

50376
1991
160-2

N° d'ordre : 774

~~Confidentiel pour une durée de 10 ans~~

THESE DE DOCTORAT

présentée à

L'UNIVERSITE DES SCIENCES ET TECHNIQUES
DE LILLE FLANDRES ARTOIS

pour obtenir le grade de

DOCTEUR EN MECANIQUE

par

DESSE Jean-Michel

CONTRIBUTION A L'ANALYSE QUANTITATIVE
D'ECOULEMENTS RAPIDEMENT VARIABLES
AVEC APPLICATION AU TIR D'ARME,
AUX PRISES D'AIR ET AUX SILLAGES

TEXTES & FIGURES

Chapitre II

Soutenue le 24 Septembre 1991 devant la commission d'examen :

- Rapporteurs : M. CAIGNAERT, Professeur, ENSAM, Lille
M. LEBLANC, Ingénieur habilité, CEAT, Poitiers
- Membres : M. DYMENT, Professeur, UST Lille Flandres Artois
M. MALLICK, Directeur de Recherches au CNRS, Ecole Supérieure d'Optique, Orsay
M. MERLEN, Ingénieur, Docteur d'Etat, ONERA-IMFL
M. MONNERIE, Directeur Adjoint pour l'Aérodynamique, ONERA Chatillon



TABLE DES MATIERES

Liste des figures 1

INTRODUCTION GENERALE 3

Chapitre II

Tir d'arme et prise d'air

Notations principales 5

1. INTRODUCTION 7

2. APPLICATION AU TIR D'ARME DE PETIT CALIBRE 8

2.1 Déroulement du phénomène de tir d'une arme 8

2.2 Rappel de la théorie simplifiée de la similitude de tir .. 9

2.3 Moyens expérimentaux 12

2.4 Influence du précurseur 13

2.5 Influence d'un obstacle non lié à la bouche 14

2.6 Influence d'un obstacle lié à la bouche 15

2.7 Détermination de la pression de bouche 15

2.7.1 Mesure par capteur 15

2.7.2 Mesure à l'aide de la loi universelle de
progression de l'onde de bouche 16

2.7.3 Détermination à l'aide de la position du
disque de MACH 16

2.7.4 Mesure de la position du disque de MACH à
l'aide des lueurs de bouche 17

3. APPLICATION AU TIR D'ARME DE GROS CALIBRE 18

3.1 Aspect expérimental 18

3.2 Analyse des résultats en atmosphère infinie 19

4. RESULTATS OBTENUS SUR PLUSIEURS ARMES 20

5. APPLICATION A L'INTERACTION ENTRE TIR CANON ET PRISE D'AIR.	21
5.1 Rappel des règles de similitude de tir	21
5.2 Mise en évidence de la répétitivité	23
5.3 Description des différentes souffleries	23
5.4 Armes de simulation	24
5.5 Configurations testées	25
6. COMPARAISON ENTRE LA THEORIE ET L'EXPERIENCE	25
7. INFLUENCE DE LA ROTATION DU COMPRESSEUR	27
8. INFLUENCE DU DECOMPRESSEUR	28
9. INFLUENCE DU NOMBRE DE MACH, DU COEFFICIENT DE DEBIT ET DE L'ALTITUDE	29
10. VARIATIONS DU COEFFICIENT DE DISTORSION	31
CONCLUSION	34
Bibliographie	36

Liste des figures

- Fig. 2.1 Ombroscopies. Canon nu.
- Fig. 2.2 Installation d'essais.
- Fig. 2.3 Montage ombroscopique autour du caisson de similitude.
- Fig. 2.4 Maquette de l'obstacle non lié à la bouche de l'arme.
- Fig. 2.5 Schéma des décompresseurs utilisés.
- Fig. 2.6 Progressions comparées du précurseur et de l'onde de bouche.
- Fig. 2.7 Progression sur l'axe pour différentes valeurs de k ; $T_1 = 288$ K.
- Fig. 2.8 Progression sur l'axe pour différentes valeurs de k ; $T_1 = 223$ K.
- Fig. 2.9 Effet de T_1 sur les pressions instationnaires ; $k = 0,5$.
- Fig. 2.10 Etude des pressions au point de coordonnées adimensionnées 0 et 0,38.
- Fig. 2.11 Ombroscopies. Canon + Décompresseur 1 cavité.
- Fig. 2.12 Ombroscopies. Canon + Décompresseur 2 cavités.
- Fig. 2.13 Ombroscopies. Canon + Décompresseur "tulipe".
- Fig. 2.14 Reconstitution de l'onde à différents instants. Canon nu.
- Fig. 2.15 Reconstitution de l'onde à différents instants. Décompresseur 1 cavité.
- Fig. 2.16 Reconstitution de l'onde à différents instants. Décompresseur 2 cavités.
- Fig. 2.17 Reconstitution de l'onde à différents instants. Décompresseur "tulipe".
- Fig. 2.18 Mesures des pressions de bouche.
- Fig. 2.19 Influence du diamètre de la cavité sur la mesure de pression.
- Fig. 2.20 Mesure de la pression de bouche. Capteur KISTLER.
- Fig. 2.21 Progression de l'onde de bouche sur l'axe.
- Fig. 2.22 Comparaison entre la carabine et les différents types de décompresseur.
- Fig. 2.23 Position du disque de MACH obtenue à partir des lueurs de bouche.
- Fig. 2.24 Comparaison des mesures de pression de bouche.
- Fig. 2.25 Vue du bâti et du système chronoloupe monté autour du canon de 30 mm.
- Fig. 2.26 Champ optique autour du canon de 30 mm.
- Fig. 2.27 Tir du canon de 30 mm.
- Fig. 2.28 Enregistrements des pressions instationnaires.
- Fig. 2.29 Décompresseur STAE.

- Fig. 2.30 Comparaison entre le canon et le décompresseur STAE.
- Fig. 2.31 Comparaison entre la carabine, le bloc aux pressions et le canon.
- fig. 2.32 Mise en évidence de la répétitivité des tirs.
- Fig. 2.33 Installation de la prise d'air dans la soufflerie S3 Chalais.
- Fig. 2.34 Configurations testées.
- Fig. 2.35 Evolution de l'intensité de l'onde de bouche suivant la théorie.
- Fig. 2.36 Comparaison entre théorie et expérience.
- Fig. 2.37 Mesures d'ondes de bouche violente.
- Fig. 2.38 Analyse des perturbations au plan compresseur.
- Fig. 2.39 Influence du décompresseur sur les mesures dans le champ.
- Fig. 2.40 Evolution des fluctuations et des maxima de pression ; $M_1.Cq = 0,2$.
- Fig. 2.41 Evolution des fluctuations et des maxima de pression ; $M_1.Cq = 0,4$.
- Fig. 2.42 Influence du coefficient de débit sur l'intensité de l'onde au plan compresseur.
- Fig. 2.43 Evolution de l'impulsion adimensionnée en fonction du MACH amont.
- Fig. 2.44 Evolution du coefficient $K\theta$; $M_1.Cq = 0,2$.
- Fig. 2.45 Evolution des distorsions internes.

INTRODUCTION GENERALE

Parmi les méthodes optiques utilisées en mécanique des fluides, celles basées sur les variations d'indice du milieu présentent l'avantage d'être non intrusives. Jusqu'à un passé récent l'utilisation de ces méthodes avec des sources continues fournissait des informations moyennées dans le temps, ce qui ne permettait d'appréhender que les propriétés stationnaires des écoulements observés.

Par la suite, l'utilisation d'étincelle comme source lumineuse a permis la réalisation de visualisations instantanées. Ainsi par exemple, ont été mises en évidence des structures tourbillonnaires organisées dans des écoulements instationnaires à frontières fixes.

Depuis peu, le développement de nouvelles technologies contribue à mettre en œuvre des moyens de visualisations originaux permettant de reconstituer l'histoire des phénomènes en fonction du temps. Parmi les procédés de visualisation, certains ne donnent que des informations qualitatives, tandis que d'autres fournissent des informations quantitatives sur les variations d'indice, à partir desquelles on peut calculer la masse volumique.

Les travaux relatés dans ce document concernent notre contribution à l'analyse des phénomènes aérodynamiques rapidement variables à l'aide des méthodes optiques. Des techniques originales de visualisation basées sur l'interférométrie et plus particulièrement l'interférométrie différentielle à biprisme de WOLLASTON ont été développées. Dans certaines études les techniques optiques ont été associées à des mesures simultanées de pression instationnaire.

Le premier chapitre regroupe la description des principes optiques fondamentaux qui sont à la base des méthodes de visualisation mises en œuvre et la description des types de capteurs et appareillages utilisés pour la mesure des pressions instationnaires.

Les deux derniers chapitres sont consacrés à l'étude expérimentale du tir d'arme, des prises d'air et des sillages proches. Une des applications concernant l'interaction du tir d'une arme de petit calibre et d'une prise d'air n'est quantifiée qu'à l'aide des moyens originaux développés pour mesurer les pressions

instationnaires, tandis que les autres sont analysées simultanément par des techniques optiques et par des mesures de pression instationnaire.

Notations principales

H	:	Dimension caractéristique de la prise d'air
Σ	:	Section de la prise d'air
D	:	Calibre de l'arme
L	:	Longueur du tube de l'arme
i	:	Indice de bras du peigne de sondage
j	:	Indice de couronne du peigne de sondage
R_j	:	Rayon de la j ⁱ ème couronne
s_{i1}, s_{i2}	:	Capteur de pression statique du i ^{ème} bras
a_{ij}	:	Capteur de pression d'arrêt du i ^{ème} bras de la j ⁱ ème couronne
P	:	Pression
P_a	:	Pression d'arrêt
P_c	:	Pression cinétique
P_I	:	Pression génératrice
P_{ij}	:	Pression mesurée au capteur a_{ij}
δP	:	Fluctuation instationnaire de pression
δP_a	:	Fluctuation instationnaire de pression d'arrêt
M	:	Nombre de MACH
U	:	Vitesse de l'écoulement
γ	:	Rapport des chaleurs spécifiques
c	:	Célérité du son
N	:	Fréquence de rotation du rotor du compresseur
ρ	:	Masse volumique
t	:	Temps
x_i	:	Coordonnée
X_m	:	Abscisse du disque de MACH calculée par rapport à la bouche
q_m	:	Débit dans la prise d'air
C_q	:	Coefficient de débit défini par $q_m = \rho_1 U_1 \Sigma C_q$.
P	:	Puissance du tir $P = P_0 D^2 c_0$
Q	:	Débit masse lié au tir $Q = P_0 D^2 / c_0$
I	:	Impulsion $I = \int \delta P . dt$
		(Intégration sur un intervalle de temps à définir)

Γ^* : Impulsion adimensionnalisée $\Gamma^* = \frac{I}{P_1} \sqrt{\frac{P_1}{P_0}} \sqrt{\frac{c_1}{c_0}} \frac{c_1}{D}$

$K\theta$: Coefficient de distorsion défini par :

$$K\theta = \frac{\sum_{j=1}^5 (A_j/R_j)}{0.7 P_2 M_2^2 \sum_{j=1}^5 1/R_j} \quad \text{avec } A_j = \text{Max}_{n=1,4} \{A_{jn}/n^2\}$$

où $A_{jn} = \sqrt{a_{jn}^2 + b_{jn}^2}$

avec $a_{jn} = 1/4 \sum_{i=1}^5 P_{ij} \cdot \cos(n(i-1)\pi/4)$

et $b_{jn} = 1/4 \sum_{i=1}^5 P_{ij} \cdot \sin(n(i-1)\pi/4)$

L'indice 0 est réservé aux grandeurs liées à la bouche de l'arme, l'indice 1 est réservé aux grandeurs de l'écoulement amont, l'indice 2 aux grandeurs dans le plan compresseur et l'indice int concerne les grandeurs de l'écoulement moyen dans la prise d'air.

1. INTRODUCTION

Les techniques de visualisations ultra-rapides associées aux mesures de pressions instationnaires ont permis d'étudier les phénomènes de balistique intermédiaire existant à la bouche des armes à feu. Dans un premier temps, les recherches ont été menées pour analyser les effets produits par le tir d'armes de divers calibres. Ces études ont notamment permis d'établir les règles de similitude qui régissent ce phénomène et de montrer que la caractéristique prépondérante du tir, à savoir l'onde de bouche, dépend d'un certain nombre de paramètres qui ont été identifiés [1]. Une partie de ce chapitre est consacrée aux moyens qui ont été mis en œuvre pour déterminer l'influence de quelques-uns de ces paramètres.

En parallèle, des études de simulation ont été effectuées pour analyser les effets du tir canon en présence d'une prise d'air schématique en fonctionnement. Les premiers essais ont été réalisés sur une prise d'air bidimensionnelle [2] et se sont poursuivis sur une prise d'air axisymétrique schématique équipée de moyens de mesure de la pression instationnaire interne [3]. Les effets des principaux paramètres de similitude qui caractérisent l'interaction tir canon-prise d'air ont été quantifiés avec ce dispositif. Suivant le choix des paramètres à tester, cette prise d'air a été implantée dans plusieurs souffleries et une synthèse de toutes les mesures de pression qui ont été obtenues avec ce montage est aussi présentée dans ce deuxième chapitre.

Les mesures de pression enregistrées à l'extérieur de la prise d'air ont permis d'obtenir des informations sur l'intensité de l'onde de bouche avant le contournement du plan d'entrée. Ces mesures sont confrontées avec les prévisions théoriques qui stipulent que l'effet du contre-courant devient plus important que l'effet de la pression extérieure lorsque le nombre de MACH amont augmente. Par conséquent, il est obligatoire de respecter la similitude sur le nombre de MACH au loin dès que celui-ci devient supérieur à une certaine valeur. On analyse ensuite la nécessité ou non de représenter en similitude la fréquence réduite du compresseur, l'influence d'un décompresseur à la bouche de l'arme et enfin les effets des paramètres de vol dans le domaine subsonique.

La technique de mesure utilisée permet de quantifier l'évolution des distorsions instationnaires à l'intérieur de la prise d'air. L'analyse du coefficient de distorsion $K\theta$, représentatif des variations de pression dans toute la section à

un instant donné, montre que le maximum de distorsion est provoqué principalement par les nombreuses réflexions enregistrées pendant la dépression plutôt que par l'onde de choc elle-même.

2. APPLICATION AU TIR D'ARME DE PETIT CALIBRE

2.1 Déroulement du phénomène de tir d'une arme

La succession des différents phénomènes régissant le tir d'une arme a pu être analysée à l'aide des visualisations ombroscopiques ultra-rapides réalisées à la bouche d'une arme de petit calibre par le montage chronoloupe décrit dans le chapitre I.3.1 (figure 2.1).

A la mise à feu, la rapide montée en pression due à la combustion de la poudre met en mouvement le projectile. Celui-ci comprime l'air au repos contenu dans le canon et crée un écoulement par ondes simples qui donne naissance à une onde de choc.

A la bouche de l'arme, cette onde se transforme en une onde quasi-sphérique dont l'intensité et la vitesse de propagation décroissent avec le chemin parcouru. Cette onde est appelée "précurseur" (photos 2 à 9 sur la figure 2.1).

A l'instant où le culot du projectile débouche (photos 6 et 7), les gaz chauds et à très haute pression se répandent et forment un jet supersonique fortement détendu. Le déplacement de la surface de contact qui sépare l'air et les gaz brûlés engendre une onde de choc appelée "onde de bouche" qui est beaucoup plus intense que le précurseur.

L'onde de bouche progresse d'abord plus rapidement que le projectile qu'elle dépasse, puis elle rattrape et absorbe le précurseur (photo 10). Comme sa vitesse de propagation diminue au cours du temps, l'onde de bouche est ensuite rejointe et dépassée par le projectile (photo 11).

Grâce aux visualisations de la figure 2.1, on observe que le jet de gaz

brûlés a un comportement quasi-stationnaire dès la formation complète de l'onde de bouche (photos 18 à 24). On peut donc admettre :

- que les effets du projectile et des précurseurs sont négligeables;
- que le jet de gaz brûlés est stationnaire.

De plus, lorsque le tir est intense, c'est-à-dire lorsque la pression de bouche est très supérieure à la pression ambiante, on peut négliger la période initiale de formation de l'onde de bouche. On élabore ainsi une théorie simplifiée de la similitude [1]. Notre contribution est essentiellement consacrée à l'effet des obstacles liés à la bouche de l'arme, appelés "décompresseurs". Nous avons pu évaluer quantitativement l'effet d'un tel dispositif et montrer, sur plusieurs exemples, qu'un canon muni d'un décompresseur peut être assimilé à une arme d'un calibre différent avec une pression de bouche différente.

Diverses techniques d'évaluation de la pression de bouche ont été essayées, car la mesure directe de cette pression est difficile compte tenu de la forme très particulière de son évolution.

2.2 Rappel de la théorie simplifiée de la similitude de tir

Au cours de travaux antérieurs [1], une théorie de similitude de tir a été élaborée et un modèle théorique basé sur les notions d'explosions violentes a été proposé en vue de représenter la progression de l'onde de bouche.

Un des résultats essentiels de la similitude de tir est de permettre de reproduire en soufflerie, à l'aide d'une arme de petit calibre, l'onde de bouche produite par le tir d'un canon embarqué sur un avion de combat. Nous donnons ci-dessous un rappel de la théorie simplifiée qui s'applique aux tirs intenses après la phase de formation.

L'origine des temps est prise à l'instant où le culot du projectile débouche de l'arme. Soit τ l'instant à partir duquel l'onde de bouche est formée et le jet de gaz brûlés est devenu quasi-stationnaire.

En assimilant les gaz brûlés à un gaz parfait, les équations de conservation de la masse, de la quantité de mouvement et de l'énergie font apparaître les quantités suivantes, pour t postérieur à τ :

$$\gamma \frac{P_0}{c_0} M_0 \frac{\pi D^2}{4}$$

$$(\gamma M_0^2 + 1) P_0 \frac{\pi D^2}{4}$$

$$\frac{2 + (\gamma - 1) M_0^2}{2(\gamma - 1)} \gamma P_0 c_0 M_0 \frac{\pi D^2}{4}$$

Ces trois expressions mettent en évidence quatre paramètres caractéristiques :

$$\gamma, M_0, c_0, P_0 D^2$$

qui peuvent être remplacés par :

$$\gamma, M_0, P, Q$$

où $P = P_0 D^2 c_0$ et $Q = P_0 D^2 / c_0$ sont respectivement associés à la puissance et au débit mis en jeu.

Par ailleurs, l'état ambiant est caractérisé par les données:

$$\rho_1, U_1, \gamma_1, P_1$$

et la présence d'un obstacle dans l'écoulement ajoute une longueur H .

Toute grandeur locale (la pression P par exemple) est donc fonction des paramètres précédents et des variables d'espace x_i et de temps t :

$$P = F(\gamma, P, Q, M_0, \gamma_1, \rho_1, U_1, H, x_i, t)$$

Rappelons que M_0 est supposé constant après l'instant τ puisque le jet est quasi-stationnaire. En fait M_0 est égal à 1 car un col sonique s'établit à la bouche [1]. C'est d'ailleurs en partie à cette condition que l'hypothèse de jet quasi-stationnaire se justifie. En utilisant les lois de l'analyse dimensionnelle [4], nous pouvons écrire en choisissant P , ρ_1 et P_1 comme grandeurs primaires :

$$\frac{P}{P_1} = F_{\tau}(\gamma, \gamma_1, \frac{P_1 Q}{\rho_1 P}, M_0, M_1, \left(\frac{P_1^3}{\rho_1 P^2}\right)^{\frac{1}{4}} H, \left(\frac{P_1^3}{\rho_1 P^2}\right)^{\frac{1}{4}} x_i, \left(\frac{P_1^5}{\rho_1^3 P^2}\right)^{\frac{1}{4}} t)$$

ou

$$\frac{P}{P_1} = F_{\tau}(\gamma, \gamma_1, \frac{c_0}{c_1}, M_0, M_1, \left(\frac{P_1^3}{\rho_1 P^2}\right)^{\frac{1}{4}} H, \left(\frac{P_1^3}{\rho_1 P^2}\right)^{\frac{1}{4}} x_i, \left(\frac{P_1^5}{\rho_1^3 P^2}\right)^{\frac{1}{4}} t)$$

Les écoulements associés à deux tirs de calibres D et D' sont donc en similitude aux instants postérieurs à τ et τ' si les conditions suivantes sont réalisées :

$$\begin{aligned} \gamma &= \gamma' \\ \gamma_1 &= \gamma_1' \\ M_0 &= M_0' \\ M_1 &= M_1' \\ \frac{c_0}{c_1} &= \frac{c_0'}{c_1'} \\ \left(\frac{P_1^3}{\rho_1 P^2}\right)^{\frac{1}{4}} H &= \left(\frac{P_1'^3}{\rho_1' P'^2}\right)^{\frac{1}{4}} H' \end{aligned}$$

Les points et instants homologues sont définis par :

$$\begin{aligned} \left(\frac{P_1^3}{\rho_1 P^2}\right)^{\frac{1}{4}} x_i &= \left(\frac{P_1'^3}{\rho_1' P'^2}\right)^{\frac{1}{4}} x_i' \\ \left(\frac{P_1^5}{\rho_1^3 P^2}\right)^{\frac{1}{4}} t &= \left(\frac{P_1'^5}{\rho_1'^3 P'^2}\right)^{\frac{1}{4}} t' \end{aligned}$$

On montre [1] que la condition $c_0/c_1 = c_0'/c_1'$ n'a pas lieu d'être respectée. Il en découle que, pour bénéficier de ce degré de liberté, il n'est pas opportun de simplifier les expressions où ces rapports apparaissent ; c'est pourquoi les relations concernant l'échelle de la maquette et les points homologues s'écrivent :

$$\sqrt{\frac{P_1}{P_0}} \sqrt{\frac{c_1}{c_0} \frac{H}{D}} = \sqrt{\frac{P_1'}{P_0'}} \sqrt{\frac{c_1'}{c_0'} \frac{H'}{D'}}$$

$$\sqrt{\frac{P_1}{P_0}} \sqrt{\frac{c_1 x_i}{c_0 D}} = \sqrt{\frac{P_1'}{P_0'}} \sqrt{\frac{c_1' x_i'}{c_0' D'}}$$

$$\sqrt{\frac{P_1}{P_0}} \sqrt{\frac{c_1 c_{1t}}{c_0 D}} = \sqrt{\frac{P_1'}{P_0'}} \sqrt{\frac{c_1' c_{1t}'}{c_0' D'}}$$

Parmi toutes les conditions de similitude, seule celle concernant l'obstacle fait intervenir le calibre D ainsi que les pressions P_1 et P_0 .

On peut donc faire varier le paramètre lié à l'échelle de la maquette en jouant sur l'une ou l'autre des grandeurs physiques : l'échelle de la maquette peut ainsi être différente de celle de l'arme.

Pour la suite de l'étude, on prend pour origine des abscisses l'extrémité de la carabine ou l'extrémité de chaque décompresseur.

2.3 Moyens expérimentaux

L'influence du phénomène parasite "précurseur" et les effets des obstacles liés ou non à la bouche ont été analysés dans une installation d'essais spécialement prévue à cet effet. Elle est constituée d'un caisson cubique de 400 mm d'arête (figure 2.2) avec des parois latérales équipées de hublots qui permettent les visualisations. L'arme utilisée est une carabine 222 Remington de calibre 5,56 mm dont la bouche, située à l'intérieur du caisson, est visible sur les clichés photographiques.

Le caisson est équipé d'un tube pour la récupération des balles. Il est étanche et isolé thermiquement. Un système d'aspiration annexe permet de faire varier la pression absolue à l'intérieur du caisson entre 1 bar et 0,1 bar. Un système d'injection d'azote permet de refroidir le caisson jusqu'à -55°C ; la température est donnée par des thermocouples disposés à l'intérieur du caisson.

Pour observer le phénomène étudié, le système de visualisation ultra-rapide appelé "chronoloupe" a été installé de part et d'autre du caisson comme l'indique

la figure 2.3. Le premier éclair peut être synchronisé par rapport à un signal externe. Ici, ce signal est fourni par une jauge extensométrique collée sur le tube de l'arme à 400 mm en amont de la bouche. Le retard adéquat correspond au temps mis par la balle pour parcourir la distance entre la jauge et la bouche de l'arme.

Pour mesurer la pression à la bouche de la carabine seule ou munie de différents obstacles, un capteur de pression KULITE HEM 375, d'étendue de mesure égale à 1300 bar, a été placé au fond d'une cavité qui communique par un canal de 1 ou 2 mm avec la bouche du dispositif à étudier. Cette technique est sujette à quelques difficultés. Pour la carabine seule, la pression de bouche a été également remesurée avec un capteur KISTLER 601H monté en membrane affleurante.

L'obstacle qui n'est pas lié à la bouche de l'arme est constitué par une plaque qui comporte 4 capteurs de pression KULITE XCQ 062 équidistants, de 17,5 bar d'étendue de mesure (figure 2.4). L'un des capteurs est situé à la même abscisse que la bouche de l'arme. Ces capteurs sont reliés à des ampli-conditionneurs qui permettent leur équilibrage et fournissent à l'enregistreur magnétique des signaux d'un bon niveau. Les signaux sont ensuite numérisés pour être traités. Le top du premier flash chronoloupe est également enregistré en vue d'éventuels recalages en temps entre photos et mesures de pression.

Les obstacles liés à la bouche de l'arme sont des décompresseurs vissés sur le canon de la carabine. La figure 2.5 montre des vues éclatées des trois types de décompresseurs qui ont été utilisés. Le diamètre à la bouche de chaque décompresseur est de 7 mm. Pour le décompresseur tulipe, la section de sortie sur l'arrière a un diamètre équivalent de 24 mm.

2.4 Influence du précurseur

Les résultats obtenus sur cet aspect du problème ont été décrits dans [5]. Tout d'abord, le précurseur est une onde faible qui progresse à un nombre de MACH compris entre 1 et 1,1. L'onde de bouche se forme avant d'avoir atteint le précurseur, et au moment de l'interaction avec celui-ci, aucune perturbation

notable de la vitesse de propagation n'est observée. La figure 2.6 montre les progressions de l'onde de bouche et du précurseur pour des pressions et des températures ambiantes différentes. Ainsi, le précurseur n'a aucune influence sur la progression de l'onde de bouche. En fait, une étude analogue [5] montre que, si le tir est intense, la phase de formation de l'onde de souffle (jet précurseur, onde précurseur) est sans influence notable.

2.5 Influence d'un obstacle non lié à la bouche

Un obstacle non lié à la bouche de l'arme est caractérisé par une longueur H . Les essais réalisés pour différentes valeurs du paramètre $k = (P_1/P_0)^{0.5}H/D$ montrent que si l'obstacle est suffisamment éloigné de la bouche, les lois de progressions axiales de l'onde de bouche et les évaluations des pressions instationnaires vérifient la similitude simplifiée tant qu'elles sont mesurées loin de la zone occupée par la phase de formation de l'onde de bouche. Les figures 2.7 et 2.8 montrent les progressions sur l'axe pour différentes valeurs de k et la comparaison avec la progression en atmosphère infinie pour des températures ambiantes de 288 K et de 223 K. On voit sur ces deux figures que, quelle que soit T_1 , il existe pour chaque valeur de k une courbe unique de progression de l'onde de bouche sur l'axe en coordonnées adimensionnées. Dans ces figures nous avons fait disparaître le rapport $\sqrt{\frac{c_1}{c_0}}$ de l'expression de ces coordonnées, car il est identique sur chaque figure.

Les pressions instationnaires enregistrées en des points homologues sont tracées sur les figures 2.9 et 2.10 (capteur n°3) et permettent de constater que T_1 n'a pas d'influence sur les pressions mesurées.

Cette constatation va dans le sens d'une simplification des essais en soufflerie de tir puisque ceux-ci peuvent être réalisés à température ambiante.

En revanche, ces pressions montrent que la similitude n'est pas réalisée entre les points homologues. En effet ces points sont situés dans une zone trop proche de la bouche pour que la similitude simplifiée soit suffisante. Ces essais sont à l'origine de l'étude fine de la phase de formation des tirs qui sort du cadre

de ce travail.

2.6 Influence d'un obstacle lié à la bouche

Les figures 2.11, 2.12 et 2.13 montrent la progression de l'onde de bouche et l'évolution de sa forme en fonction du temps obtenues par le système de visualisation chronoloupe. On note que chaque dispositif donne une forme différente. Les formes d'onde à différents instants ont été relevées point par point sur chaque photo à l'aide d'un analyseur de film avec une correction de la parallaxe (figures 2.14 à 2.17). On remarque qu'au cours de sa progression l'onde a tendance à se rapprocher de la forme sphérique en s'affaiblissant. Pour le décompresseur à une cavité, l'onde est déjà presque sphérique au début de sa progression.

Dans le cas du décompresseur tulipe, on a reconstitué l'onde de bouche sur l'avant et sur l'arrière aux mêmes instants. La progression sur l'arrière est beaucoup plus rapide et intense que sur l'avant. Par ailleurs, ces deux ondes semblent sans influence l'une sur l'autre. Cette constatation amène à décomposer le phénomène en deux phénomènes indépendants.

2.7 Détermination de la pression de bouche

2.7.1 Mesure par capteur

Dans un premier temps, la pression à la bouche de chaque dispositif a été déterminée par un capteur KULITE monté en cavité. On considère que la valeur de la pression de bouche P_0 cherchée en régime stationnaire correspond au plateau des enregistrements représentés sur la figure 2.18. On remarque que les temps de montée et la durée du plateau sont fortement différents pour chaque dispositif et que c'est pour le décompresseur à une cavité qu'elle est la plus longue. En fait, cette méthode de mesure introduit des erreurs à cause de la fonction de transfert du dispositif constitué par la cavité et le canal de liaison à la bouche [6] d'où la nécessité d'étalonner l'ensemble dans un tube à choc, par exemple. De plus, lorsqu'on change les dimensions de la cavité il apparaît des décalages en niveaux de pression importants (figure 2.19) provoqués par la

dérive en température du capteur. Cet inconvénient a conduit à déterminer la pression de bouche d'une manière différente, en utilisant un capteur protégé à membrane affleurante.

La figure 2.20 montre, pour la carabine seule, la mesure de pression effectuée avec un capteur KISTLER de ce type. La comparaison avec la figure 2.18 met en évidence les erreurs faites avec le montage en cavité. Si on considère que le capteur à membrane affleurante fournit une mesure correcte, la pression à la bouche de la carabine est de 350 bar et la durée du plateau est de 200 μ s environ.

2.7.2 Mesure à l'aide de la loi universelle de progression de l'onde de bouche

La figure 2.21 restitue la progression de l'onde de bouche pour la carabine en prenant la valeur de P_0 trouvée ci-dessus, ceci pour des contre-pressions allant de 0,2 à 1 bar. Ces différentes progressions sont décalées dans le temps du fait que la similitude simplifiée ne tient pas compte du temps de formation de l'onde de bouche. Nous avons recalé les essais à $P_1 = 0,6$ bar et $P_1 = 1$ bar sur les essais à $P_1 = 0,2$ bar car c'est pour cette valeur de P_1 , que la formation de l'onde de bouche est la plus rapide. Nous obtenons ainsi une courbe de progression unique que nous appellerons par la suite "loi universelle", caractéristique d'un tir intense dont la phase de formation serait très courte.

La figure 2.22 montre la progression de l'onde pour chaque dispositif et indique la valeur de P_0 qui fait coïncider la progression du dispositif sur la loi universelle. Sur chaque courbe la loi universelle obtenue a été complétée par les points de la progression du dispositif considéré afin de montrer le bon accord.

2.7.3 Détermination à l'aide de la position du disque de MACH

Selon les références [7] et [8] concernant l'étude de jets stationnaires surdétendus, il existe une relation entre la position du disque de MACH et la pression de bouche. Cette relation est :

$$\frac{X_m}{D} = 0.7 M_0 \left(\gamma \frac{P_0}{P_1} \right)^{\frac{1}{2}}$$

où X_m est l'abscisse du disque de MACH à partir de la bouche. Nous avons supposé que le jet de gaz brûlés est sonique à la bouche de chaque dispositif, donc la relation devient :

$$\frac{X_m}{D} = 0.7 \left(\gamma \frac{P_0}{P_1} \right)^{\frac{1}{2}}$$

En prenant comme référence la carabine seule dont on connaît la pression de bouche et la position de disque de MACH, obtenue par visualisation, on peut déterminer à l'aide de cette relation la pression de bouche de chaque décompresseur connaissant la position du disque de MACH correspondant. Cette détermination est simplifiée par le fait que γ et P_1 sont les mêmes pour tous les dispositifs. Les pressions déterminées par la position du disque de MACH peuvent être comparées avec les pressions trouvées à l'aide de la loi universelle en 2.7.2.

2.7.4 Mesure de la position du disque de MACH à l'aide des lueurs de bouche

L'application de la méthode introduite en 2.7.3 nécessite la mesure de la position du disque de MACH. Celle-ci peut être obtenue de deux façons. Soit par l'analyse des clichés de visualisation ultra-rapide montrés sur les figures 2.14 à 2.17, soit à l'aide des photographies des lueurs de bouche réalisées pendant les essais dans le caisson (figure 2.23). Par enregistrement des lueurs de bouche on peut estimer la position du disque de MACH [9] et [10].

Nous avons de la même manière déterminé la pression de bouche de deux autres types d'arme à l'aide de la position du disque de MACH.

Les valeurs des pressions de bouche déterminées par les différentes méthodes sont regroupées sur la figure 2.24. On peut remarquer que les valeurs des pressions de bouche déterminées par les trois méthodes correspondent assez bien surtout lorsque les pressions de bouche sont élevées (supérieures à 50 bar).

Par contre, lorsque les pressions de bouche sont faibles, des écarts notables apparaissent car la position du disque de MACH est beaucoup plus difficile à évaluer correctement sur les ombroscopies et à partir des lueurs de bouche.

3. APPLICATION AU TIR D'ARME DE GROS CALIBRE

3.1 Aspect expérimental

La technique de visualisation fondée sur le système chronoloupe a également été utilisée pour analyser les phénomènes de tir d'arme de gros calibre (canon de 30 mm DEFA). Des essais ont été menés en coopération avec AMD-BA au Polygone d'Etude Pyrotechnique de Cazaux sur un bâti de tir du Mirage 2000 dans le cadre d'une étude d'interaction entre le tir et le fonctionnement d'une prise d'air. Nous avons étudié principalement la progression de l'onde de bouche, caractéristique de l'intensité du phénomène et cause principale des problèmes moteur.

Le bâti présenté sur la figure 2.25 a été conçu pour simplifier au maximum les trajets optiques. Cela a permis d'obtenir 24 clichés exploitables pour chaque tir. Le champ de visualisation est une fenêtre circulaire de 250 mm. Afin de couvrir tout le domaine d'évolution du phénomène jusqu'à la prise d'air, il fallait pouvoir déplacer le dispositif optique dans la direction de l'axe du canon et aussi verticalement. Ces différents déplacements ont permis de balayer une zone de 1,25 m de long et de 1 m de haut (figure 2.26). Les objectifs des chronoloupes n'étant pas obturables, il fallait travailler dans l'obscurité sous une bâche prévue à cet effet dont une pièce périssable servait au passage du projectile.

Un réticule métallique a été placé dans le champ pour matérialiser un repère et situer les positions des phénomènes par rapport à la bouche du canon. Moyennant certaines précautions de parallaxe et de netteté, ce réticule a permis de situer exactement les ondes et fronts de gaz, les trajectoires du projectile dans l'espace ou leur forme instantanée dans tout le champ.

Un capteur de pression KISTLER situé près de la bouche de l'arme détecte le passage du précurseur. Ce signal est communiqué à une ligne à retard réglable incorporée à l'électronique de commande des chronoloupes. De plus, des

capteurs de pression instationnaire sont placés au voisinage de l'axe de tir à différentes abscisses.

3.2 Analyse des résultats en atmosphère infinie

La figure 2.27 montre les visualisations réalisées pour une position du système optique. Ces clichés permettent d'obtenir la progression de l'onde de bouche et du disque de MACH sur l'axe. Les mesures de pression de la figure 2.28 peuvent être corrélées avec la progression des différentes ondes pour identifier les sauts de pression.

Les essais ont été répétés lorsque la bouche du canon est munie d'un décompresseur type "STAE" (figure 2.29). Ce décompresseur est analogue au décompresseur "TULIPE" monté sur les armes de petit calibre et son diamètre à la bouche est de 33,62 mm.

La pression à la bouche du canon nu est donnée par le constructeur de l'arme et elle a été mesurée avec un capteur KISTLER monté en membrane affleurante. Cette pression est de 140 bar. Par contre, la pression à la bouche du décompresseur DEFA était inconnue. La figure 2.30 montre la détermination de la pression de bouche du décompresseur DEFA obtenue à partir de la loi universelle (voir 2.7.2). La valeur obtenue, 80 bar, correspond aussi à celle que on peut calculer à partir de la position du disque de MACH (voir 2.7.3). Les mesures de la pression à la bouche sont mentionnées également sur la figure 2.24. Sur la figure 2.30 on voit qu'il suffit seulement de recalcr en temps la progression de l'onde de bouche. Les positions du disque de MACH coïncident à partir des essais non recalés en temps ce qui signifie que la similitude sur les jets quasi-stationnaires est bien vérifiée. L'étude en similitude de la phase de formation s'impose si on veut réaliser la similitude complète sur la forme de l'onde et l'instant initial de formation.

4. RESULTATS OBTENUS SUR PLUSIEURS ARMES

De la même manière, quelques essais ont été réalisés sur un bloc aux pressions de calibre 5,56 mm avec des munitions de poudre différente.

La pression de bouche a été obtenue avec un capteur KISTLER monté en membrane affleurante : elle est de 550 bar. La position axiale de l'onde de bouche et du disque de MACH ont été fournies par les visualisations ombroscopiques. On remarque tout d'abord que la pression est très élevée, ce qui provoque des fuites importantes qui viennent modifier le jet précurseur. La figure 2.31 montre les comparaisons entre les trois armes (la carabine, le bloc et le canon de 30 mm). Les positions des disques de MACH se superposent sans recalage en temps. En ce qui concerne les progressions de l'onde de bouche, on observe que les pentes des courbes sont identiques lorsque la phase de formation n'a plus d'influence.

On sait que les poudres utilisées pour les trois armes sont toutes différentes : TUBAL 2 pour la carabine, B19T pour le canon et GB-SE pour le bloc. La figure 2.31 montre que les courbes qui coïncident sont tracées avec des coordonnées sans dimension où n'apparaît pas le paramètre c_1/c_0 . En effet, nous avons effectué récemment des mesures de la température à la bouche des trois armes et ces mesures ont montré que la température est identique pour les trois armes : elle est de 1400 K. Comme les essais ont été réalisés à la même température ambiante, le paramètre c_1/c_0 est identique pour les trois armes.

Les différents résultats de toutes ces configurations sur les positions du disque de MACH et les pressions de bouche sont aussi regroupés sur la figure 2.24. On peut indiquer les mêmes constatations à savoir que les valeurs des pressions de bouche concordent bien lorsque les pressions de bouche sont fortes.

5. APPLICATION A L'INTERACTION ENTRE TIR CANON ET PRISE D'AIR.

5.1 Rappel des règles de similitude de tir

La théorie et les règles de similitude de tir sont présentées dans la référence [26]. Il est montré notamment que les paramètres $\frac{H^2 P_1 c_1}{D^2 P_0 c_0}$ et M_1 doivent rester constants, les gaz étant supposés de même nature. Le fait que la condition $c_1/c_0 = c_1'/c_0'$ n'a pas à être représentée [1] simplifie considérablement la réalisation de la similitude en soufflerie car, de ce fait, il n'est plus nécessaire de représenter la température du vol.

Au problème du tir lui-même, viennent s'ajouter ici les données relatives au fonctionnement de la prise d'air, à savoir le débit capté q_m et la fréquence de rotation N du compresseur. A l'aide des grandeurs primaires choisies ρ_1 , P_1 , $\mathcal{P} = P_0 \cdot D^2 \cdot c_0$ et de la relation $q_m = \rho_1 U_1 \Sigma C_q$ qui dépend de C_q , la variable réduite relative au débit capté q_m s'écrit [1] :

$$\frac{q_m P_1}{\rho_1 \mathcal{P}} = \frac{q_m P_1}{\rho_1 D^2 P_0 c_0} = \frac{C_q \Sigma P_1 c_1}{D^2 P_0 c_0} M_1$$

Comme $\frac{\Sigma}{H^2}$ est constant, on peut remplacer $\frac{\Sigma P_1 c_1}{D^2 P_0 c_0}$ par $\frac{H^2 P_1 c_1}{D^2 P_0 c_0}$. La condition de similitude sur le débit est donc :

$$C_q \cdot M_1 = \text{constante}$$

On pourrait être tenté, à ce stade, de remplacer les deux paramètres M_1 et $C_q \cdot M_1$ par M_1 et C_q . Cela serait le cas si la condition $M_1 = M_1'$ était vérifiée, mais comme nous cherchons l'influence de M_1 nous gardons la possibilité de ne pas réaliser cette condition. La simplification par M_1 ne peut donc se faire dans ce cas.

La condition de similitude relative à la fréquence du compresseur exprime l'invariance du nombre de Strouhal :

$$Sa = \frac{NH}{U_1} = \text{constante}$$

Pour des prises d'air homothétiques, toute grandeur locale, la pression P par exemple, est une fonction des paramètres de similitude et des coordonnées réduites :

$$P = P_1 \cdot \mathcal{F}(M_1, M_1 C_q, Sa, \sqrt{\frac{P_1}{P_0}} \sqrt{\frac{c_1}{c_0}} \frac{H}{D}, \sqrt{\frac{P_1}{P_0}} \sqrt{\frac{c_1}{c_0}} \frac{x_i}{D}, \sqrt{\frac{P_1}{P_0}} \sqrt{\frac{c_1}{c_0}} \frac{c_1 t}{D})$$

où \mathcal{F} dépend de la géométrie. Les valeurs prises par la fonction \mathcal{F} sont différentes pour chaque altitude de vol qui intervient par l'intermédiaire de P_1 et de c_1 . Un tir effectué sur maquette sera donc en similitude avec un tir sur avion à l'échelle 1 si les conditions suivantes sont respectées :

$$\begin{aligned} Sa &= Sa' \\ M_1 &= M_1' \\ M_1 \cdot C_q &= M_1' \cdot C_q' \\ \sqrt{\frac{P_1}{P_0}} \sqrt{\frac{c_1}{c_0}} \frac{H}{D} &= \sqrt{\frac{P_1'}{P_0'}} \sqrt{\frac{c_1'}{c_0'}} \frac{H'}{D'} \end{aligned}$$

Alors on aura $\frac{P}{P_1} = \frac{P'}{P_1'}$ aux instants et points homologues définis par :

$$\begin{aligned} \sqrt{\frac{P_1}{P_0}} \sqrt{\frac{c_1}{c_0}} \frac{c_1 t}{D} &= \sqrt{\frac{P_1'}{P_0'}} \sqrt{\frac{c_1'}{c_0'}} \frac{c_1' t'}{D'} \\ \sqrt{\frac{P_1}{P_0}} \sqrt{\frac{c_1}{c_0}} \frac{x_i}{D} &= \sqrt{\frac{P_1'}{P_0'}} \sqrt{\frac{c_1'}{c_0'}} \frac{x_i'}{D'} \end{aligned}$$

Les signaux de pression des figures 2.32 à 2.45 sont présentés en fonction du temps à l'échelle avion et en des points homologues. On exprime la pression et le temps en utilisant la définition des grandeurs réduites correspondantes, d'où :

$$\begin{aligned} \frac{P}{P_1} &= \frac{P'}{P_1'} \\ \frac{t}{t'} &= \sqrt{\frac{P_1'}{P_1}} \sqrt{\frac{c_1'}{c_1}} \sqrt{\frac{P_0}{P_0'}} \sqrt{\frac{c_0}{c_0'}} \frac{c_1}{c_1'} \frac{D}{D'} \end{aligned}$$

où P_1 et c_1 sont les valeurs prises en vol, à l'altitude considérée. Cette altitude est déterminée à l'aide du paramètre caractéristique de l'échelle à partir de :

$$\sqrt{\frac{P_1}{P_1'}} \sqrt{\frac{c_1}{c_1'}} = \sqrt{\frac{P_0}{P_0'}} \sqrt{\frac{c_0}{c_0'}} \frac{H}{H'} \frac{D}{D'}$$

5.2 Mise en évidence de la répétitivité

Le principe de la technique expérimentale qui a été mise en œuvre s'appuie sur le fait que les phénomènes sont bien répétitifs si les tirs sont effectués avec des munitions soigneusement calibrées. Ceci permet, au cours de plusieurs tirs successifs identiques, de placer le peigne de pression instationnaire dans la prise d'air à des positions angulaires différentes. Ainsi, en synchronisant les tirs entre eux, il est possible d'obtenir l'évolution des perturbations instationnaires au plan compresseur. La prise d'air utilisée et les deux peignes de pression sont ceux qui ont été décrits dans le chapitre I.4.2.

La figure 2.32 montre les signaux de pression de tous les capteurs de pression qui restent fixes lorsqu'on fait tourner le peigne de pression : le capteur extérieur, les trois capteurs statiques dans la manche et le capteur d'arrêt central du peigne. On peut constater que les quatre tirs fournissent des pressions quasiment identiques ce qui valide la méthode expérimentale. Les essais sont donc réalisés en plusieurs temps. Tout d'abord, le peigne de pression stationnaire est installé au niveau du plan compresseur, à dix diamètres du plan d'entrée de la prise d'air, et les pressions moyennes sont relevées pour les quatre positions angulaires du peigne. Ensuite, les fluctuations de pression provoquées par le tir sont enregistrées à l'aide du peigne de pression instationnaire au cours de quatre tirs successifs.

5.3 Description des différentes souffleries

Les essais ont été réalisés dans différentes souffleries. Par exemple, l'étude des paramètres de vol en haut subsonique a été effectuée dans la soufflerie S3 de CHALAIS-MEUDON (notée S3Ch) qui est une soufflerie continue et à retour. La veine est de section carrée ($0,8 \times 0,8 \text{ m}^2$) et le nombre de MACH amont est réglable de façon continue de 0,3 à 1. La figure 2.33 montre comment a été installée la prise d'air dans cette soufflerie. La soufflerie horizontale de l'IMFL (notée SH) a été utilisée pour étudier la nécessité ou non de représenter en similitude la fréquence réduite du compresseur. C'est une soufflerie de type EIFFEL dans un hall caréné; la veine d'expériences a un diamètre de 2,50 m et la vitesse est réglable jusqu'à 80 m/s en veine libre. Les essais relatifs à l'influence des paramètres de vol en bas subsonique ont été étudiés dans l'Installation

Compressible Subsonique de l'IMFL (notée ICS). Cette soufflerie est aussi de type EIFFEL, mais la veine est de très petites dimensions ($20 \times 15 \text{ cm}^2$), alors que le nombre de MACH en veine libre peut atteindre 0,9. Pour mémoire, des essais de tir ont également été effectués dans la soufflerie S1 de MODANE (noté S1MA) sur une maquette "PERIGORD" à l'échelle 1/4.

Il faut noter que l'ICS est une soufflerie de petites dimensions et que par conséquent, les mesures sont entachées d'erreurs dues au confinement : certaines configurations ont été répétées dans la soufflerie S3Ch pour quantifier ces erreurs.

5.4 Armes de simulation

Pour couvrir les différentes configurations de tir plusieurs armes de simulation ont été utilisées :

- une carabine 22 HORNET de calibre 5,56 mm (utilisée à SH, ICS, S3Ch),
- une carabine 222 REMINGTON de même calibre (utilisée à l'ICS et S3Ch),
- un fusil WINCHESTER 308 de calibre 7,62 mm (utilisé à S1MA).

Les deux premières armes sont munies, suivant la configuration étudiée, du même atténuateur de bouche. Il s'agit du décompresseur à une cavité défini sur la figure 2.5.

Les munitions ont été confectionnées par nos soins pour deux raisons :

- la quantité de poudre doit être bien dosée pour éviter une trop grande dispersion sur la vitesse initiale du projectile et sur la valeur de la pression de bouche;
- comme la pression de bouche est un des paramètres qui interviennent dans les règles de similitude, il faut pouvoir ajuster le chargement de poudre pour obtenir la plus grande gamme possible de valeurs de P_0 .

5.5 Configurations testées

Les principales configurations testées sont regroupées sur le tableau de la figure 2.34. On indique chaque configuration de vol étudié (nombre de MACH, coefficient de débit et altitude de vol), l'arme de simulation utilisée, la pression à la bouche de cette arme et la soufflerie. Les configurations de tirs effectuées avec le décompresseur sont encerclées.

6. COMPARAISON ENTRE LA THEORIE ET L'EXPERIENCE

Le capteur de pression situé à l'extérieur de la prise d'air a été positionné de manière à obtenir une information sur l'intensité de l'onde de bouche juste avant le contournement de la lèvre d'entrée. Ceci a permis d'estimer l'influence du nombre de MACH amont sur l'intensité de l'onde et de vérifier que, conformément à la théorie, l'onde de bouche se renforce quand M_1 croît.

Dans le modèle théorique permettant de calculer l'intensité de l'onde de choc avant qu'elle ne contourne la lèvre de la prise d'air [11], le tir est représenté par une explosion violente anisotrope prenant naissance à partir d'un écoulement monodimensionnel à la bouche de l'arme. Les autres hypothèses sont :

- l'apport d'énergie du tir est la moitié de l'énergie totale de l'explosion;
- si l'axe du tir n'est pas parallèle à l'axe de l'écoulement, le calcul de l'intensité de l'onde est effectué avec la composante de la vitesse U_1 projetée sur l'axe de tir;
- l'origine de l'explosion se produit très près de la bouche de l'arme.

Concernant l'effet de la prise d'air en tant qu'obstacle, deux obstructions schématisées, permettant d'utiliser le modèle théorique, ont été retenues pour le calcul de la progression de l'onde de bouche [11]. Tout d'abord, on procède comme s'il n'y avait pas de prise d'air; ensuite, la prise d'air est modélisée par le dièdre formé par l'axe de tir et les deux génératrices de la prise (voir la définition de Φ_0 sur la figure 2.35). L'obstruction réelle de la prise d'air se situe entre ces deux configurations.

En fait, l'explosion équivalente devant être très intense, la comparaison entre le modèle théorique et l'expérience n'est valable que pour un nombre de

MACH de l'onde de bouche supérieur à 1.4. Dans les essais de tir effectués à S3Ch, nous avons réalisé des ondes de bouche dont l'intensité variait en fonction du nombre de MACH amont. Pour pouvoir comparer l'expérience avec la théorie, nous avons calculé à l'aide du modèle l'intensité de l'onde de choc en fonction du nombre de MACH pour chaque chargement de munition. Sur la figure 2.35 qui retrace les différentes évolutions pour les deux types d'obstruction, nous avons fait figurer par des étoiles les valeurs théoriques de l'intensité de l'onde de bouche liée aux essais effectués à S3Ch. Les courbes de la figure 2.35 montrent que l'intensité de l'onde de bouche augmente avec le contre-courant. On peut constater déjà que les configurations simulant l'altitude de 5000 m sont à la limite de la théorie. Par contre, les configurations à 15000 m et peut-être même celles à 10000 m peuvent être comparées avec la théorie. On peut également remarquer sur cette figure l'influence de l'obstruction de la prise d'air sur l'intensité de l'onde de bouche: cette influence se fait surtout ressentir pour les tirs à l'altitude 15000 m. La valeur de $\Phi_0 = 65^\circ$, représentant l'obstruction de la prise assimilée à un dièdre, est trop importante car la prise d'air n'a qu'un effet local sur le développement de l'onde de bouche qui se referme une fois la prise d'air dépassée. Le tir en atmosphère infinie est certainement plus proche de la réalité. Les valeurs expérimentales sont comparées aux valeurs théoriques sur la figure 2.36. Elles montrent que pour les configurations simulant des tirs aux altitudes 5000 m et 10000 m les ondes de bouche peuvent à peine être considérées comme violentes, ce qui explique pourquoi l'expérience s'éloigne de la théorie. Par contre, à l'altitude 15000 m, le modèle théorique correspond bien à l'expérience. Sur l'ensemble des résultats, il faut surtout noter que les tendances de l'évolution sont semblables pour les trois altitudes. Ce qui précède indique qu'il est nécessaire de respecter la condition de similitude sur le nombre de MACH amont. Ce point essentiel va permettre de mieux analyser les mesures de pressions enregistrées au niveau du plan compresseur.

Les signaux de pression relevés par le capteur externe à l'altitude 15000 m en fonction du nombre de MACH amont sont tracés sur la figure 2.37 et montrent des allures différentes pour les configurations $M_1 = 0,4 ; 0,6 ; 0,8$ et $0,9$. En particulier, pour les nombres de MACH les plus faibles, le pic de surpression est suivi d'une brutale dépression. Ce comportement peut être expliqué par la théorie [11]. Une assez bonne estimation de la position du disque de MACH est donnée dans les références [7] et [8] concernant l'étude des jets stationnaires surdétendus. Cette relation a déjà été donnée dans le paragraphe 2.7.3. Dans cette relation,

l'effet du contre-courant n'est pas pris en compte.

Dans nos essais la distance entre le capteur et la bouche de l'arme est de 78 mm et le rapport P_0 / P_1 est maintenu constant lorsqu'on fait varier le nombre de MACH amont. La valeur de X_m calculée à l'aide de la relation est de 91 mm. Pour les petits nombres de MACH $M_1 = 0,4$ et $0,6$, l'effet du contre-courant est faible et il est normal de trouver encore une zone de basse pression étant donné la position du capteur de pression. Par contre, pour des nombres de MACH forts cette zone de vide doit disparaître car le disque de MACH subit davantage l'influence du contre-courant : il se fixe à une position plus proche de la bouche de l'arme, en deçà du capteur. Le contre-courant renforce l'onde de bouche et modifie la position du disque de MACH.

7. INFLUENCE DE LA ROTATION DU COMPRESSEUR

La question posée ici est de savoir si le respect de l'invariance du nombre de Strouhal du compresseur est impératif pour obtenir une représentation significative des pressions instationnaires dans la prise d'air. Pour cela la fréquence du compresseur a été représentée en similitude par une hélice entraînée par une turbine. Les essais ont été réalisés dans la soufflerie SH à MACH 0,24 en utilisant la carabine 22 HORNET comme arme de simulation. Deux capteurs KULITE ont été implantés dans le plan de rotation de la turbine pour contrôler la fréquence de l'hélice. La figure 2.38 montre l'analyse du signal d'un des capteurs. On constate que les perturbations provoquées par la rotation de l'hélice se produisent à 910 Hz : l'application des règles de similitude montre que cela correspond, pour un canon de calibre 30 mm, à un vol à MACH 0,24, à une altitude de 6600 m, avec un diamètre caractéristique de la prise d'air de 650 mm et une fréquence du compresseur de 6720 tr/min. Les enregistrements du capteur situé dans le plan de l'hélice indiquent que la présence de l'hélice a une influence très localisée et que la vitesse de rotation de la turbine n'est pas modifiée au passage de la perturbation produite par le tir (figure 2.38). On montre ainsi que la rotation du compresseur ne vient pas perturber les pressions enregistrées dans la prise d'air et qu'il n'est donc pas nécessaire de la représenter en similitude [12].

8. INFLUENCE DU DECOMPRESSEUR

La configuration $M_1=0,6$ à l'altitude 10000 m a été testée avec deux armes de simulation différentes, une arme munie d'un décompresseur et une arme nue. Les débits d'énergie égaux à la bouche de l'arme nue et à la bouche du décompresseur ont été réglés comme le prévoit la référence [13]. En effet, dans cette référence, on montre que pour représenter correctement la progression de l'onde de bouche, une arme munie d'un décompresseur peut être représentée par une autre arme, sans décompresseur. Pour cela, il suffit de trouver une arme qui donne comme débit d'énergie à la bouche celui qui a été mesuré à la bouche du décompresseur. Dans ce cas, les progressions des ondes de bouche des deux armes sont identiques.

Sur la figure 2.18, on peut remarquer que les mesures de pression effectuées à la bouche de l'arme seule et à la bouche du décompresseur indiquent que les phases quasi-stationnaires du jet de gaz brûlés n'ont pas la même durée : environ 400 μ s pour l'arme nue et 2 ms pour l'arme munie du décompresseur. Cette différence produit des effets sur les mesures de pression effectuées au niveau du plan compresseur et à l'extérieur de la prise d'air. En effet, les tracés de la figure 2.39 indiquent des écarts notables : au plan compresseur, les signaux relatifs au tir avec décompresseur montrent une surpression et une dépression beaucoup plus fortes. Par contre, l'intensité de l'onde de bouche mesurée par le capteur extérieur est identique ce qui signifie qu'en respectant l'égalité des débits d'énergie à la bouche de chaque dispositif on crée bien deux ondes d'égale intensité. Le capteur extérieur indique aussi que la vidange des gaz brûlés est beaucoup plus longue lorsqu'on utilise un décompresseur. En effet, nous sommes en présence de deux ondes qui se propagent dans des directions opposées et dont les effets se combinent : la partie principale de l'onde de bouche qui se développe autour de l'avion en atmosphère infinie et qui se renforce avec le contre-courant, et une petite partie de cette onde qui a pénétré dans la prise d'air en contournant la lèvre et qui se propage dans un espace très confiné. En fait, le jet produit un effet de masque pour l'interaction des deux ondes. Quand le tir est effectué avec l'arme seule, les perturbations n'apparaissent au plan compresseur qu'après la phase quasi-stationnaire du jet; le plan d'entrée de la prise n'est masqué que très brièvement, pendant 400 μ s ici, de sorte qu'il y a interaction mutuelle des deux ondes. Par contre, si le tir est effectué avec un décompresseur, le jet de gaz brûlés dure beaucoup plus longtemps et l'effet de l'onde extérieure se

fait ressentir moins sur l'onde captée par la prise d'air. Celle-ci s'affaiblit moins et conserve une intensité plus grande en arrivant au compresseur. Il est donc normal que les signaux de pression relatifs au tir avec décompresseur présentent un pic de surpression et une dépression plus importants.

Ce qui précède montre qu'il n'y a pas similitude totale entre les deux tirs. Il convient de prendre en compte un paramètre supplémentaire, caractérisant la durée de vidange, pour représenter une arme munie d'un décompresseur par une autre arme nue. Cette durée est directement en rapport avec la longueur L du tube de l'arme et le paramètre de similitude correspondant est :

$$\sqrt{\frac{P_1}{P_0}} \sqrt{\frac{c_1}{c_0}} \frac{L}{D}$$

Il a été répertorié en [1] comme un des paramètres liés à la phase de formation de l'onde de bouche et il est négligeable lorsqu'on se place à une distance de la bouche de l'arme grande devant D et en absence d'obstacle représenté ici par la prise d'air en fonctionnement. Cette constatation faite, nous avons pris soin de séparer les tirs effectués avec une arme seule des tirs effectués avec un décompresseur.

9. INFLUENCE DU NOMBRE DE MACH, DU COEFFICIENT DE DEBIT ET DE L'ALTITUDE

Les effets du nombre de MACH au loin et du coefficient de débit ont été quantifiés en bas subsonique dans les souffleries SH et ICS. L'ensemble des résultats avait montré qu'il n'était pas nécessaire de respecter strictement la condition de similitude sur le nombre de MACH au loin tant que celui-ci reste inférieur à 0,5 [14]. Des essais ont été réalisés dans la soufflerie S3Ch pour étudier en haut subsonique les effets de M_1 , de C_q et de l'altitude [15]. En ce qui concerne le nombre de MACH, selon les prévisions théoriques [11], l'effet du contre-courant devient plus important que l'effet de la pression extérieure dès que M_1 devient suffisamment grand : par conséquent, il serait obligatoire de respecter la similitude sur le nombre de MACH au loin dès que ce dernier devient supérieur à une valeur voisine de 0,5.

L'enregistrement des pressions instationnaires au plan compresseur révèle

une première surpression provoquée par la partie de l'onde de bouche qui s'est réfléchiée dans la prise d'air, suivie d'une dépression consécutive à l'onde de bouche qui se développe autour de l'avion et qui masque en fait l'alimentation de la prise d'air (voir par exemple les signaux en bas de la figure 2.39). On va donc analyser d'abord la surpression, puis la dépression.

Selon les figures 2.40 et 2.41 qui montrent des exemples de l'évolution des pressions statique et d'arrêt en fonction du nombre de MACH amont et de l'altitude pour deux valeurs du paramètre $M_1.Cq$, les fluctuations de pression augmentent avec l'altitude et diminuent avec le nombre de MACH amont. Ces figures donnent également l'intensité de l'onde au plan compresseur : les valeurs P_{max}/P_2 indiquées résultent d'un moyennage pour les quatre positions angulaires du peigne de pression. Le nombre de MACH relatif du choc peut être déduit de P_{max}/P_2 : il est compris entre 1,01 et 1,06. En ce qui concerne l'intensité du choc au plan compresseur, la configuration d'un avion volant à MACH 0,4 à l'altitude 15000 m est la plus défavorable pour les deux valeurs du paramètre $M_1.Cq$. Ceci s'explique par le fait que l'intensité de l'onde externe varie dans le même sens que M_1 , au contraire de celle de l'onde interne. Les deux figures montrent également que l'intensité de l'onde interne est plus grande lorsque le tir est effectué avec décompresseur.

L'examen de la figure 2.40 indique que les mesures effectuées à l'ICS sont surestimées. En effet, dans cette soufflerie le développement de l'onde de bouche se trouve fortement influencée par le confinement : l'onde se réfléchit d'abord sur la paroi haute de la soufflerie avant de pénétrer dans la prise d'air, puis sur les parois latérales. La surpression enregistrée au plan compresseur est surestimée car elle est faussée par la première réflexion, et le niveau de dépression causé par le développement de l'onde autour de la maquette est aussi surestimé à cause du confinement créé par l'ensemble des réflexions.

La figure 2.42 montre l'influence du coefficient de débit sur l'intensité de la surpression au plan compresseur. On constate que, quelle que soit l'altitude, l'intensité des ondes est plus importante pour la valeur la plus faible du paramètre $M_1.Cq$. En effet, les perturbations arrivent plus rapidement au plan compresseur lorsque $M_1.Cq$ est grand car, comme le nombre de MACH interne est plus élevé, la pression de l'écoulement dans lequel le choc se propage est plus faible; celui-ci se déplace donc plus rapidement et s'affaiblit plus vite.

Les signaux de pression enregistrés au plan compresseur montrent dans toutes les configurations que le pic de surpression relatif à l'onde qui se propage dans la prise d'air est immédiatement suivi d'une importante dépression. Cette dépression est causée par le déplacement relatif des deux ondes externe et interne. Afin de bien caractériser cette dépression nous avons calculé son impulsion I à partir des signaux de pression statique et de pression d'arrêt. L'impulsion I semble être en effet une grandeur significative car elle prend en compte à la fois le niveau et la durée de la dépression. La figure 2.43 montre l'évolution de l'impulsion adimensionnée I^* en fonction du nombre de MACH M_1 . On remarque tout d'abord que pour les trois altitudes de vol l'impulsion diminue lorsque le nombre de MACH M_1 augmente. Pour connaître l'évolution de l'impulsion en fonction de l'altitude, il convient d'analyser séparément les tirs sans et avec décompresseur. Cela fait, on voit que I^* augmente dans tous les cas lorsque l'altitude augmente. Enfin, en ce qui concerne l'influence du coefficient de débit, les courbes montrent que I^* est plus importante pour la plus faible valeur de M_1 . Cq. Par ailleurs, il faut mentionner que les configurations à l'altitude 15000 m et les configurations de tirs avec décompresseur à l'altitude 10000 m sont peut-être altérées par des réflexions d'onde parasites qui apparaissent à cause de la proximité des parois de la soufflerie de S3Ch. Les valeurs de l'impulsion qui sont les plus critiques sont donc très certainement sous-estimées. Quoi qu'il en soit, la configuration la plus défavorable fait apparaître dans la phase de dépression une perte de pression statique de plus de 30%. A l'échelle avion, cette dépression dure environ 50 ms, ce qui représente 10 tours du moteur pour un compresseur de fréquence de rotation 12000 tr/min. En ce qui concerne le saut de pression, celui-ci représente une augmentation de 10% de la pression statique et il se produit pendant une durée égale à celle d'un tour du moteur.

10. VARIATIONS DU COEFFICIENT DE DISTORSION

La technique de mesure utilisée dans les essais de tir permet de quantifier les distorsions instationnaires à l'intérieur de la prise d'air. En effet, puisque les tirs sont répétitifs, il suffit de recalibrer quatre essais avec des tirs identiques et au cours desquels le peigne a été disposé dans une position angulaire différente. Nous avons calculé l'évolution du coefficient K_θ qui prend en compte les différences de pression dans toute la section à un instant donné. Dans le calcul

classique de $K\theta$ la section de la prise d'air est découpée en petits éléments de même surface et la pression qui est affectée à chaque surface est celle qui est mesurée au centre. Le centre de la surface est défini par les coordonnées de l'azimut moyen et du rayon moyen de la surface considérée. L'implantation des capteurs de pression ne correspondant pas à la position du centre de chaque surface, la pression a été recalculée en ce point à l'aide d'un lissage radial et angulaire. Le résultat de ce calcul a été filtré pour toutes les configurations à 1kHz; cette fréquence de coupure a été choisie pour éliminer les distorsions à haute fréquence car celles-ci ne sont pas perceptibles par les compresseurs qui ont des fréquences voisines de 200 Hz.

Sur la figure 2.44 on constate pour toutes les valeurs de M_1 que le coefficient $K\theta$ au plan compresseur est très peu influencé par le pic de surpression pour les quatre configurations représentées. En effet, l'instant d'arrivée de la surpression est pris pour origine sur les figures et on voit que la surpression parvient pratiquement en même temps sur tout le plan compresseur car le coefficient $K\theta$ reste inférieur à 0,5. Les tracés montrent aussi que pour les tirs effectués à l'altitude 5000 m, les distorsions internes induites n'affectent pratiquement pas le compresseur. Par contre, à 15000 m, les distorsions deviennent considérables et peuvent perturber le fonctionnement du moteur. Les configurations les plus défavorables se situent à l'altitude 15000 m, pour une faible valeur de $M_1.Cq$.

Pour illustrer les résultats trouvés, nous avons calculé et représenté des cartes de pression d'arrêt instationnaire dans le plan de sondage du peigne. Ces cartes ont été déterminées par lissage radial et angulaire. Les valeurs du coefficient de pression d'arrêt $(P_a - P_{int}) / P_1$ ont été portées en chaque nœud d'un maillage cylindrique représentatif de la prise d'air. Pour visualiser d'une manière claire, à chaque instant, la déformée spatiale de la carte de pression, nous avons mis au point un programme de traitement des parties qui se trouvent cachées en fonction de l'angle de vue choisi. Chaque dessin a été représenté en projection stéréographique (projection conique d'un objet sur un plan qui est situé entre l'observateur et l'objet), et nous avons choisi ici de mettre l'observateur perpendiculairement à la prise d'air et regardant la perturbation arriver vers lui sous un angle de 30° . Nous avons déterminé en fonction de l'allure de la courbe de pression les instants les plus remarquables du phénomène qui sont : l'état

initial correspondant à l'écoulement moyen, la montée rapide de la pression, la longue dépression qui la suit et le retour à l'état non perturbé. Ces états sont présentés sur la figure 2.45. Les temps indiqués sont des temps à l'échelle avion. On peut indiquer que les plus importantes perturbations (surpression et longue dépression) durent environ 15 ms et que les longues oscillations de pression liées aux caractéristiques vibratoires de la prise d'air sont très faibles et disparaissent au bout de 125 ms. A ce propos, si le canon tire des rafales de 1800 coups par minute, l'intervalle de temps entre deux coups successifs est de 33 ms. Notre résultat semble donc confirmer qu'il n'y a pas d'effet cumulatif dû à la succession des obus.

CONCLUSION

Les travaux relatés dans ce document ont montré notre contribution à l'analyse quantitative de phénomènes aérodynamiques rapidement variables. Pour étudier les sillages proches et les phénomènes d'interaction entre le tir d'arme et une prise d'air, nous avons mis en œuvre des moyens originaux pour mesurer les pressions instationnaires et développé des techniques optiques originales de visualisation basées sur l'interférométrie différentielle en lumière blanche. L'association et la synchronisation des mesures de pression instationnaire et des visualisations instantanées ont permis d'apporter de nombreux renseignements sur les phénomènes aérodynamiques étudiés.

Parmi les résultats les plus importants concernant l'interaction entre le tir d'arme et une prise d'air en incidence, on peut mentionner qu'une technique expérimentale assez simple permet d'obtenir l'évolution des distorsions instationnaires de pression au plan compresseur en synchronisant quatre tirs successifs et identiques.

On montre tout d'abord que l'on obtient une représentation significative des pressions instationnaires au plan compresseur car il n'est pas nécessaire de représenter en similitude la fréquence réduite du compresseur. En effet, les perturbations produites par la rotation de l'hélice sont négligeables devant les perturbations produites par le tir du canon.

Par ailleurs, l'instrumentation de la prise d'air a permis d'effectuer une comparaison entre le modèle théorique représentant le tir du canon par une explosion violente anisotrope prenant naissance à la bouche de l'arme. Cette comparaison est bonne à condition qu'elle soit effectuée lorsque les ondes de bouche sont violentes, ce qui a lieu à l'altitude de vol la plus élevée. Par contre, aux altitudes plus basses, l'expérience s'écarte de la théorie dont les prédictions conduisent à une surestimation. Néanmoins, qualitativement les tendances sont les mêmes. L'onde de bouche se renforce sur l'avant lorsque le nombre de MACH de vol augmente, ce qui a pour conséquence d'affaiblir les perturbations au plan compresseur car l'onde de bouche qui se propage dans la prise d'air est très influencée par le comportement de l'onde externe.

Parmi les configurations testées, celle d'un avion volant à MACH 0,4, à

l'altitude 15000 m avec un faible coefficient de débit est la plus défavorable.

Enfin, l'évolution des perturbations instationnaires au plan compresseur montre que la principale cause de défaillance du moteur semble être provoquée par la combinaison simultanée d'une perte brutale et prolongée de la pression d'alimentation et d'une augmentation importante des distorsions provoquées par les nombreuses réflexions d'ondes.

Bibliographie

- [1] A. MERLEN - Similitude physique et modélisation par explosion équivalente des phénomènes aérodynamiques de balistique intermédiaire. Thèse de doctorat, n° 763, Université de Lille, 27.04.1988.
- [2] J.P. FLODROPS, J.M. DESSE - Effets du tir d'une arme sur le fonctionnement d'une entrée d'air en incidence. Rapport IMFL n° 82/14, 30.06.1982.
- [3] E. POULAIN, J.P. FLODROPS - Effets du tir d'une arme sur le fonctionnement d'une prise d'air axisymétrique en incidence avec simulation du compresseur. Rapport IMFL n° 85/34, 05.07.1984.
- [4] L. SEDOV - Similitude et dimensions en mécanique. Edition MIR, MOSCOU, 1977.
- [5] A. MERLEN, A. DYMENT - Similarity and asymptotic analysis for gun-firing aerodynamics. J. Fluid Mech. (1991), vol. 225, pp. 497-528
- [6] ERBER - La mesure des pressions. Manomètres et capteurs. Edition MASSON, 1983.
- [7] EM. SCHMIDT, GD. KAHL, DD SHEAR - Gun blast its propagation and control. Ballistic Research. Lab, Aberdeen Proving ground, Md. AIAA-80-1060, June 4-6, 1980/Hartford, Connecticut.
- [8] CH. LEWIS and DJ. CARLSON - Normal shock locations in underexpanded gas and particle jets. AIAA Journal, Vol 2, n°4, April 1964.
- [9] H. MACH, G. KLINGENBERG, H. MASUR, U. WERNER, O. WIELAND - Mesures spectroscopiques de la température des produits de combustion de la poudre dans le tube et à la sortie de la bouche d'un canon

de 20 mm de calibre.
Rapport ISL R 106 / 1977.

- [10] H. MACH - Mesure de la température et de la vitesse des gaz de combustion dans un tube et à la bouche d'une arme.
Rapport ISL LO 222 / 1980.

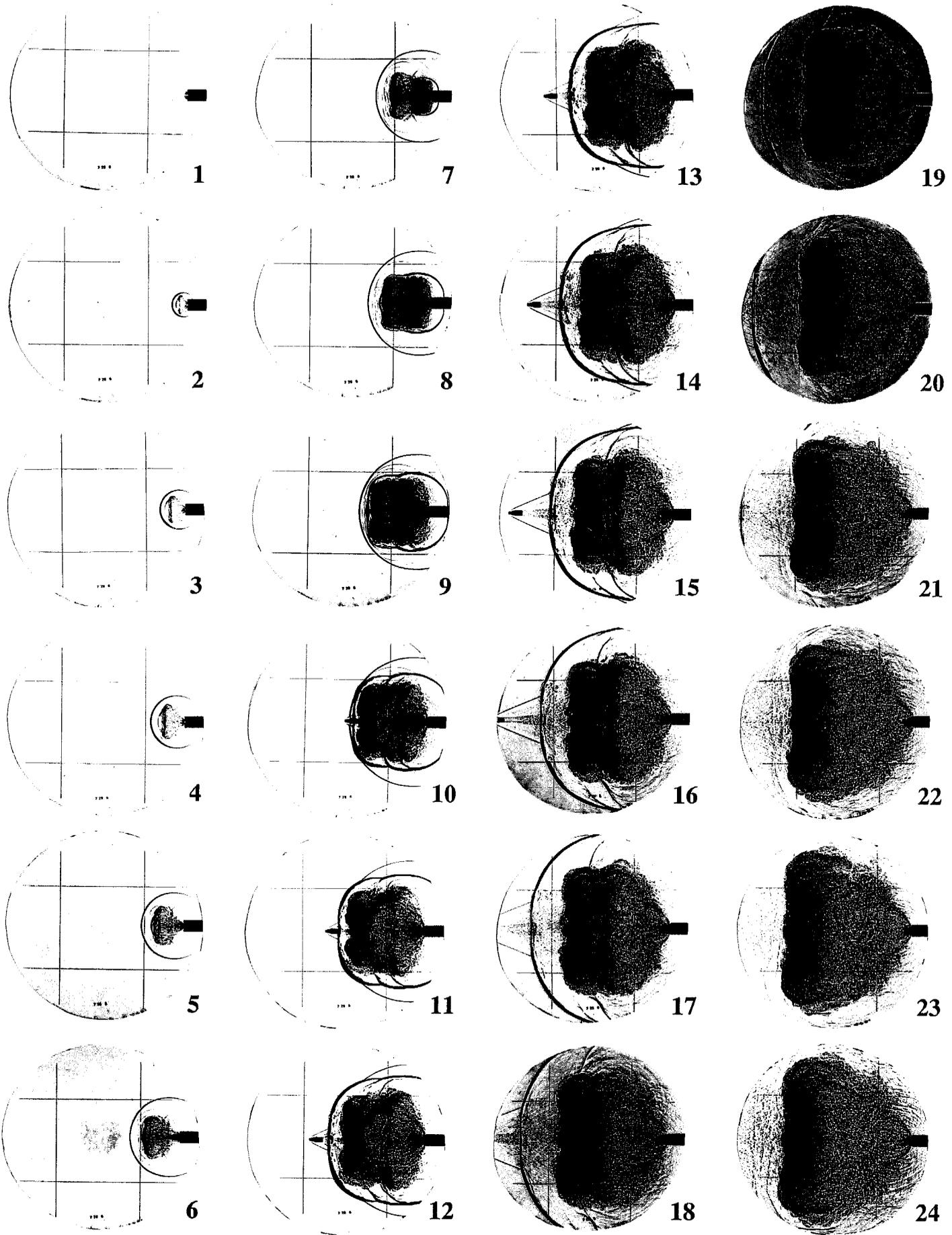
- [11] A. MERLEN - Modélisation du tir canon par une explosion violente anisotrope.
Rapport IMFL n°88/32, 01.12.1988.

- [12] JM. DESSE - Interaction du tir canon et d'une prise d'air en incidence avec similitude de rotation du compresseur.
25ème Colloque d'Aérodynamique Appliquée, TALENCE, 12-14 Octobre 1988.

- [13] J.M. DESSE et J.C. FOURMOY - Méthode de définition d'une arme équivalente à une arme donnée munie d'un atténuateur de tir.
Rapport IMFL n°87/53, 30.12.1987.

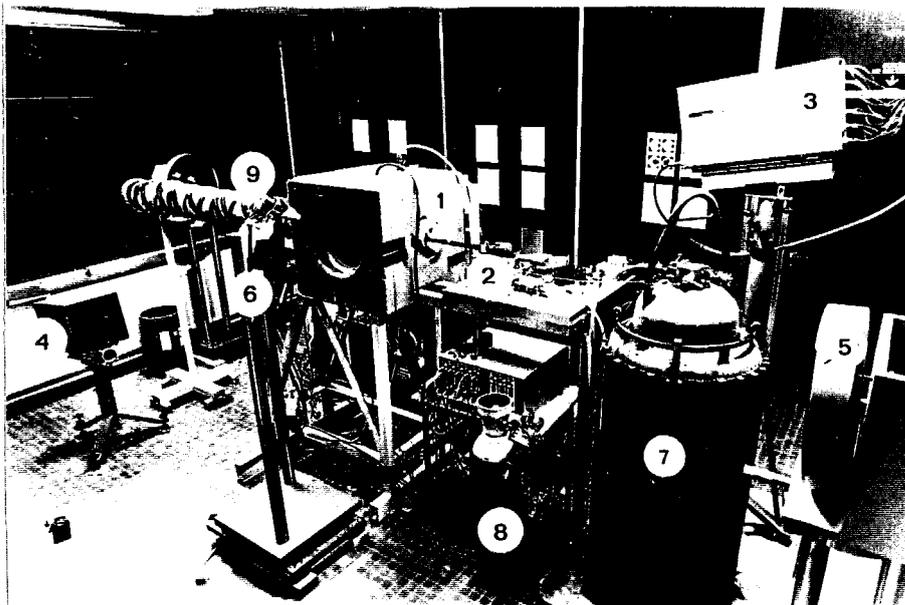
- [14] J.M. DESSE et J. HUCK - Premières applications de la similitude de tir au problème de l'interaction prise d'air-tir canon.
Rapport IMFL n°88/12, 25.02.1987.

- [15] J.M. DESSE et O. DREUX - Similitude de tir. Etude des paramètres de vol sur l'interaction du tir canon et d'une prise d'air schématique en haut subsonique.
Rapport IMFL n°89/20, 29.09.1989.



$M_p = 1.4 \text{ g}$ $\Delta t = 20 \mu\text{s}$

Figure 2.1 OMBROSCOPIES - CANON NU



- 1 Caisson
- 2 Carabine 222 Remington
- 3 Eclateur chronoloupe
- 4 Récepteur chronoloupe
- 5 Miroir sphérique
- 6 Miroir plan
- 7 Réservoir d'azote liquide
- 8 Bouteille d'oxygène
- 9 Séchage des hublots

Figure 2.2 INSTALLATION D'ESSAIS

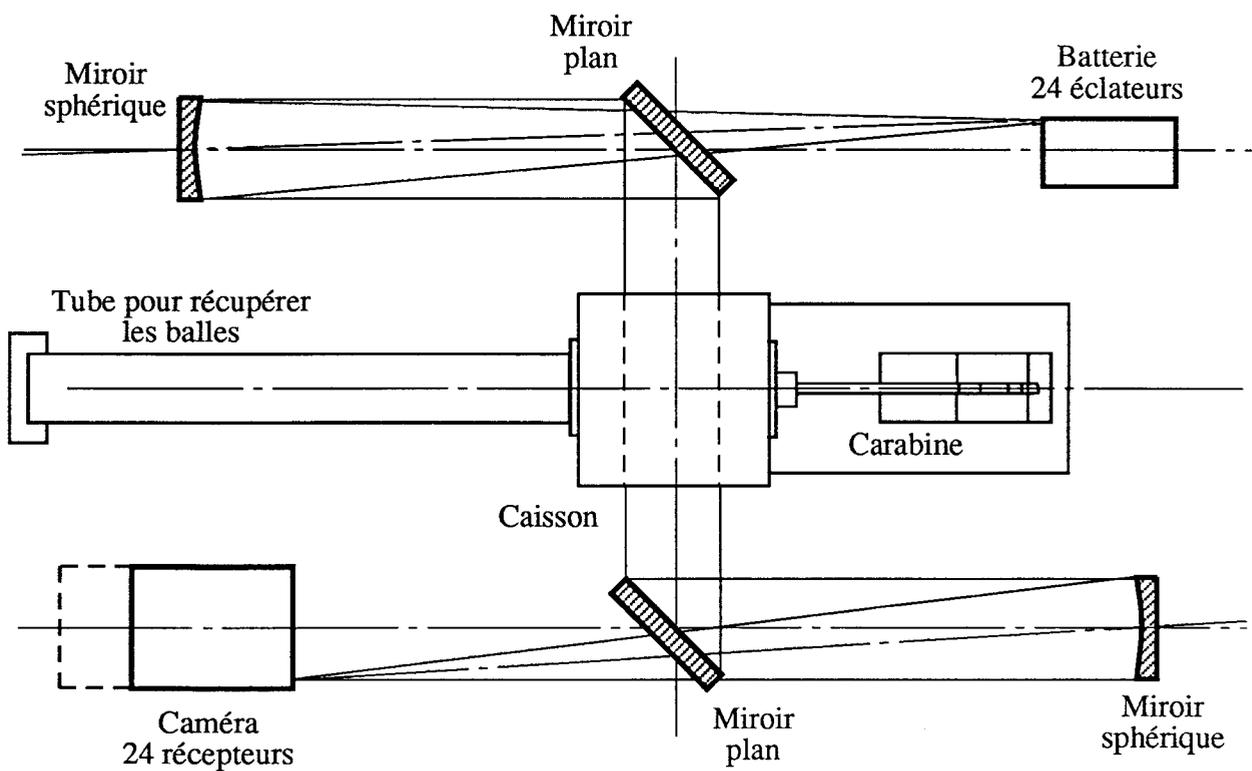
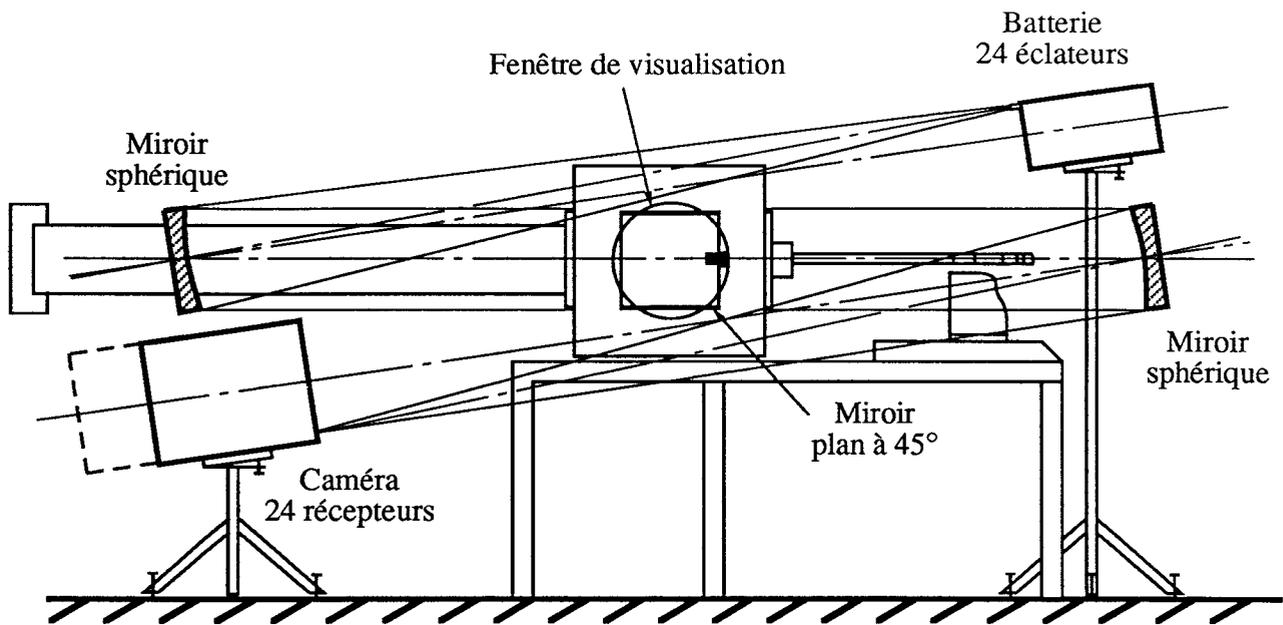
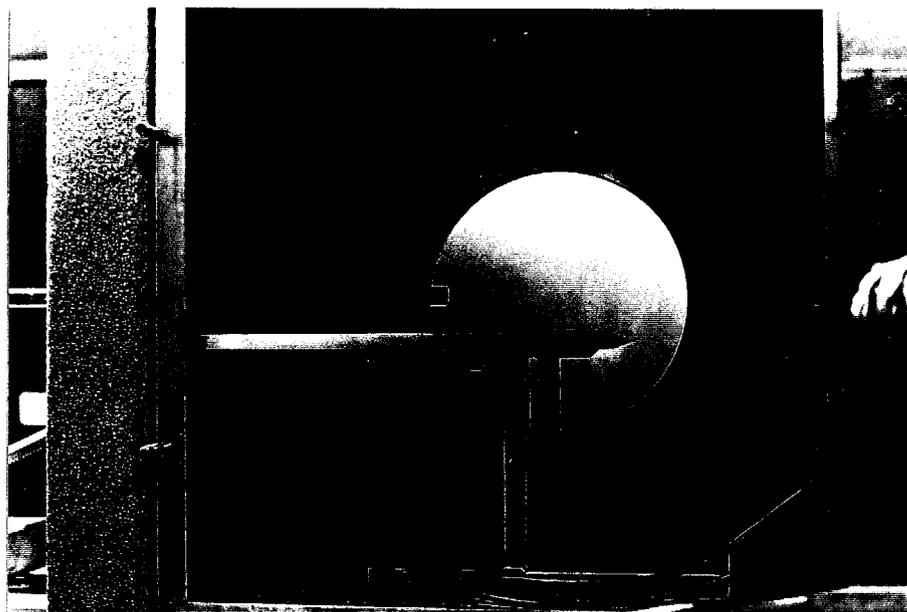
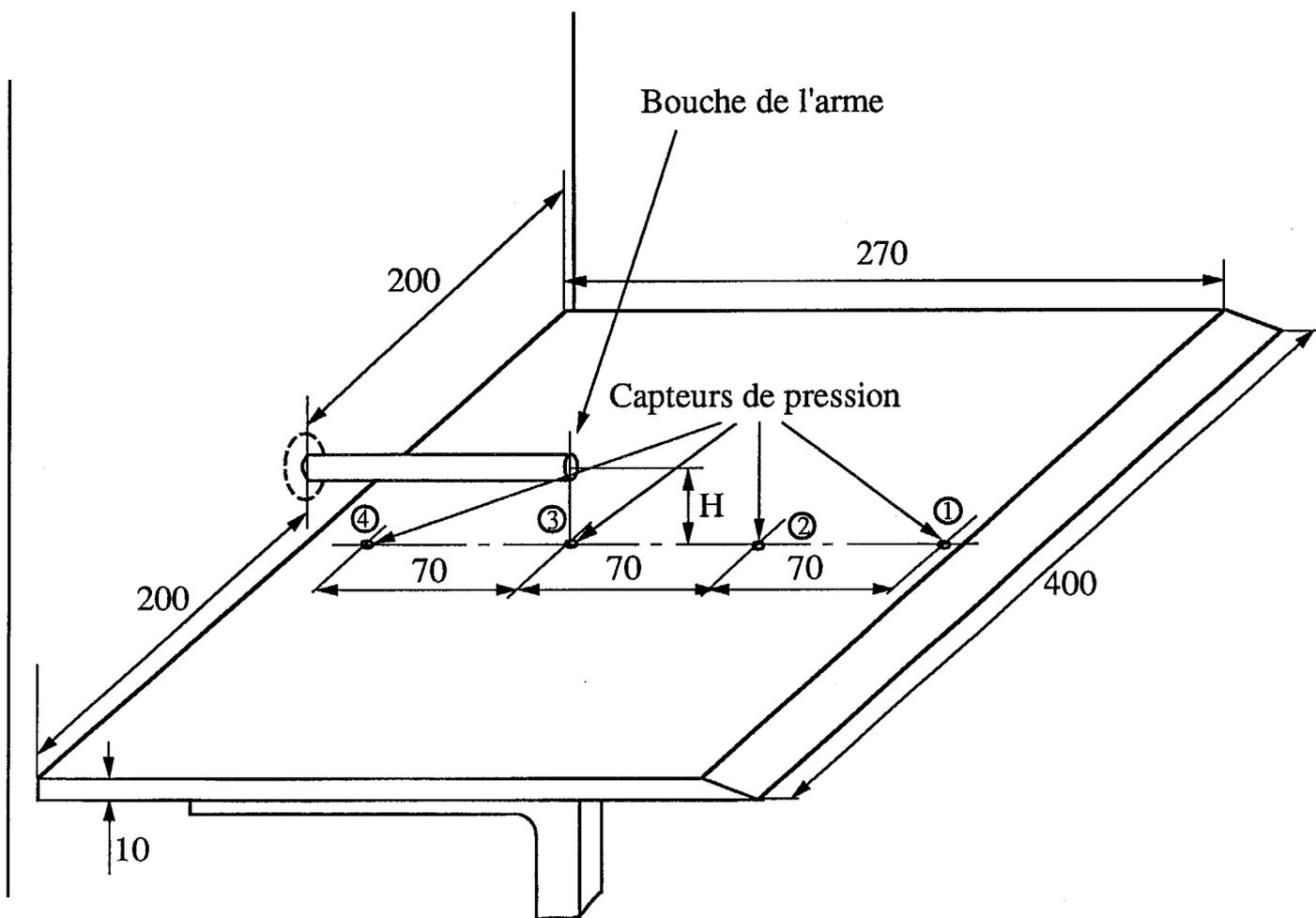
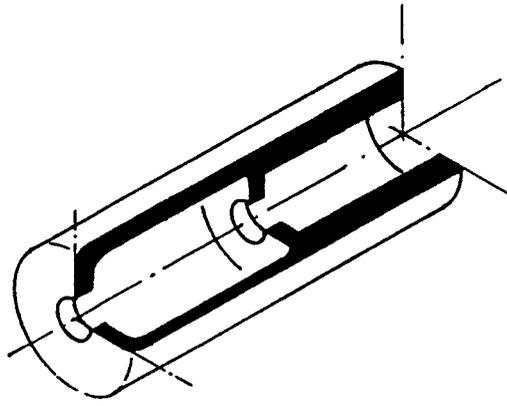


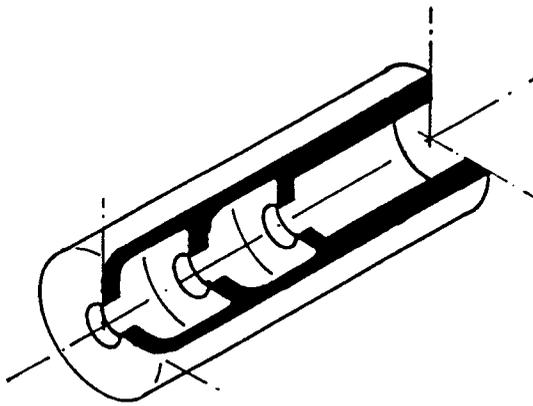
Figure 2.3 MONTAGE OMBROSCOPIQUE AUTOUR DU CAISSON DE SIMILITUDE



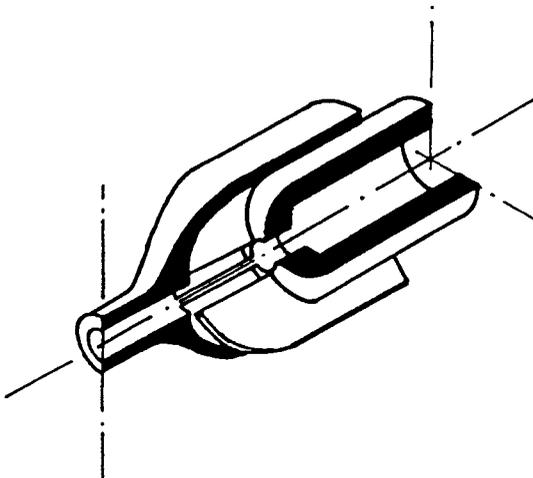
**Figure 2.4 MAQUETTE DE L'OBSTACLE NON LIE
 A LA BOUCHE DE L'ARME**



Décompresseur
1 cavité



Décompresseur
2 cavités

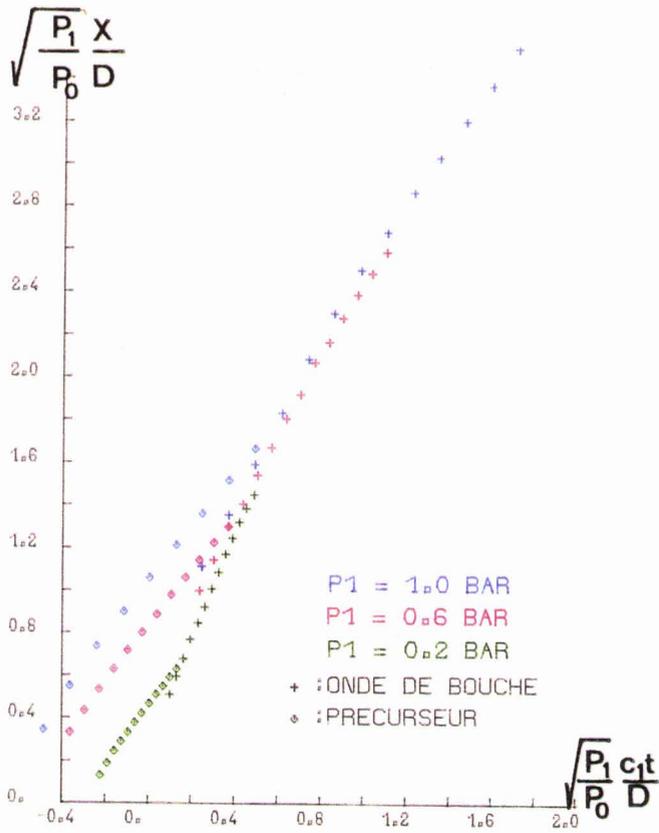


Décompresseur
tulipe

Ech = 0.7

Figure 2.5 SCHEMA DES DECOMPRESSEURS UTILISES

Carabine 222 Remington



Essais non recalés en temps
à T₁ = 288 K

Essais recalés en temps
à T₁ = 223 K

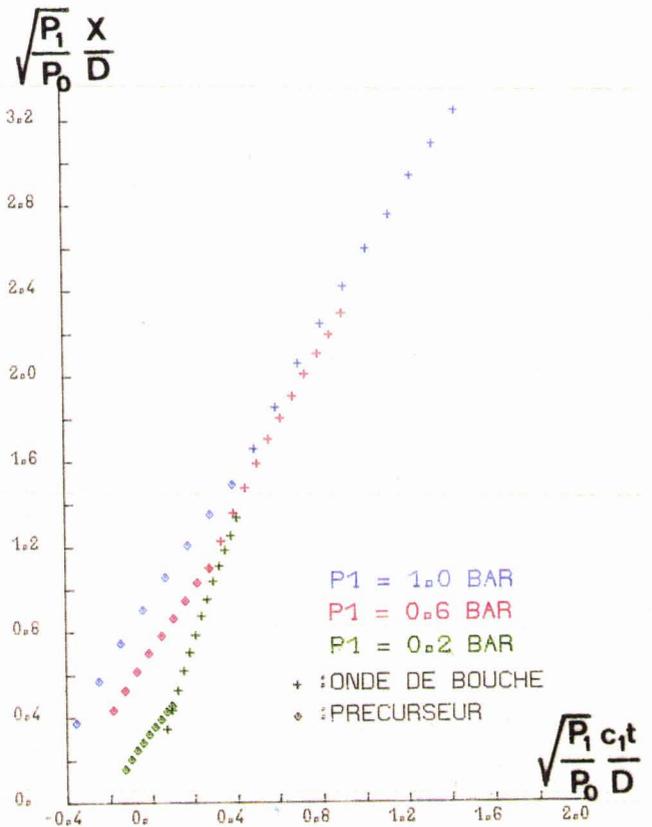


Figure 2.6 PROGRESSIONS COMPAREES DU PRECURSEUR ET DE L'ONDE DE BOUCHE

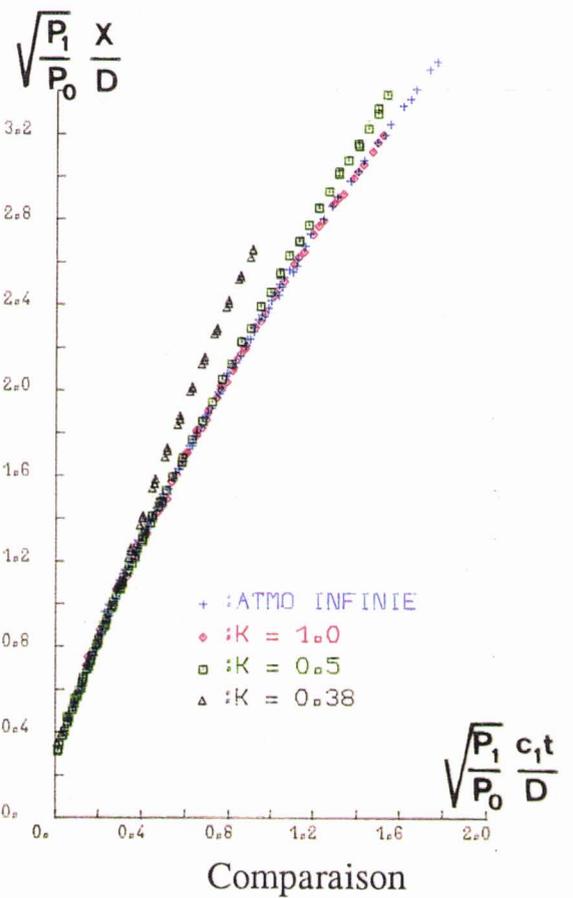
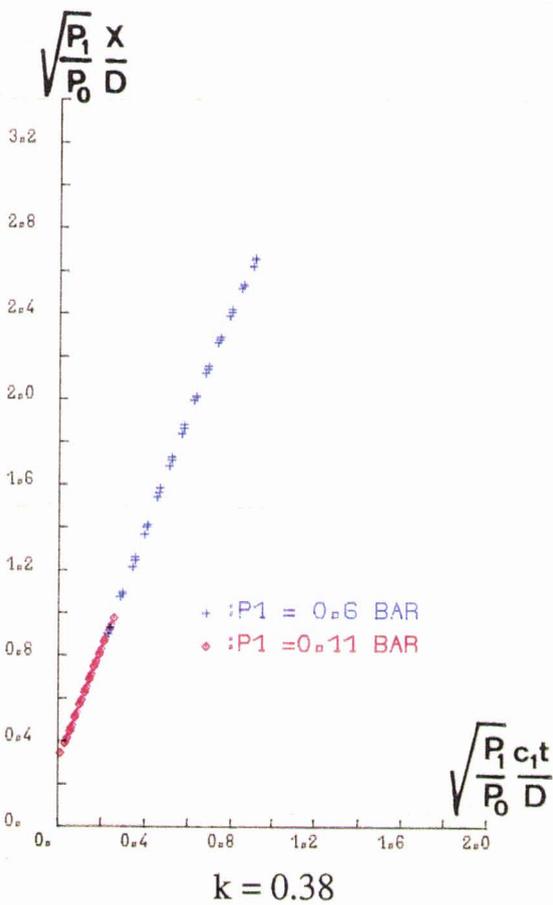
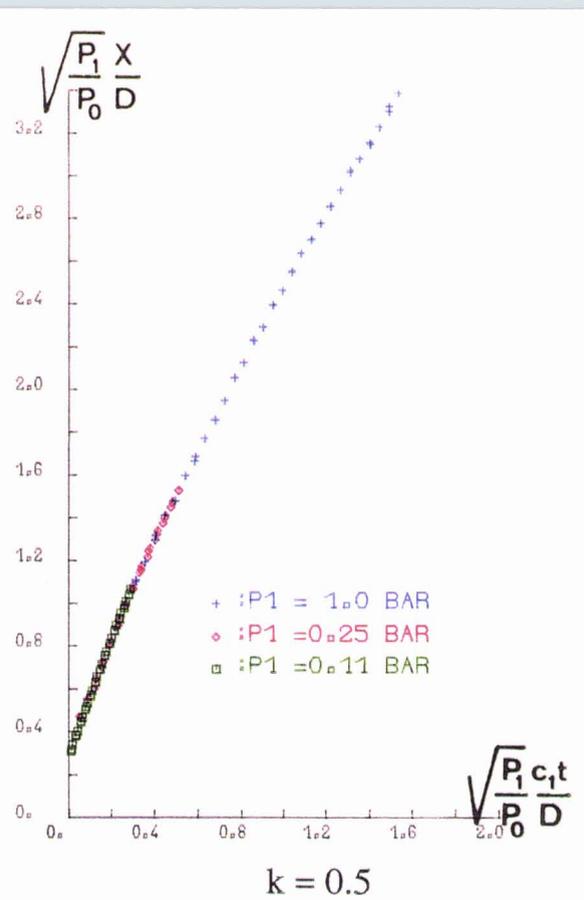
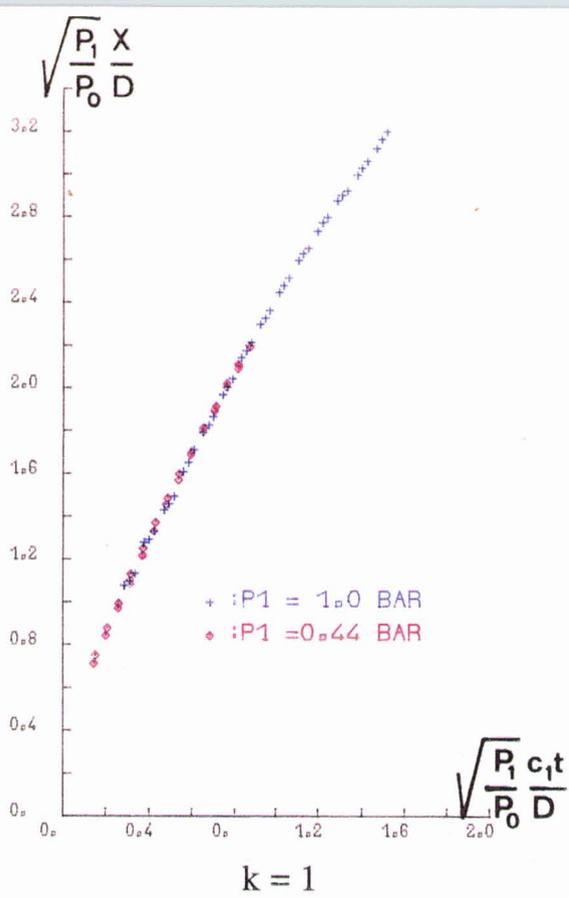
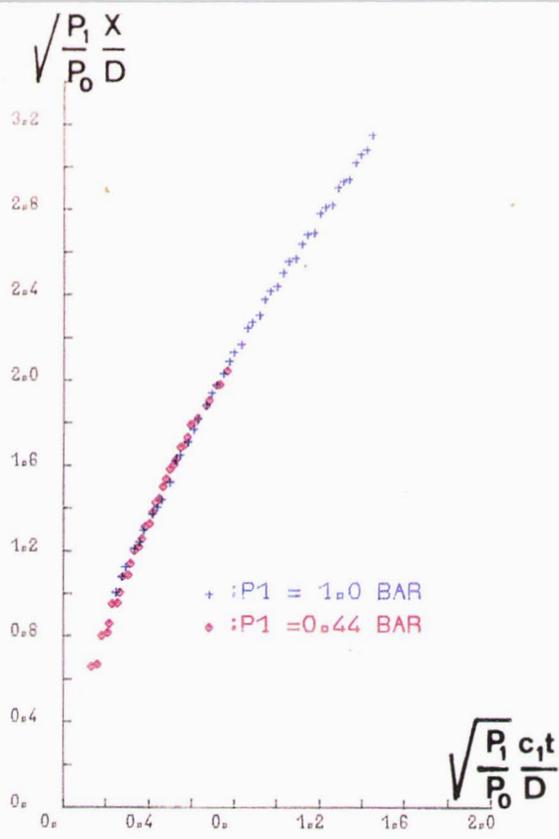
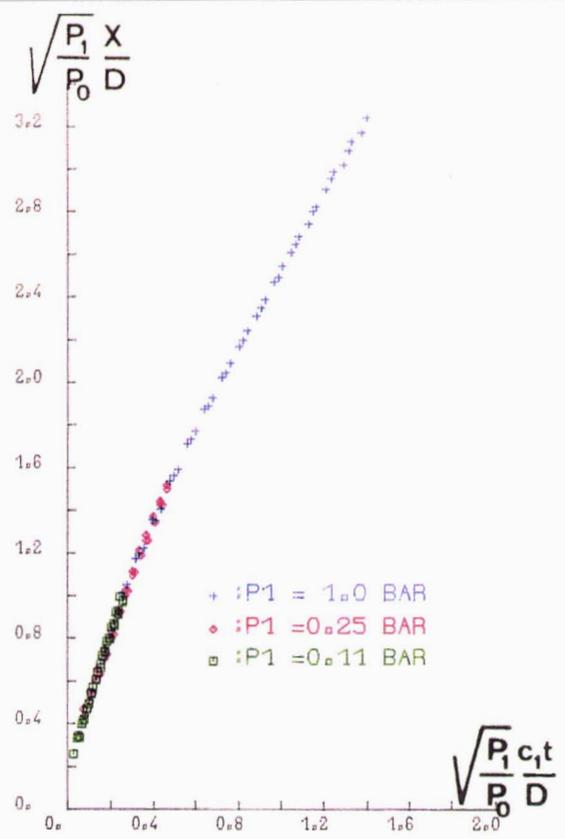


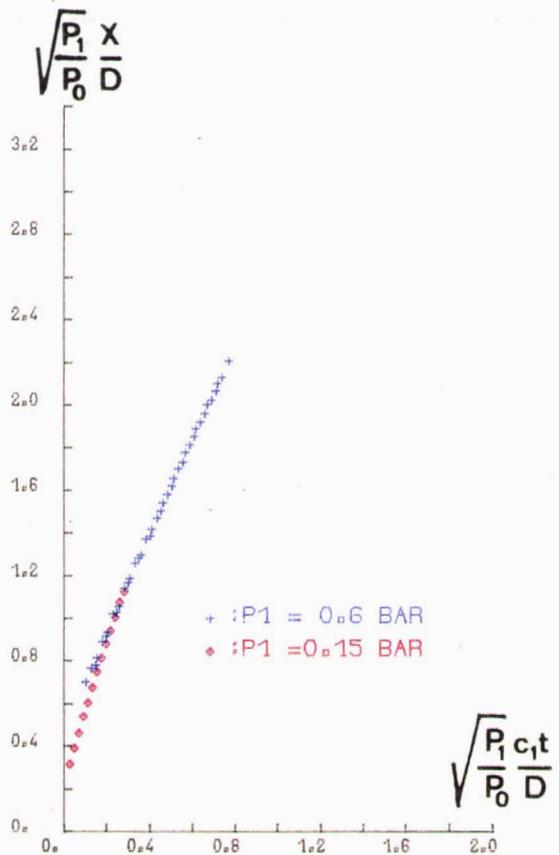
Figure 2.7 PROGRESSION SUR L'AXE POUR DIFFERENTES VALEURS DE k T₁ = 288 K



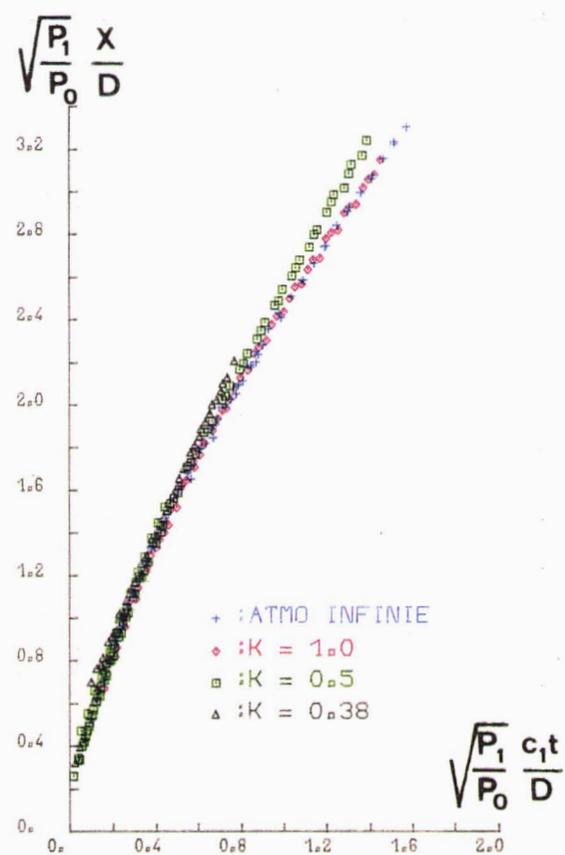
k = 1



k = 0.5

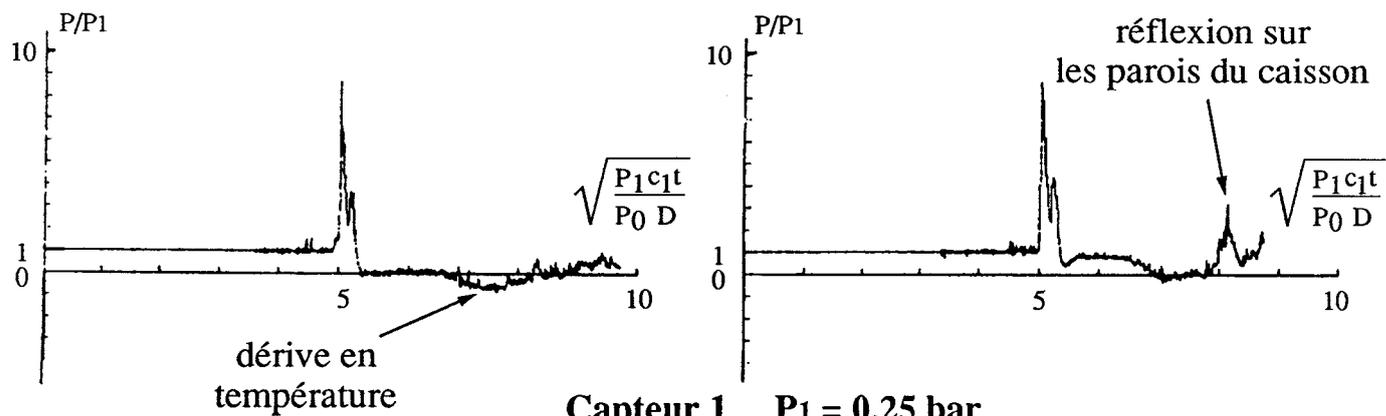


k = 0.38

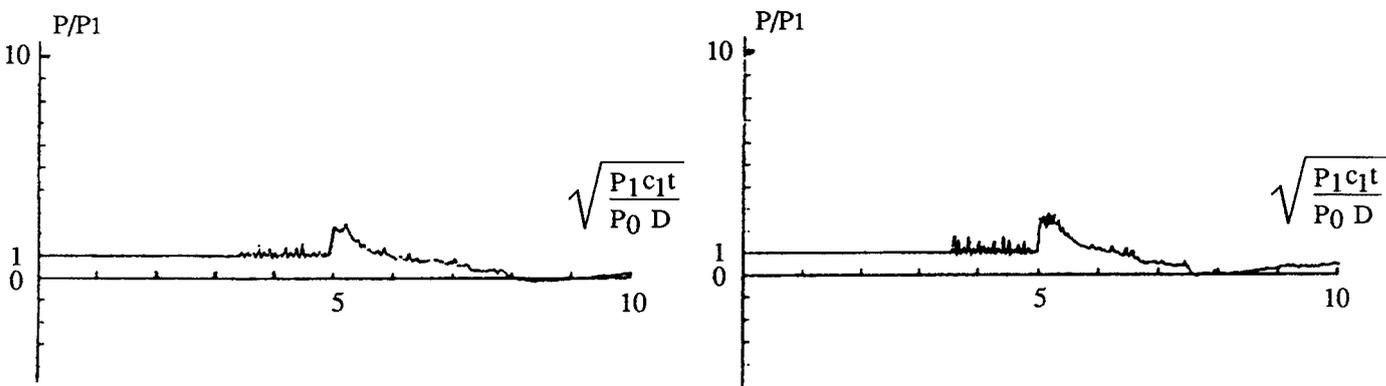


Comparaison

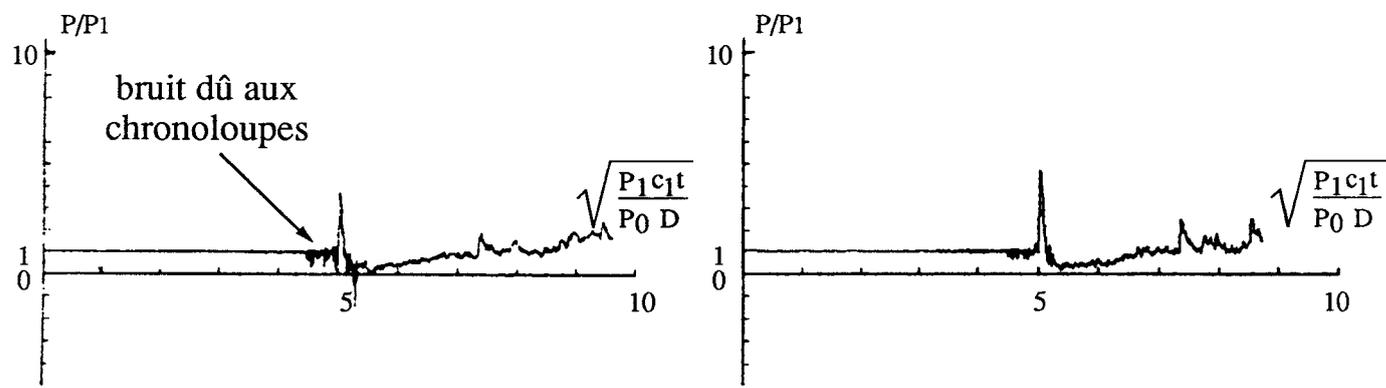
Figure 2.8 PROGRESSION SUR L'AXE POUR DIFFERENTES VALEURS DE k T₁ = 223 K



Capteur 1 P₁ = 0.25 bar



Capteur 2 P₁ = 1 bar

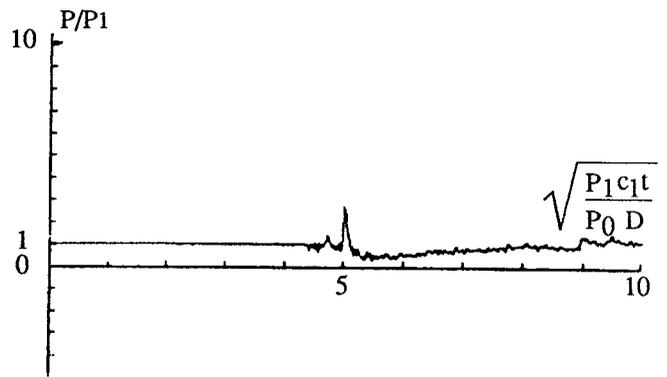
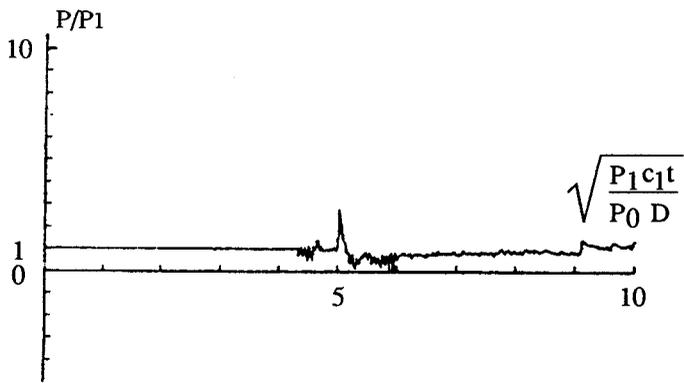


Capteur 3 P₁ = 0.25 bar

T₁ = 288 K

T₁ = 223 K

Figure 2.9 EFFET DE T₁ SUR LES PRESSIONS INSTATIONNAIRES ; k = 0,5



$P_1 = 0,6 \text{ bar} \quad H = 5 \text{ D}$

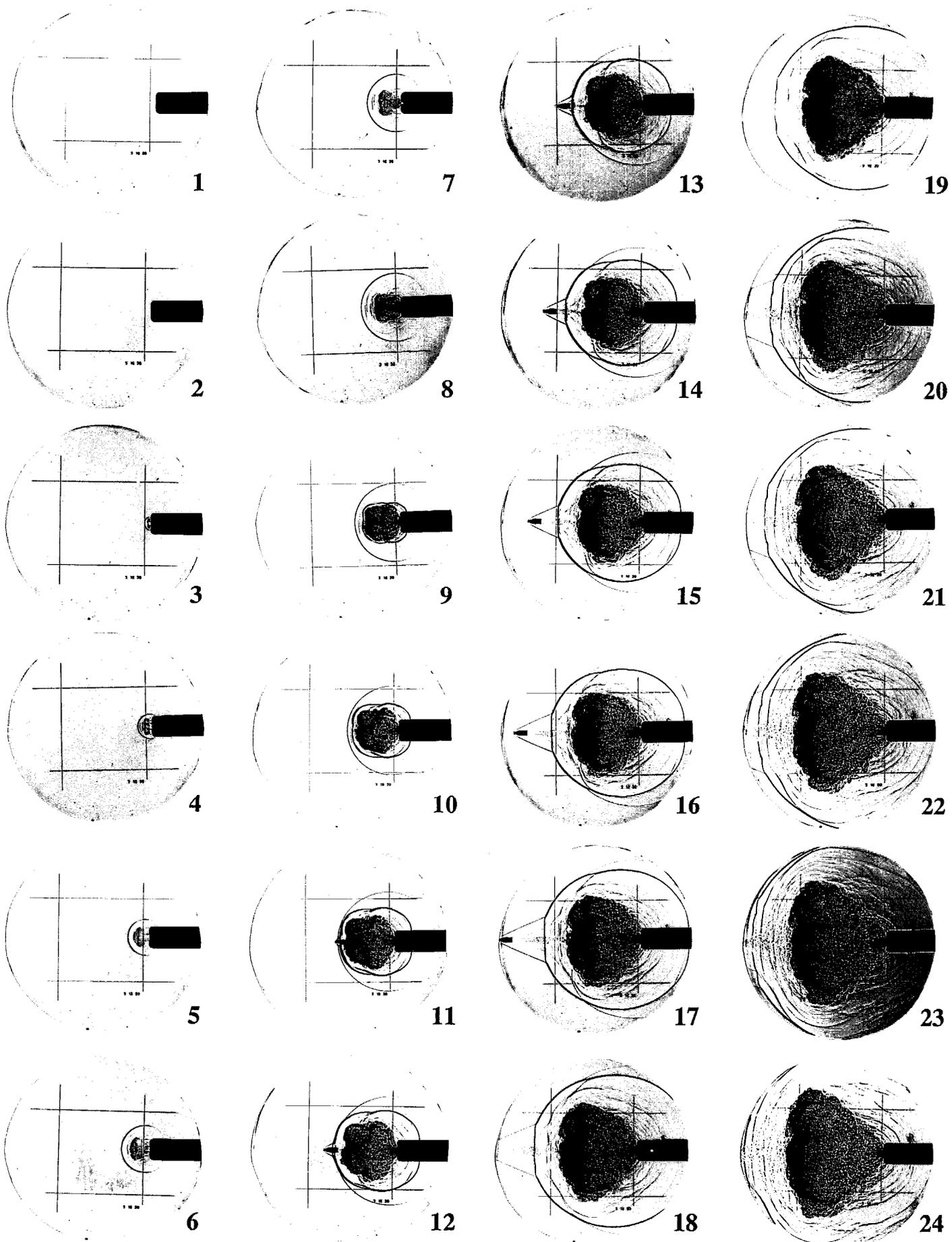


$P_1 = 0,15 \text{ bar} \quad H = 10 \text{ D}$

$T_1 = 288 \text{ K}$

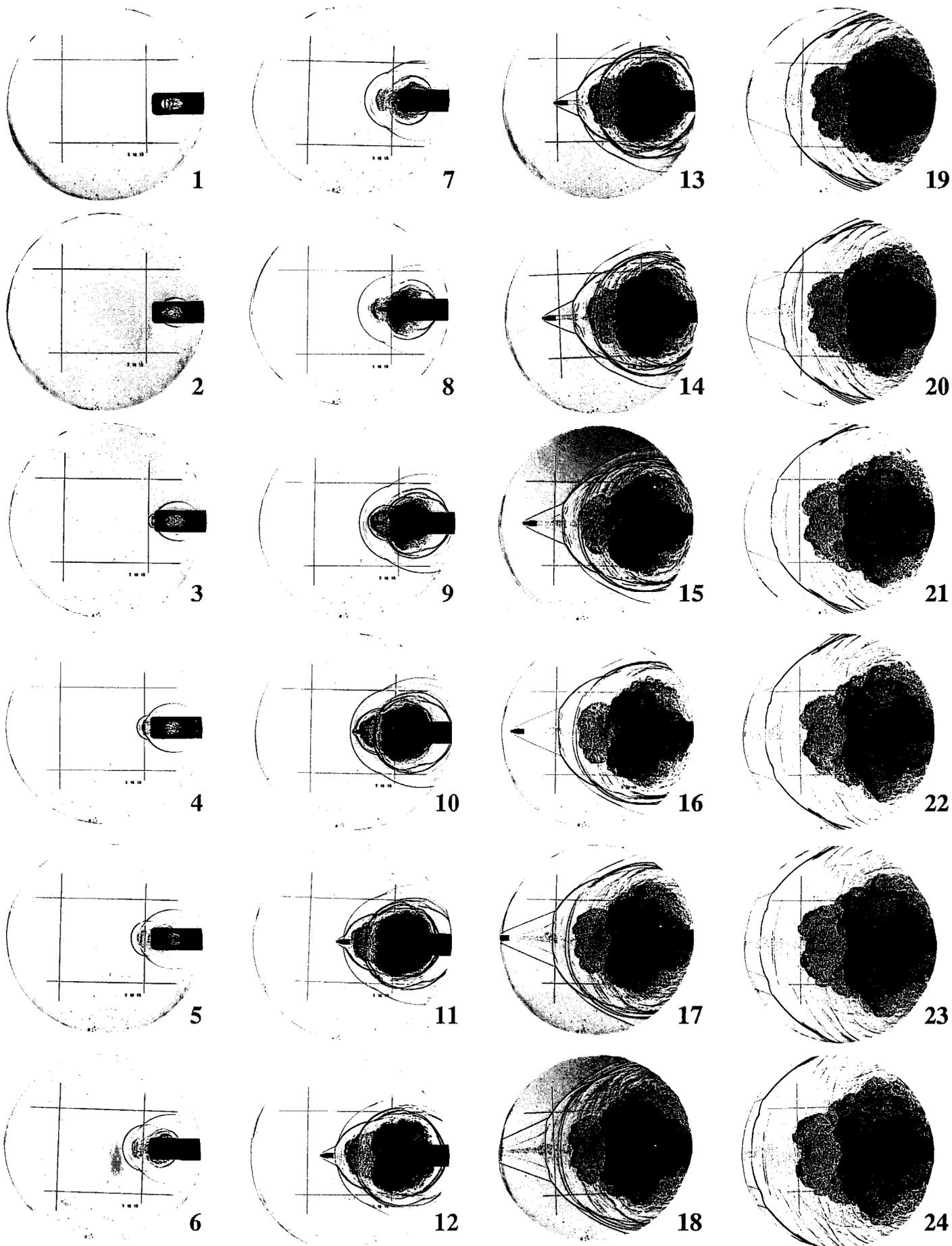
$T_1 = 223 \text{ K}$

Figure 2.10 ETUDE DES PRESSIONS AU POINT DE COORDONNEES ADIMENSIONNEES 0 ; 0,38



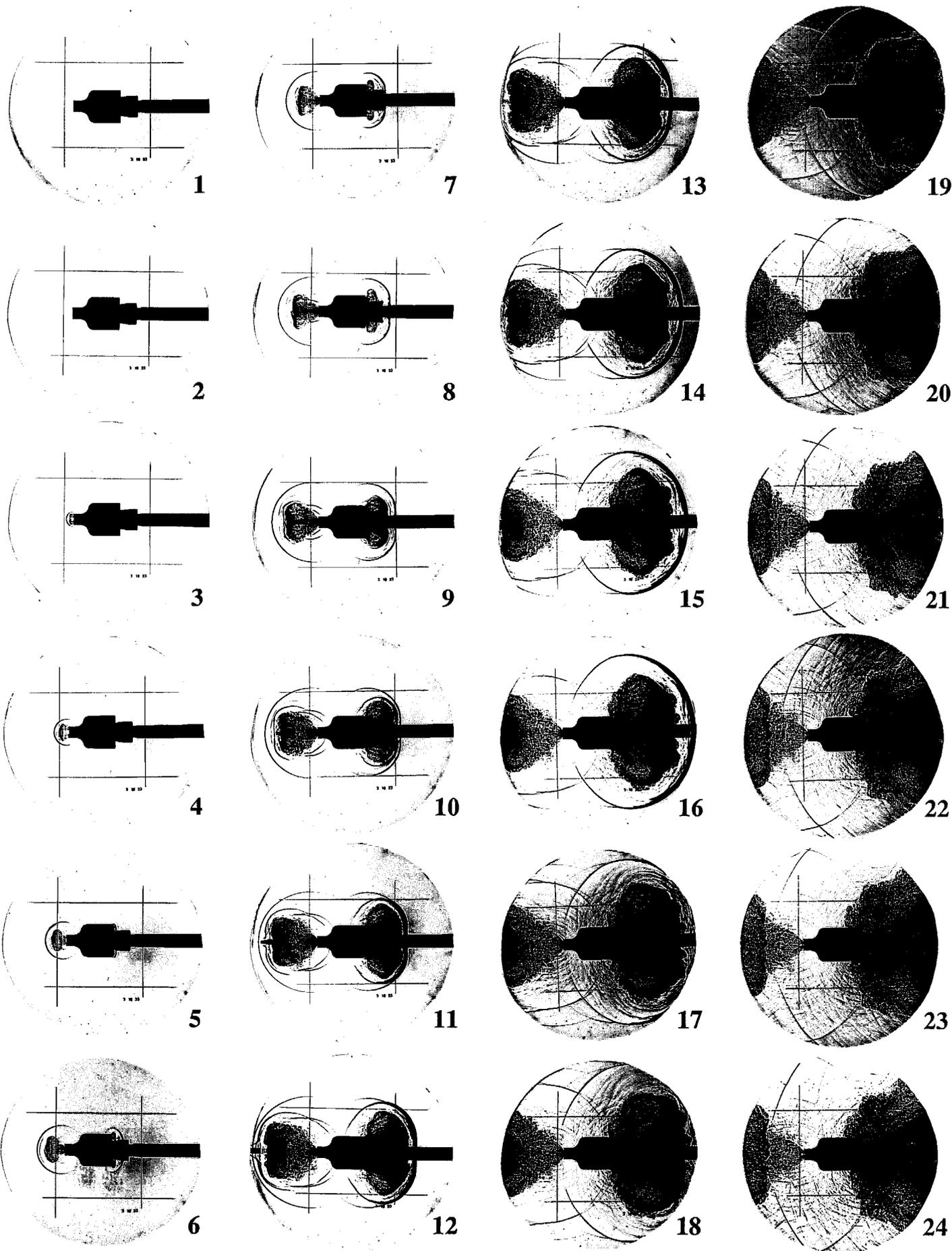
$M_p = 1.4 \text{ g}$ $\Delta t = 17 \mu\text{s}$

**Figure 2.11 OMBROSCOPIES
CANON + DECOMPRESSEUR 1 CAVITE**



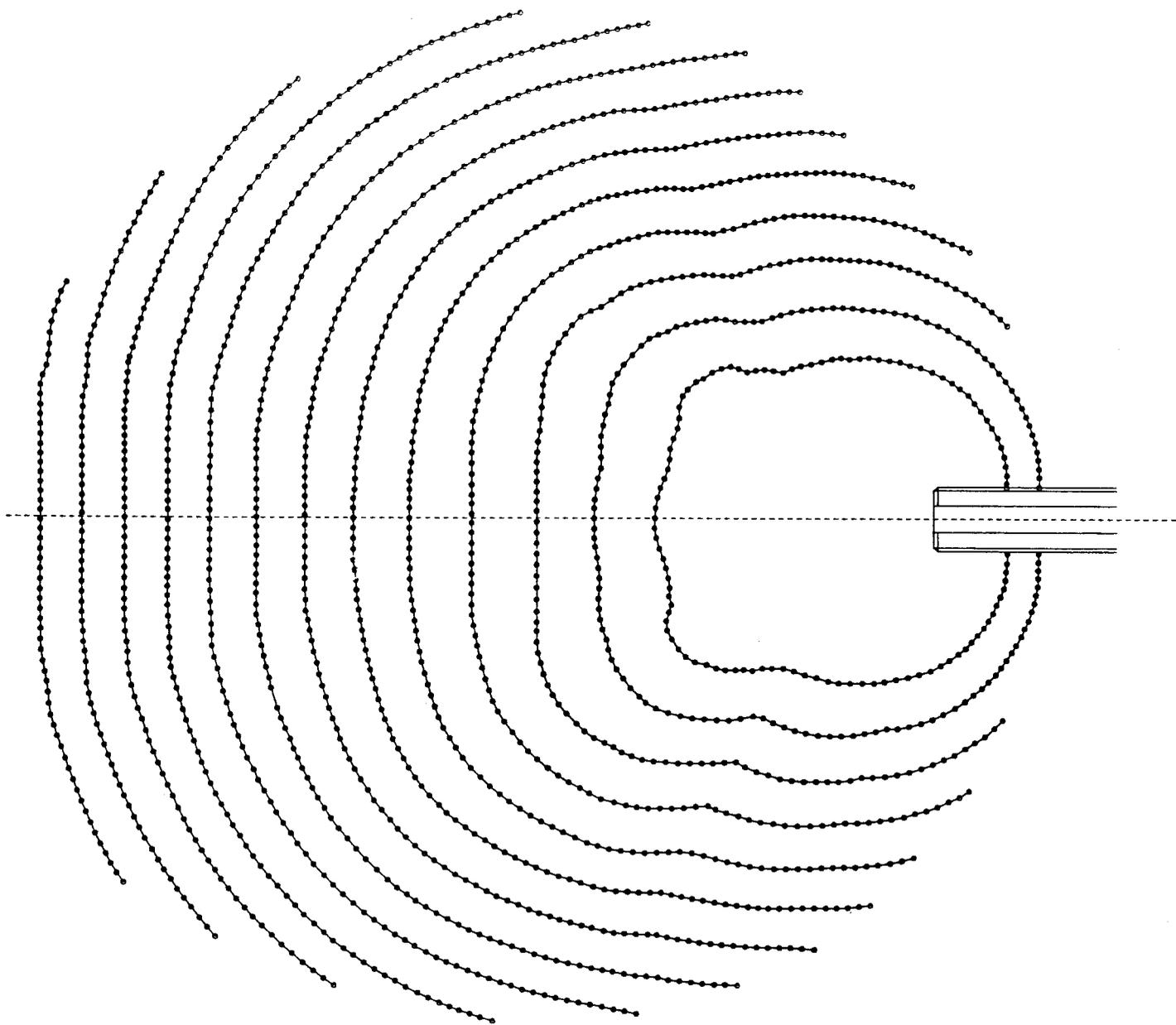
$M_p = 1.4 \text{ g} \quad \Delta t = 17 \mu\text{s}$

**Figure 2.12 OMBROSCOPIES
CANON + DECOMPRESSEUR 2 CAVITES**



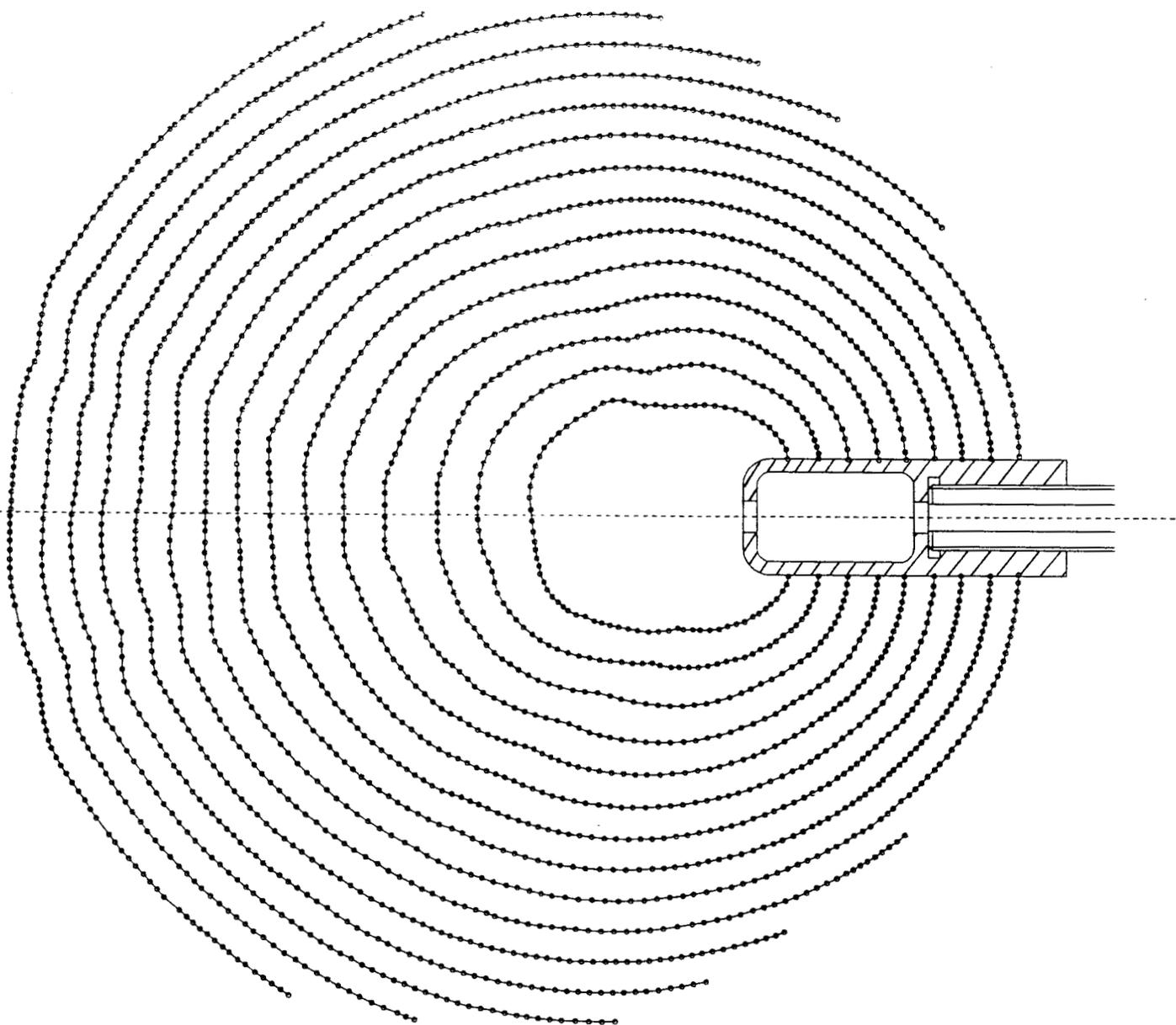
$M_p = 1.4 \text{ g} \quad \Delta t = 17 \mu\text{s}$

**Figure 2.13 OMBROSCOPIES
CANON + DECOMPRESSEUR "TULIPE"**



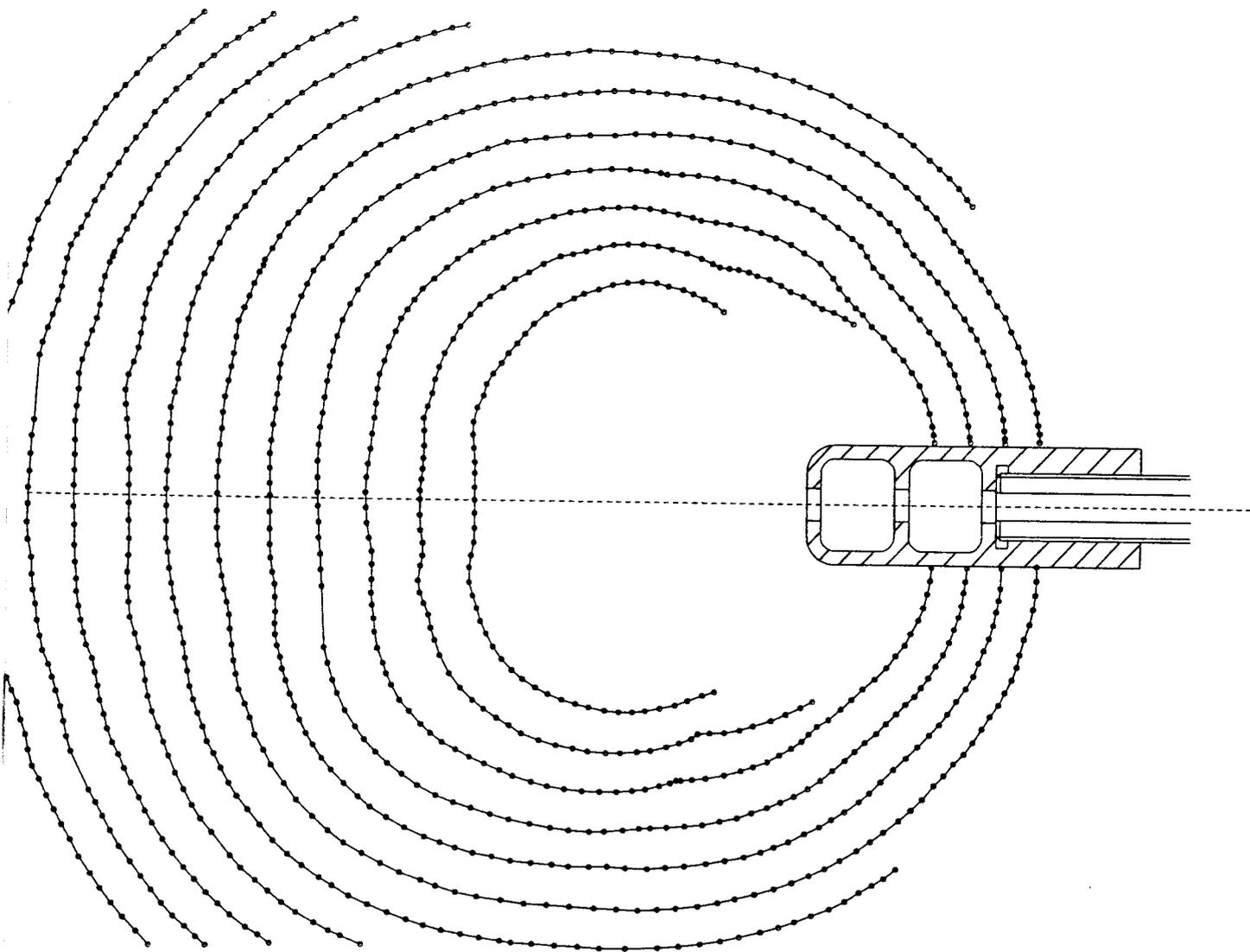
$\Delta t = 20 \mu s$

Figure 2.14 RECONSTITUTION DE L'ONDE A DIFFERENTS INSTANTS - CANON NU



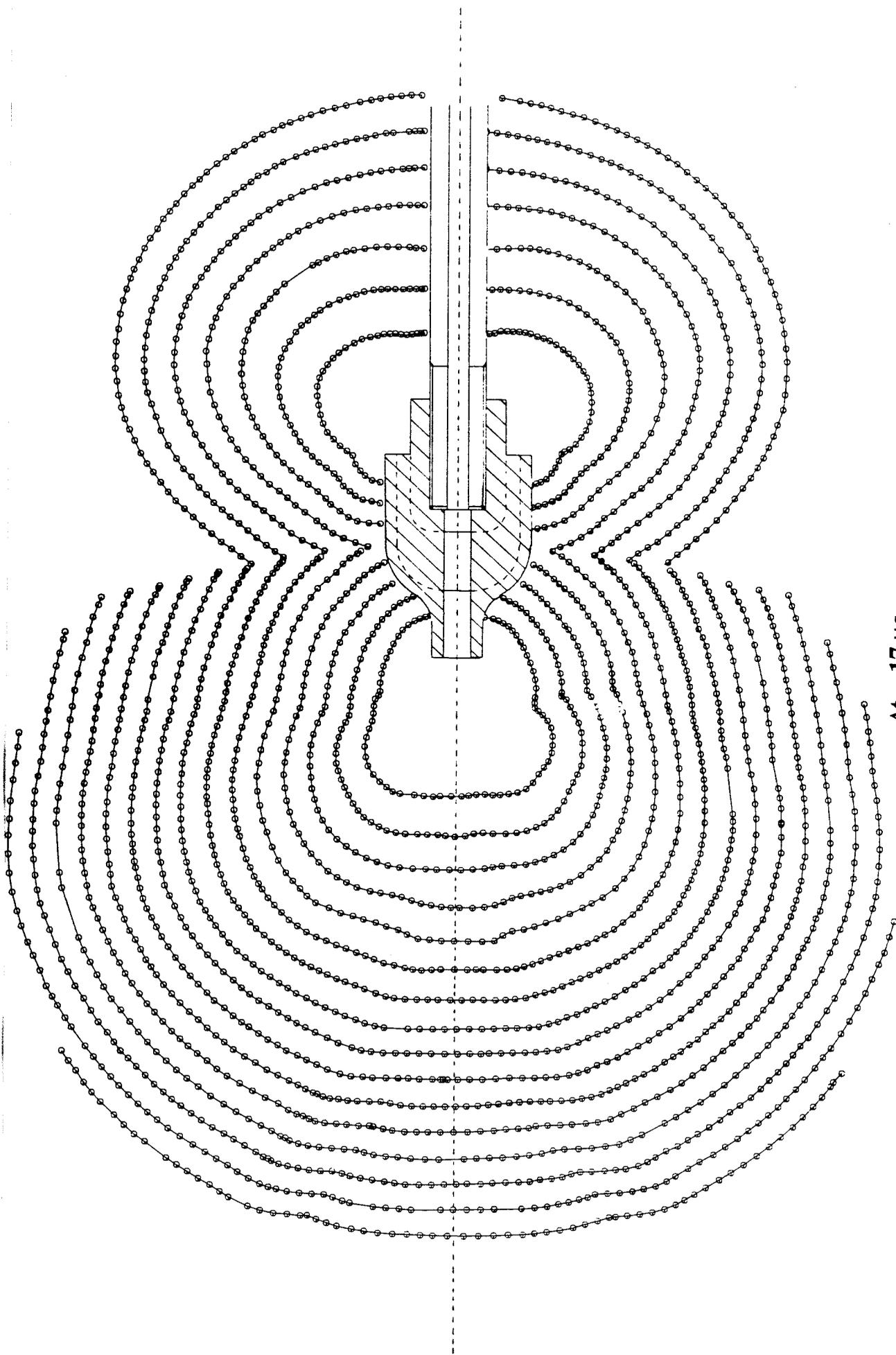
$\Delta t = 20 \mu s$

Figure 2.15 RECONSTITUTION DE L'ONDE A DIFFERENTS INSTANTS - DECOMPRESSEUR 1 CAVITE



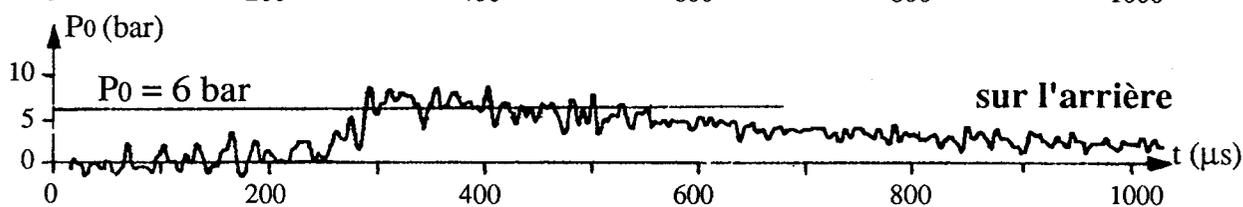
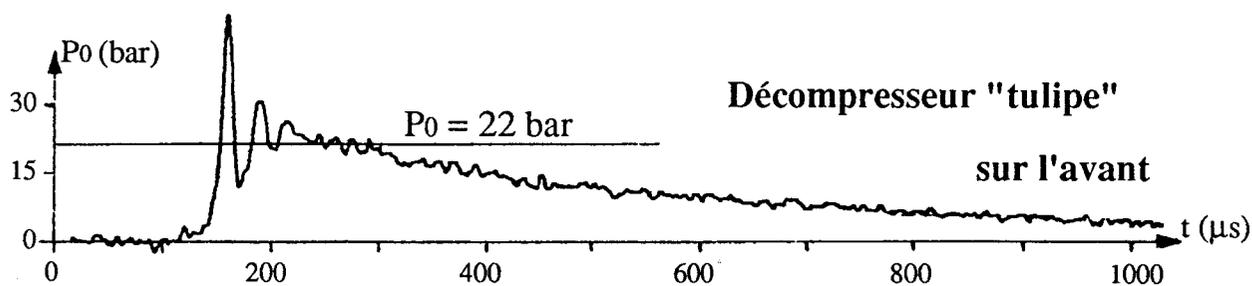
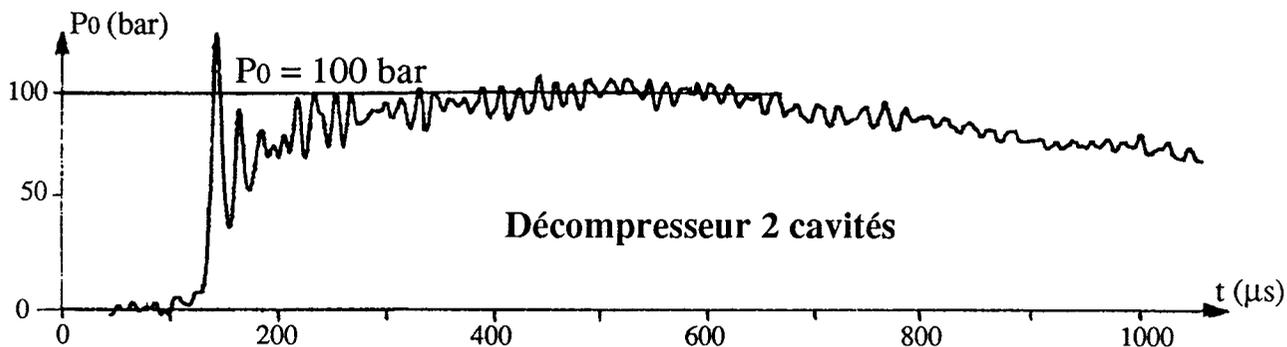
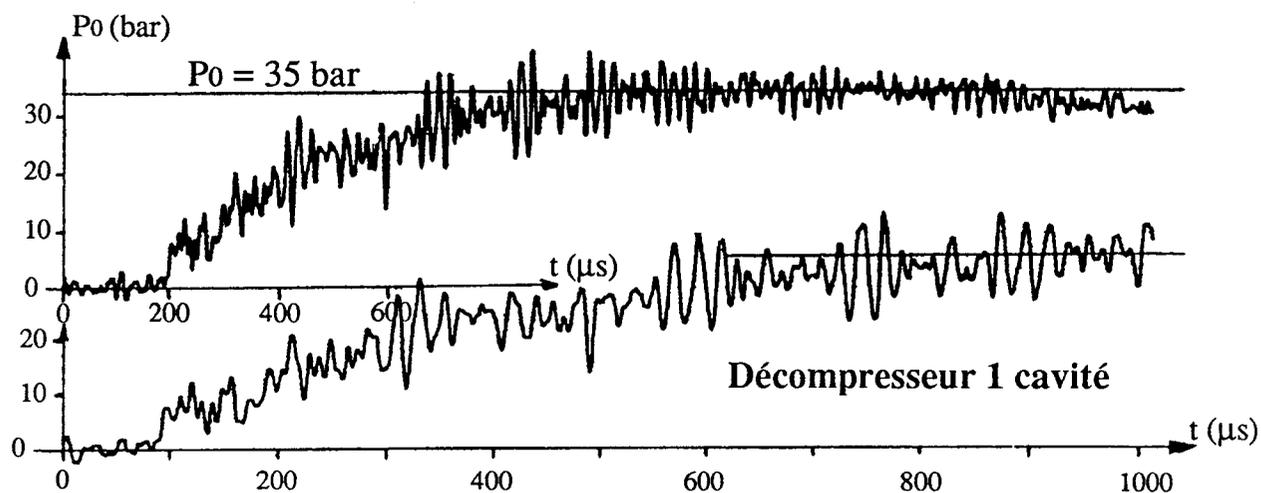
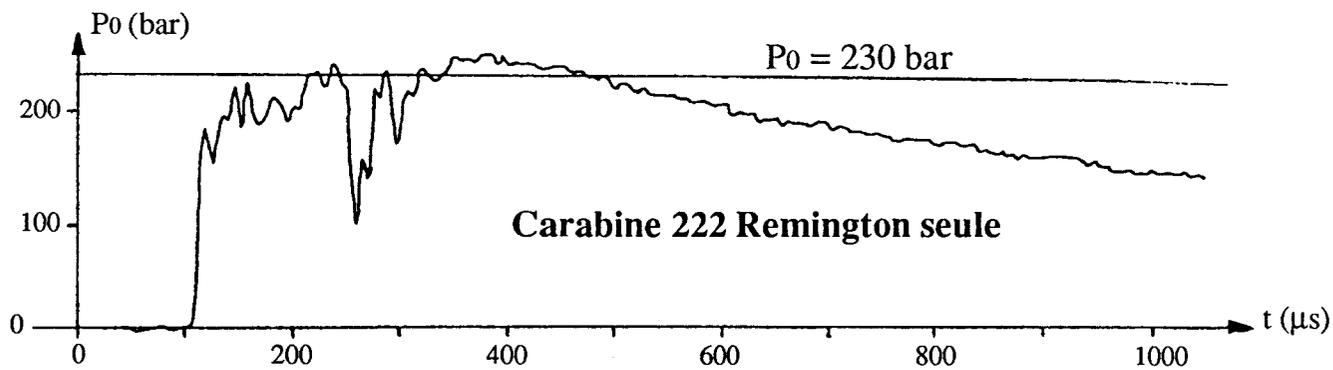
$\Delta t = 20 \mu s$

Figure 2.16 RECONSTITUTION DE L'ONDE A DIFFERENTS INSTANTS - DECOMPRESSEUR 2 CAVITES



$\Delta t = 17 \mu s$

**Figure 2.17 RECONSTITUTION DE L'ONDE A DIFFERENTS INSTANTS
DECOMPRESSEUR "TULIPE"**



Capteur KULITE monté en cavité

Figure 2.18 MESURES DES PRESSIONS DE BOUCHE

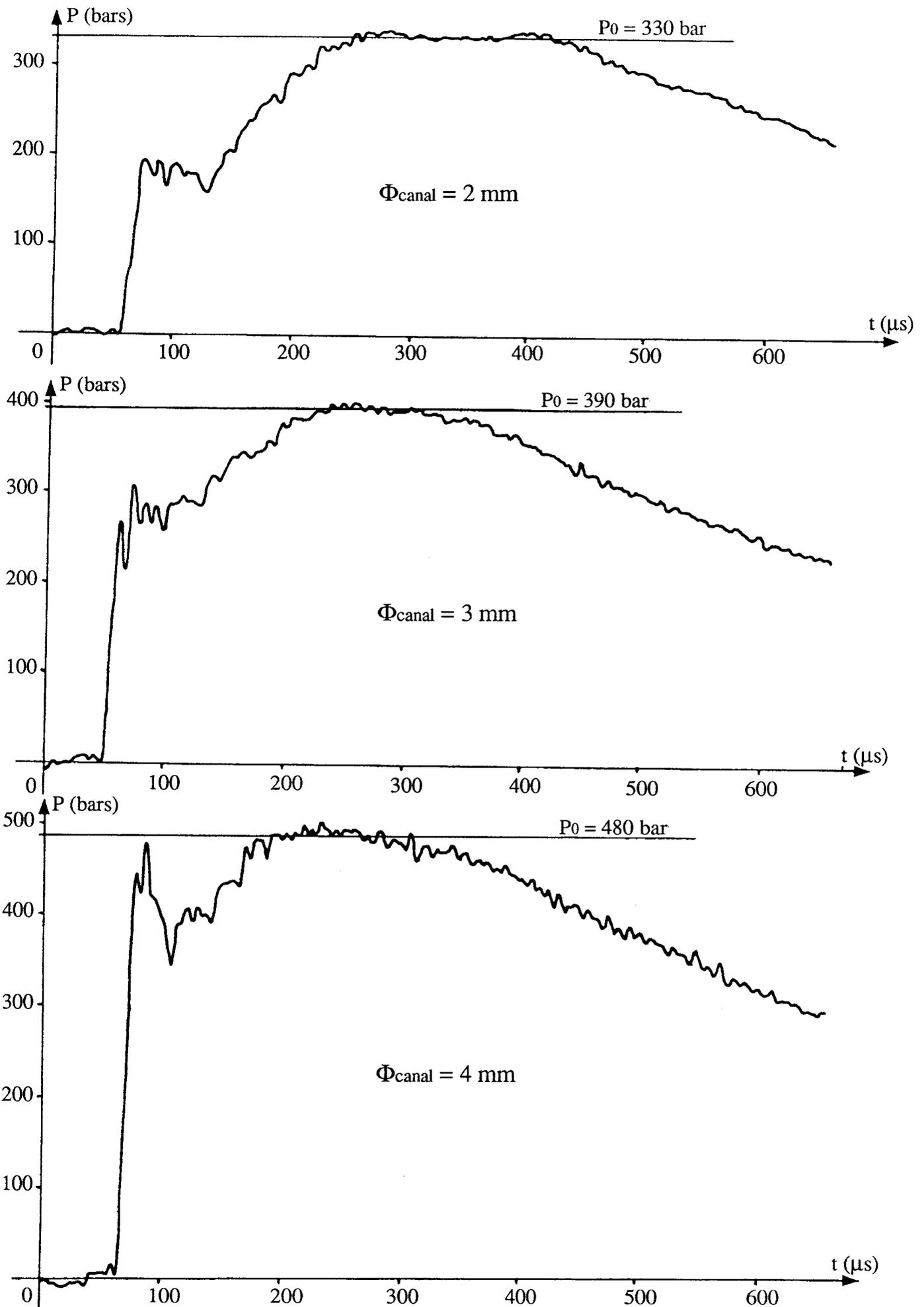


Figure 2.19 INFLUENCE DU DIAMETRE DE LA CAVITE SUR LA MESURE DE PRESSION

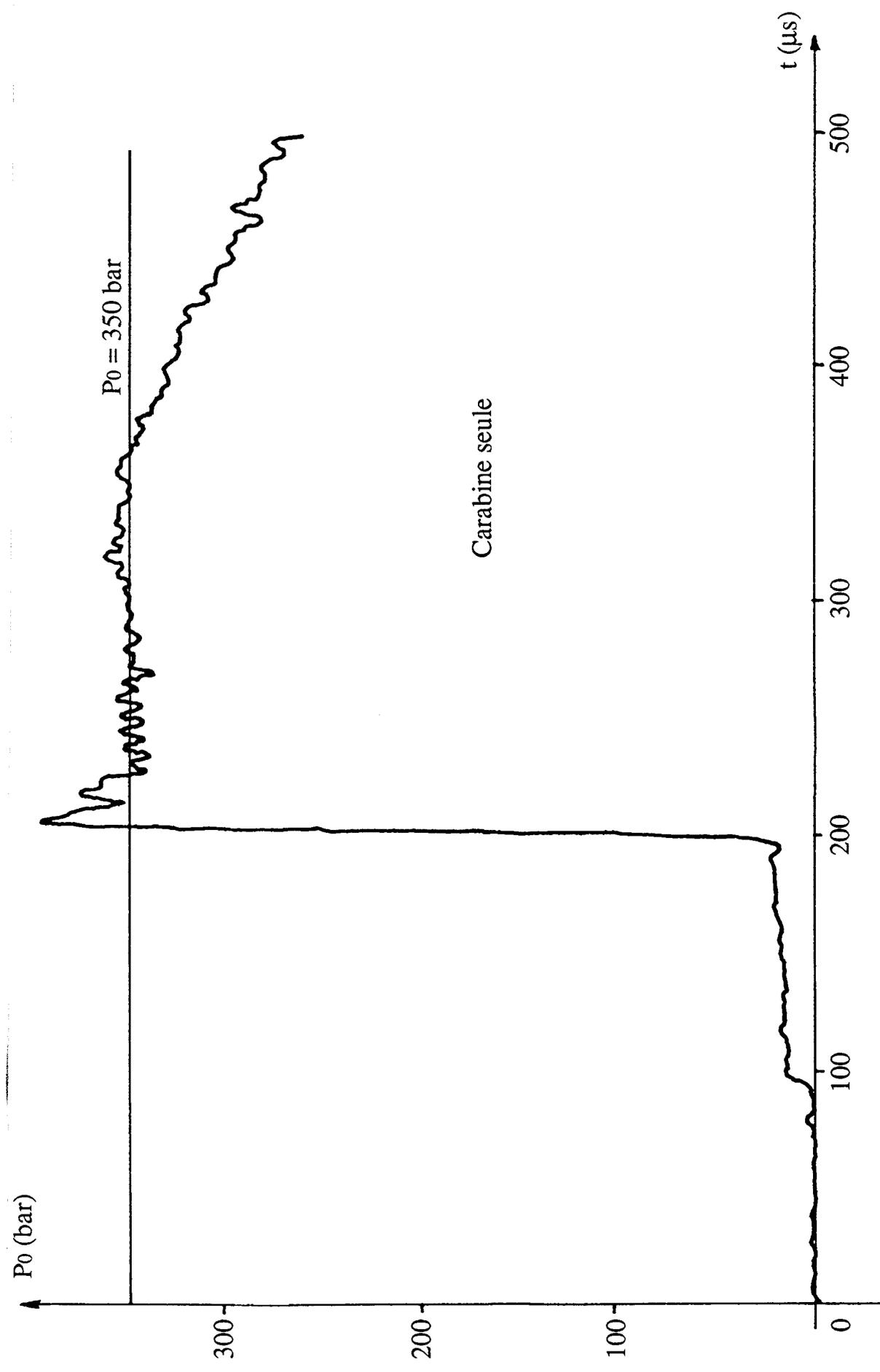
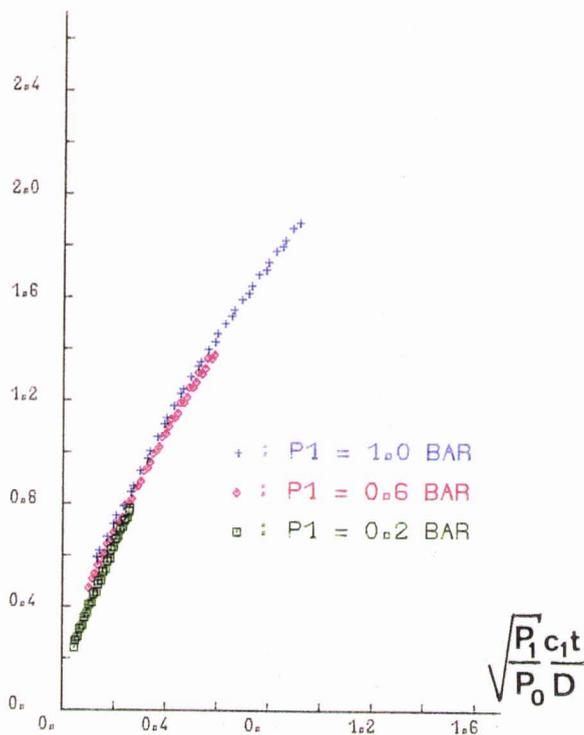


Figure 2.20 MESURE DE LA PRESSION DE BOUCHE - CAPTEUR KISTLER

$$\sqrt{\frac{P_1 X}{P_0 D}}$$

Carabine 222 Remington
avec $P_0 = 350$ bar

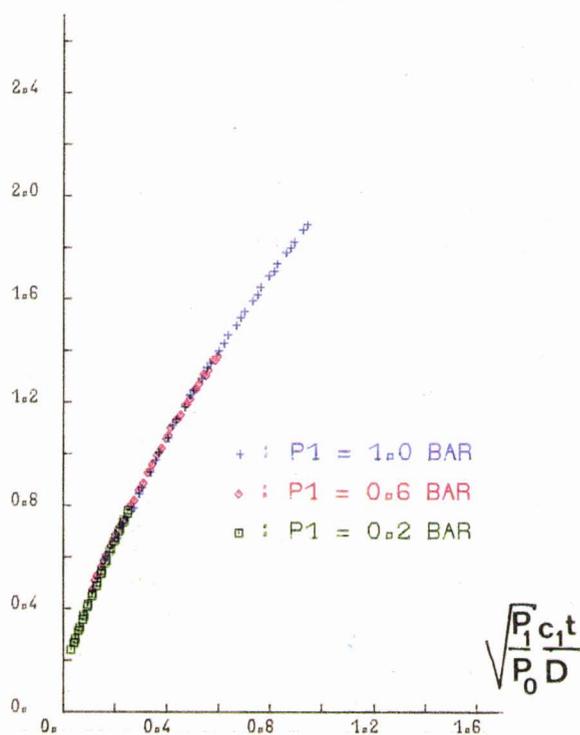


Essais non recalés en temps

$$\sqrt{\frac{P_1 c_1 t}{P_0 D}}$$

$$\sqrt{\frac{P_1 X}{P_0 D}}$$

Essais recalés en temps



$T_1 = 288$ K

Figure 2.21 PROGRESSION DE L'ONDE DE BOUCHE SUR L'AXE

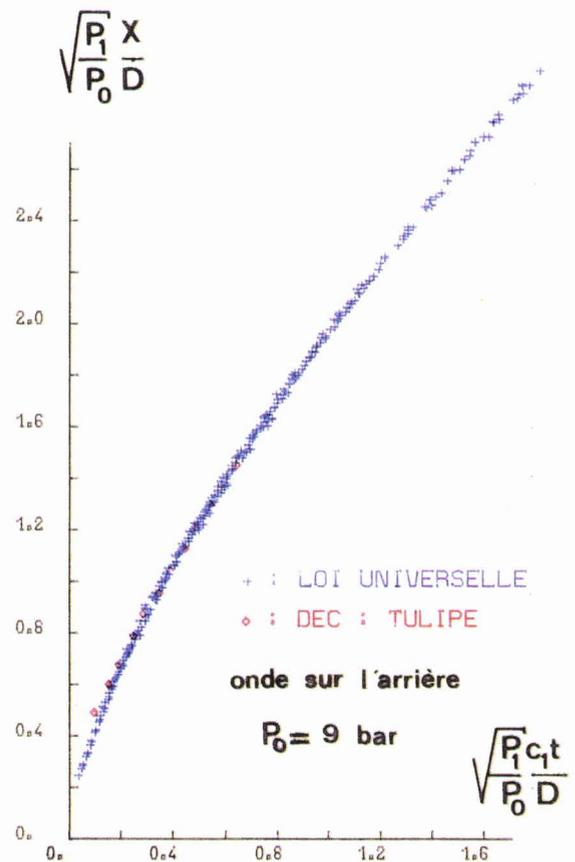
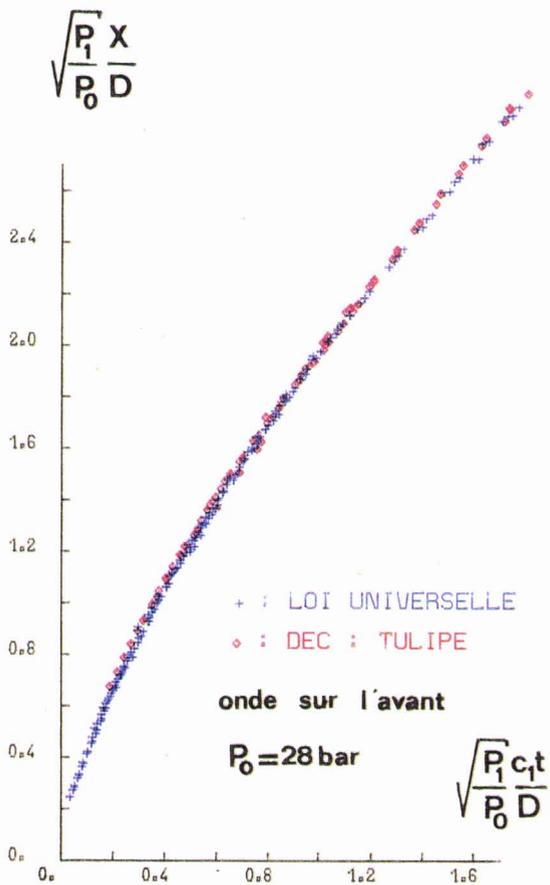
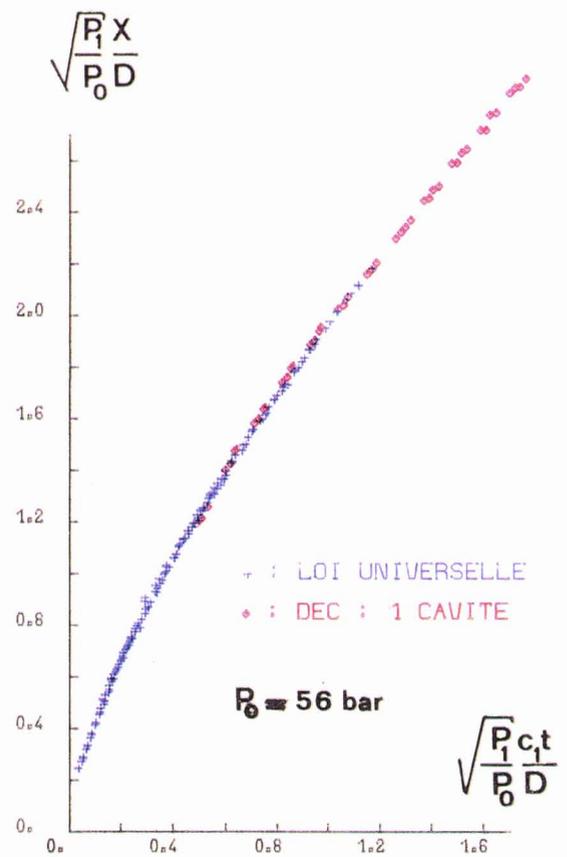
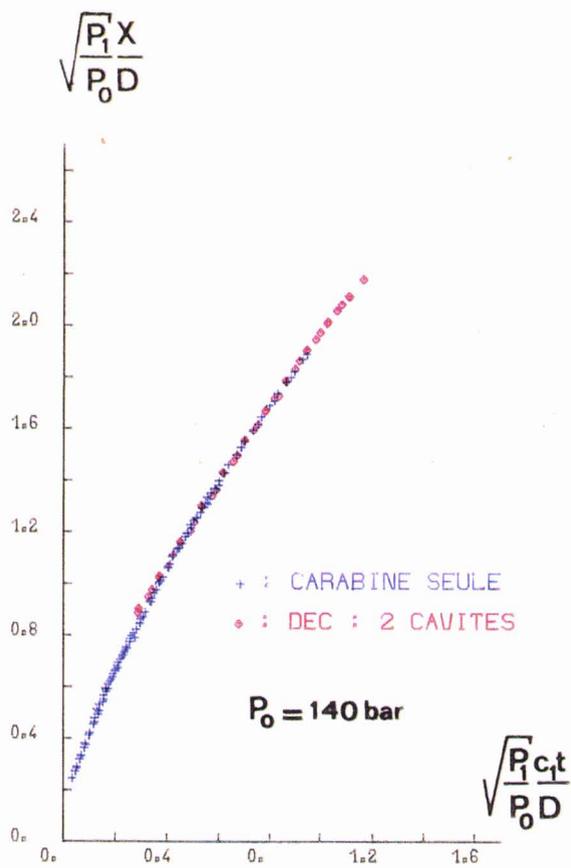
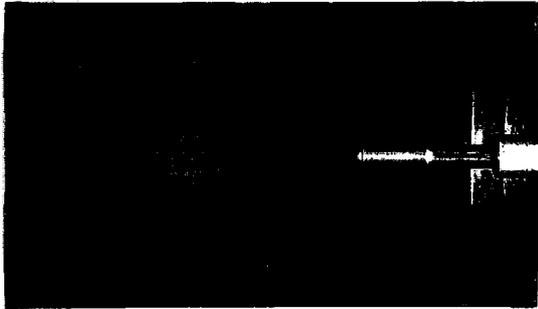
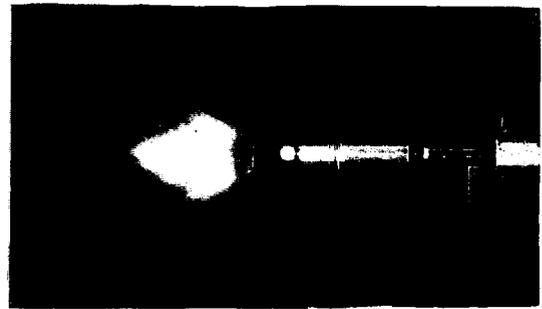
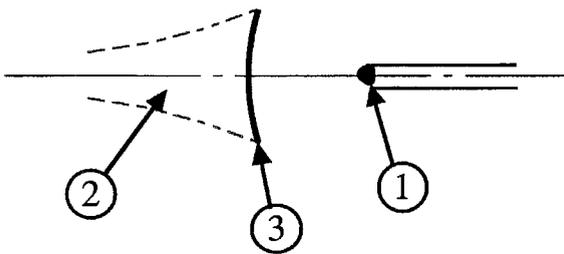


Figure 2.22 COMPARAISON ENTRE LA CARABINE ET LES DIFFERENTS TYPES DE DECOMPRESSEUR

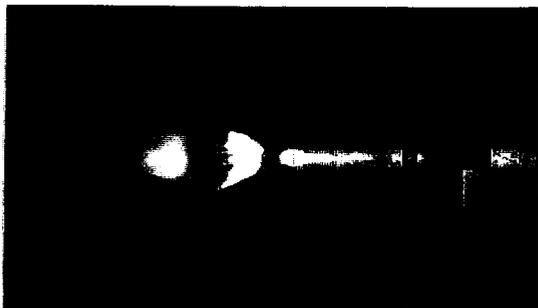
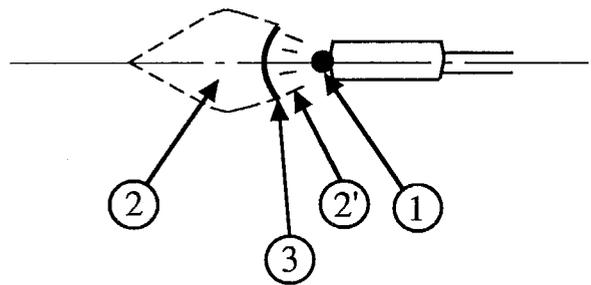
- ① lueur de bouche primaire due aux gaz propulsifs
- ② lueur intermédiaire de postcombustion des gaz propulsifs
- ②' lueur intermédiaire de postcombustion des gaz précurseurs
- ③ position du disque de Mach



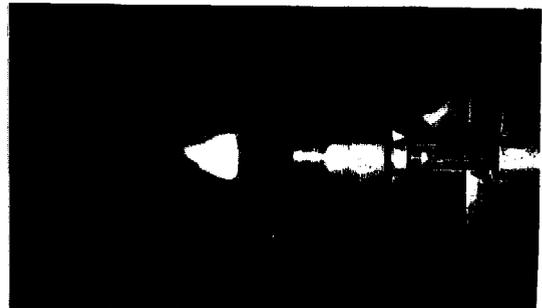
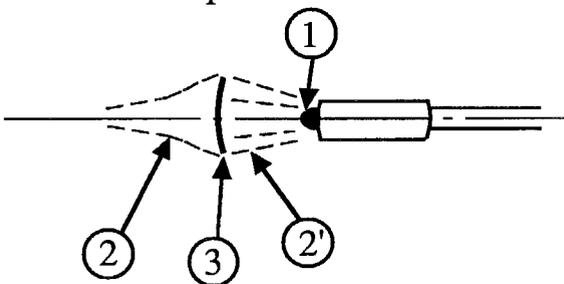
carabine seule



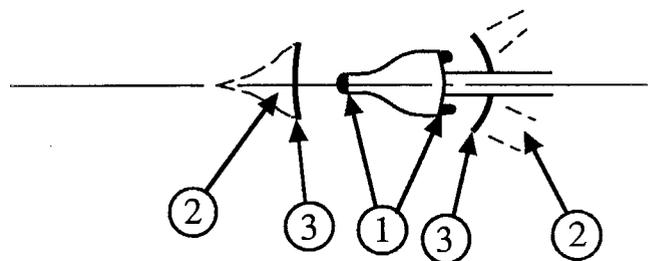
Décompresseur 1 cavité



Décompresseur 2 cavités



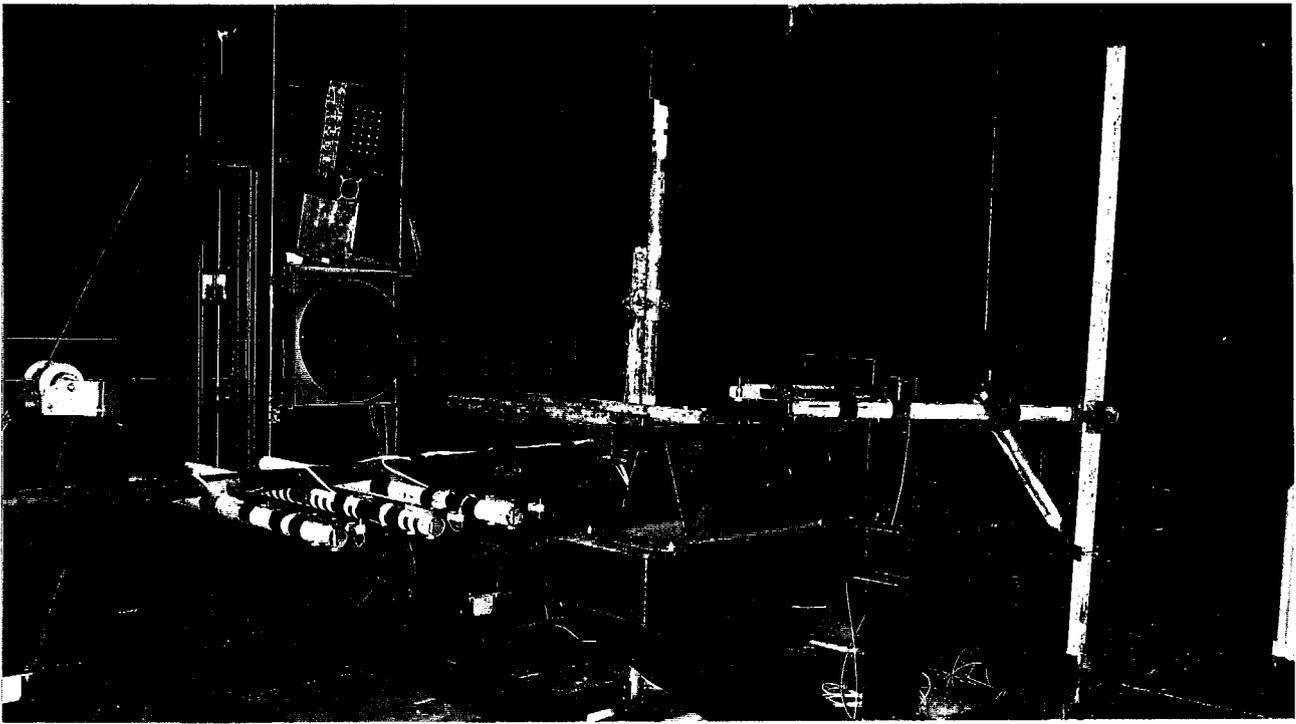
Décompresseur "tulipe"



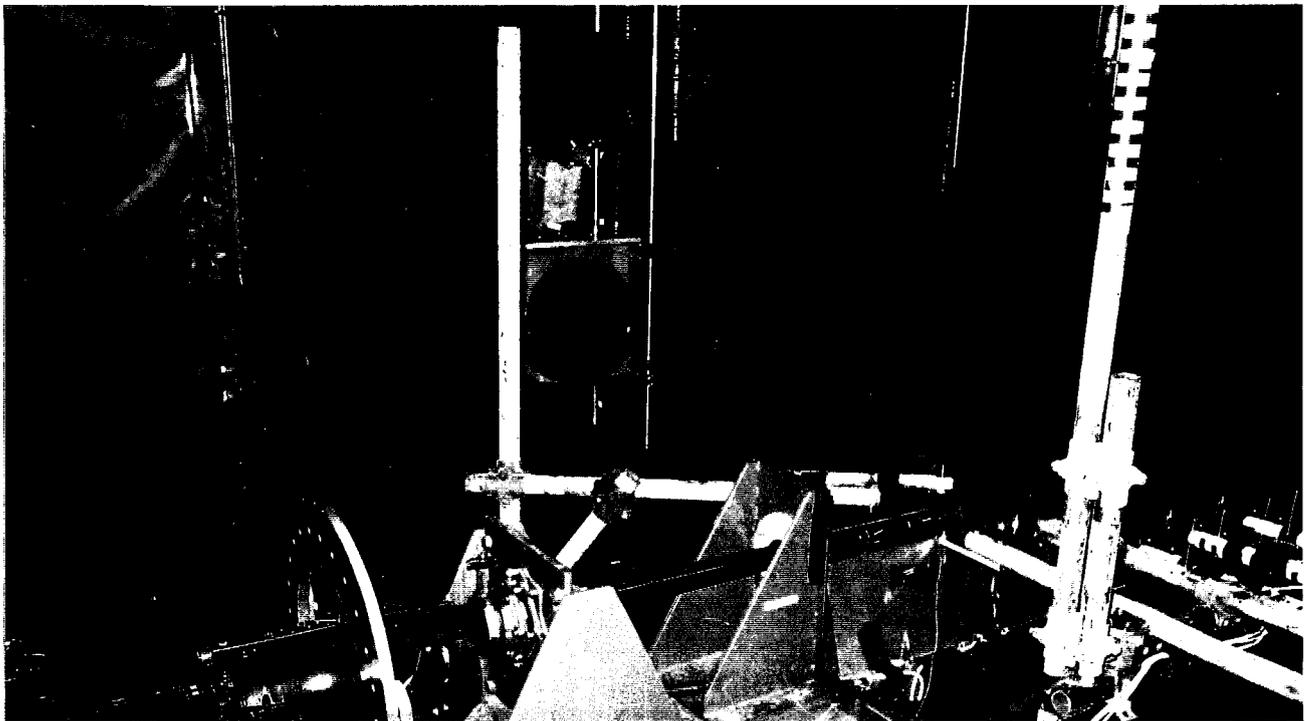
**Figure 2.23 POSITION DU DISQUE DE MACH
OBTENUE A PARTIR DES LUEURS DE BOUCHE**

Dispositif	D mm	$\frac{X_M}{D}$ mesuré par ombroscopies	$\frac{X_M}{D}$ mesuré par lueurs de bouche	$\frac{X_M}{D}$ (carabine) $\frac{X_M}{D}$ (dispositif)	Po capteur KISTLER	Po position du disque de Mach	Po loi universelle
Carabine seule	5.56	13.49	13.49	1	350	350	350
Décompresseur à 1 cavité	7		5.27	2.56		53.5	56
Décompresseur à 2 cavités	7	8.57	8.57	1.57		142	140
avant Décompresseur "tulipe" -----	7	5	4.61	2.70		48	28
arrière	24		1.54	8.76		4.5	9
Canon	30	8.50		1.59	140	139	
Décompresseur STAE	33.62	6.25		2.16		75	80
Bloc aux pressions	5.56	16.85		0.80	550	546	

Figure 2.24 COMPARAISON DES MESURES DE PRESSION DE BOUCHE



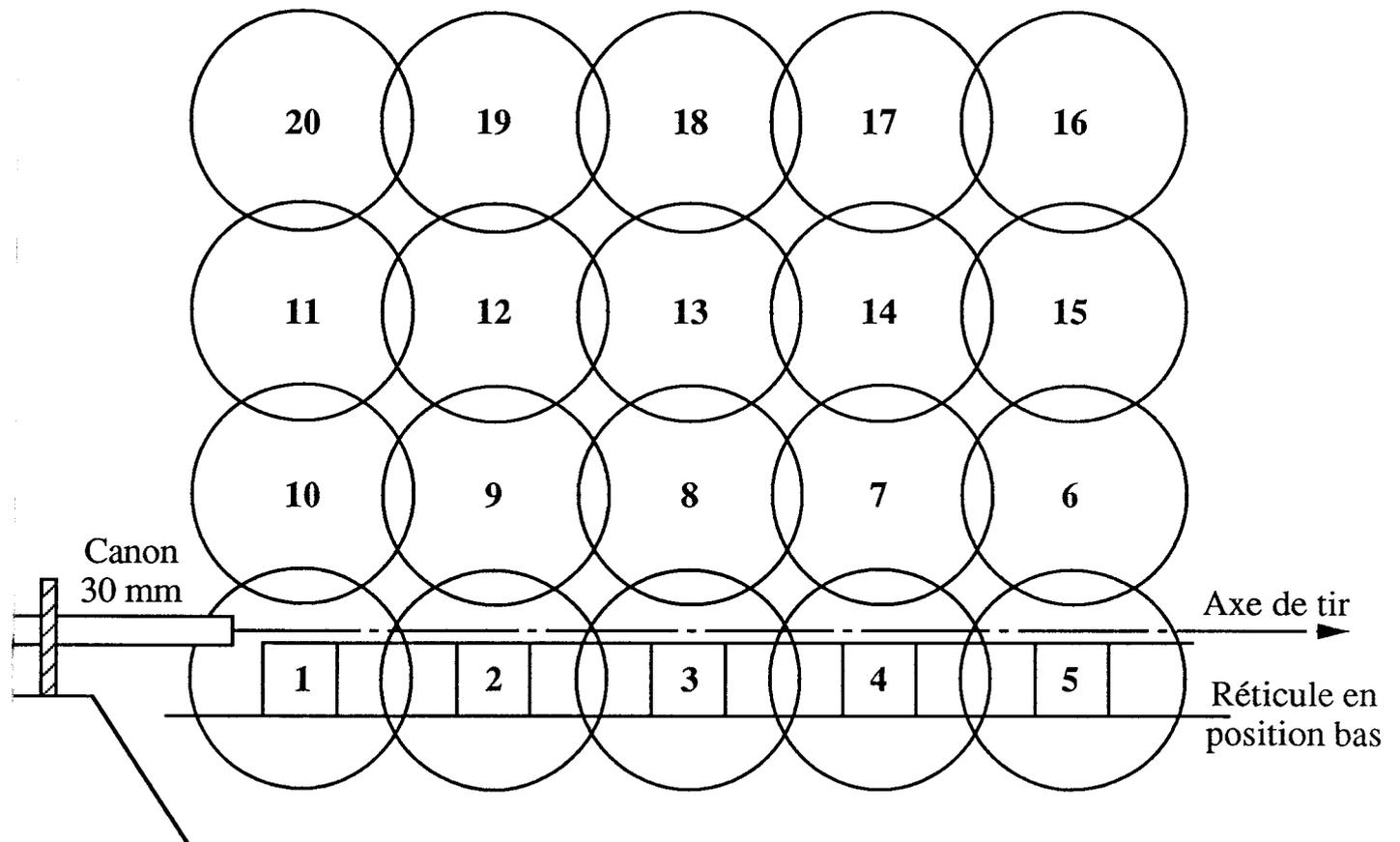
côté éclateurs



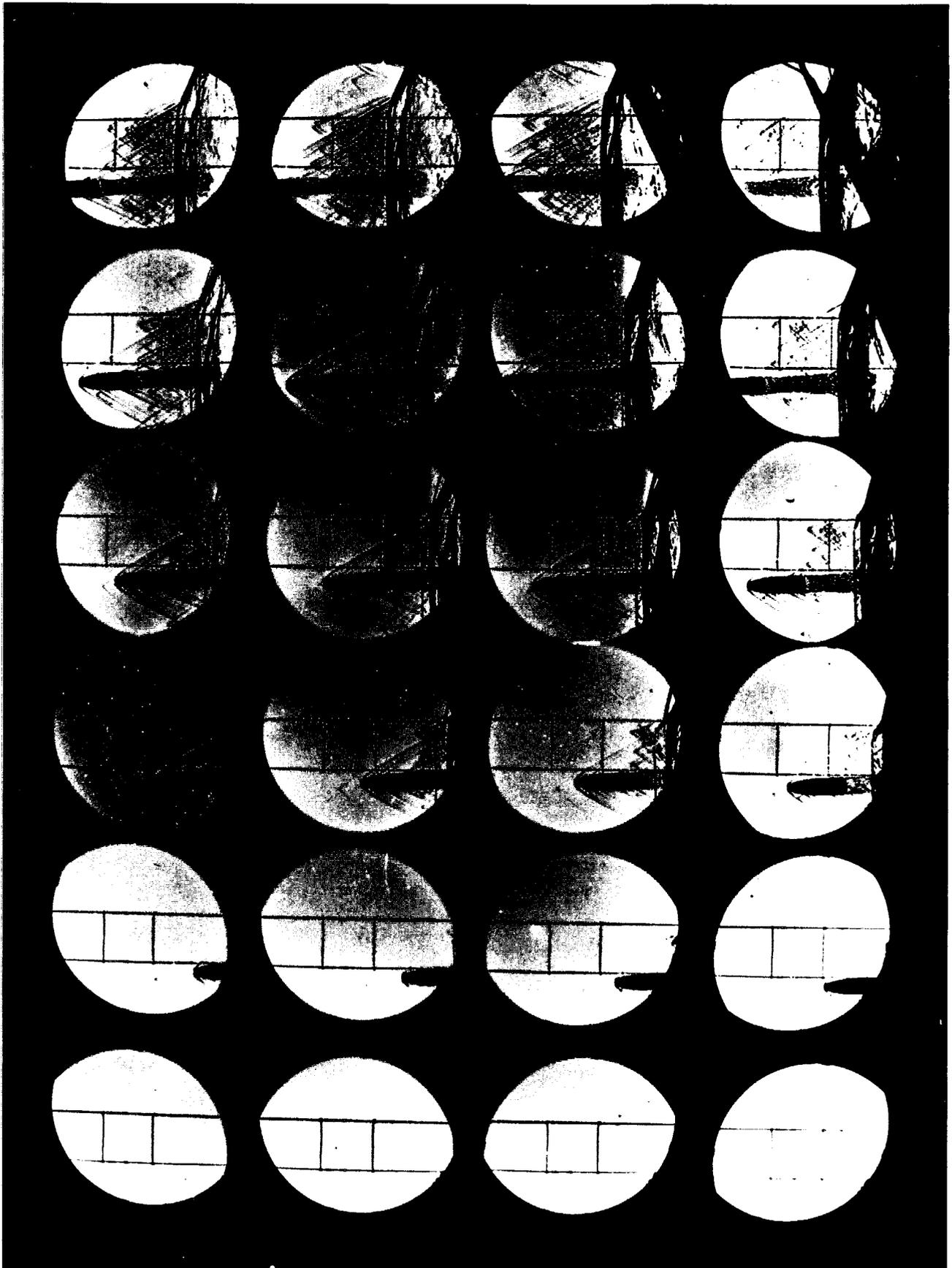
côté récepteur

**Figure 2.25 VUE DU BATI ET DU SYSTEME CHRONOLOUPE
MONTE ATOUR DU CANON DE 30 mm**

Echelle 1/10

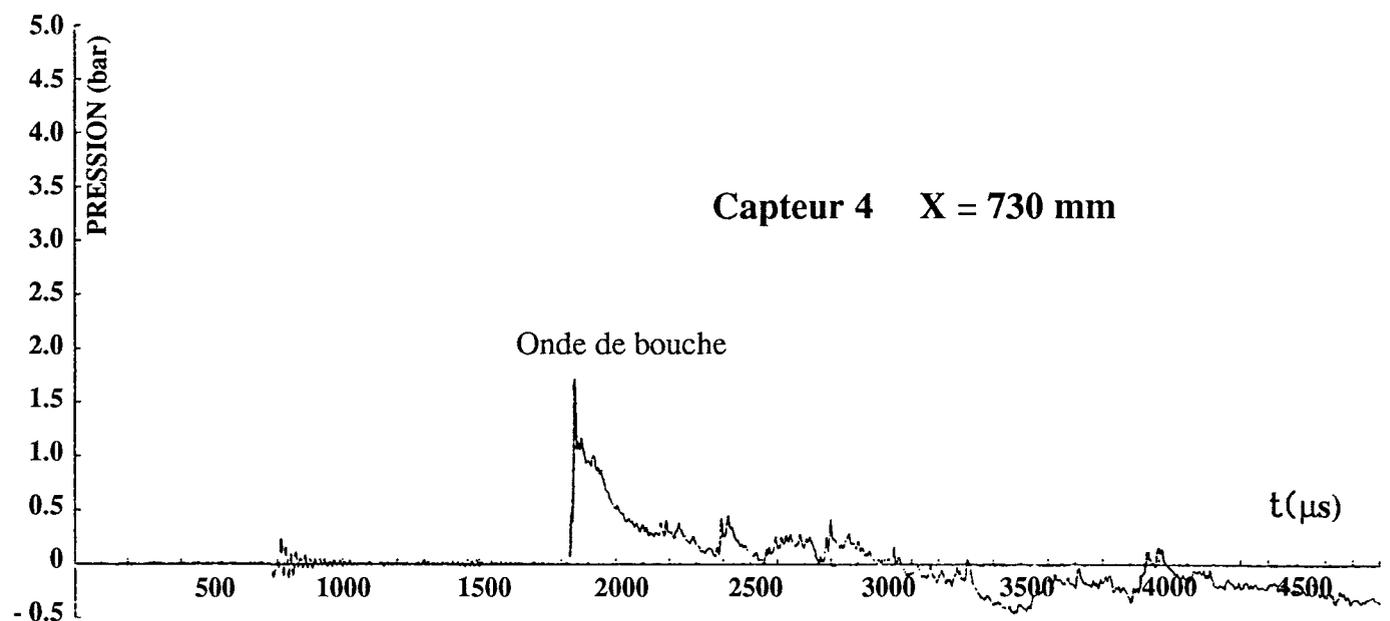
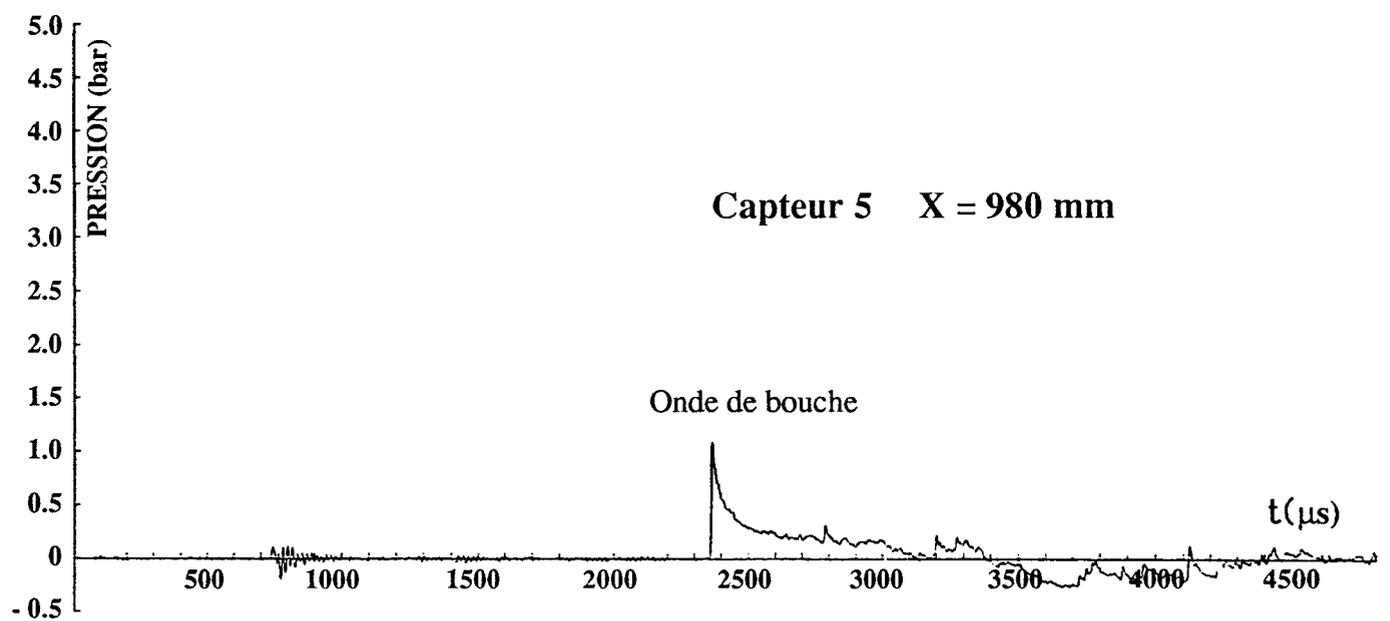
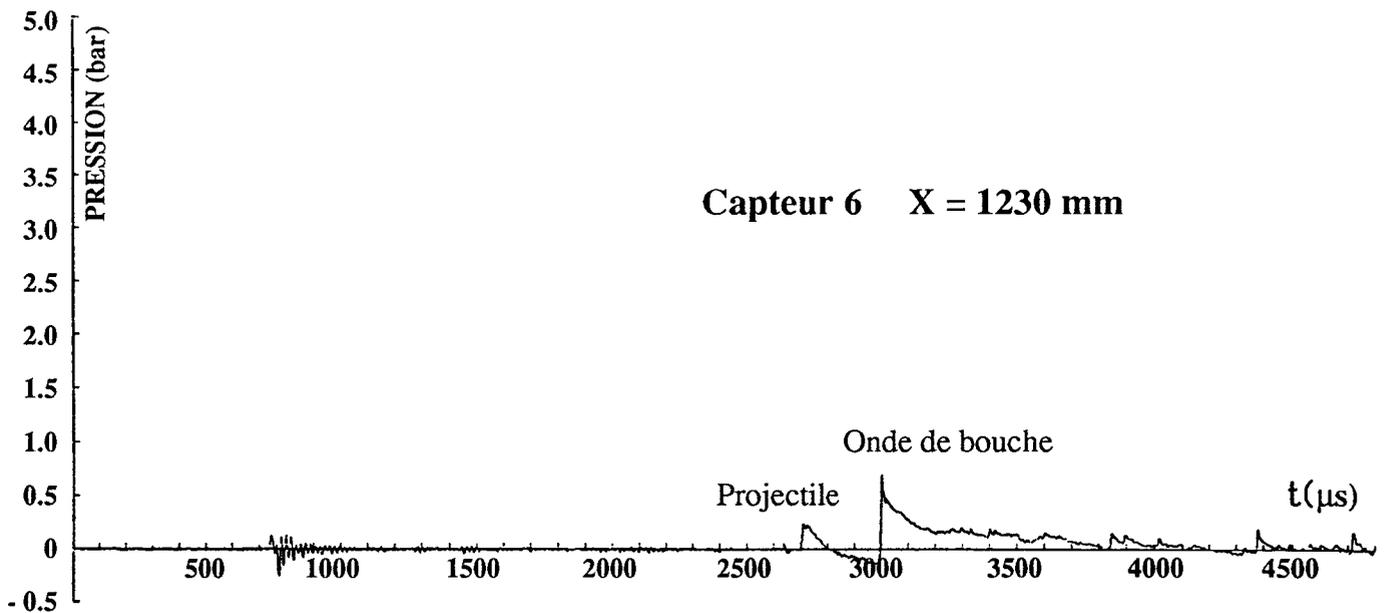


**Figure 2.26 CHAMP OPTIQUE AUTOUR
DU CANON DE 30 mm**

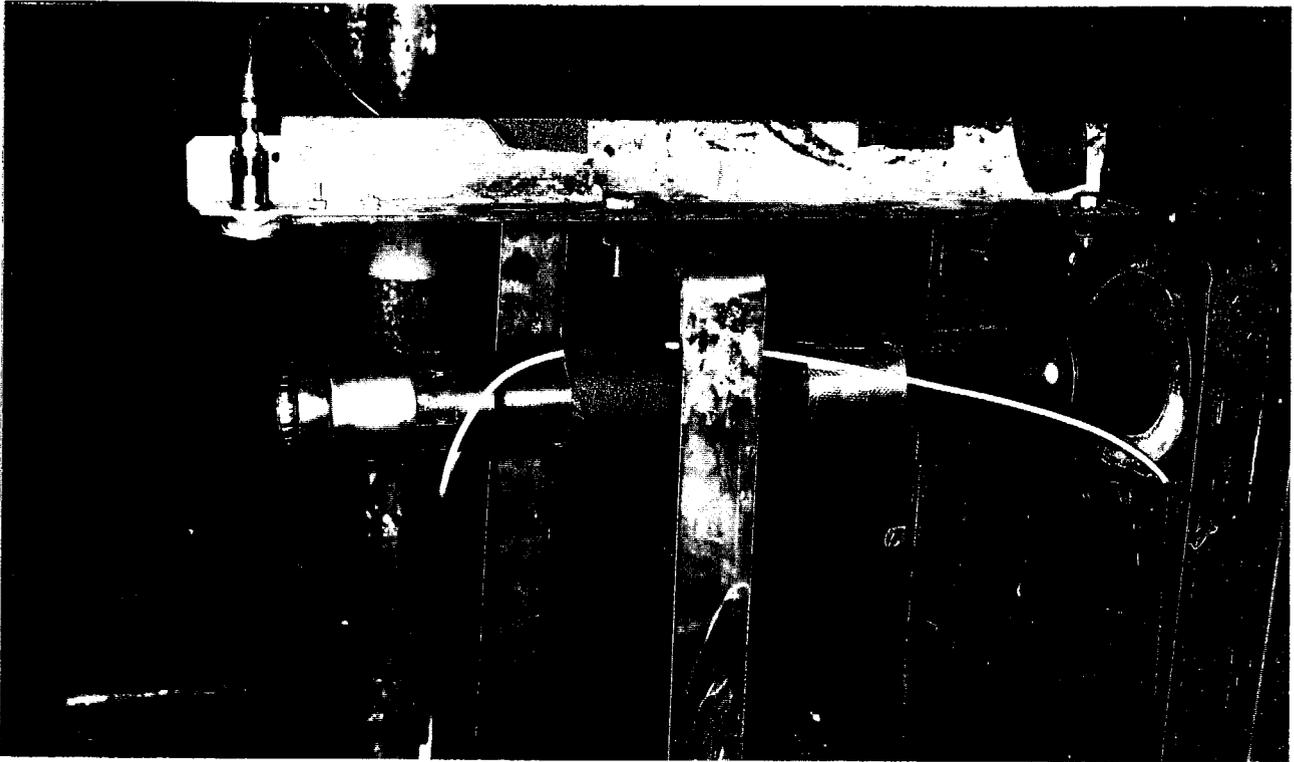


$\Delta t = 25 \mu s$

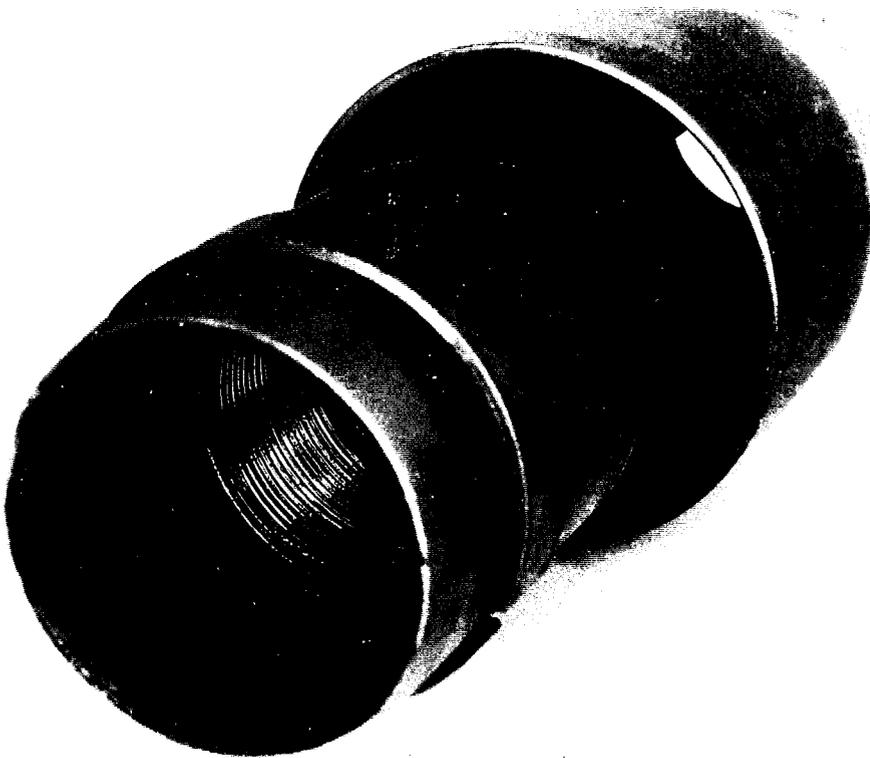
Figure 2.27 TIR DU CANON DE 30 mm



**Figure 2.28 ENREGISTREMENTS DES PRESSIONS
INSTATIONNAIRES**



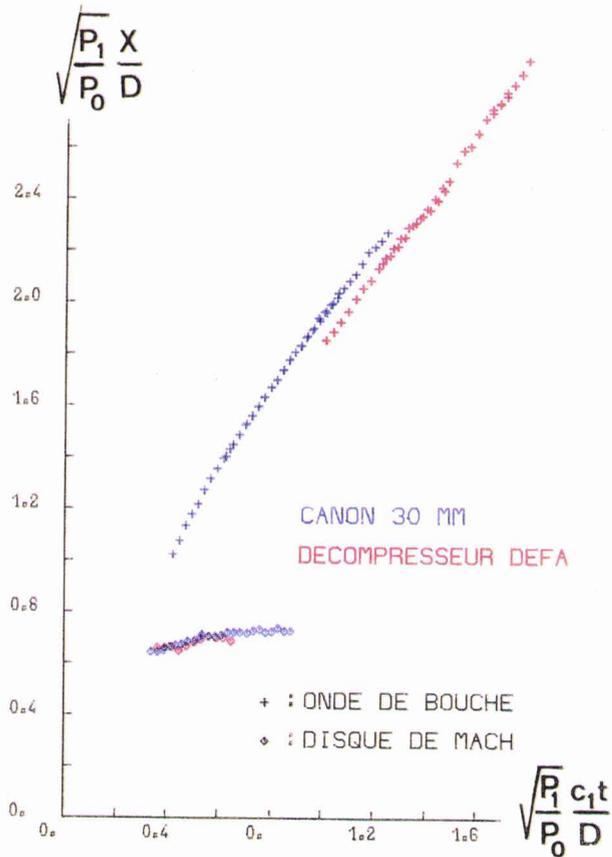
Canon nu - atmosphère infinie



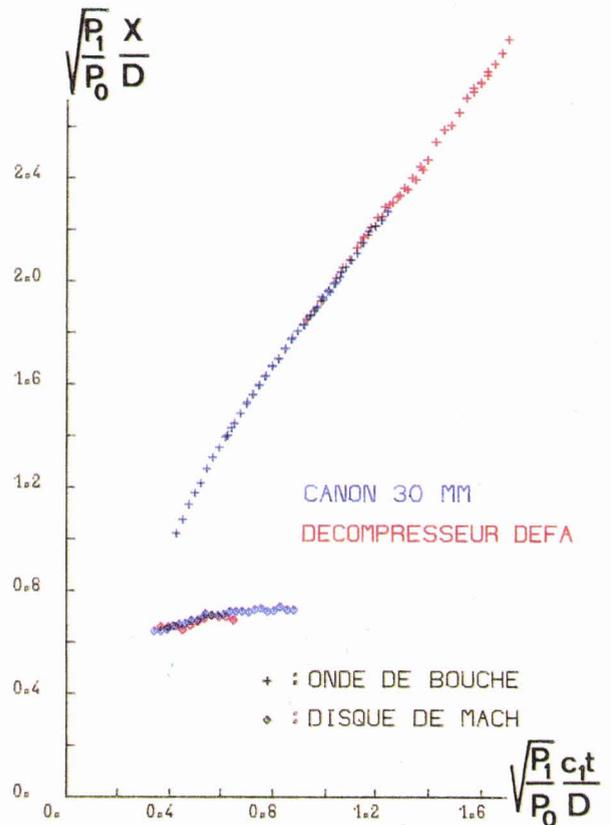
Décompresseur STAE

Figure 2.29 DECOMPRESSEUR STAE

$$P_0(\text{canon}) = 140 \text{ bar}$$



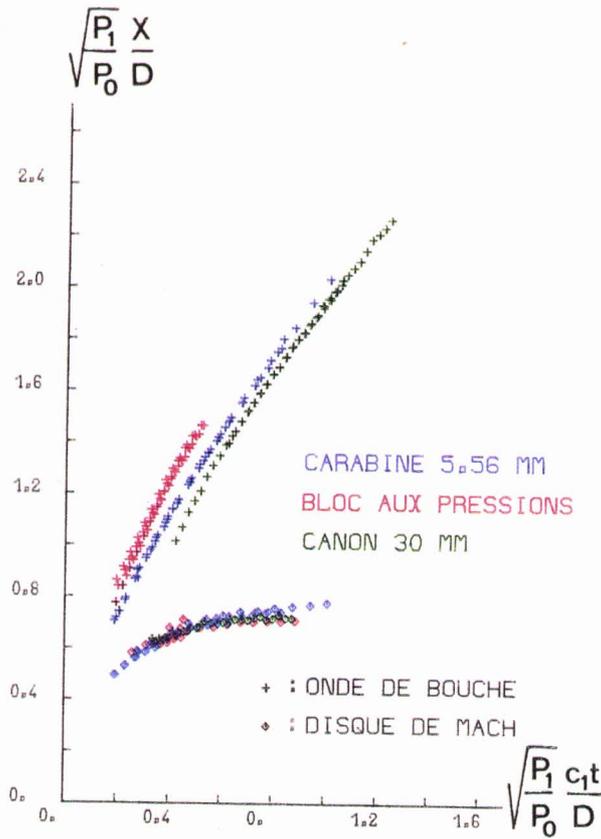
Essais non recalés en temps



Essais recalés en temps
(uniquement l'onde de bouche)

$$P_0(\text{déc. DEFA}) = 80 \text{ bar}$$

Figure 2.30 COMPARAISON ENTRE LE CANON ET LE DECOMPRESSEUR "DEFA" (STAE)



Essais non recalés en temps

Essais recalés en temps
(uniquement pour les ondes de bouche)

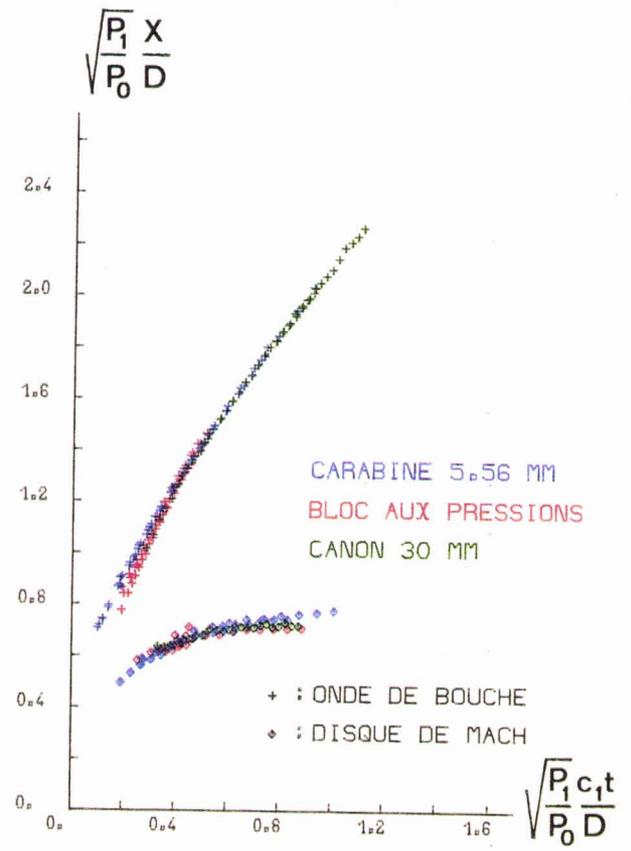


Figure 2.31 COMPARAISON ENTRE LA CARABINE, LE BLOC AUX PRESSIONS ET LE CANON

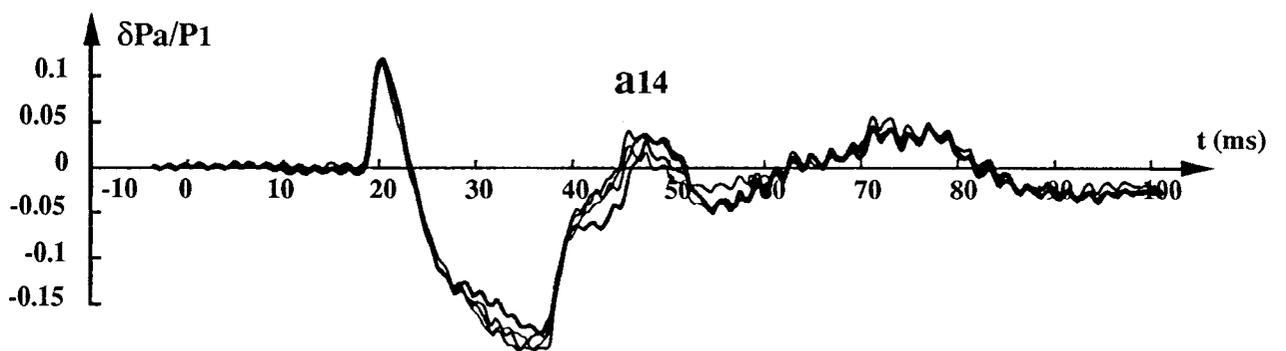
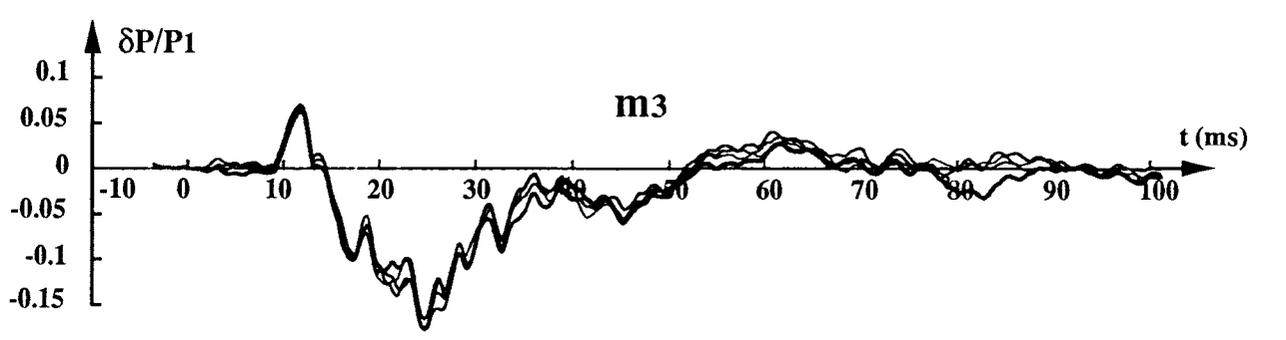
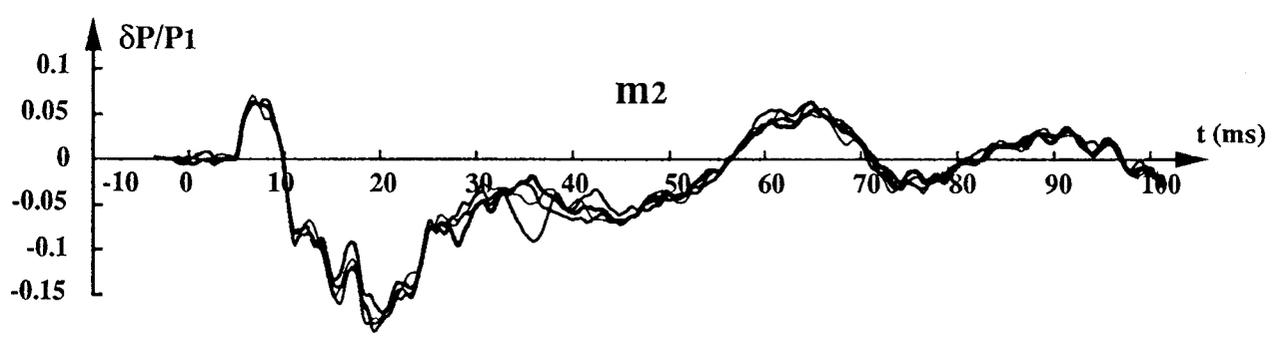
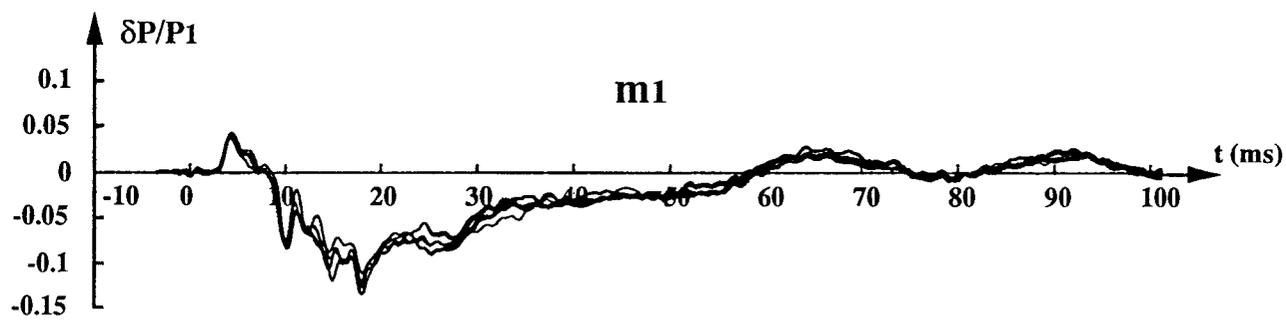
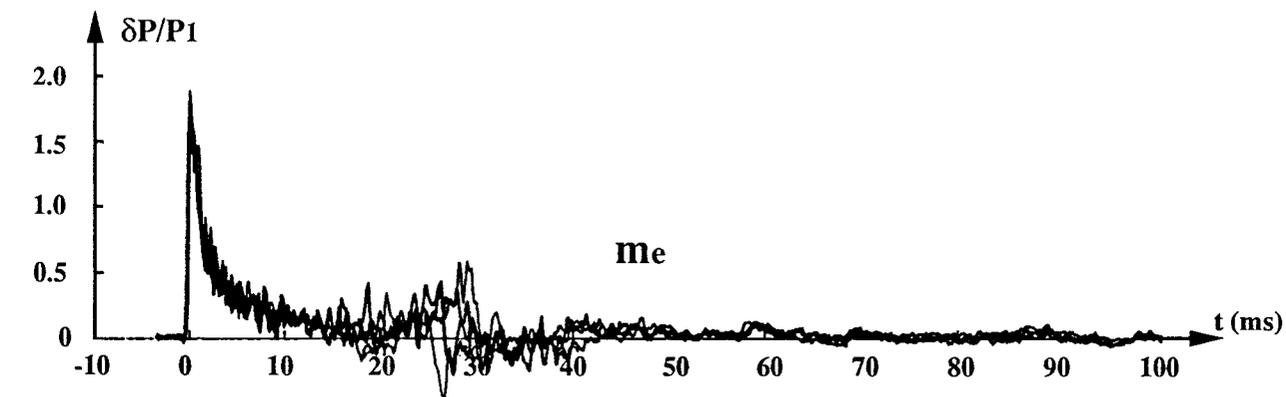


Figure 2.32 MISE EN EVIDENCE DE LA REPETITIVITE DES TIRS

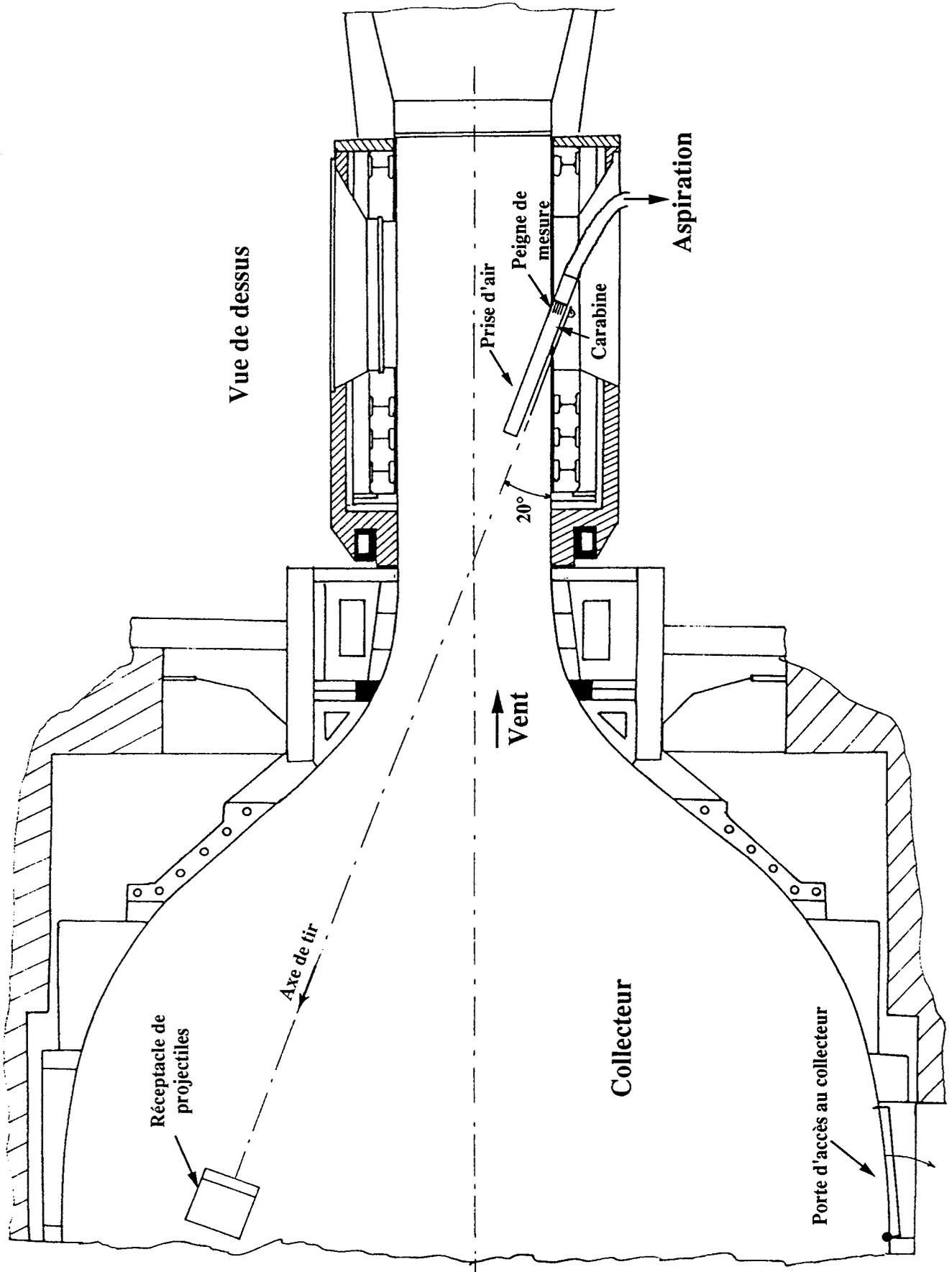


Figure 2.33 INSTALLATION DE LA PRISE D'AIR DANS LA SOUFFLERIE S3 CHALAIS

$$M1.Cq = 0,4$$

M1 altitude	0,23	0,4	0,6	0,8	0,9
5 000 m	222 Remington + décompresseur 50 bars	222 Remington + décompresseur 45 bars	22 Hornet + décompresseur 39 bars	22 Hornet + décompresseur 31 bars	22 Hornet + décompresseur 28 bars
10 000 m	222 Remington 160 bars	222 Remington + décompresseur 100 bars	22 Hornet ★ 135 bars	22 Hornet 110 bars	22 Hornet 98 bars
15 000 m		222 Remington 350 bars	222 Remington 300 bars	222 Remington 246 bars	222 Remington 218 bars

★ Configuration doublée

$$M1.Cq = 0,2$$

M1 altitude	0,23	0,4	0,6	0,8	0,9
5 000 m		222 Remington + décompresseur 45 bars	22 Hornet + décompresseur 39 bars		22 Hornet + décompresseur 28 bars
10 000 m		222 Remington + décompresseur 100 bars	22 Hornet 135 bars		22 Hornet 98 bars
15 000 m		222 Remington 350 bars	222 Remington 300 bars		222 Remington 218 bars

Figure 2.34 CONFIGURATIONS TESTEES

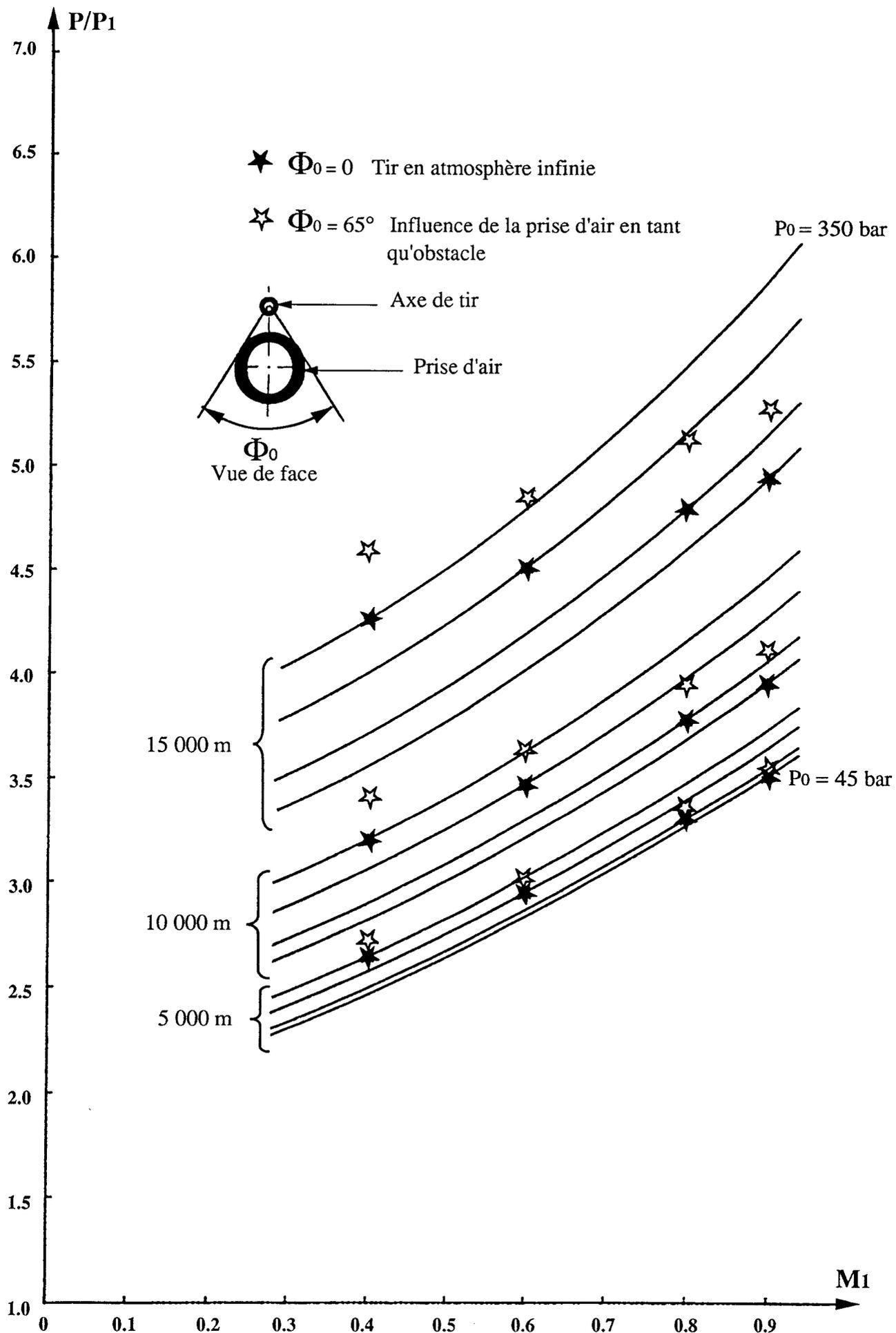


Figure 2.35 EVOLUTION DE L'INTENSITE DE L'ONDE DE BOUCHE SUIVANT LA THEORIE

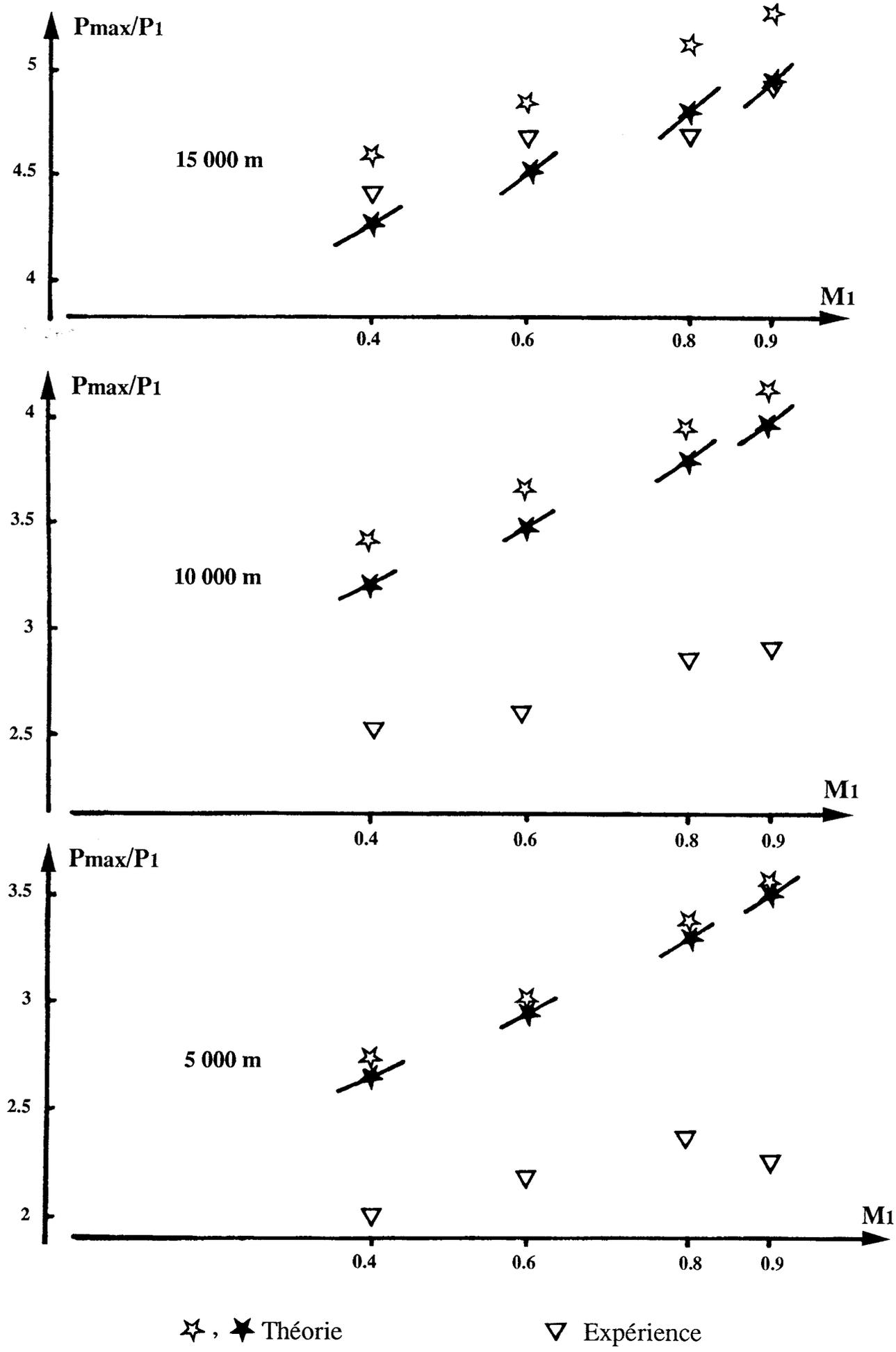
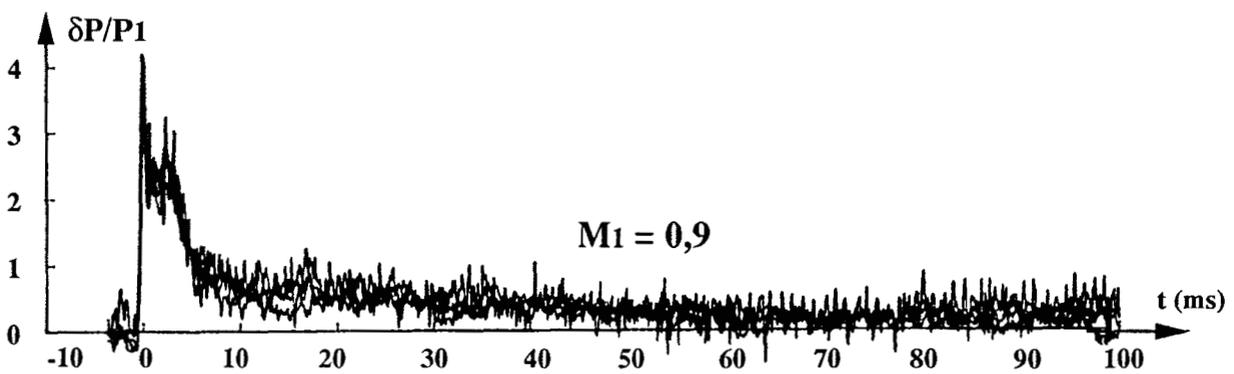
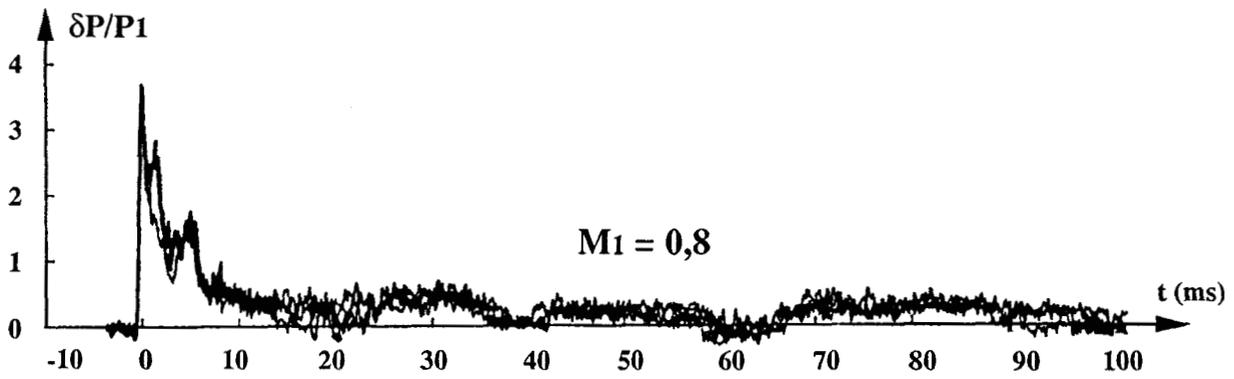
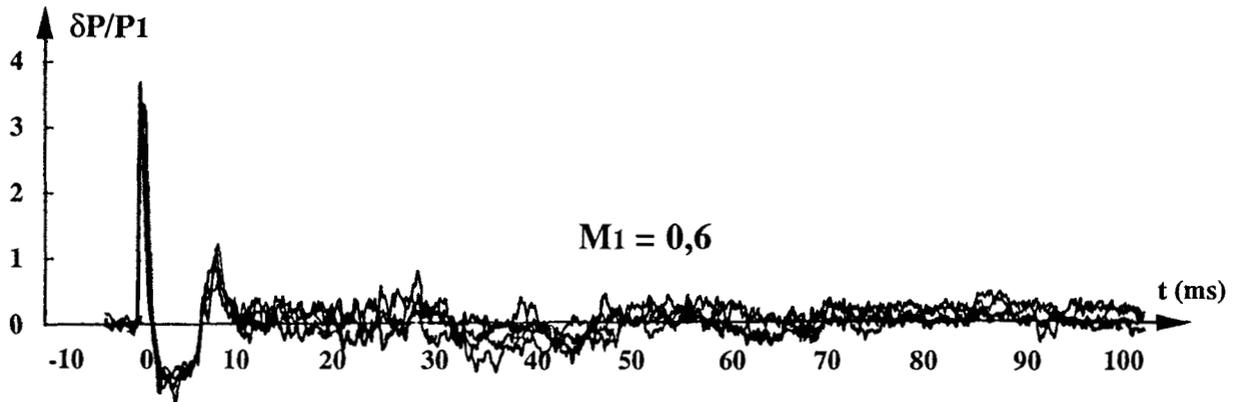
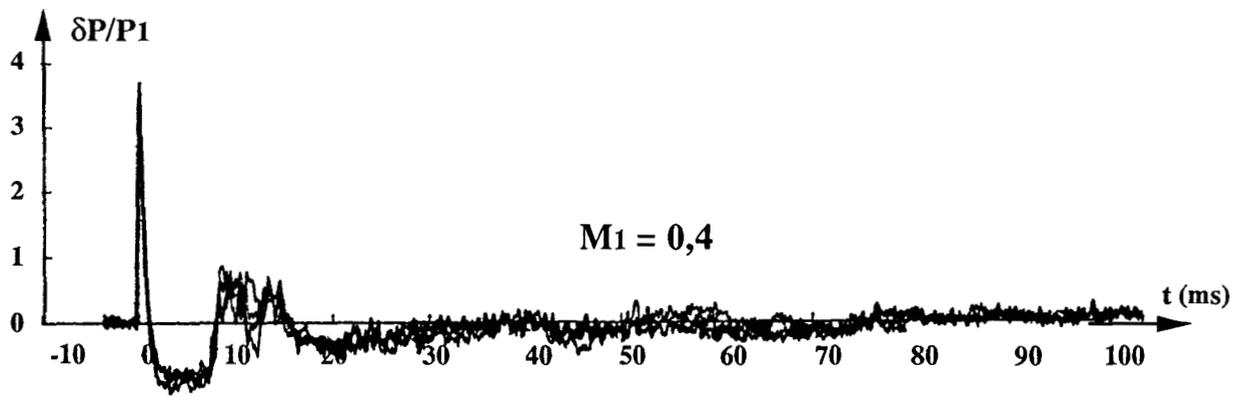
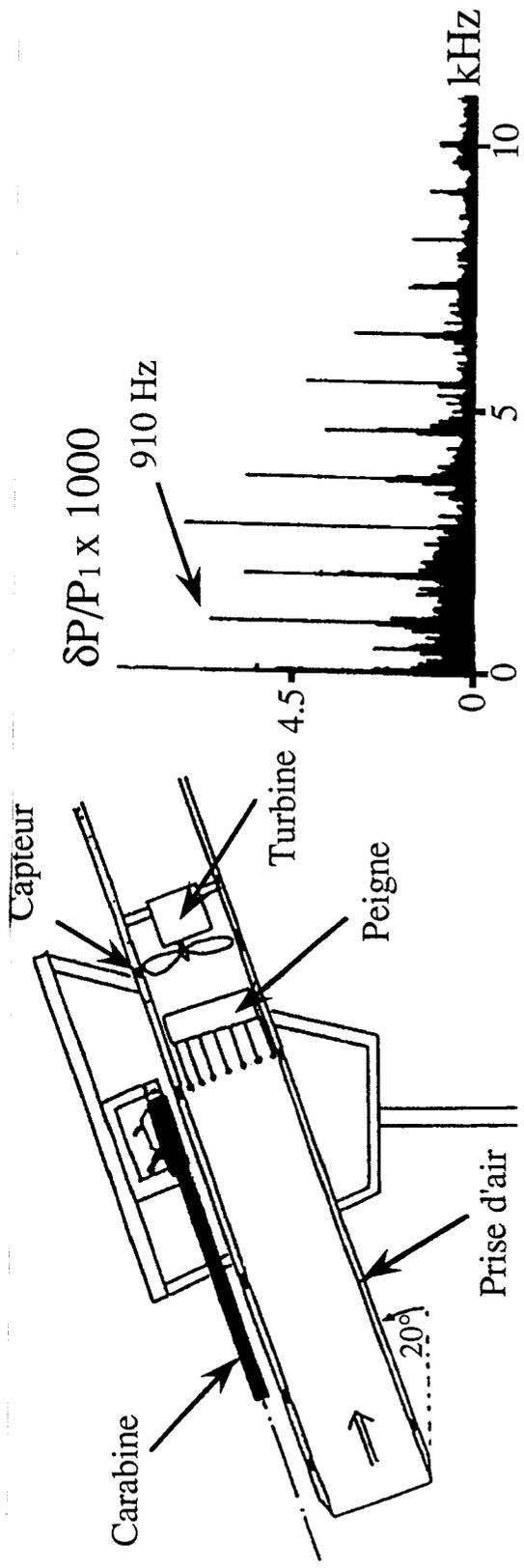


Figure 2.36 COMPARAISON ENTRE THEORIE ET EXPERIENCE



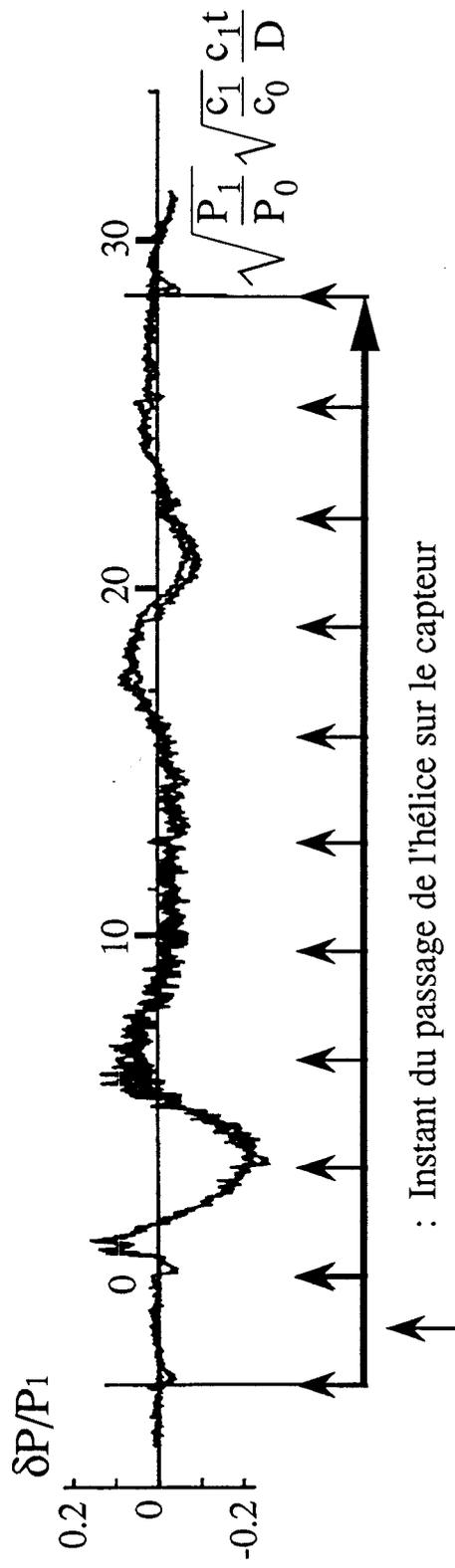
altitude : 15000 m

Figure 2.37 MESURES D'ONDES DE BOUCHE VIOLENTES



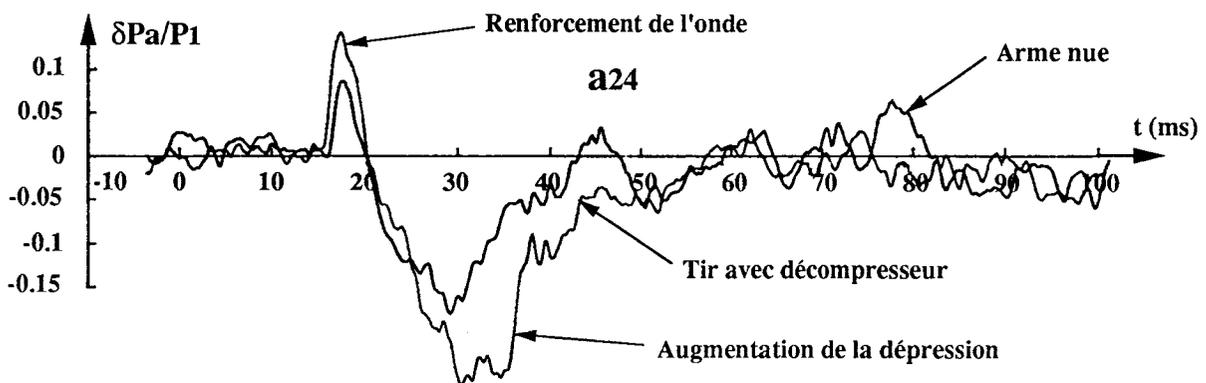
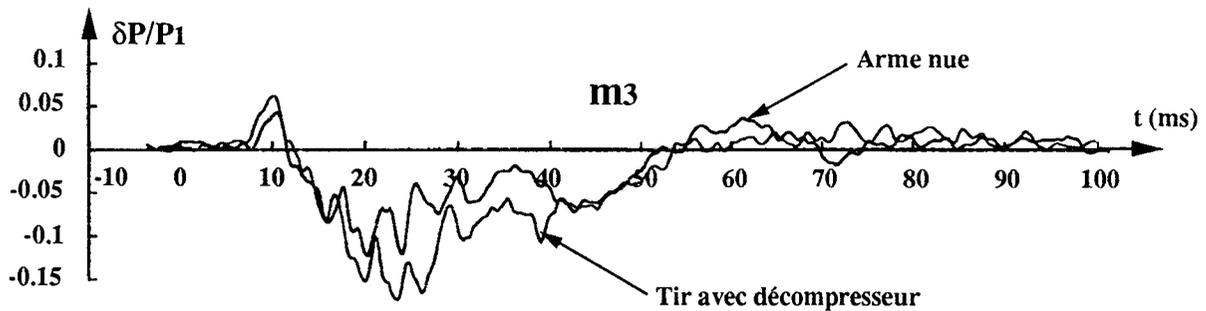
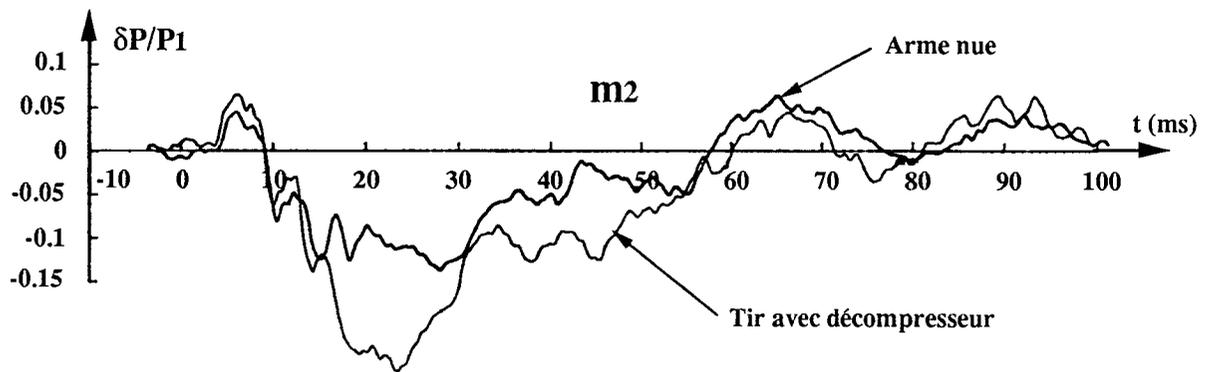
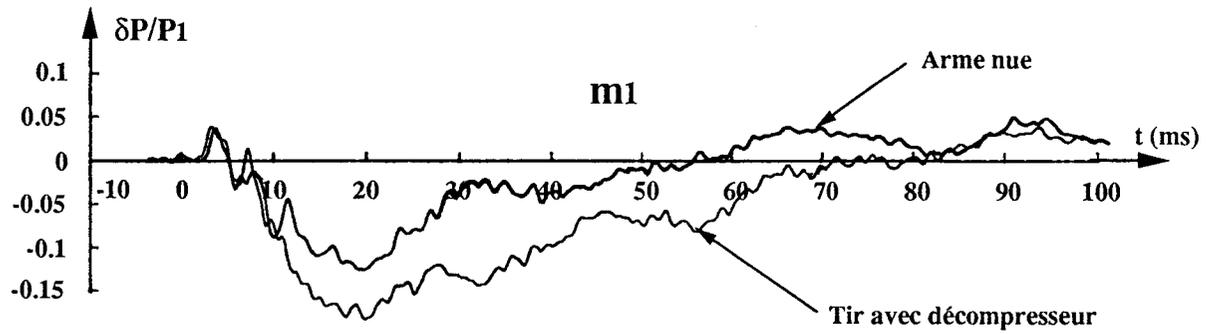
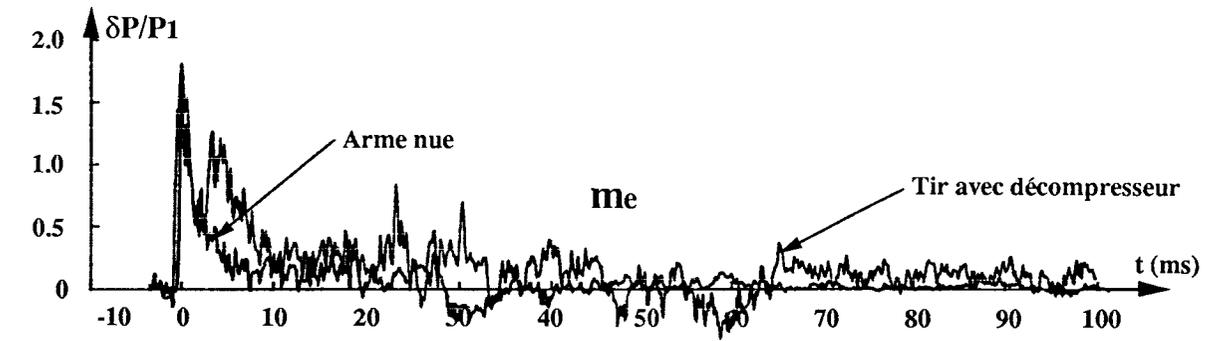
(a) Schéma du montage

(b) Spectre de Fourier



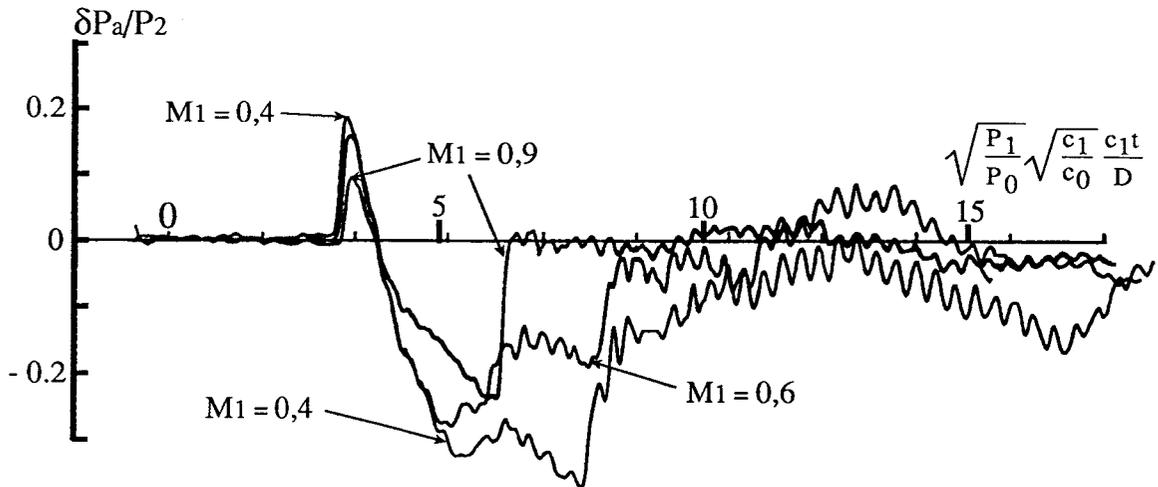
(c) Pression statique dans le plan compresseur (avec et sans hélice)

Figure 2.38 ANALYSE DES PERTURBATIONS AU PLAN COMPRESSEUR

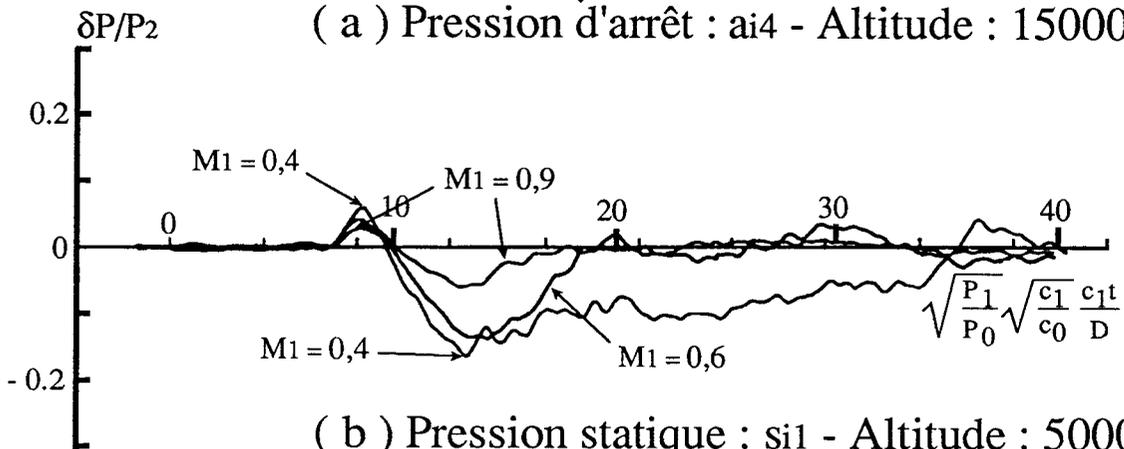


$M_1 = 0,6 \quad M_1.Cq = 0,4$

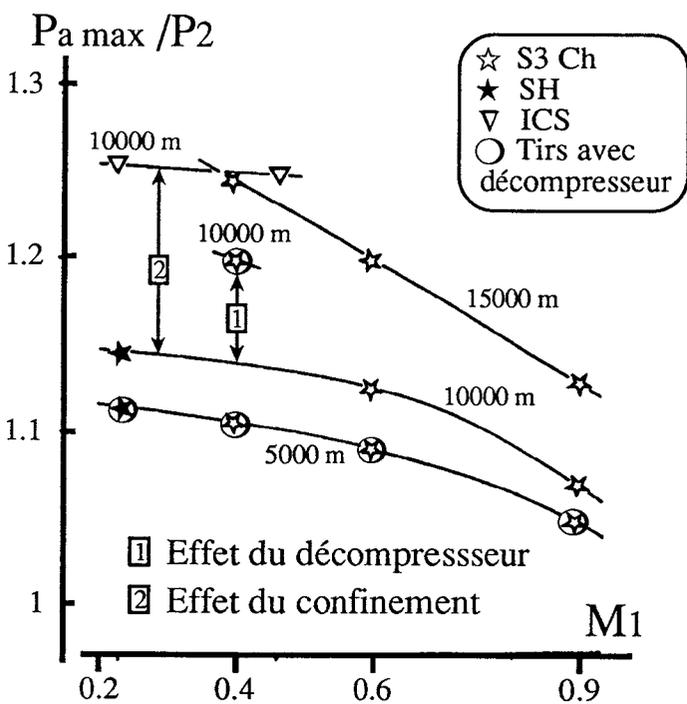
Figure 2.39 INFLUENCE DU DECOMPRESSEUR SUR LES MESURES DANS LE CHAMP



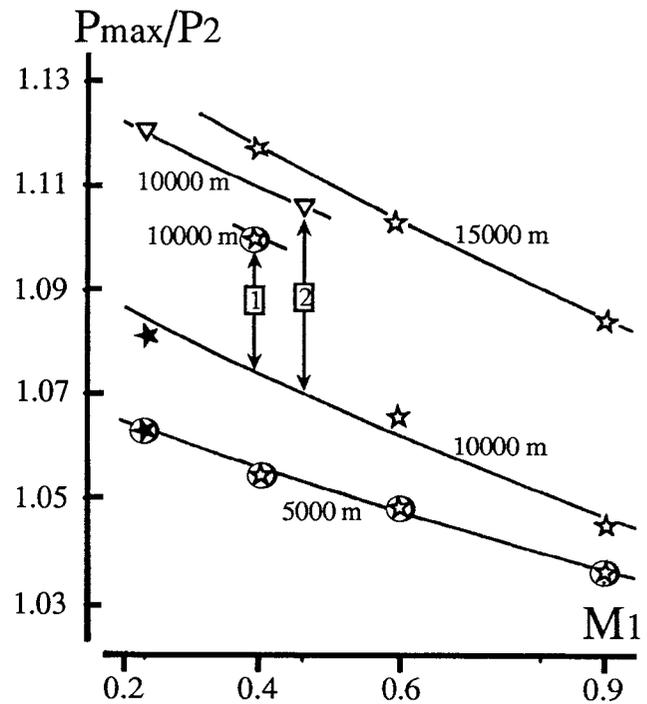
(a) Pression d'arrêt : ai4 - Altitude : 15000 m



(b) Pression statique : si1 - Altitude : 5000 m



(c) Maximum de pression d'arrêt



(d) Intensité de l'onde

Figure 2.40 EVOLUTION DES FLUCTUATIONS ET DES MAXIMA DE PRESSION ; $M_1.Cq = 0,2$

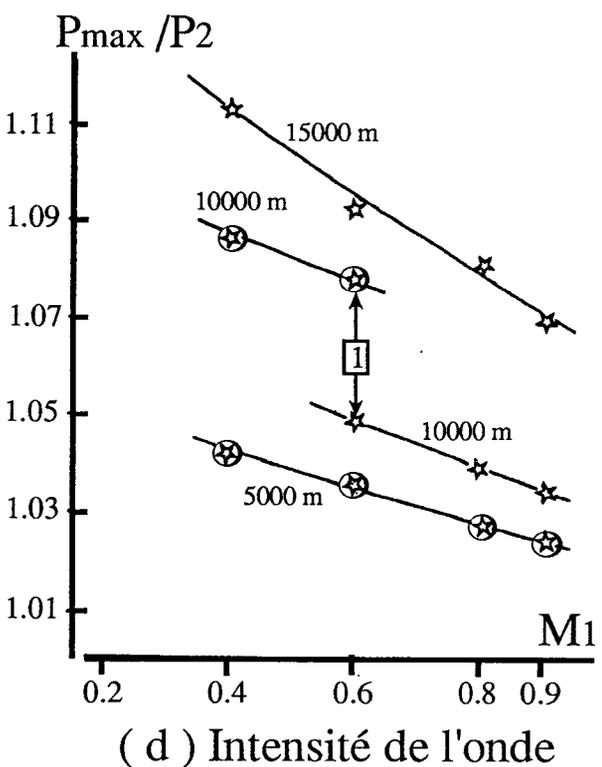
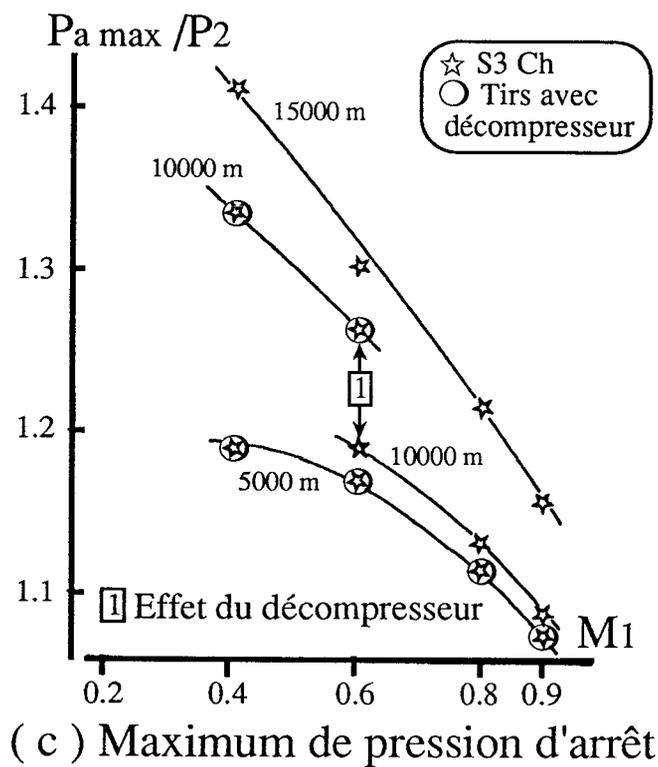
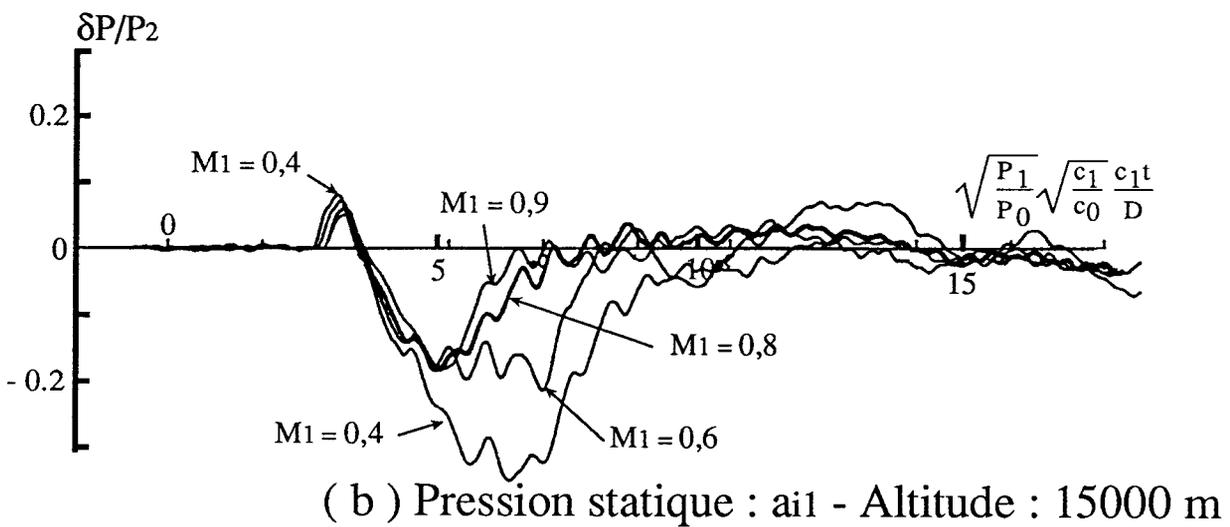
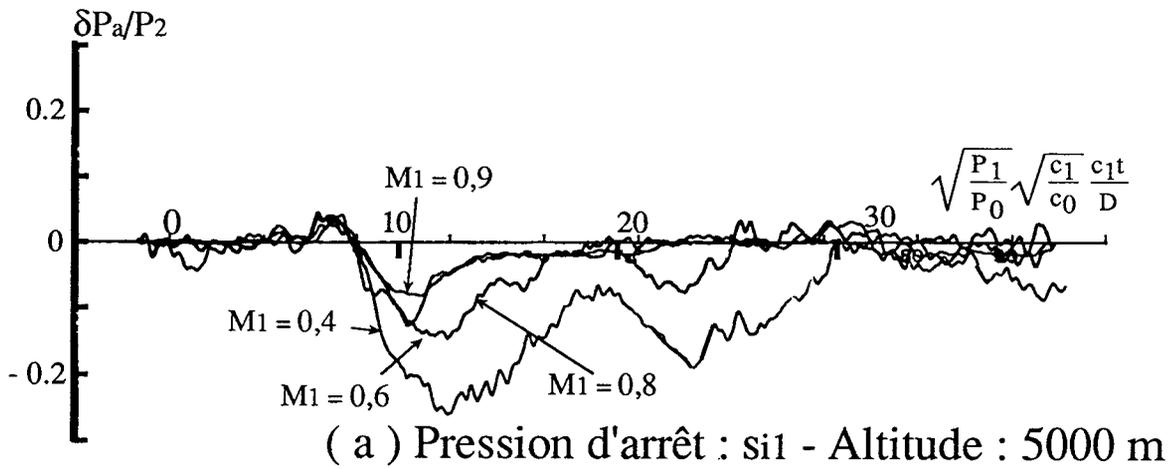


Figure 2.41 EVOLUTION DES FLUCTUATIONS ET DES MAXIMA DE PRESSION ; $M_1 \cdot C_q = 0,4$

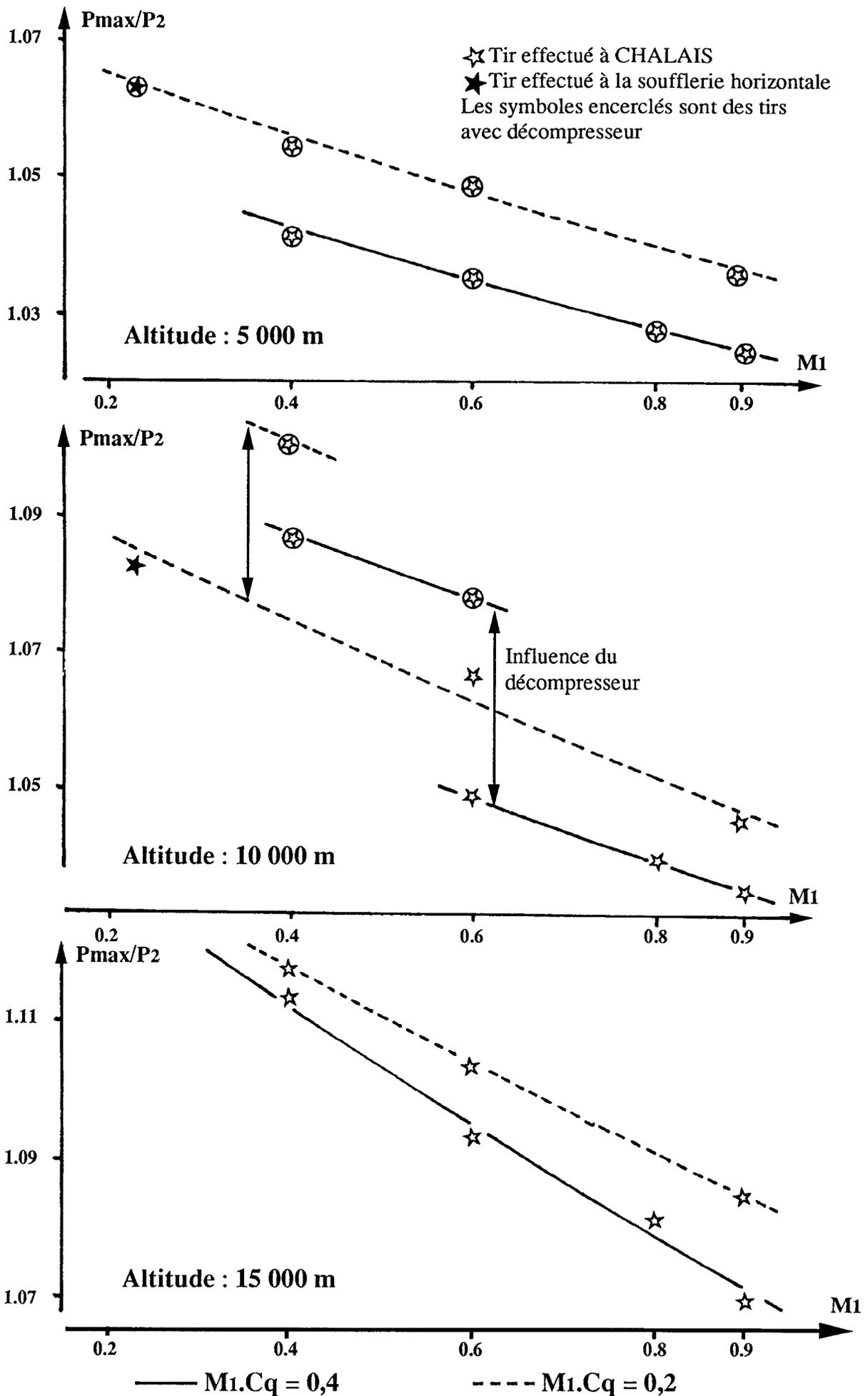


Figure 2.42 INFLUENCE DU COEFFICIENT DE DEBIT SUR L'INTENSITE DE L'ONDE AU PLAN COMPRESSEUR

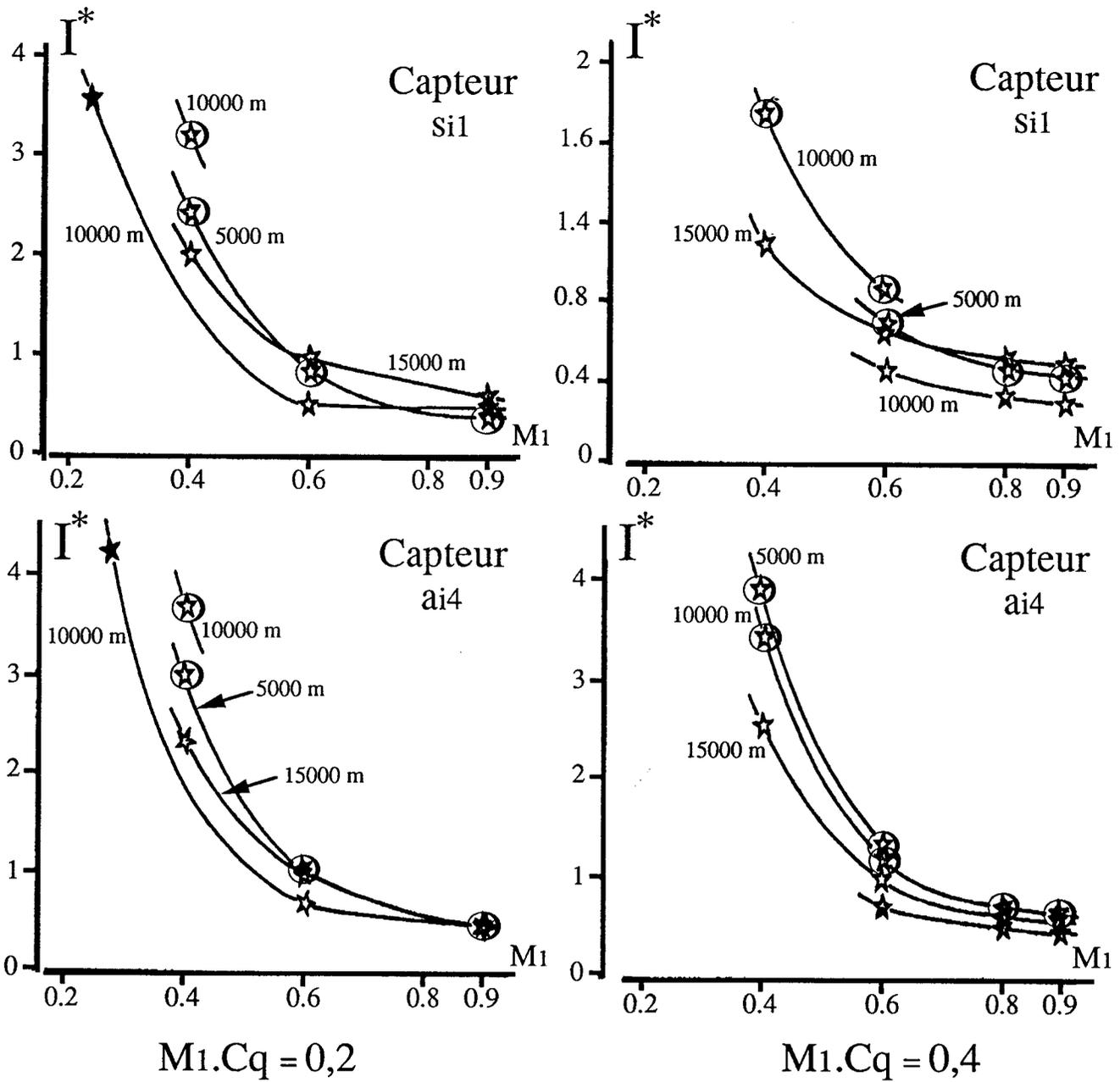


Figure 2.43 EVOLUTION DE L'IMPULSION ADIMENSIONNEE EN FONCTION DU MACH AMONT

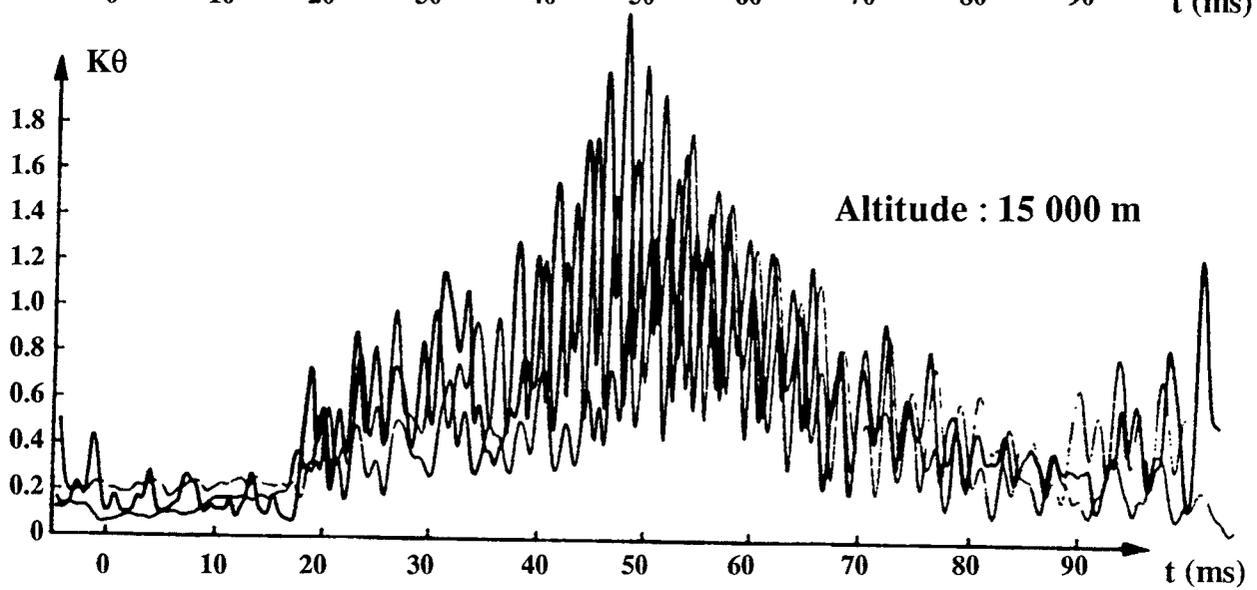
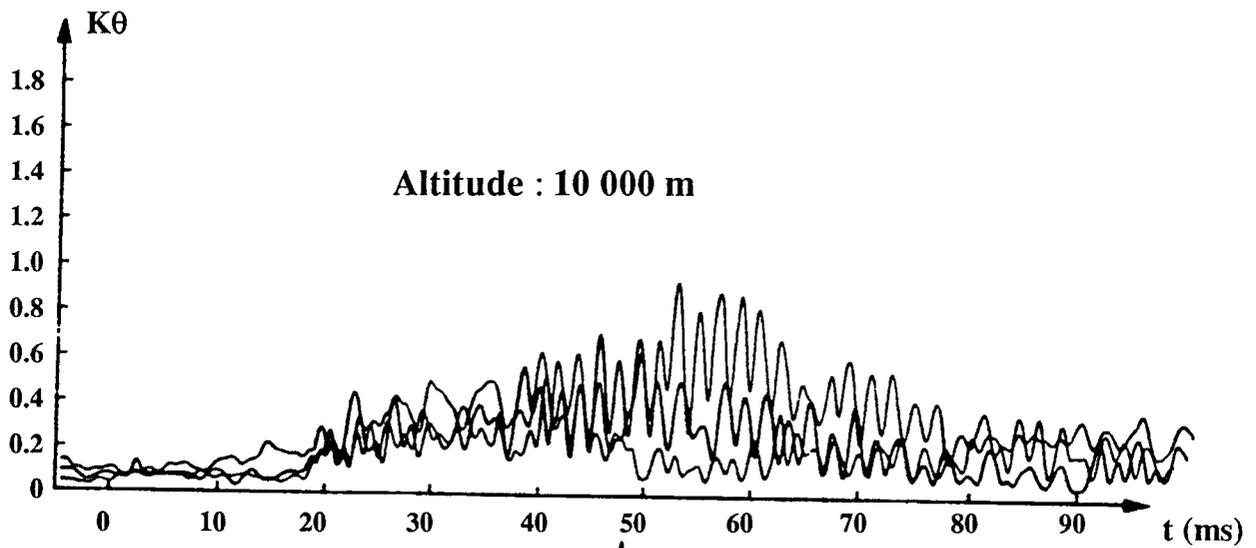
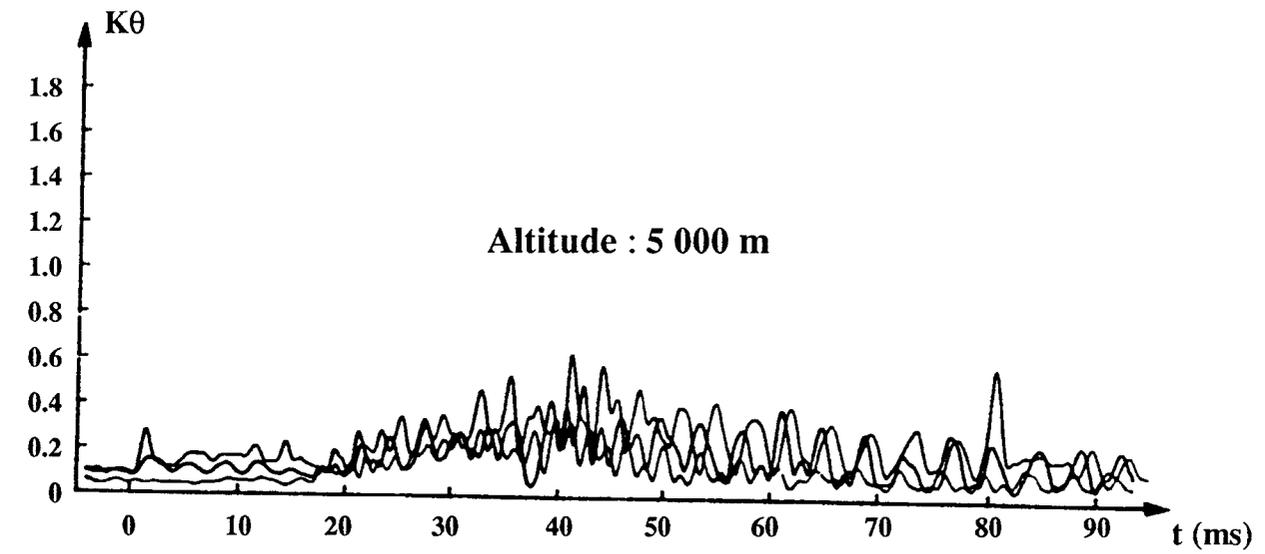


Figure 2.44 EVOLUTION DU COEFFICIENT $K\theta$
 $M_1.Cq = 0,2$

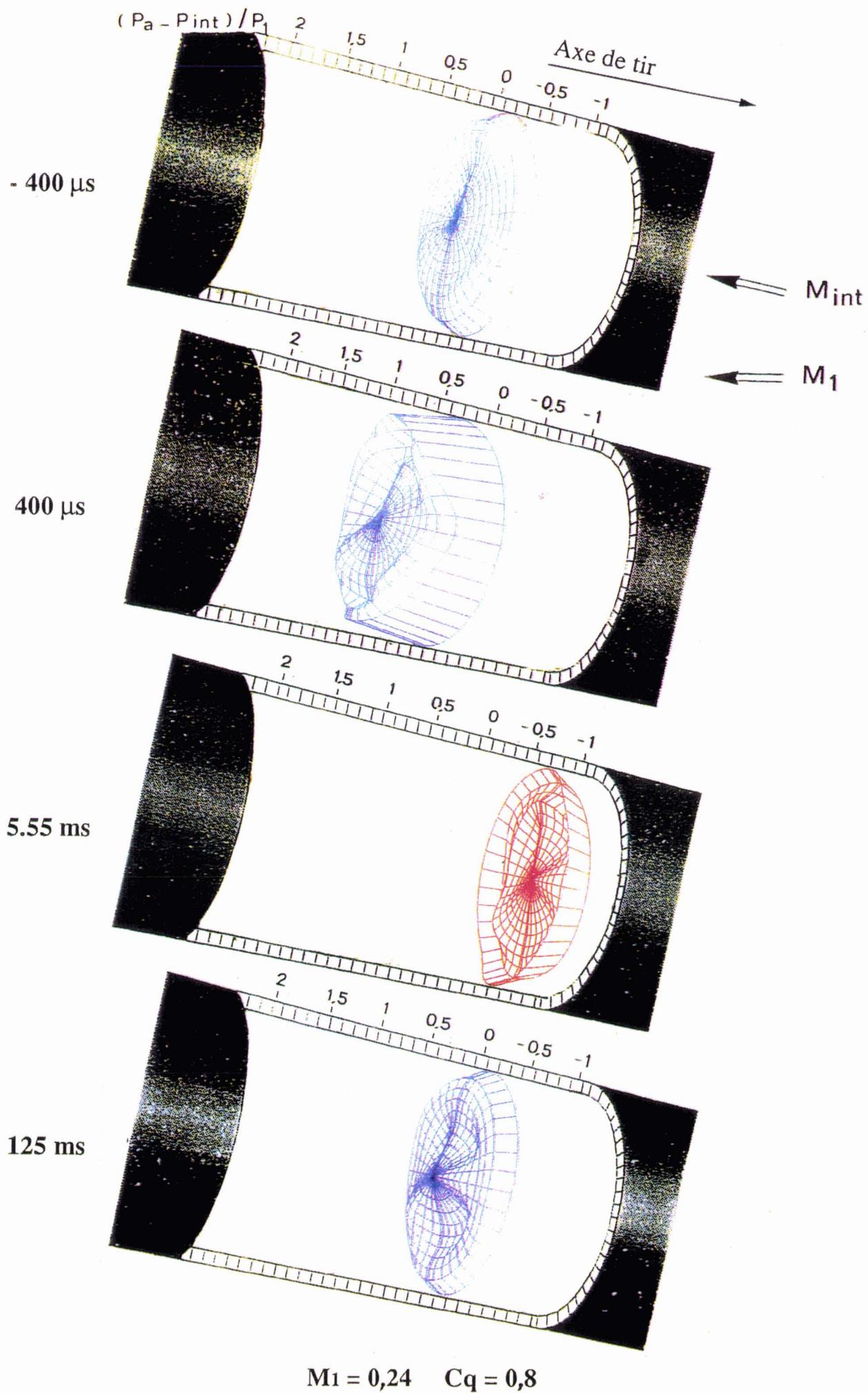


Figure 2.45 EVOLUTION DES DISTORSIONS INTERNES

MOTS CLES

Tir d'arme
Sillages proches
Ombroscopies

Prise d'air
Interférométrie différentielle
Visualisations ultra-rapides

RESUME

L'analyse quantitative des phénomènes aérodynamiques rapidement variables est faite à l'aide de la mesure des pressions instationnaires associée à des techniques optiques de visualisation basées sur l'interférométrie différentielle en lumière blanche.

Une partie du travail est consacrée à l'étude, en similitude, de l'effet de la rotation du compresseur et des paramètres de vol sur l'interaction entre le tir d'une arme et le fonctionnement d'une prise d'air en incidence. Une technique expérimentale simple permet d'obtenir l'évolution des distorsions instationnaires de pression au plan compresseur en synchronisant quatre tirs identiques. La comparaison entre les expériences et un modèle théorique élaboré pour les ondes de bouche violentes, ce qui a lieu à l'altitude de vol la plus élevée, s'avère satisfaisante.

Dans le domaine de l'optique, des améliorations sont apportées aux montages d'interférométrie afin de rendre cette méthode ultra-rapide. L'application en est faite aux sillages proches en écoulement compressible bidimensionnel. Des interférogrammes différentiels instantanés sont enregistrés à une cadence rapide: leur dépouillement permet d'accéder à des cartes isochores à des instants successifs, ce qui fournit des informations sur l'histoire du phénomène observé. Dans un des montages conçus, le champ complet de la masse volumique autour de l'obstacle est obtenu à l'aide de deux interférogrammes simultanés. Enfin, lorsqu'on augmente très fortement l'angle de biréfringence, il est possible de dédoubler totalement les deux faisceaux qui interfèrent pour obtenir une mesure absolue, ce qui permet de visualiser directement les lignes isochores instantanées.