

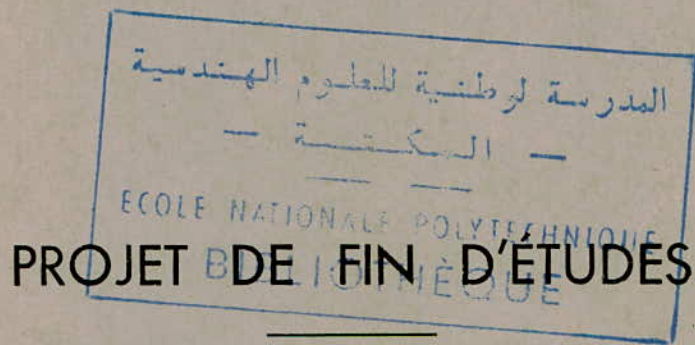
UNIVERSITÉ D'ALGER

1/76

ÉCOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE

1EX

DEPARTEMENT MECANIQUE



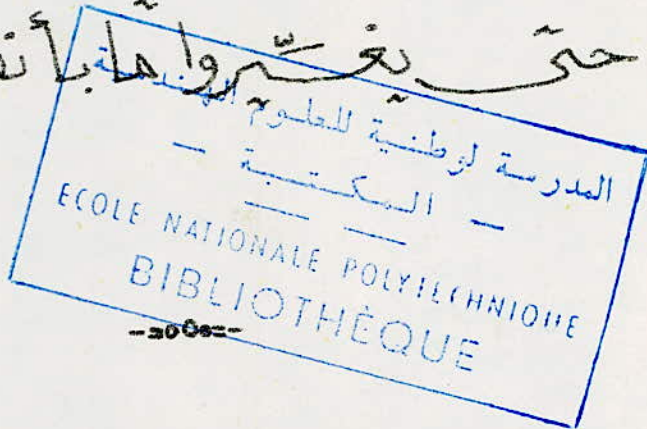
CHAMBRE DE COMBUSTION
A TROUS MIXTES

PROPOSE PAR
M. J.P. MULLER

ETUDIE PAR
M. BAHIL.

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

إِنَّ اللَّهَ لَا يَغَيِّرُ مَا بَقِيَ
حَتَّى يَغَيِّرُوا مَا بِأَنْفُسِهِمْ
صَدَقَ اللَّهُ الْعَظِيمَ



"DIEU NE CHANGE RIEN A L'ETAT D'UN PEUPLE AVANT QUE
CELUI-CI N'AIT ACCOMPLI SA PROPRE TRANSFORMATION." (1)

(Coran : XII, 12)

(1) "Autrement dit : toute véritable renaissance ne peut se faire qu'en changeant l'homme (prise de conscience et volonté de changement de chacun.)"

NOS REMERCIEMENTS A M. J. P. MULLER ET A TOUS LES PROFESSEURS
QUI ONT CONTRIBUE A NOTRE FORMATION , EN PARTICULIER M. MATTON

T A B L E D E M A T I E R E
-o-o-o-o-o-o-o-o-o-o-o-o-o-o-

- I - AVANT-PROPOS
- II- BUT
- III- GENERALITES SUR LA CHAMBRE DE COMBUSTION
- IV - CARACTERISTIQUES DES TUBES A FLAMME
 - A TROUS CIRCULAIRES
 - A TROUS MIXTES
- V - PLAN DE CALCUL
- VI - CHAMBRE A TROUS CIRCULAIRES
 - ESSAIS
 - DEPOUILLEMENT
 - TRACES DES COURBES $T_b = f(\theta)$
 - CARTES DE REPARTITION DES TEMPERATURES
 - COMMENTAIRES
- VII- CHAMBRE A TROUS MIXTES
 - ESSAIS
 - DEPOUILLEMENT
 - TRACES DES COURBES $T_b = f(\theta')$
 - CARTES DE REPARTITION DES TEMPERATURES
 - COMMENTAIRES
- VIII- PERTES DE CHARGES
 - METHODES DE CALCUL
 - C-C A TROUS CIRCULAIRES
 - C-C A TROUS MIXTES
- IX - CONCLUSION : ETUDE COMPARATIVE DES 2 CHAMBRES
- X - ANNEXE I : CALCUL THEORIQUE DES PERTES THERMIQUES
- XI - ANNEXE II : CALCUL THEORIQUE DU MACH DANS LA ZONE PRIMAIRE

A V A N T - P R O P O S

Depuis six ans au moins on commence à envisager de remplacer le carburéacteur classique existant dérivé du pétrole qui d'ailleurs se rarifie de plus en plus, par un hydrocarbure extrêmement abondant dans la nature : le méthane ou du moins le gaz naturel à forte proportion de méthane (les statistiques du 1^o janvier 1974 attribuent au G-N des réserves mondiales de 50.000 milliards de m³ . Ces dernières atteignent actuellement presque 69.000 milliards de m³).

Les hydrocarbures, pétrole et G-N pourvoient actuellement pour les 2/3 à l'approvisionnement en énergie du monde.

Admettons qu'un développement rapide de la fourniture d'énergie par voie nucléaire puisse se produire, il n'en reste pas moins vrai que les hydrocarbures devront fournir plus de 55% de l'accroissement de la demande en énergie jusqu'aux années 2000. D'autre part, le G-N s'avère bien un combustible non polluant répondant à la crise de la pollution atmosphérique dans le monde industriel qui a atteint des niveaux très élevés, nuisibles aussi bien pour la vie humaine que végétale.

C'est vers cet hydrocarbure que des recherches poussées sont orientées de nos jours en apportant des résultats concluants.

Sous forme gazeux, dans les conditions normales, le méthane ou G-N ne peut être envisagé dans le domaine aéronautique que sous sa forme cryogénique (- 162°C).

Son intérêt sous cette forme réside essentiellement :

- dans pouvoir calorifique plus élevé que les carburants utilisés
- dans sa capacité d'absorption de la chaleur beaucoup plus importante que celle du kérozène .
- son prix à bon marché.

B U T

Le remplacement dans les applications aéronautiques du kérozène par le G-N ne nécessiterait-il pas une nouvelle conception des chambres de combustion.?

Plusieurs essais déjà entrepris ont donné des résultats positifs et concluants en adoptant les chambres utilisant le kérozène, au G-N.

Le but de notre étude au G-N consiste à :

étudier une chambre de combustion tubulaire utilisant séparément 2 tubes de flammes l'un à trous circulaires et l'autre à trous mixtes et à en faire l'étude comparative, l'analyse des gaz de combustion étant l'un des moyens les plus déterminants.

LA CHAMBRE DE COMBUSTION

Partie vitale du turboréacteur, la chambre de combustion est le lieu de transformation de l'énergie chimique en énergie calorifique d'où découlent essentiellement la puissance nécessaire à l'entraînement du compresseur et la puissance propulsive.

On conçoit donc aisément l'importance que l'on doit attacher à l'étude des chambres de combustion.

D'une façon générale, il existe trois types de chambres de combustion:

- tubulaire
- annulaire
- mixte

Dans notre cas on a à étudier une chambre tubulaire à injection à pré-vaporisation.

En théorie, le calcul des températures atteintes lors de la combustion (G-N- air) et des valeurs de concentration des produits de combustion, est fait en supposant par hypothèse la combustion idéale autrement dit un foyer parfait où :

- la transformation est isobare (la combustion se fait à pression constante)
- l'écoulement est permanent (la combustion se propage continûment)
- la transformation est adiabatique (les pertes de chaleur sont nulles)
- les enthalpies sont calculées à la même température de référence (0°K)

Pour les raisons de cinétique et de résistance des matériaux, il est nécessaire de partager l'air pénétrant dans la chambre en fraction

- primaire : 13%
- secondaire } 15%
- tertiaire } 62% dilution
- muft 10%

Valeurs adoptées généralement par les constructeurs.

On rappelle que seul l'air primaire participe à la combustion proprement dite car si la combustion est rapportée à la totalité de l'air sortant du compresseur la température s'élèverait aux environs de 2000°C ce qui est excellent pour le rendement ; or la température à la sortie de la chambre ne doit guère dépasser 1370°K au grand max. pour éviter la destruction de la turbine à haute température: ceci pour une question de résistance des matériaux.

Aussi doit-on refroidir les gaz de combustion pour abaisser leur température à des valeurs admissibles; cela entraîne une perte de poussée inévitable. La température atteinte dans la chambre de combustion est d'ailleurs limitée par le phénomène de dissociation des produits de combustion en molécules plus simples et même en atomes avec forte absorption de chaleur. D'autre part il importe que l'écoulement à la sortie de la zone primaire soit assez homogène pour que la fonction de dilution puisse se réaliser correctement et assurer une bonne répartition de température à l'entrée de la turbine cette fonction de dilution est assurée par l'air secondaire et tertiaire 77%. Leur pénétration doit se faire de façon à ne pas entraver la combustion d'une part et obtenir un mélange à température bien répartie face à la turbine. L'air secondaire et tertiaire permettent la recirculation des gaz brûlés et la différence de vitesses entre ces

gaz recirculés et l'air entrant réalise le mélange par transferts turbulents assurant l'homogénéité de la température. La turbulence étant nécessaire pour que la réaction se fasse dans un temps minimum (quelques millisecondes). Pour ne pas gêner encore la combustion. L'air froid ne doit pas être introduit trop tôt sinon refroidissant les gaz en combustion, il augmente le temps nécessaire à celle-ci et les imbrûlés sortiraient alors de la chambre devenue trop courte. L'air du Muft permet quant à à lui d'assurer le refroidissement continu du tube à flamme (en plus de l'air de dilution)

Le tube à flamme représente la pièce maîtresse de la chambre de combustion. Il est constitué par une paroi continue percée d'orifice dont la forme, le nombre et l'emplacement tout autour du tube sont d'une importance capitale. On souligne que le nombre d'orifices (ou du moins leur section totale est limitée et déterminée par le débit d'air et par la résistance du tube. L'expérience, quant à elle détermine la meilleure forme et le meilleur emplacement de ces orifices.

L'état de combustion peut être défini, à partir de l'analyse des gaz de combustion et de la mesure des températures et des quantités d'air et de G-N utilisés dans la combustion.

Pour la détermination de ces quantités on a utilisé:

a/ Pour l'analyse des gaz, deux analyseurs à infra-rouge pour la détection et la mesure du CO_2 et du CO et un analyseur paramagnétique pour l' O_2 .

Leur utilisation nécessite un étalonnage précis. On fait remarquer que leur mise en marche doit être effectuée bien avant leur utilisation d'au moins deux heures.

L'étalonnage consiste en 3 opérations:

- un tarage à l'aide de l'azote (N_2) gaz neutre
- un étalonnage proprement dit à l'aide des gaz CO_2 , CO et O_2 de concentrations connues.
- un tracé des courbes d'étalonnage permettant la détermination directe des % de CO_2 , CO et O_2 dans les gaz de combustion.

La détermination du rendement de combustion devient particulièrement aisée en mesurant:

- le CO_2 réel : concentration de CO_2 existant réellement dans les gaz de combustion
- le CO_2 total : concentration de CO_2 qui devrait exister si la combustion était totale et parfaite.

Le CO_2 total est obtenu à partir d'une oxydation éventuelle des imbrûlés dans un four contenant de l'oxyde de cuivre, plus un catalyseur porté à une température d'environ 300°C . En négligeant les dissociations, ce qui est notre cas aux températures considérées qui ne dépassent guère 2000°C , le rendement de combustion est défini par l'expression

$$\eta_b = \frac{\text{CO}_2 \text{ réel}}{\text{CO}_2 \text{ total}}$$

b/ Les températures sont mesurées au moyen d'un thermo-couple en platine platine-rhodiée 10% ayant la possibilité de mesurer des T° élevées, placé sur une sonde en inox refroidie pouvant se mouvoir suivant les axes horizontal et vertical et assurant la prise des gaz de combustion.

L'analyse des gaz et la mesure des températures d'air à la sortie du compresseur en fonction des débits d'air et de G-N, permettent le tracé des différentes courbes de T° et de rendement en fonction de la richesse :

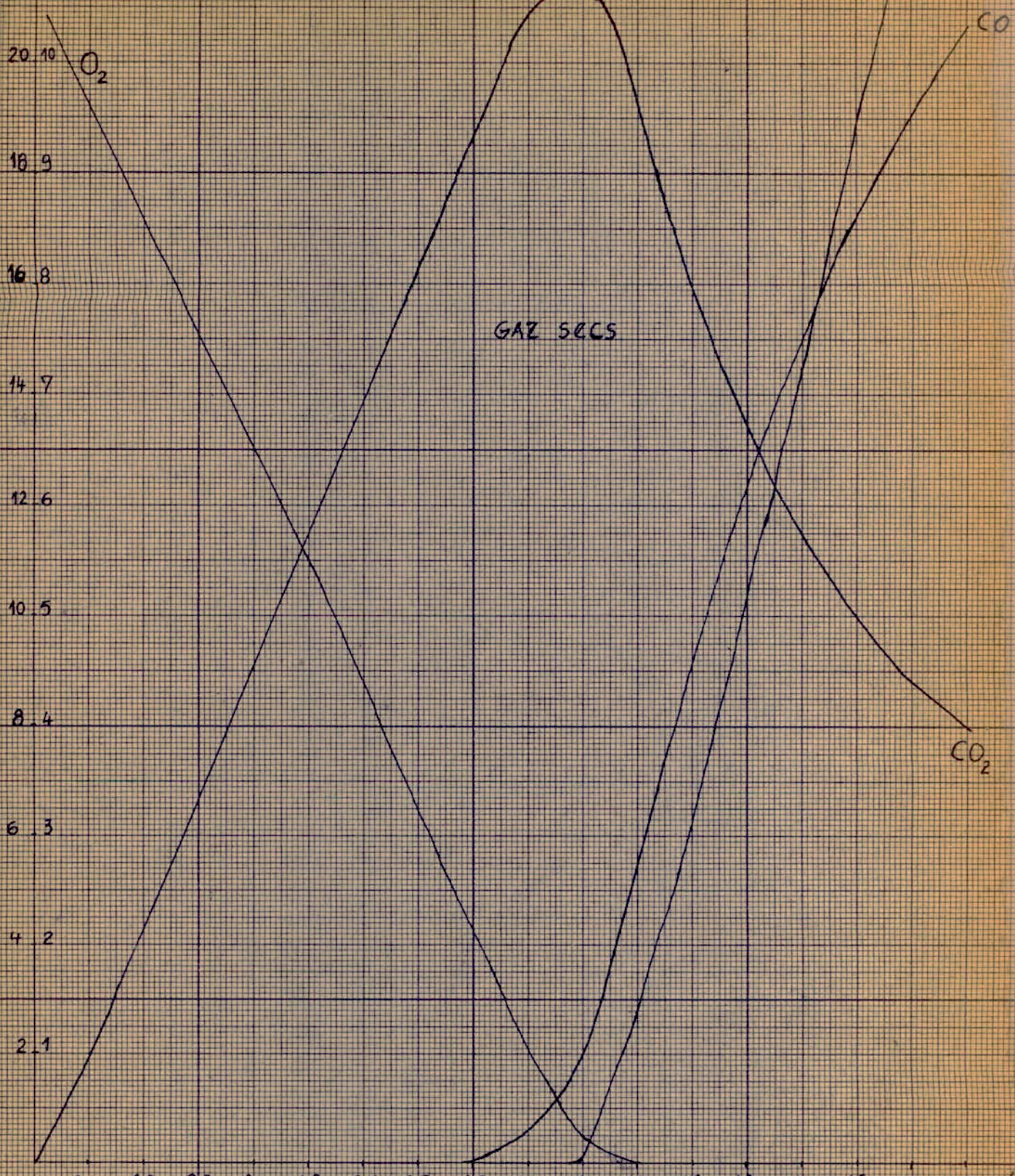
ϕ' : richesse locale déterminée à partir de la concentration du CO₂ dans les gaz de combustion et du diagramme

$$CO_2 = f(\phi')$$

T_b : température théorique obtenue à partir du diagramme Enthalpie-richesse.

Les résultats obtenus permettent non seulement de juger de l'évolution de la combustion mais aussi d'expliquer le processus de combustion Du G-N et d'effectuer une comparaison avec la théorie.

%
 O_2
 H_2
 CO_2
 CO



Variation des concentrations molaires des GAZ O_2 - CO_2 - CO et H_2
 Gaz de combustion de mélange GN-air
 $p_n = 298^\circ K$ $T_a = 323^\circ K$

PLAN DE CALCUL

Pour le dépouillement des résultats expérimentaux on a utilisé principalement les relations ci-dessous dont les détails de calcul ont été faits lors de travaux pratiques.

1°/ Masse volumique du gaz naturel (kg/m^3)

$$\rho_{\text{GN}} = P_{\text{GN}} / r T_{\text{GN}}$$

avec :

- P_{GN} = pression absolue du G-N en N/m^2
- r = constante du G-N = $440 \text{ J/kg} \cdot ^\circ\text{K}$
- T_{GN} = température du G-N en $^\circ\text{K}$

2°/ Masse volumique de l'air (kg/m^3)

$$\rho_{\text{air}} = \rho_0 \frac{T_0}{T_a} \frac{P_a}{P_0}$$

avec :

- ρ_0 = masse volumique de l'air aux conditions standards
= $1,293 \text{ kg/m}^3$
- T_0 = 273°K
- P_0 = pression atmosphérique standard = 760 mm Hg
- P_a = pression atmosphérique ambiante en mm Hg
- T_a = température ambiante en $^\circ\text{K}$

3°/ Débit du gaz naturel :

a-, préchauffe :

$$m_{\text{gn.cp}} = 1,398 \cdot 10^{-4} (\rho_{\text{eau}} \cdot \Delta H \cdot \rho_{\text{gz}})^{0,5}$$

avec :

- ρ_{eau} = masse volumique de l'eau en kg/m^3
- ΔH = variation de pression du G-N cp en $\text{mm H}_2\text{O}$

b- chambre de combustion :

$$m_{\text{gn.cc}} = 4,056 \cdot 10^{-4} (e_{\text{eau}} \cdot \Delta H \cdot e_{\text{gaz}})^{0,5}$$

avec : ΔH = variation de pression du G-N C.C en m H₂O

4°/ Débit d'air :

$$m_{\text{air}} = 0,08924 (e_{\text{air}} \cdot \Delta H \cdot e_{\text{eau}})^{0,5}$$

avec : ΔH = variation de pression de l'air due au venturi
en m H₂O

5°/ Richesse globale :

$$\phi_{\text{globale}} = \frac{C/A}{(C/A)_{\text{st}}}$$

C = débit masse du G-N en g/s

A = débit masse de l'air en g/s

$(C/A)_{\text{st}}$ = rapport de mélange stochiométrique = 0,065 pour le
gaz naturel

6°/ Richesse locale :

Elle est lue sur la courbe $a' \text{CO}_2 = f(\phi)$

7°/ Rendement de combustion :

$$\eta_b = \frac{a' \text{CO}_{2\text{réel}}}{a' \text{CO}_{2\text{total}}}$$

N.B/

L'indice prime (a') exprime : sans dissociation .

II HAMBRE DE II OMBUSTION

II

II ROUS

II ~~II~~ IXTES

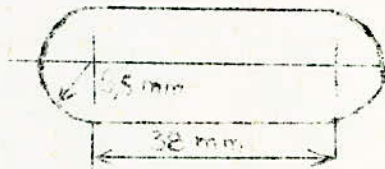
CARACTERISTIQUES DU TUBE DE FLAMME

A TROUS MIXTES

On a appelé ce tube de flamme "à trous mixtes" car il présente deux sortes de trous :

-trous circulaires de diamètre = 19 mm

-trous rectangulaires à bouts arrondis :



-Longueur totale :

$$L = 678 \text{ mm}$$

- Diamètre de sortie :

$$D = 180 \text{ mm}$$

Trous circulaires :

- 3 rangées de trous de diamètre = 19 mm

-8 trous par rangée

-Espace entre deux rangées consécutives = 19,5 mm

-La première rangée se trouve à 523 mm de la section de sortie

-La section totale des trous circulaires vaut :

$$S = 6801,24 \text{ mm}^2$$

-Trous à bouts arrondis :

-2 rangées

-8 trous par rangée

-Espace entre 2 rangées consécutives = 19 mm

-La première rangée se situe à 296 mm de la section de sortie

-La section totale des trous rectangulaires vaut :

$$S' = 12388 \text{ mm}^2$$

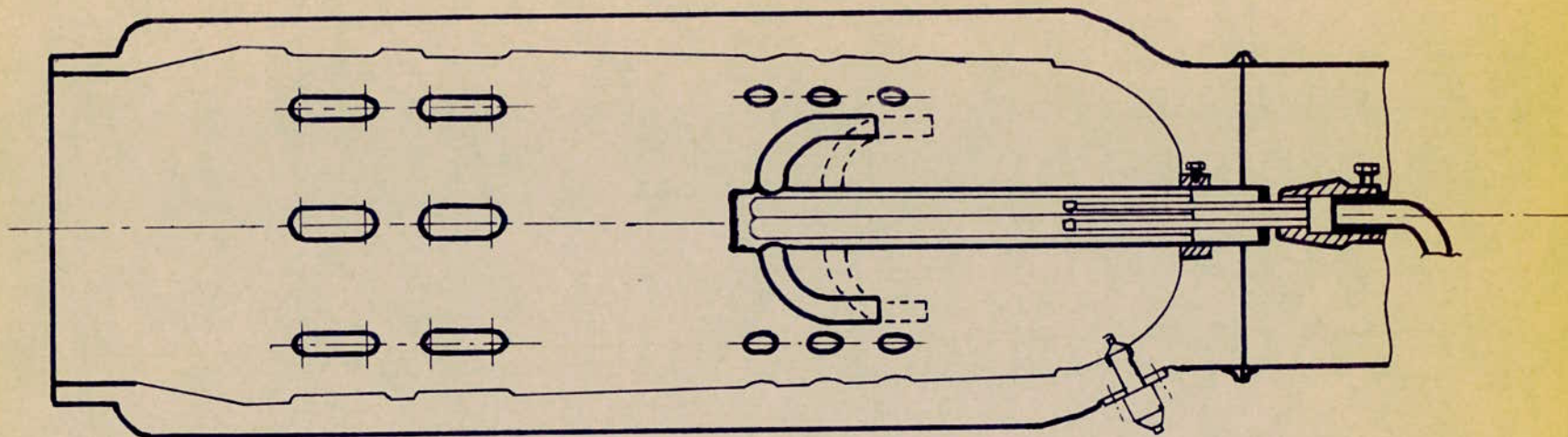
-La section totale des trous circulaires et rectangulaires est de :

$$S_t = S + S' = 19189,24 \text{ mm}^2$$

avec S' la section des trous rectangulaires :

$$S' = 12388 \text{ mm}^2$$

-La section approximative des fentes et des orifices constituant le primaire = 2070 mm^2



Echelle : 1/4	E-N-P-A
CHAMBRE DE COMBUSTION A TROUS MIXTES	23-2-76

B- CHAMBRE A TROUS MIXTES

Pour l'étude de cette chambre on a procédé comme pour la première à son exploration sur les mêmes sections :

- à la sortie (0 cm de profondeur)
- à 10 cm de profondeur
- à 20 cm de profondeur
- à 30 cm de profondeur
- à 35 cm de profondeur
- à 40 cm de profondeur
- à 42 cm de profondeur (juste en face de la rosace)
- sur une section coupant les bras de la rosace

En ce qui concerne les courbes $T_b = f(\vartheta')$, on a pratiquement le même phénomène que pour la première chambre au delà de 30 cm, les températures mesurées T_{bi} sont nettement inférieures aux T° théoriques données par la courbe $T_b = f(\vartheta')$. L'écart allant de 500 à 900°C ; à la sortie de la chambre cet écart est de 50°C.

L'écart entre la richesse locale et globale augmente avec la profondeur. A la sortie de la chambre, il est de l'ordre de 4% (sans l'utilisation de l'uniformiseur).

Degré d'uniformité de la T° en fonction de la profondeur :

Si on tolère comme pour la première chambre un écart de T° égal à 200°C sur chacune des sections on aura pour le même régime choisi

($\Delta H_{air} = 78 \text{ mm H}_2\text{O}$ et $\Delta H_{gncc} = 50 \text{ mm H}_2\text{O}$)

- section de sortie : 5/6 de la surface uniforme (420 - 620)
- à 10 cm de profondeur : 2/3 de la surface uniforme (410 - 610)
- à 20 cm de profondeur : 1/2 de la surface uniforme (1100 - 1300)
- à 30 cm de profondeur : 2/3 de la surface uniforme (1090 - 1290)
- à 35 cm de profondeur : 4/5 de la surface uniforme (1060 - 1260)
- à 40 cm de profondeur : 3/4 de la surface uniforme (940 - 1140)

- à 42 cm de profondeur : 2/3 de la section uniforme (940 - II40)
ON constate que la répartition des températures la plus uniforme se situe à la sortie de la chambre (5/6 de la surface), qu'elle est moyenne juste au milieu et assez uniforme à l'entrée (2/3 de la section). On rappelle que l'homogénéité de la température à l'entrée de la chambre est assez importante pour permettre à la fonction de dilution de s'exercer correctement.

La répartition des T° la plus homogène obtenue à la sortie de la chambre vient du fait d'une bonne distribution des airs secondaire et tertiaire à travers les orifices circulaires (secondaire) et rectangulaires (tertiaire). Ces derniers concentrent la flamme au centre de la section de sortie, c'est ce qui est remarqué sur les cartes de T° à la sortie.

Nous noterons ci-dessous la température maximum pour chaque section

- à la sortie de la chambre : $T_{\max} = 860^\circ\text{C}$
- à 10 cm de profondeur : $T_{\max} = 1070^\circ\text{C}$
- à 20 cm de profondeur : $T_{\max} = 1360^\circ\text{C}$
- à 30 cm de profondeur : $T_{\max} = 1290^\circ\text{C}$
- à 35 cm de profondeur : $T_{\max} = 1360^\circ\text{C}$
- à 40 cm de profondeur : $T_{\max} = 1300^\circ\text{C}$
- à 42 cm de profondeur : $T_{\max} = 1300^\circ\text{C}$

En résumé, nous dirons qu'en fin de combustion, la répartition des températures est assez homogène (5/6 de la surface) et que la chute engendrée tout le long de la chambre est de l'ordre de 460° (chute entre les T° moyennes au niveau de la rosace et la sortie).

La présence d'un uniformiseur à la sortie augmente l'homogénéité des températures et assure celle des gaz de combustion avec une chute de T° de l'ordre de 100° ; la température moyenne après l'uniformiseur est de 450°C environ.

Ci-dessous le tableau donnant le rendement de combustion moyen
 les températures maximum et moyenne en fonction de la profondeur:

Profondeur	Tmax °C	Tmoy °C	η moyen
section de sortie à 0 cm	860	548,1	0,985
section à 10 cm	1070	587	0,981
section à 20 cm	1360	907	0,966
section à 30 cm	1290	1115,5	0,908
section à 35 cm	1360	1091,1	0,791
section à 40 cm	1300	1135,7	0,711
section à 42 cm	1300	1007,5	-
section coupant les bras de la rosace	-	-	0,517

La dilution:

95% de la dilution sont assurés sur une longueur de la chambre de 30 cm : entre A et B , et ceci par les trous du tertiaire uniquement (trous rectangulaires). La fonction de dilution se termine juste à la sortie de la chambre. Les trous du secondaire (circulaires) n'assurent quant à eux que les 5 autres % .

Le même phénomène de chute de température au niveau de la rosace apparaît aussi pour cette chambre. Aussi on admettra les mêmes explications que pour la chambre à trous circulaires, voir fig $T_{\text{moy}} = f(l)$

Le rendement de combustion:

Le rendement moyen maximum est atteint juste à la sortie de la chambre ($\eta_b = 0,98$) . Il décroît d'une façon continue avec la profondeur. Il est de l'ordre de 0,5 au niveau de la rosace (même explication que pour la chambre à trous circulaires) .

95% de la combustion sont obtenus juste avant les trous de l'air tertiaire. L'air secondaire assure à lui seul une augmentation nette du rendement de combustion de 0,5 à 0,93 environ; sa fonction de dilution étant de 5% ($T_b = f(l)$) . On déduit donc que son rôle principal est la continuité de la combustion alors que le rôle essentiel de l'air tertiaire (trous rectangulaires) est la dilution des gaz chauds vu qu'il n'assure que 5% de la combustion (le rendement de combustion passant de 0,93 à 0,98) .

Remarques générales concernant la combustion/

La flamme de couleur bleue se situe à l'intérieur de la chambre, plus courte qu'une flamme de combustion au kérozène d'après des essais antérieurement réalisés.

L'allumage au G-N comprimé même sans préchauffe, est aisé (la bougie étant placée dans un point mort de la chambre où la vitesse des gaz est faible.)

On constate l'absence de fumée ainsi que le dépôt de carbone.

Date : 5 - 5 - 76

	CO ₂	CO 0,5%	CO 10%	O ₂
N ₂				
CO ₂ 6%	0,646mV			
CO 63%			7,1 MA	
CO 0,49%				
AIR				83,2

P _A = 756,3	mm Hg
T _A = 20,5	°C

- C-C SEULE SANS PRECHAUFFE

- SECTION DE SORTIE

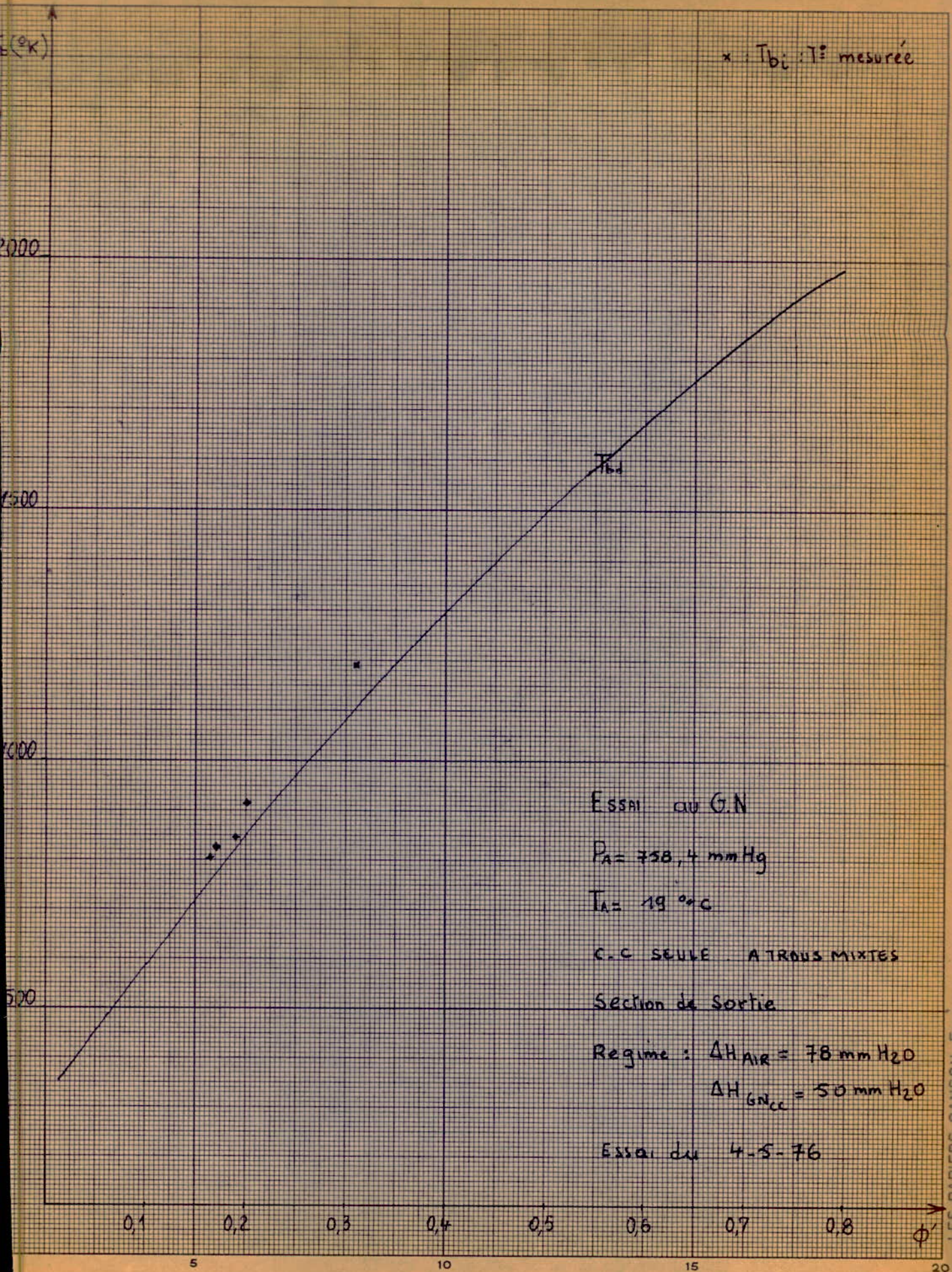
T _{GN.C.P.}	°C								
P _{GN.C.P.}	bar rel								
ΔH _{GN.C.P.}	mm H ₂ O								
T [°] air COMP	°C	47,5	50,5	51	51	51			
T [°] sonde	°C	920	550	570	530	640			
T [°] Sortie	°C	630	630	630	630	630			
T [°] GN.C.C.	°C	18	18	18,5	18	18			
P GN.C.C.	bar rel	9	9	9	9	9			
ΔH GN.C.C.	mm H ₂ O	50	50	50	50	50			
ΔH air Venturi	mm H ₂ O	78	78	78	78	78			
a' CO ₂ Total	mV	0,42	0,271	0,290	0,266	0,298			
a' CO ₂ reel	mV	0,418	0,270	0,286	0,263	0,294			
a' CO	mA	1,09	1,08	1,08	1,08	1,08			
a' O ₂		55	68,8	67	69,5	66			
T [°] Four	°C	510	510	510	510	510			



DEPOUILLEMENT

SECTION DE SORTIE

$P_{G.N.C.P}$	bar absolu								
$T_{G.N.C.P}$	$^{\circ}K$								
$\rho_{G.N.C.P}$	kg/m^3								
$\dot{m}_{G.N.C.P}$	g/s								
$P_{G.N.C.C.}$	bar absolu	10	10	10	10	10			
$T_{G.N.C.C.}$	$^{\circ}K$	291	291	290,5	290	290			
$\rho_{G.N.C.C.}$	kg/m^3	7,810	7,810	7,823	7,836	7,836			
$\dot{m}_{G.N.C.C.}$	g/s	8,015	8,015	8,021	8,028	8,028			
T_{air}	$^{\circ}K$	320,5	323	324	324	324			
ρ_{air}	kg/m^3	1,196	1,196	1,196	1,196	1,196			
\dot{m}_{air}	g/s	862	862	862	862	862			
T_{sonde}	$^{\circ}K$	1193	823	843	803	913			
T_{sortie}	$^{\circ}K$	903	903	903	903	903			
a'_{CO_2r}	%	3,494	1,868	2,043	1,791	2,131			
a'_{CO_2T}	%	3,516	1,879	2,085	1,824	2,175			
a_{CO}	%	0,094	0,083	0,083	0,083	0,104			
a'_{O_2}	%	13,75	17,2	16,75	17,375	16,50			
ϕ_g	$\frac{C/A}{\rho}$	0,143	0,143	0,143	0,143	0,143			
ϕ_l	$\frac{a'_{CO_2r}}{\rho(\phi)}$	0,31	0,17	0,19	0,169	0,20			
η_c	$\frac{a'_{CO_2r}}{a'_{CO_2T}}$	0,993	0,994	0,978	0,981	0,979			

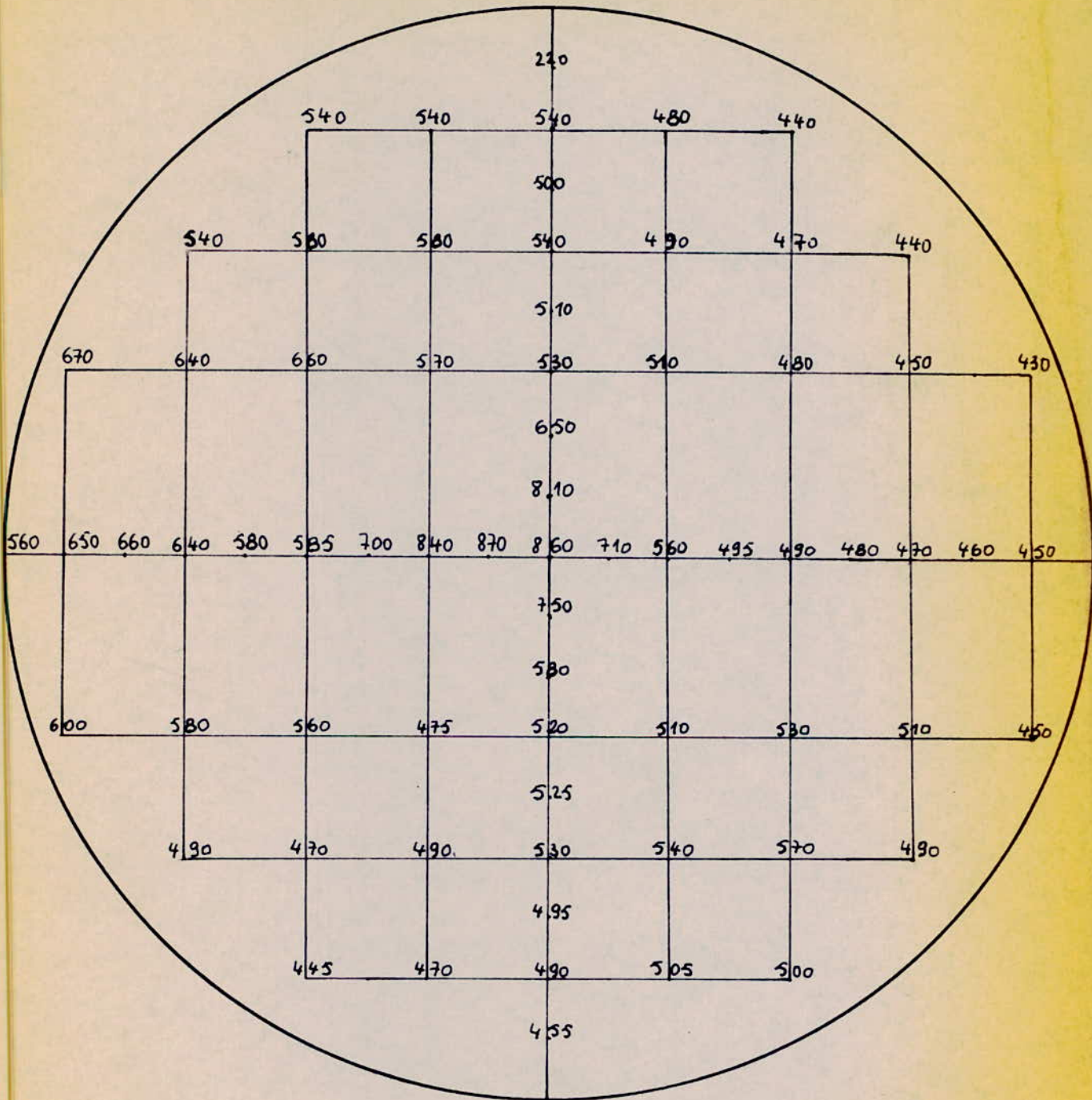


CHAMBRE DE COMBUSTION

A TROUS MIXTES

C.C seule

DATE : 4-5-76



Répartition des Températures (°C)

Section de sortie

Régime : $\Delta H_{AIR} = 78 \text{ mm H}_2\text{O}$ $P_A = 758,4 \text{ mm Hg}$

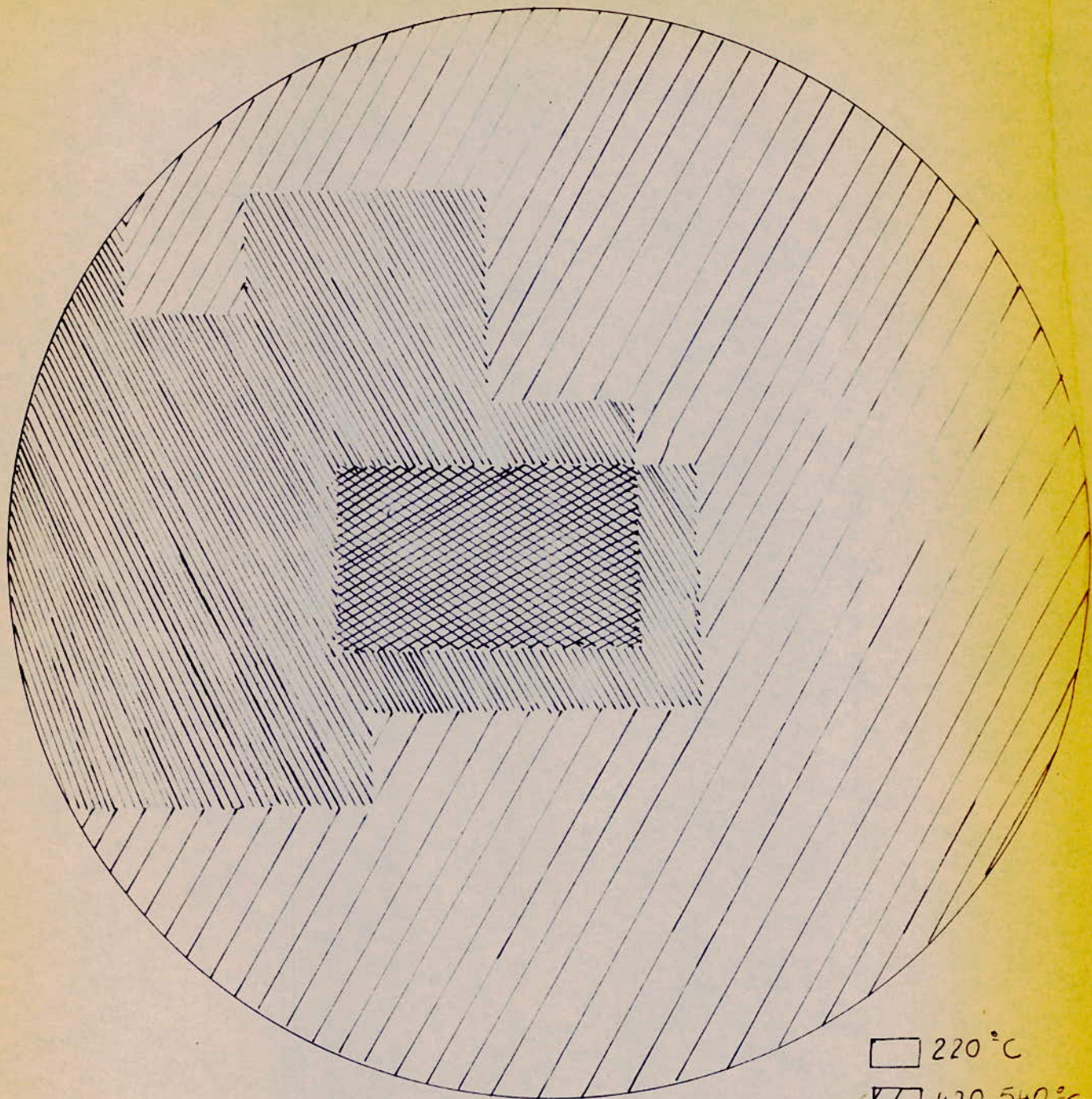
$\Delta H_{G.N} = 50 \text{ mm H}_2\text{O}$ $T_A = 19^\circ\text{C}$

CHAMBRE DE COMBUSTION

A TROUS MIXTES





c.c seule

DATE = 4-5-76



CARTE DE REPARTITION DES TEMPERATURES

Section de Sortie

-  220 °C
-  420-540 °C
-  540-660 °C
-  660-860 °C

Regime : $\Delta H_{Air} = 78 \text{ mm H}_2\text{O}$ $P_A = 758,4 \text{ mm Hg}$
 $\Delta H_{GN} = 50 \text{ mm H}_2\text{O}$ $T_A = 19^\circ\text{C}$

Date : 5 - 5 - 76

	CO ₂	CO 0,5%	CO 10%	O ₂
N ₂				
CO ₂ 6%	0,646 mV			
CO 6,37%			7,1 ma	
CO 0,497%				
AIR				83,2

P _A = 756,3 mm Hg
T _A = 20,5 °C

- C-C SEULE SANS PRECHAUFFE
- SECTION A 10 CM DE PROFONDEUR

T _{GN.C.P.}	°C							
P _{GN.C.P.}	bar rel							
ΔH _{GN.C.P.}	mm H ₂ O							
T [°] AIR COMP	°C	51	51	51	51	51		
T [°] SONDE	°C	1050	410	515	600	650		
T [°] Sortie	°C	630	630	630	630	630		
T [°] G.N.C.C.	°C	17	17	17	17	17		
P _{G.N.C.C.}	bar rel	9	9	9	9	9		
ΔH _{G.N.C.C.}	mm H ₂ O	50	50	50	50	50		
ΔH _{air Venturi}	mm H ₂ O	78	78	78	78	78		
d'CO ₂ Total	mV	0,62	0,183	0,209	0,200	0,262		
d'CO ₂ reel	mV	0,618	0,181	0,206	0,198	0,260		
d'CO	mA	1,14	1,09	1,1	1,2	1,12		
d'O ₂		34,8	77	75	76	70		
T [°] Four	°C	500	500	500	500	500		

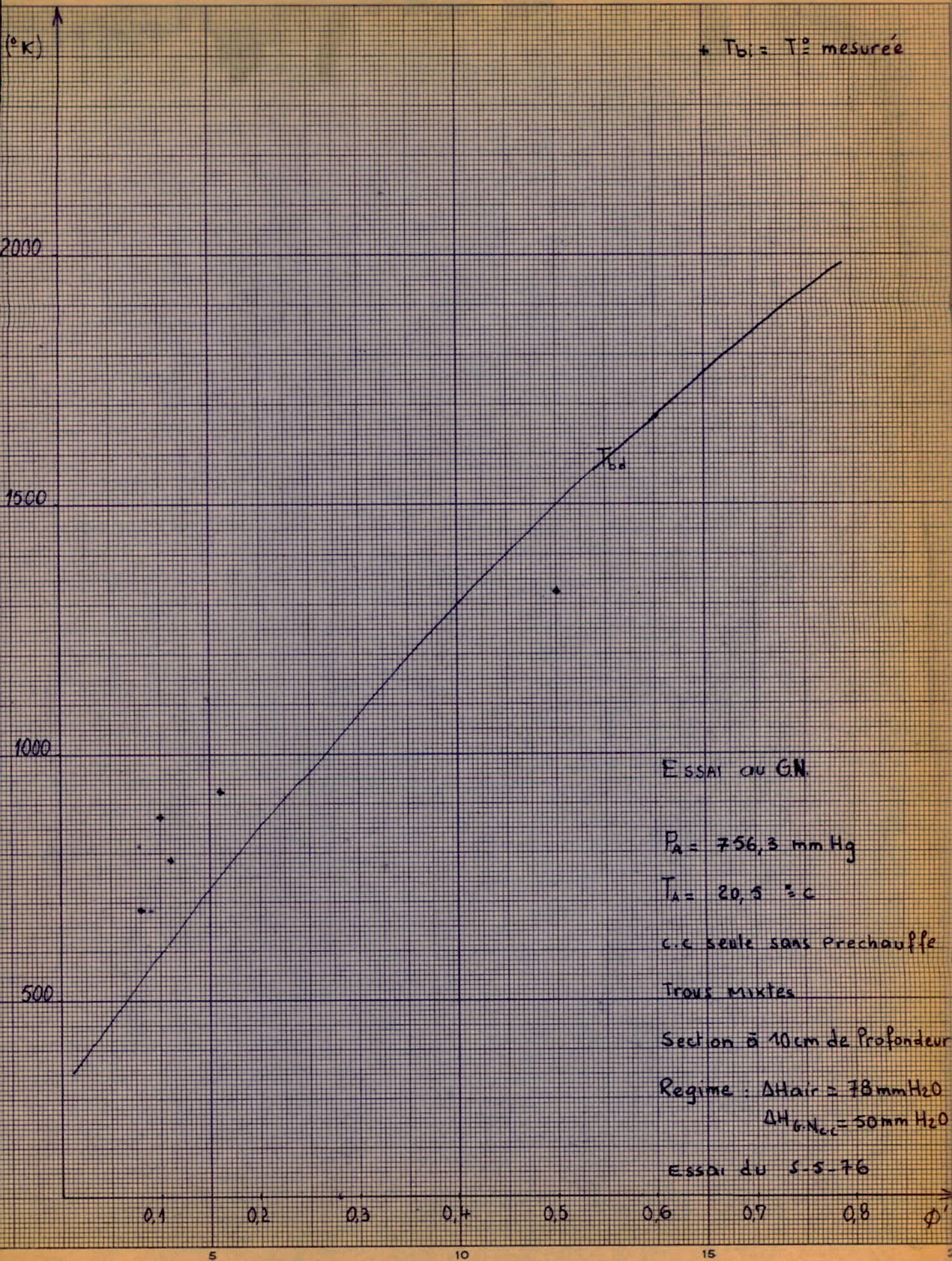


DEPOUILLEMENT

DATE/ 5-5-76

SECTION A 10 CM DE
PROFONDEUR

$P_{GN.C.P}$	bar absolu							
$T_{GN.C.P}$	$^{\circ}K$							
$\rho_{GN.C.P}$	kg/m^3							
$\dot{m}_{GN.C.P}$	g/s							
$P_{G.N.C.C.}$	bar absolu	I0	IC	IO	IO	IO		
$T_{G.N.C.C.}$	$^{\circ}K$	290	290	290	290	290		
$\rho_{G.N.C.C.}$	kg/m^3	7,836	7,836	7,836	7,836	7,836		
$\dot{m}_{G.N.C.C.}$	g/s	8,028	8,028	8,028	8,028	8,028		
T_{air}	$^{\circ}K$	324	324	324	324	324		
ρ_{air}	kg/m^3	1,196	1,196	1,196	1,196	1,196		
\dot{m}_{air}	g/s	862	862	862	862	862		
T_{sonde}	$^{\circ}K$	1323	683	788	873	923		
T_{sortie}	$^{\circ}K$	903	903	903	903	903		
a'_{CO_2r}	%	5,692	0,8996	1,164	1,076	1,758		
a'_{CO_2T}	%	5,714	0,912	1,197	1,098	1,780		
a_{CO}	%	0,146	0,093	0,104	0,104	0,125		
a'_{O_2}	%	8,7	19,25	18,75	19	17,5		
ϕ_g	$\frac{C/A}{\rho}$	0,143	0,143	0,143	0,143	0,143		
ϕ_l	$\frac{a'_{CO_2r}}{\rho(\phi)}$	0,5	0,08	0,11	0,10	0,16		
η_c	$\frac{a'_{CO_2r}}{a'_{CO_2T}}$	0,996	0,975	0,972	0,979	0,987		

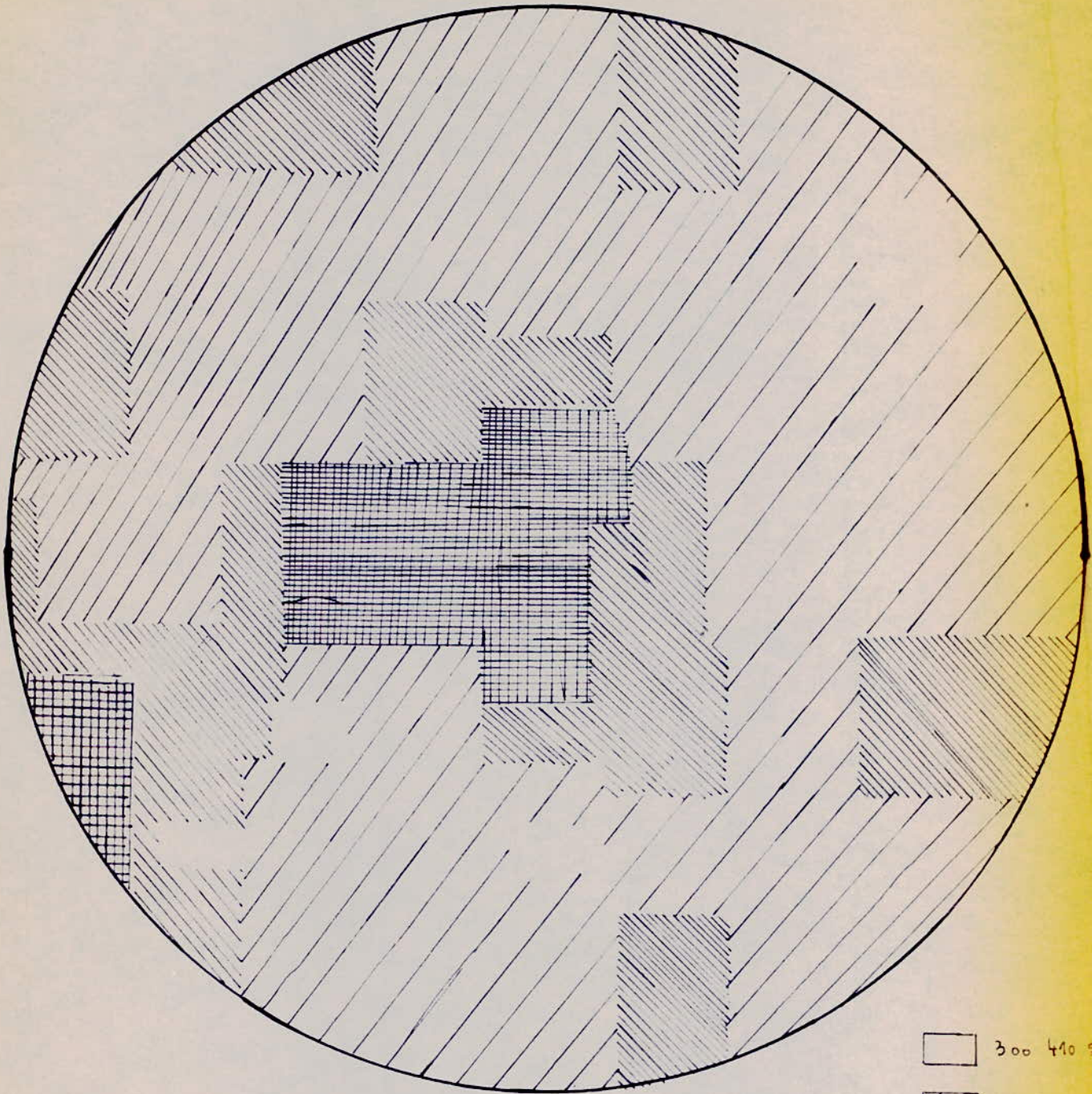


CHAMBRE DE COMBUSTION

A TROUS MIXTES

C.C. Seule

5-5-76



Carte de Repartition des Températures

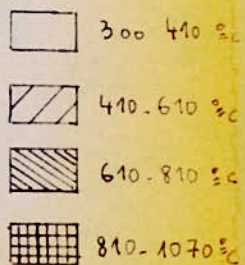
Section à 10 cm de profondeur

Régime: $\Delta H_{air} = 78 \text{ mm H}_2\text{O}$

$\Delta H_{G_{CC}} = 50 \text{ mm H}_2\text{O}$

$P_A = 756,3 \text{ mm Hg}$

$T_A = 20,5^\circ \text{C}$



Date : 6 - 5 - 76

	CO ₂	CO 0,5%	CO 10%	O ₂
N ₂				
CO ₂ 6%	0,642 _{mv}			
CO 6,3%			7 mA	
CO 0,49%				
AIR				83,2

P _a = 755	mm Hg
T _A = 22	°C

- C-C SEULE SANS PRECHAUFFE
 - SECTION A 20 CM DE PROFONDEUR

T _{GN.C.P}	°C							
P _{GN.C.P}	bär rel							
ΔH _{GN.C.P}	mm H ₂ O							
T [°] air COMP	°C	50	51	52	52	51		
T [°] sonde	°C	1150	1210	1050	1100	1280		
T [°] Sortie	°C	620	620	620	620	620		
T [°] GN.C.C.	°C	19	19,5	19	17	17		
P _{GN.C.C.}	bär rel	9	9	9	9	9		
ΔH _{GN.C.C.}	mm H ₂ O	50	50	50	50	50		
ΔH _{air Venturi}	mm H ₂ O	78	78	78	78	78		
a _{CO₂ Total}	mV	0,672	0,715	0,628	0,655	0,83		
a' CO ₂ reel	mV	0,66	0,69	0,62	0,645	0,78		
a' CO	mA	0,21	0,15	1,08	1,15	1,53		
a' O ₂		29,5	24,5	35	32,5	15,5		
T [°] Four	°C	420	420	420	420	420		

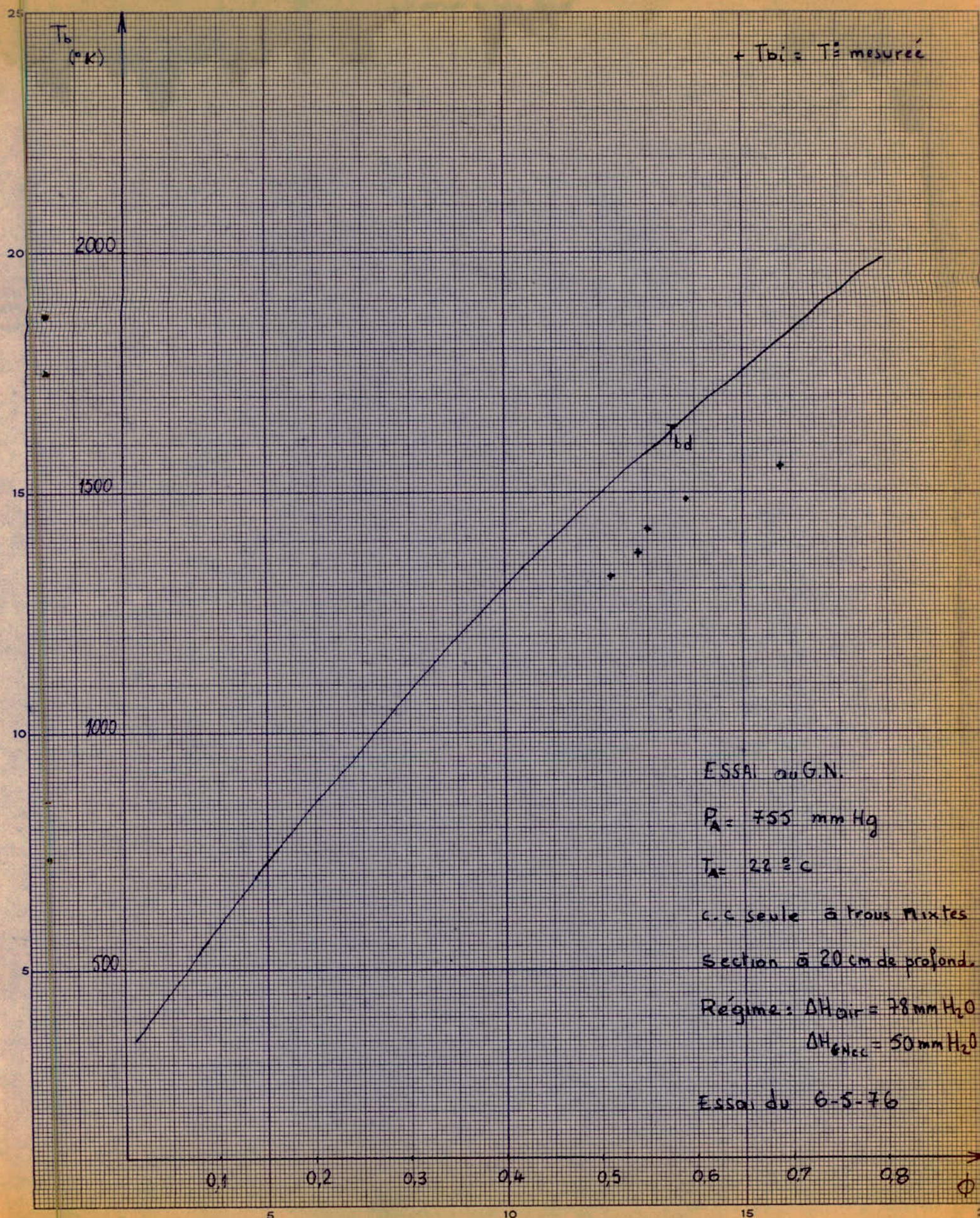


DEPOUILLEMENT

DATE: 6-5-76

SECTION A 20 CM DE PROFONDEUR

$P_{GN.C.P}$	bar absolu							
$T_{GN.C.P}$	$^{\circ}K$							
$\rho_{GN.C.P}$	kg/m^3							
$\dot{m}_{GN.C.P}$	g/s							
$P_{GN.C.C.}$	bar absolu	10	10	10	10	10		
$T_{GN.C.C.}$	$^{\circ}K$	292	291,5	291	290	290		
$\rho_{GN.C.C.}$	kg/m^3	7,783	7,796	7,810	7,836	7,836		
$\dot{m}_{GN.C.C.}$	g/s	8,001	8,007	8,015	8,022	8,028		
T_{air}	$^{\circ}K$	323	324	325	325	324		
ρ_{air}	kg/m^3	1,188	1,188	1,188	1,188	1,188		
\dot{m}_{air}	g/s	859	859	859	859	859		
T_{sonde}	$^{\circ}K$	1423	1483	1323	1373	1553		
T_{sortie}	$^{\circ}K$	893	893	893	893	893		
a'_{CO_2T}	%	6,332	6,808	5,845	6,143	8,081		
a'_{CO_2R}	%	6,199	6,531	5,756	6,033	7,527		
a_{CO}	%	0,212	0,159	0,084	0,159	0,562		
a_{O_2}	%	7,375	6,125	8,75	8,125	3,875		
ϕ_g	$\frac{C/A}{\rho_{CO_2}}$	0,143	0,143	0,143	0,143	0,143		
ϕ_l	$\frac{a'_{CO_2R}}{\rho(\phi)}$	0,55	0,59	0,51	0,54	0,69		
η_c	$\frac{a'_{CO_2R}}{a'_{CO_2T}}$	0,978	0,959	0,984	0,982	0,931		



$T_b = T_i$ mesurée

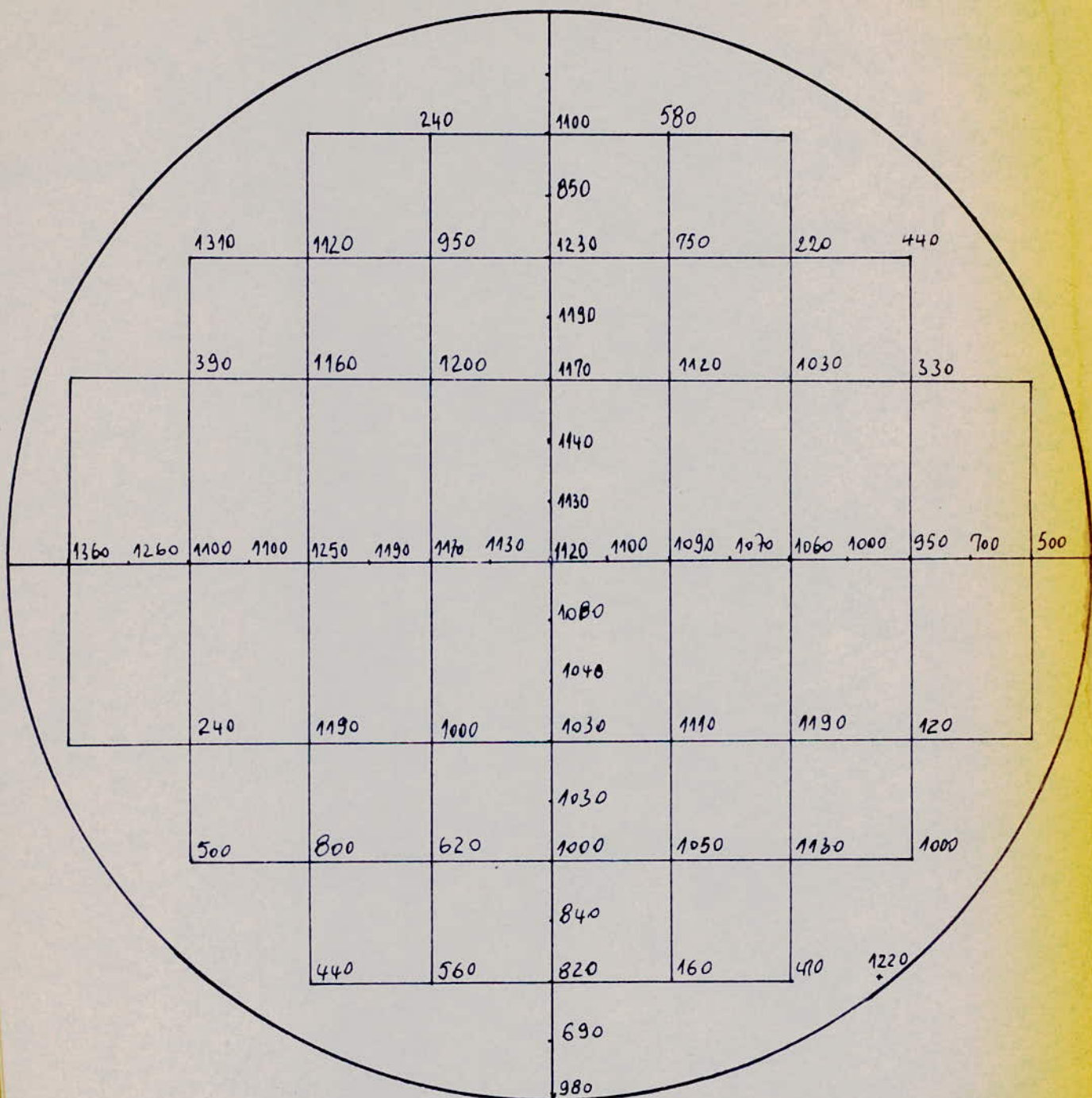
ESSAI au G.N.
 $P_A = 755 \text{ mm Hg}$
 $T_A = 22 \text{ }^\circ\text{C}$
 c.c. seule à trous mixtes
 section à 20 cm de profond.
 Régime: $\Delta H_{\text{air}} = 78 \text{ mm H}_2\text{O}$
 $\Delta H_{\text{Ncc}} = 50 \text{ mm H}_2\text{O}$
 Essai du 6-5-76

Chambre de Combustion

à trous mixtes

C. C. Saula

6-5-76



Repartition des temperatures ($^{\circ}\text{C}$)

Section à 20 cm de profondeur

Regime

$\Delta H_{\text{air}} = 98 \text{ mm H}_2\text{O}$

$P_A = 755,1 \text{ mm Hg}$

$\Delta H_{\text{GNCC}} = 50 \text{ mm H}_2\text{O}$

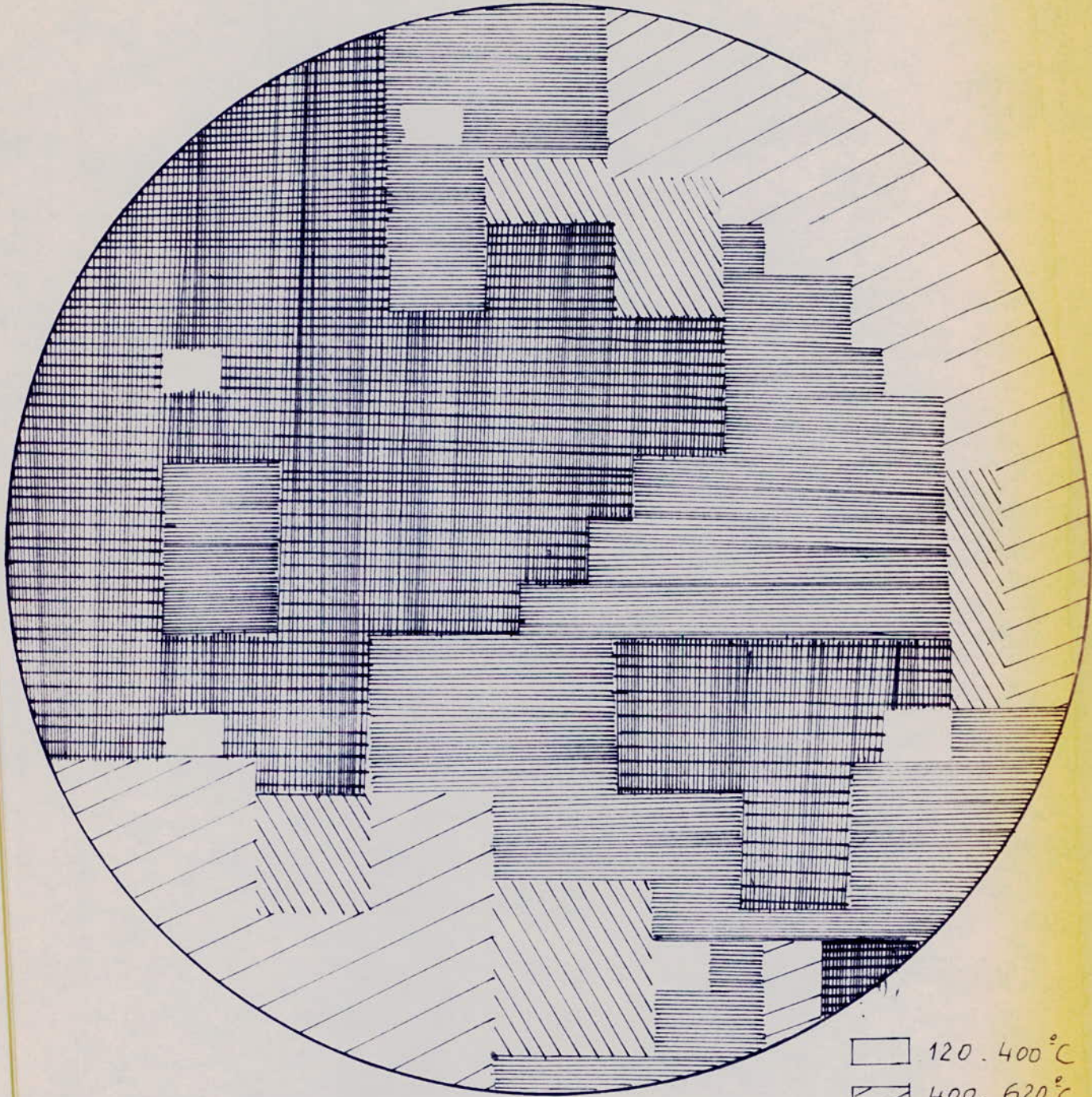
$T_A = 19,8^{\circ}\text{C}$

Chambre de Combustion

à Trous mixtes

C.C. Seule

6-5-76



Carte de repartition des températures

Section à 20 cm de profondeur


Régime


$\Delta H_{air} = 78 \text{ mm H}_2\text{O}$


$P_A = 755,1 \text{ mm Hg}$


$\Delta H_{GNCC} = 50 \text{ mm H}_2\text{O}$


$T_A = 19,8^\circ\text{C}$

 120 - 400°C

 400 - 620°C

 620 - 900°C

 900 - 1100°C

 1100 - 1360°C

Date : 7 - 5 - 76

	CO ₂	CO 0,5%	CO 10%	O ₂
N ₂				
CO ₂ 6%	0,648mv			
CO 63%			7 ma	
CO 0,49%				
AIR				83,2

$P_A = 752,2$ mm Hg
$T_A = 21,5$ °C

- C-C SEULE SANS PRECHAUFFE
- SECTION A 30 CM DE PROFONDEUR

T _{GN.C.P}	°C							
P _{GN.C.P}	bar rel							
ΔH _{GN.C.P}	mm H ₂ O							
T [°] air COMP	°C	48	52	52	52	52		
T [°] sonde	°C	1020	1180	1040	1100	1100		
T [°] Sortie	°C	600	600	600	600	600		
T [°] GN.C.C.	°C	19,4	19	19	19	19		
P _{GN.C.C.}	bar rel	9	9	9	9	9		
ΔH _{GN.C.C.}	mm H ₂ O	50	50	50	50	50		
ΔH _{air Venturi}	mm H ₂ O	78	78	78	78	78		
a' CO ₂ Total	mV	0,585	0,682	0,578	0,70	0,862		
a' CO ₂ reel	mV	0,565	0,628	0,56	0,642	0,72		
a' CO	mA	0,35	1,7	1,18	1,63	2,5		
a' O ₂		38,5	30,5	39,6	28	15		
T [°] Four	°C	400	400	400	400	400		

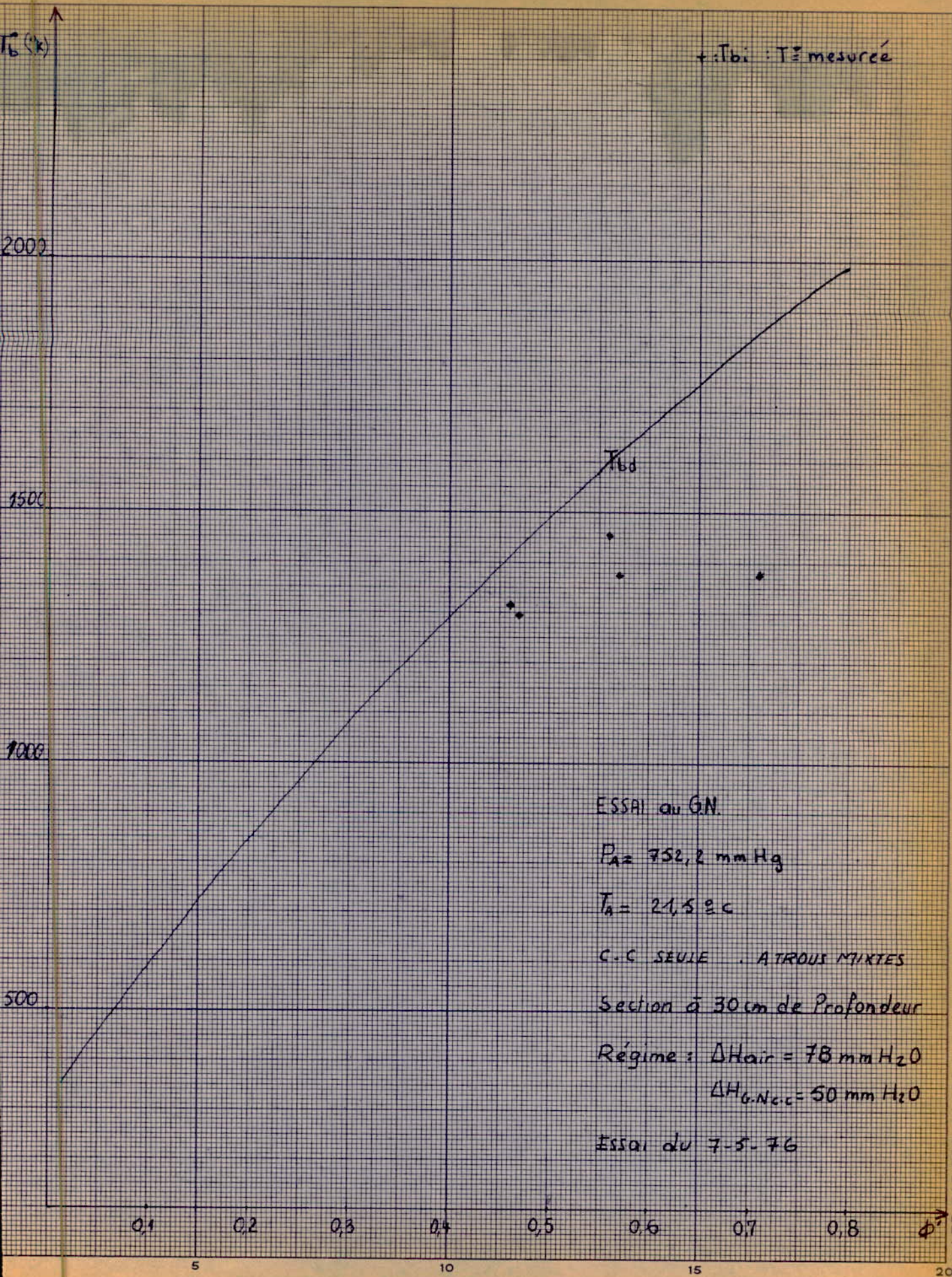


DEPOUILLEMENT

DATE: 7-5-76

SECTION A 30 CM DE
PROFONDEUR

$P_{G.N.C.P}$	bar absolu							
$T_{G.N.C.P}$	$^{\circ}K$							
$\rho_{G.N.C.P}$	kg/m^3							
$\dot{m}_{G.N.C.P}$	g/s							
$P_{G.N.C.C.}$	bar absolu	10	10	10	10,1	10		
$T_{G.N.C.C.}$	$^{\circ}K$	292,4	292	292	292	292		
$\rho_{G.N.C.C.}$	kg/m^3	7,772	7,783	7,783	7,861	7,783		
$\dot{m}_{G.N.C.C.}$	g/s	7,995	8,001	8,001	8,041	8,001		
T_{air}	$^{\circ}K$	321	325	325	325	325		
ρ_{air}	kg/m^3	1,186	1,186	1,186	1,186	1,186		
\dot{m}_{air}	g/s	858	858	858	858	858		
T_{sonde}	$^{\circ}K$	1293	1453	1313	1373	1373		
T_{sortie}	$^{\circ}K$	873	873	873	873	873		
a'_{CO_2r}	%	5,091	5,781	5,036	5,934	6,788		
a'_{CO_2T}	%	5,310	6,372	5,233	5,569	8,343		
a_{CO}	%	0,371	0,743	0,191	0,668	1,592		
a_{O_2}	%	9,625	7,625	9,9	7	3,750		
ϕ_g	$\frac{C/A}{P_2}$	0,143	0,143	0,143	0,143	0,143		
ϕ_l	$\frac{a'_{CO_2r}}{P_2(\phi)}$	0,470	0,56	0,46	0,57	0,71		
η_c	$\frac{a'_{CO_2r}}{a'_{CO_2T}}$	0,958	0,907	0,962	0,903	0,813		

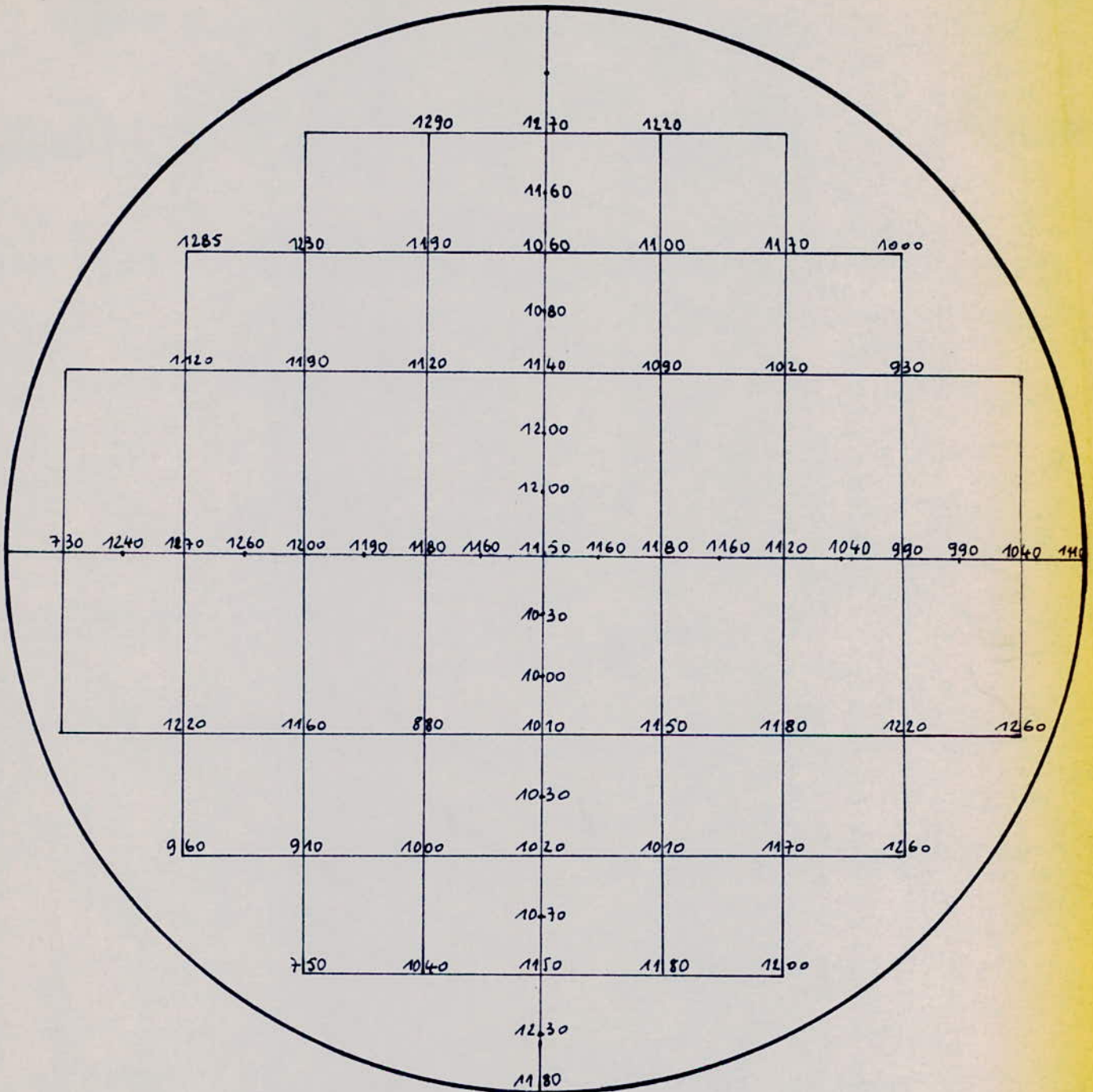


CHAMBRE DE COMBUSTION

A TROUS MIXTES

C.C Seule

7.5.76



Répartition des températures (°C)

section à 30 cm de profondeur

Régime : $\Delta H_{air} = 78 \text{ mm H}_2\text{O}$ $P_A = 754,2 \text{ mm Hg}$

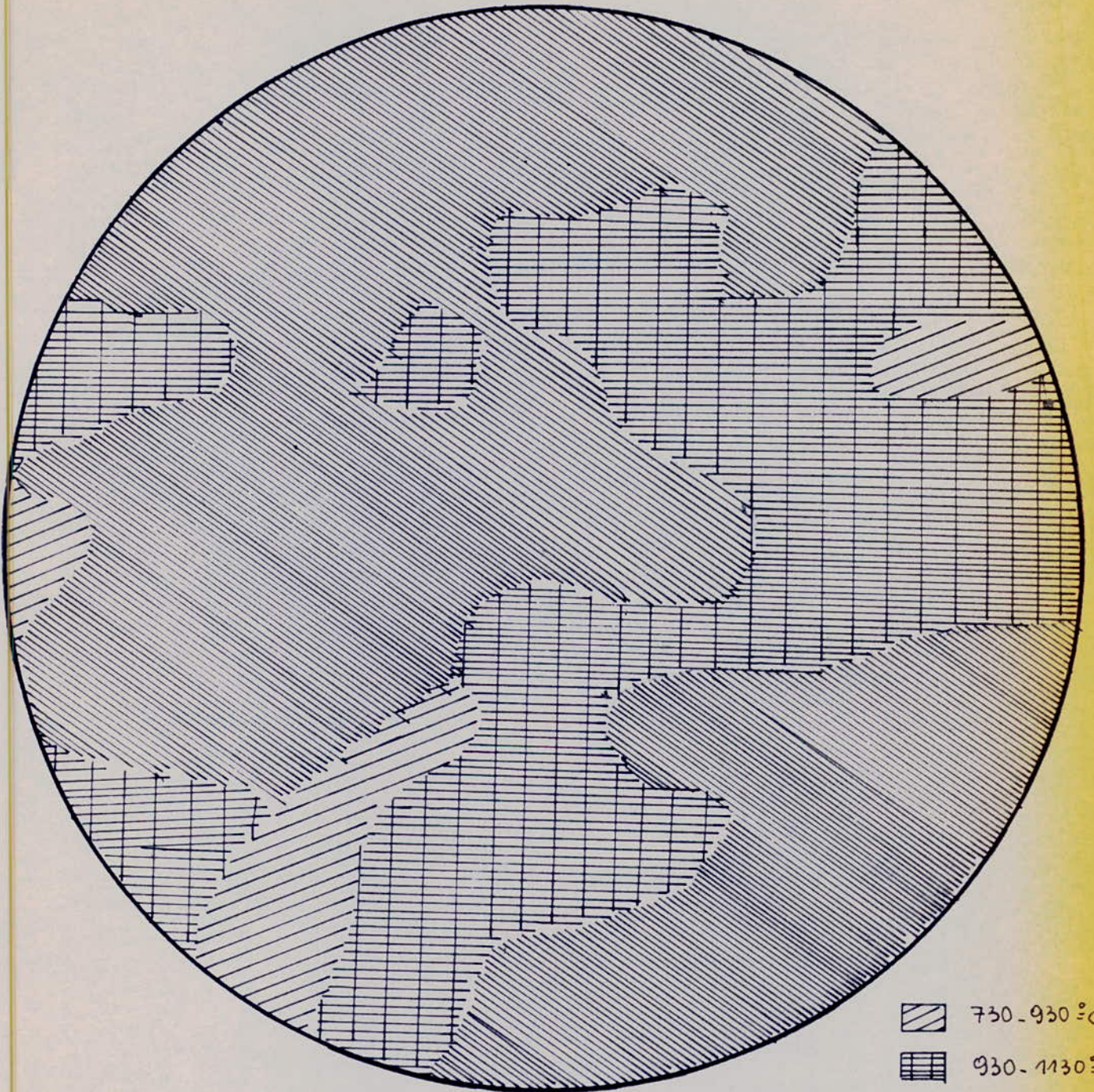
$\Delta H_{G.N_{cc}} = 50 \text{ mm H}_2\text{O}$ $T_A = 20^\circ\text{C}$




CHAMBRE DE COMBUSTION

A TROUS MIXTES

c.c seule

7.5.76



-  730-930°C
-  930-1130°C
-  1130-1290°C

Carte de Répartition des températures

Section à 30cm de profondeur

Régime : $\Delta H_{\text{air}} = 78 \text{ mm H}_2\text{O}$ $P_A = 754,2 \text{ mm Hg}$

$\Delta H_{G.N_{cc}} = 50 \text{ mm H}_2\text{O}$ $T_A = 20^\circ\text{C}$

Date : 7 - 5 - 76

	CO ₂	CO 0,5%	CO 10%	O ₂
N ₂				
CO ₂ 6%	0,648mv			
CO 6,3%			7 ma	
CO 0,49%				
AIR				88,2

P _A = 751,8 mm Hg
T _A = 21 °C

- C-C SEULE SANS PRECHAUFFE
- SECTION A 35 CM DE PROFONDEUR

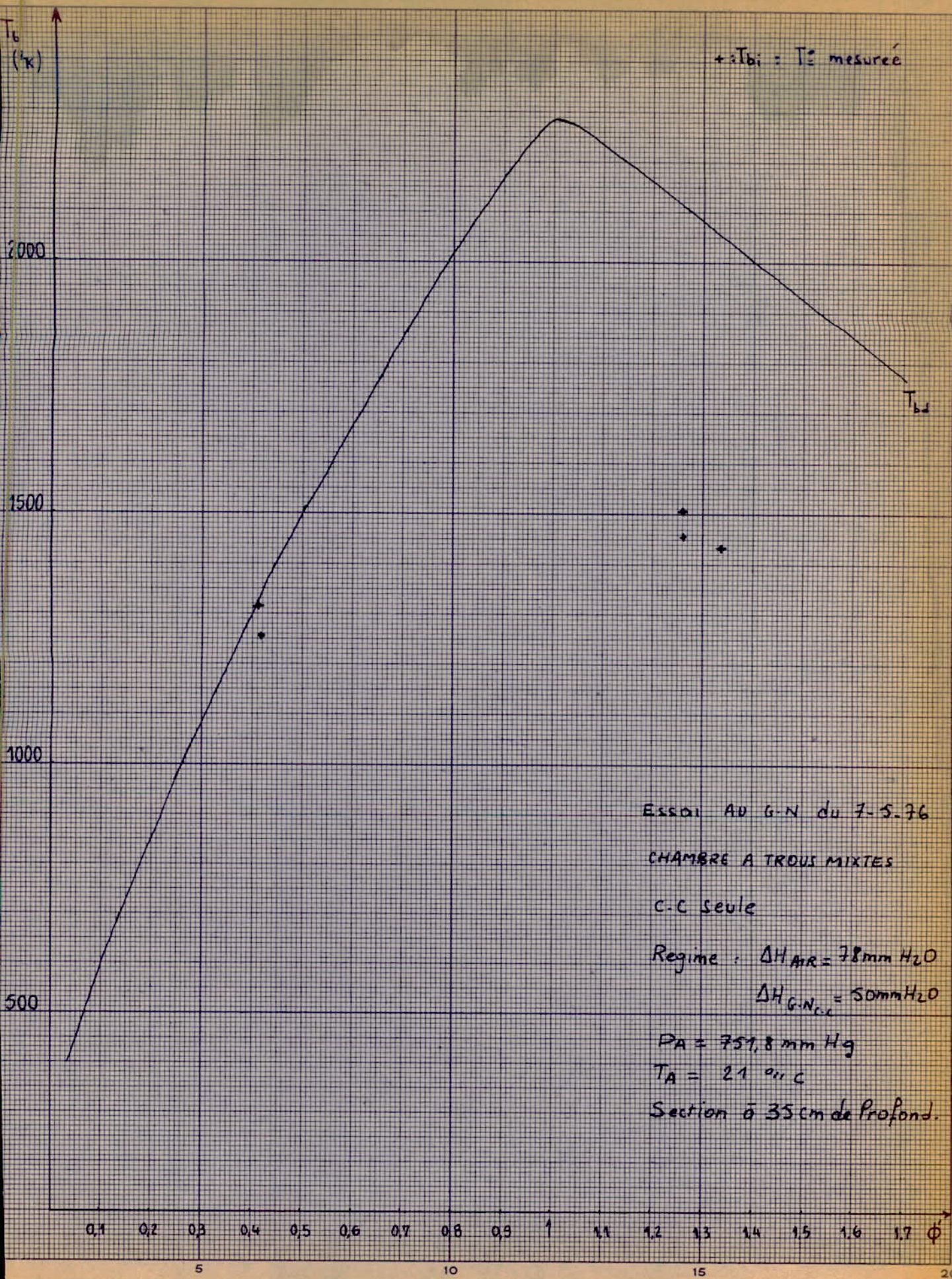
T _{GN.C.P}	°C					
P _{GN.C.P}	bdr rel					
ΔH _{GN.C.P}	mm H ₂ O					
T [°] air COMP	°C	48	51	51	51	51
T [°] sonde	°C	1180	1040	1230	980	1160
T [°] Sortie	°C	595	595	595	595	595
T [°] GN.C.C	°C	19	19	19	19	18
P _{GN.C.C}	bdr rel	89,1	9,1	9,1	9,1	9,1
ΔH _{GN.C.C}	mm H ₂ O	50	50	50	50	50
ΔH air Venturi	mm H ₂ O	78	78	78	78	78
d'CO ₂ Total	mV	> 1	0,525	0,94	0,532	> 1
d'CO ₂ reel	mV	0,76	0,49	0,76	0,496	0,68
d'CO	mA	4,4	1,5	3,2	1,32	5,61
d'O ₂		1,8	43,7	5	42	1,2
T [°] Four	°C	420	420	420	420	420



DEPOUILLEMENT

DATE: 8 7-5-76
SECTION A 35 CM DE
PROFONDEUR

$P_{G.N.C.P}$	bar absolu							
$T_{G.N.C.P}$	°K							
$\rho_{G.N.C.P}$	kg/m ³							
$\dot{m}_{G.N.C.P}$	g/s							
$P_{G.N.C.C.}$	bar absolu	10,1	10,1	10,1	10,1	10,1		
$T_{G.N.C.C.}$	°K	292	292	292	292	291		
$\rho_{G.N.C.C.}$	kg/m ³	7,861	7,861	7,861	7,861	7,888		
$\dot{m}_{G.N.C.C.}$	g/s	8,041	8,041	8,041	8,041	8,055		
T_{air}	°K	321	324	324	324	324		
ρ_{air}	kg/m ³	1,187	1,187	1,187	1,187	1,187		
\dot{m}_{air}	g/s	858	858	858	858	858		
T_{sonde}	°K	1453	1313	1503	1253	1433		
T_{sortie}	°K	868	868	868	868	868		
a'_{CO_2r}	%	7,226	4,270	7,226	4,335	6,350		
a'_{CO_2T}	%	>9,854	4,653	9,635	4,729	>9,854		
a_{CO}	%	3,609	0,530	2,535	0,339	4,894		
a'_{O_2}	%	0,45	10,925	1,25	10,5	0,30		
ϕ_g	$\frac{C/A}{P}$	0,144	0,144	0,144	0,144	0,144		
ϕ_l	$\frac{a'_{CO_2r}}{P(\phi)}$	>0,84	0,41	0,82	0,417	>0,84		
η_c	$\frac{a'_{CO_2r}}{a'_{CO_2T}}$	<0,733	0,917	0,749	0,916	<0,643		



+: $T_{bi} = T_b$ mesurée

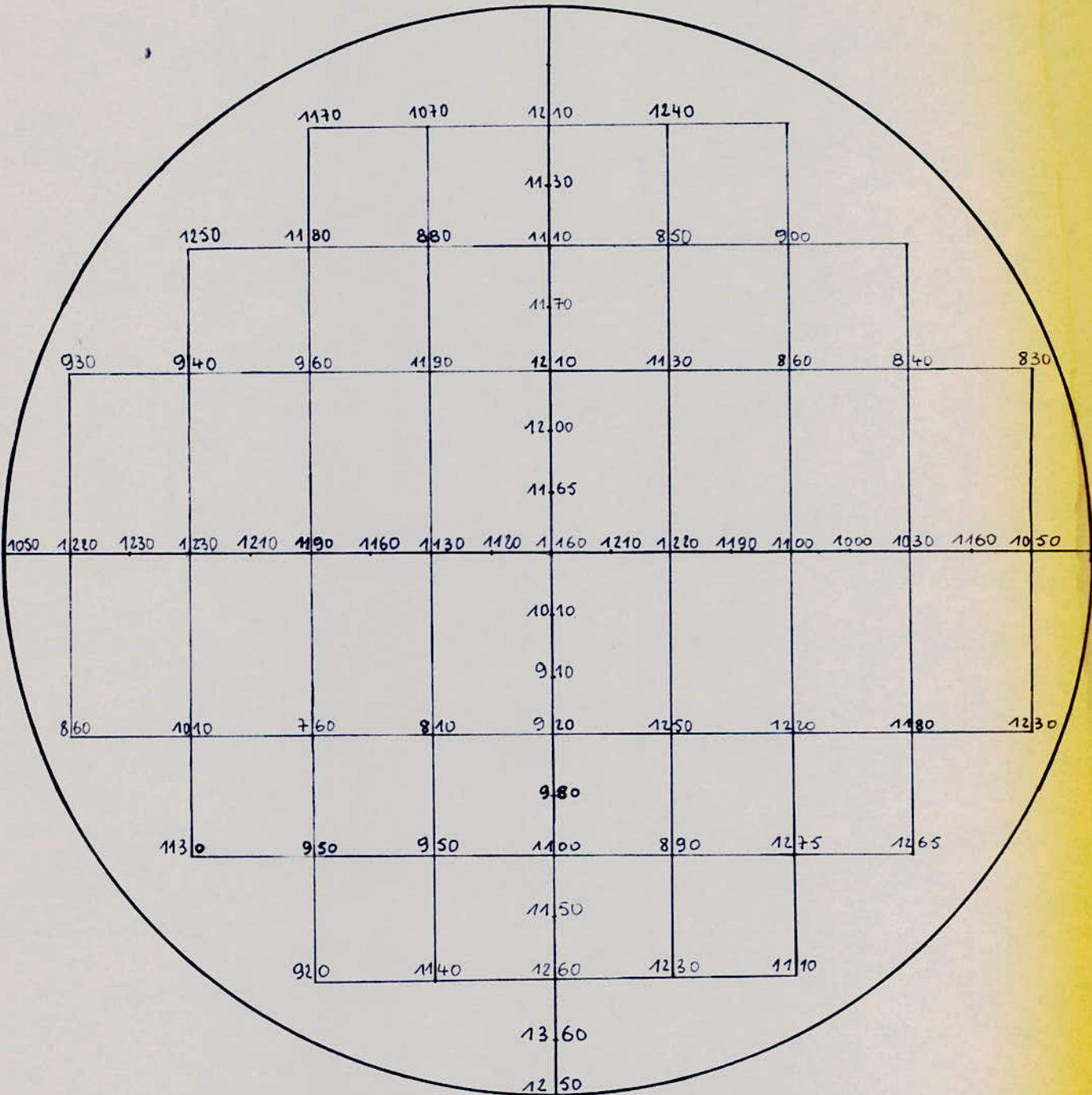
Essai AU G-N du 7-5-76
 CHAMBRE A TROUS MIXTES
 C-C seule
 Regime : $\Delta H_{AR} = 78 \text{ mm H}_2\text{O}$
 $\Delta H_{G-N_{CC}} = 50 \text{ mm H}_2\text{O}$
 $P_A = 751,8 \text{ mm Hg}$
 $T_A = 21 \text{ } ^\circ\text{C}$
 Section $\bar{\sigma}$ 35 cm de Profond.

CHAMBRE DE COMBUSTION

ATROUS MIXTES

C - C SEULE

DATE : 8 - 5 - 76



Répartition des Températures (°C)

Section à 35 cm de profondeur

Régime : $\Delta H_{AIR} = 78 \text{ mm H}_2\text{O}$

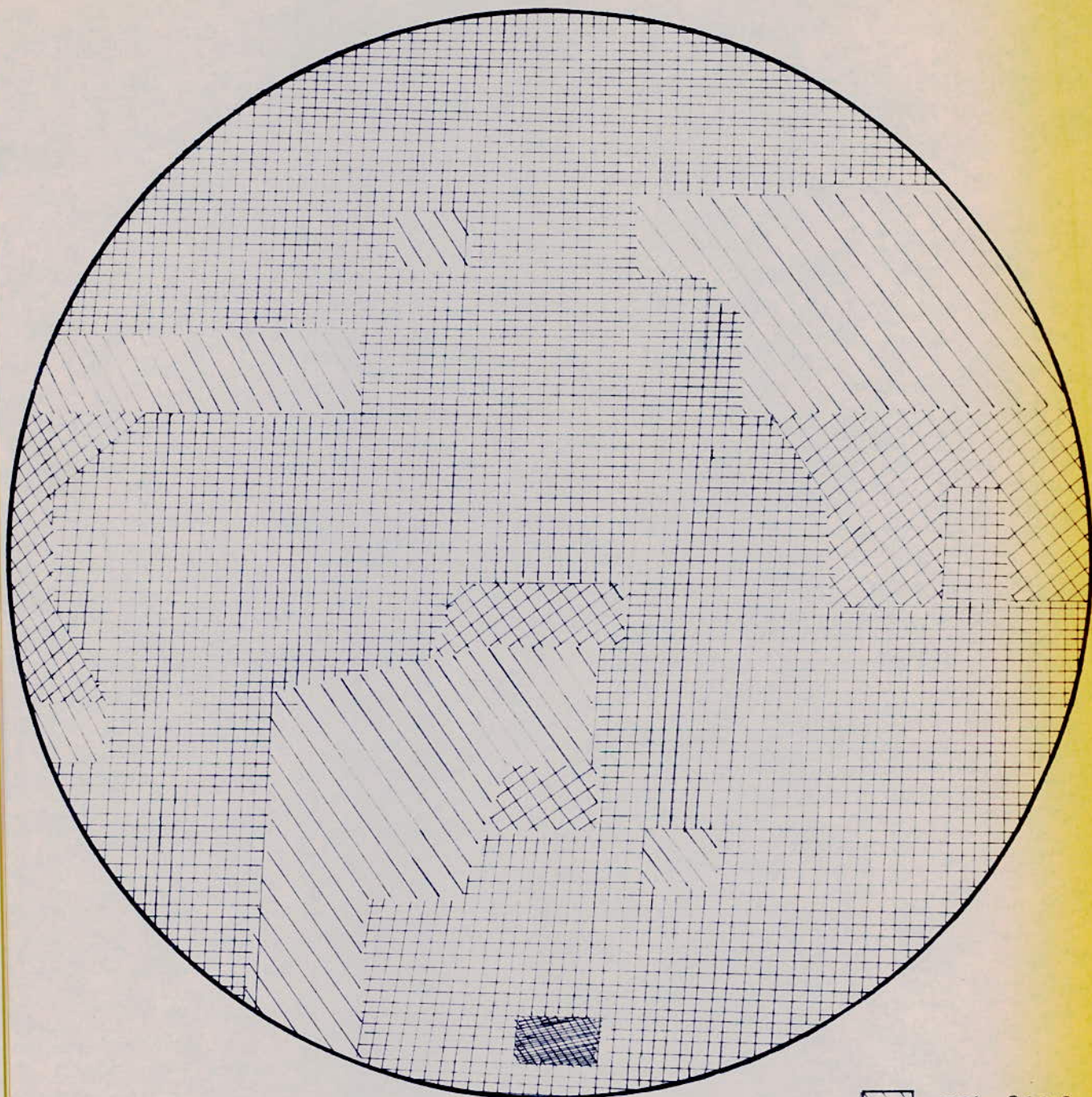
$\Delta H_{G.N} = 50 \text{ mm H}_2\text{O}$

CHAMBRE DE COMBUSTION

A TROUS MIXTES

C. C. SEULE

DATE : 8 - 5 - 46







CARTE DE répartition des Températures

Section à 35 cm de profondeur

Régime : $\Delta H_{AIR} = 78 \text{ mm H}_2\text{O}$

$\Delta H_{G.N} = 50 \text{ mm H}_2\text{O}$

- | | |
|---|----------------|
|  | 760 - 960 °C |
|  | 960 - 1060 °C |
|  | 1060 - 1260 °C |
|  | 1360 °C |

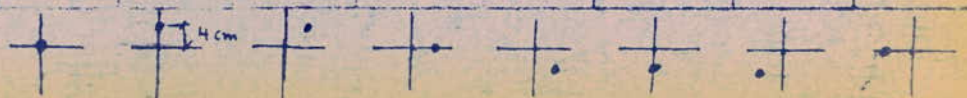
Date : 10 - 5 - 76

	CO ₂	CO 0,5%	CO 10%	O ₂
N ₂				
CO ₂ 6%	0,555mv			
CO 6,3%			6,95mA	
CO 0,497%				
AIR				83,2

$P_A = 757,7$ mm Hg
$T_A = 22$ °C

- C-C SEULE SANS PRECHAUFFE
- SECTION A 40 CM DE PROFONDEUR

T _{GN.C.P}	°C								
P _{GN.C.P}	bar rel								
ΔH _{GN.C.P}	mm H ₂ O								
T [°] AIR COMP	°C	52	52	52	52	52	52	52	52
T [°] SONDE	°C	1140	990	880	930	1190	1080	850	1150
T [°] Sortie	°C	640	640	640	640	640	640	640	640
T [°] GN.C.C.	°C	19,5	19	19	18	18	18	18	18
P _{GN.C.C}	bar rel	9	9	9	9	9	9	9	9
ΔH _{GN.C.C.}	mm H ₂ O	50	50	50	50	50	50	50	50
ΔH air Venturi	mm H ₂ O	78	78	78	78	78	78	78	78
a' CO ₂ Total	mv	0,95	0,91	0,47	0,86	0,78	0,78	0,34	0,85
a' CO ₂ reel	mv	0,640	0,580	0,427	0,632	0,610	0,593	0,330	0,620
a' CO	MA	3,85	6,50	1,35	3,32	5,90	2,75	1,18	3,60
a' O ₂		3	0,7	44	8	1	14,7	57,5	7,5
T [°] Four	°C								



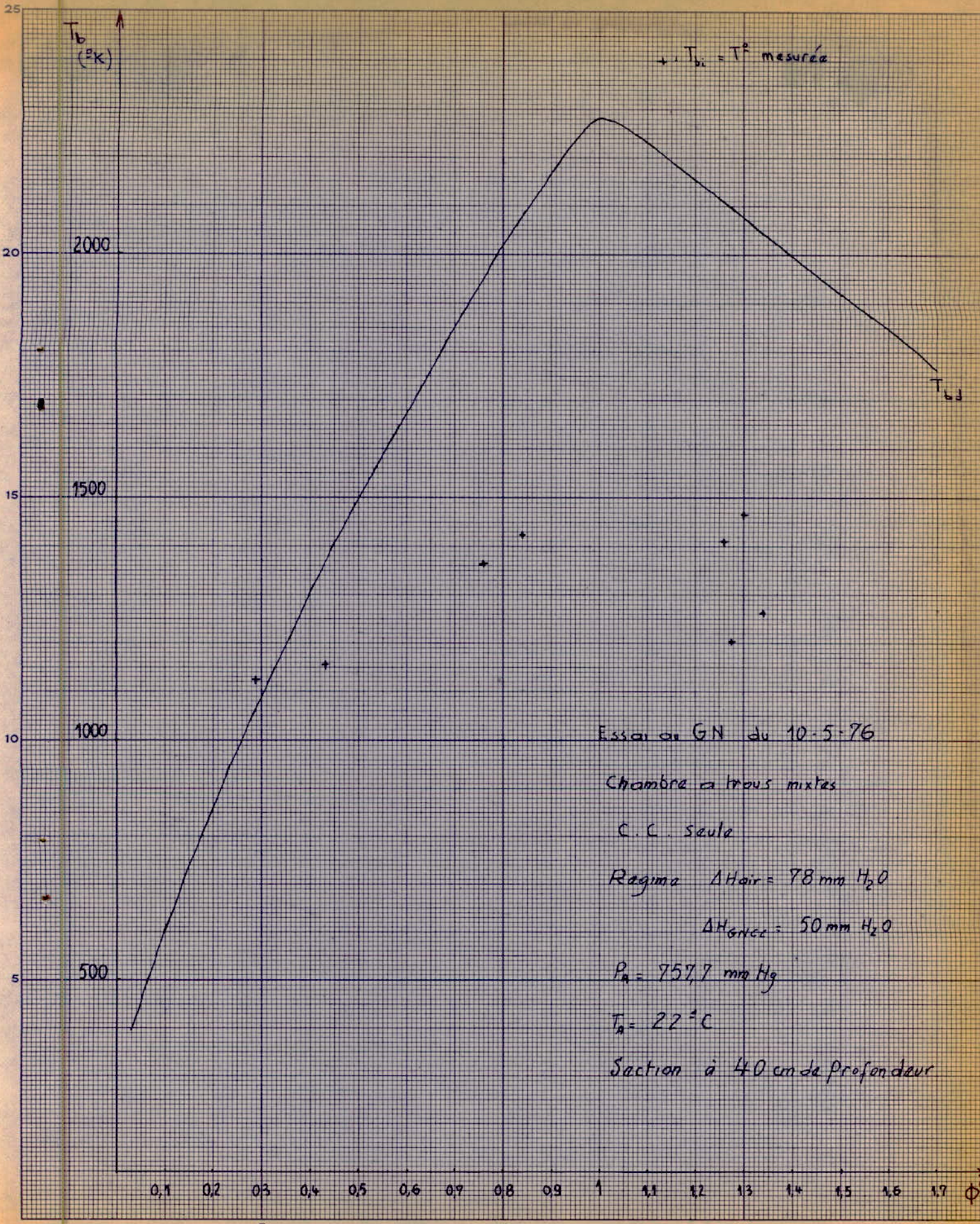
DATE: 10-5-76

DEPOUILLEMENT

- C-C SEULE SANS PRECH.

- SECT. A 40 CM DE PROF.

$P_{G.N.C.P}$	bar absolu								
$T_{G.N.C.P}$	$^{\circ}K$								
$\rho_{G.N.C.P}$	kg/m^3								
$\dot{m}_{G.N.C.P}$	g/s								
$P_{G.N.C.C.}$	bar absolu	10	10	10	10	10	10	10	10
$T_{G.N.C.C.}$	$^{\circ}K$	292,5	292	292	291	291	291	291	291
$\rho_{G.N.C.C.}$	kg/m^3	7,77	7,78	7,73	7,81	7,81	7,81	7,81	7,81
$\dot{m}_{G.N.C.C.}$	g/s	7,990	8,000	8,000	8,015	8,015	8,015	8,015	8,015
T_{air}	$^{\circ}K$	325	325	325	325	325	325	325	325
ρ_{air}	kg/m^3	1,192	1,192	1,192	1,192	1,192	1,192	1,192	1,192
\dot{m}_{air}	g/s	860	860	860	860	860	860	860	860
T_{sonde}	$^{\circ}K$	1413	1263	1153	1203	1463	1353	1123	1423
T_{sortie}	$^{\circ}K$	913	913	913	913	913	913	913	913
$a'CO_{2r}$	%	7,120	6,330	4,310	7,015	6,723	6,501	3,033	6,857
$a'CO_{2T}$	%	11,208	11,64	4,879	10,022	11,866	8,967	3,165	9,890
aCO	%	3,051	5,888	0,374	2,483	5,245	1,873	0,192	2,783
$a'O_2$	%	0,750	0,17	11	2	0,250	3,675	14,375	1,875
ϕ_g	$\frac{C/A}{P_s}$	0,143	0,143	0,143	0,143	0,143	0,143	0,143	0,143
ϕ_l	$\frac{a'CO_2}{P(\phi)}$	1,265	1,340	0,430	1,275	1,300	0,760	0,290	0,840
η_c	$\frac{a'CO_{2r}}{a'CO_{2T}}$	0,635	0,533	0,883	0,698	0,566	0,725	0,958	0,693



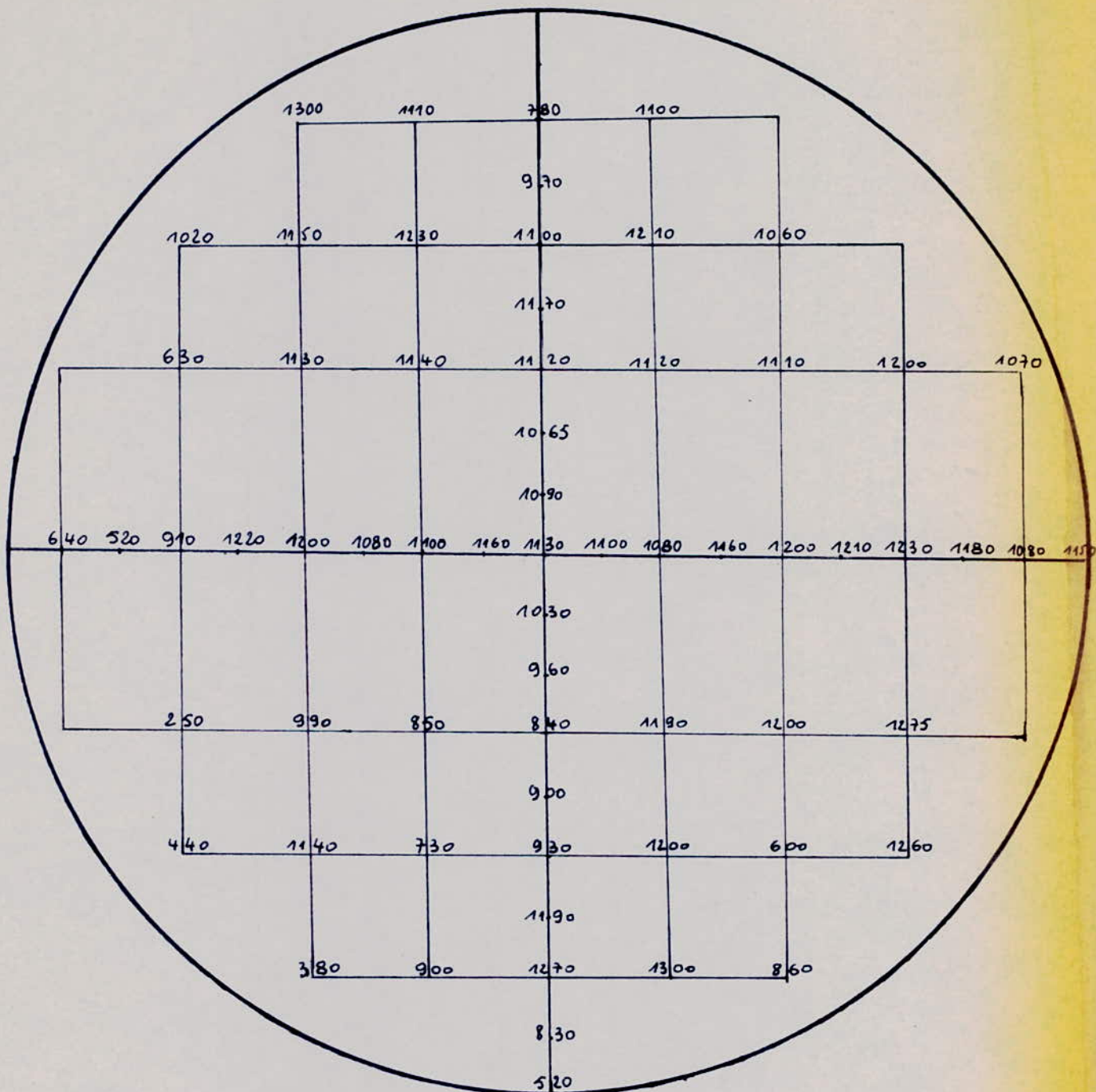
Essai au GN du 10-5-76
 Chambre à trous mixtes
 C.C. seule
 Régime $\Delta H_{air} = 78 \text{ mm H}_2\text{O}$
 $\Delta H_{H_2O} = 50 \text{ mm H}_2\text{O}$
 $P_a = 757,7 \text{ mm Hg}$
 $T_a = 22^{\circ}\text{C}$
 Section à 40 cm de profondeur

CHAMBRE DE COMBUSTION

A TROUS MIXTES

C.C SEULE

8.5.76



Répartition des températures

section à 40 cm de profondeur

Régime : $\Delta H_{air} = 78 \text{ mm H}_2\text{O}$

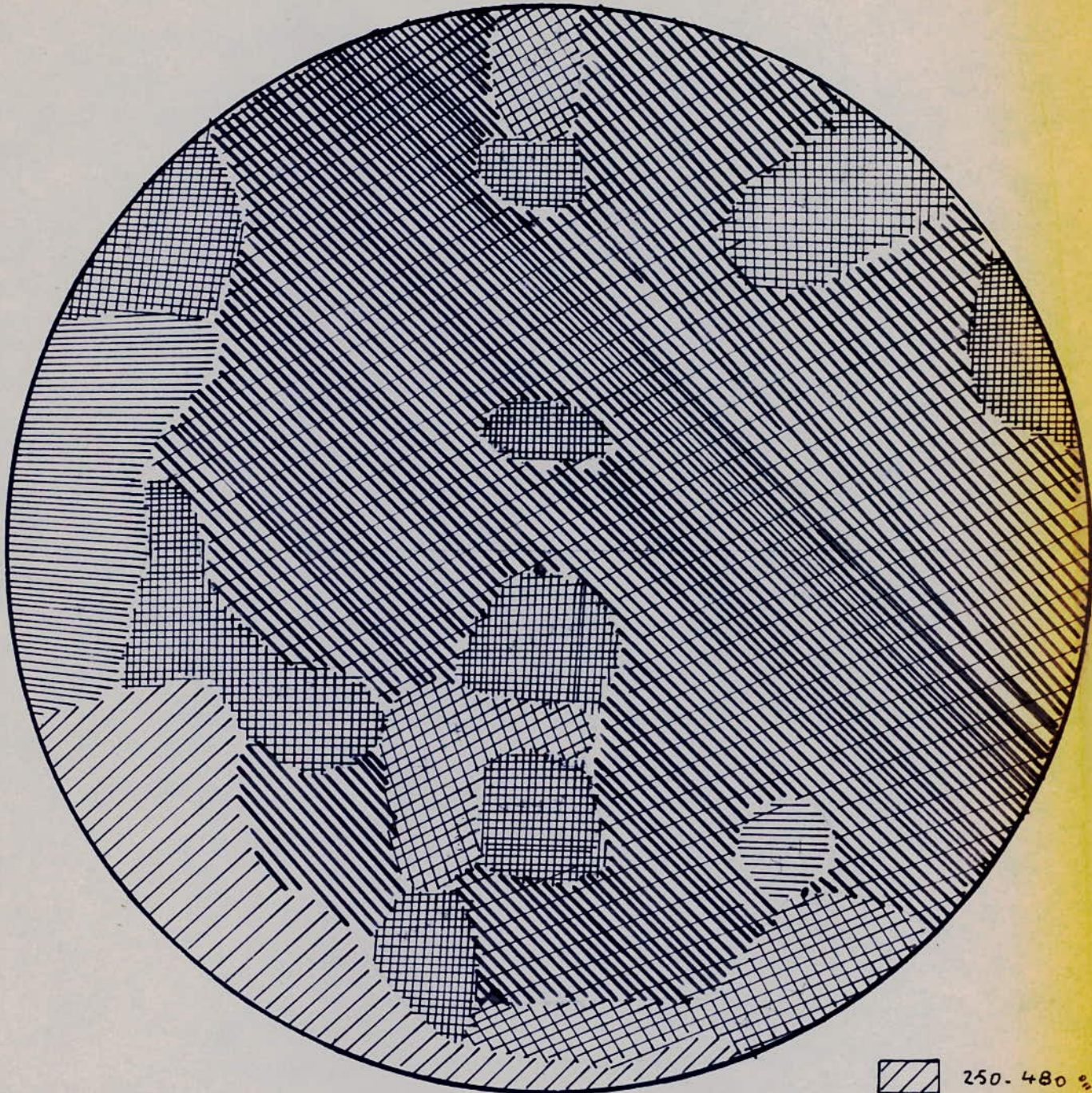
$\Delta H_{G-N} = 50 \text{ mm H}_2\text{O}$
c.c

CHAMBRE DE COMBUSTION






A TROUS MIXTES

C.C SEULE

8. 5. 76



carte de répartition des températures
section à 40 cm de profondeur
Régime : $\Delta H_{air} = 78 \text{ mm H}_2\text{O}$
 $\Delta H_{G-N} = 50 \text{ mm H}_2\text{O}$
cc

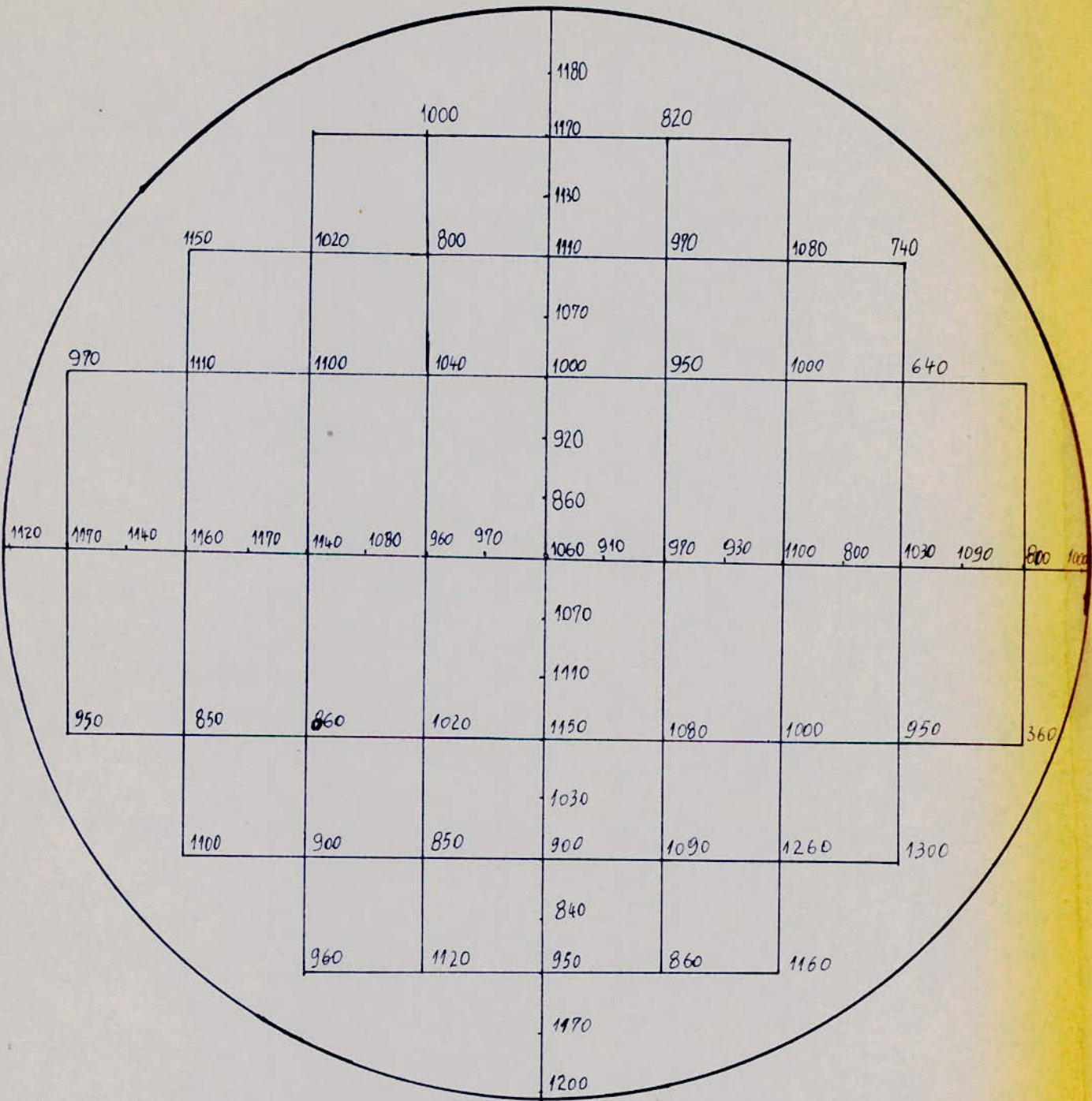
-  250 - 480 °C
-  480 - 680 °C
-  680 - 880 °C
-  880 - 1080 °C
-  1080 - 1300 °C

Chambre de Combustion

à trous mixtes

C.C. Saulz

11. 5. 76



Repartition des temperatures ($^{\circ}\text{C}$)

Section en face de la rosace (42 cm de profondeur)

Regime : $\Delta H_{\text{air}} = 78 \text{ mm H}_2\text{O}$

$P_A = 759,1 \text{ mm Hg}$

$\Delta H_{\text{GNCC}} = 50 \text{ mm H}_2\text{O}$

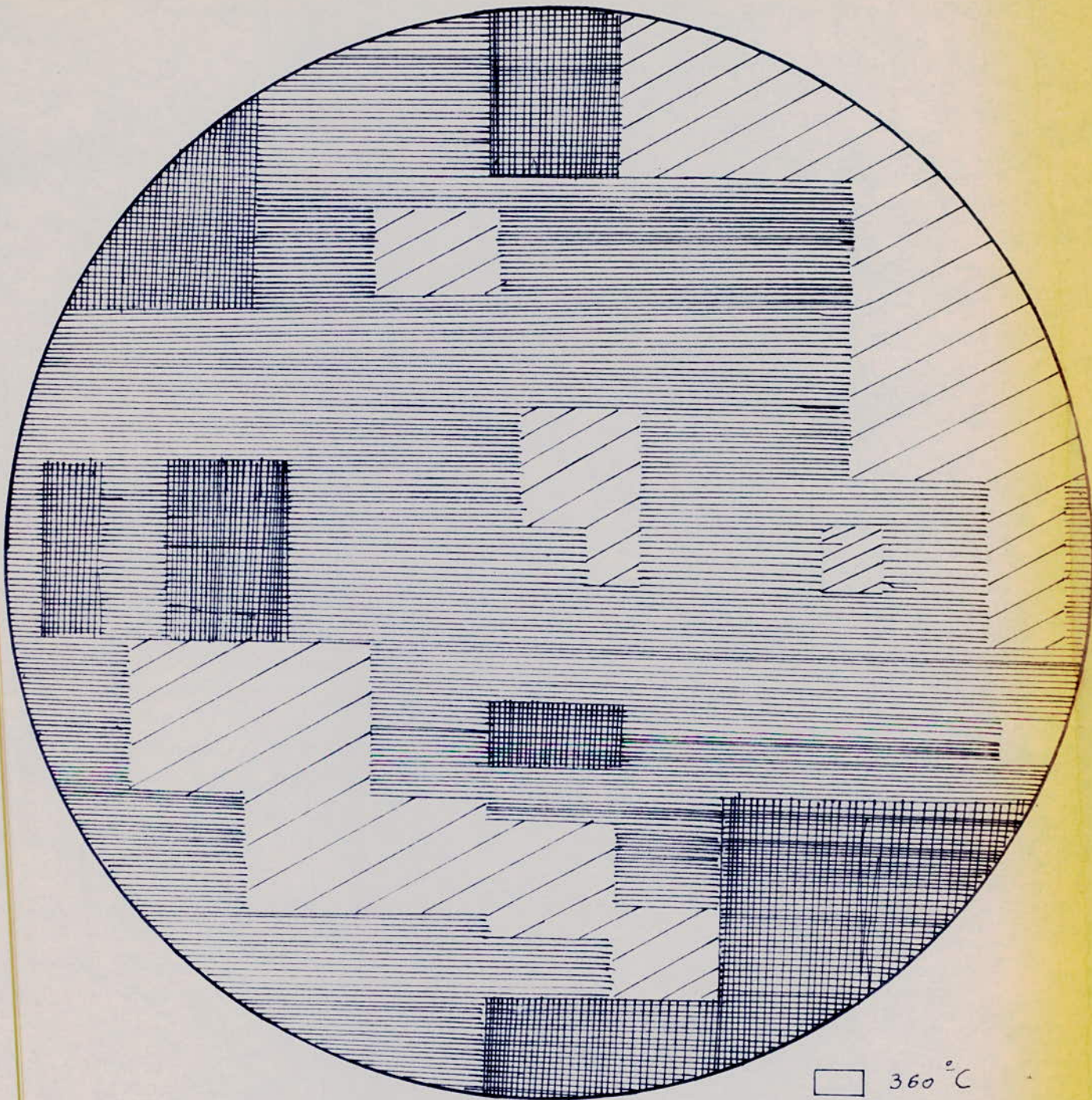
$T_a = 21^{\circ}\text{C}$

Chambre de combustion

à trous mixtes

C.C. seule

11.5.76







carte de repartition des temperatures

Regime : $\Delta H_{air} = 78 \text{ mm H}_2\text{O}$

$P_A = 759,1 \text{ mm Hg}$

$\Delta H_{NCC} = 50 \text{ mm H}_2\text{O}$

$T_A = 21^\circ\text{C}$

-  360°C
-  $640 - 940^\circ\text{C}$
-  $940 - 1140^\circ\text{C}$
-  $1140 - 1300^\circ\text{C}$

section en face de la rosace
(42 cm de profondeur)

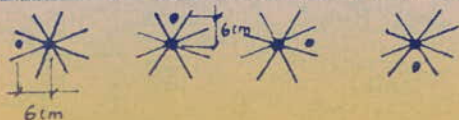
Date : 21 - 5 - 76

	CO ₂	CO 0,5%	CO m%	O ₂
N ₂				
CO ₂ 6%	0,462mv			
CO 6,3%			7,02mA	
CO 0,49%				
AIR				83,2

$P_a = 759,4$	mm Hg
$T_A = 25$	°C

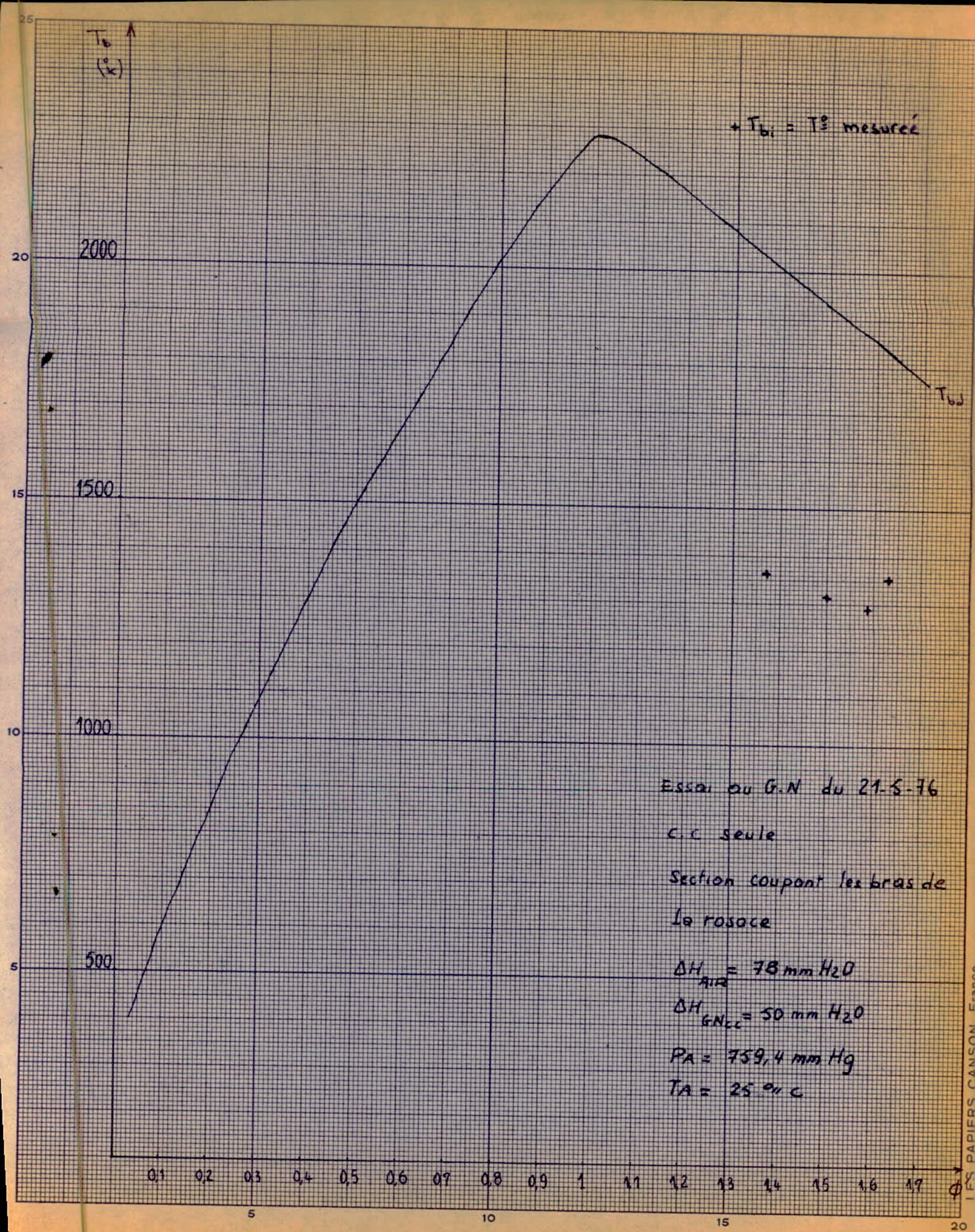
- C.C Seule
- Section coupant les bras de la rosace

TGN.C.P	°C				
PGN.C.P	bar rel				
ΔHG.N.C.P	mm H ₂ O				
T° AIR COMP	°C	52	54	54	55
T° SONDE	°C	1020	1080	1040	1090
T° Sortie	°C	670	670	670	670
T° GN.C.C	°C	22	22	21,5	22
P GN.C.C	bar rel	9	9	9	9
ΔHG.N.C.C	mm H ₂ O	50	50	50	50
ΔH air Venturi	mm H ₂ O	78	78	78	78
a CO ₂ T _{rel}	mV	0,670	0,620	0,620	0,818
a' CO ₂ reel	mV	0,370	0,373	0,405	0,467
a' CO	%	7,19	7,42	7,32	5,50
a' O ₂		1,8	1,3	1,6	2,7
T° Four	°C				



Section coupant les bras de la rosace

$P_{G.N.C.P}$	bar absolu								
$T_{G.N.C.P}$	$^{\circ}K$								
$\rho_{G.N.C.P}$	kg/m^3								
$\dot{m}_{G.N.C.P}$	g/s								
$P_{G.N.C.C.}$	bar absolu	10	10	10	10				
$T_{G.N.C.C.}$	$^{\circ}K$	295,0	295,0	294,5	295,0				
$\rho_{G.N.C.C.}$	kg/m^3	7,704	7,704	7,717	7,704				
$\dot{m}_{G.N.C.C.}$	g/s	7,960	7,960	7,967	7,960				
T_{air}	$^{\circ}K$	325	327	327	328				
ρ_{air}	kg/m^3	1,183	1,183	1,183	1,183				
\dot{m}_{air}	g/s	857	857	857	857				
T_{sonde}	$^{\circ}K$	1293	1353	1313	1363				
T_{sortie}	$^{\circ}K$	943	943	943	943				
a'_{CO_2r}	%	4,475	4,524	5,055	6,082				
a'_{CO_2T}	%	9,447	8,618	8,618	11,900				
a_{CO}	%	6,549	6,793	6,687	4,793				
a'_{O_2}	%	0,450	0,325	0,400	0,675				
ϕ_g	$\frac{C/A}{\phi_A}$	0,142	0,142	0,143	0,142				
ϕ_l	$\frac{a'_{CO_2r}}{\rho(\phi)}$	1,585	1,630	1,500	1,370				
η_c	$\frac{a'_{CO_2r}}{a'_{CO_2T}}$	0,473	0,501	0,586	0,511				



Date : 24 - 5 - 76

	CO ₂	CO 0,5%	CO 10%	O ₂
N ₂				
CO ₂ 6%	0,56mv			
CO 63%			7mA	
CO 0,49%				
AIR				83,2

P _A = 756,3	mm Hg
T _A = 24,5	°C

— C-C SANS PRECHAUFFE

— C-C + PANIER, SANS RALLONGE

T _{GN.C.P.}	°C							
P _{GN.C.P.}	bar rel							
ΔH _{GN.C.P.}	mm H ₂ O							
T [°] AIR COMP.	°C	52	54	54	54	54		
T [°] SONDE	°C	440	470	440	450	450		
T [°] Sortie	°C	660	660	660	660	660		
T [°] GN.C.C.	°C	22	22	22	22	22		
P _{GN.C.C.}	bar rel	9	9	9	9	9		
ΔH _{GN.C.C.}	mm H ₂ O	50	50	50	50	50		
ΔH _{air Venturi}	mm H ₂ O	78	78	78	78	78		
d'CO ₂ Total	mv	0,225	0,24	0,22	0,230	0,227		
d'CO ₂ reel	mv	0,22	0,24	0,22	0,227	0,227		
d'CO	mA	I	I	I	I	I		
d'O ₂		71,5	69,5	72	70,7	71		
T [°] Four	°C	480	510	520	520	520		



DATE: 24-5-76

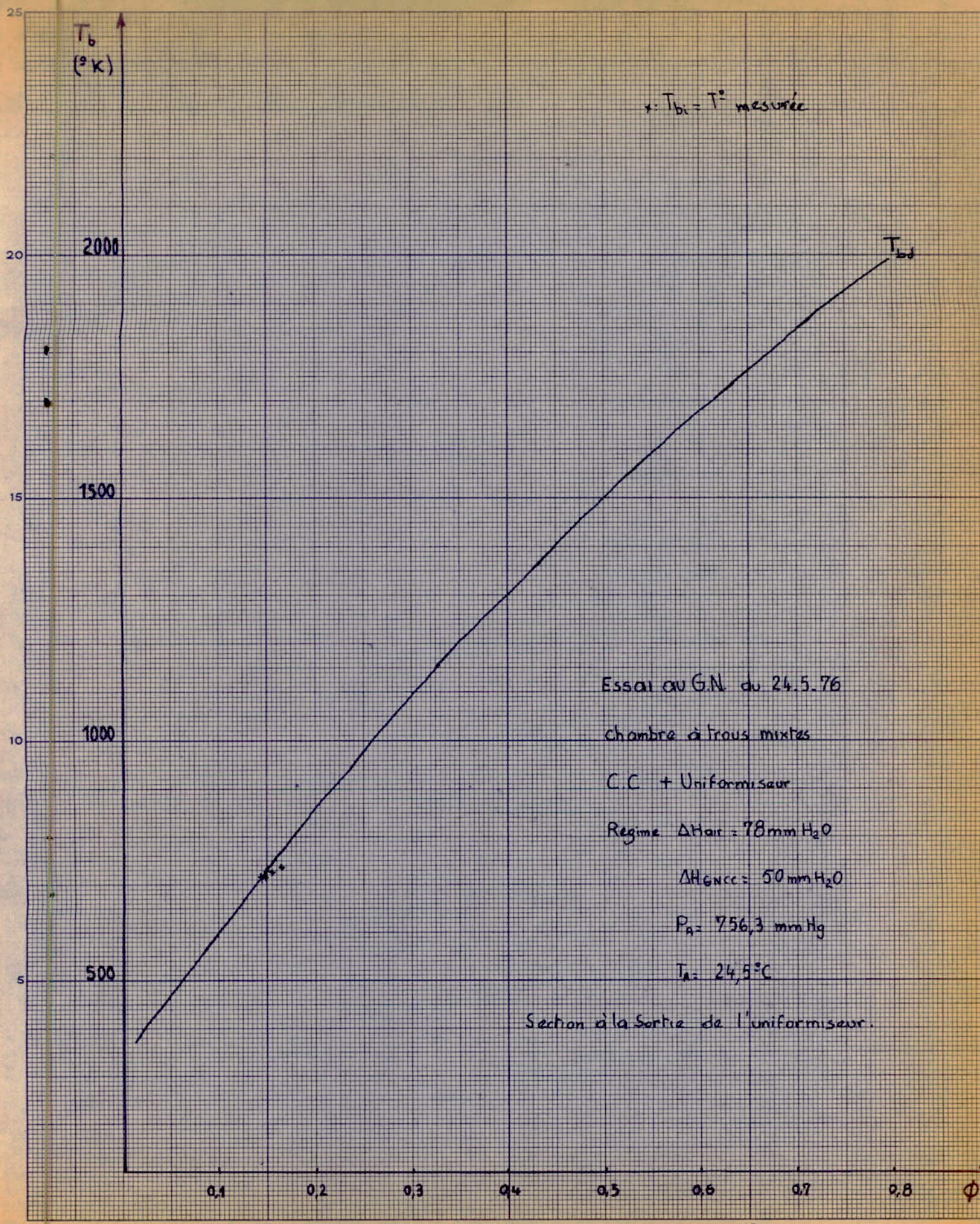
DEPOUILLEMENT

- C-C SANS PRECHAUFFE

- C-C + PANIER, SANS

- RALLONGE

$P_{G.N.C.P}$	bar absolu								
$T_{G.N.C.P}$	$^{\circ}K$								
$\rho_{G.N.C.P}$	kg/m^3								
$\dot{m}_{G.N.C.P}$	g/s								
$P_{G.N.C.C.}$	bar absolu	10	10	10	10	10			
$T_{G.N.C.C.}$	$^{\circ}K$	295	295	295	295	295			
$\rho_{G.N.C.C.}$	kg/m^3	7,704	7,704	7,704	7,704	7,704			
$\dot{m}_{G.N.C.C.}$	g/s	7,960	7,960	7,960	7,960	7,960			
T_{air}	$^{\circ}K$	325	327	327	327	327			
ρ_{air}	kg/m^3	1,184	1,184	1,184	1,184	1,184			
\dot{m}_{air}	g/s	857,6	857,6	857,6	857,6	857,6			
T_{sonde}	$^{\circ}K$	713	743	713	723	723			
T_{sortie}	$^{\circ}K$	933	933	933	933	933			
$a'CO_2r$	%	1,565	1,826	1,565	1,656	1,656			
$a'CO_2T$	%	1,630	1,826	1,565	1,695	1,656			
aCO	%	0	0	0	0	0			
$a'O_2$	%	17,875	17,375	18	17,675	17,75			
Φ_g	$\frac{C/A}{\rho}$	0,142	0,142	0,142	0,142	0,142			
Φ_l	$\frac{a'CO_2}{\rho(\phi)}$	0,145	0,165	0,142	0,155	0,150			
η_c	$\frac{a'CO_2r}{a'CO_2T}$	0,960	1	1	0,976	1			



x: $T_b = T^\circ$ mesurée

Essai au G.N. du 24.5.76

chambre à trous mixtes

C.C + Uniformiseur

Régime $\Delta H_{air} = 78 \text{ mm H}_2\text{O}$

$\Delta H_{GCC} = 50 \text{ mm H}_2\text{O}$

$P_A = 756,3 \text{ mm Hg}$

$T_A = 24,5^\circ\text{C}$

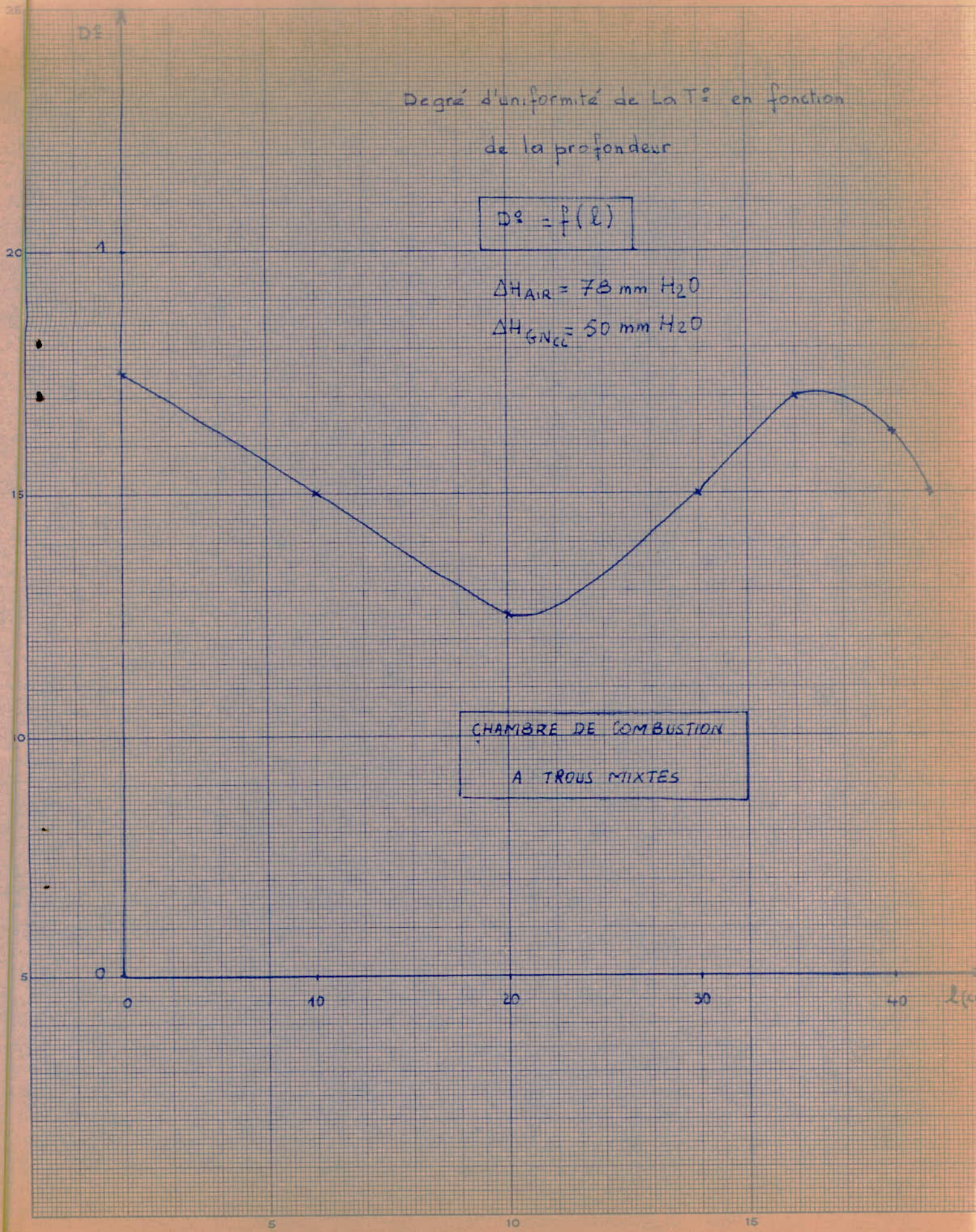
Section à la sortie de l'uniformiseur.

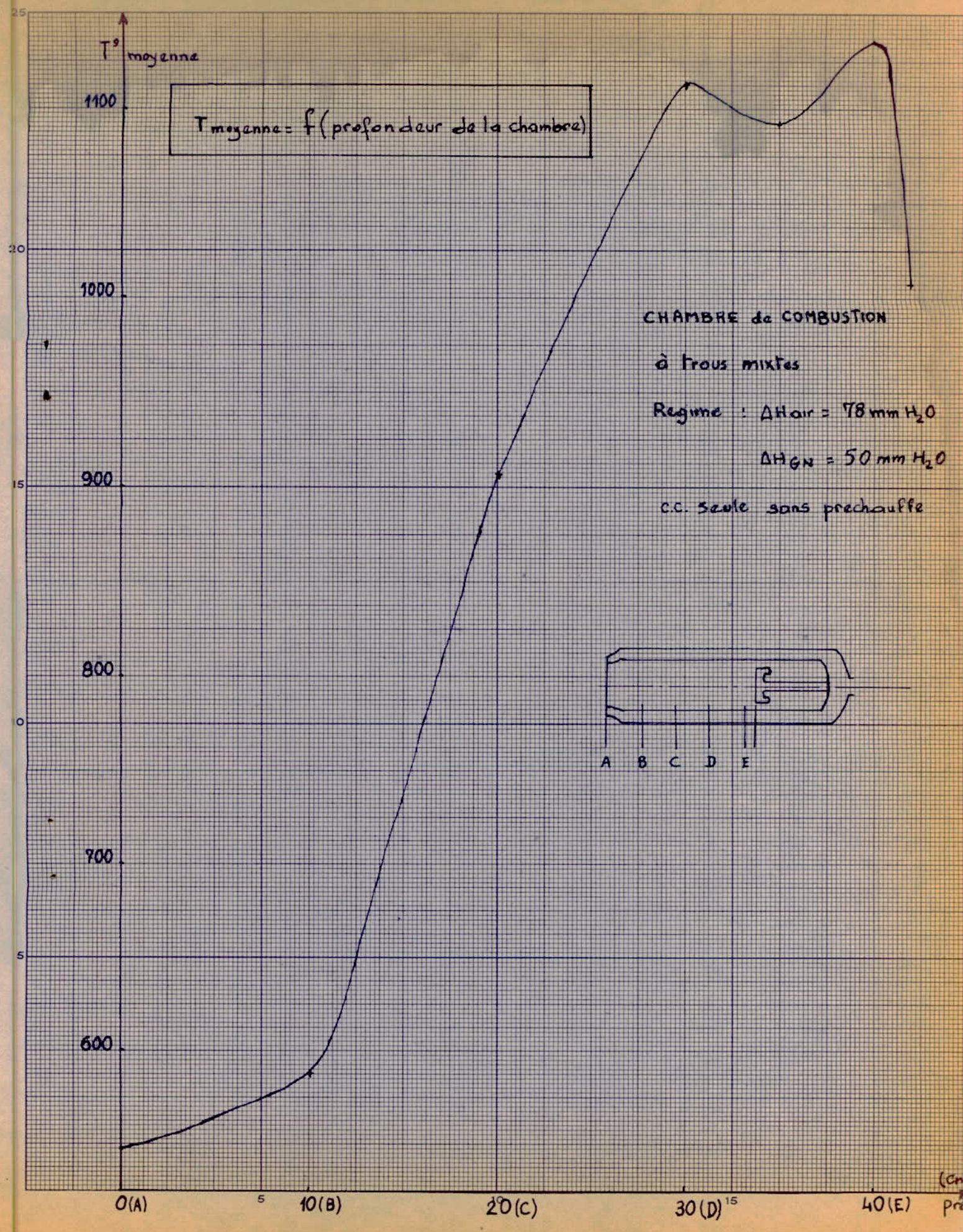
Degré d'uniformité de La T₂ en fonction de la profondeur

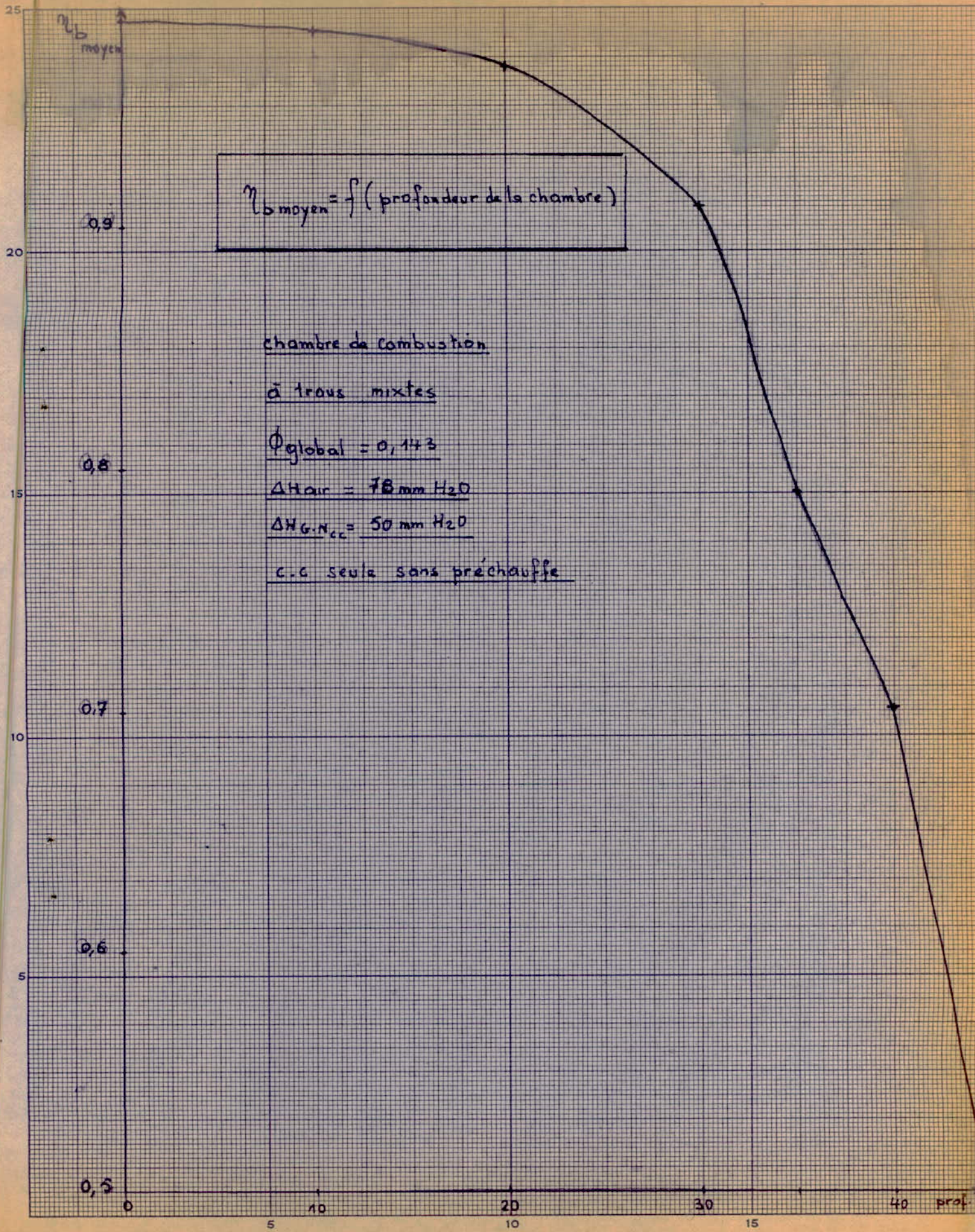
$$D\% = f(l)$$

$$\Delta H_{AIR} = 78 \text{ mm H}_2\text{O}$$

$$\Delta H_{GNCC} = 50 \text{ mm H}_2\text{O}$$







chambre de combustion

à trous mixtes

$\phi_{\text{global}} = 0,143$

$\Delta H_{\text{air}} = 78 \text{ mm H}_2\text{O}$

$\Delta H_{G.N_{cc}} = 50 \text{ mm H}_2\text{O}$

c.c seule sans préchauffe

ERTES . D E C H A R G E S
=O=

PERTES DE CHARGES
-o-o-o-o-o-o-o-o-o-

Une bonne chambre de combustion doit permettre la combustion complète du carburant avec le minimum de pertes de charges, sa réalisation fait appel en grande partie à l'expérience. La théorie ne permet que d'évaluer les performances de la chambre et de guider le constructeur .

La perte de charge, qui est un paramètre important, s'évalue en décomposant celle-ci en deux parties:

$$\Delta P = \Delta P_a + \Delta P_{\text{thermiques}}$$

ΔP_a : étant la perte de charge aérodynamique ; elle se mesure généralement à froid et se définit de la façon suivante :

$$\Delta P_a = \frac{P_{t5} - P_{t6}}{P_{t5}}$$

(5) : entrée de la chambre

(6) : sortie de la chambre

ou encore par :

$$K = \frac{P_{t5} - P_{t6}}{I/2 \cdot V_5^2}$$

ΔP : perte de charge totale; elle se mesure à chaud et se définit de la façon suivante :

$$\Delta P = \frac{P_{t5} - P_{t6}}{P_{t5}}$$

$\Delta P_{\text{thermiques}}$: étant les pertes de charges thermiques.

Calcul des pertes de charges thermiques :

- 1/ Méthode expérimentale :

Elles peuvent être aussi déterminées à partir de la mesure de ΔP_{totale} et de ΔP_a :

$$\Delta P_{\text{th}} = \Delta P - \Delta P_a$$

2/ Méthode théorique :

Ces pertes thermiques peuvent être aussi déterminées théoriquement à partir de l'équation de Rayleigh suivante qui considère :

- une section constante
- l'absence de frottement
- un apport de chaleur
- un régime permanent

$$\frac{P_{t6}}{P_{t5'}} = \frac{I + \gamma M_{5'}^2}{I + \gamma M_{6'}^2} \left[\frac{I + \frac{\gamma - 1}{2} M_{6'}^2}{I + \frac{\gamma - 1}{2} M_{5'}^2} \right]$$

$M_{5'}$: étant le mach des gaz dans la zone primaire ; la vitesse dans cette zone étant pratiquement nulle. On prendra $M_{5'} = 0$ d'où

$$\frac{P_{t6}}{P_{t5'}} = \frac{I}{I + \gamma M_{6'}^2} \left[I + \frac{\gamma - 1}{2} M_{6'}^2 \right]$$

Ce qui donne

$$\begin{aligned} \Delta P_{\text{th}} &= 1 - \frac{P_{t6}}{P_{t5'}} \\ &= \frac{P_{t5'} - P_{t6}}{P_{t5'}} \end{aligned}$$

PLAN DE CALCUL DES PERTES DE CHARGES

-o-

a / Calcul du Mach :

Il est déterminé à partir de la relation suivante découlant du théorème de Barré de Saint-Venant :

$$\frac{P_i}{P} = \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}}$$

$$\text{d'où } M = \left(\left[\left(\frac{P_i}{P} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right] \cdot \frac{2}{\gamma - 1} \right)^{\frac{1}{2}}$$

Cette dernière relation applicable en écoulement isentropique subsonique permet de calculer le nombre de Mach à partir de la pression totale P_t donnée par la sonde (puisque $P_i = P_t$) et de la pression statique P

b / Calcul de la vitesse d'écoulement des gaz :

Elle est évaluée à partir de l'expression du Mach

$$M = \frac{V}{a}$$

avec : - $a = (rT)^{0,5}$ soit la vitesse locale du son

- $r =$ constante du gaz en $J/kg \cdot ^\circ K$

- $\gamma = 1,405$ pour l'air frais ; pour les gaz, il est déterminé à partir des courbes $\gamma = f (\phi)$ et de T (pour les valeurs de ϕ_{loc} voir le dépouillement ci-après.).

- $T =$ température mesurée au point considéré, en $^\circ K$

Commentaire (c-c à trous mixtes)

I / Pertes de charges $\frac{P_{tr} - P_{ts}}{P_{ts}} = f (M_s) :$

- A froid :

Pour cette chambre les pertes aérodynamiques augmentent continument avec le Mach ; pour un Mach = 0,1 les pertes sont de 1% .

- A chaud (avec combustion) :

a/ Débit de G - N constant :

Dans ce cas, la courbe des pertes de charges a la même allure que celle à froid; pour un Mach = 0,1 les pertes sont de 1,5 % . Cette augmentation de pertes à chaud traduit l'existence des pertes thermiques.

b/ Débit d'air constant :

La variation du débit de gaz n'influe pratiquement pas sur la variation des pertes de charges .

II / Pertes thermiques :

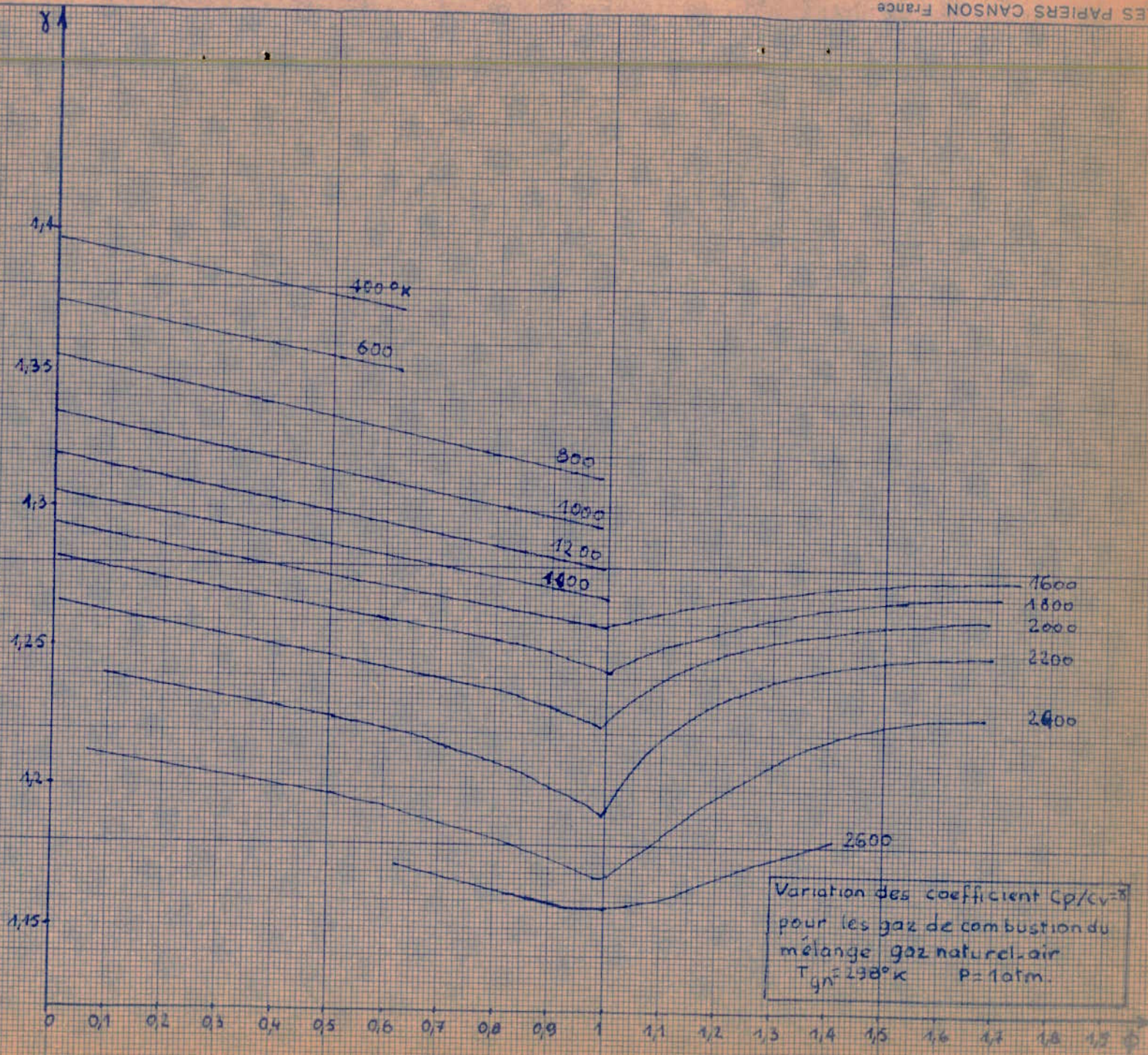
Pour un Mach d'entrée inférieur ou égal à 0,05, elles sont pratiquement nulle . Au delà de cette valeur du Mach, les pertes thermiques augmentent avec celui-ci .

Pour Mach = 0,2 les pertes sont égales à environ 7 / 1000 : elles sont négligeables devant les pertes aérodynamiques (voir annexe pour le calcul théorique) .

Ci-dessous le tableau de valeurs des pertes thermiques obtenues par les méthodes expérimentale et théorique :

2,6.	3,22.	3,49.	3,64.	4,8.	5,67.	6,47.	5,78.	Méthode
10 ⁻³	10 ⁻³	10 ⁻³	10 ⁻³	10 ⁻³	10 ⁻³	10 ⁻³	10 ⁻³	Expérimentale
1,67	2,18.	2,51.	3,40.	4,12.	5,20.	5,95.	7,43.	Méthode
10 ⁻³	10 ⁻³	10 ⁻³	10 ⁻³	10 ⁻³	10 ⁻³	10 ⁻³	10 ⁻³	Théorique

Cette différence s'explique de la même façon que pour la chambre à trous circulaires.



CHAMBRE DE COMBUSTION
A TROUS MIXTES
(A Froid)

P_{S5}/P_{t5}	0,9979	0,9962	0,9953	0,9933	0,9907	0,9871	0,9846	0,9804
M_5	0,055	0,073	0,083	0,098	0,116	0,136	0,149	0,168
P_{S6}/P_{t6}	0,9997	0,9995	0,9990	0,9985	0,9980	0,9973	0,9969	0,9961
M_6	0,020	0,026	0,038	0,046	0,053	0,063	0,066	0,074
A_5 (m/s)	362	362	362	362	362	362	362	362
V_5 (m/s)	19,91	26,42	30,04	35,47	41,99	49,23	53,94	60,81
$P_{t5} - P_{t6} / P_{t5}$	$3,37 \cdot 10^{-3}$	$5,67 \cdot 10^{-3}$	$7,01 \cdot 10^{-3}$	$9,95 \cdot 10^{-3}$	$14 \cdot 10^{-3}$	$19,12 \cdot 10^{-3}$	$22,72 \cdot 10^{-3}$	$29,02 \cdot 10^{-3}$
$P_{t5} - P_{t6} / \frac{1}{2} \rho V_5^2$	0,147	0,141	0,135	0,138	0,139	0,139	0,138	0,140

CHAMBRE DE COMBUSTION

A TROUS MIXTES

DEBIT de GN constant = 7,987 g/s

$P_A = 759,7 \text{ mmHg}$

$T_A = 21,5^\circ\text{C}$

ΔH_{GNCl} mmH ₂ O	50	50	50	50	50	50	50	50
ΔH_{air} mmH ₂ O	27	40	55	78	110	153	182	235
P_{E_5} rel mmH ₂ O	80	115	135	178	242	319	369	453
P_{B_5} rel mmH ₂ O	55	70	85	110	145	183	208	253
P_{E_4} rel mmH ₂ O	17	22	25	35	43	55	63	78
P_{GN} rel (bar)	9	9	9	9	9	9	9	9
T° air comp ($^{\circ}\text{C}$)	54	54	54	53	52	50	50	49
T° GN ($^{\circ}\text{C}$)	20	20	20	20	20	20	20	20
T° sortie ($^{\circ}\text{C}$)	1190	1000	900	780	680	420	380	320

DEPOUILLEMENT

CHAMBRE A TROUS MIXTES

G.N. = constante

$P_{G.N.C.P}$	bar absolu								
$T_{G.N.C.P}$	$^{\circ}K$								
$\rho_{G.N.C.P}$	kg/m^3								
$\dot{m}_{G.N.C.P}$	g/s								
$P_{G.N.C.C.}$	bar absolu	10	10	10	10	10	10	10	10
$T_{G.N.C.C.}$	$^{\circ}K$	293	293	293	293	293	293	293	293
$\rho_{G.N.C.C.}$	kg/m^3	7,756	7,756	7,756	7,756	7,756	7,756	7,756	7,756
$\dot{m}_{G.N.C.C.}$	g/s	7,987	7,987	7,987	7,987	7,987	7,987	7,987	7,987
T_{air}	$^{\circ}K$	327	327	327	326	325	323	323	322
ρ_{air}	kg/m^3	1,198	1,198	1,198	1,198	1,198	1,198	1,198	1,198
\dot{m}_{air}	g/s	507	617	724	862	1024	1208	1317	1497
T_{sonde}	$^{\circ}K$								
T_{sortie}	$^{\circ}K$	1463	1273	1173	1053	953	693	653	593
a'_{CO_2r}	%								
a'_{CO_2T}	%								
a_{CO}	%								
a'_{O_2}	%								
ϕ_g	$\frac{C/A}{P_A}$	0,242	0,199	0,169	0,142	0,120	0,102	0,093	0,082
ϕ_l	$\frac{a'_{CO_2r}}{P(\phi)}$								
η_c	$\frac{a'_{CO_2r}}{a'_{CO_2T}}$								

CHAMBRE DE COMBUSTION
A TROUS MIXTES

Débit G.N = $C_t^* = 7,987 \text{ g/s}$
(à chaud)

P_{s5}/P_{t5}	0,9976	0,9957	0,9952	0,9935	0,9908	0,9872	0,9849	0,9814
δ_5	1,405	1,405	1,405	1,405	1,405	1,405	1,405	1,405
M_5	0,059	0,079	0,083	0,096	0,115	0,136	0,157	0,164
P_{s6}/P_{t6}	0,9983	0,9978	0,9976	0,9966	0,9958	0,9947	0,9939	0,9925
δ_6	1,294	1,307	1,315	1,324	1,335	1,361	1,366	1,370
T_6 (°K)	1463	1273	1173	1053	953	693	653	593
M_6	0,051	0,058	0,062	0,072	0,079	0,088	0,094	0,105
a_5 (m/s)	363,12	363,12	362,56	362,56	362,01	360,89	360,87	360,33
V_5 (m/s)	21,42	28,68	30,09	34,80	41,63	49,08	56,66	59,09
$\frac{P_{t5} - P_{t6}}{P_{t5}}$	$6 \cdot 10^{-3}$	$8,9 \cdot 10^{-3}$	$10,5 \cdot 10^{-3}$	$13,6 \cdot 10^{-3}$	$18,8 \cdot 10^{-3}$	$24,8 \cdot 10^{-3}$	$28,6 \cdot 10^{-3}$	$34,8 \cdot 10^{-3}$

CHAMBRE DE COMBUSTION

A TROUS MIXTES

DEBIT d'air constant = 862 g/b

$P_A = 759,7 \text{ mmHg}$

$T_A = 21,5^\circ\text{C}$

ΔH_{GNCC} mm H ₂ O	78	102	127	154	180	227		
ΔH_{air} mm H ₂ O	78	78	78	78	78	78		
P_{E5} rel mm H ₂ O	195	198	204	217	221	227		
P_{S5} rel mm H ₂ O	125	130	135	140	150	155		
P_{E6} rel mm H ₂ O	35	32	28	30	32	32		
$P_{G.N.}$ rel (bar)	9	9	9	9	9	9		
$T^\circ_{air\ comp}$ (°C)	52	52	53	53	53	53		
$T^\circ_{G.N.}$ (°C)	22	22	21	20	19	19		
T°_{sortie} (°C)	700	900	970	1000	1030	1050		

CHAMBRE DE COMBUSTION
A TROUS MIXTES

Débit d'air = $\dot{Q}_s = 862 \text{ g/s}$
($\bar{\alpha}$ chaud)

P_{s5}/P_{t5}	0,9933	0,9935	0,9934	0,9932	0,9932	0,9934
δ_5	1,405	1,405	1,405	1,405	1,405	1,405
M_5	0,098	0,096	0,097	0,099	0,099	0,097
P_{s6}/P_{t6}	0,9966	0,9969	0,9973	0,9971	0,9969	0,9969
δ_6	1,330	1,314	1,306	1,305	1,302	1,300
$T_6(^{\circ}\text{K})$	973	1173	1243	1273	1303	1323
M_6	0,072	0,069	0,065	0,067	0,069	0,069
$a_5 \text{ (m/s)}$	362	362	362,56	362,56	362,56	362,56
$V_5 \text{ (m/s)}$	35,47	34,75	35,17	35,89	35,89	35,17
$\frac{P_{t5} - P_{t6}}{P_{t5}}$	$15,2 \cdot 10^{-3}$	$15,8 \cdot 10^{-3}$	$16,7 \cdot 10^{-3}$	$17,7 \cdot 10^{-3}$	$17,9 \cdot 10^{-3}$	$18,2 \cdot 10^{-3}$

$10^3 \frac{P_{t5} - P_{t6}}{P_{t5}}$

$\frac{P_{t5} - P_{t6}}{P_{t5}} = f(\text{Mach entrée c.c.})$

Perte de charge (à chaud)

$\dot{m}_{GN} = 7,987 \text{ g/s} = \text{cte}$

Perte de charge aérodynamique (à froid)

Perte de charge (à chaud)

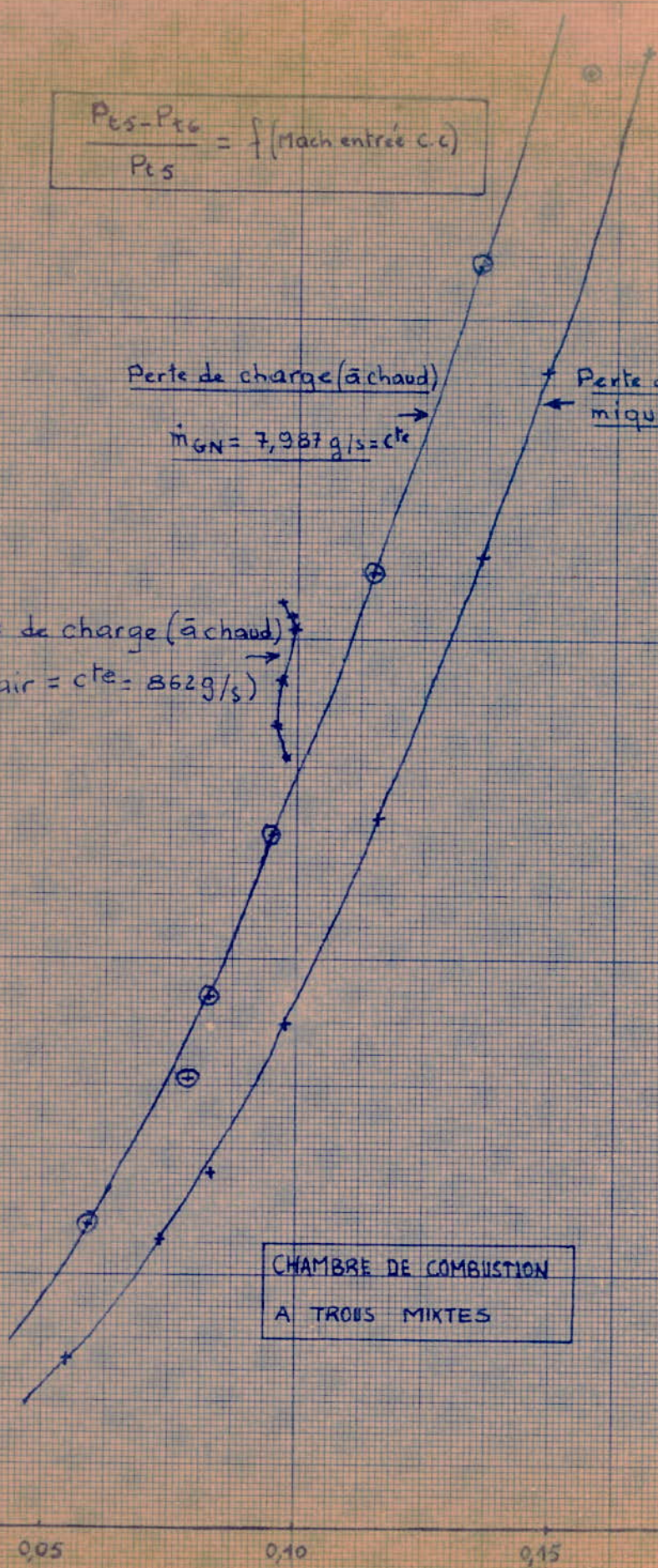
($\dot{m}_{air} = \text{cte} = 862 \text{ g/s}$)

CHAMBRE DE COMBUSTION
A TROIS MIXTES

25
20
15
10
5
0

0,05 0,10 0,15 0,20 M5

05 21 01 2

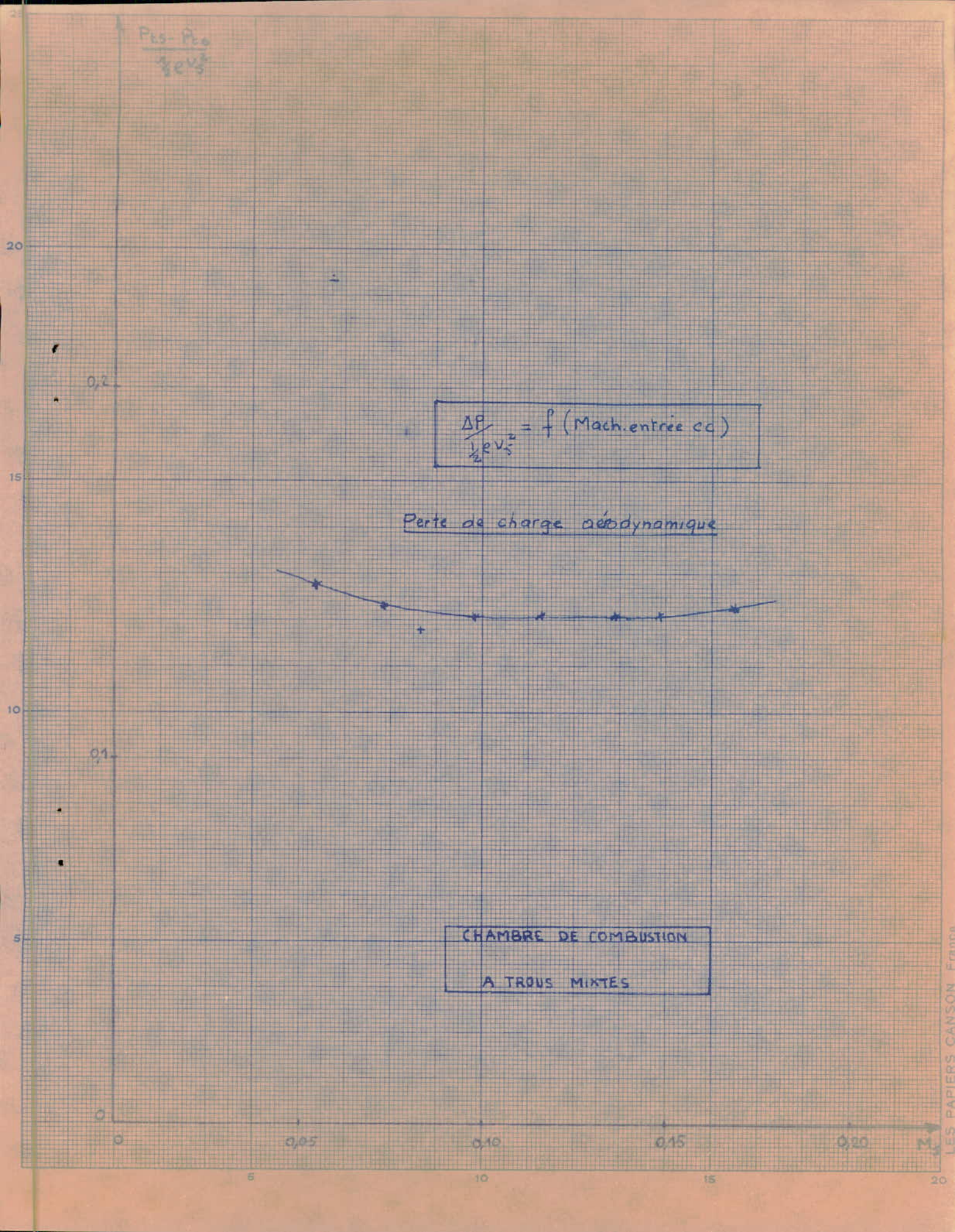


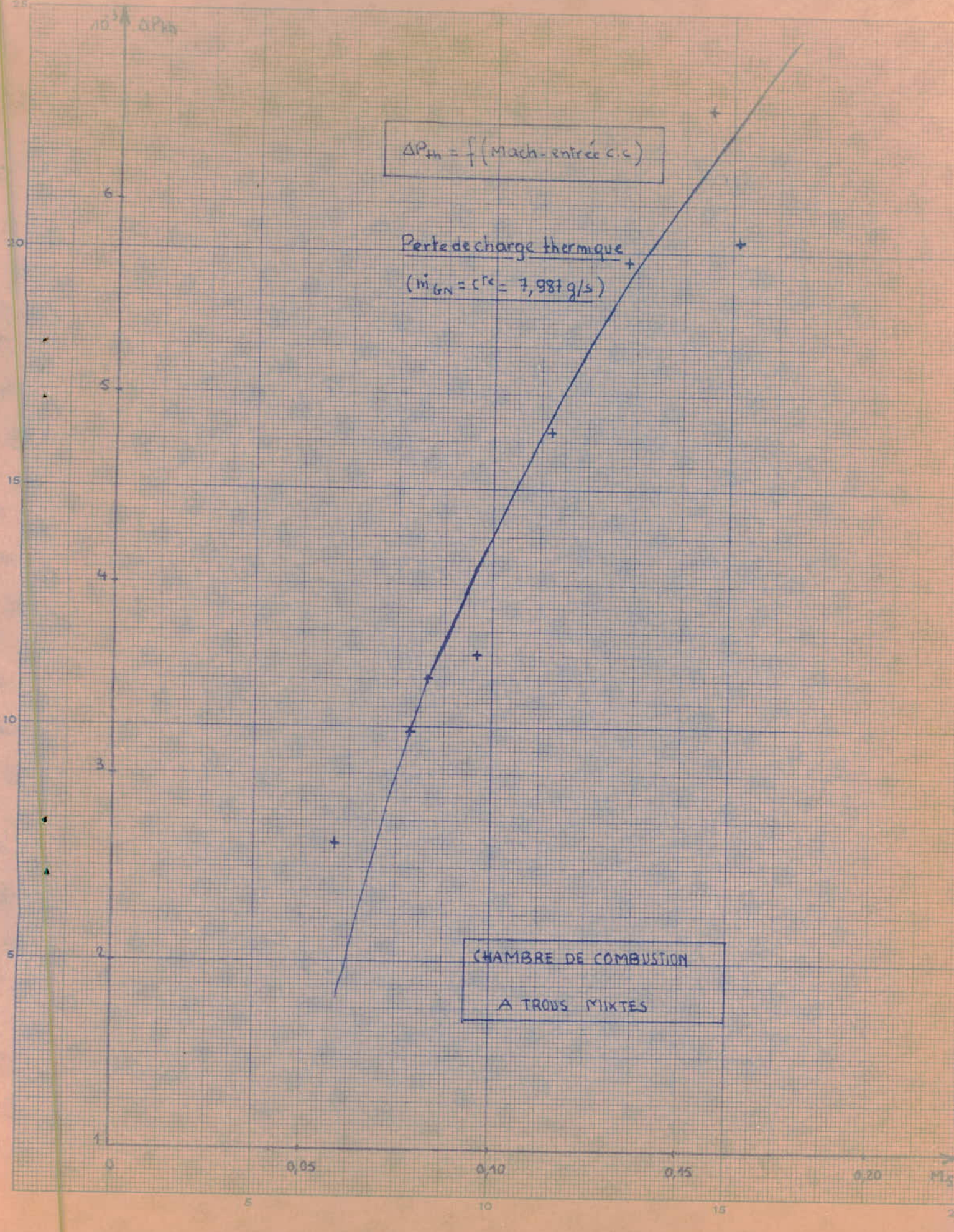
$$\frac{P_{05} - P_{06}}{\frac{1}{2} \rho V_5^2}$$

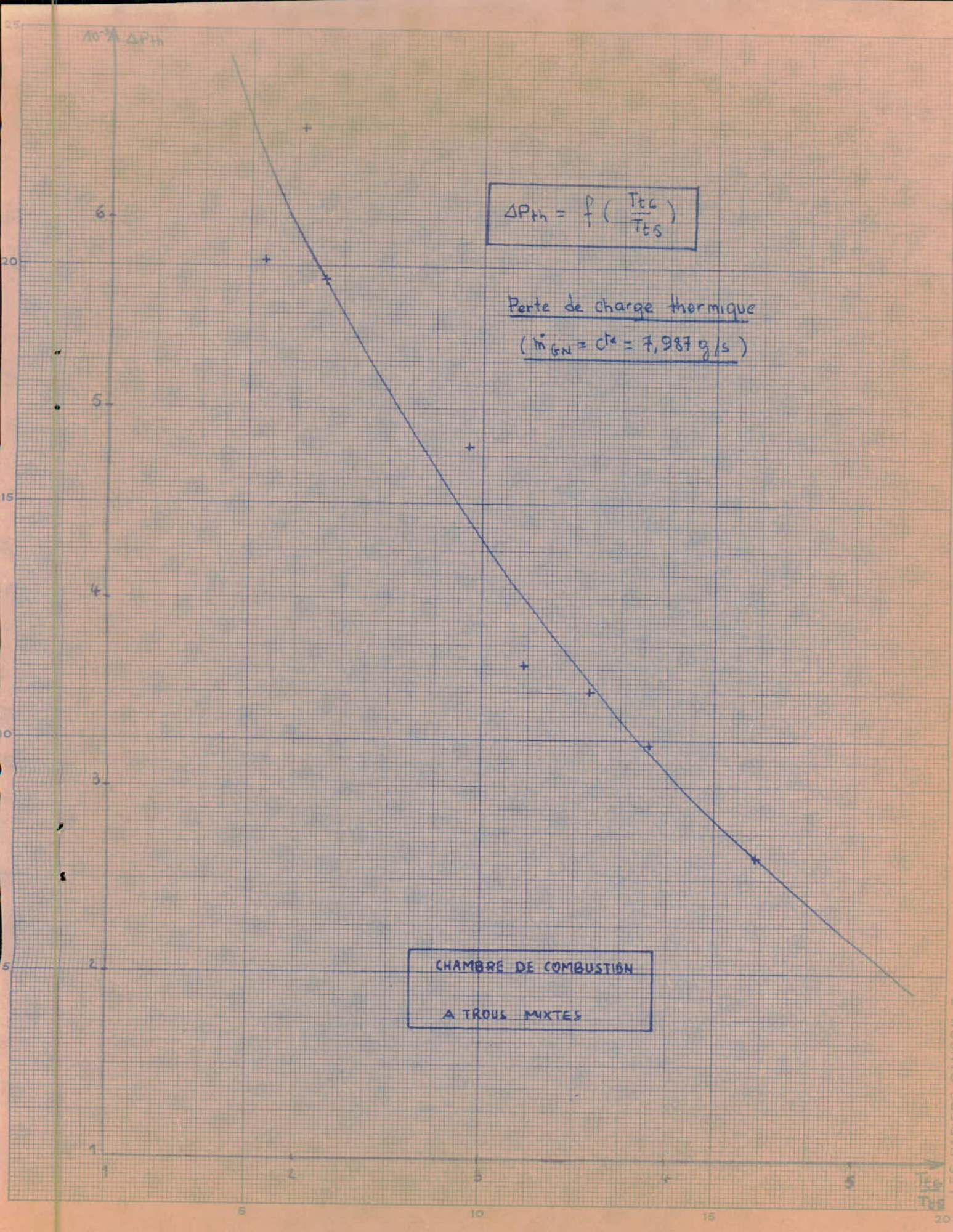
$$\frac{\Delta P}{\frac{1}{2} \rho V_5^2} = f(\text{Mach. entrée cc})$$

Perte de charge aérodynamique

CHAMBRE DE COMBUSTION
A TROUS MIXTES







$10^3 \Delta P_{th}$

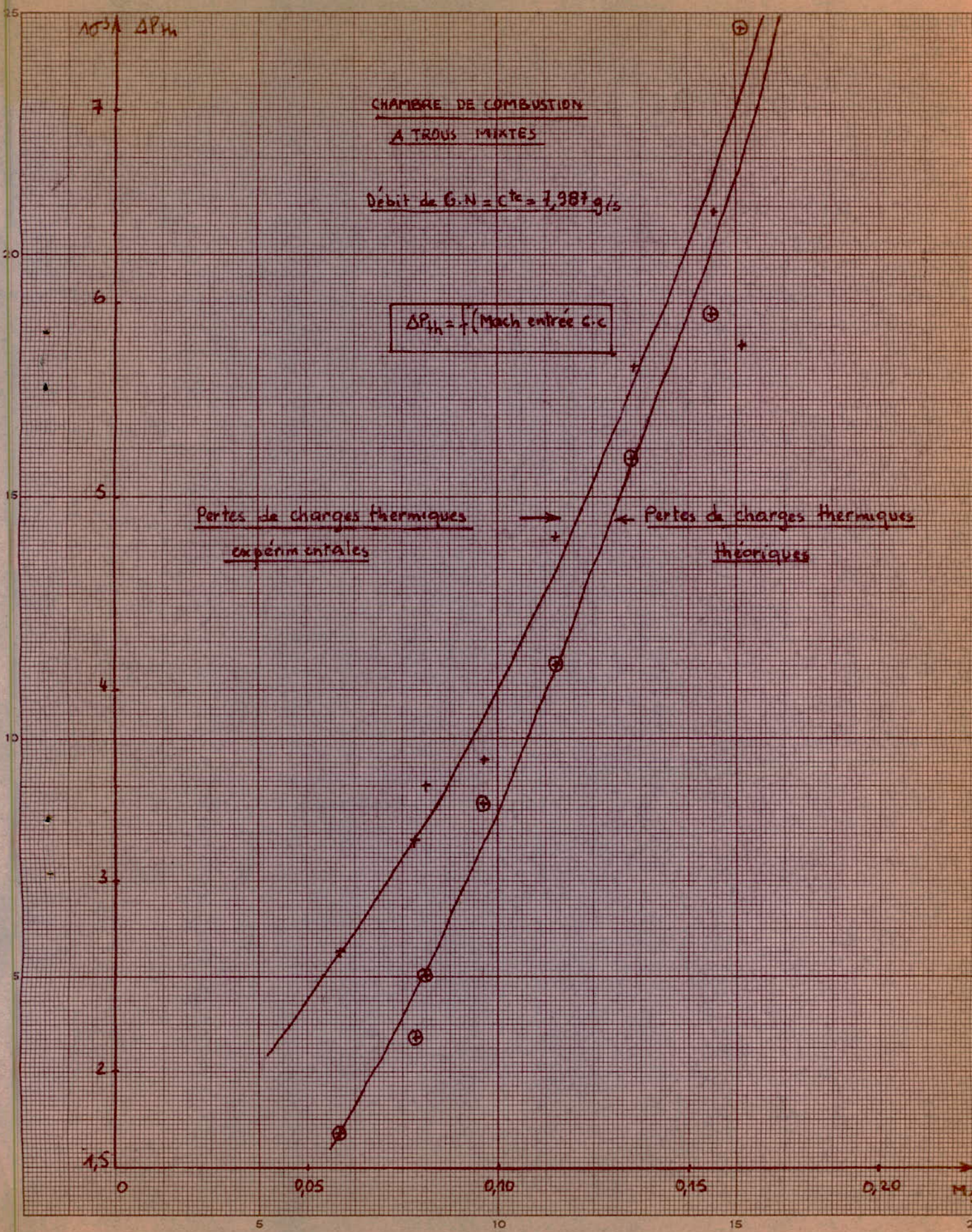
CHAMBRE DE COMBUSTION
A TROUS MIXTES

Débit de G.N = $C^* = 7,987 \text{ g/s}$

$\Delta P_{th} = f(\text{Mach entrée c.c.})$

Pertes de charges thermiques
expérimentales

Pertes de charges thermiques
théoriques



II O N C L U S I O N

=O=O=O=O=O=O=O=O=O=

- C O N C L U S I O N -
-o-o-o-o-o-o-o-o-o-o-

Comparaison des deux chambres à trous circulaires et à trous mixtes :

Les caractéristiques à la sortie de la chambre étant les plus déterminants, la comparaison sera faite en général pour cette section .

1° / Du point de vue rendement de combustion :

A la sortie on a obtenu les rendements moyens suivants :

- chambre de combustion à trous circulaires :

$$\eta_b = 0,97$$

- chambre de combustion à trous mixtes :

$$\eta_b = 0,985$$

2° / Du point de vue températures à la sortie :

- chambre de combustion à trous circulaires :

$$T_{\max} = 670^{\circ}\text{C}$$

$$T_{\text{MOY}} = 530^{\circ}\text{C}$$

- chambre de combustion à trous mixtes :

$$T_{\max} = 860^{\circ}\text{C}$$

$$T_{\text{moy}} = 548^{\circ}\text{C}$$

N.B/ La T° moyenne pour la chambre de combustion à trous mixtes a été toujours supérieure à celle de l'autre chambre pratiquement pour toutes les sections considérées .

3° / Du point de vue homogénéité de la T° à la sortie :

- chambre de combustion à trous circulaires :

$$\text{degré d'homogénéité} = 4/5$$

- chambre de combustion à trous mixtes :

$$\text{degré d'homogénéité} = 5/6$$

On fait remarquer que l'homogénéité est une caractéristique de la chambre d'une importance capitale .

4° / Du point de vue pertes de charges :

On remarque que les pertes de charges de la chambre à trous circulaires sont moindres que celles de la chambre à trous mixtes quoique relativement négligeables dans les deux cas , de l'ordre de 3% au maximum ; l'explication vient du fait que la section des trous sur la surface latérale du premier tube de flamme est supérieure à celle du second, ce qui augmente les frottements pour ce dernier ;

Des valeurs expérimentales ci dessus , on pourrait dire que la chambre à trous mixtes :

- donne une meilleure combustion
- permet l'obtention d'une température de sortie supérieure (autrement dit une poussée plus grande)
- assure une homogénéité de température plus complète, conséquence d'une meilleure dilution ; cette homogénéité permet alors une répartition plus uniforme des contraintes sur les aubes de la turbine , favorable à sa résistance .

Le rendement de combustion , la température et l'homogénéité plus élevés pour la chambre à trous mixtes sont le résultat d'une bonne répartition des trous et de leurs formes .

En conclusion, la chambre de combustion à trous mixtes s'avère plus avantageuse que celle à trous circulaires (du moins pour ce régime arbitrairement choisi.) .

Calcul des pertes thermiques dans la chambre de combustion:

Les gaz chauds traversant la chambre de combustion cèdent une partie de leur chaleur par convection forcée à la paroi interne ; cette chaleur est transmise par conduction à la paroi extérieure pour se transmettre à l'air ambiant essentiellement par convection naturelle (libre)

Vu que les flux de chaleur par convection forcée, par conduction et par convection naturelle sont égaux on utilisera pour nos calculs le dernier cas à savoir que : le flux par convection naturelle qui vaut

$$\phi = h_{\text{air}} \cdot S_e (T_{p2} - T_{\text{air}})$$

ϕ en Kcal/h

h_{air} en Kcal/m².h.°

T_{air} : température de l'air ambiant

T_{p2} : température de la paroi extérieure

S_e : surface latérale de la chambre de combustion

h_{air} : est le coefficient de transfert de chaleur par convection naturelle

Son calcul est donné par la formule suivante :

$$\frac{h_{\text{air}}}{T^{0,25}} = \frac{5,3}{D^{0,25}}$$

d'où

$$h_{\text{air}} = 5,3 \left(\frac{T}{D} \right)^{0,25}$$

avec

D (mm) = diamètre extérieur de la chambre = 236 mm

$$T = T_{p2} - T_{\text{air}} = 90^\circ - 13^\circ = 77^\circ$$

90° étant une température approchée de la paroi extérieure

h_{air} vaudra alors :

$$h_{\text{air}} = 5,3 \left(\frac{77}{236} \right)^{0,25} = 4 \text{ Kcal/h.m}^2.\text{°}$$

$$S_e = .D.1$$

l = longueur de la chambre où a lieu la convection naturelle
= 490 mm

$$S_e = 3,14 \times 0,236 \times 0,49 = 0,363 \text{ m}^2$$

Le flux de chaleur vaudra alors :

$$\phi = 4 \cdot 0,363 \cdot 77 = 111,837$$

$$\phi = 111,837 \text{ Kcal/h}$$

Les pertes thermiques sont effectivement négligeables

N.B/

Ne pas confondre ϕ (richesse) avec ce ϕ (flux de chaleur)

ANNEXE II
=0=0=0=0=

Détermination du Mach théorique $M_{5'}$, au niveau de la zone primaire:

Les équations de Raleigh donnent:

$$\frac{T_{t6}}{T_{t5'}} = \frac{(1 + M_{5'}^2) \cdot M_6^2}{(1 + M_6^2) \cdot M_{5'}^2} \cdot \frac{1 + (-I/2) \cdot M_6^2}{1 + (-I) \cdot M_{5'}^2}$$

A partir du nombre de Mach de sortie, et du rapport d'élévation de température, déterminés par l'expérience on déduit de l'équation précédente l'expression suivante donnant $M_{5'}$:

$$\frac{-I}{2} \cdot \frac{T_{t6}}{T_{t5'}} - \frac{I}{A} - 2 M_{5'}^4 + \frac{T_{t6}}{T_{t5'} \cdot A} - 2 M_{5'}^2 - I = 0$$

avec

$$A = \frac{M_6^2 \left(1 + \frac{-I}{2} \cdot M_6^2 \right)}{\left(1 + M_6^2 \right)^2}$$

$$I = 1,405$$

$$A = f(T_{t6}, \phi_{\text{locale}})$$

$$T_{t5'} = 323^\circ\text{K} \quad (T^\circ \text{ d'entrée de la chambre de combustion})$$

D'où le tableau suivant :

a- C-C à trous circulaires :

$M_{5'}$	0,033	0,041	0,046	0,056	0,064	0,076	0,082	0,094
----------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------	-------

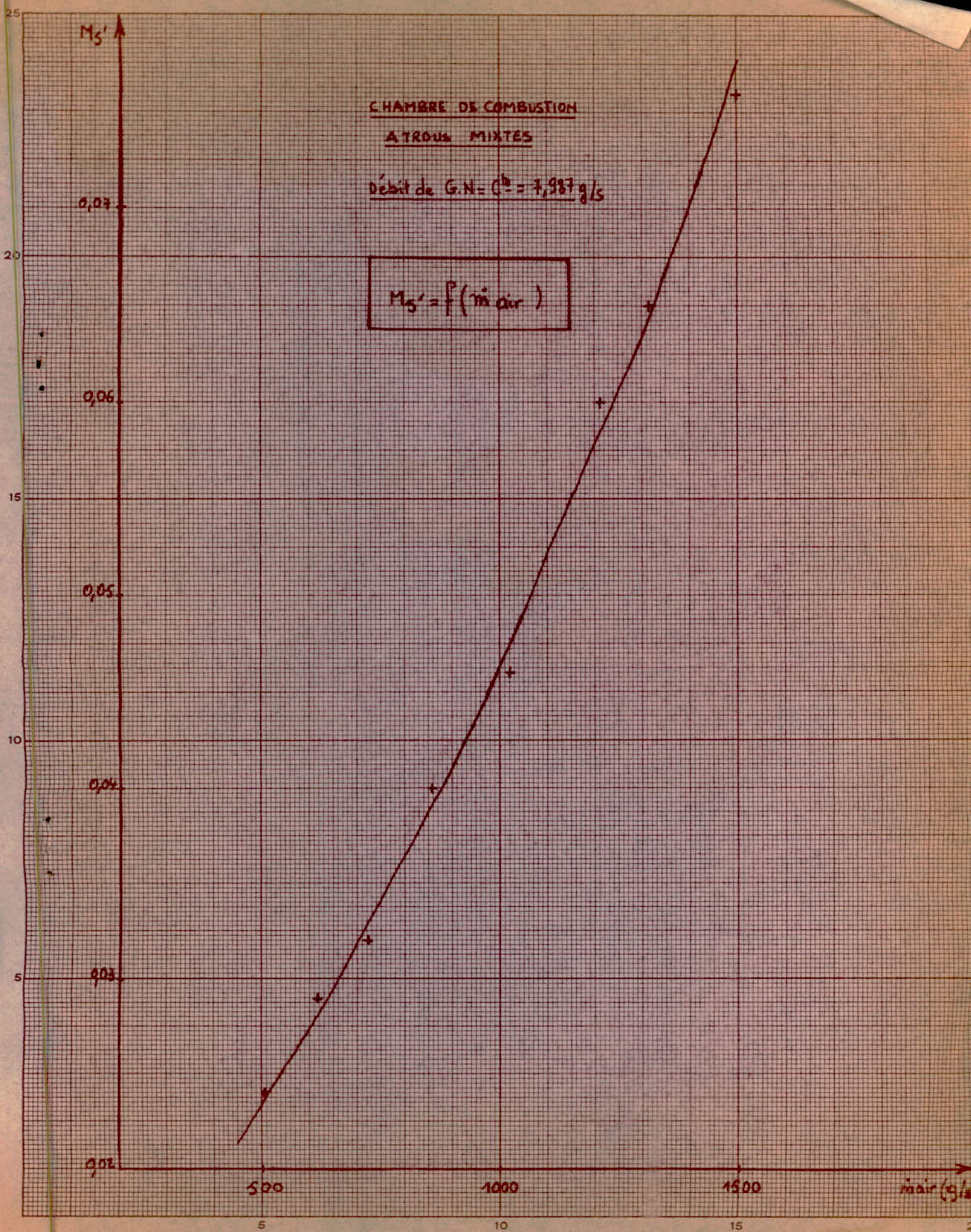
Remarque: la courbe $M_{5'} = f(m_{\text{air}})$ montre que $M_{5'}$ est pratiquement une fonction linéaire du débit d'air.

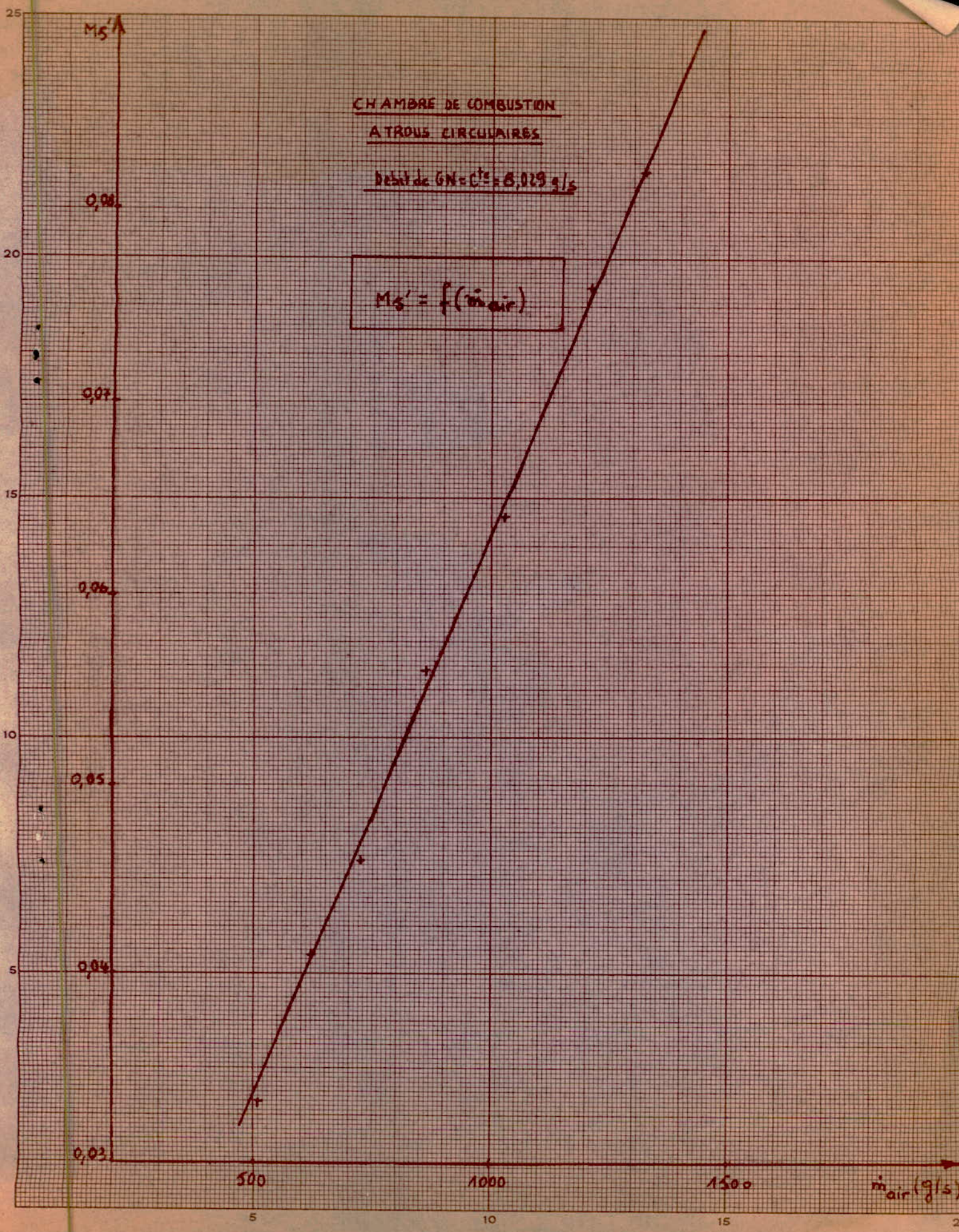
b- C-C à trous mixtes:

$M_{5,1}$	0,024	0,029	0,032	0,04	0,046	0,06	0,065	0,076
-----------	-------	-------	-------	------	-------	------	-------	-------

De même $M_{5,1}$ est approximativement une fonction linéaire du débit d'air
 (voir courbe $M_{5,1} = f (m_{\text{air}}) .)$.

L'approximation $M_{5,1} = 0$ faite antérieurement est justifiée par ces
 résultats.





BIBLIOGRAPHIE
-O-O-O-O-O-O-

- Le turboréacteur et autres moteurs à réaction
 - A. KALNIN - M. LABORIE
- Pratique de la mesure et du contrôle dans l'industrie . Tome 3
 - J. BURTON
- Recherche sur la combustion d'un mélange d'hydrocarbures
 - J. RAPPENEAU
- Document de la SNECMA
- Transmission de la chaleur
 - MAC. ADAMS
- Revue de l'institut français du pétrole
- Revue: Entropie
- Cours de M^r MATTON
 - Fluides compressibles
 - Combustion
 - Notion sur l'aérodynamique
 - Le turboréacteur
- Fusées et astronautique
 - LAROUSSE
- Thèses de fin d'études
 - Analyse de gaz de combustion (74)
 - Méthodes de mesures et essais sur chambre de combustion (73)
 - Etude théorique et expérimentale sur chambre de combustion - G-N et G-N-L - (75)

