donnée par l'intégrale de Duhamel, ou de convolution, qui donne les déflexions en fonction de temps.

$$y(t) = \frac{F}{K} [(1 - \cos\omega t) + 1/t_d ((\sin\omega t/\omega) - t)]$$

$$y(t) = y_{st} [(1 - \cos\omega t) + 1/t_d ((\sin\omega t/\omega) - t)] \quad (6-2)$$

Avec:

- ω : fréquence = $\sqrt{\frac{K}{M}}$;
- y_{st} : déplacement statique = $\frac{F}{K}$.

VI-1-2 SYSTEME A' UN SEUL DEGRE DE LIBERTE EQUIVALENT (SDOFE)

Cette méthode a été publiée en 1957 dans USACE manual "Design of Structures to Resist the Effects of Atomic weapons", EM 1110-345-415 "Principles of Dynamic Analysis and Design", and EM 1110-345-416 "Structural Elements Subjected to Dynamic Loads". Tandis que la méthode SDOF utilise la masse et la charge réelle dans le système, cette méthode détermine la masse équivalente, la résistance équivalente et le chargement équivalent pour le système masse-ressort représentant la distribution de la masse de la structure et du chargement de système.

L'équation du mouvement pour ce système (SDOFE) équivalent est donnée par l'équation 6-3. Elle peut être résolue de la même façon que le modèle SDOF. L'analyse de l'équation tient compte des facteurs de transformation de chargement K_L , de masse K_M et de résistance K_L . (Le facteur de transformation de charge et de résistance est identique)

$$M_e \ddot{y} + K_e y = F_e(t) \quad (6-3)$$

$$K_M M \ddot{y} + K_L K y = K_L F(t) \quad (6-4)$$

Où

- K_M : facteur de transformation de masse ;
- K_L : facteur de transformation de charge/ résistance ;
- M : masse totale ;
- K : rigidité ;
- F : charge totale.

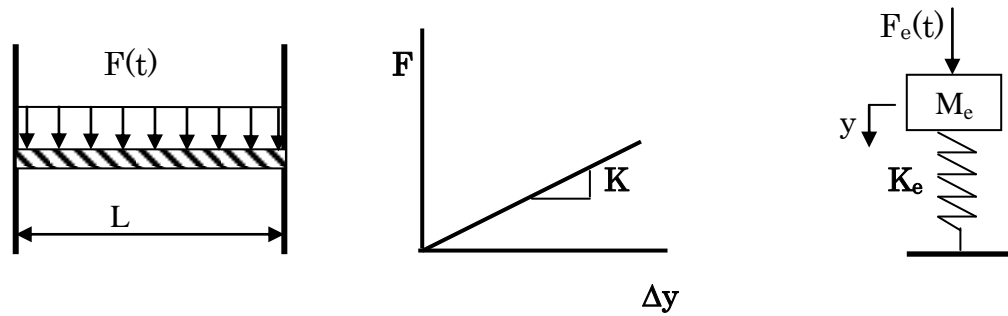


Figure 6-2 : Système à un seul degré de liberté équivalent (SDOFE)

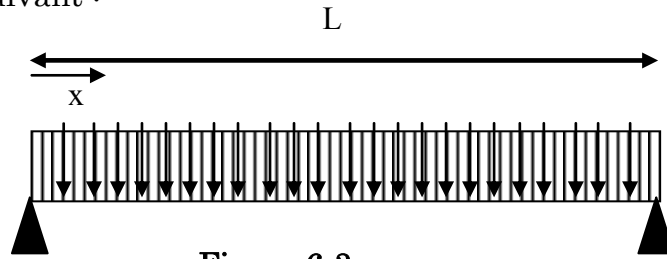
Le tableau suivant représente des valeurs de K_L et K_M et K_{LM} .

Conditions aux limites et les types de chargements	Domaine de comportement	Facteur de charge K_L	Facteur de masse K_M	Facteur charge-masse K_{LM}
	Elastique plastique	0.64 0.50	0.50 0.33	0.78 0.66
	Elastique plastique	1.0 1.0	0.49 0.33	0.49 0.33
	Elastique Elasto-plastique plastique	0.58 0.64 0.50	0.45 0.50 0.33	0.78 0.78 0.66
	Elastique Elasto-plastique plastique	1.0 1.0 1.0	0.43 0.49 0.33	0.78 0.78 0.66
	Elastique Elasto-plastique plastique	0.53 0.64 0.50	0.41 0.50 0.33	0.77 0.78 0.66
	Elastique plastique	1.0 1.0	0.37 0.33	0.37 0.33
	Elastique plastique	1.0 1.0	0.24 0.33	0.24 0.33
	Elastique plastique	1.0 1.0	0.24 0.33	0.24 0.33
	Elastique plastique	0.87 1.0	0.52 0.56	0.60 0.56

Tableau 6-1: Les valeurs de K_L et K_M et K_{LM} . Pour des éléments poutres.

VI-1-2-1 Exemple de détermination des coefficients K_L et K_M :

On a le système suivant :



L= 5 m;
P = 1 KN/m;
M= 0.375 t/m.

Figure 6-3 -a

A- Domain élastique:

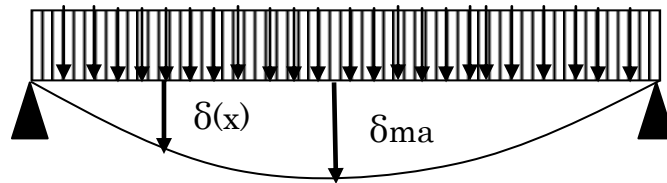


Figure 6-3 -b Déflexion de la poutre dans le domaine élastique

- La déflexion maximale de mi-poutre est donnée par la formule suivante:

$$\delta_{max} = 5P L^4 / 384 \quad (6-5)$$

- La fonction de déflexion de la poutre est donnée par la formule suivante

$$\delta(x) = P (L^3 - 2Lx^2 + x^3) / 24EI \quad (6-6)$$

- Détermination de la fonction de déformée.

$$\Phi(x) = \delta(x) / \delta_{max} = 16 (xL^3 - 2Lx^3 + x^4) / 5L^4 \quad (6-7)$$

- Détermination de la force équivalente

$$F_E = \int_0^L P \Phi(x) dx = (16/ 5L^4) [(x^2L^3/2) - (2Lx^4 / 4) + (x^5 / 5)]_0^L$$

$$F_E = 3.2 \text{ KN}$$

$$K_L = F_E / F = 3.2 / 5$$

$$K_L = 0.64$$

- Détermination de la masse équivalente:

$$M_E = \int_0^L M \Phi^2(x) dx = 0.375 (256/25L^8) \int_0^L (xL^3 - 2Lx^3 + x^4)^2 dx$$

$$M_E = 0.9375 \text{ t}$$

$$K_M = M_E / M = 0.9375 / 1.875$$

$$K_M = 0.5$$

B- Domain plastique:

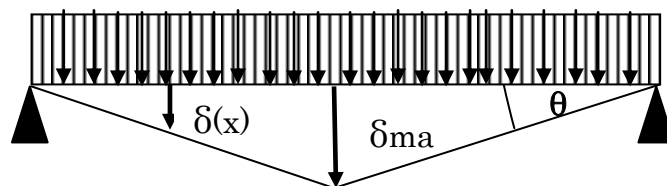


Figure 6-3 -c Déflexion de la poutre dans le domaine plastique

- La déflexion maximale de mi-poutre est donnée par la formule suivante:

$$\delta_{\max} = (L/2) \tan \theta \quad (6-8)$$

- La fonction de déflexion de la poutre est donnée par la formule suivante

$$\delta(x) = x \tan \theta \quad (6-9)$$

- Détermination de la fonction de déformée.

$$\Phi(x) = \delta(x) / \delta_{\max} = x \tan \theta / (L/2) \tan \theta = 2x / L \text{ et } x < L/2 \quad (6-10)$$

- Détermination de la force équivalente

$$F_E = \int_0^L P \Phi(x) dx = 2[x^2/L]_0^{L/2} = 2.5$$

$$F_E = 2.5 \text{ KN}$$

$$K_L = F_E / F = 2.5 / 5$$

$$K_L = 0.50$$

- Détermination de la masse équivalente:

$$M_E = \int_0^L M \Phi^2(x) dx = 0.375 (8/L^2) \int_0^{L/2} x^2 dx$$

$$M_E = 0.61875 \text{ t}$$

$$K_M = M_E / M = 0.61875 / 1.875$$

$$K_M = 0.33$$

VI-1-3 METHODE DES DIAGRAMMES DE REPONSE

Des courbes normalisées ont été déterminées pour faciliter le calcul de déflexion maximale pour des chargements dynamiques. La réponse d'un système structural est définie en termes de sa déflexion maximum X_m et le temps t_m pour atteindre cette déflexion. La charge dynamique est définie par sa valeur maximale p et la durée T tandis que le système à un seul degré de liberté (SDOF) est défini par sa résistance ultime r_u , sa déflexion élastique X_E et la période naturelle T_N . Les diagrammes de réponse relient les propriétés dynamiques de la charge de souffle (p et T) à celles de l'élément (r_u , X_E , T_N), sous forme X_m / X_E et t_m / T , ils sont tracés comme fonction de r_u / p et de T / T_N .

Les diagrammes de réponse ont été déterminés pour des charges simplifiées telle que chargement triangulaire, rectangulaire... La charge dynamique la plus notable utilisée dans les analyses des structures soumises aux effets de l'explosion était la charge triangulaire instantanément appliquée (temps de montée nul).

Pour obtenir la réponse d'un système élastique linéaire, il est commode de considérer le concept du facteur de chargement dynamique DLF. Ce facteur est défini comme le rapport de la déflexion dynamique maximum à la déflexion qui aurait résulté de l'application statique de la charge maximale p . Il est donné par

$$DLF = X_m / X_s \quad (6-11)$$

Où X_m = déflexion dynamique maximum.

X_s = déflexion statique ou, le déplacement produit par le système quand la charge p est appliqué statiquement.

A partir des déflexions, les forces et les contraintes dans un système élastique sont déterminées proportionnellement aux déflexions. Le DLF peut être aussi considéré comme étant le rapport de la résistance dynamique maximum atteinte à la charge maximale p :

$$DLF = r / p \tag{6-12}$$

Où r = la résistance dynamique maximale.
 P = charge maximale appliquée.

Le facteur de chargement dynamique et le rapport de temps t_m/T sont tracés en fonction du rapport de temps T/T_N pour un chargement triangulaire et un chargement rectangulaire.

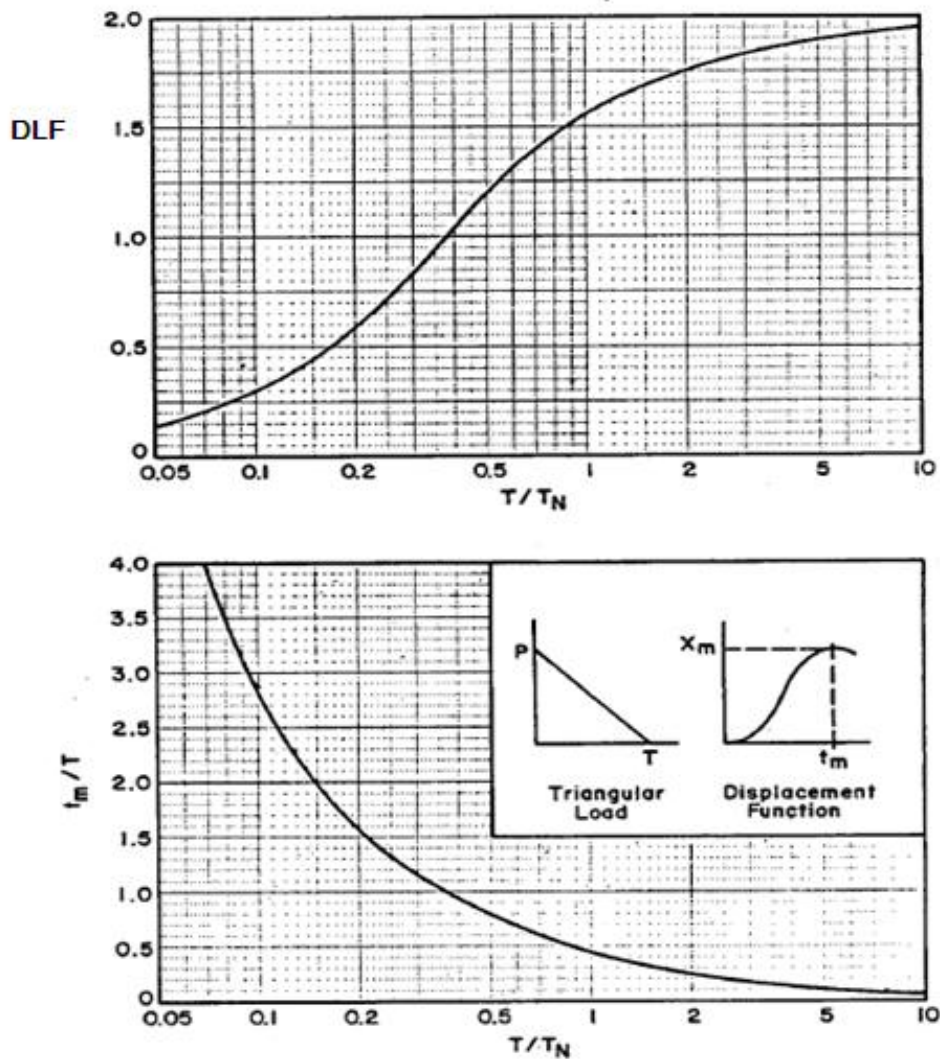


Figure : 6-4 : Réponse élastique maximale d'un système SDOF pour un chargement triangulaire

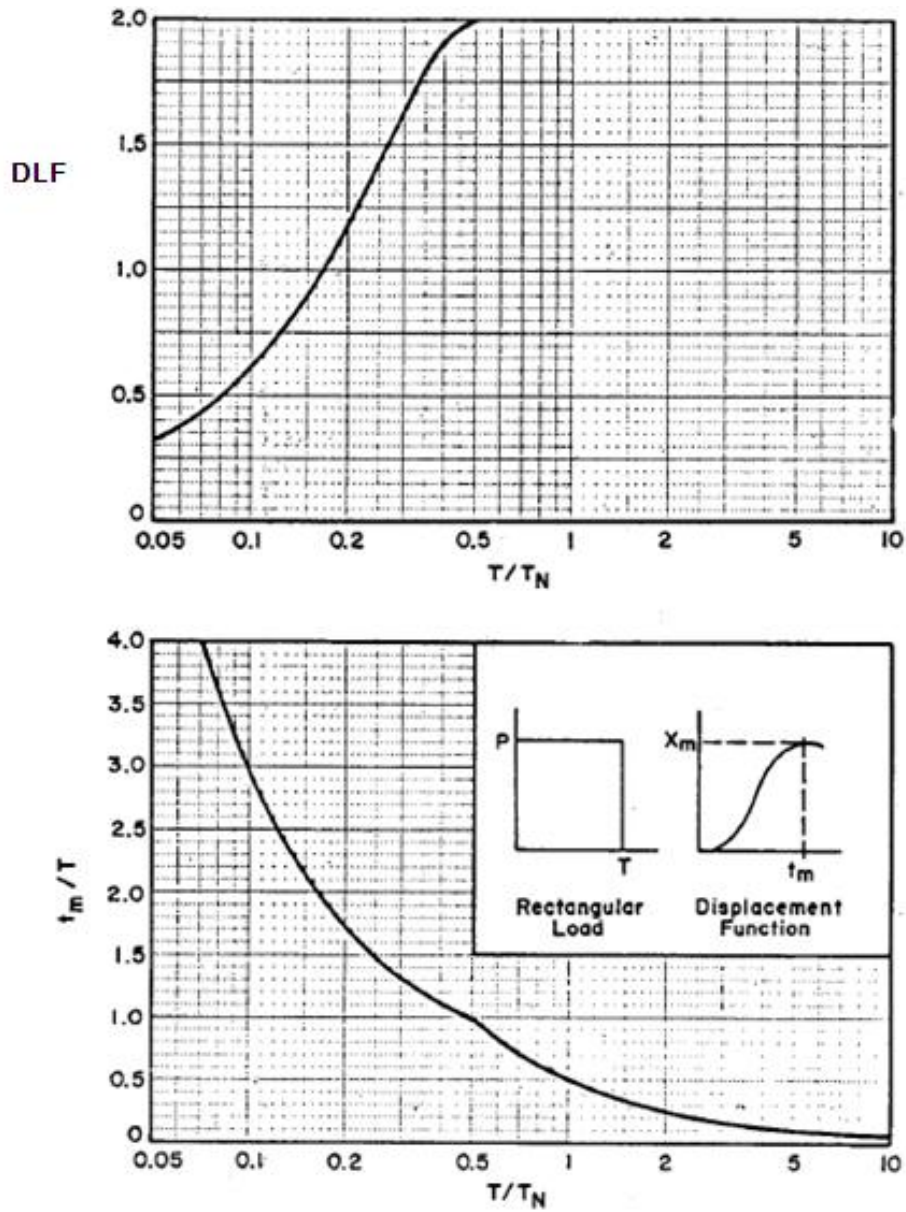


Figure 6-5 : Réponse élastique maximale d'un système SDOF pour un chargement rectangulaire

VI-1-4 METHODES NUMERIQUES

Il y a plusieurs méthodes qui peuvent être utilisées pour intégrer numériquement l'équation (6-3), mais les deux méthodes les plus appliquées à ce problème sont la méthode d'accélération moyenne, et la méthode d'extrapolation d'impulsion d'accélération.

VI-1-4-1 Méthode d'accélération moyenne

Dans la méthode d'accélération moyenne, la vitesse et le déplacement pour chaque instant t sont exprimés comme suite:

$$v_t = v_{t-1} + 1/2 (a_t + a_{t-1}) \Delta t \quad (6-13)$$

$$y_t = y_{t-1} + 1/2 (v_t + v_{t-1}) \Delta t \quad (6-14)$$

Substitutions l'équation 6-13 dans l'équation 6-14

$$y_t = y_{t-1} + v_{t-1} \Delta t + 1/4 (a_t + a_{t-1}) \Delta t^2 \quad (6-15)$$

Substitutions les équations 6-13 et 6-14 dans l'équation 6-3, on obtient :

$$F - k [y_{t-1} + 1/2 (v_t + v_{t-1}) \Delta t] - c [v_{t-1} + 1/2 (a_t + a_{t-1}) \Delta t] = Ma \quad (6-16)$$

L'équation 6-16 peut s'écrire:

$$a_t = (1/[m + (1/2) c \Delta t + (1/4) k \Delta t^2]) \cdot [F - k (y_{t-1} + v_{t-1} \Delta t + 1/4 a_{t-1} \Delta t^2) - c (v_{t-1} + 1/2 a_{t-1} \Delta t)] \quad (6-17)$$

VI-1-4-2 Méthode d'extrapolation de l'impulsion d'accélération

Supposons que l'accélération du système est définie par la figure 6-6 a. La méthode d'extrapolation de l'impulsion d'accélération suppose que la courbe réelle d'accélération peut être remplacée par une série d'impulsions équidistantes se produisant à $t_0, t_1, t_2, t_3, t_4, \dots$.

La magnitude de l'impulsion d'accélération à t_n est donnée par

$$I(t_n) = a_n (\Delta t) \quad (6-18)$$

Où $(t_1 - t_0) = (t_2 - t_1) = (t_3 - t_2) \dots (t_n - t_{n-1})$ (Figure 6-6),

Quand une impulsion est appliquée à t_n , il y a une discontinuité dans la valeur de la vitesse à t_n . Dans l'intervalle du temps compris entre t_n et t_{n-1} , la vitesse est constante, et le déplacement varie linéairement.

Supposons t_n^- et t_n^+ indiquer le temps immédiatement avant et après l'application de l'impulsion à t_n , et v_n^- et v_n^+ indiquer respectivement la vitesse à t_n^- et t_n^+ , ces deux vitesses sont reliées par l'équation suivante:

$$v_n^+ = v_n^- + a_n (\Delta t) \quad (6-19)$$

La relation entre y_{n-1} et y_n et entre y_n et y_{n+1} est donné par:

$$y_n - y_{n-1} = v_n^- (\Delta t). \quad (6-20-a)$$

$$y_{n+1} - y_n = v_n^+ (\Delta t). \quad (6-20-b)$$

Combinons l'équation 6-18 et 6-19, les trois déplacements successifs sont reliés par

$$y_{n+1} = 2 y_n - y_{n-1} + a_n (\Delta t)^2 \quad (6-21)$$

C'est la formule de base de la méthode de l'extrapolation de l'impulsion d'accélération. Une fois que les valeurs de y à t_{n-1} et t_n sont connues, la valeur à t_{n+1} peut être calculée directement.

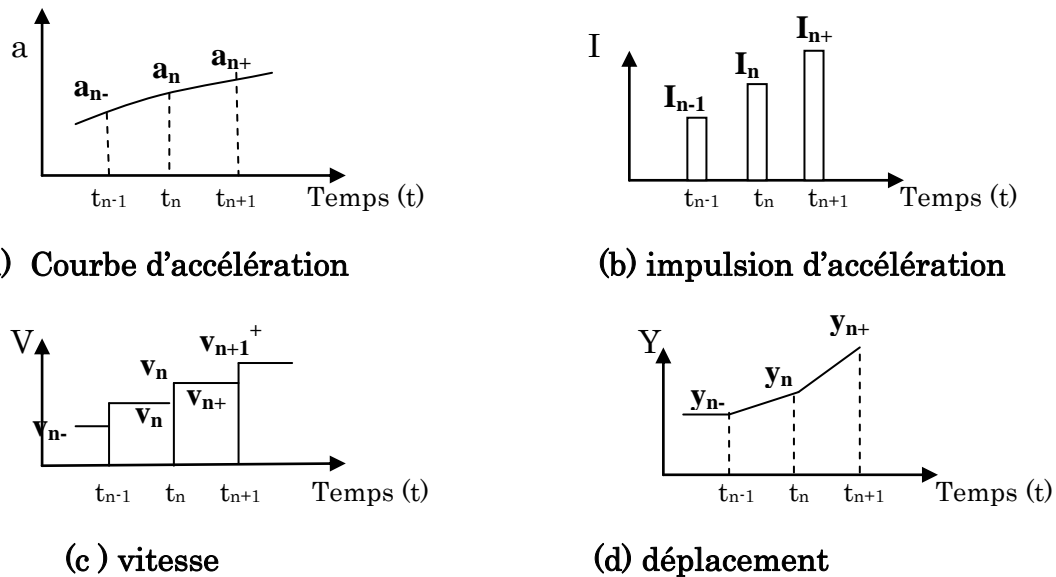


Figure 6-6 : Méthode d'extrapolation de l'impulsion d'accélération

Il est nécessaire, toutefois d'employer un procédé spécial dans le premier intervalle parce que, à $t = 0$ aucune valeur de y_{n-1} est disponible. Deux différents procédés peuvent être utilisés. Le premier suppose que l'accélération varie linéairement jusqu'à la première station de temps. Le déplacement de système a ce moment peut être exprimé par:

$$y = (1/6) (2a_0 + a_1) (\Delta t)^2 . \quad (6-22)$$

Le deuxième suppose que l'accélération soit constante pendant le premier intervalle de temps, le déplacement est donné par la relation suivante:

$$y = (1/2) a_0 (\Delta t)^2 \quad (6-23)$$

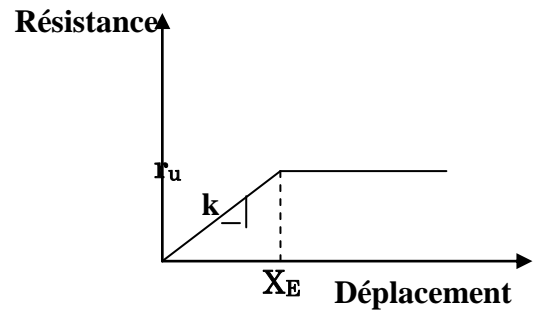
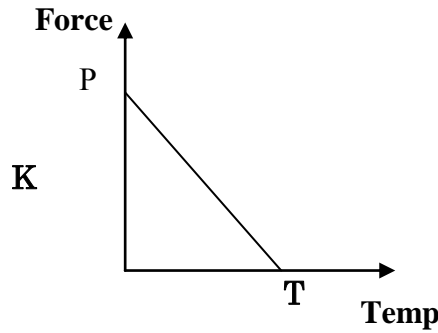
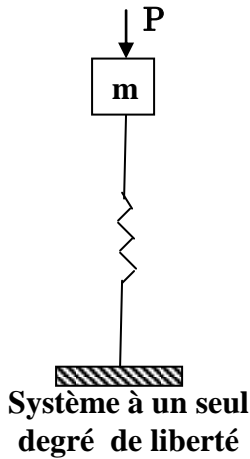
VI-1-4-3 Etude d'un exemple analytique

Objet : calcul de la réponse maximum et le temps correspond à un système à un seul degré de liberté soumis à une charge de souffle, en utilisant les méthodes suivantes :

- A- méthode numérique ;
- B- diagrammes de réponse.

A- Résolution par la méthode numérique (méthode d'extrapolation de l'impulsion d'accélération)

Etape 1 : les donnés



- $m = 15000 \text{ Kg}$;
- $k = 59217.620 \text{ KN/m}$;
- $r_u = 2400 \text{ KN}$;
- $X_E = 0,0405\text{m}$;
- $T = 0,01 \text{ sec}$;
- $P = 2000 \text{ KN}$.

Etapes 2 : la période Naturelle de vibration et le pas de temps.

$$T_N = 2\pi \sqrt{\frac{m}{k}} = 0.10 \text{ sec}$$

$$dt = 0.01 \text{ sec}$$

Etapes 3 : construction du tableau comme indiqué ci-dessous.

	2	3	4	5	6	7	8	9	10
n	T (sec)	P_n (N)	R_n (N)	$P_n - R_n$ (N)	$a_n = (P_n - R_n)/m$ (m/sec ²)	$a_n(dt)^2$ (m)	$2X_n$ (m)	X_{n-1} (m)	X_{n+1} (m)
0	0	2000000	0	2000000	133,3333	0,01333	0,00000	0,000000	0,006667
1	0,01	1800000	394784,133	1405215,87	93,6810	0,00937	0,01333	0,000000	0,022701
2	0,02	1600000	1344325,19	255674,805	17,0449	0,00170	0,04540	0,006667	0,040441
3	0,03	1400000	2394802,61	-994802,61	-66,3201	-0,00663	0,08088	0,022701	0,051548
4	0,04	1200000	2400000	-1200000	-80	-0,00800	0,10310	0,040441	0,054655
5	0,05	1000000	2400000	-1400000	-93,3333	-0,00933	0,10931	0,051548	0,048429
6	0,06	800000	2400000	-1600000	-106,6667	-0,01067	0,09686	0,054655	0,031536
7	0,07	600000	2400000	-1800000	-120	-0,01200	0,06307	0,048429	0,002644
8	0,08	400000	2400000	-2000000	-133,33	-0,013	0,00529	0,031536	-0,0395
9	0,09	200000	2400000	-2200000	-146,6667	-0,0146	-0,0791	0,0026	-0,0964

$$P_n = f(t_n) = P [1 - (n \cdot dt / T)]$$

$$R_n = \begin{cases} KX_n & \text{si } X_n < X_E \\ r_u & \text{si } X_n > X_E \end{cases}$$

- $$X_{n+1} = 2X_n - X_{n-1} + a_n(dt)^2$$

• Pour n=0 $X_{n+1}(\text{colonne 10}) = X_{0+1} = X_1 = (1/2) a_0 (dt)^2$
 $= (1/2) (0.0136)$
 $= 0.0066 \text{ m}$
- Pour n=1 $2 X_n(\text{colonne 8}) = 2 X_1 = 2 [(1/2) a_0(dt)^2]$
 $= 0.0133\text{m}$
 $X_{n-1}(\text{colonne 9}) = X_0 = 0.00$
 $X_{n+1}(\text{colonne 10}) = X_2 = 2X_1 - X_0 + a_1(dt)^2$
 $= 0.0227 \text{ m}$
- Pour n=2 $2 X_n(\text{colonne 8}) = 2 X_2 = 0.0454 \text{ m}$
 $X_{n-1}(\text{colonne 9}) = X_1 = 0.0066\text{m}$
 $X_{n+1}(\text{colonne 10}) = X_3 = 2X_2 - X_1 + a_2(dt)^2$
 $= 0.0404\text{m}$

Pour n= 3, 4, 5, ... on répète les mêmes procédures.
 $X_{\text{max}} = 0.0546\text{m} \quad t_m = 0.04 \text{ sec}$

Solution : partie (b) - à l'aide des diagrammes de réponse

Étapes 1 : la même que l'étape 1 de la partie (a)

Étapes 2 : détermination des paramètres à dimensionnels

a- la période Naturelle de vibration.

$$T_N = 2\pi \sqrt{\frac{m}{k}} = 0.10 \text{ sec}$$

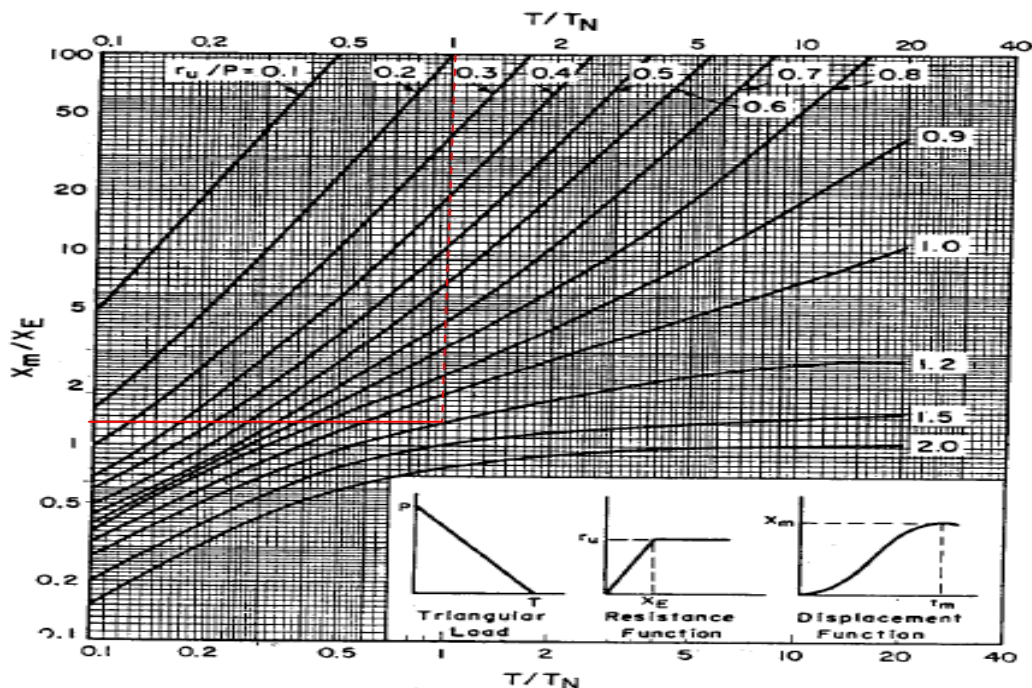
b- le rapport de la durée de chargement de souffle T sur la période naturelle

$$T/T_N = 0.10 / 0.10 = 1.0$$

c- le rapport de la résistance maximum r_u sur la charge maximum P

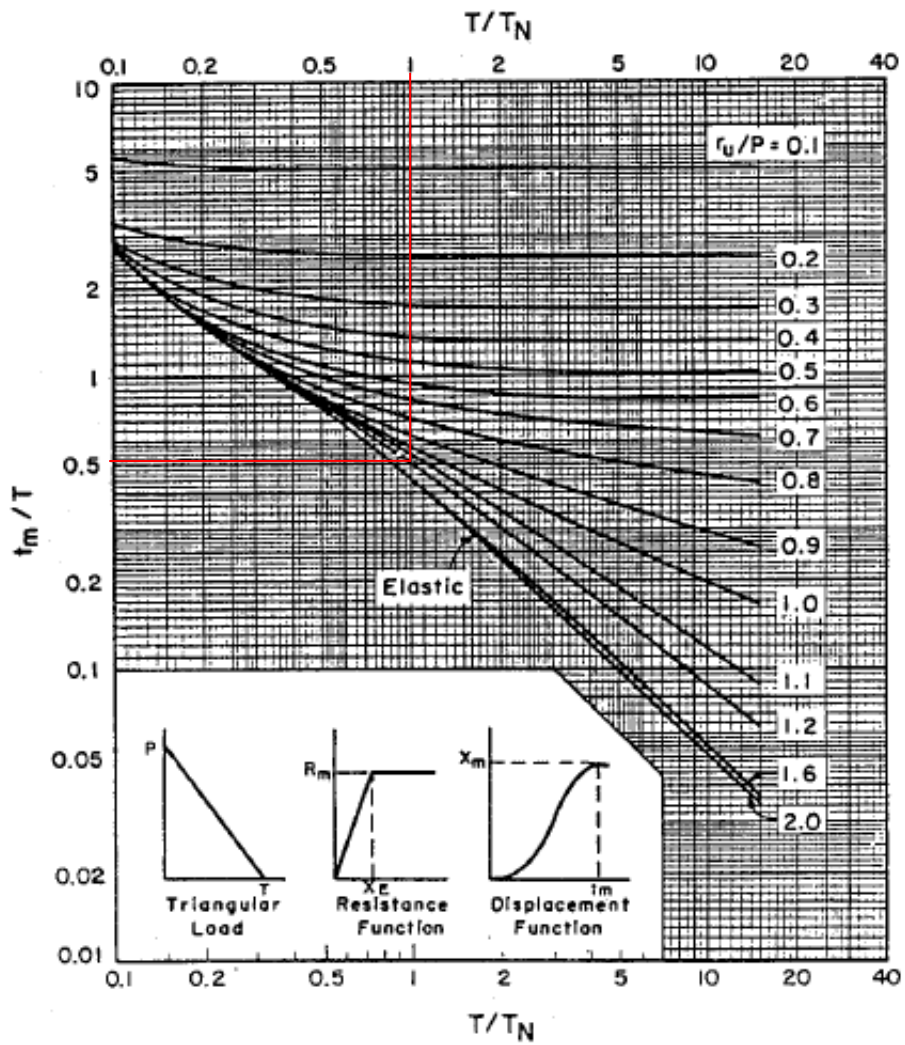
$$r_u / P = 2400/2000 = 1.20$$

Étapes 3 : En utilisant les figures suivantes pour calculer X_m / X_E et t_m/T en fonction de T / T_N et r_u / P



Pour $T / T_N = 1$ et $r_u / P = 1.2$

$$X_m / X_E = 1.3$$



$$t_m/T = 0.47$$

Etapes 4 : calcul de X_m et t_m .

$$X_m = 1.3 X_E = 1.3 (r_u/k) = 1.3 \times 0.0405 = 0.0526 \text{ m}$$

$$t_m = 0.48 \quad T = 0.048 \text{ sec}$$

VI-1-5 MODELISATION PAR LA METHODE DES ELEMENTS FINIS

Avec l'avènement de l'ordinateur comme outil de calcul dans l'analyse dynamique des structures, la méthode des éléments finis est largement utilisée, Ce chapitre présente les programmes et les procédures utilisées dans l'évaluation de la réponse dynamique des structures sous chargement d'explosion.

VI-1-5-1 Revue du programme ANSYS

L'analyse par éléments finis est une méthode numérique d'analyse des structures discrétisées sous forme d'un assemblage d'éléments finis connectés aux nœuds. L'ordinateur résout les équations d'équilibre et de compatibilité simultanément en utilisant différents schémas d'intégration numérique pour analyser le comportement de la structure. En général le nombre, la taille, et la forme des éléments contrôlent les résultats du programme de calcul.

ANSYS a été créé en 1970 par Dr. John Swanson (Swanson Analysis Systems, Inc.) ANSYS permet l'analyse statique et dynamique des structures (linéaire et non linéaire), des problèmes de transfert thermique, de mécanique des fluides, et des problèmes acoustiques.

Le produit ANSYS LS-DYNA est une combinaison du programme explicite des éléments finis LS-DYNA avec les phases Préprocesseur et Postprocesseur du programme ANSYS. Il a été présenté pour la première fois en 1996, Il s'agit d'une simulation structurale dynamique explicite non linéaire. La méthode de solution utilisée par ce programme fournit des solutions pour, les chargements à court durée et de grande déformation, les problèmes quasi statiques en grandes déformations et de non linéarités multiples, les problèmes complexes de contact/impact et y compris aussi les chocs et les explosions.

Pour l'usage d'ANSYS, trois étapes principales doivent être exécutées à savoir :

- Construction du modèle (Préprocesseur /Preprocessing);
- Application des chargements et obtention des résultats (Chargement et résolution/ Loading and Solution)
- Revue des résultats (Postprocesseur /Postprocessing).

Des modèles bidimensionnels ou tridimensionnels de structures entières ou des parties de la structure peuvent être traité, La symétrie peut également être utilisée pour simplifier la construction du modèle.

A- Construction du modèle (Préprocesseur)

La première étape dans une analyse dynamique explicite, est la construction du modèle qui représente le système physique à analyser. Dans le préprocesseur, on accomplit les tâches suivantes :

- Définir les types d'élément et les constantes réelles;
- Spécifier les modèles matériels ;
- Définir le modèle géométrie ;
- Discrétiser le modèle.

Les éléments disponibles qui peuvent être utilisés dans une analyse dynamique explicite, sont seulement les suivants : *LINK160, BEAM161, PLANE162, SHELL163, SOLID164, COMBI165, MASS166, LINK167, SOLID168*

Tous ces éléments sont 3-D excepté *PLANE162*.

Pour chaque type d'élément inclus dans le modèle, on doit déterminer les constantes réelles qui sont nécessaires, par exemple pour l'élément BEAM161 on doit déterminer le numéro d'élément, le facteur de cisaillement et les dimensions des sections à chaque nœud ainsi que le choix de la position de la surface de référence (Figure 6-7).

On note que les chargements de souffle, sont caractérisés par des vitesses de chargement plus élevées (régime de chargement impulsif), par conséquent, les propriétés mécaniques des matériaux seront changées. Lors de notre présente étude, nous avons utilisé seulement les caractéristiques statiques des matériaux.

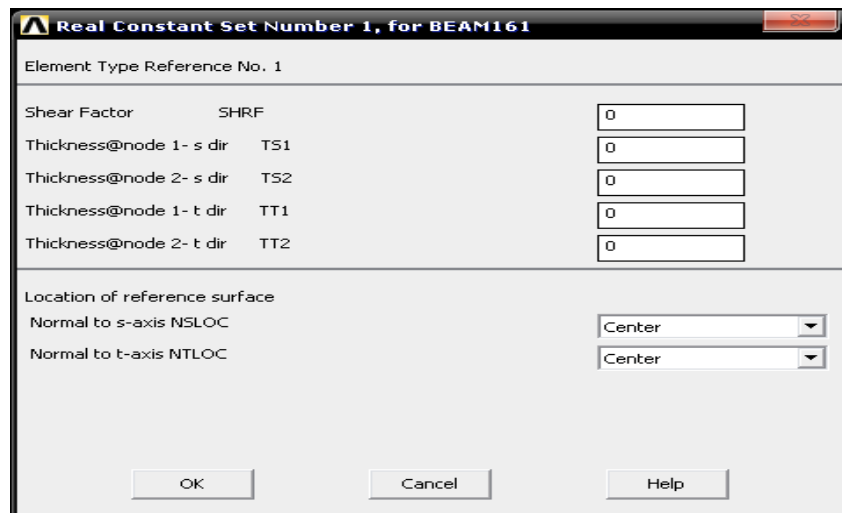


Figure 6-7 Les constantes réelles pour l'élément *Beam 161*

Dans ce programme, Il y a de nombreux modèles matériels disponibles pour l'utilisateur dans une analyse dynamique explicite. Dès que le choix du modèle à utiliser est fixé, on doit définir toutes les propriétés matérielles nécessaires liées à ce modèle (Figure 6-8).

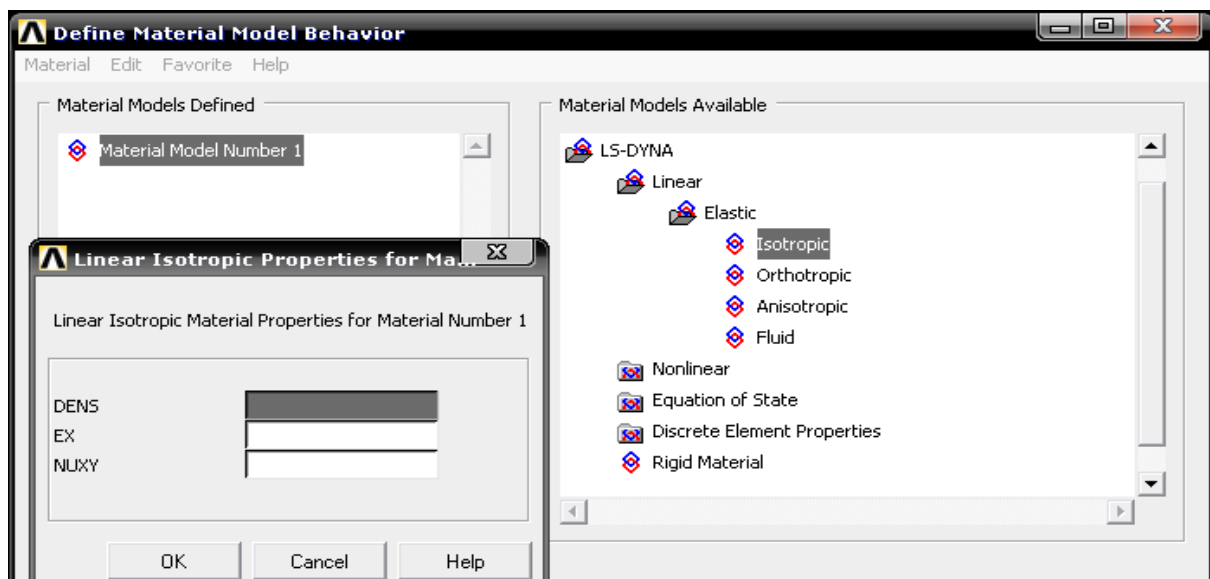


Figure 6-8 Les modèles matériels et les propriétés des matériaux

La géométrie du modèle simple (par exemple, élément ligne seulement), peut être faite par la méthode de génération directe du modèle, on définit les nœuds et les éléments du modèle directement.

Après la construction du modèle on le discrétise à des nœuds et des éléments.

B- Chargement et résolutions

Pour appliquer les charges et obtenir la réponse, on doit exécuter le processeur Solution d'ANSYS. Dans une analyse dynamique explicite, toutes les charges doivent être présentées en fonction du temps. À partir du processeur de solution, on peut appliquer des charges, des vitesses initiales, des contraintes et des conditions aux limites.

Les charges applicables dans une analyse dynamique explicite avec le programme ANSYS LS-DYNA, sont données dans le tableau (6-2) suivant :

Types De Chargement	Notations
Déplacements	UX, UY, UZ
Rotations	ROTX, ROTY, ROTZ
Forces	FX, FY, FZ
Moments	MX, MY, MZ
Vitesses	VX, VY, VZ
Accélérations (sur les nœuds)	HACHE, AY, AZ
Accélérations Basses	ACLX, ACLY, ACLZ
Vitesses Angulaires	OMGX, OMGY, OMGZ
La température	LA température
Pressions (appliquées aux éléments)	PRESSION
Déplacements sur les corps rigides	RBUX, RBUY, RBUZ
Rotations sur les corps rigides	RBRX, RBRY, RBRZ
Vitesses sur les corps rigides	RBVX, RBVY, RBVZ
Forces sur les corps rigides	RBFX, RBFY, RBFZ
Moments sur les corps rigides	RBMX, RBMY, RBMZ
Vitesses angulaires sur les corps rigides	RBOX, RBOY, RBOZ

Tableau 6-2 Les charges applicables dans une analyse dynamique explicite avec le programme ANSYS LS-DYNA

Pour chaque élément du modèle on doit déterminer, le type de chargement, la face sollicitée, le nom de l'élément, les paramètres désignent les valeurs du temps et des charges qui définit la fonction de chargements (Figure 6-9).

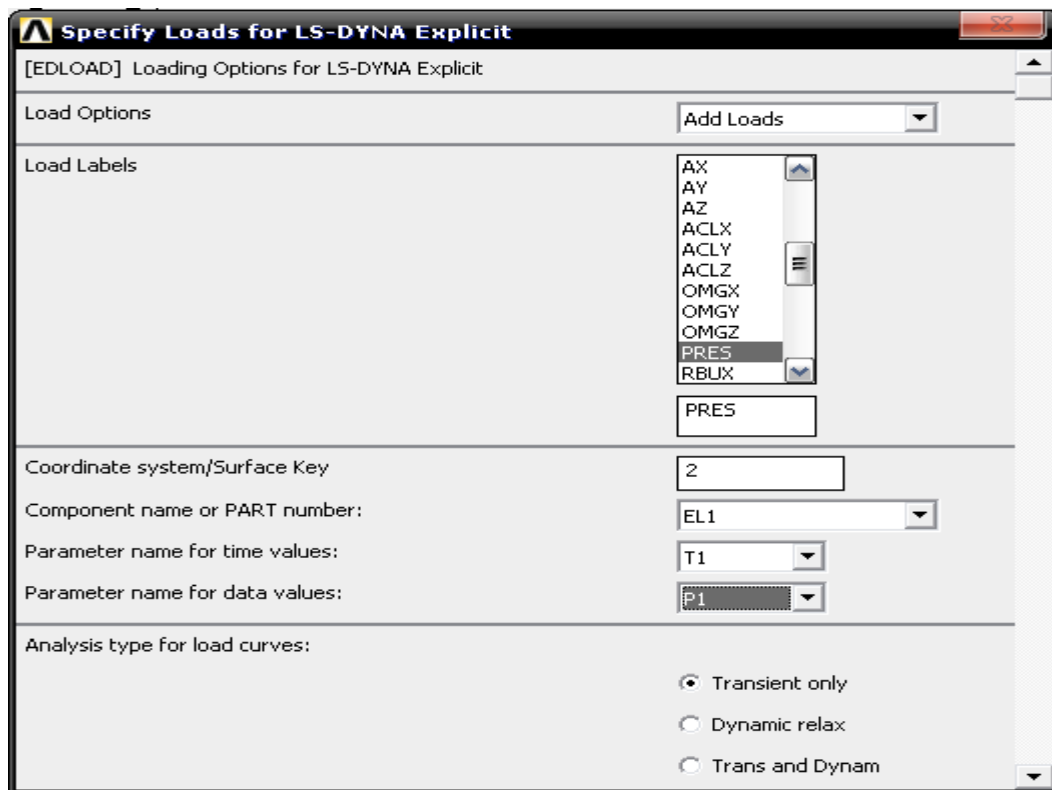


Figure 6-9 Spécification des chargements

Dans ce processeur de solution, on doit déterminer le temps à la fin de l'analyse (*Termination Time*) (Figure 6-1), et aussi le nombre de résultats (ou pas de temps), qui seront donnés au niveau du dossier des résultats.

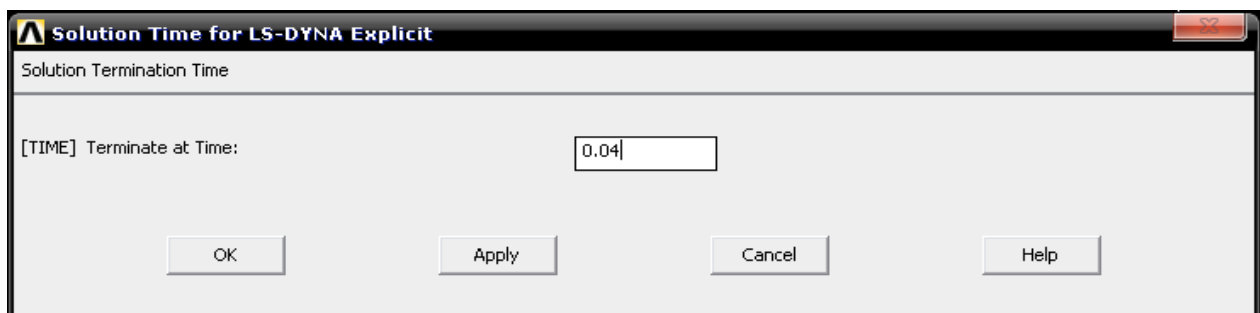


Figure 6-10 temps à la fin de l'analyse

C- Revue des résultats (postprocesseur) :

On peut passer en revue des résultats d'analyse dynamiques explicites, en utilisant le postprocesseur général (POST1) et le postprocesseur d'histoire-temps (POST26). Le premier est utilisé pour représenter des résultats d'analyse du modèle complet à un instant particulier (Figure 6-11), par contre le deuxième est employé pour représenter l'histoire de réponse dans le temps d'un nœud particulier de la structure (Figure 6-12).

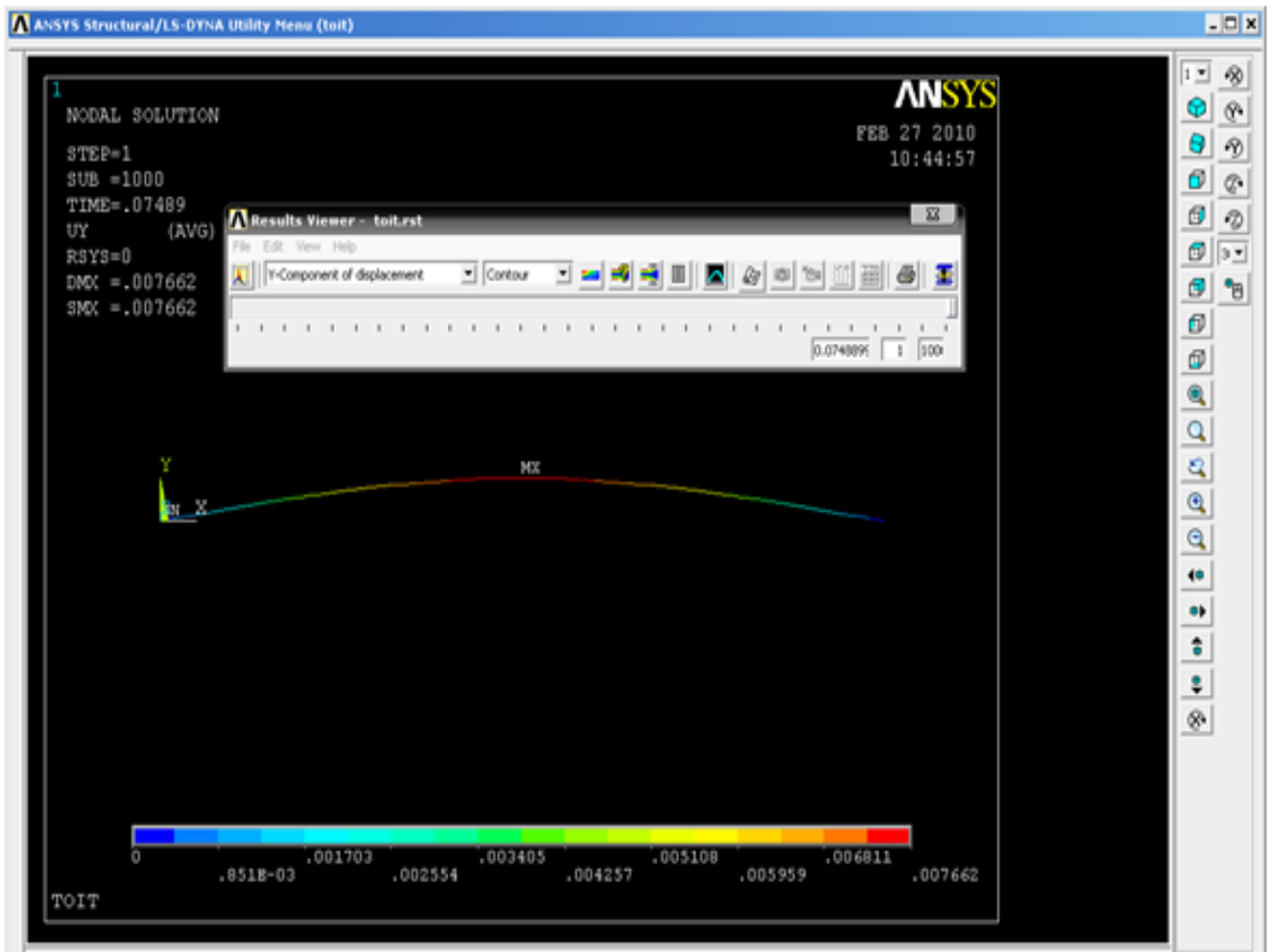


Figure 6-11, postprocesseur (POST1)

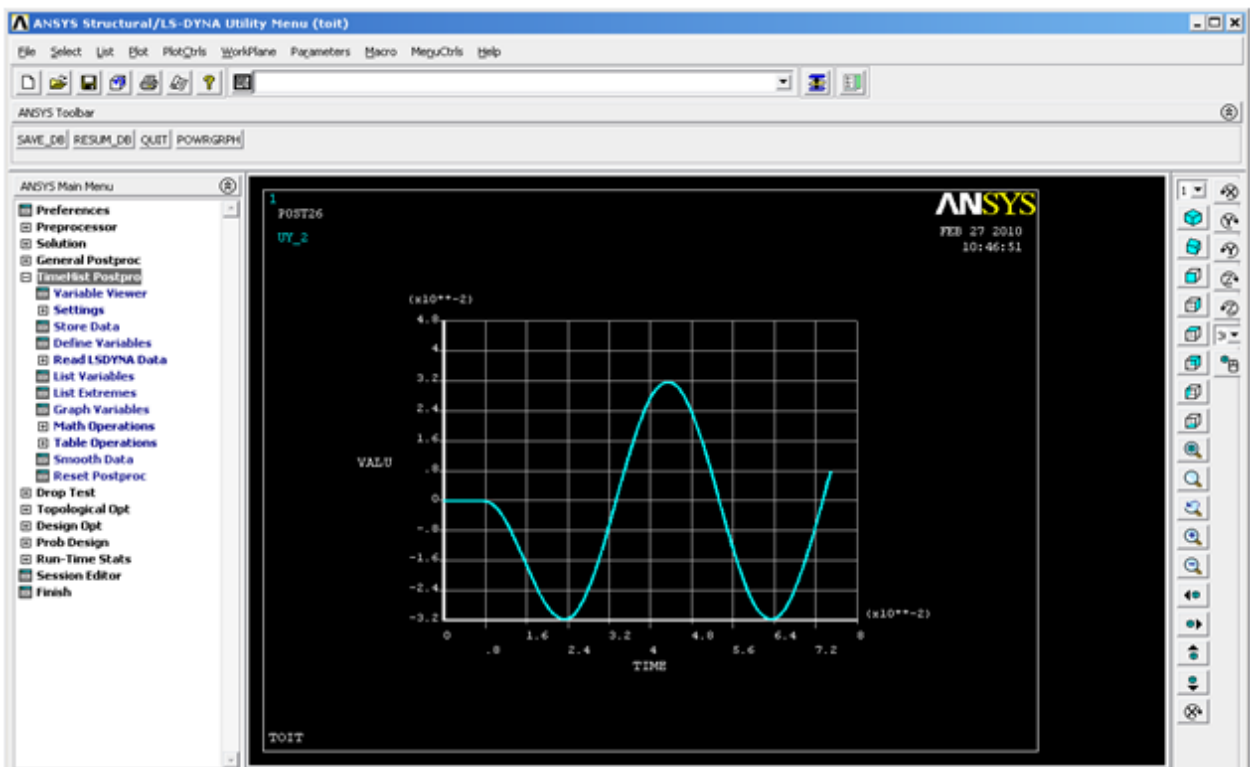


Figure 6-12: Postprocesseur (POST26)

VI-1-5-2 Rappelle théorique de la méthode des différences centrales :

La méthode des différences centrales utilisée dans le programme ANSYS LS-DYNA est une méthode d'analyse dynamique explicite. Les accélérations évaluées dans le temps sont données par l'équation suivante:

$$\{a_t\} = [M]^{-1} (\{F_t^{ext}\} - (\{F_t^{int}\})) \quad (6-24)$$

Où :

F_t^{ext} : est le vecteur des forces externes et les forces volumiques.

F_t^{int} : est le vecteur des forces internes.

Les vitesses et les déplacements sont alors évalués comme suit:

$$\{V_{t+\Delta t/2}\} = \{V_{t-\Delta t/2}\} + \{a_t\} \Delta t_t \quad (6-25)$$

$$\{U_{t+\Delta t/2}\} = \{U_t\} + \{V_{t+\Delta t/2}\} \Delta t_{t+\Delta t/2} \quad (6-26)$$

Où :

$$\Delta t_{t+\Delta t/2} = 0.5 (\Delta t_t + \Delta t_{t+\Delta t}) \quad (6-27)$$

$$\Delta t_{t-\Delta t/2} = 0.5 (\Delta t_t - \Delta t_{t+\Delta t}) \quad (6-28)$$

A- Stabilité de la méthode explicite :

La solution explicite est seulement stable si le pas de temps numérique est plus petit que le pas de temps critique (temps de parcours de l'onde physique nécessaire pour la traversé de l'élément):

$$\Delta t \leq \Delta t^{crit} = \frac{2}{\omega_{max}} \quad (6-29)$$

Où

ω_{max} : pulsation maximale;

Le calcul du pas de temps critique, est basé sur le critère de Courant-Friedrichs-Levy, par exemple pour le cas d'une tige :

La pulsation maximale est donnée par :

$$\omega_{max} : 2 \frac{c}{L} \quad (6-30)$$

Où $c = \sqrt{\frac{E}{\rho}}$

E : module d'élasticité.

ρ : masse volumique.

En substituant ω_{max} dans l'équation (6-20)

$$\Delta t^{crit} = \frac{L}{c} \quad (6-31)$$

Pour des raisons de stabilité, le pas de temps critique dans L'ANSYS LS-DYNA est multiplié par un facteur de 0.9 (par défaut) pour diminuer l'étape de temps. Dans le cas de Si des hautes explosions sont étudiées, le facteur est abaissé à 0.67.

$$\Delta t^{crit} = 0.9 \frac{L}{c} \quad (6-32)$$

C : la vitesse de propagation de l'onde acoustique, dépend du type d'élément.

L : la longueur caractéristique de l'élément,

- Pour les éléments poutres:

L : la longueur d'éléments et $c = \sqrt{\frac{E}{\rho}}$

- Pour les éléments coques (Shell):

$$L = \frac{A}{\max(L1,L2,L3,L4)}$$

Pour les éléments Shell triangulaires :

$$L = \frac{2A}{\max(L1,L2,L3)}$$

Et
$$c = \sqrt{\frac{E}{\rho(1-\nu)^2}}$$

VI-1-5-3 Exemple d'application du programme ANSYS LS-DYNA

Le programme ANSYS LS-DYNA est utilisé pour calculer la réponse d'une poutre simplement appuyée sous différents chargements d'impulsion. Par ailleurs, un modèle à un seul degré de liberté (SDOF) équivalent a été aussi utilisé afin de déterminer les déflexions en fonction du temps et la déflexion maximale.

L'élément poutre utilisé dans l'analyse dynamique explicite est BEAM 161 (figure 6-13). Chaque nœud a six degrés de liberté, translation et rotation dans les trois directions. Les dimensions de la section sont définies en tant que des constantes (real constants), les propriétés du matériau constituant la poutre sont le module d'élasticité, le module de Poisson et la densité. La poutre est modélisée avec un élément à deux nœuds. Un troisième nœud n'appartenant pas à l'axe longitudinal de la poutre est également nécessaire pour l'orientation de l'élément.

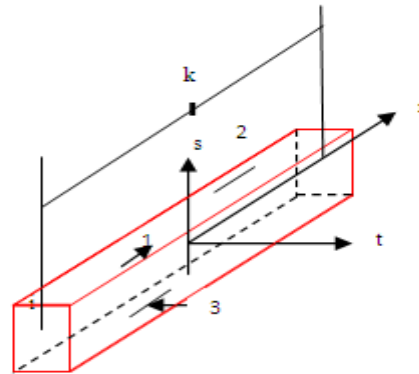


Figure 6-13: Beam 161 ANSYS LS-DYNA

Trois cas de chargement sont proposés pour l'analyse de la poutre en béton de longueur égale à 04 m, de section (0.4x 0.4 m) de module de Young 3×10^4 MPa, un coefficient de Poisson 0.3 et une masse volumique de 2.5 t/m^3 .

La poutre est soumise à différents chargements d'impulsion dynamique, uniformément répartis. Pour chaque charge, la poutre est discrétisée en 2 éléments, 4 éléments, 6 éléments, 20 éléments, 40 éléments, 60 éléments et 120 éléments.

Le programme LS-DYNA calcule le pas de temps utilisé dans l'intégration numérique selon l'équation (6-32), il est basé sur les dimensions et les propriétés et la longueur d'élément.

Le tableau (6-3) suivant donne le nombre des éléments, les longueurs d'élément et le pas de temps correspondants.

N° éléments	Longueur d'élément (m)	Pas de temps (sec)
2	2	5,10E-04
4	1	2,59E-04
6	0.67	1.74E-04
20	0.2	5,19E-05
40	0.1	2,59E-05
60	0.067	1,74E-05
120	0.0033	8,57E-07

Tableau (6-3) : Calcul du pas de temps

Les résultats du programme ANSYS ont été comparés aux résultats obtenus par un simple modèle à un seul degré de liberté (SDOF).

La figure suivante présente les trois cas de chargement proposés.

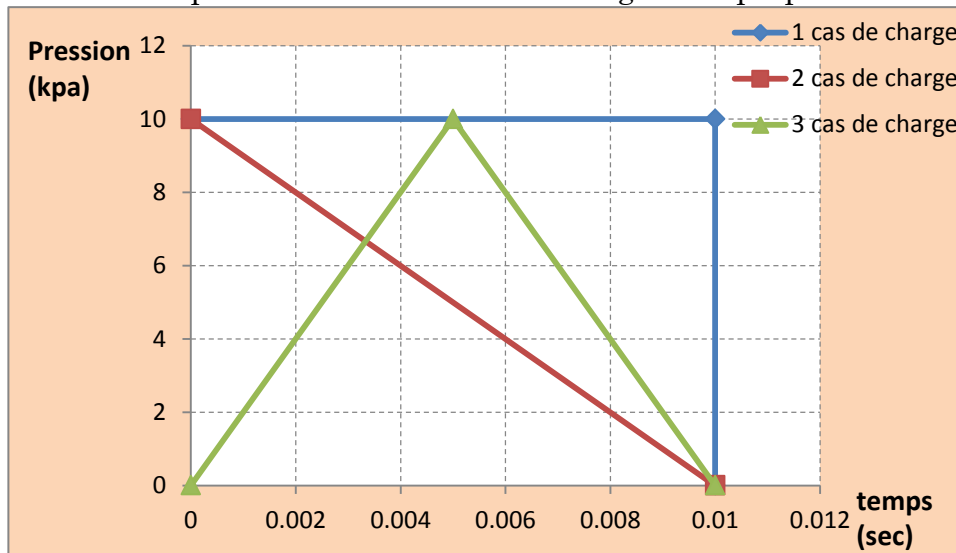
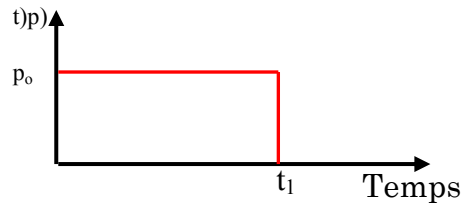


Figure 6-14: trois différents cas de chargement d'impulsion.

A- Premier cas de chargement

La charge dynamique #1 est une charge d'impulsion rectangulaire avec une élévation et une diminution instantanée à zéro. Les courbes de variation des déflexions dans le temps sont montrées dans la figure 6-15. La poutre est modélisée par un élément poutre à 2 nœuds (Beam 161), la réponse est donnée au nœud de mi-travée.

Les déflexions théoriques obtenues après la simplification de l'équation 6-2 sont données par l'équation suivante :



- $t < t_1$
 - $t' = t - t_1 \geq 0$
- Avec :

$$y(t) = (P_0 / K) \cdot [1 - \cos \omega t]$$

$$y(t) = (\dot{y}(t_1) / \omega) \cdot \sin \omega t' + y(t_1) \cos \omega t'$$

$$\dot{y}(t_1) = - (P_0 / K) \cdot [\omega \sin \omega t_1]$$

$$t' = t - t_1$$

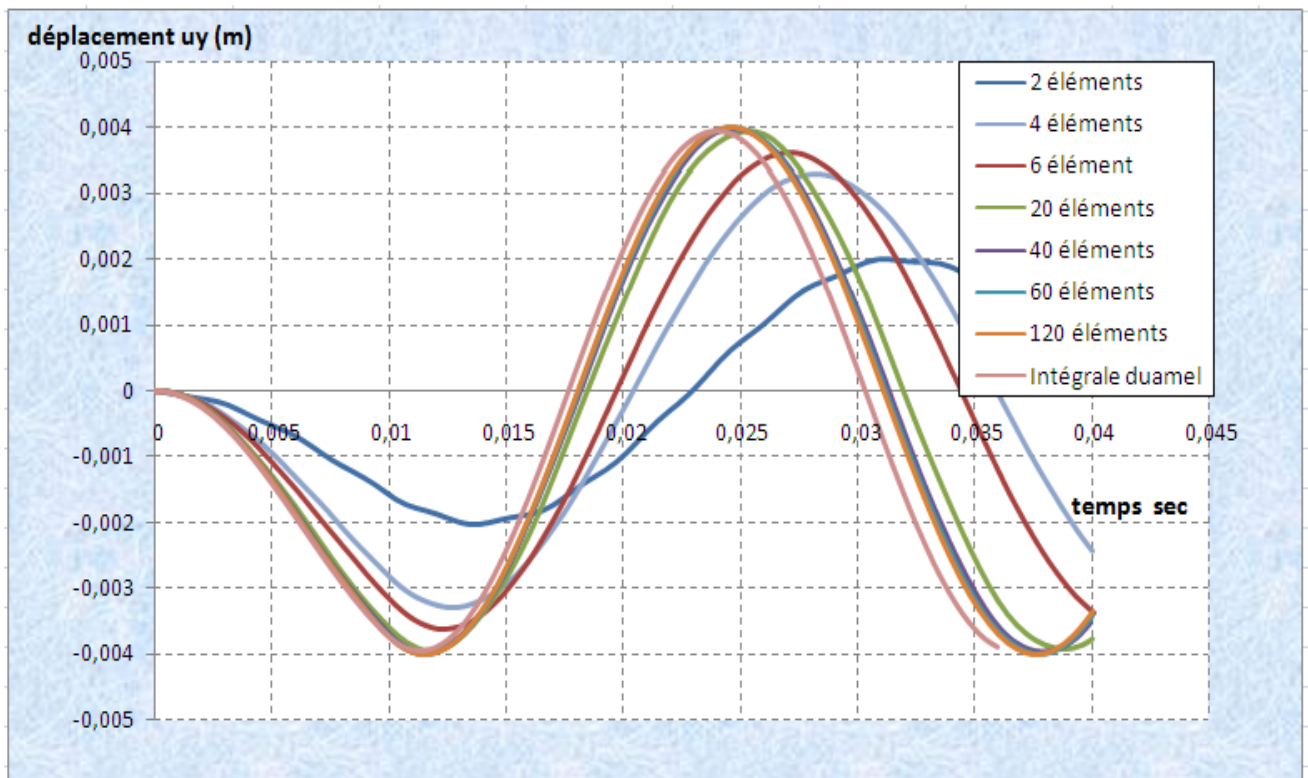


Figure 6-15 : Premier cas de chargement

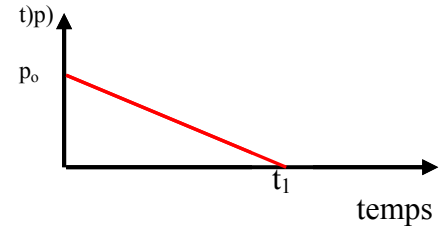
Le résultat des modèles 2, 4 et 6 éléments ont donné des déplacements maximum inférieurs à la réponse théorique. On remarque aussi que les augmentations successives dans le nombre des éléments (modèle à 20 éléments, à 60 éléments, à 120 éléments) ont donné des réponses plus précises.

Les graphes montrent que le déplacement initial et la vitesse initiale sont nuls.

B- Deuxième cas de chargement

La charge dynamique #2 est une charge d'impulsion triangulaire avec une élévation instantanée et une diminution linéaire à zéro.

Les déflexions théoriques obtenues après la simplification de l'équation 6-2 sont données par l'équation suivante :



- $t < t_1$
 - $t' = t - t_1 \geq 0$
- Avec

$$y(t) = P_0 / K \cdot [\sin \omega t / \omega t_1 - \cos \omega t - t/t_1 + 1]$$

$$y(t) = \dot{y}(t_1) / \omega \cdot \sin \omega t' + y(t_1) \cos \omega t'$$

$$\dot{y}(t_1) = - (\omega \cdot P_0 / K) [\sin \omega t_1 + (\cos \omega t_1 / \omega t_1) - (1/\omega t_1)]$$

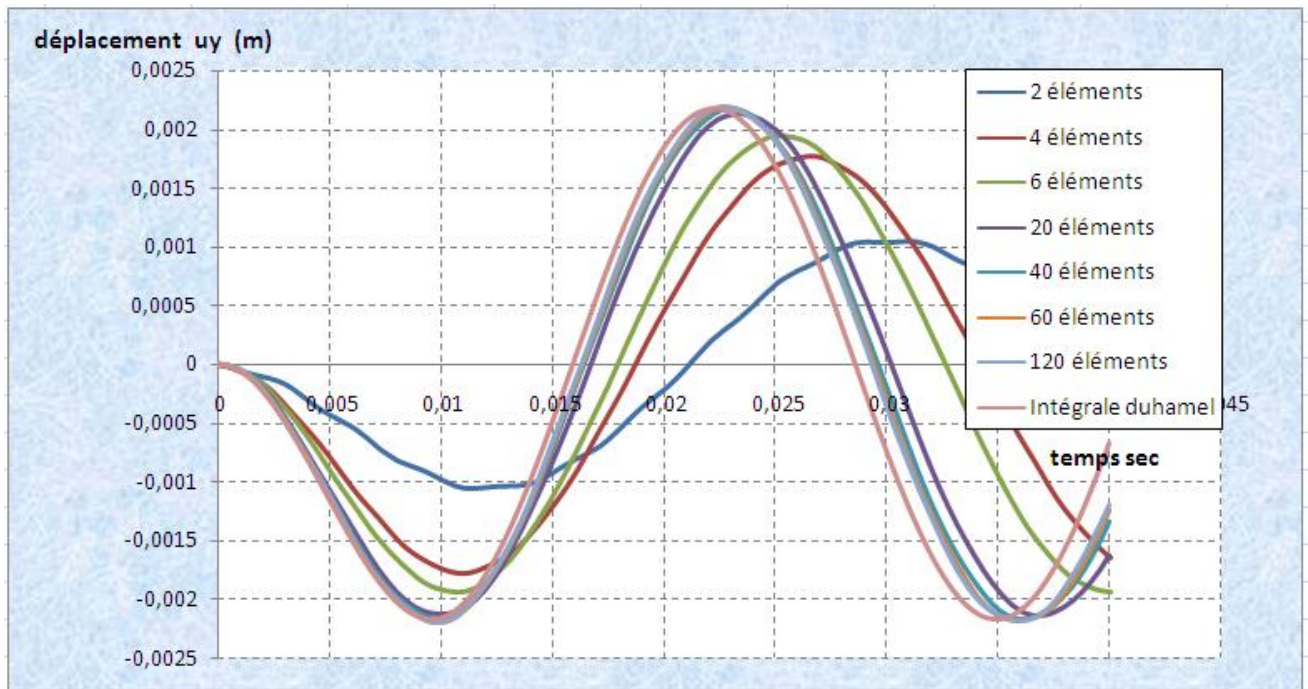


Figure 6-16 : Deuxième cas de chargement

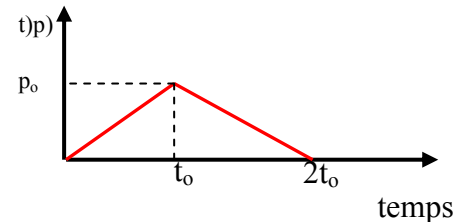
Les courbes de réponse pour ce cas de chargement prennent les mêmes allures que celles dues à la charge dynamique # 1, elles montrent aussi que l'exactitude de la réponse augmente avec la diminution des longueurs des éléments. Les graphes montrent une déflexion initiale et une vitesse initiale nulle.

Le déplacement maximum pour ce modèle de chargement est égal presque la moitié de celui du premier chargement dynamique.

C-Troisième cas de chargement

La charge dynamique #3 est une charge d'impulsion triangulaire avec un temps d'élévation égal au temps de diminution.

Les déflexions théoriques obtenues après la simplification de l'équation 6-2 sont données par l'équation suivant



- $t < t_o$ $y(t) = (P_o / K t_o) \cdot [t \cdot \sin \omega t / \omega]$
- $t_o \leq t < 2t_o$ $y(t) = (P_o / K t_o) [2t_o \cdot t - (2 \sin \omega(t - t_o) / \omega) \cdot (\sin \omega t / \omega)]$
- $t \geq 2t_o$ $y(t) = (P_o / \omega K t_o) [2 \sin \omega(t - t_o) - \sin \omega(t - 2t_o) \cdot \sin \omega t]$

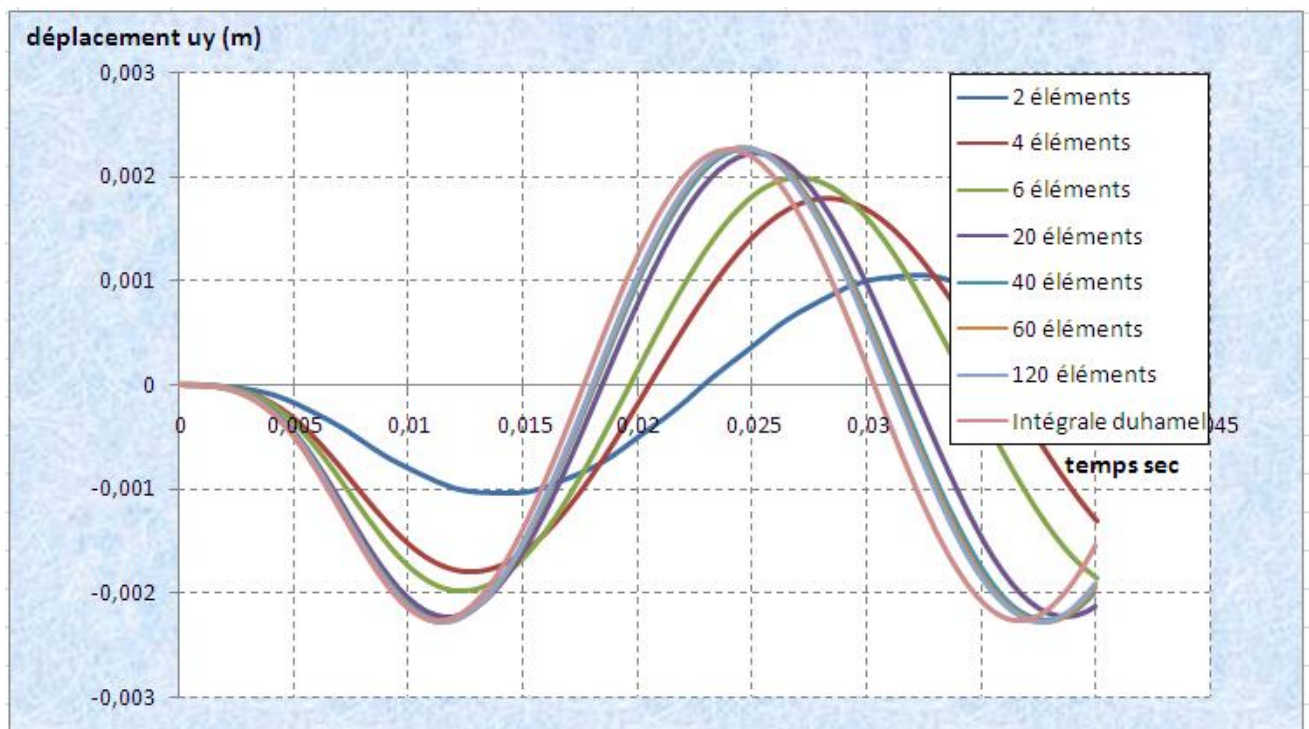


Figure 6-17 : Troisième cas de chargement

Les courbes de réponse sont très semblables à celles dues à la charge dynamique #2 (deux chargements avec la même impulsion). Donc, on peut déduire que la résistance de la poutre est plus reliée à l'impulsion qu'à la valeur maximale de chargement.

Pour explorer plus loin les résultats d'ANSYS, la déflexion maximale et le temps d'occurrence de la réponse maximale sont comparées aux valeurs théoriques. Elles sont comparées selon le nombre d'éléments finis et selon le type de chargement. La figure 6-18 montre une claire diminution de l'erreur

d'approximation de la déflexion avec l'augmentation du nombre d'éléments. Cette remarque est commune pour les trois modèles du chargement étudié.

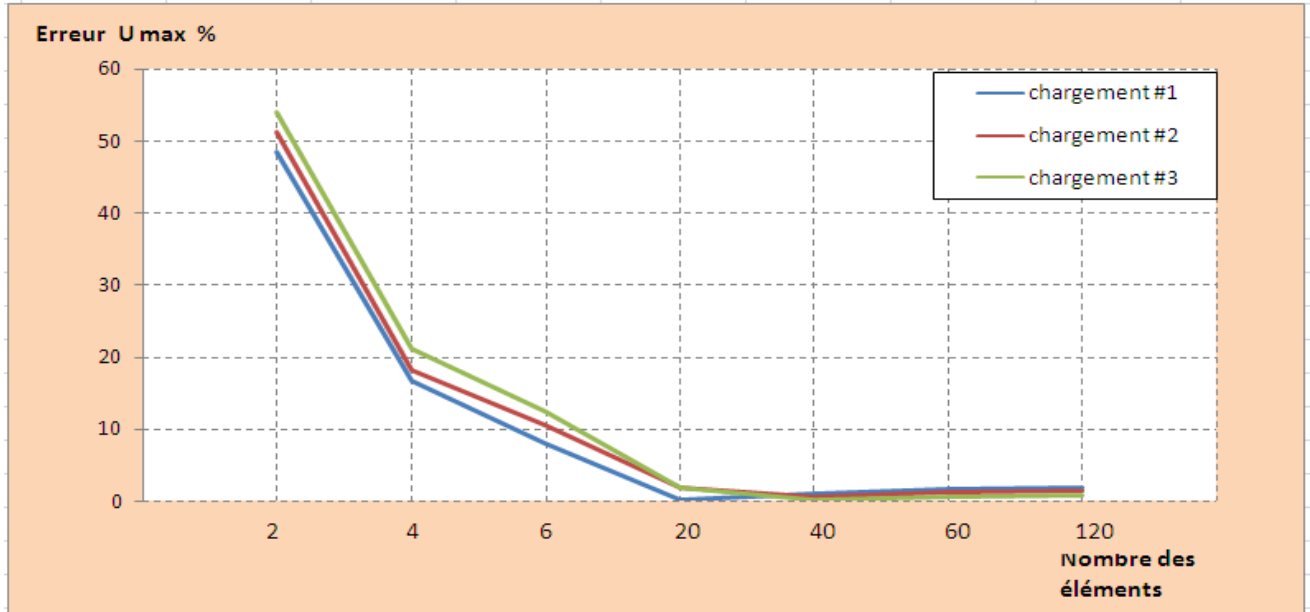


Figure 6-18 : Pourcentages des erreurs dans la valeur de la déflexion maximale

La figure 6-19 présente l'erreur mise par le calcul du temps d'occurrence de la déflexion maximale. L'amplitude d'erreur pour la poutre à 20 éléments est moins de 2% pour tous les cas de charge.

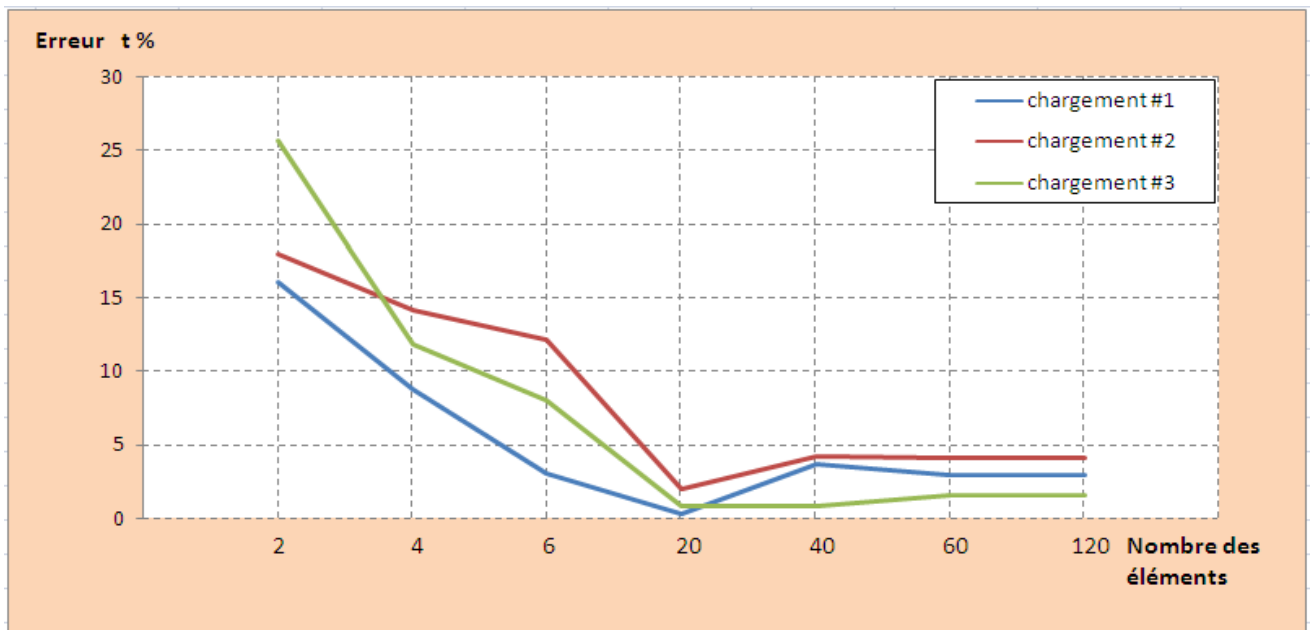


Figure 6-19 : Pourcentages des erreurs dans le temps d'occurrence de la déflexion maximale

Dans le prochain chapitre, la réponse des structures au chargement de l'explosion est explorée.

CHAPIRE VII- EXEMPLES D'APPLICATION

VII-1 ETUDE DE TOIT D'UNE STRUCTURE

Le souffle sur un toit d'une structure est un chargement non-uniforme et fortement impulsif. Il contient une phase positive (surpression) et une autre négative (dépression). Quand cette onde de souffle se déplace sur le toit de la structure, elle est caractérisée par une décroissance dans les valeurs maximales des pressions et un allongement dans les durées de chargement (figure 7-2). Un exemple d'une explosion de 500 kg de TNT à une distance de 10 m est analysé dans ce cas de chargement. Les valeurs de la pression sont enregistrées aux distances de 10 m, 12m, 14m et 16m. Ces gammes sont montrées sur le schéma suivant (7-1):

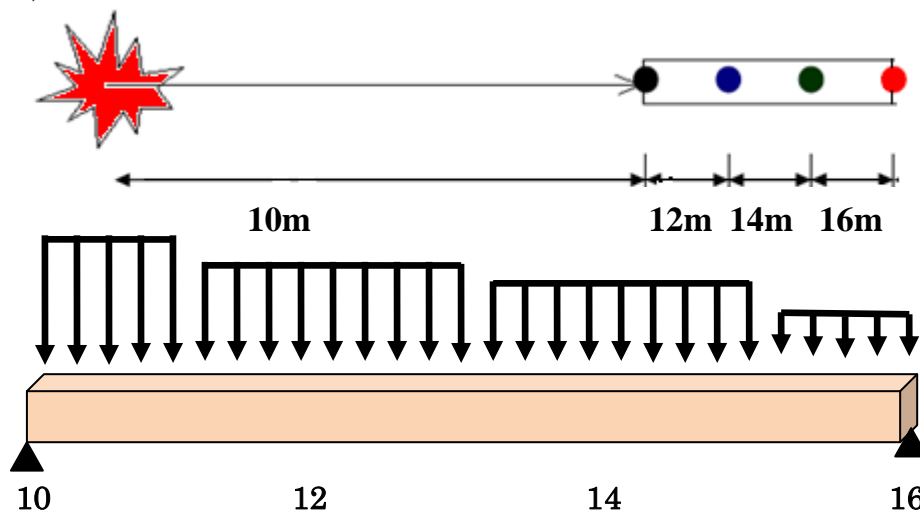


Figure 7-1 : Distribution de la pression de souffle

Le tableau suivant donne les valeurs de chargement de chaque segment ainsi que les impulsions de la phase positive et de la phase négative.

Distance (m)	Pression incidente (kpa)	Longueur (m)	Impulsion positive (Kpa-sec)	Impulsion négative (Kpa-sec)
10	930	10-11	1.64	-2.24
12	652	11-13	1.48	-1.97
14	465	13-15	1.32	-1.53
16	357	15-16	1.12	-1.24

Tableau 7-1 : Valeurs des pressions et des impulsions de chaque segment.

On modélise le toit comme un élément poutre (**Beam 161**) de section (0.60x0.4m) de longueur (L= 6.00m) et on le divise en quatre segments, chacun possède différentes caractéristiques de chargement à différents instants. Le chargement est appliqué par étapes, en premier lieu, en tenant compte de la phase positive de chargement (onde de surpression) puis, la phase positive et la phase négative de chargement (onde de surpression et de dépression).

A- Phase positive (Onde de surpression)

Les charges réelles de souffle sont montrées dans la figure 7-2, les pressions maximales diminuent d'une façon non-linéaire jusqu'à zéro. Dans le premier cas de chargement ($\neq 1$), on utilise des chargements triangulaires instantanément appliqués et linéairement décroissant jusqu'à zéro, avec des durées et des valeurs maximales des chargements égales aux durées et aux valeurs maximales réelles (figure 7-3). Une importante différence est observée dans la comparaison des impulsions réelles et approximatives.

On peut voir cela dans la figure 7-4, la première impulsion de chargement $\neq 1$ est de 4,65 Kpa-sec par contre celle réelle ne dépasse pas 1.64 Kpa-sec.

A partir des modèles dynamiques simples étudiés dans le chapitre 6, on peut s'assurer que la réponse de la poutre est très liée à l'impulsion qu'à l'histoire de chargement, par conséquent, la forme réelle ne devrait pas être importante. On étudie deux exemples séparés, un modèle de chargement $\neq 2$ (figure 7-5) avec des courbes bilinéaires et des durées croissantes, et un modèle $\neq 3$ qui garde les mêmes impulsions mais avec différentes courbes de chargement que $\neq 2$. (Figure 7-6)

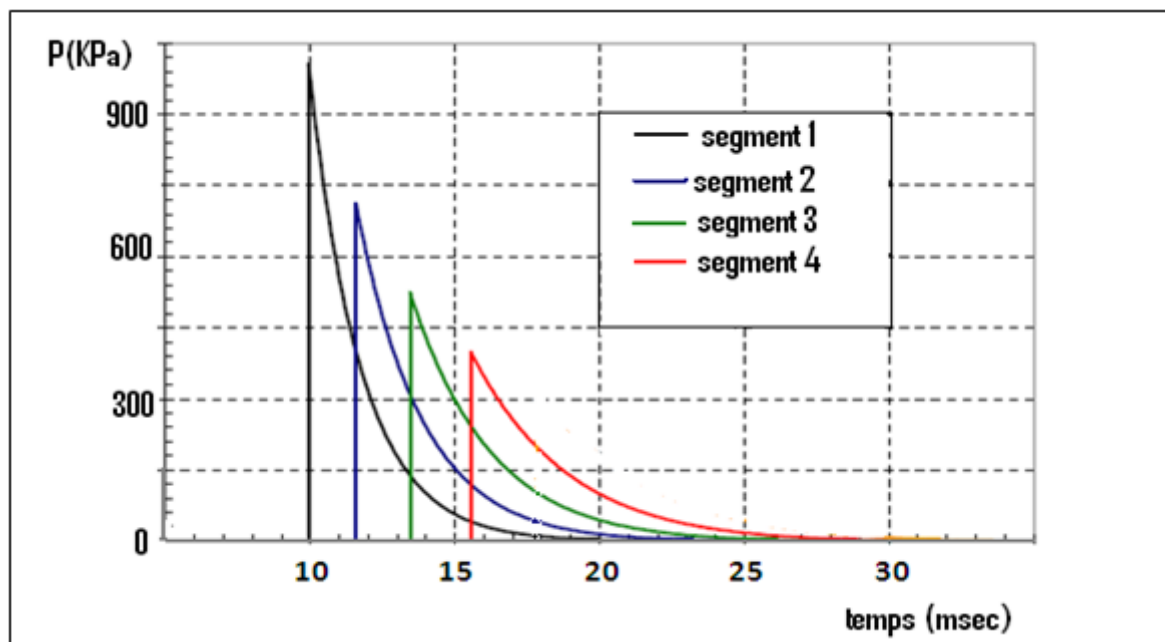


Figure 7-2 : Chargement de souffle réel.

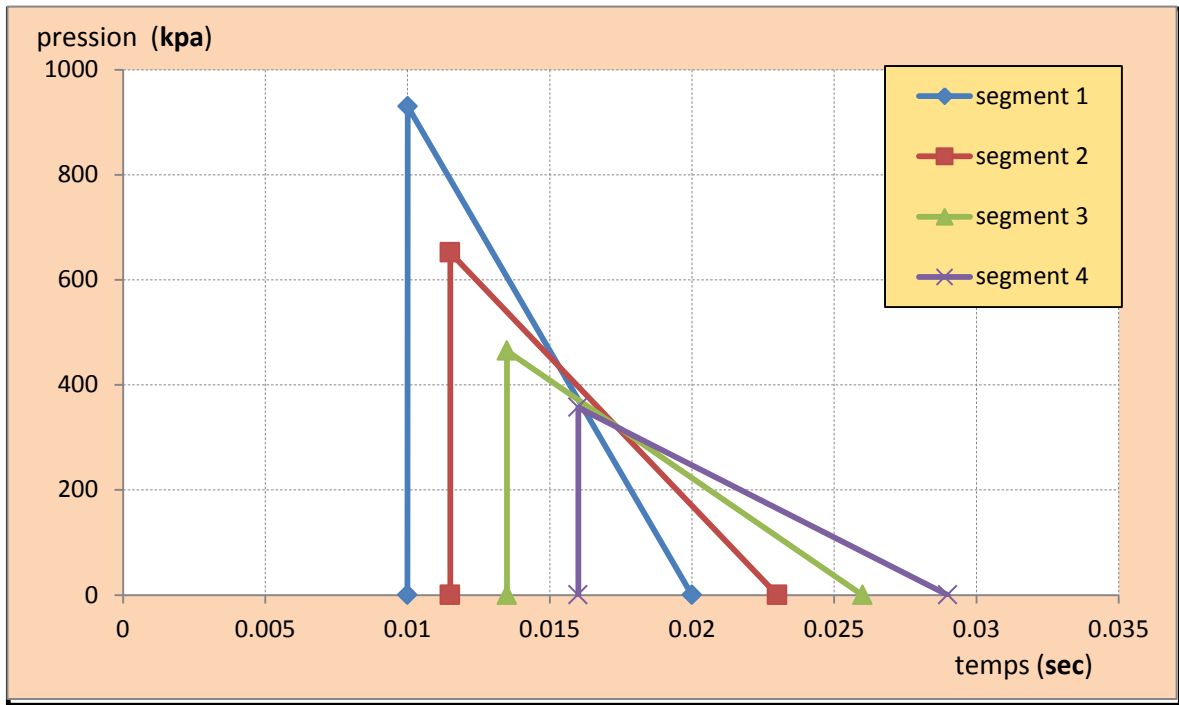


Figure 7-3 : Modèle #1 de chargement

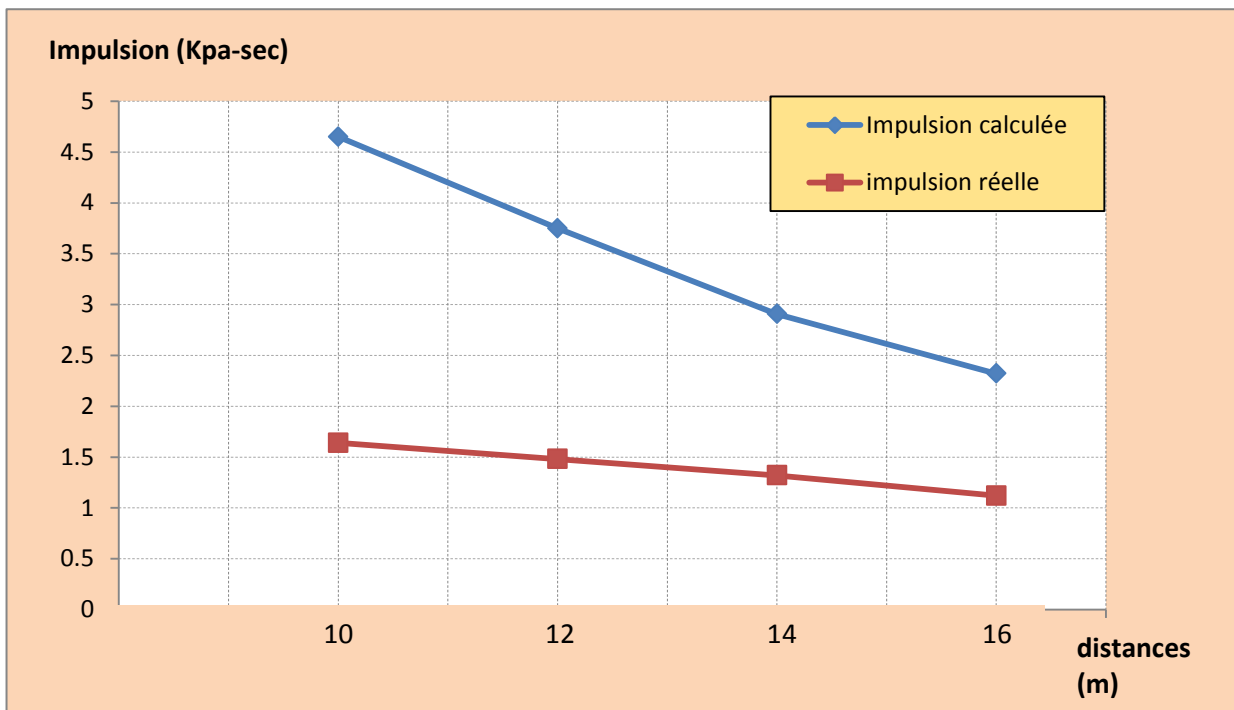


Figure 7-4 : Comparaison des impulsions

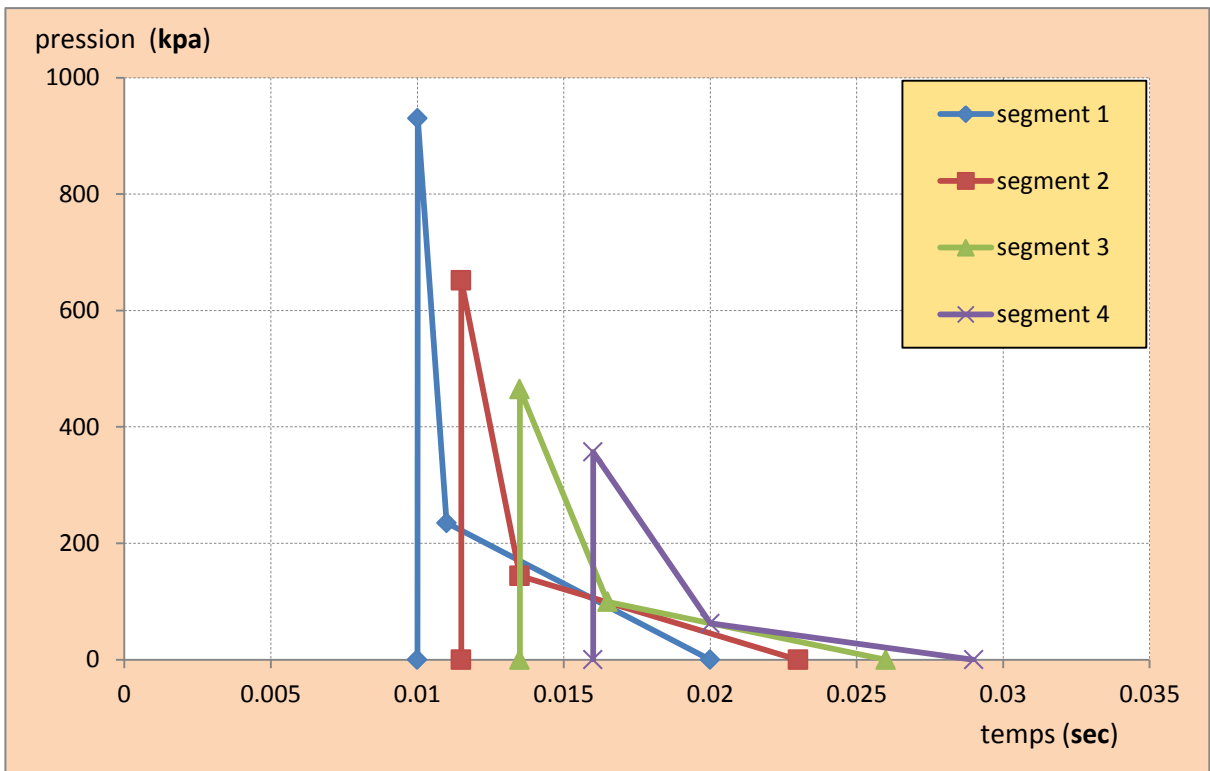


Figure 7-5 : Modèle #2 de chargement

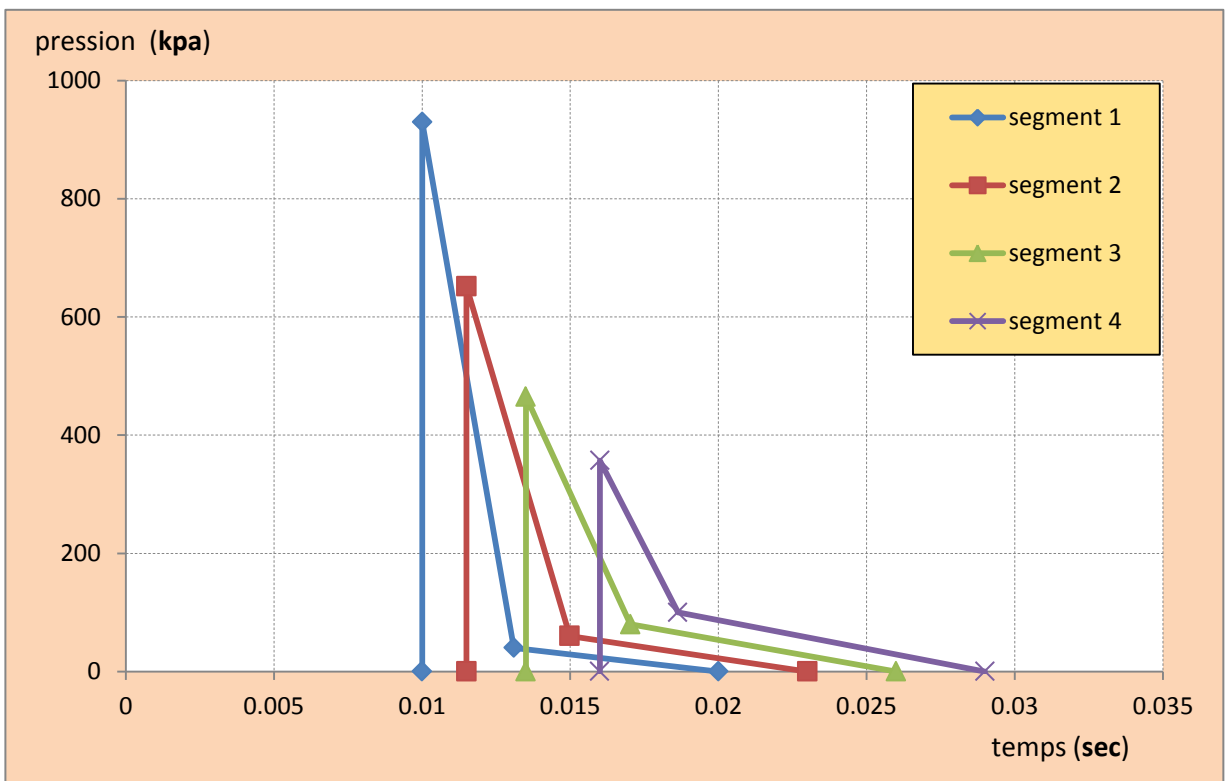


Figure 7-6 : Modèle 3# de chargement

Pour simuler plus loin le comportement de la structure, la poutre est divisée en trois éléments. Trois différentes impulsions sont appliquées à ces

segments. Pour le modèle d'excitation # 4, on prend les valeurs du modèle # 2 aux distances de 10, 12, et 14 m. Ceci est répété dans le modèle #5 en utilisant les charges aux distances de 12, 14, et 16m.

Les réponses dynamiques à ces cinq modèles de chargement sont tracées ensemble dans la figure 7-7. Les déflexions dues au modèle #1 sont plus importantes que celles dues aux autres cas de chargement. Les réponses dues aux modèles #2-3-4-5 sont plus proches entre eux. Les modèles #2 et #3 sont très peu différents (deux chargements avec la même impulsion). Le modèle #4 et le modèle #5 représentent respectivement les limites supérieures et inférieures (figure 7-8). Ceci est dû au fait que les impulsions les plus proches de la source de souffle sont les plus grandes et les impulsions les plus loines sont les plus petites. A l'issue des résultats obtenus, nous jugeons que le deuxième modèle de chargement est le plus convenable et le plus proche de la charge réelle du point de vue histoire de chargement, à cet effet nous le proposons pour la conception du toit en tenant compte des deux phases de chargement positive et négative.

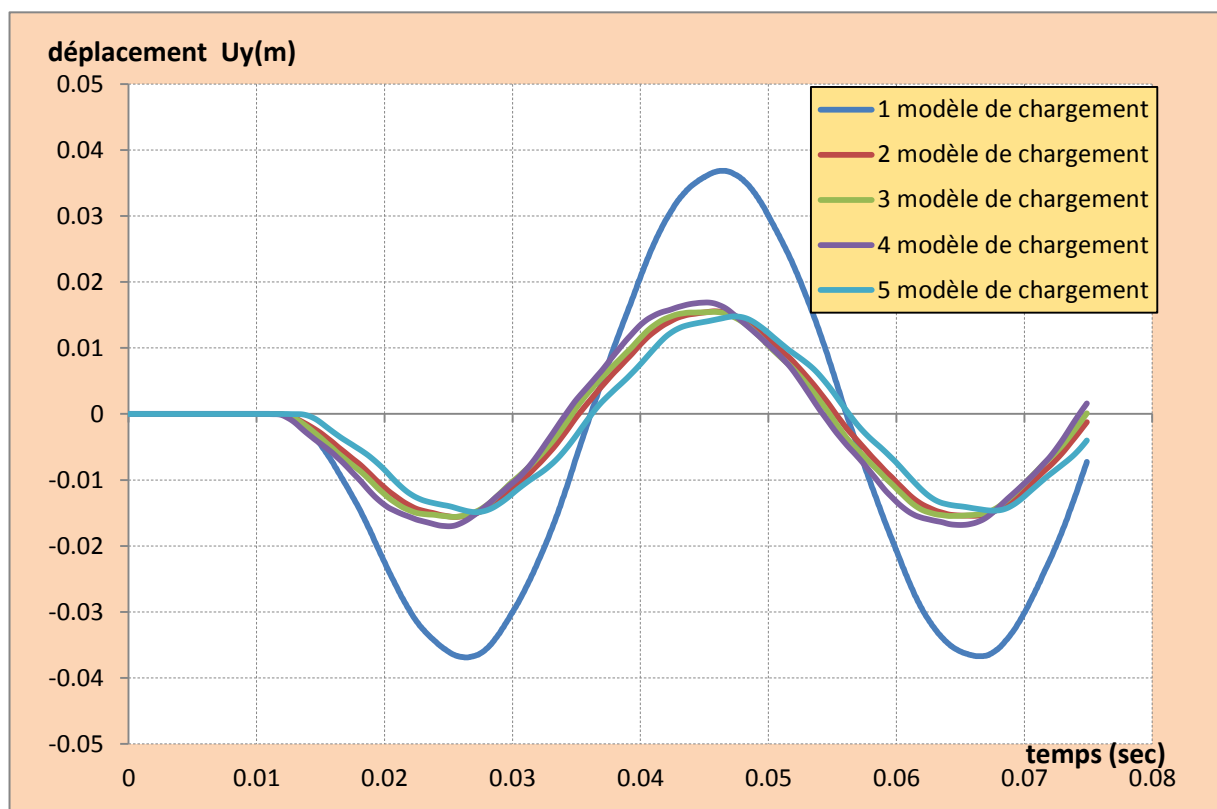


Figure 7-7 : Comparaison des réponses aux cinq cas de chargement

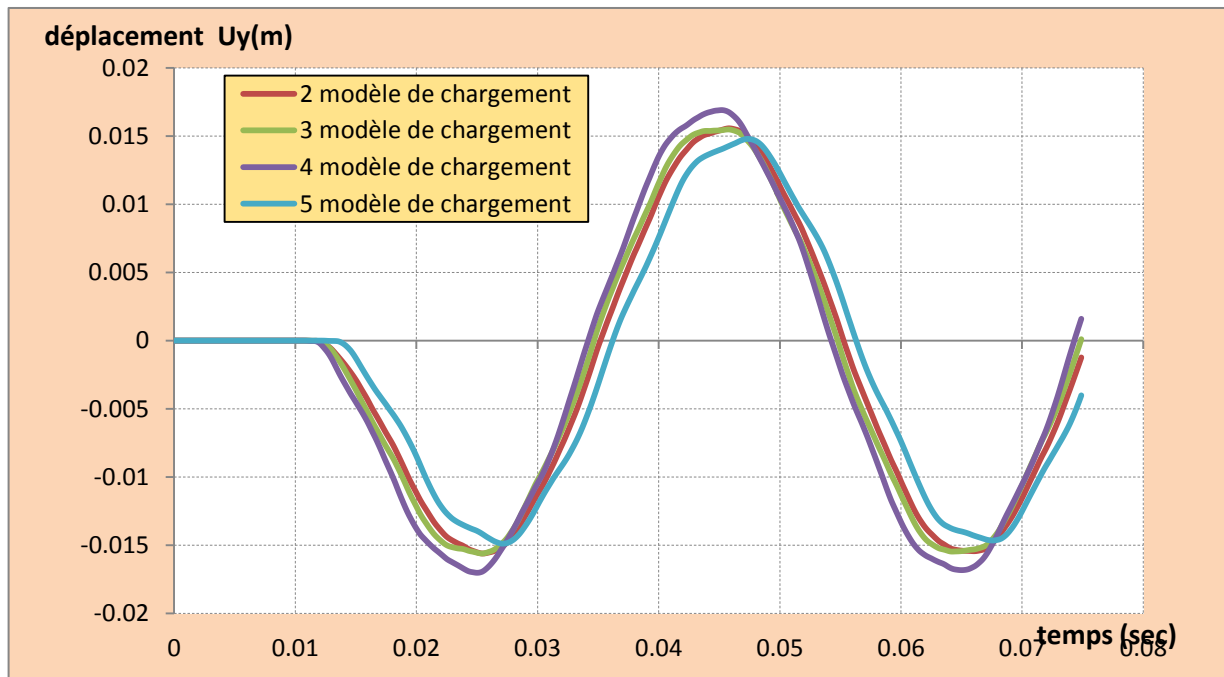


Figure 7-8 : Comparaison des réponses pour les cas de chargement (sans cas ≠1)

La courbe 7-9 montre les déflexions de la poutre à des divers points. La déflexion du point médian est la plus grande de la poutre. La déflexion maximale se produit après que toutes les impulsions de charge soient appliquées et décroissent vers zéro. Ces résultats sont dus à la période élevée de la poutre relativement à la courte durée du souffle.

Le point d'abscisse $L/4$ ($t_{max}=0.0253$ sec, $U_{y_{max}}= 0.0122$ m) rencontre une déflexion maximale avant le point d'abscisse $3L/4$ ($t_{max}=0.0653$ sec, $U_{y_{max}}= 0.01234$ m), bien que ce dernier ait subi la déflexion maximale la plus grande.

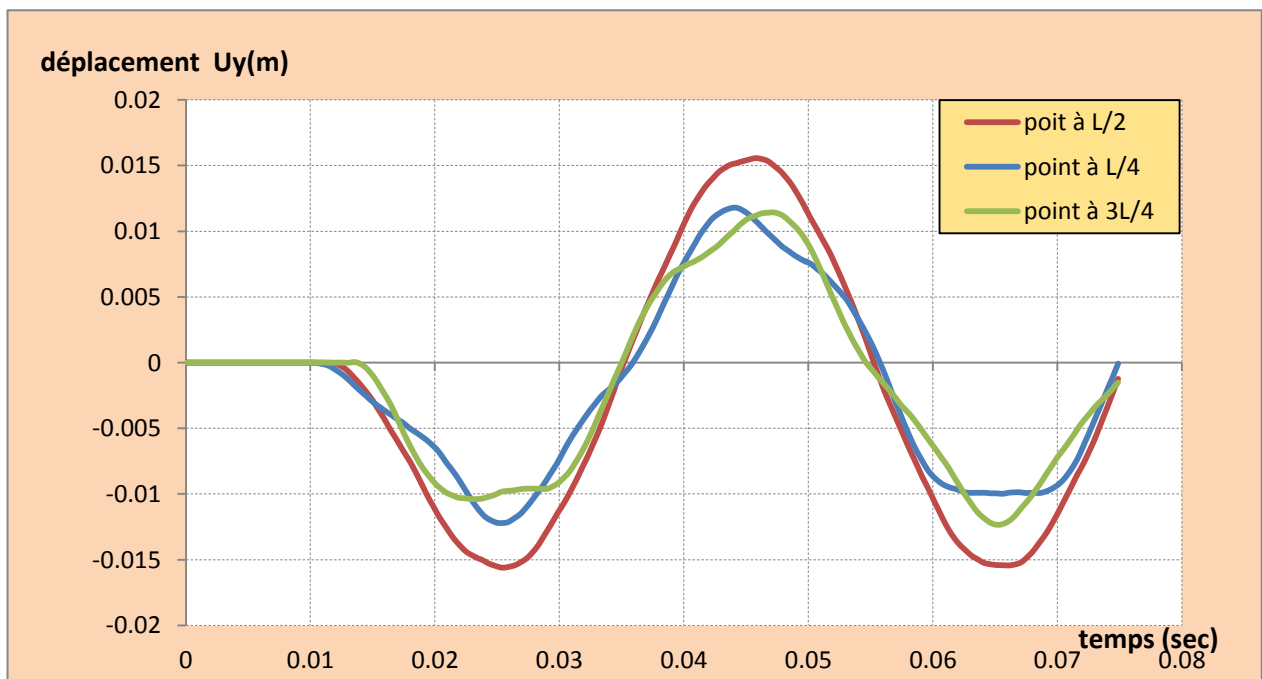


Figure 7-9 : Réponses dynamiques pour le modèle 2[≠] de chargement

B- Phase positive et phase négative (Onde de surpression et de dépression)

Similairement au cas précédent, l'estimation de la phase négative (dépression) commence par la forme de la courbe de chargement. Initialement, la phase négative commence à zéro et la charge est appliquée progressivement ; il existe un temps de diminution (élévation dans le sens absolu) à la charge négative maximale puis un temps d'élévation (diminution dans le sens absolu) à zéro figure 7-11.

La figure 7-13 présente une comparaison des impulsions réelles négatives et les impulsions triangulaires approximatives, on conclut que les impulsions réelles négatives (modèle ≠1) sont moins importantes que celles approximatives (en valeur absolue) de près de 22%. A cet effet on utilise des courbes tri-linéaires pour modéliser la phase négative (modèle ≠2) afin d'avoir la même impulsion que la charge réelle.

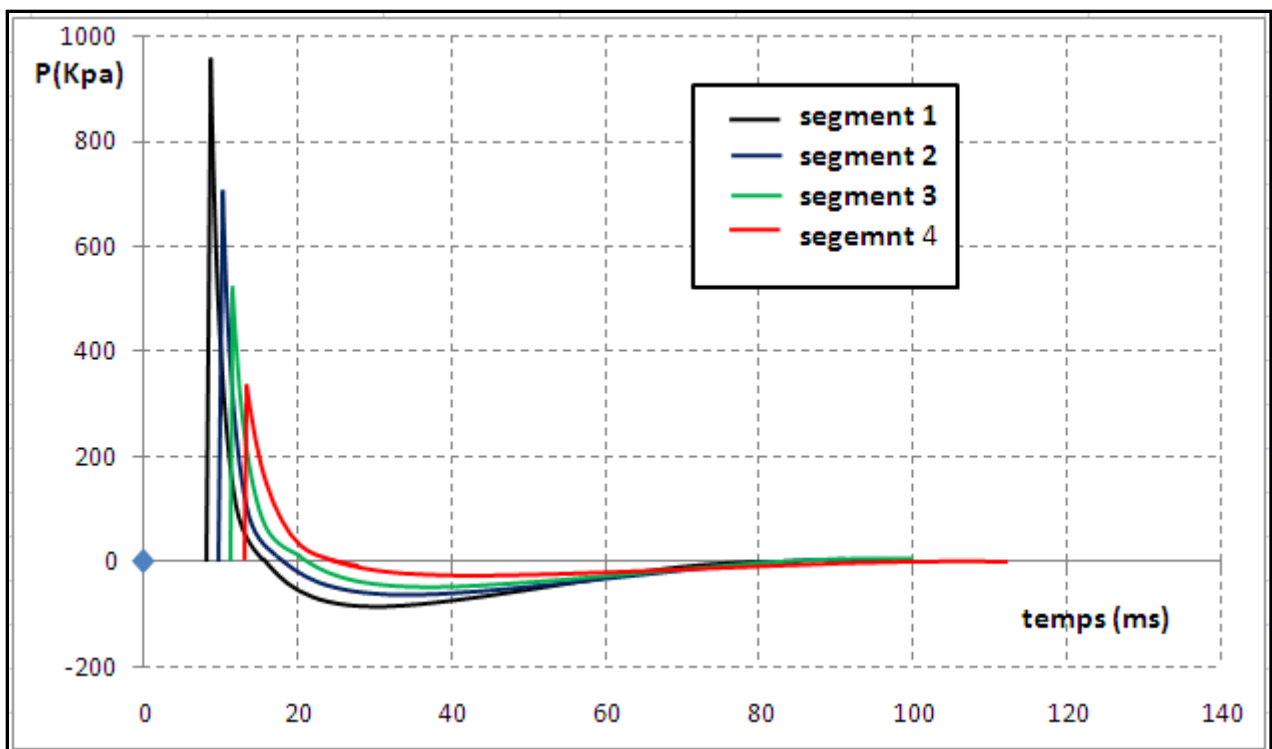


Figure 7-10 : Chargement de souffle réel (la phase positive et la phase négative)

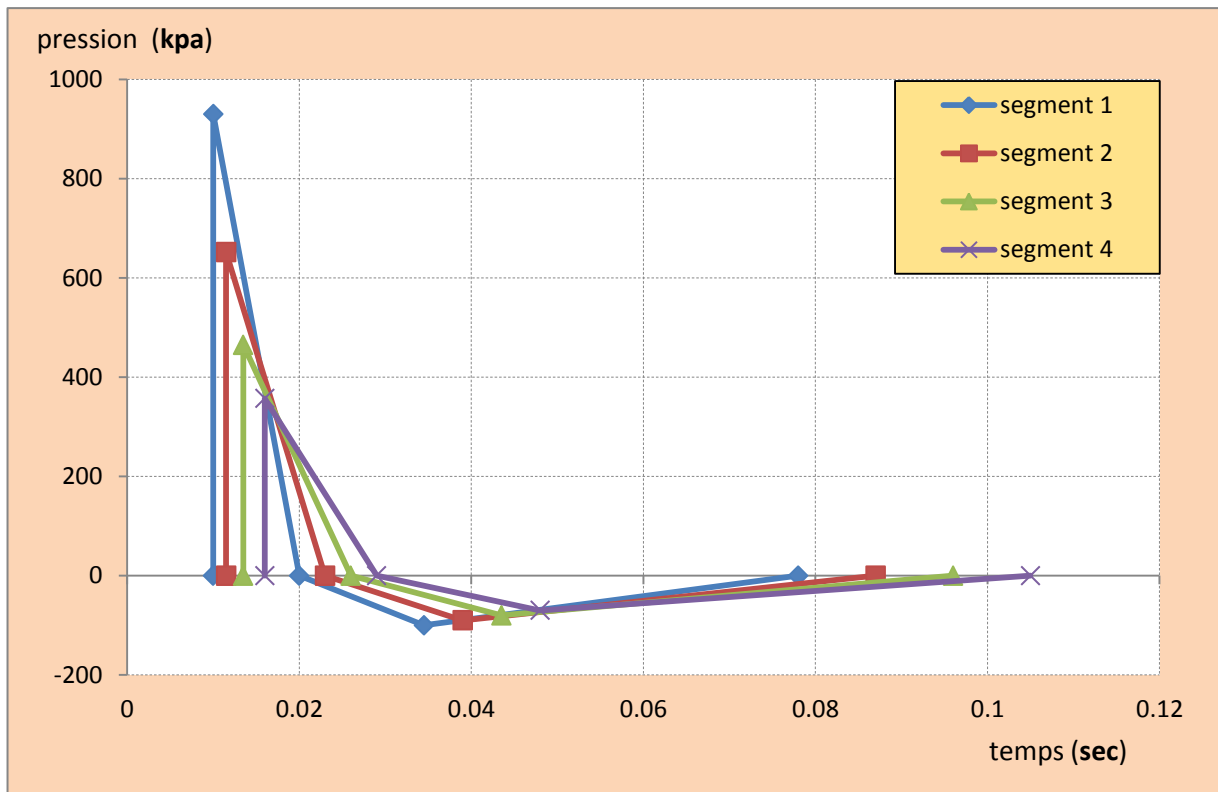


Figure 7-11 : Modèle #1 de chargement

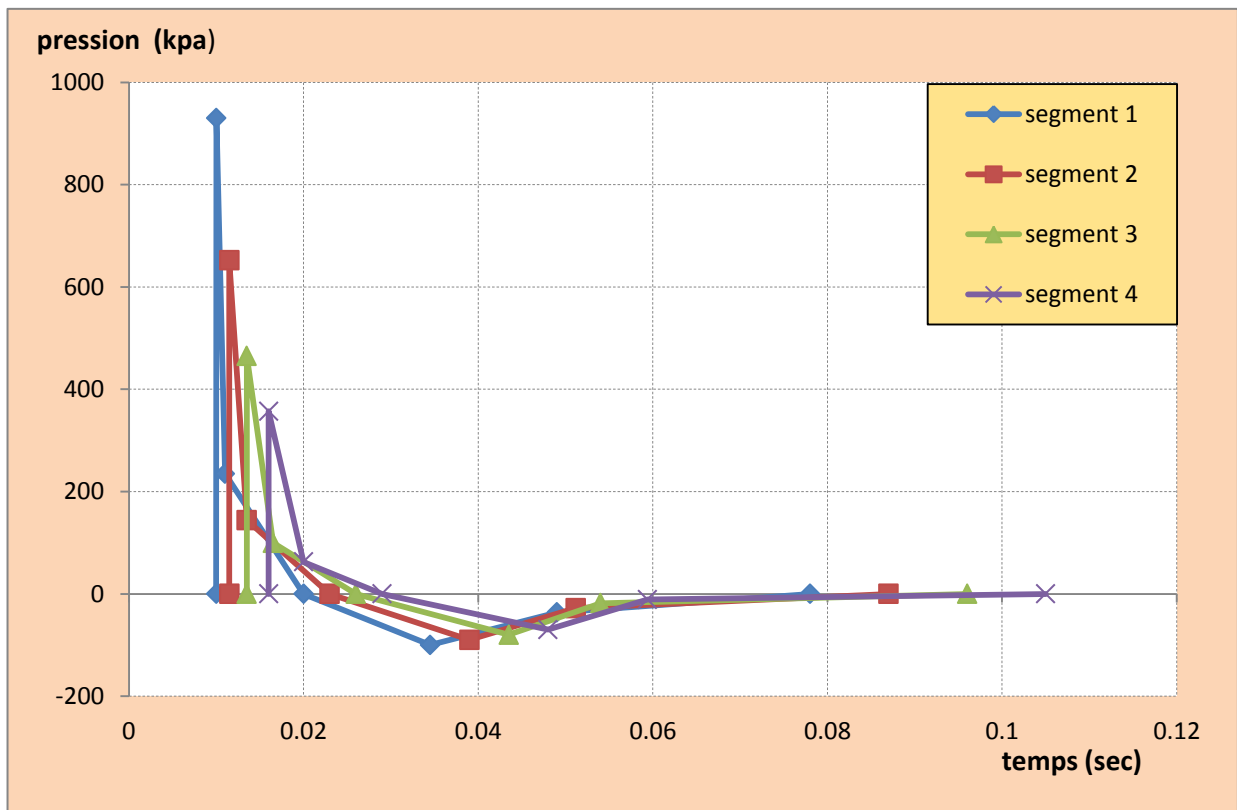


Figure 7-12 : Modèle #2 de chargement

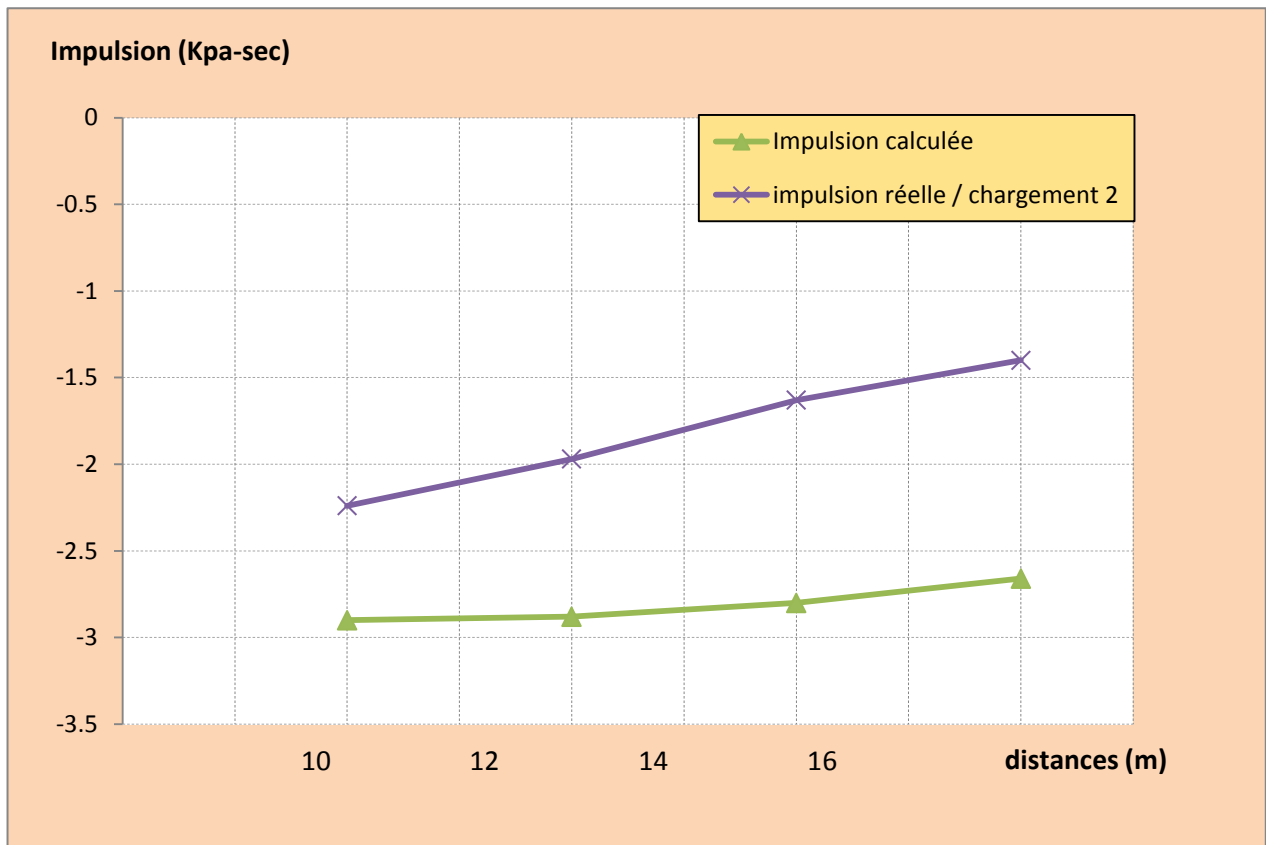


Figure 7-13 : Comparaison des impulsions négative

La figure 7-14 présente la réponse dynamique des modèles #1 et #2 de chargement. Les déflexions dues au modèle #1 sont plus importantes que celles dues au modèle #2 de chargement. On peut voir aussi que les déflexions initiales maximales (parties négatives des courbes) sont moins importantes que les secondes déflexions (parties positives des courbes). Les pressions d'aspiration des phases négatives diminuent ces déflexions et augmentent les déflexion dans le rebond. La déflexion rebondit pour le modèle #2 à une valeur plus élevée que celle du modèle #2 avec une phase positive seulement (figure 7-5).

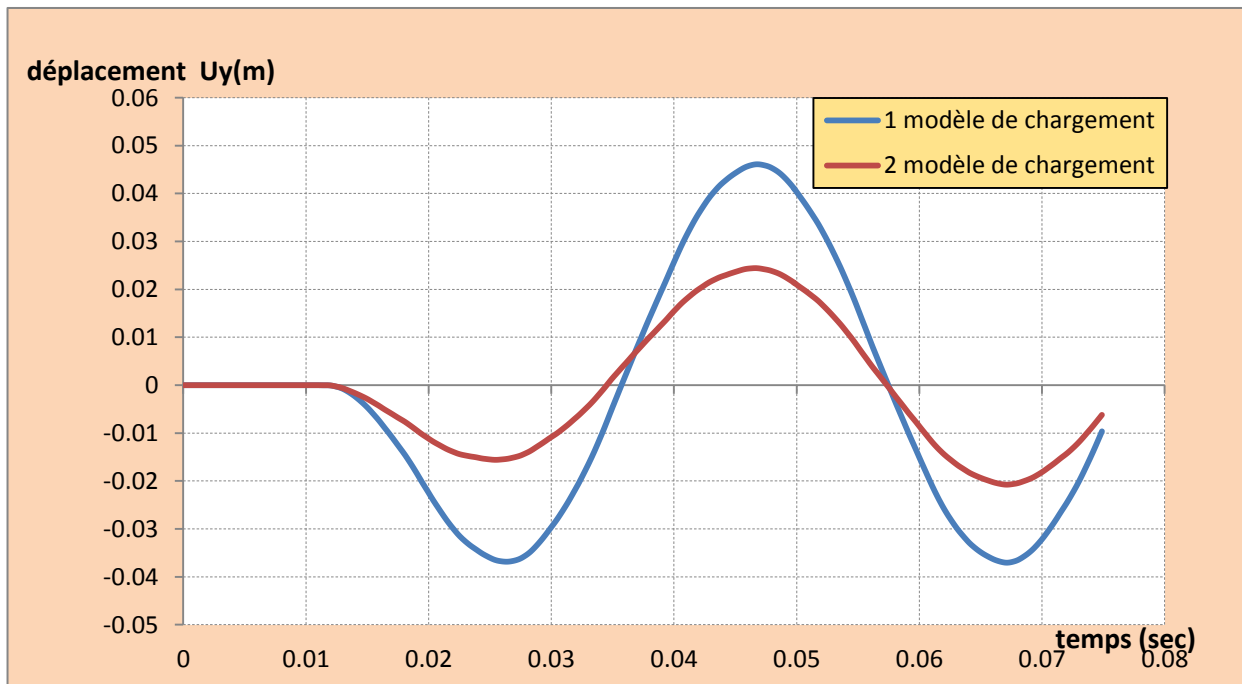


Figure 7-14: Comparaison des réponses pour les deux modèles de chargement

La figure 7-15 présente une comparaison des déflexions dues au modèle #2 à des divers points de la poutre. La déflexion du point médian est la plus grande de la poutre. Le point d'abscisse $L/4$ ($U_{y_{max}}=0.0172995m$, $t_{max}=0.044463$ sec) subit la déflexion maximale avant le point d'abscisse $3L/4$ ($U_{y_{max}}=0.0181533m$, $t_{max}=0.047372$ sec), par contre ce dernier subit la déflexion la plus grande.

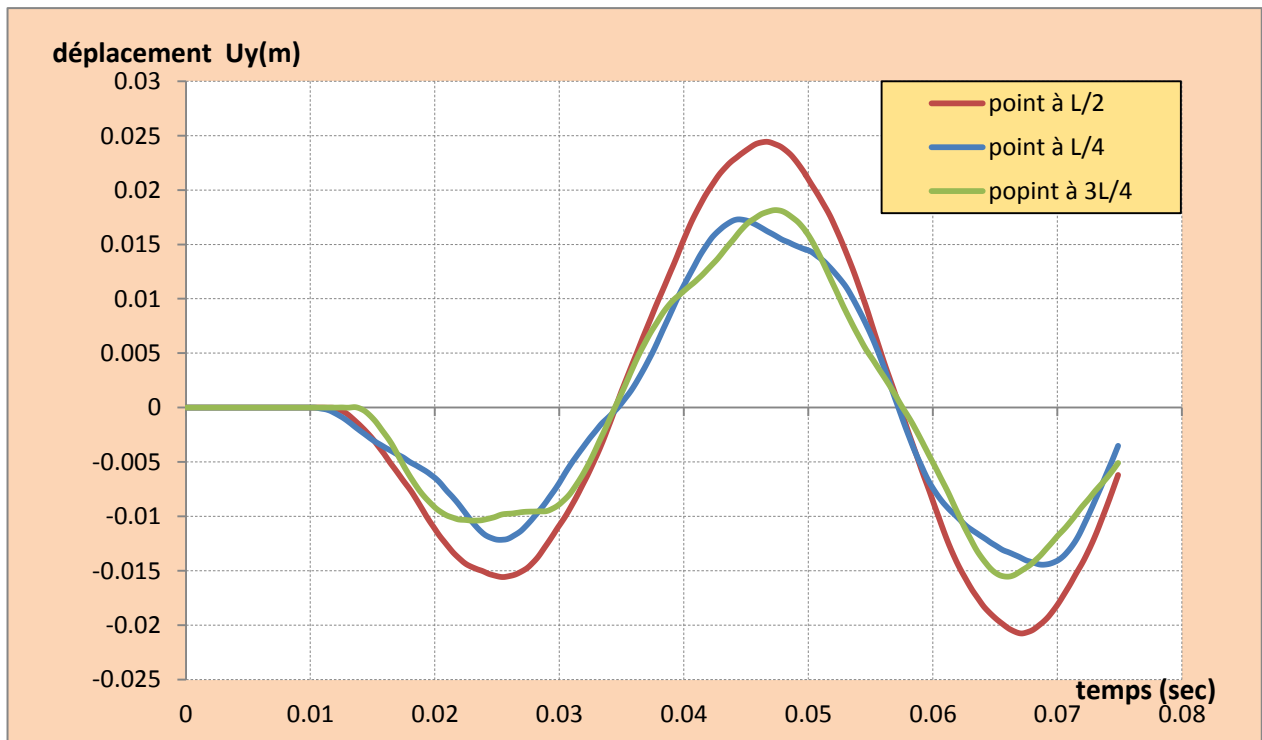


Figure 7-15 : Réponses dynamiques du modèle 2 de chargement – phase positive et phase négative

Dans la section suivante on calcule le chargement équivalent défini par les principes décrits au chapitre V. La réponse obtenue est comparée à la réponse du modèle 2 \neq étudié dans la section A (onde de surpression) et à la réponse du modèle 2 \neq étudié dans la section B (onde de surpression et de dépression).

C-Chargement Équivalent De Souffle

L'application des procédures du chapitre V nous a permis de déterminer la courbe de chargement équivalent.

1 : donnée $w = 500 \text{ kg}$, $R = 10 \text{ m}$.

2: déterminer les paramètres de l'onde de souffle en champ libre p_{so} , t_A , L_w et t_o .

a- $\lambda = R / w^{1/3} = 10 / 500^{1/3} = 1.259 \text{ m/kg}^{1/3}$.

b- déterminer les paramètres de l'onde de souffle en champ libre pour $\lambda = 1.259 \text{ m/kg}^{1/3}$ (figure 5-4).

$p_{so} = 1378 \text{ kpa}$

$t_A / w^{1/3} = 0.78 \text{ ms/kg}^{1/3}$, $t_A = 0.78(500)^{1/3} = 6.22 \text{ ms}$.

$L_w / w^{1/3} = 0.31 \text{ m/kg}^{1/3}$, $L_w = 0.31 (500)^{1/3} = 2.52 \text{ m}$.

3: chargement de toit.

a- Calculer le rapport L_w / L :

$L = 6.00 \text{ m}$

$L_{wf} = 2.52 \text{ m}$ alors $L_{wf} / L = 2.52 / 6 = 0.42$

b- Lire les valeurs de C_E , $t_d/w^{1/3}$ et $t_{of}/w^{1/3}$ pour $L_{wf}/L = 0.42$ et $p_{so} = 964.6 \text{ kpa}$

c- $t_d / w^{1/3} = 0.39 \text{ ms/kg}^{1/3}$ (figure 5-9)

d- $t_{of}/w^{1/3} = 2.35 \text{ ms/kg}^{1/3}$ (figure 5-8)

Calculer $C_E p_{sof}$, t_d et t_{of} :

$C_E p_{sof} = 0.28 \times 1378 = 385 \text{ kpa}$.

$t_d = 0.39 \times (500)^{1/3} = 3.11 \text{ ms}$.

$t_{of} = 2.35 \times (500)^{1/3} = 18.66 \text{ ms}$.

e- Déterminer q_o avec la figure 5-1 pour $C_E p_{sof} = 270 \text{ kpa}$.

$q_o = 172.25 \text{ kpa}$.

f- Calculer la pression maximale avec l'équation 5-7.

$C_D = -0.30$

$C_E p_{sof} + C_D q_o = 0.28 \times 964.6 + (-0.30 \times 172.25) = 334.16 \text{ kpa}$

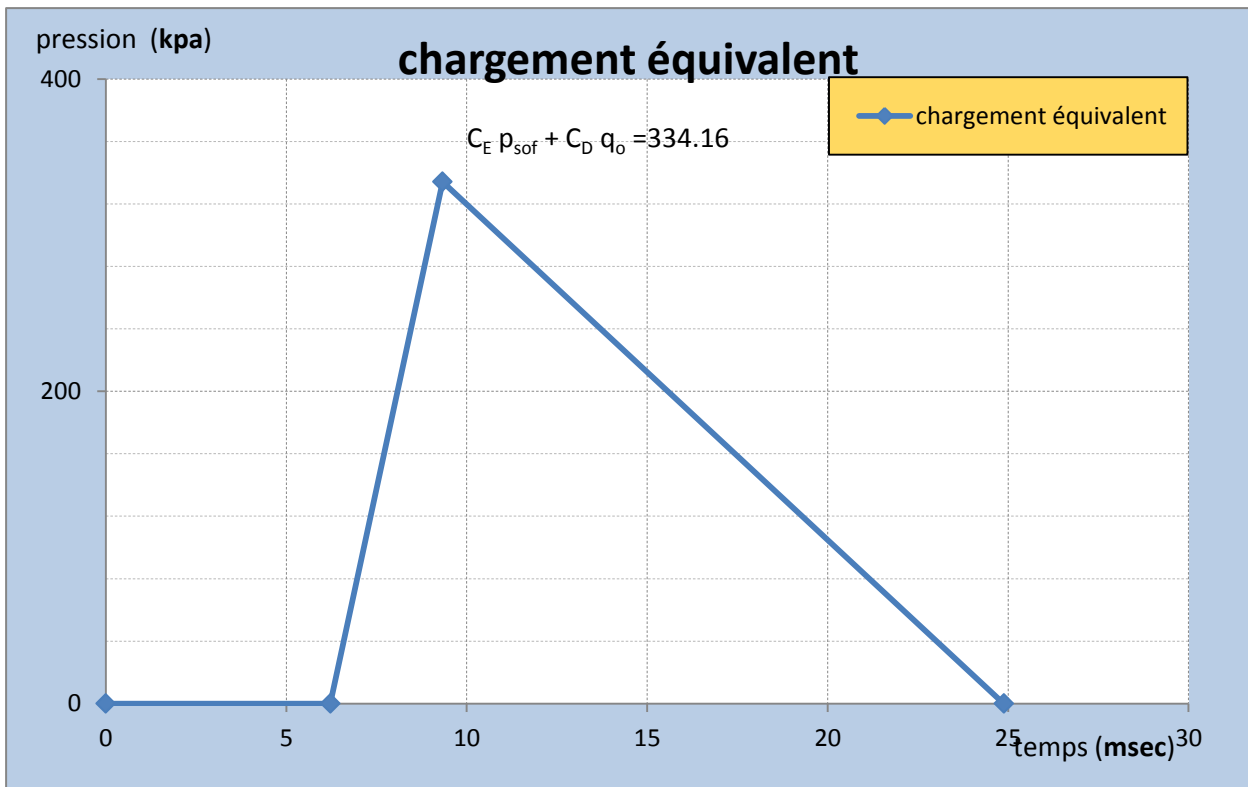


Figure 7-16: Chargement de souffle équivalent (TM 5-1300)

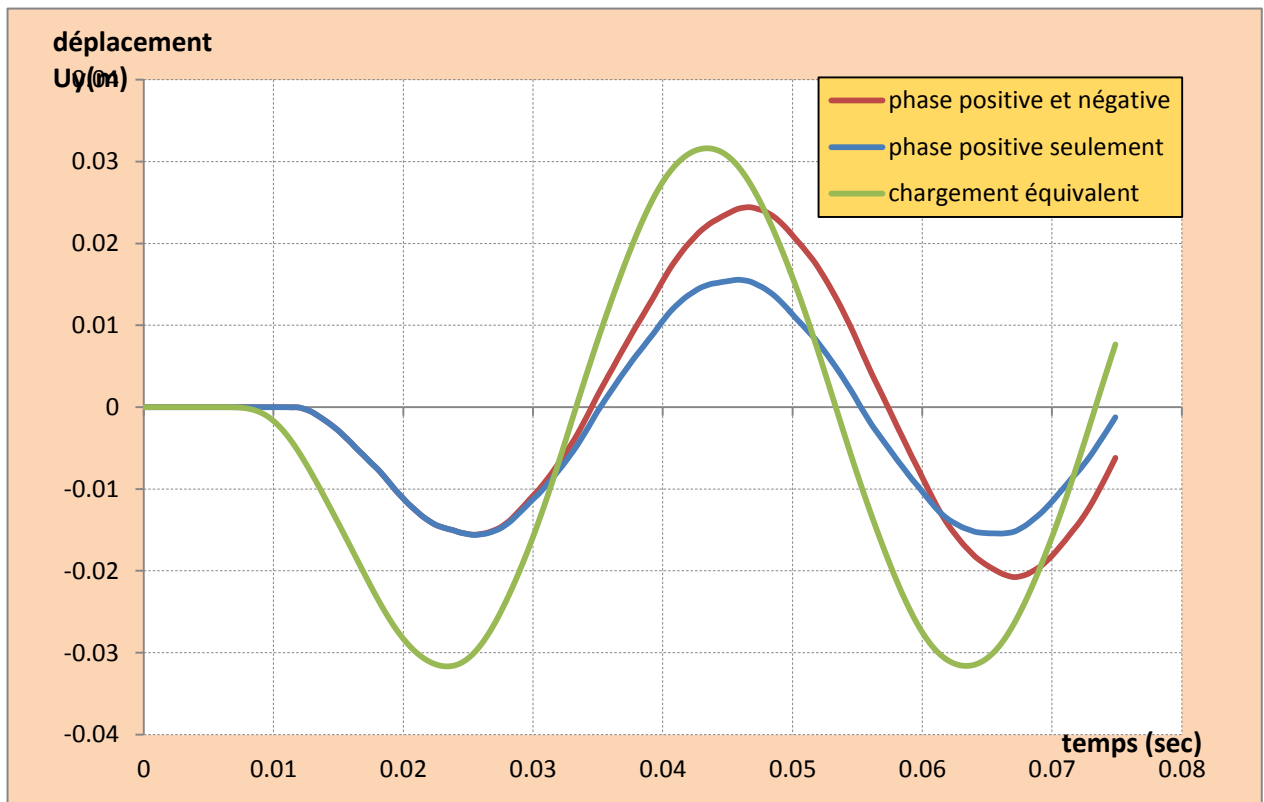


Figure 7- 17 : Comparaison des réponses dynamiques

A l'issue de ces résultats, plusieurs points peuvent être observés entre ces trois simulations. La valeur maximale (sommet positif) de la réponse due à la charge équivalente est plus grande que les autres réponses. De même, la réponse due au chargement équivalent est presque deux fois plus grande que celle due à l'onde de surpression.

Les temps d'occurrence des déflexions maximales sont différents entre les trois modèles. Comme il a été remarqué plus haut, le temps d'application du chargement équivalent est d'environ quatre millisecondes avant l'application de l'onde de souffle.

VII-2 ETUDE D'UN POTEAU

Un poteau de rez-de-chaussée de 6.4m de hauteur, d'une structure de plusieurs étages (un bâtiment en Australie) est analysé dans ce cas (figure.7-18). Le poteau est en béton armé de section (50x90) cm², la résistance du béton est 40 Mpa. La charge de souffle a été calculée suivant les procédures du chapitre V et suivant les données du rapport sur l'évènement d'Oklahoma (le poids de l'explosif est 1800 Kg de TNT et la distance entre la source et le poteau est de 5.00 m. La forme triangulaire de chargement a été adoptée (figure. 7-19), la valeur maximale de pression est de 68,9 Mpa, la durée de chargement est de 1.3 milliseconde. Le poteau a été analysé avec le programme ANSYS LS-DYNA.



Figure 7-18 : Bâtiment d'Oklahoma avant le sinistre

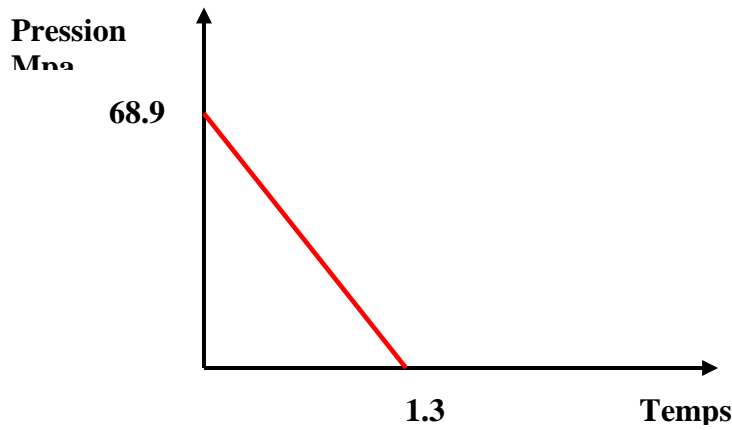


Figure 7-19-a : Chargement de souffle

Calcul du chargement de souffle suivant le (TM5 1300) :

- Donnée : $w = 1800\text{Kg}$, $R = 5.00\text{m}$
- $\lambda = R / w^{1/3} = 5.00 / 1800^{1/3} = 0.412 \text{ m/Kg}^{1/3}$
- pour $\lambda = 0.412 \text{ m/Kg}^{1/3}$ (figure 5-4)
 $p_{so} = 7579 \text{ kpa}$.
 $i_{ra} / w^{1/3} = 3420$ alors $i_{ra} = 3420 (1800)^{1/3} = 41498.47 \text{ Kpa}\cdot\text{ms}$
- lire C_{ra} pour le $p_{so} = 7579 \text{ Kpa}$, et $\alpha = 0^\circ$ dans la figure 3-5.
 $C_{ra} = 8.7$ alors $p_{ra} = C_{ra} \times p_{so} = 8.7 \times 7579 = 65937.3 \text{ Kpa} = 65.93 \text{ Mpa}$
 $i_{ra} = 1/2 p_{ra} \cdot T$ alors $T = 2 i_{ra} / p_{ra} = 1.26 \text{ msec}$.

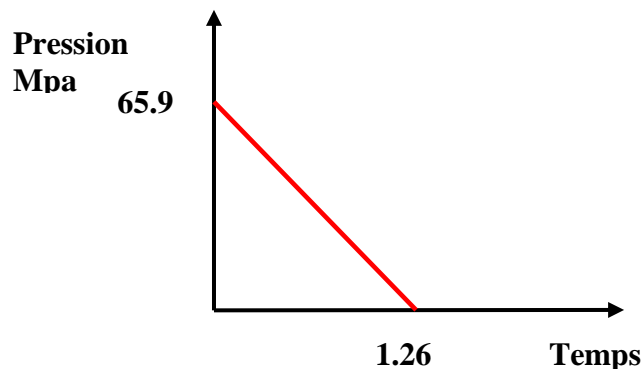


Figure 7-19-b: Chargement de souffle (TM5 1300)

Les déplacements latéraux du poteau aux différents instants sont donnés dans les figures 7-20 (a ,b,c).

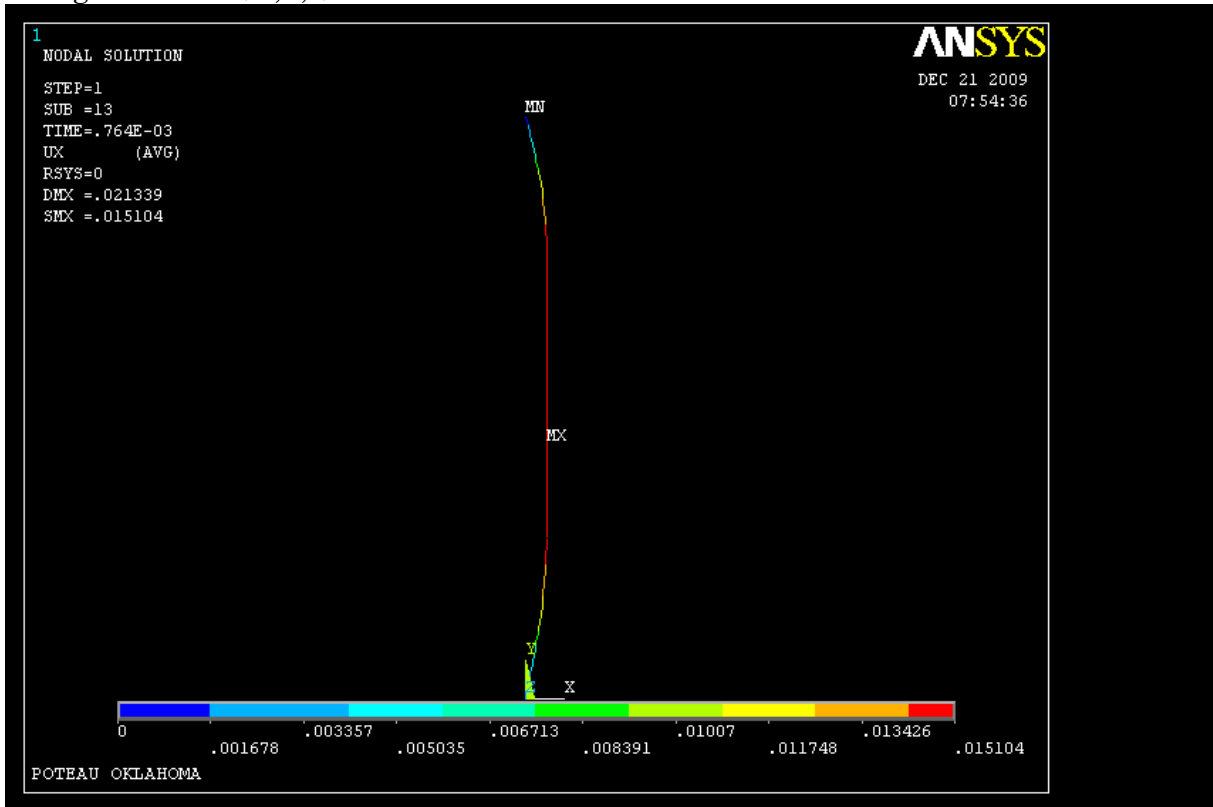


Figure 7-20- a : Déplacements latéraux du poteau à $t = 0.00076\text{sec}$

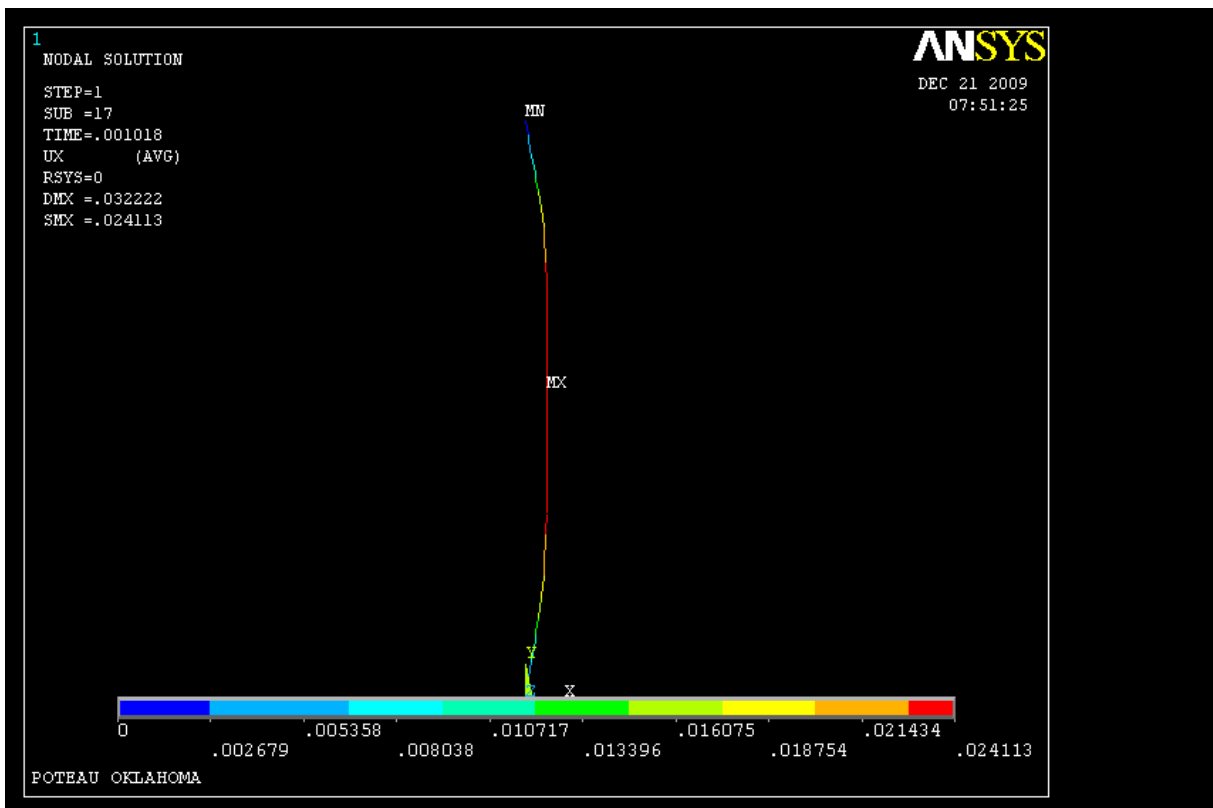


Figure 7-20- b : Déplacements latéraux du poteau à $t = 0.00101\text{sec}$

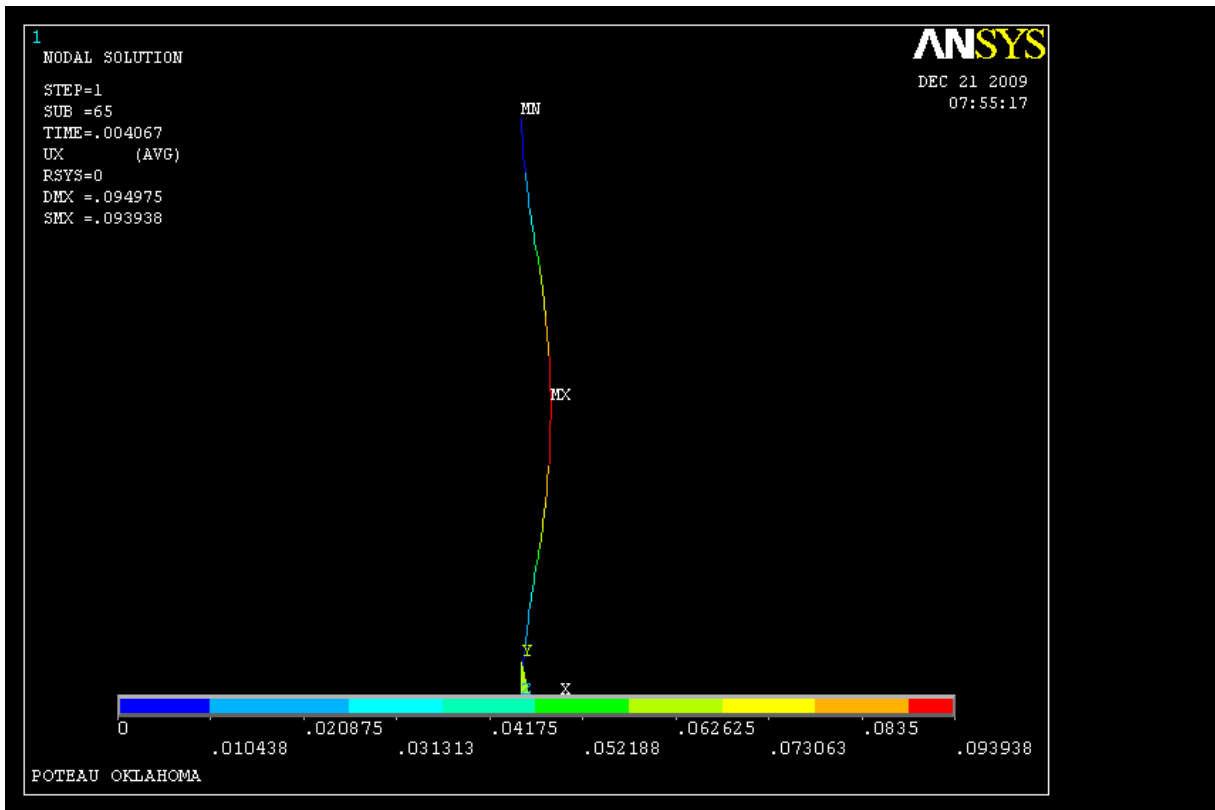


Figure 7-20- c : Déplacements latéraux du poteau à $t = 0.00406$ sec

La figure 7-21 présente la variation du déplacement latéral à mi- poteau dans le temps.

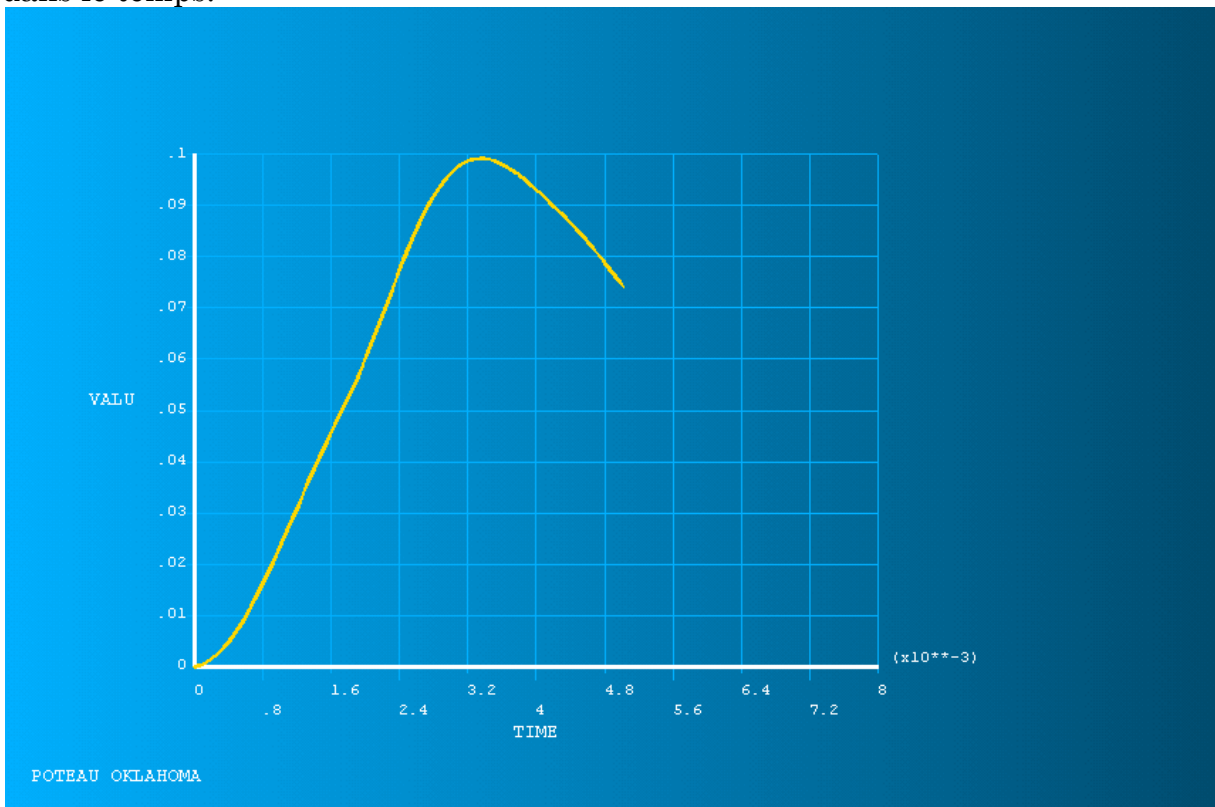


Figure 7-20- c : Variation du déplacement latéral (à mi poteau) dans le temps

A cause de l'endommagement de ce poteau et les éléments porteurs qui sont plus proches de la source de l'explosion, la structure s'est effondrée progressivement (figure 7-21) la figure 7-22 présente une photo de la structure d'Oklahoma après le sinistre.

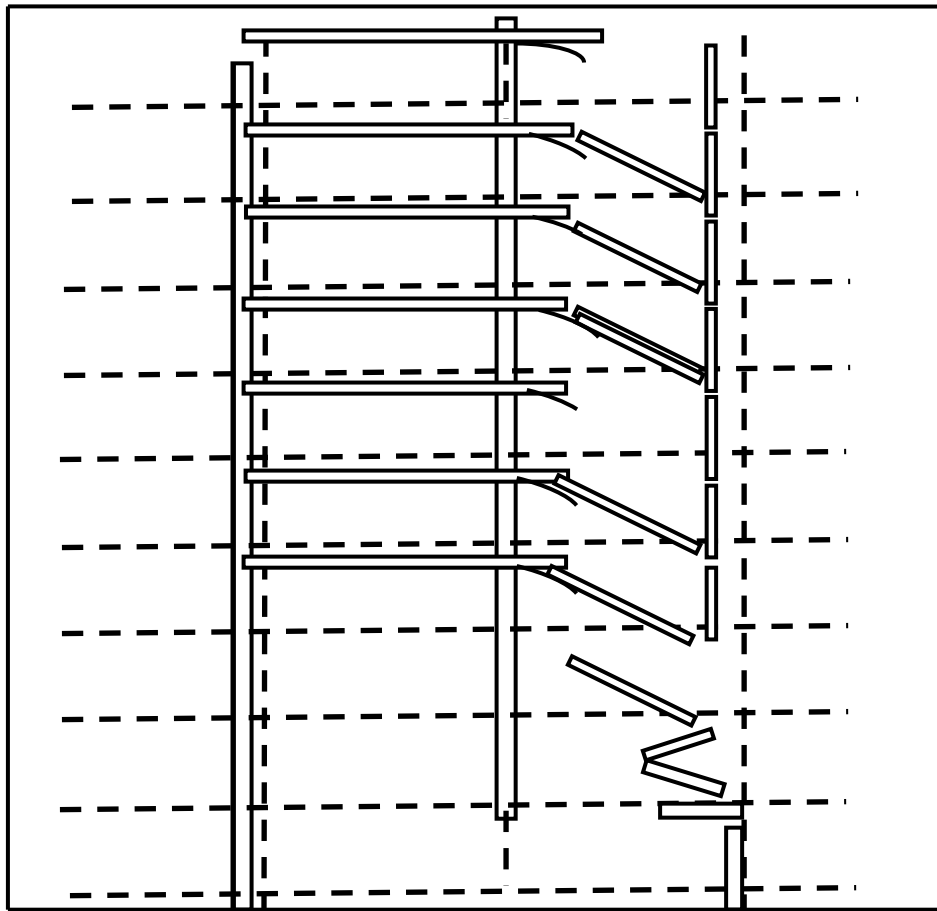


Figure 7-21 : Effondrements progressifs de la structure



Figure 7-22 : Bâtiment d'Oklahoma après le sinistre

VII-3 ETUDE D'UN MUR

Dans ce cas, un mur encastré sur les quatre bords, de hauteur de 4m et de 4m de largeur, est analysé avec le programme ANSYS LS-DYNA où le chargement de souffle est considéré constant à travers la surface. Le souffle (figure 7-24) est produit par l'explosion de 216 kg de TNT à une distance de 12 m.

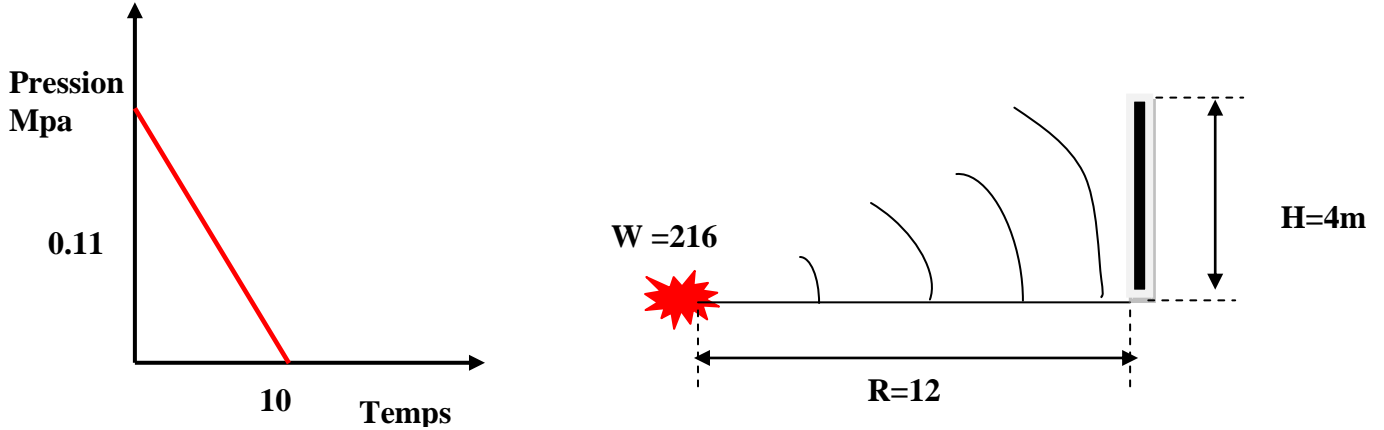


Figure 7-24 : Chargement de souffle sur le mur

L'élément plaque utilisé dans l'analyse dynamique est **SHELL 163** à quatre nœuds (figure 7-25). Cet élément est utilisé pour les analyses dynamiques explicites seulement. Chaque nœud a douze degrés de liberté translation, accélération, vitesse et rotation dans les trois directions, Les dimensions d'élément ainsi que, les propriétés du matériau constituant l'élément **shell** (le module d'élasticité, le module de poisson et la densité), sont définies par l'utilisateur. Les résultats obtenus sont donnés dans les figures 7-26-a ; 7-26-b et 7-27.

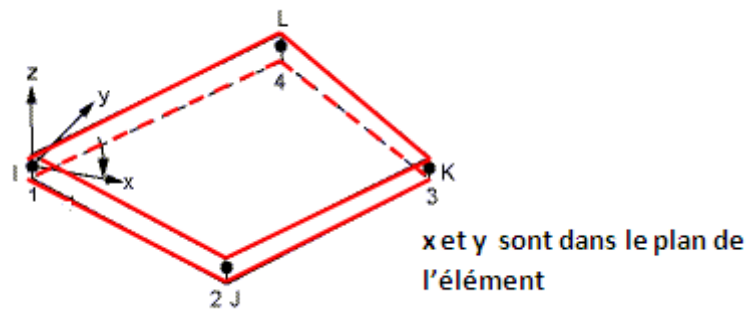


Figure 7-25 : SHELL 163 ANSYS LS-DYNA

Les figures 7-26-a, 7-26-b donnent les déplacements du mur à différent instants :

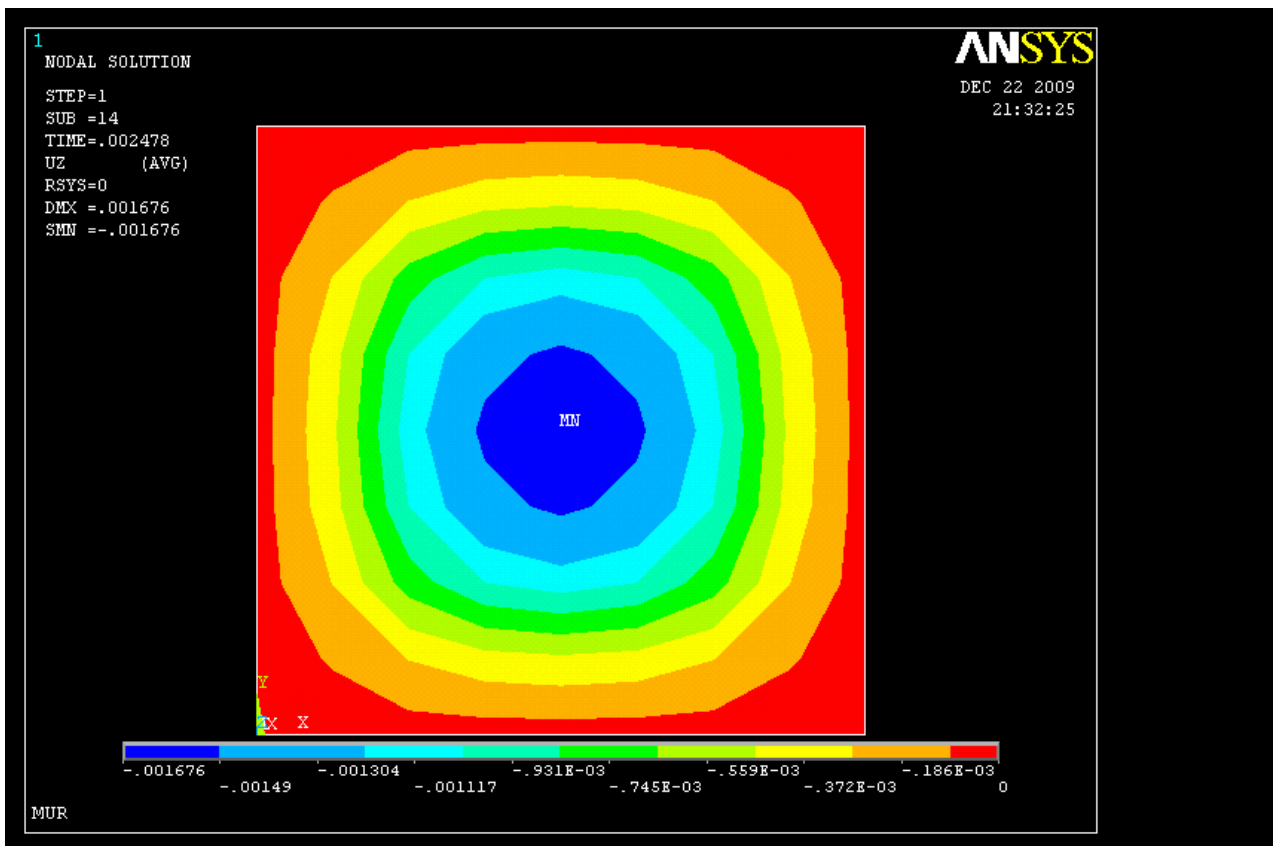


Figure 7-26-a : Déplacement Uz du mur à $t = 0.002478\text{sec}$

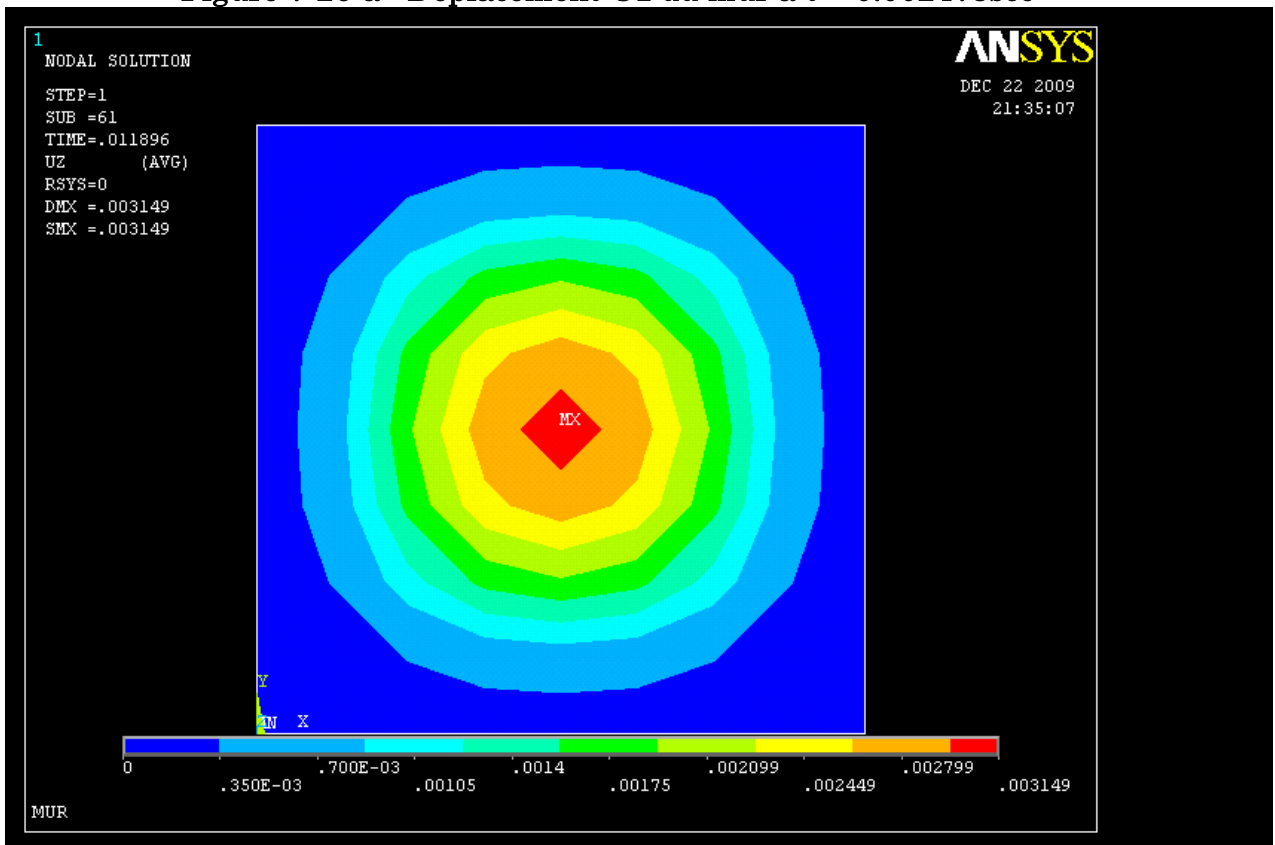


Figure 7-26-b : Déplacement Uz du mur à $t = 0.011896\text{ sec}$

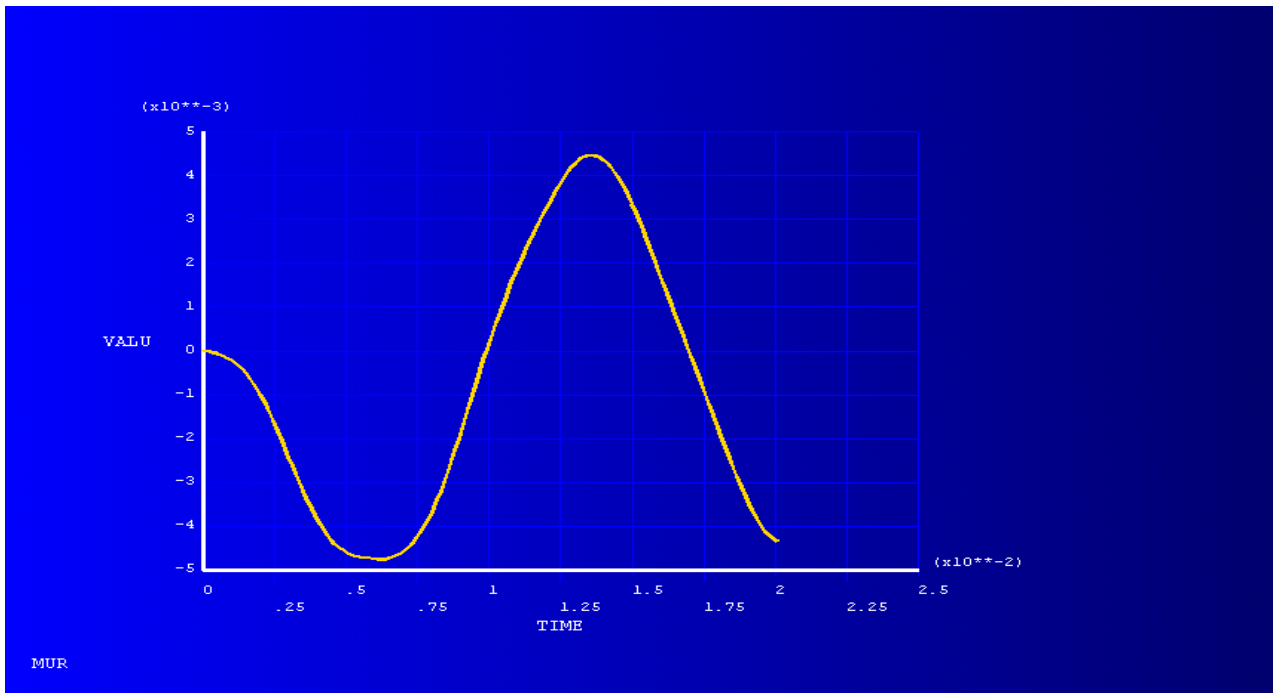


Figure 7-27 : Variation des déplacements U_z du point de centre du mur dans le temps

CONCLUSION GENERALE

Dans cette conclusion, nous allons présenter les principaux apports de notre travail ainsi que ses limites. Nous avons au cours de ce mémoire abordé un certain nombre de situations nécessaires à l'estimation des chargements d'une onde de souffle appliquée sur les structures. Nous avons exposé les phénomènes physiques intervenant dans cette estimation, à savoir les phénomènes de réflexion d'une onde de choc sur une surface plane, réflexion régulière, oblique ou de Mach, contournement de l'onde de choc autour de la structure ainsi que les lois et les paramètres caractérisant une explosion comme la distance réduite, l'équivalent TNT et la surpression.

A l'aide de ces paramètres, nous avons tout d'abord caractérisé la propagation de l'onde de pression, puis après avoir complètement défini les caractéristiques de l'onde incidente (surpression positive, impulsion réduite positive $I^+ / w^{1/3}$ et la durée réduite de la phase positive $t^+ / w^{1/3}$), nous avons étudié l'interaction de l'onde de choc avec des structures sur toutes les facettes.

Avant le calcul de la réponse de structure au chargement de souffle, nous avons rappelé les principes de base d'analyse dynamique, ainsi que les méthodes utilisées dans la conception des structures soumises au chargement de souffle. Le calcul numérique a été fait par le logiciel des éléments finis ANSYS LS-DYNA.

Un exemple d'application de ce programme a été fait et comparé à un calcul analytique d'un modèle à un seul degré de liberté (SDOF) équivalent. On a constaté que la réponse aux chargements impulsionnels est plus liée à l'impulsion qu'à la valeur maximale.

Une étude détaillée d'un exemple de toit d'une structure a été faite. Différents modèles de chargement sont utilisés, nous avons considéré en premier cas la phase positive de chargement, puis on a considéré la phase positive et négative de chargement. Les résultats obtenus sont comparés au résultat d'un modèle de chargement équivalent. Nous avons finalisé notre travail par une étude d'un exemple de mur pour exploiter la possibilité du programme ANSYS LS-DYNA d'analyser les éléments plaques sous chargement de la pression dynamique (variable dans le temps et dans l'espace).

Enfin ce mémoire présente un travail de recherche qui reste un début d'études. Elle peut être approfondie dans les directions suivantes :

- Etude de l'interaction onde de choc- structure ;
- Comportement des structures aux chargements rapides (chocs; fors impact...etc)
- Etude des systèmes des structures résistant au souffle.

Bibliographie

- Al'tshuler et al.** Soviet Physics JETP, 14, 986. (1962);
- Alfred P, Murrah Federal Building.** “Case study. Oklahoma City H.S. LEW National Institute of Standards and Technology”, Présentation powerpoint.
- Baker W.E., Cox P.A., Westine P.S., Kulesz J.J., and Strehlow R.A. (1983)** “Explosion hazards and evaluation”. Fundamental Studies in Engineering, Elsevier, New-York, (1983).
- Braimah Abass.** “Blast Load Effects on Structures” Canadian Explosives Research Laboratory Ottawa, Présentation powerpoint.
- Brode, H.L. (1955)** “Numerical solution of spherical blast waves”, Journal of Applied Physics, American Institute of Physics, New York, 1955 d’après T.D.Ngo, P.A. Mendis, D. Teo and G. Kusuma, “behavior of high- strength concrete columns subjected to blast loading”.
- Brossard J., Desrosier C., Purnomo H., Renard J. (1995)** “Pressure loads on a plane surface submitted to an explosion, Shock Waves @ Marseille IV, R.. Dumitrescu, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, 1995, 387-392”, (1995), D’après GIRAULT Grégory.
- Brown C.J., Thomas G.O. (2000)** “Experimental studies of ignition and transition to detonation induced by the reflection and diffraction of shock waves”, Department of Physics, University of Wales, Aberystwyth, Ceredigion, SY23 3BZ, U.K., Shock Waves (2000) ;
- Chapman D.L. (1899).** “On the state of explosion in gases”, Philos. Mag, 47, (1899).
- Delaroche C. (1983).** “Détonation en milieu libre de mélanges gazeux air – hydrocarbure en géométrie sphérique : étude de la phase négative et résultats de synthèse, Bulletin Direction Etude et Recherche EDF”, Rapport HP/99/83/24, 1983.
- Desrosier C., Reboux A., Brossard J.(1991).** “Effect of asymmetric ignition on the vapor cloud spatial blast. Progress in Astronautics and Aeronautics”, (1991).
- GIRAULT Grégory (2006).** “Réponse d'une plaque couplée à un liquide et soumise à une pression mobile. Aspects théoriques et expérimentaux en détonique”, thèse pour obtenir le grade de docteur de l’université d’ORLEANS, 19 juillet 2006.
- Henrych J (1979).** “the dynamics of explosion and its use Elsevier science publisher”, 1979. D’après T.D.Ngo, P.A. Mendis, D. Teo and G. Kusuma « behavior of high- strength concrete columns subjected to blast loading».
- Hopkinson B. (1915)** “British Ordnance Board Minutes 13565, 1915. d’après GIRAULT Grégory ;
- Jouguet E. (1917)** .” La mécanique des explosives”. Doin, Paris (1917).
- Kinney G.F (1962).** “Explosive shocks in air. MacMillan”, London (1962),
- Kirk A. Marchand et Farid Alfawakhiri, (2005)** “Blast and Progressive Collapse “ American institute of steel construction .INC, April 2005.
- Manuel de logiciel ANSYS 10.0.**
- MARK ANDREW MCCLENDON, (2007).** “blast resistant design for roof systems” presented to the Faculty of the Graduate School of the University of Missouri– Columbia, Décembre 2007.

Mills, C.A.(1987). “ The design of concrete structure to resist explosions and weapon effects,” Proceedings of the 1st Int. Conference on concrete for hazard protections, Edinburgh, UK, pp. 61-73, 1987. D’après T.D.Ngo, P.A. Mendis, D. Teo and G. Kusuma « behavior of high- strength concrete columns subjected to blast loading».

T.D.Ngo, P.A. Mendis, D. Teo and G. Kusuma, (2002). “ behavior of high-strength concrete columns subjected to blast loading” university of Melbourne, Australia , Expertise grant N° EPPNME073, 2002.

TM 5-1300 (1990). “the design of Structures to resist the effects of accidental explosions”, technical manual, US department of the army, navy, and air force (1990).

T.Ngo, P. Mendis,A. Gupta & J.Ramsay, (2007). “Blast loading and blast effects on structure- an overview “, university of Melbourne, Australia « 2007.

TRELAT Sophie (2006). “Impact de fortes explosions sur les bâtiments représentatifs d’une installation industrielle” thèse pour obtenir le grade de docteur de l’université d’ORLEANS . Soutenue le 07 décembre 2006.

USACE manual. “Design of Structures to Resist the Effects of Atomic Weapons”, 1957. EM 1110-345-415 “Principles of Dynamic Analysis and Design”, and EM 1110-345-416 “Structural Elements Subjected to Dynamic Loads.

Von Neumann J.(1943). “Oblique Reflection of Shocks”, Explos. Res. Rep. 12, Navy Dept. Bureau of Ordnance, Washington, DC, USA (1943),

Von Neumann J. (1943). “Refraction, Intersection and Reflection of Shock Waves”, NAVORDRep. 203-45, Navy Dept., Bureau of Ordnance, Washington, DC, USA (1943),

ANNEXES

MODELISATION DES STRUCTURES SOUS LES EFFETS DE L'EXPLOSION

1 cas chargement rectangulaire (4 éléments)

*KEYWORD

*TITLE

1cas chargement rectangulaire

\$

*DATABASE_FORMAT

0

\$

\$

\$

\$ NODE DEFINITIONS \$

\$

\$

*NODE

1	0.00000000E+00	0.00000000E+00	0.00000000E+00	0	0
2	4.00000000E+00	0.00000000E+00	0.00000000E+00	0	0
3	1.00000000E+00	0.00000000E+00	0.00000000E+00	0	0
4	2.00000000E+00	0.00000000E+00	0.00000000E+00	0	0
5	3.00000000E+00	0.00000000E+00	0.00000000E+00	0	0
6	5.00000000E-01	4.47213595E+00	0.00000000E+00	0	0
7	1.50000000E+00	4.47213595E+00	0.00000000E+00	0	0
8	2.50000000E+00	4.47213595E+00	0.00000000E+00	0	0
9	3.50000000E+00	4.47213595E+00	0.00000000E+00	0	0

\$

\$

\$

\$ SECTION DEFINITIONS \$

\$

\$

*SECTION_BEAM

1	1	0.8300	2.0	0.0		
0.400	0.400	0.400	0.400	0.00	0.00	

\$

\$

\$

\$ MATERIAL DEFINITIONS \$

\$

\$

*MAT_ELASTIC

1 0.250E+04 0.300E+11 0.300000 0.0 0.0 0.0

\$

\$

\$

\$

\$ PARTS DEFINITIONS \$

\$

\$

\$

*PART

Part	1 for Mat	1 and Elem Type	1
1	1	0 0 0	0

\$

\$

\$

\$ ELEMENT DEFINITIONS \$

\$

\$

*ELEMENT_BEAM

1	1	1	3	6
2	1	3	4	7
3	1	4	5	8
4	1	5	2	9

\$

\$

\$

\$ COORDINATE SYSTEMS \$

\$

\$

\$

\$

\$

\$ LOAD DEFINITIONS \$

\$

\$

*DEFINE_CURVE

1	0	1.000	1.000	0.000	0.000
0.000000000000E+00	1.000000000000E+04				

MODELISATION DES STRUCTURES SOUS LES EFFETS DE L'EXPLOSION

*END

Etude du toit- Modèle #1 de chargement- Phase positive et Phase négative

*KEYWORD

*TITLE

TOIT

\$

*DATABASE_FORMAT

2

\$

\$

\$

\$ NODE DEFINITIONS \$

\$

\$

*NODE

Table with 5 columns: Node ID, X coordinate, Y coordinate, Z coordinate, and other parameters. Contains 49 rows of numerical data.

\$

\$

\$

\$ SECTION DEFINITIONS \$

\$

\$

*SECTION_BEAM

Table with 7 columns: Section ID, Material ID, and various parameters. Contains 2 rows of numerical data.

\$

\$

\$

MODELISATION DES STRUCTURES SOUS LES EFFETS DE L'EXPLOSION

```
8.700000000000E-02 0.000000000000E+00
*SET_BEAM
  2
   5   6   7   8   9   10  11  12
*LOAD_BEAM_SET
  2   2   2  1.000
*DEFINE_CURVE
  3   0  1.000  1.000  0.000  0.000
1.350000000000E-02 0.000000000000E+00
1.350010000000E-02 4.650000000000E+05
2.600000000000E-02 0.000000000000E+00
4.350000000000E-02 -8.000000000000E+04
9.600000000000E-02 0.000000000000E+00
*SET_BEAM
  3
  13  14  15  16  17  18  19  20
*LOAD_BEAM_SET
  3   2   3  1.000
*DEFINE_CURVE
  4   0  1.000  1.000  0.000  0.000
1.600000000000E-02 0.000000000000E+00
1.600100000000E-02 3.570000000000E+05
2.900000000000E-02 0.000000000000E+00
4.800000000000E-02 -7.000000000000E+04
1.050000000000E-01 0.000000000000E+00
*SET_BEAM
  4
  21  22  23  24
*LOAD_BEAM_SET
  4   2   4  1.000
$
$
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
$      RIGID BOUNDRIES      $
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
$
$
$
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
$      BOUNDARY DEFINITIONS      $
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
*SET_NODE_LIST
  1  0.000  0.000  0.000  0.000
  1  2
*BOUNDARY_SPC_SET
  1  0  1  1  0  0  0  0
$
$
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
$      CONTACT DEFINITIONS      $
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
$
$
$
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
$      CONTROL OPTIONS      $
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
*CONTROL_ENERGY
  2   2   2   2
*CONTROL_SHELL
 20.0   1  -1  1   2   2   1
*CONTROL_TIMESTEP
  0.0000  0.9000  0  0.00  0.00
*CONTROL_TERMINATION
  0.750E-01  0  0.00000  0.00000  0.00000
$
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
$      TIME HISTORY      $
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
*DATABASE_BINARY_D3PLOT
0.7500E-04
*DATABASE_BINARY_D3THDT
0.7500E-04
*DATABASE_BINARY_D3DUMP
1155
```


MODELISATION DES STRUCTURES SOUS LES EFFETS DE L'EXPLOSION

```

      1  2  1  1.000
*DEFINE_CURVE
      2  0  1.000  1.000  0.000  0.000
      1.150000000000E-02  0.000000000000E+00
      1.150010000000E-02  6.520000000000E+05
      1.350000000000E-02  1.440000000000E+05
      2.300000000000E-02  0.000000000000E+00
*SET_BEAM
      2
      5  6  7  8  9  10  11  12
*LOAD_BEAM_SET
      2  2  2  1.000
*DEFINE_CURVE
      3  0  1.000  1.000  0.000  0.000
      1.350000000000E-02  0.000000000000E+00
      1.350010000000E-02  4.650000000000E+05
      1.650000000000E-02  9.960000000000E+04
      2.600000000000E-02  0.000000000000E+00
*SET_BEAM
      3
      13  14  15  16  17  18  19  20
*LOAD_BEAM_SET
      3  2  3  1.000
*DEFINE_CURVE
      4  0  1.000  1.000  0.000  0.000
      1.600000000000E-02  0.000000000000E+00
      1.600100000000E-02  3.570000000000E+05
      2.000000000000E-02  6.246000000000E+04
      2.900000000000E-02  0.000000000000E+00
*SET_BEAM
      4
      21  22  23  24
*LOAD_BEAM_SET
      4  2  4  1.000
$
$
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$          RIGID BOUNDRIES          $
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
$
$
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$          BOUNDARY DEFINITIONS    $
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
*SET_NODE_LIST
      1  0.000  0.000  0.000  0.000
      1  2
*BOUNDARY_SPC_SET
      1  0  1  1  0  0  0  0
$
$
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$          CONTACT DEFINITIONS    $
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
$
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$          CONTROL OPTIONS        $
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
*CONTROL_ENERGY
      2  2  2  2
*CONTROL_SHELL
      20.0  1  -1  1  2  2  1
*CONTROL_TIMESTEP
      0.0000  0.9000  0  0.00  0.00
*CONTROL_TERMINATION
      0.750E-01  0  0.00000  0.00000  0.00000
$
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$          TIME HISTORY          $
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
*DATABASE_BINARY_D3PLOT
0.7500E-04

```



```

4.90000000000E-02 -3.63200000000E+04
7.80000000000E-02 0.00000000000E+00
*SET_BEAM
1
1 2 3 4
*LOAD_BEAM_SET
1 2 1 1.000
*DEFINE_CURVE
2 0 1.000 1.000 0.000 0.000
1.15000000000E-02 0.00000000000E+00
1.15001000000E-02 6.52000000000E+05
1.35000000000E-02 1.44000000000E+05
2.30000000000E-02 0.00000000000E+00
3.90000000000E-02 -9.00000000000E+04
5.11600000000E-02 -2.81600000000E+04
8.70000000000E-02 0.00000000000E+00
*SET_BEAM
2
5 6 7 8 9 10 11 12
*LOAD_BEAM_SET
2 2 2 1.000
*DEFINE_CURVE
3 0 1.000 1.000 0.000 0.000
1.35000000000E-02 0.00000000000E+00
1.35001000000E-02 4.65000000000E+05
1.65000000000E-02 9.96000000000E+04
2.60000000000E-02 0.00000000000E+00
4.35000000000E-02 -8.00000000000E+04
5.40000000000E-02 -1.82100000000E+04
9.60000000000E-02 0.00000000000E+00
*SET_BEAM
3
13 14 15 16 17 18 19 20
*LOAD_BEAM_SET
3 2 3 1.000
*DEFINE_CURVE
4 0 1.000 1.000 0.000 0.000
1.60000000000E-02 0.00000000000E+00
1.60010000000E-02 3.57000000000E+05
2.00000000000E-02 6.24600000000E+04
2.90000000000E-02 0.00000000000E+00
4.80000000000E-02 -7.00000000000E+04
5.94000000000E-02 -1.10500000000E+04
1.05000000000E-01 0.00000000000E+00
*SET_BEAM
4
21 22 23 24
*LOAD_BEAM_SET
4 2 4 1.000
$
$
$
RIGID BOUNDRIES
$
$
$
$
BOUNDARY DEFINITIONS
$
$
*SET_NODE_LIST
1 0.000 0.000 0.000 0.000
1 2
*BOUNDARY_SPC_SET
1 0 1 1 0 0 0 0
$
$
$
CONTACT DEFINITIONS
$
$
$
$
CONTROL OPTIONS
$
$
$
$

```

MODELISATION DES STRUCTURES SOUS LES EFFETS DE L'EXPLOSION

```
*CONTROL_ENERGY
  2  2  2  2
*CONTROL_SHELL
20.0  1 -1  1  2  2  1
*CONTROL_TIMESTEP
  0.0000 0.9000  0 0.00  0.00
*CONTROL_TERMINATION
0.750E-01  0 0.00000 0.00000 0.00000
$
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
$          TIME HISTORY          $
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
*DATABASE_BINARY_D3PLOT
0.7500E-04
*DATABASE_BINARY_D3THDT
0.7500E-04
*DATABASE_BINARY_D3DUMP
  1155
$
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
$          DATABASE OPTIONS          $
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
*DATABASE_EXTENT_BINARY
  0  0  3  1  0  0  0  0
  0  0  4  0  0  0
*END
Etude du toit- Modéle #3 de chargement- Phase positive
*KEYWORD
*TITLE
TOIT
$
*DATABASE_FORMAT
  2
$
$
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
$          NODE DEFINITIONS          $
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
*NODE
  1 0.000000000E+00 0.000000000E+00 0.000000000E+00  0  0
  2 6.000000000E+00 0.000000000E+00 0.000000000E+00  0  0
  3 2.500000000E-01 0.000000000E+00 0.000000000E+00  0  0
  4 5.000000000E-01 0.000000000E+00 0.000000000E+00  0  0
  5 7.500000000E-01 0.000000000E+00 0.000000000E+00  0  0
  6 1.000000000E+00 0.000000000E+00 0.000000000E+00  0  0
  7 1.250000000E+00 0.000000000E+00 0.000000000E+00  0  0
  8 1.500000000E+00 0.000000000E+00 0.000000000E+00  0  0
  9 1.750000000E+00 0.000000000E+00 0.000000000E+00  0  0
 10 2.000000000E+00 0.000000000E+00 0.000000000E+00  0  0
 11 2.250000000E+00 0.000000000E+00 0.000000000E+00  0  0
 12 2.500000000E+00 0.000000000E+00 0.000000000E+00  0  0
 13 2.750000000E+00 0.000000000E+00 0.000000000E+00  0  0
 14 3.000000000E+00 0.000000000E+00 0.000000000E+00  0  0
 15 3.250000000E+00 0.000000000E+00 0.000000000E+00  0  0
 16 3.500000000E+00 0.000000000E+00 0.000000000E+00  0  0
 17 3.750000000E+00 0.000000000E+00 0.000000000E+00  0  0
 18 4.000000000E+00 0.000000000E+00 0.000000000E+00  0  0
 19 4.250000000E+00 0.000000000E+00 0.000000000E+00  0  0
 20 4.500000000E+00 0.000000000E+00 0.000000000E+00  0  0
 21 4.750000000E+00 0.000000000E+00 0.000000000E+00  0  0
 22 5.000000000E+00 0.000000000E+00 0.000000000E+00  0  0
 23 5.250000000E+00 0.000000000E+00 0.000000000E+00  0  0
 24 5.500000000E+00 0.000000000E+00 0.000000000E+00  0  0
 25 5.750000000E+00 0.000000000E+00 0.000000000E+00  0  0
 26 1.250000000E-01 7.905694150E-01 0.000000000E+00  0  0
 27 3.750000000E-01 7.905694150E-01 0.000000000E+00  0  0
 28 6.250000000E-01 7.905694150E-01 0.000000000E+00  0  0
 29 8.750000000E-01 7.905694150E-01 0.000000000E+00  0  0
 30 1.125000000E+00 7.905694150E-01 0.000000000E+00  0  0
 31 1.375000000E+00 7.905694150E-01 0.000000000E+00  0  0
 32 1.625000000E+00 7.905694150E-01 0.000000000E+00  0  0
 33 1.875000000E+00 7.905694150E-01 0.000000000E+00  0  0
 34 2.125000000E+00 7.905694150E-01 0.000000000E+00  0  0
 35 2.375000000E+00 7.905694150E-01 0.000000000E+00  0  0
```


MODELISATION DES STRUCTURES SOUS LES EFFETS DE L'EXPLOSION

```

$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$          COORDINATE SYSTEMS          $
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
$
$
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$          LOAD DEFINITIONS          $
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
*DEFINE_CURVE
  1  0  1.000  1.000  0.000  0.000
  1.150000000000E-02  0.000000000000E+00
  1.150010000000E-02  6.520000000000E+05
  1.350000000000E-02  1.440000000000E+05
  2.300000000000E-02  0.000000000000E+00
*SET_BEAM
  1
  1  2  3  4  5  6
*LOAD_BEAM_SET
  1  2  1  1.000
*DEFINE_CURVE
  2  0  1.000  1.000  0.000  0.000
  1.350000000000E-02  0.000000000000E+00
  1.350010000000E-02  4.650000000000E+05
  1.650000000000E-02  9.960000000000E+04
  2.600000000000E-02  0.000000000000E+00
*SET_BEAM
  2
  7  8  9  10  11  12  13  14
  15  16  17  18
*LOAD_BEAM_SET
  2  2  2  1.000
*DEFINE_CURVE
  3  0  1.000  1.000  0.000  0.000
  1.600000000000E-02  0.000000000000E+00
  1.600100000000E-02  3.570000000000E+05
  2.000000000000E-02  6.246000000000E+04
  2.900000000000E-02  0.000000000000E+00
*SET_BEAM
  3
  19  20  21  22  23  24
*LOAD_BEAM_SET
  3  2  3  1.000
$
$
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$          RIGID BOUNDRIES          $
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
$
$
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$          BOUNDARY DEFINITIONS          $
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
*SET_NODE_LIST
  1  0.000  0.000  0.000  0.000
  1  2
*BOUNDARY_SPC_SET
  1  0  1  1  0  0  0  0
$
$
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$          CONTACT DEFINITIONS          $
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
$
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$          CONTROL OPTIONS          $
$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$$
$
*CONTROL_ENERGY
  2  2  2  2
*CONTROL_SHELL
  20.0  1  -1  1  2  2  1
*CONTROL_TIMESTEP
    
```