

C N E S

18 Avenue E. Belin

31000 TOULOUSE



RAPPORT : AP-90.645.4338

OBJET : ETUDE DE LA TRAJECTOIRE D'UN ELEMENT PROPULSIF

DATE : JANVIER 1990

EXECUTE PAR : Messieurs D \_\_\_\_\_ et M \_\_\_\_\_

EXEMPLAIRES ENVOYES : 3 à l'adresse ci-dessus  
(A l'attention de Monsieur VELASCO)

S O M M A I R E

1 - INTRODUCTION

1.1 - LIMITES DE LA MISSION

1.2 - HISTORIQUE DE L'ENGIN

2 - GENERALITES SUR LES MOUVEMENTS DE L'ENGIN

2.1 - DEFINITIONS DES PARAMETRES

2.2 - EQUATIONS GENERALES DU MOUVEMENT

2.3 - PERFORMANCES DU PROPULSEUR

3 - BILANS DES FORCES

3.1 - FORCES AERODYNAMIQUES

3.2 - POIDS

4 - MODELISATION ET INFORMATISATION

5 - APPLICATION AU CAS PARTICULIER DE L'ENGIN

DETERMINATION DE LA TRAJECTOIRE ET CARACTERISATION DES ELEMENTS FINAUX (portée et angle d'arrivée).

5.1 - ENGIN CONSTITUE

5.2 - ENGIN SANS CHARGE UTILE

## 1 - INTRODUCTION

### 1.1 - OBJET ET LIMITES DE LA MISSION

A la demande du Centre National d'Etudes Spatiales (C.N.E.S.), Centre Spatial de Toulouse, l'APAVE du SUD-OUEST a réalisé une étude de la trajectoire d'un élément propulsif.

Cet élément d'origine inconnue a été récupéré en France, le 26 Février 1985 dans la localité de SAINT SULPICE de ROYAN.

Le but de ce travail est de tenter de déterminer la provenance géographique de l'objet à l'aide des informations disponibles.

Les informations dont nous disposons sont les suivantes :

- l'engin complet fourni par le CNES,
- le rapport d'enquête du GEPAN daté du 28 Février 1985,
- le rapport N° 2001/89 du CREA/PS daté du 3 Mai 1989.

### 1.2 - HISTORIQUE DE L'ENGIN

#### 1.2.1 - Origine des informations :

Dans le cadre de cette mission, l'APAVE du SUD-OUEST s'est penchée sur l'origine probable de cet engin et s'est informée auprès du Service Historique de la Marine du Musée de la Marine à PARIS. Les principales conclusions, ci-après, proviennent de ces recherches.

Pour confirmer les informations citées, il conviendrait de se rapprocher :

- du Général B| - Chef du Service Historique de l'Armée de Terre.  
|\_\_\_\_\_| ;
- du service allemand homologue, notamment sur ce qui a trait à la mise en oeuvre de l'engin.

### 1.2.2 - Principales conclusions :

#### 1.2.2.1 - Origine de l'objet :

Après recherche auprès d'organismes spécialisés de la Défense Nationale, il semble que ce propulseur est la partie arrière d'un engin Terre-Terre de type NEBEL-WERFER (lanceur de brouillard) destiné à obscurcir une zone ou une partie du "champ de bataille".

La portée de ce type de missile était faible, de l'ordre de 6 km. Ne connaissant pas les conditions de la "charge utile" au départ, nous considérerons que le propulseur s'en est "débarrassé" avant la 1ère seconde de fonctionnement.

La mise à feu a pu se produire :

- a) soit par effet thermique (ou électrique), la structure du propulseur ne présentant pas de trace de choc violent,
- b) soit par effet de choc très faible en raison de la déshomogénéisation dans le temps entre nitrocellulose et nitroglycérine (migration de la NG) liée à l'humidité interne nécessairement élevée (sup. à 30 %) (ou, cas inverse, humidité trop faible (inf. à 10 %)) qui rend la nitroglycérine sensible aux chocs.

En raison de l'origine allemande et du savoir-faire de l'époque 1939-45, il y a tout lieu de penser que le chargement du propulseur était un propergol solide homogène double base épictète moulé sans dissolvant (SD) à la nitroglycérine ou au dinitrate de diéthylénéglycol (moins chaud que la nitro) (CH<sub>2</sub> ON O<sub>2</sub> - CH<sub>2</sub> - O - CH<sub>2</sub> - CH<sub>2</sub> ON O<sub>2</sub>) réalisé par dissolution de nitrocellulose par de la nitroglycérine (proportion environ : 45 % NC + 35 % NG + 15 % H<sub>2</sub>O).

---

## 2 - GENERALITES SUR LES MOUVEMENTS DE L'ENGIN

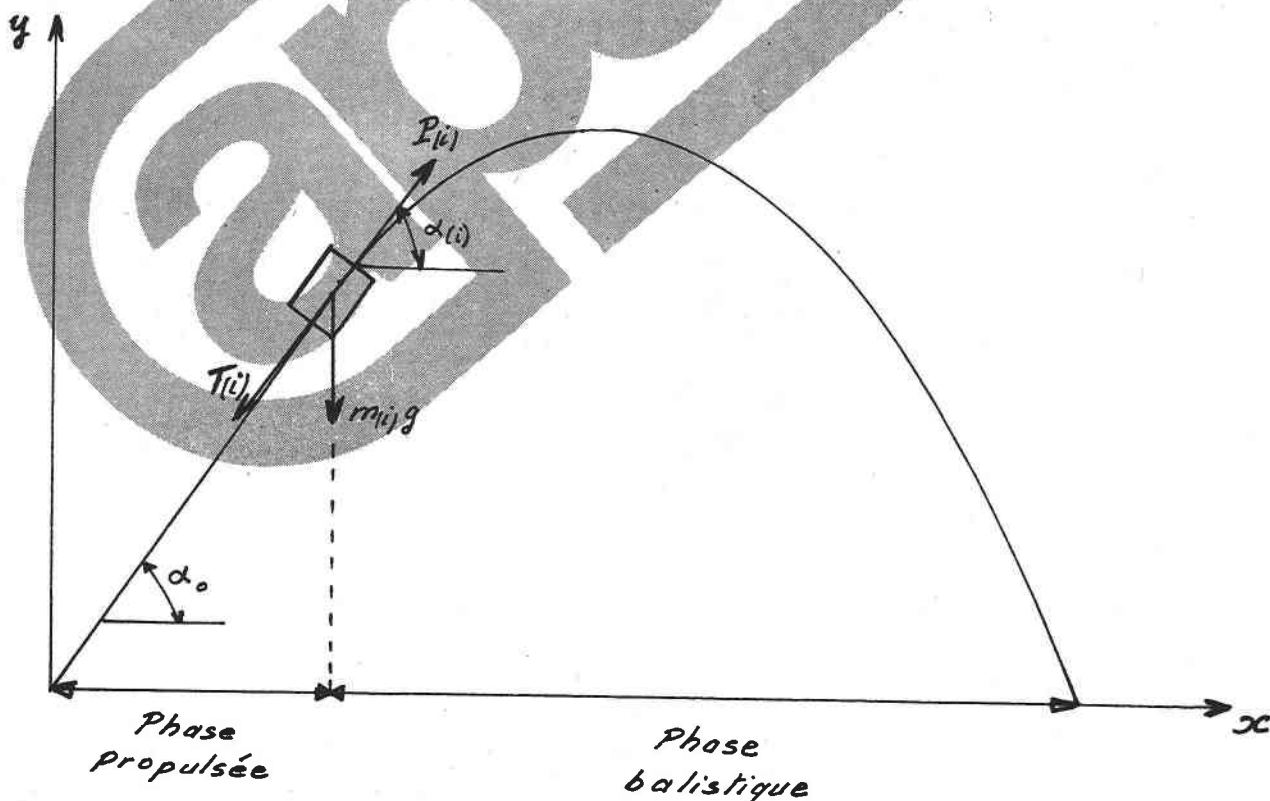
La trajectoire de l'engin peut être décomposée en deux phases :

- une phase dite propulsée où l'engin se déplacera sous trois forces principales (le poids, la traînée, la poussée),
- une phase dite balistique où l'engin se déplacera sous deux forces principales (le poids, la traînée).

La forme de l'engin est telle que la force de portance a été négligée. D'autre part, les effets gyroscopiques et de déviation de trajectoire (dérive de la trajectoire) due aux effets de la rotation autour de l'axe principal de l'engin, ont été négligés.

La masse volumique et la gravitation sont considérées comme constantes.

### 2.1 - DEFINITION DES PARAMETRES



Vitesse de l'engin suivant  $x$  :  $v_{xe}(i)$

Vitesse de l'engin suivant  $y$  :  $v_{ye}(i)$

Vitesse totale :  $v = (v_{xe}^2 + v_{ye}^2)^{1/2}$

2.2 - EQUATIONS GENERALES DU MOUVEMENT

En appliquant les lois classiques de la mécanique, on obtient : pour la phase propulsée :

$$\begin{cases} M(t) \ddot{x} = - T(\dot{x}, \dot{y}) \cdot \cos \alpha(t) + P(t) \cos \alpha(t) \\ M(t) \ddot{y} = - M(t) \cdot g - T(\dot{x}, \dot{y}) \cdot \sin \alpha(t) + P(t) \sin \alpha(t) \end{cases}$$

Pour la phase balistique :

$$\begin{cases} M(t) \ddot{x} = - T(\dot{x}, \dot{y}) \cdot \cos \alpha(t) \\ M(t) \ddot{y} = - M(t) \cdot g - T(\dot{x}, \dot{y}) \cdot \sin \alpha(t) \end{cases}$$

Dans le paragraphe 3, les fonctions  $\vec{T}(x,y)$  ;  $\vec{P}(t)$ ,  $M(t)$  seront étudiées plus en détail.

## 2.3 - PERFORMANCES DU PROPULSEUR

### 2.3.1 - Généralités

#### 2.3.1.1 - Rappel

- L'objectif du propulseur est de communiquer à une masse connue, une vitesse définie atteinte en un temps déterminé.

- La vitesse est obtenue par application de la force générée par éjection des gaz au travers de tuyères et par la différence des pressions dans le plan de sortie des tuyères, soit :

$$F_{(t)} = m_{(t)} \cdot v_{(t)} + (P_s - P_a) \cdot S_s$$

- Les variables  $m$  (masse éjectée),  $v$  (vitesse de la masse éjectée) et  $P_s$  (pression dans le plan sortie des divergents des tuyères) sont fonction de la pression génératrice existant dans la chambre de combustion.

- La pression génératrice est créée par combustion de propergol, combustion qui s'effectue à une vitesse de consommation matière  $v_p$  fonction de la pression  $P_{cc}$  créée dans la chambre de combustion. Pour une vitesse  $v_p$  donnée, la quantité de gaz émise est fonction de la valeur de la surface de combustion à un instant  $t$  donné, soit :

$$v_{p(t)} = f(P_{cc(t)}) \text{ et } P_{cc(t)} = f'(S_{cc(t)})$$

#### 2.3.1.2 - Données

Celles-ci résultent de l'examen de l'objet (OVNI), elles sont de quatre natures :

- a) géométriques : liées aux dimensions et formes du cylindre et des tuyères (Cf. annexe 1.1) et à l'aménagement interne : présence de dispositifs de blocage et d'amortissement du bloc de propergol (Cf. annexe 1.2).
- b) chimiques : caractérisant la nature donc la composition présumée du propergol à partir de la connaissance du savoir-faire des fabricants dans les années (1942-45) (Cf. annexe n° 1.3).

- c) Métallurgiques : notamment en regard de la tenue à la surpression interne de la chambre de combustion (détermination de la pression interne maximale admissible).
- d) Aspect : inexistence de trace de protections thermiques internes et non échauffement de la structure (virole) du corps de propulseur donc durée de combustion du propergol très faible et non frontale ou avec partie restante frontale de durée de combustion spécifique encore plus faible.

### 2.3.1.3 - Méthodologie

Nous déterminerons :

- le domaine de fonctionnement nominal (§ 2.3.2.1) du propulseur en y associant la connaissance des données géométriques, chimiques et métallurgiques pour en fixer les limites. Ceci nous permet de déterminer :

$$P_{cc} = f(S_{cc}) \text{ et } v_p = f'(S_{cc})$$

ainsi que les limites  $P_{cc \text{ max}}$  et  $v_p \text{ max}$ .

- la loi d'évolution de la surface de combustion (recherche de la forme initiale du bloc) satisfaisant aux conditions de stabilité et de limites du domaine de fonctionnement (§ 2.3.2.2).

$$S_{cc} = f''(t) ; S_{cc \text{ mini}} \text{ et } S_{cc \text{ max}}$$

Les conditions d'optimisation de remplissage du volume interne du corps de propulseur nous permettront d'aborder le mode de fonctionnement de la "queue de poussée".

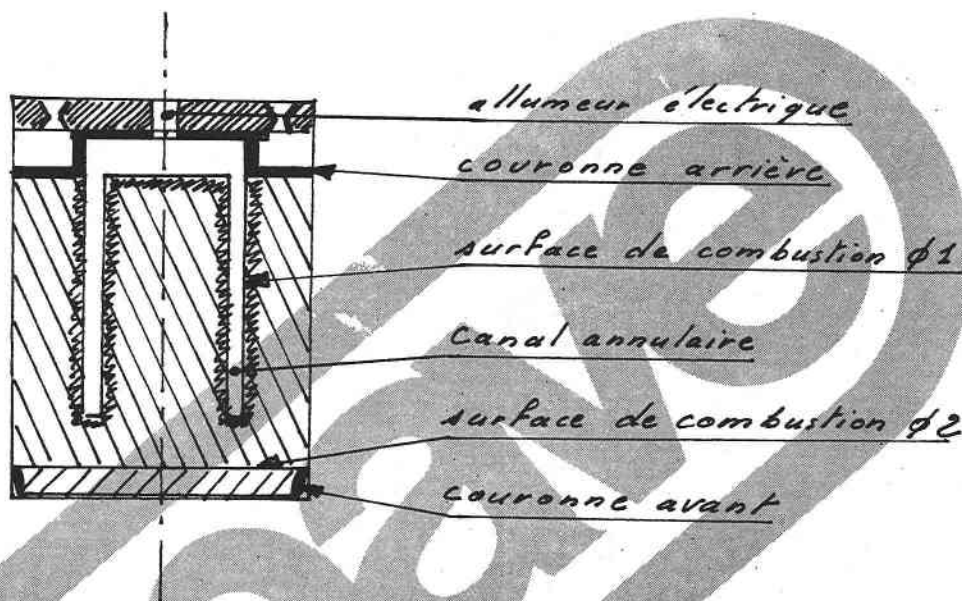
- la loi d'évolution de la pression de fonctionnement :  $P_{cc} = f''(t)$  nécessaire pour la détermination de la poussée (§ 2.3.2.3).
- la loi d'évolution de la masse : pendant la (ou les) phase(s) de combustion ainsi que celle résultant de la vidange (queue de la poussée) (§ 2.3.2.4).
- la loi d'évolution de la poussée (§ 2.3.2.5) : prend en compte la décomposition, poussée longitudinale et poussée transversale (rotation autour de l'axe longitudinal) pour stabiliser le propulseur compte tenu de l'absence de pilotage en tangage et lacet).



### 2.3.1.4 - Principales conclusions

La forme du chargement peut être assimilée à un bloc cylindrique creusé d'une couronne annulaire dont le rôle est de limiter l'évolution de la surface de combustion.

Compte tenu du volume disponible nous aurons deux phases de combustion



- En phase 1 la surface de combustion varie de  $0,1616$  à  $0,174$   $m^2$  soit pour une pression génératrice évoluant de  $80 \cdot 10^5$  à  $350 \cdot 10^5$  Pa et une durée de combustion de  $1,28$  s.
- En phase 2 la surface de combustion constante est faible :  $0,0128$   $m^2$  ce qui entraîne simultanément une vidange de la chambre de combustion de  $350 \cdot 10^5$  à  $1,83 \cdot 10^5$  Pa en environ  $0,1$  s, temps durant lequel n'aura été consommé que  $1$  mm de propergol, le reste, soit  $35$  mm, se consommant à une pression de quelques bars n'est pas pris en compte dans l'incrément de poussée.

Ces temps de combustion très faibles confirment l'aspect interne du corps du propulseur qui hormis les couronnes avant et arrière ne présente pas de trace d'agression thermique.

Le rôle de la couronne arrière est de maintenir le bloc de propergol notamment durant l'accélération tout en réservant un espace suffisant à l'écoulement des gaz vers les 26 tuyères.

La couronne avant à lamelles permet de maintenir le bloc de propergol tout en étant suffisamment élastique pour éviter :

- au montage, un serrage du bloc qui serait néfaste (explosion)
- en manutention et transport, tout mouvement ou choc qui provoquerait l'initiation du bloc.

2.3.1.5 - Dispersions

Dans chaque calcul nous avons optimiser chaque paramètre afin de rester dans le domaine de fonctionnement le plus stable possible.

On se reportera à l'annexe n° 1.4 pour le choix des valeurs de dispersion à prendre en compte.

2.3.2 - Détermination des paramètres de fonctionnement

2.3.2.1 - Domaine de stabilité de fonctionnement  $P_{cc}, V_p = f(S_{cc})$

La pression interne de fonctionnement du propulseur est déterminée par la loi de conservation de la masse : l'état d'équilibre étant celui où il y a autant de gaz émis par combustion que de gaz sortant par les tuyères.

- Débit de combustion :  $\mu_{cc} = P_{cc} \cdot S_{cc} \cdot v_{cc}$   
(cc : chambre de combustion).
- Débit éjecté par les tuyères :  $\mu_{cl} = P_{cl} \cdot S_{cl} \cdot v_{cl}$   
(cl = col tuyères)
- L'écoulement est considéré isentropique et adiabatique :

donc :  $P \cdot \rho^{-\gamma} = cte$  et  $P \cdot \rho^{-1} = \frac{R}{m} T$

d'où :  $\frac{P_{cl}}{P_{cc}} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}}$  ;  $M = \text{nombre de mach} = \frac{v}{a}$

et :  $\frac{T_{cl}}{T_{cc}} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{-1} = \frac{a_{cl}^2}{a_{cc}^2}$  ;  $a = \text{vitesse du son dans le milieu considéré}$

$T_{cc} \approx 350 + \frac{2220 \cdot Q_{ap}}{1000}$   $Q_{ap} = \text{potentiel énergétique}$

aux cols :  $M = 1$ .

$$\text{D'où: } \frac{P_{cl}}{P_{cc}} = \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}$$

$$\mu_{cl} = P_{cc} \cdot a_{cc} \cdot S_{cl} \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

$$\text{Avec: } a_{cc} = \left(\gamma \frac{R}{m} T_{cc}\right)^{1/2} \quad \text{et} \quad P_{cc} = \frac{P_{cc} \cdot \dot{m}}{T_{cc} \cdot R}$$

$$\text{et } \mu_{cl} = P_{cc} \cdot S_{cl} \cdot \left(\frac{\gamma \dot{m}}{R \cdot T_{cc}}\right)^{1/2} \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

$$\text{on pose: } \Delta = \left(\frac{\gamma \dot{m}}{R \cdot T_{cc}}\right)^{1/2} \cdot \left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

$$\boxed{\mu_{cl} = \Delta \cdot P_{cc} \cdot S_{cl}}$$

L'état d'équilibre étant celui où l'on a autant de gaz sortant que de gaz émis =  $\mu_{cl} = \mu_{cc}$

$$P_P \cdot S_P \cdot v_P = \Delta \cdot P_{cc} \cdot S_{cl} \quad \text{avec } S_P = S_{cl}$$

D'où

$$v_P = \Delta \cdot \frac{S_{cl}}{S_{cc}} \cdot \frac{P_{cc}}{P_P}$$

Soit K le coefficient de Klemming ou coefficient de serrage

$$K = \frac{S_{cc}}{S_{cl}}$$

$$\boxed{v_P = \frac{\Delta}{K} \cdot \frac{P_{cc}}{P_P}}$$

Cette équation nous permet de situer le "domaine" de fonctionnement sur la courbe de vitesse de combustion de la poudre en fonction de la pression de combustion :

- Cohérence de stabilité de la combustion (annexe 1.5)
- Courbe de combustion  $V_{cc} = f(P_{cc})$  en fonction du degré énergétique du propergol (900 Kcal/gr) (annexe 1.6).
- Courbe de combustion  $V_{cc} = f(P_{cc})$  en fonction de n (annexe 1.7).

De plus, connaissant la loi de variation :

$$v_p = a \cdot P_{cc}^n \quad \text{avec} \quad \left. \begin{array}{l} a = 3,343 \cdot 10^{-9} \\ n = 0,95 \end{array} \right\} \begin{array}{l} \text{spécifiques} \\ \text{du propérol} \\ \text{retenue} \end{array}$$

D'où  $a P_{cc}^n = \frac{\Delta}{K} \cdot \frac{P_{cc}}{P_p}$

avec  $K = \frac{S_{cc}}{S_{cd}}$

D'où  $P_{cc} = \chi \cdot S_{cc}^{\frac{1}{1-n}}$   
 et  $v_p = a \chi^n \cdot S_{cc}^{\frac{n}{1-n}}$

avec  $\chi = \left( \frac{\Delta \cdot S_{cd}}{a \cdot P_p} \right)^{\frac{1}{n-1}}$

$$\chi = \left( \frac{S_{cd}}{a \cdot P_p} \right)^{\frac{1}{n-1}} \cdot \left( \frac{\gamma m}{R \cdot T_{cc}} \right)^{\frac{1}{2(n-1)}} \cdot \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)(n-1)}}$$

Limites du domaine de fonctionnement

La connaissance métallurgique du corps du propulseur nous permet d'estimer la pression maximale  $P_{cc \max}$  à ne pas dépasser dans la chambre de combustion sous peine d'éclatement de la structure.

$$P_{cc \max} \leq \frac{2e \cdot R_z}{\phi_f}$$

Soit pour

$$R_z \leq 37,5 \text{ daN/mm}^2$$

$$P_{cc \max} \leq 350 \cdot 10^5 \text{ Pa}$$

Soit compte tenu des expressions ci-dessus :

$$S_{cc \max} \leq 0,174 \text{ m}^2$$

$$v_p \max \leq 495 \cdot 10^{-3} \text{ m/s}$$

Application numérique :

$$\left. \begin{aligned} \Delta &= 7,656 \cdot 10^{-4} \\ a &= 3,343 \cdot 10^{-9} \\ \rho_p &= 1,6 \cdot 10^3 \text{ kg/m}^3 \\ S_{cd} &= 0,57 \cdot 10^{-3} \text{ m}^2 \end{aligned} \right\} \chi = 547,506 \cdot 10^{20}$$

2.3.2.2 - Lois d'évolution de la surface de combustion  $S_{cc} = f(t)$

a) Forme du chargement

L'évolution de la surface de combustion est bornée par la pression maximale tolérable pour ne pas éclater la structure, par la surface minimale pour l'obtention d'une vitesse de combustion suffisante pour atteindre le régime de fonctionnement (si le temps de combustion est suffisamment long) et enfin par la nécessité d'optimiser l'utilisation du volume disponible dans le corps du propulseur (dimensions géométriques imposées).

b) Surface maximale

La connaissance métallurgique du corps de propulseur nous permet de déterminer la pression maximale  $P_{cc \text{ max}}$

Pour  $R_e = 37,5 \text{ daN/mm}^2$  ( $R_e =$  contrainte à limite élastique)

il vient  $P_{cc \text{ max}} \leq \frac{2e \cdot R_e}{\phi_b}$   $e =$  épaisseur virole  $\approx 6 \text{ mm}$   
 $\phi_b =$  diamètre interne virole

d'où  $P_{cc \text{ max}} \leq 350 \cdot 10^5 \text{ Pa}$

En se reportant au § 2.2.1 et à l'annexe n° 5

$S_{cc \text{ max}} \leq 0,174 \text{ m}^2$

Note : à titre indicatif, une augmentation de la surface de 5 % soit  $0,1827 \text{ m}^2$  donnerait  $P_{cc} = 927 \cdot 10^5 \text{ Pa}$  et  $R_r = 99 \text{ daN/mm}^2$ .

c) Surface minimale

La loi  $v_p = f(S_{cc})$  nous indique que pour l'obtention d'une vitesse de combustion suffisante éboutissant à une pression de fonctionnement correcte :

$$v_p \geq 3 \cdot 10^{-3} \text{ m/s} \quad \text{et} \quad p_{cc} \geq 20 \text{ bars}$$

$$\underline{S_{cc \text{ mini}} \geq 0,150 \text{ m}^2}$$

d) Choix de la forme du chargement

Les ordres de grandeur des surfaces mini et maxi (0,150 et 0,174) nous montrent :

- Que la surface de combustion n'est pas simplement frontale ( $S_f = 0,012 \text{ m}^2$ ).
- Que la surface de combustion évolue très peu dans la plage de variation de pression 20 bars à 350 bars.

Nous rechercherons donc un chargement à canal central en forme de couronne (Cf. annexe 1.2) ayant déterminé auparavant qu'un canal cylindrique ou étoilé ne répondait pas aux impératifs de surfaces mini et maxi et de constance de la loi de variation.

d1) Optimisation

. La durée de combustion de l'"allumette" centrale devra être égale à celle du propergol périphérique :

$$\frac{\phi_2}{2} = \frac{\phi_f - \phi_1}{2}$$

soit

$$\boxed{\phi_f = \phi_1 + \phi_2}$$

. La hauteur de propergol en fond de couronne devra être égale à l'épaisseur du propergol périphérique.

$$h_f - h_i = \frac{\phi_2}{2}$$

$h_f$  = hauteur "disponible"

$h_i$  = hauteur initiale de canal annulaire.

$$\boxed{h_i = h_f - \frac{\phi_2}{2}}$$

. La hauteur disponible ne devra pas entraîner à fin de combustion une surface de combustion supérieure à la surface maximale définie au § 2.3.2.1

$$\frac{\gamma}{4} \phi_b^2 + h_b \cdot \gamma \cdot \phi_b \leq S_{cc \max} \quad \text{soit:} \quad h_b = \frac{S_{cc \max} - \frac{\gamma}{4} \phi_b^2}{\gamma \phi_b}$$

d2) Détermination de la surface minimale

Les trois conditions ci-dessus nous permettent de déterminer la surface initiale de début de combustion.

$$S_{cci} = \gamma \cdot \phi_1 \cdot h_i + \gamma \phi_2 \cdot h_i + \frac{\gamma}{4} (\phi_1^2 - \phi_2^2) + \frac{\gamma}{4} \phi_2^2$$

soit

$$S_{cci} = \gamma \cdot h_i \cdot \phi_b + \frac{\gamma}{4} \phi_1^2$$

Cette surface minimale peut être déterminée à partir du coefficient de serrage propre :

$$K_P = \frac{S_{cci}}{S_P}$$

Avec  $S_m$  étant la section de passage la plus faible que doivent traverser les gaz avant les tuyères.

Dans la pratique nous retiendrons :  $S_m \geq \frac{3}{2} S_d$

$S_m$  étant déterminé par  $\phi_1$  et  $\phi_2$  nous aurons :

$$\frac{\gamma}{4} (\phi_1^2 - \phi_2^2) = S_m \quad \text{par ailleurs} \quad \phi_1 + \phi_2 = \phi_b$$

$$\text{d'où} \quad \phi_1^2 - \phi_b^2 + 2\phi_b \phi_2 - \phi_1^2 = \frac{4}{\gamma} S_m = \frac{4}{\gamma} \cdot \frac{3}{2} S_d$$

$$\phi_1 = \frac{3}{\gamma} \cdot \frac{S_d}{\phi_b} + \frac{\phi_b}{2}$$

$$\phi_b = 0,128 \text{ m}$$

Soit pour :  $S_d = 0,51 \cdot 10^{-3} \text{ m}^2$

$$K_e = 211$$

$\phi_1 = 80 \cdot 10^{-3} \text{ m}$
$\phi_2 = 48 \cdot 10^{-3} \text{ m}$

Remarque 1 : le 4ème terme :  $\frac{\pi}{4} \phi_2^2$  correspond à la surface frontale de l'"allumette", ceci en raison de son rôle initial à proximité de l'allumeur.

#### Application numérique

$$h_b = \frac{0,174 - \frac{\pi}{4} \cdot 0,128^2}{\pi \cdot 0,128} = 0,4007 \text{ m}$$

$$h_i = 0,4007 - \frac{0,048}{2} = 0,3767 \text{ m}$$

$S_{cb} = 0,174 \text{ m}^2$
$h_i = 0,3767 \text{ m}$
$h_b = 0,4007 \text{ m}$
$\phi_1 = 0,080 \text{ m}$
$\phi_2 = 0,048 \text{ m}$

Remarque 2 :  $h_b = 0,4007 \text{ m}$  montre que la totalité (profondeur) du corps de propulseur n'est pas rempli, nous ferons donc l'hypothèse qu'il reste une quantité de propergol de hauteur  $\Delta h$  telle que :

$$\Delta h = h_T - h_c - h_b$$

$h_T$  = hauteur totale de la chambre de combustion (0,455m)

$$\underline{\Delta h = 0,0367 \text{ m}}$$

$h_c$  = hauteur de la couronne arrière (0,0176 m)



Nous aurons donc :

- Une première phase de combustion avec montée en pression jusqu'à 350 bars.
- Une deuxième phase de combustion avec diminution de pression, donc vidange simultanée.
- Eventuellement, une troisième phase vidange pure si la pression à la fin de la 2ème phase est suffisamment élevée.

Remarque 3 :  $h_f$  résulte de  $S_{cc \max}$ , laquelle est déterminée à partir de  $P_{\max}$  admissible par la structure du propulseur en application de la loi :

$$P_{\max} = \chi \cdot S_{cc \max}^{\frac{1}{1-n}}$$

$n$  est l'exposant de pression ( $v_p = a P_{cc}^n$ ) spécifique de la composition du propergol, il y a donc aussi possibilité d'optimiser cet exposant de pression afin qu'il n'y ait pas de seconde phase de combustion.

Soit pour  $n = 0,95233$  soit  $2,5^\circ/\circ$  d'accroissement, nous aurions :

$$P_{\max} = 350 \text{ bars, } S_{cc \max} = 0,18875 \text{ et } \Delta h = 0$$

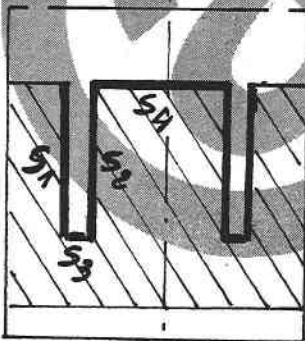
Dans ce cas, il n'y aurait qu'une seule phase de combustion avec montée en pression à 350 bars suivie d'une phase de vidange.

e) Détermination de la loi d'évolution de la surface

e1) Phase 1 : Combustion de  $h_i$  à  $h_f$

à l'instant  $t_0 = 0$  ;  $v_p = 0$  ;  $S_{cc} = S_{cc0}$

à l'instant  $t_1 = t_0 + \Delta t$  :



$$S_1 = \pi (\phi_1 + 2v_p \cdot \Delta t) (h_i + v_p \Delta t)$$

$$S_2 = \pi (\phi_2 - 2v_p \cdot \Delta t) (h_i + v_p \Delta t - v_p \Delta t)$$

$$S_3 = \frac{\pi}{4} \left\{ (\phi_1 + 2v_p \cdot \Delta t)^2 - (\phi_2 - 2v_p \Delta t)^2 \right\}$$

$$S_4 = \frac{\pi}{4} (\phi_2 - 2v_p \Delta t)^2$$

$$\text{Soit } S_{cc t_1} = S_{cc t_0} + 2\pi \phi_1(t) v_{p1} \Delta t + 3\pi v_{p1}^2 \Delta t^2$$

à l'instant  $t_2 = t_1 + \Delta t$

$$S_{cc t_2} = S_{cc t_1} + 2\pi \phi_1(t_1) v_{p(t_1)} \Delta t + 3\pi v_{p(t_1)}^2 \Delta t^2$$

En considérant que pour un intervalle de temps  $\Delta t$  de pas de calcul très petit  $2 \cdot v_p \cdot \Delta t \ll \phi_1$ , hi on prendra :  $\phi_1 = ct$  et  $hi = ct$  dans l'application de cette loi.

soit 
$$S_{cc}(t+\Delta t) = S_{cc}(t) + 2\pi \phi_1 v_p \Delta t + 3\pi v_p^2 \cdot \Delta t^2$$

ou 
$$S_{cc}(t+\Delta t) = S_{cc}(t) + 2\pi \phi_1 a P_{cc}(t)^n \Delta t + 3\pi a^2 P_{cc}(t)^{2n} \Delta t^2$$

ou 
$$S_{cc}(t+\Delta t) = S_{cc}(t) + 2\pi \phi_1 a \cdot \chi^{\frac{n}{1-n}} \cdot S_{cc}(t)^{\frac{2n}{1-n}} \Delta t + 3\pi a^2 \chi^{\frac{2n}{1-n}} \cdot S_{cc}(t)^{\frac{2n}{1-n}} \Delta t^2$$

e2) Phase 2 : Combustion frontale avec vidange de hf à  $h_T - h_c (= \Delta H)$

$$S_{cc} = \frac{\pi}{4} \cdot \phi_f^2 = c \cdot h = 0,0128 \text{ m}^2$$

2.3.2.3 - Lois d'évolution de la pression de fonctionnement

a) Phase 1 : combustion à surface variable

En application des lois définies aux paragraphes 2.3.2.1 et 2.3.2.2e) nous obtiendrons :

$$P_{cc}(t+\Delta t) = P_{cc}(t) + \chi \left( 2\pi \phi_1 a P_{cc}(t)^n \Delta t + 3\pi a^2 P_{cc}(t)^{2n} \Delta t^2 \right)^{\frac{1}{1-n}}$$

Limites de calcul = état initial  $P_{cci} = 80 \cdot 10^5$  pour  $S_{cc} = 0,1616 \text{ m}^2$   
 = état final  $P_{ccf} = 350 \cdot 10^5$  pour  $S_{cc} = 0,174 \text{ m}^2$

b) Phase 2 : combustion à surface constante et vidange simultanée

$P_{cci}$  = pression initiale de cette phase 2 est égale à la pression finale de la phase 1 soit  $350 \cdot 10^5 \text{ Pa}$ .

$V_{cci}$  = volume initial de la phase 2 =  $\pi \cdot \phi_f^2 \cdot h_{cc} = 5,3826 \cdot 10^{-3} \text{ m}^3$

A l'instant  $t_0 = t_f$  la masse de gaz dans la chambre sera :

$$M_{cc(t_0)} = \rho_{cc(t_0)} \cdot V_{cc(t_0)} \quad \text{avec} \quad \rho_{cc(t_0)} = \frac{P_{cc(t_0)}}{\frac{R}{m} T_{cc}} ; T_{cc} = cte$$

$$V_{cc(t_0)} = \frac{\pi}{4} \phi_f^2 \cdot h_{cc}$$

$$h_{cc} = h_f + h_o = 0,4007 + 0,0726$$

La hauteur de poudre restant à brûler dans la chambre est de :

$$h_p = h_T - h_{cc}$$

$$\underline{h_p = 0,0367m}$$

à l'instant  $t_1 = t_0 + \Delta t$  la masse de gaz dans la chambre sera égale à la masse de gaz à l'instant  $t_0$ , plus la masse des gaz de combustion de la poudre en fond de la chambre, moins la masse des gaz éjectée par les tuyères pendant la durée  $\Delta t$ , soit :

$$M_{cc(t_1)} = M_{cc(t_0)} + \mu_p \cdot \Delta t - \mu_{cp} \cdot \Delta t$$

où

$$M_{cc(t_1)} = \rho_{cc(t_1)} \cdot V_{cc(t_1)} \quad \text{avec} \quad \rho_{cc(t_1)} = \frac{P_{cc(t_1)}}{\frac{R}{m} \cdot T_{cc}}$$

$$V_{cc(t_1)} = V_{cc(t_0)} + \frac{\pi}{4} \phi_f^2 \cdot v_{p(t_0)} \cdot \Delta t$$

$$\mu_{p(t_0)} = \rho_p \cdot S_{cc} \cdot v_{p(t_0)} \quad \text{avec} \quad v_{p(t_0)} = a \cdot P_{cc(t_0)}^n$$

$$\mu_{cd(t_1)} = \rho_{cd(t_1)} \cdot S_{cd} \cdot v_{cd} \quad \text{avec} \quad v_{cd} = a_{cd} = \left( \frac{8 R}{m} T_{cd} \right)^{1/2} = \left( \frac{8 R T_{cc} \cdot 2}{m \cdot 5+1} \right)^{1/2}$$

$$\text{Soit} = \frac{P_{cc(t+\Delta t)} \cdot \left( V_{cc,t} + \frac{\pi}{4} \cdot \phi_f^2 \cdot a \cdot P_{cc(t)}^n \cdot \Delta t \right)}{\frac{R}{m} T_{cc}} = \left( p_p \cdot S_{cc} \cdot a \cdot P_{cc(t)}^n - \frac{C'}{\frac{R}{m} T_{cc}} P_{cc,t} \right) \Delta t + \frac{P_{cc(t)} V_{cc(t)}}{\frac{R}{m} T_{cc}}$$

$$P_{cc(t+\Delta t)} \left( V_{cc(t)} + B \cdot a \cdot P_{cc(t)}^n \cdot \Delta t \right) = \left( A \cdot P_{cc(t)}^n - C' P_{cc(t)} \right) \Delta t + P_{cc(t)} \cdot V_{cc(t)}$$

$$\text{d'où} = \boxed{P_{cc(t+\Delta t)} = \frac{P_{cc(t)} \cdot V_{cc(t)} + \left( A \cdot a \cdot P_{cc(t)}^n - C' P_{cc(t)} \right) \Delta t}{V_{cc(t)} + B \cdot a \cdot P_{cc(t)}^n \cdot \Delta t}}$$

$$A = p_p \cdot S_{cc} \cdot \frac{R}{m} \cdot T_{cc}$$

Coefficient de pression due à la combustion.

$$B = \frac{\pi}{4} \cdot \phi_f^2$$

Coefficient de pression due à l'accroissement de volume.

$$C = S_{cd} \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \cdot \left( \frac{\gamma R}{m} T_{cc} \cdot \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{1}{2}}$$

Coefficient de pression due à l'éjection par les tuyères.

Conditions initiales :

$$P_{cci} = 350 \cdot 10^5 \text{ Pa}$$

$$V_{cci} = V_{ccf} = \frac{\pi}{4} \cdot \phi_f^2 \cdot h_{cc} \text{ avec } h_{cc} = 0,4183 \text{ m}$$

Conditions finales : à la lère des deux limites rencontrées en cours du calcul

$$\frac{P_{cc} t_b}{P_a} \geq 1,83 \quad (v_{cl} \geq a_{cl})$$

et

$$\left. \begin{aligned} \sum v_{P(t)} \cdot \Delta t &\leq h_P \\ \text{ou} \\ \sum a_{P(t)} \cdot \Delta t &\leq h_P \end{aligned} \right\} \text{avec } h_P = 0,0367 \text{ m}$$

Note : on pourra, après vérification de l'ordre de grandeur relatif négliger le terme B.

2.3.2.4 - Lois d'évolution de la masse

a) Phase 1 (Combustion MP1)

$$M_T = M_{ST} + M_{P1} + M_{P2}$$

$M_T$  = masse totale

$M_{ST}$  = masse de la structure = cte

$M_{P1}$  = masse de poudre consommée pendant la phase 1

$M_{P2}$  = masse de poudre consommée pendant la phase 2 (constan

$V_{Pi1}$  = volume initial de la poudre de la phase 1.

$V_{Pi2}$  = volume initial de poudre de la phase 2 ( $h_P = 0,0367 \text{ m}$ )

$$V_{Pi1} = \frac{\pi}{4} \phi_f^2 \cdot h_P - \frac{\pi}{4} (\phi_1^2 - \phi_2^2) h_i$$

$$\left\{ \begin{aligned} V_{Pi1} &= 4,866 \cdot 10^{-3} \text{ m}^3 \\ M_{Pi1} &= 7,785 \text{ kg} \end{aligned} \right.$$

$$V_{Pi2} = \frac{\pi}{4} \phi_0^2 \cdot h_P$$

$$\left\{ \begin{aligned} V_{Pi2} &= 4,7225 \cdot 10^{-4} \text{ m}^3 \\ M_{Pi2} &= 0,7556 \text{ kg} \end{aligned} \right.$$

$$M_{P1}(t+\Delta t) = M_{P1}(t) - \mu_P \cdot \Delta t$$

La masse restante est égale à la masse précédente à l'instant  $t$  diminuée de la masse éjectée par les tuyères durant le temps  $\Delta t$ .

$$\dot{M}_P = \rho_P \cdot S_{cc}(t) \cdot v_P(t)$$

$$M_{P1, t+\Delta t} = M_{P1, t} - \rho_P \cdot S_{cc}(t) \cdot v_P(t) \cdot \Delta t$$

$S_{cc}(t)$  et  $v_P(t)$  sont définis aux § 2.3.2.2.e) et 2.3.2.3.a).

Conditions initiales :  $M_{P1, t} = M_{P1, t} = 7,785 \text{ kg}$

Conditions finales :  $M_{P1, t+\Delta t} = 0$

b) Phase 2 (Combustion MP2 et vidange)

$$M_T = M_{ST} + M_{P2} \quad (M_{P1} = 0)$$

La masse restante à l'instant  $t + \Delta t$  est égale à la masse à l'instant  $t$  diminuée de la masse éjectée par les tuyères durant le temps  $\Delta t$ .

$$M_{P2, t+\Delta t} = M_{P2, t} - \rho_P \cdot S_{cc2} \cdot v_P(t) \cdot \Delta t$$

(en négligeant la masse des gaz existant dans la chambre de combustion à l'issue de la phase précédente).

avec  $S_{cc2} = \text{cte} = 0,0128 \text{ m}^2$

$$v_P(t) = a \cdot P_{cc}(t)^n$$

est déterminé au § 2.3.2.3 (b).

Conditions initiales :  $M_{P2} = 0,7556 \text{ kg}$  ;  $P_{cc} = 350 \cdot 10^5 \text{ Pa}$

Conditions finales lère des deux limites atteintes :

$$1^\circ) \frac{P_{cc}}{P_a} \geq 1,83 \quad (v_{cc} \geq a_{cc})$$

$$2^\circ) \sum v_{P(t)} \Delta t \leq h_P = 0,0367 \text{ m}$$

On calculera l'épaisseur de poudre enlevée afin de déterminer la masse de poudre restante qu'il y aura lieu de prendre en compte dans la masse  $M_{ST}$  structure pour la détermination de la trajectoire balistique.

2.3.2.5 - Lois d'évolution de la pousséea) Poussée axialeCompte tenu de l'inclinaison des 26 tuyères :  $\beta = 15^\circ$ 

$$F_L = F_T \cdot \cos 15^\circ$$

$$F_{L(t)} = \left[ \alpha \cdot P_{cc(t)} \cdot S_d + (P_{S(t)} - P_e) S_s \right] \cos 15^\circ$$

dans laquelle :  $\alpha = \gamma \cdot \left( \frac{\gamma+1}{\gamma-1} \right)^{1/2} \cdot \left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \cdot \left( 1 - \frac{1}{\Gamma} \right)^{\frac{\gamma-1}{2\gamma}}$

avec :  $\Gamma = \frac{P_{cc(t)}}{P_{S(t)}}$  ;  $\alpha$  étant déterminé à l'annexe 1.8

$\alpha$  : représente l'accroissement de poussée résultant des tuyères au lieu de simples trous ( $1 < \alpha < 2$ )

$(P_s - P_e) S_s$  : représente l'accroissement de poussée donnée par la pression de sortie supérieure à la pression extérieure ( $P_e \geq P_a$ ).

A titre indicatif, pour un rendement de tuyère maximal (tuyère dite adaptée)  $P_s - P_e = 0$  ce qui sera obtenu pour  $P_{cc} = 96.10^5$  Pa (pour  $\Gamma = 94,701$   $\alpha = 1,96196$ )

$\frac{P_{cc}}{P_s} = \Gamma$  sera déterminé à partir de la loi des aires

$$\frac{S_s}{S_d} = \left\{ \frac{\left( \frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{2}{\gamma-1}} \cdot \left( \frac{\gamma-1}{\gamma+1} \right)}{\left( \frac{1}{\Gamma} \right)^{\frac{2}{\gamma}} \cdot \left( 1 - \frac{1}{\Gamma} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}} \right\}^{1/2}$$

On pourra se reporter à l'annexe 1.9 quant à la méthode de détermination de la loi des aires.

Deux applications successives de cette loi doivent être effectuées

- 1°) En phase 1 : Pcc est défini au § 2.3.2.3a)
- 2°) En phase 2 : Pcc est défini au § 2.3.2.3b)

b) Poussée transverse rotationnelle

L'inclinaison des tuyères à 15° génère un couple mettant en rotation le propulseur afin de le stabiliser autour de son axe longitudinal. Les tuyères étant fixes (pas de fonction pilotage) le propulseur est stabilisé par inertie en roulis.

Force de rotation

$$F_R(t) = F_L(t) \cdot \tan 15^\circ$$

$F_L$  étant déterminé au paragraphe 2.6.

Vitesse de rotation

$$\omega_R = \int_{t=0}^{t=t_f} \frac{F_R(t)}{R \cdot M(t)} dt$$

$M(t)$  est défini au paragraphe 2.3.2.4.

avec  $R$  = rayon de positionnement des tuyères =  $70 \cdot 10^{-3}$  m.

2.3.2.6 - Vérification de la vitesse obtenue en fin de combustion

$$U_{p_c} = g \cdot I_{sp} \cdot \cos 15^\circ \cdot \log(1 + \rho_p \cdot C_e \cdot V_{i_p})$$

Cette relation faisant intervenir l'impulsion spécifique, autre caractéristique du propergol, nous permet de corréler les résultats obtenus par des méthodes plus détaillées.

$C_e$  = coefficient de remplissage du corps de propulseur

= rapport volume occupé par le propergol à  $t = 0$  par le volume intérieur total du propulseur

$$C_e = \frac{V_{p_i}}{V_{i_p}} \quad \text{avec} \quad V_{i_p} = \frac{\pi}{4} \phi_p^2 \cdot h_T \quad \text{avec} \quad h_T = 0,455 \text{ m}$$



### 3 - BILANS DES FORCES

#### 3.1 - FORCES AERODYNAMIQUES

##### 3.1.1 - Généralités sur les forces aérodynamiques

Pour l'étude des phénomènes aérodynamiques, il est commode d'évaluer les projections de la force résultante  $F$  sur un système d'axes liés à la vitesse relative  $V$ .

On définit ainsi :

- une composante  $F_z$  normale à la vitesse relative et orientée positivement de bas en haut, appelée PORTANCE,
- une composante  $F_y$  perpendiculaire à  $F_z$  et à la vitesse orientée positivement vers la gauche du corps et appelée DERIVÉ,
- une composante  $F_x$  parallèle à la vitesse relative et orientée positivement dans le sens de cette vitesse appelée TRAINEE.

$$\text{Portance : } F_z = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_z = q S C_z$$

$$\text{Dérive : } F_y = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_y = q S C_y$$

$$\text{Trainée } F_x = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_x = q S C_x = T(x, y)$$

##### 3.1.2 - Coefficients de trainée

Les éléments de mécanique des fluides parfaits nous permettent de voir que dans un tel fluide les actions aérodynamiques seraient dues uniquement à des effets de pression. Mais en fait, l'air est un fluide visqueux et cette viscosité entraîne des frottements.

Les actions aérodynamiques et, par suite, les coefficients absolus définis ci-dessus, sont dus à une combinaison d'effets de pression et d'effets de frottement. Les premiers agissent normalement aux surfaces des corps, les autres tangentiellement.

L'influence des frottements se fait essentiellement ressentir sur la traînée  $F_x$  qui se décompose en :

- traînée due aux pressions ou traînée de forme  $F_{xh}$  due à l'obliquité de la résultante de ces pressions,

- traînée due aux frottements  $F_{xf}$

Ainsi la traînée  $T(x, y)$  peut se décomposer :

$$T(x, y) = F_x = F_{xf} + F_{xh}$$

La traînée de frottement tient une place particulièrement importante en aérodynamique.

On a également donc deux coefficients de traînée : un coefficient de traînée de frottement  $C_{xf}$  et un coefficient de traînée de pression  $C_{xh}$

$$C_x = C_{xf} + C_{xh}$$

En fluide parfait, incompressible ou compressible, sans onde de choc, en écoulement irrotationnel,  $F_{xf}$  est nul et il en est de même de  $F_{xh}$ . L'une et l'autre sont différentes de 0 en fluide réel.

La traînée de frottement  $F_{xf}$  est la conséquence directe de la viscosité.

La traînée de pression  $F_{xh}$  est la conséquence indirecte de la viscosité parce qu'il existe un sillage et que, de ce fait, l'écoulement autour du volume fermé est transformé en un écoulement autour d'un volume ouvert.

En fluide parfait, écoulement supersonique, la traînée de frottement  $F_{xf}$  est nulle mais il existe une traînée de pression supplémentaire appelée traînée d'onde.

3.1.3 - Détermination des  $C_x$

3.1.3.1 - Phase propulsée

Dans la phase propulsée, le cylindre de révolution est soumis à un flux gazeux normal à la surface plane. Dans ce cas, la portance est nulle puisque l'écoulement fluide se fait suivant la génératrice et sans incidence du cylindre.

La traînée peut être estimée grâce aux valeurs expérimentales de  $C_x$  proposées dans la bibliographie (confère figure n° 3.1.3).

- Cas d'un cylindre  $C_x = 0,82$

La surface du maître couple est calculée en projetant le cylindre sur le plan normal à la trajectoire.

Dans le cas spécifique du cylindre propulsé :

$D \approx 18,5$  cm (au niveau de la tête du cylindre)

$$A = \pi \cdot \left(\frac{18,5 \cdot 10^{-2}}{2}\right)^2 = 2,69 \cdot 10^{-2} \text{ m}^2$$

Pendant la phase propulsée

$$C_x \cdot A = 2,2 \cdot 10^{-2} \text{ m}^2$$

3.1.3.2 - Phase balistique

D'après les informations recueillies sur la forme de l'impact, nous pouvons considérer que la force de traînée est dans le même axe que précédemment.






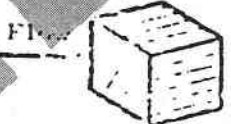
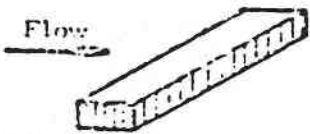
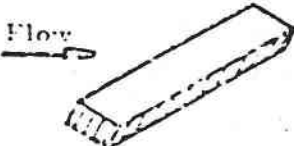
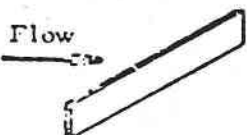
En conséquence, nous allons considérer que le  $C_x = 1,12$  pour une surface de maître couple égale à la surface précédente soit :

$$A = 2,69 \cdot 10^{-2} \text{ m}^2$$

Pendant la phase balistique :

$$C_x A = 3,01 \cdot 10^{-2} \text{ m}^2$$

Figure n° 3.1.3 : Coefficient de traînée pour diverses formes

SHAPE	SKETCH	$C_D$
Right Circular Cylinder (long rod), side-on		1.20
Sphere		0.47
Rod, end-on		0.82
Disc, face-on		1.17
Cube, face-on		1.05
Cube, edge-on		0.80
Long Rectangular Member, face-on		2.05
Long Rectangular Member, edge-on		1.55
Narrow Strip, face-on		1.98

### 3.2 - POIDS

La forme générale du poids est  $P = M_T \cdot g$  ;  $M_T = M_{ST} + M_{E_1} + M_{E_2}$

Dans la phase propulsée, la masse de l'engin est variable en fonction du temps.

La loi de variation de masse est donnée par l'étude du propulseur.

( § 2-3-2-4 )



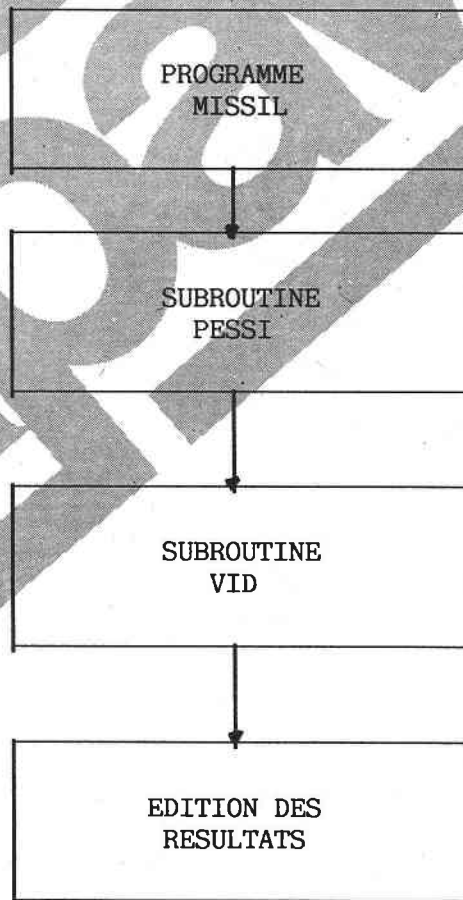
#### 4 - MODELISATION ET INFORMATISATION

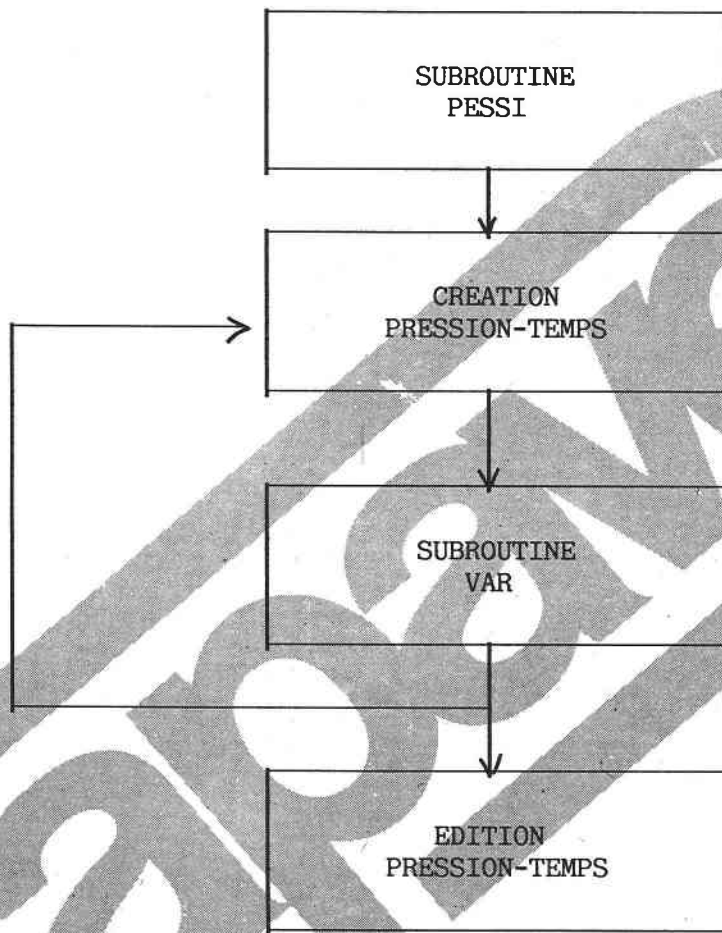
Le programme permettant de calculer la trajectoire propulsée et balistique est écrit en FORTRAN V.

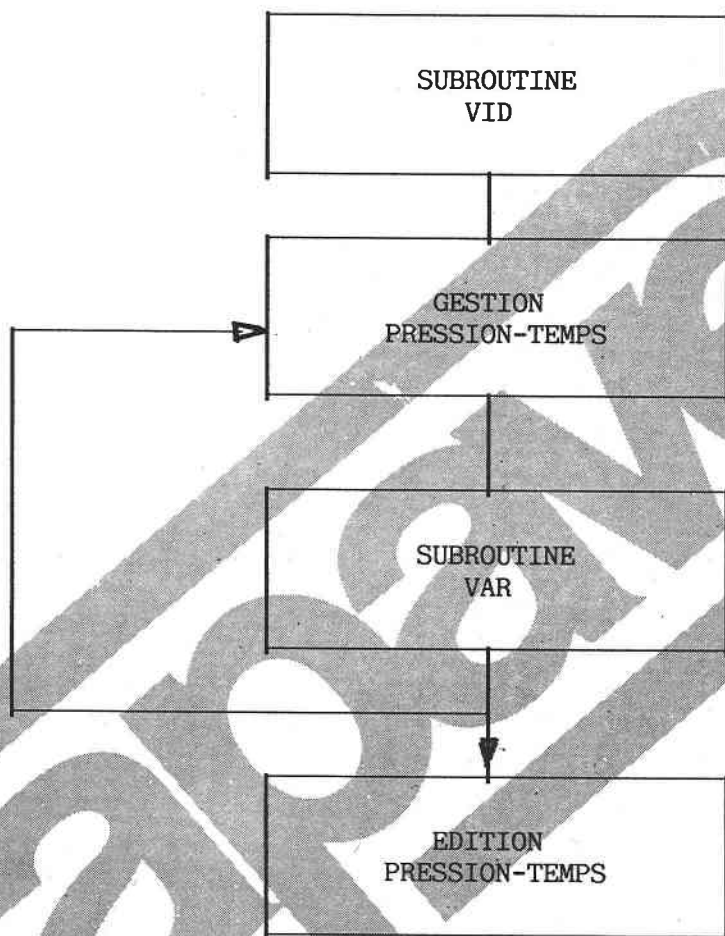
Le programme principal contenant la gestion des données géométriques se nomme MISSIL.FOR. Il fait appel à deux sous-programmes permettant de gérer la combustion :

- PESSI.FOR pour la phase de montée en pression
- VID.FOR pour la phase de vidange gazeuse de l'engin de la pression maximale à la pression telle que la vitesse des gaz soit subsonique.

Ces deux sous-programmes font eux-mêmes appel à un sous-programme de détermination de la poussée en fonction de la pression de chambre de combustion.









L'objectif de l'informatisation de la trajectoire est de pouvoir faire varier un maximum de paramètres pour recalculer les trajectoires.

Une fois le logiciel terminé, il faut :

- 1 - Dimensionner le chargement de propergol.
- 2 - Calculer la trajectoire spécifique de l'engin en faisant varier l'angle de départ.

#### 4.1 - DIMENSIONNEMENT DU CHARGEMENT PROPERGOL

Pour ce faire, nous avons ajouté à la masse de l'engin une masse forfaitaire et avons fait varier le chargement et les caractéristiques physicochimiques du propergol pour que :

- La portée au point culminant soit de l'ordre de 7000 mètres.
- La portée maximale soit atteinte pour un angle de départ de 45° environ.

#### 4.2 - TRAJECTOIRE SPECIFIQUE DE L'ENGIN

Pour déterminer la trajectoire spécifique il suffit de modifier le Cx de l'engin et de retirer la masse forfaitaire de la charge utile.

Une fois le programme MISSIL modifié, il suffit de balayer les différents angles de départ pour obtenir l'ensemble des paramètres nécessaires à la détermination de la provenance de l'engin à l'aide d'un fichier performances "PER-DAT".

---

## 5 - APPLICATION AU CAS PARTICULIER DE L'ENGIN

### DETERMINATION DE LA TRAJECTOIRE ET CARACTERISATION DES ELEMENTS FINAUX

#### 5.1 - ENGIN CONSTITUE

Dans le cas de l'engin constitué, une masse forfaitaire de 10 kg a été rajoutée à l'engin. La masse initiale de l'engin est alors de 33 kg (35 kg d'après la bibliographie).

La portée obtenue au point culminant est de l'ordre de 6000 mètres (portée comprises entre 5000 et 7000 mètres d'après la bibliographie).

Le fichier PERF-DAT a donc été créé dans ces conditions avec :

$$\begin{aligned} \rho &= 1600 \text{ kg/m}^3 \\ M &= 25,7 \text{ g/mol} \\ Q_{cc} &= 900 \text{ kcal/g} \\ \gamma &= 1,3 \end{aligned}$$

La durée de combustion est de l'ordre de 2,24 secondes.

La durée de vidange est de l'ordre de 0,9 seconde.

#### 5.2 - ENGIN SANS CHARGE UTILE

Dans ce cas nous avons retiré la charge utile et modifié le Cx, pour un Cx = 0,82 en phase propulsée et un Cx de 1,12 pour la phase de vidange et la phase balistique.

En balayant l'angle initial de l'engin, nous obtenons les principaux résultats suivants (ces valeurs sont rapportées en ANNEXE n° 2.3) :

initial (°)	Angle final (°) valeur pour avant dernier pas de calcul	Portée (m)
15	- 1,47	42
20	- 1,42	1 916
25	- 24	3 045

initial (°)	Angle final (°) valeur pour avant dernier pas de calcul	Portée (m)
30	- 47	3 378
35	- 64	3 546
40	- 73	3 573
45	- 83	3 401
55	- 85	3 211
60	- 87	2 955
65	- 88	2 628
70	- 88,5	2 235
75	- 89	1 175
80	- 89,5	1 244

L'angle d'arrivée de l'objet (d'après la photo) étant supérieur à 40°, nous pouvons en conclure que la distance de départ est comprise entre 3300 et 3600 mètres.

La carte de l'IGN fournie en ANNEXE n° 4 montre le secteur angulaire qui nous semble le plus probable.

Dans le cadre de la recherche de l'engin il convient de majorer ces distances de 50 mètres vers l'impact et 100 mètres en s'éloignant de l'impact.

ARTIGUES, le 22 JANVIER 1990

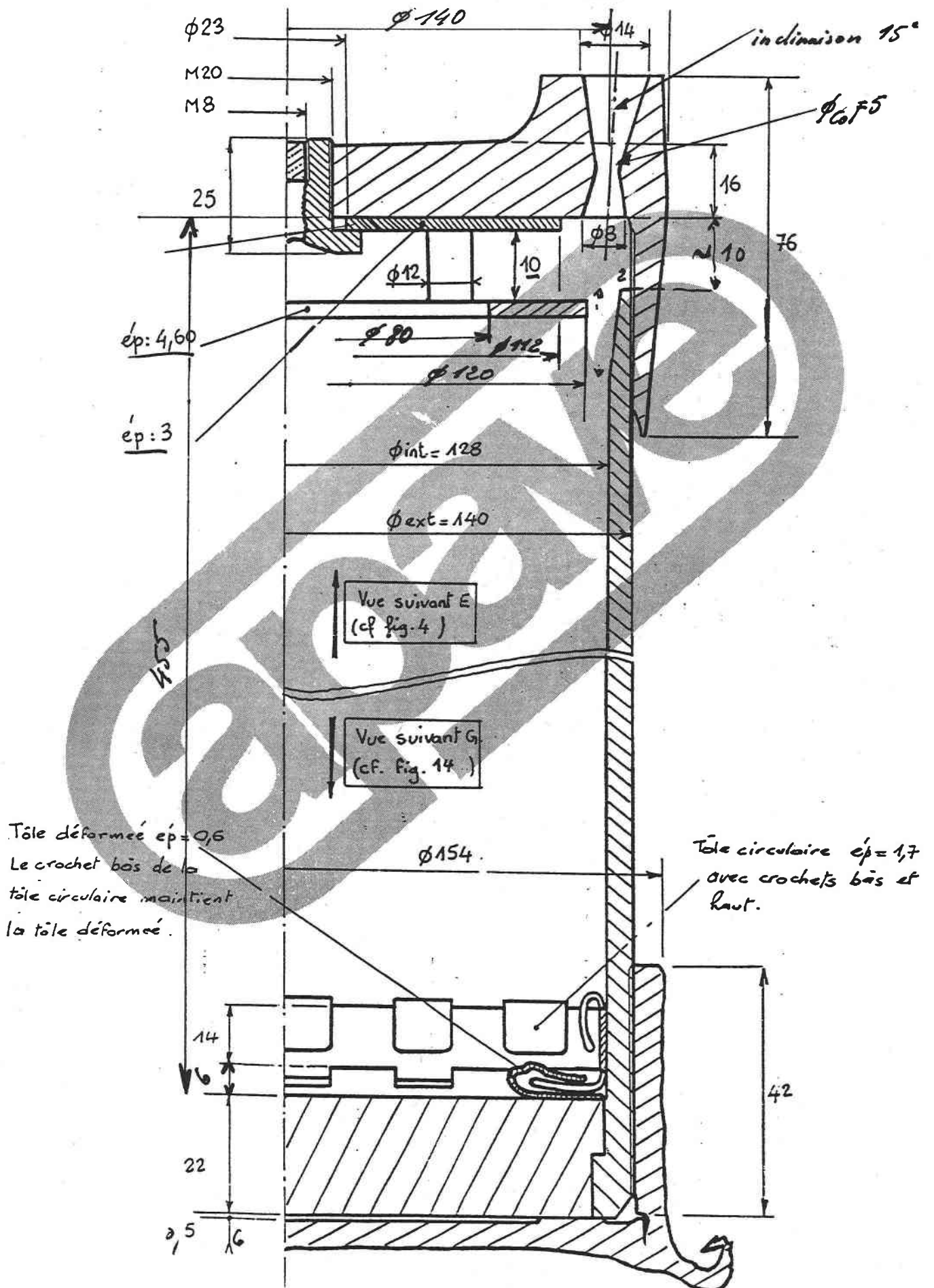
LES INGENIEURS CHARGES  
DU RAPPORT

LE DIRECTEUR GENERAL

Y. M.

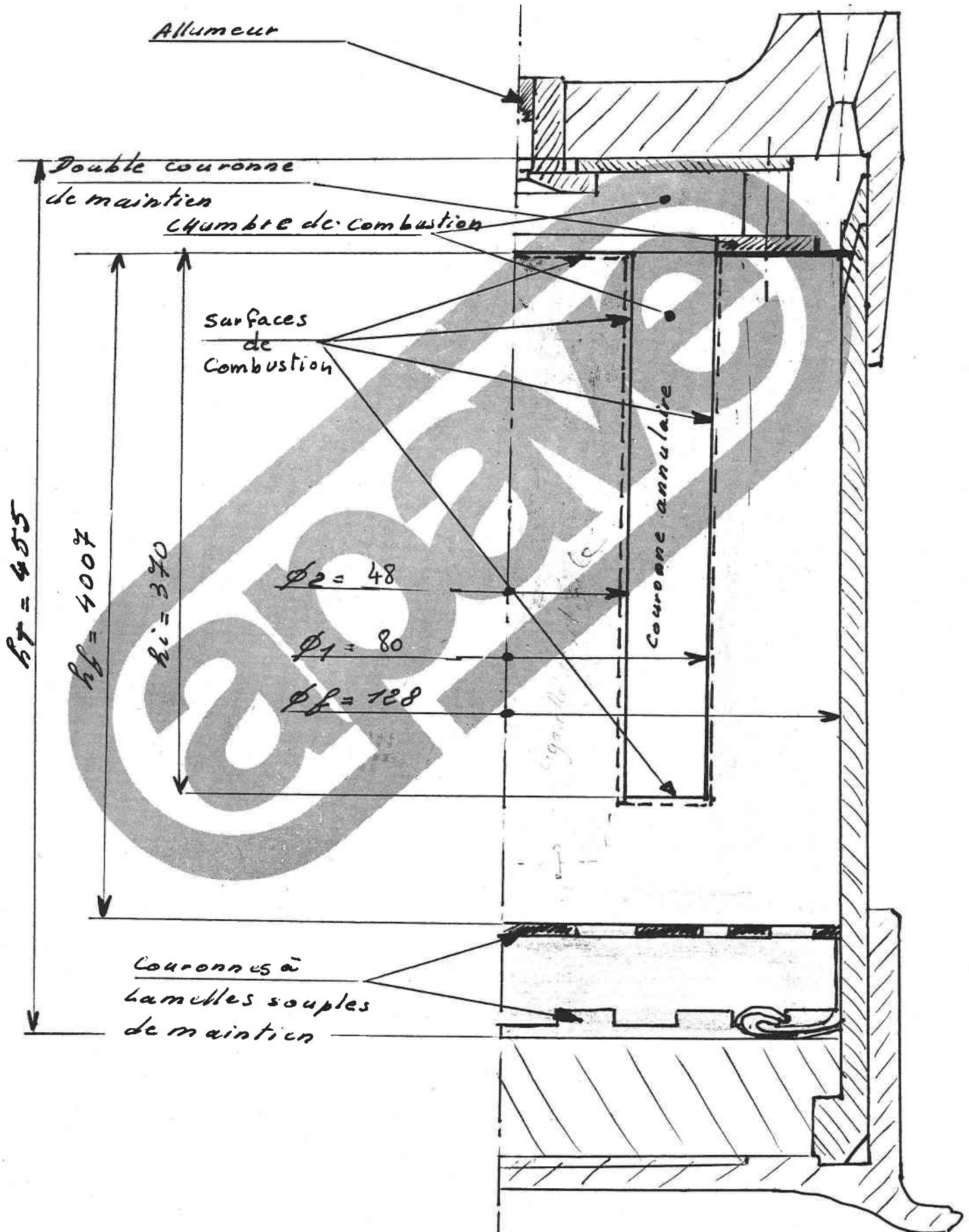
ANNEXE n° 1.1

STRUCTURE DU PROPULSEUR



A N N E X E n° 1.2

AMENAGEMENT INTERNE DU PROPULSEUR

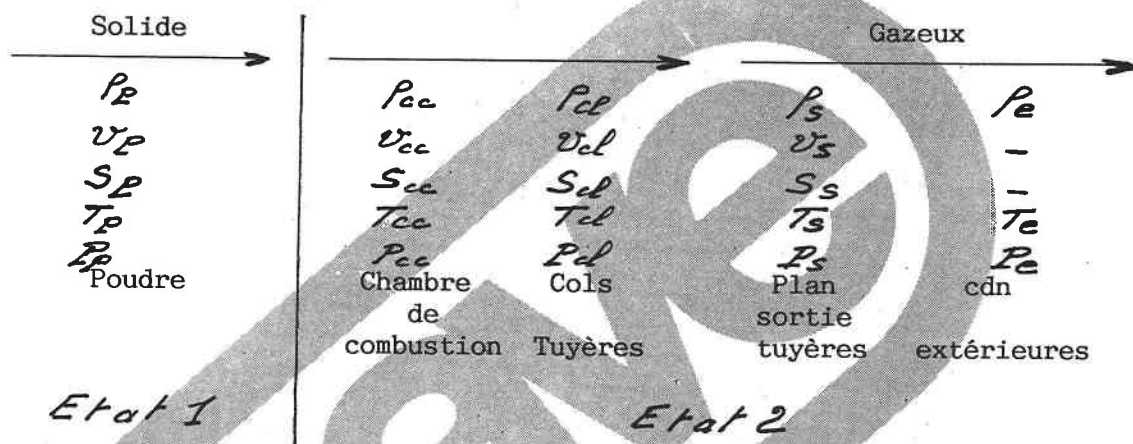


ANNEXE n° 1.3/1

DONNEES PROPULSEUR

1°) Ecoulement

Isentropique - adiabatique



2°) Hypothèses - Données

- Poudre  
(NC - NG)

$$I_{SP} = 180 \text{ à } 225,5 \text{ (} \overline{200} \text{ s)}$$

$$\rho_{ap} = 850 \text{ à } 950 \text{ Kcal/gr (} \overline{900} \text{ Kcal/gr)}$$

$$v_P = 5 \text{ à } 50 \text{ mm/s}$$

$$\rho_P = 1,6 \cdot 10^3 \text{ kg/m}^3$$

- Gaz de combustion

$$P_{cc} = 50 \text{ à } 350 \cdot 10^5 \text{ Pa}$$

$$\gamma = 1,28 \text{ à } 1,32 \text{ (} \overline{1,3} \text{)}$$

$$R = 8,314 \text{ J/mol/K}^\circ$$

$$\dot{m} = 25,7 \cdot 10^{-3} \text{ kg/mole}$$

- Cols tuyères

$$\Phi_{cl} = 5.10^{-3}$$

$$n_{cl} = 26$$

$$S_{cl} = 0,51.10^{-3} \text{ m}^2$$

- Plan sortie divergents

$$\Phi_s = 14,5.10^{-3} \text{ m}$$

$$n_s = 26$$

$$S_s = 4,29.10^{-3} \text{ m}^2$$

- Conditions extérieures

$$P_e = 1,013.10^5 \text{ Pa} ; \rho_e = 1,293 \text{ kg/m}^3 ; T_e = 288^\circ \text{K}$$

A N N E X E n° 1.3/2

CARACTERISTIQUES DU PROPERGOL

1 - Type de Propergol

- Propergol solide homogène à double base épictète moulé sans dissolvant (SD) à la nitroglycérine.

(ou dinitrate de diéthylénéglycol qui est moins chaud : utilisation en zone chaude).

2 - Composition du propergol

2.1 - Solide

- $\text{CH}_2\text{ONO}_2 - \text{CH}_2 - \text{O} - \text{CH}_2 - \text{CH}_2\text{ONO}_2$  (Nitroglycérine)
- Nitrocellulose ( $\text{C}_{12} - \text{H}_{14} - \text{O}_{22} - \text{N}_6$ )
- $\rho_P = 1,6 \cdot 10^3 \text{ kg/m}^3$

2.2 - Gazeuse (combustion)

- |                    |      |                     |
|--------------------|------|---------------------|
| - CO               | 40 % | ] soit 25,7 gr/mole |
| - H <sub>2</sub> O | 39 % |                     |
| - CO <sub>2</sub>  | 10 % |                     |
| - N <sub>2</sub>   | 11 % |                     |

- Rapport des chaleurs spécifiques  $\frac{c_P}{c_V} = \gamma = 1,3$

- Pouvoir calorifique :  $Q_{ap} = 900 \text{ kcal/gr}$

- Coefficients de pression - vitesse de combustion ( $v_P = a P_{cc}^n$ )

$$= 3,343 \cdot 10^{-9} \quad \left. \begin{array}{l} \text{pour } v_P \text{ en m/s} \\ \text{P}_{cc} \text{ en Pa} \end{array} \right\}$$

- Température des gaz de combustion :

$$T_{cc} = 350 + \frac{2220}{1000} Q_{ap} \quad \left\{ \begin{array}{l} Q_{ap} \text{ en Kcal/gr} \\ T_{cc} \text{ en } ^\circ\text{K} \end{array} \right.$$



A N N E X E n° 1.4

DISPERSION

1 - Corps du propulseur

1.1 - Géométrie

$$0,455 - 0,005 \leq hT \leq 0,455 + 0,005 \text{ m}$$

1.2 - Résistance du corps de propulseur

$$37,5 - 2,5 \leq R_z \leq 37,5 + 2,5 \text{ daN/mm}^2$$

$$328.10^5 \leq P_{cc_{max}} \leq 375.10^5 \text{ Pa}$$

$$0,1734 \leq S_{cc_{max}} \leq 0,1745 \text{ m}^2$$

2 - Nature du propergol

$$900 - 50 \leq Q_{ap} \leq 900 + 50 \text{ Kcal/gr}$$

$$1,3 - 0,02 \leq \delta \leq 1,3 + 0,02$$

$$25,7 - 2,7 \leq \dot{m} \leq 25,7 + 2,7 \text{ gr/mole}$$

$$1,6 - 0,05 \leq \rho_p \leq 1,6 + 0,05 \text{ } 10^3 \text{ kg/m}^3$$

3 - Surface initiale du propergol

L'influence  $k = \frac{S_m}{S_{cl}}$  est faible : si  $k = 2$  (au lieu de 1,5)

$$\emptyset 1 = 69.10^{-3} \text{ (1 \%)}$$

4 - Loi de poussée

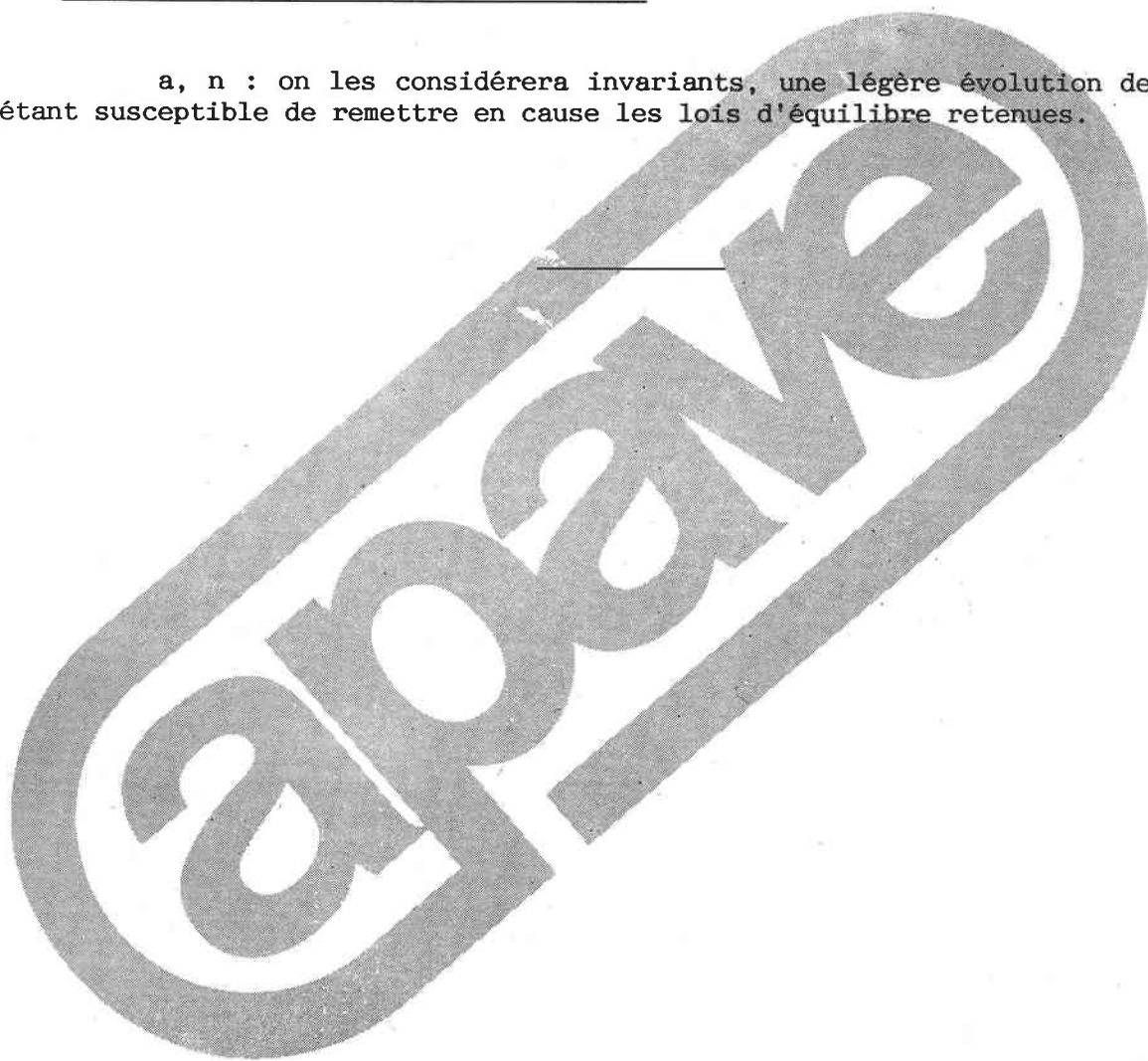
$$(1 - 0,005)10^5 \leq P_e \leq (1 + 0,02) 10^5 \text{ Pa}$$

5 - Loi de vitesse de l'objet en fin de combustion

$$200 - 20 \leq I_{SF} \leq 200 + 25 A$$

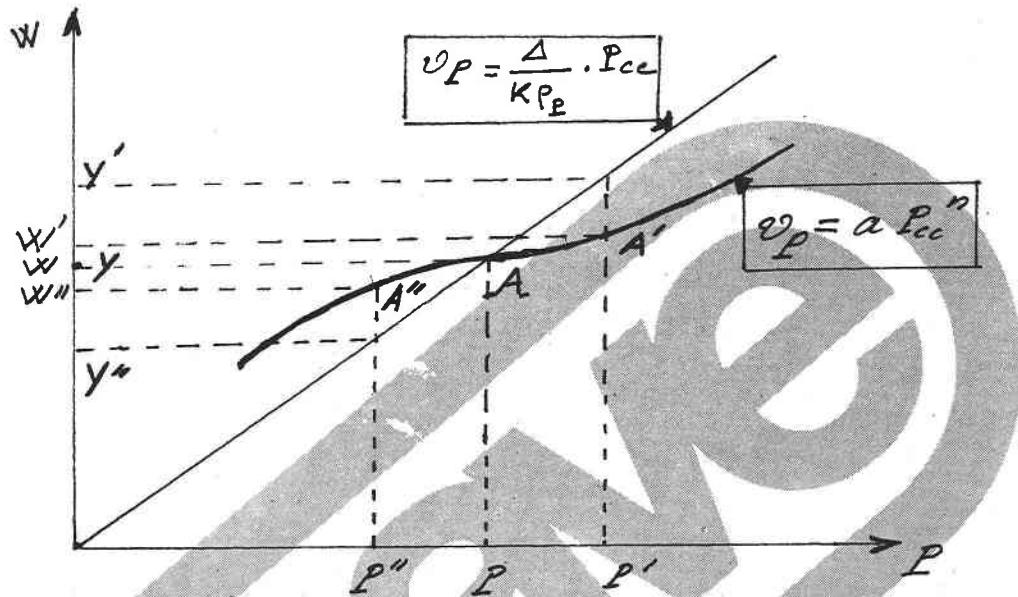
6 - Paramètres de stabilité de combustion

a, n : on les considérera invariants, une légère évolution de ceux-ci étant susceptible de remettre en cause les lois d'équilibre retenues.



A N N E X E n° 1.5

STABILITE DE FONCTIONNEMENT DU PROPULSEUR



- Si la pression de fonctionnement  $p$  augmente vers  $p'$ , on a  $W$  et  $y$  égaux à l'équilibre qui tendent vers  $W'$  et  $y'$  avec  $y' > W'$  donc :

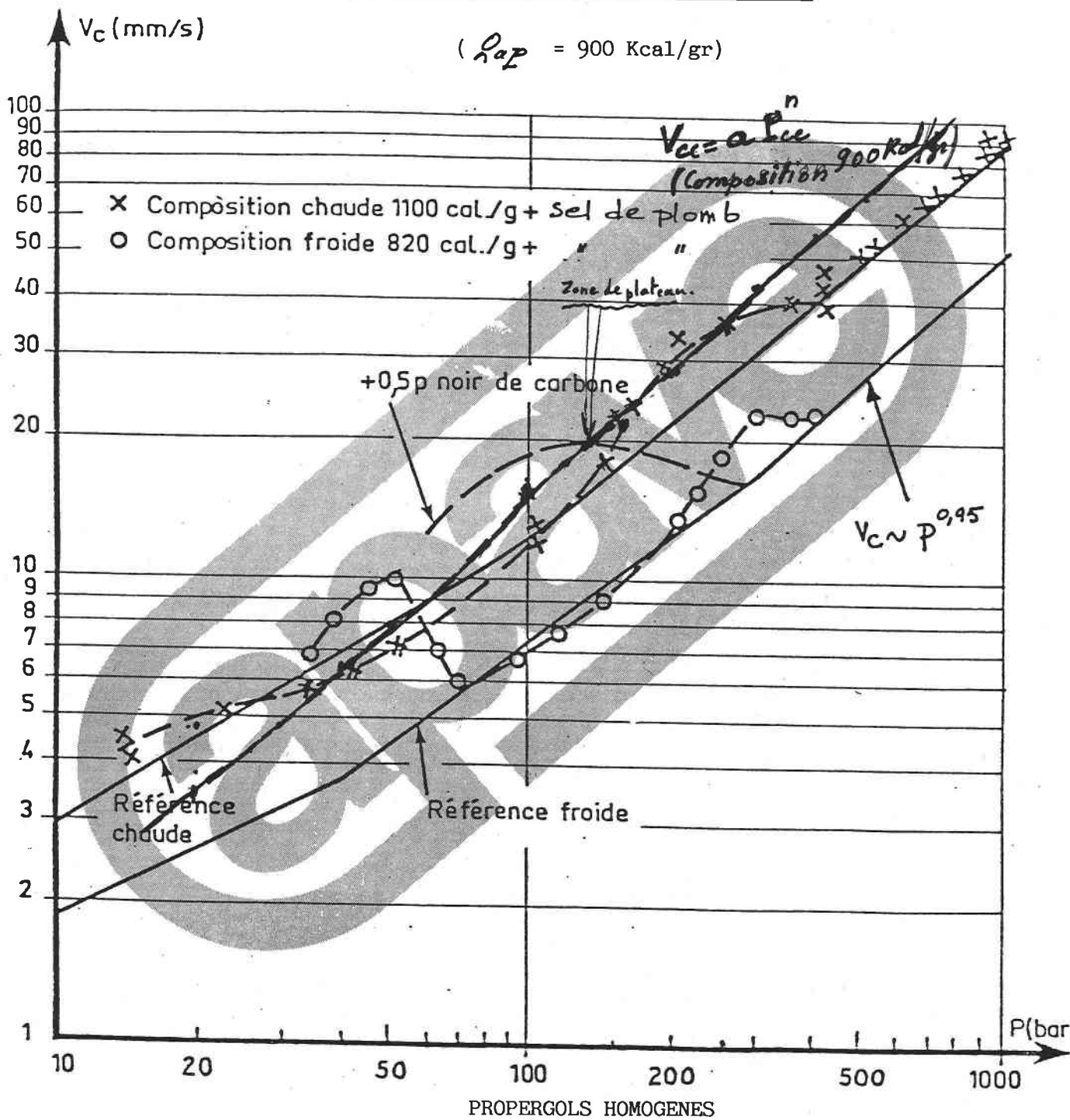
Il sort plus de gaz que la poudre n'en produit, la pression tend à baisser : le système est stable.

- Si la pression de fonctionnement  $p$  inversement baisse vers  $p''$  on a  $W$  et  $y$  qui tendent vers  $W''$  et  $y''$  avec  $y'' < W''$  donc :

Il s'échappe moins de gaz que n'en produit la combustion, la pression interne monte et on revient vers l'équilibre : le système est stable.

ANNEXE n° 1.6

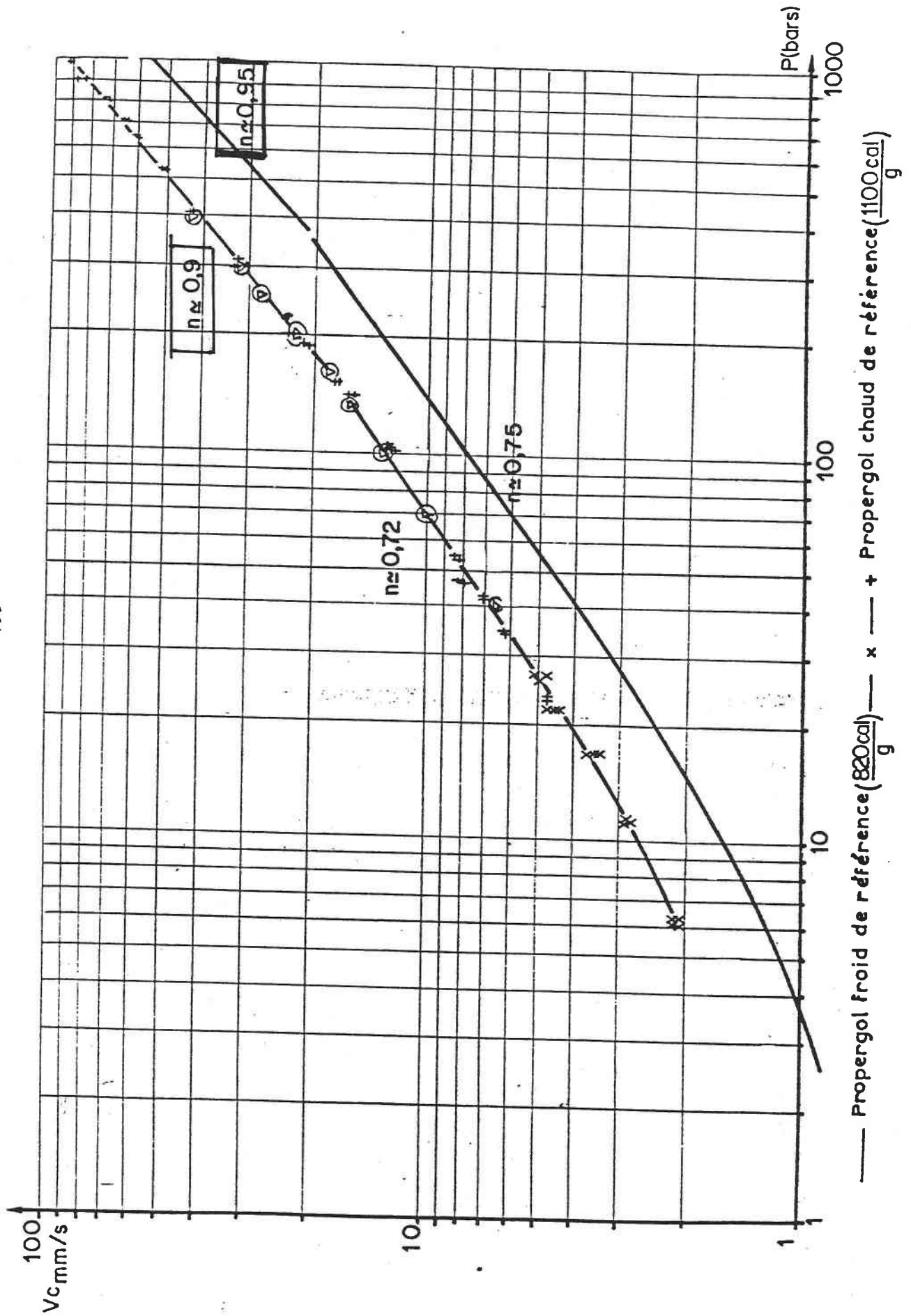
PLAGE DE FONCTIONNEMENT DU PROPULSEUR



ANNEXE n° 1.7/1

CARACTERISTIQUE  $v_{ce} = a P_{ce}^n$

$n = 0,95$



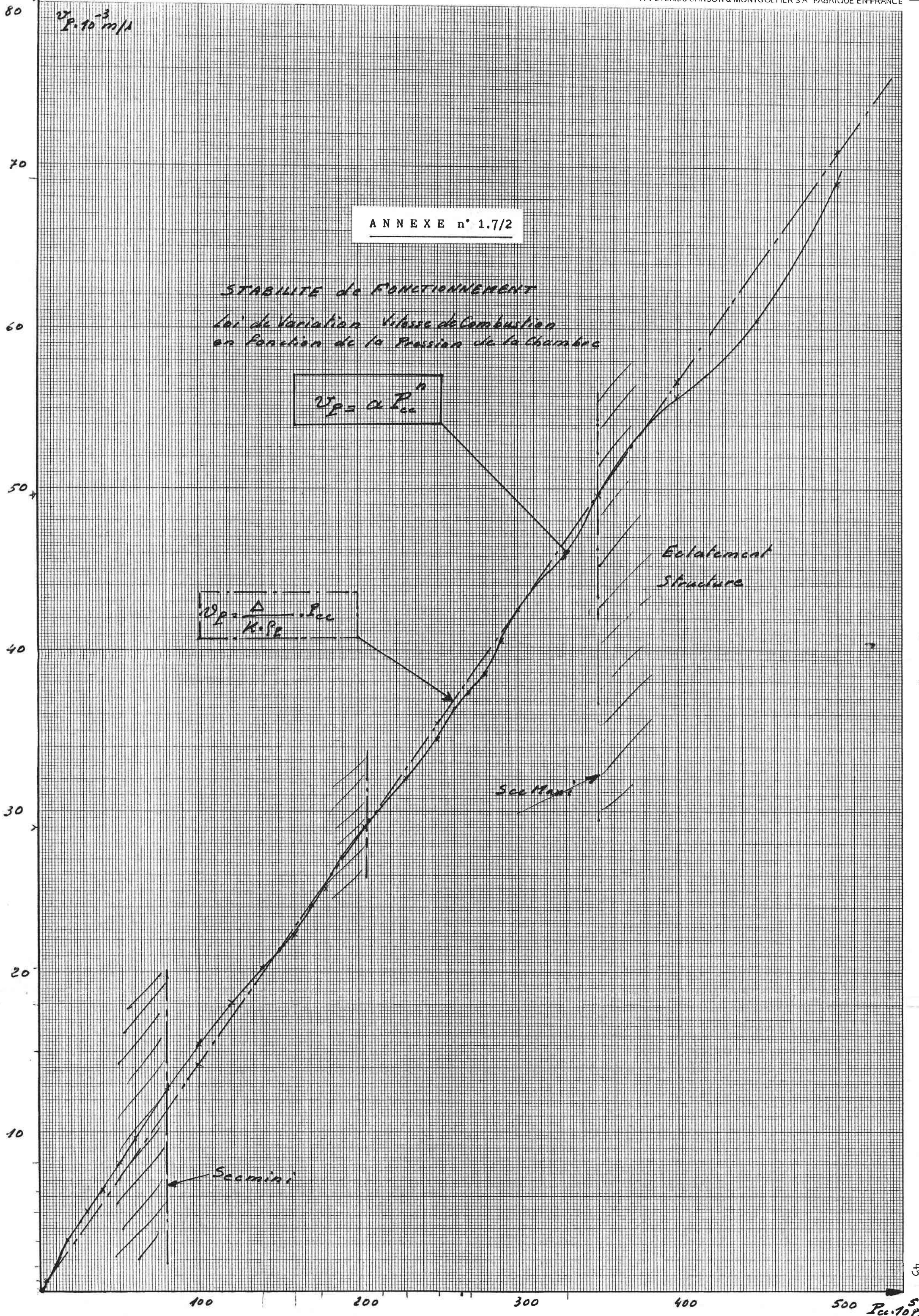
$v_p = 10^{-3}$   
 $P_c \cdot 10^3 \text{ m/1}$

ANNEXE n° 1.7/2

STABILITE de FONCTIONNEMENT  
Loi de Variation Vitesse de Combustion  
en Fonction de la Pression de la Chambre

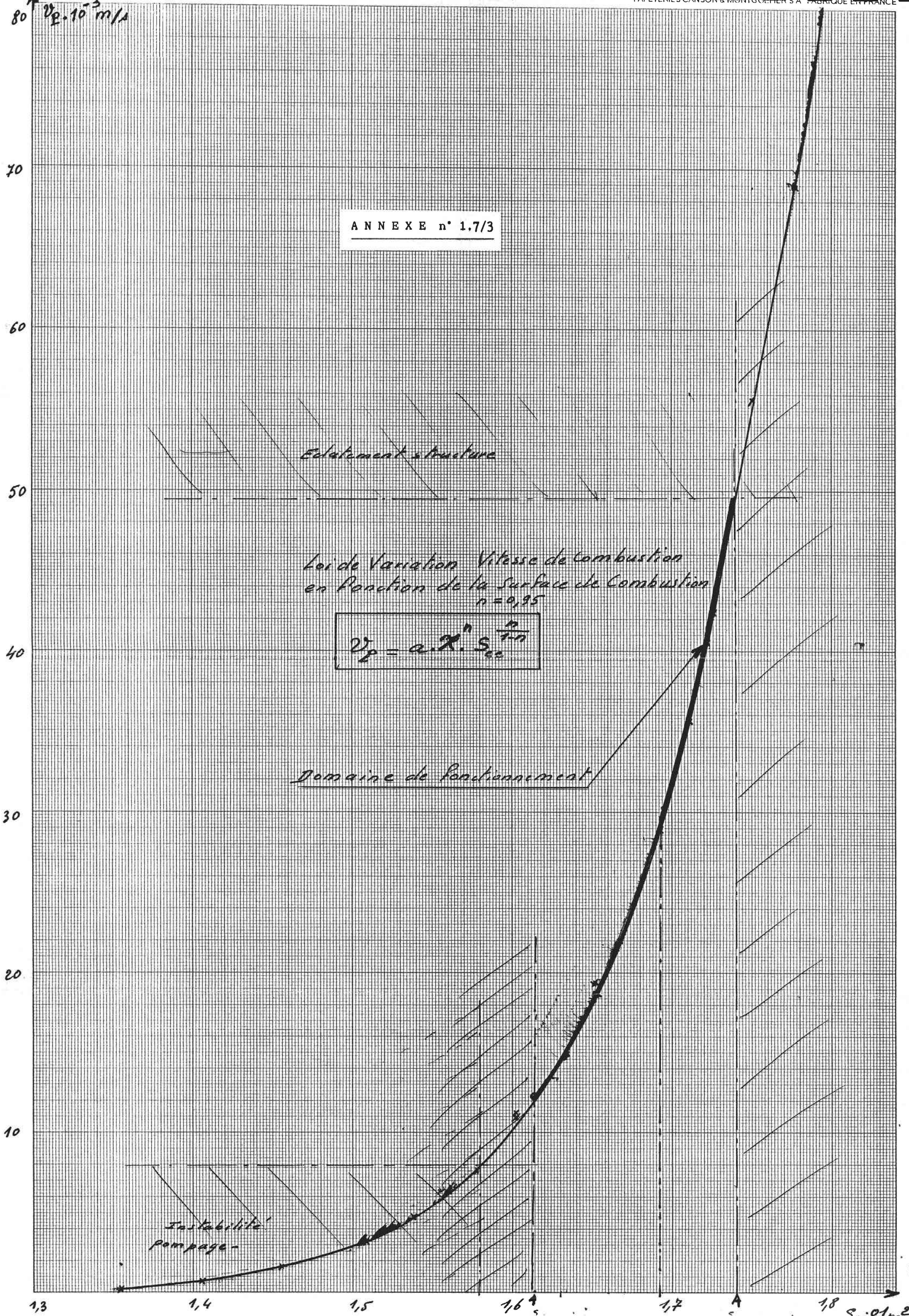
$$v_p = a P_c^n$$

$$v_p = \frac{\Delta}{K \cdot P_c} \cdot P_c$$



$v_f \cdot 10^{-3} \text{ m/s}$

ANNEXE n° 1.7/3



Eclatement structure

Loi de Variation Vitesse de Combustion en Fonction de la Surface de Combustion  
 $n = 0,95$

$$v_f = a \cdot X^n \cdot S_{ce}^{\frac{n}{1-n}}$$

Domaine de fonctionnement

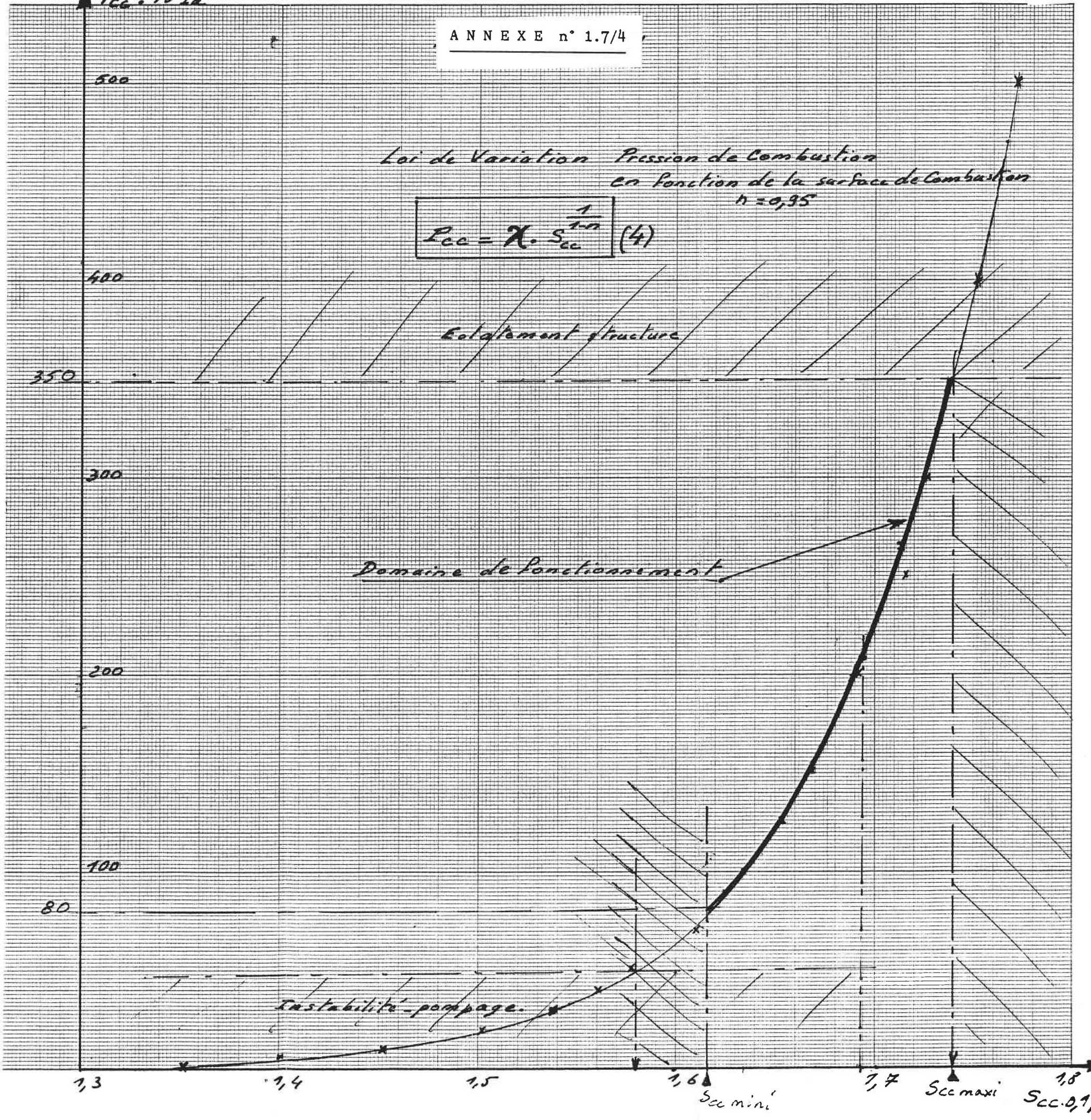
Instabilité pompage

$P_{cc} \cdot 10^5 Pa$

ANNEXE n° 1.7/4

Loi de Variation Pression de Combustion  
en fonction de la surface de Combustion  
 $n = 0,35$

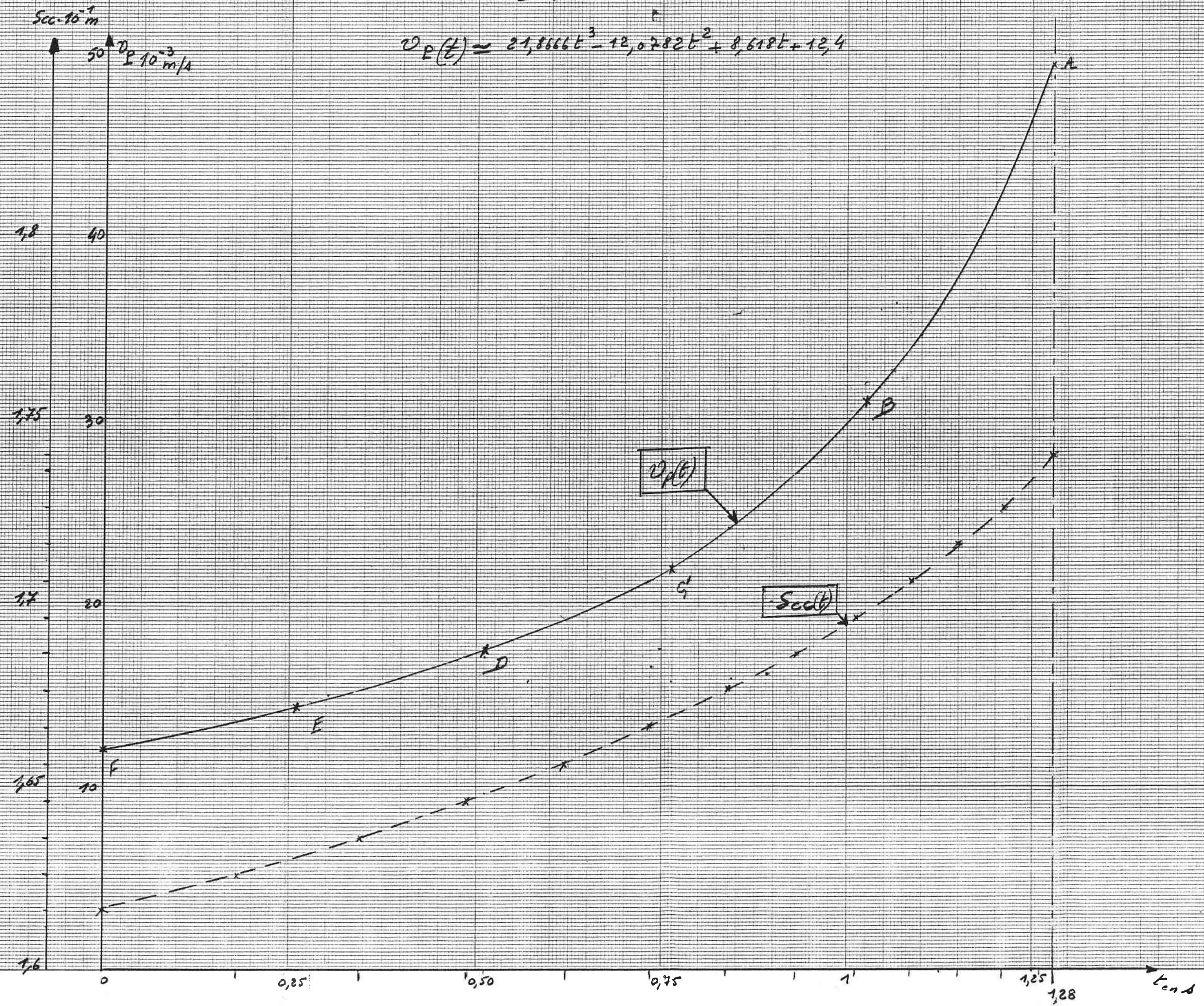
$$P_{cc} = K \cdot S_{cc}^{\frac{1}{1-n}} \quad (4)$$





PHASE-1

$$v_p(t) = 21,8666t^3 - 12,0782t^2 + 8,618t + 12,4$$



## ANNEXE n° 1.8/1

DETERMINATION DU COEFFICIENT  $\alpha$  dans la loi de poussée

$$F_T = \mu_s v_s + (P_s - P_a) S_s = \alpha \cdot P_{cc} \cdot S_{cl} + (P_s - P_a) S_s$$

$$\mu_s = \mu_{cl} = P_{cl} \cdot S_{cl} \cdot v_{cl} = P_s \cdot S_s \cdot v_s$$

$$v_s = \frac{P_{cl}}{P_s} \cdot \frac{S_{cl}}{S_s} \cdot v_{cl}$$

$$\frac{P_{cl}}{P_s} = \left( \frac{P_{cl}}{P_s} \right)^{\frac{1}{\gamma}} = \left( \frac{P_{cc}}{P_s} \cdot \frac{P_{cl}}{P_{cc}} \right)^{\frac{1}{\gamma}} = \Gamma^{\frac{1}{\gamma}} \cdot \left( \frac{P_{cl}}{P_{cc}} \right)^{\frac{1}{\gamma}} \quad \text{avec } \Gamma = \frac{P_{cc}}{P_s}$$

$$\text{or } \frac{P_{cl}}{P_{cc}} = \left( \frac{\gamma+1}{2} \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad \text{et } v_{cl} = a_{cl} = \left( \gamma \frac{R}{m} T_{cc} \right)^{\frac{1}{2}}$$

$$\text{donc } \mu_s v_s = \Gamma^{\frac{1}{\gamma}} \cdot \left( \frac{\gamma+1}{2} \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \cdot \frac{S_{cl}}{S_s} \cdot \left( \gamma \frac{R}{m} T_{cc} \right)^{\frac{1}{2}} \cdot P_{cl} \cdot v_{cl} \cdot S_{cl}$$

$$\mu_s v_s = \Gamma^{\frac{1}{\gamma}} \cdot \left( \frac{\gamma+1}{2} \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \cdot \frac{S_{cl}}{S_s} \cdot a_{cl}^2 \cdot P_{cl} \cdot S_{cl}$$

$$\text{avec } P_{cl} a_{cl}^2 = P_{cl} \cdot \gamma \frac{P_{cl}}{P_{cl}} = \gamma \cdot P_{cl} \quad \text{et } P_{cl} = P_{cc} \cdot \left( \frac{\gamma+1}{2} \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

$$\text{donc } \mu_s v_s = \left( \frac{\gamma+1}{2} \right)^{-\frac{1}{\gamma-1}} \cdot K_s \cdot \gamma \cdot P_{cc} \cdot \left( \frac{\gamma+1}{2} \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \cdot S_{cl} \cdot \Gamma^{\frac{1}{\gamma}} = \alpha \cdot P_{cc} \cdot S_{cl}$$

$$\text{donc } \alpha = \gamma \cdot \left( \frac{\gamma+1}{2} \right)^{-\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \cdot \Gamma^{\frac{1}{\gamma}} \cdot K_s$$

et

$$K_s = \frac{S_{cl}}{S_s} = \left\{ \left( \frac{\gamma+1}{2} \right)^{\frac{2}{\gamma-1}} \cdot \left( \frac{\gamma+1}{\gamma-1} \right) \left( \frac{1}{\Gamma} \right)^{\frac{2}{\gamma}} \cdot \left( 1 - \frac{1}{\Gamma} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\}^{1/2}$$

ANNEXE n° 1.8/2

$K_s = \frac{S_d}{S_s}$  est déterminé en annexe 2-9

d'où

$$\alpha = \gamma \left( \frac{\gamma+1}{\gamma-1} \right)^{\frac{1}{2}} \cdot \left( \frac{\gamma+1}{2} \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma-1}} \cdot \left( 1 - \frac{1}{\Gamma} \right)^{\frac{\gamma-1}{2\gamma}}$$

avec  $\Gamma = \frac{P_{ec}}{P_s}$

Pour  $\left\{ \begin{array}{l} \Gamma = 94,701 \\ \gamma = 1,3 \end{array} \right.$

on aura :  $\alpha = 1,96196$

## ANNEXE n° 1.9

DETERMINATION DE LA LOI DES AIRES1°) Relation de ST Venant

$$\frac{U^2}{2} + H = cte = H_{cc} \quad (\text{à } U_0 = 0) \text{ et } H - H_{cc} = C_p (T - T_{cc})$$

$$\frac{U^2}{2} + C_p \Delta T = 0 \quad \text{soit } U^2 + 2C_p T = 2C_p T_{cc}$$

$$U^2 = \frac{2\gamma R T_{cc}}{\gamma-1} - \frac{2\gamma R T}{\gamma-1} \quad \text{avec } \gamma = \frac{R}{m}; \quad a_0^2 = \gamma R T_0; \quad a^2 = \gamma R T$$

$$U^2 = \frac{2\gamma R T_{cc}}{\gamma-1} \left(1 - \frac{T}{T_{cc}}\right) \quad \text{or } \frac{T}{T_{cc}} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right)^{-1} \quad \text{d'où } \frac{P}{P_{cc}} = \left(\frac{T}{T_{cc}}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

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

$$\text{d'où } U^2 = \frac{2a_{cc}^2}{\gamma-1} \left(1 - \frac{P}{P_{cc}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

2°) Equation de l'énergie

$$\frac{U^2}{2} + \frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{P}{\rho} = \frac{U_{cl}^2}{2} + \frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{P_{cl}}{\rho_{cl}} \quad \text{avec } U_{cl}^2 = a_{cl}^2 = \gamma \frac{P_{cl}}{\rho_{cl}}$$

$$\frac{U^2}{2} + \frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{P}{\rho} = \frac{a_{cl}^2}{2} \left(1 + \frac{2}{\gamma-1}\right) = \frac{\gamma+1}{\gamma-1} \cdot \frac{a_{cl}^2}{2}$$

$$\frac{U^2}{2} = \frac{a_{cl}^2}{2} \cdot \frac{\gamma+1}{\gamma-1} - \frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{P}{\rho} \quad \text{avec } \frac{P}{\rho} = \frac{P}{\rho_{cc}} \cdot \frac{\rho_{cc}}{\rho_{cl}} \cdot \frac{\rho_{cl}}{\rho} \cdot \frac{\rho}{\rho_{cc}} \cdot \frac{\rho_{cc}}{\rho}$$

$$\text{d'où } \frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot \frac{P}{\rho} = \frac{\gamma}{\gamma-1} \cdot a_{cl}^2 \cdot \frac{P}{\rho_{cc}} \cdot \frac{\rho_{cc}}{\rho} \cdot \frac{\rho_{cc}}{\rho_{cl}} \cdot \frac{\rho_{cl}}{\rho_{cc}}$$

$$\text{avec } \frac{\rho_{cc}}{\rho_{cl}} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \text{ et } \frac{\rho_{cl}}{\rho_{cc}} = \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{-\frac{1}{\gamma-1}}$$

$$\text{d'où} : \frac{U^2}{2} = \frac{a_{cl}^2}{2} \cdot \frac{\gamma+1}{\gamma-1} - \frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)} \cdot a_{cl}^2 \left(\frac{P}{P_{cc}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$U^2 = \frac{\gamma+1}{\gamma-1} \cdot a_c^2 \left\{ 1 - \left(\frac{P}{P_{cc}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\}$$

3°) Conservation du débit

$$\mu_{cl} = S_{cl} \cdot P_{cl} \cdot v_{cl} = S \cdot p \cdot v \quad \text{avec } p = P_{cc} \left(\frac{P}{P_{cc}}\right)^{\frac{1}{\gamma}}$$

$$\mu_{cl} = S \cdot P_{cc} \cdot \left(\frac{P}{P_{cc}}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \cdot a_{cl} \cdot \left\{ \frac{\gamma+1}{\gamma-1} \left(1 - \frac{P}{P_{cc}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\}^{\frac{1}{2}}$$

$$\text{avec} : P_{cc} = P_{cl} \cdot \frac{P_{cc}}{P_{cl}} = P_{cl} \cdot \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}}$$

$$\text{d'où } \mu = S \cdot P_{cl} \cdot a_{cl} \left\{ \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{2}{\gamma-1}} \cdot \frac{\gamma+1}{\gamma-1} \cdot \left(\frac{P}{P_{cc}}\right)^{\frac{2}{\gamma}} \cdot \left(1 - \frac{P}{P_{cc}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\}^{\frac{1}{2}}$$

$$\text{avec} : \mu_{cl} = S_{cl} \cdot P_{cl} \cdot a_{cl}$$

$$\frac{S}{S_{cl}} = \frac{1}{\left\{ \left(\frac{\gamma+1}{2}\right)^{\frac{2}{\gamma-1}} \cdot \left(\frac{\gamma+1}{\gamma-1}\right) \cdot \left(\frac{P}{P_{cc}}\right)^{\frac{2}{\gamma}} \cdot \left(1 - \frac{P}{P_{cc}}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\}^{\frac{1}{2}}}$$

$$\text{soit } \Gamma = \frac{P_{cc}}{P_s} ; S = S_s \text{ et } P = P_s$$

$$\frac{S_s}{S_{cl}} = \frac{\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{2}{\gamma-1}} \cdot \left(\frac{\gamma-1}{\gamma+1}\right)}{\left(\frac{1}{\Gamma}\right)^{\frac{2}{\gamma}} \cdot \left(1 - \frac{1}{\Gamma}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}}$$

Pour  $\begin{cases} S_s = 4,29 \cdot 10^{-3} \text{ m}^2 \\ S_{cl} = 0,51 \cdot 10^{-3} \text{ m}^2 \end{cases}$  on aura  $\Gamma = 94,701$

A N N E X E n° 1.10/1

REPertoire DES SIGLES § 2-3

Performances du Propulseur

1 - Indices

- $P$  = poudre (état solide)
- $CC$  = chambre de combustion
- $cd$  = col de tuyère
- $i$  = initial
- $f$  = final
- $S$  = plan sortie divergent de tuyère
- $a$  = atmosphérique

2 - Sigles

- $\mu$  = débit massique kg/s
- $\rho$  = masse volumique kg/m<sup>3</sup>
- $S$  = surface ou section en m<sup>2</sup>
- $v$  = vitesse en m/s
- $P$  = pression en Pa
- $\gamma$  =  $\frac{c_p}{c_v}$  = rapport des chaleurs spécifiques à pression constante et à volume constant
- $R$  = constante des gaz parfaits = 8,314 joules/mole/deg

ANNEXE n° 1.10/2

- $\bar{m}$  = masse moléculaire moyenne en  $\text{kg/m}^3$   
 $T$  = température en °K  
 $M$  = nombre de mach  
 $a$  = vitesse du son en m/s  
 $Q_{ap}$  = capacité calorifique moyenne du propergol Kcal/gr  
 $R_z$  = contrainte à la limite élastique  $\text{daN/m}^2$   
 $e$  = épaisseur de la virole en m  
 $\phi_f$  = diamètre interne de la virole de la structure en m  
 $\phi_1$  = diamètre externe du canal annulaire de la chambre de combustion en m  
 $\phi_2$  = diamètre interne du canal annulaire de la chambre de combustion en m  
 $h_i$  = hauteur initiale du canal annulaire  
 $h_f$  = hauteur finale du canal annulaire en fin de combustion  
 $M_{cc}$  = masse des gaz dans la chambre de combustion en kg  
 $M_T$  = masse totale en kg  
 $M_{st}$  = masse de la structure en kg  
 $M_P$  = masse du propergol en kg  
 $V_P$  = volume du propergol en  $\text{m}^3$   
 $V_T$  = volume total en  $\text{m}^3$   
 $V_{cc}$  = volume de la chambre de combustion en  $\text{m}^3$

ANNEXE n° 1.10/3

- $F_L$  = force de poussée longitudinale en N
- $F_T$  = force de poussée totale en N
- $F_R$  = force de poussée transverse rotationnelle en N
- $\omega_R$  = vitesse angulaire de rotation du propulseur autour de son axe longitudinal en rd/s
- $R$  = rayon entre axes tuyère et axe longitudinal en m
- $K$  = coefficient de Klemming ou de serrage dû aux tuyères
- $k$  = coefficient de serrage interne
- $I_{sp}$  = impulsion spécifique en s
- $U_{bc}$  = vitesse de l'"OVNI" en fin de combustion
- $\Gamma$  = rapport des pressions chambre sur sortie divergent tuyère
- $H$  = enthalpie
-



ANNEXE N° 2.1

DETERMINATION DE LA TRAJECTOIRE ENGIN CONSTITUE



DETERMINATION DES PARAMETRES  
DE LA TRAJECTOIRE DE  
L'ENGIN

CARACTERISTIQUES NORMALISEES DU MOUVEMENT DES FRAGMENTS				
TNORM	G	G'	G''	PNORM
.000E+00	.000E+00	.000E+00	.000E+00	.450E+02
.100E-01	.384E-02	.335E-02	.102E+01	.411E+02
.200E-01	.157E-01	.132E-01	.205E+01	.397E+02
.300E-01	.358E-01	.291E-01	.309E+01	.383E+02
.400E-01	.645E-01	.510E-01	.413E+01	.373E+02
.500E-01	.102E+00	.787E-01	.518E+01	.365E+02
.600E-01	.148E+00	.112E+00	.624E+01	.358E+02
.700E-01	.204E+00	.151E+00	.731E+01	.352E+02
.800E-01	.268E+00	.196E+00	.838E+01	.346E+02
.900E-01	.342E+00	.246E+00	.946E+01	.341E+02
.100E+00	.425E+00	.301E+00	.105E+02	.337E+02
.110E+00	.518E+00	.362E+00	.116E+02	.333E+02
.120E+00	.620E+00	.428E+00	.127E+02	.329E+02
.130E+00	.732E+00	.500E+00	.138E+02	.326E+02
.140E+00	.854E+00	.577E+00	.149E+02	.323E+02
.150E+00	.985E+00	.659E+00	.161E+02	.320E+02
.160E+00	.113E+01	.746E+00	.172E+02	.317E+02
.170E+00	.128E+01	.839E+00	.183E+02	.314E+02
.180E+00	.144E+01	.937E+00	.195E+02	.312E+02
.190E+00	.161E+01	.104E+01	.206E+02	.310E+02
.200E+00	.179E+01	.115E+01	.218E+02	.307E+02
.210E+00	.199E+01	.126E+01	.229E+02	.305E+02
.220E+00	.219E+01	.138E+01	.241E+02	.303E+02
.230E+00	.240E+01	.150E+01	.253E+02	.301E+02
.240E+00	.263E+01	.163E+01	.264E+02	.300E+02
.250E+00	.286E+01	.177E+01	.276E+02	.298E+02
.260E+00	.311E+01	.191E+01	.288E+02	.296E+02
.270E+00	.336E+01	.205E+01	.300E+02	.294E+02
.280E+00	.363E+01	.220E+01	.312E+02	.293E+02
.290E+00	.391E+01	.236E+01	.324E+02	.291E+02
.300E+00	.420E+01	.252E+01	.337E+02	.290E+02
.310E+00	.450E+01	.268E+01	.349E+02	.289E+02
.320E+00	.481E+01	.285E+01	.361E+02	.287E+02
.330E+00	.513E+01	.303E+01	.374E+02	.286E+02
.340E+00	.547E+01	.321E+01	.386E+02	.285E+02
.350E+00	.581E+01	.340E+01	.399E+02	.283E+02
.360E+00	.617E+01	.359E+01	.412E+02	.282E+02
.370E+00	.654E+01	.378E+01	.424E+02	.281E+02
.380E+00	.692E+01	.399E+01	.437E+02	.280E+02
.390E+00	.731E+01	.419E+01	.450E+02	.279E+02
.400E+00	.771E+01	.441E+01	.463E+02	.278E+02
.410E+00	.813E+01	.463E+01	.476E+02	.277E+02
.420E+00	.856E+01	.485E+01	.489E+02	.276E+02
.430E+00	.900E+01	.508E+01	.503E+02	.275E+02
.440E+00	.945E+01	.531E+01	.516E+02	.274E+02
.450E+00	.992E+01	.555E+01	.529E+02	.273E+02
.460E+00	.104E+02	.580E+01	.543E+02	.272E+02
.470E+00	.109E+02	.605E+01	.557E+02	.271E+02
.480E+00	.114E+02	.630E+01	.570E+02	.270E+02
.490E+00	.119E+02	.656E+01	.584E+02	.269E+02
.500E+00	.124E+02	.683E+01	.598E+02	.268E+02
.510E+00	.130E+02	.710E+01	.612E+02	.268E+02
.520E+00	.135E+02	.738E+01	.626E+02	.267E+02
.530E+00	.141E+02	.766E+01	.640E+02	.266E+02

.540E+00	.147E+02	.795E+01	.654E+02	.265E+02
.550E+00	.153E+02	.825E+01	.668E+02	.264E+02
.560E+00	.159E+02	.855E+01	.683E+02	.264E+02
.570E+00	.165E+02	.885E+01	.697E+02	.263E+02
.580E+00	.171E+02	.916E+01	.712E+02	.262E+02
.590E+00	.178E+02	.948E+01	.726E+02	.262E+02
.600E+00	.184E+02	.980E+01	.741E+02	.261E+02
.610E+00	.191E+02	.101E+02	.756E+02	.260E+02
.620E+00	.198E+02	.105E+02	.771E+02	.260E+02
.630E+00	.205E+02	.108E+02	.786E+02	.259E+02
.640E+00	.212E+02	.112E+02	.801E+02	.258E+02
.650E+00	.219E+02	.115E+02	.817E+02	.258E+02
.660E+00	.227E+02	.119E+02	.832E+02	.257E+02
.670E+00	.234E+02	.122E+02	.847E+02	.256E+02
.680E+00	.242E+02	.126E+02	.863E+02	.256E+02
.690E+00	.250E+02	.130E+02	.879E+02	.255E+02
.700E+00	.258E+02	.134E+02	.894E+02	.255E+02
.710E+00	.266E+02	.137E+02	.910E+02	.254E+02
.720E+00	.274E+02	.141E+02	.926E+02	.254E+02
.730E+00	.283E+02	.145E+02	.942E+02	.253E+02
.740E+00	.291E+02	.149E+02	.959E+02	.253E+02
.750E+00	.300E+02	.153E+02	.975E+02	.252E+02
.760E+00	.309E+02	.158E+02	.991E+02	.252E+02
.770E+00	.318E+02	.162E+02	.101E+03	.251E+02
.780E+00	.327E+02	.166E+02	.102E+03	.251E+02
.790E+00	.337E+02	.171E+02	.104E+03	.250E+02
.800E+00	.346E+02	.175E+02	.106E+03	.250E+02
.810E+00	.356E+02	.179E+02	.108E+03	.249E+02
.820E+00	.366E+02	.184E+02	.109E+03	.249E+02
.830E+00	.376E+02	.189E+02	.111E+03	.248E+02
.840E+00	.386E+02	.193E+02	.113E+03	.248E+02
.850E+00	.396E+02	.198E+02	.114E+03	.247E+02
.860E+00	.407E+02	.203E+02	.116E+03	.247E+02
.870E+00	.417E+02	.208E+02	.118E+03	.246E+02
.880E+00	.428E+02	.213E+02	.120E+03	.246E+02
.890E+00	.439E+02	.218E+02	.122E+03	.246E+02
.900E+00	.450E+02	.223E+02	.123E+03	.245E+02
.910E+00	.461E+02	.228E+02	.125E+03	.245E+02
.920E+00	.473E+02	.233E+02	.127E+03	.244E+02
.930E+00	.485E+02	.239E+02	.129E+03	.244E+02
.940E+00	.496E+02	.244E+02	.131E+03	.244E+02
.950E+00	.508E+02	.249E+02	.133E+03	.243E+02
.960E+00	.521E+02	.255E+02	.135E+03	.243E+02
.970E+00	.533E+02	.260E+02	.137E+03	.242E+02
.980E+00	.546E+02	.266E+02	.139E+03	.242E+02
.990E+00	.558E+02	.272E+02	.141E+03	.242E+02
.100E+01	.571E+02	.278E+02	.142E+03	.241E+02
.101E+01	.584E+02	.283E+02	.144E+03	.241E+02
.102E+01	.598E+02	.289E+02	.146E+03	.241E+02
.103E+01	.611E+02	.295E+02	.148E+03	.240E+02
.104E+01	.625E+02	.301E+02	.150E+03	.240E+02
.105E+01	.639E+02	.308E+02	.153E+03	.240E+02
.106E+01	.653E+02	.314E+02	.155E+03	.239E+02
.107E+01	.667E+02	.320E+02	.157E+03	.239E+02
.108E+01	.681E+02	.326E+02	.159E+03	.239E+02
.109E+01	.696E+02	.333E+02	.161E+03	.238E+02
.110E+01	.711E+02	.339E+02	.163E+03	.238E+02
.111E+01	.726E+02	.346E+02	.165E+03	.238E+02
.112E+01	.741E+02	.353E+02	.167E+03	.237E+02
.113E+01	.756E+02	.360E+02	.170E+03	.237E+02
.114E+01	.772E+02	.366E+02	.172E+03	.237E+02
.115E+01	.788E+02	.373E+02	.174E+03	.236E+02
.116E+01	.804E+02	.380E+02	.176E+03	.236E+02
.117E+01	.820E+02	.387E+02	.178E+03	.236E+02
.118E+01	.837E+02	.395E+02	.181E+03	.236E+02
.119E+01	.853E+02	.402E+02	.183E+03	.235E+02
.120E+01	.870E+02	.409E+02	.185E+03	.235E+02

.121E+01	.887E+02	.417E+02	.188E+03	.235E+02
.122E+01	.905E+02	.424E+02	.190E+03	.234E+02
.123E+01	.922E+02	.432E+02	.192E+03	.234E+02
.124E+01	.940E+02	.439E+02	.195E+03	.234E+02
.125E+01	.958E+02	.447E+02	.197E+03	.234E+02
.126E+01	.976E+02	.455E+02	.200E+03	.233E+02
.127E+01	.995E+02	.463E+02	.202E+03	.233E+02
.128E+01	.101E+03	.471E+02	.205E+03	.233E+02
.129E+01	.103E+03	.479E+02	.207E+03	.233E+02
.130E+01	.105E+03	.487E+02	.210E+03	.232E+02
.131E+01	.107E+03	.496E+02	.212E+03	.232E+02
.132E+01	.109E+03	.504E+02	.215E+03	.232E+02
.133E+01	.111E+03	.513E+02	.218E+03	.232E+02
.134E+01	.113E+03	.521E+02	.220E+03	.231E+02
.135E+01	.115E+03	.530E+02	.223E+03	.231E+02
.136E+01	.117E+03	.539E+02	.226E+03	.231E+02
.137E+01	.119E+03	.548E+02	.228E+03	.231E+02
.138E+01	.121E+03	.557E+02	.231E+03	.231E+02
.139E+01	.123E+03	.566E+02	.234E+03	.230E+02
.140E+01	.126E+03	.575E+02	.237E+03	.230E+02
.141E+01	.128E+03	.584E+02	.240E+03	.230E+02
.142E+01	.130E+03	.594E+02	.242E+03	.230E+02
.143E+01	.132E+03	.603E+02	.245E+03	.229E+02
.144E+01	.135E+03	.613E+02	.248E+03	.229E+02
.145E+01	.137E+03	.623E+02	.251E+03	.229E+02
.146E+01	.139E+03	.632E+02	.254E+03	.229E+02
.147E+01	.142E+03	.642E+02	.257E+03	.229E+02
.148E+01	.144E+03	.652E+02	.260E+03	.228E+02
.149E+01	.146E+03	.662E+02	.263E+03	.228E+02
.150E+01	.149E+03	.673E+02	.266E+03	.228E+02
.151E+01	.151E+03	.683E+02	.270E+03	.228E+02
.152E+01	.154E+03	.694E+02	.273E+03	.228E+02
.153E+01	.156E+03	.704E+02	.276E+03	.227E+02
.154E+01	.159E+03	.715E+02	.279E+03	.227E+02
.155E+01	.161E+03	.726E+02	.283E+03	.227E+02
.156E+01	.164E+03	.737E+02	.286E+03	.227E+02
.157E+01	.167E+03	.748E+02	.289E+03	.227E+02
.158E+01	.169E+03	.759E+02	.293E+03	.227E+02
.159E+01	.172E+03	.770E+02	.296E+03	.226E+02
.160E+01	.175E+03	.782E+02	.300E+03	.226E+02
.161E+01	.178E+03	.793E+02	.303E+03	.226E+02
.162E+01	.180E+03	.805E+02	.307E+03	.226E+02
.163E+01	.183E+03	.817E+02	.311E+03	.226E+02
.164E+01	.186E+03	.829E+02	.314E+03	.226E+02
.165E+01	.189E+03	.841E+02	.318E+03	.225E+02
.166E+01	.192E+03	.853E+02	.322E+03	.225E+02
.167E+01	.195E+03	.866E+02	.326E+03	.225E+02
.168E+01	.198E+03	.878E+02	.329E+03	.225E+02
.169E+01	.201E+03	.891E+02	.333E+03	.225E+02
.170E+01	.204E+03	.904E+02	.337E+03	.225E+02
.171E+01	.207E+03	.917E+02	.341E+03	.224E+02
.172E+01	.211E+03	.930E+02	.346E+03	.224E+02
.173E+01	.214E+03	.943E+02	.350E+03	.224E+02
.174E+01	.217E+03	.957E+02	.354E+03	.224E+02
.175E+01	.220E+03	.970E+02	.358E+03	.224E+02
.176E+01	.224E+03	.984E+02	.362E+03	.224E+02
.177E+01	.227E+03	.998E+02	.367E+03	.224E+02
.178E+01	.230E+03	.101E+03	.371E+03	.223E+02
.179E+01	.234E+03	.103E+03	.376E+03	.223E+02
.180E+01	.237E+03	.104E+03	.380E+03	.223E+02
.181E+01	.241E+03	.105E+03	.385E+03	.223E+02
.182E+01	.245E+03	.107E+03	.390E+03	.223E+02
.183E+01	.248E+03	.108E+03	.395E+03	.223E+02
.184E+01	.252E+03	.110E+03	.400E+03	.223E+02
.185E+01	.256E+03	.111E+03	.404E+03	.222E+02
.186E+01	.259E+03	.113E+03	.410E+03	.222E+02
.187E+01	.263E+03	.115E+03	.415E+03	.222E+02

.188E+01	.267E+03	.116E+03	.420E+03	.222E+02
.189E+01	.271E+03	.118E+03	.425E+03	.222E+02
.190E+01	.275E+03	.119E+03	.431E+03	.222E+02
.191E+01	.279E+03	.121E+03	.436E+03	.222E+02
.192E+01	.283E+03	.123E+03	.442E+03	.222E+02
.193E+01	.287E+03	.124E+03	.447E+03	.222E+02
.194E+01	.291E+03	.126E+03	.453E+03	.221E+02
.195E+01	.295E+03	.128E+03	.459E+03	.221E+02
.196E+01	.300E+03	.129E+03	.465E+03	.221E+02
.197E+01	.304E+03	.131E+03	.471E+03	.221E+02
.198E+01	.308E+03	.133E+03	.477E+03	.221E+02
.199E+01	.313E+03	.135E+03	.484E+03	.221E+02
.200E+01	.317E+03	.137E+03	.490E+03	.221E+02
.201E+01	.322E+03	.139E+03	.497E+03	.221E+02
.202E+01	.327E+03	.140E+03	.503E+03	.221E+02
.203E+01	.331E+03	.142E+03	.510E+03	.220E+02
.204E+01	.336E+03	.144E+03	.517E+03	.220E+02
.205E+01	.341E+03	.146E+03	.525E+03	.220E+02
.206E+01	.346E+03	.148E+03	.532E+03	.220E+02
.207E+01	.351E+03	.150E+03	.539E+03	.220E+02
.208E+01	.356E+03	.152E+03	.547E+03	.220E+02
.209E+01	.361E+03	.154E+03	.555E+03	.220E+02
.210E+01	.366E+03	.156E+03	.563E+03	.220E+02
.211E+01	.371E+03	.158E+03	.571E+03	.220E+02
.212E+01	.377E+03	.161E+03	.580E+03	.220E+02
.213E+01	.382E+03	.163E+03	.588E+03	.219E+02
.214E+01	.388E+03	.165E+03	.597E+03	.219E+02
.215E+01	.393E+03	.167E+03	.606E+03	.219E+02
.216E+01	.399E+03	.170E+03	.616E+03	.219E+02
.217E+01	.405E+03	.172E+03	.625E+03	.219E+02
.218E+01	.411E+03	.174E+03	.635E+03	.219E+02
.219E+01	.416E+03	.177E+03	.645E+03	.219E+02
.220E+01	.422E+03	.179E+03	.656E+03	.219E+02
.221E+01	.429E+03	.181E+03	.666E+03	.219E+02
.222E+01	.435E+03	.184E+03	.678E+03	.219E+02
.223E+01	.441E+03	.187E+03	.689E+03	.219E+02
.224E+01	.448E+03	.189E+03	.701E+03	.219E+02
.225E+01	.454E+03	.192E+03	.712E+03	.219E+02
.225E+01	.455E+03	.192E+03	.713E+03	.218E+02
.225E+01	.456E+03	.192E+03	.714E+03	.218E+02
.225E+01	.456E+03	.193E+03	.715E+03	.218E+02
.225E+01	.457E+03	.193E+03	.716E+03	.218E+02
.225E+01	.458E+03	.193E+03	.717E+03	.218E+02
.226E+01	.458E+03	.193E+03	.717E+03	.218E+02
.226E+01	.459E+03	.194E+03	.718E+03	.218E+02
.226E+01	.460E+03	.194E+03	.719E+03	.218E+02
.226E+01	.460E+03	.194E+03	.719E+03	.218E+02
.226E+01	.461E+03	.194E+03	.720E+03	.218E+02
.226E+01	.462E+03	.195E+03	.720E+03	.218E+02
.226E+01	.462E+03	.195E+03	.721E+03	.218E+02
.226E+01	.463E+03	.195E+03	.721E+03	.218E+02
.226E+01	.464E+03	.195E+03	.722E+03	.218E+02
.226E+01	.464E+03	.196E+03	.722E+03	.218E+02
.227E+01	.465E+03	.196E+03	.723E+03	.218E+02
.227E+01	.466E+03	.196E+03	.723E+03	.218E+02
.227E+01	.466E+03	.197E+03	.723E+03	.218E+02
.227E+01	.467E+03	.197E+03	.723E+03	.218E+02
.227E+01	.468E+03	.197E+03	.724E+03	.218E+02
.227E+01	.468E+03	.197E+03	.724E+03	.218E+02
.227E+01	.469E+03	.198E+03	.724E+03	.218E+02
.227E+01	.470E+03	.198E+03	.724E+03	.218E+02
.227E+01	.470E+03	.198E+03	.725E+03	.218E+02
.227E+01	.471E+03	.198E+03	.725E+03	.218E+02
.228E+01	.472E+03	.199E+03	.725E+03	.218E+02
.228E+01	.472E+03	.199E+03	.725E+03	.218E+02
.228E+01	.473E+03	.199E+03	.725E+03	.218E+02
.228E+01	.474E+03	.200E+03	.725E+03	.218E+02



.934E+01	.387E+04	.134E+04	.367E+03	.143E+02
.103E+02	.422E+04	.142E+04	.342E+03	.127E+02
.113E+02	.454E+04	.148E+04	.321E+03	.110E+02
.123E+02	.485E+04	.153E+04	.302E+03	.913E+01
.133E+02	.514E+04	.157E+04	.285E+03	.719E+01
.143E+02	.542E+04	.160E+04	.271E+03	.513E+01
.153E+02	.568E+04	.161E+04	.258E+03	.295E+01
.163E+02	.593E+04	.161E+04	.246E+03	.668E+00
.173E+02	.617E+04	.160E+04	.236E+03	-.172E+01
.183E+02	.641E+04	.159E+04	.227E+03	-.420E+01
.193E+02	.663E+04	.156E+04	.219E+03	-.676E+01
.203E+02	.684E+04	.153E+04	.213E+03	-.940E+01
.213E+02	.705E+04	.148E+04	.207E+03	-.121E+02
.223E+02	.724E+04	.143E+04	.202E+03	-.148E+02
.233E+02	.743E+04	.137E+04	.198E+03	-.176E+02
.243E+02	.762E+04	.130E+04	.194E+03	-.204E+02
.253E+02	.779E+04	.123E+04	.192E+03	-.232E+02
.263E+02	.797E+04	.114E+04	.189E+03	-.259E+02
.273E+02	.813E+04	.105E+04	.188E+03	-.287E+02
.283E+02	.829E+04	.954E+03	.187E+03	-.314E+02
.293E+02	.844E+04	.850E+03	.186E+03	-.340E+02
.303E+02	.859E+04	.740E+03	.186E+03	-.365E+02
.313E+02	.874E+04	.623E+03	.186E+03	-.390E+02
.323E+02	.888E+04	.500E+03	.186E+03	-.414E+02
.333E+02	.901E+04	.371E+03	.186E+03	-.437E+02
.343E+02	.914E+04	.237E+03	.187E+03	-.459E+02
.353E+02	.927E+04	.975E+02	.188E+03	-.480E+02

VALEURS FINALES			
Temps (s)	Portée (m)	Impact (m)	Angle (°)
35.34	9267.06	97.53	-48.05

ANNEXE N° 2.2

CALCUL DE LA PORTEE ET DE L'ANGLE D'ARRIVEE  
POUR UNE ANGLE INITIAL DE 45°



DETERMINATION DES PARAMETRES  
DE LA TRAJECTOIRE DE  
L'ENGIN

ANGLE INITIAL

45.000000 °

VALEURS FINALES			
Temps (s)	Portée (m)	Impact (m)	Angle (°)
29.51	3523.14	76.85	-79.18

**EMERSON**

DETERMINATION DES PARAMETRES  
DE LA TRAJECTOIRE DE  
L'ENGIN

CARACTERISTIQUES DE LA BALISTIQUE				
Temps (s)	X m	Y m	Vit m/s	Angle Deg
.000E+00	.000E+00	.000E+00	.000E+00	.450E+02
.100E-01	.538E-02	.489E-02	.145E+01	.423E+02
.200E-01	.218E-01	.193E-01	.292E+01	.413E+02
.300E-01	.496E-01	.430E-01	.439E+01	.404E+02
.400E-01	.892E-01	.757E-01	.587E+01	.397E+02
.500E-01	.141E+00	.117E+00	.737E+01	.391E+02
.600E-01	.204E+00	.168E+00	.887E+01	.386E+02
.700E-01	.280E+00	.228E+00	.104E+02	.382E+02
.800E-01	.368E+00	.296E+00	.119E+02	.378E+02
.900E-01	.468E+00	.373E+00	.134E+02	.375E+02
.100E+00	.581E+00	.459E+00	.150E+02	.372E+02
.110E+00	.707E+00	.553E+00	.165E+02	.369E+02
.120E+00	.845E+00	.657E+00	.181E+02	.367E+02
.130E+00	.997E+00	.769E+00	.196E+02	.365E+02
.140E+00	.116E+01	.889E+00	.212E+02	.362E+02
.150E+00	.134E+01	.102E+01	.228E+02	.360E+02
.160E+00	.153E+01	.116E+01	.244E+02	.359E+02
.170E+00	.173E+01	.130E+01	.260E+02	.357E+02
.180E+00	.195E+01	.146E+01	.276E+02	.355E+02
.190E+00	.218E+01	.162E+01	.292E+02	.354E+02
.200E+00	.243E+01	.180E+01	.308E+02	.352E+02
.210E+00	.269E+01	.198E+01	.325E+02	.351E+02
.220E+00	.296E+01	.217E+01	.341E+02	.349E+02
.230E+00	.325E+01	.237E+01	.358E+02	.348E+02
.240E+00	.355E+01	.258E+01	.374E+02	.347E+02
.250E+00	.386E+01	.279E+01	.391E+02	.346E+02
.260E+00	.419E+01	.302E+01	.408E+02	.345E+02
.270E+00	.454E+01	.325E+01	.425E+02	.343E+02
.280E+00	.490E+01	.350E+01	.442E+02	.342E+02
.290E+00	.527E+01	.375E+01	.459E+02	.341E+02
.300E+00	.566E+01	.401E+01	.476E+02	.340E+02
.310E+00	.606E+01	.428E+01	.494E+02	.339E+02
.320E+00	.647E+01	.456E+01	.511E+02	.339E+02
.330E+00	.691E+01	.485E+01	.529E+02	.338E+02
.340E+00	.735E+01	.515E+01	.546E+02	.337E+02
.350E+00	.782E+01	.546E+01	.564E+02	.336E+02
.360E+00	.829E+01	.577E+01	.582E+02	.335E+02
.370E+00	.879E+01	.610E+01	.600E+02	.334E+02
.380E+00	.930E+01	.643E+01	.618E+02	.334E+02
.390E+00	.982E+01	.678E+01	.636E+02	.333E+02
.400E+00	.104E+02	.713E+01	.654E+02	.332E+02
.410E+00	.109E+02	.749E+01	.672E+02	.332E+02
.420E+00	.115E+02	.787E+01	.691E+02	.331E+02
.430E+00	.121E+02	.825E+01	.709E+02	.330E+02
.440E+00	.127E+02	.864E+01	.728E+02	.330E+02
.450E+00	.133E+02	.904E+01	.747E+02	.329E+02
.460E+00	.139E+02	.945E+01	.766E+02	.328E+02
.470E+00	.146E+02	.987E+01	.785E+02	.328E+02
.480E+00	.153E+02	.103E+02	.804E+02	.327E+02
.490E+00	.159E+02	.107E+02	.823E+02	.327E+02
.500E+00	.166E+02	.112E+02	.843E+02	.326E+02
.510E+00	.174E+02	.116E+02	.862E+02	.325E+02
.520E+00	.181E+02	.121E+02	.882E+02	.325E+02

.530E+00	.188E+02	.126E+02	.901E+02	.324E+02
.540E+00	.196E+02	.131E+02	.921E+02	.324E+02
.550E+00	.204E+02	.136E+02	.941E+02	.323E+02
.560E+00	.212E+02	.141E+02	.961E+02	.323E+02
.570E+00	.220E+02	.146E+02	.981E+02	.322E+02
.580E+00	.229E+02	.151E+02	.100E+03	.322E+02
.590E+00	.237E+02	.157E+02	.102E+03	.321E+02
.600E+00	.246E+02	.162E+02	.104E+03	.321E+02
.610E+00	.255E+02	.168E+02	.106E+03	.320E+02
.620E+00	.264E+02	.173E+02	.108E+03	.320E+02
.630E+00	.273E+02	.179E+02	.110E+03	.320E+02
.640E+00	.283E+02	.185E+02	.113E+03	.319E+02
.650E+00	.292E+02	.191E+02	.115E+03	.319E+02
.660E+00	.302E+02	.197E+02	.117E+03	.318E+02
.670E+00	.312E+02	.203E+02	.119E+03	.318E+02
.680E+00	.322E+02	.210E+02	.121E+03	.318E+02
.690E+00	.333E+02	.216E+02	.123E+03	.317E+02
.700E+00	.343E+02	.223E+02	.125E+03	.317E+02
.710E+00	.354E+02	.229E+02	.128E+03	.316E+02
.720E+00	.365E+02	.236E+02	.130E+03	.316E+02
.730E+00	.376E+02	.243E+02	.132E+03	.316E+02
.740E+00	.388E+02	.250E+02	.134E+03	.315E+02
.750E+00	.399E+02	.257E+02	.137E+03	.315E+02
.760E+00	.411E+02	.264E+02	.139E+03	.315E+02
.770E+00	.423E+02	.271E+02	.141E+03	.314E+02
.780E+00	.435E+02	.279E+02	.143E+03	.314E+02
.790E+00	.447E+02	.286E+02	.146E+03	.314E+02
.800E+00	.460E+02	.294E+02	.148E+03	.313E+02
.810E+00	.473E+02	.302E+02	.150E+03	.313E+02
.820E+00	.486E+02	.310E+02	.153E+03	.313E+02
.830E+00	.499E+02	.318E+02	.155E+03	.312E+02
.840E+00	.512E+02	.326E+02	.157E+03	.312E+02
.850E+00	.526E+02	.334E+02	.160E+03	.312E+02
.860E+00	.539E+02	.342E+02	.162E+03	.311E+02
.870E+00	.553E+02	.351E+02	.165E+03	.311E+02
.880E+00	.568E+02	.359E+02	.167E+03	.311E+02
.890E+00	.582E+02	.368E+02	.170E+03	.311E+02
.900E+00	.597E+02	.377E+02	.172E+03	.310E+02
.910E+00	.612E+02	.386E+02	.174E+03	.310E+02
.920E+00	.627E+02	.395E+02	.177E+03	.310E+02
.930E+00	.642E+02	.404E+02	.180E+03	.310E+02
.940E+00	.657E+02	.413E+02	.182E+03	.309E+02
.950E+00	.673E+02	.423E+02	.185E+03	.309E+02
.960E+00	.689E+02	.432E+02	.187E+03	.309E+02
.970E+00	.705E+02	.442E+02	.190E+03	.308E+02
.980E+00	.722E+02	.452E+02	.192E+03	.308E+02
.990E+00	.738E+02	.462E+02	.195E+03	.308E+02
.100E+01	.755E+02	.472E+02	.198E+03	.308E+02
.101E+01	.772E+02	.482E+02	.200E+03	.308E+02
.102E+01	.790E+02	.492E+02	.203E+03	.307E+02
.103E+01	.807E+02	.502E+02	.206E+03	.307E+02
.104E+01	.825E+02	.513E+02	.208E+03	.307E+02
.105E+01	.843E+02	.524E+02	.211E+03	.307E+02
.106E+01	.861E+02	.535E+02	.214E+03	.306E+02
.107E+01	.880E+02	.546E+02	.217E+03	.306E+02
.108E+01	.899E+02	.557E+02	.219E+03	.306E+02
.109E+01	.918E+02	.568E+02	.222E+03	.306E+02
.110E+01	.937E+02	.579E+02	.225E+03	.305E+02
.111E+01	.956E+02	.591E+02	.228E+03	.305E+02
.112E+01	.976E+02	.602E+02	.231E+03	.305E+02
.113E+01	.996E+02	.614E+02	.234E+03	.305E+02
.114E+01	.102E+03	.626E+02	.237E+03	.305E+02
.115E+01	.104E+03	.638E+02	.240E+03	.304E+02
.116E+01	.106E+03	.650E+02	.242E+03	.304E+02
.117E+01	.108E+03	.663E+02	.245E+03	.304E+02
.118E+01	.110E+03	.675E+02	.248E+03	.304E+02
.119E+01	.112E+03	.688E+02	.251E+03	.304E+02

.120E+01	.114E+03	.701E+02	.255E+03	.303E+02
.121E+01	.117E+03	.714E+02	.258E+03	.303E+02
.122E+01	.119E+03	.727E+02	.261E+03	.303E+02
.123E+01	.121E+03	.740E+02	.264E+03	.303E+02
.124E+01	.123E+03	.753E+02	.267E+03	.303E+02
.125E+01	.126E+03	.767E+02	.270E+03	.303E+02
.126E+01	.128E+03	.780E+02	.273E+03	.302E+02
.127E+01	.130E+03	.794E+02	.277E+03	.302E+02
.128E+01	.133E+03	.808E+02	.280E+03	.302E+02
.129E+01	.135E+03	.822E+02	.283E+03	.302E+02
.130E+01	.138E+03	.837E+02	.286E+03	.302E+02
.131E+01	.140E+03	.851E+02	.290E+03	.301E+02
.132E+01	.143E+03	.866E+02	.293E+03	.301E+02
.133E+01	.145E+03	.881E+02	.296E+03	.301E+02
.134E+01	.148E+03	.896E+02	.300E+03	.301E+02
.135E+01	.150E+03	.911E+02	.303E+03	.301E+02
.136E+01	.153E+03	.926E+02	.307E+03	.301E+02
.137E+01	.156E+03	.941E+02	.310E+03	.301E+02
.138E+01	.158E+03	.957E+02	.314E+03	.300E+02
.139E+01	.161E+03	.973E+02	.317E+03	.300E+02
.140E+01	.164E+03	.989E+02	.321E+03	.300E+02
.141E+01	.167E+03	.100E+03	.325E+03	.300E+02
.142E+01	.170E+03	.102E+03	.328E+03	.300E+02
.143E+01	.172E+03	.104E+03	.332E+03	.300E+02
.144E+01	.175E+03	.105E+03	.336E+03	.299E+02
.145E+01	.178E+03	.107E+03	.339E+03	.299E+02
.146E+01	.181E+03	.109E+03	.343E+03	.299E+02
.147E+01	.184E+03	.111E+03	.347E+03	.299E+02
.148E+01	.187E+03	.112E+03	.351E+03	.299E+02
.149E+01	.190E+03	.114E+03	.355E+03	.299E+02
.150E+01	.193E+03	.116E+03	.359E+03	.299E+02
.151E+01	.196E+03	.118E+03	.363E+03	.299E+02
.152E+01	.200E+03	.119E+03	.367E+03	.298E+02
.153E+01	.203E+03	.121E+03	.371E+03	.298E+02
.154E+01	.206E+03	.123E+03	.375E+03	.298E+02
.155E+01	.209E+03	.125E+03	.379E+03	.298E+02
.156E+01	.213E+03	.127E+03	.383E+03	.298E+02
.157E+01	.216E+03	.129E+03	.387E+03	.298E+02
.158E+01	.219E+03	.131E+03	.392E+03	.298E+02
.159E+01	.223E+03	.133E+03	.396E+03	.297E+02
.160E+01	.226E+03	.135E+03	.400E+03	.297E+02
.161E+01	.230E+03	.137E+03	.405E+03	.297E+02
.162E+01	.233E+03	.139E+03	.409E+03	.297E+02
.163E+01	.237E+03	.141E+03	.414E+03	.297E+02
.164E+01	.240E+03	.143E+03	.418E+03	.297E+02
.165E+01	.244E+03	.145E+03	.423E+03	.297E+02
.166E+01	.248E+03	.147E+03	.427E+03	.297E+02
.167E+01	.252E+03	.149E+03	.432E+03	.297E+02
.168E+01	.255E+03	.151E+03	.437E+03	.296E+02
.169E+01	.259E+03	.153E+03	.442E+03	.296E+02
.170E+01	.263E+03	.156E+03	.447E+03	.296E+02
.171E+01	.267E+03	.158E+03	.451E+03	.296E+02
.172E+01	.271E+03	.160E+03	.456E+03	.296E+02
.173E+01	.275E+03	.162E+03	.462E+03	.296E+02
.174E+01	.279E+03	.165E+03	.467E+03	.296E+02
.175E+01	.283E+03	.167E+03	.472E+03	.296E+02
.176E+01	.287E+03	.169E+03	.477E+03	.296E+02
.177E+01	.291E+03	.172E+03	.482E+03	.295E+02
.178E+01	.295E+03	.174E+03	.488E+03	.295E+02
.179E+01	.300E+03	.176E+03	.493E+03	.295E+02
.180E+01	.304E+03	.179E+03	.499E+03	.295E+02
.181E+01	.308E+03	.181E+03	.505E+03	.295E+02
.182E+01	.313E+03	.184E+03	.510E+03	.295E+02
.183E+01	.317E+03	.186E+03	.516E+03	.295E+02
.184E+01	.322E+03	.189E+03	.522E+03	.295E+02
.185E+01	.326E+03	.192E+03	.528E+03	.295E+02
.186E+01	.331E+03	.194E+03	.534E+03	.295E+02

.187E+01	.336E+03	.197E+03	.540E+03	.295E+02
.188E+01	.340E+03	.199E+03	.546E+03	.294E+02
.189E+01	.345E+03	.202E+03	.553E+03	.294E+02
.190E+01	.350E+03	.205E+03	.559E+03	.294E+02
.191E+01	.355E+03	.208E+03	.566E+03	.294E+02
.192E+01	.360E+03	.210E+03	.572E+03	.294E+02
.193E+01	.365E+03	.213E+03	.579E+03	.294E+02
.194E+01	.370E+03	.216E+03	.586E+03	.294E+02
.195E+01	.375E+03	.219E+03	.593E+03	.294E+02
.196E+01	.380E+03	.222E+03	.600E+03	.294E+02
.197E+01	.386E+03	.225E+03	.607E+03	.294E+02
.198E+01	.391E+03	.228E+03	.615E+03	.294E+02
.199E+01	.396E+03	.231E+03	.622E+03	.294E+02
.200E+01	.402E+03	.234E+03	.630E+03	.293E+02
.201E+01	.407E+03	.237E+03	.638E+03	.293E+02
.202E+01	.413E+03	.240E+03	.646E+03	.293E+02
.203E+01	.419E+03	.243E+03	.654E+03	.293E+02
.204E+01	.424E+03	.247E+03	.662E+03	.293E+02
.205E+01	.430E+03	.250E+03	.671E+03	.293E+02
.206E+01	.436E+03	.253E+03	.680E+03	.293E+02
.207E+01	.442E+03	.257E+03	.688E+03	.293E+02
.208E+01	.448E+03	.260E+03	.697E+03	.293E+02
.209E+01	.454E+03	.263E+03	.707E+03	.293E+02
.210E+01	.460E+03	.267E+03	.716E+03	.293E+02
.211E+01	.467E+03	.270E+03	.726E+03	.293E+02
.212E+01	.473E+03	.274E+03	.736E+03	.293E+02
.213E+01	.479E+03	.278E+03	.746E+03	.293E+02
.214E+01	.486E+03	.281E+03	.757E+03	.292E+02
.215E+01	.493E+03	.285E+03	.768E+03	.292E+02
.216E+01	.499E+03	.289E+03	.779E+03	.292E+02
.217E+01	.506E+03	.293E+03	.790E+03	.292E+02
.218E+01	.513E+03	.296E+03	.802E+03	.292E+02
.219E+01	.520E+03	.300E+03	.814E+03	.292E+02
.220E+01	.527E+03	.304E+03	.826E+03	.292E+02
.221E+01	.535E+03	.308E+03	.839E+03	.292E+02
.222E+01	.542E+03	.313E+03	.852E+03	.292E+02
.223E+01	.550E+03	.317E+03	.866E+03	.292E+02
.224E+01	.557E+03	.321E+03	.880E+03	.292E+02
.225E+01	.565E+03	.325E+03	.893E+03	.292E+02
.226E+01	.573E+03	.330E+03	.904E+03	.292E+02
.227E+01	.581E+03	.334E+03	.914E+03	.292E+02
.228E+01	.589E+03	.339E+03	.923E+03	.292E+02
.229E+01	.597E+03	.343E+03	.932E+03	.292E+02
.230E+01	.605E+03	.348E+03	.939E+03	.292E+02
.231E+01	.613E+03	.352E+03	.945E+03	.291E+02
.232E+01	.622E+03	.357E+03	.951E+03	.291E+02
.233E+01	.630E+03	.362E+03	.955E+03	.291E+02
.234E+01	.638E+03	.366E+03	.959E+03	.291E+02
.235E+01	.647E+03	.371E+03	.962E+03	.291E+02
.236E+01	.655E+03	.376E+03	.965E+03	.291E+02
.237E+01	.663E+03	.380E+03	.967E+03	.291E+02
.238E+01	.672E+03	.385E+03	.968E+03	.291E+02
.239E+01	.680E+03	.390E+03	.969E+03	.291E+02
.240E+01	.689E+03	.394E+03	.970E+03	.291E+02
.241E+01	.697E+03	.399E+03	.970E+03	.291E+02
.242E+01	.706E+03	.404E+03	.969E+03	.291E+02
.243E+01	.714E+03	.409E+03	.969E+03	.291E+02
.244E+01	.723E+03	.413E+03	.968E+03	.291E+02
.244E+01	.724E+03	.414E+03	.967E+03	.291E+02
.244E+01	.724E+03	.414E+03	.967E+03	.291E+02
.244E+01	.725E+03	.415E+03	.967E+03	.291E+02
.244E+01	.726E+03	.415E+03	.967E+03	.291E+02
.244E+01	.727E+03	.416E+03	.966E+03	.291E+02
.245E+01	.728E+03	.416E+03	.966E+03	.291E+02
.245E+01	.729E+03	.417E+03	.966E+03	.291E+02
.245E+01	.730E+03	.417E+03	.966E+03	.291E+02
.245E+01	.730E+03	.417E+03	.965E+03	.291E+02

.245E+01	.731E+03	.418E+03	.965E+03	.291E+02
.245E+01	.732E+03	.418E+03	.964E+03	.291E+02
.245E+01	.733E+03	.419E+03	.964E+03	.291E+02
.245E+01	.734E+03	.419E+03	.964E+03	.291E+02
.245E+01	.735E+03	.420E+03	.963E+03	.291E+02
.245E+01	.735E+03	.420E+03	.963E+03	.291E+02
.246E+01	.736E+03	.421E+03	.962E+03	.291E+02
.246E+01	.737E+03	.421E+03	.962E+03	.291E+02
.246E+01	.738E+03	.422E+03	.961E+03	.291E+02
.246E+01	.739E+03	.422E+03	.961E+03	.291E+02
.246E+01	.740E+03	.423E+03	.960E+03	.291E+02
.246E+01	.740E+03	.423E+03	.960E+03	.291E+02
.246E+01	.741E+03	.424E+03	.959E+03	.291E+02
.246E+01	.742E+03	.424E+03	.958E+03	.291E+02
.246E+01	.743E+03	.425E+03	.958E+03	.291E+02
.246E+01	.744E+03	.425E+03	.957E+03	.291E+02
.247E+01	.745E+03	.425E+03	.957E+03	.291E+02
.247E+01	.745E+03	.426E+03	.956E+03	.291E+02
.247E+01	.746E+03	.426E+03	.956E+03	.291E+02
.247E+01	.747E+03	.427E+03	.955E+03	.291E+02
.247E+01	.748E+03	.427E+03	.954E+03	.291E+02
.247E+01	.749E+03	.428E+03	.954E+03	.291E+02
.247E+01	.750E+03	.428E+03	.953E+03	.291E+02
.247E+01	.750E+03	.429E+03	.953E+03	.291E+02
.247E+01	.751E+03	.429E+03	.952E+03	.291E+02
.247E+01	.752E+03	.430E+03	.951E+03	.291E+02
.248E+01	.753E+03	.430E+03	.951E+03	.291E+02
.248E+01	.754E+03	.431E+03	.950E+03	.291E+02
.248E+01	.755E+03	.431E+03	.949E+03	.291E+02
.248E+01	.755E+03	.431E+03	.949E+03	.291E+02
.248E+01	.756E+03	.432E+03	.948E+03	.291E+02
.248E+01	.757E+03	.432E+03	.948E+03	.291E+02
.248E+01	.758E+03	.433E+03	.947E+03	.291E+02
.248E+01	.759E+03	.433E+03	.946E+03	.291E+02
.248E+01	.760E+03	.434E+03	.946E+03	.291E+02
.248E+01	.760E+03	.434E+03	.945E+03	.291E+02
.249E+01	.761E+03	.435E+03	.944E+03	.291E+02
.249E+01	.762E+03	.435E+03	.944E+03	.291E+02
.249E+01	.763E+03	.436E+03	.943E+03	.291E+02
.249E+01	.764E+03	.436E+03	.942E+03	.291E+02
.249E+01	.765E+03	.437E+03	.942E+03	.291E+02
.249E+01	.765E+03	.437E+03	.941E+03	.291E+02
.249E+01	.766E+03	.437E+03	.940E+03	.291E+02
.249E+01	.767E+03	.438E+03	.940E+03	.291E+02
.249E+01	.768E+03	.438E+03	.939E+03	.291E+02
.249E+01	.769E+03	.439E+03	.938E+03	.291E+02
.250E+01	.769E+03	.439E+03	.938E+03	.291E+02
.250E+01	.770E+03	.440E+03	.937E+03	.291E+02
.250E+01	.771E+03	.440E+03	.936E+03	.290E+02
.250E+01	.772E+03	.441E+03	.935E+03	.290E+02
.250E+01	.773E+03	.441E+03	.934E+03	.290E+02
.250E+01	.774E+03	.442E+03	.933E+03	.290E+02
.250E+01	.774E+03	.442E+03	.932E+03	.290E+02
.250E+01	.775E+03	.442E+03	.931E+03	.290E+02
.250E+01	.776E+03	.443E+03	.931E+03	.290E+02
.250E+01	.777E+03	.443E+03	.930E+03	.290E+02
.251E+01	.778E+03	.444E+03	.929E+03	.290E+02
.251E+01	.778E+03	.444E+03	.928E+03	.290E+02
.251E+01	.779E+03	.445E+03	.927E+03	.290E+02
.251E+01	.780E+03	.445E+03	.926E+03	.290E+02
.351E+01	.133E+04	.745E+03	.461E+03	.287E+02
.451E+01	.166E+04	.916E+03	.310E+03	.272E+02
.551E+01	.190E+04	.103E+04	.232E+03	.249E+02
.651E+01	.210E+04	.111E+04	.184E+03	.221E+02
.751E+01	.225E+04	.116E+04	.152E+03	.186E+02
.851E+01	.239E+04	.119E+04	.130E+03	.145E+02
.951E+01	.251E+04	.122E+04	.113E+03	.967E+01

.105E+02	.261E+04	.122E+04	.101E+03	.413E+01
.115E+02	.271E+04	.122E+04	.915E+02	-.206E+01
.125E+02	.280E+04	.121E+04	.851E+02	-.878E+01
.135E+02	.288E+04	.118E+04	.808E+02	-.158E+02
.145E+02	.295E+04	.115E+04	.782E+02	-.230E+02
.155E+02	.302E+04	.111E+04	.770E+02	-.300E+02
.165E+02	.308E+04	.107E+04	.768E+02	-.366E+02
.175E+02	.314E+04	.102E+04	.774E+02	-.427E+02
.185E+02	.319E+04	.958E+03	.785E+02	-.483E+02
.195E+02	.323E+04	.894E+03	.799E+02	-.532E+02
.205E+02	.328E+04	.826E+03	.815E+02	-.576E+02
.215E+02	.332E+04	.754E+03	.832E+02	-.615E+02
.225E+02	.335E+04	.678E+03	.848E+02	-.648E+02
.235E+02	.339E+04	.599E+03	.863E+02	-.678E+02
.245E+02	.341E+04	.517E+03	.878E+02	-.703E+02
.255E+02	.344E+04	.432E+03	.891E+02	-.726E+02
.265E+02	.346E+04	.346E+03	.903E+02	-.746E+02
.275E+02	.349E+04	.258E+03	.913E+02	-.763E+02
.285E+02	.351E+04	.168E+03	.922E+02	-.778E+02
.295E+02	.352E+04	.769E+02	.930E+02	-.792E+02

VALEURS FINALES			
Temps (s)	Portée (m)	Impact (m)	Angle (°)
29.51	3523.14	76.85	-79.18

ANNEXE N° 2.3

DETERMINATION DES PRINCIPAUX PARAMETRES  
EN BALAYANT L'ANGLE INITIAL DE DEPART DE 15° à 80°.



DETERMINATION DES PARAMETRES  
DE LA TRAJECTOIRE DE  
L'ENGIN

ANGLE INITIAL

15.000000 °

VALEURS FINALES			
Temps (s)	Portée (m)	Impact (m)	Angle (°)
.70	42.17	.01	-1.47



DETERMINATION DES PARAMETRES  
DE LA TRAJECTOIRE DE  
L'ENGIN

ANGLE INITIAL

15.0000000 °

VALEURS FINALES			
Temps (s)	Portée (m)	Impact (m)	Angle (°)
.70	42.17	.01	-1.47

EMERSON

DETERMINATION DES PARAMETRES  
DE LA TRAJECTOIRE DE  
L'ENGIN

ANGLE INITIAL 20.000000 °

VALEURS FINALES			
Temps (s)	Portée (m)	Impact (m)	Angle (°)
4.51	1916.31	16.30	-1.43



DETERMINATION DES PARAMETRES  
DE LA TRAJECTOIRE DE  
L'ENGIN

ANGLE INITIAL 25.0000000 °

VALEURS FINALES			
Temps (s)	Portée (m)	Impact (m)	Angle (°)
11.51	3045.53	40.48	-24.10



DETERMINATION DES PARAMETRES  
DE LA TRAJECTOIRE DE  
L'ENGIN

ANGLE INITIAL 30.000000 °

VALEURS FINALES			
Temps (s)	Portée (m)	Impact (m)	Angle (°)
16.51	3378.52	65.24	-46.76



DETERMINATION DES PARAMETRES  
DE LA TRAJECTOIRE DE  
L'ENGIN

ANGLE INITIAL 35.000000 °

VALEURS FINALES			
Temps (s)	Portée (m)	Impact (m)	Angle (°)
21.51	3546.83	39.38	-64.44



DETERMINATION DES PARAMETRES  
DE LA TRAJECTOIRE DE  
L'ENGIN

ANGLE INITIAL      40.000000 °

VALEURS FINALES			
Temps (s)	Portée (m)	Impact (m)	Angle (°)
25.51	3573.60	64.74	-73.35



DETERMINATION DES PARAMETRES  
DE LA TRAJECTOIRE DE  
L'ENGIN

ANGLE INITIAL 50.000000 °

VALEURS FINALES			
Temps (s)	Portée (m)	Impact (m)	Angle (°)
33.51	3401.41	77.16	-82.99

**EMBARQUE**



DETERMINATION DES PARAMETRES  
DE LA TRAJECTOIRE DE  
L'ENGIN

ANGLE INITIAL 55.000000 °

VALEURS FINALES			
Temps (s)	Portée (m)	Impact (m)	Angle (°)
37.51	3211.56	64.25	-85.48

EMERSON

DETERMINATION DES PARAMETRES  
DE LA TRAJECTOIRE DE  
L'ENGIN

ANGLE INITIAL            60.000000 °

VALEURS FINALES			
Temps (s)	Portée (m)	Impact (m)	Angle (°)
41.51	2954.72	33.89	-87.13

**EMERSON**

DETERMINATION DES PARAMETRES  
DE LA TRAJECTOIRE DE  
L'ENGIN

ANGLE INITIAL 65.000000 °

VALEURS FINALES			
Temps (s)	Portée (m)	Impact (m)	Angle (°)
44.51	2627.95	76.14	-88.00

**EMERA**

DETERMINATION DES PARAMETRES  
DE LA TRAJECTOIRE DE  
L'ENGIN

ANGLE INITIAL            70.000000 °

VALEURS FINALES			
Temps (s)	Portée (m)	Impact (m)	Angle (°)
47.51	2235.38	85.72	-88.66



DETERMINATION DES PARAMETRES  
DE LA TRAJECTOIRE DE  
L'ENGIN

ANGLE INITIAL 75.000000 °

VALEURS FINALES			
Temps (s)	Portée (m)	Impact (m)	Angle (°)
50.51	1774.87	51.54	-89.16



DETERMINATION DES PARAMETRES  
DE LA TRAJECTOIRE DE  
L'ENGIN

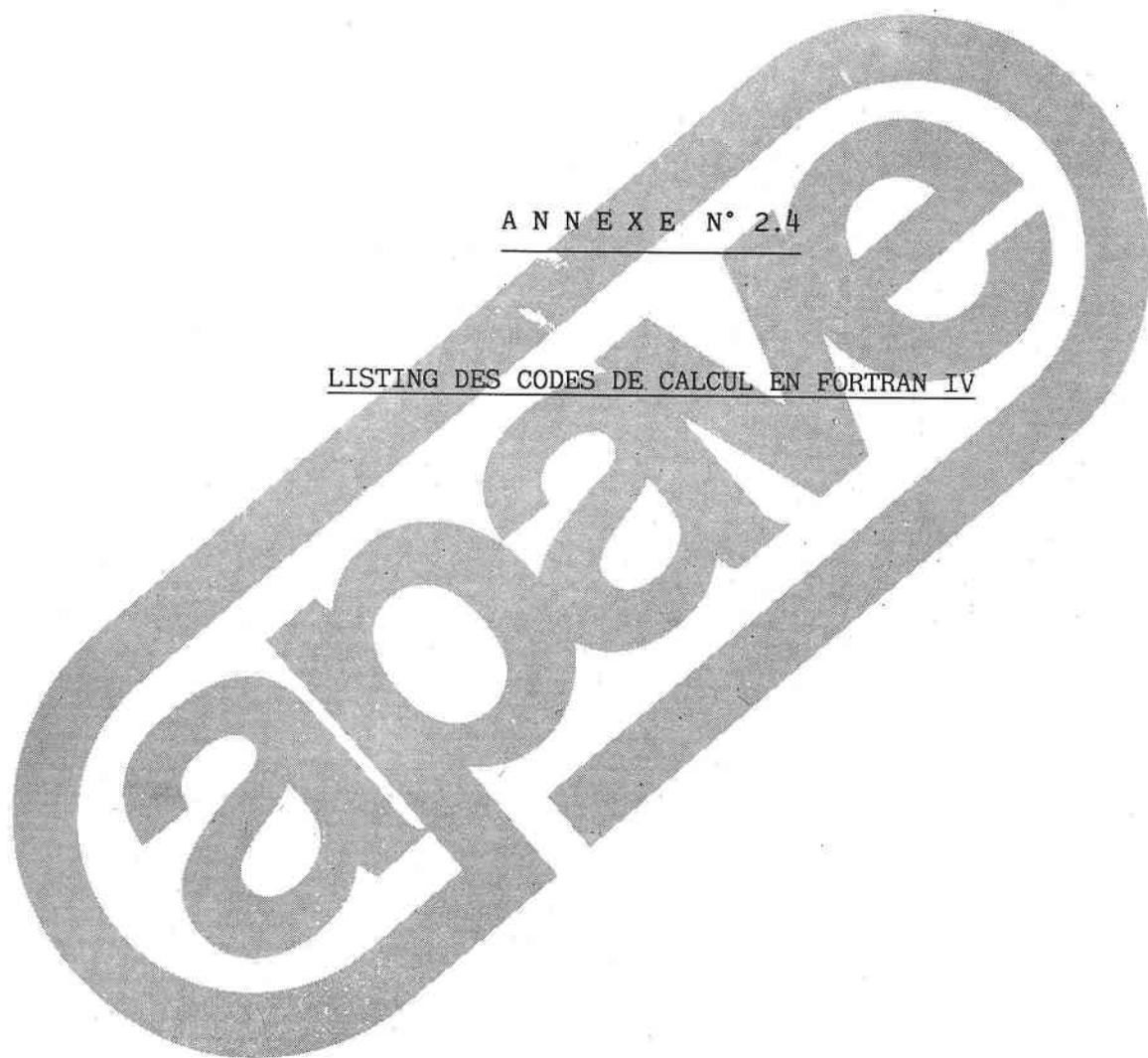
ANGLE INITIAL 80.000000 °

VALEURS FINALES			
Temps (s)	Portée (m)	Impact (m)	Angle (°)
52.51	1244.19	58.71	-89.48

A large, semi-transparent watermark of the word "EMERSON" is oriented diagonally across the lower half of the page. The letters are bold and stylized, with the 'E' and 'S' being particularly prominent.

ANNEXE N° 2.4

LISTING DES CODES DE CALCUL EN FORTRAN IV



FICHER : missil.for

```

PROGRAM MISSIL
C-----
C  Programme MISSIL
C    permet de déterminer la trajectoire d'un engin propulsé
C    puis en phase balistique.
C    Ce programme s'appuie sur certaines hypothèses qu'il
C    convient de vérifier avant emploi.
C    COMPRIS...
C-----
DIMENSION X(999),Y(999),T(999),Vx(999),Vy(999)
DIMENSION V(999),PRESS(999),ALPHA(999)
COMMON GAMMA,ROP,TCC,MASMOL,PF,TEMP,IMP,IMV
COMMON TE(300),AMA(300),F(300)
COMMON TV(200),AMAS(200),FV(200)
REAL MASS(500),MASMOL
CHARACTER*1 FN1,FN2,FN3
1 FORMAT(A1)
3 FORMAT(12X,'  ',6X,'CARACTERISTIQUES DE LA BALISTIQUE',30X,'  ')
4 FORMAT(12X,'  ',69('='),'  ')
5 FORMAT(12X,'  ',4(13('='),'  '),13('='),'  ')
26 FORMAT(15X,'  ',55('='),'  ')
27 FORMAT(15X,'  ',3(13('='),'  '),13('='),'  ')
6 FORMAT(12X,'  ',4X,'Temps',4X,'  ',6X,'X',6X,'  ',6X,'Y',5X,'  ',
$5X,'Vit',5X,'  ',4X,'Angle',4X,'  ')
2 FORMAT(12X,'  ',4X,'(s)',4X,'  ',5X,'m',6X,'  ',6X,'m',5X,'  ',
$5X,'m/s',5X,'  ',4X,'Deg',4X,'  ')
7 FORMAT(12X,'  ',4(13('='),'  '),13('='),'  ')
28 FORMAT(15X,'  ',3(13('='),'  '),13('='),'  ')
8 FORMAT(12X,'  ',2X,E9.3,2X,'  ',2X,E9.3,2X,'  ',2X,E9.3,2X,'  ',2X
$,E9.3,2X,'  ',2X,E9.3,2X,'  ')
29 FORMAT(15X,'  ',2X,f9.2,2X,'  ',2X,f9.2,2X,'  ',2X,f9.2,2X,'  ',2X
$,f9.2,2X,'  ')
10 FORMAT(12X,'  ',4(13('='),'  '),13('='),'  ',/)
30 FORMAT(15X,'  ',3(13('='),'  '),13('='),'  ')
22 FORMAT(15X,'  ',20X,'VALEURS FINALES',20X,'  ')
24 FORMAT(15X,'  ',4X,'Temps',4X,'  ',3X,'Portée',2X,'  ',3X,
$'Impact',3X,'  ',4X,'Angle',4X,'  ')
25 FORMAT(15X,'  ',4X,'(s)',4X,'  ',3X,'(m)',2X,'  ',3X,
$'(m)',3X,'  ',3X,'(*)',3X,'  ')
31 format(12X,A15,F12.5,A20)
32 format(/,22X,' DETERMINATION DES PARAMETRES ')
33 FORMAT(22X,' DE LA TRAJECTOIRE DE ')
34 FORMAT(22X,' L' ENGIN',/)
C-----
C
C  INTRODUCTION DES DONNEES
C-----
CALL TOTAL
write(*,32)
write(*,33)
write(*,34)
PI=3.141592
CALL POSIT(10,10)
WRITE(*,'(A)') Angle initial de départ (*) :
11 CALL COMBAC(10,60)
READ(*,*,ERR=11)ALPHA(1)
ALPHA(1)=ALPHA(1)*PI/180
CALL POSIT(11,10)
WRITE(*,'(A)') Edition des variables Spacio-temporelles'
CALL POSIT(12,10)
WRITE(*,'(A)') Oui Non :
35 CALL COMBAC(12,60)
READ(*,1,ERR=35)FN2
C-----
C
C  CONTROLE DES ENTREES
C-----
OPEN(10,FILE='LPT1')
write(10,32)
write(10,33)
write(10,34)
CLOSE(10)
C-----

```



FICHER : missil.for

```

C
C      Détermination de la trajectoire
C
C-----
      X(1)=0
      Y(1)=0
      Vx(1)=0
      Vy(1)=0
      V(1)=0
      GOTO 999
C-----
C
C      Gestion de la poussée et de la masse de l'engin
C
C-----
      CALL PESSI
      IM=IMP
      AH1=0.01
      DO 199 I=1,IM
        T(I)=TE(I)
        PRESS(I)=F(I)
        MASS(I)=AMA(I)
199    CONTINUE
      CALL VID
      IM2=IMV
      AH2=0.001
      DO 299 I=IM,IM2-1
        T(I-1)=TV(I-IM+1)
        PRESS(I-1)=FV(I-IM+1)
        MASS(I-1)=AMAS(I-IM+1)
        IF(PRESS(I-1).LT.0)THEN
          PRESS(I-1)=0
        ELSE
          ENDIF
299    CONTINUE
      OPEN(10,FILE='LPT1')
      OPEN(20,FILE='PERF.DAT',STATUS='NEW')
      DO 399 I=1,IM2-2
C      WRITE(10,*)T(I),PRESS(I),MASS(I)
      WRITE(20,*)T(I),PRESS(I),MASS(I)
399    CONTINUE
      CLOSE(10)
      CLOSE(20)
999    CONTINUE
      OPEN(20,FILE='PERF.DAT',STATUS='OLD')
      DO 899 I=1,313
        READ(20,*)T(I),PRESS(I),MASS(I)
        WRITE(*,*)PRESS(I)
        MASS(I)=MASS(I)
        WRITE(*,*)MASS(I)
899    CONTINUE
      CLOSE(20)
      DO 109 I=1,313
        IF(I.LE.244)THEN
          AH=0.01
        ELSE
          AH=0.001
        ENDIF
      CALL RUNGE(AH,Vx(I),Vy(I),X(I),Y(I),T(I),
        $MASS(I),PRESS(I),ALPHA(I),BVPX,BVPY,BXP,BYP,BTP)
        Vx(I+1)=BVPX
        Vy(I+1)=BVPY
        V(I+1)=((Vx(I+1)**2)+(Vy(I+1)**2))**.5
        X(I+1)=BXP
        Y(I+1)=BYP
        T(I+1)=BTP
        QUIC=(Y(I+1)-Y(I))/(X(I+1)-X(I))
        ALPHA(I+1)=ATAN(QUIC)
        WRITE(*,*)'X(',I,')=',X(I),' Y(',I,')=',Y(I)
        WRITE(*,*)'ALPHA(',I,')=',ALPHA(I)
        IF(Y(I+1).LT.0)THEN
          GOTO 799
        ELSE
          ENDIF
109    CONTINUE
129    CONTINUE

```

FICHER : missil.for

```

I=314
T(I)=T(I-1)
799 CONTINUE
AH=1
MASS(I)=18.5
PRESS(I)=0
CALL RUNGE(AH,Vx(I),Vy(I),X(I),Y(I),T(I),
$MASS(I),PRESS(I),ALPHA(I),CVPX,CVPY,CXB,CYB,CTB)
Vx(I+1)=CVPX
Vy(I+1)=CVPY
V(I+1)=((Vx(I+1)**2)+(Vy(I+1)**2))**.5
X(I+1)=CXB
Y(I+1)=CYB
T(I+1)=CTB
WRITE(*,*)'PRESS',PRESS(I)
QUIC=(Y(I+1)-Y(I))/(X(I+1)-X(I))
ALPHA(I+1)=ATAN(QUIC)
WRITE(*,*)'X(',I,')=',X(I),' Y(',I,')=',Y(I)
WRITE(*,*)'ALPHA(',I,')=',ALPHA(I)
IF(Y(I+1).LT.0)THEN
INF=I
GOTO 119
ELSE
I=I+1
GOTO 799
ENDIF
119 CONTINUE
DO 699 I=1,INF
ALPHA(I)=ALPHA(I)*180/PI
699 CONTINUE
-----
C
C EDITION DES RESULTATS
C
-----
OPEN(10,FILE='LPT1')
IF(FN2.EQ.'O'.OR.FN2.EQ.'o')THEN
WRITE(10,4)
WRITE(10,3)
WRITE(10,5)
WRITE(10,6)
WRITE(10,2)
WRITE(10,7)
DO 669 I=1,INF
WRITE(10,8)T(I),X(I),Y(I),V(I),ALPHA(I)
669 CONTINUE
WRITE(10,10)
ELSE
GOTO 659
ENDIF
659 CONTINUE
WRITE(10,*)'ANGLE INITIAL',ALPHA(1),' '
WRITE(10,26)
WRITE(10,22)
WRITE(10,27)
WRITE(10,24)
WRITE(10,25)
WRITE(10,28)
WRITE(10,29)T(INF),X(INF),Y(INF),ALPHA(INF)
WRITE(10,30)
close(10)
END
-----
C
C FONCTIONS A INTEGRER
C
-----
FUNCTION F1(X1,X2,X3,X4,X5)
IF(X4.GT.0)THEN
CX=0.82
ELSE
CX=1.12
ENDIF
SURF=2.63E-2
ROAIR=1.293
CST=-0.5*ROAIR*CX*SURF

```

FICHER : missil.for

```

TRAIN=CST*(X1**2+X2**2)
F1=(TRAIN+X4)*COS(X5)/X3
RETURN
END
FUNCTION F2(X1,X2,X3,X4,X5)
IF(X4.GT.0)THEN
  CX=0.82
ELSE
  CX=1.12
ENDIF
SURF=2.63E-2
ROAIR=1.293
GRAV=9.81
CST=-0.5*ROAIR*CX*SURF
F2=CST*((X1**2)+(X2**2))
F2=((F2+X4)/X3*SIN(X5))-GRAV
RETURN
END

```

```

C-----
C
C   Subroutine RUNGE
C   permet d'intégrer le système d'équations différentielles
C   dans la phase propulsée
C-----

```

```

SUBROUTINE RUNGE(APH,VPX,VPY,XP,YP,TP,MA,P,ALPH,
  $CVPX,CVPY,CXP,CYP,CTP)
COMMON GAMMA,ROP,TCC,MASMOL,PF,TEMP
COMMON TE(300),AMA(300),P(300)
COMMON TV(200),AMAS(200),FV(200)
REAL MASMOL,MA
DFX1=F1(VPX,VPY,MA,P,ALPH)
DFY1=F2(VPX,VPY,MA,P,ALPH)
VPX1=VPX
VPY1=VPY
VPX2=VPX+APH/2*DFX1
VPY2=VPY+APH/2*DFY1
DFX2=F1(VPX2,VPY2,MA,P,ALPH)
DFY2=F2(VPX2,VPY2,MA,P,ALPH)
VPX3=VPX+APH/2*DFX2
VPY3=VPY+APH/2*DFY2
DFX3=F1(VPX3,VPY3,MA,P,ALPH)
DFY3=F2(VPX3,VPY3,MA,P,ALPH)
VPX4=VPX+APH*DFX3
VPY4=VPY+APH*DFY3
DFX4=F1(VPX4,VPY4,MA,P,ALPH)
DFY4=F2(VPX4,VPY4,MA,P,ALPH)
CVPX=VPX+APH*(DFX1+2*DFX2+2*DFX3+DFX4)/6
CXP=XP+APH*(VPX1+2*VPX2+2*VPX3+VPX4)/6
CVPY=VPY+APH*(DFY1+2*DFY2+2*DFY3+DFY4)/6
CYP=YP+APH*(VPY1+2*VPY2+2*VPY3+VPY4)/6
CTP=TP+APH
RETURN
END

```

FICHER : pessi.for

```

SUBROUTINE Pessi
COMMON GAMMA,ROP,TCC,MASMOL,PF,TEMF,IMP,IMV
COMMON Te(300),AMA(300),F(300)
COMMON TV(200),AMAS(200),FV(200)
REAL MASMOL
dimension Pcc(300),SCC(300)
1 FORMAT(2X,'Te(',I3,')=',F6.3,'Pcc(',I3,')=',E8.2)
-----
C
C
C   CE PROGRAMME PERMET DE CALCULER LA PRESSION DE CHAMBRE DE
C   COMBUSTION
C
C-----
CALL TOTAL
CALL POSIT(40,15)
WRITE(*,*)'Masse volumique du propergol (Kg/m3) : '
READ(*,*)ROP
CALL POSIT(11,15)
WRITE(*,*)'Rapport des chaleurs spécifiques : '
READ(*,*)GAMMA
CALL POSIT(12,15)
WRITE(*,*)'Energie du propergol (kcal/g) : '
READ(*,*)EPRO
TCC=350+2.22*EPRO
CALL POSIT(13,15)
WRITE(*,*)'Masse molaire du propergol (g/mol) : '
READ(*,*)MASMOL
MASMOL=MASMOL/1000
A=3.343E-9
AN=0.95
AMST=18
PI=3.141592
RGP=8.314
Scol=0.51E-3
PHI1=0.080
PHI2=0.048
PHIF=0.128
HF=0.4007
HI=0.3767
HP=0.0367
Sc(1)=(PI*PHIF*HI)+(PI/4*(PHI1**2))
VOLPOU2=PI/4*(PHIF**2)*HP
AMAPU2=ROP*VOLPOU2
write(*,*)AMAPU2
VOLPOU1=(PI/4*(PHIF**2)*HP)-(PI/4*((PHI1**2)-(PHI2**2))*HI)
AMAPU1=ROP*VOLPOU1
AMA(1)=AMST+AMAPU1+AMAPU2
EP2=(GAMMA+1)/2/(GAMMA-1)
EP1=1/(AN-1)
EP3=1/(1-AN)
alpha0=(Scol/A/ROP)
alpha1=(GAMMA*MASMOL/RGP/Tcc)**0.5
alpha2=(2/(GAMMA+1))**EP2
XII=(alpha0*alpha1*alpha2)**EP1
write(*,*)XII
Pcc(1)=XII*(Sc(1)**EP3)
Vp=A*(Pcc(1)**AN)
Sc=Sc(1)
Pc=Pcc(1)
CALL VAR(Pcc(1),GAMMA,FU)
F(1)=FU
DO 199 I=2,300
  DO 399 j=1,100
    TINC=0.0001
    Sc=Sc+(2*PI*PHI1*VP*TINC)
    Sc=Sc+(3*PI*(VP**2)*(TINC**2))
    Pc=XII*(Sc**EP3)
    VP=A*(Pc**AN)
    AMAPU1=AMAPU1-(ROP*SC*VP*TINC)
    if (Sc.GE.0.174) then
      TEMF=(REAL(I)/100)-0.02+(real(J)*Tinc)
      PF=PC
      IMP=I
      goto 499
    else
      endif
  399
199

```

FICHER : **pessi.for**

```
399      continue
      Te(I)=(REAL(I)/100)-0.01
      Pcc(I)=Pc
      call var(pcc(i),gamma,fu)
      f(i)=fu
      Scc(I)=Sc
      AMA(I)=AMST+AMAPU1+AMAPU2
199      CONTINUE
499      continue
      WRITE(*,*)'TEMF=',temf,'SF=',SC,'Pf=',PC,AMAPU1
      END
```

**EMBARKE**

FICHER : VID.for

```

SUBROUTINE VID
DIMENSION Vcc(200),Pcc(200),AM(200)
COMMON GAMMA,ROP,TcC,MASMOL,PIN,TEMP,IMP,IMV
COMMON TE(300),AMA(300),F(300)
COMMON TV(200),AMAS(200),FV(200)
REAL MASMOL
AN=0.95
Scol=0.51E-3
RGP=8.314
A=3.343E-9
PI=3.141592
Hcc=0.4183
PHIF=0.128
call var(PIN,GAMMA,FU)
FV(1)=FU
Pcc(1)=PIN
Vcc(1)=PI/4*(PHIF**2)*Hcc
Scc=PI*(PHIF**2)/4
AM(1)=PIN*MASMOL/RGP/Tcc*Vcc(1)
AV=(GAMMA*RGP/MASMOL*Tcc**2/(GAMMA+1))**0.5
CV=(2/(GAMMA+1))**((2-GAMMA)/(GAMMA-1))
BV=MASMOL/RGP/Tcc*Scol
ALPHA=AV*BV*CV
BETA=Scc*ROP*A
TV(1)=TEMP
HP=0.0367
AMST=18
AMAPU2=SCC*HP*ROP
AMAS(1)=AMST+AMAPU2
AMAF=AM(1)
Pc=PIN
VC=Vcc(1)
DO 199 I=2,100
  DO 299 J=1,100
    TINC=0.00001
    AMAF=AMAF+(((BETA*(PC**AN))-(ALPHA*PC))*TINC)
    AMAPU2=AMAPU2-(ROP*Scc*A*(Pc**AN)*TINC)
    HCC=HCC+((A*(PC**AN))*TINC)
    VC=Scc*Hcc
    PC=Tcc*AMAF/MASMOL*RGP/VC
    if(HCC.ge.0.455.or.pc.le.1.85E5)then
      tem=(REAL(I)/1000)-0.002+(REAL(J)*TINC)+TEMP
      PESS=Pc
      HF=HCC
      IMV=I+IMP
      goto 499
    else
      endif
  299 CONTINUE
  TV(I)=REAL(I)/1000-0.001+TEMP
  Pcc(I)=Pc
  Vcc(I)=VC
  AM(I)=AMAF
  AMAS(I)=AMST+AMAPU2
  CALL VAR(Pcc(I),GAMMA,FU)
  FV(I)=FU
  if(FV(i).LT.0) THEN
    P(I)=0
  ELSE
  ENDIF
199 continue
499 continue
write(*,*)'temps=',temf,'pess=',PIN,'HF=',HF
close(10)
end

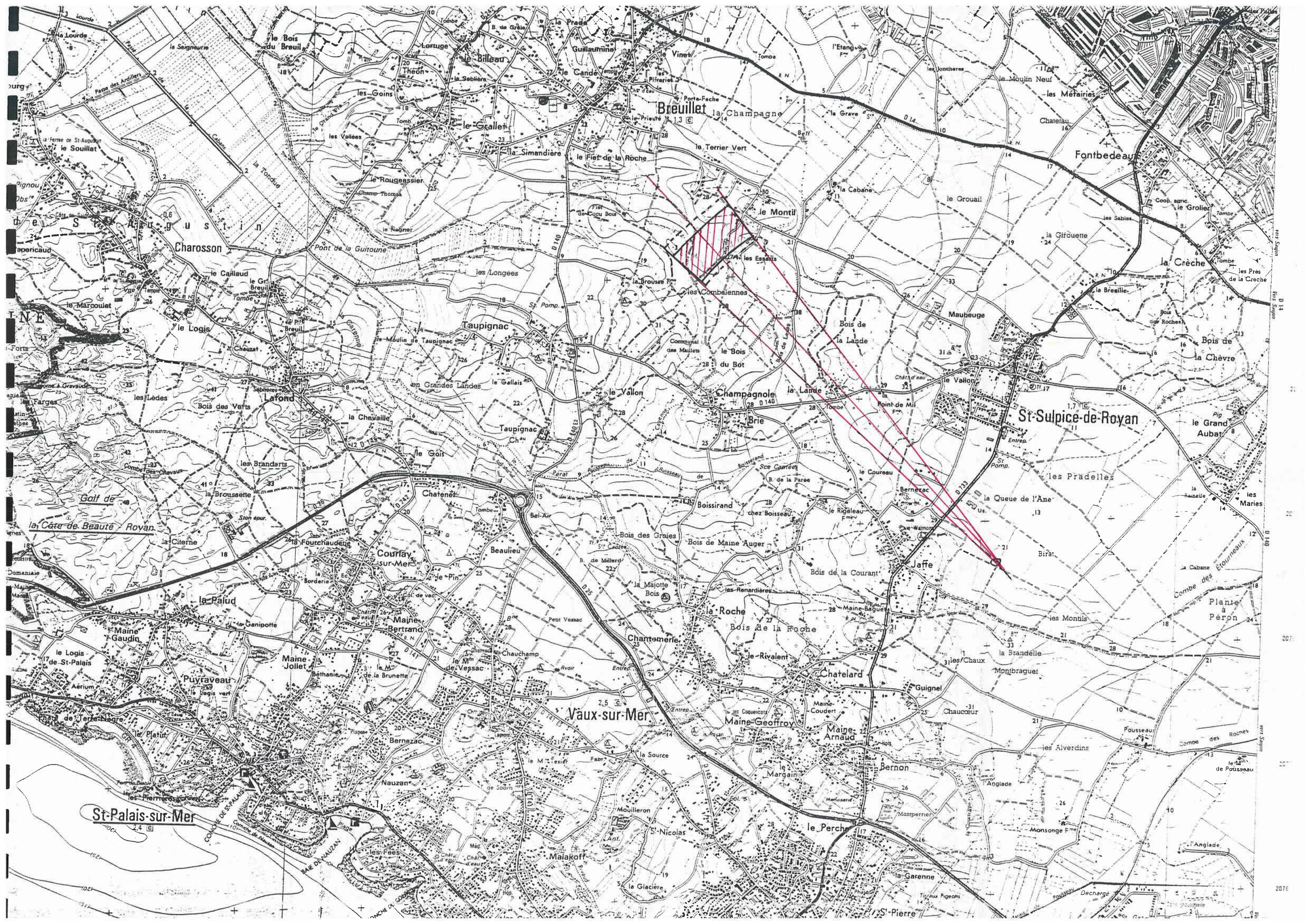
```

FICHER : var.for

```

SUBROUTINE VAR(Pcc,GAMMA,F)
C-----
C
C PROGRAMME PERMETTANT D'OBTENIR DES PARAMETRES DE PUSSEE
C-----
PI=3.141592
AT=1E-4
BT=1E-1
Scol=0.51E-3
Ss=42.93E-4
ALPHA0=(2/(GAMMA+1))**(2/(GAMMA-1))
ALPHA1=(GAMMA-1)/(GAMMA+1)
ALPHA3=(Scol/Ss)**2
ALPHA4=ALPHA0*ALPHA1*ALPHA3
199 CONTINUE
WAR=(AT+BT)/2
X1T=((AT**(2/GAMMA))*((1-AT)**((GAMMA-1)/GAMMA)))-ALPHA4
X2T=((BT**(2/GAMMA))*((1-BT)**((GAMMA-1)/GAMMA)))-ALPHA4
X3T=((WAR**(2/GAMMA))*((1-WAR)**((GAMMA-1)/GAMMA)))-ALPHA4
TEST=X1T*X3T
IF(TEST.GT.0)THEN
  AT=WAR
ELSEIF(TEST.EQ.0)THEN
  DELTA=WAR
ELSE
  BT=WAR
ENDIF
TEST2=ABS(AT-BT)
IF(TEST2.GT.1E-7)THEN
  GOTO 199
ELSE
ENDIF
DELTA=WAR
GAM=1/DELTA
Ps=Pcc/GAM
ALFA1=((GAMMA+1)/(GAMMA-1))**0.5
ALFA2=(2/(GAMMA+1))**(GAMMA/(GAMMA-1))
ALFA3=(1-DELTA)**((GAMMA-1)/2/GAMMA)
ALFA=GAMMA*ALFA1*ALFA2*ALFA3
F=(ALFA*Pcc*Scol+(Ps-1E5)*Ss)*COS(15*PI/180)
299 continue
RETURN
END

```



Breuillet

Fontbedeau

Charosson

Taupignac

Champagnole

St-Sulpice-de-Royan

Courfay-sur-Mer

Vaux-sur-Mer

St-Palais-sur-Mer