

REPUBLICQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR

ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE

Département de Génie Mécanique

THESE de MAGISTER en ENERGETIQUE

par Mohamed BENBRAIKA

ETUDE DU TUBE A CHOC ET  
ELABORATION DE LOGICIELS  
DE SIMULATION

*Soutenue devant la Commission d'Examen :*

Président : Mr M. A. AIT-ALI , Professeur  
Rapporteur : Mr A. GAHMOUSSE , Maitre de conférence  
Examineurs : Mrs 

A. SLAOUTI	, Professeur
Z.L. AIDOUN	, Maitre de conférence
L. BAHI	, Maitre de conférence

  
Invité : Mr M DAMOU , DRS'MDN

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR

ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE

Département de Génie Mécanique

THESE de MAGISTER en ENERGETIQUE

par Mohamed BENBRAIKA

ETUDE DU TUBE A CHOC ET  
ELABORATION DE LOGICIELS  
DE SIMULATION

*Sou tenue devant la Commission d'Examen :*

Président : Mr M. A. AIT-ALI , Professeur  
Rapporteur : Mr A. GAHMOUSSE , Maitre de conférence  
Examineurs : Mrs A. SLAOUTI , Professeur  
Z.L. AIDOUN , Maitre de conférence  
L. BAHY , Maitre de conférence  
Invité : Mr M DAMOU , DRS MDN

## Résumé

Notre étude s'insère dans le cadre de la préparation d'une banque de données en vue de la conception, de l'installation et de l'exploitation d'une soufflerie à choc.

Un premier pas a été de confectionner un mémoire de thèse de magister.

Le corps de la thèse a été consacré principalement à l'élaboration de logiciels de simulation de conditions d'expériences sur le tube à choc.

Le programme expert établi permet, outre le calcul des paramètres dynamiques et thermodynamiques de l'écoulement, de déterminer le rapport optimal des longueurs des tubes moteur et de travail par le biais du diagramme temps-espace ( $t-x$ ). Ce diagramme a été tracé par une technique originale utilisant la méthode des caractéristiques.

Le programme permet aussi d'approcher certaines conditions réelles d'expérimentation et de déterminer l'épaisseur de la couche limite et le temps d'expérience (essai) dans le cas des écoulements visqueux.

Nous avons exposé une synthèse de la méthode des caractéristiques adaptée aux écoulements dans les tubes à choc à section constante et de la théorie du tube à choc dans les cas d'ondes de choc incidente, réfléchie et partiellement réfléchie (cas de la soufflerie à choc).

Une synthèse bibliographique sur la détermination de l'épaisseur de la couche limite, de la longueur de l'écoulement chaud et du temps d'essai dans le cas des écoulements visqueux est aussi présentée.

Nous avons simulé une quarantaine d'expériences dans lesquelles nous avons fait varier plusieurs paramètres thermodynamiques, géométriques etc... Après constat, nous avons fait des recommandations pour l'augmentation du temps d'essai lors des usages du tube à choc.

Enfin, nous avons complété notre étude par une notion assez sommaire sur la conception, la construction et l'instrumentation du tube à choc.

## Table des matières

	page
Introduction .....	1
Notation générale .....	5
<b>Chapitre 1 . Notions fondamentales .....</b>	<b>6</b>
1.1 Gaz parfait .....	6
1.2 Vitesse du son .....	6
1.3 Propriétés des ondes de compression et de détente .....	6
1.4 Tube à choc ,définition et notations .....	8
<b>Chapitre 2 . Méthode des caractéristiques .....</b>	<b>11</b>
2.1 Introduction .....	11
2.2 Equations fondamentales .....	11
2.2.1 Equation de continuité .....	11
2.2.2 Equation de quantité de mouvement .....	12
2.2.3 Equation de l'énergie .....	12
2.3 Caractéristiques et paramètres de Riemann .....	12
2.4 Système d'ondes dans les gaz parfaits .....	16
2.5 Détermination des variables u et a .....	22
2.6 Ondes centrées dans les gaz parfaits .....	23
<b>Chapitre 3 . Théorie du tube à choc .....</b>	<b>25</b>
3.1 Introduction .....	25
3.2 Equations de base .....	25
3.3 Relation entre l'onde de choc incidente et le rapport de pression de part et d'autre du diaphragme .....	36
3.4 Onde de choc réfléchie .....	46
3.4.1 Paramètres de l'onde de choc réfléchie .....	46
3.5 Comparaison des états derrière les ondes de choc incidente et réfléchie .....	49
3.6 Onde de choc partiellement réfléchie ( cas de la soufflerie ) .....	49
<b>Chapitre 4 . Traçage du diagramme t-x .....</b>	<b>52</b>
4.1 Introduction .....	52
4.2 Intérêt du diagramme t-x .....	52
4.3 Traçage du diagramme t-x .....	54
4.3.1 Traçage de l'éventail d'expansion et de la réflexion de $Q_h$ .....	54
4.3.2 Traçage du réseau complet de mailles dans le diagramme t-x .....	63
4.3.3 Traçage complet du diagramme t-x .....	65
<b>Chapitre 5 . Couche limite et temps d'essai dans le tube à choc .....</b>	<b>74</b>
5.1 Introduction .....	74
5.2 Couche limite de choc .....	74
5.3 Couche limite laminaire .....	76
5.4 Couche limite turbulente .....	78
5.5 détermination des viscosités .....	78
5.6 Temps d'essai et longueur d'écoulement chaud .....	80
5.7 Paramètres de l'écoulement à $\max$ .....	84

Chapitre 6 . Programmes de simulation .....	86
6.1 Intérêt des programmes .....	86
6.2 Présentation des programmes de simulation .....	86
6.3 Organigramme .....	87
6.4 Utilisation du premier programme .....	92
6.5 Utilisation du deuxième programme .....	95
6.6 Utilisation du troisième programme .....	112
6.6.1 Procédure de travail pour le 3 <sup>e</sup> programme .....	112
6.6.1.1 Calcul de $l$ et pour un temps $t_q$ imposé .....	112
6.6.1.2 Calcul de $l$ et pour une position $x_q$ fixée sur le tube .....	113
6.6.1.3 Calcul de la vitesse instantanée de la surface de contact .....	113
6.6.1.4 Détermination de l'épaisseur de la couche limite laminaire et du temps de son établissement .....	114
6.6.1.5 Détermination de la section à écoulement libre (non perturbé) .....	114
6.6.1.6 Calcul de la couche limite dans une section quelconque du tube de travail .....	114
6.6.1.7 Calcul de l'épaisseur de la couche limite turbulente .....	115
6.7 Présentation des résultats des expériences simulées .....	115
6.7.1 Détermination et choix de la valeur $l$ (lm)....	115
6.7.2 Relations utilisées et résultats .....	115
6.7.3 Notation spécifique .....	116
6.8 Comparaison avec les résultats théoriques et constatations .....	128
6.9 Analyse des résultats .....	128
6.10 Conclusions et recommandations .....	129
 Chapitre 7 . Conception , construction et instrumentation du tube à choc .....	 131
7.1 Introduction .....	131
7.2 Longueurs et sections du tube à choc .....	131
7.3 Structure du tube à choc .....	131
7.3.1 Montage du tube à choc .....	131
7.3.2 Sections du tube à choc .....	132
7.3.3 Diaphragmes .....	132
7.4 Instrumentation de mesure .....	132
7.4.1 Mesure de pression .....	132
7.4.2 Mesure des températures et de transfert de chaleur .....	132
7.5 Mesure de l'intensité de l'onde de choc .....	133
7.6 Mesure de la vitesse de l'onde de choc .....	133
7.7 Mesure de la masse volumique .....	133
 Conclusion .....	 134
Bibliographie .....	135
Annexes .....	138

# INTRODUCTION

XXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXXX

L'intérêt si grand porté aux lois de l'aérodynamique expérimentale a suscité depuis plusieurs décennies des études très poussées dans ce domaine /1/. Ces études ont été motivées par l'apparition des avions et se sont amplifiées de jour en jour grâce aux problèmes posés par les avions modernes et les missiles.

L'intérêt de la simulation des vols a permis le développement d'un dispositif (soufflerie) capable de simuler des écoulements allant du subsonique à l'hyperpersonique .

Naguère , le problème posé était celui du vol à des vitesses élevées et températures hautes rencontré par les missiles ballistiques et intercontinentaux et les satellites .La ré-entrées brusque des corps dans l'atmosphère à un nombre de Mach de 20 peut produire une onde de choc laissant derrière elle une zone à température voisine de 6000 K, /2/. Un autre problème courant est celui des essais à Mach réduit mais à des températures élevées , pour l'étude par exemple du transfert de chaleur dans les turbines à gaz en vue de l'amélioration des moteurs, /3/, la chimie des gaz à haute température et autres applications ; /4/, /5/, /6/, /7/.

Ces dernières conditions ne sont pas facilement atteintes dans des souffleries conventionnelles à cause de la limitation de température . Il était nécessaire de trouver de nouvelles méthodes pour simuler des écoulements à températures élevées et nombres de Mach quelconques . La soufflerie à choc est un dispositif qui peut simuler de tels écoulements mais pour une durée de temps très courte . Une des composantes essentielles de la soufflerie à choc qui permet d'atteindre des nombres de Mach relativement élevés est le tube à choc , /1/ .

Le tube à choc remplaçait progressivement dans de nombreux domaines de la physique et de la chimie les travaux dans les fours ou avec décharge électrique , /6/ . Dans de nombreux domaines , il a permis de réaliser des expériences nouvelles n'ayant jamais été faites jusqu'alors pour plusieurs raisons parmi lesquelles nous citons :

- L'échauffement s'effectue très rapidement et la haute température se réalise d'une façon homogène sur un grand volume .
- Les observations peuvent s'effectuer au choix , soit dans un gaz en mouvement rapide , soit au repos .
- L'état du gaz peut être déterminé de manière aisée soit à partir des conditions initiales , soit à partir de la vitesse de l'onde de choc .

Par rapport au développement de sa théorie, l'utilisation pratique a accusé un retard d'une quarantaine d'années. Ce retard était principalement dû au manque d'appareillage très sensible pour la mesure de certaines grandeurs physiques en un temps très court (quelques microsecondes). Ce n'est qu'avec le développement de l'électronique répondant aux exigences du tube à choc que son utilisation s'est largement répandue.

La notion de conception du tube à choc est simple. Il est constitué de deux tubes : l'un relativement court, appelé tube moteur dans lequel nous comprimons le gaz moteur, l'autre long dans lequel se détend le gaz comprimé (tube de travail). Ces deux tubes sont séparés par un diaphragme. Après son éclatement, un complexe aérodynamique se déplace dans le tube de travail et donne naissance à une onde de choc droite. Cette onde induit derrière elle une zone à paramètres déterminables dite zone d'essai.

Les applications du tube à choc couvrent plusieurs domaines de la technologie, de la physique, de la chimie et de l'aérophysique /2/, /4/, /5/, /6/, /7/, /8/, /9/, /10/.

En chimie, on s'intéresse essentiellement aux études de la combustion, de la cinétique chimique (méthodes optiques, énergies de dissociation). En physique ou en aérophysique, on a étudié l'interaction d'ondes et le phénomène d'onde non plane, le phénomène de condensation, les écoulements transitoires et le phénomène de la couche limite, la physique des gaz à hautes températures, le rayonnement, la relaxation, l'ionisation, la conductibilité et la magnétohydrodynamique. Aussi le tube à choc est utilisé essentiellement dans les recherches en écoulements subsonique, transsonique, supersonique et hypersonique.

Le tube à choc a évolué dans chacun des domaines précités comme suit :

Dès les débuts et ce vers les années cinquante on s'est intéressé à l'écoulement unidimensionnel dans les tubes à choc induit par les ondes de choc et de raréfaction. Les diverses interactions de ces ondes comme celles de la surface de contact étaient d'un intérêt considérable. On s'est intéressé aussi au phénomène de la rupture du diaphragme. L'atténuation de l'onde de choc par la couche limite a été mise en évidence en même temps que l'accélération de la surface de contact. Tout en posant à réflexion sur certains problèmes, le tube à choc est devenu un des moyens les plus économiques pour les universités, les agences de gouvernement ou les institutions commerciales. Le tube à choc a évolué en soufflerie à choc et tubes à choc à plusieurs diaphragmes pour permettre la conception de l'écran de chaleur lors des retours des capsules spatiales.

Vers les années soixante, on s'est intéressé aux chocs sphériques et cylindriques et au phénomène d'onde d'explosion dans les gaz et sous l'eau.

Beaucoup de recherches ont été faites sur les lanceurs de projectiles à très grande vitesse et sur l'écoulement magnétohydrodynamique dans la couche limite d'un tube à choc. On est arrivé à produire sur certains bancs d'essai un plasma chaud de haute pression utile pour la conduite des projectiles, la fabrication de diamants du graphite et la production de plasma en fusion dans le deutérium.

dix ans après et jusqu'aux années quatre vingt, des efforts ont été mis dans l'expérimentation pour mesurer les propriétés physiques de la combustion et permettre d'atteindre des vitesses élevées des ondes de choc.

Après la production de diamants artificiels, la technique était prometteuse pour la production de nouveaux matériaux et dans l'application aux problèmes de la physique du solide. On a mené quelques recherches analytiques et expérimentales sur la condensation de la vapeur d'eau refroidie par des ondes de raréfaction non stationnaires dans un tube à choc. On a réalisé des installations pour étudier l'effet de l'onde de choc de la bombe atomique sur des édifices et des êtres vivants.

A partir des années quatre vingt, on s'intéresse à l'amélioration des études précédentes dans les domaines de dynamique non stationnaire des gaz et autres. On travaille sur les ondes de choc dans les gaz poussiéreux.

Au fur et à mesure de ses utilisations, le tube à choc a servi pour les essais et l'étalonnage des instruments de mesure. La principale application du tube à choc comme instrument de calibrage a été l'étalonnage des jauges de pression. Cependant, il a été utilisé aussi pour l'étude de la réponse de l'anémomètre à fil chaud au changement en saut de la masse volumique et la température qui se produit à travers une onde de choc.

L'utilisation d'un tel dispositif dans un laboratoire le rend dépendant d'autres informations qui ne sont pas souvent disponibles. Les multiples variations des différents paramètres ne rendent pas facile la connaissance des ordres de grandeur. Aussi l'exploitation du tube à choc n'est pas aisée et reste aléatoire car les paramètres de travail sont liés aux conditions initiales (nature des gaz, pressions, températures, ...) et la détermination des uns en fonction des autres ne peut se faire que moyennant un calcul préliminaire. Ce calcul se complique davantage pour la connaissance instantanée des différents paramètres sur tout le long du tube de travail.

Notre travail s'insère dans le cadre de la préparation d'une banque de données en vue de la conception, de l'installation et de l'exploitation de la soufflerie à choc.

Partant de ces constatations, nous nous sommes fixés pour but d'éliminer la dépendance d'informations pouvant entraîner un sous ou surdimensionnement du tube à choc par des programmes



informatiques . Ces programmes servent à l'exploitation et au dimensionnement adéquat du tube et de la soufflerie à choc . Ils permettent un gain de temps et d'argent notables pour obtenir des conditions expérimentales fixées .

Le corps de notre thèse repose essentiellement sur un programme principal ( expert ) destiné à la simulation de conditions de déroulement d'expériences . Cependant , nous avons présenté certains éléments de théorie jugés nécessaires à la compréhension et l'élaboration de cette thèse .

Nous présentons la thèse en sept chapitres :

Dans le premier chapitre , nous donnons certaines notions fondamentales de gazodynamique avec les propriétés des ondes . Au deuxième chapitre , nous présentons la méthode des caractéristiques et son adaptation aux écoulements dans les tubes à choc . La théorie des tubes à choc est exposée au troisième chapitre . Au quatrième chapitre , nous présentons une méthode originale de traçage du diagramme  $t-x$  . Le développement de la couche limite à l'intérieur du tube , son influence sur la longueur de l'écoulement chaud et le temps d'essai font l'objet du cinquième chapitre .

Les chapitres 3 , 4 et 5 font matière au sixième chapitre , consacré aux programmes de simulation des conditions d'expériences sur le tube à choc .

Au dernier chapitre et pour compléter notre étude , nous avons donné une notion assez large sur la conception et la construction ainsi que sur l'instrumentation du tube à choc .

Notation générale :

dimensions

a	: Vitesse locale du son	(m/s)
A	: Rapport de vitesses soniques (adimensionnel), section	(m <sup>2</sup> )
d	: diamètre	(m)
e	: Energie interne	(kJ/kg)
h	: Enthalpie	(kJ/kg)
l, L	: longueur	(m)
m	: Masse	(kg)
M	: Nombre de Mach , adimensionnel	
p	: Pression	(Pa)
P, Q	: Paramètres de Riemann	
r	: Constante des gaz parfaits	(kJ/kg.K)
R	: Constante universelle des gaz	(kJ/kmol.K)
s	: Entropie	(kJ/kg.K)
t	: temps	(s)
T	: Température absolue (K) , rapport défini dans le texte	
u	: Composante de la vitesse selon la coordonnée x	(m/s)
v	: Vitesse relative (m/s) , volume massique	(m <sup>3</sup> /kg)
W	: Rapport défini dans le texte	
x, X	: Coordonnée espace , longueur , rapport défini dans le texte	
Cp	: Chaleur spécifique à pression constante	(kJ/kg.K)
Cv	: Chaleur spécifique à volume constant	(kJ/kg.K)
D/Dt	: Dérivée substantielle ( direction de la trajectoire de la particule )	
$\delta/\delta t$	: Dérivée dans la direction des lignes caractéristiques	
$\gamma$	: Rapport des chaleurs spécifiques , adimensionnel	
$\delta$	: Epaisseur de couche limite	(mm)
$\delta^*$	: Epaisseur de déplacement de couche limite	(mm)
$\rho$	: Masse volumique	(kg/m <sup>3</sup> )
$\alpha, \alpha_1$	: Rapports ( $\gamma - 1 / \gamma + 1$ ) et ( $\gamma + 1 / \gamma - 1$ )	
$\tau$	: Temps d'essai	(ms)
$\nu$	: Coefficient de viscosité cinématique	(m <sup>2</sup> /s)
$\mu$	: Coefficient de viscosité dynamique	(kg/m.s)

Indices :

i	: Chiffre définissant les zones du tube à choc
ij	: Relatif à un rapport de deux paramètres entre deux zones différentes , ( i ≠ j ) .
m, max:	Maximum
e, 0	: Relatif aux conditions juste en aval de l'onde de choc (non influencées par la couche limite)
e, 2s:	: Relatif aux conditions juste en aval de l'onde de choc (repère lié à l'onde de choc)
w, 0	: Relatif à la paroi juste en aval de l'onde du choc
w	: Relatif à la paroi
s	: Relatif à l'onde de choc incidente
r	: Relatif à l'onde de choc réfléchie
∞	: infini
*	: Relatif aux conditions critiques
t	: Total

## Chapitre 1

### Notions fondamentales

Avant d'entamer le vif du sujet, nous avons jugé utile de donner un aperçu sur certaines notions fondamentales.

#### 1.1 Gaz parfait

Un gaz thermiquement et caloriquement parfait est défini par les relations suivantes :

$$p = \rho \cdot r \cdot T \quad (1.1)$$

$$\gamma = \text{constante} \quad (1.2)$$

#### 1.2 Vitesse du son

Une onde sonique est une pulsation qui se propage sous forme d'une légère compression isentropique. Seuls les déplacements des molécules d'une petite amplitude longitudinale sont impliqués dans ce processus; il n'y a pas un mouvement net ou écoulement du gaz dans la direction de propagation de l'onde. Le changement des états physiques du gaz dû à l'onde est lent et le processus est réversible. Le taux auquel le son est propagé est appelé vitesse du son "a" dans le gaz tel que:

$$a^2 = \left. \frac{\partial p}{\partial \rho} \right|_{s=\text{cte}} \quad (1.3)$$

En appliquant les équations de gaz parfait à une légère compression adiabatique nous voyons que "a" dépend de la nature et l'état physique du gaz (4) en concordance avec :

$$a = \sqrt{\frac{\gamma p}{\rho}} = \sqrt{\gamma \cdot r \cdot T} \quad (1.4)$$

#### 1.3 Propriétés des ondes de compression et de détente .

Pour donner un aperçu physique sur les propriétés des ondes de compression et de détente, nous considérons le mouvement d'un piston dans un cylindre infini (figure 1.1). Nous supposons que le piston est capable de donner des accélérations jusqu'à une vitesse constante v qui est plus grande que la vitesse du son "a". Nous supposons aussi que la vitesse v est atteinte par de petits incréments dv dans un temps court .

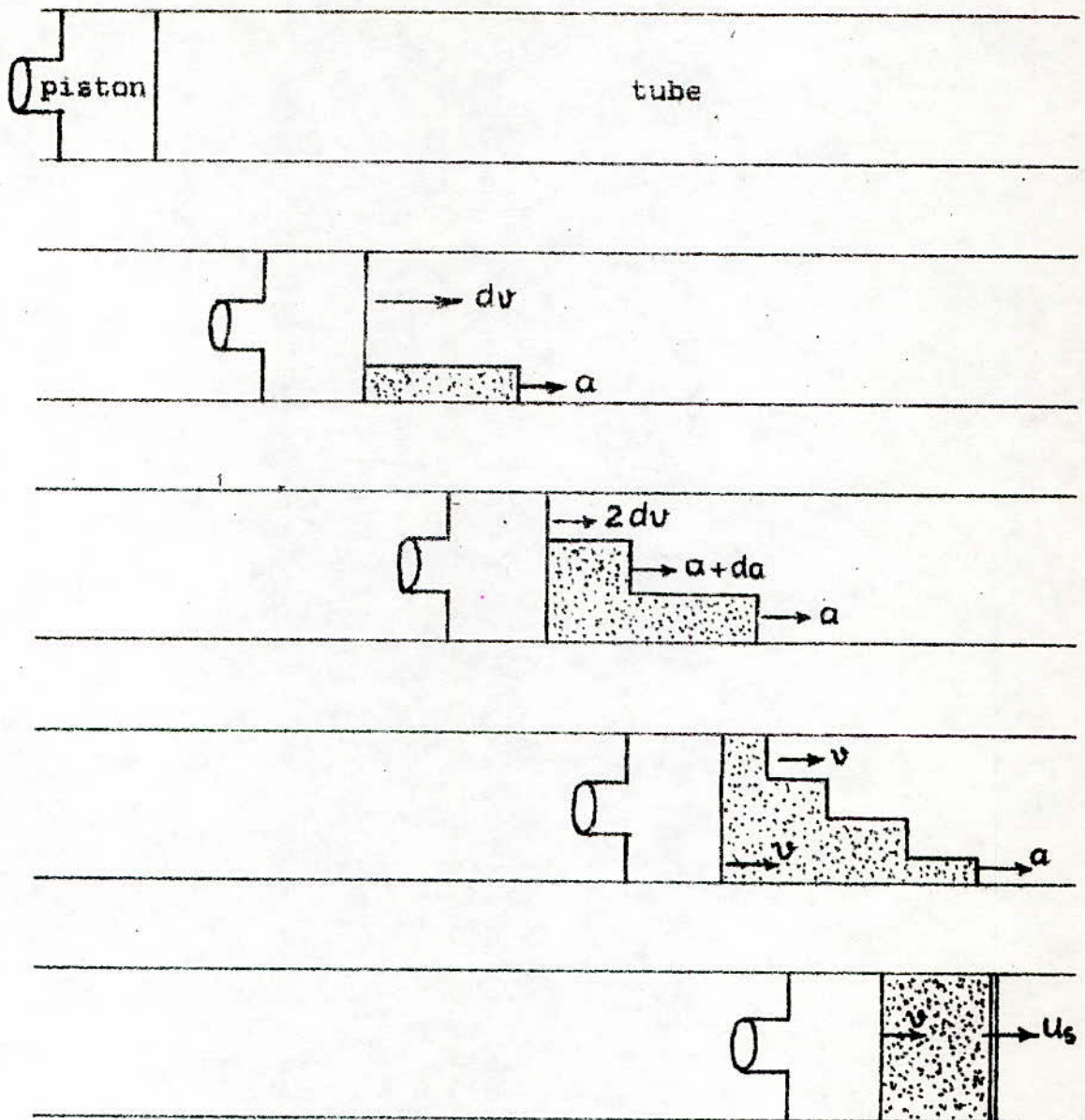


fig. 1.1 - Naissance de l'onde de choc

La première augmentation de  $v$  à partir du repos cause une légère onde de compression qui se propage dans le gaz à la vitesse "a". A ce stade, le gaz entre le piston et le front de l'onde a été comprimé uniformément et adiabatiquement et a acquis la vitesse  $v$ . Maintenant le piston acquiert une augmentation de vitesse  $dv$ , une seconde onde de compression est envoyée dans le gaz en mouvement en poursuite de la première. Après plusieurs augmentations, le piston atteint sa vitesse finale "v". A ce moment une série d'ondes à intensités croissantes existe entre l'onde initiale et le piston. La vitesse d'écoulement du gaz croît de  $dv$  pour le front de l'onde à  $v$ , à la face du piston. Comme ces ondes de compression traversent le gaz à la vitesse locale du son, elles le chauffent légèrement à chaque passage amenant ainsi la quantité "a" à s'accroître à partir du front jusqu'au piston. Par conséquent, ce train d'ondes coalesce finalement pour former un simple saut du front de l'onde à travers lequel existent de larges gradients de pression, masse volumique et température. Ce front est appelé onde de choc. Cette onde de choc se déplace à la vitesse  $u$ . Entre cette onde et le piston, une colonne suit à la vitesse  $v$  du piston.

Maintenant, nous supposons que l'espace derrière le piston renferme un gaz et le piston est accéléré par quelques actions comme avant, ce gaz subira une rapide expansion et par conséquent un refroidissement. En même temps que le front d'accélération du piston produit une série de pulsations de compressions légères dans le gaz à l'avant du piston, le mouvement à l'arrière du piston causera une série d'ondes d'expansion qui se propagent à la vitesse locale du son dans le gaz derrière le piston. Alors que les pulsations de compression se propagent continuellement dans le gaz à une vitesse sonique croissante et coalescent pour former une onde de choc, les pulsations d'expansion cependant, traversent un gaz froid avec un décroissement continu de la vitesse sonique. Ces pulsations sont appelées ondes de raréfaction ou d'expansion.

A cause de leur action d'extension, la région derrière le piston dans laquelle elles se propagent est appelée: Eventail d'expansion. Cette région est caractérisée par la chute de température, pression et masse volumique bien au-dessous des conditions initiales.

#### 1.4 Tube à choc à section constante, définitions et notations.

Le tube à choc à section constante dans sa forme simplifiée est un dispositif dans lequel une onde de choc plane est produite par la rupture soudaine du diaphragme qui sépare un gaz à haute pression d'un autre à basse pression (figure 1.2). Le côté haute pression contient le gaz moteur. Le gaz de travail occupe la partie basse pression. Après éclatement du diaphragme une onde de compression se forme dans le gaz de travail ou d'expérience, se raidit rapidement pour former une onde de choc.

Simultanément une onde de détente se déplace dans le gaz moteur à la vitesse locale du son sous forme d'éventail d'expansion . Le gaz moteur et de travail sont séparés par la surface de contact qui, bien entendu, se déplace le long du tube derrière l'onde de choc.

Il est usuel de noter les conditions dans la zone non perturbée du gaz de travail par l'indice 1 . Alors la pression, la température et les autres paramètres seront notés  $p_1, T_1, \dots$ . La région entre l'onde de choc et la surface de contact est dénotée par 2, avec  $p_2, T_2, \dots$ . La région 3 se trouve entre la surface de contact et l'éventail d'expansion . Les conditions initiales dans la partie haute pression sont notées par 4 (figure 1.2).

La pression  $p_4$  est plus grande que  $p_1$  et  $T_1$  peut égaler  $T_4$  . Si l'onde de choc subit la réflexion à l'extrémité du tube , il y a une autre augmentation en température et pression et cette région est dénotée 5 .

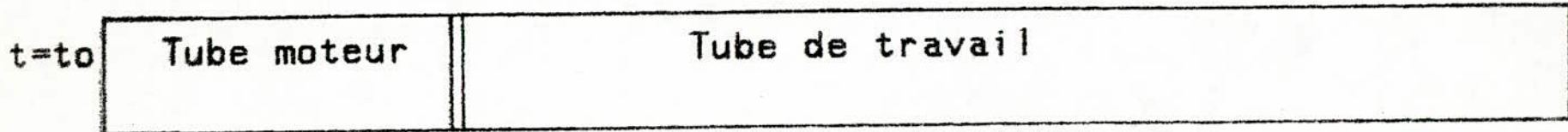


fig.1.2 -Tube à choc avant éclatement de la membrane

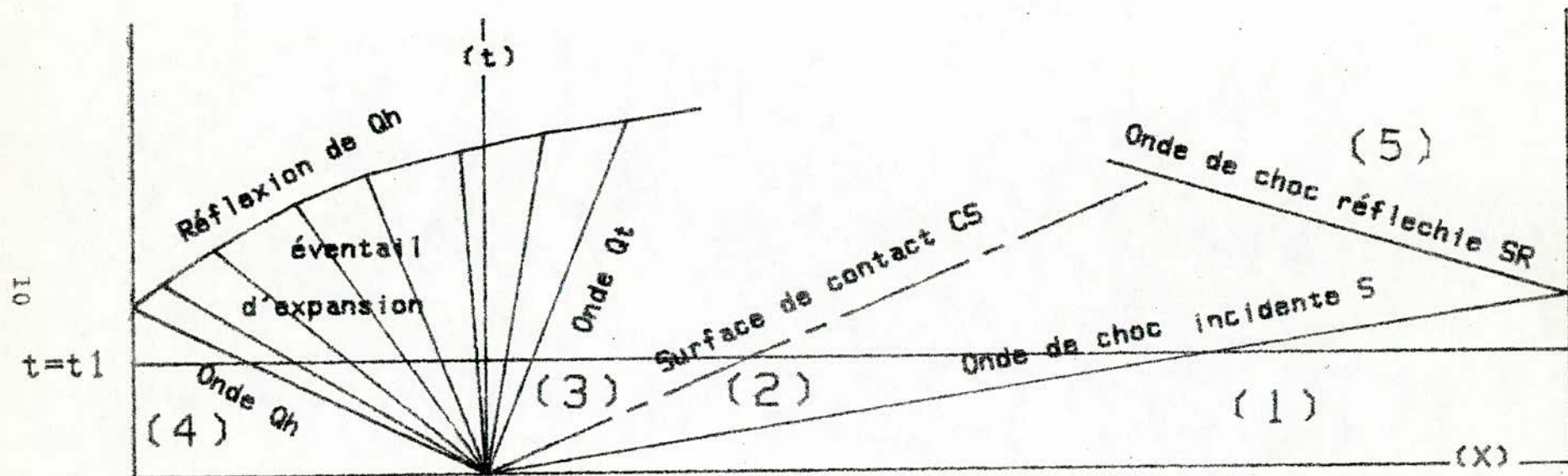


fig.1.3 -Diagramme temps-espace après éclatement de la membrane

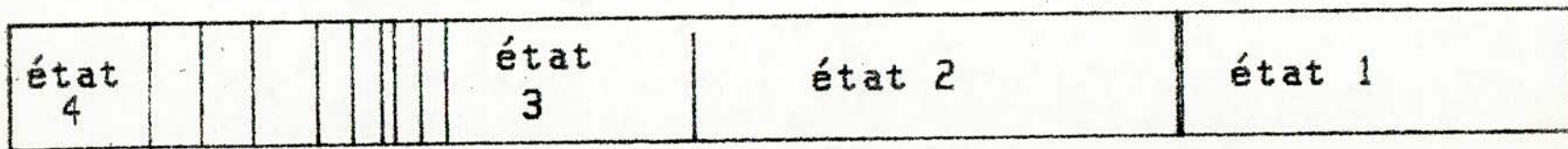


fig.1.4 -Tube à choc après éclatement de la membrane

Méthode des caractéristiques et paramètres de Riemann

2.1 Introduction

Les équations générales décrivant la dynamique des gaz à l'intérieur d'un tube à choc pour un écoulement non visqueux sont très complexes et doivent être linéarisées pour pouvoir être résolues /11/. En l'absence d'une solution analytique à cause de la non-linéarité, les méthodes numériques sont alors employées.

La méthode de relaxation est appropriée pour trouver des solutions pour des équations différentielles de type elliptique obtenues pour les écoulements subsoniques /12/, /13/. Par contre pour un écoulement supersonique elles sont du type hyperbolique et la solution numérique est obtenue par la méthode des caractéristiques.

L'objet de notre travail est d'étudier l'écoulement supersonique dans un tube à choc pour lequel la méthode des caractéristiques est bien adaptée, nous citerons quand même d'autres méthodes pouvant être appliquées ; Il s'agit de la méthode de choix arbitraire (R.C.M.) /14/, de certaines méthodes graphiques ou celles des différences finies /15/, /16/, /17/, /18/.

Nous avons opté pour la méthode des caractéristiques à cause de sa meilleure adaptation aux multiples problèmes de gazodynamique permanents et non permanents ainsi qu'à sa simplicité d'utilisation comme le fait remarquer Hadamard /15/ : "Si nous acceptons la philosophie de Poincaré disant que lorsqu'il y a une approche naturelle c'est la plus simple, c'est pour la juste raison que la méthode des caractéristiques est beaucoup moins restreinte et, pour presque tous les problèmes autres que les problèmes les plus simples de vibration, aussi beaucoup plus simple".

Nous proposons dans ce chapitre le développement de cette méthode. Pour cela nous considérons les équations suivantes :

2.2 Equations fondamentales

Les équations qui régissent l'écoulement unidimensionnel non permanent d'un gaz parfait /11/ dans une conduite à section constante sont :

2.2.1 L'équation de continuité : C'est une équation qui exprime la conservation de la masse.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} (\rho \cdot u) = 0 \quad (2.2.1)$$



### 2.2.2 La variation de quantité de mouvement .

En multipliant l'équation d'Euler par  $\rho$  ,

$$\rho \frac{Du}{Dt} = \rho \left( \frac{\partial u}{\partial t} + u \cdot \frac{\partial u}{\partial x} \right) = \rho \left( -\frac{1}{\rho} \cdot \frac{\partial p}{\partial x} \right)$$

et l'équation de continuité par  $u$  ,

$$u \cdot \frac{\partial \rho}{\partial t} + u \frac{\partial}{\partial x} (\rho \cdot u) = 0$$

et en les additionnant nous obtenons :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u) + \frac{\partial}{\partial x} (\rho \cdot u^2) = - \frac{\partial p}{\partial x} \quad (2.2.2)$$

### 2.2.3 L'équation de l'énergie .

$$\frac{Dht}{Dt} = \frac{1}{\rho} \frac{Dp}{Dt} + T \frac{Ds}{Dt} \quad (2.2.3)$$

avec  $ht = h + u^2/2$  et  $h = C_p \cdot T$  pour un gaz parfait

L'équation d'état du gaz parfait est exprimée par :

$$p = \rho \cdot r \cdot T \quad (2.2.4)$$

Les deux premières lois de la thermodynamique permettent d'écrire :

$$T \cdot ds = dh - v \cdot dp \quad (2.2.5)a$$

$$T \cdot ds = e + p \cdot dv \quad (2.2.5)b$$

La vitesse locale du son est donnée par :

$$a^2 = \gamma \cdot r \cdot T \quad (2.2.6)$$

### 2.3 Caractéristiques et paramètres de Riemann

En vertu de la dérivée substantielle  $D/Dt = \frac{\partial}{\partial t} + u \cdot \frac{\partial}{\partial x}$  ,  
l'équation de continuité s'écrit :

$$\frac{D}{Dt} (\ln \rho) + \frac{\partial u}{\partial x} = 0 \quad (2.3.1)$$

à partir de l'équation (2.2.5) nous tirons :

$$ds = \frac{de}{T} + \frac{p}{T} dv = C_v d(\ln T) + g \cdot r \cdot d\left(\frac{1}{\rho}\right) \quad (2.3.2)$$

En divisant cette dernière équation par  $r$  et compte tenu que  $C_v = r/(\gamma-1)$  il vient :

$$d(s/r) = \frac{1}{\gamma-1} d(\ln T) - d(\ln g) \quad (2.3.3)$$

puisque  $a^2 = \gamma \cdot r T$  alors :

$$d(\ln T) = 2 d(\ln a) \quad (2.3.4)$$

la combinaison des deux dernières équations donne :

$$d(\ln g) = \left(\frac{2}{\gamma-1}\right) d(\ln a) - d(s/r) \quad (2.3.5)$$

et donc :

$$\frac{D}{Dt}(\ln g) = \frac{2}{\gamma-1} \frac{D}{Dt}(\ln a) - \frac{D}{Dt}(s/r) = \frac{2}{\gamma-1} \frac{1}{a} \frac{Da}{Dt} - \frac{D}{Dt}(s/r) \quad (2.3.6)$$

En remplaçant le premier membre de l'équation (2.3.1) par l'équation (2.3.6) nous obtenons :

$$\frac{2}{\gamma-1} \frac{1}{a} \frac{Da}{Dt} + \frac{\partial u}{\partial x} = \frac{D}{Dt}(s/r) \quad \text{qui implique}$$

$$\frac{2}{\gamma-1} \frac{Da}{Dt} + a \cdot \frac{\partial u}{\partial x} = a \frac{D}{Dt}(s/r) \quad (2.3.7)$$

$$\text{de } p = g \cdot r T \text{ nous tirons : } \frac{1}{\rho} = \frac{r T}{p} = \frac{\gamma r T}{\gamma p} = \frac{a^2}{\gamma p} \quad (2.3.8)$$

avec (2.3.8) , l'équation d'Euler peut s'écrire comme suit :

$$\frac{Du}{Dt} = - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} = - \frac{a^2}{\gamma p} \frac{\partial p}{\partial x} = - \frac{a^2}{\gamma} \frac{\partial}{\partial x} (\ln p) \quad (2.3.9)$$

de l'équation (2.2.5) il vient :

$$ds = \frac{dh}{T} - \frac{v}{T} dp = \frac{C_p dT}{T} - \frac{r}{p} dp = \frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot r \cdot \frac{dT}{T} - \frac{r}{p} dp \quad (2.3.10)$$

En divisant par  $r$  nous aurons :

$$d(s/r) = \frac{\gamma}{\gamma-1} d(\ln T) - d(\ln p) \quad (2.3.11)$$

ce qui implique ;

$$d(\ln p) = \frac{\gamma}{\gamma-1} d(\ln T) - d(s/r) \quad (2.3.12)$$

En différentiant par rapport à  $x$  l'équation (2.3.12) il vient :

$$\frac{\partial}{\partial x} (\ln p) = \frac{2\gamma}{\gamma-1} \frac{\partial}{\partial x} (\ln a) - \frac{\partial}{\partial x} (s/r) \quad (2.3.13)$$

En multipliant les membres de cette dernière équation par  $-\frac{a^2}{\gamma}$  nous obtenons :

$$-\frac{a^2}{\gamma} \frac{\partial}{\partial x} (\ln p) = -\frac{2a^2}{\gamma-1} \frac{\partial}{\partial x} (\ln a) + \frac{a^2}{\gamma} \frac{\partial}{\partial x} (s/r) \quad (2.3.14)$$

En remplaçant dans l'équation (2.3.9) , on obtient :

$$\frac{Du}{Dt} = -\frac{2a^2}{\gamma-1} \frac{\partial}{\partial x} (\ln a) + \frac{a^2}{\gamma} \frac{\partial}{\partial x} (s/r) \quad , \text{ ce qui donne}$$

$$\frac{Du}{Dt} + \frac{2}{\gamma-1} a \frac{\partial a}{\partial x} = \frac{a^2}{\gamma} \frac{\partial}{\partial x} (s/r) \quad (2.3.15)$$

Les équations (2.3.7) et (2.3.15) s'écrivent respectivement comme suit :

$$\frac{2}{\gamma-1} \left( \frac{\partial a}{\partial t} + u \frac{\partial a}{\partial x} \right) + a \frac{\partial u}{\partial x} = a \frac{D}{Dt} (s/r) \quad (2.3.16)$$

$$\frac{2}{\gamma-1} a \frac{\partial a}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} = \frac{a^2}{\gamma} \frac{\partial}{\partial x} (s/r) \quad (2.3.17)$$

par addition des deux dernières équations , il vient :

$$\frac{2}{\gamma-1} \left( \frac{\partial a}{\partial t} + u \frac{\partial a}{\partial x} + a \frac{\partial u}{\partial x} \right) + \left( \frac{2a}{\gamma-1} \frac{\partial a}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} \right) = a \frac{D}{Dt} (s/r) + \frac{a^2}{\gamma} \frac{\partial}{\partial x} (s/r)$$

et par soustraction de (2.3.17) de (2.3.16) , on obtient :

$$\frac{2}{\gamma-1} \left( \frac{\partial a}{\partial t} + u \frac{\partial a}{\partial x} + a \frac{\partial u}{\partial x} \right) - \left( \frac{2a}{\gamma-1} \frac{\partial a}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} \right) = a \frac{D}{Dt} (s/r) - \frac{a^2}{\gamma} \frac{\partial}{\partial x} (s/r)$$

ces deux dernières équations s'écrivent comme système :

$$\left. \begin{aligned} \frac{2}{\gamma-1} \left( \frac{\partial a}{\partial t} + \frac{\partial a}{\partial x} (u+a) \right) + \left( \frac{\partial u}{\partial t} + \frac{\partial u}{\partial x} (u+a) \right) &= - \left( \frac{a}{r} \frac{Ds}{Dt} + \frac{a}{\gamma} \frac{\partial s}{\partial x} \right) \\ \frac{2}{\gamma-1} \left( \frac{\partial a}{\partial t} + \frac{\partial a}{\partial x} (u-a) \right) - \left( \frac{\partial u}{\partial t} + \frac{\partial u}{\partial x} (u-a) \right) &= - \left( \frac{a}{r} \frac{Ds}{Dt} + \frac{a}{\gamma} \frac{\partial s}{\partial x} \right) \end{aligned} \right\} (2.3.18)$$

qui peut s'écrire aussi :

$$\left. \begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \left( \frac{2}{\gamma-1} a + u \right) + (u+a) \frac{\partial}{\partial x} \left( \frac{2}{\gamma-1} a + u \right) &= \frac{a}{r} \frac{Ds}{Dt} + \frac{a}{\gamma} \frac{\partial s}{\partial x} \\ \frac{\partial}{\partial t} \left( \frac{2}{\gamma-1} a - u \right) + (u-a) \frac{\partial}{\partial x} \left( \frac{2}{\gamma-1} a - u \right) &= \frac{a}{r} \frac{Ds}{Dt} - \frac{a}{\gamma} \frac{\partial s}{\partial x} \end{aligned} \right\} (2.3.19)$$

C'est ainsi que sur un diagramme temps-espace (t-x) il existe des courbes spéciales dénommées caractéristiques /12/, /15/, /17/, /18/, /19/, /20/, /21/, /22/ le long desquelles les propriétés du fluide sont continues mais les dérivées des propriétés du fluide peuvent être discontinues (annexe A). Ces courbes caractéristiques ont des pentes données par :

$$\frac{dx}{dt} = u + a \quad (2.3.20)$$

Le membre gauche du système (2.3.19) représente la dérivée du paramètre  $\left( \frac{2}{\gamma-1} a \mp u \right)$  dans la direction des courbes caractéristiques. Comme conséquence, il est possible à une perturbation de se propager par le moyen des courbes caractéristiques dans un écoulement non permanent. La trajectoire de la particule a une pente caractéristique donnée par :

$$dx/dt = u$$

Les dérivées ;  $\frac{\delta^+}{\delta t} = \frac{\partial}{\partial t} + (u+a) \cdot \frac{\partial}{\partial x}$

$$\frac{\delta^-}{\delta t} = \frac{\partial}{\partial t} + (u-a) \cdot \frac{\partial}{\partial x}$$

désignent les variations dans le temps que voit un observateur se déplaçant à une vitesse u+a ou u-a du fait des variations dans le temps  $\frac{\partial}{\partial t}$  en un point donné x et des variations dans l'espace  $\frac{\partial}{\partial x}$  à un temps donné t. Des ondes sonores se déplacent vers l'aval avec u+a et vers l'amont avec u-a.

Avec cette notation spéciale analogue à celle des dérivées substantielles, le système (2.3.19) s'écrit, avec  $u \mp a = \frac{\delta \mp x}{\delta t}$ ,

$$\frac{\delta \mp}{\delta t} \left( \frac{2}{\gamma-1} a \mp u \right) = - \left( \frac{Ds}{Dt} + \frac{a}{\gamma} \frac{\partial s}{\partial x} \right) \quad (2.3.21)$$

Il est convenable alors d'introduire des paramètres appelés paramètres de Riemann, /15/, /17/ tel que :

$$P = \frac{2}{\gamma-1} a + u \quad (2.3.22)$$

$$Q = \frac{2}{\gamma-1} a - u \quad (2.3.23)$$

Les paramètres de Riemann P, Q sont des lignes sur lesquelles se propage l'énergie.

Avec cette notation le système (2.3.21) devient :

$$\frac{\delta_+ P}{\delta t} = - \left( \frac{Ds}{Dt} + \frac{a}{\gamma} \frac{\partial s}{\partial x} \right) \quad (2.3.24)$$

$$\frac{\delta_- Q}{\delta t} = - \left( \frac{Ds}{Dt} - \frac{a}{\gamma} \frac{\partial s}{\partial x} \right) \quad (2.3.25)$$

La résolution des équations (2.3.24) et (2.3.25) n'est possible que dans des cas très simplifiés et en général, on doit recourir aux méthodes numériques ou graphiques des différences finies /15/, /16/, /17/, /18/.

dans le cas spécial d'un écoulement non permanent isentropique dans une conduite à section constante sans transfert de chaleur ou forces de frottement, les paramètres P et Q deviennent constants et ont pour pentes respectives  $dx/dt$ ,  $(u + a)$  et  $(u - a)$  et le problème se réduit à deux variables indépendantes  $u$  et  $a$ .

$$\begin{aligned} P &= \text{Cte} & dx/dt &= u + a \\ Q &= \text{Cte} & dx/dt &= u - a \end{aligned} \quad (2.3.26)$$

## 2.4 Système d'ondes dans les gaz parfaits.

Le traçage du diagramme  $t-x$  pour n'importe quel écoulement de gaz et la détermination des différents paramètres à l'intérieur d'une conduite reposent sur la compréhension complète

des écoulements, de l'interaction des ondes de compression et de détente, de la formation de l'onde de choc, de la réflexion des différentes ondes sur les extrémités du tube, etc....  
 Pour cela, nous allons essayer d'exposer de façon simplifiée et claire l'utilisation de la méthode des caractéristiques ou paramètres de Riemann à de tels écoulements en vue de faciliter la compréhension de la gazodynamique des écoulements dans les tubes à choc.

Les équations (2.3.26) définissent les ondes P et Q pour un écoulement isentropique à travers une conduite à section constante.

Si l'écoulement est permanent, les ondes P et Q peuvent former deux familles de droites parallèles comme montré sur la figure (2.1). Maintenant si une perturbation locale se produit, ses effets peuvent se sentir en d'autres points seulement après l'arrivée des pulsations P et Q à partir de l'origine de la perturbation. Les ondes P et Q ou courbes caractéristiques peuvent être considérées comme signaux qui transmettent

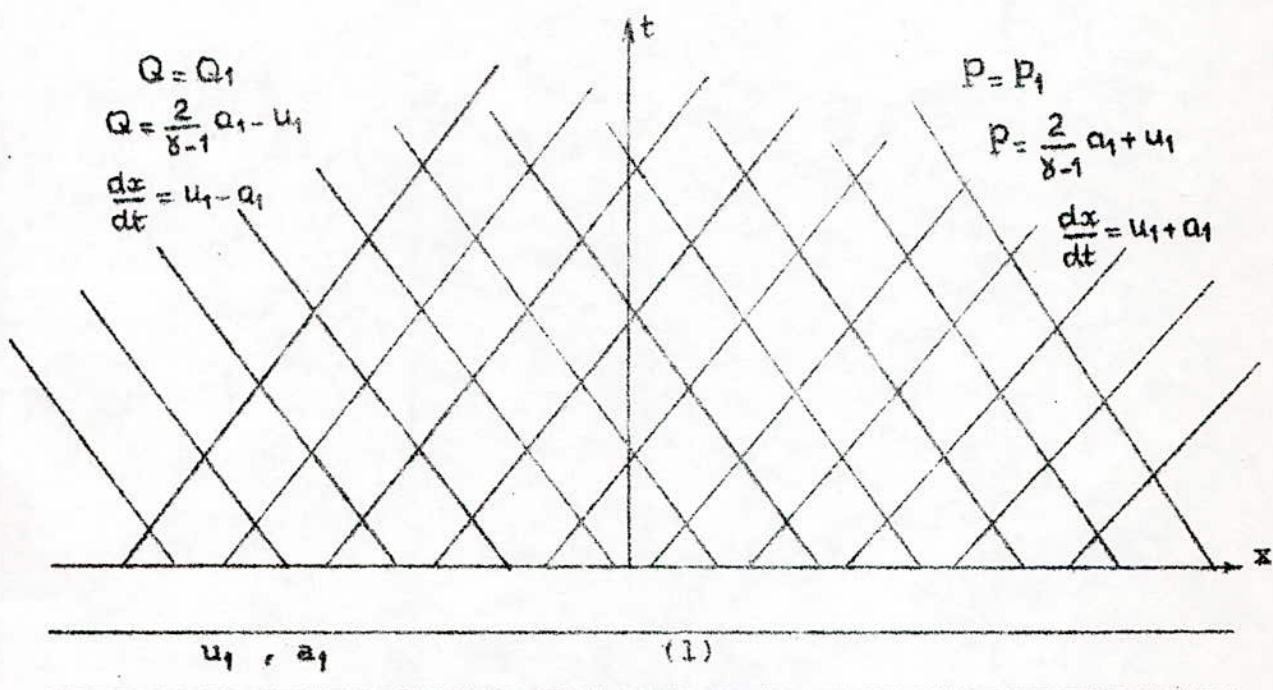


fig. 2.1 - Variables de Riemann dans le plan t-x pour un écoulement permanent dans une conduite.

l'information à propos de perturbations infinitésimales locales de l'écoulement vers d'autres points de la conduite. Les fronts de pression à amplitude finie sont composés d'une famille entière de pulsations P ou Q qui ne restent plus parallèles mais convergent ou divergent selon le type de perturbation. La figure (2.2) montre un front de perturbation composé d'une famille d'ondes P divergentes se déplaçant vers la droite.

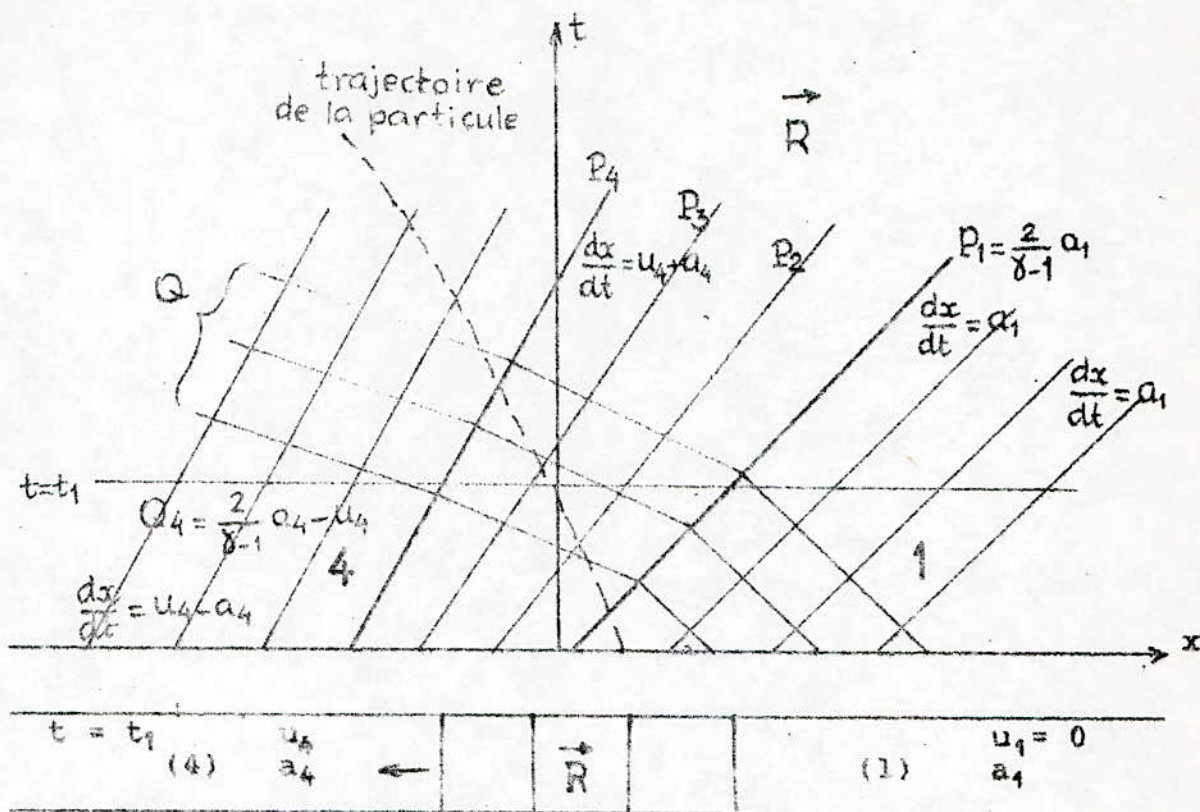


fig. 2.2 - Variables de Riemann pour une onde d'expansion .

Nous voyons qu'à droite, (1), et à gauche, (4), du front de la perturbation, l'écoulement est quasi-permanent et les pulsations  $P$  sont parallèles, bien que les valeurs dans (1) et (2) soient différentes .

Malgré que la valeur de  $P$  ( $P_1$  à  $P_4$ ) à travers la perturbation, décroît de façon monotone, la valeur de  $Q$  reste constante puisqu'aucune perturbation n'a été générée à l'extrémité droite de la conduite . La pente de la pulsation  $Q$  change lorsqu'elle traverse la perturbation  $P$ ; ceci est dû au changement de  $u$  et  $a$ . Mais dans les états uniformes (1) et (4), la pente reste constante. Les ondes  $Q$ , elles aussi, restent parallèles grâce au changement identique en  $u$  et  $a$  à travers le champ d'écoulement . Ainsi, pour le cas particulier d'un écoulement isentropique dans une conduite

de section constante ( figure 2.2 ) la valeur de  $P = \frac{2}{\gamma-1} + u$  est

constante le long de chaque onde de Mach et,  $Q = \frac{2}{\gamma-1} - u$  est

constante à travers le front de perturbation entier . Donc pour une onde  $P$  donnée ;

$$u = \frac{P-Q}{2} = \text{Cte} \quad (2.3.27)$$

$$a = \frac{(P+Q)(\gamma-1)}{4} = \text{Cte} \quad (2.3.28)$$

et les ondes P sont des lignes droites parce que :

$$\frac{dx}{dt} = u + a = \frac{P(\gamma + 1) - Q(\gamma - 1)}{4} \quad (2.3.29)$$

est aussi une constante .

Cependant , les ondes Q traversent les ondes P pour lesquelles la valeur de P varie d'onde à onde ; alors  $dx/dt = u+a$  changera à toute onde P .

Par conséquent , les ondes Q deviennent courbées chaque fois que la valeur de P change . Des résultats analogues sont obtenus en considérant le front de perturbation à partir de la droite et composé d'ondes Q .

Les ondes P et Q sont à leurs tours subdivisées en ondes de compression et d'expansion (raréfaction) , dépendant ou non de l'augmentation ou la diminution de la pression du gaz dans lequel elles avancent . Nous pouvons l'illustrer par la figure (2.2). Si la perturbation est une onde d'expansion se déplaçant vers la droite , alors la pression , la masse volumique et la température chutent de P1 à P4 . Par conséquent , nous aurons :

$$a_1 > a_2 \quad (2.3.30)$$

Cependant , puisque les ondes P sont traversées par des ondes Q de valeur constante et comme aucune perturbation n'est propagée de l'extrémité droite de la conduite , nous pouvons écrire :

$$Q = \frac{2}{\gamma - 1} a_2 - u_2 = \frac{2}{\gamma - 1} a_1 - u_1 \quad (2.3.31)$$

À partir de (2.3.30) et (2.3.31) il s'ensuit que :

$$\left. \begin{array}{l} u_1 + a_1 > u_2 + a_2 \\ P1 > P2 \end{array} \right\} \quad (2.3.32)$$

Puisque cette augmentation de l'inclinaison de l'onde vers l'axe des x représente une augmentation de la vitesse de l'onde, nous remarquons que chaque onde P se propage à une vitesse plus lente que la précédente . Donc le front des ondes P diverge , comme par l'équation (2.3.32), u décroît de façon monotone à travers le front d'expansion . Réciproquement , pour un front de compression (figure 2.3) , les ondes P convergent et nous avons :

$$\left. \begin{array}{l} u_2 + a_2 > u_1 + a_1 \\ P2 > P1 \end{array} \right\} \quad (2.3.33)$$



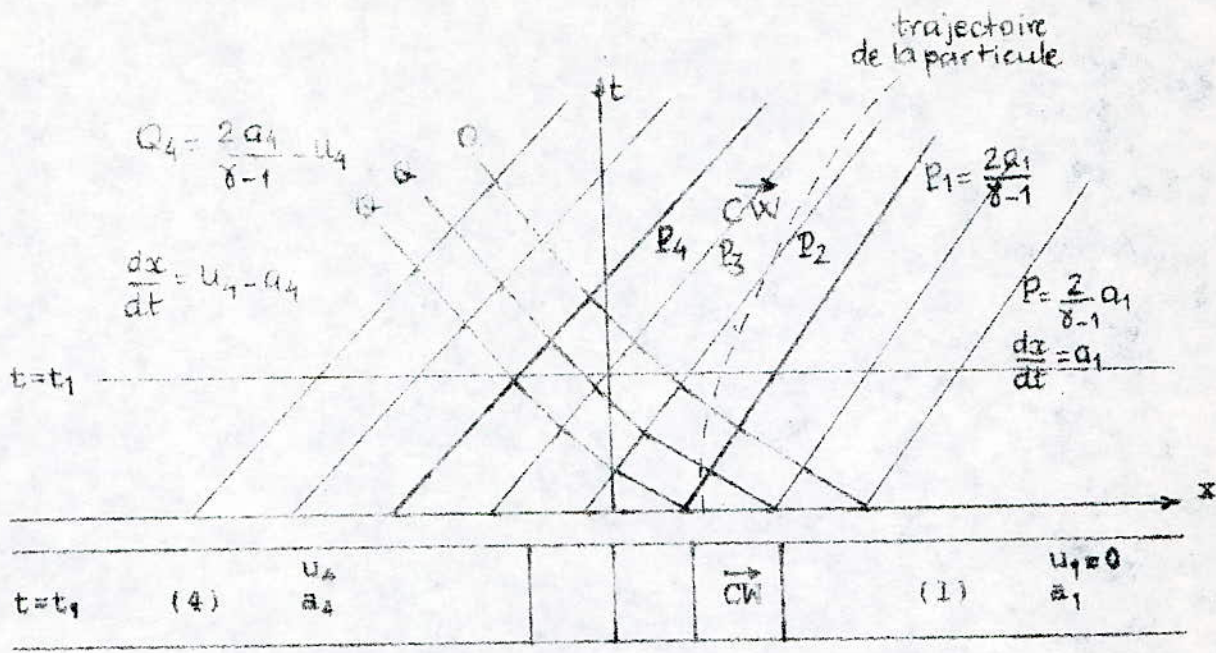


fig. 2.3 - Un front de compression se déplaçant vers la droite dans une conduite à section constante .

La convergence des ondes P causées par l'accroissement de température dû à la compression isentropique et à l'augmentation de la vitesse de la particule dans la direction de la propagation de l'onde fait rattraper ces ondes pour former un front de choc . Là où les ondes P se rencontrent , les valeurs des quantités d'écoulement ne restent plus les mêmes ; elles subissent des discontinuités et l'écoulement cesse d'être isentropique . Ce problème n'est pas rencontré généralement avec les ondes d'expansion puisque les lignes caractéristiques divergent et l'écoulement reste isentropique . Cependant , nous pouvons voir sur la figure (2.2) que si les ondes P sont étendues vers le bas dans le diagramme (t-x) , elles se coupent . Si les ondes de Mach se rencontrent en un point , l'onde est appelée une onde d'expansion centrée .

Il est intéressant de noter que les propriétés de convergence ou de divergence des ondes P et Q sont maintenues sans égard à l'onde qui peut traverser leur trajectoire (figure 2.4).

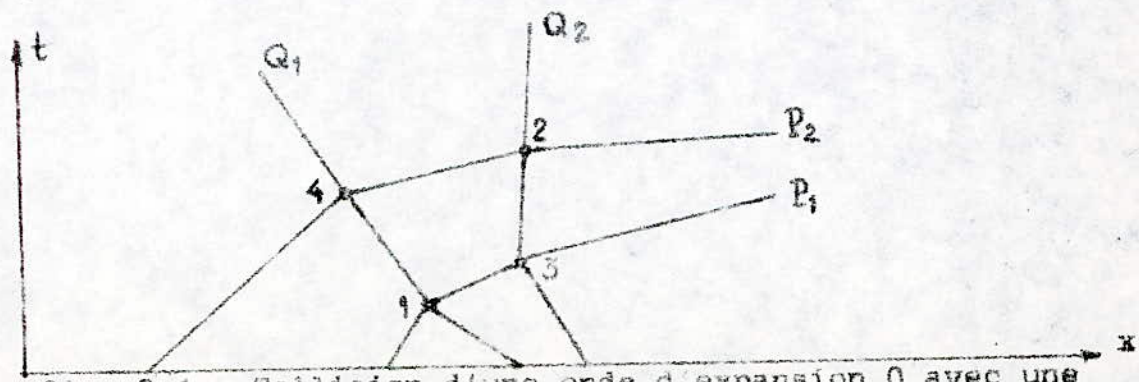


fig. 2.4 - Collision d'une onde d'expansion Q avec une onde de compression P .

Nous avons pour le front d'onde P :

$$P_2 > P_1 \text{ et } u_4 + a_4 > u_1 + a_1$$

$$u_3 + a_3 = \frac{P_1 \cdot (\gamma + 1) - Q_2 \cdot (\gamma - 1)}{4} \quad (2.3.34)$$

$$u_2 + a_2 = \frac{P_2 \cdot (\gamma + 1) - Q_2 \cdot (\gamma - 1)}{4}$$

Donc  $(u_2 + a_2) > (u_3 + a_3)$  et les caractéristiques de compression restent convergentes. Simultanément, les caractéristiques d'expansion restent divergentes.

Pour ce qui est de l'aspect physique, nous avons déjà donné un aperçu sur les propriétés des ondes de compression et d'expansion dans le chapitre un.

Maintenant considérons un piston qui se déplace dans la conduite sous l'influence d'une force telle qu'il soit accéléré à une vitesse constante.

Le déplacement de ce piston va générer deux perturbations, l'une de compression et l'autre d'expansion, (figure 2.5). La combinaison de ces deux perturbations va donner le même système d'ondes que dans le tube à choc.

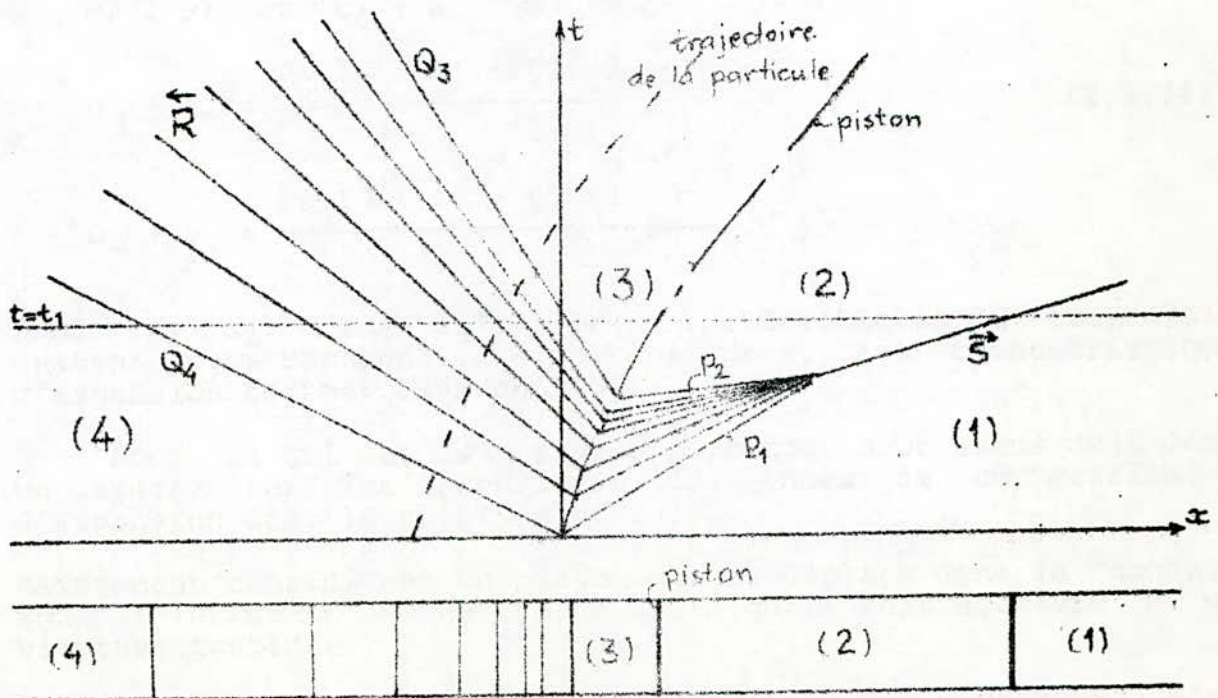


fig. 2.5 - Système d'ondes produites par un piston accéléré à partir du repos jusqu'à une vitesse uniforme.

## 2.5 Détermination des variables indépendantes u et a .

Puisque les gaz dans les états (1) et (4) sont initialement au repos , nous pouvons écrire pour l'onde de compression P :

$$\text{pente caractéristique} \quad \frac{dx}{dt} = u + a \quad (2.3.35)$$

$$\text{le long de chaque caractéristique P} \quad P = \frac{2 a}{\gamma_1 - 1} + u \quad (2.3.36)$$

à travers une onde de compression P entière ;

$$Q = \frac{2 a}{\gamma_1 - 1} - u = \frac{2 a_1}{\gamma_1 - 1} \quad (2.3.37)a$$

de laquelle nous tirons :

$$\frac{a}{a_1} = 1 + \frac{\gamma_1 - 1}{2} \frac{u}{a_1} \quad (2.3.37)b$$

En combinant (2.3.35) et (2.3.37)b ; il vient :

$$a = \frac{2}{\gamma_1 + 1} a_1 + \frac{\gamma_1 - 1}{\gamma_1 + 1} \frac{dx}{dt} \quad (2.3.38)$$

$$u = - \frac{2}{\gamma_1 + 1} a_1 + \frac{2}{\gamma_1 + 1} \frac{dx}{dt} \quad (2.3.39)$$

Similairement pour les ondes d'expansion Q :

$$\text{pente caractéristique} \quad \frac{dx}{dt} = u - a \quad (2.3.40)$$

$$\text{le long de chaque caractéristique Q} \quad Q = \frac{2 a}{\gamma_4 - 1} - u \quad (2.3.40)$$

à travers une onde entière :

$$P = \frac{2 a}{\gamma_4 - 1} + u = \frac{2 a_4}{\gamma_4 - 1} \quad (2.3.42)a$$

$$\text{ou} \quad \frac{a}{a_4} = 1 - \frac{\gamma_4 - 1}{2} \frac{u}{a_4} \quad (2.3.42)b$$

et donc :

$$a = \frac{2 a_4}{\gamma_4 + 1} - \frac{\gamma_4 - 1}{\gamma_4 + 1} \frac{dx}{dt} \quad (2.3.43)$$

$$u = \frac{2 a_4}{\gamma_4 + 1} + \frac{2}{\gamma_4 + 1} \frac{dx}{dt} \cdot \left(\frac{1}{\gamma_4 + 1}\right) \quad (2.3.44)$$

Les équations (2.3.35) à (2.3.44) sont d'une importance particulière puisqu'elles rendent possible la détermination de  $u$  et  $a$  à partir de la pente de la ligne caractéristique.

## 2.6 Ondes centrées dans les gaz parfaits .

L'onde de détente centrée à l'origine du diagramme ( $t-x$ ) est d'un intérêt particulier pour l'étude des écoulements dans le tube à choc (figure 2.6) . Pour un front d'expansion (détente) centré à l'origine, les ondes  $Q$  ou caractéristiques sont des lignes droites dont les équations peuvent être exprimées en termes de pentes  $x/t = u - a$  .

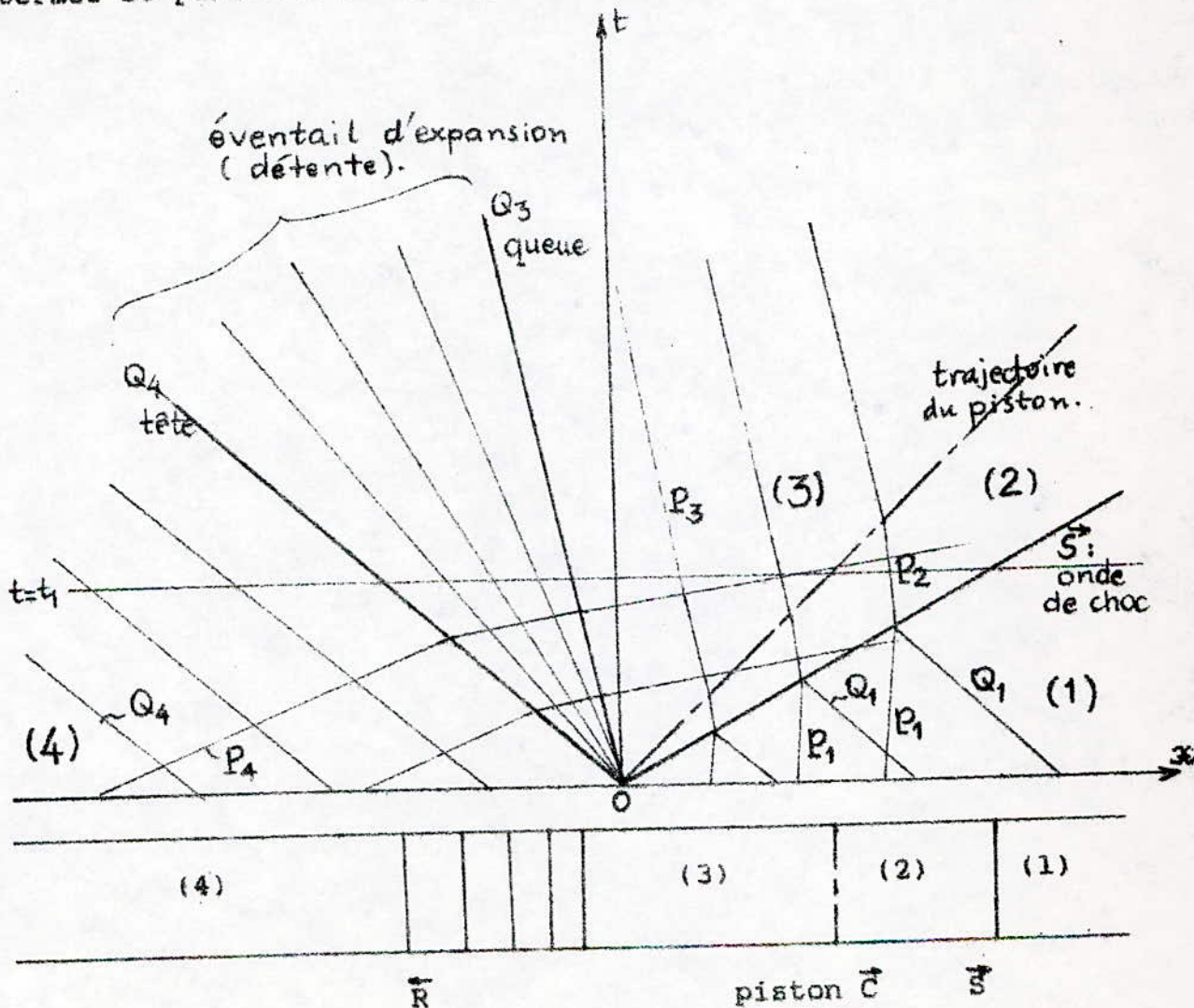


fig. 2.6 - Système d'ondes produit par un piston accéléré instantanément à partir du repos jusqu'à une vitesse uniforme  $u_2 = u_3$  .

Nous allons reprendre dans ce cas les relations qui permettent la détermination des deux variables  $u$  et  $a$ .  
 Pour une onde de détente  $Q$  centrée nous avons :

$$\text{pente caractéristique ; } x/t = (u - a) \quad (2.3.45)$$

$$\text{le long de chaque caractéristique } \cdot Q = \frac{2a}{\gamma_4 - 1} - u \quad (2.3.46)$$

à travers l'onde entière ;

$$P = \frac{2a}{\gamma_4 - 1} + u = \frac{2a}{\gamma_4 - 1} \quad (2.3.47)a$$

$$\text{d'où : } \frac{a}{a_4} = 1 - \frac{\gamma_4 - 1}{2} \frac{u}{a_4} \quad (2.3.47)b$$

Des équations (2.3.45) et (2.3.47)b nous pouvons écrire :

$$a = \frac{2}{\gamma_4 + 1} \cdot a_4 - \frac{\gamma_4 - 1}{\gamma_4 + 1} \cdot \left( \frac{x}{t} \right) \quad (2.3.48)$$

$$u = \frac{2}{\gamma_4 + 1} \cdot a_4 + \frac{2}{\gamma_4 + 1} \cdot \left( \frac{x}{t} \right) \quad (2.3.49)$$

Nous noterons cependant que la première onde de compression et celle d'expansion ont pour équations respectives ;  $x = a_1 \cdot t$  et  $x = a_4 \cdot t$ .

En plus nous pouvons obtenir les propriétés thermodynamiques pour l'écoulement isentropique à partir des relations :

$$p = \rho \cdot r \cdot T \quad , \quad p = \text{Cte} \cdot \rho^\gamma \quad \text{et} \quad a^2 = \frac{\gamma p}{\rho}$$

Donc pour les ondes de compression et d'expansion nous avons :

$$\frac{a}{a_n} = \left( \frac{T}{T_n} \right)^{1/2} = \left( \frac{\rho}{\rho_n} \right)^{(\gamma_4 - 1)/2} = \left( \frac{p}{p_n} \right)^{(\gamma_4 - 1)/2 \gamma_4}$$

où  $n = 1$  ou  $4$ .

## Chapitre 3

### Théorie du tube à choc

#### 3.1 Introduction

Dans ce qui suit et en vue d'établir des programmes informatiques qui prévoient tous les paramètres dynamiques et thermodynamiques d'un fluide quelconque à l'intérieur du tube à choc derrière les ondes de choc incidente et réfléchie, nous sommes amenés à considérer les éléments de la théorie du tube à choc qui servent de base à l'établissement des formules donnant ces paramètres.

#### 3.2 Equations de base

Considérons la figure (3.1),  $u_s$  est la vitesse de l'onde de choc incidente relative au tube,  $v_1$  est la vitesse relative des molécules du gaz,  $u_i$  est la vitesse du fluide induit derrière l'onde de choc, ( $u_1 = u_2$ ).

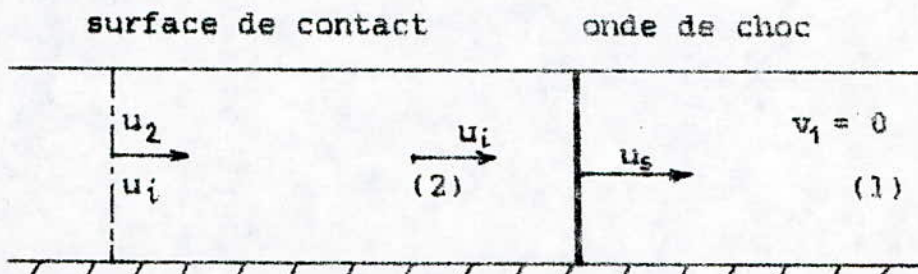


fig. 3.1 - Coordonnées fixées sur le tube.

Pour déterminer les différentes vitesses, il convient plus simplement de considérer le mouvement du gaz par rapport à l'onde de choc, c'est à dire supposer celle-ci stationnaire (figure 3.2) et le gaz mobile. Ce dernier traverse en sens inverse, i.e de droite à gauche, l'onde de choc à une vitesse relative  $u_1$  et la quitte à la vitesse relative  $u_2'$ .

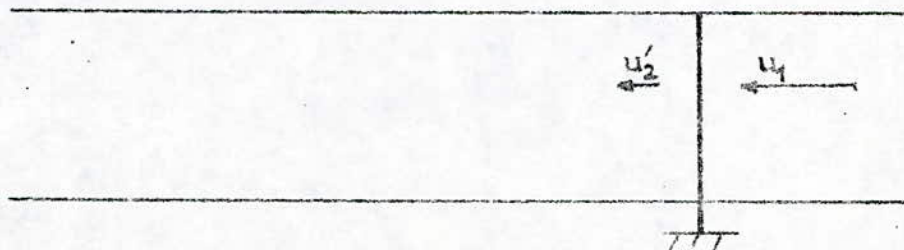


fig. 3.2 - Coordonnées fixées sur l'onde de choc

Nous avons alors :

$$u_1 = u_s - v_1 \quad (v_1 = 0) \quad (3.1)$$

$$u'_2 = u_s - u_2 \quad (3.2)$$

En considérant le passage du gaz à travers l'onde de choc, qui est considérée au repos, nous pouvons écrire les équations de continuité, de quantité de mouvement et d'énergie comme suit :

$$\rho_1 \cdot u_1 = \rho_2 \cdot u'_2 \quad (3.3)$$

$$p_1 + \rho_1 \cdot u_1^2 = p_2 + \rho_2 \cdot u'^2_2 \quad (3.4)$$

$$h_1 + u^2_1/2 = h_2 + u'^2_2/2 \quad (3.5)$$

Le système d'équations se résout analytiquement à l'aide des équations d'état du gaz vérifiées en amont (1) et en aval (2) de l'onde de choc.

$$p = \rho \cdot r \cdot T \quad (3.6)$$

$$p = \text{Cte} \cdot \rho^\gamma \quad (3.7)$$

$$h = \frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{p}{\rho} = \frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot r \cdot T \quad (3.8)$$

A partir de ces équations nous pouvons tirer des relations adimensionnelles du changement des paramètres d'état à travers l'onde de choc comme suit :

Les équations (3.5) et (3.8) permettent d'écrire :

$$\frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{p_1}{\rho_1} + \frac{1}{2} u^2_1 = \frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{p_2}{\rho_2} + \frac{1}{2} u^2_2 \quad (3.9)$$

par élimination de  $u_1$  et  $u'_2$  des équations (3.3), (3.4) et (3.9) il vient :

$$\frac{\rho_1 \cdot p_2 - \rho_2 \cdot p_1}{\rho_2 \cdot p_2 - \rho_1 \cdot p_1} = \frac{\gamma-1}{\gamma+1} = \alpha \quad (3.10)$$

l'arrangement de cette équation donne :

$$p_{21} = \frac{1 - \alpha \cdot \rho_{12}}{\rho_{12} - \alpha} \quad (3.11)$$

$$\rho_{21} = \frac{u_1}{u'_2} = \frac{\alpha + p_{21}}{\alpha \cdot p_{21} + 1} \quad (3.12)$$

la combinaison des équations (3.3) et (3.4) entraîne :

$$P_{21} = 1 + \frac{\rho_1}{\rho_2} (1 - \rho_{12}) \cdot u_1 \quad (3.13)$$

En utilisant le nombre de Mach introduit à partir de :

$$M = V / \sqrt{\gamma \cdot r \cdot T}$$

il vient :

$$M_1 = u_1 / a_1 = u_2 / a_2 = M_2 \quad (3.14)$$

l'équation (3.13) donne alors :

$$P_{21} = 1 + \gamma \cdot M_1^2 \cdot (1 - \rho_{12}) \quad (3.15)$$

en combinant (3.15) et (3.12) nous obtenons :

$$P_{21} = \frac{2\gamma \cdot M_1^2 - (\gamma - 1)}{\gamma + 1} \quad (3.16)$$

les équations (3.15) et (3.16) donnent :

$$\rho_{21} = \frac{(\gamma + 1) M_1^2}{(\gamma - 1) M_1^2 + 2} \quad (3.17)$$

nous avons aussi :

$$h_{21} = T_{21} = P_{21} \cdot \rho_{12} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} (1 - \rho_{12}^2) \quad (3.18)$$

cette dernière équation prend une autre forme :

$$T_{21} = \frac{(\gamma \cdot M_1^2 - \frac{\gamma - 1}{2}) (\frac{\gamma - 1}{2} M_1^2 + 1)}{(\frac{\gamma + 1}{2}) \cdot M_1^2} \quad (3.19)$$

Nous pouvons aussi déterminer les paramètres dynamiques en fonction des paramètres thermodynamiques comme suit :  
Les équations (3.3) et (3.4) donnent respectivement ;

$$\rho_1 \cdot u_1 = \rho_2 \cdot (u_1 - u_2) \quad (3.20)$$

$$P_1 + \rho_1 \cdot u_1^2 = P_2 + \rho_2 \cdot (u_1 - u_2)^2 \quad (3.21)$$

Ces deux dernières permettent d'écrire :



$$u_5 = \sqrt{\frac{\rho_{21} \cdot (p_2 - p_1)}{(\rho_2 - \rho_1)}} \quad (3.22)$$

$$u_2 = \sqrt{\frac{(\rho_2 - \rho_1)(p_2 - p_1)}{(\rho_1 \cdot \rho_2)}} \quad (3.23)$$

$$\frac{u_5}{u_2} = \frac{u_5/a_1}{u_2/a_1} = \frac{M_5}{U_{21}} = \frac{\rho_{21}}{\rho_{21}-1} \quad ; (U_{21} = u_2/a_1) \quad (3.24)$$

ou autrement ;

$$\rho_{21} = \frac{u_5}{u_5 - u_2} = \frac{M_5}{M_5 - U_{21}} \quad (3.25)$$

et de même pour  $p_2/p_1$  ;

$$p_2/p_1 = p_{21} = 1 + \frac{u_5 \cdot u_2}{r \cdot T_1} = 1 + \gamma \cdot M_5 \cdot U_{21} \quad (3.26)$$

en utilisant  $u_5, a_2, a_1$  et après arrangement nous trouvons :

$$U_{21} = \frac{2}{\gamma+1} \cdot \left( \frac{M_5^2 + 1}{M_5} \right) \quad (3.27)$$

et le nombre de Mach en zone 2 sera égal à :

$$M_2 = u_2/a_2 = (u_2/a_1) \cdot (a_1/a_2) \quad (3.28)$$

avec

$$a_1/a_2 = \sqrt{T_1/T_2} \quad (3.29)$$

$M_2$  prendra la forme suivante ;

$$M_2 = \frac{M_5 - 1}{\left( (\gamma \cdot M_5 - \frac{\gamma-1}{2}) \left( \frac{\gamma-1}{2} \cdot M_5 + 1 \right) \right)^{1/2}} \quad (3.30)$$

A partir des équations précédentes, la pression, la température, la vitesse du son, la vitesse d'écoulement et le nombre de Mach d'écoulement derrière l'onde de choc peuvent être déterminés si les conditions initiales et la vitesse du choc  $u_5$  (ou le nombre de Mach du choc  $M_5$ ) sont connus.

Nous noterons que ces relations sont vraies seulement pour les gaz parfaits ( $\gamma = \text{Cte}$ ). Cependant, elles prédisent exactement le comportement d'un gaz inerte tel que l'argon jusqu'à de très hautes températures (6000 K), mais au-dessus de ces valeurs l'excitation électronique et l'ionization commencent à modifier

les valeurs idéales . Pour l'air (ou oxygène et hydrogène), ces relations peuvent être utilisées jusqu'à 1000 K /8/ . Au-delà de ces températures nous devons considérer les gaz comme réels et résoudre numériquement le nouveau système d'équations .

Néanmoins il importe d'examiner les limites des relations citées plus haut pour les chocs intenses ( $M_s \gg 1$ ) . Les équations se réduisent à :

$$\begin{aligned}
 p_{21} &\longrightarrow \frac{2 \gamma}{\gamma + 1} M_s^2 \\
 \rho_{21} &\longrightarrow (\gamma + 1) / (\gamma - 1) \\
 T_{21} &\longrightarrow 2 \gamma \cdot (\gamma - 1) \cdot M_s^2 / (\gamma + 1)^2 \\
 A_{21} = a_2 / a_1 &\longrightarrow \sqrt{2 \gamma (\gamma - 1) / (\gamma + 1)} \cdot M_s \\
 U_{21} &\longrightarrow 2 M_s / (\gamma + 1) \\
 M_2 &\longrightarrow \sqrt{2 / \gamma (\gamma - 1)}
 \end{aligned}$$

$\rho_{21}$  et  $M_2$  s'approchent de valeurs limites, pour l'air ( $\gamma = 1.4$ ) ;

$$\rho_{21} \longrightarrow 6 \quad \text{et} \quad M_2 = 1.89 .$$

Les figures 3.3 à 3.8 illustrent les variations de ces paramètres en fonction du nombre de Mach de choc .

Nous noterons par ailleurs que les rapports  $p_{21}$ ,  $\rho_{21}$ ,  $T_{21}$ ,  $A_{21}$ ,  $U_{21}$  et  $M_2$  sont d'une grande utilité car ils donnent les paramètres dans la zone d'expérimentation . Aussi, le rapport  $p_{21}$  est utilisé pour la calibration des instruments ,/22/ .

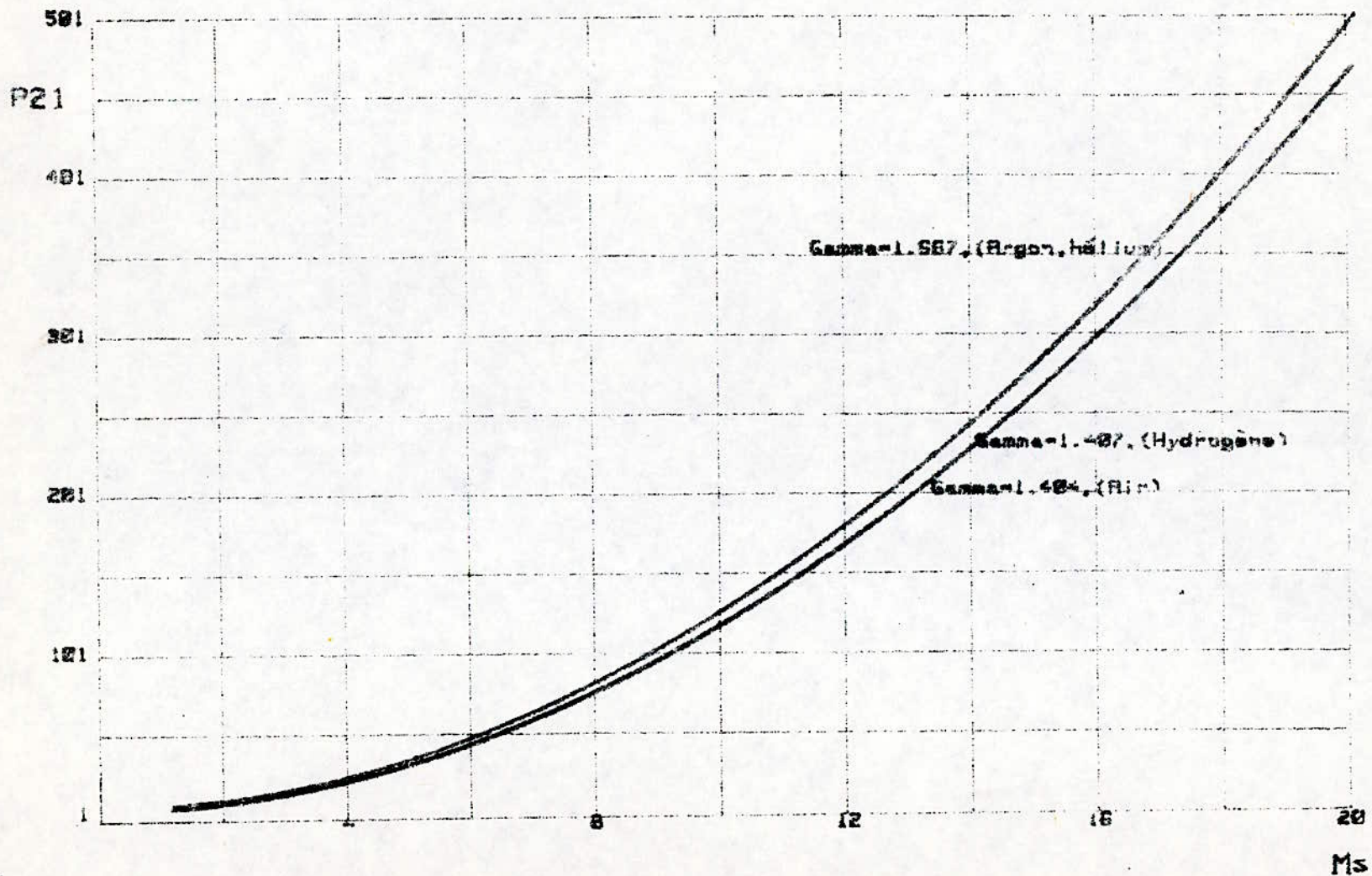


Fig.3.3- P21 en fonction de Ms pour différentes valeurs de Gamma

30

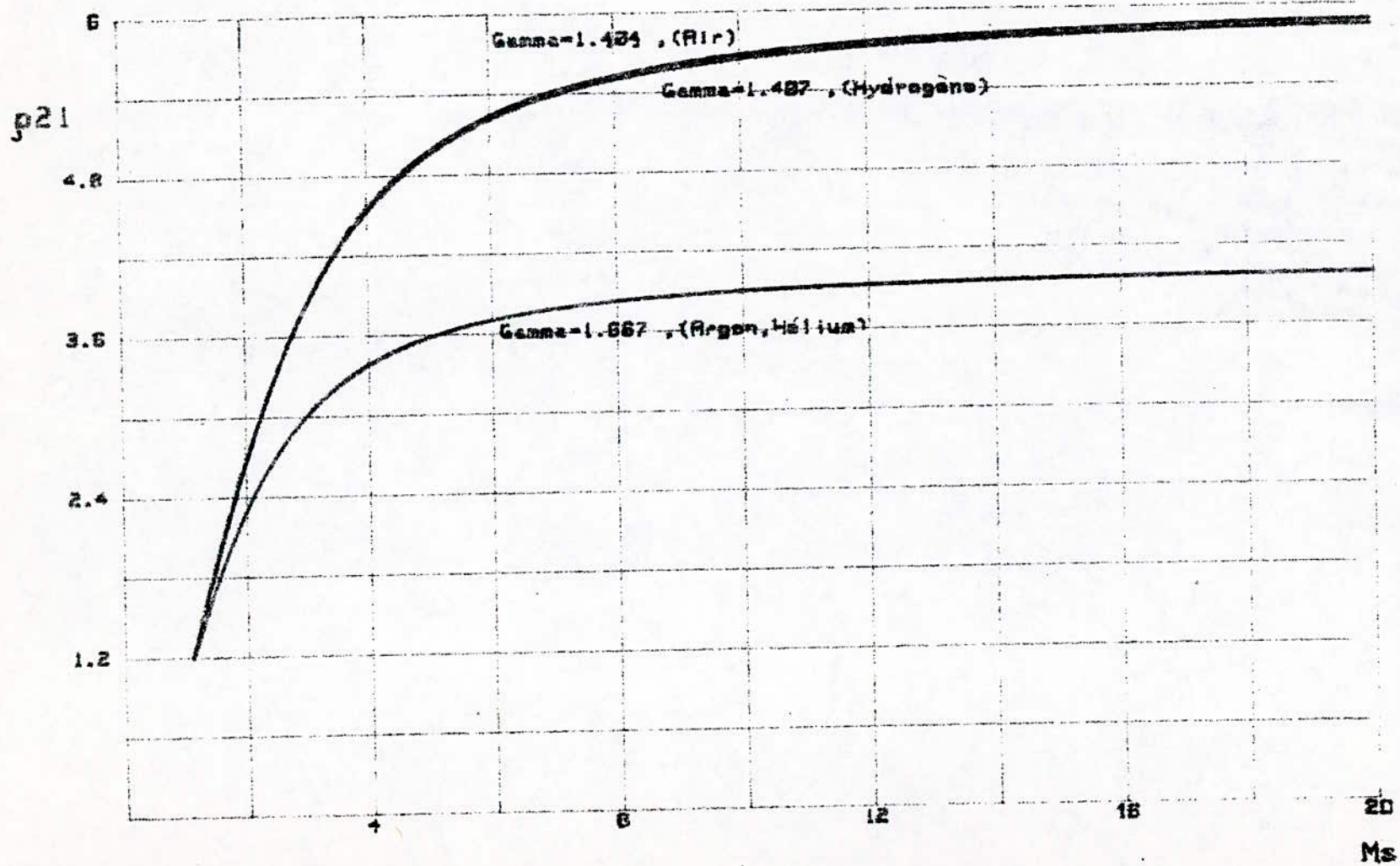


fig.3.4-  $p_{21}$  en fonction de  $M_s$  pour différentes valeurs de  $\gamma$

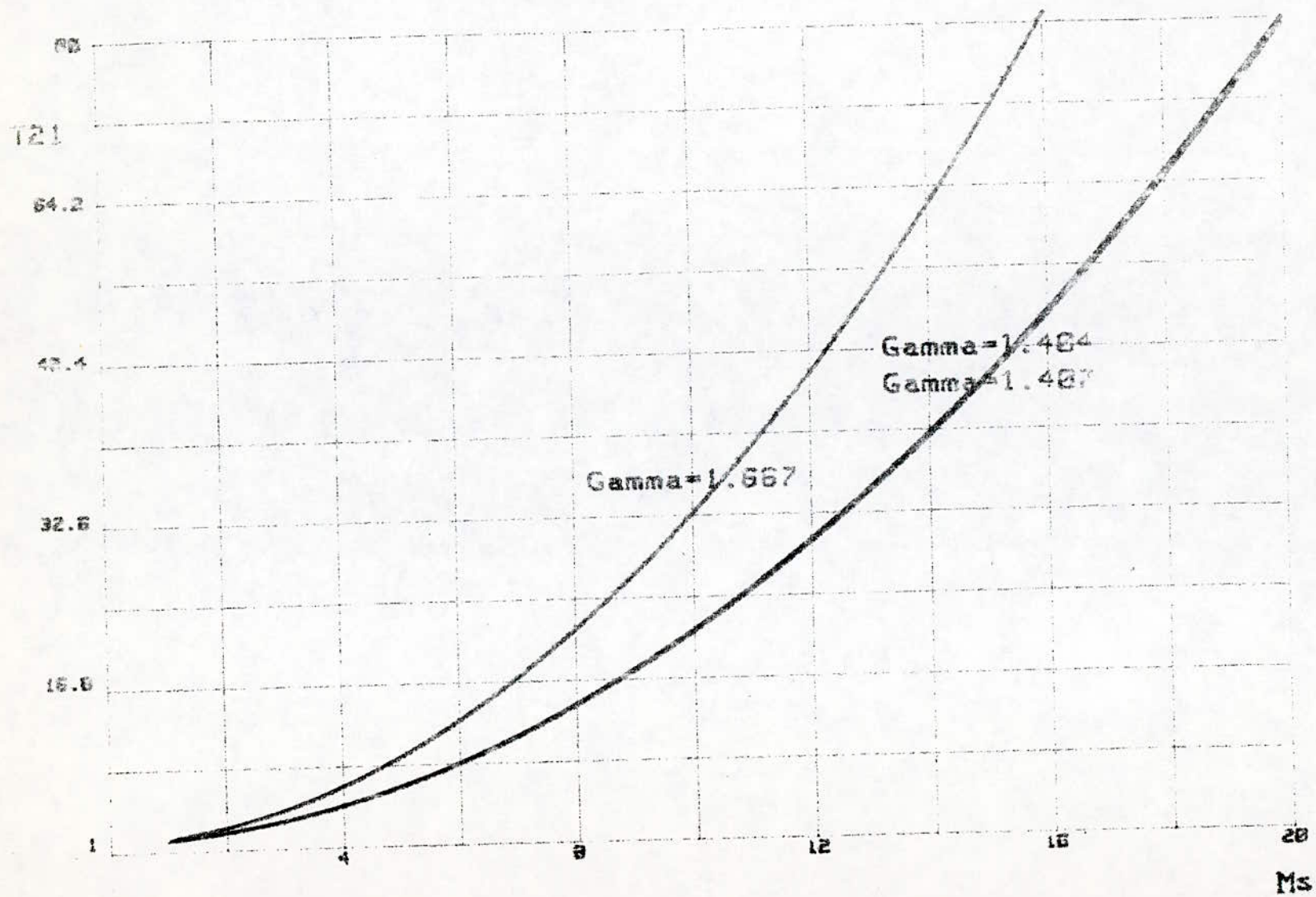


fig.3.5- T21 en fonction de Ms pour différentes valeurs de Gamma

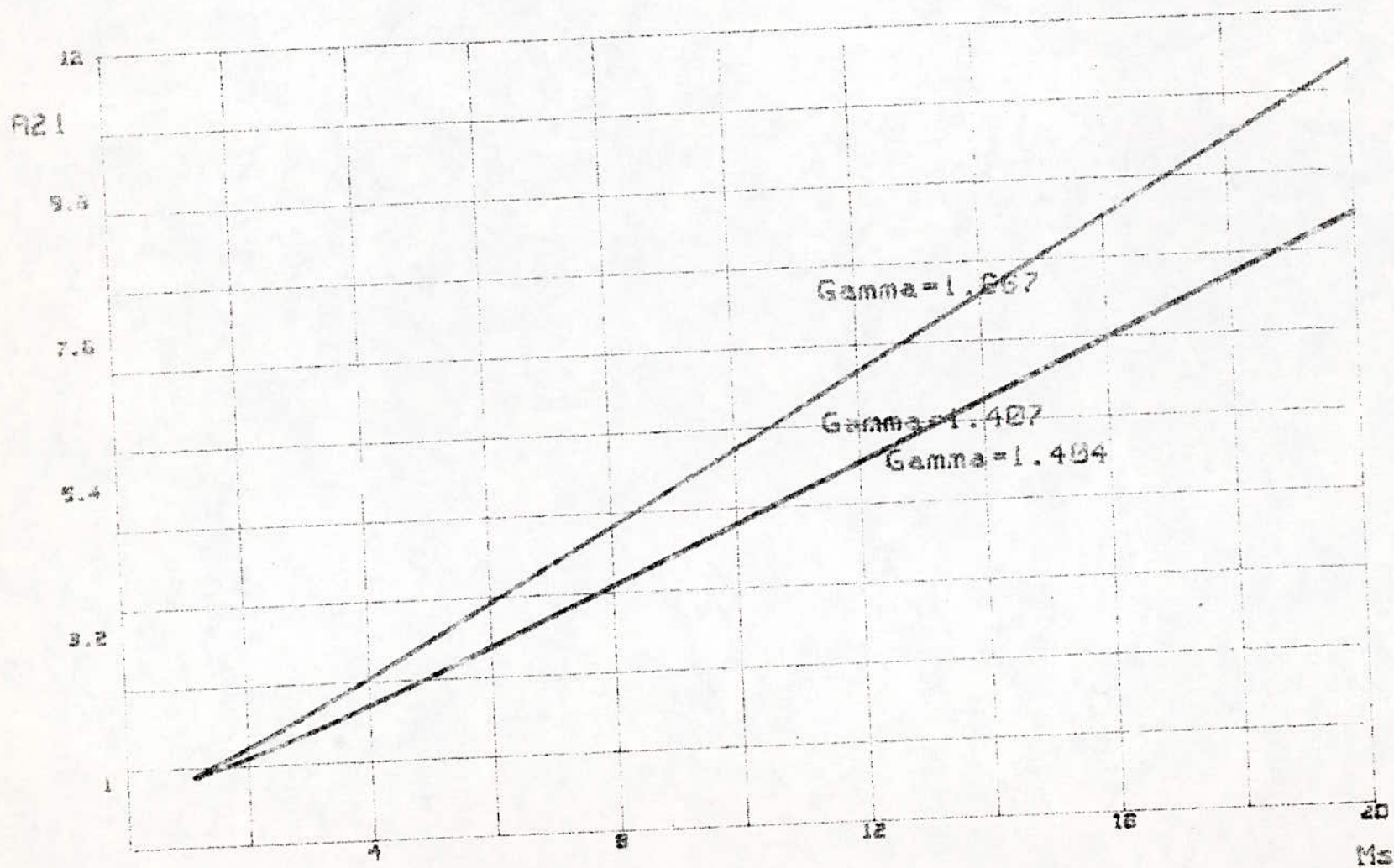


Fig.3.6- R21 en fonction de Ms pour différentes valeurs de Gamma.

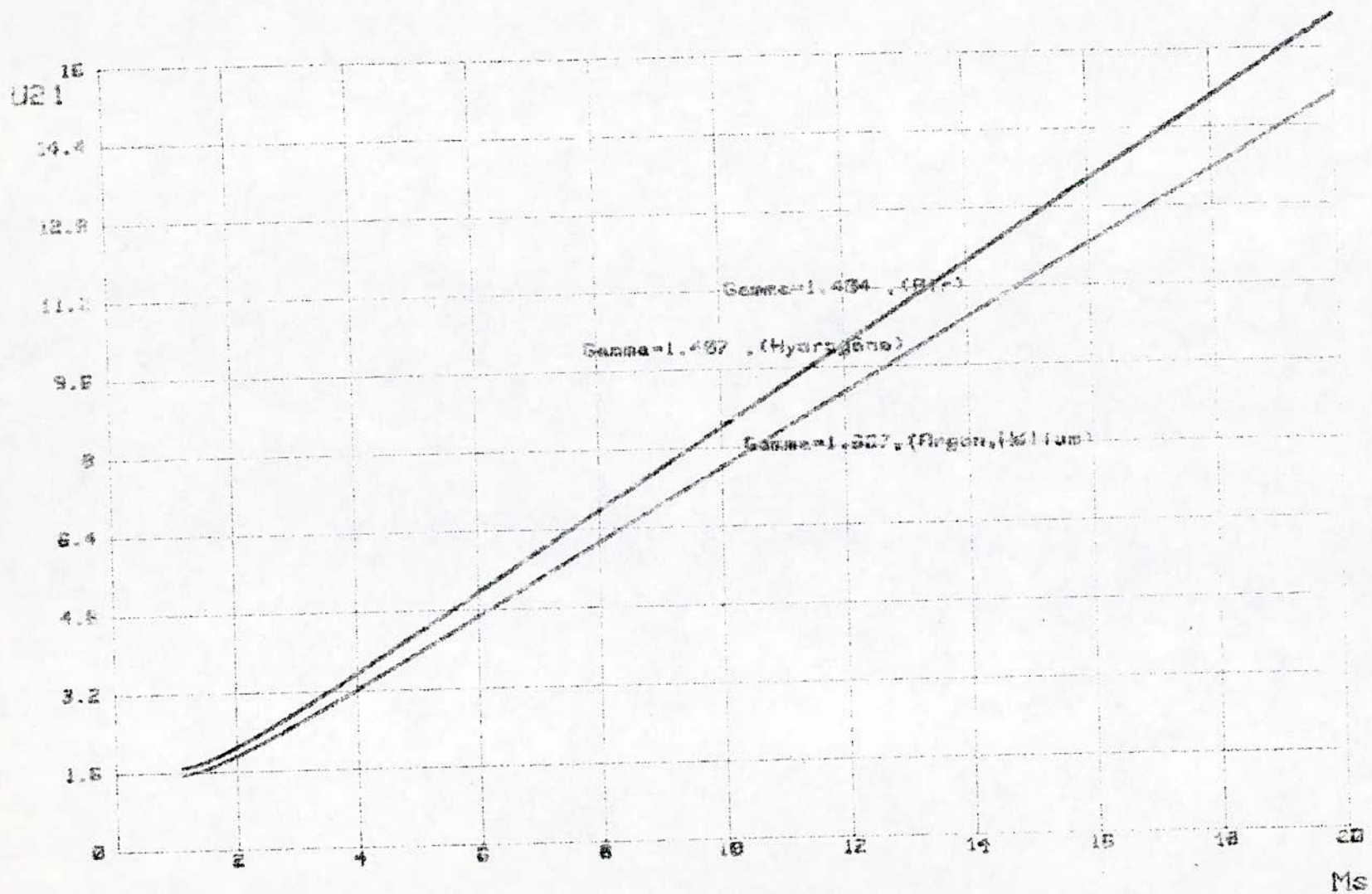


Fig. 3.7- U21 en fonction de Ms pour différentes valeurs de Gamma.

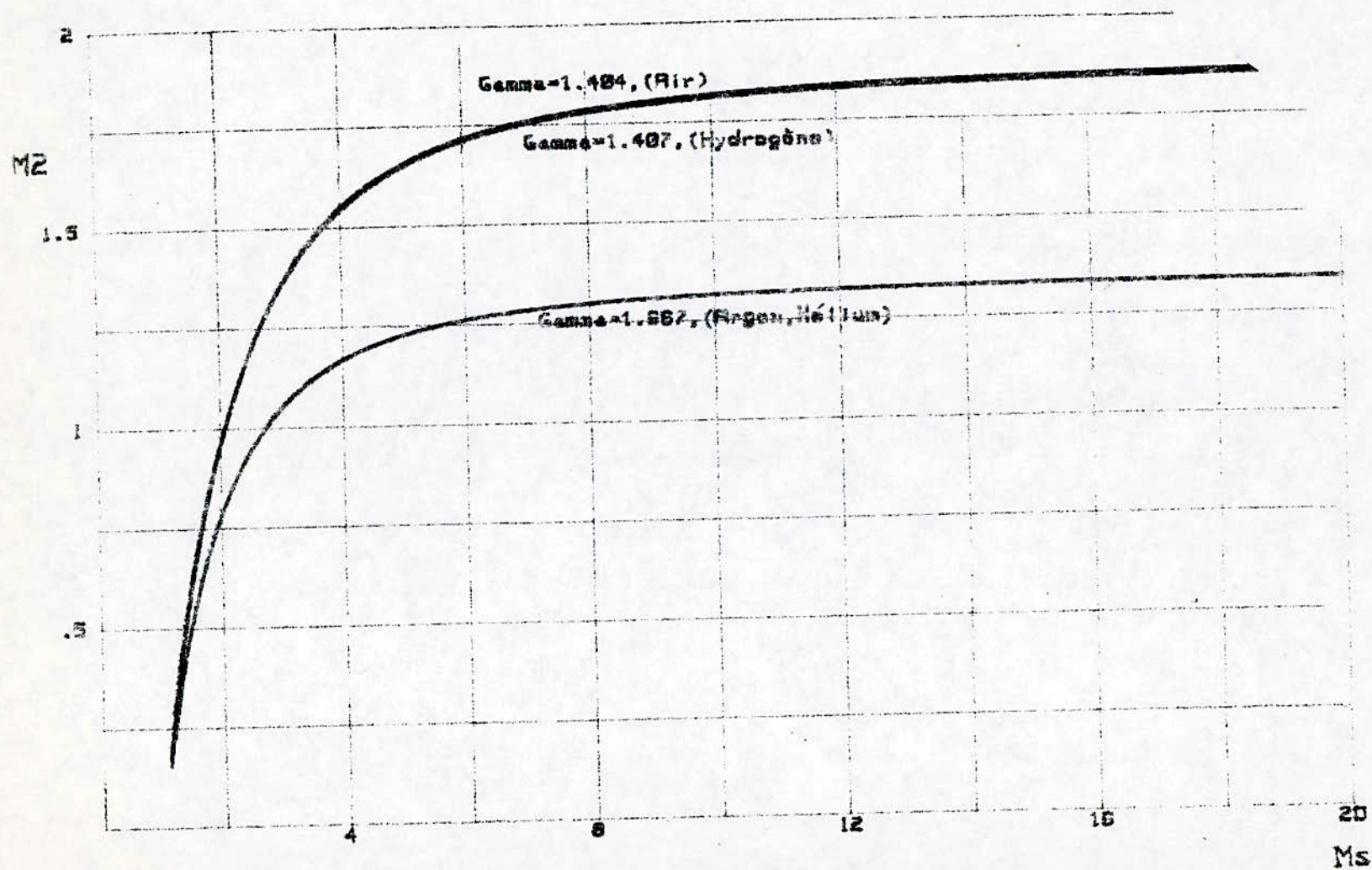


fig.3.8 -  $M_2$  en fonction de  $M_s$  pour différentes valeurs de  $\Gamma$



### 3.3 Relation entre l'onde de choc incidente et le rapport de pression de part et d'autre du diaphragme .

Les paramètres importants qui régissent l'intensité de l'onde de choc née de l'éclatement du diaphragme sont les propriétés physiques des deux gaz ou le rapport des vitesses soniques et les pressions de part et d'autre du diaphragme . Nous allons essayer de mettre en évidence cette relation et montrer par la suite son intérêt

Sur le diagramme (t-x) de la figure (3.9) , le gaz moteur à haute pression (région 4) commence à se détendre à travers l'éventail jusqu'à la basse pression  $p_1$  , derrière la surface de contact , dans la zone 3 .

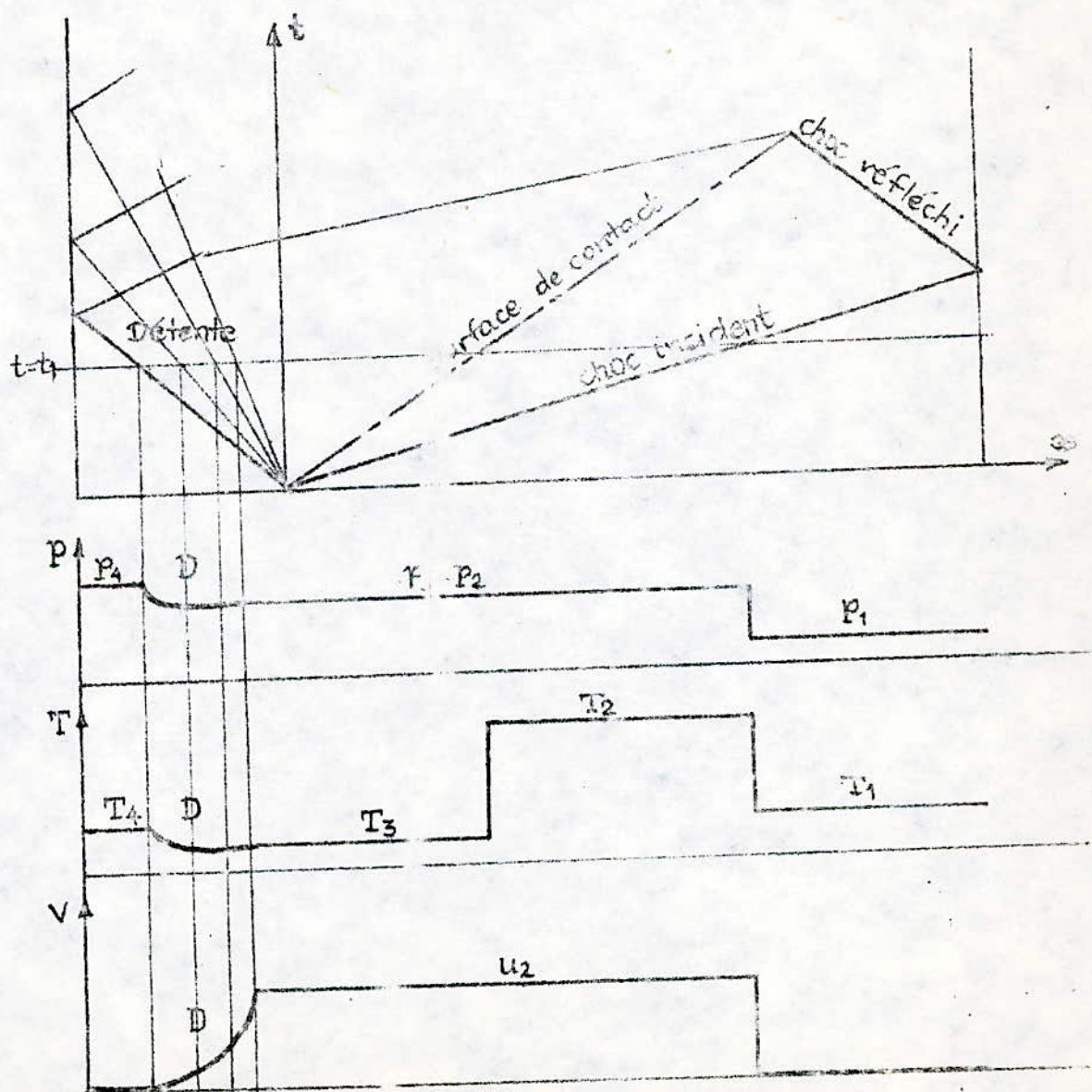


fig. 3.9 - Evolution des paramètres  $p$ ,  $T$  et  $V$  dans le tube à choc

Les limites de l'éventail d'expansion sont formées par la tête et la queue de l'onde d'expansion qui se déplace à gauche dans le gaz moteur à partir du diaphragme quand ce dernier éclate. Au temps  $t$  suivant l'éclatement, les différents paramètres évoluent comme indiqué sur la figure (3.9).

La détente à travers l'éventail d'expansion se fait isentropiquement. Dans ce cas la quantité  $\frac{2a}{\gamma-1} + u$  est conservée (cf. chapitre 2), Alors ;

$$\frac{2a_4}{\gamma_4-1} + u_4 = \frac{2a_3}{\gamma_3-1} + u_3 \quad (3.31)$$

Sur chaque face de la surface de contact, les vitesses et pressions des particules doivent être continues puisqu'aucun écoulement de gaz n'a pris place à travers cette interface ; alors  $u_3 = u_2$  et  $p_3 = p_2$ . Comme le gaz moteur dans la région 4 est au repos ; donc  $u_4 = 0$ . Aussi, du fait de la présence du même gaz dans les régions 3 et 4 les rapports des chaleurs spécifiques  $\gamma_3$  et  $\gamma_4$  sont égales. L'équation (3.31) devient :

$$\frac{2a_4}{\gamma_4-1} = \frac{2a_3}{\gamma_3-1} + u_2 \quad (3.32)$$

par la même hypothèse ( expansion isentropique ), nous avons :

$$p_{43} = p_4/p_3 = (\rho_4/\rho_3)^{\gamma_4} \quad (3.33)$$

$$\frac{(p_3/\rho_3)}{(p_4/\rho_4)} = \left( \frac{a_3}{a_4} \right)^2 \quad (3.34)$$

$$\text{comme } p_3 = p_2, \text{ donc } p_{43} = (a_{43})^{(2\gamma_4/\gamma_4-1)} = p_{42} \quad (3.35)$$

des équations (3.32) et (3.35) il vient :

$$p_{42} = \left( \frac{a_4}{a_4 - (\gamma_4 - 1) \cdot u_2/2} \right)^{(2\gamma_4/\gamma_4-1)} \quad (3.36)$$

$$\text{avec } u_3 = u_2 \quad (3.37)$$

Nous tirons, des équations (3.2), (3.12) et (3.17), l'expression :

$$u_2 = \frac{2}{\gamma+1} \cdot u_3 \left( 1 - \frac{1}{M_3^2} \right) = \frac{2}{\gamma+1} \cdot a_1 \left( M_3 - \frac{1}{M_3} \right) \quad (3.38)$$

En combinant les équations (3.16) et (3.36) , nous obtenons :

$$\frac{P_4}{P_1} = \frac{P_2}{P_2} \cdot \frac{P_2}{P_1} = P_{41} \quad , \text{ donc :}$$

$$P_{41} = \left( \frac{2 \gamma_1 Ms^2 - (\gamma_1 - 1)}{\gamma_1 + 1} \right) \cdot \left( \frac{2 a_4}{2 a_4 - (\gamma_4 - 1) \cdot u_2} \right)^{(2 \gamma_4 / \gamma_4 - 1)} \quad (3.39)$$

Les équations (3.38) et (3.39) donnent :

$$P_{41} = \left( \frac{2 \gamma_1 Ms^2 - (\gamma_1 - 1)}{\gamma_1 + 1} \right) \cdot \left( \frac{1}{1 - \frac{\gamma_4 - 1}{\gamma_4 + 1} \cdot \frac{a_1}{a_4} \left( Ms - \frac{1}{Ms} \right)} \right)^{\frac{2 \gamma_4}{\gamma_4 - 1}} \quad (3.40)$$

avec  $\frac{a_1}{a_4} = \sqrt{\frac{\gamma_1}{\gamma_4} \cdot \frac{r_1}{r_4} \cdot \frac{T_1}{T_4}} = \sqrt{\frac{\gamma_1}{\gamma_4} \cdot \frac{R/m_1}{R/m_4} \cdot \frac{T_1}{T_4}}$

en posant  $\beta = \left( \frac{m_4}{m_1} \cdot \frac{T_1}{T_4} \right)^{1/2}$  , l'équation (3.40) prend la forme suivante :

$$P_{41} = \left( \frac{2 \gamma_1 Ms^2 - (\gamma_1 - 1)}{\gamma_1 + 1} \right) \cdot \left( \frac{1}{1 - \frac{\gamma_4 - 1}{\gamma_4 + 1} \sqrt{\gamma_1 / \gamma_4} \cdot \beta \cdot \left( Ms - \frac{1}{Ms} \right)} \right)^{\frac{2 \gamma_4}{\gamma_4 - 1}} \quad (3.41)$$

Le nombre de Mach de choc  $Ms$  croit avec l'augmentation du rapport de pression de part et d'autre du diaphragme  $P_{41}$  jusqu'à une valeur limite atteinte lorsque  $P_{41}$  tend vers l'infini .

$$\lim_{P_{41} \rightarrow \infty} Ms = \frac{\gamma_1 + 1}{\gamma_4 - 1} \cdot \frac{A_{41}}{2} + \left( \left( \frac{\gamma_1 + 1}{\gamma_4 - 1} \right) \cdot \frac{A_{41}}{2} + 1 \right)^{1/2}$$

lorsque  $A_{41} > 1$  , celle-ci peut s'écrire approximativement :

$$\lim_{P_{41} \rightarrow \infty} Ms = \frac{\gamma_1 + 1}{\gamma_4 - 1} \cdot A_{41}$$

A partir de la relation (3.41) , nous remarquons que lorsque  $\beta$  diminue , pour un  $M_s$  donné , le rapport  $p_{41}$  augmente .  
Or  $\beta$  peut diminuer en augmentant  $T_4$  ou en diminuant  $m_4$  .

L'utilisation d'un gaz léger entraîne la diminution de  $m_4$  .  
L'augmentation de  $T_4$  est conséquente à un échauffement du gaz moteur .

Nous remarquons aussi que pour un  $p_{41}$  fixé , la valeur limite du nombre de Mach de choc  $M_s$  augmente avec l'augmentation du rapport  $T_4$  , c'est à dire avec l'augmentation du rapport des vitesses soniques  $a_{41}$  ( figures 3.10 à 3.16 ) .

Nous concluons que pour travailler à des nombres de Mach élevés tout en faisant des économies , il faudrait utiliser un gaz moteur léger ou à défaut le chauffer, et un gaz de travail lourd .

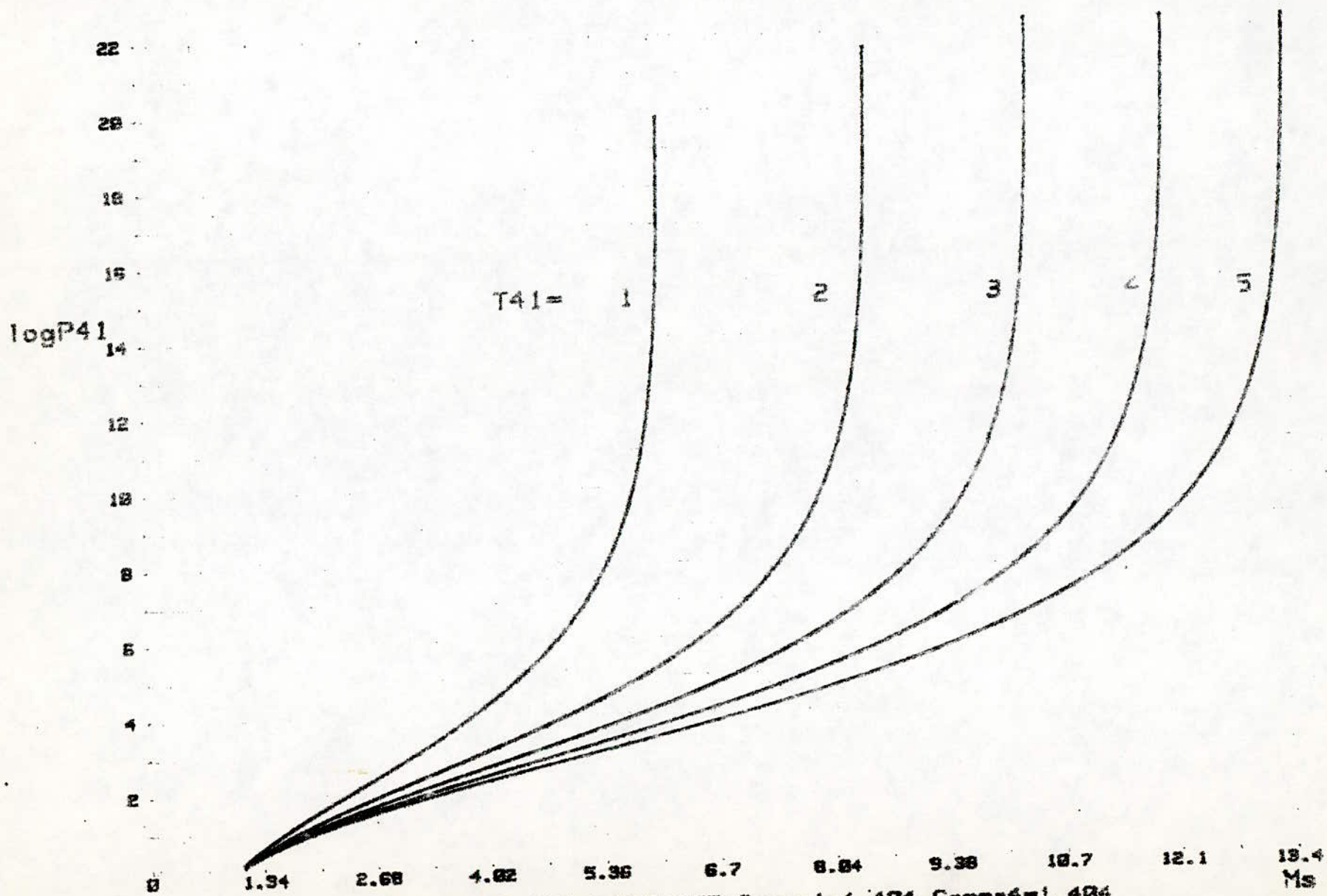


fig. 3.10  $-\log P_{41} = f(M_s)$ , AIR/AIR;  $\text{Gamma}_1 = 1.404$ ,  $\text{Gamma}_4 = 1.404$   
 pour les rapports de temperature  $T_4/T_1 = 1, 2, 3, 4, 5$

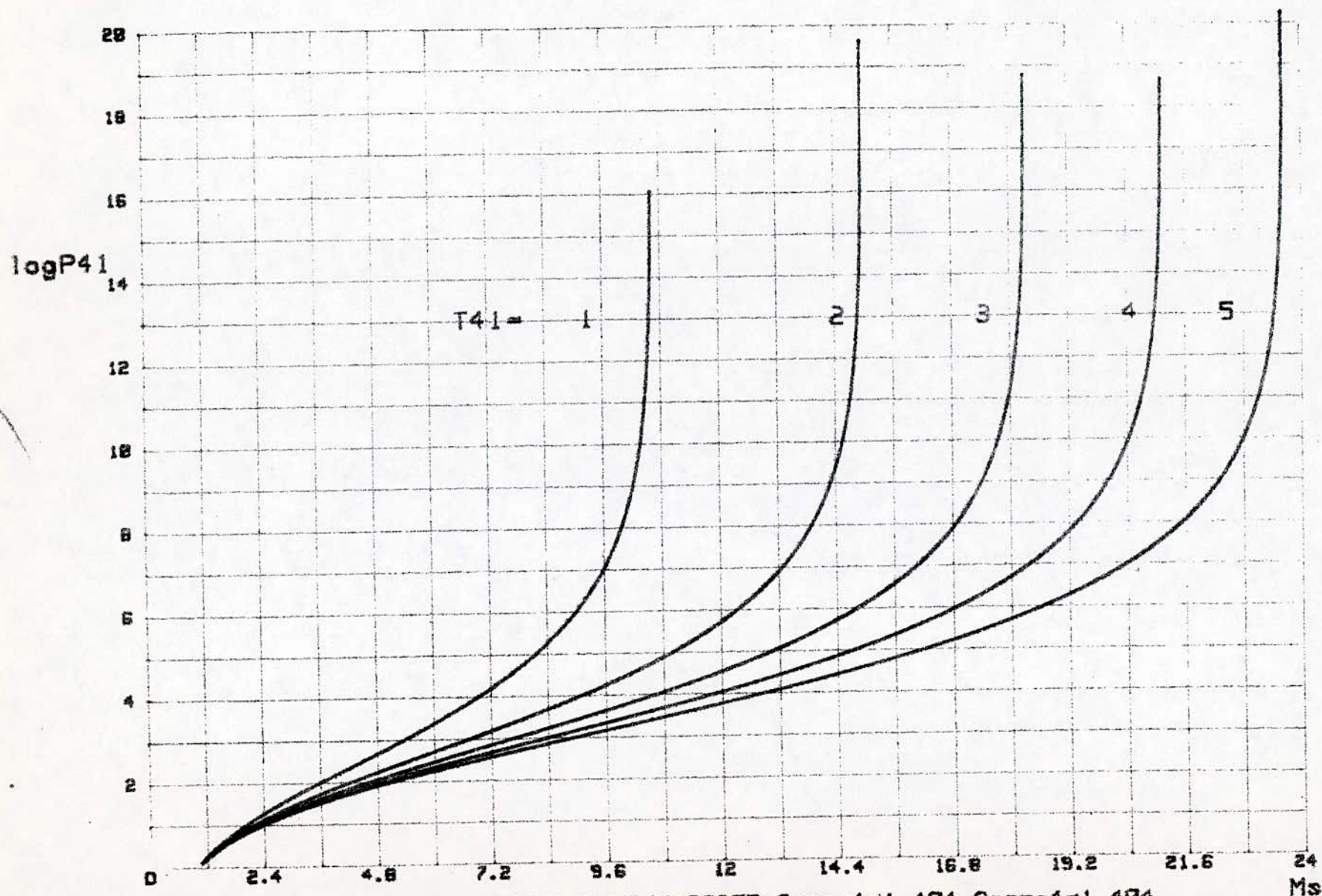
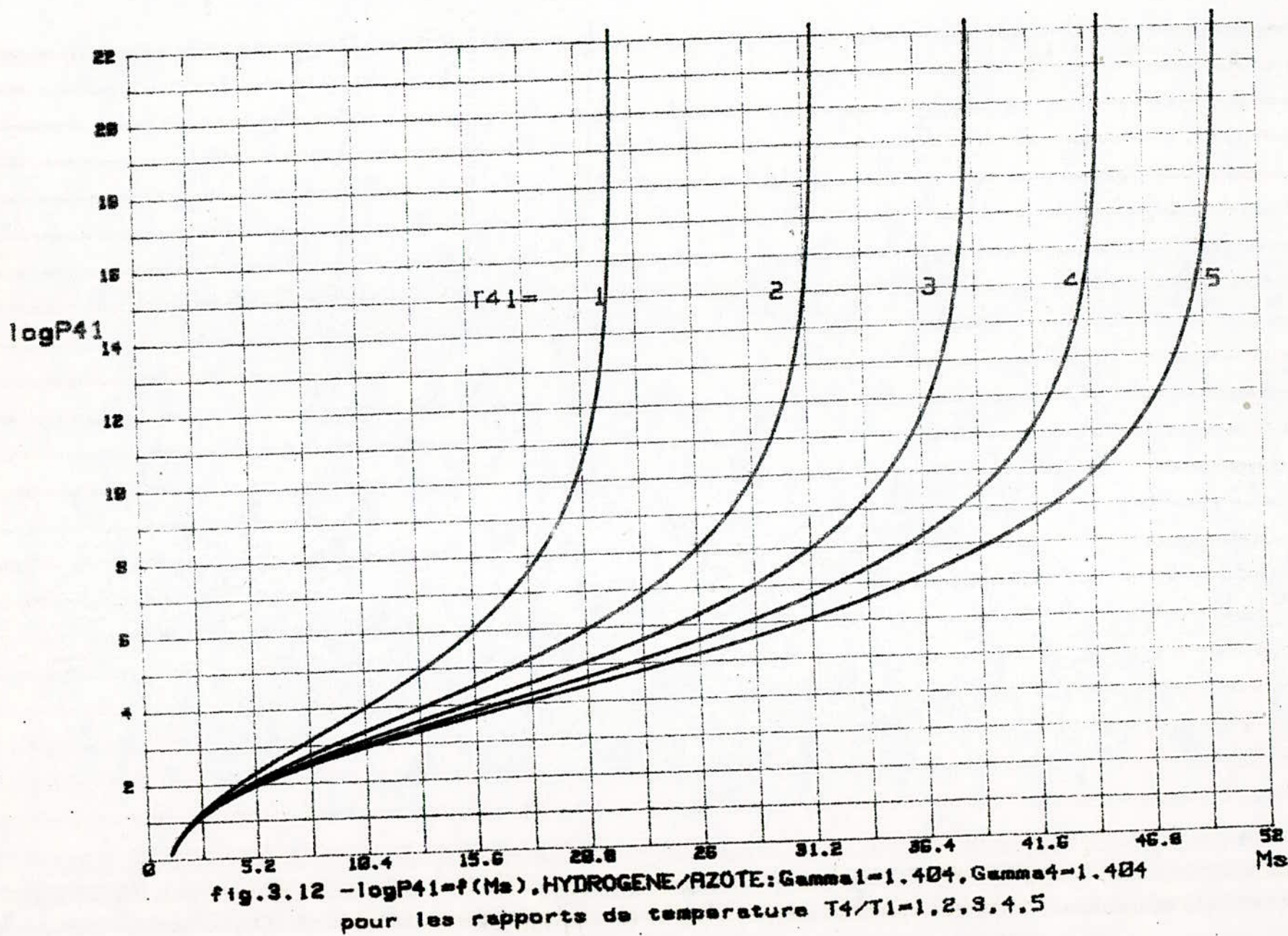


fig.3.11  $-\log P_{41}=f(M_s)$ , HELIUM/AZOTE:  $\Gamma_{11}=1.404$ ,  $\Gamma_{44}=1.404$   
 pour les rapports de temperature  $T_4/T_1=1,2,3,4,5$

41



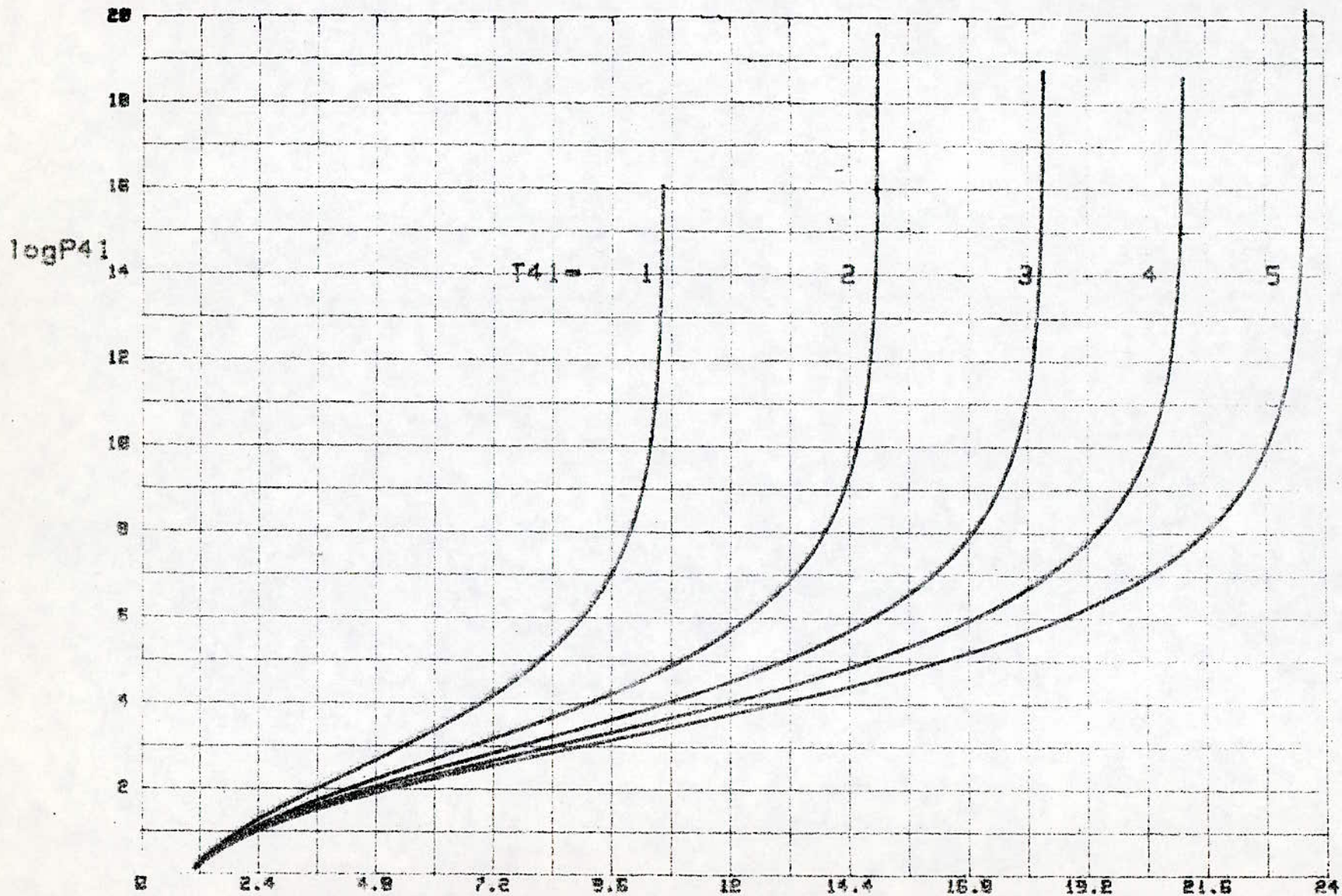


fig. 3.13  $-\log P_{41} = f(M_s)$ , HELIUM/AIR:  $\Gamma_{41} = 1.404$ ,  $\Gamma_4 = 1.404$   
 pour les rapports de température  $T_4/T_1 = 1, 2, 3, 4, 5$

Ms



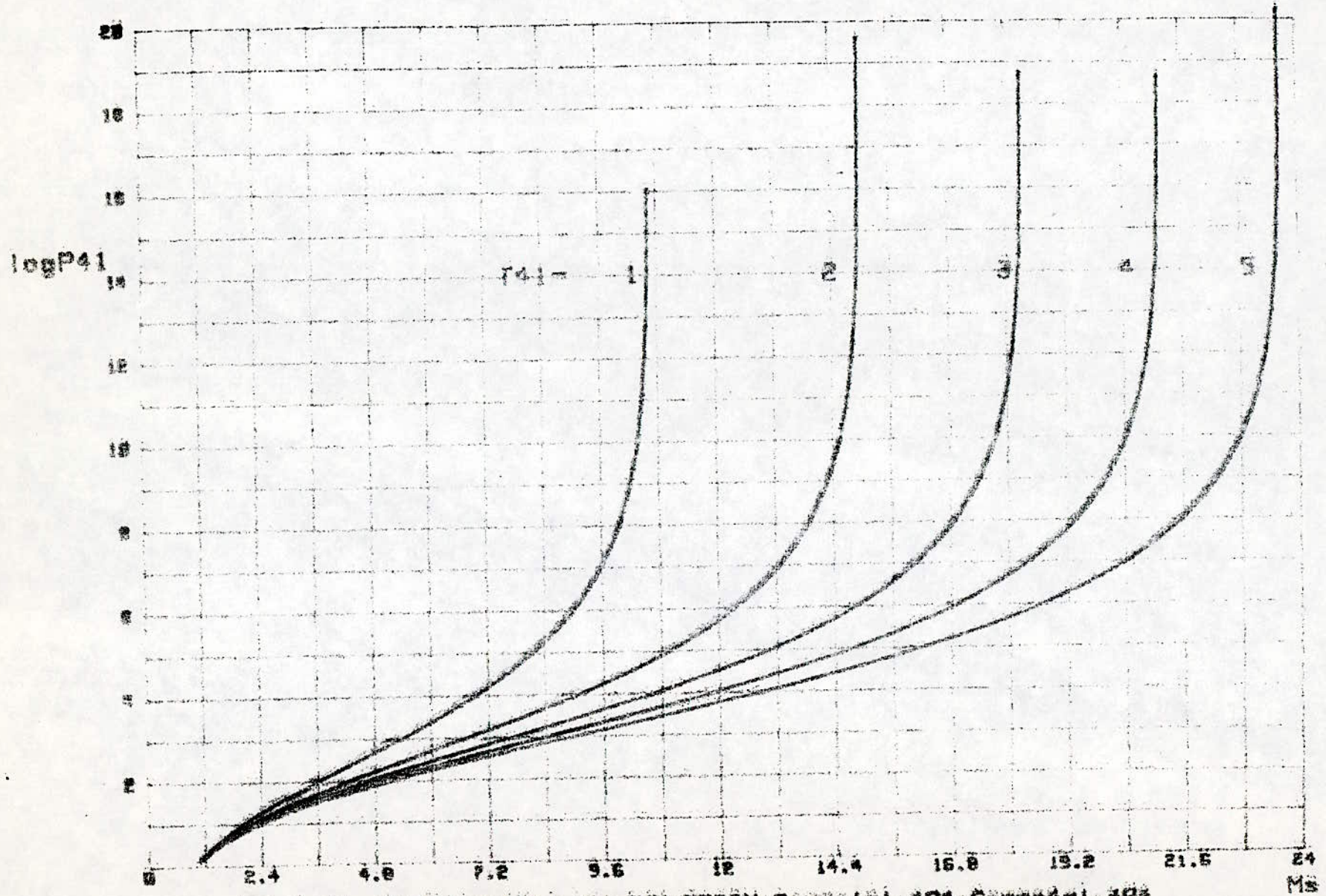


Fig. 9.14 -  $\log P_{41} = f(M_2)$ , HELIUM/ARGON:  $\gamma_{\text{Helium}} = 1.404$ ,  $\gamma_{\text{Argon}} = 1.304$   
 pour les rapports de température  $T_4/T_1 = 1, 2, 3, 4, 5$

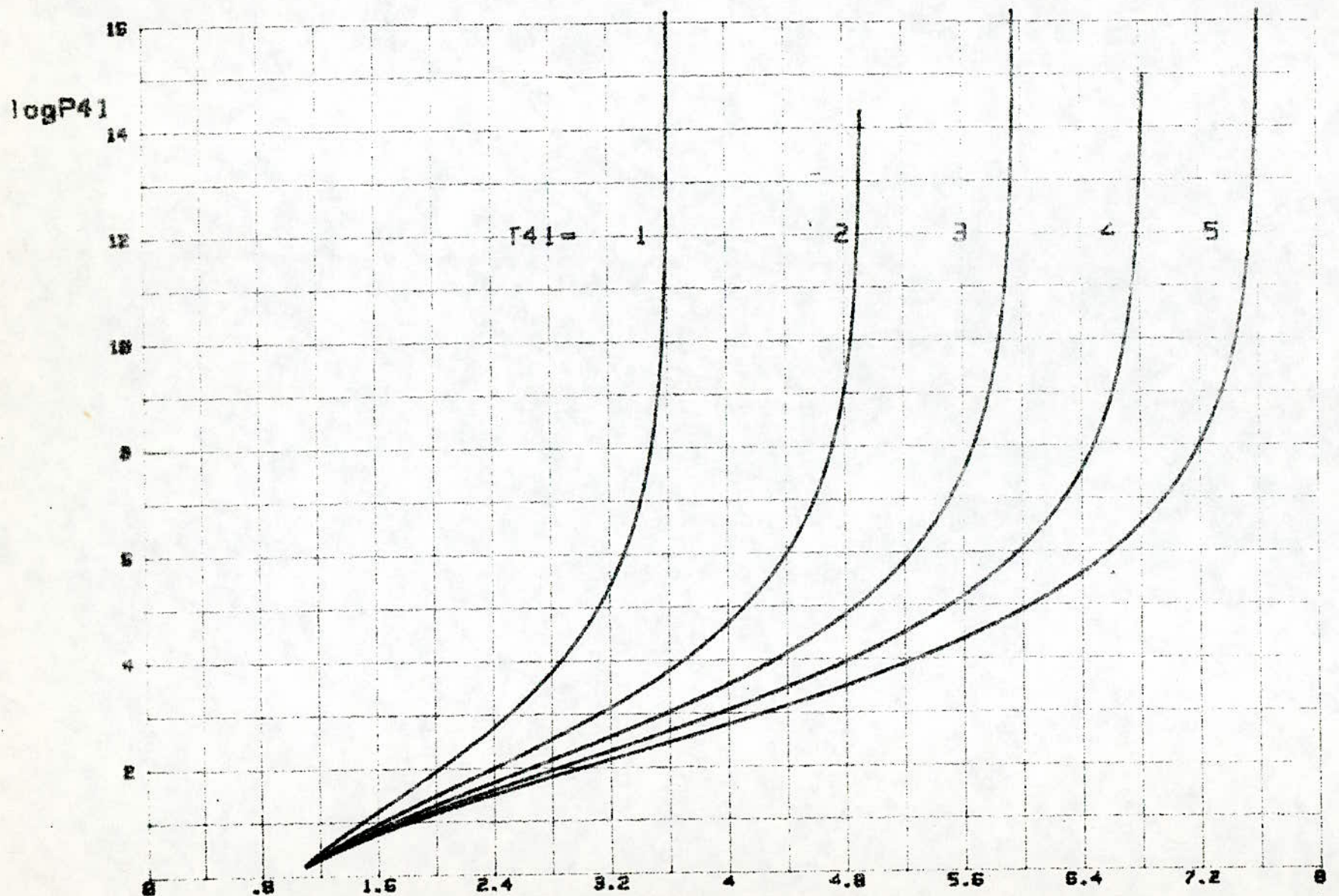


fig.3.15  $-\log P_{41} = f(M_s)$ , ARGON/ARGON:  $\Gamma_{41} = 1.404$ ,  $\Gamma_{44} = 1.404$   
 pour les rapports de temperature  $T_4/T_1 = 1, 2, 3, 4, 5$

$M_s$

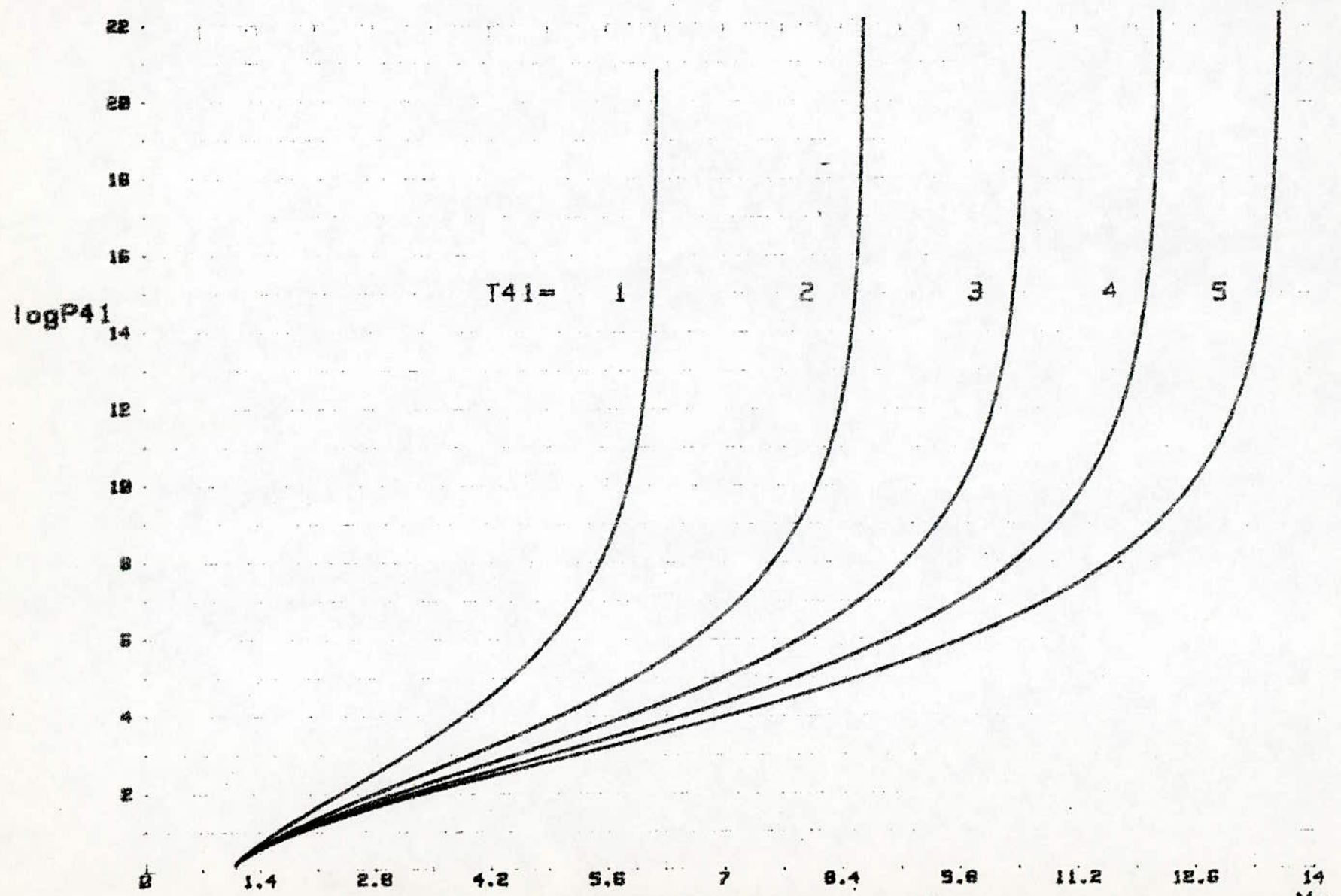


fig. 3.15  $-\log P_{41}=f(M_s)$ , AZOTE/AZOTE:  $\Gamma_{41}=1.404$ ,  $\Gamma_{44}=1.404$   
pour les rapports de temperature  $T_4/T_1=1,2,3,4,5$

### 3.4 Onde de choc réfléchi

Quand l'onde de choc incidente bute contre l'extrémité du tube à choc elle est réfléchiée dans le gaz qui a été déjà chauffé par le passage de l'onde de choc incidente. A son retour, l'onde de choc réfléchiée laisse derrière elle une zone d'expérimentation importante à pression et température élevées et à nombre de Mach réduit relativement à  $M_s$ .

#### 3.4.1 Paramètres de l'onde de choc réfléchiée

Vu l'importance de cette zone, nous sommes amenés à déterminer les différents paramètres qui la régissent. Il se trouve que les équations de l'onde de choc réfléchiée ne donnent pas de solutions toutes prêtes pour les paramètres physiques derrière cette onde en fonction des conditions initiales dans le tube. Il convient mieux de tirer la pression, la masse volumique et la température dans le cas réfléchi à partir des conditions de l'onde de choc incidente. Alors à partir de ces équations tirées, les propriétés peuvent être reliées aux conditions initiales par le nombre de Mach ou la vitesse de l'onde de choc incidente. Cette dernière peut être mesurée par différentes méthodes (cf. chapitre 7).

Pour déterminer les différents paramètres en aval de l'onde de choc réfléchiée, nous considérons le cas de la figure (3.18) ou celle-ci reste stationnaire et le gaz la pénètre à la vitesse  $u_2$  et la quitte à la vitesse  $u_5 = u_r - v_s$ .

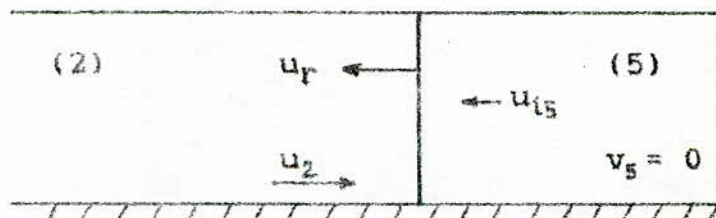


fig. 3.17 - Coordonnées fixées sur le tube



fig. 3.18 - Coordonnées fixées sur l'onde de choc.

Après la réflexion normale de l'onde de choc, la vitesse relative des particules par rapport à la paroi fermée doit être égale à zéro ( $v_5 = 0$ ).

$$\text{Donc ;} \quad u_5 = u_r \quad (3.42)$$

Le nombre de Mach de l'onde de choc réfléchie est alors défini comme suit :

$$Mr = \frac{u_2'}{a_2} = \frac{u_r + u_2}{a_2} \quad (3.44)$$

Une étude similaire à l'obtention de l'équation (3.27) entraîne :

$$u_{i5} = \frac{2}{\gamma_1 + 1} a_2 \left( Mr - \frac{1}{Mr} \right) \quad (3.45)$$

avec  $u_{i5} = u_1' - u_5 = u_2' - u_r = u_2 + u_r - u_r = u_2$ , donc ;

$$u_2 = u_{i5} \quad (3.46)$$

et par conséquent :

$$u_2 = \frac{2 a_1}{\gamma_1 + 1} \left( M_5 - \frac{1}{M_5} \right) = \frac{2 a_2}{\gamma_1 + 1} \left( Mr - \frac{1}{Mr} \right) \quad (3.47)$$

le rapport des vitesses soniques  $a_2$  et  $a_1$  peut s'écrire :

$$\left( \frac{a_2}{a_1} \right)^2 = \frac{p_2}{p_1} \cdot \frac{S_1}{S_2} \quad (3.48)$$

En substituant  $S_1/S_2$  par la relation (3.12) nous obtenons :

$$\left( \frac{a_2}{a_1} \right)^2 = \frac{p_2}{p_1} \left( 1 + \frac{\gamma_1 - 1}{\gamma_1 + 1} \frac{p_2}{p_1} \right) \left( \frac{\gamma_1 - 1}{\gamma_1 + 1} + \frac{p_2}{p_1} \right)^{-1} \quad (3.49)$$

De même, similairement avec l'équation (3.16) nous pouvons écrire pour l'onde de choc réfléchie :

$$\frac{p_5}{p_2} = \frac{2 \gamma_1 Mr^2 - (\gamma_1 - 1)}{\gamma_1 + 1} \quad (3.50)$$

En combinant les équations (3.47) et (3.50) il vient :

$$\frac{p_5}{p_2} = \frac{\alpha_1 + 2 - p_{12}}{1 + \alpha_1 \cdot p_{12}} \quad (3.51)$$

Par analogie aussi avec les équations (3.17) et (3.19) nous pouvons écrire :

$$\rho = \frac{(\delta_1 + 1) M_r^2}{(\delta_1 - 1) M_r^2 + 2} \quad (3.52)$$

$$T_{52} = \frac{(2\delta_1 M_r^2 - (\delta_1 - 1)((\delta_1 - 1) M_r^2 + 2))}{4 \cdot \left( \frac{\delta_1 + 1}{2} \right)^2 \cdot M_r^2} \quad (3.53)$$

Par analogie avec (3.12) nous écrivons  $\rho_{52}$  et nous tirons  $T_{52}$  comme suit :

$$T_{52} = \rho_{52} \left( \frac{\alpha_1 + p_{52}}{1 + \alpha_1 \cdot p_{52}} \right) \quad (3.54)$$

Les équations (3.51) et (3.54) permettent de déterminer l'état du gaz derrière l'onde de choc réfléchi en connaissant le rapport  $p_{21}$  à travers l'onde de choc incidente, qui peut être obtenu à partir de l'équation (3.16) et la mesure du nombre de Mach  $M_s$ .

La combinaison des équations (3.16), (3.51) et (3.54) avec l'équation (3.49) conduit à une solution complète donnant la pression et la température derrière l'onde de choc réfléchi en fonction du nombre de Mach incident ( $M_1$ ) et la pression et la température initiales comme suit :

$$p_{51} = \left( \frac{2\delta_1 M_s^2 - (\delta_1 - 1)}{\delta_1 + 1} \right) \cdot \left( \frac{(3\delta_1 - 1)M_s^2 - 2(\delta_1 - 1)}{(\delta_1 - 1)M_s^2 + 2} \right) \quad (3.55)$$

$$T_{51} = \frac{(2(\delta_1 - 1)M_s^2 + (3 - \delta_1)) \cdot ((3\delta_1 - 1)M_s^2 - 2(\delta_1 - 1))}{(\delta_1 + 1)^2 \cdot M_s^2} \quad (3.56)$$

En utilisant les équations précédentes, nous pouvons écrire le rapport de la vitesse de l'onde de choc réfléchi sur la vitesse de l'onde de choc incidente ( $u_r/u_s$ ) sous la forme :

$$u_r/u_s = \frac{2 + (2/(\delta_1 - 1)) \cdot p_{12}}{\alpha_1 + p_{12}} \quad (3.57)$$

Il est important et utile de connaître les paramètres de la zone 5 en fonction des paramètres initiaux (zone 1). C'est ainsi que lorsque nous voulons utiliser comme zone d'expérimentation la zone 5, les équations (3.55), (3.56) et (3.57) donnent déjà l'intensité du choc réfléchi ainsi que la pression et la température qui vont y régner.

### 3.5 Comparaison entre les intensités des ondes de choc incidente et réfléchie et les états derrière elles .

Nous pouvons illustrer sous forme de tableau une comparaison entre certains rapports derrière les ondes de choc incidente et réfléchie pour certaines valeurs du nombre de Mach  $M_s$  en fonction de deux valeurs de  $\gamma$  correspondant à plusieurs gaz .

$\gamma$	$M_s$	$P_{21}$	$P_{52}$	$T_{21}$	$T_{52}$	$S_{21}$	$S_{52}$	$u_r/u_s$	$M_2$	$M_r$
1.4	2	4.5	3.32	1.69	1.48	2.66	2.24	0.502	0.96	1.73
1.4	6	41.88	6.5	8	2.12	5.23	6.9	0.36	1.72	2.46
1.667	2	4.75	3.14	2.08	1.65	2.29	1.89	0.625	0.78	1.64
1.667	6	44.75	5.5	12.12	2.27	3.69	2.42	0.51	1.256	2.14

### 3.6 Onde de choc partiellement réfléchie .

En ouvrant l'extrémité du tube de travail nous pouvons réunir des conditions favorables aux essais de simulation des turboréacteurs ou turbines à gaz à savoir un nombre de Mach réduit ( voisin des nombres de Mach d'entrée de turbines = 0.45 à 0.7 ) et des températures et pressions élevées .

Toutefois , il est possible aussi d'étendre l'utilisation du tube à choc aux écoulements hypersoniques ( $M > 5$ ) en prolongeant l'extrémité du tube de travail par une tuyère convergente divergente suivie d'un réservoir (figure 3.19) : La soufflerie à onde de choc . Celle - ci a permis un temps d'essai de 25 ms /23/.

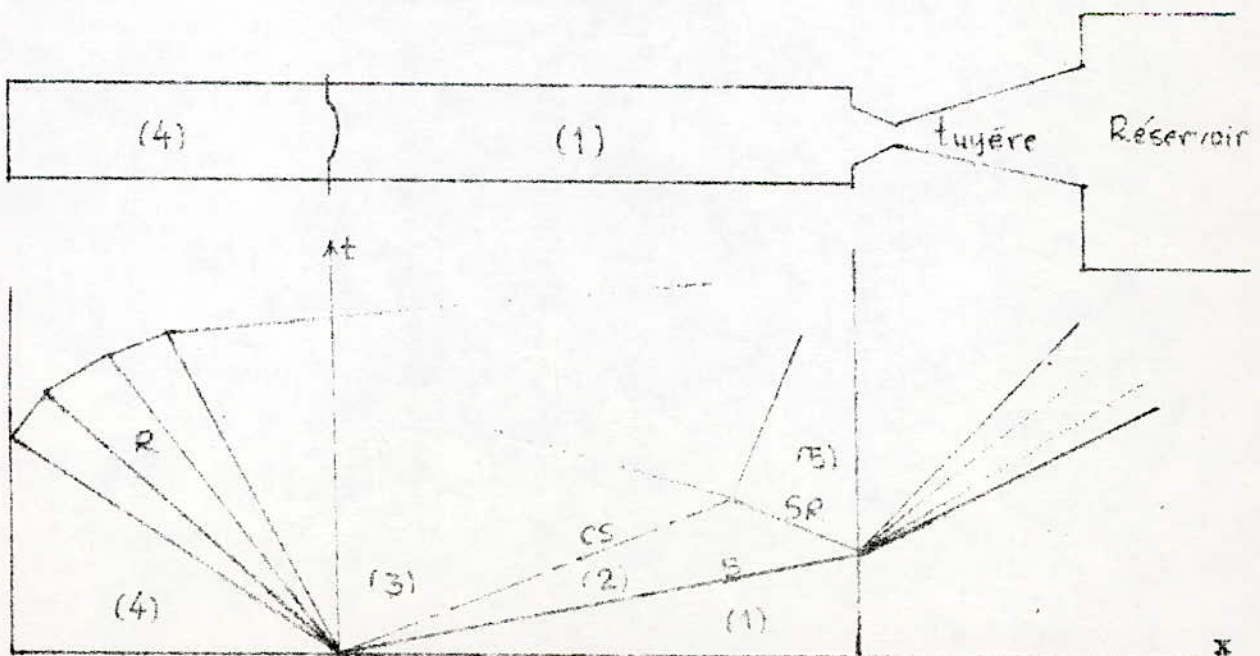


fig. 3.19 - Soufflerie à onde de choc .

Pour déterminer les différents paramètres dans le cas d'une soufflerie à choc, nous considérons les figures (3.20), (3.21), (3.22) et (3.23).

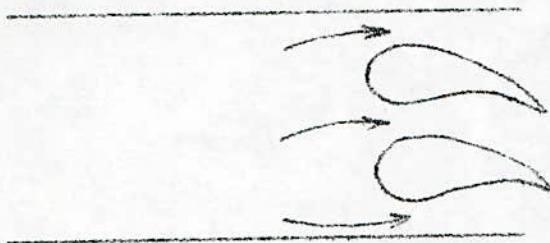


fig. 3.20 - Exemple de cascade

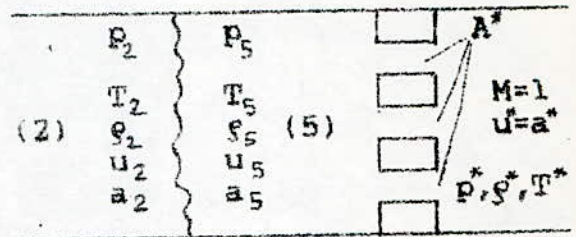


fig. 3.21 - Modélisation de la cascade d'une turbine à gaz.

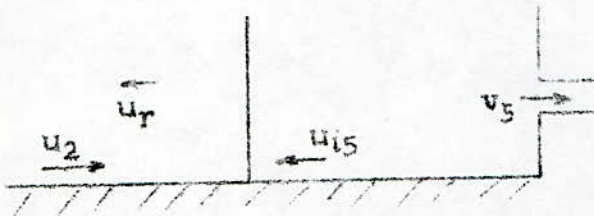


fig. 3.22 - Coordonnées liées au tube.

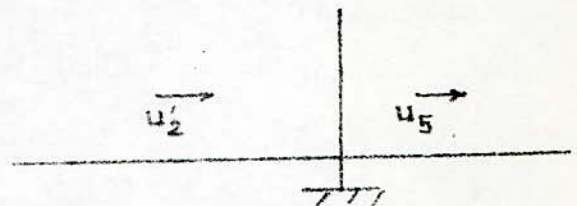


fig. 3.23 - Coordonnées liées à l'onde de choc.

L'équation de continuité s'écrit :

$$\rho^* \cdot u^* \cdot A^* = \rho_5 \cdot u_5 \cdot A_5$$

L'équation de continuité s'applique toujours à travers l'onde de choc réfléchi. Par analogie à l'onde de choc incidente :

$$\rho_1 \cdot u_5 = \rho_2 \cdot (u_5 - u_2)$$

nous avons pour l'onde de choc réfléchi :

$$\rho_2 \cdot (u_r + u_2) = \rho_5 \cdot (u_r + v_5) \quad (3.58)$$

d'où :

$$\rho_{25} = \frac{u_r + v_5}{u_r + u_2} \quad (3.59)$$

nous avons aussi :  $u_2 = v_5 + u_{is}$  (3.60)



Le nombre de Mach  $M_5$  après l'onde de choc est égal au rapport de  $v_5$  sur  $a_5$ , donc,

$$M_5 = \frac{u_2 - u_{05}}{a_5} \quad (3.61)$$

L'équation (3.53) qui donne  $T_{52}$  permet la détermination de  $a_{52}$

tel que  $a_{52} = \sqrt{T_{52}}$  et donc  $a_5$ .

En utilisant cette dernière équation, les équations (3.45) et (3.61) et après maintes transformations, nous obtenons l'équation qui donne  $M_5$  en fonction de  $M_2$  et  $Mr$ .

$$M_5 = \frac{M_2 - \frac{2}{\gamma_1 + 1} \left( Mr - \frac{1}{Mr} \right)}{\left( \frac{(2 \gamma_1 Mr - (\gamma_1 - 1)) ((\gamma_1 - 1) Mr + 2)^{1/2}}{(\gamma_1 + 1) \cdot Mr} \right)} \quad (3.62)$$

La résolution de cette équation est numérique. Nous proposons la méthode suivante :

- 1- On suppose une valeur de  $M_5$
- 2- Comme  $M_2$  est connu à partir de  $M_5$ , on se donne une valeur de  $Mr$  puis on calcule la nouvelle valeur de  $M_5$ . Si cette valeur est loin de la valeur désirée, on continue les itérations avec un pas de calcul adéquat jusqu'à s'approcher de la valeur désirée.
- 3- On adopte cette dernière valeur de  $Mr$  et on calcule les rapports  $p_{52}$ ,  $T_{52}$  ...

## Chapitre 4

### Traçage du diagramme t-x

#### 4.1 Introduction

L'intérêt de la simulation des expériences, devant se faire dans le tube à choc, est non seulement de permettre le réglage de l'instrumentation de mesure sensible mais aussi de voir dans quelles mesures l'essai d'un modèle dans une section précise du tube est possible. L'interaction de l'onde de choc réfléchie avec la surface de contact, le rattrapage de la surface de contact par l'onde de tête de l'éventail d'expansion et le développement de la couche limite sur les parois internes du tube de travail sont les contraintes qui peuvent intervenir dans l'exploitation du tube à choc.

Pour bien illustrer les deux premières contraintes il est impératif de tracer le diagramme (t-x) pour n'importe quelle expérience. Alors que la troisième contrainte à savoir l'effet de la couche limite sera considérée ultérieurement, le présent chapitre concerne la méthode de préparation et de traçage du diagramme (t-x) en utilisant la méthode des caractéristiques.

#### 4.2 Intérêt du diagramme t-x.

Le traçage du diagramme t-x permet de montrer l'interaction des ondes de compression et de détente. Mais ce qui est le plus important c'est le traçage de la réflexion de l'onde de tête (Qh) de l'éventail d'expansion. Cette onde réfléchie a un rôle prépondérant dans l'exploitation du tube à choc. C'est ainsi que lorsqu'elle rattrape la surface de contact (c.s.) au point xdr avant la réflexion de l'onde de choc (figure 4.1) elle limite le temps d'essai (tes1 au lieu de tes2) et rend ainsi toute la partie au-delà de xdr inutile nous orientant sur l'emplacement du modèle. Aussi, elle nous renseigne sur la valeur de Ms au-dessous de laquelle les essais ne sont pas possibles. Par contre si cette onde ne rattrape la surface de contact qu'après que celle-ci ait interagît avec l'onde de choc réfléchie, elle n'aura aucun effet sur le déroulement de l'expérience et par conséquent nous pouvons utiliser l'onde de choc incidente avec tes1 et l'onde de choc réfléchie avec tesr (figure 4.2).

Le diagramme t-x montre d'une façon très rapide les évolutions de l'onde de choc incidente, réfléchie, la surface de contact, l'onde réfléchie de Qh et permet en plus de montrer la prépondérance, s'il y a lieu, de l'effet de la réflexion de Qh sur les autres en attendant des informations supplémentaires par calcul de l'effet de la couche limite.

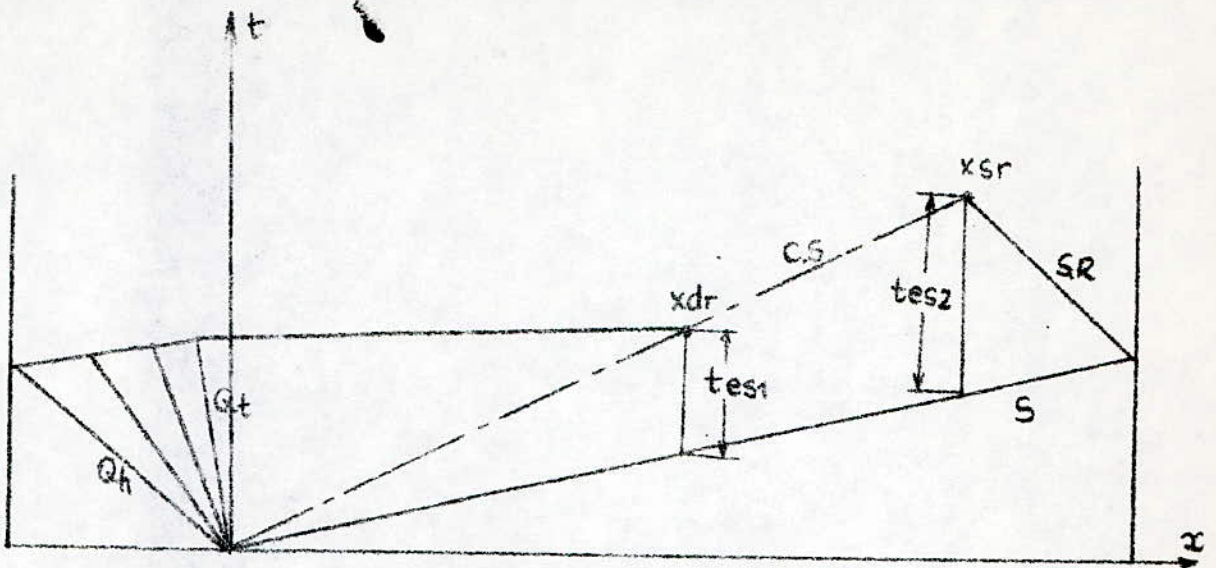


fig. 4.1 - Diagramme t-x . Le point Xdr est l'intersection de la réflexion de  $Q_h$  et de la surface de contact .

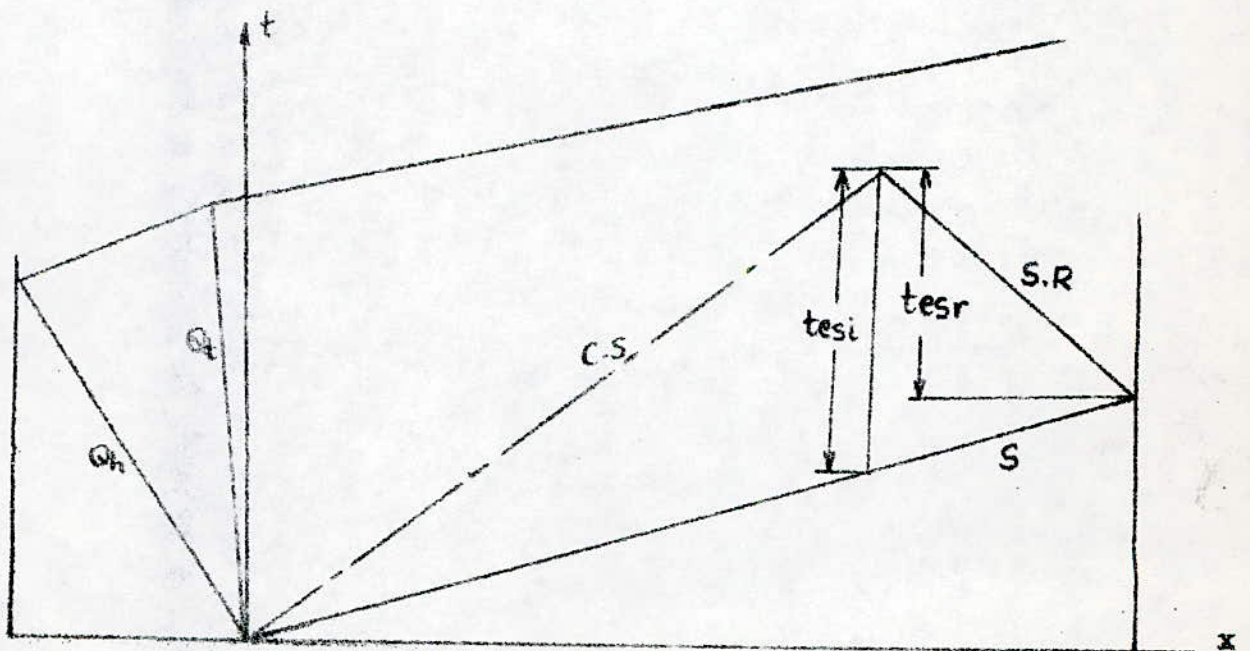


fig. 4.2 - Diagramme t-x . Xsr est le point d'intersection de l'onde de choc réfléchie avec la surface de contact.



Prenons par exemple le second cas . Le traçage du diagramme  $t-x$  nécessite la détermination des coordonnées temps ( $t$ ) et espace ( $x$ ) pour chaque point d'intersection des ondes P et Q (figure 4.5)

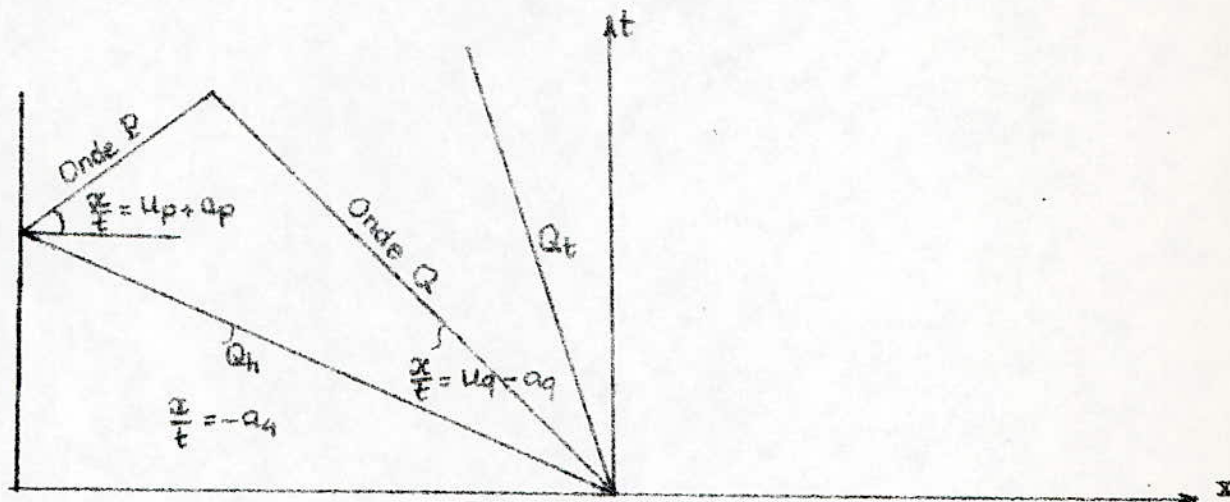


fig. 4.5 - Intéraction d'une onde Q avec une onde P née de la réflexion de Qh .

La connaissance des vitesses du son et des particules en tout point permet justement la détermination des  $t$  et  $x$  à partir des relations :

$$\frac{x}{t} = u_p + a_p \quad (4.1)$$

où  $u_p, a_p$  sont les vitesses de la particule et du son respectivement en un point appartenant à une onde P . Par contre  $u_q$  et  $a_q$  sont les vitesses de la particule et du son en un point appartenant à une onde Q telle que :

$$\frac{x}{t} = u_q - a_q \quad (4.2)$$

Les équations (4.1) et (4.2) contiennent quatre inconnues . Il faudrait cependant réduire les inconnues ou trouver d'autres équations qui permettent la résolution du système . Au point d'intersection la valeur de P et de Q est la même .

$$\frac{2 a_p}{\gamma-1} + u_p = \frac{2 a_q}{\gamma-1} - u_q \quad (4.3)$$

Avec cette dernière équation , le nombre d'inconnues reste de quatre ( $u_p$  ,  $a_p$  ,  $u_q$  ,  $a_q$ ) donc supérieur de l'unité au nombre d'équations .

La première solution serait de diviser l'éventail d'expansion en un certain nombre d'angles égaux . Ce qui impose

déjà les pentes des ondes  $Q$  (figure 4.6) et par conséquent les vitesses  $u_q$  et  $a_q$  ou une relation les reliant (équation 4.2). Cette technique originale a permis justement la détermination des vitesses  $u$  et  $a$ , des coordonnées  $t$  et  $x$  et donc le traçage du diagramme  $t-x$ .

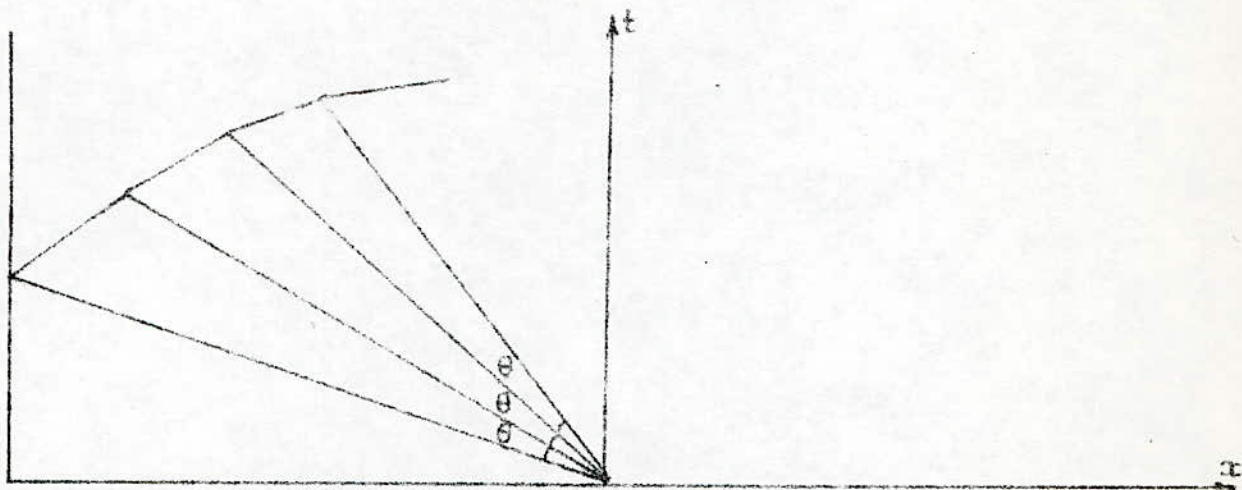


fig. 4.6 - Division de l'éventail d'expansion en un certain nombre d'angles égaux  $\theta$  ( ici 3 angles )

Or il s'est avéré que cette méthode était limitée uniquement au second cas et ne pouvait être généralisée au premier et cela pour des raisons de résolution numérique limitées.

Nous avons été amené en dernier lieu à changer de méthode de résolution du système d'équations en utilisant une méthode employant un système adéquat de mailles. Celle-ci nous ayant satisfait, sans aucune limitation, a été généralisée dans tout le plan. Nous allons l'exposer.

Considérons par exemple les figures (4.7), (4.8) et (4.9).

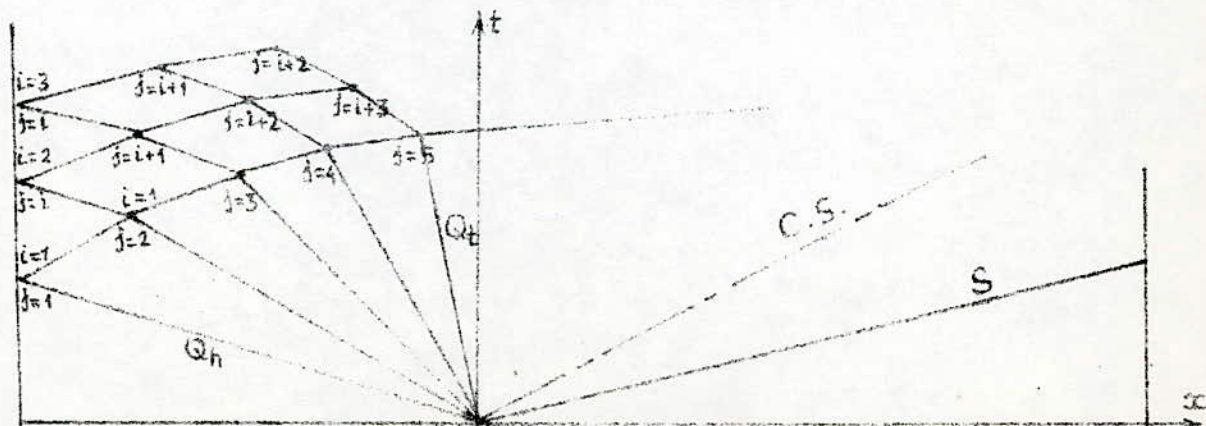


fig. 4.7 - Repérage des points d'intersection dans le diagramme  $t-x$ .

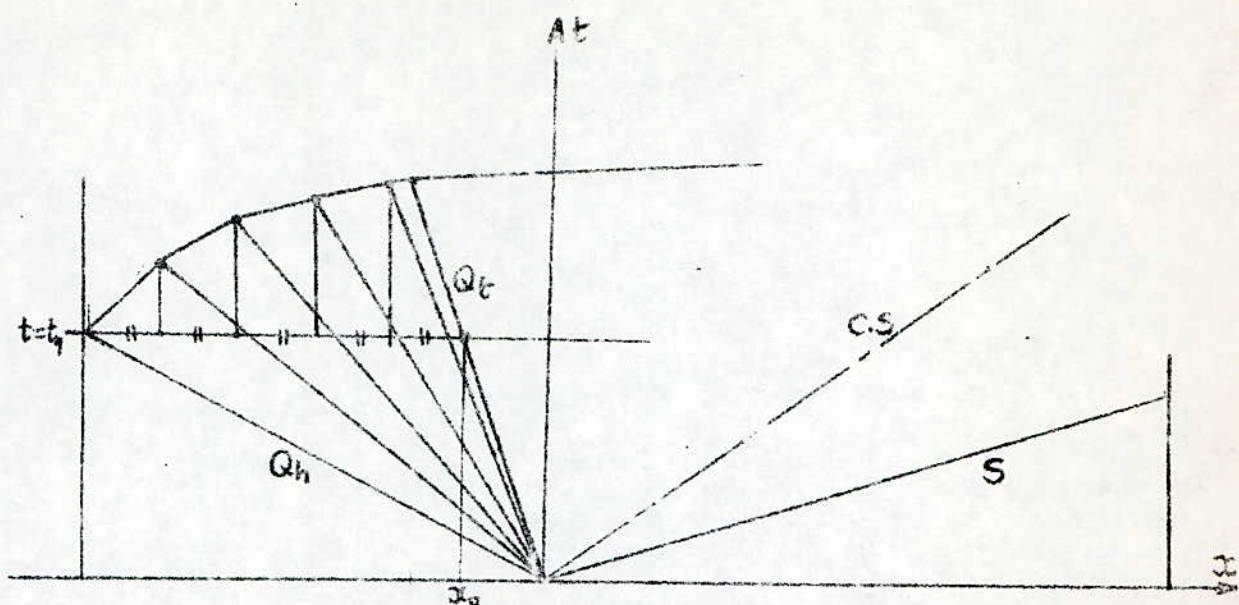


fig. 4.8 - Illustration de la méthode de résolution sur un diagramme  $t-x$  pour  $Q_t$  se trouvant dans la deuxième moitié du diagramme .

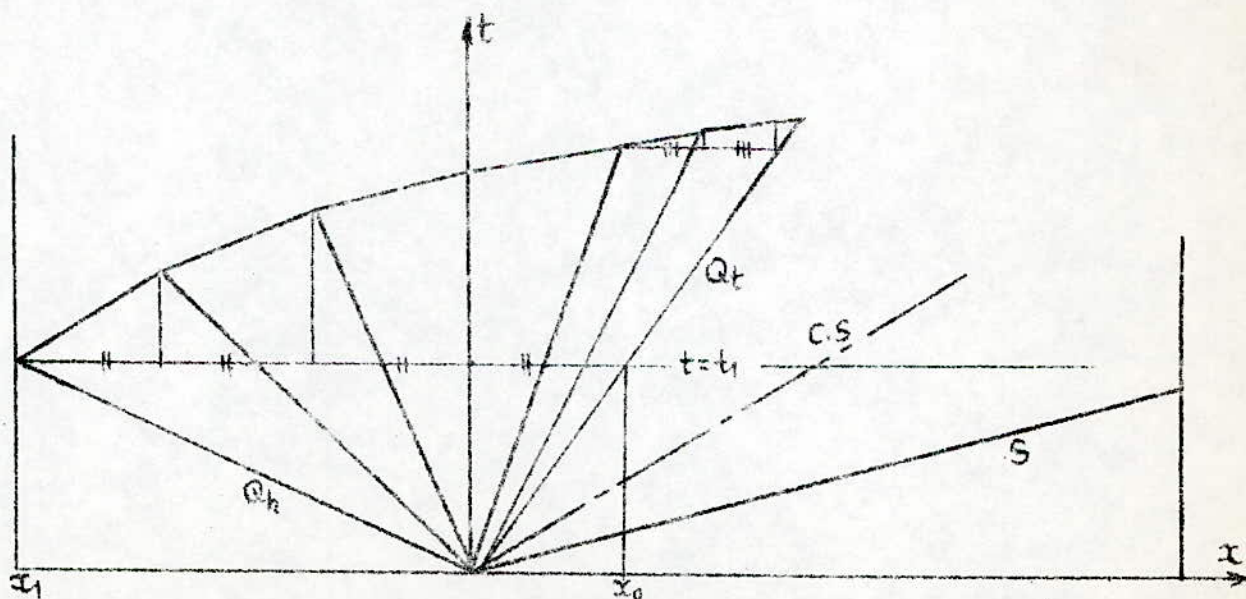


fig. 4.9 - Illustration de la méthode pour  $Q_t$  se trouvant dans la première moitié .

Nous prenons le temps  $t_1$  correspondant au temps que met l'onde de tête  $Qh$  pour atteindre l'extrémité du tube moteur. A partir de ce point  $(x_{11}, t_{11})$  nous traçons fictivement l'horizontale  $t_1$  qui va couper l'onde de queue  $Qt$  au point  $(x_0, t_1)$ . La distance  $(x_0 - x_1)$  étant connue, nous la divisons en un nombre quelconque de divisions égales; c'est le nombre d'ondes d'expansion. Le nombre de divisions nous donne les  $x_{1j+1}$  à partir de  $x_{1j}$  c'est à dire en ajoutant à chaque  $x_{1j}$  la valeur  $(x_0 - x_1)/n$ ; où  $n$  est le nombre de divisions. Ainsi, nous pouvons connaître tous les  $x_{1j}$  pour  $i=1$  et  $j=1, n$ . Comme la pente est égale à  $t/x$ , nous pouvons écrire pour les ondes d'expansion :

$$\beta_{1j} = \frac{t_{1j}}{x_{1j}} = \frac{1}{u_{1j} - a_{1j}} \quad (4.4)$$

où  $\beta_{1j}$  est la tangente de l'angle compris entre deux ondes d'expansion successives.

Pour  $j > 1$ , nous avons :

$$\beta_{1j+1} = \frac{t_{1j+1}}{x_{1j+1}} = \frac{1}{u_{1j+1} - a_{1j+1}} \quad (4.5)$$

Comme les  $x_{1j+1}$  sont fixés donc connus, il ne reste cependant que trois inconnues dans l'équation (4.5). Il s'agit de  $t_{1j+1}$ ,  $u_{1j+1}$ ,  $a_{1j+1}$ .

L'interaction d'une onde  $Q$  et d'une onde  $P$  permet d'écrire :

$$\frac{2 a_{1j}}{\gamma - 1} + u_{1j} = \frac{2 a_{1j+1}}{\gamma - 1} - u_{1j+1} \quad (4.6)$$

Les  $u_{1j+1}$  et  $a_{1j+1}$  restent comme inconnues. Les  $u_{1j}$  et  $a_{1j}$ , par contre, ont été déjà déterminées. Dans le cas  $i=1$  et  $j=1$ , nous avons  $u_{11}=0$  et  $a_{11}=a_4$  (vitesse du son dans la zone 4).  $u_{11}$  et  $a_{11}$  vont servir de données pour la détermination de  $u_{12}$  et  $a_{12}$  qui, une fois connus, vont servir à leur tour pour la détermination de  $u_{13}$  et  $a_{13}$  et ainsi de suite.

En considérant les pentes des ondes  $P$ , nous pouvons écrire :

$$G_{1j+1} = \frac{1}{u_{1j+1} + a_{1j+1}} = \frac{t_{1j+1} - t_{1j}}{x_{1j+1} - x_{1j}} \quad (4.7)$$

$G_{1j+1}$  est la tangente de l'angle que fait l'onde  $P$  (réflexion de  $Q$ ) avec l'horizontale.  $t_{1j}$  est tiré à partir de l'équation (4.4) en fonction de  $x_{1j}$ ,  $u_{1j}$  et  $a_{1j}$ .

Donc avec les équations (4.5), (4.6) et (4.7) nous pouvons résoudre le système à trois inconnues :  $a_{1j+1}$ ,  $u_{1j+1}$  et  $t_{1j+1}$ .



L'équation (4.7) permet d'écrire :

$$t_{1j+1} = G_{1j+1} (x_{1j+1} - x_{1j}) + t_{1j}$$

$$= \frac{1}{u_{1j+1} + a_{1j+1}} (x_{1j+1} - x_{1j}) + t_{1j} \quad (4.8)$$

de l'équation (4.5) nous tirons  $t_{1j+1}$  :

$$t_{1j+1} = \frac{1}{u_{1j+1} - a_{1j+1}} \cdot x_{1j+1} \quad (4.9)$$

Par élimination de  $t_{1j+1}$  entre (4.8) et (4.9) et en combinant nous obtenons :

$$a_{1j+1}^2 \cdot t_{1j} + a_{1j+1} (2 \cdot x_{1j+1} - x_{1j}) + x_{1j} \cdot u_{1j+1} - u_{1j+1}^2 \cdot t_{1j} = 0 \quad (4.10)$$

de l'équation (4.6) nous tirons  $u_{1j+1}$  tel que :

$$u_{1j+1} = \frac{2 a_{1j+1}}{\delta - 1} - \frac{2 a_{1j}}{\delta - 1} - u_{1j} \quad (4.11)$$

En remplaçant (4.11) dans (4.10) et (4.11) élevée au carré toujours dans l'équation (4.10) nous obtenons finalement une équation du deuxième degré de la forme :

$$A \cdot a_{1j+1}^2 + B \cdot a_{1j+1} + C = 0 \quad (4.12)$$

où  $A$ ,  $B$ ,  $C$  sont des constantes, avec :

$$A = \frac{(\delta-3)(\delta+1)}{(\delta-1)} \cdot t_{1j}$$

$$B = \frac{8 a_{1j} \cdot t_{1j}}{(\delta-1)} + \frac{4 u_{1j} \cdot t_{1j}}{(\delta-1)} + \frac{2 x_{1j}}{(\delta-1)} + 2 x_{1j+1} - x_{1j}$$

$$C = - \frac{2 x_{1j} \cdot a_{1j}}{(\delta-1)} - u_{1j} \cdot (u_{1j} \cdot t_{1j} + x_{1j} + \frac{4 a_{1j} t_{1j}}{(\delta-1)}) - \frac{4 t_{1j} a_{1j}^2}{(\delta-1)}$$

Le discriminant  $\Delta$  est égal à :

$$\Delta = B^2 - 4 A \cdot C$$

Nous obtenons comme solution de l'équation (4.12) ;

$$a_{1j+1} = \frac{-B + \sqrt{\Delta}}{2 A}$$

La valeur de  $a_{1j+1}$  déterminée permet après son remplacement dans l'équation (4.11) la détermination de  $u_{1j+1}$ .

En ayant  $a_{1j+1}$  et  $u_{1j+1}$ , nous pouvons calculer la valeur de  $t_{1j+1}$  à partir de (4.5) ou de (4.7). Et ainsi de suite pour toute valeur nouvelle de  $x_{1j+1}$ , nous calculons  $a_{1j+1}$ ,  $u_{1j+1}$  et  $t_{1j+1}$ .

Nous calculons au besoin les pentes  $\beta_{1j+1}$  et  $G_{1j+1}$  par les équations (4.5) et (4.7).

Toutefois dans les cas particuliers où l'onde  $Q_t$  se trouve

dans la seconde moitié du diagramme ( $\frac{1}{u_3 - a_3} < 0$ ), nous

comparons la pente  $\beta_{1j+1} = \left( \frac{1}{u_{1j+1} - a_{1j+1}} \right)$  à la valeur  $\left( \frac{1}{u_3 - a_3} \right)$

après chaque calcul de  $a_{1j+1}$  et  $u_{1j+1}$ . Si  $\beta_{1j+1}$  est inférieure à  $\left( \frac{1}{u_3 - a_3} \right)$  nous continuons le calcul. Dans le cas contraire,

nous nous arrêtons et prendrons  $\beta_{1j+1} = \beta_{1j}$  et donc les  $x_{1j}$  et  $t_{1j}$  correspondants.

Par contre, lorsque  $Q_t$  se trouve dans la première partie (figure 4.9), nous continuons le calcul comme suit :

Ayant déjà calculé  $a$ ,  $u$  et  $t$  pour  $i = 1$  et  $j = 1, n$ , l'étape suivante consiste à calculer la distance  $x$  qui correspond au

temps  $t_{1n}$  pour la pente  $\left( \frac{1}{u_3 - a_3} \right)$ , (figure 4.10) ce qui donne le point  $(x_2, t_{1n})$ .

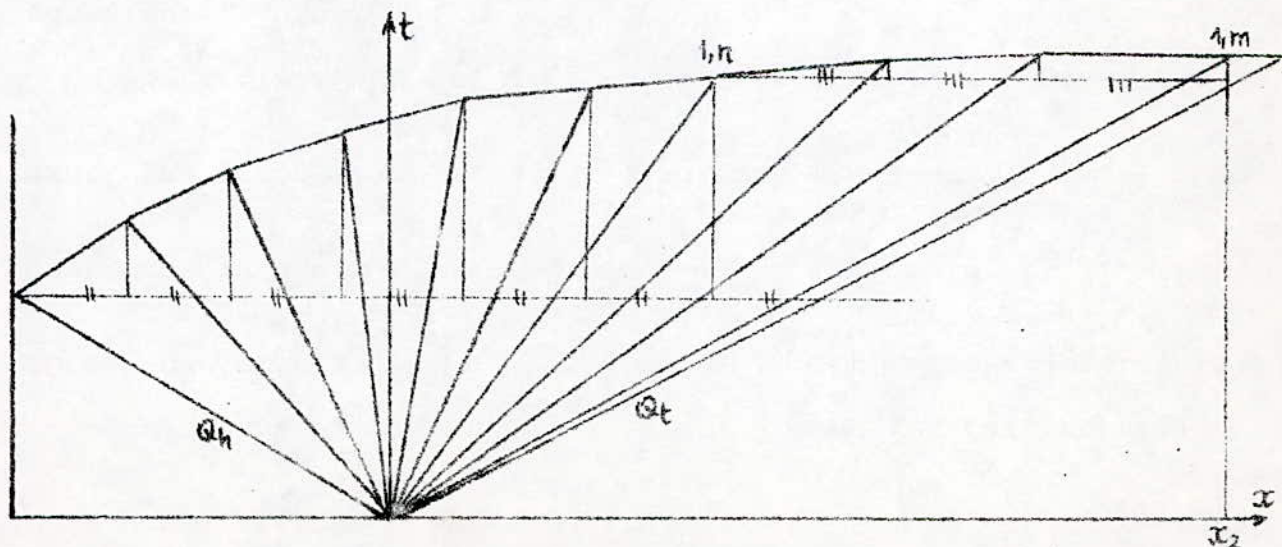


fig. 4.10 - Illustration de la méthode de continuation du calcul

Ensuite nous divisons la distance  $x = x_2 - x_1$  en  $m$  parties égales. Nous nous retrouvons ainsi avec trois inconnues à savoir  $a_{1j+1}$ ,  $u_{1j+1}$  et  $t_{1j+1}$  avec  $x_{1j+1} = x_{1j} + x/m$  et  $j = n, m$ .

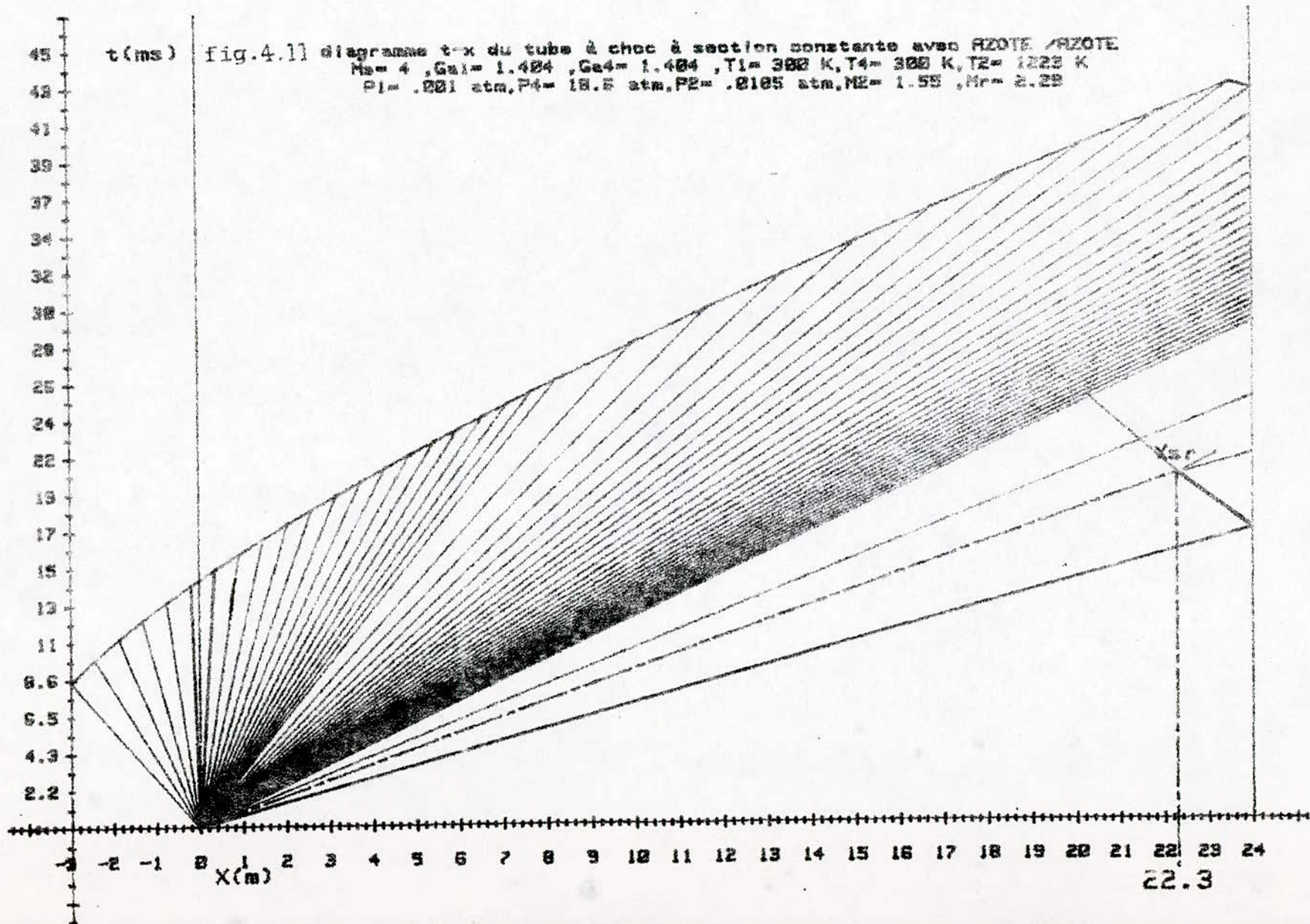
Nous reprenons les mêmes équations (4.5), (4.6) et (4.7) et par la même procédure nous pouvons résoudre le système et obtenir  $a_{1m}$ ,  $u_{1m}$  et  $t_{1m}$ .

De la même façon, nous calculons  $x_3 = (u_3 - a_3) \cdot t_{1m}$ . La distance  $x$  sera égale à  $x_3 - x_{1m}$ . Si nous voulons encore tracer des ondes d'expansion nous divisons la nouvelle distance  $x$  en  $p$  parties égales et nous procédons de la même manière que les premières fois jusqu'à obtenir  $a_{1p}$ ,  $u_{1p}$  et  $t_{1p}$ .

Nous calculons la nouvelle distance  $x = (x_4 - x_{1p})$  où  $x_4 = (u_3 - a_3) \cdot t_{1p}$  et nous divisons  $x$  en  $q$  parties égales. Nous déterminons  $a_{1q}$ ,  $u_{1q}$  et  $t_{1q}$  et ainsi de suite jusqu'à arriver à une distance  $x$  très petite. Le nombre d'ondes d'expansion est alors :

$$n + m + p + q + \dots$$

Dans le cas où nous voulons connaître les vitesses  $u$  et  $a$  dans des sections très voisines dans le tube, nous pouvons prendre autant d'ondes d'expansion que nous voulons et que permet l'ordinateur, (figure 4.11).



### 4.3.2 Traçage du réseau complet de mailles dans le diagramme t-x

La partie la plus importante, pour notre cas, dans le traçage du diagramme t-x se trouve le traçage de la réflexion de l'onde Qh.

Pour perfectionner le traçage du diagramme t-x (figure 4.12), nous allons exposer brièvement la méthode de détermination des paramètres u et a et les coordonnées t et x dans le cas d'intersection de l'éventail d'expansion avec les ondes nées de sa réflexion sur l'extrémité gauche du tube moteur (figure 4.13). En vertu des ondes P et Q et de leurs pentes, nous pouvons écrire le système d'équation suivant :

$$B_{ij} = \frac{1}{u_{ij} - a_{ij}} = \frac{t_{ij} - t_{i-1j}}{x_{ij} - x_{i-1j}} \quad (4.13)$$

$$G_{ij} = \frac{1}{u_{ij} + a_{ij}} = \frac{t_{ij} - t_{ij-1}}{x_{ij} - x_{ij-1}} \quad (4.14)$$

$$\frac{2 a_{ij}}{\gamma - 1} + u_{ij} = \frac{2 a_{i-1j}}{\gamma - 1} + u_{i-1j} \quad (4.15)$$

$$\frac{2 a_{ij}}{\gamma - 1} - u_{ij} = \frac{2 a_{i-1j}}{\gamma - 1} - u_{i-1j} \quad (4.16)$$

Par élimination de u entre (4.15) et (4.16) nous obtenons :

$$a_{ij} = (a_{i-1j} + a_{i-1j})/2 + (\gamma-1)(u_{i-1j-1} - u_{i-1j})/4 \quad (4.17)$$

En remplaçant (4.17) dans (4.16) il vient :

$$u_{ij} = (u_{i-1j-1} + u_{i-1j})/2 + (a_{i-1j-1} - a_{i-1j})/(\gamma-1) \quad (4.18)$$

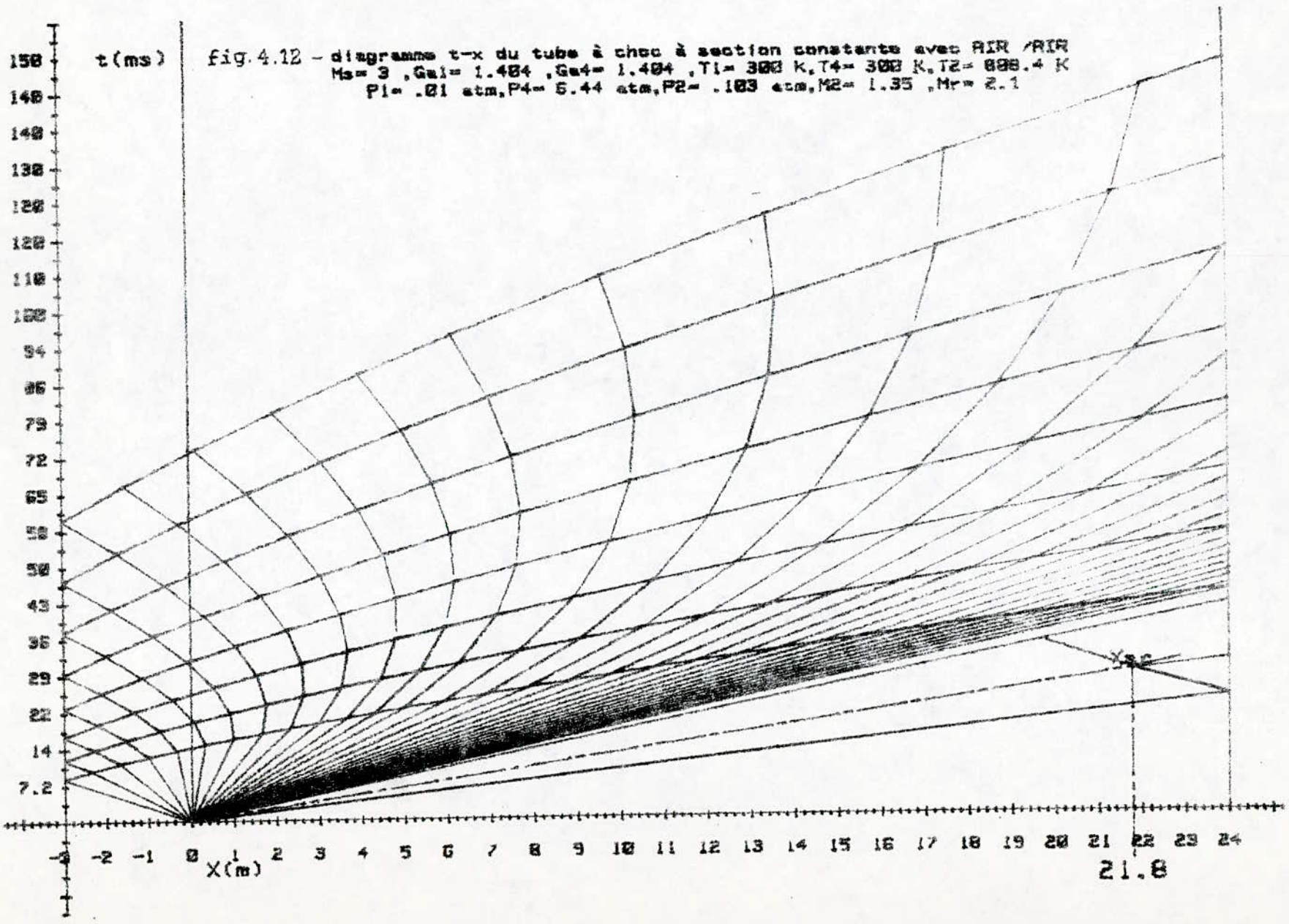
Nous notons que ces deux dernières équations s'appliquent pour  $i > 2$  et  $j > 1$ . Par contre, dans le cas d'égalité de i et j les vitesses  $u_{ij}$  sont nulles et il ne reste que les vitesses locales du son exprimées par la relation suivante :

$$a_{ij} = a_{i-1j} - (\gamma-1).u_{i-1j} / 2 \quad (4.19)$$

Comme nous avons donné les relations qui permettent la détermination de u et a pour  $i > 2$  et  $j > 2$ , il nous reste la détermination des  $x_{ij}$  et  $t_{ij}$  correspondants pour pouvoir tracer le diagramme t-x montrant l'interaction des ondes de compression et de détente.

nous commençons par le cas  $i = j$ . Nous avons  $x_{ij} = x_{11}$  et donc à partir de (4.13) ou (4.14) nous tirons la valeur de  $t_{ij}$  qui est égale à :

$$t_{ij} = \beta_{ij} \cdot (x_{ij} - x_{i-1j}) + t_{i-1j} \quad (4.20)$$



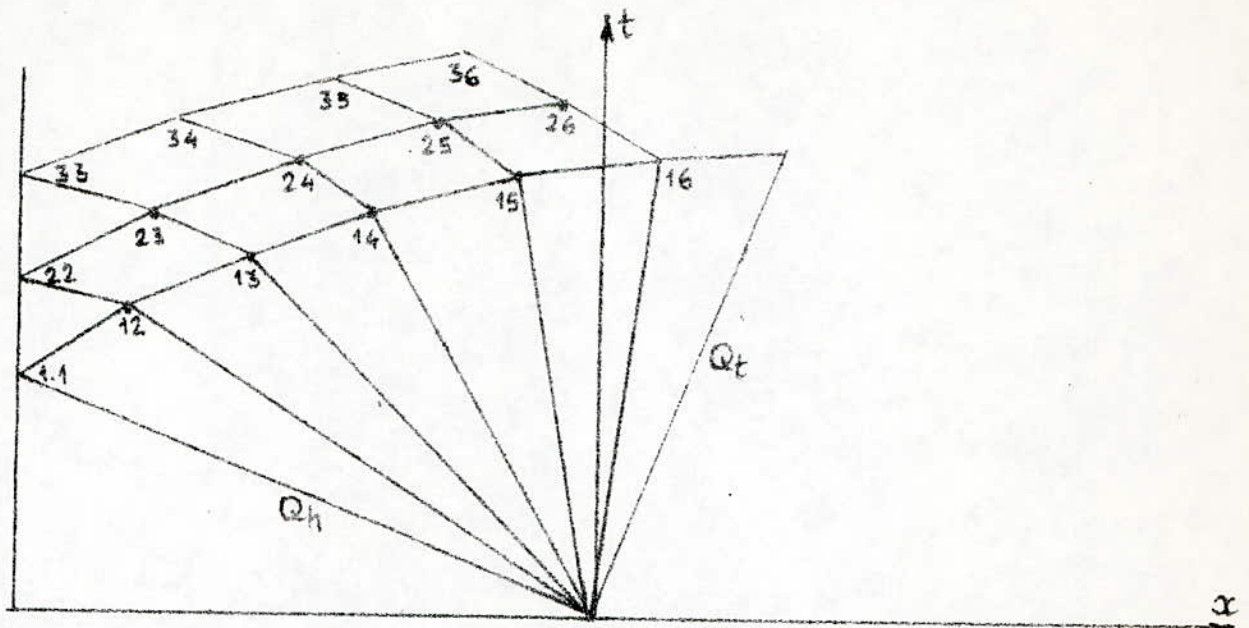


fig. 4.13 - Technique du traçage du réseau complet de mailles .

Dans le cas  $j > i$  nous obtenons ,après élimination de  $t_{ij}$  des équations (4.13) et (4.14) :

$$x_{ij} = (t_{i-1j} - t_{ij-1} + x_{ij-1} \cdot G_{ij} - x_{i-1j} \cdot \beta_{ij}) \cdot \frac{1}{(G_{ij} - \beta_{ij})} \quad (4.21)$$

L'équation (4.21) dans (4.13) et (4.14) donne respectivement :

$$t_{ij} = (x_{ij} - x_{i-1j}) \cdot \beta_{ij} + t_{i-1j} \quad (4.20)$$

$$t_{ij} = (x_{ij} - x_{ij-1}) \cdot G_{ij} + t_{ij-1} \quad (4.22)$$

#### 4.3.3 Traçage complet du diagramme t-x .

Les évolutions de l'onde de choc incidente , réfléchiée et de la surface de contact vont compléter le traçage du diagramme. La trajectoire de l'onde de choc est une droite de pente  $1/u_5$  et d'équation  $t = x/u_5$  . La surface de contact décrit une droite elle aussi de pente  $1/u_2$  . Son équation est  $t = x/u_2$  . De pente  $1/u_r$  , l'onde de choc réfléchiée trace une droite qui démarre de l'extrémité du tube ( $x = l_1$ ) à un temps  $t$  mis par l'onde de choc incidente pour en atteindre l'extrémité .

L'interaction de l'onde de choc réfléchiée avec la surface de contact donne naissance à un système d'ondes . L'objet de notre étude n'étant pas ceci , nous donnerons quand même un aperçu sur les différents types d'ondes qui naissent de cette interaction . Le cas le plus spécial est celui de l'interface adaptée . L'onde de choc réfléchiée venant du milieu 1 se transmet dans le milieu 3 sans donner naissance ni à une onde de choc , ni à une onde de détente . Ceci se produit lorsque les deux conditions suivantes sont satisfaites :

$$a) \quad \frac{\gamma_1}{\gamma_3} < \frac{a_1}{a_3} < \left( \frac{\gamma_1}{\gamma_3} \cdot \left( \frac{\gamma_1 + 1}{\gamma_3 + 1} \right)^{1/2} \right) \quad \text{si } \gamma_1 > \gamma_3$$

$$b) \quad \frac{\gamma_1}{\gamma_3} > \frac{a_1}{a_3} > \left( \frac{\gamma_1}{\gamma_3} \cdot \left( \frac{\gamma_1 + 1}{\gamma_3 + 1} \right)^{1/2} \right) \quad \text{si } \gamma_1 < \gamma_3$$

et lorsque l'intensité de l'onde de choc dans le milieu 1 est telle que :

$$P_{21} = \frac{\gamma_3}{\gamma_1} \cdot \frac{(\gamma_3 - 1) \cdot a_1^2 - \gamma_1 \cdot (\gamma_1 - 1) \cdot a_3^2}{(\gamma_1 + 1) \cdot a_3^2 - \gamma_3 \cdot (\gamma_3 + 1) \cdot a_1^2}$$

Lorsque le tube à choc est utilisé en soufflerie à choc . La durée de la rafale est maximale si le choc réfléchi sur l'extrémité du tube ne se réfléchit pas à son tour sur la surface de contact, ( interface adaptée ) séparant le gaz dans l'état 2 du gaz moteur dans l'état 3 ( figure 4.14 ) .

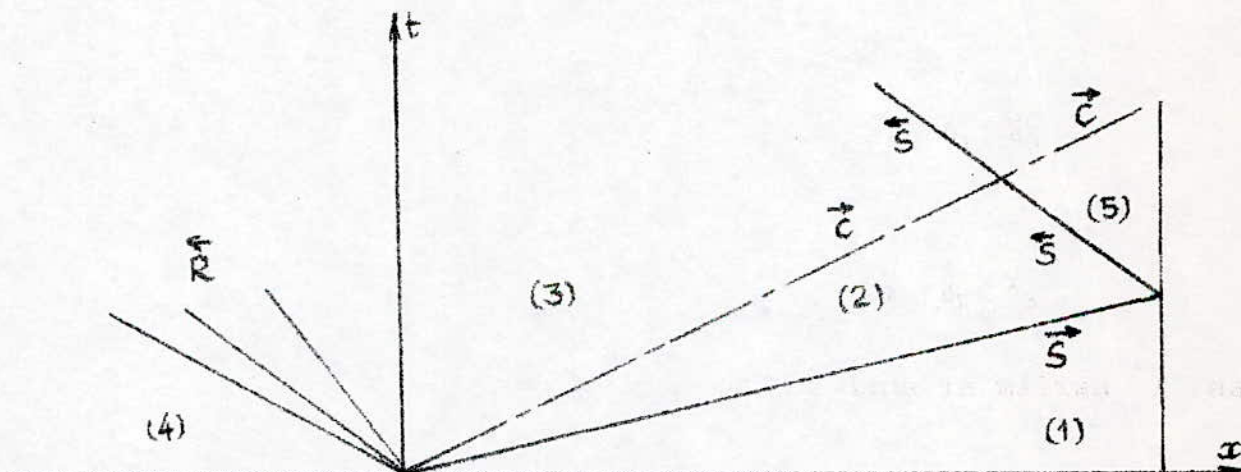


fig. 4.14 - Interface adaptée

Deux cas d'intérêt sont à mentionner :

a) - L'onde de choc incidente est faible ( $a_3 > a_2$ ) : Le choc réfléchi donne naissance à une détente réfléchie dans le milieu 5 lorsqu'il atteint le gaz moteur détendu dans l'état 3 comme c'est représenté par la figure ( 4.15 ) .

b) - L'onde de choc incidente est intense ( $\gamma_3 > \gamma_2$  et  $a_2 \sim a_3$ ) : Le choc réfléchi donne naissance à une onde de choc réfléchie dans le milieu 5 comme montré par la figure (4.16).



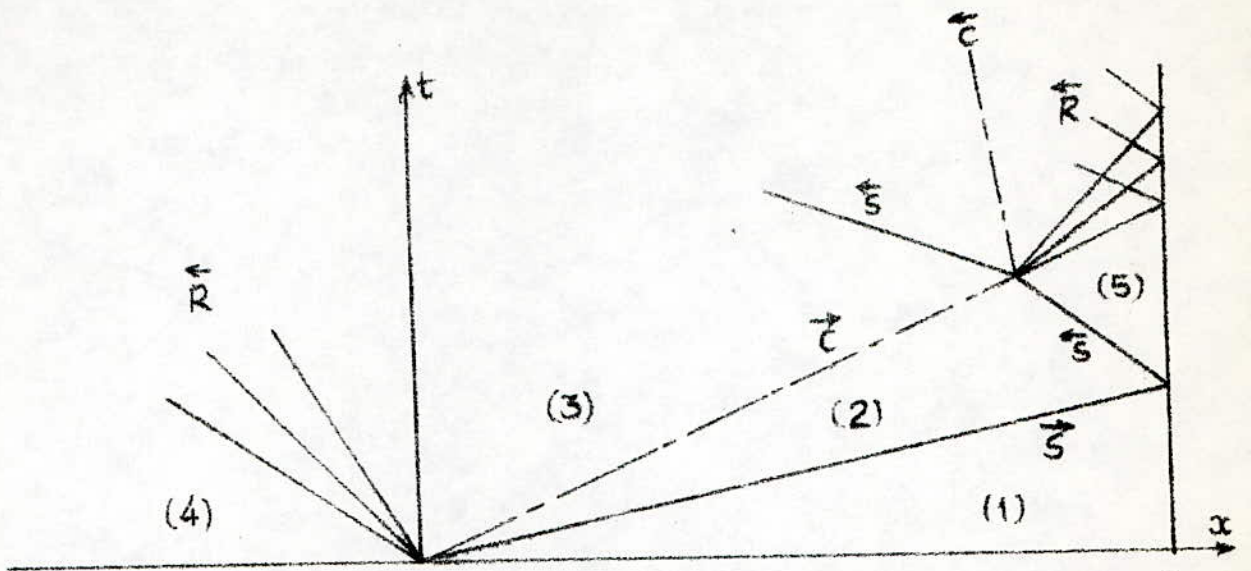


fig. 4.15 - Naissance d'une onde de choc et d'une onde de détente

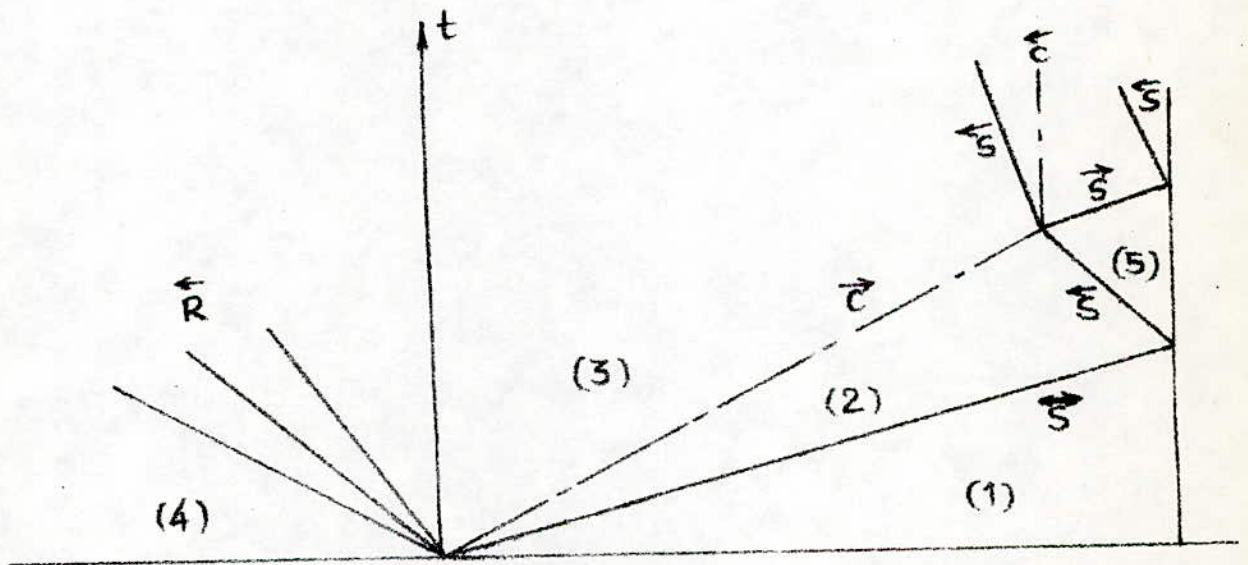


fig. 4.16 - Naissance de deux ondes de choc .

Nous présentons une variante de diagrammes  $t-x$ , dans les figures 4.17 à 4.22, pour différents couples de gaz et différents paramètres dynamiques et thermodynamiques.

figure 4.17

diagramme t-x du tube à choc à section constante avec HYDROGENE / HELIUM  
 $M_2 = 4$ ,  $G_{a1} = 1.867$ ,  $G_{a4} = 1.487$ ,  $T_1 = 300$  K,  $T_4 = 300$  K,  $T_2 = 1760$  K  
 $P_1 = .001$  atm,  $P_4 = 1.12$  atm,  $P_2 = .0198$  atm,  $M_2 = 1.16$ ,  $M_r = 2.04$

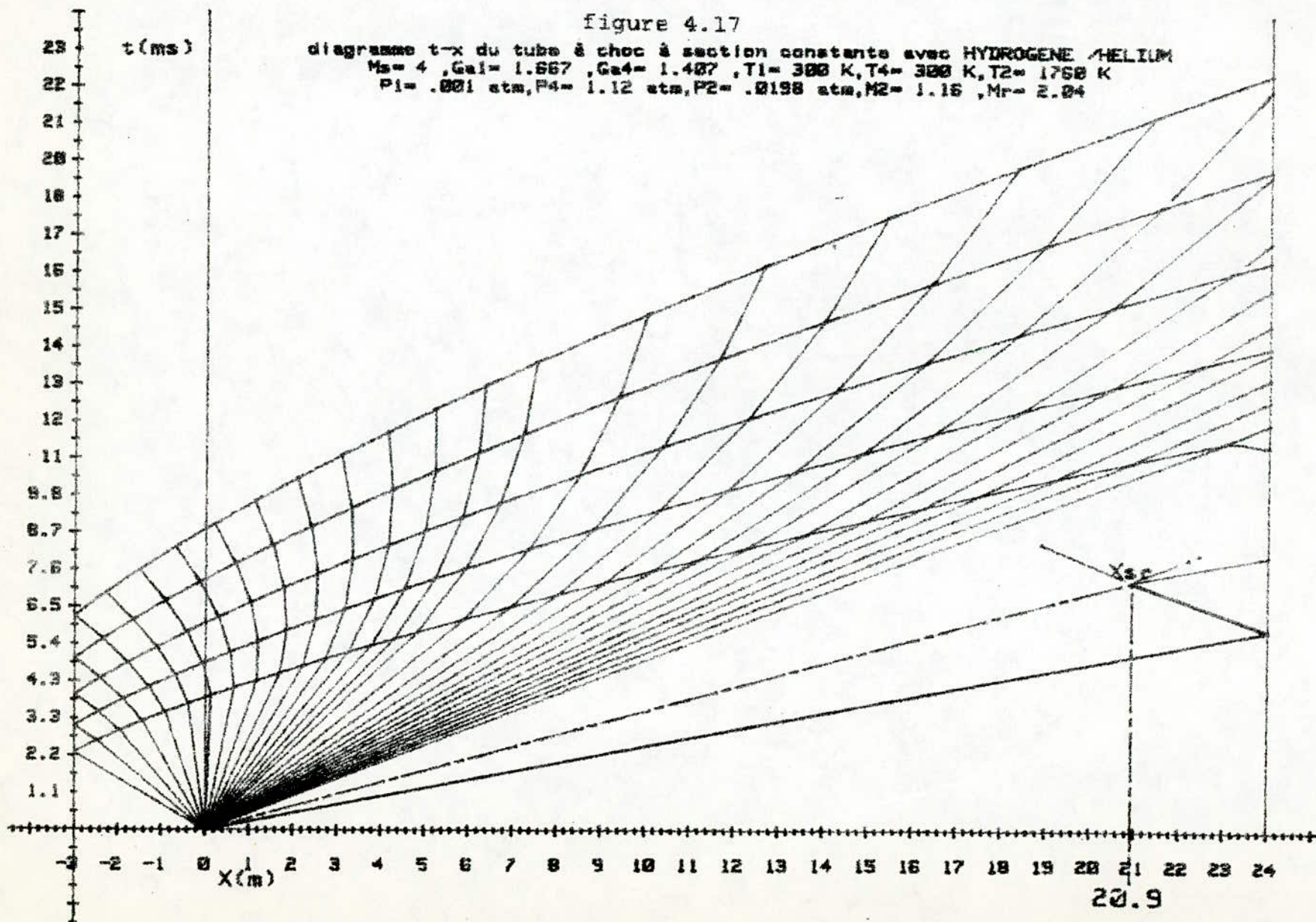


figure 4.1B

diagramme t-x du tube à choc à section constante avec HELIUM / AIR  
 $M_1 = 5$ ,  $\gamma_1 = 1.404$ ,  $\gamma_2 = 1.667$ ,  $T_1 = 300$  K,  $T_2 = 300$  K,  $T_3 = 1734$  K  
 $P_1 = .001$  atm,  $P_4 = .6$  atm,  $P_2 = .029$  atm,  $M_2 = 1.65$ ,  $M_3 = 2.4$

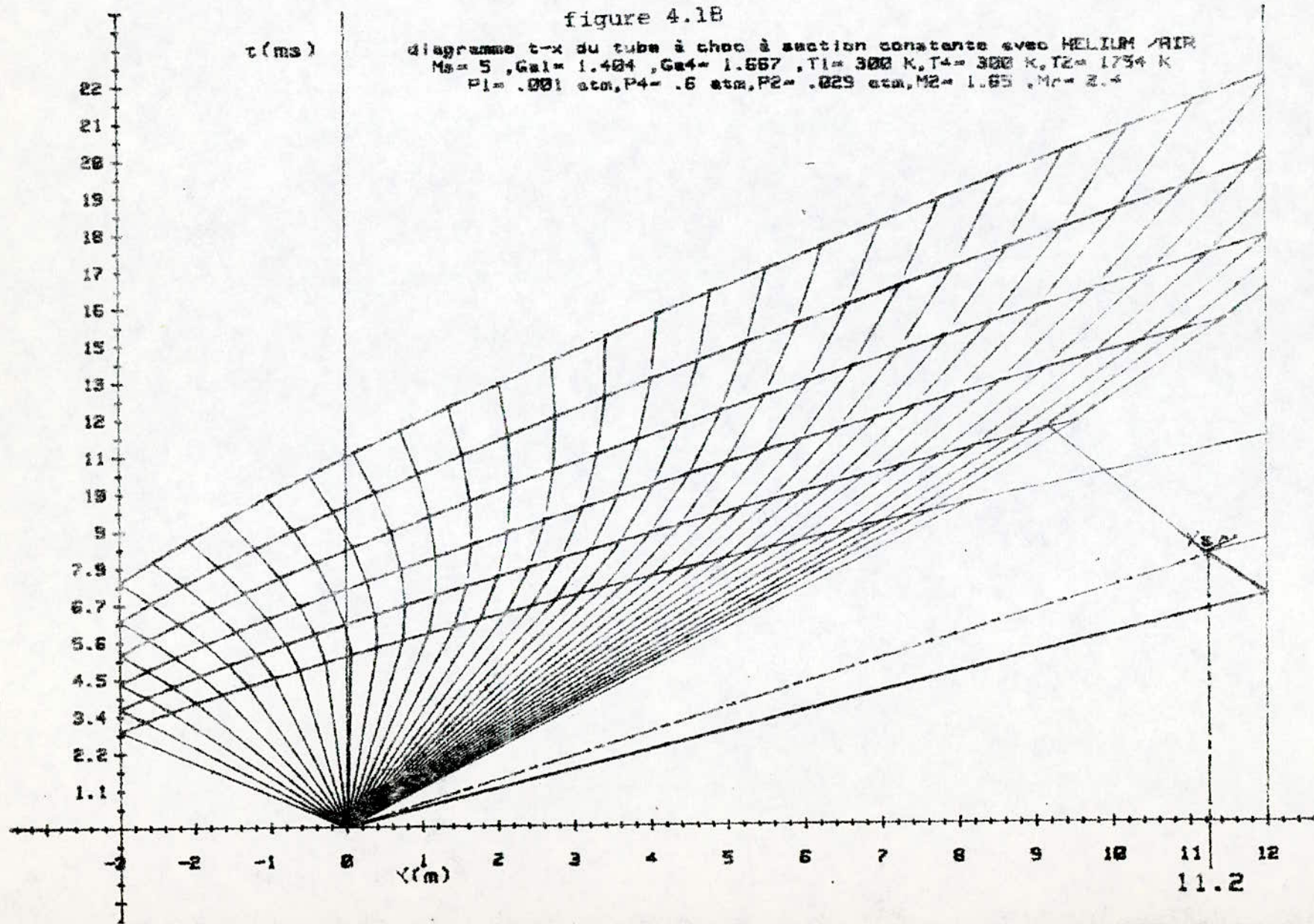
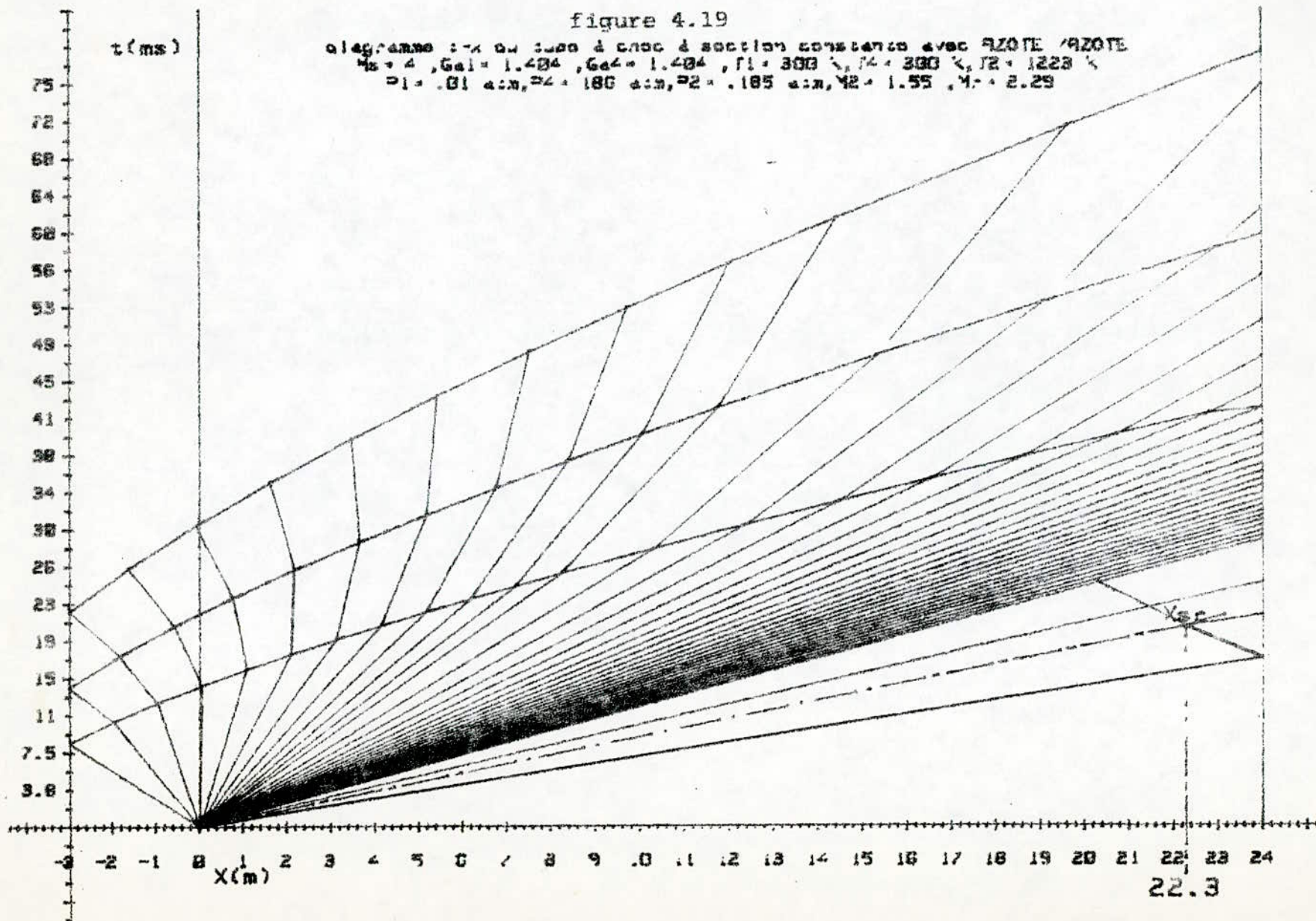


figure 4.19

diagramme :  $t$  ou  $x$  en fonction de section constante avec AZOTE / AZOTE  
 $\mu_s = 4$ ,  $G_{e1} = 1.404$ ,  $G_{e2} = 1.404$ ,  $\rho_1 = 300 \text{ kg/m}^3$ ,  $\rho_2 = 300 \text{ kg/m}^3$ ,  $\rho_3 = 1228 \text{ kg/m}^3$   
 $\rho_1 = .01 \text{ a/m}$ ,  $\rho_2 = .180 \text{ a/m}$ ,  $\rho_3 = .185 \text{ a/m}$ ,  $\rho_4 = 1.55$ ,  $\rho_5 = 2.29$

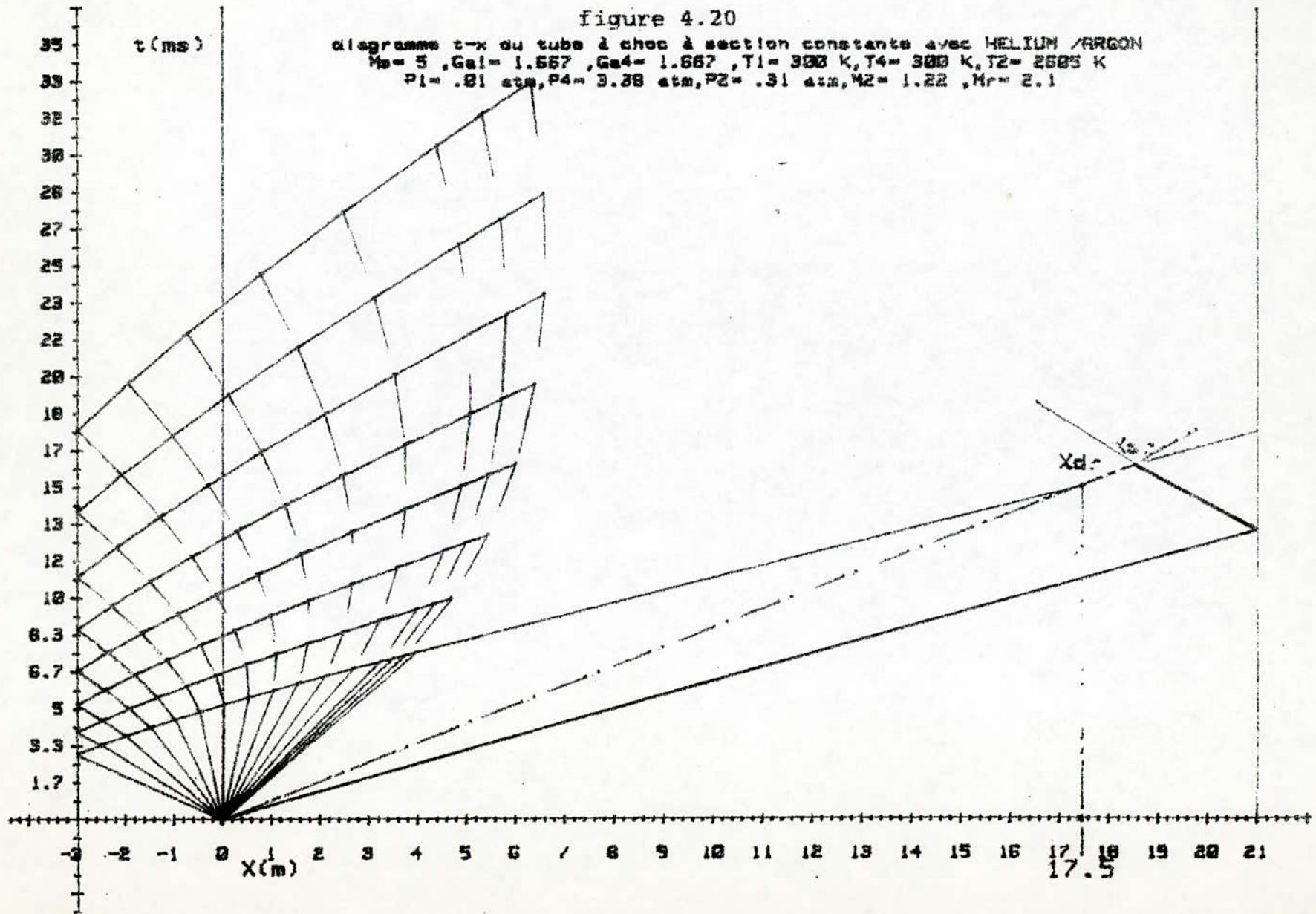


70

figure 4.20

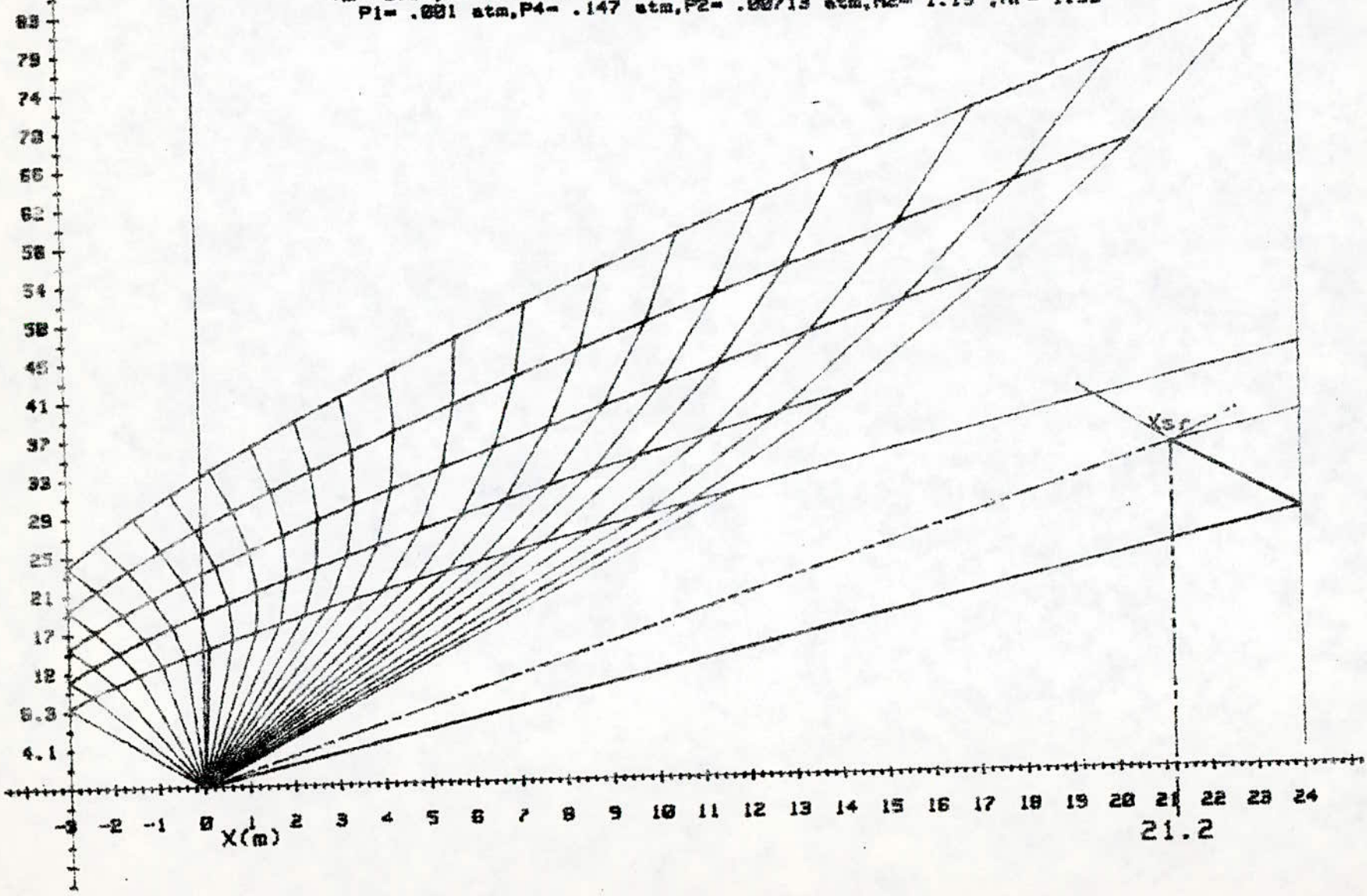
diagramme  $t-x$  du tube à choc à section constante avec HELIUM / ARGON  
 $M_2 = 5$ ,  $G_{a1} = 1.667$ ,  $G_{a4} = 1.667$ ,  $T_1 = 300$  K,  $T_4 = 300$  K,  $T_2 = 2625$  K  
 $P_1 = .01$  atm,  $P_4 = 3.38$  atm,  $P_2 = .31$  atm,  $M_2 = 1.22$ ,  $M_r = 2.1$

71



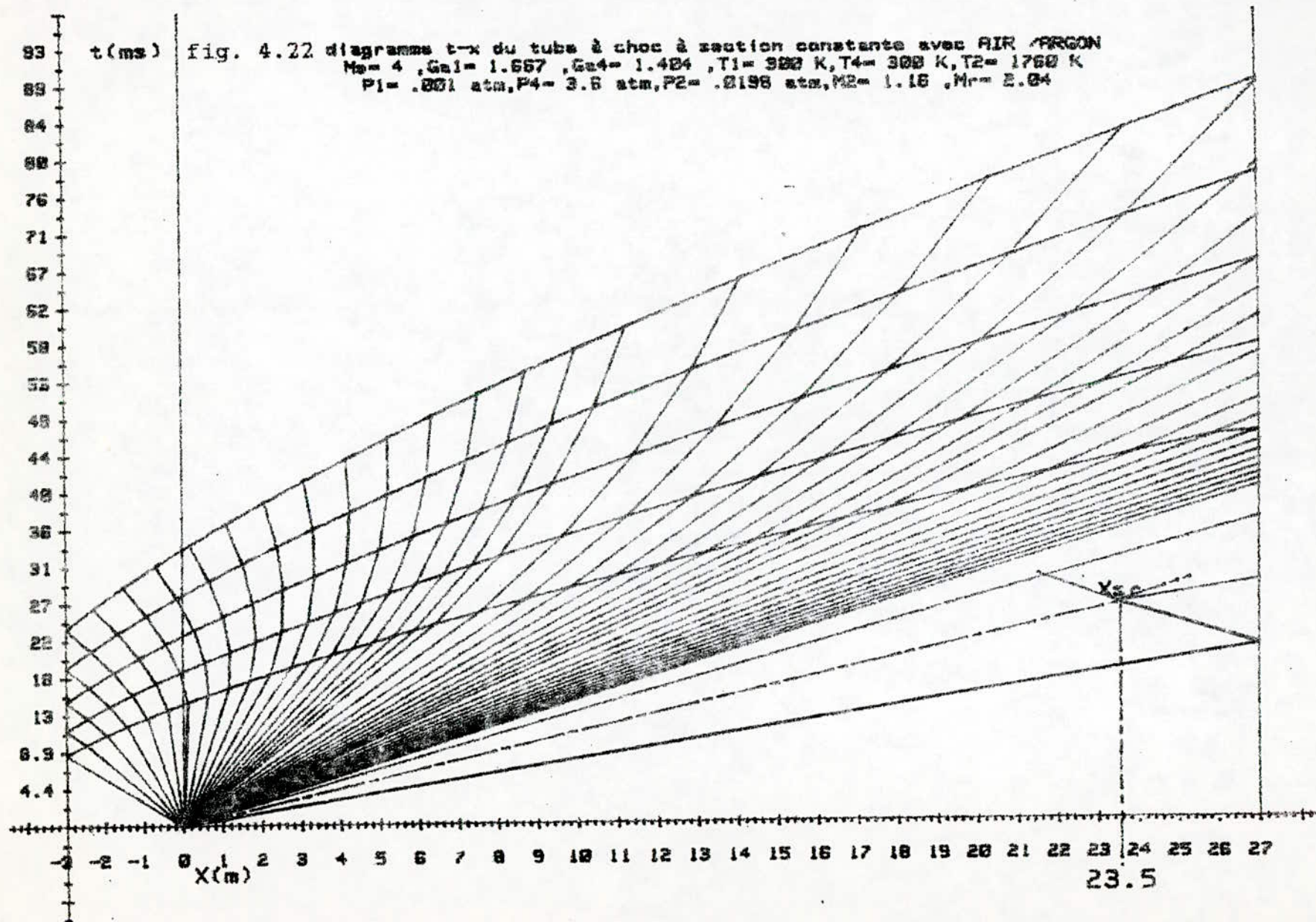
t(ms)

fig. 4.21 diagramme t-x du tube à choc à section constante avec AIR /AIR  
 $M_1 = 2.5$ ,  $\gamma_1 = 1.404$ ,  $\gamma_2 = 1.404$ ,  $T_1 = 300$  K,  $T_2 = 544.4$  K  
 $P_1 = .001$  atm,  $P_2 = .147$  atm,  $P_3 = .00713$  atm,  $M_2 = 1.19$ ,  $M_3 = 1.95$



72

21.2



## Chapitre 5

### Couche limite et temps d'essai dans le tube à choc

#### 5.1 Introduction

Jusqu'ici nous avons considéré que le gaz était non visqueux c'est à dire qu'il glissait sur la paroi . En réalité le gaz est attaché à la paroi et y a même température. Cet effet de viscosité donne naissance à une couche limite sur la paroi interne du tube . La transition vers l'écoulement libre se fait à travers cette couche limite d'épaisseur  $\delta$  .

Les considérations précédentes du diagramme  $t-x$  ne sont valables que pour des cas où l'épaisseur de la couche limite peut être négligée par rapport au diamètre du tube .

La couche limite qui se développe à l'intérieur du tube à choc peut être décomposée en trois parties (figure 5.1) . La première, que nous allons considérer avec plus de détails, est la couche limite de choc se développant entre l'onde de choc et la surface de contact . La deuxième, appelée couche limite de détente, se situe entre le front de détente et l'emplacement du diaphragme . La troisième est un mélange des gaz moteur et de travail entre l'emplacement de la membrane et la surface de contact .

#### 5.2 Couche limite de choc

Dans le tube à choc idéal , l'écoulement entre l'onde de choc et la surface de contact qui se déplacent à des vitesses constantes , est uniforme . Ainsi la longueur ( $l$ ) et la durée de l'écoulement chaud ( $\tau$ ) (figure 5.2) augmentent linéairement avec la distance du diaphragme .

En réalité sous l'action de la couche limite de choc , l'écoulement adopte un régime instationnaire qui se caractérise principalement par une atténuation de l'onde de choc , une accélération de la surface de contact et donc par une importante variation au cours du temps des différentes grandeurs caractéristiques du gaz d'essai .

Cette couche limite en se développant a tendance parfois à étrangler l'écoulement et créer un col sonique "Choking conditions" qui va influencer l'écoulement et changer totalement les paramètres entre la surface de contact et l'onde de choc , entre autres  $M_2$  ,  $P_2$  , ....

Nous allons consacrer le présent chapitre à quelques analyses de la couche limite , à la détermination de son épaisseur et du temps de son établissement ainsi qu'à la détermination de la longueur de l'écoulement chaud (entre S et CS) et du temps d'essai ( $\tau$ ) dans un tube à choc .



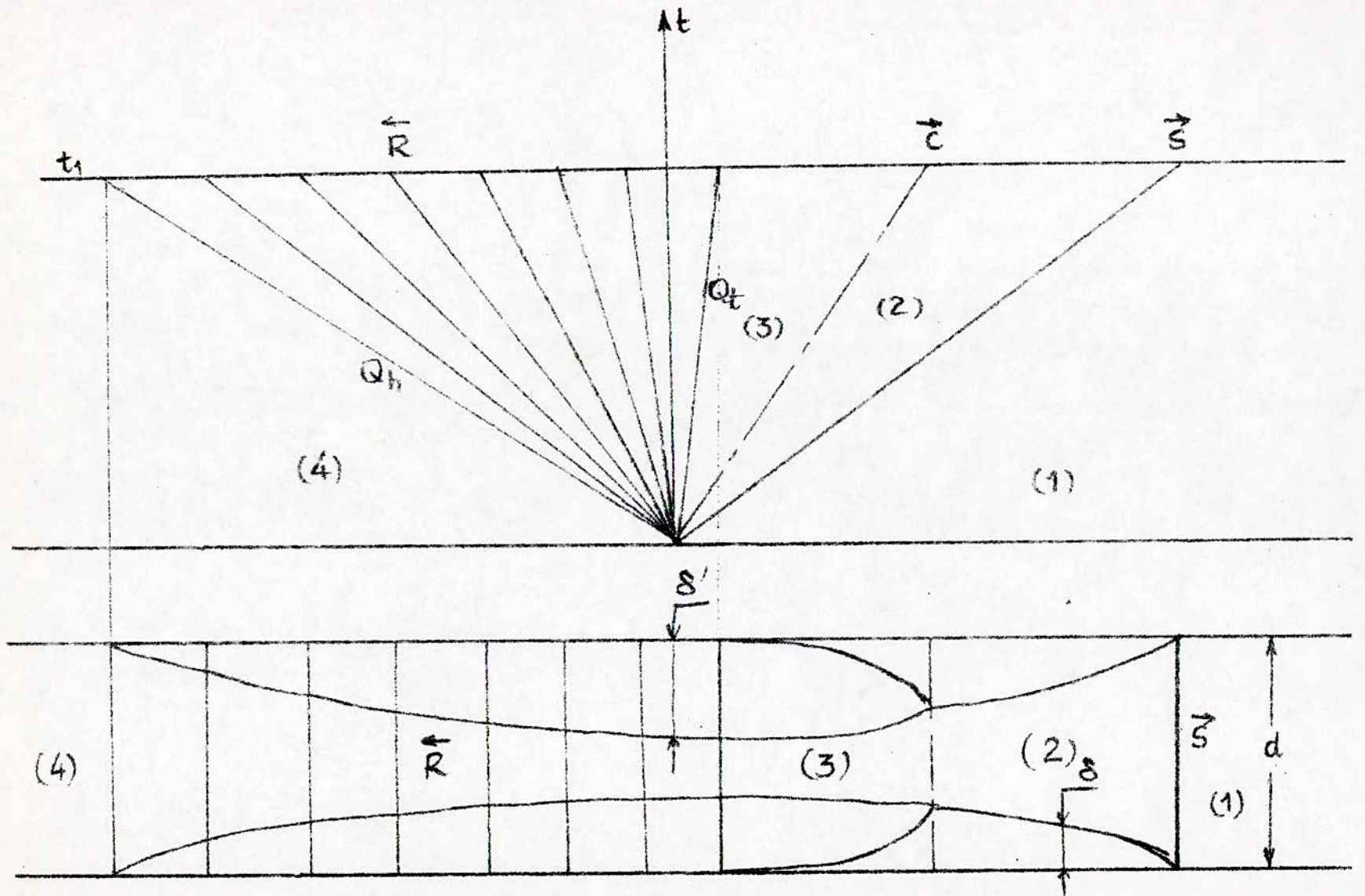


figure 5.1 - Couches limites dans le tube à choc

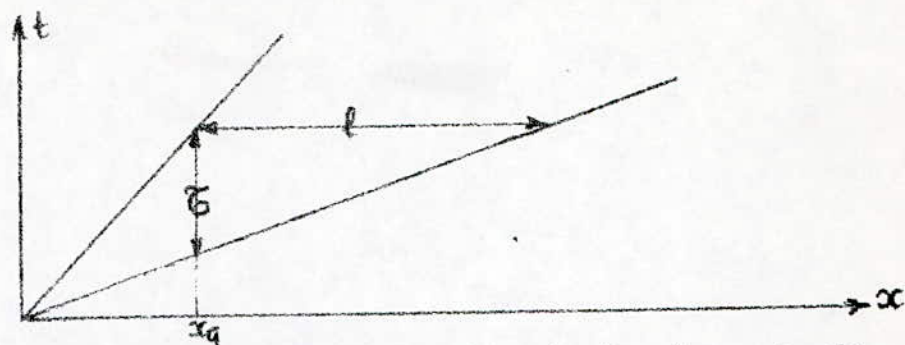


fig. 5.2 - Evolution de l'onde de choc et de la surface de contact dans un écoulement idéal.

### 5.3 Couche limite laminaire

Nous allons considérer en premier la couche limite laminaire. Pour déterminer l'épaisseur de la couche limite dans un tube, nous pouvons utiliser la théorie classique de la couche limite sur une plaque plane qui donne des résultats relativement bons / 24 / . L'épaisseur de la couche limite est donnée par la relation :

$$\delta = 5 \sqrt{\frac{\nu \cdot x}{u}} \quad (5.1)$$

où  $x$  est la longueur sur laquelle s'étale la couche limite .

Par contre pour déterminer le temps d'établissement de la couche limite ou autrement l'épaisseur de la couche limite en fonction du temps, Rayleigh propose une analyse qui donne des résultats satisfaisants pour les chocs faibles et moyens / 25 / .

$$\delta = 3.64 \cdot \sqrt{\nu \cdot t} \quad (5.2)$$

où  $t$  est le temps d'établissement de la couche limite .

Mirels dans son article / 26 / et en utilisant les figures (5.3) et (5.4) propose des corrélations pour le calcul de l'épaisseur de la couche limite laminaire allant des chocs faibles (problème de Rayleigh ou premier problème de Stokes) aux chocs forts .

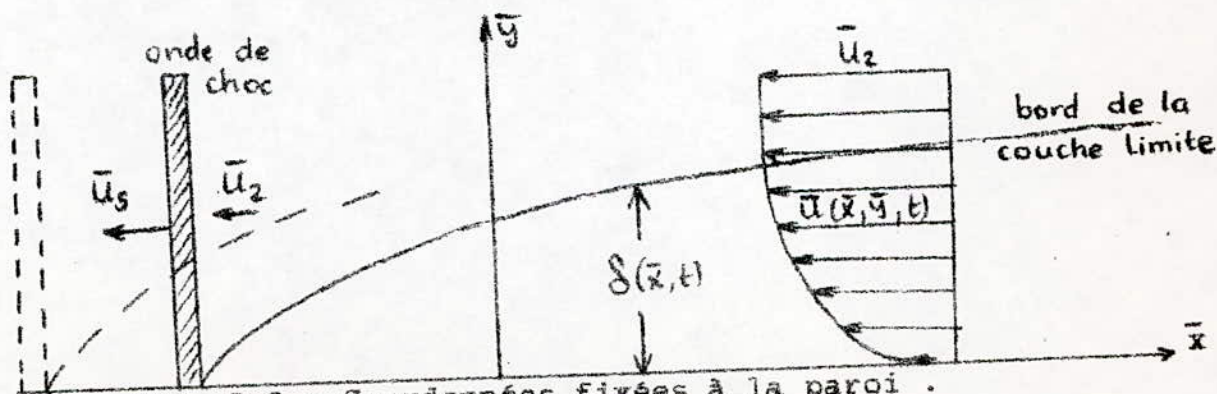


fig. 5.3 - Coordonnées fixées à la paroi .

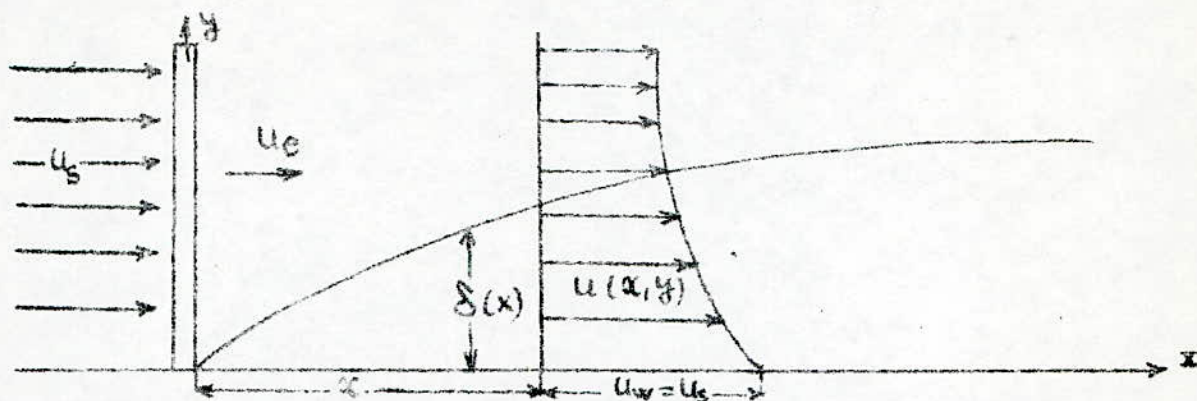


fig. 5.4 - Coordonnées fixées à l'onde de choc mobile .

C'est ainsi qu'il donne l'épaisseur de la couche limite sous la forme :

$$\delta = \text{coef.} \sqrt{\nu_2 \cdot t} \quad (5.3)$$

avec  $\text{coef} = \delta \cdot (\nu_2 \cdot t)^{-1/2}$

Le paramètre d'épaisseur de couche limite (coef) est obtenu pour les valeurs de  $u_s/u_e$  allant de 1 (chocs faibles) à 6 (chocs très intenses) .

$u_s/u_e$	1	1.5	2	3	4	5	6
coef	3.64	-	4.55	-	5.86	-	6.94

Oertel dans son article sur les tubes à choc /27/ donne l'épaisseur de la couche limite laminaire comme suit :

$$\delta = 3.64 \cdot \left( \frac{\rho_2 \cdot x}{\rho_2 \cdot u_2} \cdot (\rho_{21} - 1) \right)^{1/2} \quad (5.4)$$

ou bien ;

$$\delta = 3.64 \cdot \left( \frac{\nu_2 \cdot x}{u_2} \cdot (\rho_{21} - 1) \right)^{1/2} \quad (5.5)$$

où  $x$  est la longueur sur laquelle s'étale la couche limite .

Dans le même article , l'épaisseur de déplacement  $\delta^*$  de la couche limite est exprimée par la relation suivante :

$$\delta^* = \int_0^{\infty} \left( 1 - \frac{\rho \cdot u}{\rho_2 \cdot u_2} \right) dy = - 0.310 \cdot \delta \cdot (\rho_{21} - 1) \quad (5.6)$$

Les relations (5.4) et (5.6) peuvent s'écrire :

$$\delta = A (M_s \cdot T_1)^{-1/2} \cdot P^{1/2} \cdot x \quad (5.7)$$

$$\delta^* = B (M_s, T_1) \cdot p_1^{-1/2} \cdot x^{1/2} \quad (5.8)$$

avec ;

$$B = 0,031 \cdot 3,64 \cdot \left( \frac{\mu_2 \cdot r_1 \cdot T_1}{\rho_{21} \cdot u_2} \right)^{1/2} (\rho_{21} - 1) \cdot (\rho_{21} - 1)$$

#### 5.4 Couche limite turbulente

D'après Oertel /6/, lorsque le produit  $p_1 \cdot d > 130$ , nous pouvons considérer que la couche limite est turbulente ( $p_1$  en mm de mercure et  $d$  en cm).

Cette couche limite est caractérisée par :

$$\delta = 0,303 \cdot \left( \frac{\mu_2}{\rho_2 \cdot u_2} \right)^{1/5} \cdot \left( x \cdot \frac{9(\rho_{21} - 1)}{2\rho_{21} + 7} \right)^{4/5} \quad (5.9)$$

$$\delta^* = -\delta \cdot (\rho_{21} - 1) / 8 \quad (5.10)$$

Les deux dernières relations peuvent se mettre sous les formes :

$$\delta = C (M_s, T_1) \cdot p_1^{-1/5} \cdot x^{4/5} \quad (5.11)$$

$$\delta^* = D (M_s, T_1) \cdot p_1^{-1/5} \cdot x^{4/5} \quad (5.12)$$

où  $D = \frac{0,303}{8} \cdot (\rho_{21} - 1) \cdot \left( \frac{\mu_2 \cdot r_1 \cdot T_1}{\rho_{21} \cdot u_2} \right)^{1/5} \cdot \left( \frac{9 \cdot (\rho_{21} - 1)}{2 \cdot \rho_{21} + 7} \right)^{4/5}$

D'après Oertel /25/, les calculs faits par Mirels, H. /28/, /29/, /30/, /31/ étaient proches de la réalité et les relations (5.7), (5.8), (5.11) et (5.12) restent valables pour des chocs forts et d'une manière approchée même pour des gaz réels.

#### 5.5 Détermination des coefficients de viscosité

Comme les termes de l'épaisseur de la couche limite contiennent les coefficients de viscosités, nous avons été amené et ce dans le but de faciliter l'usage de ces relations sur ordinateur, à établir des relations des coefficients de viscosité à partir de diagrammes pour les gaz suivants : Argon, Azote, Hélium et Hydrogène. Pour l'air, nous avons utilisé la relation de Sutherland.

$$\mu_2 = 1,715 \cdot 10^{-5} \cdot \left( \frac{T_2}{273,15} \right)^{3/2} \cdot \frac{383,4}{(T_2 + 110,4)}$$

Pour les autres gaz nous avons divisé les diagrammes en plusieurs parties (intervalles de température) dans lesquelles nous pouvons considérer que l'évolution de la viscosité du gaz est linéaire et dont voici les relations :

Azote :

89 K $\leq T_2 \leq$ 256 K	; $\mu_2 = 4.963 \cdot 10^{-8} \cdot T_2 + 1.785 \cdot 10^{-6}$
256 K $\leq T_2 \leq$ 533 K	; $\mu_2 = 4.134 \cdot 10^{-8} \cdot T_2 + 4.199 \cdot 10^{-5}$
533 K $\leq T_2 \leq$ 811 K	; $\mu_2 = 2.678 \cdot 10^{-8} \cdot T_2 + 1.1343 \cdot 10^{-5}$
811 K $\leq T_2 \leq$ 1922 K	; $\mu_2 = 2.232 \cdot 10^{-8} \cdot T_2 + 1.4964 \cdot 10^{-5}$

Argon :

50 K $\leq T_2 \leq$ 256 K	; $\mu_2 = 8.2746 \cdot 10^{-8} \cdot T_2 - 1.056 \cdot 10^{-6}$
256 K $\leq T_2 \leq$ 533 K	; $\mu_2 = 5.4805 \cdot 10^{-8} \cdot T_2 + 6.076 \cdot 10^{-5}$
533 K $\leq T_2 \leq$ 756 K	; $\mu_2 = 4.3327 \cdot 10^{-8} \cdot T_2 + 1.219 \cdot 10^{-5}$
756 K $\leq T_2 \leq$ 1200 K	; $\mu_2 = 3.7099 \cdot 10^{-8} \cdot T_2 + 3.587 \cdot 10^{-5}$
1200 K $\leq T_2 \leq$ 2756 K	; $\mu_2 = 2.6944 \cdot 10^{-8} \cdot T_2 + 2.910 \cdot 10^{-5}$

Hélium :

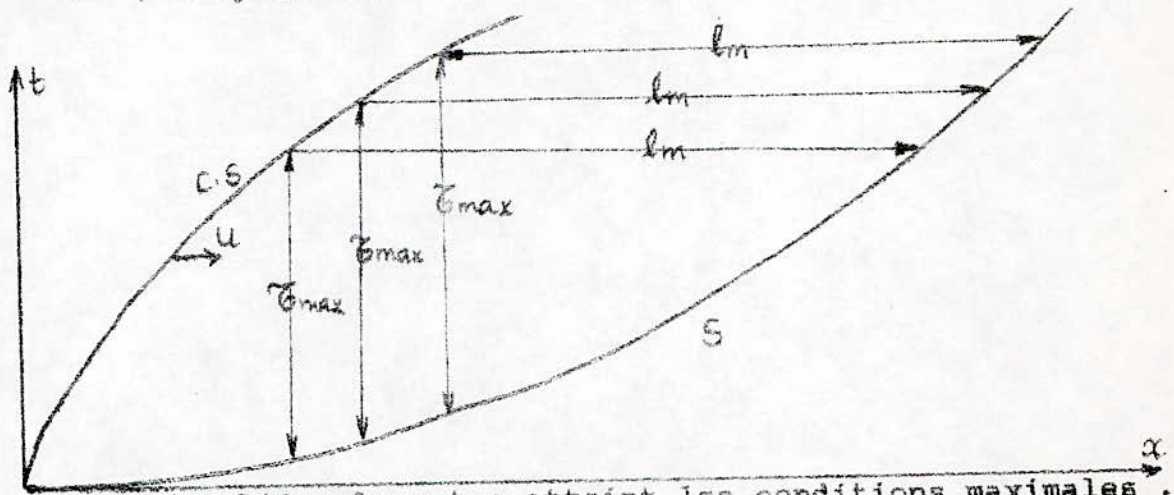
89 K $\leq T_2 \leq$ 256 K	; $\mu_2 = 4.092 \cdot 10^{-8} \cdot T_2 + 6.903 \cdot 10^{-6}$
256 K $\leq T_2 \leq$ 267 K	; $\mu_2 = 5.209 \cdot 10^{-8} \cdot T_2 + 4.051 \cdot 10^{-6}$
367 K $\leq T_2 \leq$ 533 K	; $\mu_2 = 3.720 \cdot 10^{-8} \cdot T_2 + 9.507 \cdot 10^{-5}$
533 K $\leq T_2 \leq$ 811 K	; $\mu_2 = 3.274 \cdot 10^{-8} \cdot T_2 + 1.188 \cdot 10^{-6}$
811 K $\leq T_2 \leq$ 1400 K	; $\mu_2 = 2.753 \cdot 10^{-8} \cdot T_2 + 3.141 \cdot 10^{-6}$

Hydrogène :

89 K $\leq T_2 \leq$ 145 K	; $\mu_2 = 2.976 \cdot 10^{-8} \cdot T_2 + 1.157 \cdot 10^{-6}$
145 K $\leq T_2 \leq$ 200 K	; $\mu_2 = 2.455 \cdot 10^{-8} \cdot T_2 + 1.909 \cdot 10^{-6}$
200 K $\leq T_2 \leq$ 256 K	; $\mu_2 = 2.074 \cdot 10^{-8} \cdot T_2 + 2.356 \cdot 10^{-6}$
256 K $\leq T_2 \leq$ 478 K	; $\mu_2 = 1.860 \cdot 10^{-8} \cdot T_2 + 3.307 \cdot 10^{-6}$
478 K $\leq T_2 \leq$ 700 K	; $\mu_2 = 1.637 \cdot 10^{-8} \cdot T_2 + 4.415 \cdot 10^{-6}$
700 K $\leq T_2 \leq$ 1400 K	; $\mu_2 = 1.339 \cdot 10^{-8} \cdot T_2 + 6.498 \cdot 10^{-6}$

## 5.6 Temps d'essai et longueur d'écoulement chaud .

Il se trouve qu'à partir d'une certaine distance du diaphragme variable avec les conditions initiales et la géométrie du tube , l'écoulement atteint un régime limite stationnaire /32/. On constate alors que la surface de contact et l'onde de choc se déplacent à une vitesse égale et constante et les paramètres de l'écoulement demeurent inchangés au cours du temps entre la surface de contact et l'onde de choc . La longueur qui sépare dans ce cas l'onde de choc et la surface de contact est appelée longueur infinie ou maximale et notée  $l_m$  ou  $l_{oo}$  . Le temps mis par une particule pour parcourir cette distance est noté  $\tau_{max}$  , (figure 5.5).



Pour la détermination de la longueur de l'écoulement chaud et du temps d'essai , il existe des théories globales et des théories linéarisées .

Musgrove, P.J. et Appleton, J.P. /33/ ont utilisé une méthode de linéarisation pour prédire le temps d'essai ainsi qu'une méthode globale où l'on considère uniquement la variation de la vitesse de la surface de contact . La vitesse de l'onde de choc est supposée constante (figure 5.6) . Ces méthodes ont donné en général de bons résultats en comparaison avec ceux de l'expérience .

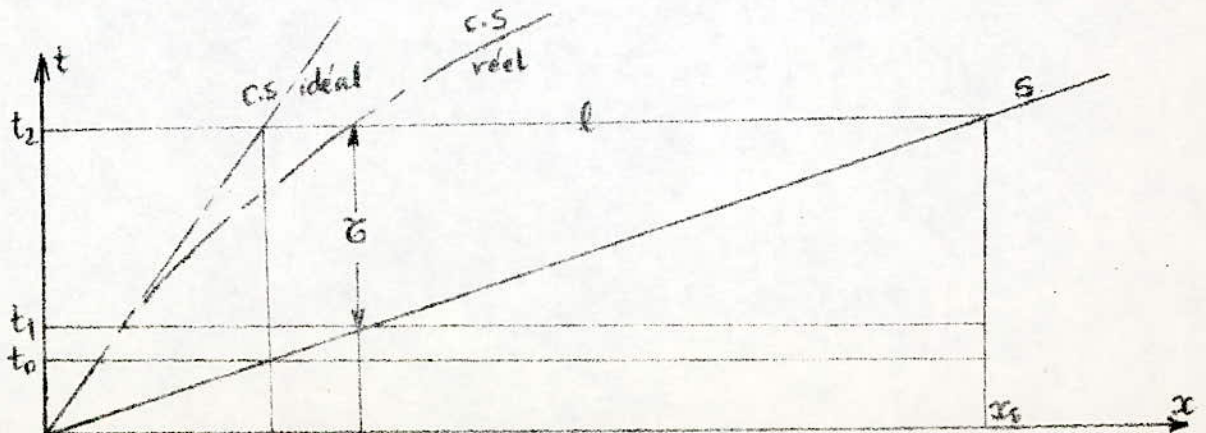


fig. 5.6 - Modèle choisi pour les théories globales .

Mirels, H. /31/ , Roshko /34/ , Hooker /35/ et Ackyord /36/ ont utilisé des théories globales ou il a été toujours considéré que la vitesse de l'onde de choc était constante .

Ainsi pour calculer le temps d'essai , il faudrait déterminer la longueur de l'écoulement chaud  $l$  .

$$\zeta = l / u_s \quad (5.12)$$

Or  $l$  se détermine itérativement à partir de corrélations contenant la longueur max ( $l_m$ ) .

Roshko et Hooker donnent  $l_m$  en fonction d'un paramètre B tabulé:

$$l_m = \frac{1}{4 \cdot \beta} \left( \frac{g_2}{g_w} \right)^2 \cdot \frac{a_2}{(g_{21} - 1)} \cdot \frac{g_w \cdot u_2}{u_w} \quad (5.13)$$

Mirels /29/ propose  $l_m$  comme suit :

$$l_m = \frac{d^2}{16 \cdot \beta^2} \cdot \left( \frac{g_{e,0}}{g_{w,0}} \right) \cdot \frac{u_{e,0}}{u_w - u_{e,0}} \cdot \frac{u_{e,0}}{v_{w,0}} \quad (5.14)$$

Pour déterminer la longueur de l'écoulement chaud , Mirels /31/ , /37/ propose la corrélation suivante pour une couche limite laminaire :

$$X = - 2 \ln ( 1 - T^{1/2} ) + T^{1/2} \quad (5.15)$$

avec  $X = x_s / W \cdot l_m$  ,  $T = l / l_m$  et  $W = u_s / (u_s - u_2)$

où  $x_s$  est une distance à partir du diaphragme (figure 5.5) .

$$\text{et } X = - 5 \left( \ln \frac{1 - T^{1/5}}{1 + T^{1/5}} - 2 \operatorname{Arctang} T^{1/5} + 4 T^{1/5} \right) / 4 \quad (5.16)$$

pour une couche limite turbulente .

En posant  $T = l / l_m = u_s \cdot \zeta / l_m$  , Mirels propose pour le calcul du temps d'essai  $\zeta$  la corrélation :

$$X = 2 \cdot ( \ln ( 1 - T^{1/2} ) + T^{1/2} ) + T/W \quad (5.17)$$

Musgrove et Appleton /31/ proposent pour la couche limite laminaire et turbulente , respectivement :

$$X = - 2 ( T^{1/2} + \ln ( 1 - T^{1/2} ) ) \quad (5.18)$$

$$X = 5 \cdot (2 \cdot \text{Arctang } T^{1/5} + \ln(1 + T^{1/5}) - \ln(1 - T^{1/5}) - 4 T^{1/5}) / 4 \quad (5.19)$$

ou  $X = x_s / (u_s/u_2) \cdot l_m$  et  $T = l/l_m$ .

et proposent pour le temps d'essai respectivement pour le laminaire et le turbulent :

$$x = \frac{-2W}{(W-1)} (T^{1/2} + \ln(1 - T^{1/2})) - \frac{T}{(W-1)} \quad (5.20)$$

$$x = \frac{5W}{4(W-1)} (2 \text{ Arctang } T^{1/5} + \ln \frac{1+T^{1/5}}{1-T^{1/5}} - 4 T^{1/5}) - \frac{T}{(W-1)} \quad (5.21)$$

Oertel /25/ propose respectivement pour le laminaire et le turbulent :

$$\frac{x_s}{2(\xi_{21} - 1) \cdot l} = - \ln \left| 1 - \left( \frac{u_s \cdot \xi}{l_m} \right)^{1/2} \right| - \left( \frac{u_s \cdot \xi}{l_m} \right)^{1/2} \quad (5.22)$$

$$\frac{4 \cdot x_s}{5(\xi_{21} - 1) \cdot l} = \ln \frac{1 + \left( \frac{u_s \cdot \xi}{l_m} \right)^{1/5}}{1 - \left( \frac{u_s \cdot \xi}{l_m} \right)^{1/5}} + 2 \cdot \text{Arctg} \left( \frac{1}{l_m} \right)^{1/5} - 4 \cdot \left( \frac{1}{l_m} \right)^{1/5} \quad (5.23)$$

Dans un autre article /6/, Oertel donne deux corrélations, pour les écoulements laminaire et turbulent, permettant le calcul de  $l$  en fonction de  $l_m$ .

$$X = \left( \frac{x_2}{l_m} \right) = -2 \ln \left( 1 - \left( \frac{1}{l_m} \right)^{1/2} \right) - \left( \frac{1}{l_m} \right)^{1/2} \quad (5.24)$$

$$X = \frac{5}{4} (2 \text{ Arctang } T^{1/5} + \ln \frac{1+T^{1/5}}{1-T^{1/5}} - 4 T^{1/5}) \quad (5.25)$$

Musgrove et Appleton /33/ conservent la longueur  $l_m$  calculée par Mirels /31/, Oertel /6/ et /27/ propose respectivement pour le laminaire et le turbulent ce qui suit :

$$l_m = E_1 \cdot \left( \frac{d}{4B} \right)^2 \quad (5.26)$$



$$l_m = p_1 \cdot \left( \frac{d}{4D} \right)^{5/4} \quad (5.27)$$

$$\log \frac{p_1 \cdot d^2}{A \cdot l_m} = 0,083 \cdot M_s + 0,0147 ; A = 0,212 \text{ (torr.cm)} \quad (5.28)$$

$$\log \frac{p_1^2 d^{5/4}}{B \cdot l_m} = 0,0349 \cdot M_s - \frac{1,242}{M_s} + 0,58 ; B = 5,65 \cdot 10^{-2} \text{ (torr.cm)}^{1/4} \quad (5.29)$$

Mirels , dans un autre article /38/, propose pour la couche limite turbulente :

$$\frac{l}{(p_1 \cdot d)} \cdot \frac{1}{d} = \frac{0,1768 \cdot W(W-1)}{W + 1,25 \cdot W - 0,8} \cdot \left( (p_1 \cdot x) \cdot \left( \frac{\delta^*}{x} \right)^{5/4} \right) \quad (5.30)$$

où  $x, d, l$  sont en pied ,  $p_1$  est en atmosphère .

D'après Oertel /6/ , à partir des calculs faits par Mirels /31/ , /39/ , /40/ , Ackyard /36/ , Musgrove et Appleton /33/ , Fuehrer /41/ et Oertel /28/ , on a trouvé un bon accord entre la théorie et l'expérience pour la couche limite de choc purement laminaire . Pour la couche limite purement turbulente les valeurs mesurées étaient en général plus petites que les valeurs calculées .

### 5.6 Paramètres de l'écoulement à $\zeta$ max .

Supposons que l'écoulement max est atteint (figure 5.5) . La présence de la couche limite fait que les paramètres , juste en aval de l'onde de choc et au niveau de la surface de contact , ne sont plus les mêmes , chose qui était admise en l'absence de la couche limite . De ce fait , nous sommes amenés à considérer les figures (5.7) , (5.8) et (5.9) .

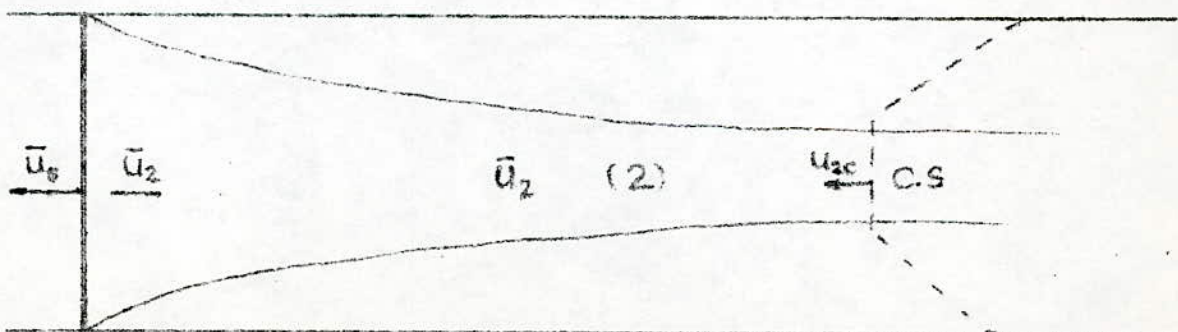


fig. 5.7 - Coordonnées fixées sur le tube .

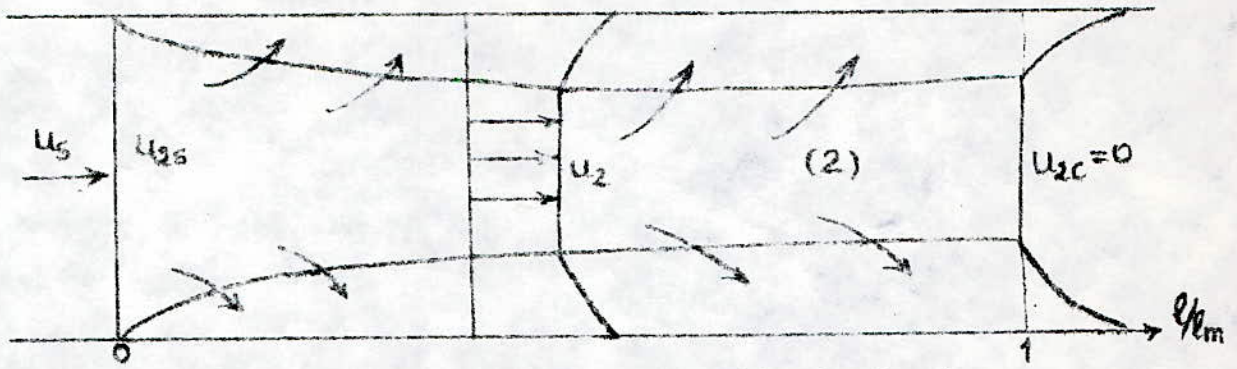


fig. 5.8 - Coordonnées fixées sur l'onde de choc .

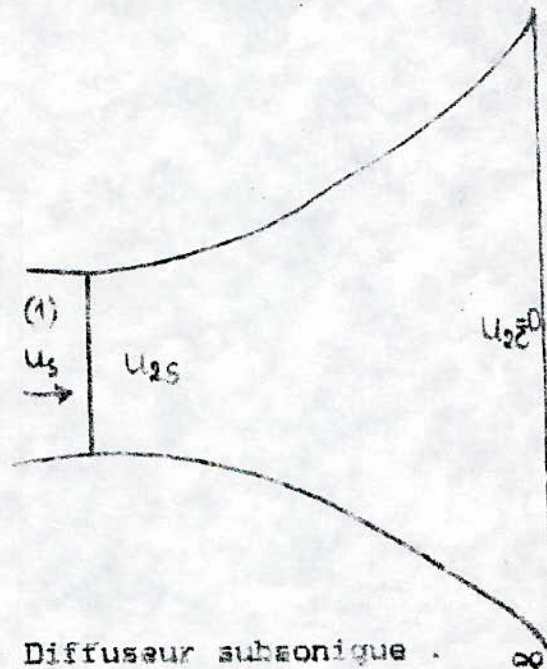


fig. 5.9 - Diffuseur subsonique .

Lorsque le temps d'essai max est atteint , nous avons  $u_2' = u_{2c}'$  .  
L'équation de continuité s'écrit pour une couche limite laminaire , /37/ :

$$\frac{S_2 \cdot u_2}{S_{2s} \cdot u_{2s}} = 1 - \left( \frac{1}{l_m} \right)^{1/2} \quad (5.31)$$

L'écoulement central représenté par la figure (5.9) est équivalent à celui dans un diffuseur subsonique , où les sections du diffuseur sont telles que /6/ , /37/ et /40/ :

$$\frac{A_{2s}}{A_2} = 1 - \left( \frac{1}{l_m} \right)^{1-n} \quad (5.32)$$

où  $n = 1/2$  et  $1/5$  respectivement pour la couche limite laminaire et turbulente .

Le nombre de Mach en aval de l'onde de choc est donné par :

$$M_{2s} = \left( \frac{(\gamma - 1) M_s + 2}{2\gamma M_s - (\gamma - 1)} \right)^{1/2} \quad (5.33)$$

Le nombre de Mach  $M_2$  dans n'importe quelle section est donné par la formule itérative :

$$M_2 = \left( 1 - \left( \frac{1 - \gamma}{\gamma} \right) \cdot \frac{1 - \gamma}{M_{2s}^2} \cdot \left( \frac{2 + (\gamma - 1) \cdot M_{2s}^2}{2 + (\gamma - 1) \cdot M_2^2} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \right)^{-1/2} \quad (5.34)$$

L'état en C est l'état d'arrêt isentropique du gaz de travail. Les conditions d'écoulement isentropique donnent :

$$\frac{T_2}{T_{2s}} = \left( \frac{p_2}{p_{2s}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} = \left( \frac{p_2}{p_{2s}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} = \frac{2 + (\gamma - 1) \cdot M_{2s}^2}{2 + (\gamma - 1) \cdot M_2^2} \quad (5.35)$$

pour déterminer tous les paramètres, nous utilisons l'équation

de continuité : 
$$\frac{\rho_2 \cdot u_2}{\rho_{2s} \cdot u_{2s}} = \frac{A_{2s}}{A_2}$$

pour tirer  $u_2$  comme suit :

$$u_2 = u_{2s} \cdot \left( \frac{A_{2s}}{A_2} \right) \cdot \left( \frac{\rho_{2s}}{\rho_2} \right) \quad (5.36)$$

$M'_2$  est tiré à partir de la relation :

$$M'_2 = M_s \left( \left( \frac{T_1}{T_{2s}} \right) \cdot \left( \frac{T_{2s}}{T_2} \right) \right)^{1/2} = M_2 \quad (5.37)$$

## Chapitre 6

### Programmes de simulation

#### 6.1 Intérêt des programmes

Les programmes informatiques réalisés constituent l'ossature de l'étude menée sur le tube à choc. Nous pourrions évoquer certaines raisons nous ayant amené à réaliser ces programmes informatiques contenant toutes les informations pouvant concerner la simulation d'expériences sur un tube à choc à section constante. A cause de la multitude de paramètres qui interviennent dans le tube à choc, du temps d'essai très court, de l'influence de la couche limite sur l'écoulement, l'utilisateur ne peut cerner tous ces problèmes d'une façon aisée. Au contraire, il se trouve en face de problèmes complexes d'une expérience de quelques millisecondes conditionnée par un nombre assez important de paramètres dynamiques et thermodynamiques, par les dimensions du tube, etc... S'il ne dispose pas de l'information exacte il pourrait perdre temps et argent. Ce constat nous a poussé à essayer de réaliser un programme complet qui a pour but de faciliter la tâche à un laboratoire utilisant le tube à choc.

#### 6.2 Présentation des programmes de simulation.

Nous avons élaboré trois principaux programmes.

Le premier permet de :

Choisir entre les combinaisons deux à deux de cinq gaz (Argon Azote, Air, Hélium et Hydrogène).

Déterminer tous les paramètres dynamiques et thermodynamiques de l'écoulement dans le tube à choc à section constante pour les cas d'ondes de choc incidente, réfléchie et partiellement réfléchie (cas des souffleries à choc).

Il permet une certaine maniabilité dans le calcul. Lorsque les conditions initiales ( $M_1, p_1, \rho_1, T_1$ ) sont fixés, le programme permet de calculer les paramètres finaux ( $M_2, p_2, T_2, \rho_2$ ) et inversement de déduire les paramètres initiaux lorsque les conditions de l'expérience sont imposées. Il aide à connaître très rapidement les ordres de grandeur des paramètres de travail ou initiaux.

Déterminer le rapport optimal des longueurs des tubes moteur et de travail et le temps d'essai dans le cas idéal.

Le deuxième permet de :

Déterminer les vitesses des particules "u" et du son "a" de

l'éventail d'expansion , les coordonnées temps et espace et de tracer le diagramme t-x .

Il donne aussi une évaluation du temps d'essai dans le cas idéal.

Le troisième permet de :

Calculer la longueur  $l_m$  de l'écoulement chaud dans le cas limite ( onde de choc et surface de contact se déplaçant à vitesse constante ) , la longueur  $l$  de l'écoulement chaud pour un temps quelconque .

Déterminer le temps d'essai ou durée de l'écoulement chaud .

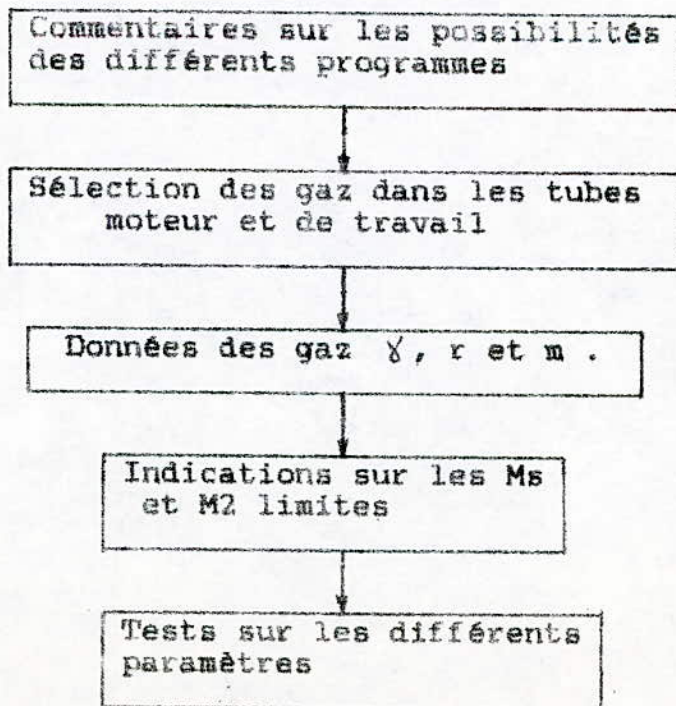
Déterminer l'épaisseur de la couche limite qui se développe sur les parois internes du tube .

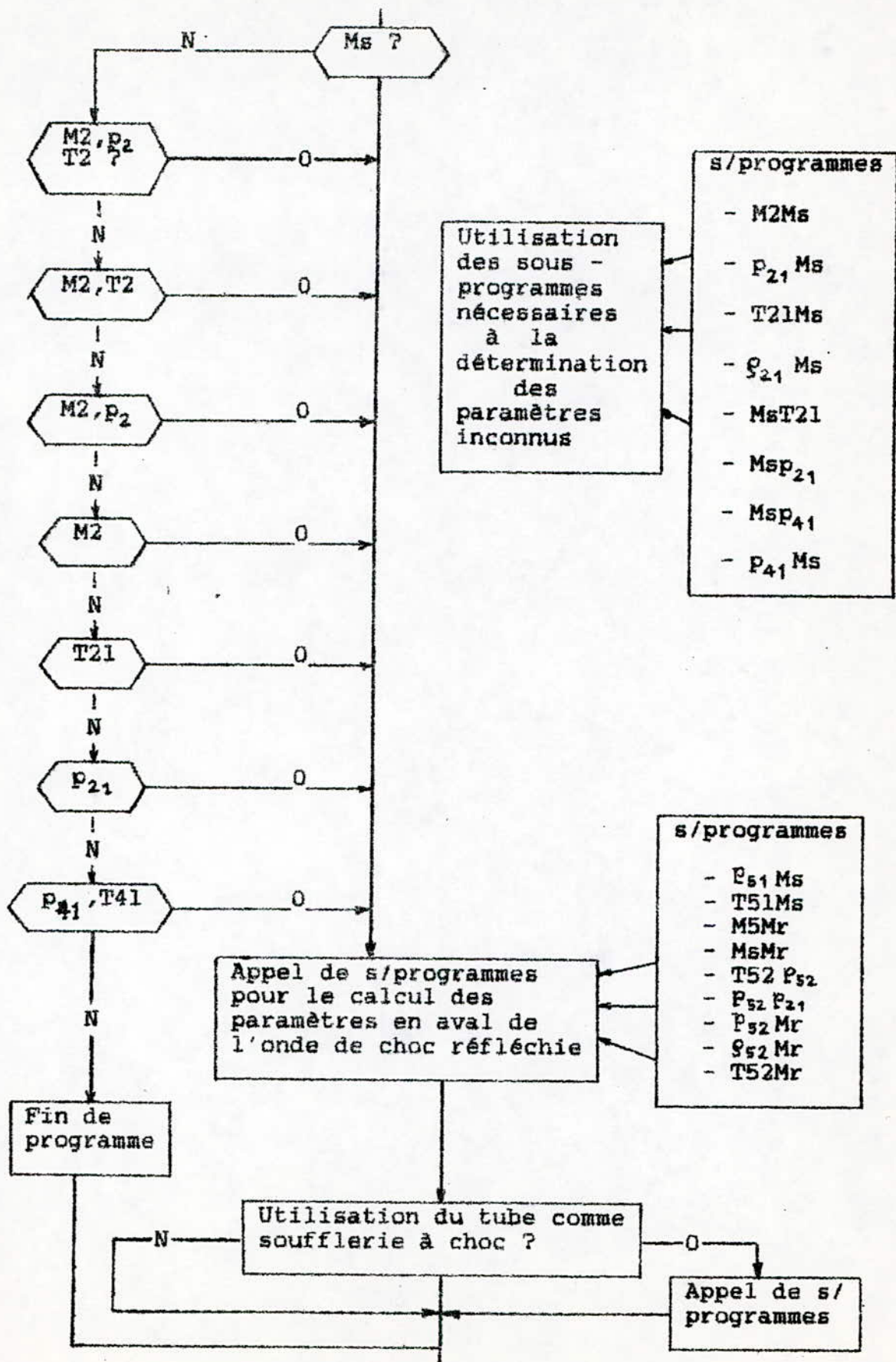
Déterminer les grandeurs de l'écoulement entre l'onde de choc et la surface de contact lorsque l'écoulement atteint les conditions limites .

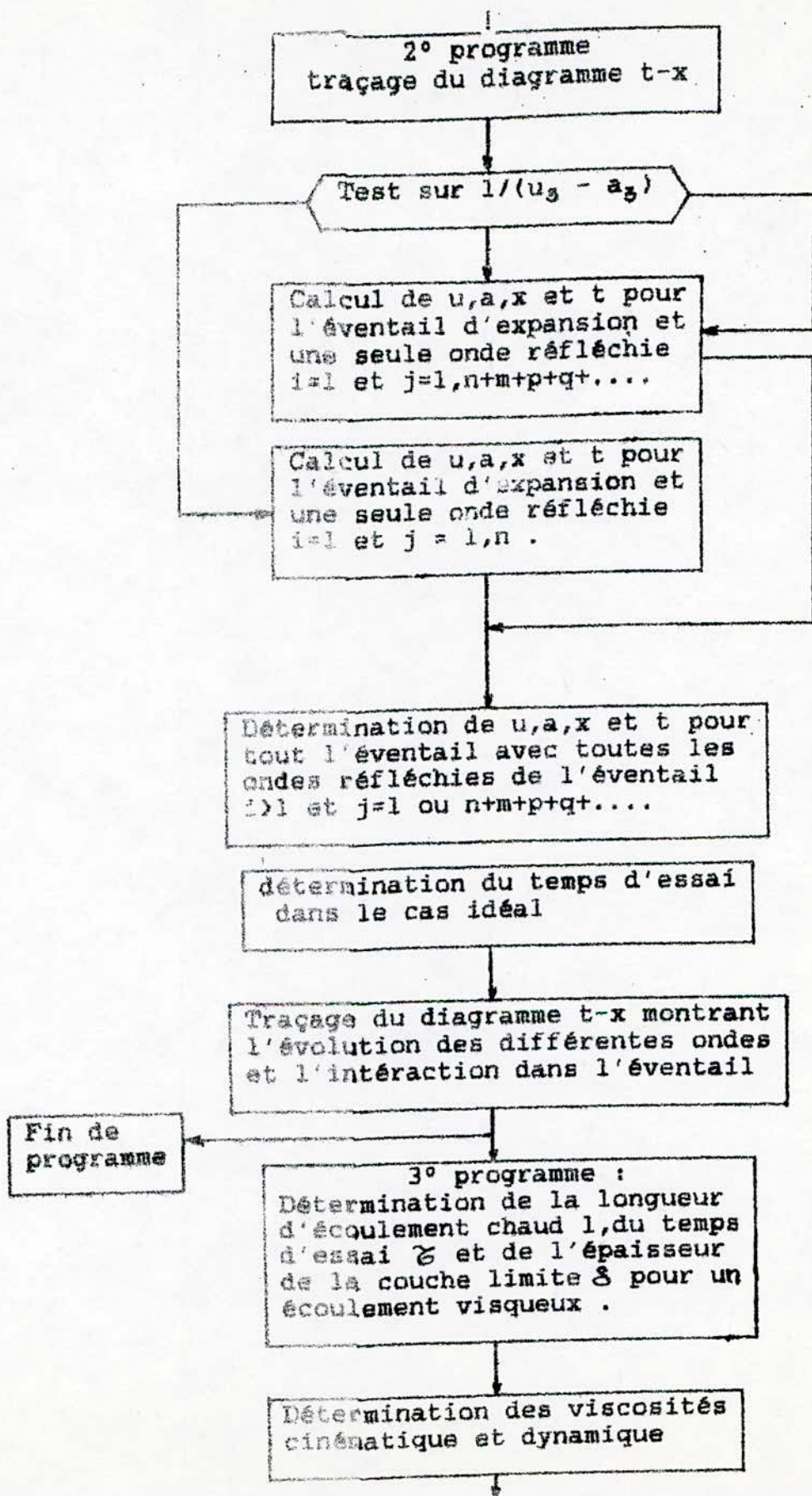
Les programmes établis peuvent s'utiliser indépendamment ou réunis dans un programme expert permettant de donner toute l'information nécessaire aux conditions de déroulement de l'expérience .

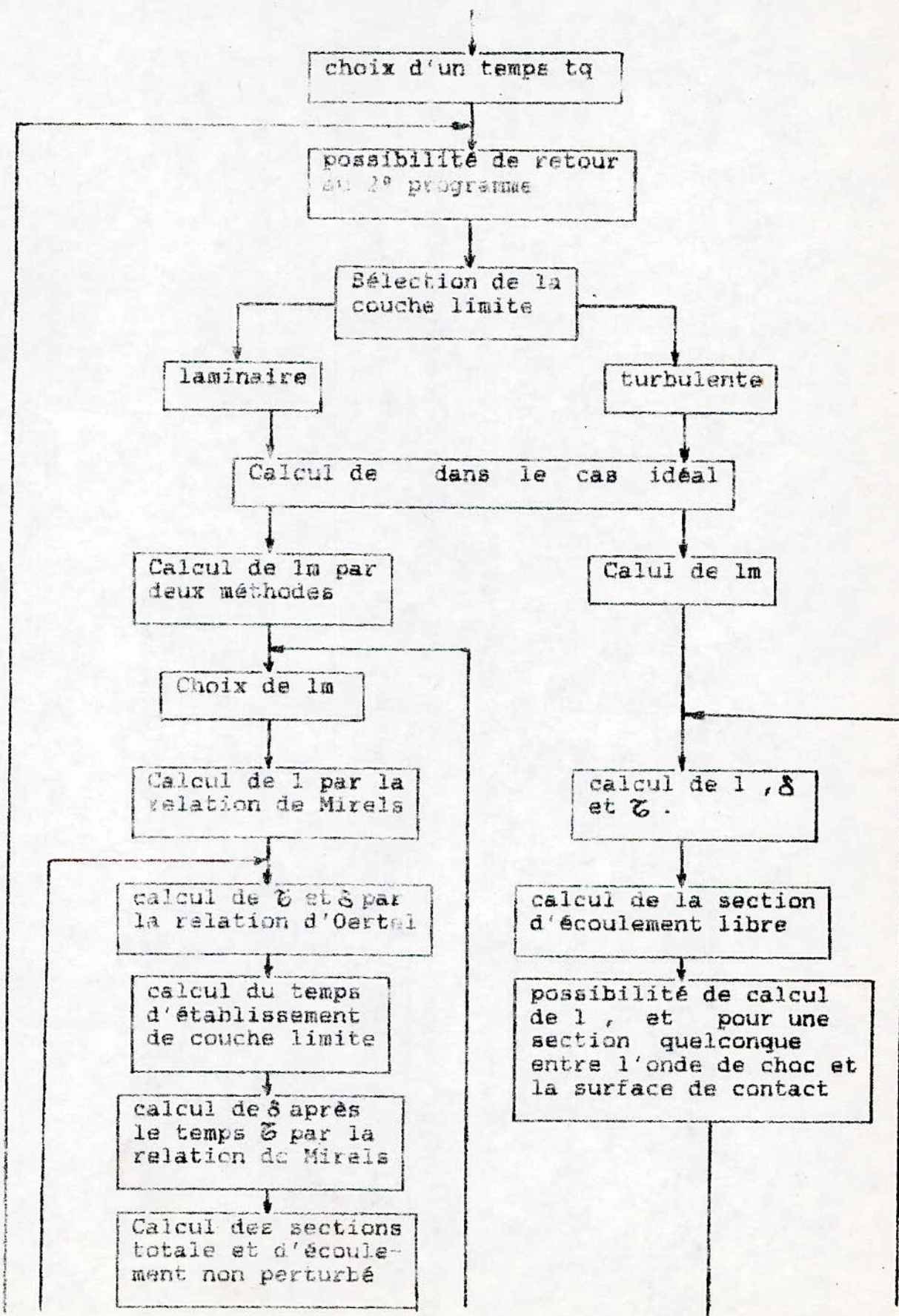
6.3

### ORGANIGRAMME

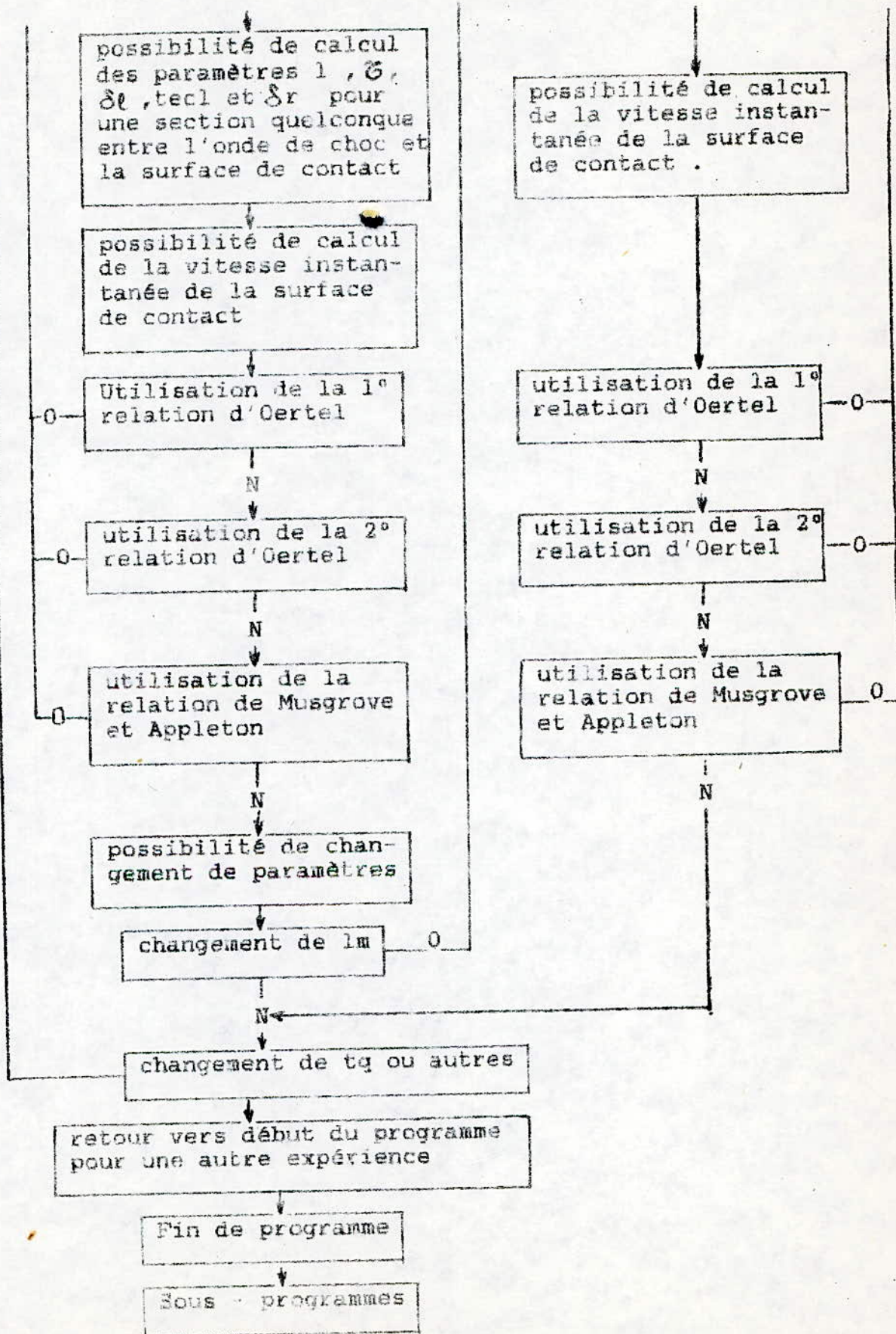












## 6.4 Utilisation du premier programme

Pour le 1<sup>er</sup> programme, nous nous contentons de quelques exemples ou seront déterminés les paramètres dynamiques et thermodynamiques à partir de conditions initiales ou conditions finales (ou d'expérimentation) imposées.

### Exemple 1

Données ou conditions initiales fixées:

Gaz moteur : Hydrogène  $\gamma_4 = 1.407$ ,  $r_4 = 4126,84$   $m_4 = 2,016$ .

Gaz de travail : Azote  $\gamma_1 = 1.404$ ,  $r_1 = 296,93$ ,  $m_1 = 28,02$ .

$M_s = 4$ ,  $T_1 = T_4 = 300$  K,  $p_1 = 100$  N/m<sup>2</sup>.

Après calcul, nous obtenons:

$T_{21} = 4,075$   $\longrightarrow$   $T_2 = 1222,65$  K

$P_{21} = 18,52$   $\longrightarrow$   $P = 1852$  N/m<sup>2</sup>

$\rho_1 = 0,0011$  kg/m<sup>3</sup>

$\rho_{21} = 4,544$   $\longrightarrow$   $\rho_2 = 0,0051$  kg/m<sup>3</sup>

$M_2 = 1,545$

$a_1 = 353,648$  m/s ;  $a_4 = 1319,848$  m/s

$P_{41} = 67,230$   $\longrightarrow$   $P_4 = 6723$  N/m<sup>2</sup>

$u_s = 1414,59$  m/s

$u_2 = 1103,31$  m/s

$a_2 = 713,939$  m/s

$M_r = 2,2936$

$u_s/u_r = 2,648$   $\longrightarrow$   $u_r = 534$  m/s

$P_{52} = 5,976$   $\longrightarrow$   $P_5 = 11068,715$  N/m<sup>2</sup>

$T_{52} = 1,949$   $\longrightarrow$   $T_5 = 2383,591$  K

$\rho_{52} = 3,065$   $\longrightarrow$   $\rho_5 = 0,0156$  kg/m<sup>3</sup>

$P_{51} = 110,687$

$T_{51} = 7,945$

Dans le cas où le tube à choc est utilisé comme soufflerie à

choc ( $M_5 \neq 0$ ), nous aurons pour un M5 fixé à 0,5 un nombre de Mach  $M_r$  égal à 2,2925.

### Exemple

conditions imposées :  $M_2$  et  $p_2$  pour le couple Air/Air

$$M_2 = 1,2 \quad p_2 = 2000 \text{ N/m}^2.$$

Résultats : pour  $T_1 = T_4 = 300 \text{ K}$ , nous avons :

$$M_5 = 3,763$$

$$P_{21} = 16,37 \longrightarrow p_1 = 122,15 \text{ N/m}^2 \text{ et } \rho_1 = 14,17 \cdot 10^{-4} \text{ kg/m}^3$$

$$T_{21} = 3,7 \longrightarrow T_2 = 1114 \text{ K}$$

$$\rho_{21} = 4,409 \longrightarrow \rho_2 = 62,5 \cdot 10^{-4} \text{ kg/m}^3$$

$$P_{41} = 7743,4 \longrightarrow p_4 = 9,4588 \cdot 10^{+5} \text{ N/m}^2$$

$$u_5 = 1308,8367 \text{ m/s}$$

$$a_2 = 674,66 \text{ m/s}$$

$$u_2 = 1011,99 \text{ m/s}$$

$$M_r = 2,2476$$

$$\rho_{52} = 3,0057 \longrightarrow \rho_5 = 0,0187 \text{ kg/m}^3$$

$$P_{52} = 5,786 \longrightarrow P_5 = 11572,85 \text{ N/m}^2$$

$$T_{52} = 1,916 \longrightarrow T_5 = 2135,3 \text{ K}$$

$$P_{51} = 94,74$$

$$T_{51} = 7,117$$

$$u_r/u_5 = 0,383 \longrightarrow u_r = 501,268 \text{ m/s}$$

Dans le cas d'utilisation du tube à choc en soufflerie, la valeur de  $M_r$  sera égale à 2,2465 pour un M5 fixé à 0,6.

### Exemple 3 :

Données :  $M_2 = 1,2$  ;  $T_2 = 1850 \text{ K}$  pour le couple Hélium/Argon .

Nous trouvons :  $M_5 = 4,756$

$$T_{21} = 7,9368 \longrightarrow T_1 = 233 \text{ K}$$

$$\text{pour un } p_1 = 1000 \text{ N/m}^2 \longrightarrow P_{21} = 28 \longrightarrow P_2 = 28028 \text{ N/m}^2$$

$$a_1 = 284,489 \text{ m/s}$$

$$a_4 = 1007,558 \text{ m/s}$$

$$P_{41} = 194 \longrightarrow P_4 = 1,94 \cdot 10^5 \text{ N/m}^2$$

$$\rho_{21} = 3,93$$

$$\rho_1 = 0,0206 \text{ kg/m}^3 \longrightarrow \rho = 0,0727 \text{ kg/m}^3$$

$$u_5 = 1352,93 \text{ m/s}$$

$$u_2 = 969,7 \text{ m/s}$$

$$a_2 = 808 \text{ m/s}$$

$$M_r = 2,08$$

$$u_5/u_r = 1,9 \longrightarrow u_r = 711,76 \text{ m/s}$$

$$\rho_{52} = 2,36 \longrightarrow \rho_5 = 0,1715 \text{ kg/m}^3$$

$$P_{52} = 5,218 \longrightarrow P_5 = 1,46 \cdot 10^{+5} \text{ N/m}^2$$

$$T_{52} = 2,199 \longrightarrow T_5 = 4069,37 \text{ K}$$

$$P_{51} = 146,26$$

$$T_{51} = 17,46$$

#### Exemple 4 :

Données :  $M_2 = 1,6$  ;  $T_2 = 1300 \text{ K}$  ;  $p_2 = 2500 \text{ N/m}^2$  pour Azote/Azote.

$$M_5 = 3,76$$

$$T_1 = 350,08 \text{ K}$$

$$P_{21} = 16,37 \xrightarrow{4} P_1 = 152,69 \text{ N/m}^2$$

$$\rho_1 = 14,68 \cdot 10^4 \text{ kg/m}^3$$

$$\rho_{21} = 4,409 \longrightarrow \rho_2 = 64,76 \cdot 10^4 \text{ kg/m}^3$$

$$a_1 = 382 \text{ m/s}$$

$$T_4 = 350 \text{ K}$$

$$a_4 = 381,98 \text{ m/s}$$

$$P_{41} = 7752,54 \longrightarrow P_4 = 1,1837 \cdot 10^{+6} \text{ N/m}^2$$

$$u_5 = 1437,62 \text{ m/s}$$

$$u_2 = 1111,567 \text{ m/s}$$

$$a_2 = 741,045 \text{ m/s}$$

$$M_r = 2,24786$$

$$u_5/u_r = 2,59 \longrightarrow u_r = 554,2 \text{ m/s}$$

$$\rho_{52} = 3 \longrightarrow \rho_5 = 0,0194 \text{ kg/m}^3$$

$$p_{52} = 5,786 \longrightarrow p_5 = 14466 \text{ N/m}^2$$

$$T_{52} = 1,916 \longrightarrow T_5 = 2491,78 \text{ K}$$

$$p_{51} = 94,74$$

$$T_{51} = 7,117$$

Cas de la soufflerie ; pour un  $M_5 = 0,3$  nous aurons  $M_r = 2,2465$  .

### 6.5 Utilisation du deuxième programme

Pour le 2° programme , nous tracerons les diagrammes t-x de certains des exemples suivants :

1° hélium/Argon(gaz de travail) avec  $M_s = 2$  ;  $T_1 = T_4 = 300 \text{ K}$  ;  
 $p_1 = 100 \text{ N/m}^2$  ;  $l_4$ (longueur du tube moteur) =  $3\text{m}$  ;  $l_1 = 24 \text{ m}$

2° hélium/Argon :  $M_s=3$   $T_1=T_4=300 \text{ k}$   $p_1=100 \text{ N/m}^2$   $L_4=3 \text{ m}$   $L_1=24 \text{ m}$

3° hélium/Argon :  $M_s=4$   $T_1=T_4=300 \text{ K}$   $p_1=100 \text{ N/m}^2$   $L_4=3 \text{ m}$   $L_1=24 \text{ m}$

4° hélium/argon :  $M_s=5$   $T_1=T_4=300 \text{ K}$   $p_1=100 \text{ N/m}^2$   $L_4=3 \text{ m}$   $L_1=24 \text{ m}$

5° hélium/Air :  $M_s=2$   $T_1=T_4=300 \text{ k}$   $p_1=100 \text{ N/m}^2$   $L_4=3 \text{ m}$   $L_1=24 \text{ m}$

6° hélium/Air :  $M_s=3$  ; les autres données sont conservées

7° hélium/Air :  $M_s=4$  ; les autres données sont conservées

8° hélium/Air :  $M_s=5$  ; les autres données sont conservées

9° Air/Air :  $M_s=2$   $T_1=T_4=300 \text{ k}$   $p_1=100 \text{ N/m}^2$   $L_4=3 \text{ m}$   $L_1=24 \text{ m}$

10° Air/Air :  $M_s=2$   $p_1=50 \text{ N/m}^2$  ; le reste des données est conservé

11° Air/Air :  $M_s=3$   $p_1=100 \text{ N/m}^2$  ; le reste est conservé

12° Air/Air :  $M_s=4$   $p_1=50 \text{ N/m}^2$  ; le reste est conservé

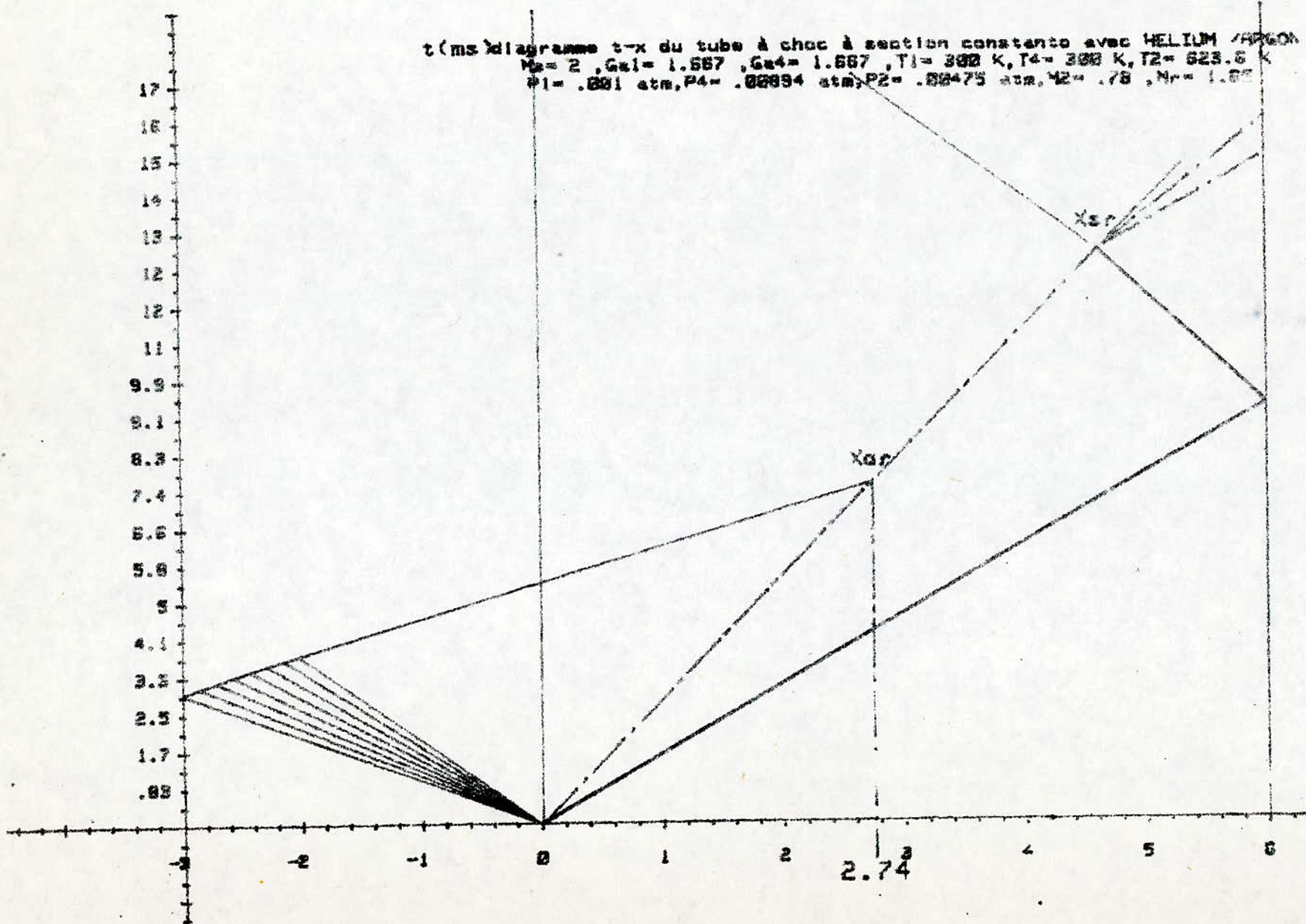
13° Air/Air :  $M_s=4$   $p_1=100 \text{ N/m}^2$  ; le reste est conservé

14° Air/Air :  $M_s=4$   $p_1=150 \text{ N/m}^2$  ; le reste est conservé

- 15° Azote/Azote :  $M_s=2$   $T_1=T_4=300$  k  $p_1=100$  N/m<sup>2</sup>  $L_4=3$  m  $L_1=24$  m
- 16° Azote/Azote :  $M_s=3$  ; le reste est conservé
- 17° Azote/Azote :  $M_s=4$  ; le reste est conservé
- 18° Azote/Azote :  $M_s=4$   $L_1=18$  m ; le reste est conservé
- 19° H<sub>2</sub>/Argon :  $M_s=2$   $p_1=100$  N/m<sup>2</sup>  $T_1=T_4=300$  K  $L_4=3$  m  $L_1=24$  m
- 20° H<sub>2</sub>/Argon :  $M_s=3$  ; le reste est conservé
- 21° H<sub>2</sub>/Argon :  $M_s=4$  ; le reste est conservé
- 22° H<sub>2</sub>/Argon :  $M_s=5$  ; le reste est conservé
- 23° H<sub>2</sub>/N<sub>2</sub> :  $M_s=2$   $T_1=T_4=300$  K  $p_1=100$  N/m<sup>2</sup>  $L_4=3$  m  $L_1=24$  m
- 24° H<sub>2</sub>/N<sub>2</sub> :  $M_s=3$   $T_1=T_4=300$  k  $p_1=100$  N/m<sup>2</sup>  $L_4=3$  m  $L_1=18$  m
- 25° H<sub>2</sub> / N<sub>2</sub> :  $M_s=3$   $T_1=T_4=300$  K  $p_1=50$  N/m<sup>2</sup>  $L_4=3$  m  $L_1=18$  m
- 26° H<sub>2</sub> /N<sub>2</sub> :  $M_s=5$   $T_1=T_4=300$  K  $p_1=100$  N/m<sup>2</sup> ;  $L_1$  et  $L_4$  conservés.
- 27° H<sub>2</sub> /N<sub>2</sub> : les mêmes données que 26° sauf que  $P_1 = 50$  N/m<sup>2</sup> .
- 28° H<sub>2</sub>/N<sub>2</sub> : les mêmes données que 26° sauf que  $T_4 = 400$  K .
- 29° H<sub>2</sub>/N<sub>2</sub> : les mêmes données que 26° sauf que  $T_4 = 500$  K .
- 30° H<sub>2</sub>/N<sub>2</sub> :  $M_s=4$   $T_1=T_4=300$  k  $p_1=100$  N/m<sup>2</sup> ;  $L_1$  et  $L_4$  conservés.
- 31° H<sub>2</sub>/N<sub>2</sub> : les mêmes données que 30° sauf que  $p_1 = 50$  N/m<sup>2</sup> .
- 32° H<sub>2</sub>/N<sub>2</sub> : les mêmes données que 30° sauf que  $L_4=1,5$ m et  $L_1=9$ m
- 33° H<sub>2</sub>/N<sub>2</sub> : les mêmes données que 32° sauf que  $L_1=18$ m .
- 34° H<sub>2</sub>/N<sub>2</sub> : les mêmes données que 30° sauf que  $L_4=4,5$ m et  $L_1=27$ m
- 35° H<sub>2</sub>/N<sub>2</sub> :  $M_s=4$   $p_1=800$  N/m<sup>2</sup>  $L_4=3$ m  $L_1=18$ m  $T_1=T_4=300$  k
- 36° H<sub>2</sub>/N<sub>2</sub> :  $M_s=4$   $p_1=100$  N/m<sup>2</sup> ; longueurs et  $t^\circ$  identiques à 35°.
- 37° H<sub>2</sub>/N<sub>2</sub> :  $M_s=4$   $p_1=1500$  N/m<sup>2</sup> ; longueurs et  $t^\circ$  conservés .
- 38° H<sub>2</sub>/N<sub>2</sub> :  $M_s=4$   $p_1=2000$  N/m<sup>2</sup> ; longueurs et  $t^\circ$  conservés .
- 39° Air/Air :  $M_s=4$   $p_1=1500$  N/m<sup>2</sup> ;  $L_4=3$ m ;  $L_1=24$ m ;  $t^\circ$  conservées .
- 40° Air/Air :  $M_s=2$   $p_1=50$  N/m<sup>2</sup> ; longueurs et  $t^\circ$  conservés .

Pour les exemples 1 à 35 , le diamètre du tube de travail a été pris égal à 0,1 m , et 0,2 m pour le reste (de 36 à 40) .

t (ms) diagramme t-x du tube à choc à section constante avec HELIUM / ARGON  
 $M_2 = 2$ ,  $G_{a1} = 1.667$ ,  $G_{a4} = 1.667$ ,  $T_1 = 300$  K,  $T_4 = 300$  K,  $T_2 = 623.6$  K  
 $P_1 = .001$  atm,  $P_4 = .00094$  atm,  $P_2 = .00475$  atm,  $\gamma_2 = .78$ ,  $N_r = 1.00$



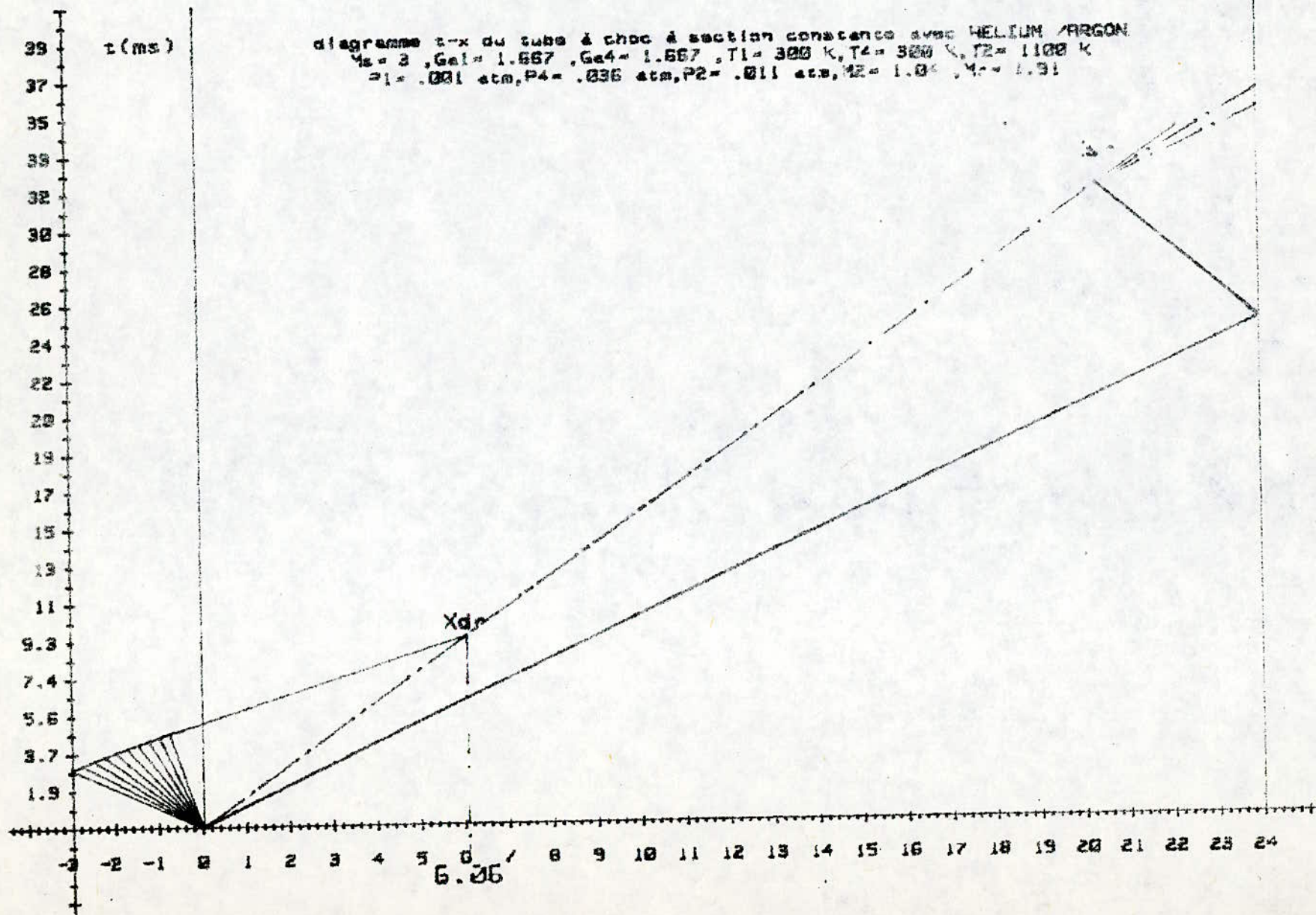
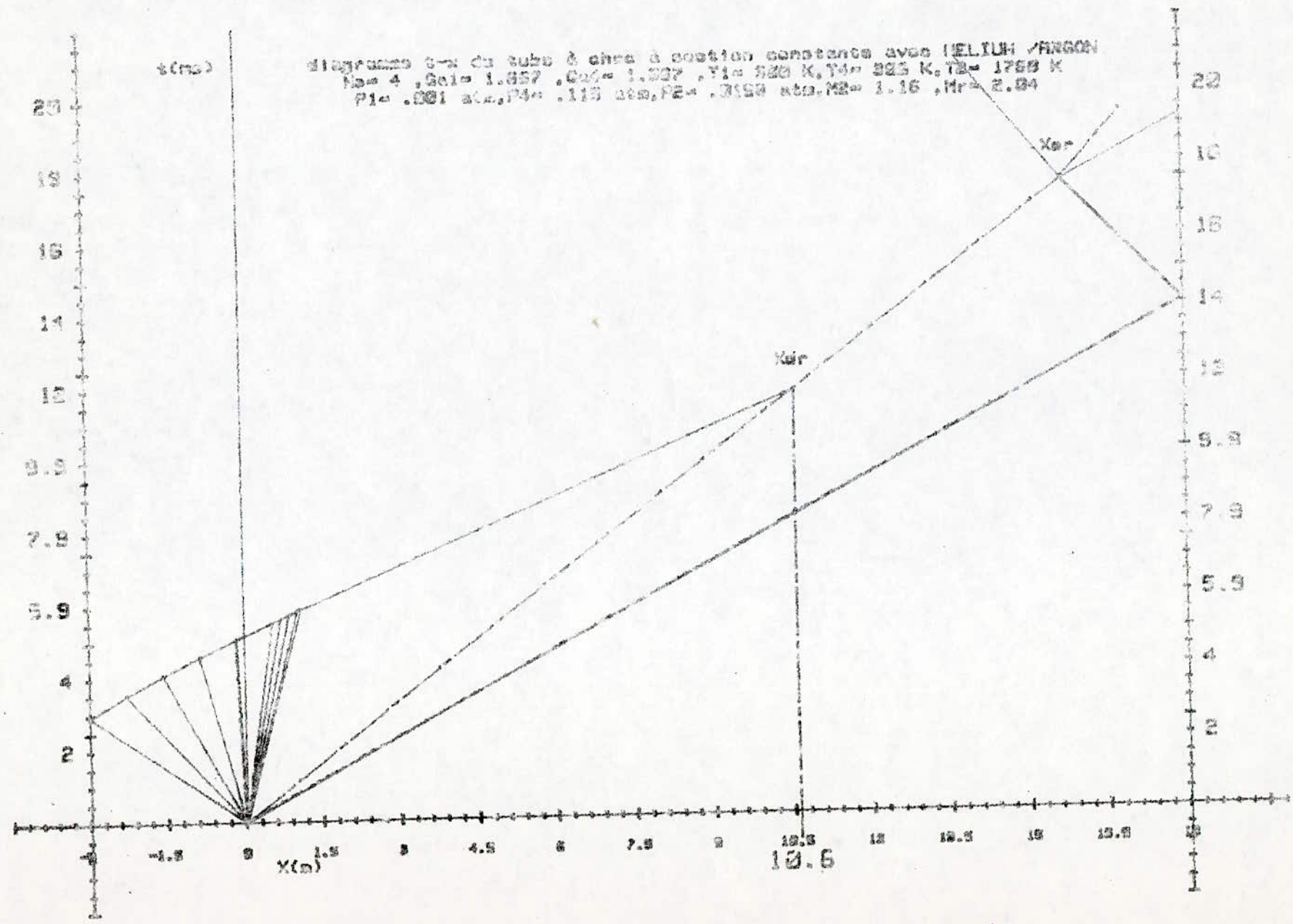


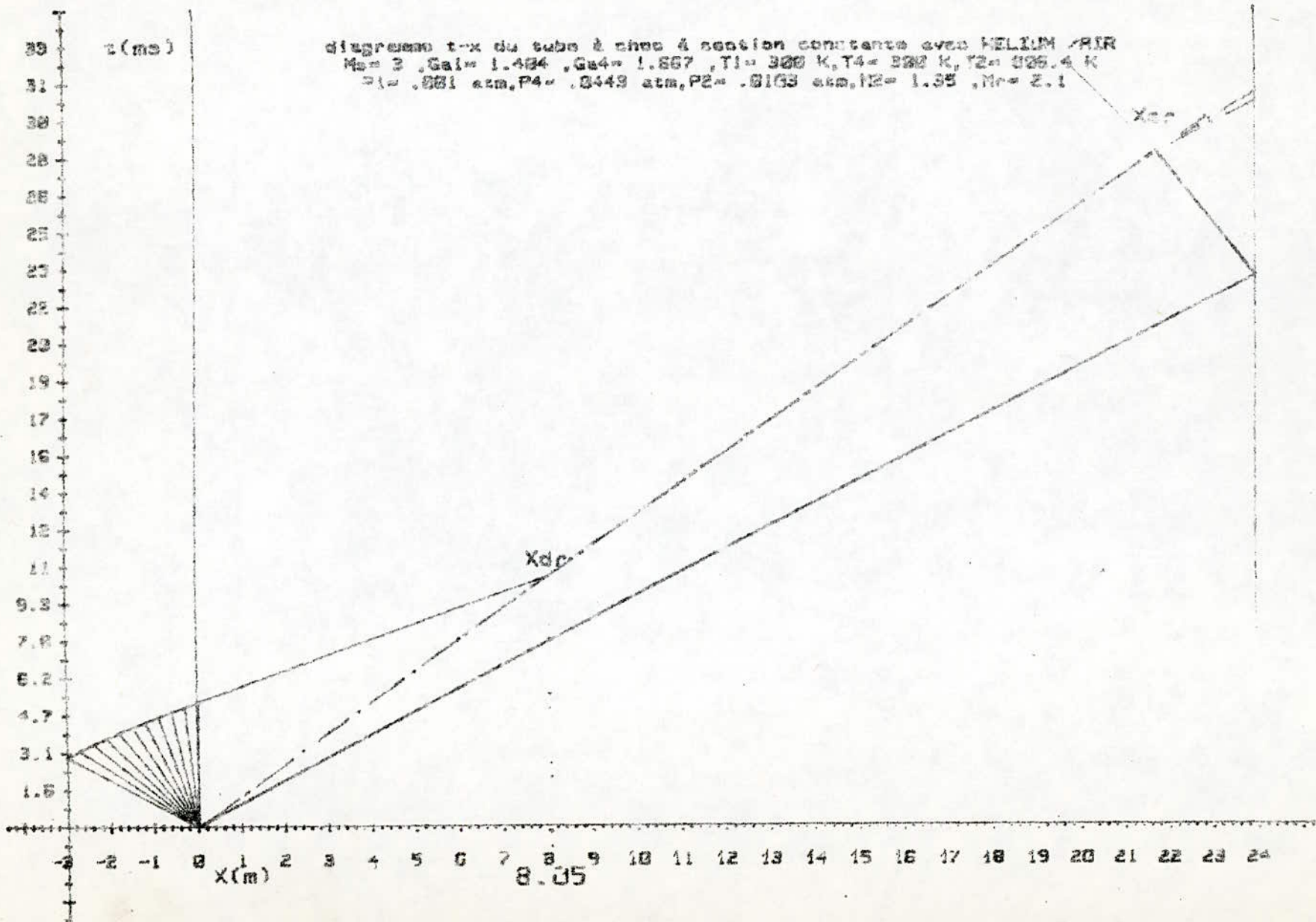


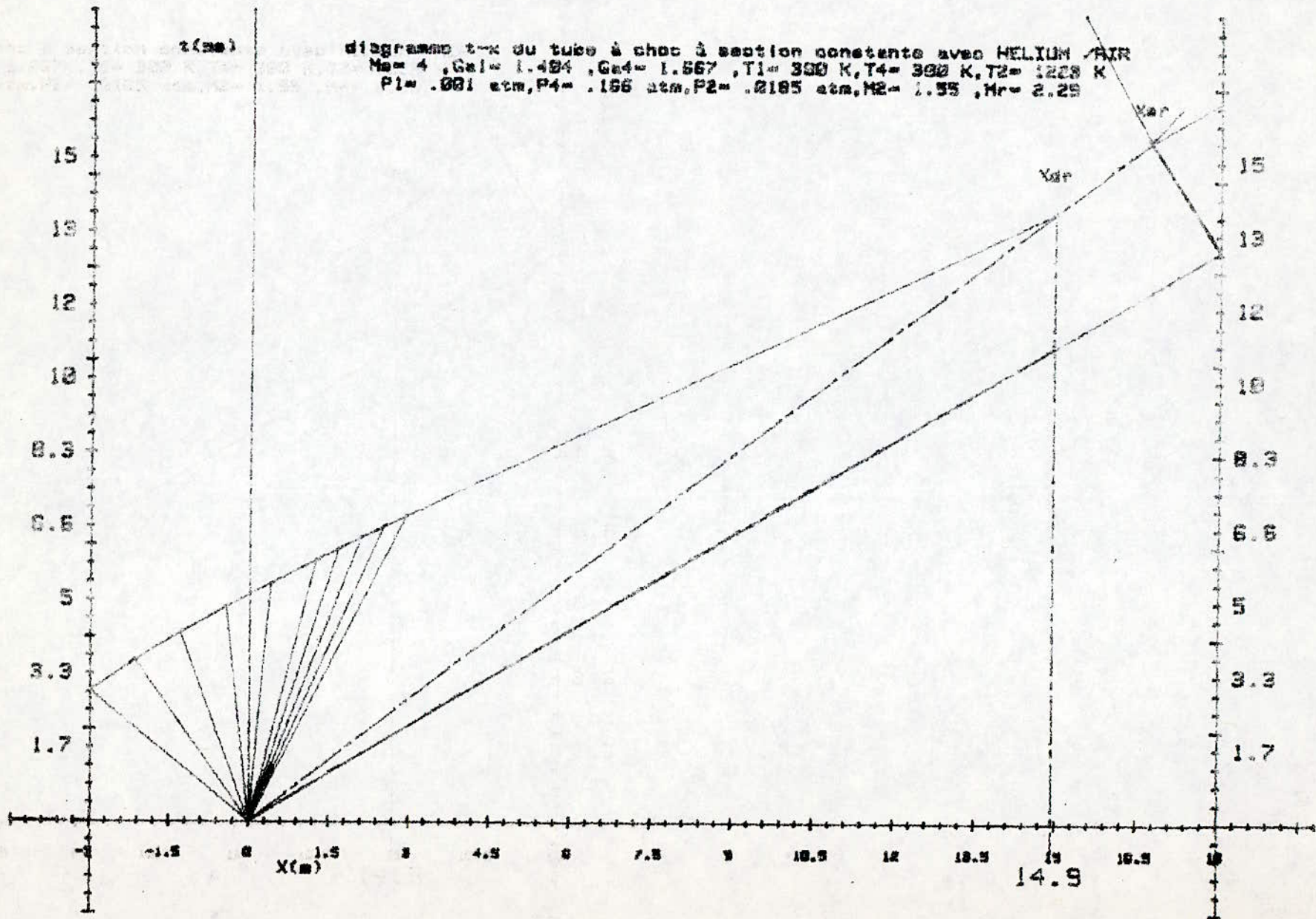
diagramme 3-a du tube à chocs à section constante avec HELIUM / ARGON  
 $N_0 = 4$ ,  $S_0 = 1.857$ ,  $C_0 = 1.027$ ,  $T_1 = 320$  K,  $T_2 = 325$  K,  $T_3 = 1750$  K  
 $P_1 = .001$  ata,  $P_2 = .115$  ata,  $P_3 = .3150$  ata,  $M_2 = 1.16$ ,  $M_3 = 2.04$



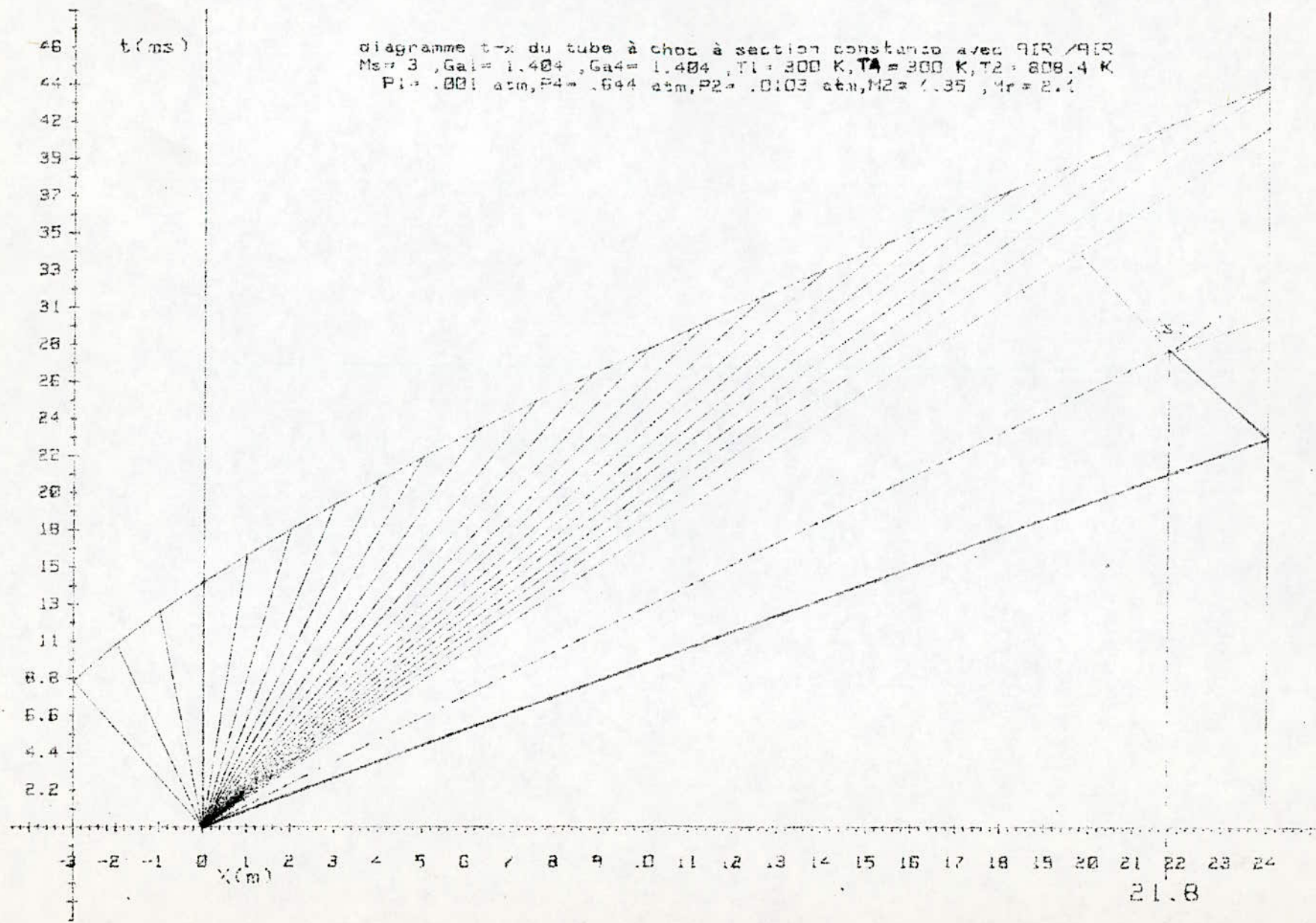
56

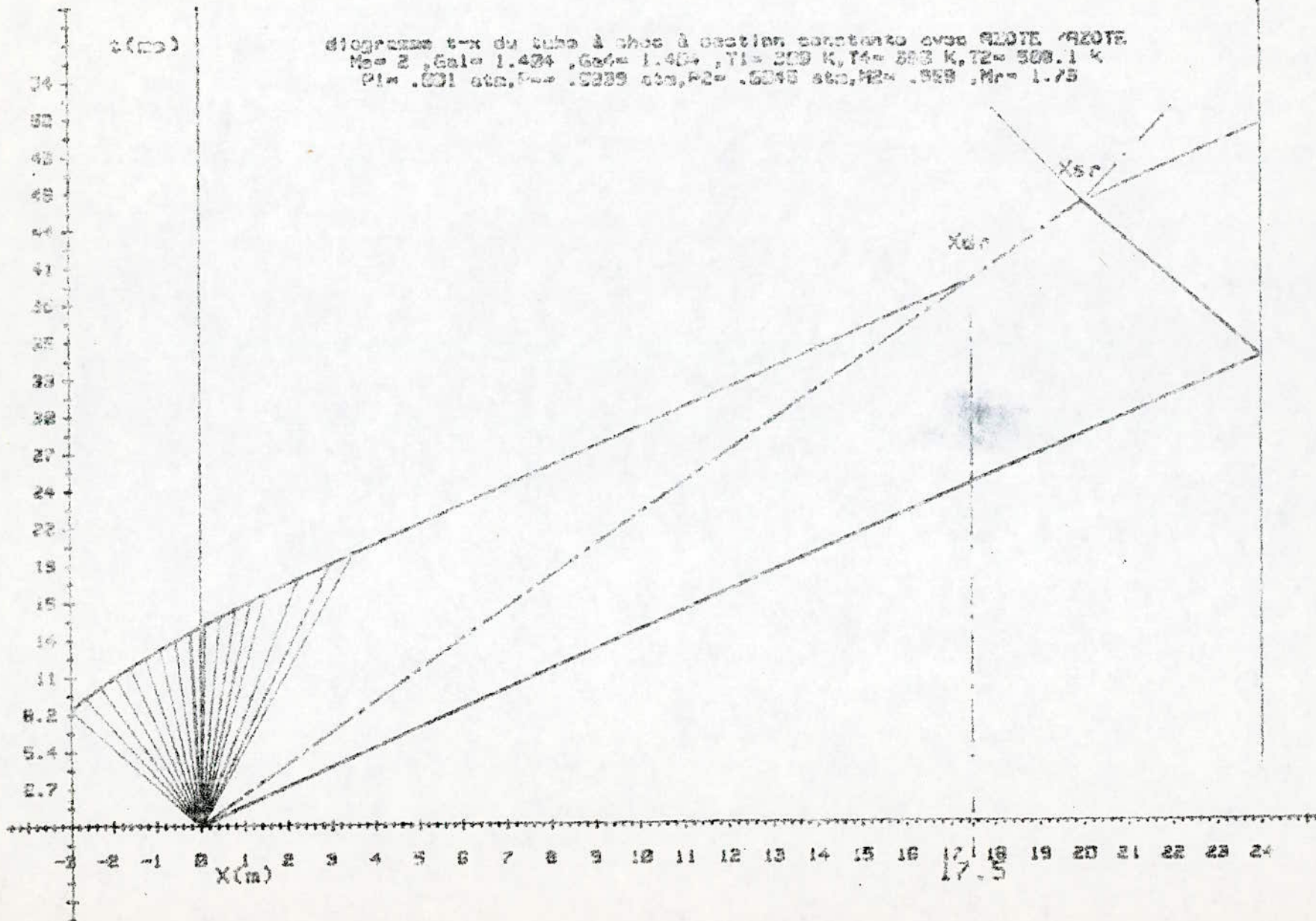
100



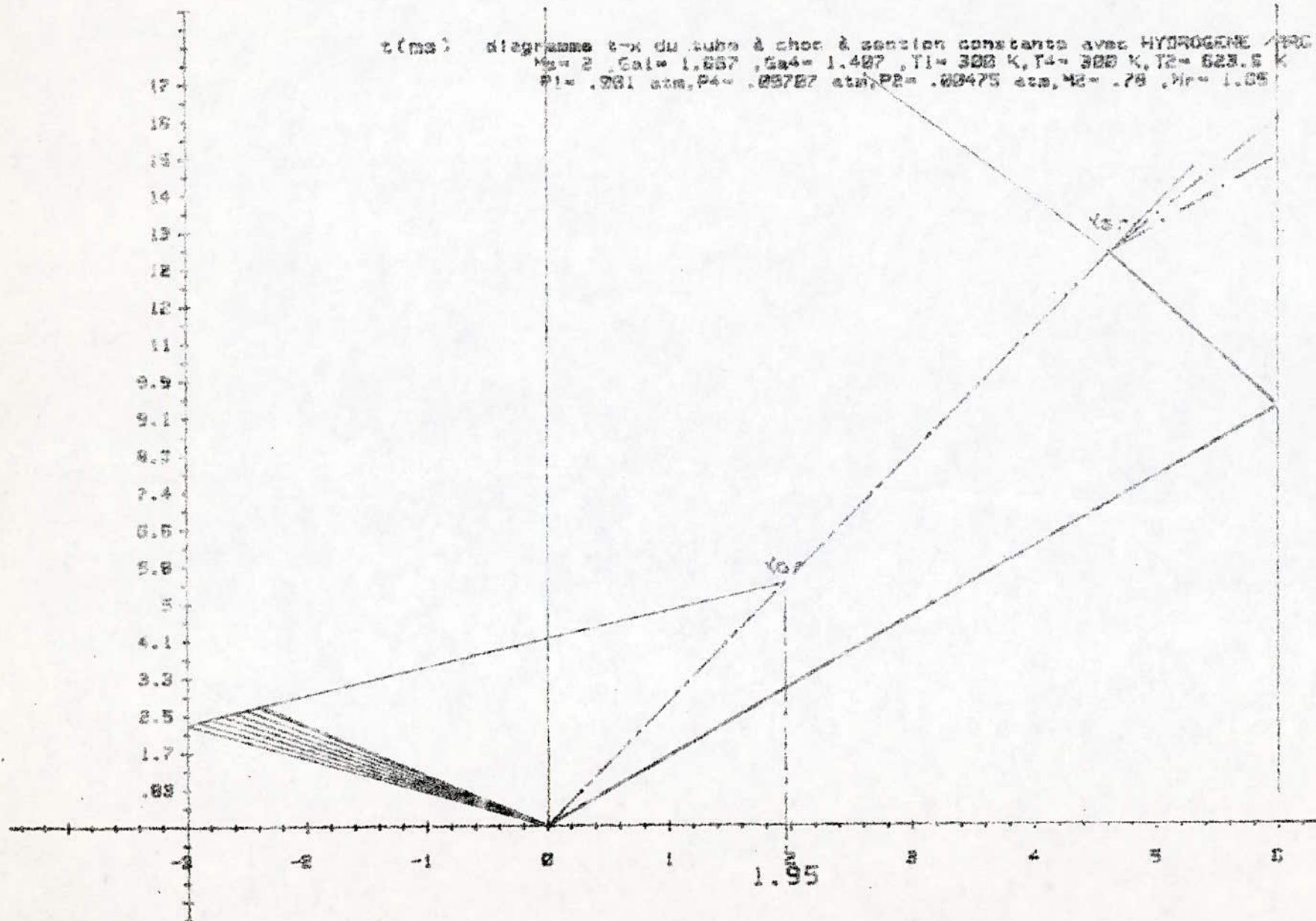


102



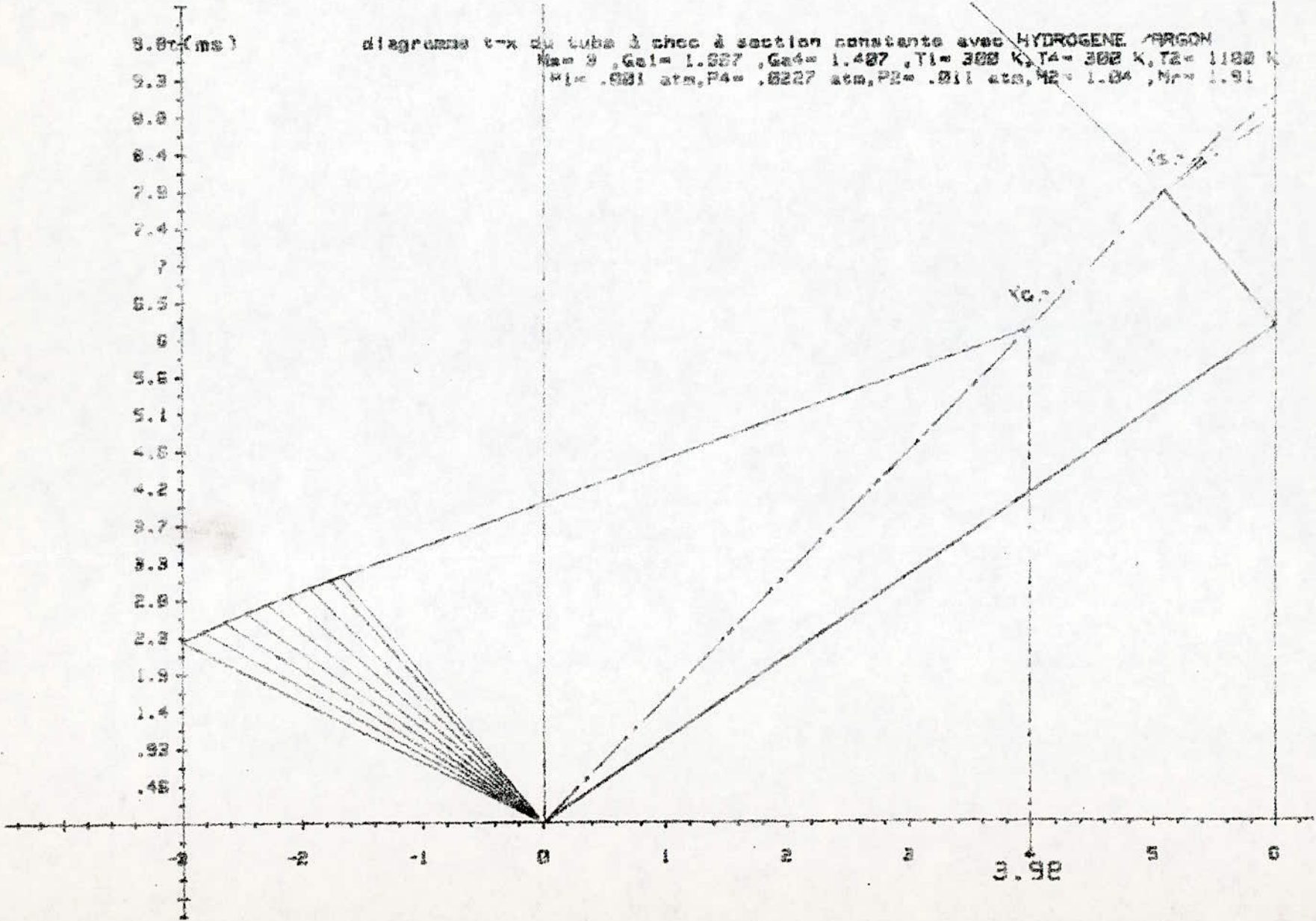


$z$  (ms) diagramme t-x du tube à choc à section constante avec HYDROGENE / 200  
 $M_1 = 2$ ,  $G_{a1} = 1.887$ ,  $G_{a4} = 1.487$ ,  $T_1 = 300$  K,  $T_4 = 300$  K,  $T_2 = 623.6$  K  
 $P_1 = .261$  atm,  $P_4 = .05727$  atm,  $P_2 = .00475$  atm,  $M_2 = .78$ ,  $M_3 = 1.05$

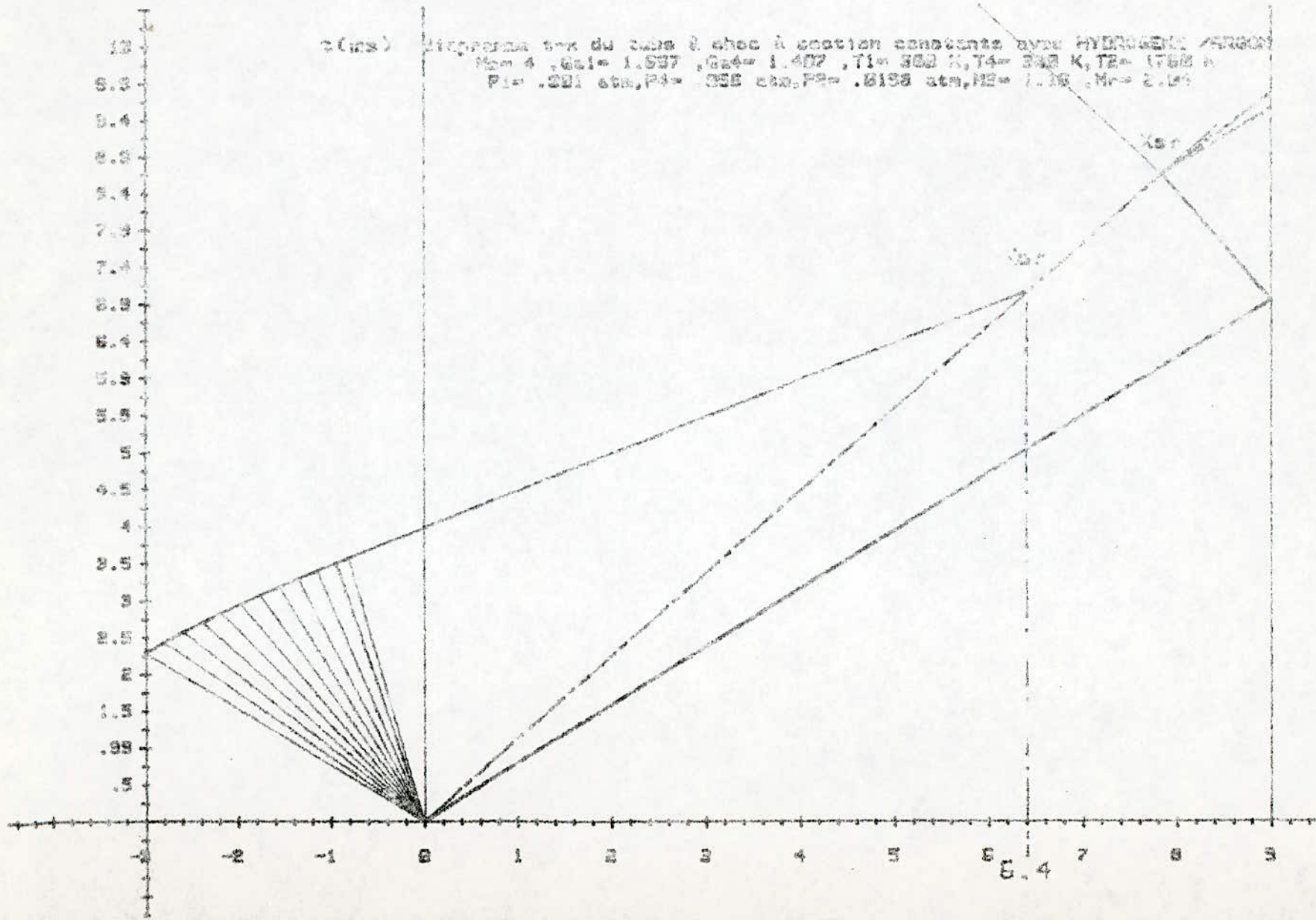


0.87 (ms)  
 0.8  
 0.6  
 0.4  
 2.0  
 1.4  
 1.0  
 0.8  
 0.6  
 0.4  
 0.2  
 0.0  
 -0.2  
 -0.4  
 -0.6  
 -0.8  
 -1.0  
 -1.2  
 -1.4  
 -1.6  
 -1.8  
 -2.0

diagramme v-x du tube à choc à section constante avec HYDROGENE ARGON  
 $M_1 = 9, G_1 = 1.327, G_2 = 1.427, T_1 = 300 K, T_2 = 300 K, T_3 = 1100 K$   
 $P_1 = .991 \text{ atm}, P_2 = .6227 \text{ atm}, P_3 = .211 \text{ atm}, M_2 = 1.04, M_3 = 1.91$



3.98

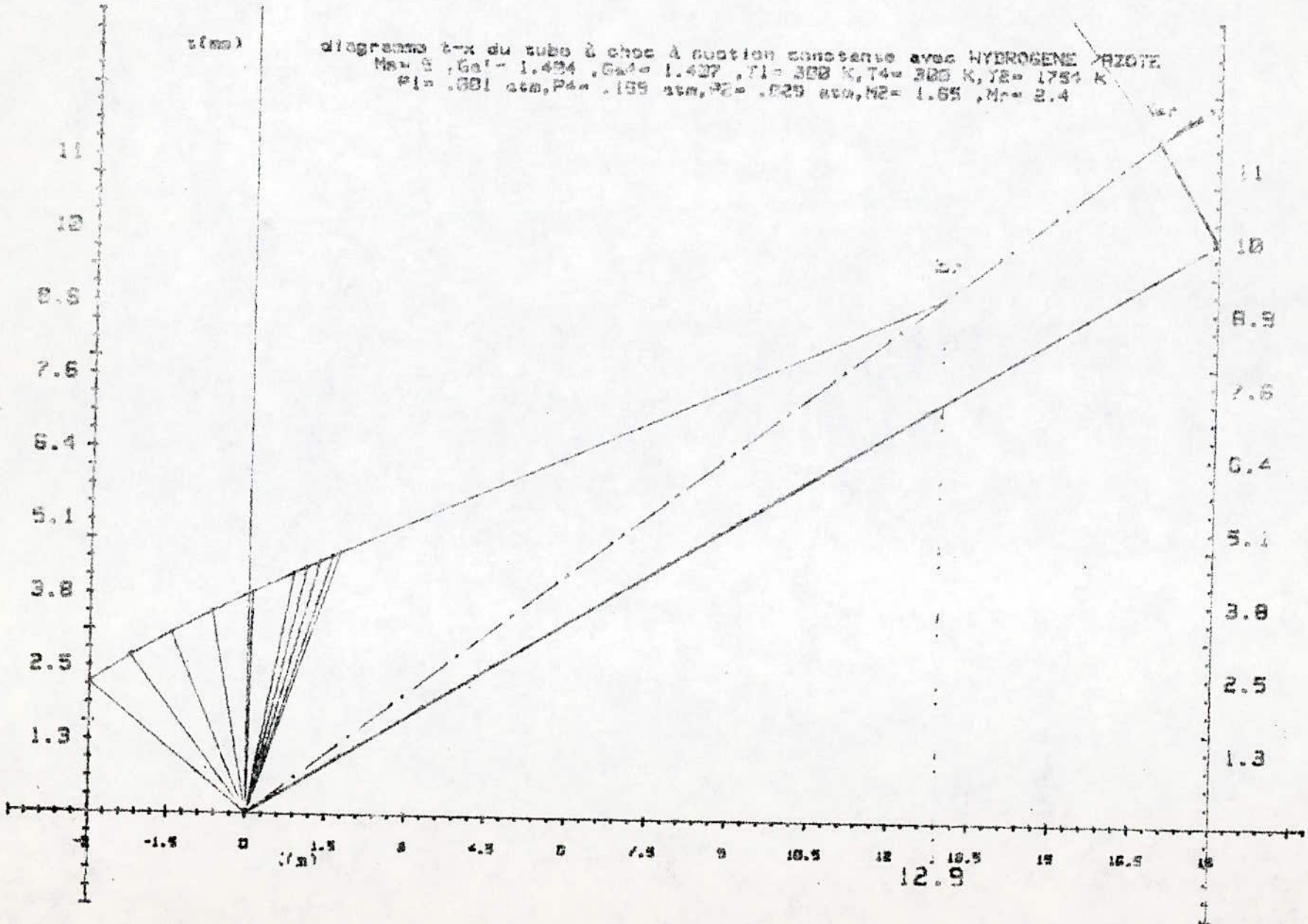




107

$x$  (mm)

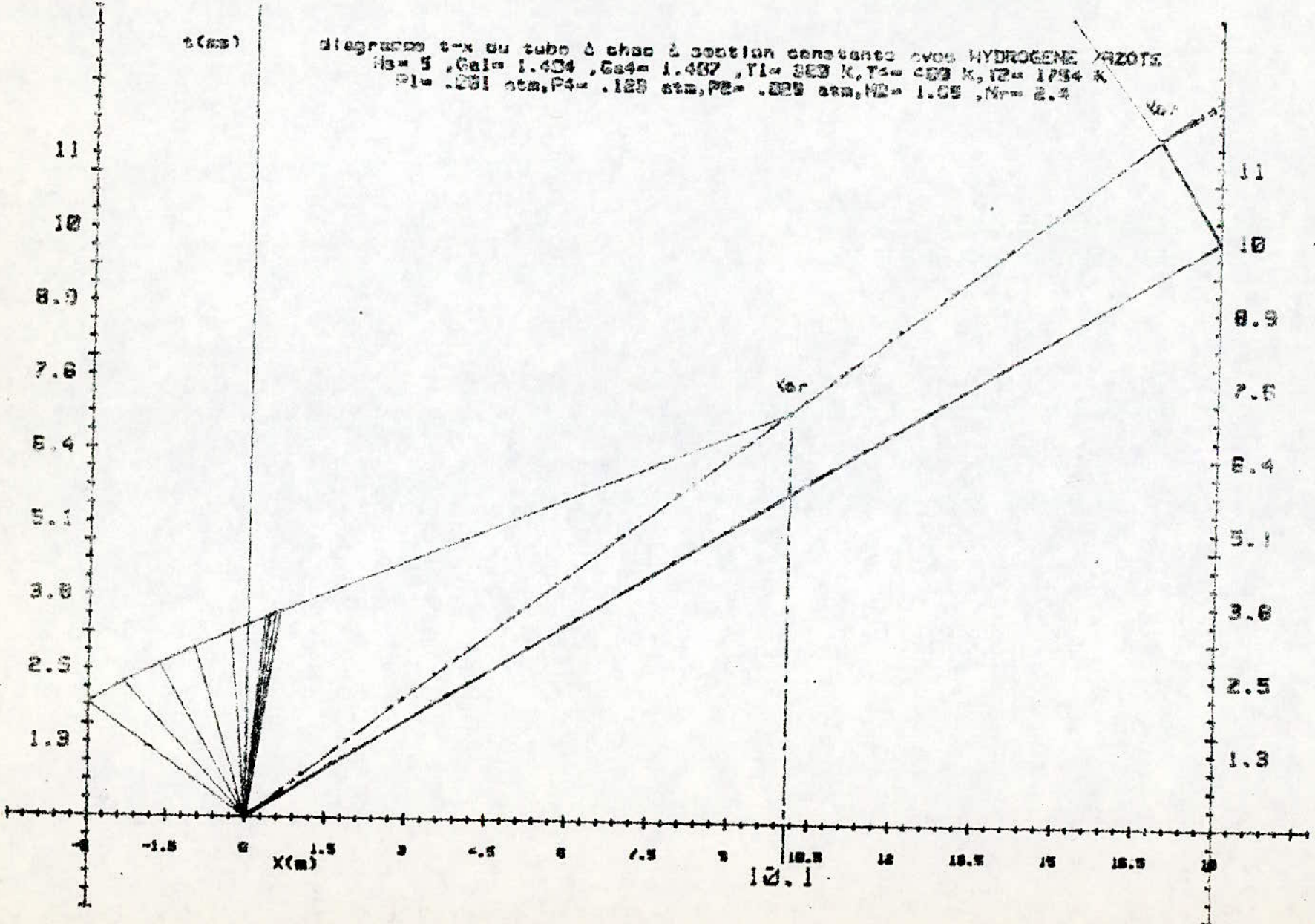
diagramme  $t-x$  du tube à choc à réaction condensée avec HYDROGENE AZOTE  
 $M_1 = 5$ ,  $G_1 = 1.424$ ,  $G_2 = 1.427$ ,  $T_1 = 300$  K,  $T_2 = 300$  K,  $T_3 = 1750$  K  
 $P_1 = .001$  atm,  $P_2 = .199$  atm,  $P_3 = .025$  atm,  $M_2 = 1.65$ ,  $M_3 = 2.4$

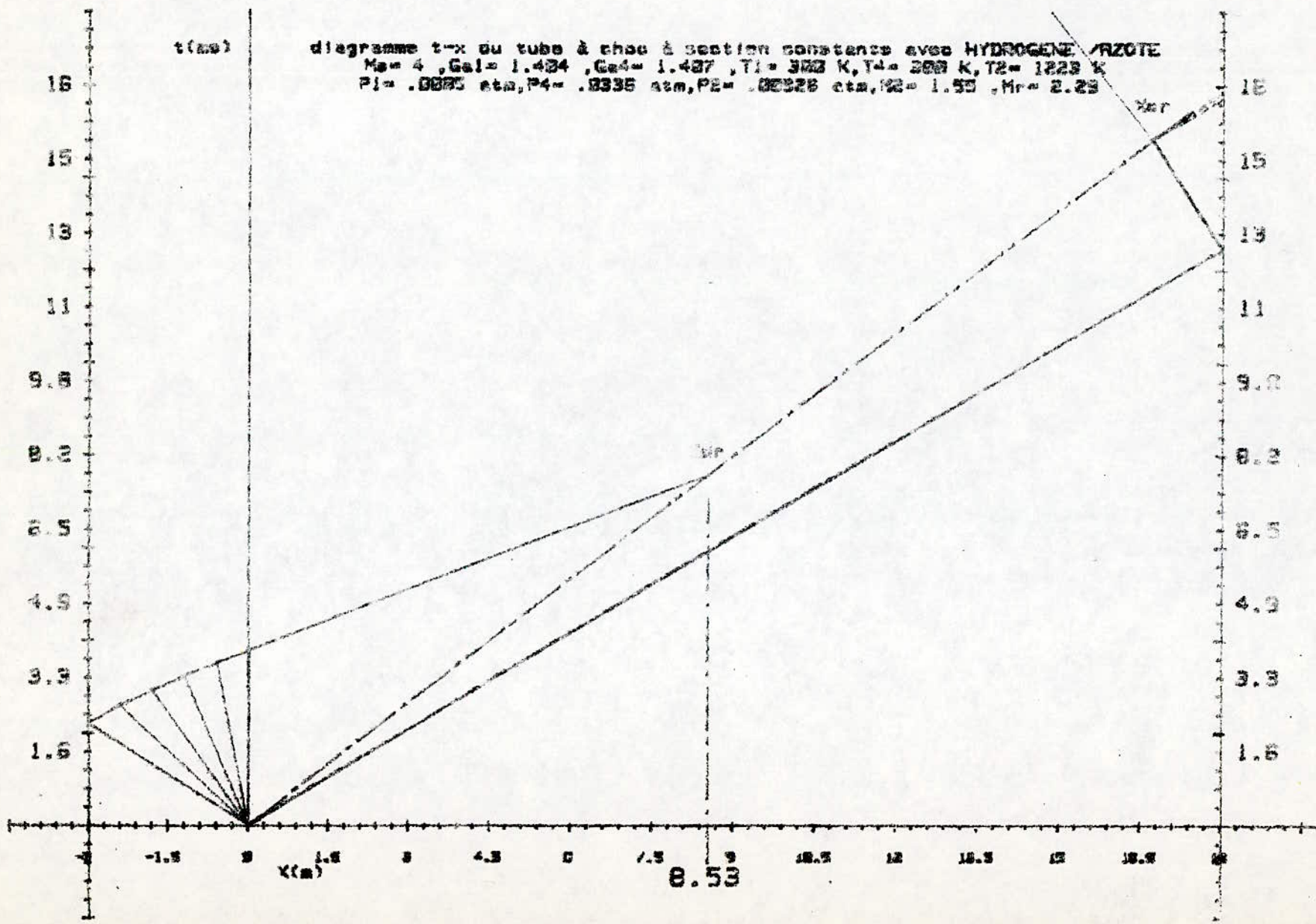


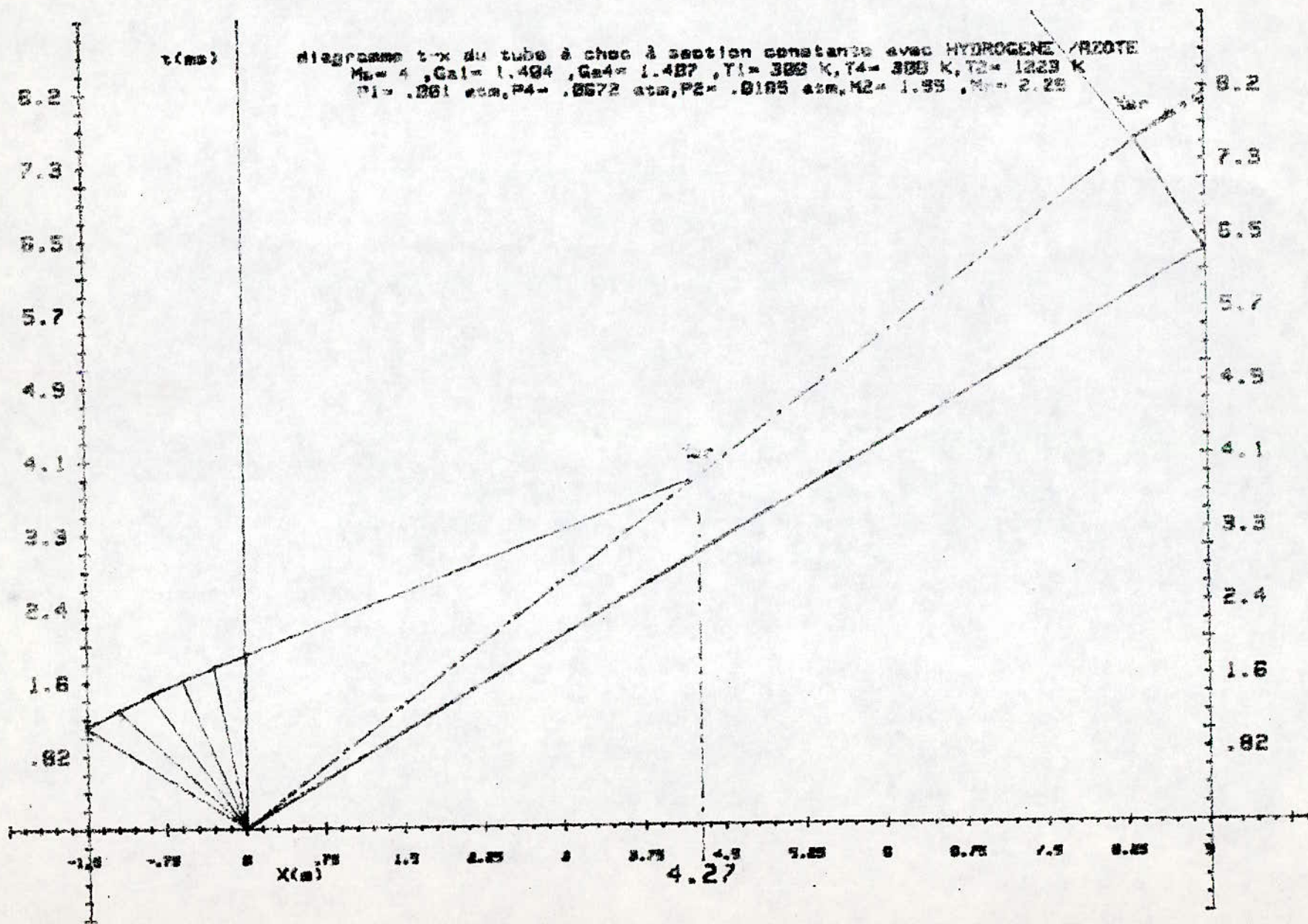
12.9

t(ms)

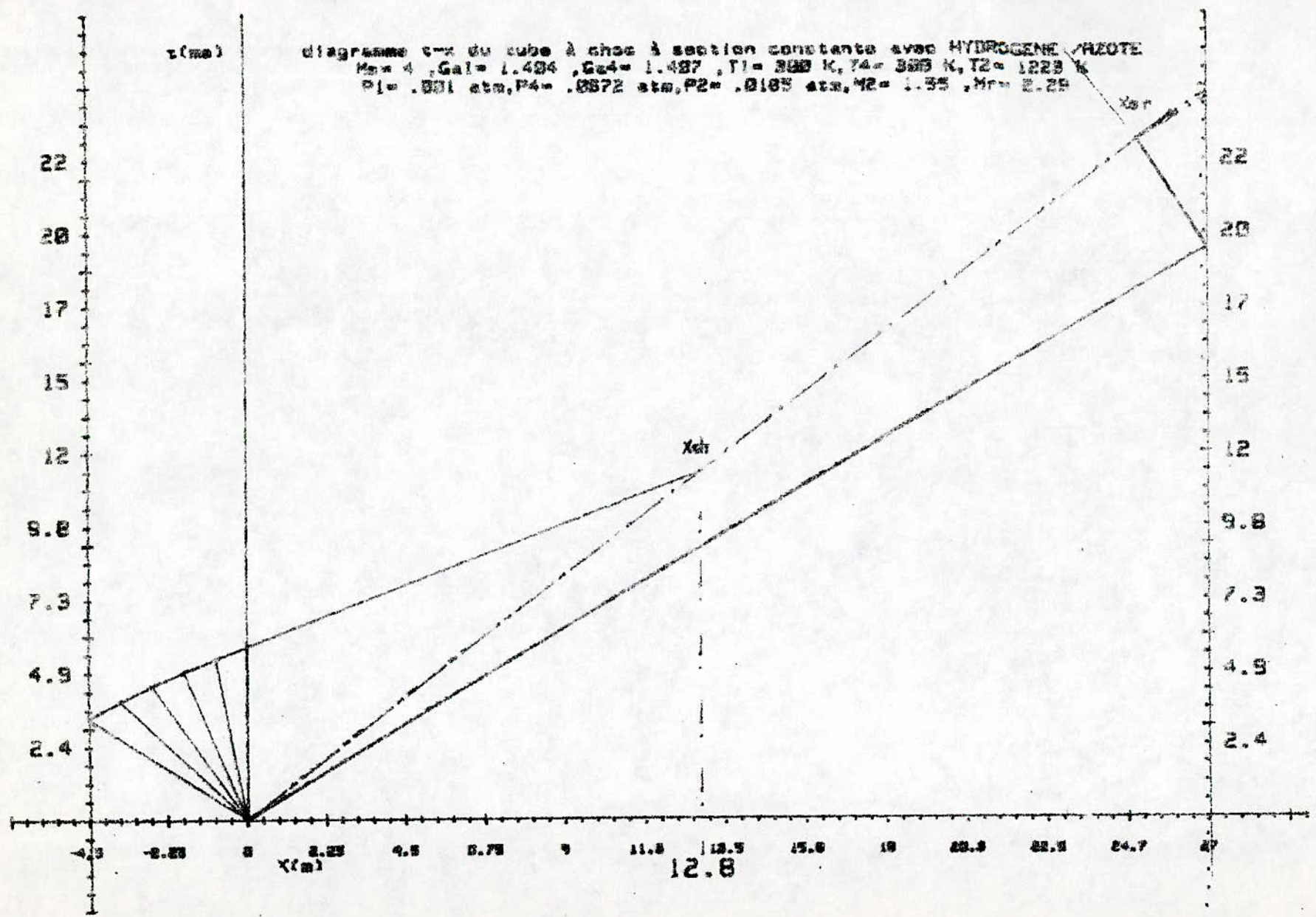
diagramme t-x du tube à choc à section constante avec HYDROGENE AZOTE  
 $Ma = 5$ ,  $Ca_1 = 1.404$ ,  $Ca_2 = 1.487$ ,  $T_1 = 363$  K,  $T_2 = 653$  K,  $T_3 = 1754$  K  
 $P_1 = .281$  atm,  $P_4 = .125$  atm,  $P_2 = .225$  atm,  $M_2 = 1.65$ ,  $Nr = 2.4$







111



## 6.6 Utilisation du troisième programme .

Pour le 3<sup>o</sup> programme , nous déterminons les paramètres  $l$  ,  $\zeta$  et  $\delta$  pour les exemples choisis pour le 2<sup>o</sup> programme .

### 6.6.1 Procédure de travail pour le troisième programme .

Nous voulons , à partir des calculs effectués , donner une estimation de la longueur d'écoulement chaud et du temps d'essai maximums et de l'épaisseur de la couche limite , mais surtout de présenter une synthèse sur l'influence de quelques paramètres sur  $l$  ,  $\zeta$  et  $\delta$  .

#### 6.6.1.1 - Calcul de $l$ et $\zeta$ pour un temps $t_q$ imposé.

Considérons le schéma de la figure 6.1 . Le temps  $t_q$  est pris égal à  $t_{dr}$  ( lorsque l'onde Qh rattrape la première la surface de contact ) ou à  $t_s(x_s)$  lorsque l'onde de choc réfléchi rencontre la surface de contact avant l'arrivée de Qh .

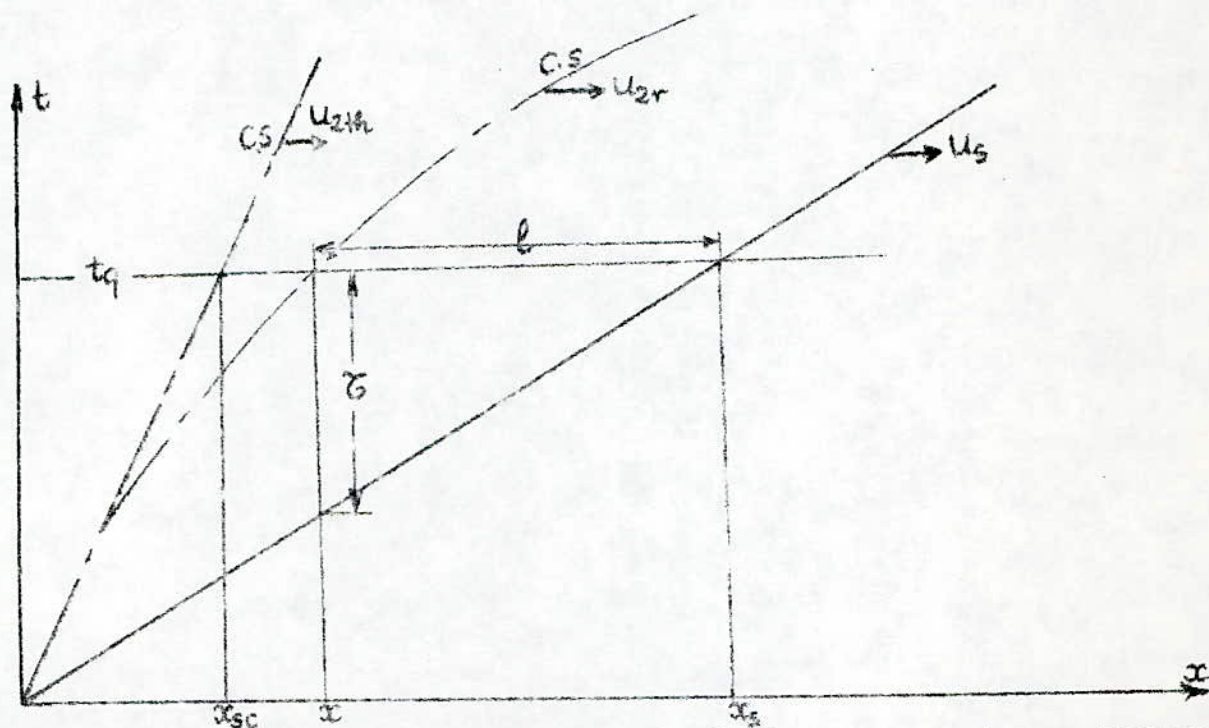


fig. 6.1 - Schéma pour le calcul de  $l$  et  $\zeta$  pour un temps imposé .

Pour un  $t_q$  , la longueur de l'écoulement chaud dans le cas idéal est  $(x_s - x_{sc})$  ,  $(x_s - x)$  dans le cas réel .  $\zeta$  est la durée d'écoulement ou temps d'essai calculé par  $\zeta = l / U_s$  .

La longueur de l'écoulement chaud déterminée par la position  $x$  est calculée en fonction de  $l_m$  à partir des corrélations d'Oertel (équations 5.22, 5.23 et 5.24, 5.25), de Mirels (5.15, 5.16) et de Musgrove et Appleton (5.20, 5.21) .

### 6.6.1.2 - Calcul de $l$ et $\zeta$ pour une position fixée sur le tube $X_q$ .

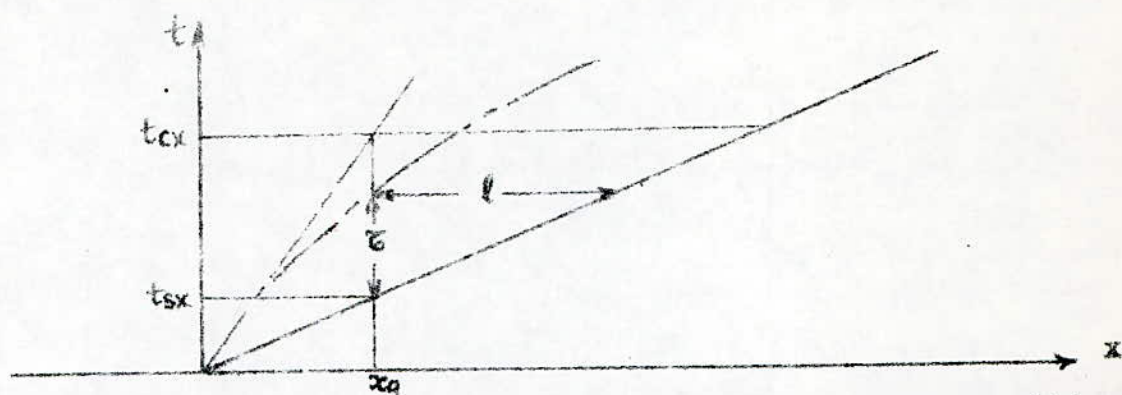


fig. 6.2 - Schéma pour le calcul de  $l$  et pour une position  $x_q$  fixée sur le tube de travail .

Pour un  $x_q$  imposé, (fig.6.2), nous calculons  $t_{cx}$  et  $t_{sx}$  comme suit :

$$\begin{aligned} t_{cx} &= X_q/u_2 \\ t_{sx} &= X_q/u_5 \end{aligned}$$

Le temps d'essai est compris normalement entre  $t_{cx}$  et  $t_{sx}$ . En utilisant une des quatre corrélations précédentes, nous déterminons  $\zeta$  itérativement.

La longueur de l'écoulement chaud  $l$  se calcule à partir de  $U_s$ . Si la valeur  $x_0$  obtenue est supérieure à celle calculée à partir du temps maximum  $t_q$ , elle est rejetée et nous refaisons le calcul pour une position  $x$  inférieure à la première.

### 6.6.1.3 - Calcul de la vitesse instantanée de la surface de contact

Le calcul de la vitesse instantanée se fait comme suit :  
Nous prenons un point  $X_{s1}$  inférieur et très proche de  $X_s$  ( figure 6.3 ). Le point  $X_{s1}$  va déterminer  $t_{q1}$  et  $(X_{s1} - X_{s1})$ . En utilisant les corrélations précédentes, nous déterminons  $l_1$  et  $\zeta_1$ .

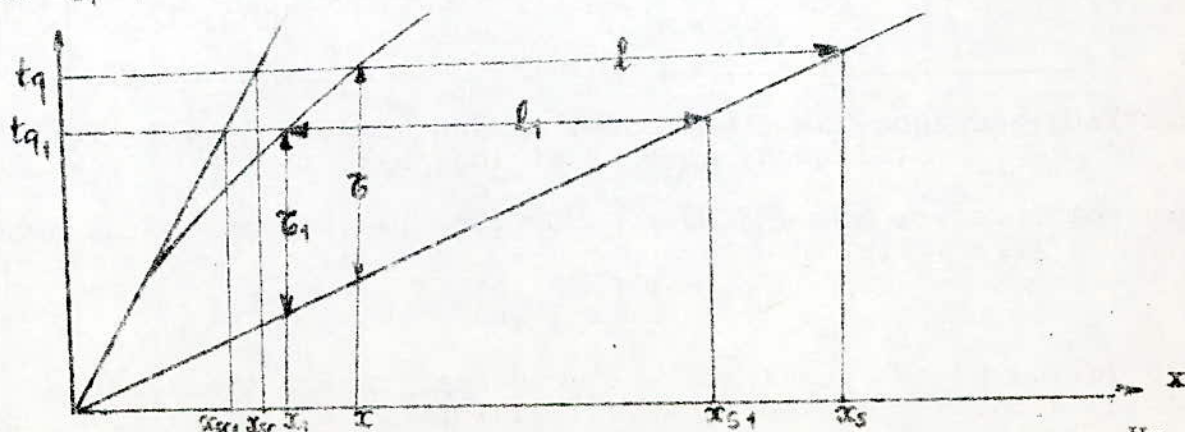


fig. 6.3 - Schéma pour le calcul de la vitesse instantanée  $U_c$  de la surface de contact .

La vitesse instantanée  $U_c$  de la surface de contact en un point est déterminée à partir de la tangente .

$$U_c = (x - x_1) / (t_q - t_{q1})$$

#### 6.6.1.4 Détermination de l'épaisseur de la couche limite laminaire et du temps de son établissement .

L'épaisseur de la couche limite est déterminée d'après la relation (5.4) . Son temps d'établissement est tiré des relations (5.3) et (5.4) comme suit :

$$t_{ecl} = \left( \frac{\delta}{coef} \right)^2 \cdot \frac{1}{v_2}$$

Après le temps  $\zeta$  du passage de l'onde de choc , l'épaisseur de la couche limite au niveau de la surface de contact est égale d'après (5.3) à :

$$\delta = coef \cdot \sqrt{v_2 \cdot \zeta}$$

#### 6.6.1.5 Détermination de la section à écoulement libre

La section non perturbée par la couche limite est égale à :

$$A = \pi \cdot (D - 2\delta)^2 / 4$$

#### 6.6.1.6 Calcul de l'épaisseur de la couche limite dans une section quelconque du tube de travail

Pour déterminer le temps d'essai et l'épaisseur de la couche limite dans une section quelconque du tube de travail , nous considérons la figure (6.4) .

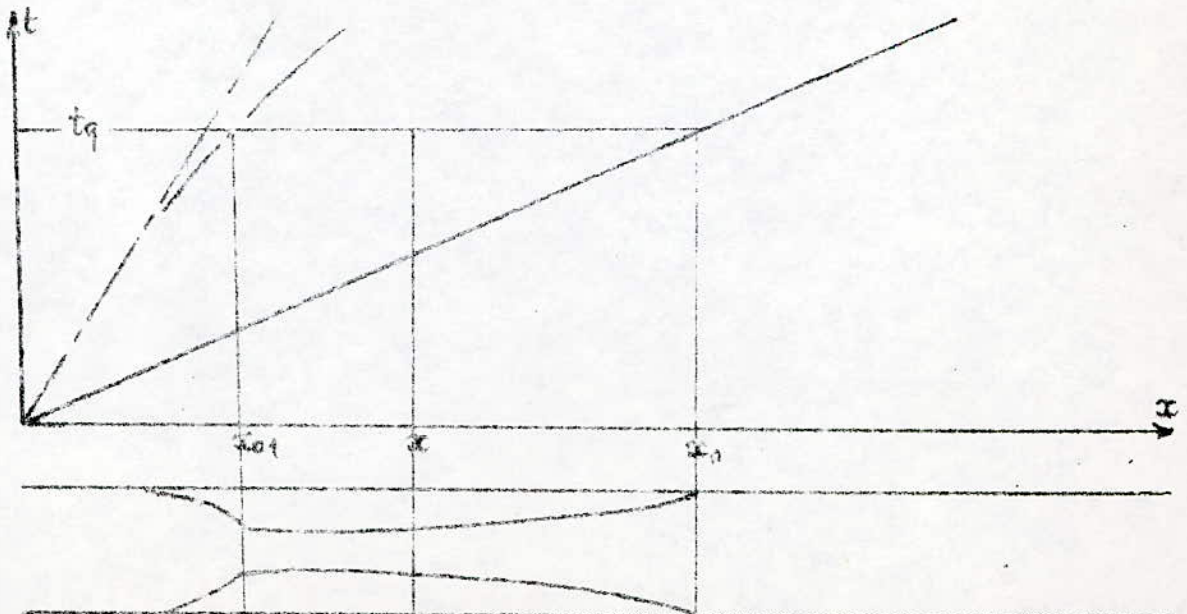


fig. 6.4 - Détermination de  $\zeta$  et  $\delta$  dans une section  $x$  quelconque.



Pour un temps fixé  $t_0$ , nous avons une longueur d'écoulement et un temps d'essai maximums au niveau de la surface de contact. Pour la position  $x$  (entre  $x_{01}$  et  $x_{02}$ ), la longueur  $l$  et le temps  $\zeta$  diminuent.  $\zeta$  se détermine comme suit :

$$\zeta = (x_0 - x) / u_0$$

L'épaisseur de la couche limite et son temps d'établissement seront calculés de la même manière que dans le paragraphe 6.6.1.4. L'épaisseur de la couche limite qui régnerait au niveau de la section  $x$ , après le temps  $\zeta_x$ , se calcule à partir de la relation :

$$\delta_x = \text{coef} \cdot \sqrt{\nu_2 \cdot \zeta_x}$$

La section libre (à écoulement non perturbé) se détermine comme dans le paragraphe 6.5.2.

#### 6.6.1.7 Calcul de l'épaisseur de la couche limite turbulente.

L'épaisseur de la couche limite turbulente est donnée par la relation (5.9).

### 6.7 Présentation des résultats des expériences simulées.

#### 6.7.1 Détermination de $l_m$ .

La longueur limite  $l_m$  a été calculée à partir des relations (5.26) et (5.28) pour une couche limite laminaire, et de (5.29) pour une couche limite turbulente.

Pour la couche limite laminaire, nous avons constaté que les valeurs de  $l_m$  calculées d'après les relations précédentes étaient très proches (exemples 1,5,9,40) pour des nombres de Mach de choc  $M_s$  petits (voisins de 2), par contre, lorsque  $M_s$  augmente, leurs valeurs s'éloignent de plus en plus.

Cependant, nous avons fait des calculs avec les deux valeurs de  $M_s$  voisines de 2 et  $\gg 2$ . Malgré que les résultats présentaient des écarts parfois sensibles, ils ont donné les mêmes valeurs pour la vitesse instantanée de la surface de contact.

Pour nos résultats, nous avons choisi la valeur de  $l_m$  calculée d'après (5.26) parcequ'elle était plus générale et que l'autre relation était spécifique à l'air et l'azote et un diamètre bien défini du tube /27/.

#### 6.7.2 Relations utilisées

Pour ce qui est du calcul de  $l$ ,  $\zeta$  et  $\delta$ , les relations (5.15, 5.20, 5.22, 5.24) utilisées pour l'écoulement laminaire et (5.16, 5.21, 5.23, 5.25) pour l'écoulement turbulent donnent des résultats assez proches.

Nous présentons les résultats obtenus par les relations (5.15) pour le laminaire et (5.16) pour le turbulent.

Le reste des résultats est porté en annexe.

### 6.7.3 Notation spécifique :

$M_s$	: nombre de Mach de choc	
$p$	: pression initiale dans le tube de travail	(Pa)
$T_1$	: température initiale dans le tube de travail	(K)
$T_4$	: température initiale dans le tube moteur	(K)
$L_1$	: longueur du tube de travail	(m)
$L_4$	: longueur du tube moteur	(m)
$D_1$	: diamètre du tube	(m)
$U_s$	: vitesse de l'onde de choc	(m/s)
$U$	: vitesse théorique de la surface de contact	(m/s)
$U_r$	: vitesse réelle de la surface de contact	(m/s)
$A_0$	: section totale du tube de travail	(cm <sup>2</sup> )
$t_q$	: durée de temps s'écoulant après le début de l'expérience	(ms)
$X_s$	: distance entre le diaphragme et l'extrémité du tube de travail	(m)
$L$	: longueur maximale de l'écoulement chaud	(m)
$l_i$	: longueur idéale de l'écoulement chaud correspondant à $t_q$	(m)
$l_r$	: longueur réelle de l'écoulement chaud correspondant à $t_q$	(m)
$i$	: temps d'essai idéal	(ms)
$r$	: temps d'essai réel	(ms)
$i$	: épaisseur de la couche limite dans le cas idéal	(mm)
$l$	: épaisseur de la couche limite dans le cas réel d'après Oertel /6/	(mm)
$tecl$	: temps d'établissement de $i$	(mm)
$r$	: épaisseur de la couche limite réelle après $r$	(mm)
$X_c$	: position réelle de la surface de contact à partir du diaphragme	(m)
$A_{e1}$	: section à écoulement libre (non perturbé)	(cm <sup>2</sup> )

Ms	P1(N/m2)	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm2)	tq (ms)
2	100	300	300	24	3	0.1	645.5	363	542.9	78.54	7.54
Xs (m)	Le (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	di (mm)	dl (mm)	tecl(ms)	dr (mm)	Xc (m)	Ael(cm2)
4.867	2.65	2.129	1.1325	3.3	1.75	32.73	23.86	2.566	19.73	3.734	28.77

Expérience N°1: ,Couple Hélium/Argon

Ms	P1(N/m2)	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm2)	tq (ms)
2	100	300	300	24	3	0.1	645.5	363	541.9	78.54	6.18
Xs (m)	Le (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	di (mm)	dl (mm)	tecl(ms)	dr (mm)	Xc (m)	Ael(cm2)
3.999	2.65	1.75	0.9935	3.3	1.539	29.66	22.35	2.25	18.48	3	32.20

Expérience N°1: ,Couple Hélium/Argon

Ms	P1(N/m2)	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm2)	tq (ms)
2	100	300	300	24	3	0.1	645.5	363	525.8	78.54	5
Xs (m)	Le (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	di (mm)	dl (mm)	tecl(ms)	dr (mm)	Xc (m)	Ael(cm2)
3.227	2.65	1.412	0.8552	3.3	1.324	26.65	20.739	1.937	17.148	2.372	33.90

Expérience N°1: ,Couple Hélium/Argon

Ms	P1(N/m2)	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm2)	tq (ms)
2	100	300	300	24	3	0.1	645.5	363	497	78.54	3
Xs (m)	Le (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	di (mm)	dl (mm)	tecl(ms)	dr (mm)	Xc (m)	Ael(cm2)
1.936	2.65	0.847	0.5853	3.3	0.906	20.64	17.157	1.326	14.186	1.35	40.29

Expérience N°2 ,Couple Hélium/Argon

Ms	P1(N/m2)	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm2)	tq (ms)
3	100	300	300	24	3	0.1	968	645	939	78.54	9.34
Xs (m)	L∞ (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm2)
9.04	1	3.015	0.8307	3.11	0.857	44.469	23.34	1.646	16.846	8.212	34.53

Expérience N°3: ,Couple Hélium/Argon

Ms	P1(N/m2)	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm2)	tq (ms)
4	100	300	300	24	3	0.1	1291	907.6	1257	78.54	11.65
Xs (m)	L∞ (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm2)
15.04	1.51	4.66	1.2465	3.46	0.965	46.815	24.731	1.25	21.697	13.793	25.16

Expérience N°4: ,Couple Hélium/Argon

Ms	P1(N/m2)	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm2)	tq (ms)
5	100	300	300	24	3	0.1	1613.77	1161.77	1607	78.54	14.84
Xs (m)	L∞ (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm2)
23.948	1.29	6.7	1.21885	4.157	0.765	58.45	24.918	1.04	21.23	22.729	26

Expérience N°5: ,Couple Hélium/Air

Ms	P1(N/m2)	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm2)	tq (ms)
2	100	300	300	24	3	0.1	695.5	434	607.3	78.54	7.94
Xs (m)	L∞ (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm2)
5.523	2.65	2.076	1.1141	2.987	1.6	30.32	22.2	2.725	17	4.409	34.16

Expérience N°6: ,Couple Hélium/Air

Ms	P1(N/m <sup>2</sup> )	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	U5 (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm <sup>2</sup> )	tq (ms)
3	100	300	300	24	3	0.1	1043.4	771.6	983.7	78.54	10.31
Xs (m)	Le (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm <sup>2</sup> )
10.757	1.91	2.802	1.16575	2.686	1.117	33.42	21.557	1.654	17.71	9.591	32.75

Expérience N°7: ,Couple Hélium/Air

Ms	P1(N/m <sup>2</sup> )	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	U5 (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm <sup>2</sup> )	tq (ms)
4	100	300	300	24	3	0.1	1391.2	1085	1357	78.54	13.66
Xs (m)	Le (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm <sup>2</sup> )
19.004	1.65	4.181	1.29015	3	0.927	40	22.237	1.626	16.79	17.713	34.64

Expérience N°8: ,Couple Hélium/Air

Ms	P1(N/m <sup>2</sup> )	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	U5 (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm <sup>2</sup> )	tq (ms)
5	100	300	300	24	3	0.1	1739	1388.9	1701	78.54	13.8
Xs (m)	Le (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm <sup>2</sup> )
23.998	1.53	4.831	1.2896	3.2	0.74	42.66	22.039	1.42	15.92	22.708	36.486

Expérience N°9: ,Couple Air/Air

Ms	P1(N/m <sup>2</sup> )	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	U5 (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm <sup>2</sup> )	tq (ms)
2	100	300	300	24	3	0.1	695.6	434	665	78.54	34.5
Xs (m)	Le (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm <sup>2</sup> )
23.998	2.65	9.024	2.2839	1.47	3.28	63.20	31.795	5.588	24.37	21.714	20.63

Expérience N°10: Couple Air/Air

Ms	P1 (N/m <sup>2</sup> )	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm <sup>2</sup> )	tq (ms)
2	50	300	300	24	3	0.1	695.6	434	695	78.54	34.5
Xs (m)	L <sub>o</sub> (m)	li (m)	lr (m)	Ti (ms)	Tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm <sup>2</sup> )
23.998	1.32	9.024	1.2881	14.85	1.95	89.38	33.766	3.15	25.88	22.71	18.27

Expérience N°10: Couple Air/Air

Ms	P1 (N/m <sup>2</sup> )	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm <sup>2</sup> )	tq (ms)
2	50	300	300	24	3	0.1	695.6	434	691.5	78.54	34.5
Xs (m)	L <sub>o</sub> (m)	li (m)	lr (m)	Ti (ms)	Tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm <sup>2</sup> )
23.998	1.49	9.024	1.4367	14.85	2.06	89.38	35.66	3.51	27.33	22.56	16.14

Expérience N°11: Couple Air/Air

Ms	P1 (N/m <sup>2</sup> )	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm <sup>2</sup> )	tq (ms)
3	100	300	300	24	3	0.1	1043.4	771.6	1019	78.54	23
Xs (m)	L <sub>o</sub> (m)	li (m)	lr (m)	Ti (ms)	Tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm <sup>2</sup> )
23.998	1.91	6.251	1.6273	7.349	1.559	49.92	25.469	2.31	20.927	22.371	26.55

Expérience N°12: Couple Air/Air

Ms	P1 (N/m <sup>2</sup> )	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm <sup>2</sup> )	tq (ms)
4	50	300	300	24	3	0.1	1291.2	1085	1386	78.54	17.25
Xs (m)	L <sub>o</sub> (m)	li (m)	lr (m)	Ti (ms)	Tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm <sup>2</sup> )
23.998	0.83	5.28	0.8045	4.517	0.578	63.626	24.83	1.01	18.755	23.194	30.67

## Expérience N°13: ,Couple Air/Air

Ms	P1(N/m2)	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm2)	tq (ms)
4	100	300	300	24	3	0.1	1391.2	1386	1366	78.54	17.25
Xs (m)	L <sub>∞</sub> (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm2)
23.998	1.65	5.28	1.3964	4.517	1	44.99	23.135	1.759	17.47	22.6	33.24

## Expérience N°14: ,Couple Air/Air

Ms	P1(N/m2)	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm2)	tq (ms)
4	150	300	300	24	3	0.1	1391.2	1386	1342.5	78.54	17.25
Xs (m)	L <sub>∞</sub> (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm2)
23.998	2.48	5.28	1.8083	4.517	1.299	36.73	21.495	2.279	16.233	22.19	35.82

## Expérience N°15: ,Couple Azote/Azote

Ms	P1(N/m2)	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm2)	tq (ms)
2	100	300	300	24	3	0.1	707.3	441.3	682.5	78.54	33.93
Xs (m)	L <sub>∞</sub> (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm2)
23.998	2.93	9.024	2.4505	14.49	3.464	61.608	32.1	5.896	24.608	21.548	20.25

## Expérience N°16: ,Couple Azote/Azote

Ms	P1(N/m2)	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm2)	tq (ms)
3	100	300	300	24	3	0.1	1061	784.5	1023.7	78.54	22.62
Xs (m)	L <sub>∞</sub> (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm2)
23.998	2.25	6.251	1.8187	7.228	1.714	47.899	25.836	2.539	21.228	22.179	26.00

## Expérience N°17: Couple Azote/Azote

Ms	P1(N/m2)	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm2)	tq (ms)
4	100	300	300	24	3	0.1	1414.6	1103.3	1386	78.54	16.966
Xs (m)	L∞ (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm2)
23.999	1.95	5.281	1.5621	4.44	1.104	43.149	23.467	1.936	17.72	22.437	32.73

## Expérience N°18: Couple Azote/Azote

Ms	P1(N/m2)	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm2)	tq (ms)
4	100	300	300	18	3	0.1	1414.6	1103.3	1368.8	78.54	12.724
Xs (m)	L∞ (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm2)
17.999	1.95	3.96	1.393	3.33	0.984	37.367	22.16	1.726	16.735	16.606	34.76

## Expérience N°19: Couple Hydrogène/Argon

Ms	P1(N/m2)	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm2)	tq (ms)
2	100	300	300	24	3	0.1	645.5	363	523.2	78.54	5.374
Xs (m)	L∞ (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm2)
3.468	2.65	1.517	0.9001	2.35	1.394	27.63	20.39	2.039	17.59	2.568	32.99

## Expérience N°20: Couple Hydrogène/Argon

Ms	P1(N/m2)	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm2)	tq (ms)
3	100	300	300	24	3	0.1	968	645	908.9	78.54	6.148
Xs (m)	L∞ (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm2)
5.952	1	1.984	0.7071	2.049	0.73	36.07	21.53	1.4	15.54	5.245	37.29



## Expérience N°21:, Couple Hydrogène/Argon

Ms	P1(N/m2)	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm2)	tq (ms)
4	100	300	300	24	3	0.1	1291	907.6	1234	78.54	69.98
Xs (m)	L∞ (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm2)
9.034	1.51	2.682	1.0145	2.078	0.785	36.28	22.31	1.02	19.57	8.02	29

## Expérience N°22 , Couple Hydrogène/Argon

Ms	P1(N/m2)	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm2)	tq (ms)
5	100	300	300	24	3	0.1	1613.7	1161.7	1567	78.54	79.36
Xs (m)	L∞ (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm2)
12.806	1.49	3.587	1.043	2.22	0.646	42.74	23.05	0.89	19.64	11.763	28.96

## Expérience N°23:, Couple Hydrogène/Azote

Ms	P1(N/m2)	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm2)	tq (ms)
2	100	300	300	24	3	0.1	707	441	598	78.54	55.76
Xs (m)	L∞ (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm2)
3.943	2.93	1.483	0.9113	2.097	1.288	24.97	19.57	2.192	15	3.032	38.47

## Expérience N°24:, Couple Hydrogène/Azote

Ms	P1(N/m2)	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm2)	tq (ms)
3	100	300	300	18	3	0.1	1061	784.5	955	78.54	6.58
Xs (m)	L∞ (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm2)
6.981	2.25	1.818	0.9651	1.714	0.909	25.83	18.82	1.347	15.46	6.016	37.47

Expérience N°25: Couple Hydrogène/Azote

Ms	P1(N/m2)	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	U1s (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm2)	tq (ms)
3	50	300	300	18	3	0.1	1061	784.5	1008	78.54	6.58
Xs (m)	Le (m)	li (m)	lr (m)	Ti (ms)	Tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm2)
6.981	1.12	1.818	0.72	1.714	0.678	36.53	22.98	1.305	18.88	6.261	30.40

Expérience N°26: Couple Hydrogène/Azote

Ms	P1(N/m2)	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	U1s (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm2)	tq (ms)
5	100	300	300	18	3	0.1	1766	1412	1729	78.539	9.076
Xs (m)	Le (m)	li (m)	lr (m)	Ti (ms)	Tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm2)
16.048	1.66	3.231	1.1635	1.827	0.657	34.16	20.49	1.26	14.8	14.885	38.9

Expérience N°27: Couple Hydrogène/Azote

Ms	P1(N/m2)	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	U1s (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm2)	tq (ms)
5	50	300	300	18	3	0.1	1768	1412	1746	78.54	9.076
Xs (m)	Le (m)	li (m)	lr (m)	Ti (ms)	Tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm2)
16.048	0.83	3.231	0.7408	1.827	0.418	48.30	23.13	0.8	16.71	15.307	34.82

Expérience N°28: Couple Hydrogène/Azote

Ms	P1(N/m2)	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	U1s (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm2)	tq (ms)
5	100	300	400	18	3	0.1	1768	1412	1696.9	78.54	7.098
Xs (m)	Le (m)	li (m)	lr (m)	Ti (ms)	Tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm2)
12.551	1.66	2.527	1.0328	1.429	0.584	30.20	19.31	1.119	13.95	11.516	40.82

Expérience N°29, Couple Hydrogène/Azote

M5	P1 (N/m <sup>2</sup> )	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm <sup>2</sup> )	tq (ms)
5	100	300	500	18	3	0.1	1768	1412	1693	78.54	5.96
Xs (m)	L∞ (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm <sup>2</sup> )
10.538	1.66	2.122	0.9401	1.2	0.53	27.68	18.42	1.018	13.31	9.598	42.29

Expérience N°30, Couple Hydrogène/Azote

M5	P1 (N/m <sup>2</sup> )	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm <sup>2</sup> )	tq (ms)
4	100	300	300	18	3	0.1	1414.6	1103	1345	78.54	7.697
Xs (m)	L∞ (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm <sup>2</sup> )
10.888	1.95	2.396	1.0801	1.69	0.763	29.06	19.51	1.338	14.74	9.808	39.06

Expérience N°31, Couple Hydrogène/Azote

M5	P1 (N/m <sup>2</sup> )	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm <sup>2</sup> )	tq (ms)
4	50	300	300	18	3	0.1	1414.6	1103	1355.6	78.54	3.848
Xs (m)	L∞ (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm <sup>2</sup> )
10.934	0.98	2.406	0.7571	1.7	0.535	41.189	23.10	0.938	17.45	10.177	33.29

Expérience N°32, Couple Hydrogène/Azote

M5	P1 (N/m <sup>2</sup> )	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm <sup>2</sup> )	tq (ms)
4	100	300	300	9	1.5	0.1	1414.6	1103	1317	78.54	3.848
Xs (m)	L∞ (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm <sup>2</sup> )
5.443	1.95	1.198	0.6954	0.846	0.491	20.55	15.65	0.862	11.82	4.748	45.78

## Expérience N°33, Couple Hydrogène/Azote

Ms	P1 (N/m <sup>2</sup> )	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm <sup>2</sup> )	tq (ms)
4	100	300	300	18	1.5	0.1	1414.6	1103	1317	78.54	38.48
Xs (m)	L <sub>o</sub> (m)	li (m)	lr (m)	Ti (ms)	Tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm <sup>2</sup> )
5.443	1.95	1.198	0.6954	0.844	0.491	20.55	15.65	0.862	11.82	4.748	45.78

## Expérience N°34, Couple Hydrogène/Azote

Ms	P1 (N/m <sup>2</sup> )	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm <sup>2</sup> )	tq (ms)
4	100	300	300	27	4.5	0.1	1414.6	1103	1377	78.54	11.599
Xs (m)	L <sub>o</sub> (m)	li (m)	lr (m)	Ti (ms)	Tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm <sup>2</sup> )
16.408	1.95	3.61	1.3358	2.55	0.944	35.68	21.70	1.655	16.38	15.072	35.49

## Expérience N°35, Couple Hydrogène/Azote

Ms	P1 (N/m <sup>2</sup> )	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm <sup>2</sup> )	tq (ms)
4	800	300	300	18	3	0.1	1414.6	1103	1210.5	78.54	7.732
Xs (m)	L <sub>o</sub> (m)	li (m)	lr (m)	Ti (ms)	Tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm <sup>2</sup> )
10.937	7.44	2.106	1.9334	1.7	1.366	65.89	55.89	--	--	9	--

## Expérience N°36, Couple Hydrogène/Azote

Ms	P1 (N/m <sup>2</sup> )	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm <sup>2</sup> )	tq (ms)
4	100	300	300	18	3	0.2	1414.6	1103	1192	314.16	7.732
Xs (m)	L <sub>o</sub> (m)	li (m)	lr (m)	Ti (ms)	Tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm <sup>2</sup> )
10.937	10.5	2.406	2.0416	1.7	1.44	99.98	87.56	--	--	8.896	1.86

Expérience N°37, Couple Hydrogène/Azote

Ms	P1 (N/m <sup>2</sup> )	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm <sup>2</sup> )	tq (ms)
4	1500	300	300	18	3	0.2	1414.6	1103	1155	314.16	7.732
Xs (m)	Le (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm <sup>2</sup> )
10.937	20.7	2.406	2.202	1.7	1.556	58.11	54.12	--	--	8.735	66.12

Expérience N°38, Couple Hydrogène/Azote

Ms	P1 (N/m <sup>2</sup> )	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm <sup>2</sup> )	tq (ms)
4	2000	300	300	18	3	0.2	1414.6	1103	1155	314.16	7.732
Xs (m)	Le (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm <sup>2</sup> )
10.937	22.25	2.406	2.2159	1.7	1.56	54.86	51.35	--	--	8.721	74.34

Expérience N°39, Couple Air/Air

Ms	P1 (N/m <sup>2</sup> )	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm <sup>2</sup> )	tq (ms)
4	1500	300	300	24	3	0.2	1391	1085	1245	314.16	17.25
Xs (m)	Le (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm <sup>2</sup> )
23.998	20.7	5.281	4.4099	4.5	3.169	110	96	--	--	19.588	0.52

Expérience N°40, Couple Air/Air

Ms	P1 (N/m <sup>2</sup> )	T1 (K)	T4 (K)	L1 (m)	L4 (m)	D1 (m)	Us (m/s)	U2 (m/s)	U2r(m/s)	Ao (cm <sup>2</sup> )	tq (ms)
2	50	300	300	24	3	0.2	695.6	434	647	314.16	34.5
Xs (m)	Le (m)	li (m)	lr (m)	ti (ms)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Xc (m)	Ael(cm <sup>2</sup> )
23.998	5.3	9.025	3.4886	14.85	5.015	89.38	55.57	8.535	42.59	20.509	103.51

## 6.8 Comparaison avec les résultats théoriques et constatations

Des exemples choisis ,il ressort ce qui suit :

La longueur de l'écoulement chaud est parfois moins de la moitié de la longueur prévue par la théorie .

Le temps d'essai ou durée d'écoulement est parfois moins de la moitié ou du tiers du temps d'essai dans le cas idéal .

L'épaisseur de la couche limite de choc diminue de 40 % et plus que dans le cas idéal .

Lorsqu'on s'approche du diaphragme , la longueur de l'écoulement chaud diminue et par conséquent , la durée d'observation ( temps d'essai ) diminue aussi .

La vitesse de la surface de contact augmente lorsqu'on s'éloigne du diaphragme .

## 6.9 Analyse des résultats .

### a) Couple Helium/Argon .

En augmentant le nombre de Mach de choc , nous avons constaté que le temps d'essai diminuait . La variation de  $l$  et  $\delta$  est quelconque .

### b) Couple Helium/Air

En utilisant à la place de l'argon un autre gaz plus léger , nous avons remarqué que l'influence sur le temps d'essai n'était pas importante .L'épaisseur de la couche limite est réduite par rapport au cas de l'argon .

Le temps d'essai diminue quand le  $M_s$  augmente .

### c) Couple Air/Air

En utilisant à la place de l'hélium un autre gaz moteur plus lourd (Air) ,les paramètres  $l$  ,  $\zeta$  ,  $\delta$  et  $l_m$  décroissent avec l'augmentation de  $M_s$  mais sont plus grands à  $M_s$  égal que dans le cas du couple Hélium/Air .

En augmentant le diamètre du tube de travail de 0,1m (exemple 10) à 0,2m (exemple 40),les paramètres  $l$ , et augmentent sensiblement .

En faisant varier la pression initiale ( $p_1$ ) dans le tube de travail ,nous avons remarqué que le temps d'essai augmentait avec l'augmentation de  $p_1$  .

Lorsque  $p_1$  augmente de manière importante, l'écoulement devient turbulent et les paramètres  $l$  et  $\zeta$  augmentent.  $\delta$  augmente aussi au point de gêner complètement l'écoulement.

#### d) Couple Azote/Azote

En utilisant un couple de gaz identiques ( $N_2/N_2$ ) très proche du couple Air/Air, nous constatons aussi que  $l$ ,  $\zeta$ ,  $\delta$  et  $lm$  décroissent lorsque  $M_s$  augmente. Pour  $M_s=4$ , en diminuant la longueur du tube de travail, les paramètres  $l$ ,  $\zeta$  et  $\delta$  diminuent.

#### e) Couple Hydrogène/Argon

Dans le couple Hélium/Argon, nous avons remplacé l'hélium (gaz moteur) par un gaz plus léger (hydrogène). A  $M_s$  égal, les paramètres  $l$ ,  $\zeta$  et  $\delta$  sont réduits par rapport à ceux du couple hélium/Argon.

Le temps d'essai décroît avec l'augmentation de  $M_s$ .

#### f) Couple Hydrogène/Azote

Pour le couple  $H_2/N_2$ , nous avons constaté ce qui suit :

A  $M_s$  égal, les paramètres  $l$ ,  $\zeta$  et  $\delta$  sont réduits par rapport à ceux des couples hélium/air, hélium/argon, air/air et azote/azote.

En augmentant la pression  $p_1$ , le temps d'essai  $\zeta$  augmente. Il diminue avec l'augmentation de  $M_s$  et de la température initiale du gaz moteur.

En diminuant la longueur du tube moteur, les paramètres  $l$ ,  $\zeta$  et  $\delta$  décroissent.

Au fur et à mesure que  $p_1$  augmente, l'écoulement devient turbulent,  $l$  et  $\zeta$  augmentent.  $\delta$  prend des proportions considérables au point que la couche limite gêne totalement l'écoulement libre du fluide.

### 6.10 Conclusions et recommandations

Les calculs présentés ne sont qu'une approche d'un état réel. Les écarts entre certaines valeurs de  $l$ ,  $\zeta$  et  $\delta$  sont dus essentiellement aux hypothèses simplificatrices utilisées par les différents auteurs d'articles sur le temps d'essai.

Nous avons essayé, par notre choix d'exemples, de balayer une grande plage d'utilisation du tube à choc. Le choix des exemples a été de donner les ordres de grandeur des paramètres  $l$ ,  $\zeta$  et  $\delta$ , mais surtout, par le biais des différentes comparaisons, de permettre à l'utilisateur de s'orienter en fonction du besoin et du disponible.

Dans une expérience quelconque sur le tube à choc , on s'intéresse essentiellement au temps d'essai .

L'analyse faite nous permet de conclure et recommander que pour augmenter le temps d'essai  $\tau$  , il faut :

- Prendre un  $M_s$  petit (voisin de 2)
- Diminuer la valeur de  $M_s$
- Augmenter la pression initiale dans le tube de travail
- Diminuer la température initiale du gaz moteur
- Augmenter la longueur du tube moteur
- Augmenter la longueur du tube de travail lorsque  $Q_h$  arrive après que SR rencontre la surface de contact ou lorsque les deux gaz sont identiques .
- Utiliser un gaz moteur plus lourd ou un gaz de travail plus léger .
- Augmenter le diamètre du tube de travail .



## Chapitre 7

### Conception et construction du tube à choc. Instrumentation du tube à choc .

#### 7.1 Introduction

Avec les applications diversifiées du tube à choc dans les différents domaines, sa conception se trouve parfois spécialisée. Les conceptions spécifiques sont déterminées par les applications particulières et la disponibilité de certains moyens .

Nous allons donner quelques indications en ce qui concerne la conception et la construction du tube à choc . Le présent chapitre peut faire l'objet d'une autre thèse qui consisterait par exemple à la conception et la réalisation d'un tube à choc .

#### 7.2 Longueurs et section du tube à choc .

Lorsque l'espace le permet et pour une section constante du tube , le rapport optimal des longueurs des tubes de travail et moteur est donné /6/ , /8/ , /22/ en fonction du nombre de Mach du choc incident  $M_s$  et du choc réfléchi  $M_r$  par la relation :

$$\frac{L_1}{L_4} = \frac{2M_s}{A_4} \left( 1 - \frac{\gamma_4 - 1}{2 A_4} U_{21} \right) \frac{\gamma_4 + 1}{2(\gamma_4 + 1)} \frac{U_{21} + M_r}{M_s + M_r}$$

Dans des conditions courantes de travail ( $M_s < 7$ ), le rapport  $L_1/L_4$  varie de 3.6 à 7 /8/ , /22/ . Lorsque par exemple le nombre de Mach du choc est voisin de 20 , la longueur du tube moteur avoisine les 300 mm . L'utilisation de différentes longueurs du tube moteur pour différentes manipulations permet une économie sur le gaz moteur .

Le diamètre du tube à section constante varie de 25 à 100 mm , alors que le rapport de la longueur du tube à son diamètre est de 40 à 150 /22/ .

#### 7.3 Structure du tube à choc .

##### 7.3.1 Montage du tube à choc .

On préfère souvent réaliser un tube à choc par accouplement d'un certain nombre de courts tronçons de tube de construction semblable . Cette conception facilite le montage et permet la flexibilité dans l'arrangement du tube . Elle est avantageuse lorsqu'on voudrait faire varier les longueurs du tube moteur et

de travail . Les différents tronçons peuvent avoir des supports individuels munis de roues ou parfois des supports pour tout le tube qui coulisent sur un rail . L'inconvénient d'un grand nombre de tronçons est le nombre élevé de joints qui augmente la possibilité de fuites et d'ondulations dans le tube à choc /22/ .

### 7.3.2 Sections du tube .

La section du tube à choc peut être circulaire , carrée ou rectangulaire . Pour toute application , la section circulaire est préférable du point de vue structural . Néanmoins , on s'arrange en pratique à utiliser la combinaison des deux sections circulaire et carrée ou rectangulaire . Ces deux dernières permettent à l'aide de fenêtres en verre ou autre matériau transparent d'effectuer des études optiques des phénomènes d'écoulements ( ombrioscopie , interférométrie et Schlieren ) .

### 7.3.3 Diaphragmes .

Les diaphragmes sont de deux types ; métalliques et non métalliques . Les diaphragmes non métalliques tels l'acétate de cellulose ou le cellophane sont utilisés pour des différences de pression de part et d'autre du diaphragme réduites . Au-delà d'une différence de pression de quelques centaines de Pascals , on utilise les diaphragmes métalliques (Aluminium , Nickel , ...).

## 7.4 Instrumentation et mesure .

Comme les temps d'essai du tube à choc sont très courts (de l'ordre de quelques centaines de microsecondes), l'instrumentation est un problème important . En fait, le succès de l'expérience de n'importe quel tube dépend largement de la solution des problèmes d'instrumentation . Pour la mesure des paramètres d'écoulement, on désire en général des temps de réponse de l'ordre de quelques microsecondes .

### 7.4.1 Mesure des pressions .

Pour la mesure des pressions statiques , les manomètres à mercure sont les plus communément utilisés . Par contre pour les pressions dynamiques on utilise des jauges piézoélectriques .

### 7.4.2 Mesure de la température et du transfert de chaleur .

Pour la mesure de la température , on utilise le thermocouple et le thermomètre à fil mince de résistance . Ce dernier est un film de platine peint et cuit . Placé sur une base en verre , il agit comme une résistance thermométrique et sert pour des ondes de choc modérées ou l'augmentation de température est insuffisante pour produire l'ionization .

Pour permettre son utilisation à de hautes températures pour lesquelles le gaz s'ionise, le film de platine est enduit d'une couche (600 - 800 Å) de dioxyde de silicium.

La méthode des sulfures luminescents est utilisée pour la mesure des faibles flux de chaleur /42/.

La méthode de la jauge calorimétrique est elle aussi utilisée pour la mesure du flux de chaleur.

La température de stagnation est donnée par l'anémomètre à fil chaud. La température statique est tirée de la masse volumique qui, elle, est déterminée par une des méthodes optiques (interférométrie).

Les très hautes températures atteintes dans les écoulements ionisés en aval des ondes de choc intenses sont estimées à partir des études spectroscopiques des radiations émises.

#### 7.5 Mesure de l'intensité de l'onde de choc.

Elle se fait à partir du rapport de pression  $p$  (jauges piézoélectriques) ou du rapport des masses volumiques (interférométrie).

#### 7.7 Mesure de la vitesse de l'onde de choc.

Pour cela on utilise la méthode optique de Toepler Schlieren ou par des détecteurs de choc /22/ qui émettent des pulsations électriques au passage de l'onde de choc.

#### 7.8 Mesure de la masse volumique

Les méthodes optiques les plus utilisées dans les tubes à choc pour la détermination de la masse volumique à partir de l'indice de réfraction du gaz sont l'interférométrie, Toepler Schlieren et le shadowgraph (ombroscopie).

L'objet de notre étude n'étant pas de s'étaler sur le côté constructif du tube et de son instrumentation, nous nous sommes contentés de donner ce bref résumé.

Cependant, en estimant ouvrir une voie de recherche en vue de l'installation d'un tube à choc, nous conseillons de consulter les ouvrages /8/, /22/, /43/, /44/, /45/.

## Conclusion

Au terme de notre travail , nous estimons avoir posé un jalon au laboratoire du tube à choc .

Le programme expert élaboré permet de donner le rapport optimal des longueurs des tubes moteur et de travail en tenant compte des différentes contraintes que sont :

- Choc incident
- Choc réfléchi
- Surface de contact
- Réflexion de l'onde d'expansion  $Q_h$

Il permet ainsi de déterminer le temps d'essai avec l'état physique réel de l'écoulement en tenant compte des effets de viscosité .

Par le choix d'une quarantaine d'exemples , nous avons balayé une grande plage d'utilisation du tube à choc en faisant varier plusieurs paramètres ( nature des gaz , diamètre du tube , longueurs des tubes , nombre de Mach de choc et pression et température initiales ) .

La synthèse présentée concerne l'influence des différents paramètres sur le temps d'essai principalement .

Nous avons orienté l'utilisateur sur les différentes possibilités d'augmenter le temps d'essai .

Nous avons utilisé les différentes corrélations donnant la longueur d'écoulement chaud et le temps d'essai .

Par manque de données expérimentales , nous n'avons pas pu faire une comparaison et donner l'ordre de grandeur de l'erreur . Cependant , d'après Oertel , /6/ , lorsque la couche limite est purement laminaire , il y a un bon accord entre la théorie et l'expérience .

De là , nous concluons que les résultats présentés dans certains exemples où la couche limite a été considérée laminaire sont valides .

Dans le but d'approcher encore plus les conditions d'expérience , nous souhaiterions que les deux points suivants soient repris plus tard :

- L'utilisation de relations qui répondent fidèlement au comportement des gaz réels .

- La détermination rigoureuse des paramètres d'essai entre la surface de contact et l'onde de choc et en présence de la couche limite pariétale

## Bibliographie

- /1/ Rebuffet, P. - Aérodynamique expérimentale , tome 2 , Dunod . Paris , 1966 .
- /2/ Nagamatsu, H.T., Geiger, R.E., Shear Jr, R.E. - Hypersonic shock tunnel . Report n°59 - RL - 2164 . Spring 1980 .
- /3/ Bouck, S.F. - Calibration of the shock tube of RPI, NY. Thesis of master of science . RPI , NY , 1981 .
- /4/ Gaydon, A.G. & Hurle, I.R. - The shock tube in high temperature chemical physics . Reinhold publishing corporation . NY , 1963 .
- /5/ Griffith, W.C. - Research with the shock tube . A case history of science relevant to the needs of society . 8th International shock tube symposium . Imperial college London. July 5 - 8 , 1971 .
- /6/ Oertel . Article sur le tube à choc . tiré du tome 2 du livre "Chocs et ondes de choc" écrit sous la direction D'André L. Jaumotte . Masson et Cie , 1970 .
- /7/ Glass, I.I. - Beyond three decades of continuous research of UTIAS on shock tube and waves . Institute of Aerospace studies. University of Toronto . UTIAS review n°45 . July, 1981.
- /8/ Boyer, A.G. - Design , instrumentation and performance of the UTIAS 4in.7in hypersonic shock tube . Institute for aerospace studies. University of Toronto. UTIAS report n°99, May 1965.
- /9/ Hertzberg , A. - Shock tube research , past , present and future . A critical survey . 7th International shock tube symposium . University of Toronto, Canada, June 23-25, 1969.
- /10/ Hertzberg , A., Wittliff, C.E., Hall, J.G. - Summary of shock tunnel development and application to hypersonic research . Cornell Aeronautical Laboratory , Inc. Buffalo , NY , 1961 .
- /11/ Liepmann, H.W., Roshko, A. - Elements of gasdynamics . NY, 1957 .
- /12/ Carrière , P. - Méthodes théoriques d'étude des écoulements supersoniques . Paris , 1957 .
- /13/ Carrière , P. - Article sur la méthode des caractéristiques . Tiré du tome 1 du livre "chocs et ondes de choc" , écrit sous la direction d'André L. Jaumotte . Masson et Cie , 1970 .
- /14/ Saito, I., Glass, I.I. - Application of Random choice method to problems in shock and detonation wave dynamics . UTIAS report n° 240 . Institute of aerospace studies . University of Toronto . October , 1979 .

- /15/ Abott, M.B. - An introduction to the method of characteristics  
American Elsevier . NY , 1965 .
- /16/ Goudounov et coll. - Résolution numérique des problèmes  
multidimensionnelle de la dynamique des gaz. Ed. Mir , 1979.
- /17/ Rudinger, G. - Wave diagrams for unsteady flow in ducts. D. Van  
Nostrand company Inc. Buffalo , NY , 1954 .
- /18/ Shapiro, A.H. - The dynamics and thermodynamics of compressible  
fluid flow . Ronald press company . NY , 1953 .
- /19/ Courant, R., Friedrichs, K.O. - Supersonic flow and shock waves  
Interscience publishers , INC. NY , 1948 .
- /20/ Ginoux, J.J. - Dynamique des fluides compressibles, écoulements  
uni et bidimensionnels . ONERA , 1951 .
- /21/ Satofuka, N. - Numerical simulation of the shock reflection  
and interaction in a shock tube . 10th International shock  
tube symposium . Kyoto university . Japan, july, 14-15, 1975 .
- /22/ Glass, I.I., Hall, J.G. - Handbook of supersonic aerodynamics .  
Section 18 . Shock tubes . 1958 .
- /23/ Richards, B.E., Enkenhus, K.R. - The longshot free piston hyper-  
sonic tunnel , Von Karman Institute for fluid dynamics .  
TN n°49 . September , 1968 .
- /24/ Schlichting, H. - Boundary layer theory . Sixth edition , 1968
- /25/ Pau Chang Lu . Introduction to mechanics of viscous fluids .  
Mc Graw Hill , 1977 .
- /26/ Mirels , H. - Laminar boundary layer behind shock advancing  
into stationary fluid . NACA TN 3401 , March 1955 .
- /27/ Oertel, H. - Non reflected shock tunnel test times . 7th Int.  
shock tube symposium , 1969 . pp. 80 - 108 .
- /28/ Mirels , H. - Boundary layer behind shock or thin expansion  
wave moving into stationary fluid . NACA TN 3712 .
- /29/ Mirels , H. - Source distribution method for unsteady one-  
dimensional flows with small mass, momentum and heat transfer  
addition and small area variation . NACA Memo 5-4-59 E .
- /30/ Mirels , H. - Laminar boundary layer behind a strong shock  
moving into air . NACA TN D-291 .
- /31/ Mirels , H. - Test time in low pressure shock tubes . Phys.  
fluids, 1963 . Vol. 6 , pp. 1201 - 1214 .

- /32/ Brun ,R. ,Sides ,J. - Méthode numérique de détermination des grandeurs de l'écoulement dans un tube à choc compte tenu de la couche limite pariétale .Journal de mécanique .Volume 14, N°3 , 1975 .
- /33/ Musgrove ,P.J ,Appleton ,J.P.- The influence of the boundary layer growth on shock tube test times . Appl. Sci. Res. 18 . Sept. 1967 . pp. 116 - 155 .
- /34/ Roshko , A. - On flow duration in low pressure shock tubes . physics fluids .Vol 6 ,n°3 ,p.835 . 1960 .
- /35/ Hooker,W.J. - Testing time and contact-zone phenomena in shock tube flows .Physics fluids,vol.4,n°12,December ,1961.
- /36/ Ackyord,J.A.D. - A study on the running times in shock tubes Dpt of Aeronautical engineering ,Queen Mary college , 1964 .
- /37/ Mirels , H. - Boundary layer growth effects in shock tubes . 8th Int. shock tube symposium . Imperial college , London . July 5-8 , 1971 .
- /38/ Mirels , H. - Turbulent boundary layer behind constant velocity shock including wall blowing effects .AIAA journal, vol. 22 ,N°8 , 1985 . pp. 1402 - 1408 .
- /39/ Mirels , H. - Shock tube test time limitation due to turbulent wall boundary layer . AIAA J., 2 ,84 - 92 .
- /40/ Mirels , H. - Flow nonuniformity in shock tubes operating at maximum test times . Physics fluids 1966 , vol. 9 , N° 10 . pp. 1907 - 1912 .
- /41/ Fuehrer ,R.G. - Measurements of incident shock test time and reflected shock pressure at fully turbulent boundary layer test conditions . CAL TR AN-2514-Y-1 . 1969 .
- /42/ Brun ,R.,Clebant ,J.C. ,Dahel,H. - Techniques de mesure des faibles flux de chaleur au tube à choc . Revue de physique appliquée . t1 ,N°2 , Juin 1966 .
- /43/ Streiff , M.L. - A survey of shock tube uses , Equipment and instrumentation . Convair Astronautics report AZR.002 . SAN-DIEGO ,Calif.convair astronautics , June 1957 .
- /44/ Bitondo ,D.,Lobb ,R.K. - The design and construction of a shock tube .UTIA Report 3 . Institute of Aerophysics , University of toronto . 1950 .
- /45/ Woods ,B.A. - Calculation of the recoil of shock tube .Royal Aircraft Establishment . TN n° Aero 2627 . June , 1959 .

## Annexe A

Cas d'une équation aux dérivées partielles du premier ordre .

Soit l'équation :

$$A(x,y,z) \cdot \frac{\partial z}{\partial x} + B(x,y,z) \cdot \frac{\partial z}{\partial y} = C(x,y,z) \quad (1)$$

Le problème de Cauchy consiste à trouver une surface solution  $z(x,y)$  passant par une courbe donnée  $C(z(x),y(x))$  et de projection  $\Gamma(y(x))$  sur le plan  $(x,y)$  .

A cet effet , appliquons la méthode de développement en série et calculons les dérivées partielles  $\frac{\partial z}{\partial x}$  et  $\frac{\partial z}{\partial y}$  en un point  $M \in C$  .

La variation de  $z$  suivant  $C$  est :

$$dz = \frac{\partial z}{\partial x} dx + \frac{\partial z}{\partial y} dy \quad (2)$$

en divisant par  $dx$  , nous obtenons :

$$\frac{dz}{dx} = \frac{\partial z}{\partial x} + \frac{\partial z}{\partial y} \cdot y' \quad (3)$$

A partir des équations (1) et (2) , nous pouvons calculer les valeurs de  $\frac{\partial z}{\partial x}$  et  $\frac{\partial z}{\partial y}$  en  $M$  comme suit :

$$\begin{aligned} \frac{\partial z}{\partial x} &= \frac{C \, dy - B \, dz}{A \, dy - B \, dx} \\ \frac{\partial z}{\partial y} &= \frac{A \, dz - C \, dx}{A \, dy - B \, dx} \end{aligned} \quad (4)$$

La résolution du problème est possible sous réserve que le dénominateur soit non nul :

$$A \, y' - B \neq 0$$

Par contre lorsque le dénominateur est nul et les numérateurs dans les équations (4) sont aussi nuls , il y a indétermination et le problème admet une infinité de solutions .

La courbe  $\Gamma$  est dite ligne caractéristique et le long de cette courbe , on a la relation :

$$\frac{dx}{A} = \frac{dy}{B} = \frac{dz}{C}$$



A N N E X E    B

Relative au troisième chapitre

Mg	p21	Ro21	T21	A21 / (pour l'air et l'azote, $\delta = 1.404$ )	U21	M2
1.01	1.023	1.017	1.007	1.003	1.664	.017
1.02	1.047	1.033	1.013	1.007	1.664	.033
1.03	1.071	1.050	1.020	1.010	1.665	.049
1.04	1.095	1.067	1.027	1.013	1.665	.064
1.05	1.120	1.084	1.033	1.016	1.666	.080
1.06	1.144	1.101	1.040	1.020	1.667	.095
1.07	1.169	1.118	1.046	1.023	1.668	.110
1.08	1.194	1.135	1.053	1.026	1.669	.125
1.09	1.220	1.152	1.059	1.029	1.670	.140
1.10	1.245	1.169	1.065	1.032	1.671	.154
1.11	1.271	1.186	1.072	1.035	1.673	.168
1.12	1.297	1.203	1.078	1.038	1.675	.182
1.13	1.323	1.220	1.085	1.041	1.676	.196
1.14	1.350	1.237	1.091	1.045	1.678	.209
1.15	1.377	1.255	1.097	1.048	1.680	.223
1.16	1.404	1.272	1.104	1.051	1.682	.236
1.17	1.431	1.289	1.110	1.054	1.684	.249
1.18	1.458	1.306	1.116	1.057	1.687	.262
1.19	1.486	1.324	1.123	1.060	1.689	.275
1.20	1.514	1.341	1.129	1.063	1.692	.287
1.21	1.542	1.358	1.135	1.066	1.694	.299
1.22	1.570	1.376	1.142	1.069	1.697	.312
1.23	1.597	1.393	1.148	1.071	1.700	.324
1.24	1.628	1.410	1.154	1.074	1.703	.336
1.25	1.657	1.428	1.161	1.077	1.705	.347
1.26	1.686	1.445	1.167	1.080	1.709	.359
1.27	1.716	1.462	1.173	1.083	1.712	.371
1.28	1.746	1.480	1.180	1.086	1.715	.382
1.29	1.776	1.497	1.186	1.089	1.718	.393
1.30	1.806	1.514	1.193	1.092	1.721	.404
1.31	1.836	1.532	1.199	1.095	1.725	.415
1.32	1.867	1.549	1.205	1.098	1.728	.426
1.33	1.899	1.566	1.212	1.101	1.732	.437
1.34	1.929	1.584	1.218	1.104	1.736	.448
1.35	1.961	1.601	1.225	1.107	1.739	.458
1.36	1.992	1.619	1.231	1.110	1.743	.468
1.37	2.024	1.636	1.237	1.112	1.747	.479
1.38	2.056	1.653	1.244	1.115	1.751	.489
1.39	2.089	1.670	1.250	1.118	1.755	.499
1.40	2.121	1.688	1.257	1.121	1.759	.509
1.41	2.154	1.705	1.263	1.124	1.763	.519
1.42	2.187	1.722	1.270	1.127	1.767	.528
1.43	2.220	1.739	1.277	1.130	1.771	.538
1.44	2.254	1.757	1.283	1.133	1.776	.548
1.45	2.288	1.774	1.290	1.136	1.780	.557
1.46	2.322	1.791	1.296	1.139	1.784	.566
1.47	2.356	1.808	1.303	1.141	1.789	.576
1.48	2.390	1.825	1.310	1.144	1.793	.585
1.49	2.425	1.842	1.316	1.147	1.798	.594
1.50	2.460	1.859	1.323	1.150	1.803	.603

M <sub>0</sub>	p <sub>021</sub> (pour l'air et l'azote)	R <sub>021</sub>	T <sub>021</sub>	$\delta = 1.404$	A <sub>021</sub>	U <sub>021</sub>	M <sub>2</sub>
1.50	2.460	1.859	1.323	1.150	1.803	603	
1.51	2.495	1.876	1.330	1.153	1.807	612	
1.52	2.531	1.893	1.337	1.156	1.812	620	
1.53	2.566	1.910	1.343	1.159	1.817	629	
1.54	2.602	1.927	1.350	1.162	1.821	638	
1.55	2.638	1.944	1.357	1.165	1.826	646	
1.56	2.675	1.961	1.364	1.168	1.831	655	
1.57	2.711	1.978	1.371	1.171	1.836	663	
1.58	2.748	1.995	1.378	1.174	1.841	671	
1.59	2.785	2.012	1.384	1.177	1.846	680	
1.60	2.822	2.028	1.391	1.180	1.851	688	
1.61	2.860	2.045	1.398	1.183	1.856	696	
1.62	2.897	2.062	1.405	1.185	1.861	704	
1.63	2.935	2.078	1.412	1.188	1.866	712	
1.64	2.974	2.095	1.419	1.191	1.872	719	
1.65	3.012	2.111	1.427	1.194	1.877	727	
1.66	3.051	2.128	1.434	1.197	1.882	735	
1.67	3.090	2.144	1.441	1.200	1.888	742	
1.68	3.129	2.161	1.448	1.203	1.893	750	
1.69	3.168	2.177	1.455	1.206	1.898	757	
1.70	3.208	2.193	1.462	1.209	1.904	765	
1.71	3.247	2.210	1.470	1.212	1.909	772	
1.72	3.288	2.226	1.477	1.215	1.915	779	
1.73	3.328	2.242	1.484	1.218	1.920	787	
1.74	3.368	2.258	1.492	1.221	1.926	794	
1.75	3.409	2.274	1.499	1.224	1.931	801	
1.76	3.450	2.290	1.506	1.227	1.937	808	
1.77	3.491	2.306	1.514	1.230	1.943	815	
1.78	3.533	2.322	1.521	1.233	1.948	822	
1.79	3.575	2.338	1.529	1.236	1.954	829	
1.80	3.616	2.354	1.536	1.240	1.960	835	
1.81	3.659	2.370	1.544	1.243	1.965	842	
1.82	3.701	2.385	1.552	1.246	1.971	849	
1.83	3.744	2.401	1.559	1.249	1.977	855	
1.84	3.787	2.417	1.567	1.252	1.983	862	
1.85	3.830	2.432	1.574	1.255	1.989	868	
1.86	3.873	2.448	1.582	1.258	1.995	875	
1.87	3.917	2.463	1.590	1.261	2.001	881	
1.88	3.960	2.479	1.598	1.264	2.007	887	
1.89	4.004	2.494	1.606	1.267	2.013	894	
1.90	4.049	2.509	1.613	1.270	2.019	900	
1.91	4.093	2.525	1.621	1.273	2.025	906	
1.92	4.138	2.540	1.629	1.276	2.031	912	
1.93	4.183	2.555	1.637	1.280	2.037	918	
1.94	4.228	2.570	1.645	1.283	2.043	924	
1.95	4.273	2.585	1.653	1.286	2.049	930	
1.96	4.319	2.600	1.661	1.289	2.055	936	
1.97	4.365	2.615	1.669	1.292	2.061	942	
1.98	4.411	2.630	1.677	1.295	2.067	947	
1.99	4.458	2.645	1.686	1.298	2.074	953	

Ma	P21 (pour 1'air et 1'azote, $\delta = 1.404$ )	Ro21	T21	A21	U21	M2
2.00	4.584	2.659	1.694	1.301	2.080	.959
2.01	4.551	2.674	1.702	1.305	2.086	.965
2.02	4.590	2.689	1.710	1.308	2.092	.970
2.03	4.645	2.703	1.719	1.311	2.099	.976
2.04	4.693	2.718	1.727	1.314	2.105	.981
2.05	4.741	2.732	1.735	1.317	2.111	.987
2.06	4.789	2.746	1.744	1.320	2.118	.992
2.07	4.837	2.761	1.752	1.324	2.124	.997
2.08	4.885	2.775	1.760	1.327	2.130	1.003
2.09	4.934	2.789	1.769	1.330	2.137	1.008
2.10	4.983	2.803	1.777	1.333	2.143	1.013
2.11	5.032	2.818	1.786	1.336	2.150	1.018
2.12	5.082	2.832	1.795	1.340	2.156	1.024
2.13	5.131	2.846	1.803	1.343	2.163	1.029
2.14	5.181	2.859	1.812	1.346	2.169	1.034
2.15	5.231	2.873	1.821	1.349	2.176	1.039
2.16	5.282	2.887	1.829	1.353	2.182	1.044
2.17	5.332	2.901	1.838	1.356	2.189	1.049
2.18	5.383	2.915	1.847	1.359	2.195	1.054
2.19	5.434	2.928	1.856	1.362	2.202	1.059
2.20	5.485	2.942	1.865	1.366	2.208	1.063
2.21	5.537	2.955	1.874	1.369	2.215	1.068
2.22	5.589	2.969	1.883	1.372	2.222	1.073
2.23	5.641	2.982	1.892	1.375	2.228	1.078
2.24	5.693	2.995	1.901	1.379	2.235	1.082
2.25	5.745	3.009	1.910	1.382	2.242	1.087
2.26	5.798	3.022	1.919	1.385	2.248	1.092
2.27	5.851	3.035	1.928	1.388	2.255	1.096
2.28	5.904	3.048	1.937	1.392	2.262	1.101
2.29	5.957	3.061	1.946	1.395	2.268	1.105
2.30	6.011	3.074	1.955	1.398	2.275	1.110
2.31	6.065	3.087	1.965	1.402	2.282	1.114
2.32	6.119	3.100	1.974	1.405	2.289	1.119
2.33	6.173	3.112	1.983	1.408	2.295	1.123
2.34	6.228	3.125	1.993	1.412	2.302	1.127
2.35	6.283	3.138	2.002	1.415	2.309	1.131
2.36	6.338	3.150	2.012	1.418	2.316	1.136
2.37	6.393	3.163	2.021	1.422	2.323	1.140
2.38	6.448	3.175	2.031	1.425	2.330	1.144
2.39	6.504	3.188	2.040	1.428	2.336	1.148
2.40	6.560	3.200	2.050	1.432	2.343	1.152
2.41	6.616	3.212	2.060	1.435	2.350	1.157
2.42	6.673	3.225	2.069	1.438	2.357	1.161
2.43	6.729	3.237	2.079	1.442	2.364	1.165
2.44	6.786	3.249	2.089	1.445	2.371	1.169
2.45	6.843	3.261	2.098	1.449	2.378	1.173
2.46	6.901	3.273	2.108	1.452	2.385	1.177
2.47	6.958	3.285	2.118	1.455	2.392	1.180
2.48	7.016	3.297	2.128	1.459	2.399	1.184
2.49	7.074	3.309	2.138	1.462	2.406	1.188
2.50	7.132	3.320	2.148	1.466	2.413	1.192

M2	U21	U21	U21	U21	U21	U21	M2
2.50	7.132	3.320	2.148	1.466	2.413	1.192	
2.51	7.191	3.332	2.158	1.469	2.420	1.196	
2.52	7.250	3.344	2.168	1.472	2.427	1.200	
2.53	7.309	3.355	2.178	1.476	2.434	1.203	
2.54	7.368	3.367	2.188	1.479	2.441	1.207	
2.55	7.427	3.378	2.198	1.483	2.448	1.211	
2.56	7.487	3.390	2.209	1.486	2.455	1.214	
2.57	7.547	3.401	2.219	1.490	2.462	1.218	
2.58	7.607	3.413	2.229	1.493	2.469	1.222	
2.59	7.667	3.424	2.239	1.496	2.476	1.225	
2.60	7.728	3.435	2.250	1.500	2.483	1.229	
2.61	7.789	3.446	2.260	1.503	2.490	1.232	
2.62	7.850	3.457	2.271	1.507	2.497	1.236	
2.63	7.911	3.468	2.281	1.510	2.504	1.239	
2.64	7.973	3.479	2.292	1.514	2.511	1.243	
2.65	8.035	3.490	2.302	1.517	2.519	1.246	
2.66	8.097	3.501	2.313	1.521	2.526	1.250	
2.67	8.159	3.512	2.323	1.524	2.533	1.253	
2.68	8.221	3.523	2.334	1.528	2.540	1.256	
2.69	8.284	3.533	2.345	1.531	2.547	1.260	
2.70	8.347	3.544	2.355	1.535	2.554	1.263	
2.71	8.410	3.554	2.366	1.538	2.562	1.266	
2.72	8.474	3.565	2.377	1.542	2.569	1.269	
2.73	8.537	3.576	2.388	1.545	2.576	1.273	
2.74	8.601	3.586	2.399	1.549	2.583	1.276	
2.75	8.665	3.596	2.410	1.552	2.590	1.279	
2.76	8.730	3.607	2.420	1.556	2.598	1.282	
2.77	8.794	3.617	2.431	1.559	2.605	1.285	
2.78	8.859	3.627	2.442	1.563	2.612	1.288	
2.79	8.924	3.637	2.454	1.566	2.619	1.291	
2.80	8.989	3.647	2.465	1.570	2.627	1.295	
2.81	9.055	3.657	2.476	1.573	2.634	1.298	
2.82	9.121	3.667	2.487	1.577	2.641	1.301	
2.83	9.187	3.677	2.498	1.581	2.648	1.304	
2.84	9.253	3.687	2.509	1.584	2.656	1.307	
2.85	9.319	3.697	2.521	1.588	2.663	1.310	
2.86	9.386	3.707	2.532	1.591	2.670	1.312	
2.87	9.453	3.717	2.543	1.595	2.678	1.315	
2.88	9.520	3.726	2.555	1.598	2.685	1.318	
2.89	9.588	3.736	2.566	1.602	2.692	1.321	
2.90	9.655	3.746	2.578	1.606	2.700	1.324	
2.91	9.723	3.755	2.589	1.609	2.707	1.327	
2.92	9.791	3.765	2.601	1.613	2.714	1.330	
2.93	9.860	3.774	2.612	1.616	2.722	1.332	
2.94	9.928	3.784	2.624	1.620	2.729	1.335	
2.95	9.997	3.793	2.636	1.623	2.736	1.338	
2.96	10.066	3.802	2.647	1.627	2.744	1.341	
2.97	10.135	3.811	2.659	1.631	2.751	1.343	
2.98	10.205	3.821	2.671	1.634	2.758	1.346	
2.99	10.274	3.830	2.683	1.638	2.766	1.349	
3.00	10.344	3.839	2.695	1.642	2.773	1.351	

M <sub>0</sub>	p21 (pour l'air et l'azote)	Re21	T21	A21 ( $\sigma = 1.404$ )	U21	M2
3.00	10.344	3.839	2.695	1.642	2.773	1.351
3.01	10.415	3.846	2.707	1.643	2.781	1.354
3.02	10.485	3.857	2.719	1.649	2.788	1.357
3.03	10.556	3.866	2.730	1.652	2.795	1.359
3.04	10.627	3.875	2.742	1.656	2.803	1.362
3.05	10.698	3.884	2.755	1.660	2.810	1.365
3.06	10.769	3.893	2.767	1.663	2.818	1.367
3.07	10.841	3.901	2.779	1.667	2.825	1.370
3.08	10.913	3.910	2.791	1.671	2.833	1.372
3.09	10.985	3.919	2.803	1.674	2.840	1.375
3.10	11.057	3.927	2.815	1.678	2.847	1.377
3.11	11.129	3.936	2.828	1.682	2.855	1.380
3.12	11.202	3.944	2.840	1.685	2.862	1.382
3.13	11.275	3.953	2.852	1.689	2.870	1.384
3.14	11.348	3.961	2.865	1.693	2.877	1.387
3.15	11.422	3.970	2.877	1.696	2.885	1.389
3.16	11.496	3.978	2.890	1.700	2.892	1.392
3.17	11.570	3.987	2.902	1.704	2.900	1.394
3.18	11.644	3.995	2.915	1.707	2.907	1.396
3.19	11.718	4.003	2.927	1.711	2.915	1.399
3.20	11.793	4.011	2.940	1.715	2.922	1.401
3.21	11.868	4.019	2.953	1.718	2.930	1.403
3.22	11.943	4.028	2.965	1.722	2.937	1.406
3.23	12.018	4.036	2.978	1.726	2.945	1.408
3.24	12.094	4.044	2.991	1.729	2.952	1.410
3.25	12.170	4.052	3.004	1.733	2.960	1.412
3.26	12.246	4.060	3.017	1.737	2.967	1.415
3.27	12.322	4.067	3.029	1.741	2.975	1.417
3.28	12.398	4.075	3.042	1.744	2.982	1.419
3.29	12.475	4.083	3.055	1.748	2.990	1.421
3.30	12.552	4.091	3.068	1.752	2.998	1.423
3.31	12.629	4.099	3.081	1.755	3.005	1.426
3.32	12.707	4.106	3.094	1.759	3.013	1.428
3.33	12.784	4.114	3.108	1.763	3.020	1.430
3.34	12.862	4.122	3.121	1.767	3.028	1.432
3.35	12.940	4.129	3.134	1.770	3.035	1.434
3.36	13.019	4.137	3.147	1.774	3.043	1.436
3.37	13.097	4.144	3.161	1.778	3.051	1.438
3.38	13.176	4.152	3.174	1.782	3.058	1.440
3.39	13.255	4.159	3.187	1.785	3.066	1.442
3.40	13.335	4.166	3.201	1.789	3.073	1.444
3.41	13.414	4.174	3.214	1.793	3.081	1.446
3.42	13.494	4.181	3.228	1.797	3.089	1.448
3.43	13.574	4.188	3.241	1.800	3.096	1.450
3.44	13.654	4.195	3.255	1.804	3.104	1.452
3.45	13.735	4.203	3.268	1.808	3.111	1.454
3.46	13.815	4.210	3.282	1.812	3.119	1.456
3.47	13.896	4.217	3.295	1.815	3.127	1.458
3.48	13.977	4.224	3.309	1.819	3.134	1.460
3.49	14.059	4.231	3.323	1.823	3.142	1.462
3.50	14.141	4.238	3.337	1.827	3.150	1.464

M <sub>0</sub>	p <sub>21</sub> (pour l'air et l'azote, $\delta = 1.404$ )	R <sub>021</sub>	T <sub>21</sub>	A <sub>21</sub>	U <sub>21</sub>	M <sub>2</sub>
3.50	14.141	4.238	3.337	1.827	3.150	1.464
3.51	14.222	4.245	3.351	1.830	3.157	1.466
3.52	14.305	4.252	3.364	1.834	3.165	1.468
3.53	14.387	4.259	3.378	1.838	3.172	1.470
3.54	14.470	4.265	3.392	1.842	3.180	1.471
3.55	14.552	4.272	3.406	1.846	3.188	1.473
3.56	14.635	4.279	3.420	1.849	3.195	1.475
3.57	14.719	4.286	3.434	1.853	3.203	1.477
3.58	14.802	4.292	3.448	1.857	3.211	1.479
3.59	14.886	4.299	3.463	1.861	3.218	1.481
3.60	14.970	4.306	3.477	1.865	3.226	1.482
3.61	15.054	4.312	3.491	1.868	3.234	1.484
3.62	15.139	4.319	3.505	1.872	3.241	1.486
3.63	15.223	4.325	3.519	1.876	3.249	1.488
3.64	15.308	4.332	3.534	1.880	3.257	1.489
3.65	15.393	4.338	3.548	1.884	3.265	1.491
3.66	15.479	4.345	3.563	1.887	3.272	1.493
3.67	15.564	4.351	3.577	1.891	3.280	1.495
3.68	15.650	4.358	3.591	1.895	3.288	1.496
3.69	15.736	4.364	3.606	1.899	3.295	1.498
3.70	15.823	4.370	3.621	1.903	3.303	1.500
3.71	15.909	4.376	3.635	1.907	3.311	1.501
3.72	15.996	4.383	3.650	1.910	3.318	1.503
3.73	16.083	4.389	3.665	1.914	3.326	1.505
3.74	16.170	4.395	3.679	1.918	3.334	1.506
3.75	16.258	4.401	3.694	1.922	3.342	1.508
3.76	16.345	4.407	3.709	1.926	3.349	1.509
3.77	16.433	4.413	3.724	1.930	3.357	1.511
3.78	16.522	4.419	3.738	1.934	3.365	1.513
3.79	16.610	4.425	3.753	1.937	3.373	1.514
3.80	16.699	4.431	3.768	1.941	3.380	1.516
3.81	16.788	4.437	3.783	1.945	3.388	1.517
3.82	16.877	4.443	3.798	1.949	3.396	1.519
3.83	16.966	4.449	3.813	1.953	3.404	1.520
3.84	17.056	4.455	3.829	1.957	3.411	1.522
3.85	17.145	4.461	3.844	1.961	3.419	1.524
3.86	17.235	4.466	3.859	1.964	3.427	1.525
3.87	17.326	4.472	3.874	1.968	3.435	1.527
3.88	17.416	4.478	3.889	1.972	3.442	1.528
3.89	17.507	4.484	3.905	1.976	3.450	1.530
3.90	17.598	4.489	3.920	1.980	3.458	1.531
3.91	17.689	4.495	3.935	1.984	3.466	1.533
3.92	17.781	4.501	3.951	1.988	3.473	1.534
3.93	17.872	4.506	3.966	1.992	3.481	1.535
3.94	17.964	4.512	3.982	1.995	3.489	1.537
3.95	18.056	4.517	3.997	1.999	3.497	1.538
3.96	18.149	4.523	4.013	2.003	3.505	1.540
3.97	18.242	4.528	4.028	2.007	3.512	1.541
3.98	18.334	4.534	4.044	2.011	3.520	1.543
3.99	18.427	4.539	4.060	2.015	3.528	1.544
4.00	18.521	4.544	4.076	2.019	3.536	1.545

M <sub>0</sub>	P <sub>01</sub> (pour 1	P <sub>02</sub> air et	T <sub>01</sub> l'azote,	δ = 1.404)	U <sub>01</sub>	M <sub>2</sub>
4.00	18.581	4.544	4.076	2.019	3.536	1.545
4.01	18.614	4.550	4.091	2.023	3.544	1.547
4.02	18.708	4.555	4.107	2.027	3.551	1.548
4.03	18.802	4.560	4.123	2.030	3.559	1.550
4.04	18.896	4.566	4.139	2.034	3.567	1.551
4.05	18.991	4.571	4.155	2.038	3.575	1.552
4.06	19.086	4.576	4.171	2.042	3.583	1.554
4.07	19.181	4.581	4.187	2.046	3.590	1.555
4.08	19.276	4.587	4.203	2.050	3.598	1.556
4.09	19.371	4.592	4.219	2.054	3.606	1.558
4.10	19.467	4.597	4.235	2.058	3.614	1.559
4.11	19.563	4.602	4.251	2.062	3.622	1.560
4.12	19.659	4.607	4.267	2.066	3.630	1.562
4.13	19.755	4.612	4.284	2.070	3.637	1.563
4.14	19.852	4.617	4.300	2.074	3.645	1.564
4.15	19.949	4.622	4.316	2.078	3.653	1.565
4.16	20.046	4.627	4.332	2.081	3.661	1.567
4.17	20.143	4.632	4.349	2.085	3.669	1.568
4.18	20.241	4.637	4.365	2.089	3.677	1.569
4.19	20.338	4.642	4.382	2.093	3.684	1.570
4.20	20.436	4.646	4.398	2.097	3.692	1.572
4.21	20.535	4.651	4.415	2.101	3.700	1.573
4.22	20.633	4.656	4.431	2.105	3.708	1.574
4.23	20.732	4.661	4.448	2.109	3.716	1.575
4.24	20.831	4.666	4.465	2.113	3.724	1.577
4.25	20.930	4.670	4.481	2.117	3.732	1.578
4.26	21.029	4.675	4.498	2.121	3.739	1.579
4.27	21.129	4.680	4.515	2.125	3.747	1.580
4.28	21.229	4.685	4.532	2.129	3.755	1.581
4.29	21.329	4.689	4.549	2.133	3.763	1.583
4.30	21.429	4.694	4.565	2.137	3.771	1.584
4.31	21.530	4.698	4.582	2.141	3.779	1.585
4.32	21.631	4.703	4.599	2.145	3.787	1.586
4.33	21.732	4.708	4.616	2.149	3.794	1.587
4.34	21.833	4.712	4.633	2.153	3.802	1.588
4.35	21.934	4.717	4.651	2.157	3.810	1.589
4.36	22.036	4.721	4.668	2.160	3.818	1.591
4.37	22.138	4.726	4.685	2.164	3.826	1.592
4.38	22.240	4.730	4.702	2.168	3.834	1.593
4.39	22.343	4.734	4.719	2.172	3.842	1.594
4.40	22.445	4.739	4.737	2.176	3.850	1.595
4.41	22.548	4.743	4.754	2.180	3.858	1.596
4.42	22.652	4.747	4.771	2.184	3.865	1.597
4.43	22.755	4.752	4.789	2.188	3.873	1.598
4.44	22.858	4.756	4.806	2.192	3.881	1.599
4.45	22.962	4.760	4.824	2.196	3.889	1.601
4.46	23.066	4.765	4.841	2.200	3.897	1.602
4.47	23.171	4.769	4.859	2.204	3.905	1.603
4.48	23.275	4.773	4.876	2.208	3.913	1.604
4.49	23.380	4.777	4.894	2.212	3.921	1.605
4.50	23.485	4.782	4.912	2.216	3.929	1.606



Mg	921 pour 1'	9021 1' et 1'	121 1' et 1'	$\delta = 1.404$	U21	M2
4.50	23.485	4.782	4.912	2.216	3.929	1.606
4.51	23.590	4.786	4.929	2.220	3.937	1.607
4.52	23.696	4.790	4.947	2.224	3.944	1.608
4.53	23.801	4.794	4.965	2.228	3.952	1.609
4.54	23.907	4.798	4.983	2.232	3.960	1.610
4.55	24.014	4.802	5.001	2.236	3.968	1.611
4.56	24.120	4.806	5.018	2.240	3.976	1.612
4.57	24.227	4.810	5.036	2.244	3.984	1.613
4.58	24.333	4.814	5.054	2.248	3.992	1.614
4.59	24.441	4.818	5.072	2.252	4.000	1.615
4.60	24.548	4.822	5.091	2.256	4.008	1.616
4.61	24.656	4.826	5.109	2.260	4.016	1.617
4.62	24.763	4.830	5.127	2.264	4.024	1.618
4.63	24.871	4.834	5.145	2.268	4.032	1.619
4.64	24.980	4.838	5.163	2.272	4.040	1.620
4.65	25.088	4.842	5.181	2.276	4.047	1.621
4.66	25.197	4.846	5.200	2.280	4.055	1.622
4.67	25.306	4.850	5.218	2.284	4.063	1.623
4.68	25.415	4.853	5.236	2.288	4.071	1.624
4.69	25.525	4.857	5.255	2.292	4.079	1.625
4.70	25.634	4.861	5.273	2.296	4.087	1.626
4.71	25.744	4.865	5.292	2.300	4.095	1.627
4.72	25.854	4.869	5.310	2.304	4.103	1.628
4.73	25.965	4.872	5.329	2.308	4.111	1.628
4.74	26.075	4.876	5.348	2.312	4.119	1.629
4.75	26.186	4.880	5.366	2.317	4.127	1.630
4.76	26.297	4.883	5.385	2.321	4.135	1.631
4.77	26.409	4.887	5.404	2.325	4.143	1.632
4.78	26.520	4.891	5.422	2.329	4.151	1.633
4.79	26.632	4.894	5.441	2.333	4.159	1.634
4.80	26.744	4.898	5.460	2.337	4.167	1.635
4.81	26.856	4.902	5.479	2.341	4.175	1.636
4.82	26.969	4.905	5.498	2.345	4.183	1.637
4.83	27.081	4.909	5.517	2.349	4.191	1.637
4.84	27.194	4.912	5.536	2.353	4.199	1.638
4.85	27.307	4.916	5.555	2.357	4.206	1.639
4.86	27.421	4.919	5.574	2.361	4.214	1.640
4.87	27.535	4.923	5.593	2.365	4.222	1.641
4.88	27.648	4.926	5.612	2.369	4.230	1.642
4.89	27.763	4.930	5.631	2.373	4.238	1.643
4.90	27.877	4.933	5.651	2.377	4.246	1.643
4.91	27.991	4.937	5.670	2.381	4.254	1.644
4.92	28.106	4.940	5.689	2.385	4.262	1.645
4.93	28.221	4.944	5.709	2.389	4.270	1.646
4.94	28.337	4.947	5.728	2.393	4.278	1.647
4.95	28.452	4.950	5.748	2.397	4.286	1.648
4.96	28.568	4.954	5.767	2.401	4.294	1.648
4.97	28.684	4.957	5.787	2.406	4.302	1.649
4.98	28.800	4.960	5.806	2.410	4.310	1.650
4.99	28.917	4.964	5.826	2.414	4.318	1.651
5.00	29.033	4.967	5.845	2.418	4.326	1.652

M <sub>0</sub>	p <sub>21</sub> (pour l'argon)	R <sub>021</sub>	X	T <sub>21</sub> (pour l'argon)	R <sub>21</sub>	U <sub>21</sub>	M <sub>2</sub>
1.01	1.025	1.015		1.010	1.005	1.500	.015
1.02	1.051	1.030		1.020	1.010	1.500	.029
1.03	1.076	1.045		1.030	1.015	1.500	.044
1.04	1.102	1.060		1.040	1.020	1.501	.058
1.05	1.128	1.075		1.049	1.024	1.502	.071
1.06	1.155	1.090		1.059	1.029	1.502	.085
1.07	1.181	1.105		1.069	1.034	1.503	.098
1.08	1.208	1.120		1.079	1.039	1.504	.111
1.09	1.235	1.135		1.089	1.043	1.505	.124
1.10	1.263	1.150		1.098	1.048	1.507	.137
1.11	1.290	1.165		1.108	1.053	1.508	.149
1.12	1.318	1.179		1.118	1.057	1.509	.161
1.13	1.346	1.194		1.127	1.062	1.511	.173
1.14	1.375	1.209		1.137	1.066	1.513	.185
1.15	1.403	1.224		1.147	1.071	1.514	.196
1.16	1.432	1.239		1.156	1.075	1.516	.208
1.17	1.461	1.253		1.166	1.080	1.518	.219
1.18	1.491	1.268		1.176	1.084	1.520	.230
1.19	1.520	1.283		1.185	1.089	1.523	.241
1.20	1.550	1.297		1.195	1.093	1.525	.252
1.21	1.580	1.312		1.205	1.098	1.527	.262
1.22	1.611	1.326		1.214	1.102	1.530	.272
1.23	1.641	1.341		1.224	1.106	1.532	.283
1.24	1.672	1.355		1.234	1.111	1.535	.293
1.25	1.703	1.370		1.243	1.115	1.537	.303
1.26	1.735	1.384		1.253	1.119	1.540	.312
1.27	1.766	1.399		1.263	1.124	1.543	.322
1.28	1.798	1.413		1.273	1.128	1.546	.332
1.29	1.830	1.427		1.282	1.132	1.549	.341
1.30	1.863	1.441		1.292	1.137	1.552	.350
1.31	1.895	1.455		1.302	1.141	1.555	.359
1.32	1.928	1.470		1.312	1.145	1.558	.368
1.33	1.961	1.484		1.322	1.150	1.561	.377
1.34	1.995	1.498		1.332	1.154	1.565	.386
1.35	2.028	1.512		1.342	1.158	1.568	.394
1.36	2.062	1.525		1.352	1.163	1.571	.403
1.37	2.096	1.539		1.362	1.167	1.575	.411
1.38	2.131	1.553		1.372	1.171	1.578	.420
1.39	2.165	1.567		1.382	1.176	1.582	.428
1.40	2.200	1.581		1.392	1.180	1.586	.436
1.41	2.235	1.594		1.402	1.184	1.589	.444
1.42	2.271	1.608		1.412	1.188	1.593	.452
1.43	2.306	1.621		1.423	1.193	1.597	.459
1.44	2.342	1.635		1.433	1.197	1.601	.467
1.45	2.378	1.648		1.443	1.201	1.605	.475
1.46	2.415	1.661		1.453	1.206	1.608	.482
1.47	2.451	1.675		1.464	1.210	1.613	.490
1.48	2.488	1.688		1.474	1.214	1.617	.497
1.49	2.525	1.701		1.485	1.218	1.621	.504
1.50	2.563	1.714		1.495	1.223	1.625	.511

Ms	p21 (pour l'argon)	Ro21	T21 $\delta = 1.667$	A21	U21	M2
1.50	2.563	1.714	1.495	1.223	1.625	511
1.51	2.600	1.727	1.506	1.227	1.629	518
1.52	2.638	1.740	1.516	1.231	1.633	525
1.53	2.676	1.753	1.527	1.236	1.637	532
1.54	2.715	1.766	1.537	1.240	1.642	539
1.55	2.753	1.779	1.548	1.244	1.646	545
1.56	2.792	1.791	1.559	1.248	1.651	552
1.57	2.831	1.804	1.569	1.253	1.655	559
1.58	2.871	1.817	1.580	1.257	1.659	565
1.59	2.910	1.829	1.591	1.261	1.664	571
1.60	2.950	1.842	1.602	1.266	1.669	578
1.61	2.990	1.854	1.613	1.270	1.673	584
1.62	3.031	1.866	1.624	1.274	1.678	590
1.63	3.071	1.878	1.635	1.279	1.682	596
1.64	3.112	1.891	1.646	1.283	1.687	602
1.65	3.153	1.903	1.657	1.287	1.692	608
1.66	3.195	1.915	1.668	1.292	1.697	614
1.67	3.236	1.927	1.680	1.296	1.701	620
1.68	3.278	1.939	1.691	1.300	1.706	626
1.69	3.320	1.951	1.702	1.305	1.711	631
1.70	3.363	1.962	1.714	1.309	1.716	637
1.71	3.405	1.974	1.725	1.313	1.721	642
1.72	3.448	1.986	1.736	1.318	1.726	648
1.73	3.491	1.997	1.748	1.322	1.731	653
1.74	3.535	2.009	1.760	1.326	1.736	659
1.75	3.578	2.020	1.771	1.331	1.741	664
1.76	3.622	2.032	1.783	1.335	1.746	669
1.77	3.666	2.043	1.795	1.340	1.751	675
1.78	3.711	2.054	1.806	1.344	1.756	680
1.79	3.755	2.066	1.818	1.348	1.761	685
1.80	3.800	2.077	1.830	1.353	1.766	690
1.81	3.845	2.088	1.842	1.357	1.772	695
1.82	3.891	2.099	1.854	1.362	1.777	700
1.83	3.936	2.110	1.866	1.366	1.782	705
1.84	3.982	2.120	1.878	1.370	1.787	709
1.85	4.028	2.131	1.890	1.375	1.793	714
1.86	4.075	2.142	1.902	1.379	1.798	719
1.87	4.121	2.153	1.915	1.384	1.803	724
1.88	4.168	2.163	1.927	1.388	1.809	728
1.89	4.215	2.174	1.939	1.393	1.814	733
1.90	4.263	2.184	1.952	1.397	1.820	737
1.91	4.310	2.195	1.964	1.401	1.825	742
1.92	4.358	2.205	1.977	1.406	1.830	746
1.93	4.406	2.215	1.989	1.410	1.836	751
1.94	4.455	2.225	2.002	1.415	1.841	755
1.95	4.503	2.236	2.014	1.419	1.847	759
1.96	4.552	2.246	2.027	1.424	1.852	764
1.97	4.601	2.256	2.040	1.428	1.858	768
1.98	4.651	2.266	2.053	1.433	1.864	772
1.99	4.700	2.276	2.066	1.437	1.869	776

M6	p21 (pour l'argon)	R021	T21 δ = 1.667	A21	U21	M2
2.00	4.750	2.285	2.079	1.442	1.875	.780
2.01	4.800	2.295	2.092	1.446	1.880	.784
2.02	4.851	2.305	2.105	1.451	1.886	.788
2.03	4.901	2.314	2.118	1.455	1.892	.792
2.04	4.952	2.324	2.131	1.460	1.897	.796
2.05	5.003	2.334	2.144	1.464	1.903	.800
2.06	5.055	2.343	2.157	1.469	1.909	.804
2.07	5.106	2.352	2.171	1.473	1.915	.808
2.08	5.158	2.362	2.184	1.478	1.920	.811
2.09	5.210	2.371	2.198	1.482	1.926	.815
2.10	5.263	2.380	2.211	1.487	1.932	.819
2.11	5.315	2.389	2.225	1.492	1.938	.823
2.12	5.368	2.398	2.238	1.496	1.944	.826
2.13	5.421	2.407	2.252	1.501	1.949	.830
2.14	5.475	2.416	2.266	1.505	1.955	.833
2.15	5.528	2.425	2.280	1.510	1.961	.837
2.16	5.582	2.434	2.293	1.514	1.967	.840
2.17	5.636	2.443	2.307	1.519	1.973	.844
2.18	5.691	2.452	2.321	1.524	1.979	.847
2.19	5.745	2.460	2.335	1.528	1.985	.851
2.20	5.800	2.469	2.349	1.533	1.991	.854
2.21	5.855	2.477	2.363	1.537	1.997	.857
2.22	5.911	2.486	2.378	1.542	2.003	.861
2.23	5.966	2.494	2.392	1.547	2.009	.864
2.24	6.022	2.503	2.406	1.551	2.015	.867
2.25	6.079	2.511	2.421	1.556	2.021	.870
2.26	6.135	2.519	2.435	1.560	2.027	.873
2.27	6.192	2.528	2.450	1.565	2.033	.877
2.28	6.248	2.536	2.464	1.570	2.039	.880
2.29	6.306	2.544	2.479	1.574	2.045	.883
2.30	6.363	2.552	2.493	1.579	2.051	.886
2.31	6.421	2.560	2.508	1.584	2.057	.889
2.32	6.478	2.568	2.523	1.588	2.063	.892
2.33	6.537	2.576	2.538	1.593	2.069	.895
2.34	6.595	2.584	2.553	1.598	2.075	.898
2.35	6.654	2.591	2.568	1.602	2.081	.901
2.36	6.712	2.599	2.583	1.607	2.088	.904
2.37	6.772	2.607	2.598	1.612	2.094	.906
2.38	6.831	2.614	2.613	1.616	2.100	.909
2.39	6.891	2.622	2.628	1.621	2.106	.912
2.40	6.950	2.630	2.643	1.626	2.112	.915
2.41	7.011	2.637	2.658	1.630	2.118	.918
2.42	7.071	2.645	2.674	1.635	2.125	.920
2.43	7.132	2.652	2.689	1.640	2.131	.923
2.44	7.192	2.659	2.705	1.645	2.137	.926
2.45	7.254	2.666	2.720	1.649	2.143	.928
2.46	7.315	2.674	2.736	1.654	2.150	.931
2.47	7.377	2.681	2.752	1.659	2.156	.934
2.48	7.438	2.688	2.767	1.664	2.162	.936
2.49	7.501	2.695	2.783	1.668	2.168	.939
2.50	7.563	2.702	2.799	1.673	2.175	.941

Ms	p21 (pour l'argon)	Ro21	T21 $\gamma = 1.667$	A21	U21	M2
2.50	7.563	2.702	2.799	1.673	2.175	.941
2.51	7.626	2.709	2.815	1.678	2.181	.944
2.52	7.689	2.716	2.831	1.682	2.187	.946
2.53	7.752	2.723	2.847	1.687	2.194	.949
2.54	7.815	2.730	2.863	1.692	2.200	.951
2.55	7.879	2.737	2.879	1.697	2.206	.954
2.56	7.943	2.743	2.895	1.702	2.213	.956
2.57	8.007	2.750	2.911	1.706	2.219	.958
2.58	8.071	2.757	2.928	1.711	2.225	.961
2.59	8.136	2.763	2.944	1.716	2.232	.963
2.60	8.201	2.770	2.961	1.721	2.238	.966
2.61	8.266	2.776	2.977	1.725	2.245	.968
2.62	8.331	2.783	2.994	1.730	2.251	.970
2.63	8.397	2.789	3.010	1.735	2.257	.972
2.64	8.463	2.796	3.027	1.740	2.264	.975
2.65	8.529	2.802	3.044	1.745	2.270	.977
2.66	8.595	2.808	3.061	1.749	2.277	.979
2.67	8.662	2.815	3.077	1.754	2.283	.981
2.68	8.729	2.821	3.094	1.759	2.290	.983
2.69	8.796	2.827	3.111	1.764	2.296	.986
2.70	8.863	2.833	3.128	1.769	2.302	.988
2.71	8.931	2.839	3.145	1.774	2.309	.990
2.72	8.999	2.845	3.163	1.778	2.315	.992
2.73	9.067	2.851	3.180	1.783	2.322	.994
2.74	9.135	2.857	3.197	1.788	2.328	.996
2.75	9.204	2.863	3.214	1.793	2.335	.998
2.76	9.273	2.869	3.232	1.798	2.341	1.000
2.77	9.342	2.875	3.249	1.803	2.348	1.002
2.78	9.411	2.881	3.267	1.807	2.354	1.004
2.79	9.481	2.887	3.284	1.812	2.361	1.006
2.80	9.551	2.892	3.302	1.817	2.368	1.008
2.81	9.621	2.898	3.320	1.822	2.374	1.010
2.82	9.691	2.904	3.338	1.827	2.381	1.012
2.83	9.762	2.909	3.355	1.832	2.387	1.014
2.84	9.833	2.915	3.373	1.837	2.394	1.016
2.85	9.904	2.920	3.391	1.842	2.400	1.018
2.86	9.975	2.926	3.409	1.846	2.407	1.020
2.87	10.047	2.931	3.427	1.851	2.414	1.021
2.88	10.119	2.937	3.445	1.856	2.420	1.023
2.89	10.191	2.942	3.464	1.861	2.427	1.025
2.90	10.263	2.948	3.482	1.866	2.433	1.027
2.91	10.336	2.953	3.500	1.871	2.440	1.029
2.92	10.409	2.958	3.519	1.876	2.447	1.030
2.93	10.482	2.963	3.537	1.881	2.453	1.032
2.94	10.555	2.969	3.556	1.886	2.460	1.034
2.95	10.629	2.974	3.574	1.891	2.466	1.036
2.96	10.703	2.979	3.593	1.895	2.473	1.037
2.97	10.777	2.984	3.611	1.900	2.480	1.039
2.98	10.851	2.989	3.630	1.905	2.486	1.041
2.99	10.926	2.994	3.649	1.910	2.493	1.043
3.00	11.001	2.999	3.668	1.915	2.500	1.044

M <sub>g</sub>	p <sub>21</sub> (pour l'argon)	R <sub>g</sub> <sup>21</sup>	$\chi$ T <sub>21</sub> = 1.667	A <sub>21</sub>	U <sub>21</sub>	M <sub>2</sub>
3.00	11.001	3.999	3.600	1.915	2.500	1.044
3.01	11.076	3.004	3.687	1.920	2.506	1.046
3.02	11.151	3.009	3.706	1.925	2.513	1.047
3.03	11.227	3.014	3.725	1.930	2.520	1.049
3.04	11.303	3.019	3.744	1.935	2.526	1.051
3.05	11.379	3.024	3.763	1.940	2.533	1.052
3.06	11.455	3.029	3.782	1.945	2.540	1.054
3.07	11.532	3.033	3.802	1.950	2.546	1.055
3.08	11.609	3.038	3.821	1.955	2.553	1.057
3.09	11.686	3.043	3.840	1.960	2.560	1.059
3.10	11.763	3.048	3.860	1.965	2.567	1.060
3.11	11.841	3.052	3.879	1.970	2.573	1.062
3.12	11.919	3.057	3.899	1.975	2.580	1.063
3.13	11.997	3.061	3.919	1.980	2.587	1.065
3.14	12.075	3.066	3.938	1.985	2.594	1.066
3.15	12.154	3.071	3.958	1.990	2.600	1.068
3.16	12.233	3.075	3.978	1.994	2.607	1.069
3.17	12.312	3.080	3.998	1.999	2.614	1.071
3.18	12.391	3.084	4.018	2.004	2.621	1.072
3.19	12.471	3.088	4.038	2.009	2.627	1.073
3.20	12.551	3.093	4.058	2.014	2.634	1.075
3.21	12.631	3.097	4.078	2.019	2.641	1.076
3.22	12.711	3.102	4.098	2.024	2.648	1.078
3.23	12.792	3.106	4.119	2.029	2.654	1.079
3.24	12.873	3.110	4.139	2.034	2.661	1.081
3.25	12.954	3.114	4.159	2.039	2.668	1.082
3.26	13.035	3.119	4.180	2.044	2.675	1.083
3.27	13.117	3.123	4.200	2.049	2.682	1.085
3.28	13.199	3.127	4.221	2.055	2.688	1.086
3.29	13.281	3.131	4.242	2.060	2.695	1.087
3.30	13.363	3.135	4.262	2.065	2.702	1.089
3.31	13.446	3.139	4.283	2.070	2.709	1.090
3.32	13.529	3.143	4.304	2.075	2.716	1.091
3.33	13.612	3.147	4.325	2.080	2.722	1.093
3.34	13.695	3.151	4.346	2.085	2.729	1.094
3.35	13.779	3.155	4.367	2.090	2.736	1.095
3.36	13.863	3.159	4.388	2.095	2.743	1.096
3.37	13.947	3.163	4.409	2.100	2.750	1.098
3.38	14.031	3.167	4.430	2.105	2.757	1.099
3.39	14.116	3.171	4.451	2.110	2.763	1.100
3.40	14.201	3.175	4.473	2.115	2.770	1.101
3.41	14.286	3.179	4.494	2.120	2.777	1.103
3.42	14.372	3.183	4.516	2.125	2.784	1.104
3.43	14.457	3.186	4.537	2.130	2.791	1.105
3.44	14.543	3.190	4.559	2.135	2.798	1.106
3.45	14.629	3.194	4.580	2.140	2.805	1.107
3.46	14.716	3.198	4.602	2.145	2.811	1.108
3.47	14.802	3.201	4.624	2.150	2.818	1.110
3.48	14.889	3.205	4.646	2.155	2.825	1.111
3.49	14.976	3.209	4.668	2.160	2.832	1.112
3.50	15.064	3.212	4.689	2.166	2.839	1.113

Ms	P21 (pour 1'argon)	Rc21	T21 δ = 1.667	A21	U21	M2
3.50	15.064	3.212	4.689	2.166	2.839	1.113
3.51	15.151	3.216	4.711	2.171	2.846	1.114
3.52	15.239	3.219	4.734	2.176	2.853	1.115
3.53	15.327	3.223	4.756	2.181	2.860	1.116
3.54	15.416	3.226	4.778	2.186	2.867	1.118
3.55	15.504	3.230	4.800	2.191	2.873	1.119
3.56	15.593	3.233	4.822	2.196	2.880	1.120
3.57	15.682	3.237	4.845	2.201	2.887	1.121
3.58	15.772	3.240	4.867	2.206	2.894	1.122
3.59	15.861	3.244	4.890	2.211	2.901	1.123
3.60	15.951	3.247	4.912	2.216	2.908	1.124
3.61	16.041	3.251	4.935	2.221	2.915	1.125
3.62	16.132	3.254	4.958	2.227	2.922	1.126
3.63	16.222	3.257	4.980	2.232	2.929	1.127
3.64	16.313	3.261	5.003	2.237	2.936	1.128
3.65	16.404	3.264	5.026	2.242	2.943	1.129
3.66	16.496	3.267	5.049	2.247	2.950	1.130
3.67	16.587	3.270	5.072	2.252	2.956	1.131
3.68	16.679	3.274	5.095	2.257	2.963	1.132
3.69	16.771	3.277	5.118	2.262	2.970	1.133
3.70	16.864	3.280	5.141	2.267	2.977	1.134
3.71	16.956	3.283	5.164	2.273	2.984	1.135
3.72	17.049	3.286	5.188	2.278	2.991	1.136
3.73	17.142	3.290	5.211	2.283	2.998	1.137
3.74	17.236	3.293	5.235	2.288	3.005	1.138
3.75	17.329	3.296	5.258	2.293	3.012	1.139
3.76	17.423	3.299	5.282	2.298	3.019	1.140
3.77	17.517	3.302	5.305	2.303	3.026	1.141
3.78	17.612	3.305	5.329	2.308	3.033	1.142
3.79	17.706	3.308	5.353	2.314	3.040	1.143
3.80	17.801	3.311	5.376	2.319	3.047	1.144
3.81	17.896	3.314	5.400	2.324	3.054	1.145
3.82	17.992	3.317	5.424	2.329	3.061	1.146
3.83	18.087	3.320	5.448	2.334	3.068	1.147
3.84	18.183	3.323	5.472	2.339	3.075	1.148
3.85	18.279	3.326	5.496	2.344	3.082	1.148
3.86	18.376	3.329	5.521	2.350	3.089	1.149
3.87	18.472	3.332	5.545	2.355	3.096	1.150
3.88	18.569	3.334	5.569	2.360	3.103	1.151
3.89	18.666	3.337	5.593	2.365	3.110	1.152
3.90	18.764	3.340	5.618	2.370	3.117	1.153
3.91	18.861	3.343	5.642	2.375	3.124	1.154
3.92	18.959	3.346	5.667	2.381	3.131	1.155
3.93	19.057	3.348	5.691	2.386	3.138	1.155
3.94	19.156	3.351	5.716	2.391	3.145	1.156
3.95	19.254	3.354	5.741	2.396	3.152	1.157
3.96	19.353	3.357	5.766	2.401	3.159	1.158
3.97	19.453	3.359	5.791	2.406	3.166	1.159
3.98	19.552	3.362	5.815	2.412	3.173	1.160
3.99	19.652	3.365	5.840	2.417	3.180	1.160
4.00	19.751	3.367	5.865	2.422	3.187	1.161

Ma	p21 (pour l'argon, $\delta = 1.667$ )	Ro21	T21	A21	U21	Ma
4.00	19.751	3.367	5.865	2.422	3.187	1.161
4.01	19.852	3.370	5.891	2.427	3.194	1.162
4.02	19.952	3.373	5.916	2.432	3.201	1.163
4.03	20.053	3.375	5.941	2.437	3.208	1.164
4.04	20.153	3.378	5.966	2.443	3.215	1.164
4.05	20.255	3.381	5.992	2.448	3.222	1.165
4.06	20.356	3.383	6.017	2.453	3.229	1.166
4.07	20.458	3.386	6.042	2.458	3.236	1.167
4.08	20.559	3.388	6.068	2.463	3.243	1.167
4.09	20.662	3.391	6.094	2.469	3.250	1.168
4.10	20.764	3.393	6.119	2.474	3.258	1.169
4.11	20.867	3.396	6.145	2.479	3.265	1.170
4.12	20.969	3.398	6.171	2.484	3.272	1.170
4.13	21.073	3.401	6.197	2.489	3.279	1.171
4.14	21.176	3.403	6.222	2.494	3.286	1.172
4.15	21.280	3.406	6.248	2.500	3.293	1.173
4.16	21.384	3.408	6.275	2.505	3.300	1.173
4.17	21.488	3.410	6.301	2.510	3.307	1.174
4.18	21.592	3.413	6.327	2.515	3.314	1.175
4.19	21.697	3.415	6.353	2.521	3.321	1.176
4.20	21.802	3.418	6.379	2.526	3.328	1.176
4.21	21.907	3.420	6.406	2.531	3.335	1.177
4.22	22.012	3.422	6.432	2.536	3.342	1.178
4.23	22.118	3.425	6.458	2.541	3.349	1.178
4.24	22.224	3.427	6.485	2.547	3.356	1.179
4.25	22.330	3.429	6.512	2.552	3.364	1.180
4.26	22.436	3.432	6.538	2.557	3.371	1.181
4.27	22.543	3.434	6.565	2.562	3.378	1.181
4.28	22.650	3.436	6.592	2.567	3.385	1.182
4.29	22.757	3.438	6.619	2.573	3.392	1.183
4.30	22.864	3.441	6.645	2.578	3.399	1.183
4.31	22.972	3.443	6.672	2.583	3.406	1.184
4.32	23.080	3.445	6.699	2.588	3.413	1.185
4.33	23.188	3.447	6.727	2.594	3.420	1.185
4.34	23.296	3.449	6.754	2.599	3.427	1.186
4.35	23.405	3.452	6.781	2.604	3.434	1.187
4.36	23.514	3.454	6.808	2.609	3.442	1.187
4.37	23.623	3.456	6.836	2.614	3.449	1.188
4.38	23.732	3.458	6.863	2.620	3.456	1.188
4.39	23.842	3.460	6.890	2.625	3.463	1.189
4.40	23.952	3.462	6.918	2.630	3.470	1.190
4.41	24.062	3.464	6.946	2.635	3.477	1.190
4.42	24.172	3.466	6.973	2.641	3.484	1.191
4.43	24.283	3.469	7.001	2.646	3.491	1.192
4.44	24.394	3.471	7.029	2.651	3.498	1.192
4.45	24.505	3.473	7.057	2.656	3.506	1.193
4.46	24.616	3.475	7.084	2.662	3.513	1.193
4.47	24.728	3.477	7.112	2.667	3.520	1.194
4.48	24.840	3.479	7.140	2.672	3.527	1.195
4.49	24.952	3.481	7.168	2.677	3.534	1.195
4.50	25.064	3.483	7.197	2.683	3.541	1.196



Ms	p21 (pour 1'argon)	Ro21	$\delta$ = (-1.667)	T21	A21	U21	M2
4.50	25.064	3.483		7.197	2.683	3.541	1.196
4.51	25.177	3.485		7.225	2.688	3.548	1.196
4.52	25.290	3.487		7.253	2.693	3.555	1.197
4.53	25.403	3.489		7.281	2.698	3.563	1.198
4.54	25.516	3.491		7.310	2.704	3.570	1.198
4.55	25.630	3.493		7.338	2.709	3.577	1.199
4.56	25.744	3.495		7.367	2.714	3.584	1.199
4.57	25.858	3.496		7.395	2.719	3.591	1.200
4.58	25.972	3.498		7.424	2.725	3.598	1.200
4.59	26.087	3.500		7.453	2.730	3.605	1.201
4.60	26.202	3.502		7.482	2.735	3.613	1.202
4.61	26.317	3.504		7.510	2.741	3.620	1.202
4.62	26.432	3.506		7.539	2.746	3.627	1.203
4.63	26.548	3.508		7.568	2.751	3.634	1.203
4.64	26.664	3.510		7.597	2.756	3.641	1.204
4.65	26.780	3.512		7.626	2.762	3.648	1.204
4.66	26.896	3.513		7.655	2.767	3.655	1.205
4.67	27.013	3.515		7.685	2.772	3.663	1.205
4.68	27.130	3.517		7.714	2.777	3.670	1.206
4.69	27.247	3.519		7.743	2.783	3.677	1.206
4.70	27.364	3.521		7.773	2.788	3.684	1.207
4.71	27.482	3.522		7.802	2.793	3.691	1.208
4.72	27.600	3.524		7.832	2.799	3.698	1.208
4.73	27.718	3.526		7.861	2.804	3.706	1.209
4.74	27.837	3.528		7.891	2.809	3.713	1.209
4.75	27.955	3.529		7.921	2.814	3.720	1.210
4.76	28.074	3.531		7.950	2.820	3.727	1.210
4.77	28.193	3.533		7.980	2.825	3.734	1.211
4.78	28.313	3.535		8.010	2.830	3.741	1.211
4.79	28.432	3.536		8.040	2.835	3.749	1.212
4.80	28.552	3.538		8.070	2.841	3.756	1.212
4.81	28.672	3.540		8.100	2.846	3.763	1.213
4.82	28.793	3.541		8.130	2.851	3.770	1.213
4.83	28.913	3.543		8.160	2.857	3.777	1.214
4.84	29.034	3.545		8.191	2.862	3.784	1.214
4.85	29.155	3.546		8.221	2.867	3.792	1.215
4.86	29.277	3.548		8.251	2.873	3.799	1.215
4.87	29.398	3.550		8.282	2.878	3.806	1.216
4.88	29.520	3.551		8.312	2.883	3.813	1.216
4.89	29.642	3.553		8.343	2.888	3.820	1.216
4.90	29.765	3.555		8.374	2.894	3.828	1.217
4.91	29.887	3.556		8.404	2.899	3.835	1.217
4.92	30.010	3.558		8.435	2.904	3.842	1.218
4.93	30.133	3.559		8.466	2.910	3.849	1.218
4.94	30.257	3.561		8.497	2.915	3.856	1.219
4.95	30.380	3.563		8.528	2.920	3.864	1.219
4.96	30.504	3.564		8.559	2.926	3.871	1.220
4.97	30.628	3.566		8.590	2.931	3.878	1.220
4.98	30.753	3.567		8.621	2.936	3.885	1.221
4.99	30.877	3.569		8.652	2.941	3.892	1.221
5.00	31.002	3.570		8.683	2.947	3.900	1.222

Ms	Mp	PS1	TS1	PS2	TS2	Ra52
		pour l'AIR, Ca1= 1.404				
1.50	1.43	5.43	1.69	2.21	1.27	1.732
1.51	1.43	5.57	1.70	2.23	1.28	1.745
1.52	1.44	5.70	1.72	2.25	1.28	1.757
1.53	1.45	5.85	1.73	2.28	1.29	1.769
1.54	1.45	5.99	1.75	2.30	1.29	1.781
1.55	1.46	6.14	1.76	2.33	1.30	1.793
1.56	1.47	6.28	1.78	2.35	1.30	1.805
1.57	1.47	6.43	1.79	2.37	1.31	1.817
1.58	1.48	6.59	1.81	2.40	1.31	1.828
1.59	1.49	6.74	1.82	2.42	1.32	1.840
1.60	1.50	6.90	1.84	2.44	1.32	1.851
1.61	1.50	7.06	1.85	2.47	1.32	1.863
1.62	1.51	7.22	1.87	2.49	1.33	1.874
1.63	1.52	7.38	1.88	2.51	1.33	1.885
1.64	1.52	7.54	1.90	2.54	1.34	1.897
1.65	1.53	7.71	1.91	2.56	1.34	1.908
1.66	1.53	7.88	1.93	2.58	1.35	1.919
1.67	1.54	8.05	1.95	2.61	1.35	1.929
1.68	1.55	8.23	1.96	2.63	1.36	1.940
1.69	1.55	8.40	1.98	2.65	1.36	1.951
1.70	1.56	8.58	1.99	2.68	1.36	1.962
1.71	1.57	8.76	2.01	2.70	1.37	1.972
1.72	1.57	8.95	2.03	2.72	1.37	1.983
1.73	1.58	9.13	2.04	2.74	1.38	1.993
1.74	1.59	9.32	2.06	2.77	1.38	2.003
1.75	1.59	9.51	2.08	2.79	1.39	2.013
1.76	1.60	9.70	2.09	2.81	1.39	2.024
1.77	1.60	9.89	2.11	2.83	1.39	2.034
1.78	1.61	10.09	2.13	2.86	1.40	2.043
1.79	1.62	10.29	2.14	2.88	1.40	2.053
1.80	1.62	10.49	2.16	2.90	1.41	2.063
1.81	1.63	10.69	2.18	2.92	1.41	2.073
1.82	1.63	10.90	2.19	2.95	1.41	2.082
1.83	1.64	11.11	2.21	2.97	1.42	2.092
1.84	1.64	11.32	2.23	2.99	1.42	2.101
1.85	1.65	11.53	2.25	3.01	1.43	2.111
1.86	1.66	11.75	2.26	3.03	1.43	2.120
1.87	1.66	11.96	2.28	3.05	1.43	2.129
1.88	1.67	12.18	2.30	3.08	1.44	2.139
1.89	1.67	12.40	2.32	3.10	1.44	2.148
1.90	1.68	12.63	2.33	3.12	1.45	2.157
1.91	1.68	12.85	2.35	3.14	1.45	2.166
1.92	1.69	13.08	2.37	3.16	1.45	2.174
1.93	1.69	13.31	2.39	3.18	1.46	2.183
1.94	1.70	13.55	2.40	3.20	1.46	2.192
1.95	1.70	13.78	2.42	3.23	1.47	2.201
1.96	1.71	14.02	2.44	3.25	1.47	2.209
1.97	1.71	14.26	2.46	3.27	1.47	2.218
1.98	1.72	14.50	2.48	3.29	1.48	2.226
1.99	1.73	14.75	2.50	3.31	1.48	2.234

Ms	Nr	P51 pour 1'AIR	T51 , Ga1= 1.404	P52	T52	Rq52
2.00	1.73	15.00	2.51	3.33	1.48	2.243
2.01	1.74	15.25	2.53	3.35	1.49	2.251
2.02	1.74	15.50	2.55	3.37	1.49	2.259
2.03	1.75	15.75	2.57	3.39	1.50	2.267
2.04	1.75	16.01	2.59	3.41	1.50	2.275
2.05	1.76	16.27	2.61	3.43	1.50	2.283
2.06	1.76	16.53	2.63	3.45	1.51	2.291
2.07	1.77	16.79	2.65	3.47	1.51	2.299
2.08	1.77	17.06	2.67	3.49	1.51	2.307
2.09	1.78	17.33	2.68	3.51	1.52	2.314
2.10	1.78	17.60	2.70	3.53	1.52	2.322
2.11	1.78	17.87	2.72	3.55	1.52	2.329
2.12	1.79	18.15	2.74	3.57	1.53	2.337
2.13	1.79	18.43	2.76	3.59	1.53	2.344
2.14	1.80	18.71	2.78	3.61	1.54	2.352
2.15	1.80	18.99	2.80	3.63	1.54	2.359
2.16	1.81	19.28	2.82	3.65	1.54	2.366
2.17	1.81	19.56	2.84	3.67	1.55	2.373
2.18	1.82	19.85	2.86	3.69	1.55	2.381
2.19	1.82	20.14	2.88	3.71	1.55	2.388
2.20	1.83	20.44	2.90	3.73	1.56	2.395
2.21	1.83	20.74	2.92	3.75	1.56	2.402
2.22	1.83	21.03	2.94	3.76	1.56	2.408
2.23	1.84	21.34	2.96	3.78	1.57	2.415
2.24	1.84	21.64	2.98	3.80	1.57	2.422
2.25	1.85	21.95	3.00	3.82	1.57	2.429
2.26	1.85	22.26	3.02	3.84	1.58	2.435
2.27	1.86	22.57	3.04	3.86	1.58	2.442
2.28	1.86	22.88	3.07	3.88	1.58	2.449
2.29	1.86	23.20	3.09	3.89	1.59	2.455
2.30	1.87	23.51	3.11	3.91	1.59	2.462
2.31	1.87	23.83	3.13	3.93	1.59	2.468
2.32	1.88	24.16	3.15	3.95	1.60	2.474
2.33	1.88	24.48	3.17	3.97	1.60	2.481
2.34	1.89	24.81	3.19	3.98	1.60	2.487
2.35	1.89	25.14	3.21	4.00	1.61	2.493
2.36	1.89	25.47	3.24	4.02	1.61	2.499
2.37	1.90	25.81	3.26	4.04	1.61	2.505
2.38	1.90	26.14	3.28	4.05	1.61	2.511
2.39	1.91	26.48	3.30	4.07	1.62	2.517
2.40	1.91	26.82	3.32	4.09	1.62	2.523
2.41	1.91	27.17	3.34	4.11	1.62	2.529
2.42	1.92	27.51	3.37	4.12	1.63	2.535
2.43	1.92	27.86	3.39	4.14	1.63	2.541
2.44	1.92	28.21	3.41	4.16	1.63	2.546
2.45	1.93	28.57	3.43	4.17	1.64	2.552
2.46	1.93	28.92	3.45	4.19	1.64	2.558
2.47	1.94	29.28	3.48	4.21	1.64	2.563
2.48	1.94	29.64	3.50	4.22	1.64	2.569
2.49	1.94	30.00	3.52	4.24	1.65	2.574
2.50	1.95	30.37	3.55	4.26	1.65	2.580

Ms	Mr	pour	PS1 1' AIR	TB1 Gal = 1.404	PS2	T52	Rc52
2.50	1.95		30.37	3.55	4.26	1.65	2.580
2.51	1.95		30.74	3.57	4.27	1.65	2.585
2.52	1.95		31.11	3.59	4.29	1.66	2.591
2.53	1.96		31.48	3.61	4.31	1.66	2.596
2.54	1.96		31.85	3.64	4.32	1.66	2.601
2.55	1.96		32.23	3.66	4.34	1.66	2.607
2.56	1.97		32.61	3.68	4.36	1.67	2.612
2.57	1.97		32.99	3.71	4.37	1.67	2.617
2.58	1.97		33.37	3.73	4.39	1.67	2.622
2.59	1.98		33.76	3.75	4.40	1.68	2.627
2.60	1.98		34.15	3.78	4.42	1.68	2.632
2.61	1.99		34.54	3.80	4.43	1.68	2.637
2.62	1.99		34.93	3.82	4.45	1.68	2.642
2.63	1.99		35.33	3.85	4.47	1.69	2.647
2.64	1.99		35.72	3.87	4.48	1.69	2.652
2.65	2.00		36.12	3.90	4.50	1.69	2.657
2.66	2.00		36.53	3.92	4.51	1.70	2.662
2.67	2.00		36.93	3.94	4.53	1.70	2.666
2.68	2.01		37.34	3.97	4.54	1.70	2.671
2.69	2.01		37.75	3.99	4.56	1.70	2.676
2.70	2.01		38.16	4.02	4.57	1.71	2.680
2.71	2.02		38.57	4.04	4.59	1.71	2.685
2.72	2.02		38.99	4.07	4.60	1.71	2.690
2.73	2.02		39.41	4.09	4.62	1.71	2.694
2.74	2.03		39.83	4.12	4.63	1.72	2.699
2.75	2.03		40.25	4.14	4.65	1.72	2.703
2.76	2.03		40.68	4.17	4.66	1.72	2.708
2.77	2.04		41.11	4.19	4.67	1.72	2.712
2.78	2.04		41.54	4.22	4.69	1.73	2.716
2.79	2.04		41.97	4.24	4.70	1.73	2.721
2.80	2.05		42.40	4.27	4.72	1.73	2.725
2.81	2.05		42.84	4.29	4.73	1.73	2.729
2.82	2.05		43.28	4.32	4.75	1.74	2.733
2.83	2.05		43.72	4.34	4.76	1.74	2.738
2.84	2.06		44.16	4.37	4.77	1.74	2.742
2.85	2.06		44.61	4.39	4.79	1.74	2.746
2.86	2.06		45.06	4.42	4.80	1.75	2.750
2.87	2.07		45.51	4.45	4.81	1.75	2.754
2.88	2.07		45.96	4.47	4.83	1.75	2.758
2.89	2.07		46.42	4.50	4.84	1.75	2.762
2.90	2.07		46.86	4.52	4.85	1.76	2.766
2.91	2.08		47.34	4.55	4.87	1.76	2.770
2.92	2.08		47.80	4.58	4.88	1.76	2.774
2.93	2.08		48.26	4.60	4.89	1.76	2.778
2.94	2.08		48.73	4.63	4.91	1.76	2.782
2.95	2.09		49.20	4.66	4.92	1.77	2.786
2.96	2.09		49.67	4.68	4.93	1.77	2.789
2.97	2.09		50.14	4.71	4.95	1.77	2.793
2.98	2.10		50.62	4.74	4.96	1.77	2.797
2.99	2.10		51.10	4.76	4.97	1.78	2.801
3.00	2.10		51.58	4.79	4.99	1.78	2.804

Ms	Nr	P51 pour 1' AIR	T51 , Gal = 1.404	P52	T52	R052
3.00	2.10	51.58	4.79	4.99	1.78	2.804
3.01	2.10	52.06	4.82	5.00	1.78	2.808
3.02	2.11	52.54	4.85	5.01	1.78	2.812
3.03	2.11	53.03	4.87	5.02	1.78	2.815
3.04	2.11	53.52	4.90	5.04	1.79	2.819
3.05	2.11	54.01	4.93	5.05	1.79	2.822
3.06	2.12	54.50	4.96	5.06	1.79	2.826
3.07	2.12	55.00	4.98	5.07	1.79	2.829
3.08	2.12	55.50	5.01	5.09	1.80	2.833
3.09	2.12	56.00	5.04	5.10	1.80	2.836
3.10	2.13	56.50	5.07	5.11	1.80	2.840
3.11	2.13	57.01	5.09	5.12	1.80	2.843
3.12	2.13	57.51	5.12	5.13	1.80	2.846
3.13	2.13	58.02	5.15	5.15	1.81	2.850
3.14	2.14	58.53	5.18	5.16	1.81	2.853
3.15	2.14	59.05	5.21	5.17	1.81	2.856
3.16	2.14	59.56	5.24	5.18	1.81	2.860
3.17	2.14	60.08	5.26	5.19	1.81	2.863
3.18	2.14	60.60	5.29	5.20	1.82	2.866
3.19	2.15	61.13	5.32	5.22	1.82	2.869
3.20	2.15	61.65	5.35	5.23	1.82	2.872
3.21	2.15	62.18	5.38	5.24	1.82	2.876
3.22	2.15	62.71	5.41	5.25	1.82	2.879
3.23	2.16	63.24	5.44	5.26	1.83	2.882
3.24	2.16	63.77	5.47	5.27	1.83	2.885
3.25	2.16	64.31	5.50	5.28	1.83	2.888
3.26	2.16	64.85	5.53	5.30	1.83	2.891
3.27	2.16	65.39	5.56	5.31	1.83	2.894
3.28	2.17	65.93	5.58	5.32	1.84	2.897
3.29	2.17	66.48	5.61	5.33	1.84	2.900
3.30	2.17	67.02	5.64	5.34	1.84	2.903
3.31	2.17	67.57	5.67	5.35	1.84	2.906
3.32	2.18	68.12	5.70	5.36	1.84	2.909
3.33	2.18	68.68	5.73	5.37	1.85	2.912
3.34	2.18	69.23	5.76	5.38	1.85	2.914
3.35	2.18	69.79	5.79	5.39	1.85	2.917
3.36	2.18	70.35	5.82	5.40	1.85	2.920
3.37	2.19	70.91	5.85	5.41	1.85	2.923
3.38	2.19	71.48	5.88	5.42	1.85	2.926
3.39	2.19	72.04	5.92	5.44	1.86	2.928
3.40	2.19	72.61	5.95	5.45	1.86	2.931
3.41	2.19	73.18	5.98	5.46	1.86	2.934
3.42	2.20	73.76	6.01	5.47	1.86	2.937
3.43	2.20	74.33	6.04	5.48	1.86	2.939
3.44	2.20	74.91	6.07	5.49	1.86	2.942
3.45	2.20	75.49	6.10	5.50	1.87	2.945
3.46	2.20	76.07	6.13	5.51	1.87	2.947
3.47	2.21	76.66	6.16	5.52	1.87	2.950
3.48	2.21	77.24	6.19	5.53	1.87	2.952
3.49	2.21	77.83	6.23	5.54	1.87	2.955
3.50	2.21	78.42	6.26	5.55	1.88	2.958

№	№r	P51 pour l'AIR	T51 Gal= 1.404	P52	T52	R052
3.50	2.21	78.42	6.26	5.55	1.88	2.958
3.51	2.21	79.02	6.29	5.56	1.88	2.960
3.52	2.22	79.61	6.32	5.57	1.88	2.963
3.53	2.22	80.21	6.35	5.58	1.88	2.965
3.54	2.22	80.81	6.38	5.58	1.88	2.968
3.55	2.22	81.41	6.42	5.59	1.88	2.970
3.56	2.22	82.01	6.45	5.60	1.89	2.973
3.57	2.22	82.62	6.48	5.61	1.89	2.975
3.58	2.23	83.23	6.51	5.62	1.89	2.977
3.59	2.23	83.84	6.54	5.63	1.89	2.980
3.60	2.23	84.45	6.58	5.64	1.89	2.982
3.61	2.23	85.06	6.61	5.65	1.89	2.985
3.62	2.23	85.68	6.64	5.66	1.89	2.987
3.63	2.24	86.30	6.67	5.67	1.90	2.989
3.64	2.24	86.92	6.71	5.68	1.90	2.992
3.65	2.24	87.54	6.74	5.69	1.90	2.994
3.66	2.24	88.17	6.77	5.70	1.90	2.996
3.67	2.24	88.80	6.81	5.71	1.90	2.998
3.68	2.24	89.43	6.84	5.71	1.90	3.001
3.69	2.25	90.06	6.87	5.72	1.91	3.003
3.70	2.25	90.69	6.91	5.73	1.91	3.005
3.71	2.25	91.33	6.94	5.74	1.91	3.007
3.72	2.25	91.96	6.97	5.75	1.91	3.010
3.73	2.25	92.60	7.01	5.76	1.91	3.012
3.74	2.25	93.25	7.04	5.77	1.91	3.014
3.75	2.26	93.89	7.07	5.78	1.91	3.016
3.76	2.26	94.54	7.11	5.78	1.92	3.018
3.77	2.26	95.19	7.14	5.79	1.92	3.020
3.78	2.26	95.84	7.17	5.80	1.92	3.022
3.79	2.26	96.49	7.21	5.81	1.92	3.025
3.80	2.26	97.15	7.24	5.82	1.92	3.027
3.81	2.27	97.80	7.28	5.83	1.92	3.029
3.82	2.27	98.46	7.31	5.83	1.93	3.031
3.83	2.27	99.12	7.35	5.84	1.93	3.033
3.84	2.27	99.79	7.38	5.85	1.93	3.035
3.85	2.27	100.45	7.42	5.86	1.93	3.037
3.86	2.27	101.12	7.45	5.87	1.93	3.039
3.87	2.27	101.79	7.48	5.88	1.93	3.041
3.88	2.28	102.46	7.52	5.88	1.93	3.043
3.89	2.28	103.13	7.55	5.89	1.93	3.045
3.90	2.28	103.81	7.59	5.90	1.94	3.047
3.91	2.28	104.49	7.62	5.91	1.94	3.049
3.92	2.28	105.17	7.66	5.91	1.94	3.051
3.93	2.28	105.85	7.70	5.92	1.94	3.052
3.94	2.28	106.54	7.73	5.93	1.94	3.054
3.95	2.29	107.22	7.77	5.94	1.94	3.056
3.96	2.29	107.91	7.80	5.95	1.94	3.058
3.97	2.29	108.60	7.84	5.95	1.95	3.060
3.98	2.29	109.30	7.87	5.96	1.95	3.062
3.99	2.29	109.99	7.91	5.97	1.95	3.064
4.00	2.29	110.69	7.95	5.98	1.95	3.066

Ms	Nr	P51	T51	F52	T52	Ro52
		pour 1'AIR, Gal= 1.404				
4.00	2.29	110.69	7.95	5.98	1.95	3.066
4.01	2.29	111.39	7.96	5.98	1.95	3.067
4.02	2.30	112.09	8.02	5.99	1.95	3.069
4.03	2.30	112.79	8.05	6.00	1.95	3.071
4.04	2.30	113.50	8.09	6.01	1.95	3.073
4.05	2.30	114.20	8.13	6.01	1.96	3.075
4.06	2.30	114.91	8.16	6.02	1.96	3.076
4.07	2.30	115.62	8.20	6.03	1.96	3.078
4.08	2.30	116.34	8.24	6.04	1.96	3.080
4.09	2.31	117.05	8.27	6.04	1.96	3.081
4.10	2.31	117.77	8.31	6.05	1.96	3.083
4.11	2.31	118.49	8.35	6.06	1.96	3.085
4.12	2.31	119.21	8.38	6.06	1.96	3.087
4.13	2.31	119.94	8.42	6.07	1.97	3.088
4.14	2.31	120.66	8.46	6.08	1.97	3.090
4.15	2.31	121.39	8.50	6.09	1.97	3.092
4.16	2.32	122.12	8.53	6.09	1.97	3.093
4.17	2.32	122.85	8.57	6.10	1.97	3.095
4.18	2.32	123.59	8.61	6.11	1.97	3.097
4.19	2.32	124.33	8.65	6.11	1.97	3.098
4.20	2.32	125.06	8.68	6.12	1.97	3.100
4.21	2.32	125.80	8.72	6.13	1.98	3.101
4.22	2.32	126.55	8.76	6.13	1.98	3.103
4.23	2.32	127.29	8.80	6.14	1.98	3.105
4.24	2.33	128.04	8.83	6.15	1.98	3.106
4.25	2.33	128.79	8.87	6.15	1.98	3.108
4.26	2.33	129.54	8.91	6.16	1.98	3.109
4.27	2.33	130.29	8.95	6.17	1.98	3.111
4.28	2.33	131.05	8.99	6.17	1.98	3.112
4.29	2.33	131.80	9.03	6.18	1.98	3.114
4.30	2.33	132.56	9.07	6.19	1.99	3.115
4.31	2.33	133.32	9.10	6.19	1.99	3.117
4.32	2.33	134.09	9.14	6.20	1.99	3.118
4.33	2.34	134.85	9.18	6.21	1.99	3.120
4.34	2.34	135.62	9.22	6.21	1.99	3.121
4.35	2.34	136.39	9.26	6.22	1.99	3.123
4.36	2.34	137.16	9.30	6.22	1.99	3.124
4.37	2.34	137.93	9.34	6.23	1.99	3.126
4.38	2.34	138.71	9.38	6.24	1.99	3.127
4.39	2.34	139.49	9.42	6.24	2.00	3.129
4.40	2.34	140.27	9.46	6.25	2.00	3.130
4.41	2.35	141.05	9.50	6.26	2.00	3.131
4.42	2.35	141.83	9.54	6.26	2.00	3.133
4.43	2.35	142.62	9.58	6.27	2.00	3.134
4.44	2.35	143.41	9.62	6.27	2.00	3.136
4.45	2.35	144.19	9.66	6.28	2.00	3.137
4.46	2.35	144.99	9.70	6.29	2.00	3.138
4.47	2.35	145.78	9.74	6.29	2.00	3.140
4.48	2.35	146.58	9.78	6.30	2.00	3.141
4.49	2.35	147.37	9.82	6.30	2.01	3.143
4.50	2.35	148.17	9.86	6.31	2.01	3.144

16	M	P51 pour l'AIR	P51 Gal = 1.404	P52	T52	R052
1.50	2.35	148.17	9.86	6.31	2.01	3.144
1.51	2.36	148.98	9.90	6.32	2.01	3.145
1.52	2.36	149.78	9.94	6.32	2.01	3.147
1.53	2.36	150.59	9.98	6.33	2.01	3.148
1.54	2.36	151.39	10.02	6.33	2.01	3.149
1.55	2.36	152.20	10.06	6.34	2.01	3.151
1.56	2.36	153.02	10.10	6.34	2.01	3.152
1.57	2.36	153.83	10.14	6.35	2.01	3.153
1.58	2.36	154.65	10.18	6.36	2.01	3.154
1.59	2.36	155.46	10.22	6.36	2.02	3.156
1.60	2.37	156.28	10.27	6.37	2.02	3.157
1.61	2.37	157.11	10.31	6.37	2.02	3.158
1.62	2.37	157.93	10.35	6.38	2.02	3.159
1.63	2.37	158.76	10.39	6.38	2.02	3.161
1.64	2.37	159.59	10.43	6.39	2.02	3.162
1.65	2.37	160.42	10.47	6.39	2.02	3.163
1.66	2.37	161.25	10.52	6.40	2.02	3.164
1.67	2.37	162.08	10.56	6.40	2.02	3.166
1.68	2.37	162.92	10.60	6.41	2.02	3.167
1.69	2.37	163.76	10.64	6.42	2.03	3.168
1.70	2.38	164.60	10.68	6.42	2.03	3.169
1.71	2.38	165.44	10.73	6.43	2.03	3.170
1.72	2.38	166.28	10.77	6.43	2.03	3.172
1.73	2.38	167.13	10.81	6.44	2.03	3.173
1.74	2.38	167.98	10.85	6.44	2.03	3.174
1.75	2.38	168.83	10.90	6.45	2.03	3.175
1.76	2.38	169.68	10.94	6.45	2.03	3.176
1.77	2.38	170.54	10.98	6.46	2.03	3.177
1.78	2.38	171.39	11.02	6.46	2.03	3.179
1.79	2.38	172.25	11.07	6.47	2.03	3.180
1.80	2.38	173.11	11.11	6.47	2.03	3.181
1.81	2.39	173.97	11.15	6.48	2.04	3.182
1.82	2.39	174.84	11.20	6.48	2.04	3.183
1.83	2.39	175.70	11.24	6.49	2.04	3.184
1.84	2.39	176.57	11.28	6.49	2.04	3.185
1.85	2.39	177.44	11.33	6.50	2.04	3.186
1.86	2.39	178.31	11.37	6.50	2.04	3.188
1.87	2.39	179.19	11.42	6.51	2.04	3.189
1.88	2.39	180.07	11.46	6.51	2.04	3.190
1.89	2.39	180.94	11.50	6.52	2.04	3.191
1.90	2.39	181.82	11.55	6.52	2.04	3.192
1.91	2.39	182.71	11.59	6.53	2.04	3.193
1.92	2.40	183.59	11.64	6.53	2.05	3.194
1.93	2.40	184.48	11.68	6.54	2.05	3.195
1.94	2.40	185.37	11.72	6.54	2.05	3.196
1.95	2.40	186.26	11.77	6.55	2.05	3.197
1.96	2.40	187.15	11.81	6.55	2.05	3.198
1.97	2.40	188.04	11.86	6.56	2.05	3.199
1.98	2.40	188.94	11.90	6.56	2.05	3.200
1.99	2.40	189.84	11.95	6.56	2.05	3.201
2.00	2.40	190.74	11.99	6.57	2.05	3.202



Ms	Nr	PS1	TS1	PS2	TS2	Ro52
		pour 1 ARGON, Gain = 1.667				
1.50	1.40	5.61	2.08	2.19	1.39	1.577
1.51	1.40	5.75	2.10	2.21	1.40	1.585
1.52	1.41	5.89	2.13	2.23	1.40	1.594
1.53	1.42	6.04	2.15	2.26	1.41	1.602
1.54	1.42	6.18	2.17	2.28	1.41	1.610
1.55	1.43	6.33	2.20	2.30	1.42	1.618
1.56	1.43	6.48	2.22	2.32	1.43	1.626
1.57	1.44	6.63	2.25	2.34	1.43	1.634
1.58	1.45	6.78	2.27	2.36	1.44	1.642
1.59	1.45	6.93	2.30	2.38	1.44	1.649
1.60	1.46	7.09	2.32	2.40	1.45	1.657
1.61	1.46	7.25	2.35	2.42	1.46	1.665
1.62	1.47	7.41	2.37	2.44	1.46	1.672
1.63	1.47	7.57	2.40	2.46	1.47	1.679
1.64	1.48	7.73	2.42	2.48	1.47	1.687
1.65	1.48	7.90	2.45	2.50	1.48	1.694
1.66	1.49	8.07	2.48	2.53	1.48	1.701
1.67	1.50	8.24	2.50	2.55	1.49	1.708
1.68	1.50	8.41	2.53	2.56	1.50	1.715
1.69	1.51	8.58	2.56	2.58	1.50	1.722
1.70	1.51	8.76	2.58	2.60	1.51	1.729
1.71	1.52	8.94	2.61	2.62	1.51	1.735
1.72	1.52	9.11	2.64	2.64	1.52	1.742
1.73	1.53	9.30	2.66	2.66	1.52	1.748
1.74	1.53	9.48	2.69	2.68	1.53	1.755
1.75	1.54	9.66	2.72	2.70	1.53	1.761
1.76	1.54	9.85	2.74	2.72	1.54	1.768
1.77	1.55	10.04	2.77	2.74	1.54	1.774
1.78	1.55	10.23	2.80	2.76	1.55	1.780
1.79	1.56	10.43	2.83	2.78	1.55	1.786
1.80	1.56	10.62	2.85	2.79	1.56	1.792
1.81	1.57	10.82	2.88	2.81	1.56	1.798
1.82	1.57	11.02	2.91	2.83	1.57	1.804
1.83	1.57	11.22	2.94	2.85	1.57	1.810
1.84	1.58	11.42	2.97	2.87	1.58	1.816
1.85	1.58	11.63	2.99	2.89	1.58	1.821
1.86	1.59	11.83	3.02	2.90	1.59	1.827
1.87	1.59	12.04	3.05	2.92	1.59	1.833
1.88	1.60	12.25	3.08	2.94	1.60	1.838
1.89	1.60	12.46	3.11	2.96	1.60	1.844
1.90	1.61	12.68	3.14	2.97	1.61	1.849
1.91	1.61	12.89	3.17	2.99	1.61	1.854
1.92	1.61	13.11	3.20	3.01	1.62	1.860
1.93	1.62	13.33	3.23	3.03	1.62	1.865
1.94	1.62	13.56	3.26	3.04	1.63	1.870
1.95	1.63	13.78	3.29	3.06	1.63	1.875
1.96	1.63	14.01	3.32	3.08	1.64	1.880
1.97	1.64	14.23	3.35	3.09	1.64	1.885
1.98	1.64	14.46	3.38	3.11	1.65	1.890
1.99	1.64	14.69	3.41	3.13	1.65	1.895

Ms	Mp	PS1 pour l'ARGON	T51 , Gai= 1.667	PS2	T52	Ro52
2.00	1.65	14.93	3.44	3.14	1.65	1.900
2.01	1.65	15.16	3.47	3.16	1.66	1.904
2.02	1.66	15.40	3.50	3.18	1.66	1.909
2.03	1.66	15.64	3.53	3.19	1.67	1.914
2.04	1.66	15.88	3.56	3.21	1.67	1.918
2.05	1.67	16.13	3.59	3.22	1.68	1.923
2.06	1.67	16.37	3.63	3.24	1.68	1.928
2.07	1.67	16.62	3.66	3.25	1.68	1.932
2.08	1.68	16.87	3.69	3.27	1.69	1.936
2.09	1.68	17.12	3.72	3.29	1.69	1.941
2.10	1.69	17.37	3.75	3.30	1.70	1.945
2.11	1.69	17.63	3.78	3.32	1.70	1.949
2.12	1.69	17.88	3.82	3.33	1.71	1.954
2.13	1.70	18.14	3.85	3.35	1.71	1.958
2.14	1.70	18.40	3.88	3.36	1.71	1.962
2.15	1.70	18.66	3.91	3.38	1.72	1.966
2.16	1.71	18.93	3.95	3.39	1.72	1.970
2.17	1.71	19.19	3.98	3.41	1.72	1.974
2.18	1.71	19.46	4.01	3.42	1.73	1.978
2.19	1.72	19.73	4.05	3.43	1.73	1.982
2.20	1.72	20.00	4.08	3.45	1.74	1.986
2.21	1.72	20.28	4.11	3.46	1.74	1.990
2.22	1.73	20.55	4.15	3.48	1.74	1.994
2.23	1.73	20.83	4.18	3.49	1.75	1.997
2.24	1.73	21.11	4.21	3.51	1.75	2.001
2.25	1.74	21.39	4.25	3.52	1.76	2.005
2.26	1.74	21.67	4.28	3.53	1.76	2.008
2.27	1.74	21.96	4.32	3.55	1.76	2.012
2.28	1.75	22.25	4.35	3.56	1.77	2.016
2.29	1.75	22.53	4.39	3.57	1.77	2.019
2.30	1.75	22.82	4.42	3.59	1.77	2.023
2.31	1.76	23.12	4.46	3.60	1.78	2.026
2.32	1.76	23.41	4.49	3.61	1.78	2.030
2.33	1.76	23.71	4.53	3.63	1.78	2.033
2.34	1.76	24.01	4.56	3.64	1.79	2.036
2.35	1.77	24.31	4.60	3.65	1.79	2.040
2.36	1.77	24.61	4.63	3.67	1.79	2.043
2.37	1.77	24.91	4.67	3.68	1.80	2.046
2.38	1.78	25.22	4.71	3.69	1.80	2.049
2.39	1.78	25.52	4.74	3.70	1.80	2.053
2.40	1.78	25.83	4.78	3.72	1.81	2.056
2.41	1.78	26.14	4.81	3.73	1.81	2.059
2.42	1.79	26.46	4.85	3.74	1.81	2.062
2.43	1.79	26.77	4.89	3.75	1.82	2.065
2.44	1.79	27.09	4.93	3.77	1.82	2.068
2.45	1.80	27.40	4.96	3.78	1.82	2.071
2.46	1.80	27.72	5.00	3.79	1.83	2.074
2.47	1.80	28.05	5.04	3.80	1.83	2.077
2.48	1.80	28.37	5.07	3.81	1.83	2.080
2.49	1.81	28.70	5.11	3.83	1.84	2.083
2.50	1.81	29.02	5.15	3.84	1.84	2.086

Ms	Mr	P51	T51	P52	T52	No52
		pour 1 CARBON	Sal= 1.667			
2.50	1.81	29.02	5.15	3.84	1.84	2.086
2.51	1.81	29.35	5.19	3.85	1.84	2.089
2.52	1.81	29.68	5.23	3.86	1.85	2.091
2.53	1.82	30.02	5.26	3.87	1.85	2.094
2.54	1.82	30.35	5.30	3.88	1.85	2.097
2.55	1.82	30.69	5.34	3.89	1.85	2.100
2.56	1.82	31.02	5.38	3.91	1.86	2.102
2.57	1.83	31.36	5.42	3.92	1.86	2.105
2.58	1.83	31.71	5.46	3.93	1.86	2.108
2.59	1.83	32.05	5.50	3.94	1.87	2.110
2.60	1.83	32.40	5.54	3.95	1.87	2.113
2.61	1.84	32.74	5.57	3.96	1.87	2.116
2.62	1.84	33.09	5.61	3.97	1.88	2.118
2.63	1.84	33.44	5.65	3.98	1.88	2.121
2.64	1.84	33.79	5.69	3.99	1.88	2.123
2.65	1.84	34.15	5.73	4.00	1.88	2.126
2.66	1.85	34.51	5.77	4.01	1.89	2.128
2.67	1.85	34.86	5.81	4.02	1.89	2.130
2.68	1.85	35.22	5.85	4.04	1.89	2.133
2.69	1.85	35.58	5.89	4.05	1.89	2.135
2.70	1.86	35.95	5.94	4.06	1.90	2.138
2.71	1.86	36.31	5.98	4.07	1.90	2.140
2.72	1.86	36.68	6.02	4.08	1.90	2.142
2.73	1.86	37.05	6.06	4.09	1.91	2.145
2.74	1.86	37.42	6.10	4.10	1.91	2.147
2.75	1.87	37.79	6.14	4.11	1.91	2.149
2.76	1.87	38.16	6.18	4.12	1.91	2.151
2.77	1.87	38.54	6.22	4.13	1.92	2.154
2.78	1.87	38.92	6.27	4.14	1.92	2.156
2.79	1.88	39.30	6.31	4.14	1.92	2.158
2.80	1.88	39.68	6.35	4.15	1.92	2.160
2.81	1.88	40.06	6.39	4.16	1.93	2.162
2.82	1.88	40.45	6.44	4.17	1.93	2.164
2.83	1.88	40.83	6.48	4.18	1.93	2.167
2.84	1.89	41.22	6.52	4.19	1.93	2.169
2.85	1.89	41.61	6.56	4.20	1.94	2.171
2.86	1.89	42.00	6.61	4.21	1.94	2.173
2.87	1.89	42.39	6.65	4.22	1.94	2.175
2.88	1.89	42.79	6.69	4.23	1.94	2.177
2.89	1.89	43.19	6.74	4.24	1.95	2.179
2.90	1.90	43.58	6.78	4.25	1.95	2.181
2.91	1.90	43.98	6.82	4.26	1.95	2.183
2.92	1.90	44.39	6.87	4.26	1.95	2.185
2.93	1.90	44.79	6.91	4.27	1.95	2.187
2.94	1.90	45.19	6.96	4.28	1.96	2.188
2.95	1.91	45.60	7.00	4.29	1.96	2.190
2.96	1.91	46.01	7.05	4.30	1.96	2.192
2.97	1.91	46.42	7.09	4.31	1.96	2.194
2.98	1.91	46.83	7.14	4.32	1.97	2.196
2.99	1.91	47.25	7.18	4.32	1.97	2.198
3.00	1.91	47.66	7.23	4.33	1.97	2.199

Ma	Nr	FS1 pour L'ARCON	TS1 Gal = 1.667	PS2	TS2	Ro52
3.00	1.91	47.66	7.23	4.33	1.97	2.199
3.01	1.92	48.08	7.27	4.34	1.97	2.201
3.02	1.92	48.50	7.32	4.35	1.97	2.203
3.03	1.92	48.92	7.36	4.36	1.98	2.205
3.04	1.92	49.34	7.41	4.37	1.98	2.207
3.05	1.92	49.77	7.45	4.37	1.98	2.208
3.06	1.92	50.19	7.50	4.38	1.98	2.210
3.07	1.93	50.62	7.55	4.39	1.98	2.212
3.08	1.93	51.05	7.59	4.40	1.99	2.213
3.09	1.93	51.48	7.64	4.41	1.99	2.215
3.10	1.93	51.92	7.68	4.41	1.99	2.217
3.11	1.93	52.35	7.73	4.42	1.99	2.218
3.12	1.93	52.79	7.78	4.43	1.99	2.220
3.13	1.94	53.22	7.83	4.44	2.00	2.222
3.14	1.94	53.66	7.87	4.44	2.00	2.223
3.15	1.94	54.11	7.92	4.45	2.00	2.225
3.16	1.94	54.55	7.97	4.46	2.00	2.226
3.17	1.94	54.99	8.02	4.47	2.00	2.228
3.18	1.94	55.44	8.06	4.47	2.01	2.229
3.19	1.95	55.89	8.11	4.48	2.01	2.231
3.20	1.95	56.34	8.16	4.49	2.01	2.233
3.21	1.95	56.79	8.21	4.50	2.01	2.234
3.22	1.95	57.24	8.26	4.50	2.01	2.236
3.23	1.95	57.70	8.30	4.51	2.02	2.237
3.24	1.95	58.15	8.35	4.52	2.02	2.239
3.25	1.95	58.61	8.40	4.52	2.02	2.240
3.26	1.96	59.07	8.45	4.53	2.02	2.241
3.27	1.96	59.53	8.50	4.54	2.02	2.243
3.28	1.96	60.00	8.55	4.55	2.03	2.244
3.29	1.96	60.46	8.60	4.55	2.03	2.246
3.30	1.96	60.93	8.65	4.56	2.03	2.247
3.31	1.96	61.40	8.70	4.57	2.03	2.249
3.32	1.96	61.87	8.75	4.57	2.03	2.250
3.33	1.97	62.34	8.80	4.58	2.03	2.251
3.34	1.97	62.81	8.85	4.59	2.04	2.253
3.35	1.97	63.29	8.90	4.59	2.04	2.254
3.36	1.97	63.77	8.95	4.60	2.04	2.255
3.37	1.97	64.24	9.00	4.61	2.04	2.257
3.38	1.97	64.72	9.05	4.61	2.04	2.258
3.39	1.97	65.21	9.10	4.62	2.04	2.259
3.40	1.97	65.69	9.15	4.63	2.05	2.261
3.41	1.98	66.17	9.20	4.63	2.05	2.262
3.42	1.98	66.66	9.25	4.64	2.05	2.263
3.43	1.98	67.15	9.31	4.64	2.05	2.264
3.44	1.98	67.64	9.36	4.65	2.05	2.266
3.45	1.98	68.13	9.41	4.66	2.05	2.267
3.46	1.98	68.62	9.46	4.66	2.06	2.268
3.47	1.98	69.12	9.51	4.67	2.06	2.269
3.48	1.99	69.62	9.57	4.68	2.06	2.271
3.49	1.99	70.11	9.62	4.68	2.06	2.272
3.50	1.99	70.61	9.67	4.69	2.06	2.273

Ms	Nr	P51	T51	P52	T52	Rd52
		pour 1 ARGON ,Gal= 1.667				
3.50	1.99	70.61	9.67	4.69	2.06	2.273
3.51	1.99	71.12	9.72	4.69	2.06	2.274
3.52	1.99	71.62	9.78	4.70	2.07	2.275
3.53	1.99	72.12	9.83	4.71	2.07	2.277
3.54	1.99	72.63	9.88	4.71	2.07	2.278
3.55	1.99	73.14	9.94	4.72	2.07	2.279
3.56	1.99	73.65	9.99	4.72	2.07	2.280
3.57	2.00	74.16	10.04	4.73	2.07	2.281
3.58	2.00	74.67	10.10	4.73	2.07	2.282
3.59	2.00	75.19	10.15	4.74	2.08	2.283
3.60	2.00	75.71	10.21	4.75	2.08	2.285
3.61	2.00	76.22	10.26	4.75	2.08	2.286
3.62	2.00	76.74	10.31	4.76	2.08	2.287
3.63	2.00	77.26	10.37	4.76	2.08	2.288
3.64	2.00	77.79	10.42	4.77	2.08	2.289
3.65	2.00	78.31	10.48	4.77	2.08	2.290
3.66	2.01	78.84	10.53	4.78	2.09	2.291
3.67	2.01	79.37	10.59	4.78	2.09	2.292
3.68	2.01	79.90	10.64	4.79	2.09	2.293
3.69	2.01	80.43	10.70	4.80	2.09	2.294
3.70	2.01	80.96	10.75	4.80	2.09	2.295
3.71	2.01	81.50	10.81	4.81	2.09	2.296
3.72	2.01	82.03	10.87	4.81	2.09	2.297
3.73	2.01	82.57	10.92	4.82	2.10	2.298
3.74	2.01	83.11	10.98	4.82	2.10	2.299
3.75	2.02	83.65	11.03	4.83	2.10	2.300
3.76	2.02	84.19	11.09	4.83	2.10	2.301
3.77	2.02	84.74	11.15	4.84	2.10	2.302
3.78	2.02	85.28	11.20	4.84	2.10	2.303
3.79	2.02	85.83	11.26	4.85	2.10	2.304
3.80	2.02	86.38	11.32	4.85	2.11	2.305
3.81	2.02	86.93	11.37	4.86	2.11	2.306
3.82	2.02	87.48	11.43	4.86	2.11	2.307
3.83	2.02	88.04	11.49	4.87	2.11	2.308
3.84	2.02	88.59	11.55	4.87	2.11	2.309
3.85	2.03	89.15	11.61	4.88	2.11	2.310
3.86	2.03	89.71	11.66	4.88	2.11	2.311
3.87	2.03	90.27	11.72	4.89	2.11	2.312
3.88	2.03	90.83	11.78	4.89	2.12	2.313
3.89	2.03	91.39	11.84	4.90	2.12	2.313
3.90	2.03	91.96	11.90	4.90	2.12	2.314
3.91	2.03	92.53	11.96	4.91	2.12	2.315
3.92	2.03	93.09	12.01	4.91	2.12	2.316
3.93	2.03	93.66	12.07	4.91	2.12	2.317
3.94	2.03	94.24	12.13	4.92	2.12	2.318
3.95	2.03	94.81	12.19	4.92	2.12	2.319
3.96	2.04	95.38	12.25	4.93	2.12	2.320
3.97	2.04	95.96	12.31	4.93	2.13	2.320
3.98	2.04	96.54	12.37	4.94	2.13	2.321
3.99	2.04	97.12	12.43	4.94	2.13	2.322
4.00	2.04	97.70	12.49	4.95	2.13	2.323

Ms	Nr	P51	T51	P52	T52	R052
pour L'ARCON, G11= 1.667						
4.00	2.04	97.70	12.49	4.95	2.13	2.323
4.01	2.04	98.28	12.55	4.95	2.13	2.324
4.02	2.04	98.87	12.61	4.96	2.13	2.325
4.03	2.04	99.45	12.67	4.96	2.13	2.325
4.04	2.04	100.04	12.73	4.96	2.13	2.326
4.05	2.04	100.63	12.79	4.97	2.14	2.327
4.06	2.04	101.22	12.85	4.97	2.14	2.328
4.07	2.04	101.81	12.91	4.98	2.14	2.329
4.08	2.05	102.41	12.98	4.98	2.14	2.329
4.09	2.05	103.00	13.04	4.99	2.14	2.330
4.10	2.05	103.60	13.10	4.99	2.14	2.331
4.11	2.05	104.20	13.16	4.99	2.14	2.332
4.12	2.05	104.80	13.22	5.00	2.14	2.332
4.13	2.05	105.40	13.28	5.00	2.14	2.333
4.14	2.05	106.01	13.35	5.01	2.14	2.334
4.15	2.05	106.61	13.41	5.01	2.15	2.335
4.16	2.05	107.22	13.47	5.01	2.15	2.336
4.17	2.05	107.83	13.53	5.02	2.15	2.336
4.18	2.05	108.44	13.60	5.02	2.15	2.337
4.19	2.05	109.05	13.66	5.03	2.15	2.338
4.20	2.06	109.66	13.72	5.03	2.15	2.338
4.21	2.06	110.28	13.79	5.03	2.15	2.339
4.22	2.06	110.90	13.85	5.04	2.15	2.340
4.23	2.06	111.51	13.91	5.04	2.15	2.341
4.24	2.06	112.13	13.98	5.05	2.16	2.341
4.25	2.06	112.75	14.04	5.05	2.16	2.342
4.26	2.06	113.38	14.10	5.05	2.16	2.343
4.27	2.06	114.00	14.17	5.06	2.16	2.343
4.28	2.06	114.63	14.23	5.06	2.16	2.344
4.29	2.06	115.26	14.30	5.06	2.16	2.345
4.30	2.06	115.88	14.36	5.07	2.16	2.345
4.31	2.06	116.52	14.43	5.07	2.16	2.346
4.32	2.06	117.15	14.49	5.08	2.16	2.347
4.33	2.06	117.78	14.55	5.08	2.16	2.347
4.34	2.07	118.42	14.62	5.08	2.16	2.348
4.35	2.07	119.05	14.69	5.09	2.17	2.349
4.36	2.07	119.69	14.75	5.09	2.17	2.349
4.37	2.07	120.33	14.82	5.09	2.17	2.350
4.38	2.07	120.98	14.88	5.10	2.17	2.351
4.39	2.07	121.62	14.95	5.10	2.17	2.351
4.40	2.07	122.26	15.01	5.10	2.17	2.352
4.41	2.07	122.91	15.08	5.11	2.17	2.353
4.42	2.07	123.56	15.15	5.11	2.17	2.353
4.43	2.07	124.21	15.21	5.12	2.17	2.354
4.44	2.07	124.86	15.28	5.12	2.17	2.355
4.45	2.07	125.51	15.35	5.12	2.17	2.355
4.46	2.07	126.17	15.41	5.13	2.18	2.356
4.47	2.07	126.82	15.48	5.13	2.18	2.356
4.48	2.07	127.48	15.55	5.13	2.18	2.357
4.49	2.08	128.14	15.61	5.14	2.18	2.358
4.50	2.08	128.80	15.68	5.14	2.18	2.358

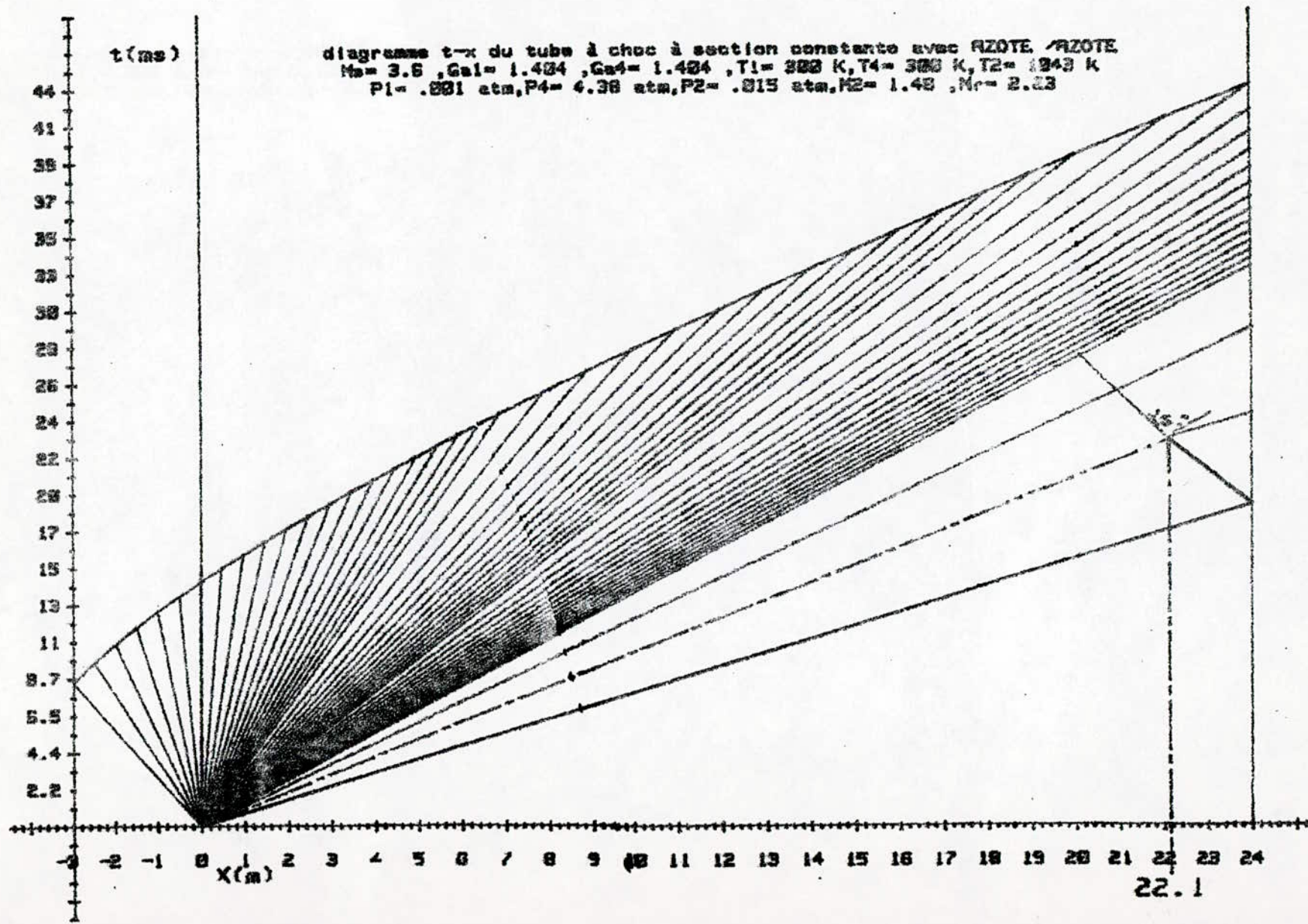
No	Hr	P51	T51	P52	T52	R052
p007 1*ARGON ,G01= 1.007						
4.50	2.08	128.80	15.68	5.14	2.18	2.358
4.51	2.08	129.46	15.75	5.14	2.18	2.359
4.52	2.08	130.13	15.82	5.15	2.18	2.359
4.53	2.08	130.79	15.89	5.15	2.18	2.360
4.54	2.08	131.46	15.95	5.15	2.18	2.361
4.55	2.08	132.13	16.02	5.16	2.18	2.361
4.56	2.08	132.80	16.09	5.16	2.18	2.362
4.57	2.08	133.47	16.16	5.16	2.19	2.362
4.58	2.08	134.14	16.23	5.16	2.19	2.363
4.59	2.08	134.82	16.30	5.17	2.19	2.363
4.60	2.08	135.50	16.37	5.17	2.19	2.364
4.61	2.08	136.17	16.43	5.17	2.19	2.365
4.62	2.08	136.85	16.50	5.18	2.19	2.365
4.63	2.08	137.53	16.57	5.18	2.19	2.366
4.64	2.08	138.22	16.64	5.18	2.19	2.366
4.65	2.09	138.90	16.71	5.19	2.19	2.367
4.66	2.09	139.59	16.78	5.19	2.19	2.367
4.67	2.09	140.27	16.85	5.19	2.19	2.368
4.68	2.09	140.96	16.92	5.20	2.19	2.368
4.69	2.09	141.65	16.99	5.20	2.19	2.369
4.70	2.09	142.35	17.06	5.20	2.20	2.369
4.71	2.09	143.04	17.13	5.20	2.20	2.370
4.72	2.09	143.74	17.21	5.21	2.20	2.370
4.73	2.09	144.43	17.28	5.21	2.20	2.371
4.74	2.09	145.13	17.35	5.21	2.20	2.372
4.75	2.09	145.83	17.42	5.22	2.20	2.372
4.76	2.09	146.53	17.49	5.22	2.20	2.373
4.77	2.09	147.24	17.56	5.22	2.20	2.373
4.78	2.09	147.94	17.63	5.23	2.20	2.374
4.79	2.09	148.65	17.71	5.23	2.20	2.374
4.80	2.09	149.35	17.78	5.23	2.20	2.375
4.81	2.09	150.06	17.85	5.23	2.20	2.375
4.82	2.09	150.77	17.92	5.24	2.20	2.376
4.83	2.10	151.49	17.99	5.24	2.21	2.376
4.84	2.10	152.20	18.07	5.24	2.21	2.377
4.85	2.10	152.92	18.14	5.24	2.21	2.377
4.86	2.10	153.63	18.21	5.25	2.21	2.377
4.87	2.10	154.35	18.29	5.25	2.21	2.378
4.88	2.10	155.07	18.36	5.25	2.21	2.378
4.89	2.10	155.79	18.43	5.26	2.21	2.379
4.90	2.10	156.52	18.51	5.26	2.21	2.379
4.91	2.10	157.24	18.58	5.26	2.21	2.380
4.92	2.10	157.97	18.65	5.26	2.21	2.380
4.93	2.10	158.70	18.73	5.27	2.21	2.381
4.94	2.10	159.43	18.80	5.27	2.21	2.381
4.95	2.10	160.16	18.88	5.27	2.21	2.382
4.96	2.10	160.89	18.95	5.27	2.21	2.382
4.97	2.10	161.62	19.02	5.28	2.21	2.383
4.98	2.10	162.36	19.10	5.28	2.22	2.383
4.99	2.10	163.10	19.17	5.28	2.22	2.384
5.00	2.10	163.84	19.25	5.28	2.22	2.384

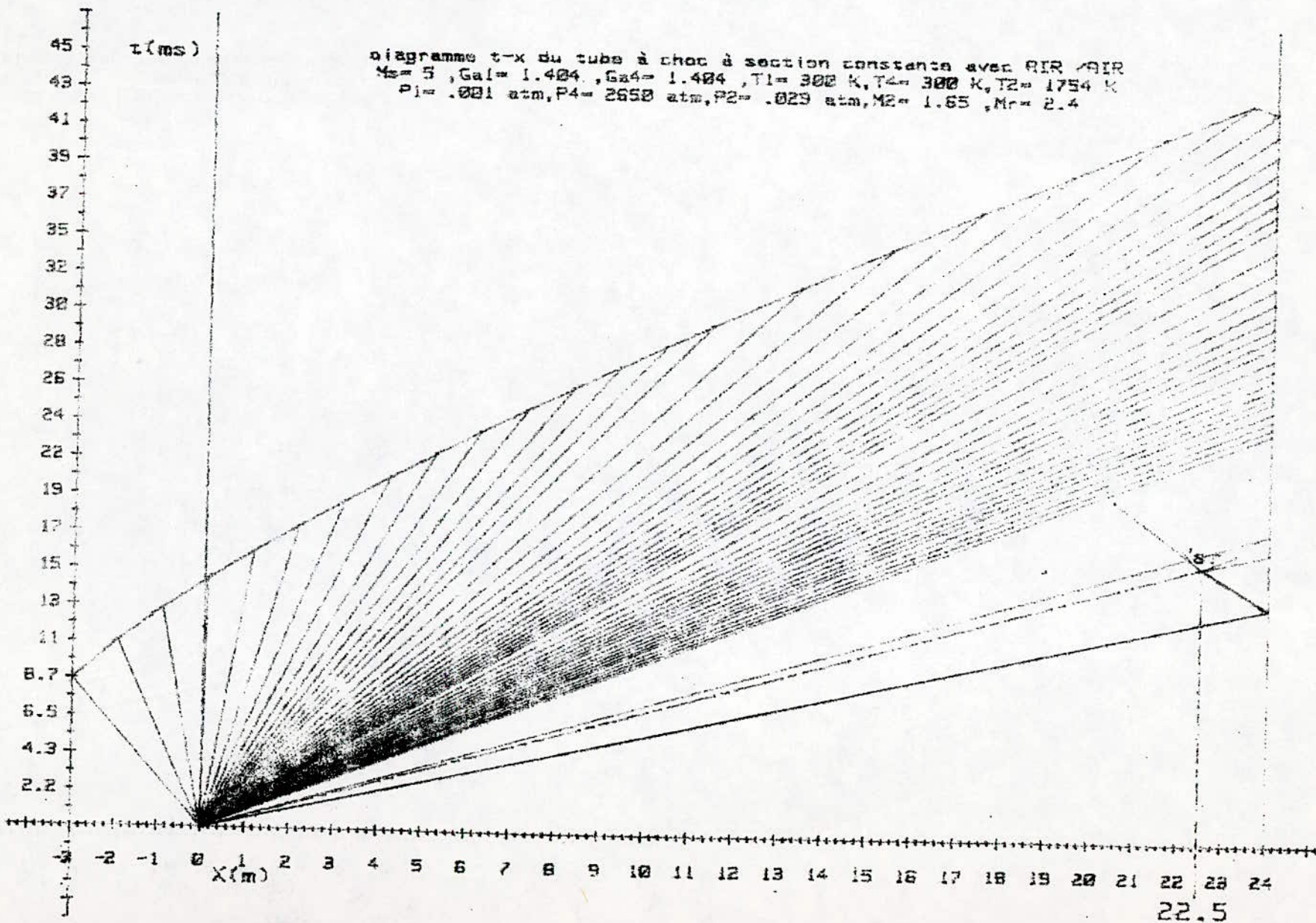
A N N E X E . C

Relative aux chapites 4 et 6



171







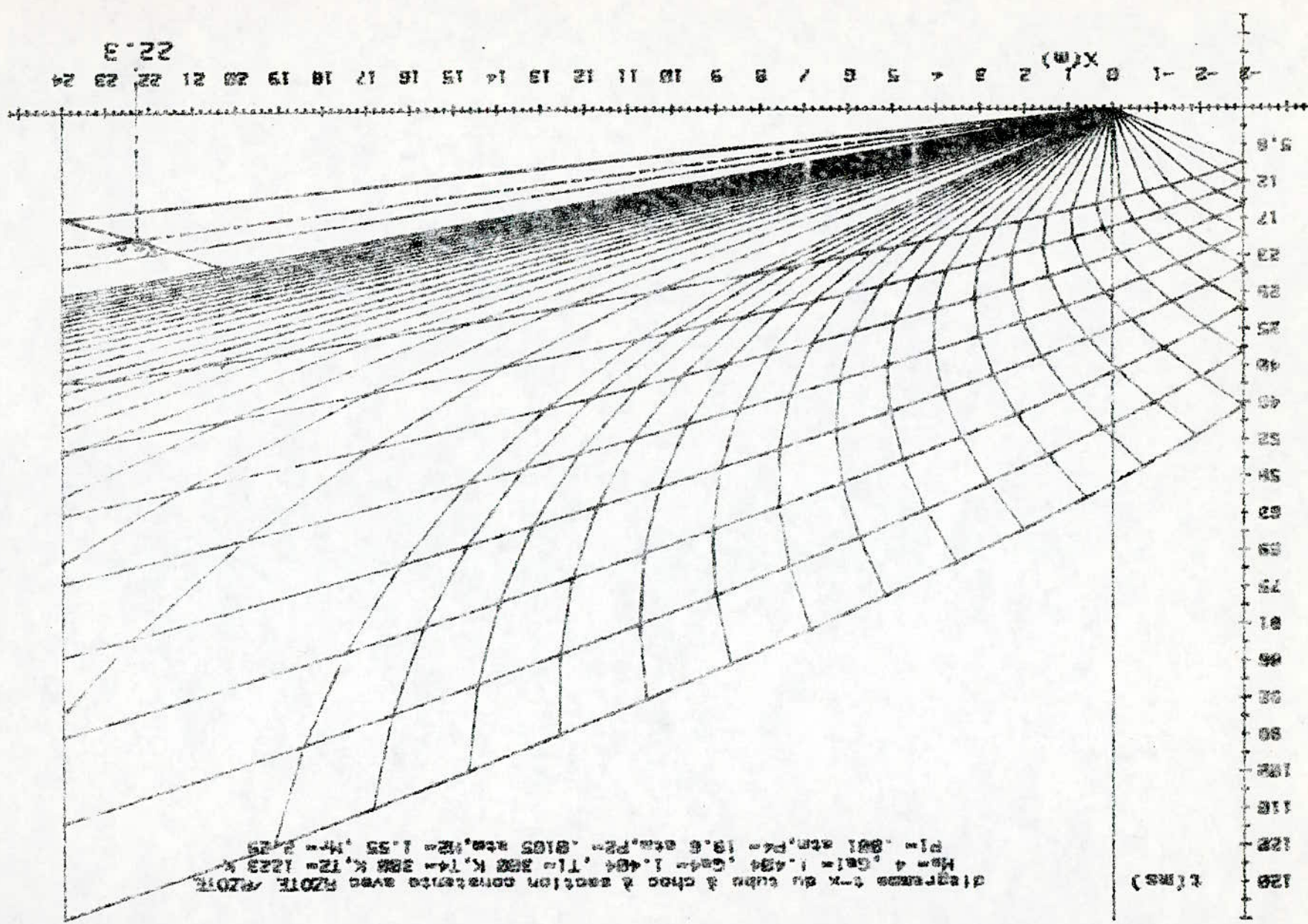


diagramme t-x du cube à choc à section constante avec R201E R201E  
 $H_0 = 4$ ,  $G_0 = 1.434$ ,  $C_0 = 1.404$ ,  $T_0 = 3000$  K,  $T_1 = 3000$  K,  $T_2 = 1223$  K  
 $P_1 = 0.01$  atm,  $P_2 = 19.6$  atm,  $P_3 = 0.105$  atm,  $M_1 = 1.95$ ,  $M_2 = 2.75$

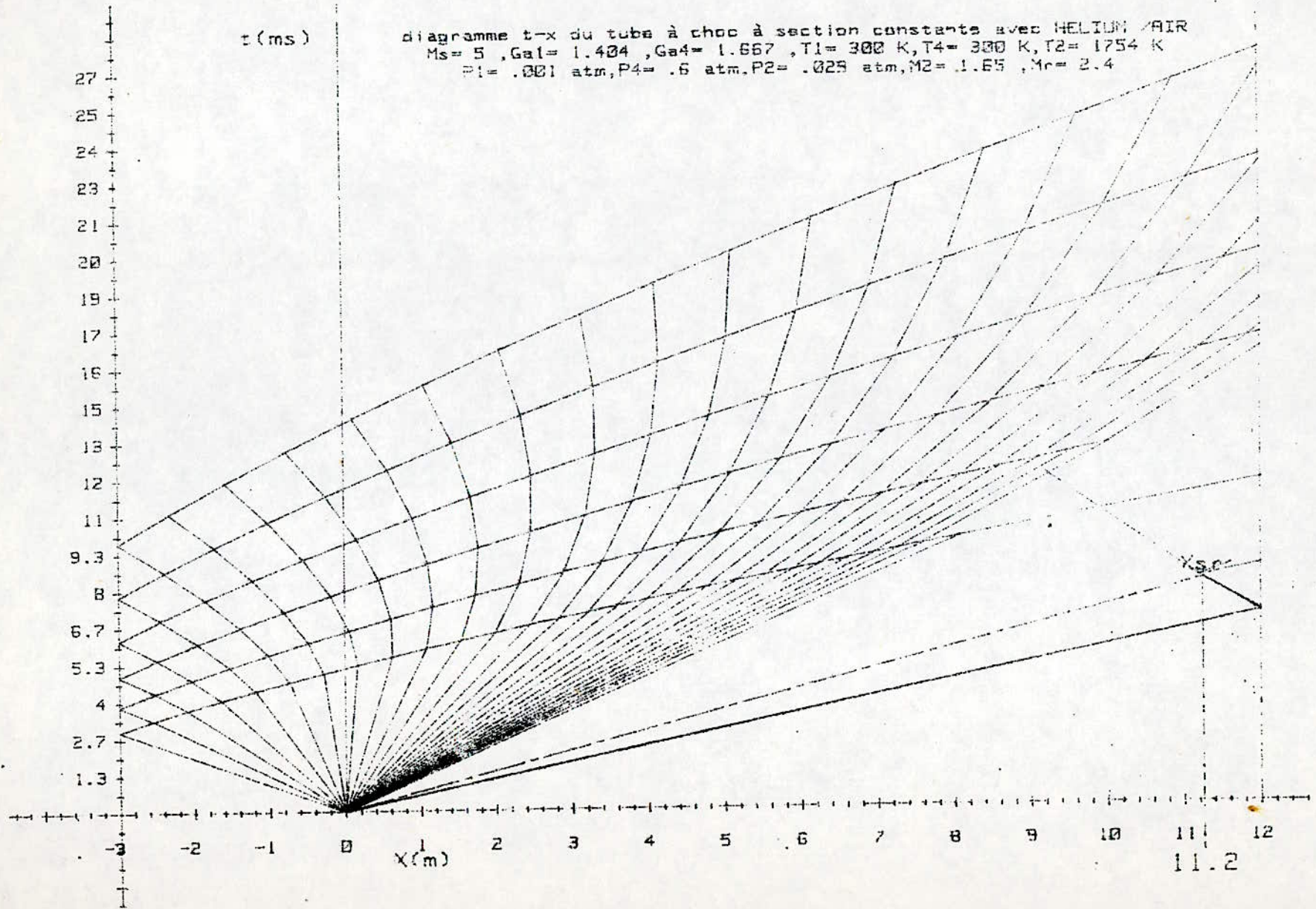
t (ms)

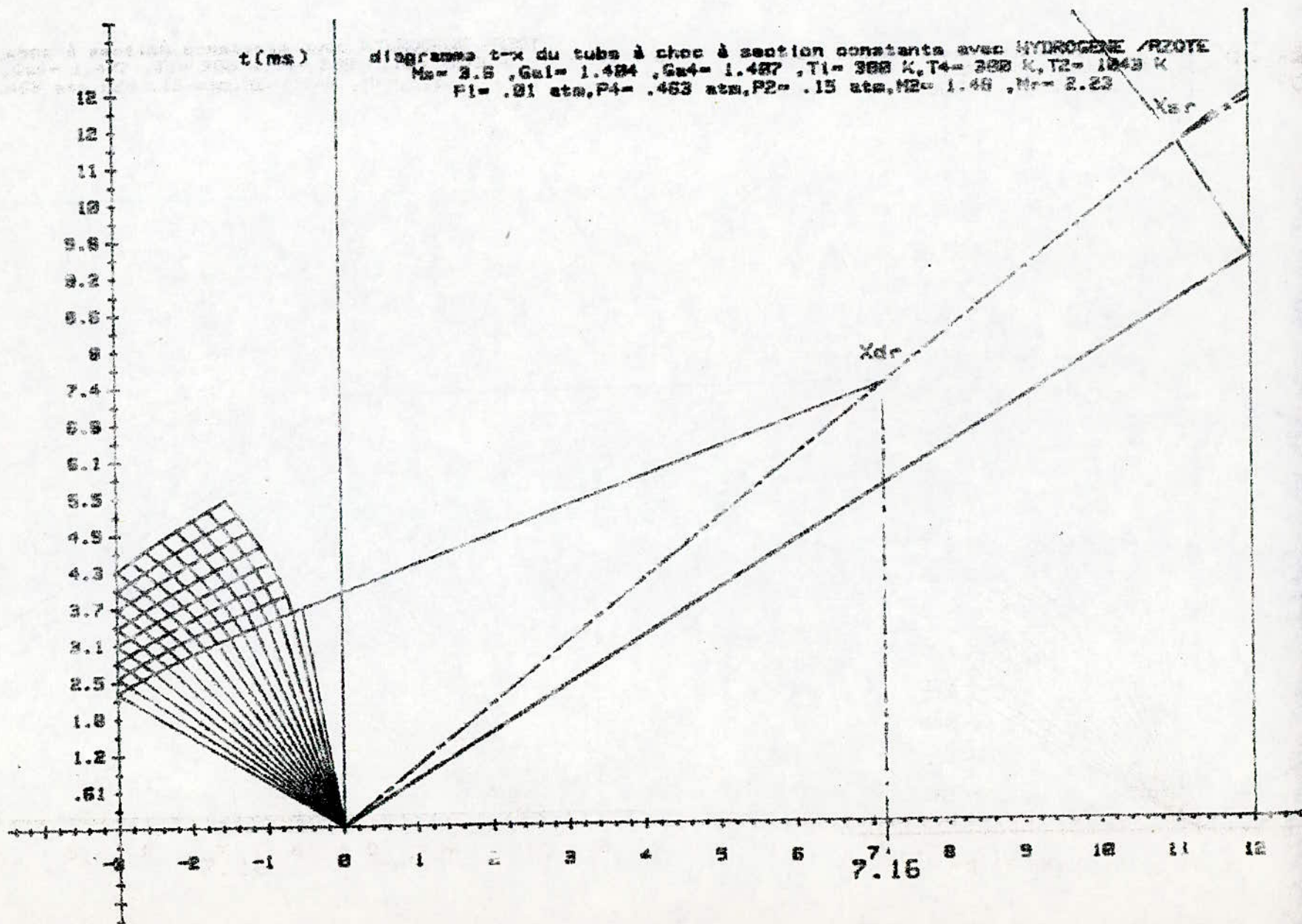
X (m)

22.3  
 24 23 22 21 20 19 18 17 16 15 14 13 12 11 10 9 8 7 6 5 4 3 2 1 0

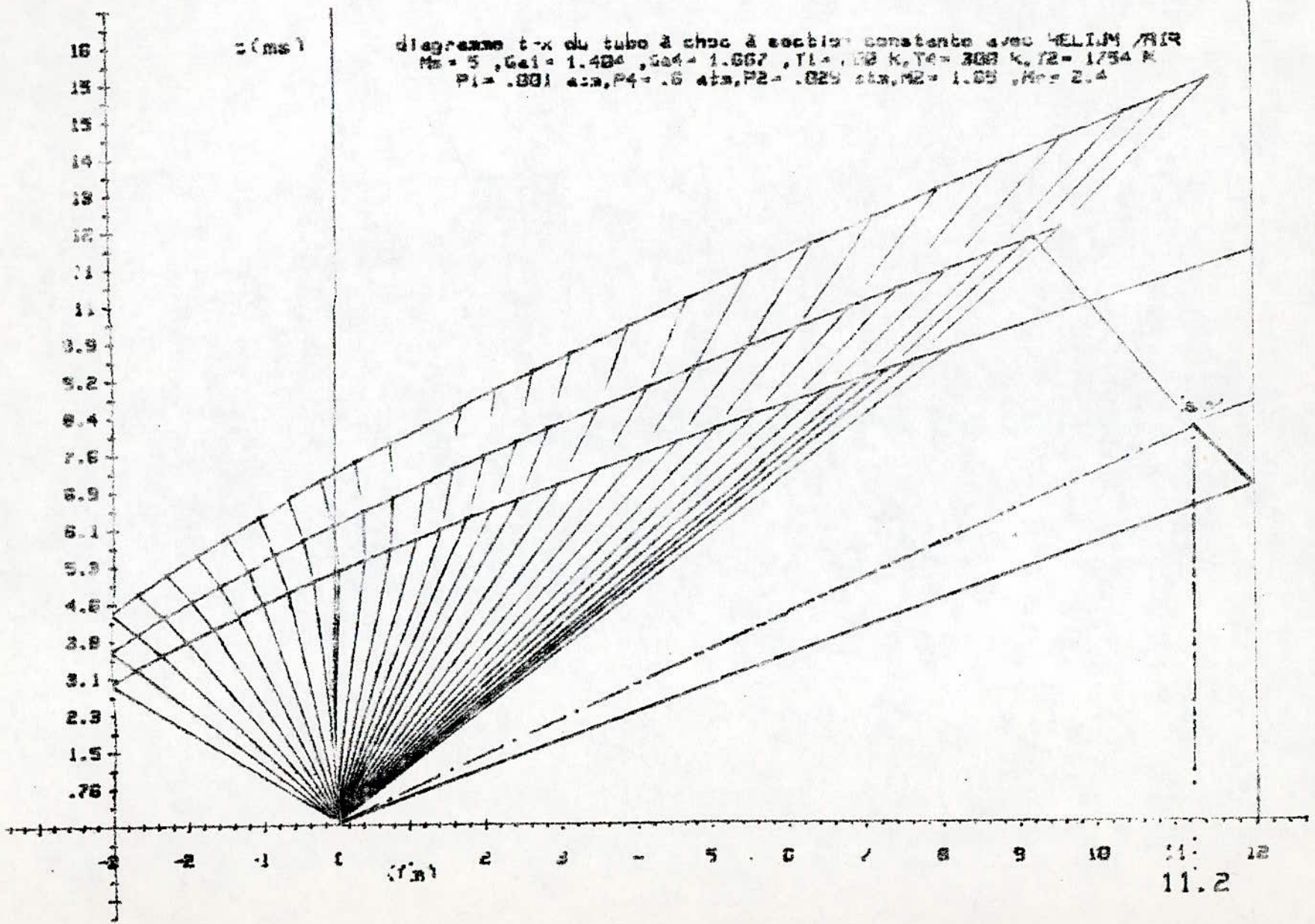
$t$  (ms)

diagramme  $t-x$  du tube à choc à section constante avec HELIUM / AIR  
 $M_s = 5$ ,  $Ga_1 = 1.404$ ,  $Ga_4 = 1.667$ ,  $T_1 = 300$  K,  $T_4 = 300$  K,  $T_2 = 1754$  K  
 $P_1 = .001$  atm,  $P_4 = .6$  atm,  $P_2 = .029$  atm,  $M_2 = 1.65$ ,  $M_3 = 2.4$

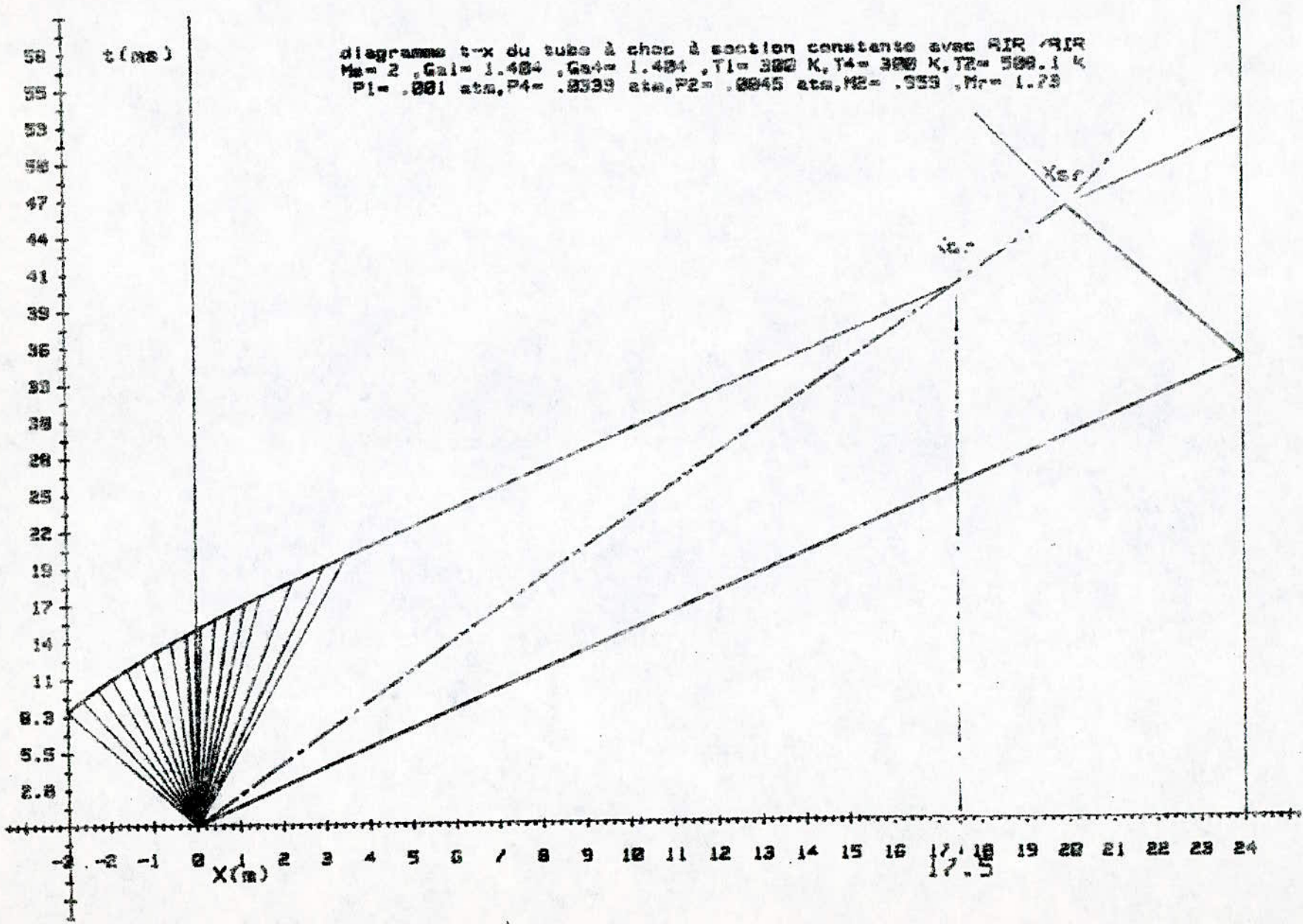




177



170





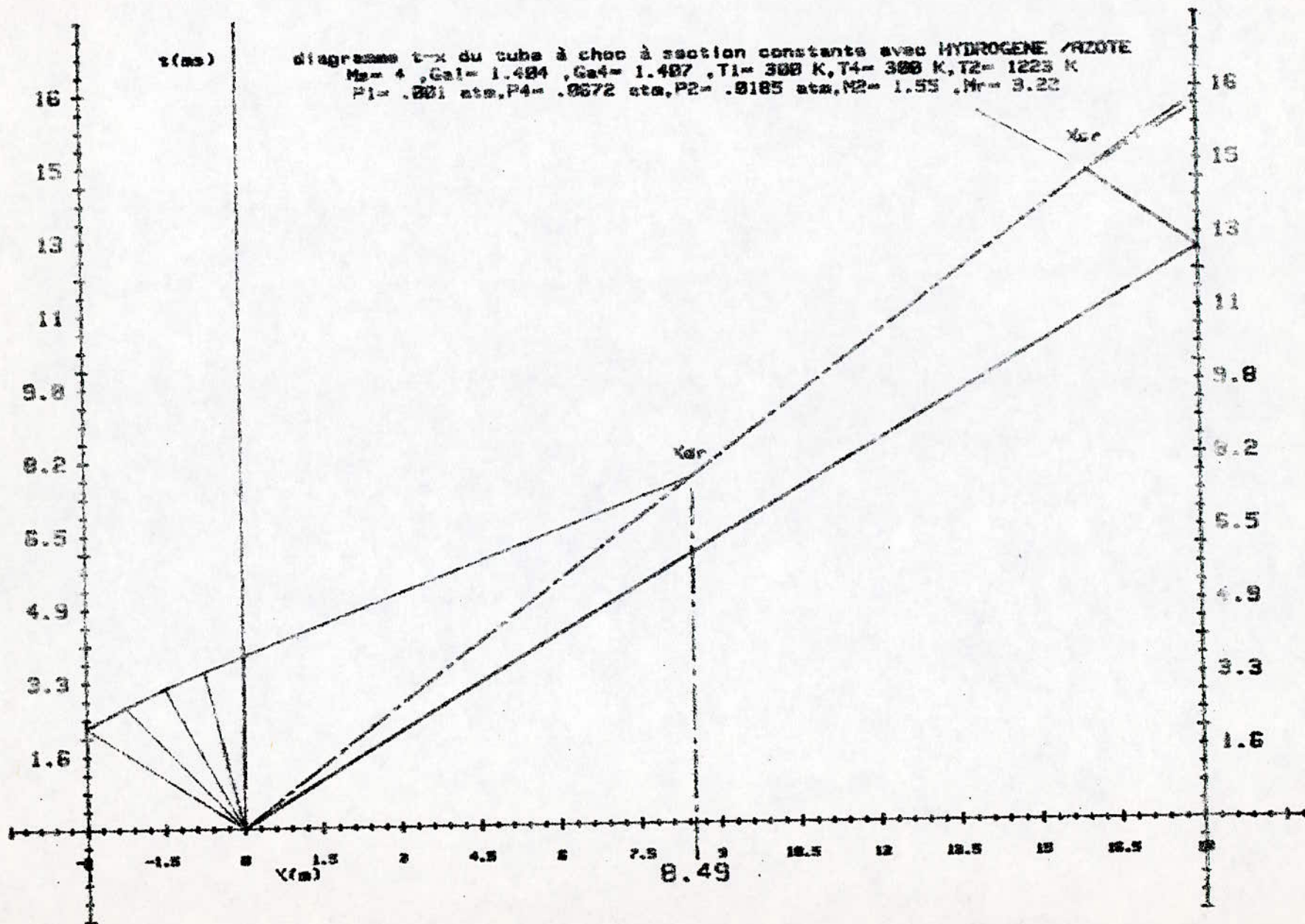
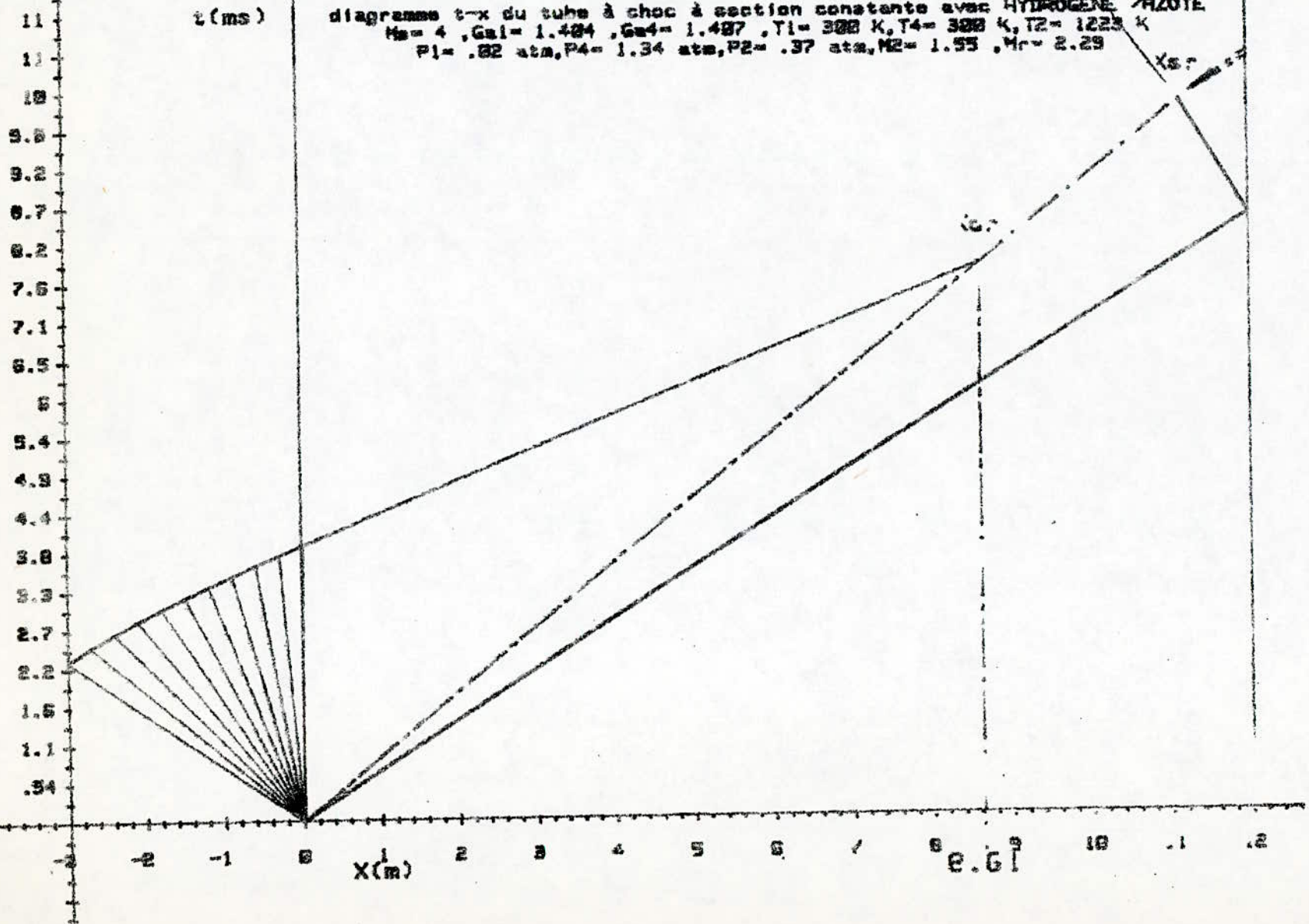
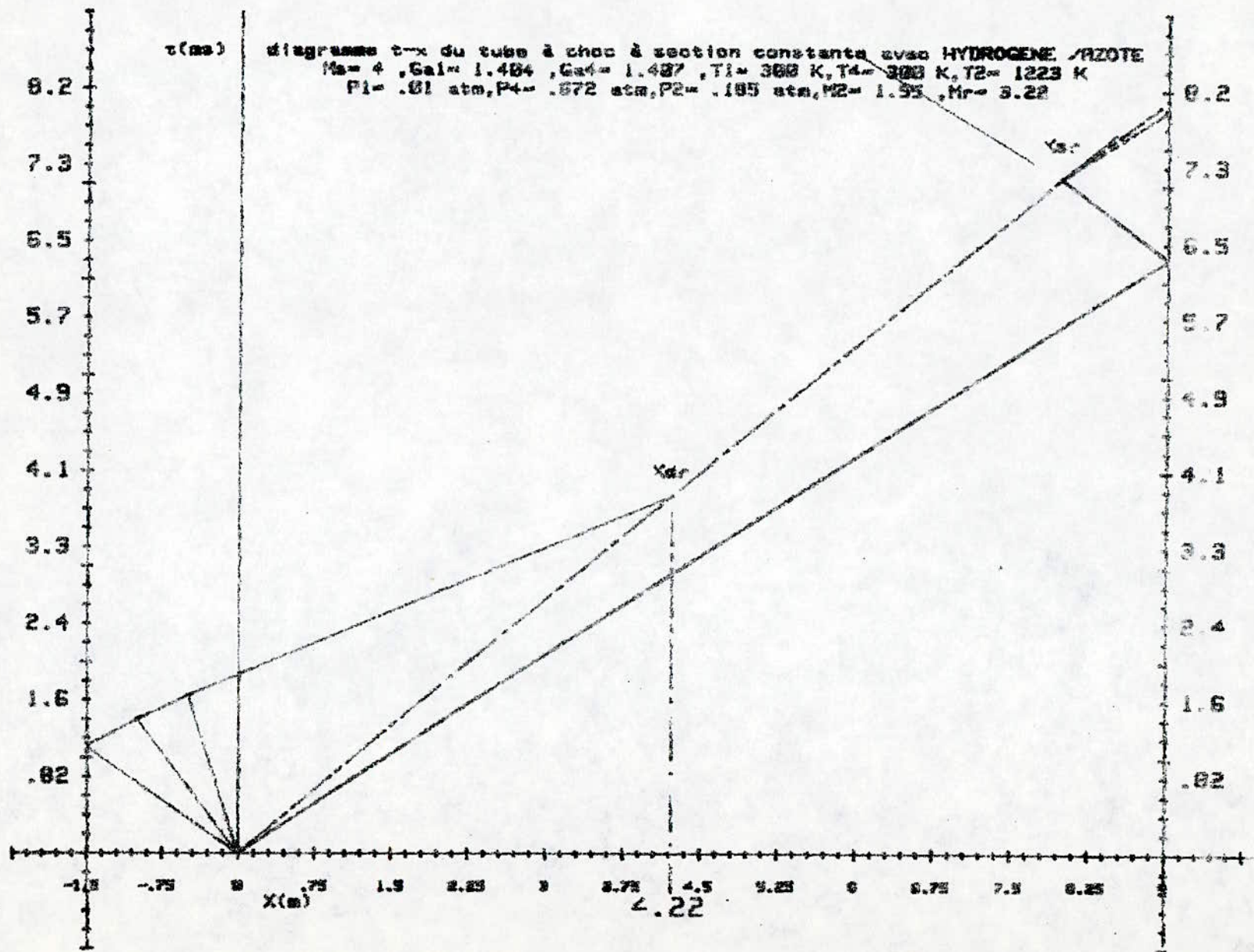


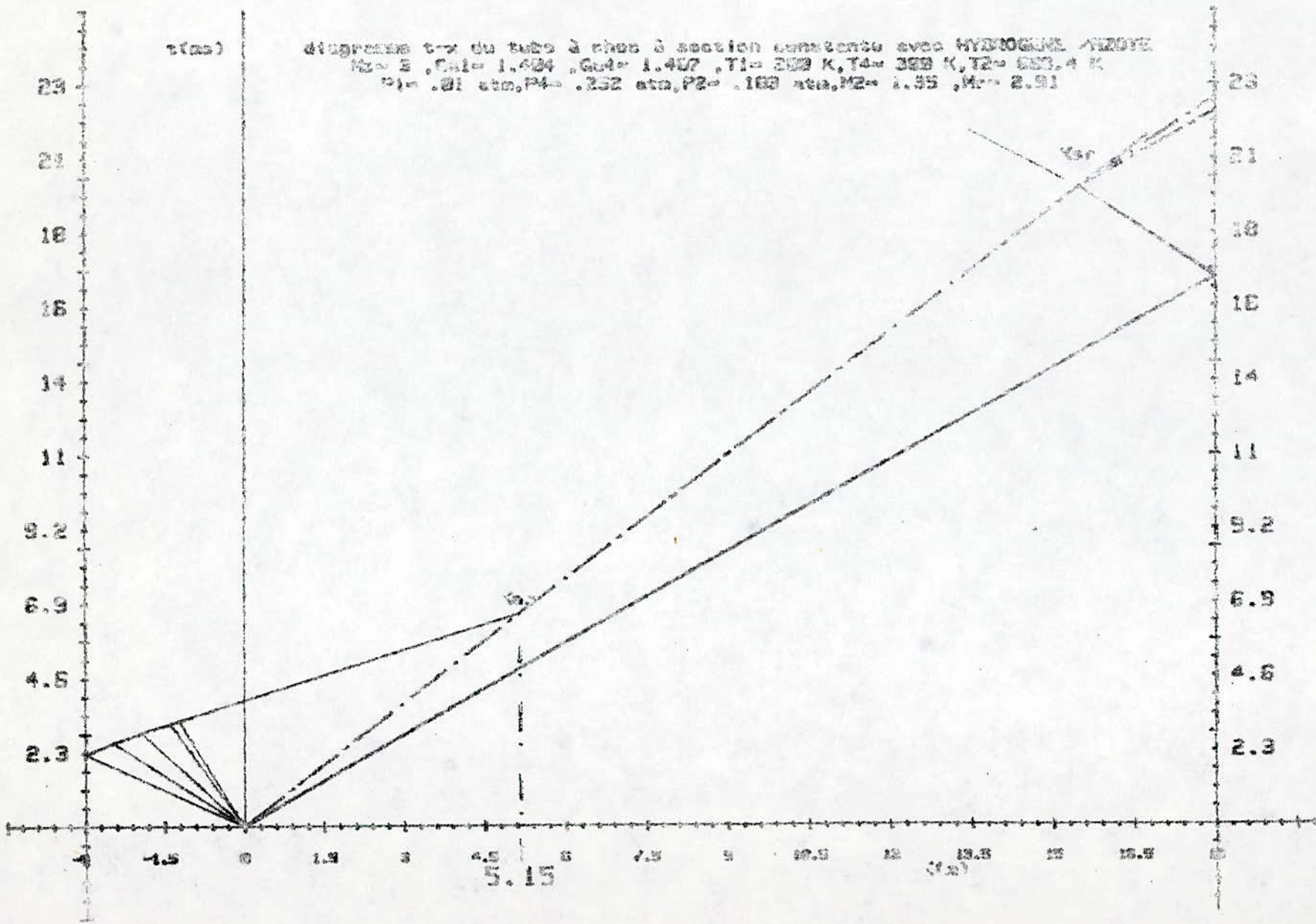
diagramme t-x du tube à choc à section constante avec HYDROGENE / AZOTE  
 $M_2 = 4$ ,  $G_{a1} = 1.484$ ,  $G_{a4} = 1.487$ ,  $T_1 = 300$  K,  $T_4 = 300$  K,  $T_2 = 1225$  K  
 $P_1 = .82$  atm,  $P_4 = 1.34$  atm,  $P_2 = .37$  atm,  $M_2 = 1.55$ ,  $M_4 = 2.29$

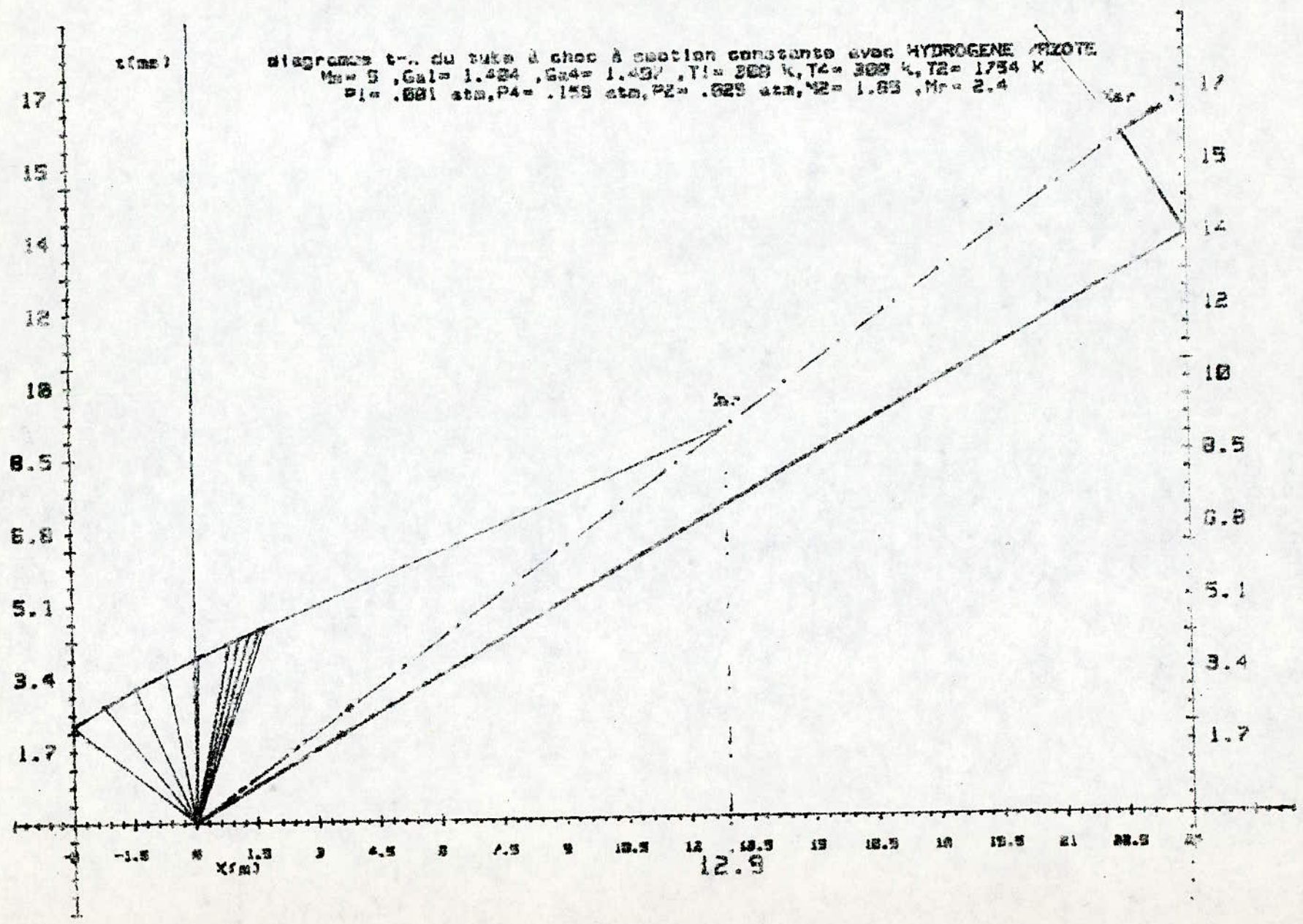




$\tau$  (ms)

diagramme  $\tau$ - $x$  du tube à choc à section constante avec HYDROGÈNE AZOTE  
 $M_2 = 2$ ,  $C_{H_2} = 1.404$ ,  $C_{N_2} = 1.407$ ,  $T_1 = 300$  K,  $T_4 = 300$  K,  $T_2 = 603.4$  K  
 $P_1 = .01$  ata,  $P_4 = .252$  ata,  $P_2 = .169$  ata,  $M_2 = 1.55$ ,  $M_3 = 2.91$

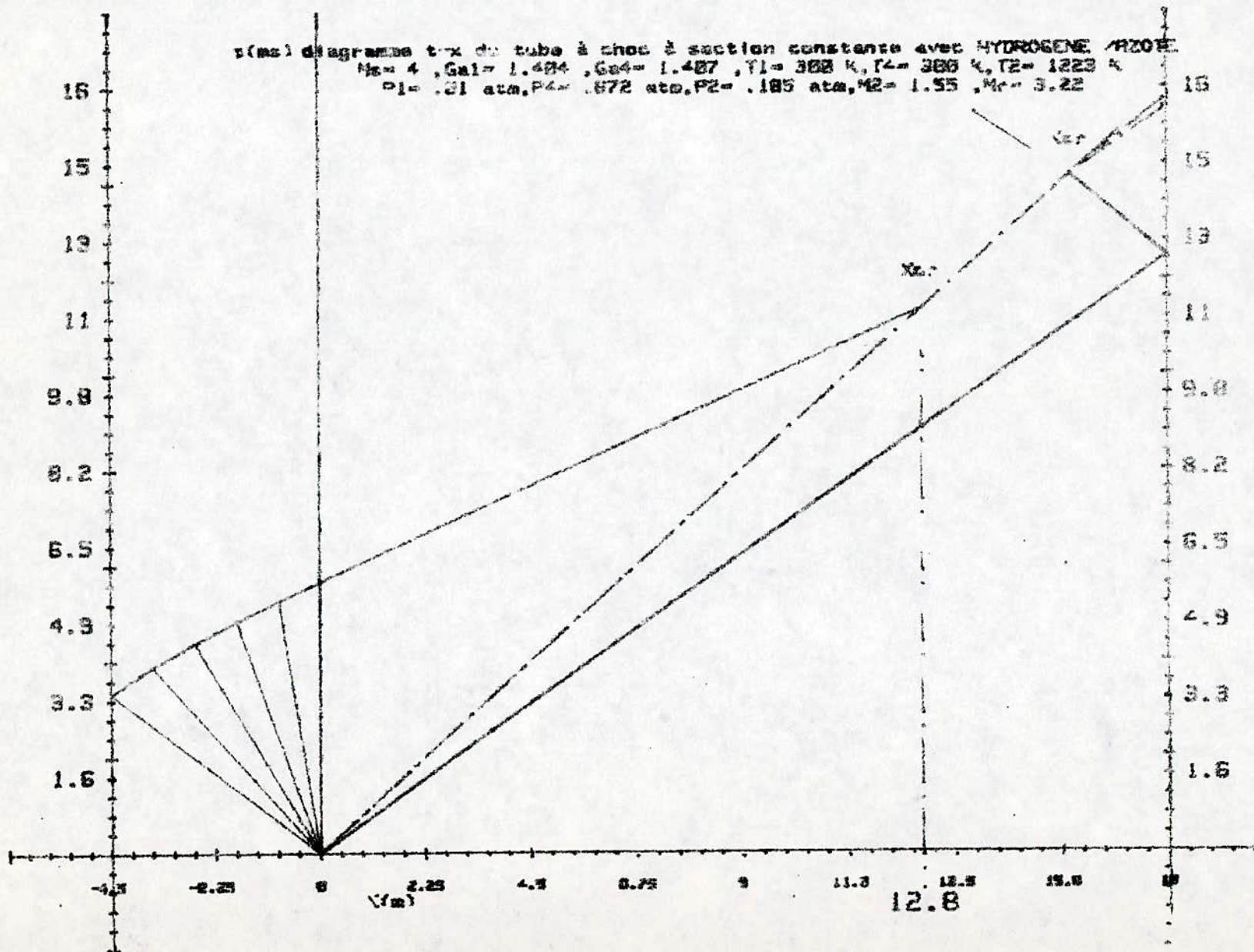




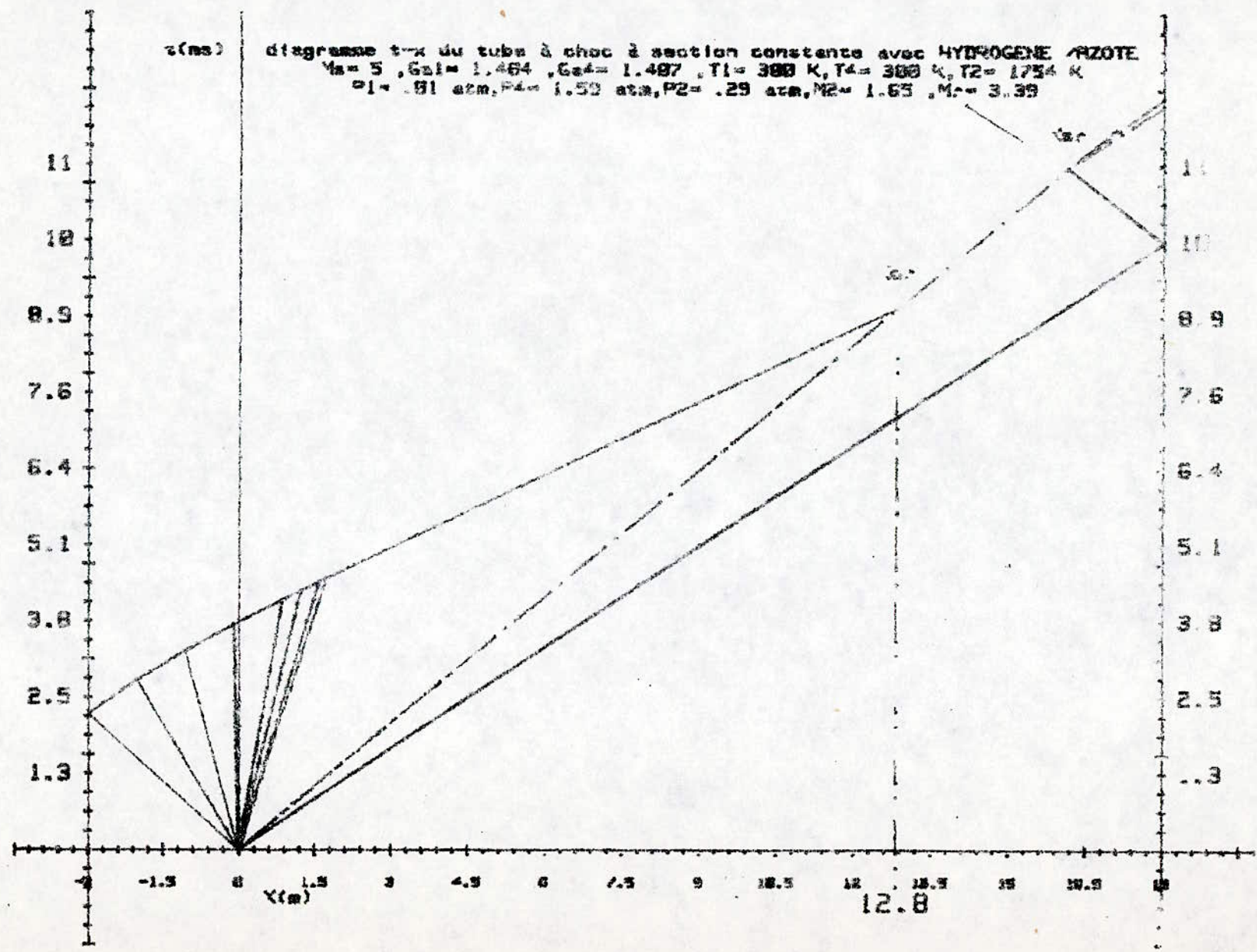
$x$  (ms) diagramme  $t-x$  de tube à choc à section constante avec HYDROGENE / AZOTE

$M_1 = 4$ ,  $G_{a1} = 1.424$ ,  $G_{a2} = 1.487$ ,  $T_1 = 300$  K,  $T_2 = 300$  K,  $T_3 = 1223$  K

$P_1 = .01$  atm,  $P_2 = .672$  atm,  $P_3 = .185$  atm,  $M_2 = 1.55$ ,  $M_3 = 3.22$



$t$  (ms)  
 diagramme  $t-x$  du tube à choc à section constante avec HYDROGENE AZOTE  
 $\gamma_a = 5, \gamma_1 = 1.464, \gamma_2 = 1.487, T_1 = 300 \text{ K}, T_2 = 300 \text{ K}, T_3 = 1734 \text{ K}$   
 $P_1 = .81 \text{ atm}, P_2 = 1.52 \text{ atm}, P_3 = .29 \text{ atm}, M_1 = 1.65, M_2 = 3.39$



A N N E X E D

Relative au chapitre 6

- Compléments de résultats



Expérience N°1 : Couple Hélium/Argon

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	le (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	2	7.54	4.867	2.65	1.1325	1.75	32.73	23.86	2.546	19.73	645	363	546
5.20	2	7.54	4.867	2.65	0.5978	0.93	32.73	17.33	1.35	14.33	645	363	555
5.22	2	7.54	4.867	2.65	1.6009	2.46	32.73	26.37	3.62	23.46	645	363	528
5.24	2	7.54	4.867	2.65	1.3128	2.03	32.73	25.69	2.97	21.24	645	363	546

Expérience N°1 : Couple Hélium/Argon

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	le (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	2	7.54	4.867	2.99	1.1798	1.627	32.73	24.35	2.67	20.14	645	363	537
5.20	2	7.54	4.867	2.99	0.5815	0.900	32.73	17.10	1.31	14.14	645	363	546
5.22	2	7.54	4.67	2.99	1.6921	2.620	32.73	29.17	3.80	24.12	645	363	519
5.24	2	7.54	4.867	2.99	1.384	2.140	32.73	26.38	3.13	21.81	645	363	546

Expérience N°2 : Couple Hélium/Argon

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	le (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	3	9.34	9.04	1.00	0.8307	0.857	44.46	23.34	1.64	16.84	968	645	939
5.20	3	9.34	9.04	1.00	0.7334	0.757	44.46	21.93	1.45	15.83	968	645	926
5.22	3	9.34	9.04	1.00	0.9226	0.950	44.46	24.59	1.82	17.75	968	645	948
5.24	3	9.34	9.04	1.00	0.8538	0.880	44.46	23.66	1.69	17.08	968	645	941

Expérience N°2 : Couple Hélium/Argon

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	le (m)	lr (m)	Tr (ms)	$\delta i$ (mm)	$\delta l$ (mm)	tecl(ms)	$\delta r$ (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	3	9.34	9.04	2.75	1.426	1.47	44.46	30.58	2.83	22.00	968	645	877
5.20	3	9.34	9.04	2.75	0.8836	0.91	44.46	24.00	1.75	17.37	968	645	866
5.22	3	9.34	9.04	2.75	1.7849	1.84	44.46	34.20	3.50	24.69	968	645	874
5.24	3	9.34	9.04	2.75	1.5603	1.61	44.46	32.00	3.09	23.00	968	645	881

Expérience N°3 : Couple Hélium/Argon

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	le (m)	lr (m)	Tr (ms)	$\delta i$ (mm)	$\delta l$ (mm)	tecl(ms)	$\delta r$ (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	4	11.65	15.04	1.51	1.2465	0.965	46.82	24.73	1.25	21.70	1291	907	1257
5.20	4	11.65	15.04	1.51	1.0958	0.848	46.82	23.18	1.10	20.30	1291	907	1239
5.22	4	11.65	15.04	1.51	1.3726	1.060	46.82	25.95	1.38	22.76	1291	907	1265
5.24	4	11.65	15.04	1.51	1.2786	0.990	46.82	25.00	1.28	22.00	1291	907	1259

Expérience N°3 : Couple Hélium/Argon

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	le (m)	lr (m)	Tr (ms)	$\delta i$ (mm)	$\delta l$ (mm)	tecl(ms)	$\delta r$ (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	4	11.65	15.04	2.53	1.6946	1.31	46.82	28.80	1.70	25.30	1291	907	1220
5.20	4	11.65	15.04	2.53	1.2812	0.99	46.82	25.00	1.29	22.00	1291	907	1198
5.22	4	11.65	15.04	2.53	1.9743	1.52	46.82	31.00	1.98	27.00	1291	907	1227
5.24	4	11.65	15.04	2.53	1.7838	1.38	46.82	29.60	1.79	26.00	1291	907	1223

Expérience N°4 : Couple Hélium/Argon

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	le (m)	lr (m)	Tr (ms)	$\delta i$ (mm)	$\delta l$ (mm)	tecl(ms)	$\delta r$ (mm)	U <sub>s</sub> (m/s)	U <sub>2</sub> (m/s)	U <sub>2r</sub> (m/s)
5.15	5	14.84	23.948	1.29	1.2188	0.755	58.45	24.92	1.04	21.23	1614	1162	1607
5.20	5	14.84	23.948	1.29	1.1743	0.730	58.45	24.45	1.00	20.80	1614	1162	1594
5.22	5	14.84	23.948	1.29	1.2644	0.760	58.45	25.38	1.08	21.60	1614	1162	1613
5.24	5	14.84	23.948	1.29	1.2277	0.760	58.45	25.00	1.04	21.30	1614	1162	1613

Expérience N°4 : Couple Hélium/Argon

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	le (m)	lr (m)	Tr (ms)	$\delta i$ (mm)	$\delta l$ (mm)	tecl(ms)	$\delta r$ (mm)	U <sub>s</sub> (m/s)	U <sub>2</sub> (m/s)	U <sub>2r</sub> (m/s)
5.15	5	14.84	23.948	2.33	1.9063	1.18	58.45	31.20	1.18	26.55	1614	1162	1575
5.20	5	14.84	23.948	2.33	1.6653	1.03	58.45	29.10	1.43	24.82	1614	1162	1556
5.22	5	14.84	23.948	2.33	2.0942	1.29	58.45	32.66	1.78	27.82	1614	1162	1575
5.24	5	14.84	23.948	2.33	1.9548	1.21	58.45	31.55	1.66	26.88	1614	1162	1575

Expérience N°5 : Couple Hélium/Air

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	le (m)	lr (m)	Tr (ms)	$\delta i$ (mm)	$\delta l$ (mm)	tecl(ms)	$\delta r$ (mm)	U <sub>s</sub> (m/s)	U <sub>2</sub> (m/s)	U <sub>2r</sub> (m/s)
5.15	2	7.94	5.523	2.65	1.1141	1.6	30.32	22.20	2.725	17	696	434	607
5.20	2	7.94	5.523	2.65	0.5799	0.83	30.32	16.00	1.42	12.3	696	434	607
5.22	2	7.94	5.523	2.65	1.4929	2.14	30.32	25.70	3.65	19.7	696	434	585
5.24	2	7.94	5.523	2.65	1.2678	1.62	30.32	23.68	3.10	18	696	434	607

Expérience N°5 : Couple Hélium/Air

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	U <sub>s</sub> (m/s)	U <sub>2</sub> (m/s)	U <sub>2r</sub> (m/s)
5.15	2	7.94	5.523	2.99	1.16	1.66	30.22	22.66	2.83	17.37	696	434	607
5.20	2	7.94	5.523	2.99	0.8634	0.81	30.22	15.79	1.38	12.10	696	434	607
5.22	2	7.94	5.523	2.99	1.5726	2.26	30.22	26.38	3.84	20.22	696	434	585
5.24	2	7.94	5.523	2.99	1.3335	1.91	30.22	24.30	3.26	18.62	696	434	607

Expérience N°6 : Couple Hélium/Air

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	U <sub>s</sub> (m/s)	U <sub>2</sub> (m/s)	U <sub>2r</sub> (m/s)
5.15	3	10.31	10.757	1.91	1.1657	1.12	33.42	21.56	1.65	17.71	1043	772	964
5.20	3	10.31	10.757	1.91	0.8243	0.79	33.42	18.13	1.17	14.89	1043	772	969
5.22	3	10.31	10.757	1.91	1.3557	1.29	33.42	23.25	1.92	19.10	1043	772	984
5.24	3	10.31	10.757	1.91	1.2336	1.18	33.42	22.17	1.75	18.22	1043	772	966

Expérience N°6 : Couple Hélium/Air

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	U <sub>s</sub> (m/s)	U <sub>2</sub> (m/s)	U <sub>2r</sub> (m/s)
5.15	3	10.31	10.757	2.75	1.3679	1.31	33.42	23.35	1.94	19.18	1043	772	963
5.20	3	10.31	10.757	2.75	1.3679	0.78	33.42	23.35	1.16	14.85	1043	772	955
5.22	3	10.31	10.757	2.75	1.3679	1.56	33.42	23.25	2.31	20.96	1043	772	959
5.24	3	10.31	10.757	2.75	1.3679	1.41	33.42	23.35	2.09	19.92	1043	772	965

Expérience N°7 : Couple Hélium/Air

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	4	13.66	19.004	1.65	1.2902	0.93	40.00	22.24	1.63	16.79	1391	1085	1357
5.20	4	13.66	19.004	1.65	1.0917	0.78	40.00	20.45	1.37	15.45	1391	1085	1323
5.22	4	13.66	19.004	1.65	1.4041	1.01	40.00	23.19	1.77	17.52	1391	1085	1323
5.24	4	13.66	19.004	1.65	1.3218	0.95	40.00	22.51	1.66	16.99	1391	1085	1323

Expérience N°7 : Couple Hélium/Air

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	4	13.66	19.004	2.53	1.6411	1.18	40.00	25.08	2.07	18.94	1391	1085	1323
5.20	4	13.66	19.004	2.53	1.2112	0.87	40.00	21.55	1.52	16.27	1391	1085	1323
5.22	4	13.66	19.004	2.53	1.8447	1.32	40.00	26.59	2.32	20.08	1391	1085	1323
5.24	4	13.66	19.004	2.53	1.7101	1.23	40.00	26.60	2.15	19.33	1391	1085	1323

Expérience N°8 : Couple Hélium/Air

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	5	13.80	23.998	2.33	1.6797	0.96	42.66	25.15	1.85	18.17	17.39	1389	1663
5.20	5	13.80	23.998	2.33	1.3406	0.77	42.66	22.47	1.47	16.23	17.39	1389	1663
5.22	5	13.80	23.998	2.33	1.8409	1.06	42.66	26.33	2.00	19.02	17.39	1389	1663
5.24	5	13.80	23.998	2.33	1.7293	0.99	42.66	25.52	1.90	18.43	17.39	1389	1663

Expérience N°8 : Couple Hélium/Air

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	5	13.80	23.998	1.53	1.2896	0.74	42.66	22.04	1.42	15.92	17.39	1389	1701
5.20	5	13.80	23.998	1.53	1.2896	0.66	42.66	20.81	1.26	15.03	17.39	1389	1682
5.22	5	13.80	23.998	1.53	1.2896	0.78	42.66	22.72	1.51	16.41	17.39	1389	1701
5.24	5	13.80	23.998	1.53	1.2896	0.75	42.66	22.20	1.44	16.04	17.39	1389	1720

Expérience N°9 : Couple Air/Air

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	2	34.5	23.998	2.65	2.2839	3.28	63.20	31.795	5.588	24.37	696	434	665
5.20	2	34.5	23.998	2.65	2.0680	2.97	63.20	30.256	5.060	23.19	696	434	680
5.22	2	34.5	23.998	2.65	2.5220	3.62	63.20	33.400	6.170	25.60	696	434	680
5.24	2	34.5	23.998	2.65	2.3410	3.36	63.20	32.190	5.720	24.67	696	434	680

Expérience N°9 : Couple Air/Air

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	2	34.5	23.998	2.99	2.4846	3.57	63.20	33.16	6.08	25.42	696	434	665
5.20	2	34.5	23.998	2.99	2.1941	2.15	63.20	31.16	5.36	23.88	696	434	665
5.22	2	34.5	23.998	2.99	2.7928	4.01	63.20	35.16	6.83	26.95	696	434	665
5.24	2	34.5	23.998	2.99	2.5619	3.68	63.20	33.67	6.26	25.81	696	434	665

Expérience N°10 : Couple Air/Air

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	le (m)	lr (m)	Tr (ms)	$\delta i$ (mm)	$\delta l$ (mm)	tecl(ms)	$\delta r$ (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	2	34.5	23.998	1.49	1.4367	2.06	89.38	35.66	3.510	27.33	696	434	692
5.20	2	34.5	23.998	1.49	1.4029	2.01	89.38	35.24	3.430	27.33	696	434	688
5.22	2	34.5	23.998	1.49	1.4815	2.13	89.38	36.21	3.624	27.76	696	434	695
5.24	2	34.5	23.998	1.49	1.4455	2.08	89.38	35.77	3.530	27.42	696	434	692

Expérience N°10 : Couple Air/Air

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	le (m)	lr (m)	Tr (ms)	$\delta i$ (mm)	$\delta l$ (mm)	tecl(ms)	$\delta r$ (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	2	34.5	23.998	1.32	1.2881	1.85	89.38	33.77	3.15	25.88	696	434	695
5.20	2	34.5	23.998	1.32	1.2677	1.82	89.38	33.50	3.10	25.68	696	434	691
5.22	2	34.5	23.998	1.32	1.3159	1.89	89.38	34.13	3.22	26.16	696	434	695
5.24	2	34.5	23.998	1.32	1.2935	1.86	89.38	33.83	3.16	25.93	696	434	691

Expérience N°11 : Couple Air/Air

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	le (m)	lr (m)	Tr (ms)	$\delta i$ (mm)	$\delta l$ (mm)	tecl(ms)	$\delta r$ (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	3	23.00	23.998	1.91	1.6273	1.56	49.92	25.47	2.31	20.93	1043	772	1019
5.20	3	23.00	23.998	1.91	1.4621	1.40	49.92	24.14	2.07	19.84	1043	772	997
5.22	3	23.00	23.998	1.91	1.7546	1.68	49.92	26.44	2.49	21.73	1043	772	998
5.24	3	23.00	23.998	1.91	1.6582	1.59	49.92	25.71	2.35	21.12	1043	772	1020

Expérience N°11 : Couple Air/Air

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>a</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	U <sub>s</sub> (m/s)	U <sub>2</sub> (m/s)	U <sub>2r</sub> (m/s)
5.15	3	23.00	23.998	2.75	2.0606	1.97	49.92	28.66	2.92	23.55	1043	772	1020
5.20	3	23.00	23.998	2.75	1.6915	1.62	49.92	25.56	2.40	21.33	1043	772	975
5.22	3	23.00	23.998	2.75	2.3009	2.20	49.92	30.28	3.26	24.88	1043	772	998
5.24	3	23.00	23.998	2.75	2.1302	2.04	49.92	29.14	3.02	23.94	1043	772	998

Expérience N°12 : Couple Air/Air

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>a</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	U <sub>s</sub> (m/s)	U <sub>2</sub> (m/s)	U <sub>2r</sub> (m/s)
5.15	4	17.25	23.998	0.83	0.8045	0.58	63.63	24.83	1.01	18.76	1391	1085	1386
5.20	4	17.25	23.998	0.83	0.7083	0.56	63.63	24.50	0.99	18.56	1391	1085	1390
5.22	4	17.25	23.998	0.83	0.8197	0.59	63.63	25.07	1.03	18.93	1391	1085	1390
5.24	4	17.25	23.998	0.83	0.8071	0.58	63.63	24.87	1.01	18.78	1391	1085	1390

Expérience N°12 : Couple Air/Air

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>a</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	U <sub>s</sub> (m/s)	U <sub>2</sub> (m/s)	U <sub>2r</sub> (m/s)
5.15	4	17.25	23.998	1.26	1.1438	0.82	63.63	29.61	1.44	22.36	1391	1085	1372
5.20	4	17.25	23.998	1.26	1.0730	0.77	63.63	28.68	1.35	21.66	1391	1085	1390
5.22	4	17.25	23.998	1.26	1.1967	0.86	63.63	30.26	1.50	22.87	1391	1085	1360
5.24	4	17.25	23.998	1.26	1.1551	0.83	63.63	29.75	1.45	22.47	1391	1085	1360



Expérience N°13 : Couple Air/Air

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	4	17.25	23.998	1.65	1.3964	1.00	44.99	23.14	1.76	17.47	1391	1085	1366
5.20	4	17.25	23.998	1.65	1.3964	0.89	44.99	23.14	1.57	16.52	1391	1085	1330
5.22	4	17.25	23.998	1.65	1.3964	1.07	44.99	23.14	1.88	18.06	1391	1085	1360
5.24	4	17.25	23.998	1.65	1.3964	1.02	44.99	23.14	1.79	17.60	1391	1085	1360

Expérience N°13 : Couple Air/Air

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	4	17.25	23.998	2.53	1.8290	1.31	44.99	26.47	2.30	19.99	1391	1085	1360
5.20	4	17.25	23.998	2.53	1.4629	1.05	44.99	23.68	1.84	17.88	1391	1085	1330
5.22	4	17.25	23.998	2.53	1.0208	1.45	44.99	27.83	2.54	21.02	1391	1085	1360
5.24	4	17.25	23.998	2.53	1.8876	1.36	44.99	26.89	2.38	20.31	1391	1085	1330

Expérience N°14 : Couple Air/Air

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	4	17.25	23.998	2.48	1.8083	1.29	36.73	21.49	2.28	16.23	1391	1085	1342
5.20	4	17.25	23.998	2.48	1.4554	1.04	36.73	19.28	1.83	14.56	1391	1085	1330
5.22	4	17.25	23.998	2.48	1.9949	1.43	36.73	22.57	2.51	17.05	1391	1085	1360
5.24	4	17.25	23.998	2.48	1.8647	1.34	36.73	21.82	2.35	16.48	1391	1085	1360

Expérience N°14 : Couple Air/Air

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	le (m)	lr (m)	tr (ms)	δl (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	4	17.25	23.998	3.8	2.2533	1.62	36.73	23.99	2.84	18.12	1391	1085	1300
5.20	4	17.15	23.998	3.8	1.5526	1.12	36.73	19.28	1.95	15.04	1391	1085	1300
5.22	4	17.25	23.998	3.8	2.5634	1.84	36.73	22.57	3.23	19.23	1391	1085	1300
5.24	4	17.25	23.998	3.8	2.3661	1.70	36.73	21.82	2.98	18.57	1391	1085	1330

Expérience N°15 : Couple Azote/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	le (m)	lr (m)	tr (ms)	δl (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	2	33.93	23.998	2.93	2.4505	3.46	61.61	32.10	5.89	24.61	707	441	682
5.20	2	33.93	23.998	2.93	2.1737	3.07	61.61	30.24	5.23	23.18	707	441	676
5.22	2	33.93	23.998	2.93	2.7462	3.88	61.61	33.98	6.60	26.05	707	441	691
5.24	2	33.93	23.998	2.93	2.5241	3.56	61.61	32.50	6.07	24.97	707	441	676

Expérience N°15 : Couple Azote/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	le (m)	lr (m)	tr (ms)	δl (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	2	33.93	23.998	2.99	2.4846	3.51	61.61	32.32	5.98	24.78	707	441	676
5.20	2	33.93	23.998	2.99	2.1941	3.10	61.61	30.38	5.28	23.28	707	441	676
5.22	2	33.93	23.998	2.99	2.7927	3.94	61.61	34.27	6.71	26.27	707	441	707
5.24	2	33.93	23.998	2.99	2.5619	3.62	61.61	32.82	6.16	25.16	707	441	676

## Expérience N°16 : Couple Azote/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	3	22.62	23.998	2.25	1.8187	1.71	47.90	25.84	2.54	21.23	1061	785	1024
5.20	3	22.62	23.998	2.25	1.5754	1.48	47.90	24.04	2.20	19.76	1061	785	1014
5.22	3	22.62	23.998	2.25	1.9921	1.87	47.90	27.04	2.78	22.22	1061	785	1037
5.24	3	22.62	23.998	2.25	1.8643	1.76	47.90	26.16	2.60	21.49	1061	785	1037

## Expérience N°16 : Couple Azote/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	3	22.62	23.998	2.75	2.0606	1.94	47.90	27.50	2.87	22.59	1061	785	1037
5.20	3	22.62	23.998	2.75	1.6914	1.59	47.90	24.91	2.36	20.47	1061	785	1014
5.22	3	22.62	23.998	2.75	2.3009	2.16	47.90	29.06	3.21	23.87	1061	785	1014
5.24	3	22.62	23.998	2.75	2.1302	2.01	47.90	27.96	2.97	22.97	1061	785	1014

## Expérience N°17 : Couple Azote/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	4	16.97	23.999	1.95	1.5621	1.10	43.15	23.47	1.936	17.72	1414	1103	1386
5.20	4	16.97	23.999	1.95	1.3446	0.95	43.15	21.77	1.660	16.44	1414	1103	1367
5.22	4	16.97	23.999	1.95	1.6911	1.19	43.15	24.42	2.100	18.44	1414	1103	1390
5.24	4	16.97	23.999	1.95	1.5968	1.13	43.15	23.72	1.980	17.92	1414	1103	1390

Expérience N°17 : Couple Azote/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>∞</sub> (m)	lr (m)	rr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	4	16.97	23.999	2.53	1.8291	1.29	43.15	25.39	2.26	19.17	1414	1103	1367
5.20	4	16.97	23.999	2.53	1.4630	1.03	43.15	22.71	1.81	17.15	1414	1103	1343
5.22	4	16.97	23.999	2.53	2.0209	1.43	43.15	26.69	2.50	20.16	1414	1103	1367
5.24	4	16.97	23.999	2.53	1.8876	1.33	43.15	25.79	2.34	19.48	1414	1103	1367

Expérience N°18 : Couple Azote/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>∞</sub> (m)	lr (m)	rr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	4	12.72	17.999	1.95	1.3930	0.98	37.37	22.16	1.73	16.74	1414	1103	1369
5.20	4	12.72	17.999	1.95	1.1045	0.78	37.37	19.73	1.37	14.90	1414	1103	1360
5.22	4	12.72	17.999	1.95	1.5423	1.09	37.37	23.32	1.91	17.61	1414	1103	1388
5.24	4	12.72	17.999	1.95	1.4392	1.01	37.37	22.52	1.78	17.01	1414	1103	1360

Expérience N°18 : Couple Azote/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>∞</sub> (m)	lr (m)	rr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	4	12.72	17.999	2.53	1.5969	1.12	37.37	23.72	1.98	17.92	1414	1103	1360
5.20	4	12.72	17.999	2.53	1.1544	0.82	37.37	20.17	1.43	15.23	1414	1103	1334
5.22	4	12.72	17.999	2.53	1.8019	1.27	37.37	25.20	2.23	19.03	1414	1103	1360
5.24	4	12.72	17.999	2.53	1.6680	1.17	37.37	24.25	2.06	18.32	1414	1103	1334

Expérience N°19 : Couple Hydrogène/Hydrogène

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	2	5.374	3.648	2.65	0.9001	1.394	27.63	20.39	2.04	17.59	646	363	523
5.20	2	5.374	3.648	2.65	0.3887	0.600	27.63	13.98	0.88	11.56	646	363	554
5.22	2	5.374	3.648	2.65	1.3224	2.040	27.63	25.78	2.99	21.32	646	363	503
5.24	2	5.374	3.648	2.65	1.0790	1.670	27.63	23.29	2.44	19.26	646	363	515

Expérience N°19 : Couple Hydrogène/Hydrogène

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	2	5.374	3.648	2.99	0.9320	1.44	27.63	21.65	2.11	17.90	646	363	516
5.20	2	5.374	3.648	2.99	0.3724	0.57	27.63	13.68	0.84	11.31	646	363	541
5.22	2	5.374	3.648	2.99	1.3861	2.14	27.63	26.40	3.14	21.83	646	363	490
5.24	2	5.374	3.648	2.99	1.1305	1.75	27.63	23.84	2.56	19.71	646	363	516

Expérience N°20 : Couple Hydrogène/Hydrogène

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	3	6.148	5.952	1.00	0.7071	0.73	36.07	21.53	1.40	15.54	968	645	909
5.20	3	6.148	5.952	1.00	0.5565	0.57	36.07	19.70	1.10	13.78	968	645	889
5.22	3	6.148	5.952	1.00	0.8282	0.85	36.07	23.30	1.64	16.82	968	645	928
5.24	3	6.148	5.952	1.00	0.7433	0.76	36.07	22.07	1.47	15.94	968	645	928

Expérience N°20 : Couple Hydrogène/Hydrogène

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	3	6.148	5.952	2.75	1.0947	1.13	36.07	26.79	2.17	19.34	968	645	850
5.20	3	6.148	5.952	2.75	0.5437	0.56	36.07	18.88	1.07	13.63	968	645	869
5.22	3	6.148	5.952	2.75	1.4231	1.47	36.07	30.55	2.82	22.05	968	645	830
5.24	3	6.148	5.952	2.75	1.2352	1.27	36.07	28.46	2.45	20.54	968	645	850

Expérience N°21 : Couple Hydrogène/Argon

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	4	6.99	9.034	1.51	1.0145	0.785	36.28	22.31	1.02	19.57	1291	908	1234
5.20	4	6.99	9.034	1.51	0.7688	0.590	36.28	19.42	0.77	17.04	1291	908	1177
5.22	4	6.99	9.034	1.51	1.1812	0.910	36.28	24.07	1.18	21.12	1291	908	1206
5.24	4	6.99	9.034	1.51	1.0675	0.820	36.28	22.88	1.07	20.07	1291	908	1206

Expérience N°21 : Couple Hydrogène/Argon

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	4	6.99	9.034	2.53	1.2861	0.99	36.28	25.12	1.29	22.04	1291	908	1178
5.20	4	6.99	9.034	2.53	0.7641	0.60	36.28	19.61	0.79	17.20	1291	908	1178
5.22	4	6.99	9.034	2.53	1.5720	1.21	36.28	27.77	1.58	24.36	1291	908	1178
5.24	4	6.99	9.034	2.53	1.3967	1.08	36.28	26.18	1.40	22.96	1291	908	1178

Expérience N°22 : Couple Hydrogène/Argon

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>∞</sub> (m)	lr (m)	rr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	5	7.94	12.806	1.29	1.0430	0.646	42.74	23.05	0.89	19.64	1614	1162	1567
5.20	5	7.94	12.806	1.29	0.9039	0.560	42.74	21.46	0.77	18.28	1614	1162	1541
5.22	5	7.94	12.806	1.29	1.1501	0.710	42.74	24.20	0.98	20.62	1614	1162	1577
5.24	5	7.94	12.806	1.29	1.0712	0.660	42.74	23.36	0.91	19.90	1614	1162	1577

Expérience N°22 : Couple Hydrogène/Argon

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>∞</sub> (m)	lr (m)	rr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	5	7.94	12.806	2.33	1.4585	0.90	42.74	27.26	1.24	23.22	1614	1162	1517
5.20	5	7.94	12.806	2.33	1.0477	0.65	42.74	23.10	0.89	19.68	1614	1162	1493
5.22	5	7.94	12.806	2.33	1.7058	1.05	42.74	29.48	1.45	25.11	1614	1162	1517
5.24	5	7.94	12.806	2.33	1.5425	0.95	42.74	28.03	1.32	23.88	1614	1162	1517

Expérience N°23 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>∞</sub> (m)	lr (m)	rr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	2	5.57	3.943	2.93	0.9113	1.28	24.97	19.57	2.19	15.00	707	441	598
5.20	2	5.57	3.943	2.93	0.3634	0.51	24.97	12.36	0.87	9.47	707	441	616
5.22	2	5.57	3.943	2.93	1.2699	1.79	24.97	23.11	3.05	17.71	707	441	562
5.24	2	5.57	3.943	2.93	1.0755	1.52	24.97	21.26	2.58	16.30	707	441	598

Expérience N°23 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>w</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δl (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	2	5.57	3.943	2.99	0.9165	1.29	24.97	19.63	2.20	15.05	707	441	580
5.20	2	5.57	3.943	2.99	0.3606	0.51	24.97	12.31	0.96	9.44	707	441	616
5.22	2	5.57	3.943	2.99	1.2791	1.81	24.97	23.19	3.07	17.77	707	441	562
5.24	2	5.57	3.943	2.99	1.0834	1.53	24.97	21.34	2.60	16.36	707	441	580

Expérience N°24 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>w</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δl (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	3	6.58	6.981	2.25	0.9651	0.91	25.83	18.82	1.35	15.46	1061	785	955
5.20	3	6.58	6.981	2.25	0.5110	0.48	25.83	13.69	11.25	11.25	1061	785	972
5.22	3	6.58	6.981	2.25	1.1707	1.10	25.83	20.72	17.02	17.02	1061	785	955
5.24	3	6.58	6.981	2.25	1.0538	0.99	25.83	19.66	16.16	16.16	1061	785	955

Expérience N°24 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>w</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δl (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	3	6.58	6.981	2.75	1.0318	0.97	25.83	19.46	1.44	15.98	1061	785	955
5.20	3	6.58	6.981	2.75	0.4868	0.46	25.83	13.36	0.68	10.98	1061	785	955
5.22	3	6.58	6.981	2.75	1.2674	1.19	25.83	21.56	1.76	17.72	1061	785	955
5.24	3	6.58	6.981	2.75	1.1395	1.07	25.83	20.45	1.59	16.80	1061	785	938



Expérience N°25 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>o</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	3	6.58	6.981	1.12	0.7200	1.71	36.53	22.98	1.005	18.88	1061	785	1008
5.20	3	6.58	6.981	1.12	0.5279	0.49	36.53	19.68	0.73	16.17	1061	785	981
5.22	3	6.58	6.981	1.12	0.8288	0.78	36.53	24.66	1.16	20.26	1061	785	1008
5.24	3	6.58	6.981	1.12	0.7565	0.71	36.53	23.56	1.05	19.36	1061	785	1008

Expérience N°25 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>o</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	3	6.58	6.981	1.37	0.7923	0.74	36.53	24.12	1.10	19.81	1061	785	981
5.20	3	6.58	6.981	1.37	0.5354	0.50	36.53	19.82	0.75	16.28	1061	785	981
5.22	3	6.58	6.981	1.37	0.9273	0.87	36.53	26.09	1.29	21.43	1061	785	1008
5.24	3	6.58	6.981	1.37	0.8414	0.79	36.53	24.85	1.17	20.42	1061	785	981

Expérience N°26 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>o</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	5	9.07	16.048	1.66	1.1635	0.66	34.16	20.49	1.26	14.80	1768	1412	1729
5.20	5	9.07	16.048	1.66	0.9098	0.51	34.16	18.12	0.98	13.09	1768	1412	1729
5.22	5	9.07	16.048	1.66	1.2808	0.72	34.16	21.50	1.38	15.53	1768	1412	1729
5.24	5	9.07	16.048	1.66	1.2007	0.68	34.16	20.82	1.30	15.04	1768	1412	1729

Expérience N°26 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>∞</sub> (m)	lr (m)	rr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	5	9.07	16.048	2.33	1.3800	0.76	34.16	22.32	1.49	16.12	1768	1412	1690
5.20	5	9.07	16.048	2.33	0.9500	0.53	34.16	18.52	1.03	13.38	1768	1412	1652
5.22	5	9.07	16.048	2.33	1.5525	0.87	34.16	23.67	1.68	17.10	1768	1412	1690
5.24	5	9.07	16.048	2.33	1.4433	0.81	34.16	22.83	1.56	16.49	1768	1412	1690

Expérience N°27 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>∞</sub> (m)	lr (m)	rr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	5	9.07	16.048	0.83	0.7408	0.42	48.30	23.13	0.80	16.71	1768	1412	1748
5.20	5	9.07	16.048	0.83	0.6871	0.38	48.30	22.27	0.74	16.09	1768	1412	1737
5.22	5	9.07	16.048	0.83	0.7763	0.44	48.30	23.68	0.84	17.10	1768	1412	1760
5.24	5	9.07	16.048	0.83	0.7487	0.42	48.30	23.25	0.81	16.79	1768	1412	1744

Expérience N°27 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>∞</sub> (m)	lr (m)	rr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	5	9.07	16.048	1.16	0.9384	0.53	48.30	26.03	1.01	18.80	1768	1412	1729
5.20	5	9.07	16.048	1.16	0.8134	0.46	48.30	24.23	0.88	17.50	1768	1412	1722
5.22	5	9.07	16.048	1.16	1.0072	0.57	48.30	26.97	1.09	19.48	1768	1412	1737
5.24	5	9.07	16.048	1.16	0.9567	0.54	48.30	26.28	1.04	18.98	1768	1412	1737

Expérience N°28 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l* (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	5	7.09	12.551	1.66	1.0328	0.58	30.20	19.31	1.12	13.95	1768	1412	1697
5.20	5	7.09	12.551	1.66	1.0328	0.42	30.20	19.31	0.80	11.79	1768	1412	1679
5.22	5	7.09	12.551	1.66	1.0328	0.65	30.20	19.31	1.25	14.75	1768	1412	1697
5.24	5	7.09	12.551	1.66	1.0328	0.60	30.20	19.31	1.16	14.24	1768	1412	1697

Expérience N°28 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l* (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	5	7.09	12.551	2.33	1.2004	0.68	30.20	20.82	1.30	15.04	1768	1412	1670
5.20	5	7.09	12.551	2.33	0.7399	0.42	30.20	16.34	0.80	11.80	1768	1412	1652
5.22	5	7.09	12.551	2.33	1.3698	0.77	30.20	22.24	1.48	16.06	1768	1412	1670
5.24	5	7.09	12.551	2.33	1.2686	0.71	30.20	21.40	1.37	15.46	1768	1412	1670

Expérience N°29 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l* (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	5	5.96	10.538	1.66	0.9401	0.53	27.68	18.42	1.02	13.31	1768	1412	1693
5.20	5	5.96	10.538	1.66	0.6250	0.35	27.68	15.02	0.67	10.85	1768	1412	1663
5.22	5	5.96	10.538	1.66	1.0628	0.60	27.68	19.59	1.15	14.15	1768	1412	1686
5.24	5	5.96	10.538	1.66	0.9867	0.56	27.68	18.87	1.07	13.63	1768	1412	1678

Expérience N°29 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	5	5.96	10.538	2.33	1.0787	0.61	27.68	19.74	1.17	14.25	1768	1412	1656
5.20	5	5.96	10.538	2.33	0.6090	0.34	27.68	14.83	0.66	10.71	1768	1412	1656
5.22	5	5.96	10.538	2.33	1.2426	0.70	27.68	21.18	1.34	15.30	1768	1412	1614
5.24	5	5.96	10.538	2.33	1.1486	0.65	27.68	20.36	1.24	14.71	1768	1412	1656

Expérience N°30 . Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	4	7.69	10.888	2.53	1.2003	0.84	20.57	20.57	1.48	15.53	1414	1103	1311
5.20	4	7.69	10.888	2.53	0.6916	0.48	20.57	15.61	0.86	11.79	1414	1103	1311
5.22	4	7.69	10.888	2.53	1.3985	0.98	20.57	22.20	1.73	16.76	1414	1103	1311
5.24	4	7.69	10.888	2.53	1.2831	0.90	20.57	21.26	1.59	16.06	1414	1103	1311

Expérience N°30 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	4	7.69	10.888	1.95	1.0801	0.76	20.57	19.51	1.34	14.74	1414	1103	1345
5.20	4	7.69	10.888	1.95	0.7055	0.49	20.57	15.77	0.87	11.90	1414	1103	1311
5.22	4	7.69	10.888	1.95	1.2387	0.87	20.57	20.89	1.53	15.78	1414	1103	1345
5.24	4	7.69	10.888	1.95	1.1406	0.80	20.57	20.05	1.41	15.14	1414	1103	1345

Expérience N°31 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	le (m)	lr (m)	Tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	4	7.69	10.884	0.98	0.7571	0.54	41.19	23.10	0.94	17.45	1414	1103	1356
5.20	4	7.69	10.884	0.98	0.6334	0.44	41.19	21.13	0.78	15.96	1414	1103	1345
5.22	4	7.69	10.884	0.98	0.6249	0.58	41.19	24.12	1.02	18.21	1414	1103	1345
5.24	4	7.69	10.884	0.98	0.7754	0.55	41.19	23.38	0.96	17.65	1414	1103	1345

Expérience N°31 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	le (m)	lr (m)	Tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	4	7.69	10.884	1.26	0.8738	0.61	41.19	24.82	1.08	18.74	1414	1103	1345
5.20	4	7.69	10.884	1.26	0.6779	0.48	41.19	21.86	0.84	16.51	1414	1103	1345
5.22	4	7.69	10.884	1.26	0.9723	0.68	41.19	26.18	1.20	19.77	1414	1103	1345
5.24	4	7.69	10.884	1.26	0.9052	0.64	41.19	25.26	1.12	19.08	1414	1103	1345

Expérience N°32 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	le (m)	lr (m)	Tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	4	3.85	5.443	1.95	0.6954	0.49	20.55	15.65	0.86	11.82	1414	1103	1317
5.20	4	3.85	5.443	1.95	0.3137	0.22	20.55	10.51	0.38	7.94	1414	1103	1288
5.22	4	3.85	5.443	1.95	0.8292	0.58	20.55	17.09	1.02	12.91	1414	1103	1288
5.24	4	3.85	5.443	1.95	0.7588	0.53	20.55	16.35	0.94	12.35	1414	1103	1288

Expérience N°32 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>w</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	4	3.85	5.443	2.53	0.7497	0.53	20.55	16.25	0.93	12.27	1414	1103	1317
5.20	4	3.85	5.443	2.53	0.2860	0.20	20.55	10.04	0.35	7.58	1414	1103	1317
5.22	4	3.85	5.443	2.53	0.9051	0.64	20.55	17.86	1.12	13.49	1414	1103	1252
5.24	4	3.85	5.443	2.53	0.8277	0.58	20.55	17.08	1.02	12.90	1414	1103	1252

Expérience N°33 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>w</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	4	3.85	5.443	1.95	0.6954	0.49	20.55	15.65	0.86	11.82	1414	1103	1317
5.20	4	3.85	5.443	1.95	0.3137	0.22	20.55	10.51	0.38	7.94	1414	1103	1288
5.22	4	3.85	5.443	1.95	0.8292	0.58	20.55	17.09	1.02	12.91	1414	1103	1288
5.24	4	3.85	5.443	1.95	0.7588	0.53	20.55	16.35	0.94	12.25	1414	1103	1288

Expérience N°33 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>w</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	4	3.85	5.443	2.53	0.7497	0.53	20.55	16.25	0.93	12.27	1414	1103	1317
5.20	4	3.85	5.443	2.53	0.2860	0.20	20.55	10.04	0.35	7.58	1414	1103	1317
5.22	4	3.85	5.443	2.53	0.9051	0.64	20.55	17.86	1.12	13.49	1414	1103	1252
5.24	4	3.85	5.443	2.53	0.8277	0.58	20.55	17.08	1.02	12.90	1414	1103	1252

Expérience N°34 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	4	11.59	16.408	1.95	1.3358	0.94	35.68	21.70	1.65	16.38	1414	1103	1377
5.20	4	11.59	16.408	1.95	1.027	0.72	35.68	19.02	1.27	14.36	1414	1103	1341
5.22	4	11.59	16.408	1.95	1.4893	1.05	35.68	22.91	1.84	17.30	1414	1103	1341
5.24	4	11.59	16.408	1.95	1.3053	0.97	35.68	22.09	1.71	16.68	1414	1103	1356

Expérience N°34 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	4	11.59	16.408	2.53	1.5217	1.07	35.68	23.16	1.88	17.49	1414	1103	1327
5.20	4	11.59	16.408	2.53	1.6001	0.75	35.68	19.33	1.31	14.59	1414	1103	1327
5.22	4	11.59	16.408	2.53	1.7290	1.22	35.68	24.68	2.14	18.64	1414	1103	1356
5.24	4	11.59	16.408	2.53	1.5960	1.12	35.68	23.72	1.98	17.91	1414	1103	1327

Expérience N°35 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>e</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.16	4	7.73	10.937	10.5	2.0416	1.44	99.88	87.56	--	--	1414	1103	1192
5.21	4	7.73	10.937	10.5	2.4198	1.71	99.88	100.31	--	--	1414	1103	1170
5.23	4	7.73	10.937	10.5	2.0339	1.43	99.88	87.30	--	--	1414	1103	1200
5.25	4	7.73	10.937	10.5	2.5203	1.78	99.88	103.63	--	--	1414	1103	1139

EXPERIENCES N°36 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>w</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.16	4	7.73	10.937	10.5	2.0416	1.44	99.88	87.56	--	--	1414	1103	1192
5.21	4	7.73	10.937	10.5	2.4198	1.71	99.88	100.31	--	--	1414	1103	1170
5.23	4	7.73	10.937	10.5	2.0339	1.43	99.88	87.30	--	--	1414	1103	1200
5.25	4	7.73	10.937	10.5	2.5203	1.78	99.88	103.63	--	--	1414	1103	1139

Expérience N°37 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>w</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.16	4	7.73	10.937	20.7	2.2020	1.55	58.11	54.12	--	--	1414	1103	1155
5.21	4	7.73	10.937	20.7	2.6860	1.89	58.11	63.34	--	--	1414	1103	1108
5.23	4	7.73	10.937	20.7	2.1847	1.54	58.11	53.78	--	--	1414	1103	1169
5.25	4	7.73	10.937	20.7	2.7567	1.95	58.11	64.77	--	--	1414	1103	1078

Expérience N°38 : Couple Hydrogène/Azote

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>w</sub> (m)	lr (m)	tr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.16	4	7.73	10.937	22.25	2.2159	1.56	54.86	51.33	--	--	1414	1103	1155
5.21	4	7.73	10.937	22.25	2.709	1.91	54.86	60.31	--	--	1414	1103	1153
5.23	4	7.73	10.937	22.25	2.1970	1.55	54.86	51.00	--	--	1414	1103	1153
5.25	4	7.73	10.937	22.25	2.7769	1.96	54.86	61.51	--	--	1414	1103	1099



Expérience N°39 : Couple Air/Air

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>o</sub> (m)	lr (m)	rr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.16	4	17.25	23.998	20.7	4.4099	3.17	110.8	96.00	--	--	1391	1085	1178
5.21	4	17.25	23.998	20.7	5.1990	3.73	110.8	109.42	--	--	1391	1085	1148
5.23	4	17.25	23.998	20.7	4.3961	3.16	110.8	95.68	--	--	1391	1085	1178
5.25	4	17.25	23.998	20.7	5.4243	3.90	110.8	113.27	--	--	1391	1085	1148

Expérience N°40 : Couple Air/Air

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>o</sub> (m)	lr (m)	rr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	2	34.5	23.998	5.3	3.4886	5.02	89.38	55.57	8.53	42.59	695	434	647
5.20	2	34.5	23.998	5.3	2.6032	3.74	89.38	48.00	6.37	36.79	695	434	635
5.22	2	34.5	23.998	5.3	4.2627	6.13	89.38	61.43	10.43	47.08	695	434	650
5.24	2	34.5	23.998	5.3	3.7298	6.36	89.38	57.46	9.10	44.05	695	434	650

Expérience N°40 : Couple Air/Air

Relation	Ms	tq(ms)	Xs (m)	l <sub>o</sub> (m)	lr (m)	rr (ms)	δi (mm)	δl (mm)	tecl(ms)	δr (mm)	Us (m/s)	U2(m/s)	U2r(m/s)
5.15	2	34.5	23.998	5.98	3.7040	5.32	89.38	57.26	9.06	43.89	695	434	635
5.20	2	34.5	23.998	5.98	2.6394	3.79	89.38	48.33	6.45	37.05	695	434	635
5.22	2	34.5	23.998	5.98	4.6004	6.61	89.38	63.82	11.25	48.91	695	434	650
5.24	2	34.5	23.998	5.98	3.996	5.74	89.38	59.47	9.77	45.59	695	434	650