

وزارة الجامعات والبحث العلمي
Ministère aux Universités et de la Recherche Scientifique

ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE

لدى كلية الهندسة
المتعددة التخصصات
المتعددة التخصصات
Ecole Nationale Polytechnique

DEPARTEMENT Génie Mécanique

PROJET DE FIN D'ETUDES

SUJET

ETUDE SUR L'UTILISATION DU
G.N.L. COMME FUEL
D'AVIATION

Proposé par :

M. B. BENKOUSSAS

Etudié par :

M. IKENE *Mustapha*
R. MERZOUGUI *Redouane*

Dirigé par :

M. B. BENKOUSSAS

PROMOTION 1992

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية
REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

وزارة الجامعات و البحث العلمي
MINISTERE AUX UNIVERSITES ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE

DEPARTEMENT : GENIE MECANIQUE

المدسة الوطنية المتعددة التقنيات
BIBLIOTHEQUE — المكتبة
Ecole Nationale Polytechnique

PROJET DE FIN D'ETUDES

SUJET

**ETUDE SUR L'UTILISATION DU GNL
COMME
FUEL D'AVIATION**

Propose par :
Mr B. BENKOUSSAS

Etudie par :
M. IKENE
R. MERZOUGUI

Dirige par :
Mr BENKOUSSAS

PROMOTION 1992

E N P 10 Avenue Hocen Badi El-Harrach — Alger —

A. mes parents que je ne remercierai jamais assez
pour les soins et l'amour dont ils m'ont entourée.

A. mes frères et sœurs.

A. toute ma famille,
et mes amis Redouane, FAROUK, Farid, Abdeslem, Mohamed,
Hou Lounes, Hec Ait et Tarik,
et à toutes les amies.

Je dédie cet humble mémoire.

Redouane

A ma mère, à mon père,

A mes sœurs,

A toute ma famille,

A tous mes amis,

je dédie ce modeste mémoire.

Redouane

REMERCIEMENTS

Au terme de cette étude, nous tenons à remercier monsieur BENKOUSSAS pour avoir proposé et suivi ce travail.

Nos remerciements vont également à l'adresse des professeurs et enseignants qui ont contribué à notre formation, notamment monsieur le professeur GAHMOSSE, chargé du cours de mécanique des fluides-gazodynamique et qui nous a fait l'honneur de présider notre jury, monsieur YOUNSI chargé des cours de transfert thermique et monsieur le professeur AIT ALI qui nous a fait apprécier le cours de thermodynamique et conversion d'énergie.

Notre gratitude va aussi à l'encontre de monsieur BOUZEGHOUB de la compagnie AIR-ALGERIE pour l'aide combien précieux qu'il nous a apporté au début de notre travail.

Nous remercions aussi monsieur HADJI de L'E N C C d'Alger pour l'aide technique qu'il nous a apporté pour le calcul du réservoir cryogénique, sans oublier monsieur MEGDOUD du ministère de l'énergie pour sa contribution à l'élaboration de ce mémoire.

RESUME

Notre travail a pour but la détermination des performances d'un turboréacteur simple flux, double corps utilisant le GNL comme carburant pour la plage de vol [0.8-3]. Les résultats obtenus sont comparés aux performances d'un turboréacteur au kérosène.

Le calcul d'un réservoir de stockage cryogénique et l'estimation des pertes par évaporation ont été étudiés.

ABSTRACT

The aim of this study is to determine the performances of a simple flux twin-spool jet engine using LNG fuel. The results were compared to the performances of a jet engine using a kerosene fuel.

We also computed a jet cryogenic tank and estimated the losses fuel by evaporation in different fly conditions.

UBERSICHT

Der Ziel von diesem studium ist ein Turbinenstrahltriebwerk möglichkeit, es benutzt der LNG Brennstoff, und für veränderlich Geschwindigkeit mit dem Kerosene Turbinenstrahltriebwerk.

Nachher haben wir ein behälter Flugzeug rechnen, und die verlust zum verdunstung mit verschie der bedingung flug.

CHAPITRE 1 : INTRODUCTION.

CHAPITRE 2 : GENERALITES.

2.1-Facteurs polluants des carburants classiques.....	3
2.2-Produits résiduels contenus dans les gaz d'échappement des moteurs alimentés en carburants classiques.....	3
2.3-Diminution de la pollution.....	4
2.4-Réserves mondiales de pétrole et de gaz naturel.....	5
2.5-Evaluation du critère économique du GNL.....	6
2.6-Perspectives.....	6

CHAPITRE 3 : CARACTERISTIQUES DU G.N.L.

3.1-Composition moyenne du GN et du GNL.....	8
3.2-Caractéristiques du GNL.....	10
3.2.1-Caractéristiques physiques.....	10
-densité, tension de vapeur, volatilité, viscosité, point d'inflammation, point de congélation, point d'écoulement.	
3.2.2-Caractéristiques thermodynamiques.....	21
-pouvoir calorifique, chaleur de vaporisation, chaleur massique.	
3.3-Tableaux récapitulatifs.....	26

CHAPITRE 4 : PROBLEMES AEROTHERMIQUES DU STOCKAGE.

4.1-Introduction.....	30
4.2-Les cycles de liquéfaction du GN (voir annexe 1).....	
4.3-Stockage du GNL.....	31
4.3.1-Problèmes thermiques de l'environnement.....	31
4.3.2-Température athermane.....	31
4.3.3-Coefficient de transfert de chaleur.....	32
4.3.4-Choix de l'écoulement sur la paroi du fuselage...	32
4.3.5-Calcul du coefficient de transfert de chaleur local.....	35
4.3.6-Problème thermodynamique dû à l'environnement....	35
4.3.7-Solutions aux problèmes de stockage du GNL.....	36
4.3.8-Solution retenue.....	36
4.4-But de calcul du réservoir et de l'isolation thermique.	37

CHAPITRE 5 : CALCUL DU RESERVOIR CRYOGENIQUE

5.1-Choix du matériau..... 39

5.2-Calcul du réservoir

 5.2.1-Généralités..... 42

 5.2.2-But de l'étude..... 43

 5.2.3-Dimensionnement du réservoir..... 43

5.3-Isolation thermique du réservoir..... 49

 5.3.1-Choix de l'isolation..... 49

5.4-Calcul des pertes par évaporation et de l'indice de structure..... 50

 5.4.1-Estimation de la température interne du fuselage à différent Mach..... 50

 5.4.2-Calcul du flux de chaleur total ϕ 51

 5.4.3-Débit du GNL évaporé..... 58

 5.4.4-Calcul de la masse de GNL dans le réservoir pour une hauteur H de remplissage quelconque..... 58

 5.4.5-Taux d'évaporation..... 60

 5.4.6-Calcul de la masse du réservoir..... 60

 5.4.7-Indice de structure..... 66

 5.4.8-Programme de calcul (voir annexe 2).....

5.5-Interprétations et conclusions.....

 5.5.1-Interprétations..... 67

 5.5.2-Conclusions..... 67

CHAPITRE 6 : CALCUL DES PERFORMANCES DU TURBOREACTEUR

6.1-PARTIE DIFFUSEUR

 6.1.1-Introduction..... 70

 6.1.2-Diffuseur supersonique..... 70

 6.1.3-Diffuseur subsonique..... 75

 6.1.4-Rendements du diffuseur..... 75

 6.1.5-Caractéristiques de sortie du diffuseur..... 76

6.2-PARTIE COMPRESSEUR

 6.2.1-Introduction..... 77

 6.2.2-Définitions..... 77

 6.2.3-Travail d'un compresseur..... 79

 6.2.4-Compresseur basse pression..... 79

 6.2.5-Compresseur haute pression..... 82

6.3-PARTIE DIFFUSEUR AMONT CHAMBRE DE COMBUSTION

6.3.1-Introduction.....85

6.3.2-Paramètres de sortie.....85

6.4-PARTIE CHAMBRE DE COMBUSTION

6.4.1-Introduction.....86

6.4.2-Etude énergétique.....86

6.4.3-Caractéristiques de sortie.....91

6.5-PARTIE TURBINE

6.5.1-Introduction.....94

6.5.2-Vitesses périphériques.....94

6.5.3-Rendements d'une turbine.....94

6.5.4-Turbine haute pression.....95

6.5.5-Turbine basse pression.....98

6.6-PARTIE TUYERE

6.6.1-Introduction.....100

6.6.2-Tuyère adoptée.....100

6.6.3-Caractéristiques de sortie de la tuyère.....

6.7-PERFORMANCES

6.7.1-Poussée.....101

6.7.2-Poussée spécifique.....101

6.7.3-Puissance calorique.....101

6.7.4-Puissance thermique réelle.....102

6.7.5-Puissance de propulsion.....102

6.7.6-Rendement thermique.....102

6.7.7-Rendement global.....102

6.7.8-Consommation spécifique.....102

6.7.9-Programme de calcul (voir annexe 3).....

6.8-ANALYSE DES GRAPHES102

CHAPITRE 7 : CONCLUSION GENERALE.

CHAPITRE UN

INTRODUCTION

Le développement extraordinaire de l'aviation avait été fondé jusqu'à présent sur la disponibilité des carburants exagérément bon marché.

En raison de l'instabilité du marché pétrolier, de la difficulté de satisfaire une demande toujours plus grande et surtout du véritable danger qui réside dans l'épuisement des réserves naturelles d'énergie, en l'occurrence le pétrole, la situation risque de devenir très différente à l'avenir et la politique énergétique devra subir des modifications radicales.

C'est ainsi que depuis quelques années on a commencé à méditer pour remplacer les carburants classiques par des hydrocarbures extrêmement abondants et "propres" réduisant sensiblement la pollution.

C'est alors par exemple que le GPL est utilisé avec succès par les véhicules automobiles.

La recherche d'un nouveau carburant destiné à l'aviation a donné naissance à des discussions importantes, l'attention porte sur le gaz naturel liquide (GNL).

L'intérêt du GNL provient essentiellement de son pouvoir calorifique plus élevé en comparaison à d'autres carburants disponibles, de sa capacité d'absorption de chaleur beaucoup plus importante (6fois plus que celle du kérosène), de sa sécurité d'emploi plus grande et enfin de son bas prix associé à l'abondance du gaz naturel dans la nature.

Cependant son utilisation dans les applications aéronautiques ne peut être envisagée que sous forme cryogénique (-161°C).

Son adoption nécessite des études sérieuses pour lesquelles d'ailleurs la technologie est particulièrement bien armée

étant donné les progrès considérables accomplis ces dernières années en cryogénie et dans ses diverses applications à l'espace ou à l'industrie de la liquéfaction des gaz.

La production du GNL ,sa distribution et son stockage à terre sont parfaitement maîtrisés.

Cependant les études et les recherches doivent être orientées pour trouver une solution optimum liée au stockage dans l'appareil et à l'utilisation rationnelle par les turboréacteurs.

En effet les études préliminaires faites au USA,et au laboratoire d'énergétique de l'ENP dirigées par le professeur GILBERT MATTON ont donné des résultats prometteux.

Vue les énormes réserves de gaz naturel que possède l'ALGERIE et les installations déjà existantes,notre pays semble bien armé pour la fourniture de cet hydrocarbure des temps modernes.

Quand à notre projet il a pour but l'étude sur l'utilisation éventuelle d'un tel carburant par les aéronefs.

De ce fait,nous entamerons notre étude en donnant les différentes caractéristiques du GNL,puis par une présentation de quelques techniques cryogéniques (en annexe), dès lors nous ferons un calcul de réservoir de stockage sur appareil.

On arrivera alors au noyau du sujet qui consiste en un calcul des performances du turboréacteur de l'engin à différentes conditions de vol . Enfin avant de clore notre thème nous ferons une comparaison de nos résultats avec ceux du turbo au kérosène.

G E N E R A L I T E S

2-1. FACTEURS POLLUANTS DES CARBURANTS CLASSIQUES

La lutte contre la pollution de l'air par les gaz d'échappement des véhicules terrestres et aériens est une recommandation formulée par les gouvernements.

C'est ainsi que la pollution de l'air figure au premier rang des préoccupations qui se posent en matière de transports, préoccupations non seulement techniques mais aussi économiques et juridiques.

En effet, dans de nombreux pays, des mesures ont été prises en vue d'une réduction de la pollution par les gaz d'échappement.

Actuellement des perspectives s'ouvrent sur l'utilisation des carburants dits "propres" tels que le GPL (propane/butane) et le GNL (à très forte proportion de méthane). Cependant leur utilisation ne bouleverse pas la conception et le mode de fonctionnement des moteurs actuels en service dans le monde entier (turboréacteur et moteurs des véhicules automobiles), il s'agit seulement d'une conversion ou d'une amélioration des problèmes liés à la distribution et aux équipements de ces moteurs.

2-2. PRODUITS RESIDUELS CONTENUS DANS LES GAZ D'ECHAPPEMENT DES MOTEURS ALIMENTES EN CARBURANTS CLASSIQUES

OXYDE DE CARBONE (CO)

Très nocif, son action dangereuse est fonction et de sa concentration dans l'atmosphère respirée et de la durée d'exposition à cette ambiance.

ANHYDRIDE CARBONIQUE (CO₂)

Ce gaz n'est pas très nocif, il n'est asphyxiant qu'à forte concentration.

HYDROCARBURES IMBRULES (C_nH_m)

Ils sont généralement considérés comme très toxiques à cause des composants cancérigènes qu'ils renferment. La teneur augmente rapidement lors des marches au ralenti ou lorsque le moteur présente des anomalies de fonctionnement.

COMPOSES SULFURES (SO₂) ET NITREUX (NO-NO₂)

Ils sont considérés comme très toxiques. Ils sont toutefois contenus dans les gaz d'échappement en quantité négligeable. La teneur en composés sulfureux est directement liée au pourcentage de soufre contenu dans les fuels utilisés.

ALDEHYDES (R-CH-O)

Ils sont présents dans les gaz d'échappement sous forme de formaldéhyde et acroléine. Ils ne sont pas toxiques mais très irritants pour les yeux et les voies respiratoires.

2-3. DIMINUTION DE LA POLLUTION

Les moteurs classiques convertis au GN ou en GPL répondent aux spécifications anti-pollution.

C'est ainsi que l'utilisation du procédé entraîne l'élimination totale du plomb, une quasi-élimination des suies et des odeurs à l'échappement, ainsi que la diminution considérable des oxydes d'azote et de carbone.

La diminution par rapport aux résultats obtenus sur moteurs à essences et sur des chambres de combustion à kérosène sont spectaculaires.

En effet la teneur des oxydes de carbone et autres polluants, d'après les essais systématiques montrent que celle-ci est environ 20 fois moindre avec les carburants propres.

Un autre fait marquant est que le système d'alimentation au GN ou GPL est moins dangereux que le système conventionnel.

Parallèlement aux études et essais de moteurs alimentés en carburants propres, des investigations sur les épurateurs catalitiques pourront être menées.

Eventuellement ce type d'épurateurs pourrait être utilisé pour renforcer l'action anti-polluante des carburants propres.

2-4. RESERVES MONDIALES DE PETROLE ET DE GAZ

Les ressources d'énergie conventionnelles ou encore commerciales les plus utilisées aujourd'hui dans le monde sont le charbon, le pétrole brut, le gaz naturel, l'hydro-électricité et le nucléaire.

Il existe d'autres sources dites non commerciales ou encore traditionnelles telles que le bois, le charbon de bois, les déchets d'animaux, et qui continuent encore aujourd'hui d'assurer plus de la moitié de la consommation d'énergie dans certains pays du tiers monde. Il y a enfin les ressources d'énergie dites nouvelles ou renouvelables qui font encore l'objet de recherches ou, pour certaines, des premières applications à grande échelle. Ce sont l'énergie éolienne, l'énergie marémotrice ou encore la biomasse.

Les hydrocarbures, c'est à dire le pétrole brut, le gaz naturel, demeurent néanmoins la source d'énergie la plus utilisée. Ils couvriront à la fin de ce siècle et au début du siècle prochain entre 50% et 75% de la consommation mondiale en énergie.

Combustibles mais aussi matières premières d'une grande importance, les hydrocarbures servent à la fabrication d'une multitude de produits d'usage courant tels que les plastiques, les détergents ou encore les engrais, les médicaments, etc...

2-4-a. LE PETROLE BRUT

Pendant longtemps, l'industrie du pétrole n'a vécu qu'avec des réserves équivalentes à une quinzaine d'années de production courante.

Après la seconde guerre mondiale, le volume des réserves s'est accru beaucoup plus rapidement que celui de la production. Dès lors, le rapport des réserves à la production a tendance à décroître légèrement chaque année. C'est ainsi qu'en 1987 par exemple, ce rapport était de l'ordre de 44, ce qui équivaut à 44 années de production courante en réserves.

(voir tab.1 et tab.2 de production et réserves de pétrole).

2-4-b. LE GAZ NATUREL

L'estimation des réserves de gaz naturel est plus imprécise que celle du pétrole.

Elles étaient évaluées au début de 1967 à 28 000 milliards de

Il est de ce fait très important, voire même impératif pour tous les pays d'économiser les hydrocarbures dès aujourd'hui afin de permettre aux générations futures de disposer d'une source d'énergie aussi vitale.

TABLEAU 1

PRODUCTION PETROLIERES ET GAZIERES DANS LE MONDE (1987)

	Pétrole brut %	Gaz naturel %
-Amérique du nord.....	19.50	29.90
-Amérique latine.....	11.30	4.30
-Europe de l'ouest.....	6.50	9.80
-Europe de l'est.....	21.70	43.40
-Moyen orient.....	21.80	3.10
-Afrique.....	8.50	2.80
-Asie et Australie.....	10.50	6.70
-OPEP.....	32.20	9.40
-Reste du monde.....	67.80	90.60

Pétrole brut (total monde) 55.512 millions de barils.

Gaz naturel (total monde) 2 268.69 milliards de m³.

TABLEAU 2

RESERVES PETROLIERES ET GAZIERES DANS LE MONDE (1987)

	Pétrole brut %	Gaz naturel %
-Amérique du nord.....	5.70	7.90
-Amérique latine.....	12.60	5.20
-Europe de l'ouest.....	2.60	6.10
-Europe de l'est.....	8.70	43.30
-Moyen orient.....	57.20	25.60
-Afrique.....	8.00	5.50
-Asie et Australie.....	5.20	6.40
-OPEP.....	67.90	33.00
-Reste du monde.....	32.10	67.00

Pétrole brut (total monde) 891 105.90 millions de barils.

Gaz naturel (total monde) 105 650 milliards de m³.

CHAPITRE TROIS

CARACTERISTIQUES DU GNL

Il y a une cinquantaine d'années, le constructeur dessinait son moteur sans se préoccuper outre mesure des caractéristiques physiques ou chimiques du combustible qu'il voulait brûler. Un moteur était fait pour brûler de l'essence, du pétrole, du gas-oil, du kérosène ou autre ; cette spécification était jugée suffisante.

Les progrès dans la construction des moteurs, dans la connaissance de la thermodynamique et des lois de la combustion ont amené progressivement à penser qu'il existe un lien étroit entre les caractéristiques du carburant et les performances du moteur. L'à-peu-près, maintenant n'est plus admissible, et la recherche du rendement et de la performance maximale ne se conçoit plus sans la connaissance approfondie des caractéristiques du carburant ou combustible que l'on veut utiliser.

3-1. COMPOSITION MOYENNE DU GN ET DU GNL

3-1-1. Composition moyenne du G.N d'HASSI R'MEL (entrant à la CAMEL)(en % molaire):

Eléments	Formule chimique	%	Masse molaire
Méthane.....	CH ₄	83.5	16.042
Ethane.....	C ₂ H ₆	6.92	30.068
Propane.....	C ₃ H ₈	2.00	44.094
Isobutane.....	IC ₄ H ₁₀	0.33	58.120
Butane normal.....	nC ₄ H ₁₀	0.50	58.120
Isopentane.....	IC ₅ H ₁₂	0.14	72.146
Pentane normal.....	nC ₅ H ₁₂	0.13	72.146
Hexane.....	C ₆ H ₁₄	0.15	86.173
Azote.....	N ₂	5.92	28.018
Gaz carbonique.....	CO ₂	0.19	44.010
Hélium.....	He	0.20	4.003

3-1-2. Composition du G.N CAMEL (ARZEW) regazéfié (en % molaire)

Eléments	%
Méthane.....	87.34
Ethane.....	7.95
Propane.....	2.30
Butane.....	0.95
Pentane.....	0.02
Hexane.....	traces
Azote.....	1.44

3-1-3. Composition du GNL

La composition moyenne en masse du gaz d'HASSI R'MEL après élimination des éléments (butane, pentane, ..., gaz carbonique, hélium) est la suivante:

80.00 % de Méthane
13.60 % d'Ethane
6.40 % de Propane

Ceci nous donne la composition molaire suivante:

89.301 % de Méthane

8.100 % d'Ethane

2.599 % de Propane

Nous obtenons une masse molaire du G.N.L de:

$$M_{\text{GNL}} = 17.907 \text{ 177 kg/kmol}$$

3-2. CARACTERISTIQUES DU GNL

3-2-1. Caractéristiques physiques

-Densité

C'est le rapport du poids d'un certain volume de produit à une température t au poids d'un même volume d'eau à la température standart $t_s = 4^\circ\text{C}$.

La densité légale se mesure à 20°C (norme française) et a pour symbole:

$$d_4^{20} = \frac{\text{poids d'un volume de produit à } 20^\circ\text{C}}{\text{poids du même volume d'eau à } 4^\circ\text{C}}$$

Les américains utilisent également pour mesurer la densité le degrés A.P.I par l'American Petroleum Institut ; la formule suivante relie le degrés A.P.I à la densité [1]:

$$\text{degrés A.P.I} = \frac{141.5}{\text{densité } 60^\circ\text{F}/60^\circ\text{F}} - 131.5$$

Rappelons que la température en degrés Fahrenheit est donnée par la relation :

$$T_{\text{F}} = (9/5 \cdot T_{\text{C}} + 32)$$

Variation de la masse volumique avec la température:

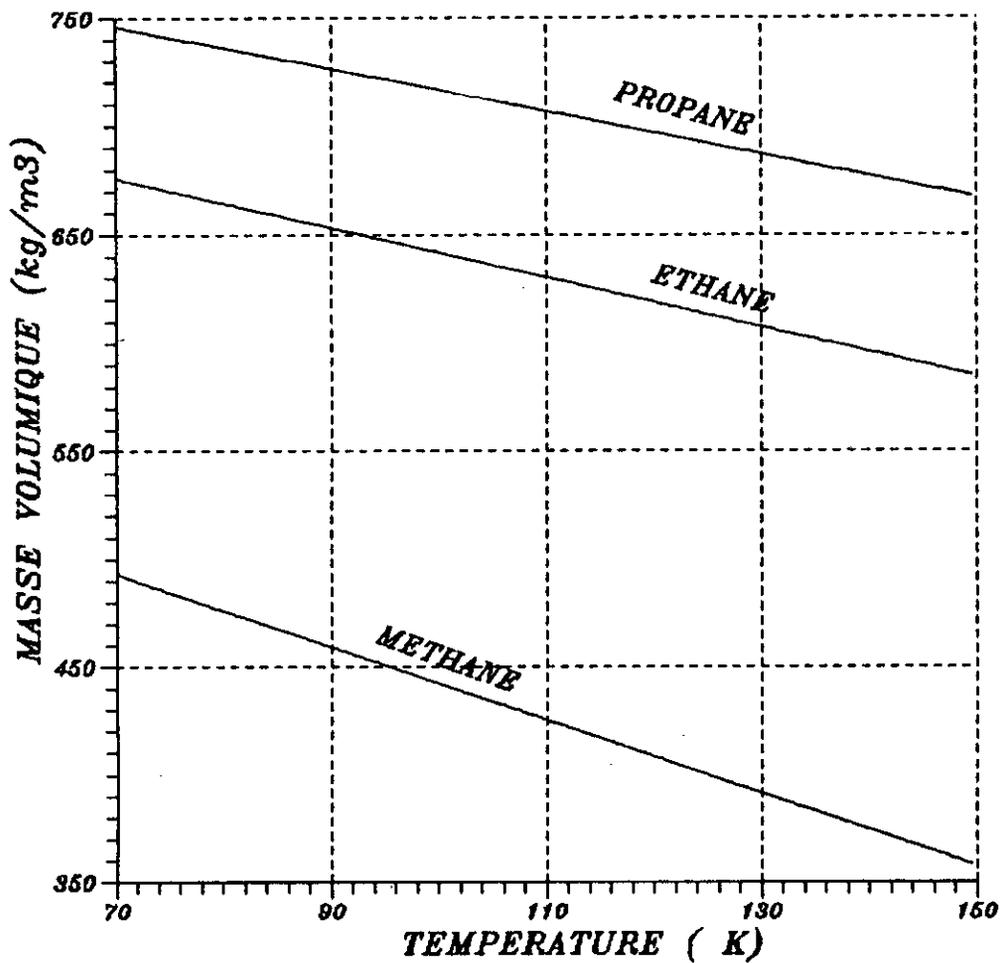
Pour une composition molaire donnée quelconque, et pour chaque température, l'expression donnant la masse volumique du G.N.L est [2] :

$$\rho_{\text{GNL}} = \frac{M_{\text{CH}_4} + M_{\text{C}_2\text{H}_6} + M_{\text{C}_3\text{H}_8}}{\frac{M_{\text{CH}_4}}{\rho_{\text{CH}_4}} + \frac{M_{\text{C}_2\text{H}_6}}{\rho_{\text{C}_2\text{H}_6}} + \frac{M_{\text{C}_3\text{H}_8}}{\rho_{\text{C}_3\text{H}_8}}} - E \quad (3.2.1)$$

M_i : composition massique du constituant i .

ρ_i : masse volumique du constituant i .

E étant un facteur correctif qui dépend uniquement de la proportion du méthane (CH_4) et de la température du mélange et qui a pour



**Fig.(3.1) VARIATION DE LA MASSE VOLUMIQUE
DU CH₄, C₂H₆, C₃H₈ LIQUIDES EN
FONCTION DE LA TEMPERATURE**

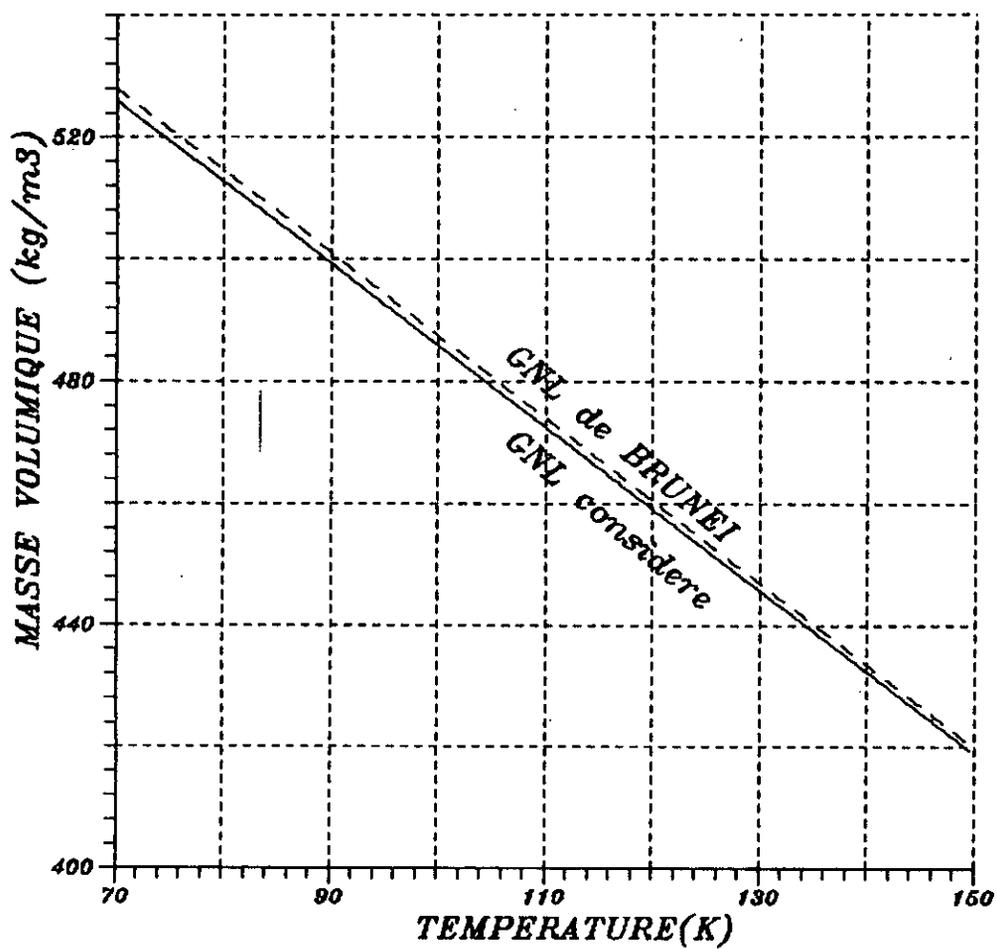


Fig.(3.2) VARIATION DE LA MASSE VOLUMIQUE DU GNL EN FONCTION DE LA TEMPERATURE

expression [2] :

$$E=f(x,T)a+bx+cx^2+dT \quad (3.2.2)$$

La fonction $f(x,T)$ n'est pas connue.

Les variations, en fonction de la température, des masses volumiques des composants (CH_4, C_2H_6, C_3H_8) sont connues.

Notre but est de calculer la masse volumique du GNL considéré pour cela il faut connaître E.

Or il existe une composition de GNL, celle de BRUNEI (INDONESIE), qui a le même pourcentage de méthane que celui que nous avons considéré nous en connaissons les variations de la masse volumique ρ_{BRUNEI} en fonction de la température ainsi que la composition de ce mélange qui est :

composition en masse du GNL de BRUNEI

$$CH_4=79.55\%$$

$$C_2H_6=12.55\%$$

$$C_3H_8=7.9\%$$

d'où :

$$E=f(T)= \left[\frac{79.55}{\rho_{CH_4}} + \frac{12.55}{\rho_{C_2H_6}} + \frac{7.9}{\rho_{C_3H_8}} \right] - \frac{100}{\rho_{BRUNEI}} \quad (3.2.3)$$

rappelons la composition massique du GNL considéré :

$$CH_4= 80\%$$

$$C_2H_6= 13.6\%$$

$$C_3H_8= 6.4\%$$

Etant donné que E ne dépend que de la température et du pourcentage de méthane, nous pouvons écrire pour chaque température

$$\rho_{GNL} = \frac{100}{\frac{80}{\rho_{CH_4}} + \frac{13.6}{\rho_{C_2H_6}} + \frac{6.4}{\rho_{C_3H_8}}} - E \quad (3.2.4)$$

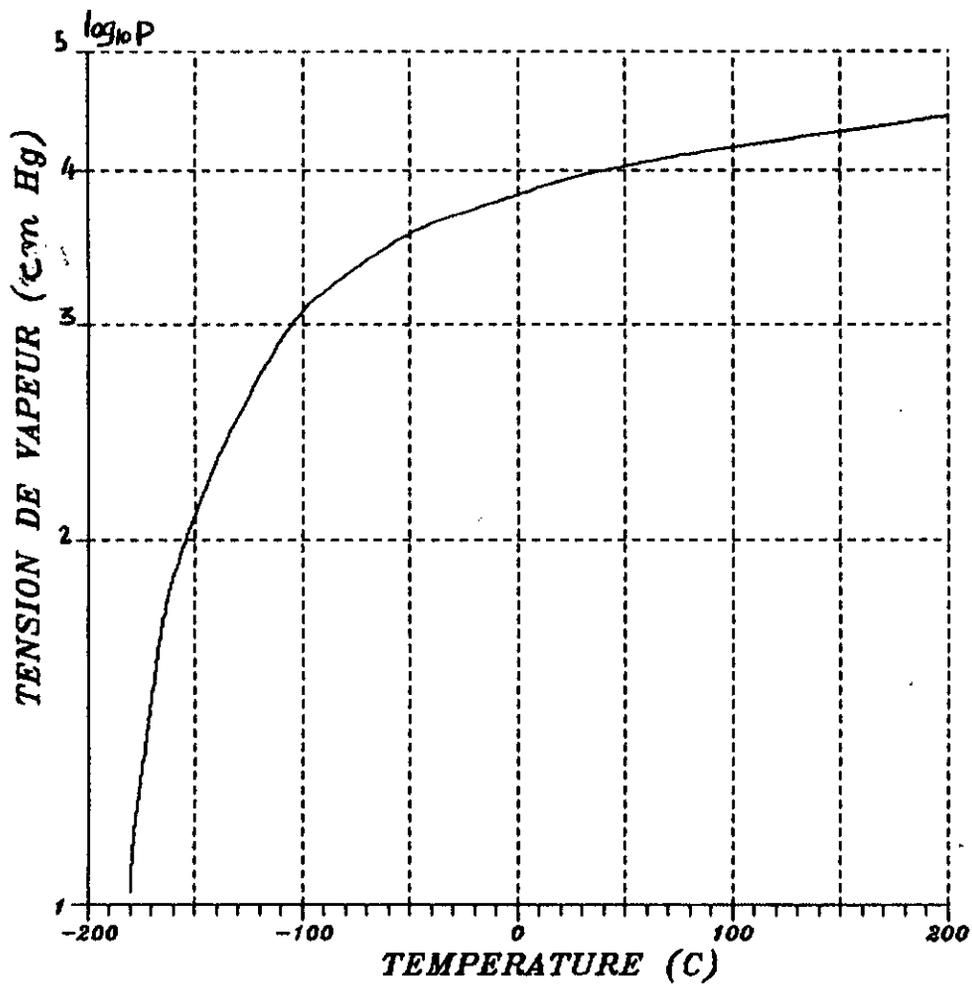
E est calculé d'après l'expression (3.2.3)

Connaisant les variations de E et de la masse volumique de (CH_4, C_2H_6, C_3H_8) en fonction de la température, nous en déduisons la courbe $\rho_{GNL}=f(T)$.

-Tension de vapeur

définition:

La tension de vapeur mesure la tendance des molécules à s'échapper d'une phase liquide pour engendrer une phase vapeur en



**Fig.(3.3) VARIATION DE LA TENSION DE VAPEUR
DU GNL EN FONCTION DE LA
TEMPERATURE**

équilibre thermodynamique c'est une fonction croissante de la température et spécifique de chaque corps pur.

variation de la tension de vapeur avec la température:

Un grand nombre de formules empiriques a été proposé pour représenter la valeur de la tension de vapeur en fonction de la température parmi elles, nous citerons celle d'Antoine fréquemment utilisée pour les liquides purs [3] :

$$\log_{10} P = A - \frac{B}{T + C}$$

P: étant la pression de vapeur en Cm de Hg.

T: la température du liquide pur (en °C).

A,B,C: coefficients donnés par le tableau ci-dessous:

hydrocarbure	A	B	C
METHANE	5.016	284.27	252.17
ETHANE	5.823	662.18	256.62
PROPANE	5.859	825.88	249.46

Pour le GNL il faut pondérer cette propriété en fonction des pourcentages moléculaires de chaque constituant.

$$TV_{\text{GNL}} = \sum_i (TV)_i X_i$$

où $(TV)_i$: tension de vapeur d'un constituant i quelconque du GNL à la température T.

X_i : fraction molaire de ce constituant i dans le mélange

TV_{GNL} : tension de vapeur du GNL à T.

influence de la tension de vapeur:

L'analyse de la courbe de variation de la tension de vapeur avec la température montre que celle-ci croit rapidement avec une légère augmentation de la température.

Donc la pression régnant dans le réservoir risque de croître, ce qui peut engendrer l'explosion du réservoir, d'autant plus que la pression effective augmente avec l'altitude.

Pour remédier à ce problème, il est nécessaire de prévoir une bonne isolation du réservoir et de renforcer sa structure.

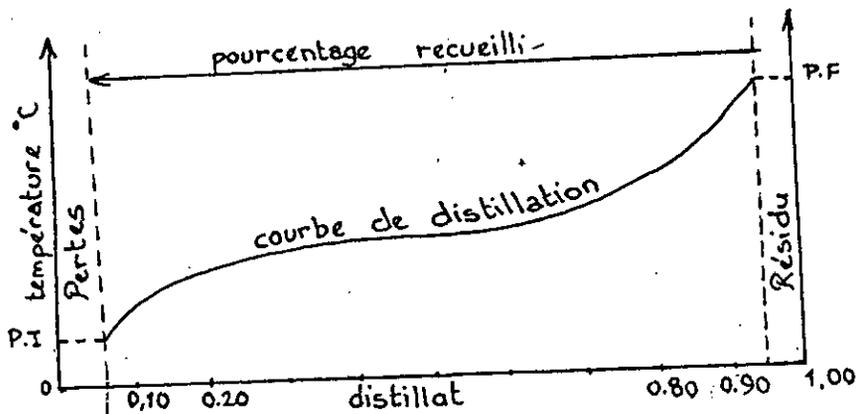
-Volatilité

definition:

La volatilité caractérise l'allure générale de la courbe de distillation. Elle s'établit à partir de la distillation d'un échantillon de 100ml de carburant selon des conditions opératoires précises.

On trace alors l'évolution de la température en fonction du pourcentage distillé, en relevant plus particulièrement:

- . le point initial (PI): la température repérée au moment où apparaît la 1^{ère} goutte de distillat.
- . les températures correspondant à différents pourcentages distillés (5%, 10%, 52%, ..., 90%, 95%)
- . le point final (PF): correspondant à environ 100% .



Plus l'écart entre les points PI et PF est grand, plus le carburant est moins volatile .

Le GNL est volatile par rapport aux autres carburateurs vue qu'il est constitué d'hydrocarbures légers.

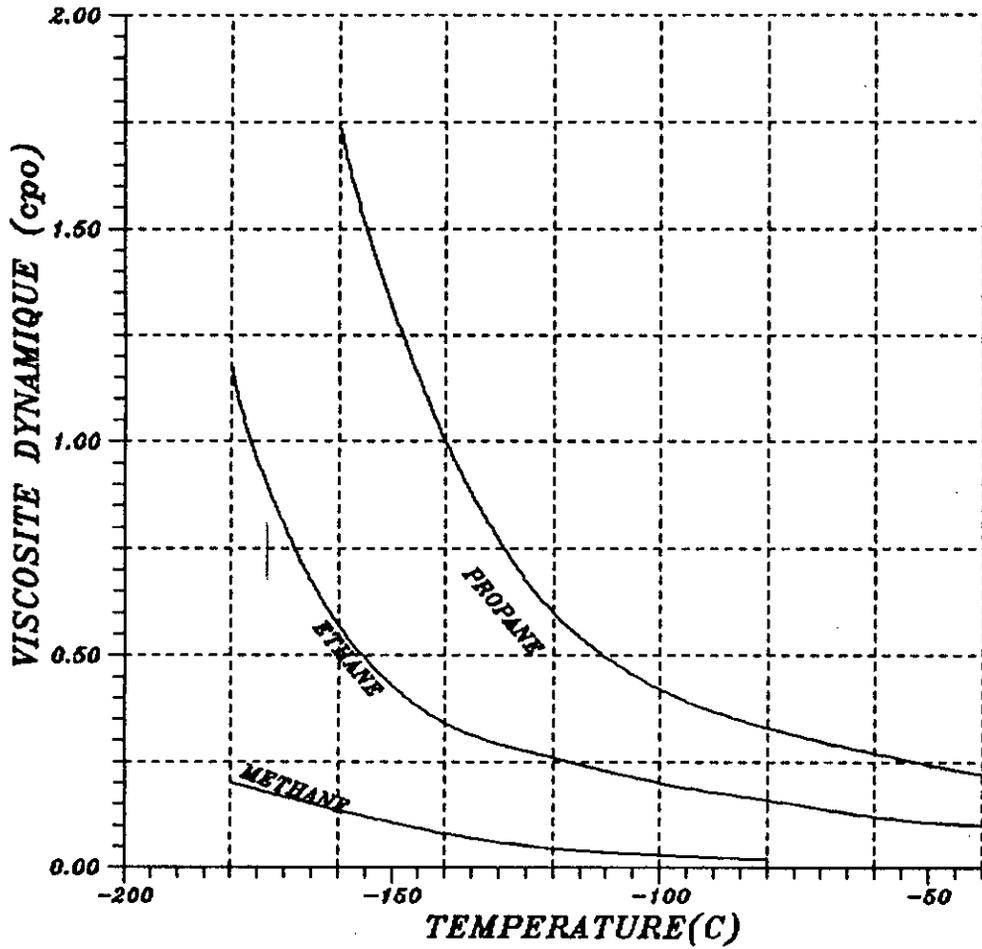
volatilité du GNL

Point final : -42.07°C

influence de la volatilité du GNL

La présence de produits légers en grandes proportions influe favorablement sur :

- . les facilités de départ, allumage en vol.
- . le rendement de combustion surtout dans les charges réduites.
- . stabilité de la flamme.



**Fig.(3.4) VARIATION DE LA VISCOSITE DYNAMIQUE
DU CH₄,C₂H₆,C₃H₈ LIQUIDES EN FONCTION
DE LA TEMPERATURE**

. les possibilités d'approvisionnement.

Et influe défavorablement sur:

. les pertes par évaporation en altitude.

. le désamorçage des pompes en altitude.

. les risques de surchauffe des aubes de turbine.

-Viscosité

définition:

La viscosité traduit la résistance qu'opposent les molécules à une force tendant à les déplacer les unes par rapport aux autres.

Si au sein d'un fluide un élément de surface S glisse à la vitesse dv et en opposant la force résistante f sur une couche de même surface distante de dx , la viscosité dynamique absolue s'écrit:

$$\mu = \frac{f \, dx}{s \, dv} \quad \left[\text{centipoise} = 10^{-2} \frac{\text{g}}{\text{cm}} \right]$$

On utilise fréquemment la viscosité cinématique absolue ν , égale à:

$$\nu = \frac{\mu}{d} \quad \left[\text{centistokes} = \frac{\text{mm}^2}{\text{s}} \right]$$

d : densité du flux mesurée à la même température que μ .

Graphes de la variation de la viscosité dynamique du GNL en fonction de la température :

A partir des courbes $\mu=f(T)$ du méthane, éthane et propane liquides, on détermine celle du GNL en utilisant la méthode de WRIGHT pour un mélange.

Méthode de WRIGHT:

Les courbes de viscosité de 2 constituants sont tracées. Toute courbe intermédiaire, définie par le rapport d'homothécité horizontale MA/MB , caractérise la courbe de variation de viscosité du mélange M composé de $100.(MA/AB)\%$ en volume de liquide visqueux et de $100.(MA/AB)\%$ en volume de liquide moins visqueux. Cette méthode est de précision acceptable [1].

Influence de la viscosité

C'est une caractéristique très importante à la qualité de la combustion; elle conditionne en grande partie la finesse de la

l'additivité des limites inférieures ^{des} mélanges comprenant deux combustibles gazeux [17] :

$$\frac{X_{i1}}{L_{i1}} + \frac{X_{i2}}{L_{i2}} = 1$$

où : X_{i1} et X_{i2} sont les teneurs en volume des deux combustibles dans le mélange globale à sa limite d'inflammabilité inférieure, L_{i1} et L_{i2} sont les limites inférieures pour des mélanges comprenant seulement le combustible 1 ou 2 .

Soient ν_1 et ν_2 les fractions des combustibles 1 et 2 dans le mélange qu'ils forment ensemble.

Comme la limite inférieure du mélange est:

$$L_{i,m} = X_{i1} + X_{i2}$$

et $\nu_1 + \nu_2 = 1$

Nous aurons:

$$X_{i1} = \nu_1 L_{i,m} \quad \text{et} \quad X_{i2} = \nu_2 L_{i,m}$$

En remplaçant dans la loi de LECHATELIER on obtient:

$$L_{i,m} = \frac{1}{\frac{\nu_1}{L_{i1}} + \frac{\nu_2}{L_{i2}}}$$

Par analogie, on peut écrire pour la limite d'inflammabilité supérieure.

$$L_{s,m} = \frac{1}{\frac{\nu_1}{L_{s1}} + \frac{\nu_2}{L_{s2}}}$$

Le domaine d'inflammabilité en % volume de GN dans l'air, est donc:

$$4.36 / 14.09$$

-Point de congélation du GNL:

C'est la température de fusion du méthane égale à $-182.48 \text{ } ^\circ\text{C}$ (elle est supérieure à celle de l'éthane et du propane).

$$T_{\text{congélation (GNL)}} = -182.48 \text{ } ^\circ\text{C}$$

REMARQUE:

Avec le GNL, le problème lié à la congélation du carburant ne se

pose plus car quelque soit les conditions de vol (variation de la température extérieure avec l'altitude), la température de $-182\text{ }^{\circ}\text{C}$ ne pourra pas être atteinte.

-Point d'écoulement

Le point d'écoulement est la plus basse température à laquelle un fuel est encore susceptible de couler.

Le point d'écoulement du GNL est approximativement celui du point de congélation.

$$T_{\text{écoulement(GNL)}} \cong -180\text{ }^{\circ}\text{C}$$

Il faut donc ne pas atteindre cette température lors du stockage du GNL, car le point d'écoulement influe directement sur son pompage.

3.2.2-Caractéristiques thermodynamiques

-Pouvoir calorifique

Définition:

Le pouvoir calorifique massique ou volumique représente la quantité d'énergie par la combustion par unité de masse ou de volume du carburant lors de la réaction chimique de combustion complète conduisant à la formation de H_2O et CO_2 .

Le bilan thermique de la réaction établi se fait pour le carburant pris à $25\text{ }^{\circ}\text{C}$ et les produits de combustion à la même température.

On fait la distinction entre le pouvoir calorifique supérieur (PCS) et inférieur (PCI) selon que l'eau formée par la combustion se trouve à l'état liquide ou à l'état gazeux.

La seule grandeur véritablement utile et pratique est le PCI, puisque dans les gaz d'échappement l'eau rejetée sous forme de vapeur. La connaissance de la masse volumique ρ permet de calculer le PCI volumique :

$$\text{PCI}_v = \rho \cdot \text{PCI}_m$$

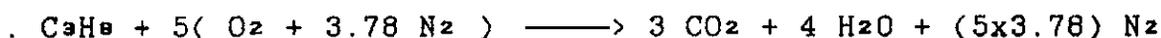
Calcul du PCI du GNL:

Le PCI s'obtient en utilisant la relation générale de la thermochimie:

$$\text{PCI} = \left| \Delta H_c^{\circ} \right| = \left| \sum \Delta H_{\text{produits}}^{\circ} - \sum \Delta H_{\text{réactifs}}^{\circ} \right|$$

Calcul du PCI du propane

$$\Delta H_{C_3H_8l} = -24.82 + 4.487 = -20.333 \text{ Kcal/mole}$$



$$\Delta H_{C_3H_8l}^{\circ} = 3(-94.052) + 4(57.797) - (-20.333)$$

$$PCI_{C_3H_8l} = 493.011 \text{ Kcal/mole} = 46782.10 \text{ KJ/Kg}$$

$$\begin{aligned} \text{Donc } PCI_{GNL} &= \sum_i X_i PCI_i \quad [\text{Kcal /mole}] \\ &= 0.89301 PCI_{CH_4L} + 0.081 PCI_{C_2H_6L} + 0.02599 PCI_{C_3H_8L} \end{aligned}$$

$$PCI_{GNL} = 213.727 \text{ Kcal/mole}$$

$$PCI_{GNL} = 49949.10 \text{ KJ/Kg}$$

Influence du pouvoir calorifique:

Le pouvoir calorifique est une propriété importante du carburant dans la mesure où il conditionne le rayon d'action de l'avion.

Selon le type d'application on s'intéresse au PCI_m ou PCI_v . En effet si pour un rayon d'action donné on souhaite emporter un maximum de charge marchande, un carburéacteur à haut PCI_m est préférable.

Si le but recherché est d'aller le plus loin possible, compte tenu de la capacité des réservoirs, on optera pour un PCI_v .

On remarque que le PCI_m du GNL est supérieur au meilleur carburéacteur actuel, ce qui permettra d'augmenter la charge.

Néanmoins, le rayon d'action pourrait être augmenté vu l'augmentation inévitable du volume des réservoirs.

-Chaleur de vaporisation

C'est la quantité de chaleur nécessaire pour transformer une mole de liquide en vapeur.

L'analyse du graphe de la chaleur de vaporisation du CH_4 , C_2H_6 , C_3H_8 , nous permet de considérer celle de l'éthane comme chaleur de vaporisation du GNL (c'est la plus élevée à partir de $-70^\circ C$).

Par exemple à $-162^\circ C$, $\Delta H_{\text{vapori.GNL}} = 598 \text{ KJ/Kg}$.

-Chaleur massique

Définition:

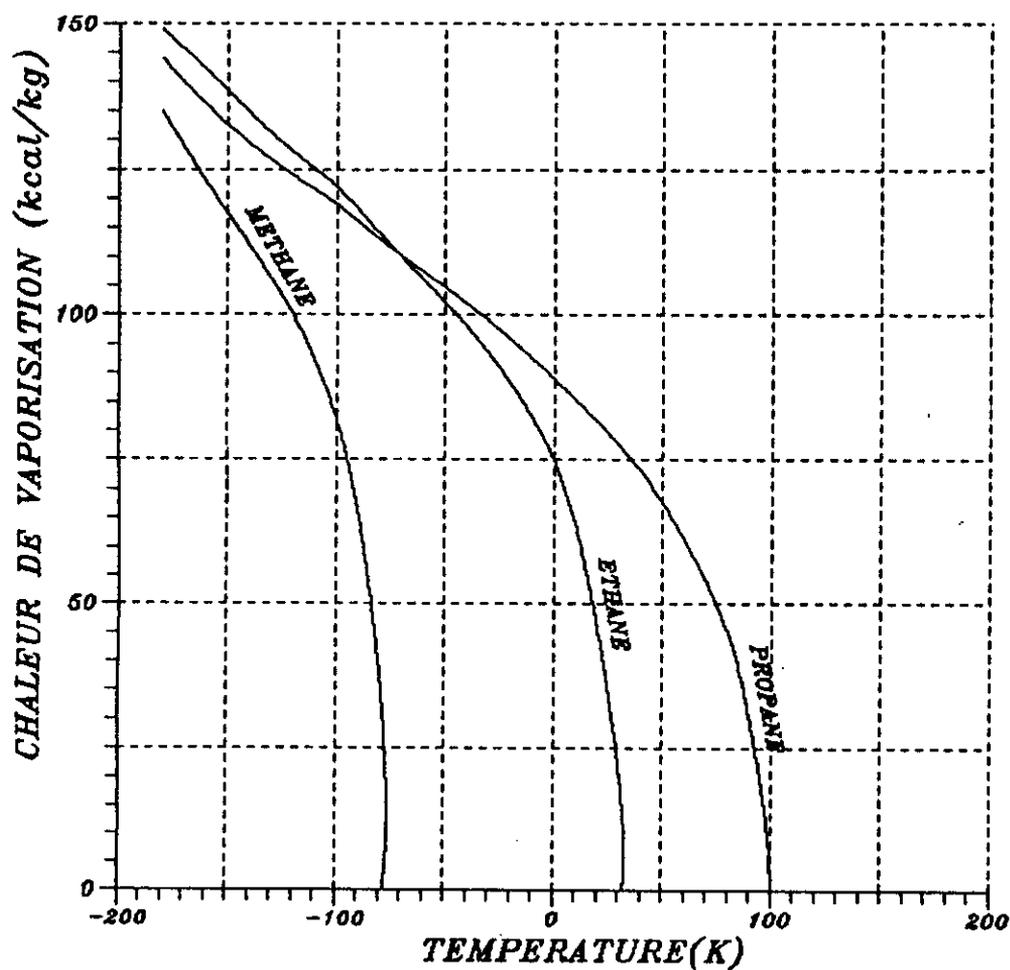
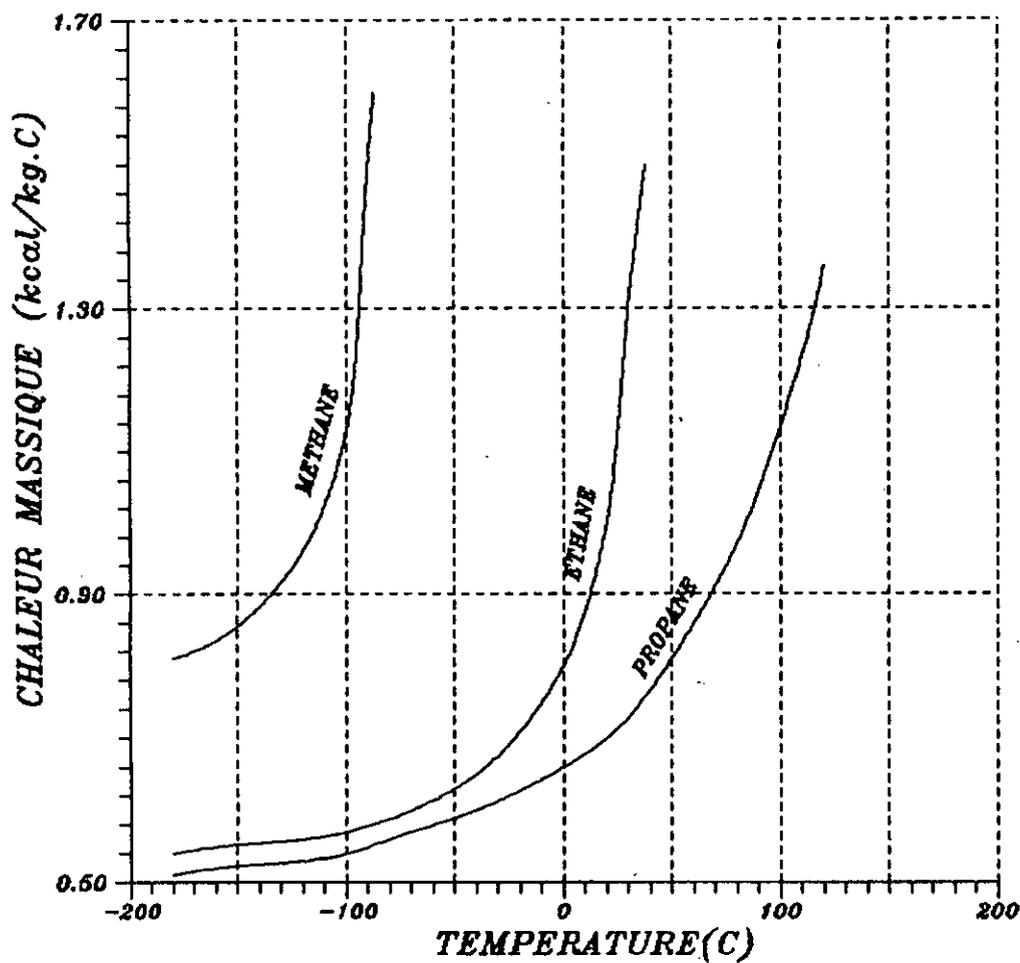


Fig. (3.5) VARIATION DE LA CHALEUR LATENTE DE VAPORISATION DU CH₄, C₂H₆, C₃H₈ EN FONCTION DE LA TEMPERATURE



**Fig. (3.6) VARIATION DE LA CHALEUR MASSIQUE
DU CH₄, C₂H₆, C₃H₈ LIQUIDES EN
FONCTION DE TEMPERATURE**

C'est la quantité de chaleur qu'il faut fournir à l'unité de poids pour augmenter sa température d'un degré .
Elle s'exprime en Kcal/Kg °C .

Chaleur spécifique du GNL

Elle s'obtient en pondérant en poids les chaleurs massiques du CH₄, C₂H₆, et C₃H₈ à la même température .

$$C_{P_{GNL}} = 0.8 C_{P_{CH_4}} + 0.136 C_{P_{C_2H_6}} + 0.064 C_{P_{C_3H_8}}$$

3.3-TABLEAUX RECAPULATIFS

CARACTERISTIQUES DU GNL:

CARACTERISTIQUES	VALEURS
Densité à -162 °C	0.47
Tension de vapeur(Kpa) (-162°C)	86.532
Distillation:point final (°C)	-42.07
Point de congélation (°C)	-182.48
Point d'écoulement (°C)	-180
Point d'inflammabilité (°C)	465
Domaine d'inflammabilité (% volume de HC dans l'air)	4.36 - 14.09
Viscosité à -162 °C (cst)	0.479
Pouvoir calorifique inférieur massique (KJ/Kg)	49949.10
Pouvoir calorifique inférieur volumique (KJ/dm ³)	23476.08
Chaleur latente de vaporisation à -162°C (KJ/Kg)	598
Chaleur spécifique Cp à -162°C (KJ/Kg.°C)	3.2477

Spécifications des carbureacteurs civils et militaires [4]

Caractéristiques	JET A civil	JET B civil	JP-4 milit.	JP-5 milit.
<u>Volatilité</u>				
Masse volumique à 15°C(kg/dm ³)	0.7753	0.7507	0.751	0.788
°API.....	0.8398	0.8017	0.802	0.845
	37-51	45-57	45-57	36-48
Pression de vapeur à 38°C(kpa) max	-	21	14-21	-
Point éclair (°C).....min	37.8	-	-	60
<u>Distillation (°C)</u>				
Point initial.....				
10%	204.4	-	-	205
20%	-	143.3	145	-
50%	-	187.8	190	-
90%	-	243.3	205	-
Point final.....	300	-	270	290
Résidu (% vol).....	1.5	1.5	1.5	-
Résidu (% vol).....	1.5	1.5	1.5	-
<u>Fluidité</u>				
Point de congélation (°C).....max	-40	-50	-58	-46
Viscosité à -20°C (cst).....max	8	-	-	8.5
<u>Combustion</u>				
PCI massique (MJ/kg).....min	42.8	42.8	42.8	42.6

Caractéristiques	JP-8 milit.	JP-7 milit.	TS milit.	RJ-4
<u>Volatilité</u>				
-Masse volumique à 15°C(kg/dm ³)	0.775	0.779	0.767	0.920
°API.....	0.840	0.806	0.797	0.940
-Pression de vapeur à 149°C(kPa)max	37-51	44-50	46-53	19-22
Pression de vapeur à 260°C(kPa)max	-	20.7	-	-
-Point éclair (°C).....min	-	331	-	-
-Distillation (°C)	38	60	43	69
Point initial.....				79.4
5%		182min	157min	204.4
10%	205	196min	193max	212.7
20%	-	-	-	
50%	-	-	204max	
90%	-	260max	238max	
Point final.....	300	288max	260max	221.1
Résidu (% vol).....	1.5	1.5	1.5	1.5
Pertes (% vol).....	1.5	1.5	1.5	1.0
<u>Fluidité</u>				
-Point de congélation (°C).....	-50	-43.5	-53	-40
-Vscosité (cst) à max		15	12	
-54°C		-34.5°C	-40°C	
-20°C	8	-	-	
-17.8°C		-	-	30
37.8°C		-	-	4.2
<u>Combustion</u>				
PCI				
massique (MJ/kg).....	42.8	43.5	42.8	42.3
volumique(MJ/kg).....				38.9

Caractéristiques	RJ-5	RJ-6	JP-9 milit.	JP-10 milit.
<u>Volatilité</u>				
-Masse volumique à 15°C (kg/dm ³)	1.06min	1.010 1.050	0.935 0.955	0.935 0.943
°API.....			18.8 20.0	18.5 20.0
-Pression de vapeur à 150°C(kPa)max		23		
-Point éclair (°C).....	95min	60min	21min	55min
<u>Fluidité</u>				
-Point de congélation (°C) max		-54	-54	-78
-Point d'écoulement (°C).....max	-30			
-Viscosité (cst) à :				
-54 °C	-	400	50	37
-32 °C	-	-	20	14
-18 °C	400	40	-	-
18 °C	-	-	12	9
<u>Combustion</u>				
PCI				
massique (MJ/kg) min	41.3	41.5	41.98	42.10
volumique(MJ/kg) min	44.6	42.3	39.573	39.434

CHAPITRE QUATRE

PROBLEMES AEROTHERMIQUES DU STOCKAGE

4.1-INTRODUCTION

Le mot "cryogénie" peut être défini comme le synonyme de "technique des basses températures". D'une façon générale on appelle "basses températures", toute température inférieure à -150°C environ. La cryogénie représente l'ensemble des techniques ayant trait à la production, au stockage et à l'utilisation des gaz liquéfiés, appelés aussi fluides cryogéniques.

Depuis quelques années, les techniques cryogéniques connaissent des développements considérables : associés d'abord à la recherche technique et scientifique, notamment dans les domaines de sidérurgie, de la physique nucléaire et même de la biologie, les fluides cryogéniques connaissent une diffusion croissante, alors que leurs applications changent d'échelle, en passant du laboratoire et de l'unité industrielle, aux secteurs d'avant-garde comme celui de l'espace.

C'est ainsi que de nombreuses techniques sont nées ou sont devenues cryogéniques avec le souci constant de conserver les fluides cryogéniques dans les meilleures conditions mécaniques et thermiques, grâce à des structures de réservoir adaptées, surtout lorsqu'elles mettent en oeuvre le GNL, l'oxygène, l'hydrogène ou l'hélium liquides.

Nous donnerons dans ce qui suit :

- les procédés de liquéfaction du GNL (en annexe).
- le choix du matériau et calcul du réservoir adopté.
- le choix de l'isolant et estimation des pertes thermiques.

4.2-LES CYCLES DE LIQUEFACTION DU GN (voir annexe)

4.3-STOCKAGE DU GNL

Le GNL sera stocké dans des réservoirs cryogéniques à -162°C ou encore moins s'il est sous-refroidi, donc une bonne isolation thermique s'impose aussi bien pour les réservoirs que pour les systèmes d'alimentation et de distribution.

Le choix du système de stockage est loin d'être aisé et de plus il conditionne le type de structure des réservoirs .

En effet la conception du réservoir doit tenir compte de l'environnement qui se manifeste par deux phénomènes particulièrement sévères pour ce carburant cryogénique:

- le problème thermique dû à l'échauffement cinétique.
- le problème thermodynamique de l'équilibre liquide-vapeur.

4.3.1- Problème thermique de l'environnement:

En vol , le gradient de température augmentera par suite de l'échauffement cinétique . Ce dernier se traduit par un apport d'énergie thermique durant la majeure partie du vol ; un équilibre thermique s'établit au bout d'un certain temps et la température de la paroi atteint une température un peu inférieure à la température athermane, puisque cette paroi n'est pas parfaitement isolée.

4.3.2- Température athermane

La température athermane T^* est la température d'équilibre d'une paroi, parfaitement isolée placée dans un écoulement, elle atteint une température inférieure à la température totale (ou d'arrêt isentropique) T_t .

On relie T^* à T_t et à la température statique dans l'écoulement libre au moyen du coefficient de récupération R_T défini par :

$$R_T = \frac{T^* - T}{T_t - T} = \frac{2}{(\gamma-1)M^2} \left[\frac{T^*}{T} - 1 \right]$$

avec : en régime laminaire $R_T = Pr^{1/2}$
 en régime turbulent $R_T = Pr^{1/3}$

Pr : nombre de Prandtl

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

L'évolution de T_t et de T^* en fonction du nombre de Mach M et en fonction de l'altitude Z , est donnée par les figures (4.1 et 4.2)

(5).

4.3.3- Coefficient de transfert de chaleur et densité de flux

Aux écoulements à grandes vitesses, la densité de flux de convection est toujours donnée par la relation de Newton, mais il y a lieu d'introduire la température athermane T^* à la place de la température statique T :

$$\phi_x = h_x (T^* - T_p)$$

h_x : coefficient de transfert de chaleur.
 T_p : température de la parois extérieure.

4.3.4- Choix de l'écoulement sur la parois du fuselage

Tout d'abord faisons la remarque que les formules valables aux parois planes le sont également aux parois incurvées avec suffisamment de précision, donc s'appliquent sans modifications sur le fuselage ou sur les volutes assez loin du nez et du bord d'attaque.

Pour un écoulement à grande vitesse, le nombre de Reynolds critique est $Re_c \approx 10^6$, au delà la couche limite devient turbulente.

Déterminons les valeurs du point de transition (passage du laminaire au turbulent) pour différents Mach:

$$x_c = \frac{R_{ec} \cdot \nu}{v}$$

Pour un vol subsonique, les propriétés physiques de l'air sont déterminées à l'altitude $Z = 11000$ m; et à $Z = 17000$ m pour un vol supersonique (voir tableau 4):

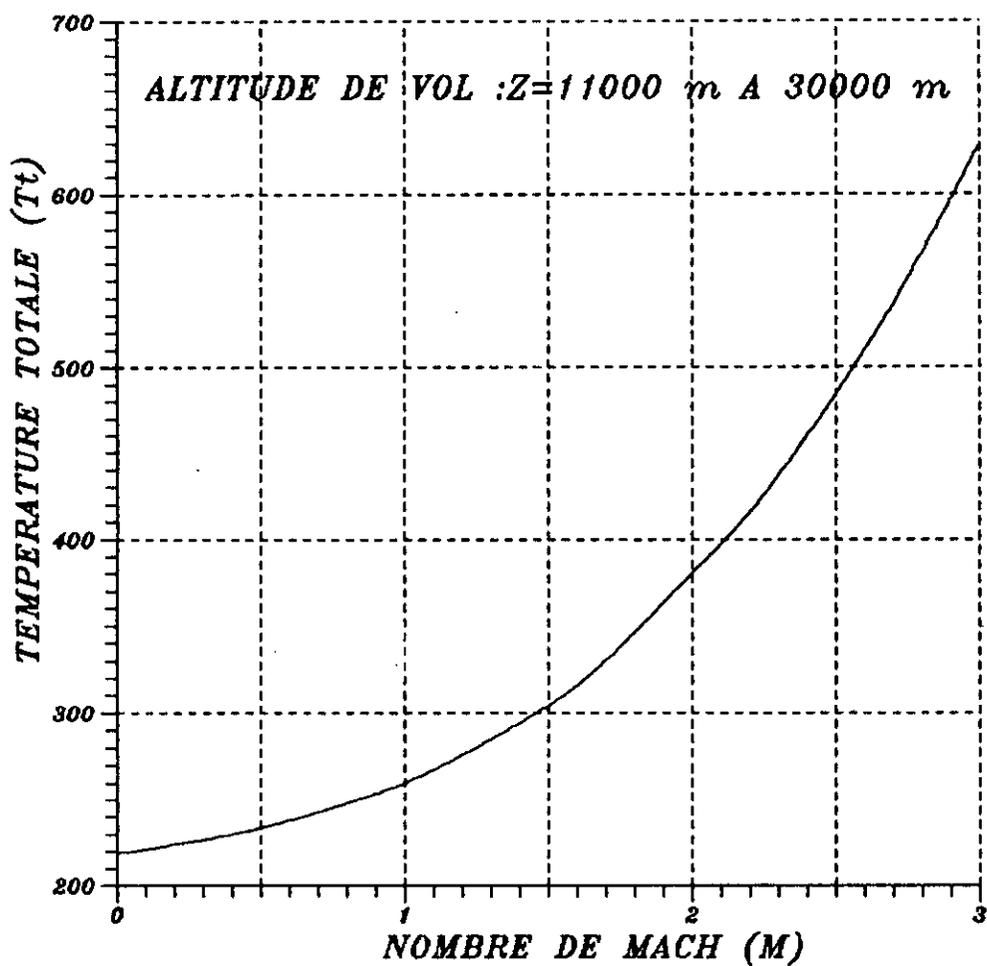


Fig.(4.1) VARIATION DE LA TEMPERATURE TOTALE EN FONCTION DU NOMBRE DE MACH

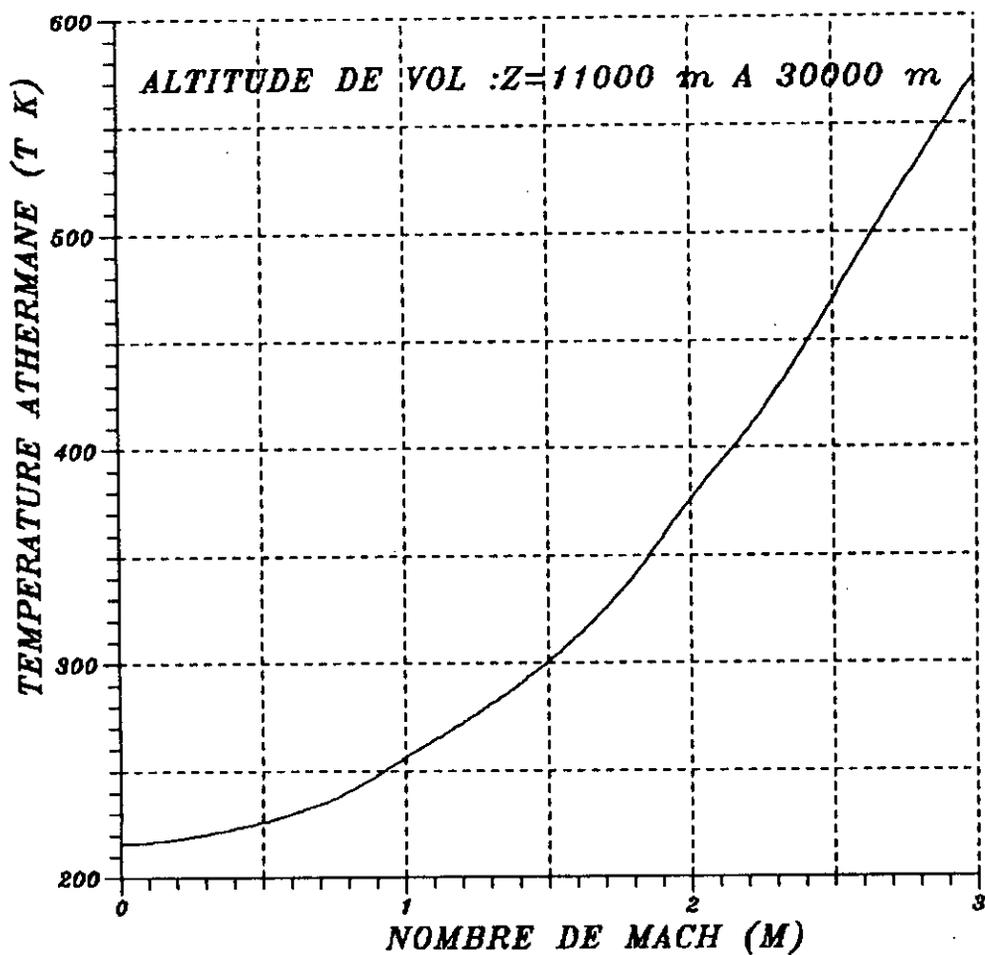


Fig.(4.2) VARIATION DE LA TEMPERATURE ATHERMANE EN FONCTION DU NOMBRE DE MACH

M	0.8	1.2	1.6	2.0	2.2	2.7	3.0
x _c (m)	0.196	0.285	0.256	0.258	0.262	0.287	0.299

Généralement les réservoirs sont placés à une distance supérieure aux valeurs de x_c trouvées, du nez de l'avion, donc nous considérerons un écoulement turbulent le long du fuselage.

4.3.5-Calcul du coefficient de transfert de chaleur local

D'après JOHNSON et RUBESIN, on a en écoulement turbulent pour coefficient de transfert de chaleur local dans le cas d'une paroi plane [5]:

$$h_x = \rho V C_P \frac{0.0296}{\left[\frac{xV\rho}{\mu} \right]^{0.2} Pr^{2/3}}$$

Les propriétés physiques (C_p, Re, Pr, ρ) sont prises à la température de référence T_R [9]:

$$T_R = T + 0.58(T_P - T) + 0.19(T^* - T_P)$$

T : température statique.

Remarque:

Les mesures au niveau des appareils de T_P, ont montré que :

$$T^* - T_P \approx 10^\circ C$$

Le tableau (5) donne les valeurs de h_x en fonction du nombre de Mach et de la valeur de X.

4.3.6- Problèmes thermodynamiques dû à l'environnement

Un autre problème encore plus sévère et persisterait, même si l'isolation thermique était idéale, est celui qui est associé à la réduction de la pression ambiante avec l'altitude.

Le carburant (GNL) introduit à l'état liquide saturé à la pression destockage verra son taux d'évaporation s'accroître avec la diminution de pression durant la phase de montée.

Le taux d'évaporation est proportionnel à la variation de la température du GNL en fonction du temps, la température du GNL augmentera pour atteindre une température correspondant à la pression du liquide saturé, en équilibre avec la pression extérieure.

Le débit massique du liquide évaporé est:

$$m_{fv} = -m_f \frac{c_p}{\Delta H_v} \frac{dT}{dt}$$

ou m_f : masse instantanée de carburant à l'instant considéré.

c_p : chaleur massique du liquide saturant.

ΔH_v : enthalpie de vaporisation.

$\frac{dT}{dt}$: taux de variation de la température du GNL.

4.3.7- Solutions aux problèmes de stockage du GNL

1-La liquéfaction du gaz évaporé , solution encore inacceptable par suite du poids prohibitif du système de liquéfaction et de l'énergie consommée.

2-La compression du gaz et alimentation des foyers de combustion ; malheureusement il y a un décalage entre la consommation et les pertes en fonction du temps , et il y aurait lieu de modifier la trajectoire de montée , sans compter d'autre part qu'il faudrait tenir compte du poids du système de compression de la vapeur.

3-Utilisation de réservoirs capables de résister à une pression interne de l'ordre du bar et plus et cela grâce à une structure renforcée.

4-Utilisation du GNL sous-refroidi.

5-Système mixte utilisant un système de réservoirs à liquide saturant capable de résister à une pression de l'ordre du bar et d'un système de réservoir de GNL sous-refroidi.

4.3.8- Solution retenue:

Nous adopterons la 3^{ème} solution car elle présente le meilleur moyen d'échapper à l'évaporation.

On remplit les réservoirs de GNL à une pression P au sol , puis hermetiquement fermés . Ainsi l'ébullition due à la réduction de pression au cours de la montée , rencontrée dans le cas d'un réservoir ouvert à l'air , est supprimée.

Ce système de réservoirs doit toutefois être conçu pour résister à la pression interne P, d'autant plus que par suite de l'échauffement cinétique , une certaine évaporation est à prévoir.

4.4-BUT DU CALCUL RESERVOIR ET DE L'ISOLATION THERMIQUE

Le but de ces calculs est l'estimation de deux principaux critères qui sont :

- l'indice de structure : c'est le rapport de la masse du réservoir vide à la masse de carburant qu'il contient (*maximale*)
- le taux d'évaporation : c'est le rapport de la masse de carburant évaporé à un instant t à la masse du carburant contenue dans le réservoir au même instant.

TABLEAU 3

M	0.8	1.2	1.6	2.0	2.2	2.7	3.0
Tt(°K)	248	276	320	392	420	536	629
T(°K)	219.85	214.29	211.64	217.78	213.42	218.06	224.64
T*(°K)	240	268	312	376	408	512	572
TR(°K)	227.64	241.54	265.94	305.65	322.38	384.65	422.21
Pr	0.7276	0.7229	0.7159	0.7062	0.7039	0.6931	0.6882
$\rho(\text{kg/m}^3)$	0.3581	0.1567	0.1422	0.1231	0.1170	0.098	0.0891
$C_p(\text{kJ/kg})$	1.0064	1.0062	1.0063	1.0072	1.0079	1.0125	1.0171
$\mu \cdot 10^7$ N.s/m ²	147.48	155.02	167.57	187.27	195.16	223.38	239.25
$\nu \cdot 10^6$ m ² /s	46.721	100.18	119.39	152.813	168.44	229.57	269.879
V(m/s)	237.77	352.12	466.58	591.62	644.24	788.20	801.30

TABLEAU 4

Altitude Z (m)	Pression(bar)	Température(°K)
11 000	0.2339	219.30
17 000	0.1091	216.23

TABLEAU 5

X(m)	M	0.8	1.2	1.6	2.0	2.2	2.7	3.0
1		139.47	99.97	118.46	131.81	137.00	147.32	153.80
3		111.96	80.25	95.10	105.81	109.98	118.26	123.46
6		97.46	69.86	82.78	92.11	95.74	102.95	107.48
9		89.87	64.42	76.33	84.94	88.28	94.93	99.11
12		84.85	60.82	72.06	80.19	83.35	89.65	93.57
15		81.15	58.16	68.92	76.69	79.71	85.71	89.48
18		78.24	65.08	66.45	73.94	76.85	82.64	86.28
20		76.61	54.92	65.06	72.40	75.25	80.92	84.48
25		73.26	52.51	62.22	69.24	71.97	77.39	80.79
30		70.64	50.63	60.00	66.76	69.39	74.62	77.90
35		68.50	49.10	58.18	64.73	67.28	72.35	75.53
40		66.69	47.80	56.65	63.03	65.51	70.45	73.54
50		63.78	45.72	54.17	60.28	62.65	67.37	70.33
60		61.50	44.08	52.23	58.12	60.40	64.95	67.81
h_x	$W/K.m^2$	81.94	58.73	69.59	77.44	80.49	86.55	90.35

C A L C U L D U R E S E R V O I R

5.1-CHOIX DU MATERIAU

Le choix du matériau cryogénique s'avère délicat. En effet, les basses températures correspondent à des conditions d'utilisation sévères qui accentuent les défauts des métaux. On fera une première sélection à partir des valeurs de masse volumique relativement faible parmi les matériaux déjà utilisés en cryogénie.

Pour le choix de notre matériau on se basera sur:

- la ductilité ou non-fragilité caractérisée par l'allongement A .
- la tenacité caractérisée par la charge à la rupture R_m et la limite d'élasticité R_e .
- masse volumique (faible)
- soudabilité (bonne)
- formage (bon)
- corrosion (résistance à la corrosion)
- conduction thermique (faible)
- dilatation thermique (faible)

Une deuxième sélection faite à partir de ces propriétés nous conduit à faire le choix entre le AG4MC (5083) et le AG4MC (5086). Nous opterons pour le AG4MC (5083) pour les raisons suivantes:

- faible conductivité thermique.
- propriétés mécaniques meilleures.

Composition et propriétés des matériaux sélectionnés [16]

TABLEAU 6 -composition

Comp.	Désig ASTM E. T	SI	Fe	Cu	Mn	Mg	Cr	Ni	Zn	Ti	Divers
AU2GN	2618A	0.15 0.25	0.90 1.40	1.80 2.70	1.25	1.20 1.80	-	0.80 1.40	0.15	0.20	Zi+Ti =0.25
AU4G1	2024	0.50	0.50	3.80 4.90	0.30 0.90	1.20 .80	0.1	-	0.25	0.15	Zi+Ti =0.20
AZ5GU	7075	0.4	0.50	1.20 2.00	0.30	2.10 2.90	0.18 0.28	-	5.1 6.1	0.20	Zi+Ti =0.25
AG4MC	5083	0.40	0.40	0.10	0.40 1.00	4.00 4.90	0.05 0.25	-	0.25	0.25	-
AG4MC	5086	0.40	0.50	0.10	0.20 0.70	3.5 4.6	0.05 0.25	-	0.25	0.15	-

TABLEAU 7 -propriétés physiques

Alliage	Etat	ρ (kg/m ³)	Intervalle de fusion(°C)	Cp (j/kg.K)	Cond.th. λ (W/m°K)	Résist. 10 ⁻⁸ Ω.m
AU2GN (2618A)	T6	2.76	549-638	875	146	4.7
AU4G1 (2024)	0 T3-T4 T6-T8	2.77	502-638	875	193 121 151	3.4 5.9 4.5
AZ5GU (7075)	T6 T76 T73	2.80	477-635	960	130 150 155	5.22 4.48 4.31
AG4MC (5083)	0	2.66	574-638	900	117	5.9
AG4MC (5086)	tous états	2.66	585-640	900	126	5.9

T3 : trempe et revenu.

T4 : trempe et maturation.

T6 : trempe, écrouissage et maturation.

T8 : trempe, écrouissage et revenu.

T73: traitement de survenu poussé.

T76: traitement de survenu moins poussé que T73.

O : état recuit.

H : écrouissage.

TABLEAU 8 -propriétés mécaniques

Alliage	Résist. au cis- aillem. σ (MPa)	Module d'élas- ticité E(GPa)	Etat	Limite d'élasticité		Charge de rupture à la traction		Allongement	
				Re(MPa)		Rm(MPa)		A(%)	
				-195C	-80°C	-195C	-80°C	-195	-80C
AU2GN	260	74	T6	421	379	538	462	12	11
AU4G1	125	73	O	-	-	-	-	-	-
	285	73	T3-T4	421	359	579	503	16	17
	-	-	T6-T8	469	407	579	496	11	10
AZ5GU	330	72	T6	634	545	703	621	9	11
	-	-	T76	-	-	-	-	-	-
	-	72	T73	496	462	634	545	14	14
AG4MC (5083)	170	71	O	165	145	405	295	36	30
AG4MC (5086)	159	71	Tous états	131	117	379	269	46	35

TABLEAU 9 -autres propriétés (pour les mêmes états)

Alliage	Soudabilité	Aptitude à l'usinage	Résistance à la corrosion	Mise en forme
AU2GN	D	C	C	D
AU4G1	D	D	-	B
	D	B	C	C
	D	B	C	D
AZ5GU	-	D	-	B
	D	B	C	D
	D	B	C	D
AG4MC (5083)	A	C	A	A
AG4MC (5086)	A	C	A	A

A:trés bon.

B:bon.

C:assez bon.

D:mauvais (à éviter)

5-2- CALCUL DU RESERVOIR

5.2.1-Généralités

Plusieurs types de réservoirs existent dont on peut citer:

a/ Les réservoirs sphériques:

Ce genre de réservoirs à épaisseur de paroi égale, donnent une meilleure résistance à la pression, néanmoins sa mise en forme est délicate et ils sont très encombrants.

b/ Les réservoirs cylindriques:

On préfère la forme cylindrique pour sa facilité de réalisation et sa forme moins encombrante, malgré que la forme sphérique représente une meilleure résistance à la pression.

Plusieurs types peuvent exister:

- réservoirs cylindriques à fond plat.
- réservoirs cylindriques à fond bombé normal.
- réservoirs cylindriques à fond bombé à coupe elliptique.
- réservoirs cylindriques à fond demi-sphériques.

Le dernier résiste le mieux à la pression.
 C'est cette forme que l'on considérera, mais pour des raisons de construction et d'encombrement on prendra un fond formé d'une calotte sphérique au lieu d'une demi-sphère.

5-2-2. But de l'étude:

Le but de cette étude est le calcul d'un réservoir pour le stockage du GNL sur appareil.

Ce réservoir n'est qu'un modèle proposé, il doit résister à la pression interne et être très bien isolé.

Nous nous fixons les données suivantes:

- Volume..... $V_t = 15 \text{ m}^3$
- Pression..... $P = 2 \text{ atm}$
- Température du GNL $T = -162 \text{ }^\circ\text{C}$

Ouvertures du réservoir:

- Une tubulure de remplissage.
- Deux tubulures de soutirage.
- Une tubulure de connexion.
- Un trou de sécurité (soupape).
- Un trou de contrôle de la pression (manomètre).

5-2-3. Dimensionnement du réservoir.

Les caractéristiques mécaniques du matériau choisit (AG4MC-5083) sont:

Caractéristiques à $-162 \text{ }^\circ\text{C}$	Re (MPa)	Allong. %	Rm (MPa)	E (GPa)
Valeur	159.26	34.28	373.44	71

- Re: limite d'élasticité.
- All%: Allongement en pourcentage.
- Rm: Charge de rupture à la traction.
- E: Module d'élasticité.

Détermination des dimensions fondamentales

a/ calcul du diamètre intérieur D_i (voir fig 5.1).

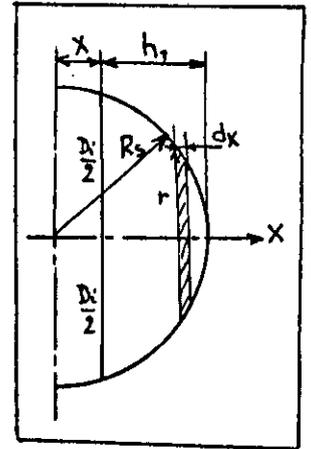
Nous considérerons: $l = 6 D_i$
 $h_2 = D_i / 6$
 $h_1 = D_i / 3$

-Volume de la virole: V_v

$$V_v = \frac{\pi \cdot D_i^2}{4} \cdot l = 3/2 \cdot \pi D_i^3$$

-Volume du fond: V_f

$$V_f = \frac{\pi \cdot D_i^2}{4} \cdot h_2 + V_{calotte}$$



Déterminons le rayon de la sphère R_s correspondant à la calotte:

$$R_s^2 = \left(\frac{D_i}{2} \right)^2 + X^2$$

$$X = R_s - h_1 = R_s - \frac{D_i}{3} \tag{5.2.1}$$

$$\text{D'où } R_s^2 = \frac{D_i^2}{4} + R_s^2 - \frac{2 \cdot R_s \cdot D_i}{3} + \frac{D_i^2}{9} \Rightarrow \frac{2 R_s \cdot D_i}{3} = \frac{13}{36}$$

$$\Rightarrow R_s = \frac{13}{24} D_i = \frac{13}{12} R_i \tag{5.2.2}$$

$$V_{calotte} = \int_{x=X}^{x=R_s} \pi \cdot r^2 dx = \int_{\frac{5}{12} R_i}^{\frac{13}{12} R_i} \pi (R_s^2 - X^2) dx \Rightarrow V_{calotte} = \frac{\pi \cdot 31}{81} \cdot R_i^3$$

$$V_{calotte} = \frac{31 \cdot \pi}{8 \cdot 81} D_i^3$$

$$V_f = \frac{\pi \cdot D_i^3}{24} + \frac{31 \cdot \pi}{8 \cdot 81} D_i^3 = \frac{29}{324} \pi \cdot D_i^3$$

-Volume total: V_t

$$V_t = V_v + 2 V_f = \frac{136 \cdot \pi}{81} D_i^3$$

$$D_i = \sqrt[3]{\frac{81 \cdot V_t}{\pi \cdot 136}} \Rightarrow D_i = 1417 \text{ mm, soit}$$

$$D_i = 1400 \text{ mm}$$

D'où : $l = 8400 \text{ mm}$
 $h_2 = 233 \text{ mm}$
 $h_1 = 467 \text{ mm}$

Le volume total corrigé est donc de :

$$V_t = 14.473 \text{ m}^3$$

b/Calcul de l'épaisseur:

Pour le calcul de réservoirs de révolution soumis à une pression intérieure symétrique par rapport à un axe, on peut utiliser la théorie des parois minces [6].

Contrainte tangentielle: σ_t (voir fig 5.2)

La poussée F est donnée par :
$$F = \int_{-\pi/2}^{\pi/2} P \cdot r \cdot l \cos \alpha \cdot d\alpha = D_i P \cdot l$$

Où P : pression intérieure qui est fonction du poids spécifique du fluide contenu dans le réservoir.

D_i : diamètre de la virole.

l : longueur de la partie cylindrique.

L'équilibre de la partie coupée exige deux efforts tangentiels égaux ($\sigma_t = \sigma_{t1} = \sigma_{t2}$) opposés à la poussée F.

Donc $F = A_1 \sigma_{t1} + A_1 \sigma_{t2} = 2A \sigma_t = 2 e l \sigma_t$

$$\Rightarrow \sigma_t = \frac{P D_i}{2 e} \tag{5.2.3}$$

Contrainte axiale: σ_{ax} (Voir fig 5.3 et fig 5.4)

La poussée axiale due à la pression intérieure sur le fond du réservoir est :

$$F_{ax} = P \frac{\pi D_i^2}{4} = \sigma_{ax} 2\pi \left[\frac{D_i}{2} \right] e$$

$$\Rightarrow \begin{cases} \sigma_{ax} = \frac{P D_i}{4 e} \\ 2 \sigma_{ax} = \sigma_t \end{cases} \tag{5.2.4}$$

Contrainte radiale: σ_r

Chaque élément de la surface intérieure est soumis à la pression intérieure P, donc la contrainte radiale est :

$$\sigma_r = -P$$

(5.2.5)

En pratique, on utilise pour le calcul de l'épaisseur une formule corrigée qui tient compte de :

- La contrainte dans le cordon de soudure.
- La tolérance des tôles.
- La corrosion du métal.

Pour la virole: e_v

D'après l'hypothèse de cisaillement maximale (critère de GUEST-TRESCA), le métal commence à subir une déformation plastique lorsque la contrainte maximale de cisaillement est égale à la limite d'élasticité Re , c'est à dire:

$$\sigma_t - \sigma_r = Re$$

$$\frac{P D_i}{2 e_v} + \frac{P}{2} = \sigma_{adm} \cdot Z$$

$$\text{Où : } \sigma_{adm} = \min \left[\frac{Re}{X_1} \text{ et } \frac{Rm}{X_2} \right] = f$$

X_1 et X_2 , coefficients de sécurité

Z : Coefficient de résistance de la partie soudée (joint de soudure)

Z : (0.9-1) pour le AG4MC (5083).

d'où

$$e_v = \frac{P \cdot D_i}{2 \cdot f \cdot Z - P} + K$$

(5.2.4)

Où K : surépaisseur de corrosion

Le AG4MC (5083) résiste bien à la corrosion et le GNL est un carburant non corrosif, donc on négligera K ($K=0$)

L'expression (5.2.4) devient alors:

$$e_v = \frac{P D_i}{2fZ - P} \quad (5.2.5)$$

$$P_h = \text{Pression hydrostatique} = \rho_{GNL} \cdot g \cdot 2 R = 470 \times 981 \times 1.4 = 0.0637 \text{ atm}$$

$$P_h = 0.0637 \text{ atm} \ll 2 \text{ atm}$$

Donc on prendra $P = 2 \text{ atm}$

D'après [7] :

$$X_1 = 1.9$$

$$X_2 = 3$$

Donc

$$\frac{Re}{X_1} = \frac{159.26}{1.9} = 83.82 \text{ MPa}$$
$$\frac{Rm}{X_2} = \frac{373.44}{3} = 124.48 \text{ MPa}$$

On prendra donc $\sigma_{adm} = f = 83.82 \text{ MPa}$

$$Z = (0.9 - 1.0) \quad \text{soit} \quad Z = 0.95$$

$$e_v = \frac{2.1.01325.10^5 \cdot 1400}{2 \times 83.82.10^6 \times 0.95 - 2 \times 1.01325.10^5} = 1.7837 \text{ mm}$$

soit $e_v = 1.8 \text{ mm}$

Pour le fond : e_f

$$e_f = \frac{P D_e}{2 f C} \quad (5.2.6)$$

D_e : ϕ extérieur = $D_i + 2e_v$

C : coefficient déterminé par graphe $C = f \left[\frac{h_1}{D_e} \cdot \frac{e_v}{D_e} \right]$ (voir Fig.5-5)

$$D_e = 1400 + 2 \times 1.8 = 1403.6 \text{ mm}$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{h_1}{D_e} &= \frac{467}{1403.6} = 0.332 \\ \frac{e_v}{D_e} &= \frac{1.8}{1403.6} = 0.0013 \end{aligned} \right\} C = 0.800$$

$$\text{d'où} \quad e_f = \frac{2 \times 1.01325.10^5 \times 1403.6}{2 \times 83.82.10^6} \cdot 0.8 = 1.361 \text{ mm}$$

soit $e_f = 1.4 \text{ mm}$

Pour des raisons de constructions, on prendra $e_v = e_f = 1.8 \text{ mm}$

La longueur du cylindre $L' = l + 2h_2 = 8.866 \text{ mm}$

c/Réservoir extérieur

Le réservoir extérieur est soumis à la pression ambiante, qui est au maximum égale à la pression atmosphérique (au sol).

On appliquera les mêmes formules que précédemment, mais à priori la valeur du diamètre intérieur de ce réservoir est inconnu (dépend de l'épaisseur de l'isolant).

En 1^{ère} approche on prendra la valeur de l'épaisseur de ce réservoir $e = 1\text{mm}$ et on vérifiera la résistance de ce réservoir pour cette valeur plus tard, après la connaissance de l'épaisseur de l'isolant.

5-3- ISOLATION DU RESERVOIR

Le stockage du GNL pose des problèmes sévères faisant appel aux techniques cryogéniques par là on sous entend technique du choix des matériaux utilisés à basse température.

Pour ce qui est de notre carburant, si une isolation thermique bien soignée des réservoirs n'est pas assurée, cela conduira à des pertes par évaporation excessif, et même au sol. En vol, étant donné l'élévation de température de la structure, l'écart de température serait encore plus important et donc la quantité de chaleur transmise au carburant sera plus élevée. En somme une bonne isolation s'impose.

5-3-1. Choix de l'isolant

Le choix de l'isolant est déterminant dans la conception du réservoir est s'effectue en fonction de considérations économiques et dimensionnelles.

a/-Critères économiques:

.valeur admissible pour les pertes par évaporation dues aux entrées de chaleur ; donc de coefficient de conduction faible.

.temps de conservation du liquide sans pertes, toutes vannes fermées; les entrées de chaleur se traduisent alors par une montée en pression qui peut atteindre ou plus la valeur de tarage des soupapes.

.prix de l'isolant.

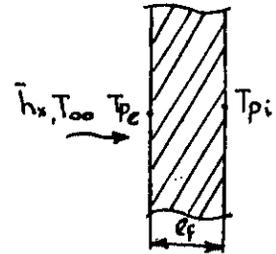
b/-Critères dimensionnels:

.masse et encombrement.

$$q_{cv} + q_{i \rightarrow e} = 0$$

$$\Rightarrow h_x A (T^* - T_{pe}) + \frac{KA}{e_{fus}} (T_{pi} - T_{pe}) = 0$$

$$\Rightarrow T_{pi} = T_{pe} - \frac{h_x e_{fus}}{K} (T^* - T_{pe})$$



où h_x est le coefficient de transfert de chaleur moyen au niveau du fuselage.

$$K = 121 \text{ W/m}^2\text{K}$$

M	T_{pe} (°K)	T^* (°K)	h_x (W/m ² K)	T_{pi} (°K)
0.8	230	240	81.94	229.966
1.2	258	268	58.73	257.976
1.6	302	312	69.57	301.971
2.0	366	376	77.44	365.968
2.2	398	408	80.49	397.967
2.7	502	512	86.55	501.964
3.0	562	572	90.35	561.963

5-4-2. Calcul du flux de chaleur ϕ (paroi extérieure du réservoir-GNL)

Etant donné que la vitesse de l'air entre la paroi interne du fuselage et la paroi extérieure du réservoir est pratiquement nulle, on estimera que la température de la paroi extérieure du réservoir égale à celle de la paroi interne du fuselage (c.à.d on négligera la convection).

$$\text{Le flux de chaleur } \phi = \phi_1 + 2 \cdot \phi_2$$

avec ϕ_1 : flux latéral (à travers le cylindre).

$2 \cdot \phi_2$: flux des fonds (à travers les 2 calottes).

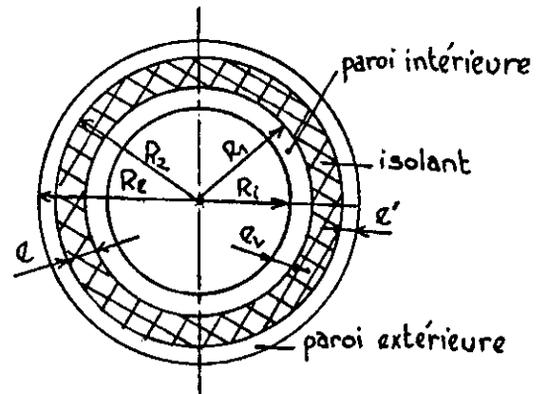
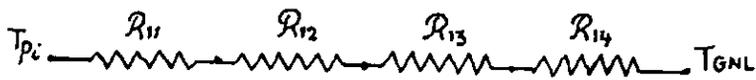
Le flux de chaleur qui passe de la paroi extérieure du réservoir au GNL suit les étapes suivantes :

- conduction à travers la paroi extérieure du réservoir au GNL.
- conduction à travers l'isolant.
- conduction à travers la paroi intérieure.

-convection GNL-paroi intérieure.

Pour le cylindre:

Le réseau électrique équivalent est le suivant :



A/Calcul de ϕ_1

$$\phi_1 = \frac{T_{pi} - T_{GNL}}{\sum R_i} = \frac{T_{pi} - T_{GNL}}{R_{11} + R_{12} + R_{13} + R_{14}} \quad (5.4.1)$$

où :

$$R_{11} = \frac{1}{2\pi K_p L'} \ln \left(\frac{R_e}{R_2} \right)$$

$$R_{12} = \frac{1}{2\pi K_{isol} L'} \ln \left(\frac{R_2}{R_1} \right)$$

$$R_{13} = \frac{1}{2\pi K_p L'} \ln \left(\frac{R_1}{R_i} \right)$$

$$R_{14} = \frac{1}{S h_{GNL}}$$

avec.

L' : longueur du cylindre $L' = 8.866 \text{ m}$

K_p : conductivité thermique de la paroi du réservoir

$K_p = 117 \text{ W/m.K}$

K_{isol} : conductivité thermique de l'isolant $K_{isol} = 9.5 \cdot 10^{-4} \text{ W/m.K}$

S : surface de contact du GNL avec la paroi intérieure (un calcul ultérieur sera fait)

h_{GNL} : coefficient de convection du GNL (un calcul ultérieur sera fait)

R_i : rayon intérieur du cylindre $R_i = 0.700 \text{ m}$

$R_1 = R_i + e_v = 0.700 + 0.0018 = 0.7018 \text{ m}$

$R_2 = R_1 + e$, e : épaisseur de l'isolant.

$R_e = R_2 + e'$, e' : épaisseur de la paroi extérieure $e' = 1 \text{ mm}$

Calcul de surface S

La surface S représente l'aire de contact du GNL et de la paroi interne du cylindre.

Le calcul se fera pour une hauteur H quelconque du GNL c.à.d $S=f(H)$.

$$S = a \cdot L'$$

où a est la longueur de l'arc \widehat{AB} .

$$a = 2 \int_{\theta}^{\pi} R_i d\theta = 2R_i(\pi - \theta)$$

donc

$$S = 2 \cdot R_i(\pi - \theta) \cdot L'$$

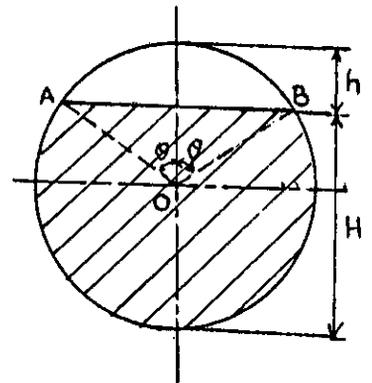
On a :

$$h = R_i - R_i \cdot \cos\theta \Rightarrow 2R_i - H = R_i - R_i \cdot \cos\theta \Rightarrow \cos\theta = \frac{H - R_i}{R_i}$$

d'où

$$\theta = \arccos \frac{H - R_i}{R_i}$$

$$0 \leq \theta \leq \pi \quad (5.4.2)$$



Calcul de h_{GNL}

A l'intérieur du réservoir, on est en présence du phénomène de convection naturelle qui est caractérisée par la relation :

$$Nu = f(Gr, Pr)$$

où Pr (nombre de Prandtl): caractérise la nature du fluide.

Gr (nombre de Grashof): caractérise la convection naturelle.

Nu (nombre de Nusselt):

$$Nu = \frac{h_{\text{GNL}} \cdot L'}{\lambda_{\text{GNL}}} \quad (5.4.3)$$

avec λ_{GNL} : conductivité thermique du GNL.

Pour les gaz et les liquides selon SAUNDERS [8], pour un cylindre horizontal ou vertical :

-si $10^5 < Gr.Pr < 10^8$ alors $Nu = 0.47(Gr.Pr)^{0.25}$
 -si $Gr.Pr > 10^8$ alors $Nu = 0.17(Gr.Pr)^{0.99}$

a/ Calcul du coefficient de dilatation
à pression constante:

$$\beta = \frac{1}{V} \frac{dV}{d\theta} = \frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dT}$$

La lecture sur les diagrammes de densité établis par Kloseck Mac Kinley permet de donner [8]:

pour $\rho = 0.470 \text{ kg/dm}^3$ $d\rho = 0.0188 \text{ kg/dm}^3$
 $dT = 13.2 \text{ }^\circ\text{K}$

d'où :
$$\beta = \frac{1}{0.470} \frac{0.0188}{13.2} \Rightarrow \beta = 3.03 \cdot 10^{-3} \text{ K}^{-1}$$

b/ Calcul du nombre de Grashof:

$$Gr = \frac{g \cdot \beta \cdot \Delta\theta \cdot (L')^3}{\left[\frac{\mu_{GNL}}{\rho_{GNL}} \right]^2}$$

où $\Delta\theta$ est la différence entre la température de la paroi intérieure du réservoir et du GNL.

On a : $\mu_{GNL} = 0.479 \text{ kg/m.h.}$
 $\rho_{GNL} = 470 \text{ kg/m}^3$
 $L' = 8.866 \text{ m.}$

d'où $Gr = 2.585 \cdot 10^{14} \cdot \Delta\theta$

c/ Calcul des nombres de Prandtl et de Nusselt:

$$Pr = \frac{\mu_{GNL} \cdot Cp_{GNL}}{\lambda_{GNL}}$$

On a : $Cp_{GNL} = 0.776 \text{ kcal/kg}$
 $\lambda_{GNL} = 0.179 \text{ kcal/m.K.h}$

d'où $Pr = 2.0766$

$Gr.Pr > 10^8$ donc $Nu = 0.17 (Gr.Pr)^{0.33}$

soit $Nu = 123.39 \cdot 10^2 (\Delta\theta)^{0.33}$

D'après la relation (5.4.3) on en déduit que :

$$h_{GNL} = 249.12 (\Delta\theta)^{0.33} \quad [\text{kcal/m}^2 \cdot \text{h} \cdot ^\circ\text{C}]$$

$$\text{ou bien encore } h_{GNL} = 289.602 (\Delta\theta)^{0.33} \quad [\text{W/m}^2 \cdot ^\circ\text{C}]$$

Estimation de $\Delta\theta$:

On considérera le pire des cas, c'est à dire que : $\Delta\theta = T_{pi} - T_{GNL}$

Mach	0.8	1.2	1.6	2.0	2.2	2.7	3.0
$\Delta\theta$ ($^\circ\text{K}$)	118.966	146.976	190.971	245.968	286.967	390.984	450.963

Calcul des résistances du réseau électrique:

$$R_{11} = \frac{1}{2\pi \times 117 \times 8.866} \ln \left(\frac{R_e}{R_2} \right) = 1.53 \cdot 10^{-4} \ln \left(\frac{R_e}{R_2} \right)$$

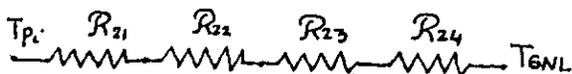
$$R_{12} = \frac{1}{2\pi \times 9.5 \cdot 10^{-4} \times 8.866} \ln \left(\frac{R_2}{R_1} \right) = 18.90 \ln \left(\frac{R_2}{R_1} \right)$$

$$R_{13} = 1.53 \cdot 10^{-4} \ln \left(\frac{0.7018}{0.7} \right) = 3.94 \cdot 10^{-7}$$

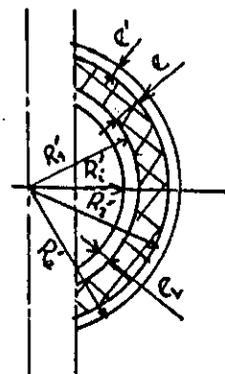
$$R_{14} = \frac{1}{2\pi \times 0.7 \times 8.866 \times (\pi - \theta) \times 289.602 \times (\Delta\theta)^{0.33}} = 2.78 \cdot 10^{-4} \frac{1}{(\pi - \theta) (\Delta\theta)^{0.33}}$$

B/Calcul de ϕ_2

Le réseau électrique équivalent est:



$$\begin{aligned} R'_i &= R_3 \\ R'_i &= R_3 + e \\ R'_i &= R'_i + e \\ R'_e &= R'_i + e' \end{aligned}$$



$$\phi_2 = \frac{T_{pi} - T_{GNL}}{R_{21} + R_{22} + R_{23} + R_{24}} \quad (5.4.4)$$

où [9],

$$R_{21} = \frac{R'_e - R'_2}{K_P \sqrt{A_e \cdot A_2}} \quad ; \quad R_{22} = \frac{R'_2 - R'_1}{K_{isol} \sqrt{A_2 \cdot A_1}}$$

$$R_{23} = \frac{R'_1 - R'_i}{K_P \sqrt{A_1 \cdot A_i}} \quad ; \quad R_{24} = \frac{1}{h_{GNL} A}$$

où,

$$R_i = R_s \quad (\text{voir calcul du réservoir})$$

$$R'_1 = R_s + e_v$$

$$R'_2 = R'_1 + e$$

$$R'_e = R'_2 + e'$$

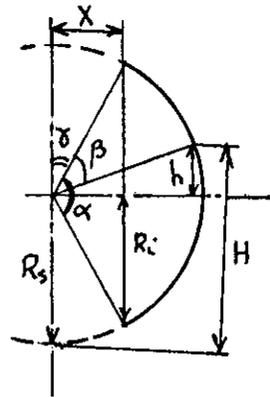
A_1, A_2, A_i, A_e sont les surfaces des calottes pour différents rayons.

A est la surface de contact GNL-paroi interne. Elle est fonction de la hauteur H du GNL.

Surface d'une calotte sphérique:

La surface d'une calotte sphérique est donnée par la relation :

$$S = 2\pi R_s^2 \sin\left(\frac{\alpha - \beta}{2}\right) \quad (5.4.5)$$



où $\frac{\alpha}{2} = \frac{\pi}{2} - \gamma$

$$\sin \gamma = \frac{X}{R_s} \Rightarrow \gamma = \arcsin\left(\frac{X}{R_s}\right)$$

donc $\alpha = \pi - 2 \arcsin\left(\frac{X}{R_s}\right)$

$$h = R_s \sin\left(\frac{\alpha}{2} - \beta\right)$$

$$H_i = R_i + h_s = R_i + R_s \sin\left(\frac{\alpha}{2} - \beta\right) \Rightarrow \sin\left(\frac{\alpha}{2} - \beta\right) = \frac{H - R_i}{R_s}$$

donc

$$\beta = \frac{\alpha}{2} - \arcsin\left(\frac{H - R_i}{R_s}\right)$$

D'après le calcul du réservoir pour la calotte interne (équations (5.2.1) et (5.2.2)), on a :

$$X = \frac{5}{24} D_i = \frac{5}{24} 1.4 = 0.29167 \text{ m.}$$

$$R_s = \frac{13}{24} D_i = \frac{13}{24} 1.4 = 0.758 \text{ m.}$$

donc $\sin \gamma = 0.38478 \Rightarrow \gamma = 22.62^\circ$ et $\alpha' = 134.76^\circ$

d'où $A(H) = 2\pi R_s^2 \sin \left(\frac{\alpha - \beta}{2} \right) = 2\pi (0.758)^2 \sin \left(\frac{\alpha - \beta}{2} \right) = 3.61 \sin \left(\frac{\alpha - \beta}{2} \right)$

Pour les autres calottes, les hauteurs H_i sont constantes.

Calcul de A_1

D'après la relation (5.4.5) :

$$A_1 = 2\pi R_1'^2 \sin \left(\frac{\alpha_1 - \beta_1}{2} \right)$$

où : $R_1' = R_s + e_v = 0.758 + 0.0018 = 0.7598 \text{ m.}$

$$\alpha_1 = \pi - 2 \arcsin \left(\frac{X}{R_1'} \right) = \pi - 2 \arcsin \left(\frac{0.29167}{0.7598} \right) = 2.3536 \text{ rd.}$$

$$H_1 = H + 2e_v = 1.4 + 0.0036 = 1.4036 \text{ m.}$$

$$\beta_1 = \frac{\alpha_1}{2} - \arcsin \frac{H_1 - (R_i + e_v)}{R_1'} \Rightarrow \beta_1 = 0.$$

$$A_1 = 2\pi (0.7598)^2 \sin \left(\frac{2.3536}{2} \right) \Rightarrow A_1 = 3.349 \text{ m}^2.$$

Expression de A_2

De même en utilisant la relation (5.4.5) on a :

$$A_2 = 2\pi R_2'^2 \sin \left(\frac{\alpha_2 - \beta_2}{2} \right)$$

$$R_2' = R_1' + e$$

$$\alpha_2 = \pi - 2 \arcsin \left(\frac{X}{R_2'} \right)$$

$$\beta_2 = \frac{\alpha_2}{2} - \arcsin \frac{H_2 - R_2}{R_2'} \quad \text{avec} \quad H_2 = H_1 + 2e$$

Expression de A_e

D'après (5.4.5) :

$$A_e = 2\pi R_e' \sin\left(\frac{\alpha_e - \beta_e}{2}\right) \quad \text{avec} \quad R_e' = R_2' + e'$$

$$\alpha_e = \pi - 2 \arcsin\left(\frac{X}{R_e'}\right)$$

$$\beta_e = \frac{\alpha_e}{2} - \arcsin\left(\frac{H_e - R_e}{R_e'}\right) \quad \text{avec} \quad H_e = H_2 + 2e'$$

Flux total

$$\phi = \phi_1 + 2\phi_2$$

5-4-3. Débit du GNL évaporé:

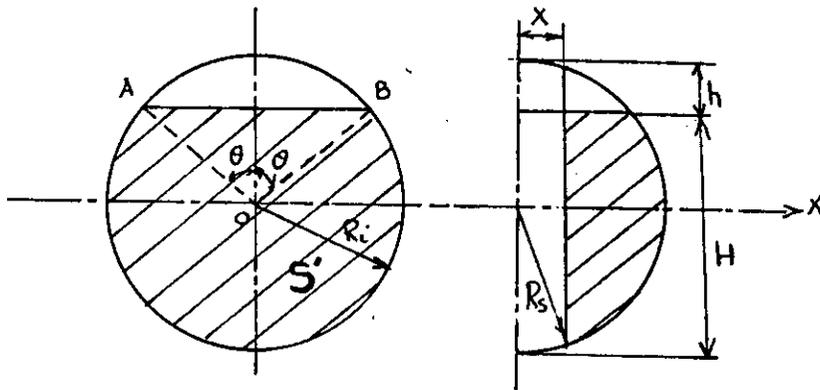
$$\dot{m}_e = \frac{\phi_T}{\Delta H_v} \quad \text{où } \Delta H_v \text{ est la chaleur latente de vaporisation.}$$

Puisque le GNL est sous pression de 2atm. dans le réservoir, sa température de vaporisation est de -152°C , donc :

$$\begin{aligned} \Delta H_v &= \Delta H_{v-152^\circ\text{C}} + C_p \Delta T \\ &= 581.71 + 3.2477(121-111) \Rightarrow \Delta H_v = 614.187 \text{ kJ/kg} . \end{aligned}$$

5-4-4. Calcul de la masse de GNL dans le réservoir pour une hauteur de remplissage H quelconque :

La masse de GNL à une hauteur H est :



$$M_{GNL} = \rho_{GNL} \cdot V$$

où $V = V_{\text{cylindre}} + 2V_{\text{calotte}}$

$$V_{\text{cylindre}} = V_{\text{cyl}} = L \cdot S'$$

$$S' = \text{aire}(ABOA) + \text{aire}(\triangle AOB)$$

$$\begin{aligned} \text{L'aire curviligne (ABOA)} &= 2 \int_0^{R_i} \int_{\theta}^{\pi} r \, dr \, d\theta \\ &= R_i^2 (\pi - \theta) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{L'aire du triangle } (\triangle AOB) &= 2 \frac{R_i \cos \theta \cdot R_i \sin \theta}{2} \\ &= \frac{1}{2} \sin 2\theta R_i^2 \end{aligned}$$

d'où :

$$S' = R_i^2 \left(\pi - \theta + \frac{1}{2} \sin 2\theta \right)$$

or $R_i^2 = R_s^2 - X^2$

donc $S' = (R_s^2 - X^2) \left(\pi - \theta + \frac{1}{2} \sin 2\theta \right)$

d'où :

$$V_{\text{cyl}} = L \cdot (R_s^2 - X^2) \left(\pi - \theta + \frac{1}{2} \sin 2\theta \right)$$

avec d'après (5.4.2) $\theta = \arccos \frac{H - R_i}{R_i}$

Le volume de la calotte (fond) est :

$$V_{\text{cal}} = \int_X^{R_s} S' \, dx = \int_X^{R_s} (R_s^2 - X^2) \left(\pi - \theta + \frac{1}{2} \sin 2\theta \right) dx$$

soit

$$V_{\text{cal}} = \left(\pi - \theta + \frac{1}{2} \sin 2\theta \right) \left[R_s^2 (R_s - X) - \frac{(R_s^3 - X^3)}{3} \right]$$

(5.4.6)

La masse du GNL sera donc de :

$$M_{GNL} = \rho_{GNL} (V_{\text{cy}} + 2V_{\text{cal}})$$

$$M_{GNL} = \rho_{GNL} \left[L \cdot (R_S^2 - X^2) + 2 \left[R_S (R_S - X) - \frac{(R_S^3 - X^3)}{3} \right] \right] \left[\pi - \theta + \frac{1}{2} \sin 2\theta \right]$$

5-4-5. Taux d'évaporation:

Le taux d'évaporation par seconde est:

$$P\% = \frac{\dot{m}}{M_{GNL}} \cdot 100$$

5-4-6. Calcul de la masse du réservoir (matériau + isolant)

a/Masse du réservoir intérieur MRI

La masse du réservoir intérieur est la somme de la masse du cylindre et celle des deux calottes.

$$MRI = M_{cy. I} + 2.M_{cal. I}$$

où $M_{cy. I}$: masse du cylindre intérieur.

$M_{cal. I}$: masse de la calotte intérieure.

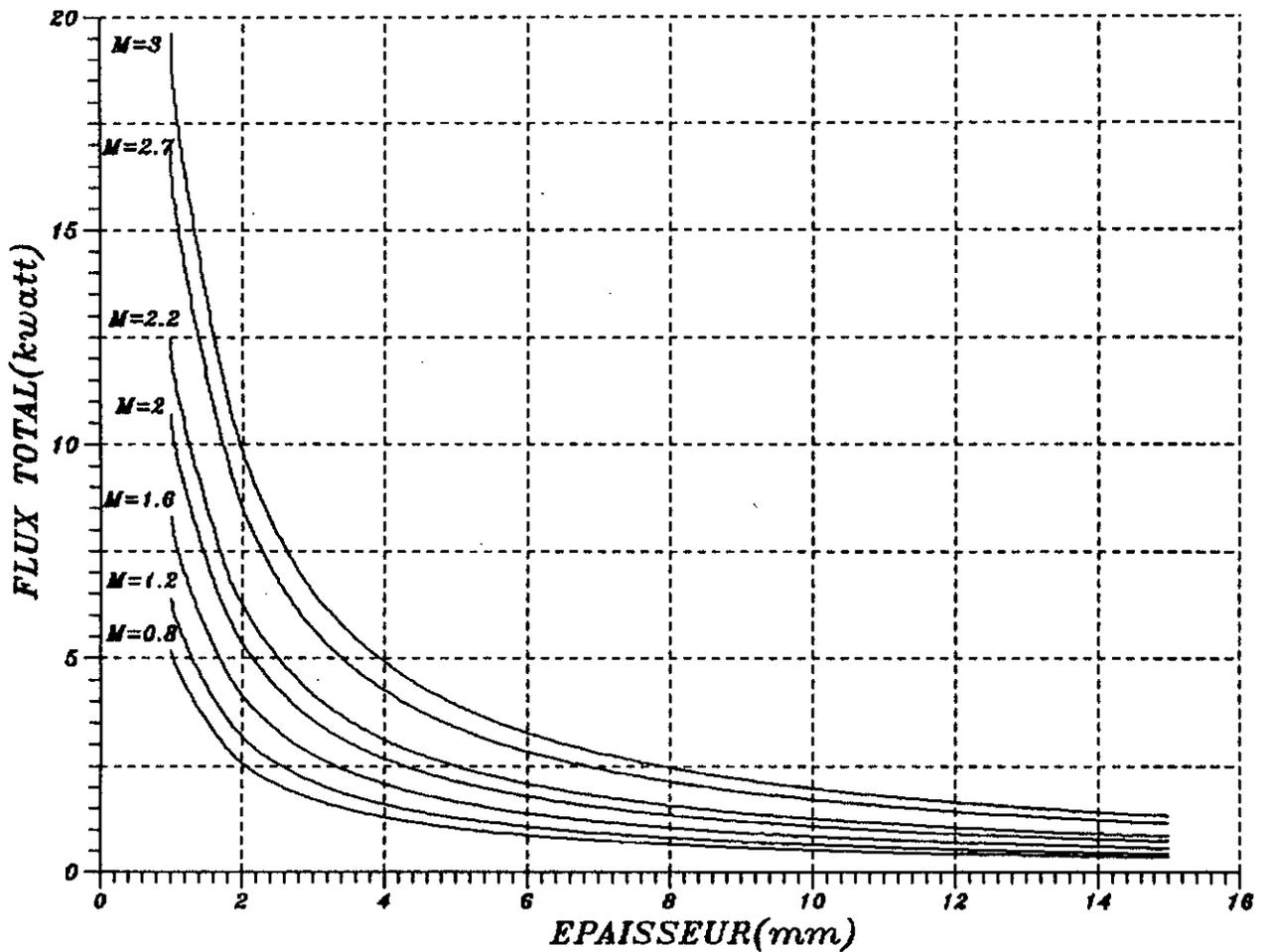
$$M_{cy. I} = (\pi R_1^2 - \pi R_i^2) \cdot L \cdot \rho_p \\ = \pi (0.7018^2 - 0.7^2) (8.866) (2660)$$

$$M_{cy. I} = 186.95 \text{ kg}$$

Et d'après l'expression (5.4.5) on obtient:

$$M_{cal. I} = \rho_p \cdot V_{cal. I} = \rho_p \pi \left[\left[R_1^2 (R_1 - X) - \frac{R_1^3 - X^3}{3} \right] - \left[R_s^2 (R_s - X) - \frac{R_s^3 - X^3}{3} \right] \right]$$

houteur de remplissage du reservoir
 $H=1.3$



Fig(5.1) VARIATION DU FLUX TOTAL PHIT EN FONCTION
DE L'EPAISSEUR E DE L'ISOLANT
ET DU NOMBRE DE MACH M

hauteur de remplissage du reservoir
 $H=1.3$ m

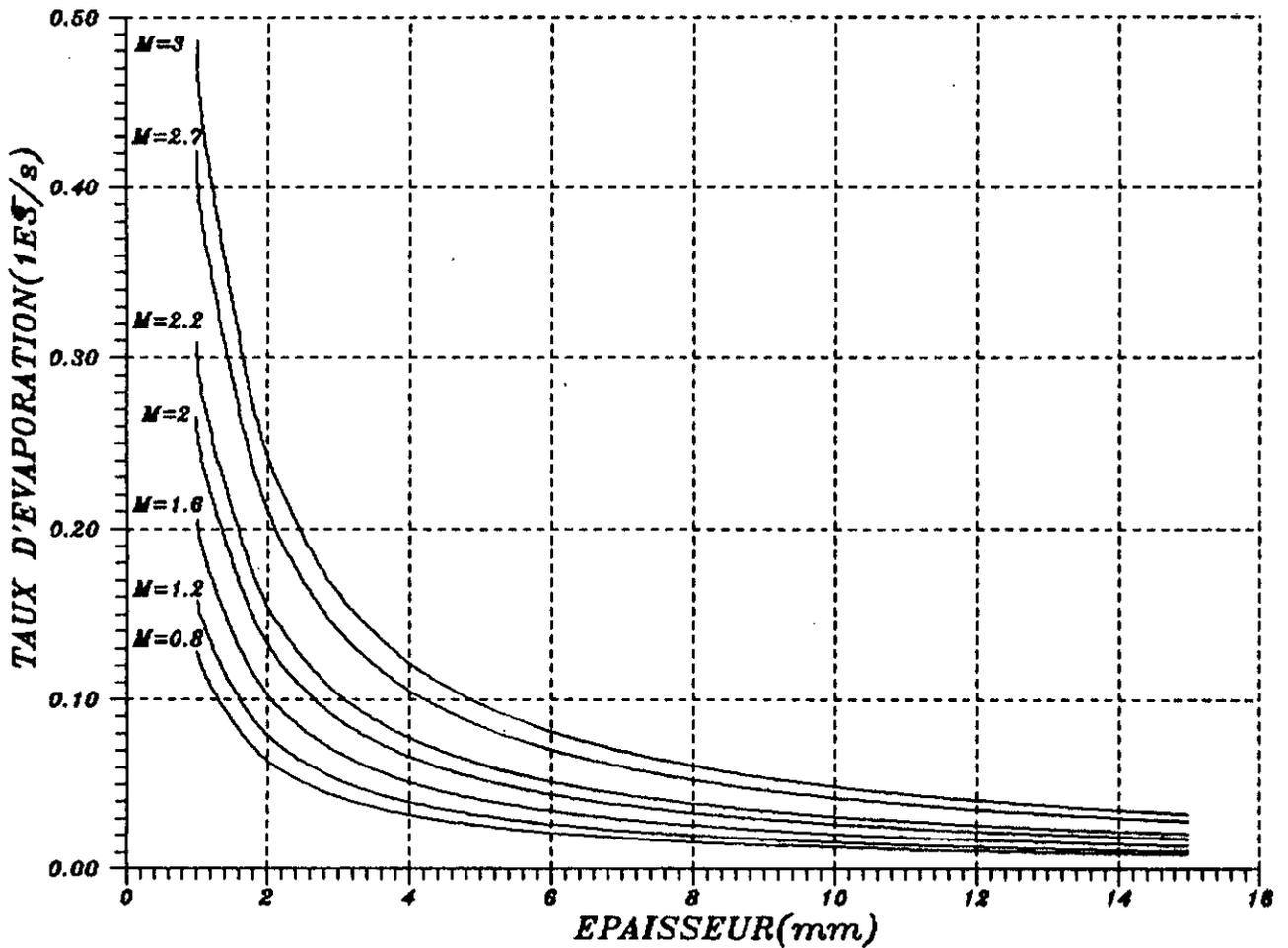


Fig.(5.2) VARIATION DU TAUX D'EVAPORATION EN FONCTION DE L'EPAISSEUR E DE L'ISOLANT ET DU NOMBRE DE MACH M

hauteur de remplissage du reservoir
 $H=0.8$ m

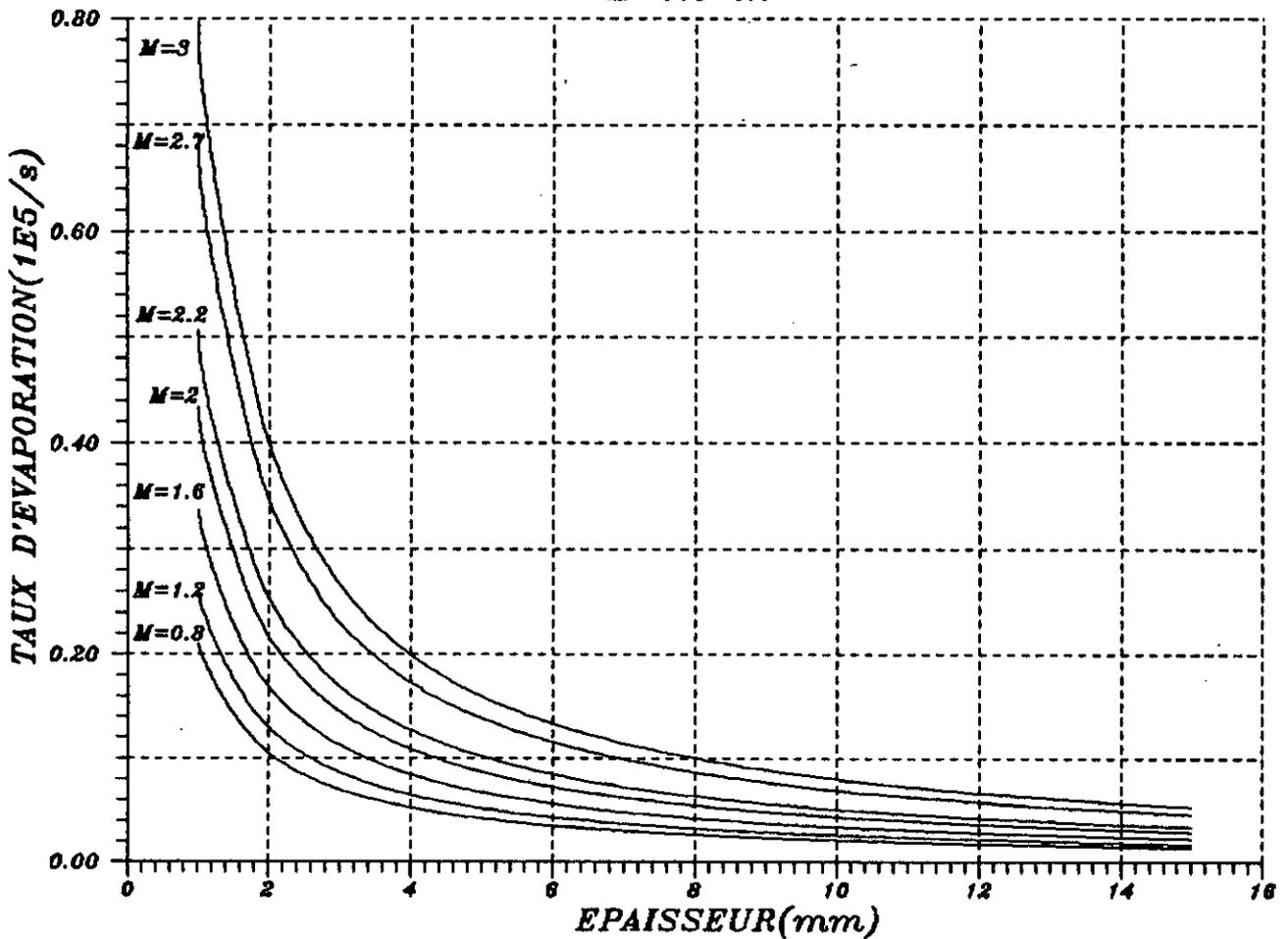
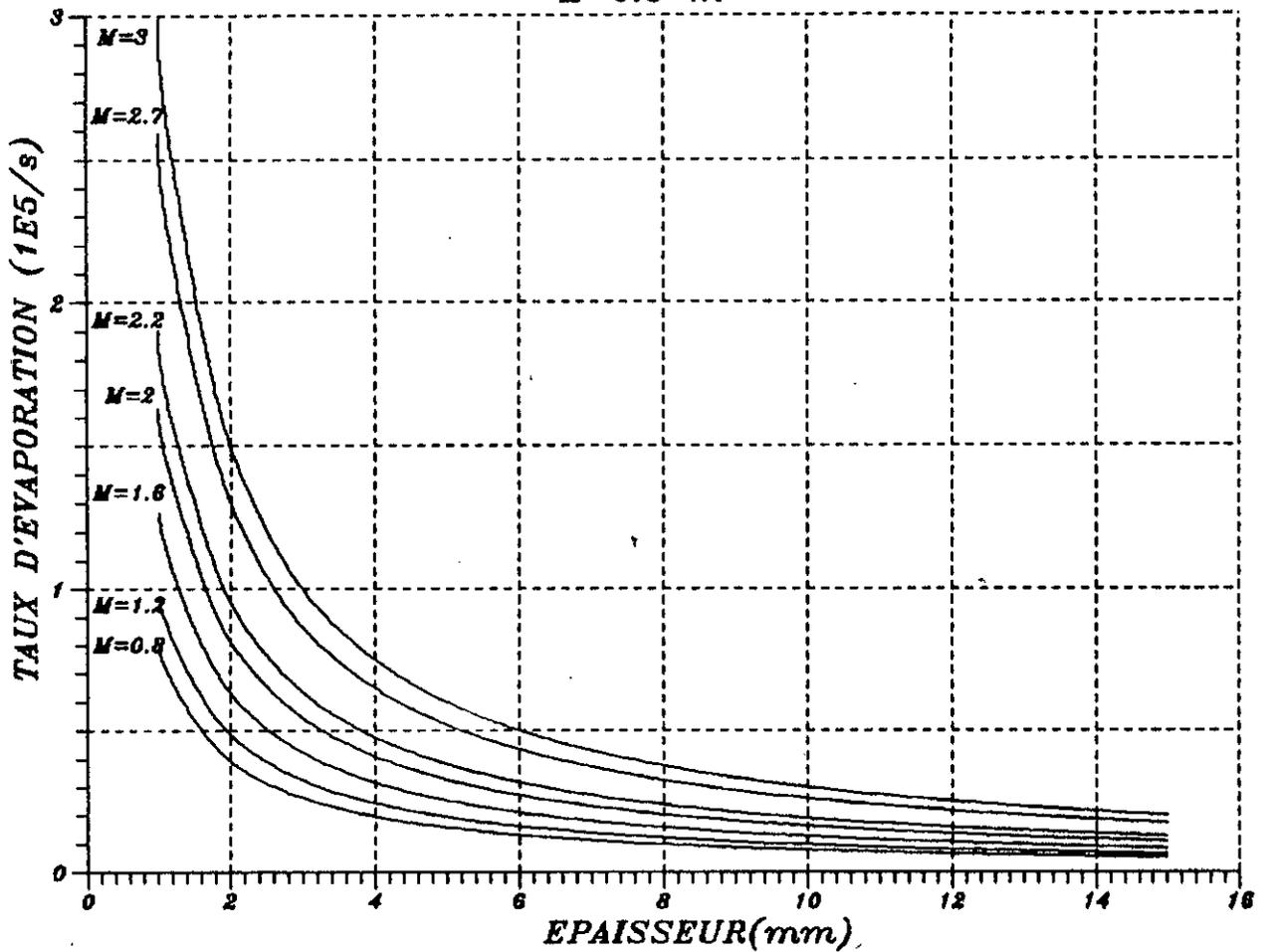
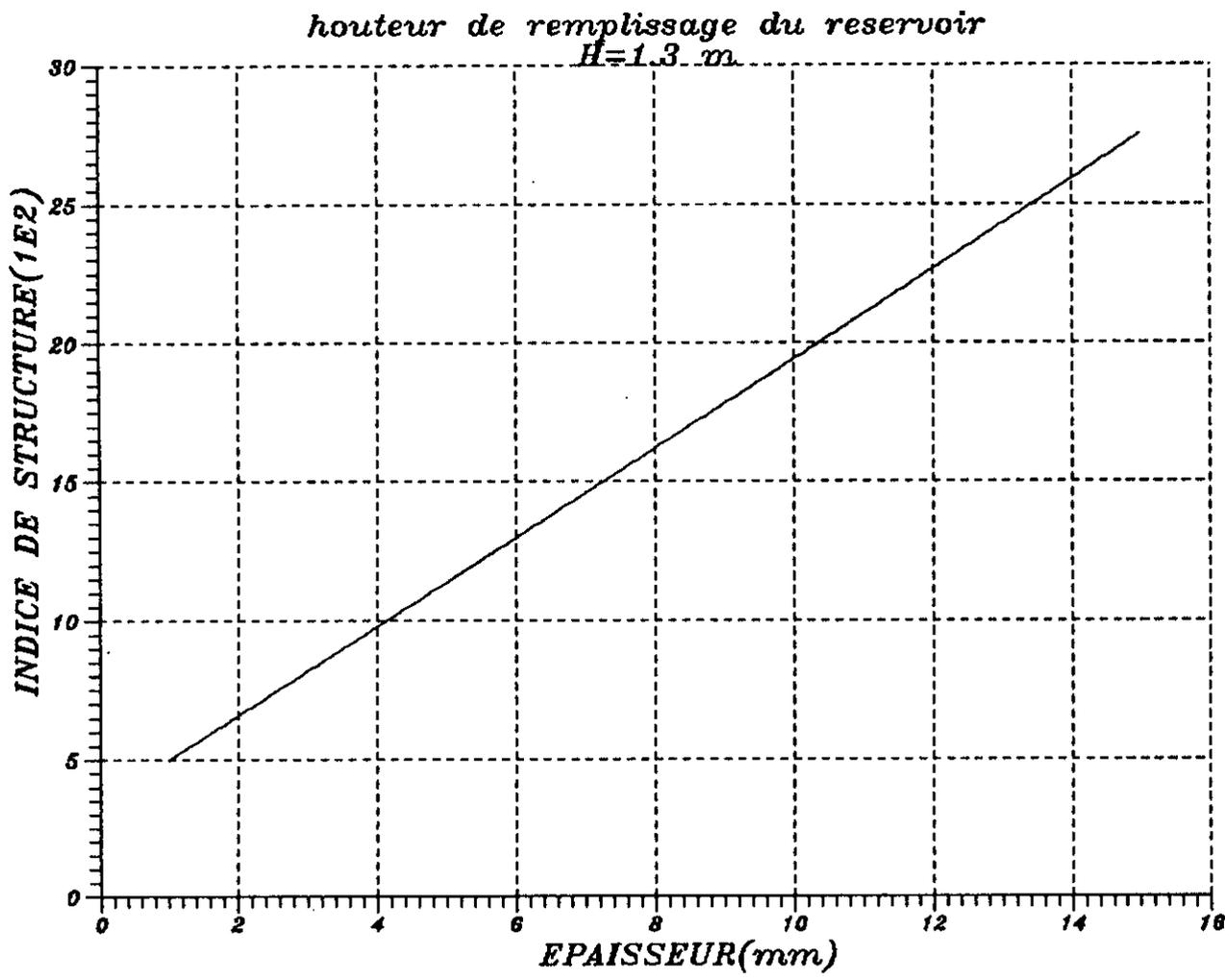


Fig. (5.3) VARIATION DE TAUX D'EVAPORATION EN FONCTION
L'EPAISSEUR E DE L'ISOLANT
ET DU NOMBRE DE MACH M

houteur de remplissage du reservoir
 $H=0.3$ m



Fig(5.4) VARIATION DU TAUX D'EVAPORATION EN FONCTION DE L'EPAISSEUR E DE L'ISOLANT ET DU NOMBRE DE MACH M



Fig(55) VARIATION DE L'INDICE DE STRUCTURE EN FONCTION DE L'EPAISSEUR E DE L'ISOLANT

$$= 2660 \cdot \pi \left[\left(0.7598^2 (0.7598 - 0.292) - \frac{0.7598^3 - 0.292^3}{3} \right) - \left(0.758^2 (0.758 - 0.292) - \frac{0.758^3 - 0.292^3}{3} \right) \right]$$

$$M_{\text{cal. I}} = 10.66 \text{ kg}$$

donc $MRI = 186.95 + 2(10.66)$

$$\Rightarrow MRI = 208.26 \text{ kg}$$

b/Masse de l'isolant MISOL

La masse de l'isolant est la somme de la masse de l'isolant recouvrant le cylindre et les deux calottes:

$$M_{\text{ISOL}} = M_{\text{cyISOL}} + 2 \cdot M_{\text{calISOL}}$$

$$M_{\text{cyISOL}} = \pi (R_2^2 - R_1^2) L \cdot \rho_{\text{ISOL}}$$

Et d'après h(5.4.5) on obtient :

$$M_{\text{calISOL}} = \rho_{\text{ISOL}} V_{\text{calISOL}}$$

$$= \rho_{\text{ISOL}} \pi \left[\left(R_2^2 (R_2' - X) - \frac{R_2'^3 - X^3}{3} \right) - \left(R_1^2 (R_1' - X) - \frac{R_1'^3 - X^3}{3} \right) \right]$$

c/Masse du réservoir extérieur MRE

$$MRE = M_{\text{cyE}} + 2 \cdot M_{\text{calE}}$$

$$M_{\text{cyE}} = \pi (R_e^2 - R_2^2) L \cdot \rho_p$$

$$M_{\text{calE}} = \rho_{\text{ISOL}} V_{\text{calE}} = \rho_{\text{ISOL}} \pi \left[\left(R_e^2 (R_e' - X) - \frac{R_e'^3 - X^3}{3} \right) - \left(R_2^2 (R_2' - X) - \frac{R_2'^3 - X^3}{3} \right) \right]$$

d/Masse totale du réservoir MTR

La masse totale du réservoir est la somme des masses du cylindre interne, de l'isolant et du cylindre externe.

$$MTR = MRI + M_{\text{ISOL}} + MRE$$

5-4-7 Indice de structure IS

$$IS\% = \frac{MTR}{M_{GNL}} \cdot 100$$

5.5-INTERPRETATIONS ET CONCLUSIONS

5.5.1-Interprétations

Les figures (5.1),(5.2),(5.3) montrent que le taux d'évaporation croît avec l'accroissement du nombre de Mach, et baisse avec le niveau du carburant dans le réservoir et avec l'augmentation de l'épaisseur de l'isolant.

Ces courbes deviennent moins décroissantes à partir d'une épaisseur d'isolant d'environ 2mm .

La figure (5.4) donne un indice de structure de l'ordre de 6.5% pour E= 2mm .

Le taux d'évaporation pour Mach=3 (le cas le plus défavorable) est de :

-pour E= 3mm

. H=1.3m, on a $16 \cdot 10^{-7}$ /s, soit environ 0.576%/h ce qui donne environ 37.88 kg/h .

-pour E= 2mm

. H=1.3m, on a 0.88%/h, soit environ 58 kg/h .
environ 58 kg/h .

5.5.2-Conclusion

A partir des calculs précédents, on considère une épaisseur d'isolant de 2mm, vue le taux d'évaporation bon et l'indice de structure acceptable.

Vérifions l'épaisseur du réservoir extérieur :

$$D_i = 1403.6 + 4 = 1407.6 \text{ mm}$$

$$e_v = \frac{1.01325 \cdot 10^5 \times 1407.6}{2 \times 83.82 \cdot 10^6 \times 0.95 - 1.01325 \cdot 10^5} = 0.896 \text{ mm.}$$

$$D_e = 1407.6 + 2(0.896) = 1409.4 \text{ mm}$$

$$\left. \begin{aligned} \frac{h_1}{D_e} &= \frac{467 + 1.8 + 2}{1409.4} = 0.334 \\ \frac{e_v}{D_e} &= 0.00064 \end{aligned} \right\} \Rightarrow C = 0.87$$

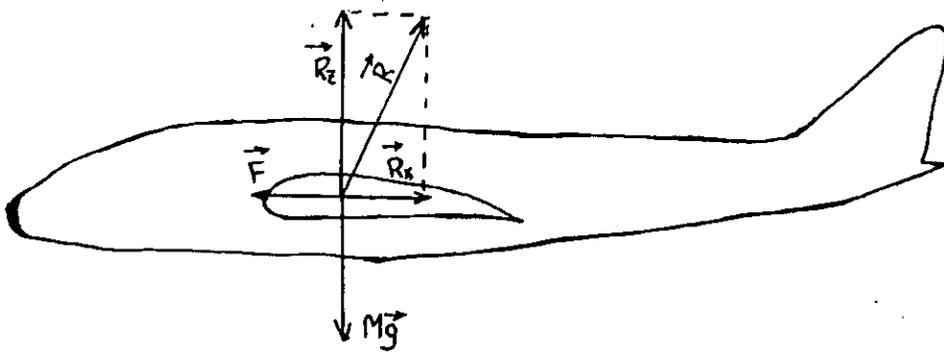
$$\text{d'où } e_f = \frac{1.01325 \cdot 10^5 \times 1409.4}{2 \times 83.82 \cdot 10^6} \times 0.87 = 0.741 \text{ mm.}$$

donc la supposition $e' = 1\text{mm}$ a été bonne.

CALCUL DES PERFORMANCES DU TURBOREACTEUR

-ROLE DU TURBOREACTEUR

Pour expliquer le rôle du turboréacteur, on va considérer le cas très simple d'un avion en vol stabilisé horizontal.



En ramenant toutes les forces à l'aile, nous avons une résistance de l'air résultante R que nous décomposons en R_z et R_x .

R_z est la portance qui équilibre le poids Mg de l'avion.

R_x est la traînée.

Le rôle du turboréacteur est de fournir une force F égale et opposée à R_x . Il faut donc :

- assurer une production d'énergie,
- transformer cette énergie en force de propulsion F .

Il ne faut pas oublier que le turboréacteur fournit également l'énergie nécessaire à toutes les servitudes de bord (électriques, hydrauliques, pneumatiques, ...)

DIFFERENTS TYPES DE TURBOREACTEURS

Différents types existent dont on peut citer :

- turboréacteur simple flux, simple corps.
- " " " " , double corps(Concorde).
- " " " " avec post-combustion.
- " " double flux, double corps(Airbus).
- " " " " , triple corps(B747).

Pour notre étude, nous considérerons un turboréacteur simple

flux, double corps que nous schématisons ci-dessous :

6.1-PARTIE 1 : DIFFUSEUR

6.1-INTRODUCTION

Le diffuseur ou entrée d'air du turboréacteur est un conduit destiné à capter l'air et l'amener dans les meilleures conditions possibles à l'entrée du compresseur c'est à dire ralentir l'écoulement relatif de l'air avec la meilleure efficacité, la moindre distorsion de l'écoulement interne et la moindre trainée externe. Selon la vitesse de vol, la forme du diffuseur diffère: il existe deux types de diffuseurs (subsonique et supersonique). Pour l'étude de l'écoulement de l'air à travers le diffuseur on admet que:

- L'air est considéré comme un gaz parfait.
- La chaleur spécifique C_p est constante.
- Le fluide est compressible.
- L'écoulement est adiabatique.

6.1.2-Diffuseur supersonique

L'un des aspects particuliers du vol supersonique est le rôle important du diffuseur . Un écoulement supersonique en amont de celui-ci ne peut pas passer continûment à un écoulement subsonique, cela doit se faire à travers une ou plusieurs ondes de choc.

Onde de choc normale:

Une onde de choc est une discontinuité de très faible épaisseur, traversée par un gaz à chaleur spécifique constante. Si cette discontinuité est perpendiculaire à l'écoulement on l'appelle onde de choc normale. Les équations de continuité, de quantité de mouvement et d'énergie à travers celle-ci s'écrivent:

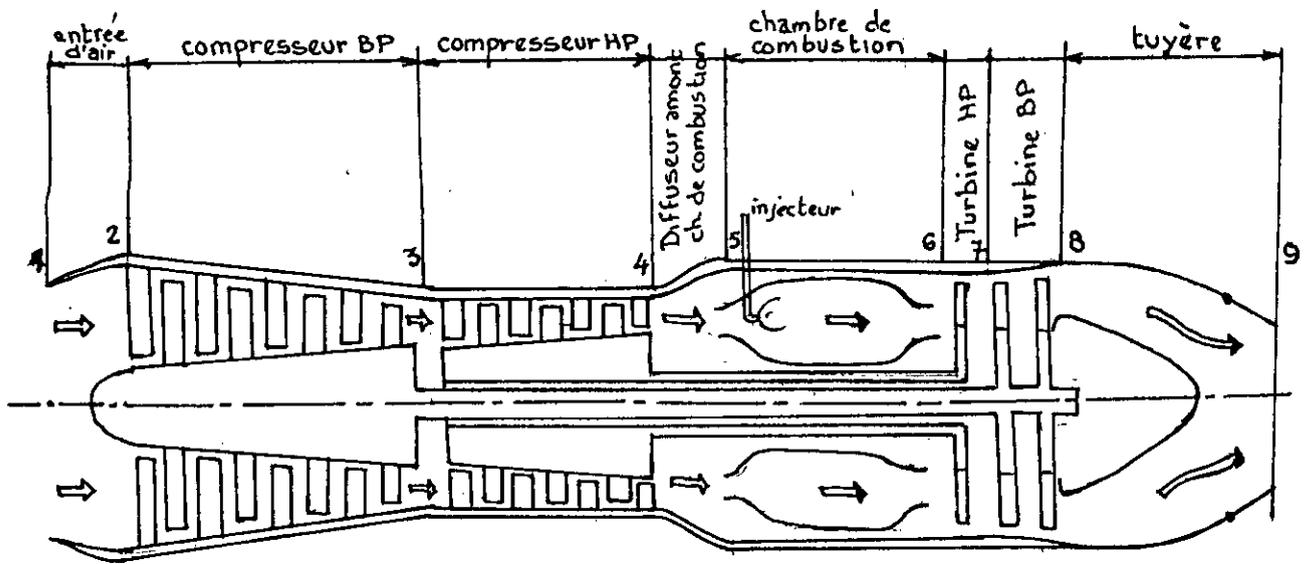


Schéma d'un turboréacteur simple Flux double corps

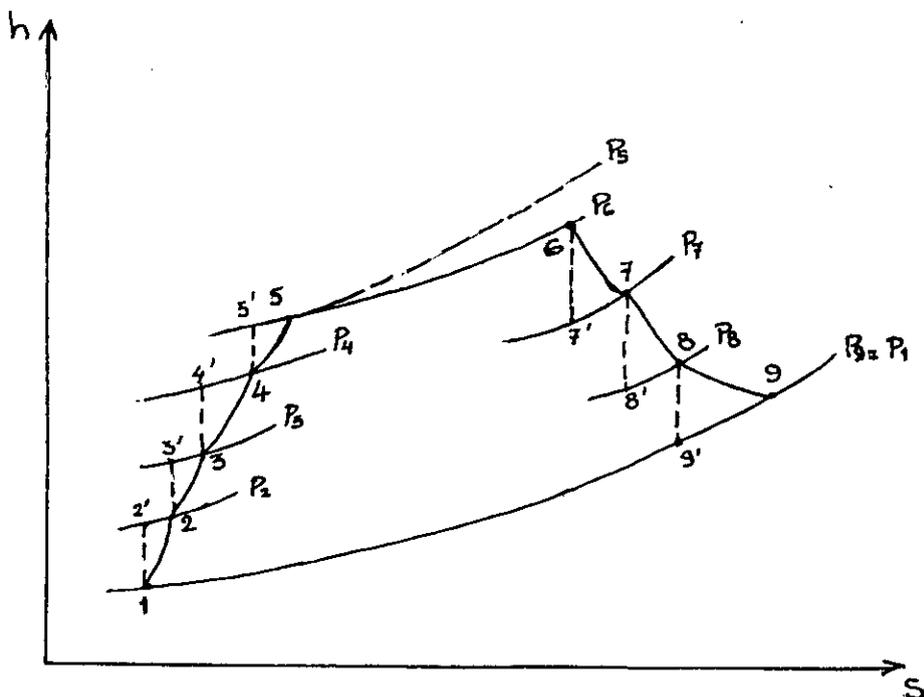
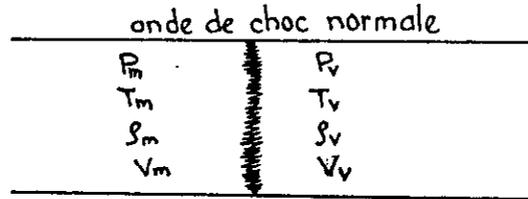


Schéma de principe et cycle de fonctionnement

.Continuité : $\rho_m V_m = \rho_v V_v$ (6.1.1)

.Quantité de mouvement: $P_m - P_v = \rho_m V_m (V_v - V_m)$ (6.1.2)

.Energie : $C_p T_m + \frac{V_m^2}{2} = C_p T_v + \frac{V_v^2}{2}$ (6.1.3)



où m et v: états en amont et en aval de l'onde de choc.

P,T : sont respectivement la pression et température statiques.

V : la vitesse perpendiculaire à l'onde de choc.

C_p : chaleur spécifique.

ρ : masse volumique.

La manipulation des 3 équations précédentes donnent les équations les plus caractéristiques à travers l'onde de choc normale:

$$M_v^2 = \frac{M_m^2 + \frac{2}{\gamma - 1}}{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} M_m^2 - 1} \quad (6.1.4)$$

$$\frac{P_v}{P_m} = \frac{2\gamma}{\gamma - 1} M_m^2 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \quad (6.1.5)$$

$$\frac{P_{ov}}{P_{om}} = \left[\frac{2\gamma}{\gamma - 1} M_m^2 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right]^{\frac{-1}{\gamma - 1}} \left[\frac{(\gamma - 1)M_m^2 + 2}{(\gamma + 1)M_m^2} \right]^{\frac{-\gamma}{\gamma - 1}} \quad (6.1.6)$$

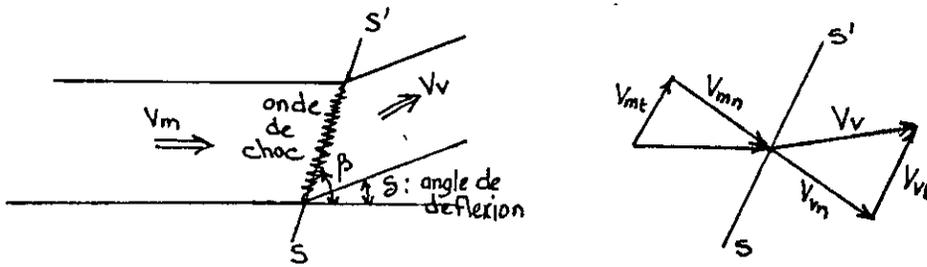
$$\frac{T_v}{T_m} = \frac{4\gamma}{(\gamma + 1)^2} \left[M_m^2 - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right] \left[\frac{1}{M_m^2} + \frac{\gamma - 1}{2} \right] \quad (6.1.7)$$

$$\frac{\rho_v}{\rho_m} = \frac{P_v}{P_m} \frac{T_m}{T_v} \text{ (d'après l'équation des gaz parfaits)} \quad (6.1.8)$$

Onde de choc oblique :

Si une onde de choc plane est inclinée d'un angle par rapport à l'écoulement, le fluide qui la traverse subit simultanément, une augmentation de pression et une diminution de vitesse, mais aussi un changement brusque de direction ^{qui} dépend de

l'inclinaison de l'obstacle comme l'indique la figure suivante :



Les équations de base pour les ondes de choc obliques s'écrivent :

.Continuité
$$: \rho_m V_{mn} = \rho_v V_{vn} \quad (6.1.9)$$

.Energie
$$: C_p T_m + \frac{V_m^2}{2} = C_p T_v + \frac{V_v^2}{2} \quad (6.1.10)$$

.Quantité de mouvement perpendiculaire à l'onde de choc :

$$P_m + \rho_m V_{mn}^2 = P_v + \rho_v V_{vn}^2 \quad (6.1.11)$$

.quantité de mouvement parallèle à l'onde de choc :

$$0 = \rho_m V_{mn} (V_{mt} - V_{vt}) \quad (6.1.12)$$

L'équation (6.1.12) implique que $V_{mt} = V_{vt}$

On peut donc conclure que par rapport à un système de coordonnées se déplaçant à la vitesse $V_{mt} = V_{vt}$, une onde de choc oblique devient une onde de choc normale.

Pour la détermination des équations caractéristiques des ondes de choc obliques, on remplace M_m par $M_m \sin \beta$ dans celle de l'onde de choc normale. Ces équations s'écrivent alors :

$$M_v^2 = \frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_m^2}{\gamma M_m^2 \sin^2 \beta - \frac{\gamma - 1}{2}} + \frac{M_m^2 \cos^2 \beta}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_m^2 \sin^2 \beta} \quad (6.1.13)$$

$$\frac{P_v}{P_m} = \frac{2\gamma}{\gamma + 1} \left[M_m^2 \sin^2 \beta - \frac{\gamma - 1}{2\gamma} \right] \quad (6.1.14)$$

$$\frac{T_v}{T_m} = \frac{4\gamma}{(\gamma + 1)^2} \left[M_m^2 \sin^2 \beta - \frac{\gamma - 1}{2\gamma} \right] \left[\frac{1}{M_m^2 \sin^2 \beta} + \frac{\gamma - 1}{2} \right] \quad (6.1.15)$$

$$\frac{P_{ov}}{P_{om}} = \left[\frac{2\gamma}{\gamma + 1} M_m^2 \sin^2 \beta - \frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right]^{\frac{-1}{\gamma - 1}} \left[\frac{(\gamma - 1) M_m^2 \sin^2 \beta + 2}{(\gamma + 1) M_m^2 \sin^2 \beta} \right]^{\frac{-\gamma}{\gamma - 1}} \quad (6.1.16)$$

$$\frac{\rho_v}{\rho_m} = \frac{P_v}{P_m} \frac{T_m}{T_v} \quad (6.1.17)$$

où β est l'angle de choc déterminé par la relation implicite :

$$\frac{1}{M_m^2} = \sin^2 \beta - \frac{\gamma + 1}{2} \frac{\sin \beta \cdot \sin \delta}{\cos(\beta - \delta)} \quad (6.1.18)$$

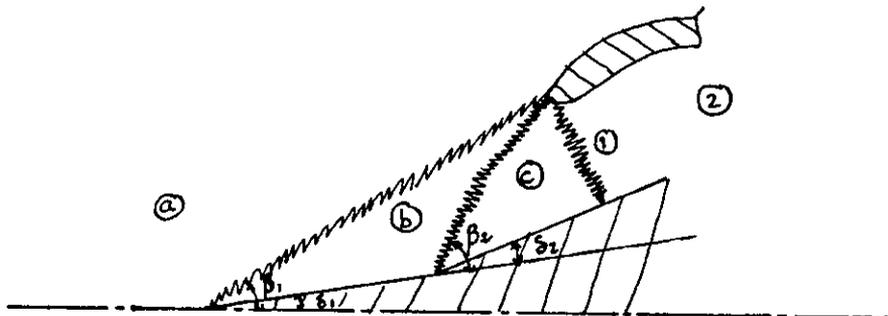
δ : angle de déflexion.

Différents types de prises d'air supersoniques

Les différents types d'entrée d'air sont:

- . entrée d'air PITOT.
- . " " à compression supersonique externe .
- . " " " " " interne.
- . " " " " " mixte.

L'entrée d'air à compression supersonique externe (ou la 2^{ème}) est la plus favorable et la plus simple, et c'est d'ailleurs la solution la plus employée au vol supersonique.



L'augmentation d'ondes de choc améliore le rendement, mais fait croître la traînée externe .

En compromis entre ces deux aspects nous choisirons deux ondes de choc obliques suivies d'une onde de choc normale à l'entrée de la carène pour les nombres de Mach de vol 1.6;2;2.2;2.7;3 , et une seule onde de choc oblique suivie d'une onde de choc normale pour M=1.2.

Les angles de déflexions δ optimums sont obtenus à partir d'une abaque en fonction du nombre de Mach de vol M (10).

D'après cette abaque on aura le tableau suivant :

M	1.2	1.6	2.0	2.2	2.7	3.0
δ_2°	1.8	5.6	9.2	10.6	13	13.8
δ_2°	-	7	11	12.6	16.2	18

Caractéristiques après les ondes de choc

Nous déterminons dans ce qui suit les caractéristiques de l'air après la traversée de chaque onde de choc.

a/1^{ère} onde de choc oblique :

A partir de la relation implicite (6.1.18) on obtient β_1 .

A partir des relations (6.1.13) à (6.1.17) on obtient respectivement M_b , $\frac{P_b}{P}$, $\frac{T_b}{T_a}$, $\frac{P_{ob}}{P_{oa}}$ et $\frac{\rho_b}{\rho_a}$.

b/2^{ème} onde de choc oblique :

De même on obtient β_2 , M_c , $\frac{P_c}{P_b}$, $\frac{T_c}{T_b}$, $\frac{P_{ob}}{P_{oc}}$ et $\frac{\rho_c}{\rho_b}$.

C/Onde de choc normale:

A partir des équations (6.1.4) à (6.1.8) on obtient

M_1 , $\frac{P_1}{P_c}$, $\frac{T_1}{T_c}$, $\frac{P_{o1}}{P_{oc}}$ et $\frac{\rho_1}{\rho_c}$.

Caractéristiques à l'entrée du diffuseur supersonique

Les caractéristiques de l'air à l'altitude de 17000 m sont [4]:

-pression statique	$P_a = 0.1091 \text{ bar}$
-température statique	$T_a = 216.23 \text{ K}$
-masse volumique	$\rho_a = 0.1758 \text{ kg/m}^3$
-vitesse du son	$a_a = 294.76 \text{ m/s}$
-débit d'air	$\dot{m}_a = 50 \text{ kg/s}$

Les caractéristiques de l'air à l'entrée du diffuseur supersonique seront donc en utilisant les résultats précédents:

.nombre de Mach M_1

.pression statique $P_1 = P_a \left(\frac{P_b}{P_a} \cdot \frac{P_c}{P_b} \cdot \frac{P_1}{P_c} \right)$

.pression totale $P_{o1} = P_{oa} \left(\frac{P_{ob}}{P_{oa}} \cdot \frac{P_{oc}}{P_{ob}} \cdot \frac{P_{o1}}{P_{oc}} \right)$

avec $P_{oa} = P_a \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_a^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$

.température statique $T_1 = T_a \left(\frac{T_b}{T_a} \cdot \frac{T_c}{T_b} \cdot \frac{T_1}{T_c} \right)$

.masse volumique $\rho_1 = \rho_a \left(\frac{\rho_b}{\rho_a} \cdot \frac{\rho_c}{\rho_b} \cdot \frac{\rho_1}{\rho_c} \right)$

.température totale $T_{o1} = T_1 \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_1^2 \right)$

6.1.3-Diffuseur subsonique

La figure(6.1.2) montre le schéma d'un diffuseur subsonique à entrée simple.

Les caractéristiques de l'air à l'entrée 1 sont celles à l'altitude de vol, c'est à dire 11 000 m en subsonique:

-pression statique	$P_1 = 0.2339 \text{ bar}$
-température statique	$T_1 = 219.30 \text{ K}$
-masse volumique	$\rho_1 = 0.3716 \text{ kg/m}^3$
-vitesse du son	$a_1 = 296.84 \text{ m/s}$
-débit d'air	$\dot{m}_1 = 50 \text{ kg/s}$

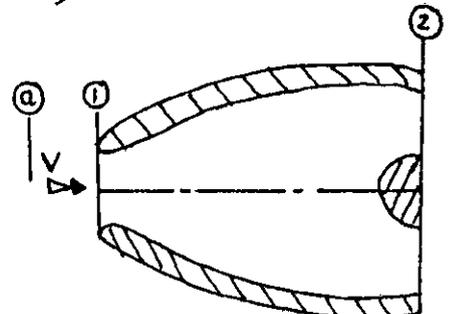
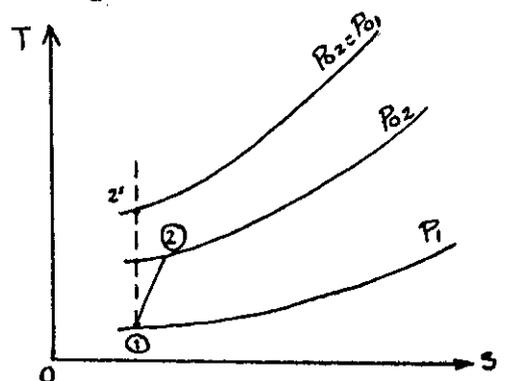


fig. (6.1.2)

6.1.4-Rendement du diffuseur

Pour un diffuseur idéal, la pression P_{o1} reste constante le long de l'écoulement, mais comme il y a toujours des frottements entre le fluide et les parois, cette pression diminue, donc il faut considérer un rendement du diffuseur η_d donné par:

$$\eta_d = \frac{P_{o2}}{P_{o1}} \quad (6.1.19)$$



6.2-PARTIE 3 : COMPRESSEUR

6.2.1-Introduction

Comme son nom l'indique , le compresseur est un appareil destiné à comprimer l'air afin de réaliser les conditions nécessaires à la combustion.

Il existe deux types de compresseurs :

-compresseur centrifuge: il a l'avantage dans sa simplicité de fabrication , mais son efficacité est faible et son taux de compression est limité aux environs de 4.

-compresseur axial: malgré son prix de revient élevé et sa complexité de fabrication , ce type de compresseur a une large utilisation en aviation vue son taux de compression élevé et sa grande poussée par unité de surface frontale.

6.2.2-Définitions

On peut considérer deux types de rendements d'un compresseur :

-rendement isentropique η_c

-rendement polytropique η_p

Rendement isentropique:

La notion de rendement isentropique traite le compresseur globalement. C'est le rapport du travail fourni pour une compression isentropique au travail fourni pour une compression réelle (avec frottements).

Rendement polytropique:

Il existe un concept pour tenir compte du fait que la compression réelle n'est pas réversible et que de plus la compression complète de P_{t2} à P_{t3} se fait par une succession de petites compressions élémentaires tout au long des étages du compresseur ; c'est le rendement polytropique.

Ce rendement a l'avantage d'avoir la même valeur pour chaque étage du compresseur.

On suppose que chacune des compressions élémentaires se fait avec le même rendement polytropique η_p . D'après la fig.(6.2.1):

$$\eta_p = \frac{dT_{os}}{dT_o} \quad (6.2.1)$$

Or pour la transformation isentropique on a :

$$\frac{T_o + dT_{os}}{dT_o} = 1 + \frac{dT_{os}}{dT_o} = \left(\frac{P_o + dP_o}{P_o} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \left(1 + \frac{dP_o}{P_o} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

Et pour une compression infinitésimale:

$$\frac{dP_o}{P_o} \ll 1 \text{ d'où}$$

$$\left(\frac{1+dP_o}{P_o} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 1 + \frac{\gamma-1}{\gamma} \frac{dP_o}{P_o}$$

$$\text{donc } 1 + \frac{dT_{os}}{dT_o} = 1 + \frac{\gamma-1}{\gamma} \frac{dP_o}{P_o}$$

$$\Rightarrow dT_{os} = T_o \frac{\gamma-1}{\gamma} \frac{dP_o}{P_o} \quad (6.2.2)$$

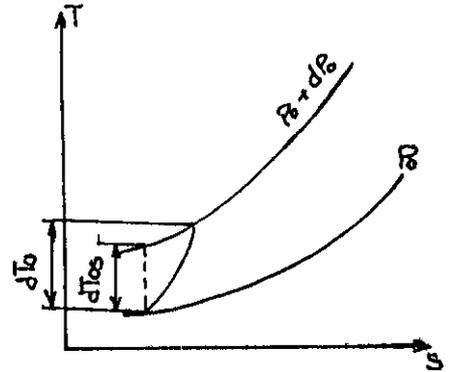


Fig. (6.2.1)

En remplaçant l'équation (6.2.2) dans l'équation (6.2.1) on aura:

$$\eta_p = \frac{\gamma-1}{\gamma} \frac{dP_o/P_o}{dT_o/T_o}$$

soit en intégrant entre l'entrée et la sortie du compresseur:

$$\eta_p = \frac{\gamma-1}{\gamma} \frac{\ln P_{o3}/P_{o2}}{\ln T_{o3}/T_{o2}} \quad (6.2.3)$$

$$\text{ou sous une autre forme } \frac{T_{o3}}{T_{o2}} = \left(\frac{P_{o3}}{P_{o2}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma \eta_p}} \quad (6.2.4)$$

que l'on peut également noter par $\frac{T_{o3}}{T_{o2}} = \left(\frac{P_{o3}}{P_{o2}} \right)^{\frac{K-1}{K}}$

où K est le coefficient polytropique qui tient compte des pertes lors d'une transformation.

D'après les équations (6.2.4) et 6.2.5) on obtient :

$$\frac{K-1}{K} = \frac{\gamma-1}{\gamma \eta_p}$$

Degrès de réaction:

Le degré de réaction est le rapport entre l'augmentation de pression statique dans le rotor et l'augmentation de pression statique dans l'étage.

Il est défini par : $\epsilon = \frac{\Delta P_r}{\Delta P_o}$

6.2.3-Travail de compression

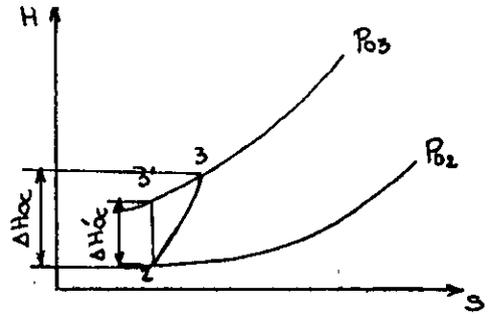
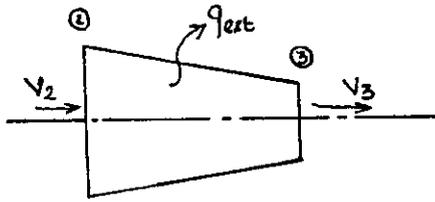


Fig. (6.2.2)

L'équation d'énergie entre l'entrée et la sortie du compresseur s'écrit:

$$H_2 + \frac{1}{2} V_2^2 + q_{ext} + W_c = H_3 + \frac{1}{2} V_3^2$$

ou $H_{t2} + q_{ext} + W_c = H_{03}$ (6.2.6)

avec q_{ext} est l'échange de chaleur avec le milieu extérieur .
Généralement le processus de compression est considéré adiabatique donc $q_{ext} = 0$

Et donc l'équation (6.2.6) devient :

$$W_c = H_{03} - H_{02} = C_p (T_{03} - T_{02})$$

Or $\eta_c = \frac{\Delta H'_{oc}}{\Delta H_{oc}} = \frac{C_p (T_{03}' - T_{02})}{C_p (T_{03} - T_{02})} = \frac{T_{03}' - T_{02}}{T_{03} - T_{02}} = \frac{(T_{03}'/T_{02}) - 1}{(T_{03}/T_{02}) - 1}$

d'où $W_c = \frac{C_p}{\eta_c} (T_{03}' - T_{02}) = \frac{C_p T_{02}}{\eta_c} \left(\frac{T_{03}'}{T_{02}} - 1 \right)$

or $\frac{T_{03}'}{T_{02}} = \left[\frac{P_{03}}{P_{02}} \right]^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$

et en utilisant l'équation (6.2.4) on aura donc:

$$W_c = \frac{C_p T_{02}}{\eta_c} \left[\left(\frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \tag{6.2.7}$$

$$W_c = C_p T_{02} \left[\left(\frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] \tag{6.2.8}$$

6.2.4-Compresseur basse pression BP

Augmentation d'enthalpie totale:

En appliquant l'équation (6.2.8) on aura :

$$\Delta H_{or1} = C_p T_{O2} \left[\left(\frac{P_{O3}}{P_{O2}} \right)^{\frac{K-1}{K}} - 1 \right] = C_p T_{O2} \left(\tau_1^{\frac{K-1}{K}} - 1 \right)$$

Avec τ_1 : taux de compression. ($\tau_1 = \sqrt{\tau}$)

$$\frac{K-1}{K} = \frac{\gamma-1}{\eta_p \gamma}$$

Où le rendement polytropique η_p est généralement égale à 0.90 [3]

Nombre d'étages :

Pour la détermination du nombre d'étage, on utilise le coefficient manométrique μ défini par :

$$\mu = \frac{\Delta H_{oe1}}{U_1^2}$$

Où ΔH_{oe1} : augmentation d'enthalpie totale par étage.

U_1 : vitesse d'entraînement du compresseur B.P.

$$U_1 = \frac{2\pi R_{m1} \cdot N_1}{60}$$

Où R_{m1} : rayon moyen du compresseur B.P. $R_{m1} = 0.30m$

N_1 : vitesse de rotation du compresseur B.P.

Pour les compresseurs μ est généralement compris entre 0.25 et 0.40. Le nombre d'étages minimum est donné pour $\mu=0.4$ par:

$$n_{1min} = \frac{\Delta H_{or1}}{\Delta H_{oe1}} = \frac{\Delta H_{or1}}{\mu U_1^2}$$

L'augmentation de température totale par étage :

$$\Delta T_{oe1} = \frac{\Delta H_{oe1}}{C_p}$$

Triangle des vitesses

Comme le degré de réaction est égale à 1/2 le triangle est symétrique par rapport à la médiane de la vitesse d'entraînement U_1 (fig6.2.4) .

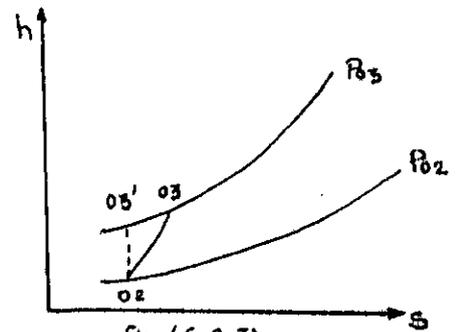


fig. (6.2.3)

D'après l'équation d'Euler on obtient:

$$\Delta H_{oe1} = U_1 (V_{21u} - V_{11u})$$

$$\Rightarrow \Delta V_{u1} = (V_{21u} - V_{11u}) = \frac{\Delta H_{oe1}}{U_1}$$

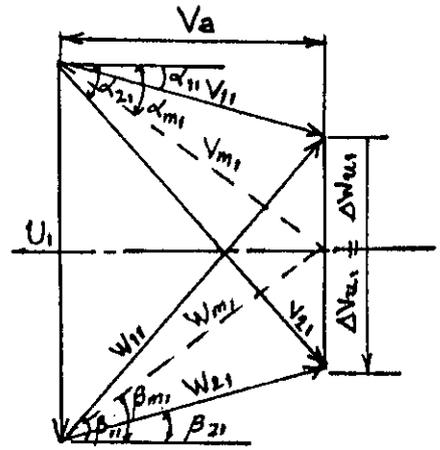


Fig. (6.2.4)

En se référant à la fig(6.2.4) on tire :

$$V_{11u} = \frac{U_1}{2} - \frac{\Delta V_{u1}}{2} \text{ et } V_{21u} = \Delta V_{u1} + V_{11u}$$

Donc

$$V_{11} = \sqrt{V_{11u}^2 + V_a^2}$$

$$V_{22} = \sqrt{V_{21u}^2 + V_a^2}$$

D'après la symétrie des triangle de vitesse on peut écrire que:

$$W_{11} = V_{21}$$

$$W_{21} = V_{11}$$

Calcul de la grille d'entrée

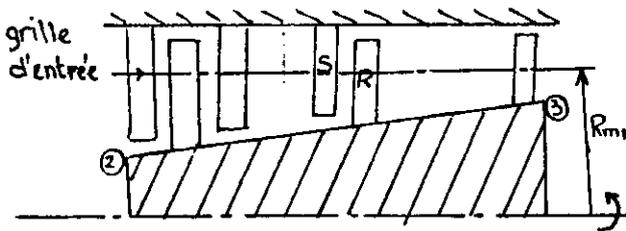
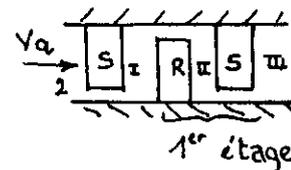


Fig. (6.2.5)



1^{er} étage

Comme la grille d'entrée est une grille fixe, l'équation d'énergie s'écrit:

$$H_1 - H_2 + \frac{1}{2} (V_1^2 - V_2^2) = 0$$

$$\text{D'où } H_1 - H_2 = \frac{1}{2} (V_2^2 - V_1^2), \quad V_2 = V_a \text{ et } V_1 = V_{11}$$

On remarque que dans la grille d'entrée il y a une chute d'enthalpie, et le gaz est détendu au lieu d'être comprimé.

La diminution de température est donc:

$$H_1 - H_2 = C_p \Delta T_{ge1} = C_p (T_1 - T_2)$$

$$\text{D'où} \quad \Delta T_{ge1} = \frac{1}{2C_p} (V_a^2 - V_{11}^2)$$

Augmentation de température par étage

Les étages sont périodiques donc $V_{III} = V_I$

$$\text{D'où} \quad \Delta H_{oe1} = \Delta H_{e1}$$

Le degrés de réaction est égale à $\frac{1}{2}$ donc:

$$\Delta H_{rot1} = \Delta H_{stat1} = \frac{\Delta H_{e1}}{2} \Rightarrow C_p \Delta_{rot1} = C_p \Delta_{stat1} = C_p \frac{\Delta T_{e1}}{2}$$

$$\text{D'où} \quad \Delta T_{r1} = \Delta T_{s1} = \frac{\Delta T_{e1}}{2}$$

Paramètres de sortie du compresseur B.P

. Température statique

Cette température est égale à la température statique à l'entrée augmentée des différentes à travers les différents étages.

$$T_3 = T_2 + \Delta T_{ge1} + (n_{e1} - 1)\Delta T_{e1} + \Delta T_{r1}$$

. Pression totale

$$P_{03} = P_{02} \cdot \tau_1$$

. Température totale

$$\frac{T_{03}}{T_{02}} = \left(\frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \Rightarrow T_{03} = T_{02} \cdot \tau_1^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}$$

. Nombre de Mach

$$\frac{T_{03}}{T_3} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2 \Rightarrow M_3 = \sqrt{\left(\frac{T_{03}}{T_3} - 1 \right) \frac{2}{\gamma-1}}$$

. Pression statique

$$\frac{P_{03}}{P_3} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2 \right]^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \Rightarrow P_3 = P_{03} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_3^2 \right)^{\frac{-\kappa}{\kappa-1}}$$

. Vitesse

$$V_3 = a_3 M_3 = \sqrt{\gamma R T_3} M_3$$

6.2.5-Compresseur haute pression H.P

Augmentation d'enthalpie totale:

En application de l'équation (6.2.8) on aura:

$$\Delta H_{or2} = C_p T_{o3} \left[\left(\frac{P_{o4}}{P_{o3}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right] = C_p T_{o3} \left[\tau_2^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]$$

Nombre d'étages

$$n_{2min} = \frac{\Delta H_{or2}}{\mu U_2^2} \text{ où } U_2 = \frac{2\pi R_{m2} N_2}{60}$$

Avec $R_{m2} = R_{m1}$

Triangle des vitesses

$$\Delta V_{u2} = (V_{22u} - V_{12u}) = \frac{\Delta H_{oe2}}{U_2}$$

En se référant à la fig(6.2.6) on tire:

$$V_{12u} = \frac{U_2}{2} - \frac{\Delta V_{u2}}{2} \text{ et } V_{22u} = \Delta V_{u2} + V_{12u}$$

Donc

$$V_{12} = \sqrt{V_{12u}^2 + V_a^2}$$

et

$$V_{22} = \sqrt{V_{22u}^2 + V_a^2}$$

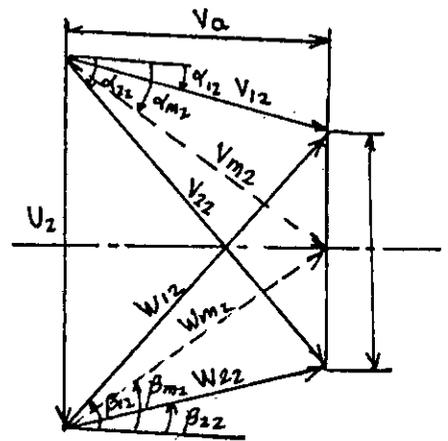


Fig. (6.2.6)

D'après la symétrie des triangles de vitesses on peut écrire que:

$$W_{12} = V_{12}$$

$$W_{22} = V_{22}$$

Calcul de la grille d'entrée

$$\Delta T_{ge2} = \frac{1}{2C_p} (V_a^2 - V_{12}^2)$$

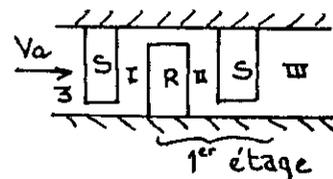


Fig. (6.2.7)

Calcul de la grille de sortie

L'équation d'énergie appliquée à la grille de sortie fig(6.2.8):

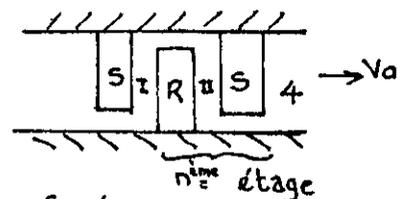


Fig.(6.2.8)

$$H_4 - H_{II} = -\frac{1}{2}(V_4^2 - V_{II}^2) = -\frac{1}{2}(V_a^2 - V_3^2)$$

L'augmentation de température est:

$$\Delta T_{gs} = \frac{V_3^2 - V_a^2}{2C_p}$$

L'augmentation de température par étage

$$\Delta T_{r2} = \Delta T_{e2} = \frac{\Delta T_{e2}}{2} = \frac{\Delta H_{oe2}}{2}$$

$$\text{Avec } \Delta H_{oe2} = \mu U_2^2$$

Paramètres de sortie du compresseur H.P

$$T_4 = T_3 + \Delta T_{ge2} + (n_2 - 1)\Delta T_{e2} + \Delta T_{gs} + \Delta T_{r2}$$

Pression totale

$$P_{O4} = P_{O3} \cdot \tau_2$$

Température totale

$$\frac{T_{O4}}{T_{O3}} = \left(\frac{P_{O4}}{P_{O3}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \Rightarrow T_{O4} = T_{O3} \cdot \tau_2^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}$$

Nombre de Mach

$$\frac{T_{O4}}{T_4} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_4^2 \Rightarrow M_4 = \sqrt{\left(\frac{T_{O4}}{T_4} - 1 \right) \frac{2}{\gamma-1}}$$

Pression statique

$$\frac{P_{O4}}{P_4} = \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M_4^2 \right] \Rightarrow P_4 = P_{O4} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M_4^2 \right)^{\frac{-\kappa}{\kappa-1}}$$

Vitesse

$$V_4 = a_4 M_4 = \sqrt{\gamma R T_4} M_4$$

6.3-PARTIE 3 : DIFFUSSEUR AVANT CHAMBRE DE COMBUSTION.

6.3.1-Introduction

Le rôle de ce diffuseur est de diminuer la vitesse de l'air sortant du compresseur avant d'entrer dans la chambre de combustion.

Généralement le nombre de mach à la sortie de ce diffuseur doit être compris entre [0.04 et 0.07]

6.3.2-Parametres de sortie

-pression totale

On définit le coefficient de récupération ou rapport de pressions totales η pour tenir compte des pertes de pressions:

$$\eta_r = \frac{P_{o4}}{P_{o3}}$$

En générale $\eta_r \in [0.94; 0.98]$ soit $\eta_r = 0.96$

$$\text{donc } P_{o4} = P_{o3} \eta_r$$

-Nombre de Mach

D'après l'équation de continuité:

$$\rho_3 S_3 V_3 = \rho_4 S_4 V_4 \Rightarrow \frac{S_3}{S_4} = \frac{\rho_4}{\rho_3} \cdot \frac{V_4}{V_3}$$

$$\text{Or } \frac{\rho_4}{\rho_3} = \left[\frac{T_4}{T_3} \right]^{1/\gamma-1} \text{ d'où } \frac{S_3}{S_4} = \left[\frac{T_4}{T_3} \right]^{1/\gamma-1} \cdot \frac{V_4}{V_3} \quad (6.3.1)$$

$$\text{En générale } \frac{S_3}{S_4} = \frac{1}{3}$$

Dans l'équation (6.3.1) il faut déterminer deux inconnues T_4 et V_4 . Pour résoudre ce problème, on doit utiliser une méthode par itérations successives.

On suppose un nombre de Mach M_4 et on vérifie l'équation (6.3.1) sachant que:

$$T_4 = \frac{T_{O4}}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_4^2} \quad \text{avec } T_{O4} = T_{O3}$$

$$\text{et } V_4 = \sqrt{\gamma R T_4} M_4$$

Si l'équation (6.3.1) est vérifiée pour un certain nombre de Mach M , on détermine ainsi T_4 et V_4 .

-Pression statique

$$\frac{P_{O4}}{P_4} = \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_4^2 \right]^{\eta_r \gamma / \gamma - 1} \Rightarrow P_4 = P_{O4} \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_4^2 \right]^{-\gamma \eta_r / \gamma - 1}$$

-Masse volumique

$$\rho_4 = \frac{P_4}{R T_4}$$

6.4-PARTIE 4 : CHAMBRE DE COMBUSTION

6.4.1-Introduction

C'est dans les chambres de combustion que l'on fournit de l'énergie calorifique à l'air par la combustion du carburant. Les chambres de combustion peuvent être classées en trois catégories:

- chambres individuelles ou tubulaires.
- chambres annulaires.
- chambres tubo-annulaires.

La 3^{ème} catégorie présente les avantages d'un meilleur rendement et d'une meilleure utilisation du volume disponible.

6.4.2-Etude énergétique

La combustion se fait avec les hypothèses suivantes:

- la combustion s'effectue à pression constante.
- la transformation est adiabatique.
- l'écoulement est supposé continu et permanent.

L'équation d'énergie appliquée entre l'entrée 5 et la sortie 6

est:

$$(W + Q)_{5-6} = H_6 - H_5 + \frac{1}{2} v_6^2 - \frac{1}{2} v_5^2$$

$$= (H_6 + \frac{1}{2} v_6^2) - (H_5 + \frac{1}{2} v_5^2)$$

$$= H_{06} - H_{05}$$

Or $W_{5-6} = 0$ donc $Q_{5-6} = H_{06} - H_{05} = C_{p6} T_{06} - C_{p5} T_{05}$

Où Q_{5-6} : chaleur dégagée par la combustion.

C_{p5} : chaleur spécifique à l'entrée (de l'air) = C_p

C_{p6} : chaleur spécifique à la sortie (des gaz)

L'échange de chaleur entre l'air et le combustible peut être exprimé par:

$$\dot{m}_a H_{05} + \eta_{ch} \dot{m}_f Q_r = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) H_{06} \quad (6.4.1)$$

Où $\dot{m}_a H_{05}$: quantité d'énergie cédée par l'air.

$\eta_{ch} \dot{m}_f Q_r$: " " " " " " " " le combustible.

$(\dot{m}_a + \dot{m}_f) H_{06}$: " " " " " " " " le combustible totale.

η_{ch} : rendement de la chambre de combustion $\eta_{ch} = 0.96$

\dot{m}_f : débit massique du combustible.

\dot{m}_a : " " " " " " " " de l'air.

$Q_r = PCI$

Rappelons que $PCI_{GNL} = 49949.10 \text{ kJ/kg}$.

$PCI_{KERO} = 43920.50 \text{ kJ/kg}$.

Calcul du rapport du mélange $\alpha = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a}$

D'après l'équation (6.4.1) $H_{05} + \eta_{ch} \alpha Q_r = (1 + \alpha) H_{06}$

$$\Rightarrow C_{p5} T_{05} + \eta_{ch} \alpha Q_r = (1 + \alpha) C_{p6} T_{06}$$

D'où

$$\alpha = \frac{C_{p\sigma} T_{0\sigma} - C_{p5} T_{0\sigma}}{\eta_{ch} Q_r - C_{p\sigma} T_{0\sigma}}$$

(6.4.2)

Réaction chimique avec le GNL

a/ formule fictive du GNL

La formule fictive du GNL est de la forme $C_n H_m$.

Rappelons sa composition molaire :

CH_4	89.301 %.
C_2H_6	8.200 %.
C_3H_8	2.599 %.

La masse de carbone dans une mole de GNL est :

$$M_c = 12.01[(89.301 \times 1.10^{-2}) + (2 \times 8.200) \cdot 10^{-2} + (3 \times 2.599) \cdot 10^{-2}]$$

$$= 12.01 \times 1.13498$$

D'où $n = 1.135$

La masse d'hydrogène:

$$M_H = 1.008[(4 \times 89.301) \cdot 10^{-2} + (6 \times 8.200) \cdot 10^{-2} + (8 \times 2.599) \cdot 10^{-2}] = 1.008 \times 4.27196$$

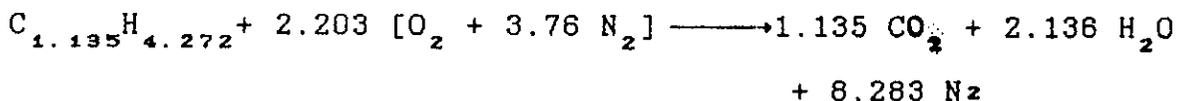
$$m = 4.272$$

Donc la formule fictive du GNL est :

$$C_{1.135} H_{4.272}$$

b/ réaction stoechiométrique:

La réaction de combustion stoechiométrique du GNL avec l'air atmosphérique composé de 3.76 moles d'azote pour une mole d'oxygène. S'écrit:



Cette combustion est supposée complète et sans dissociation.

c/ calcul du rapport (C/A)_{st}

Pour une mole de GNL la masse d'air nécessaire à la combustion stoechiométrique est :

$$m_{AIR} = 2.203 [31.999 + 3.76 (28.013)] = 302.5333 \text{ g};$$

$$m_{GNL} = 17.90718 \text{ g.}$$

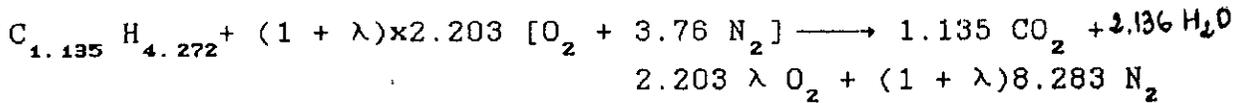
d'où $\left[\frac{C}{A} \right]_{st} = \frac{m_{AIR}}{m_{GNL}} = \frac{17.90718}{302.5333} \Rightarrow \left[\frac{C}{A} \right]_{st} = 0.0592$ (6.4.3)

d/ combustion réelle:

La combustion réelle nécessite un certain excès d'air pour être aussi complète que possible et réduire la température de combustion, que les aubages de la turbine ne peuvent supporter sans

être refroidis.

La réaction de combustion avec un excès d'air λ complète et sans dissociation s'écrit:



Calcul de $C_{P\sigma}$

a/ la richesse :

Elle est définie par le rapport , $\phi = \frac{(C/A)_{réel}}{(C/A)_{st}}$

La relation liant la richesse ϕ à l'excès d'air λ est :

$$\phi = \frac{(C/A)_{réel}}{(C/A)_{st}} = \frac{(C/A)_{st} \frac{1}{\lambda + 1}}{(C/A)_{st}} = \frac{1}{\lambda + 1}$$

$$\boxed{\phi = \frac{1}{\lambda + 1}} \quad (6.4.4)$$

Des relations (6.4.3) et (6.4.4) on déduit:

$$\boxed{\alpha = \left[\frac{C}{A} \right]_{réel} = \frac{0.0592}{\lambda + 1}} \quad (6.4.5)$$

b/ calcul de $C_{P\sigma}$

$$C_{P\sigma} = \frac{\sum n_i C_{Pi}}{\sum n_i} \quad [kJ/kmol/K] \quad (6.4.6)$$

n_i : nombre de moles des produits de combustion.

C_{Pi} : chaleur spécifique des gaz de combustion.

$$C_{Pi} = \frac{1.135 C_{P CO_2} + 2.136 C_{P H_2O} + 2.203 \lambda C_{P O_2} + (1 + \lambda) 8.283 C_{P N_2}}{1.135 + 2.136 + \lambda \cdot 2.203 + (1 + \lambda) \cdot 8.283}$$

En utilisant la relation (6.4.5);

$$\alpha = \frac{0.0592}{\lambda + 1} \Rightarrow \lambda = \frac{0.0592}{\alpha} - 1$$

On obtient $C_{P\sigma}$ de la forme ,

$$C_{P\sigma} = \frac{a + b/\alpha}{(B + A/\alpha)} \quad \text{avec} \quad a = 1.135 C_{P CO_2} + 2.136 C_{P H_2O}$$

$$- 2.203 C_{P O_2}$$

$$b = 0.1304 C_{P O_2} + 0.4904 C_{P N_2}$$

$$A = 0.6208$$

$$B = 1.068$$

En remplaçant C_p dans l'équation (6.4.2), on est conduit à résoudre une équation du 2^{ème} degré en α :

$$(\eta_{ch} Q_r B - T_{00} a) \alpha^2 + (A \eta_{ch} Q_r - T_{00} b - T_{00} a + B \cdot C_{p5} T_{05}) \alpha + (C_{p5} T_{05} A - b T_{00}) \alpha = 0$$

Pour l'obtention de C_{p0} en kJ/kg.K, il faut diviser l'expression (6.4.6) par la masse molaire des gaz d'échappement :

$$M_a = \frac{\sum n_i M_{gi}}{\sum n_i}$$

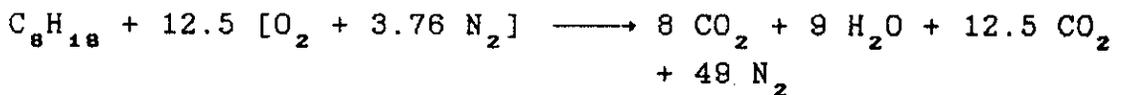
Où M_{gi} : masse molaire des produits de combustion.

En remplaçant n et M_{gi} par les valeurs correspondantes on obtient :

$$M_a = \frac{320.463 + 302.525 \lambda}{\lambda \cdot 10.486 + 11.554}$$

Réaction chimique avec le kérosène :

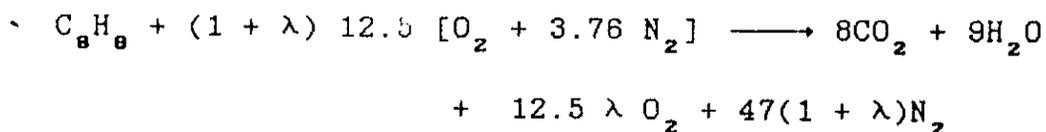
a/ réaction stochiométrique :



$$\left[\frac{C}{A} \right]_{st} = \frac{12.5 [31.999 + 3.76 \times 28.013]}{114.224} = 0.0665$$

$$\alpha = \left[\frac{C}{A} \right]_{réel} = \frac{0.0665}{\lambda + 1} \Rightarrow \lambda = \frac{0.0665}{\alpha} - 1 \quad (6.4.7)$$

b/ réaction réelle:



$$C_{p6} = \frac{\sum n_i C_{pi}}{\sum n_i} = \frac{8C_{pCO_2} + 9C_{pH_2O} + 12.5\lambda C_{pO_2} + 47(\lambda + 1)C_{pN_2}}{8 + 9 + 12.5\lambda + 47(1 + \lambda)}$$

En remplaçant λ par l'expression (6.4.7) dans l'équation précédente, on aboutit à :

$$C_{p6} = \frac{a' + b'/\alpha}{B' + A'/\alpha}$$

avec

$$a' = 8C_{pCO_2} + 9C_{pH_2O} \times 12.5 C_{pO_2}$$

$$b' = 0.8313 C_{pO_2} + 3.1255 C_{pN_2}$$

$$A' = 3.957$$

$$B' = 4.5$$

De même en remplaçant C_{p6} dans l'expression (6.4.2) on aura à résoudre :

$$(\eta_{ch} Q_r B' - T_{06} a') \alpha^2 + (A' \eta_{ch} Q_r - T_{06} b' - T_{06} a' + B' C_{p5} T_{05}) \alpha$$

$$+ (C_{p5} T_{05} A' - b' T_{06}) = 0$$

Pour obtenir C_{p6} en kJ/kg.K on divise C_{p6} obtenue par :

$$M_6 = \frac{\sum n_i M_{gi}}{\sum n_i} = \frac{1830.826 + 1716.599 \lambda}{64 + 59.5\lambda}$$

6.4.3-Caractéristique de sortie de la chambre de combustion.

a/ nombre de Mach à la sortie de la chambre:

L'équation de continuité permet d'écrire :

$$\text{à l'entrée 5} \quad \dot{m}_a = \rho_5 V_5 S_5$$

$$\text{à la sortie 6} \quad \dot{m}_a + \dot{m}_f = \rho_6 V_6 S_6$$

$$\text{D'où} \quad (1 + \alpha) = \frac{\rho_6 V_6 S_6}{\rho_5 V_5 S_5} = \frac{\rho_6 V_6}{\rho_5 V_5}$$

$$\Rightarrow \rho_6 V_6 = (1 + \alpha) \rho_5 V_5 \quad (\text{car } S_6 = S_5)$$

En introduisant l'équation des gaz parfaits on aura :

$$\frac{P_6}{P_5} = \frac{V_6 R_6 T_6}{V_5 R_5 T_5} (1 + \alpha)$$

Où $R_4 = R$ constante de l'air.

R_6 est la constante des gaz de combustion donnée par la formule empirique:

$$R_6 = \frac{1}{M} \left[9283.9 + \frac{66543}{1 + H/C} \alpha \right] \frac{1}{1 + \alpha}$$

Avec M : masse molaire du mélange , $M = M_{\text{air}} + \alpha M_{\text{carburant}}$

$$\frac{H}{C} = \frac{\text{nombre d'atome d'hydrogène}}{\text{nombre d'atome de carbone}}$$

En utilisant les relations $V = a.M = \sqrt{\gamma R T} . M$

$$\frac{T_{05}}{T_5} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_5^2 \quad \text{et} \quad \frac{T_{06}}{T_6} = 1 + \frac{\gamma_6 - 1}{2} M_6^2$$

On aura :

$$\frac{P_6}{P_5} = \left[\frac{\gamma_5}{\gamma_6} \right]^{1/2} \frac{M_5}{M_6} \left[\frac{R_6 T_{06}}{R_5 T_{05}} \right] (1 + \alpha) \left[\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2}}{1 + \frac{\gamma_6 - 1}{2} M_6^2} \right]^{1/2} \quad (6.4.8)$$

$$\text{Où} \quad \gamma = \frac{C_{P6}}{C_{P6} - R_6}$$

D'autre part, le rapport $\frac{P_6}{P_5}$ est obtenu à l'aide de l'équation de quantités de mouvement si on néglige les forces de frictions, on peut écrire :

$$(P_5 - P_6) S_5 = (\rho_6 S_5 V_6) V_6 - (\rho_5 S_5 V_5) V_5$$

$$\text{D'où} \quad 1 - \frac{P_6}{P_5} = \frac{\rho_6 V_6^2}{P_5} - \frac{\rho_5 V_5^2}{P_5} \Rightarrow \frac{P_6}{P_5} = \frac{1 + \gamma M_5^2}{1 + \gamma_6 M_6^2} \quad (6.4.9)$$

En égalisons les équations (6.4.8) et (6.4.9) on aura l'expression suivante:

$$M_{\sigma} \frac{\left[1 + \frac{\gamma_{\sigma} - 1}{2} M_{\sigma}^2\right]^{1/2}}{1 + \gamma_{\sigma} M_{\sigma}^2} = \left[\frac{\gamma}{\gamma_{\sigma}}\right]^{1/2} M_5 \frac{\left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_5^2\right]^{1/2}}{1 + \gamma M_5^2} (1 + \alpha) \left[\frac{R_{\sigma} T_{0\sigma}}{R_5 T_{05}}\right]^{1/2}$$

La résolution de cette équation par essai succesifs nous permet d'obtenir M .

b/ Pression statique :

$$\frac{P_{\sigma}}{P_5} = \frac{1 + \gamma_{\sigma} M_{\sigma}^2}{1 + \gamma M_5^2} \Rightarrow P_{\sigma} = P_5 \frac{1 + \gamma_{\sigma} M_{\sigma}^2}{1 + \gamma M_5^2}$$

c/ Pression totale :

$$P_{0\sigma} = \left[1 + \frac{\gamma_{\sigma} - 1}{2} M_{\sigma}^2\right]^{\gamma_{\sigma} / \gamma_{\sigma} - 1}$$

d/ Température statique

$$T_{\sigma} = \frac{T_{0\sigma}}{1 + \frac{\gamma_{\sigma} - 1}{2} M_{\sigma}^2}$$

e/ Masse volumique

$$\rho_{\sigma} = \frac{P_{\sigma}}{R_{\sigma} T_{\sigma}}$$

f/ Vitesse absolue

$$V_{\sigma} = a_{\sigma} \cdot M_{\sigma} = \sqrt{\gamma_{\sigma} R_{\sigma} T_{\sigma}} \cdot M_{\sigma}$$

6.5-PARTIE 5 : TURBINE

6.5.1-Introduction

La détente des gaz arrivant de la chambre de combustion s'effectue dans une turbine à double corps. Le premier fonctionne à haute pression et entraîne le compresseur HP, tandis que le second fonctionne à basse pression et entraîne le compresseur BP.

6.5.2-Vitesses périphériques

Les rayons moyens des turbines et celui des compresseurs sont respectivement identiques. Donc les vitesses périphériques sont les mêmes, vu que le nombre de tours est identique donc :

$$U_{tHP} = U_2$$

$$U_{tBP} = U_1$$

et

$$r_{mtHP} = R$$

$$r_{mtBP} = R_{m1}$$

6.5.3-Rendements d'une turbine

Tout comme le compresseur, nous considérons deux types de rendement :

- le rendement isentropique.
- le rendement polytropique.

Rendement isentropique η_t

C'est le rapport de l'énergie réellement récupérée par la turbine à l'énergie qu'elle aurait théoriquement dû recevoir.

Rendement polytropique η_{pt}

Comme dans le cas du compresseur, ce concept prend en compte les détente dans chaque étage de turbine.

En supposant que le rendement est le même pour chaque étage, et en faisant le même raisonnement que pour le compresseur, on obtient :

$$\eta_{pt} = \frac{K_t - 1}{K_t} \cdot \frac{\gamma_\sigma}{\gamma_\sigma - 1} \quad , \text{généralement } \eta_{pt} = 0.90.$$

Où γ_σ : rapport des chaleurs spécifiques des gaz de combustion.

K_t : coefficient polytropique pour la turbine.

La relation entre ces deux rendements est:

$$\eta_t = \frac{\left(\frac{P_{07}}{P_{06}}\right)^{\eta_{pt} \frac{\gamma_{\sigma}-1}{\gamma_{\sigma}}} - 1}{\left(\frac{P_{07}}{P_{06}}\right)^{\frac{\gamma_{\sigma}-1}{\gamma_{\sigma}}} - 1} \quad (6.5.1)$$

6.5.4-Turbine haute pression HP

Taux de détente total

$$\text{On a } \eta_t = \frac{\Delta H_{0e2}}{\Delta H'_{0e2}} = \frac{C_{p\sigma}(T_{06} - T_{07})}{C_{p\sigma}(T_{06} - T'_{07})}$$

$$\text{d'où } T_{06} - T_{07} = \eta_t (T_{06} - T'_{07})$$

La diminution d'enthalpie totale par étage est:

$$\Delta H_{ot1} = C_{p\sigma}(T_{06} - T_{07}) = C_{p\sigma} \eta_t (T_{06} - T'_{07})$$

$$= C_{p\sigma} \eta_t T_{06} \left(1 - \frac{T'_{07}}{T_{06}}\right)$$

$$\text{Or } \left(\frac{T'_{07}}{T_{06}}\right) = \left(\frac{P_{07}}{P_{06}}\right)^{\frac{\gamma_{\sigma}-1}{\gamma_{\sigma}}}$$

$$\text{d'où } \Delta H_{0e2} = C_{p\sigma} \eta_t T_{06} \left[1 - \left(\frac{P_{07}}{P_{06}}\right)^{\frac{\gamma_{\sigma}-1}{\gamma_{\sigma}}}\right] \quad (6.5.2)$$

Où $\left(\frac{P_{07}}{P_{06}}\right)_e$: taux de détente par étage.

Donc en utilisant l'équation (6.5.1) on obtient:

$$\Delta H_{ot1} = C_{p\sigma} \eta_t T_{06} \left[1 - \left(\frac{P_{07}}{P_{06}}\right)_e^{\frac{\kappa_t-1}{\kappa_t}}\right]$$

D'où

$$\left(\frac{P_{07}}{P_{06}}\right)_e = \left[1 - \frac{\Delta H_{ot1}}{C_{p\sigma} T_{06}}\right]^{\frac{\kappa_t-1}{\kappa_t}}$$

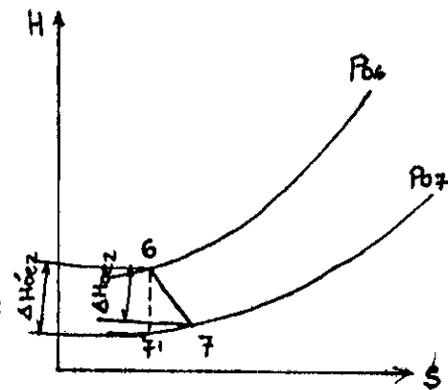


Fig. (6.5.1)

Le travail fournit par la turbine HP est absorbé par le compresseur HP, donc le taux de détente total est:

$$\tau_{t1} = \left(\frac{P_{07}}{P_{06}} \right) = \left(1 - \frac{\Delta H_{ro2}}{C_{p6} T_{06}} \right)^{\frac{\kappa_t}{\kappa_t - 1}}$$

Nombre d'étages

Le coefficient manométrique pour la turbine HP s'écrit:

$$\mu_t = \frac{\Delta H_{ro2}}{n_{t1} U_2^2} \Rightarrow n_{t1} = \frac{\Delta H_{ro2}}{\mu_t U_2^2}$$

Généralement $\mu_t \leq 1.8$

Pour avoir un nombre d'étage minimum on prend $\mu_t = 1.8$.

Chute d'enthalpie totale par étage

La chute d'enthalpie par étage est égale à:

$$\Delta H_{ot1} = \frac{\Delta H_{ro2}}{n_{t1}} = C_{p6} \Delta T_{oet1}$$

Triangle des vitesses

A partir de la relation d'Euler on obtient :

$$\Delta V_{uA} = \frac{\Delta H_{ot1}}{U_2}$$

En se référant à la fig (6.5.2) on a:

$$V_{Bu} = \frac{U_2}{2} + \frac{\Delta V_{uB}}{2}$$

$$V_{Au} = \frac{U_2}{2} - \frac{\Delta V_{uA}}{2}$$

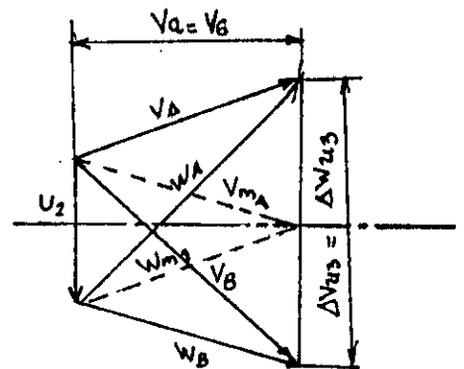


fig.(6.5.2)

$$V_A = \sqrt{V_{Au}^2 + V_{\sigma}^2} \quad \text{Vitesse absolue à l'entrée du rotor.}$$

$$V_B = \sqrt{V_{Bu}^2 + V_{\sigma}^2} \quad \text{Vitesse absolue à la sortie du rotor.}$$

En raison de la symetrie du triangle des vitesses (degrés de réaction $\epsilon = 1/2$) on a :

$$\begin{aligned} W_A &= V_B \\ W_B &= V_A \end{aligned}$$

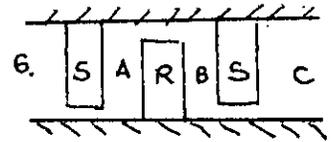
Variation de température statique dans la grille d'entrée

L'équation d'énergie entre l'entrée 6 et la sortie A de la grille d'entrée s'écrit:

$$H_A - H_6 + \frac{1}{2} (V_A^2 - V_6^2) = (Q + W)_{6-A} = 0$$

D'où $C_{p0} (T_A - T_6) = \frac{1}{2} (V_6^2 - V_A^2)$

Donc $\Delta T_{get1} = T_A - T_6 = \frac{1}{2C_{p0}} (V_6^2 - V_A^2)$



Dans le rotor

$$H_A - H_B + \frac{1}{2} (W_A^2 - W_B^2) = (Q + W)_{A-B} = 0$$

$$\Rightarrow C_{p0} (T_B - T_A) = \frac{1}{2} (W_A^2 - W_B^2) = \frac{1}{2} (V_B^2 - V_A^2)$$

d'où $\Delta T_{rt1} = \frac{1}{2C_{p0}} (V_B^2 - V_A^2)$

Dans le stator

$$\Delta T_{st1} = \Delta T_{rt1}$$

La chute de température statique par étage est :

$$\Delta T_{et1} = \Delta T_{oet1}$$

Paramètres de sortie de la turbine HP

Température totale

$$T_{07} = T_{06} - \eta_{t1} \Delta T_{oet1}$$

Température statique

$$T_7 = T_6 + \Delta T_{get1} - (\eta_{t1} - 1) \Delta T_{oet1} + \Delta T_{rt1}$$

Pression totale

$$P_{07} = P_{06} \cdot \tau_{t1}$$

Nombre de Mach

$$M_7 = \frac{V_7}{a_7} = \frac{V_7}{\sqrt{\gamma_0 R_0 T_7}}$$

Pression statique

$$P_7 = P_{07} \left[1 + \frac{\gamma_\sigma - 1}{2} M_7^2 \right]^{\frac{-\kappa_t}{\kappa_t - 1}}$$

Masse volumique

$$\rho_7 = P_7 / R_\sigma T_7$$

6.5.5. TURBINE BASSE PRESSION BP

Taux de détente total

$$\tau_{t2} = \left(\frac{P_{08}}{P_{07}} \right) = \left[1 - \frac{\Delta H_{r01}}{C_{p\sigma} T_{07}} \right]^{\frac{\kappa_t}{\kappa_t - 1}}$$

Nombre d'étages

$$n_{t2} = \frac{\Delta H_{r01}}{\mu_t U_1^2}$$

Chute d'enthalpie totale par étage

La chute d'enthalpie par étage est égale à:

$$\Delta H_{ot2} = \frac{\Delta H_{r01}}{n_{t2}} = C_{p\sigma} \Delta T_{oet2}$$

Triangle des vitesses

En se référant à la fig (6.5.2.) on a:

$$V_{Eu} = \frac{U_2}{2} + \frac{\Delta V_{u4}}{2}$$

$$V_{Du} = \frac{U_2}{2} - \frac{\Delta V_{u4}}{2}$$

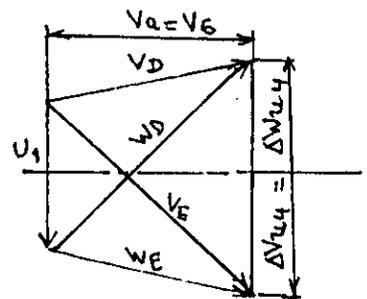


Fig. (6.5.3)

$$V_{D'} = \sqrt{V_{Du}^2 + V_\sigma^2} \quad \text{Vitesse absolue à l'entrée du rotor.}$$

$$V_E = \sqrt{V_{Eu}^2 + V_\sigma^2} \quad \text{Vitesse absolue à la sortie du rotor.}$$

En raison de la symétrie du triangle des vitesses (degrés de réaction $\epsilon=1/2$) on a :

$$W_D = V_E$$

$$W_E = V_D$$

Variation de la température statique
Dans la grille d'entrée

$$\Delta T_{get1} = T_A - T_\sigma = \frac{1}{2C_{p\sigma}} (V_\sigma^2 - V_A^2)$$

Dans le rotor

$$\Delta T_{rt2} = T_E - T_D = \frac{1}{2C_{p\sigma}} (V_E^2 - V_D^2)$$

Dans le stator

$$\Delta T_{st2} = \Delta T_{rt2}$$

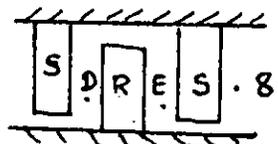
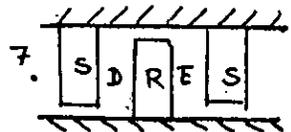
Dans la grille de sortie

L'équation d'énergie s'écrit :

$$H_\sigma - H_E + \frac{1}{2} (V_\sigma^2 - V_E^2) = (W+Q)_{\sigma-E} = 0$$

$$\Rightarrow C_{p\sigma} (T_\sigma - T_E) = \frac{1}{2} (V_E^2 - V_\sigma^2)$$

d'où
$$\Delta T_{gst} = T_\sigma - T_E = \frac{1}{2C_{p\sigma}} (V_E^2 - V_\sigma^2)$$



Paramètres de sortie de la turbine BP

Température totale

$$T_{08} = T_{07} - \eta_{t2} \Delta T_{oet2}$$

Température statique

$$T_\sigma = T_7 + \Delta T_{get2} - (\eta_{t2} - 1) \Delta T_{oet2} + \Delta T_{rt2} + \Delta T_{gst}$$

Pression totale

$$P_{08} = P_{07} \cdot \tau_{t2}$$

Nombre de Mach

$$M_\sigma = \frac{V_\sigma}{a_\sigma} = \frac{V_\sigma}{\sqrt{\gamma_\sigma R_\sigma T_\sigma}}$$

Température statique

$$T_0 = \frac{T_{00}}{\left(1 + \frac{\gamma_0 - 1}{2} M_0^2\right)}$$

Masse volumique

$$\rho_0 = P_0 / R_0 T_0$$

Vitesse

$$V_0 = \sqrt{\gamma_0 R_0 T_0} M_0$$

6.7-PARTIE : 7 PERFORMANCES

6.7.1-Poussée F

La poussée d'un turboréacteur simple flux est donnée par la relation :

$$F = m_0 V_0 - m V_a + (P_0 - P_a) S_0$$

où m : débit d'air à l'entrée.
 V_a : vitesse de l'air à l'entrée.

Puisque la tuyère est adaptée ($P_0 = P_a$) et $m_0 = m(1+\alpha)$ alors:

$$F = m [(1+\alpha)V_0 - V_a] \quad [N]$$

6.7.2-Poussée spécifique $F_{spé}$

C'est la poussée par unité de débit masse de gaz éjecté par le turboréacteur .

On écrira donc :

$$F_{spé} = \frac{F}{m(1+\alpha)} \quad [N/kg/s]$$

6.7.3-Puissance calorifique P_c

C'est la puissance fournie au réacteur par la combustion du carburant débité dans la chambre de combustion.

Elle est donnée par la relation :

$$P_c = m_c \cdot Q_R \quad [W]$$

6.7.4-Puissance thermique réelle P_{tr}

En réalité le réacteur ne fonctionne pas suivant le cycle théorique . Nous avons des pertes à l'intérieur de la machine et la puissance thermique réelle est la fonction de puissance calorifique réellement transformée en énergie mécanique . Elle est représentée en pratique par la différence entre la puissance cinétique du jet à la sortie et la puissance cinétique de l'air à l'entrée. Elle a pour expression:

$$P_{tr} = \frac{1}{2} m_o V_o^2 - \frac{1}{2} m V_a^2 \quad [W]$$

6.7.5-Puissance de propulsion P_p

C'est le travail de la poussée :

$$P_p = F \cdot \text{Vitesse de l'avion}$$
$$P_p = F \cdot V_a \quad [W]$$

6.7.6-Rendement thermique η_{tr}

C'est le rapport de la puissance thermique réelle à la puissance calorifique:

$$\eta_{tr} = \frac{P_{tr}}{P_c}$$

6.7.7-Rendement global η_g

C'est le rapport de la puissance de propulsion à la puissance calorifique:

$$\eta_g = \frac{P_p}{P_c}$$

6.7.8-Consommation spécifique C_{sp}

C'est un facteur très important , car il conditionne le temps de vol et le rayon d'action de l'appareil.

Par convention , il a été décidé de rapporter la consommation horaire à l'unité de poussée.

Elle aura donc pour expression :

$$C_{sp} = \frac{36\ 000 m_f}{F} = \frac{36\ 000 V_a}{\eta_g \cdot Q_R} \quad [kg/daN/h]$$

6.8-Analyse des graphes

1/Poussée

-Nous constatons que la poussée du GNL est meilleure que celle du kérosène pour tous les nombres de Mach considérés.

Cette différence croît avec l'accroissement de la température (total) T_{06} de la chambre de combustion.

-A partir de Mach=2, nous constatons que la poussée diminue avec l'augmentation du taux de compression.

2/Poussée spécifique :

-Les courbes de la poussée spécifique ont la même allure que celles de la poussée vue que le rapport entre les deux est une constante égale au débit d'air; donc les commentaires sont les mêmes que ceux de la poussée.

3/Rendement thermique :

-Le rendement thermique avec le kérosène quelque soit le nombre de Mach de vol et quelque soit la température T_{06} , est meilleur que celui de GNL.

Pour les deux fuels le rendement thermique décroît rapidement pour les nombres de Mach 2.7 et 3 avec le taux de compression, et cela toutes les températures T_{06} .

4/Rendement global :

-Le rendement global du turboréacteur est meilleur avec le kérosène qu'avec le GNL, et cela pour tous les Mach considérés et toutes les températures T_{06} .

-Le rendement global décroît avec l'augmentation de la température T_{06} pour les Mach allant jusqu'à 2.2.

Cependant pour les Mach 2.7 et 3, le rendement global croît avec l'augmentation de la température T_{06} et cela pour un taux de compression compris entre 10 et 20.

5/Consommation spécifique

-Pour les nombres de Mach 0.8 et 1.2, la consommation spécifique en Kérosène est plus faible que celle en GNL.

.Pour le nombre de Mach 1.6 la situation est la même seulement à partir du taux de compression 20, les courbes se confondent, par conséquent les consommations spécifiques sont les mêmes.

.Pour le nombre Mach 2 et 2.2 la consommation spécifique en GNL est inférieure à celle en kérosène et ceci pour des taux de compression supérieurs à 10.

.Pour les nombre de Mach 2.7 et 3 la consommation en GNL est

inférieur à celle en kérosène.

-La consommation spécifique diminue avec le taux de compression et augmente avec la température T_{06} et ceci pour les nombres de Mach 0.8 à 2.2.

-Pour le nombre de Mach 2.7 la consommation spécifique diminue avec l'augmentation du taux de compression sauf pour $T_{06} = 1400$ K, par contre elle augmente avec l'augmentation de T_{06} (exceptée pour $T_{06} = 1400$ K et $\tau \geq 17$)

-Pour le nombre de Mach 3 la consommation spécifique diminue avec l'augmentation du taux de compression seulement pour $T_{06} = 1400$ K et $T_{06} = 1600$ K elle augmente à partir des taux de compression respectivement égaux à 9 et 17 .

Cependant la consommation spécifique diminue avec la température sauf à partir du taux de compression de 12.

CONCLUSION GENERALE

On a montré lors de cette étude que le GNL, utilisé comme combustible dans le turboréacteur, peut fournir des avantages considérables de propulsion.

Les avantages très particuliers et propre au GNL, sont la diminution de la pollution et une meilleure sécurité d'usage.

Les perspectives économiques de ce carburant sont offertes par son prix peu élevé, comparé aux autres fuels utilisés de nos jours en aviation.

L'accroissement du rendement *thermique* aux températures de fonctionnement élevées et aux nombres de Mach supérieurs, permettant d'obtenir un gain en poussée et en consommation spécifique, *au kérosène* chose qui se traduit par un gain en charge utile ou par l'accroissement du rayon d'action.

En tout cas même si nous avons abouti à une conclusion qui ne paraît pas très heureuse, car cela dit le GNL n'est rentable que pour des nombres de Mach supérieurs à 2, surtout lorsque l'on sait que les avions supersoniques civiles dans le monde se comptent sur les bouts des doigts.

A notre sens, nous pensons que malgré cela, le GNL peut devenir un concurrent sérieux pour le kérosène même aux nombres de Mach inférieurs, car il est moins polluant.

En tout cas, nous avons identifié le chemin scientifique qu'il faut emprunter pour étudier le comportement d'un fuel en aviation.

Nous pensons également que cette thèse mérite d'être complétée par l'étude d'un échangeur AIR-GNL en vue de refroidir les aubes de la turbine et du coup augmenté la température d'entrée de celle-ci.

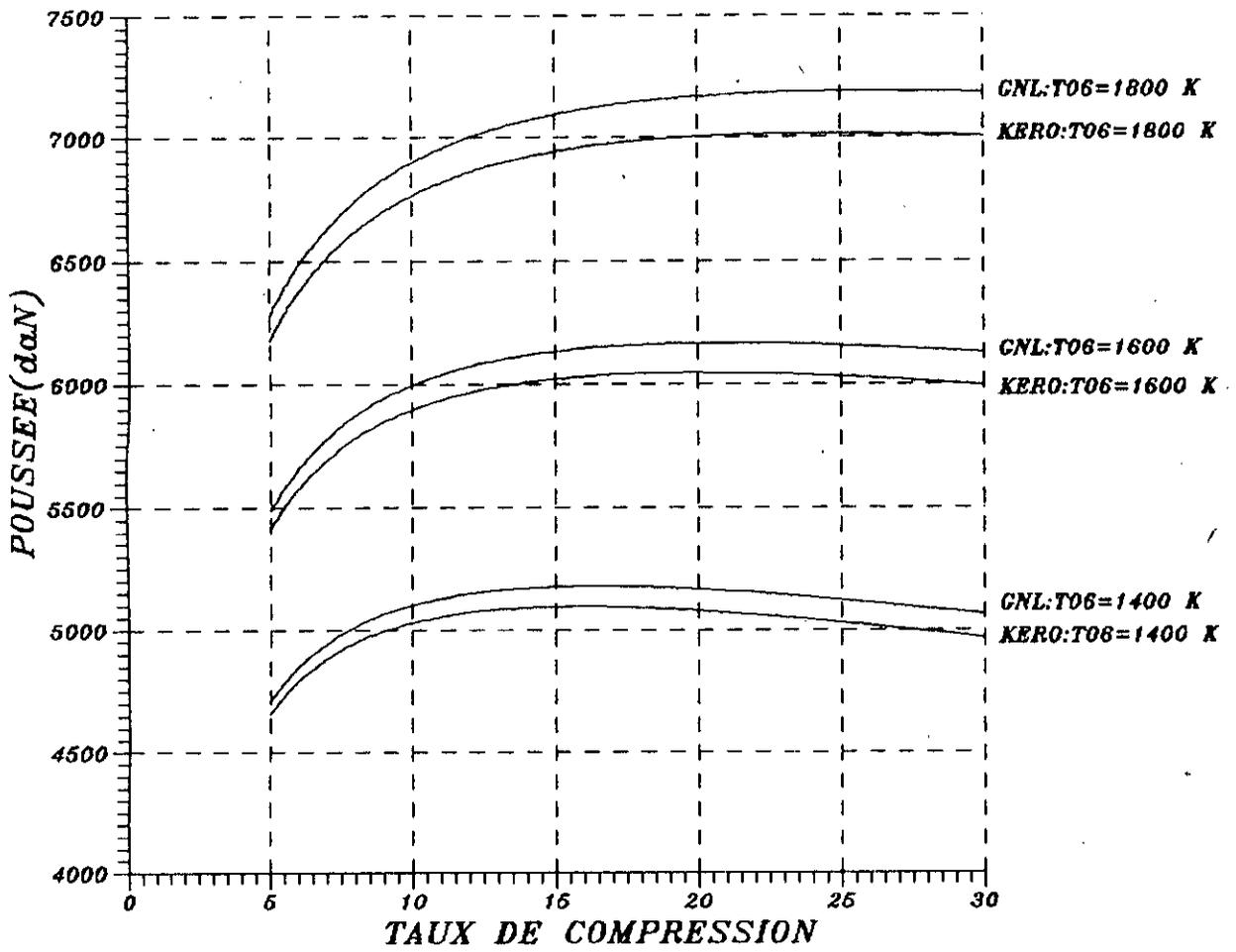


Fig. VARIATION DE LA POUSSEE EN FONCTION
DU TAUX DE COMPRESSION
MACH=0.8

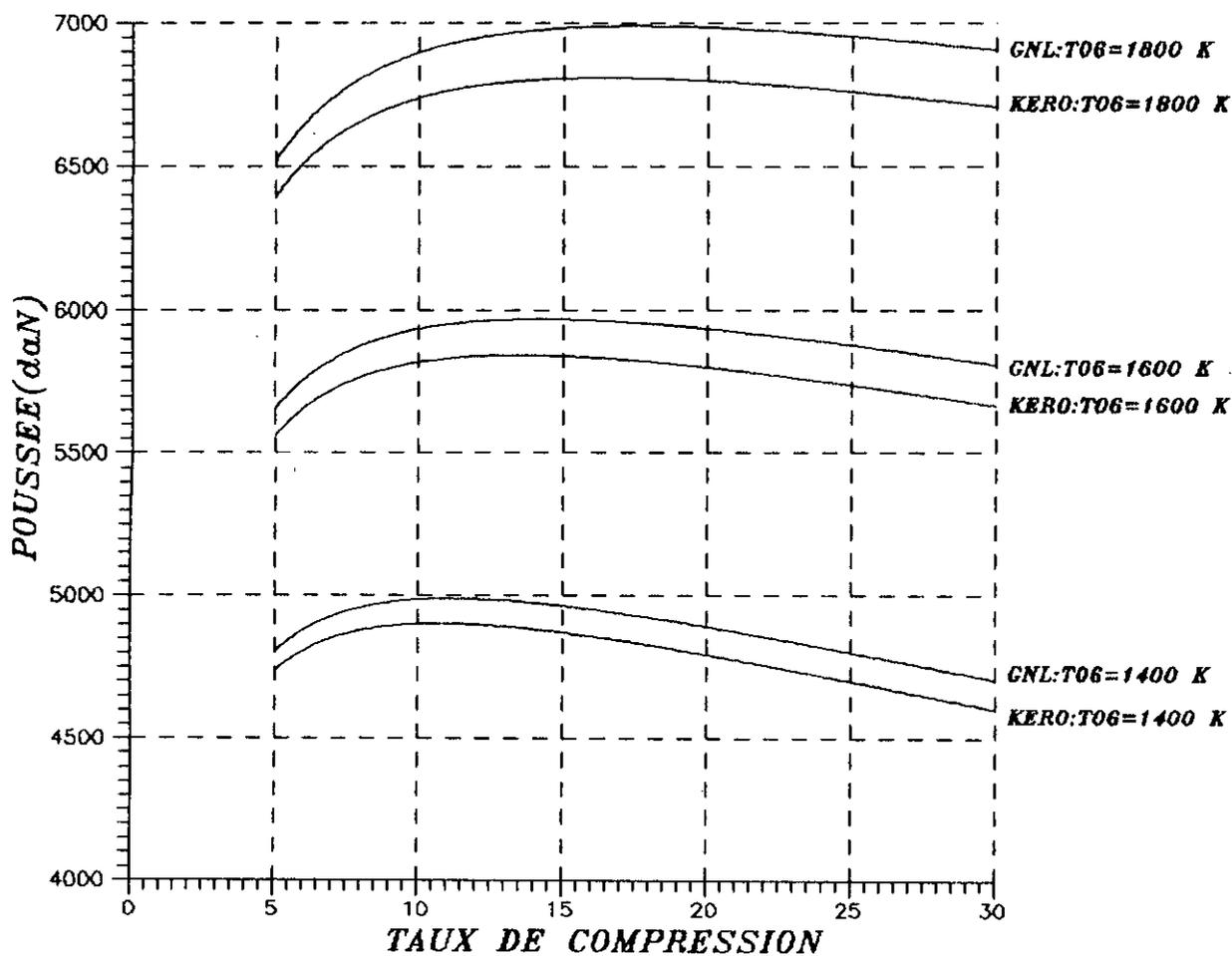


Fig. VARIATION DE LA POUSSEE EN FONCTION DU TAUX DE COMPRESSION MACH=1.2

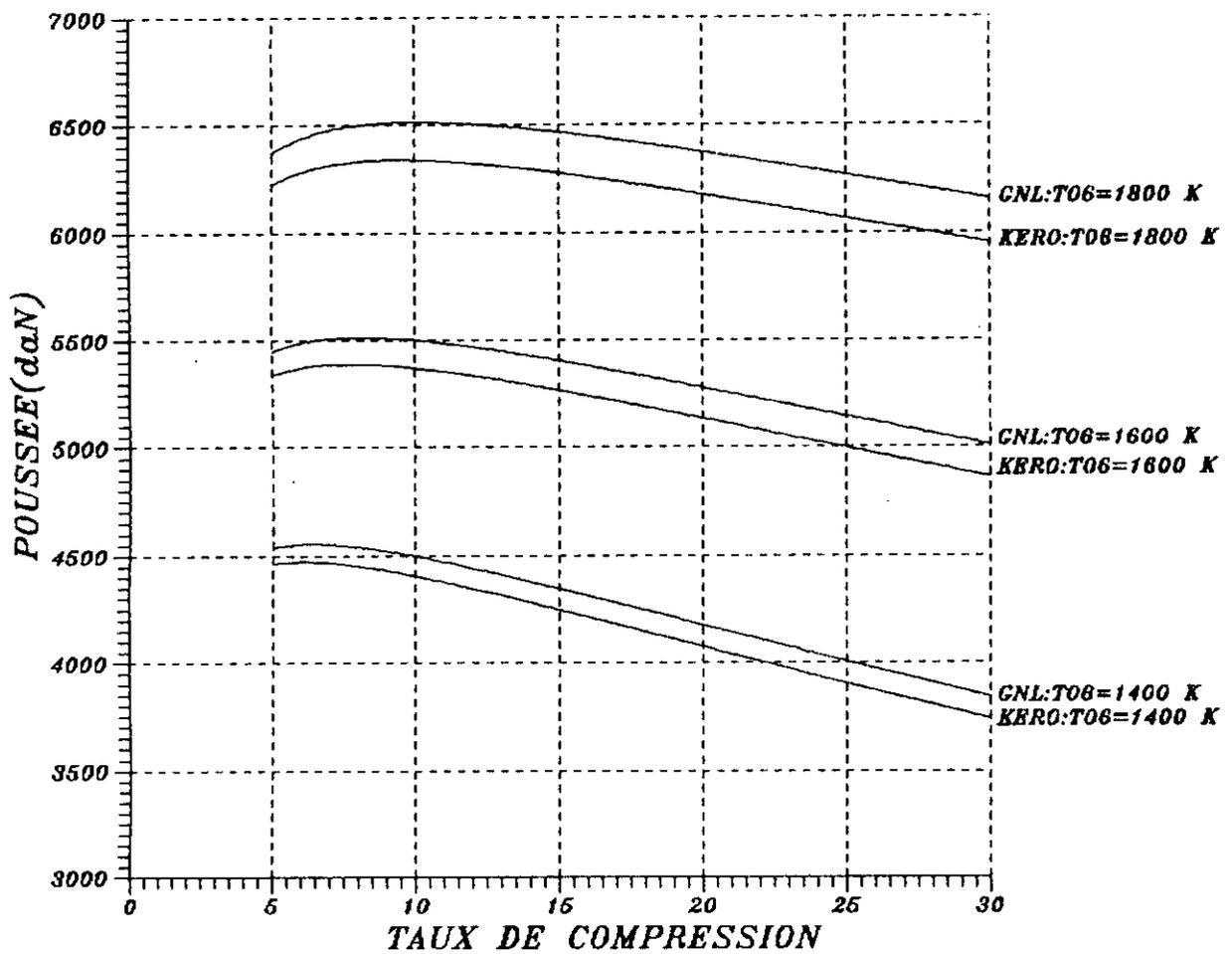


Fig. VARIATION DE LA POUSSEE EN FONCTION
DU TAUX DE COMPRESSION
MACH=1.6

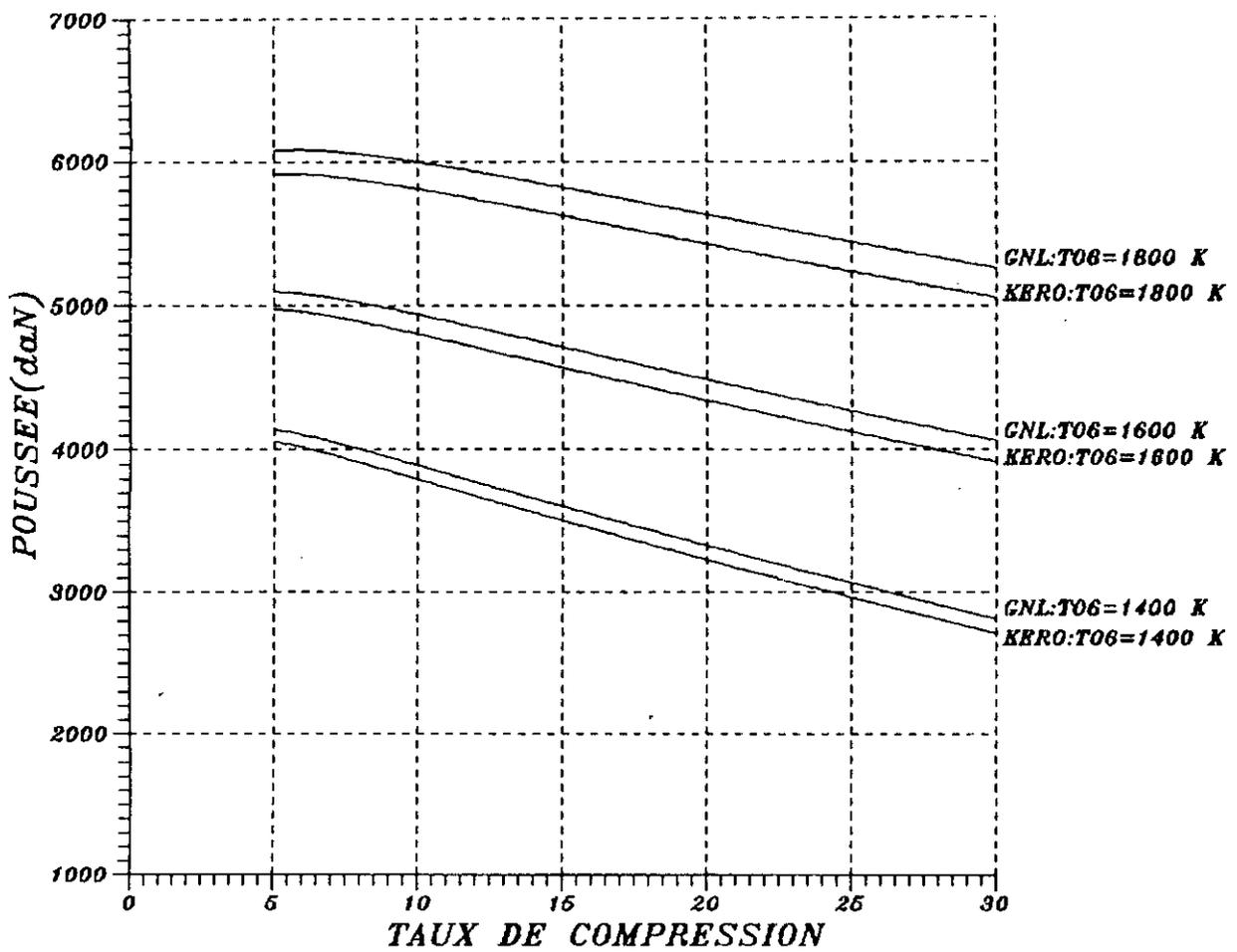


Fig. VARIATION DE LA POUSSEE EN FONCTION
DU TAUX DE COMPRESSION
MACH=2

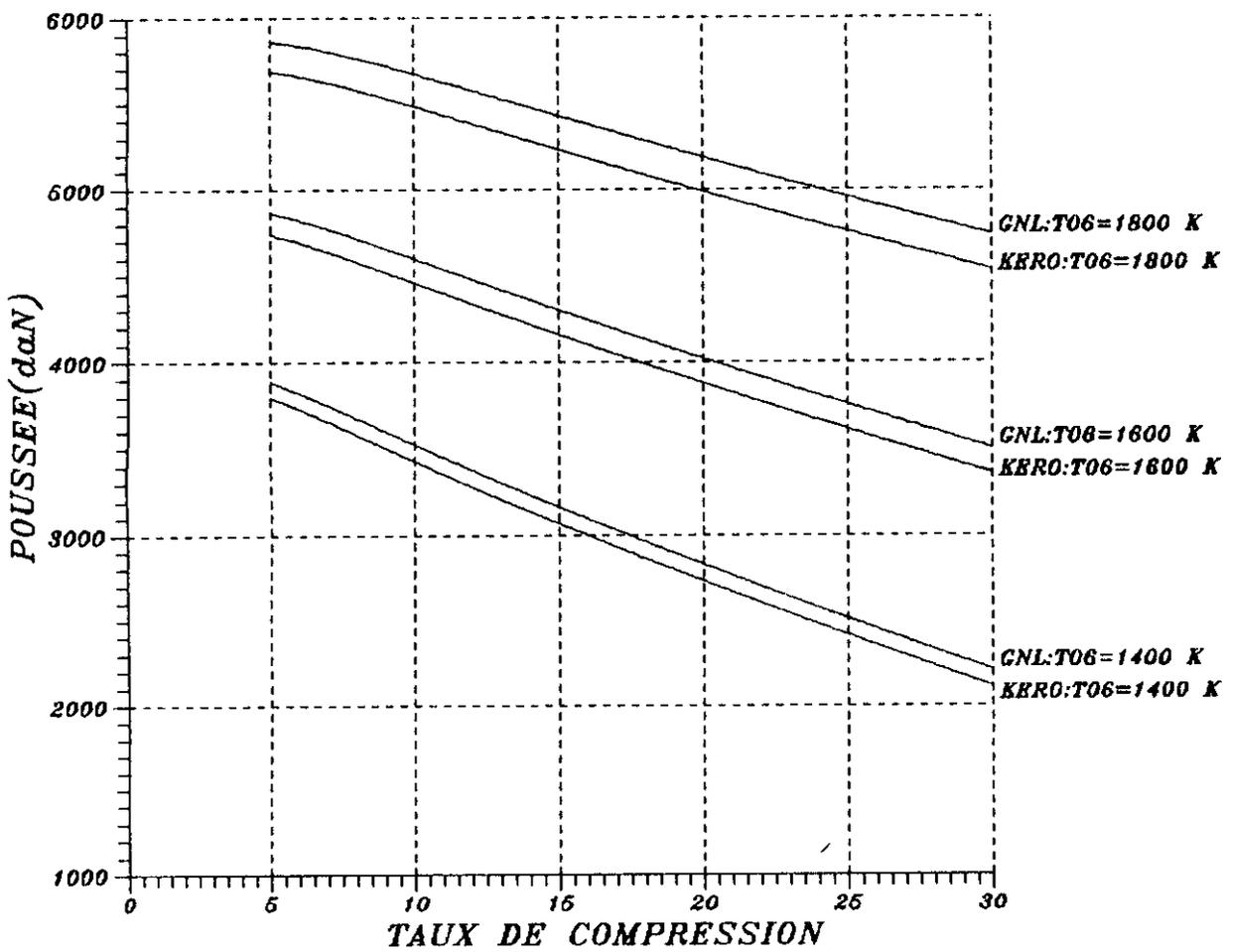


Fig. VARIATION DE LA POUSSEE EN FONCTION
DU TAUX DE COMPRESSION
MACH=2.2

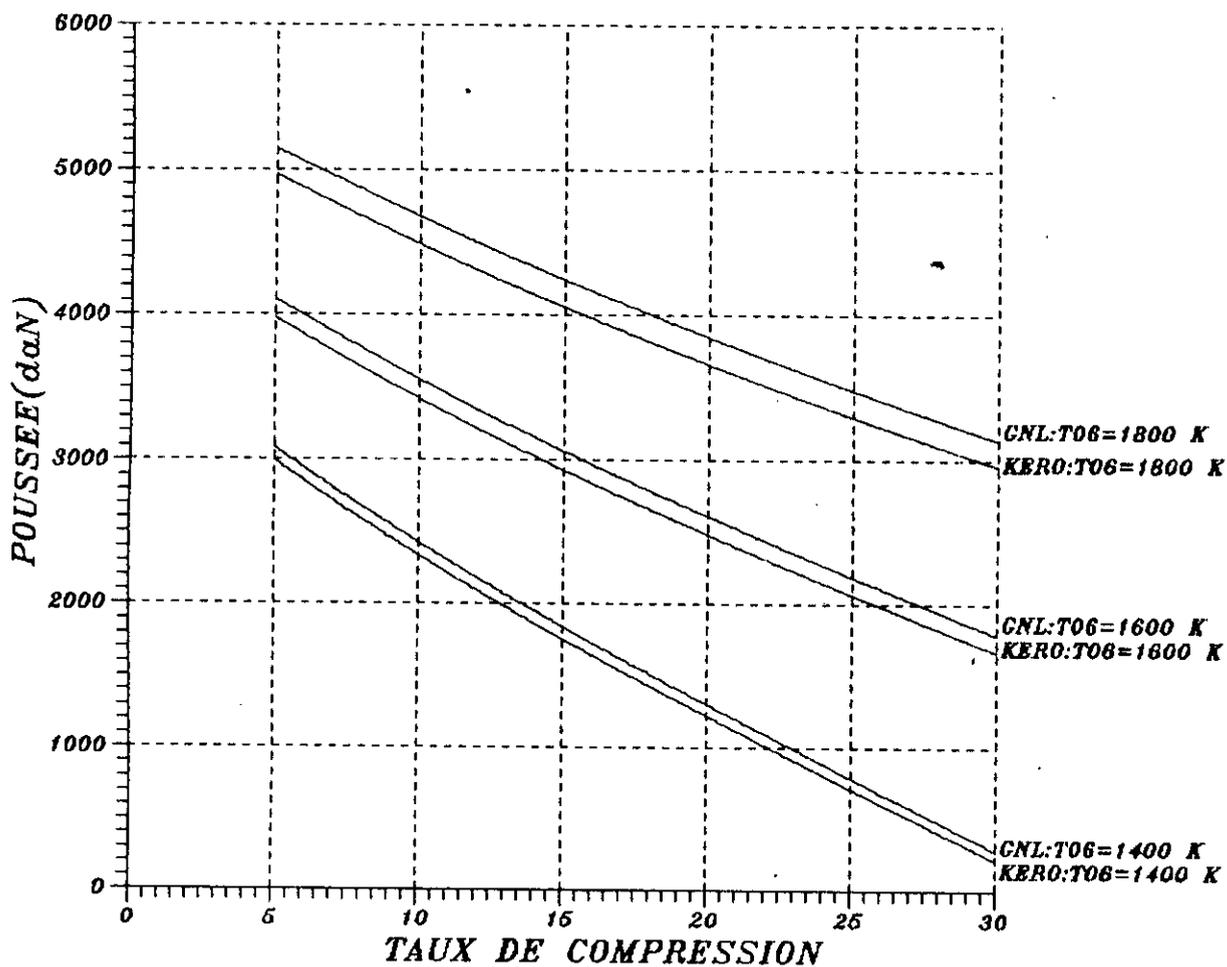
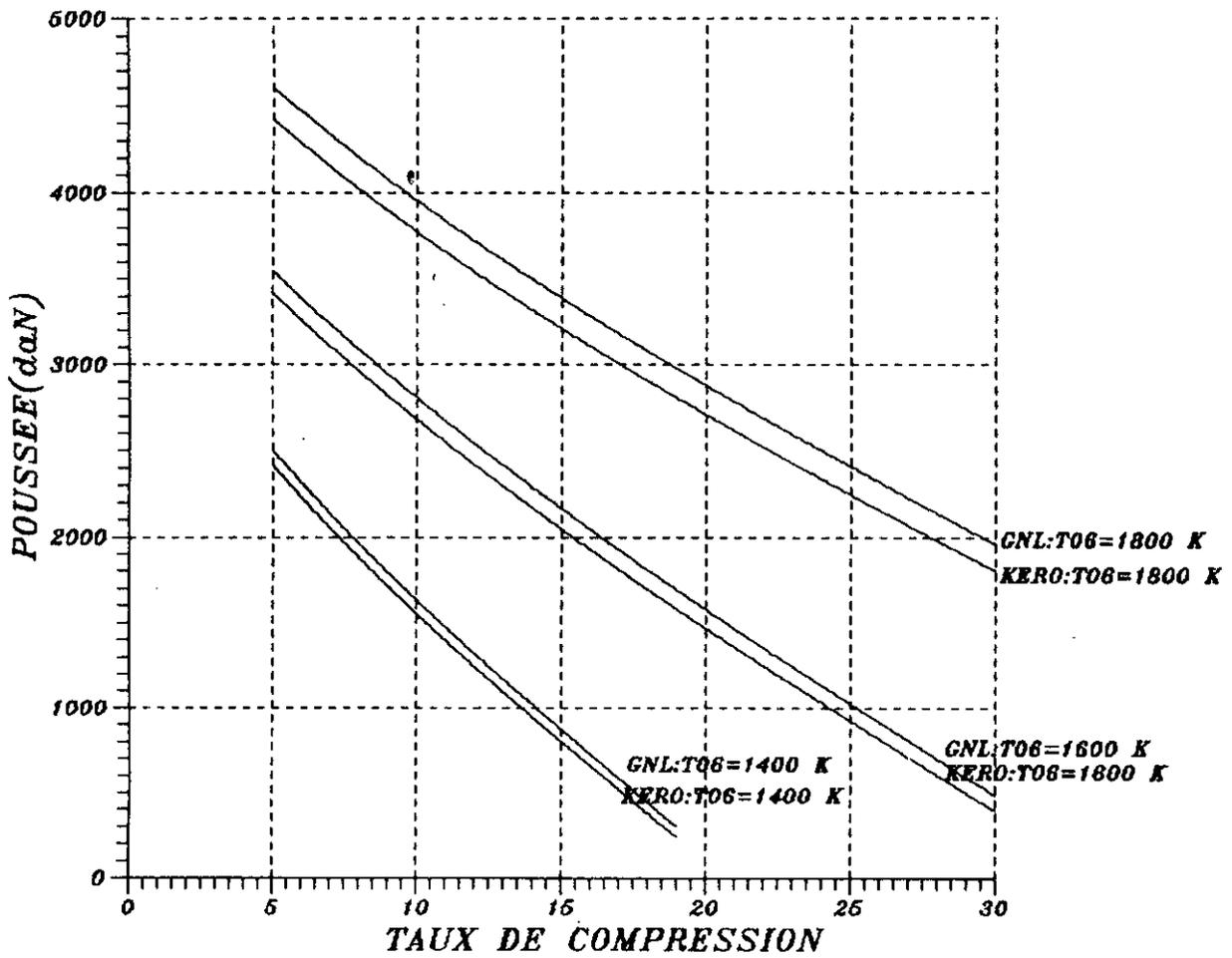


Fig. VARIATION DE LA POUSSEE EN FONCTION
DU TAUX DE COMPRESSION
MACH=2.7



9.

VARIATION DE LA POUSSEE EN FONCTION
DU TAUX DE COMPRESSION
MACH=3

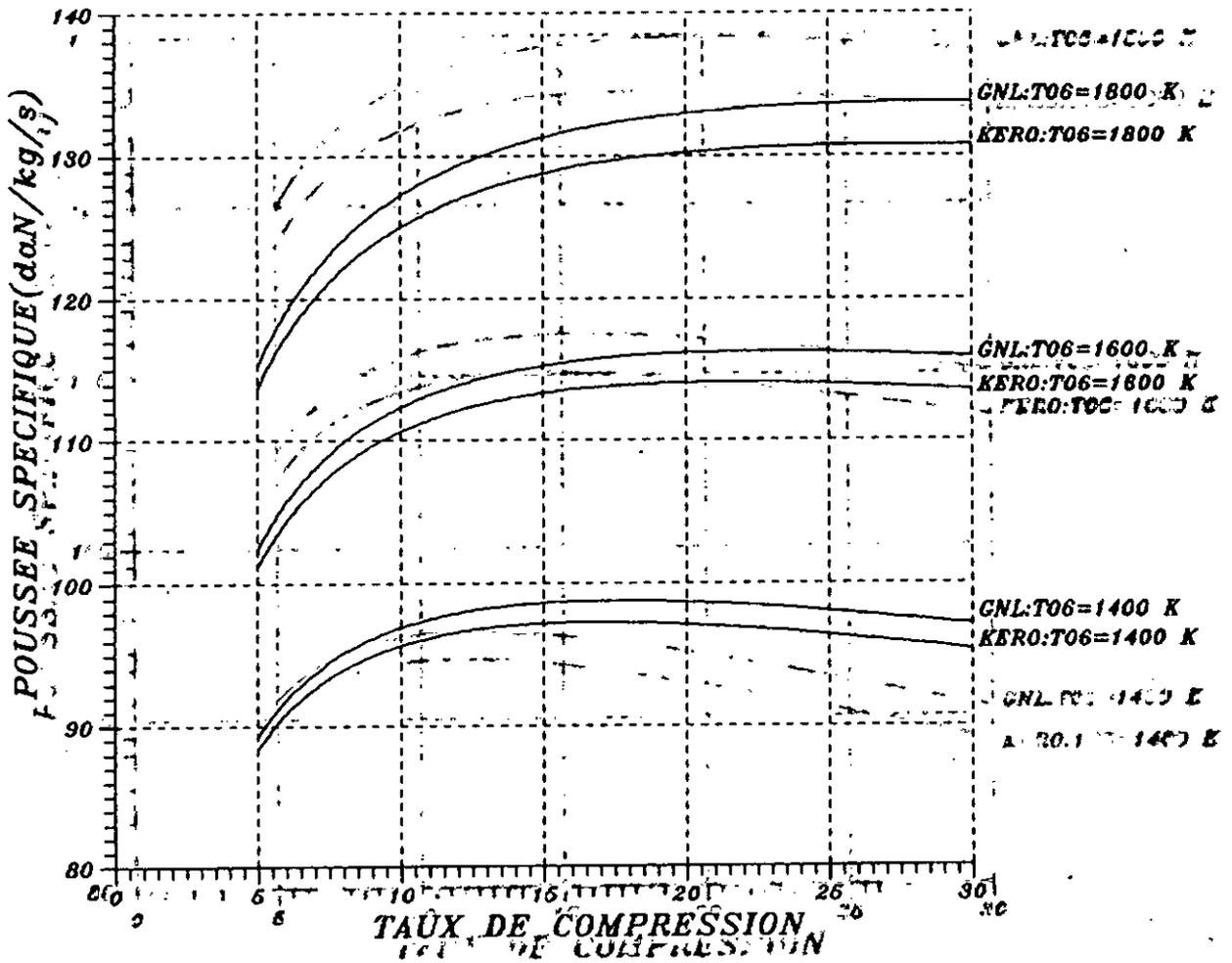


Fig. 10. VARIATION DE LA POUSSE SPECIFIQUE EN FONCTION DU TAUX DE COMPRESSION EN MACH=0.82

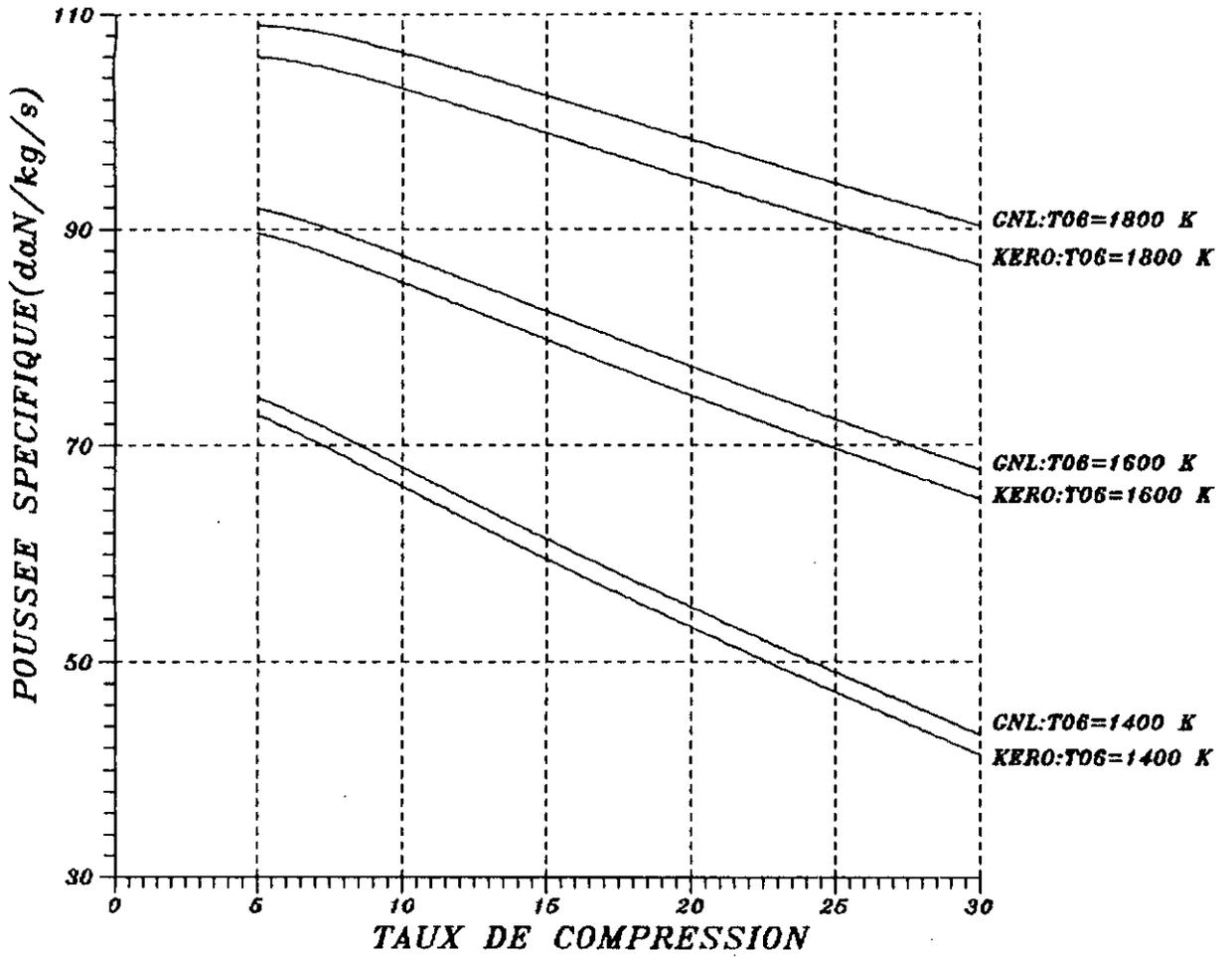


Fig.

VARIATION DE LA POUSSEE SPECIFIQUE
 EN FONCTION DU TAUX DE COMPRESSION
 MACH=2.2

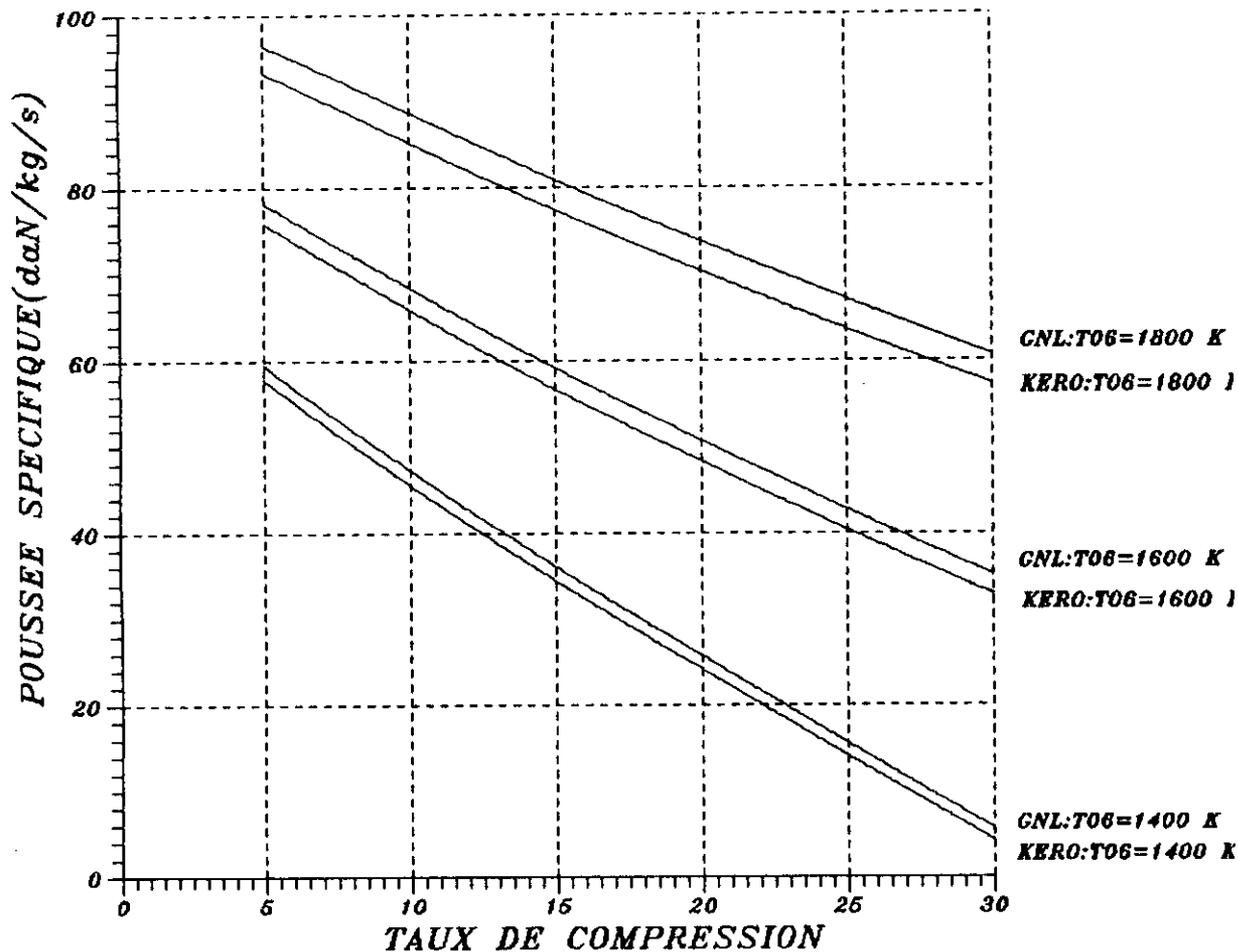


Fig. VARIATION DE LA POUSSEE SPECIFIQUE EN FONCTION DU TAUX DE COMPRESSION MACH=2.7

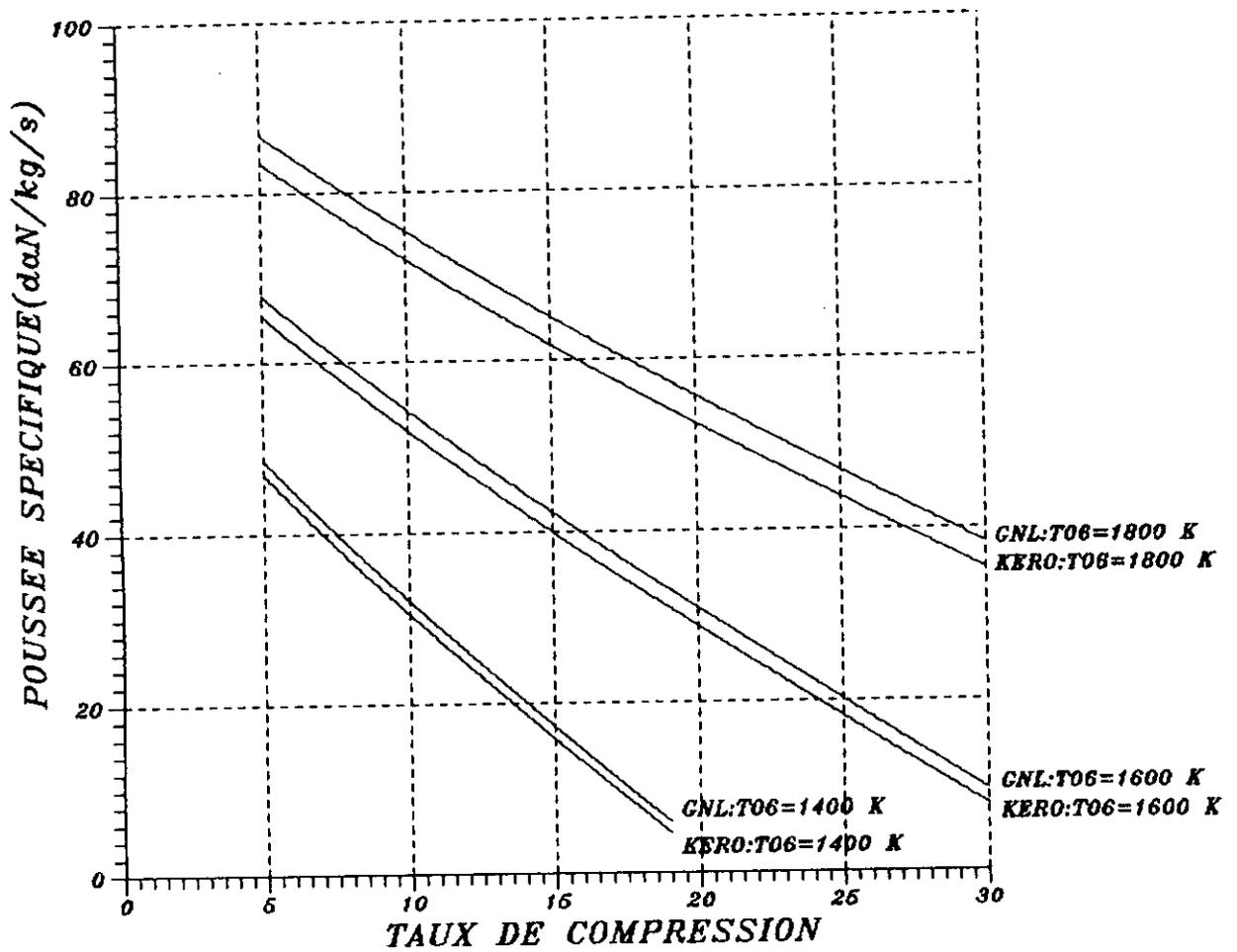


Fig.

VARIATION DE LA POUSSEE SPECIFIQUE EN
 FONCTION DU TAUX DE COMPRESSION
 MACH=3

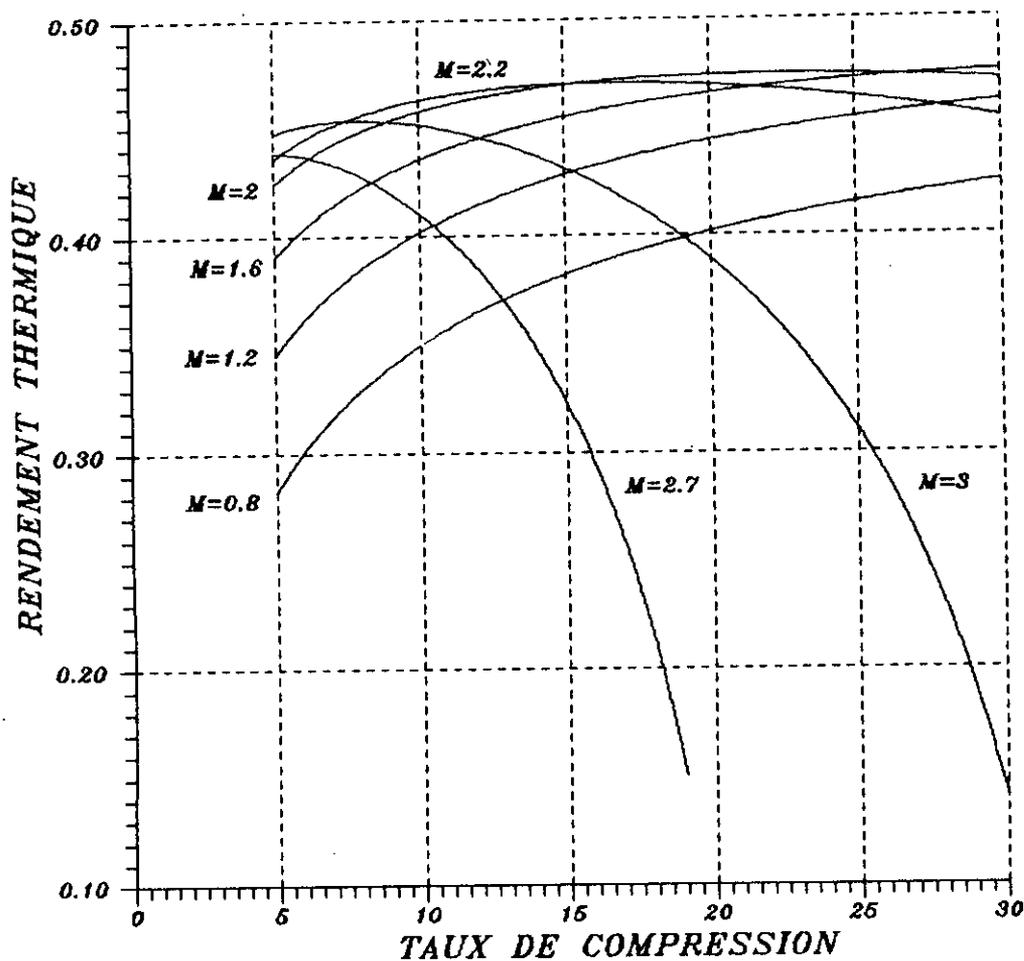


Fig. VARIATION DU RENDEMENT THERMIQUE EN FONCTION DU TAUX DE COMPRESSION ET DU NOMBRE DE MACH
KERO / T06=1400 K

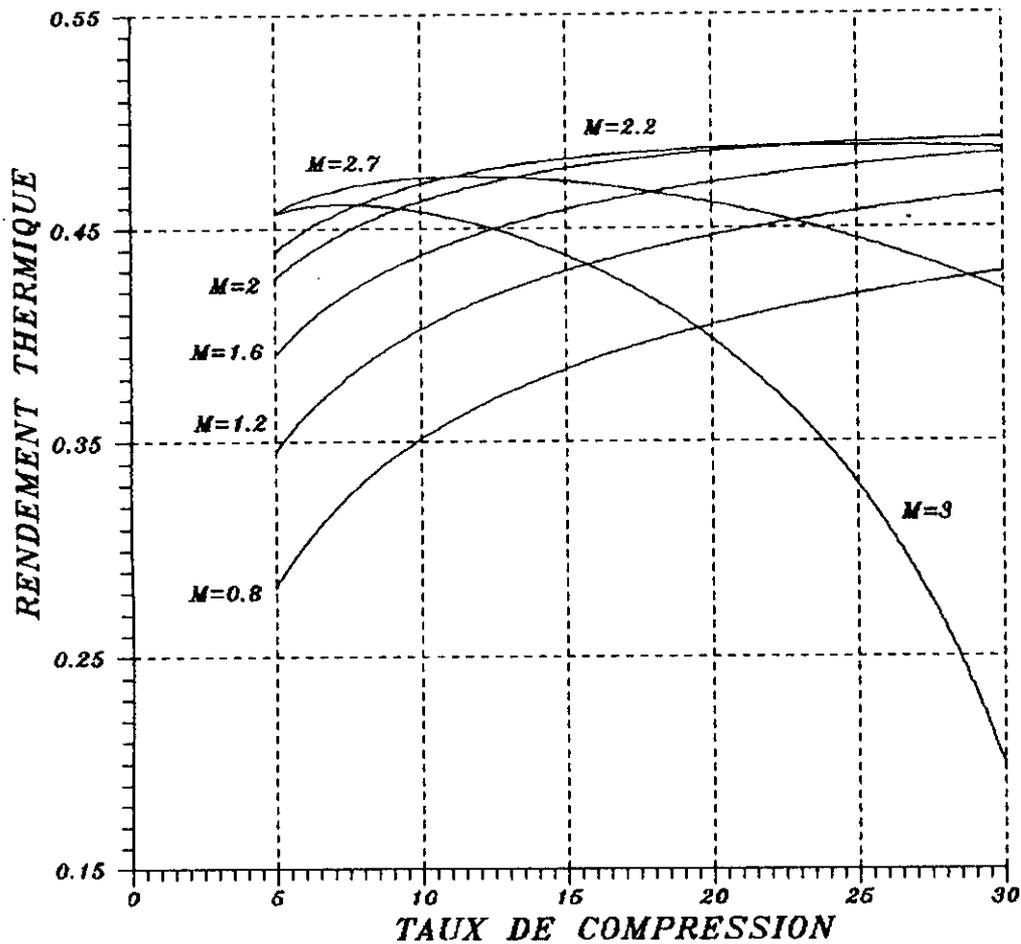


Fig.

VARIATION DU RENDEMENT THERMIQUE EN
 FONCTION DU TAUX DE COMPRESSION ET
 DU NOMBRE DE MACH
 KERO / T06=1600 K

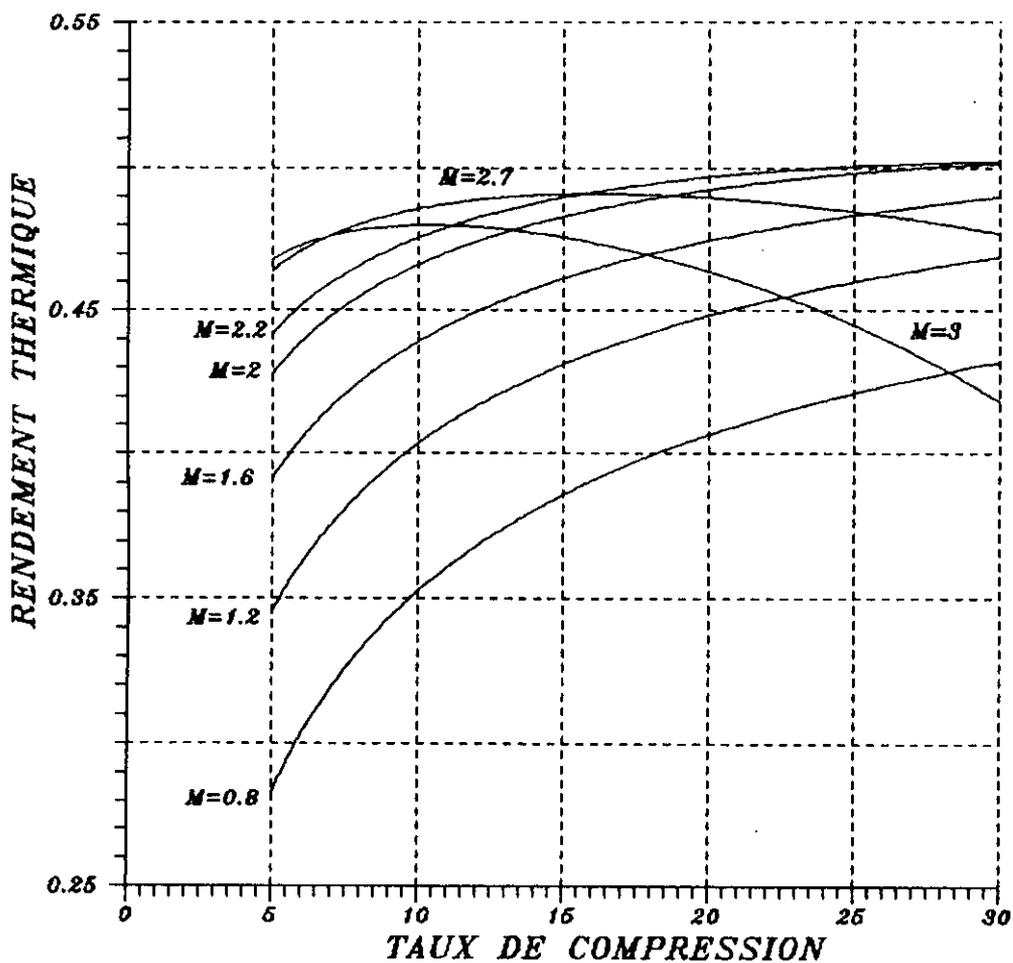


Fig.

VARIATION DU RENDEMENT THERMIQUE EN
 FONCTION DU TAUX DE COMPRESSION ET
 DU NOMBRE DE MACH
 $KERO / T06 = 1800 K$

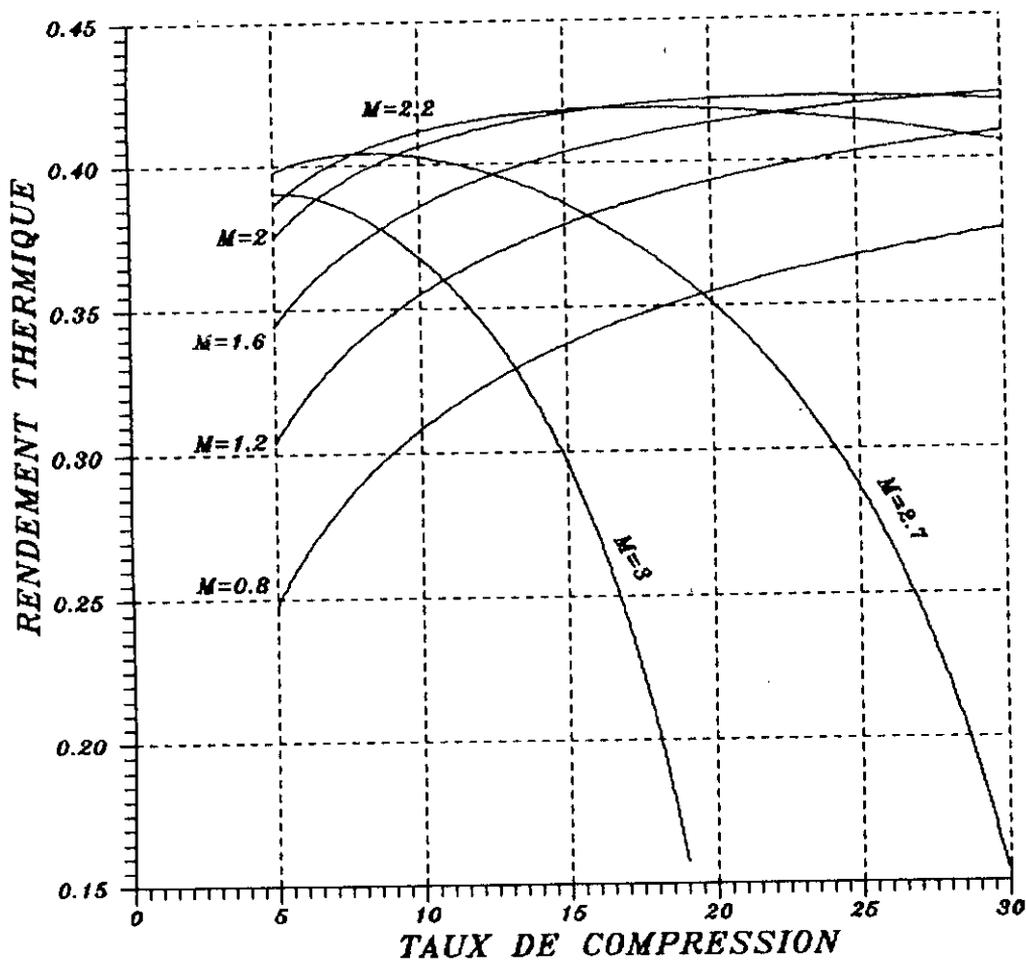


Fig.

VARIATION DU RENDEMENT THERMIQUE EN
 FONCTION DU TAUX DE COMPRESSION
 ET DU NOMBRE DE MACH
 $GNL / T06 = 1400 K$

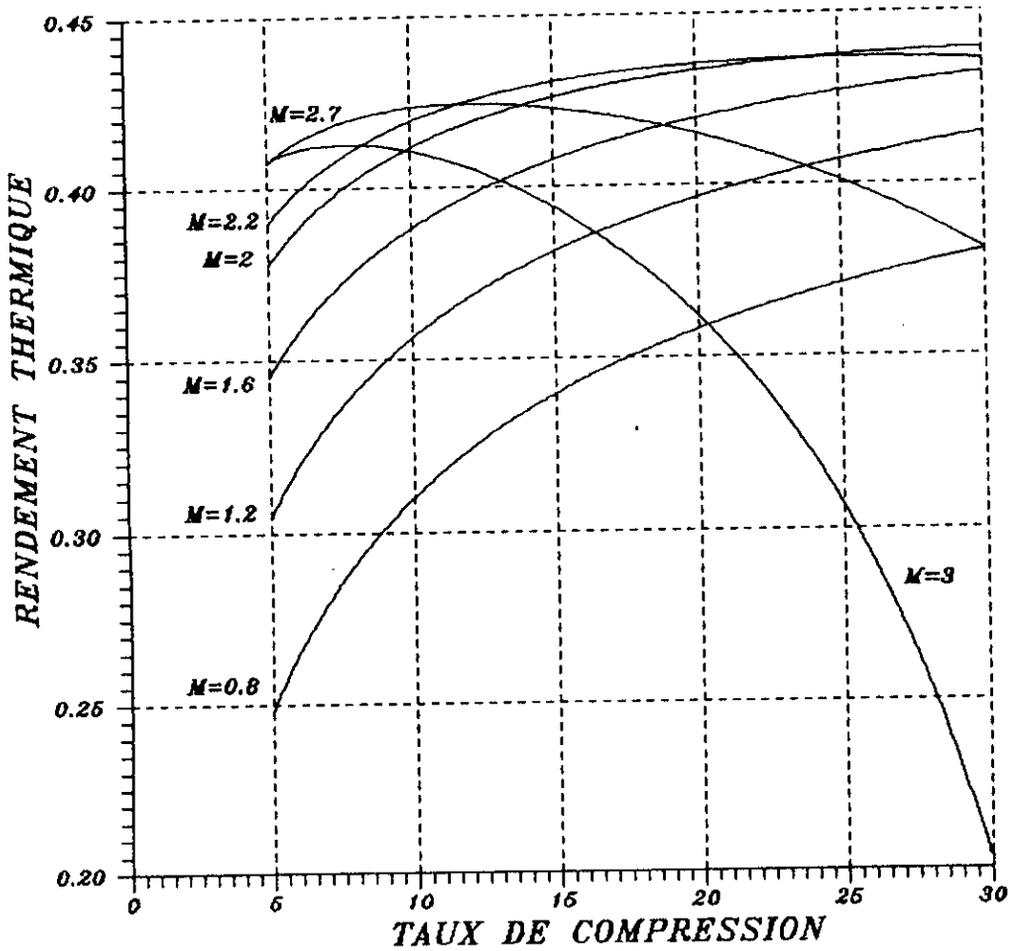


Fig. VARIATION DU RENDEMENT THERMIQUE EN FONCTION DU TAUX DE COMPRESSION ET DU NOMBRE DE MACH
GNL / T06 = 1600 K

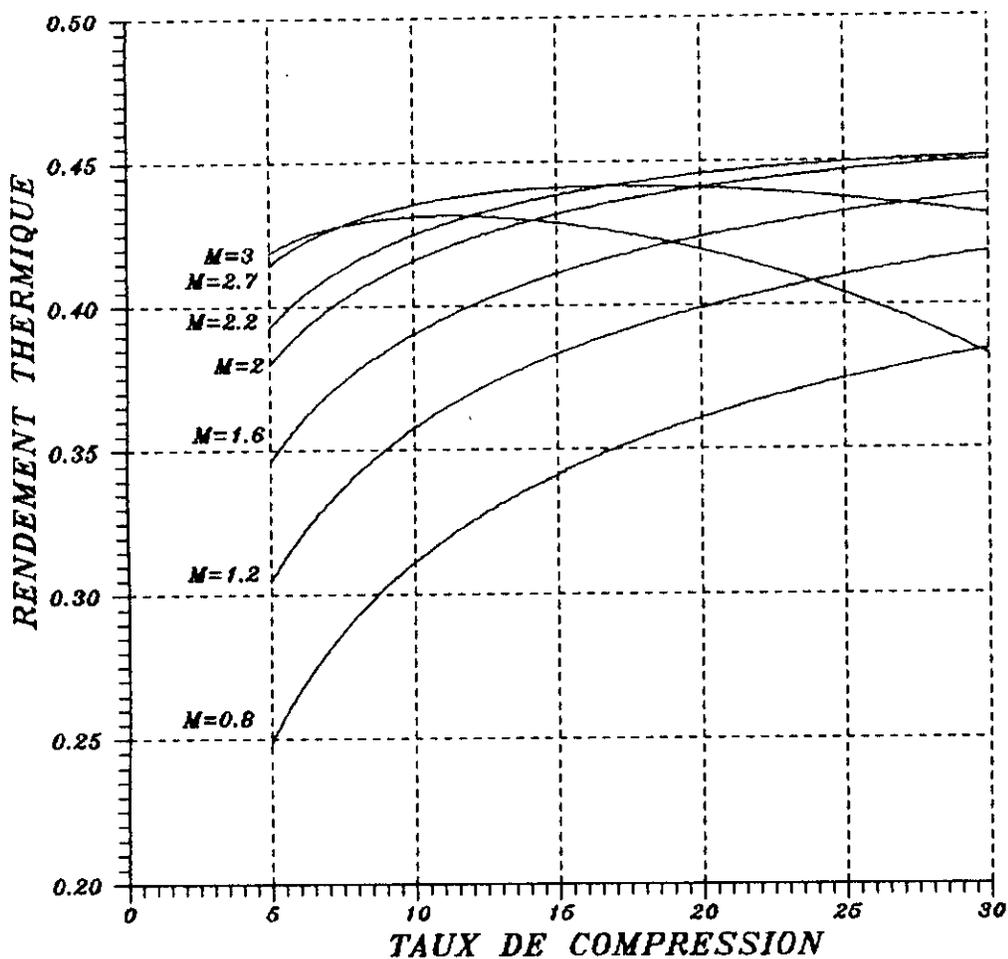


Fig.

VARIATION DU RENDEMENT THERMIQUE EN
 FONCTION DU TAUX DE COMPRESSION ET
 DU NOMBRE DE MACH
 $G_{NL} / T_{06} = 1800 \text{ K}$

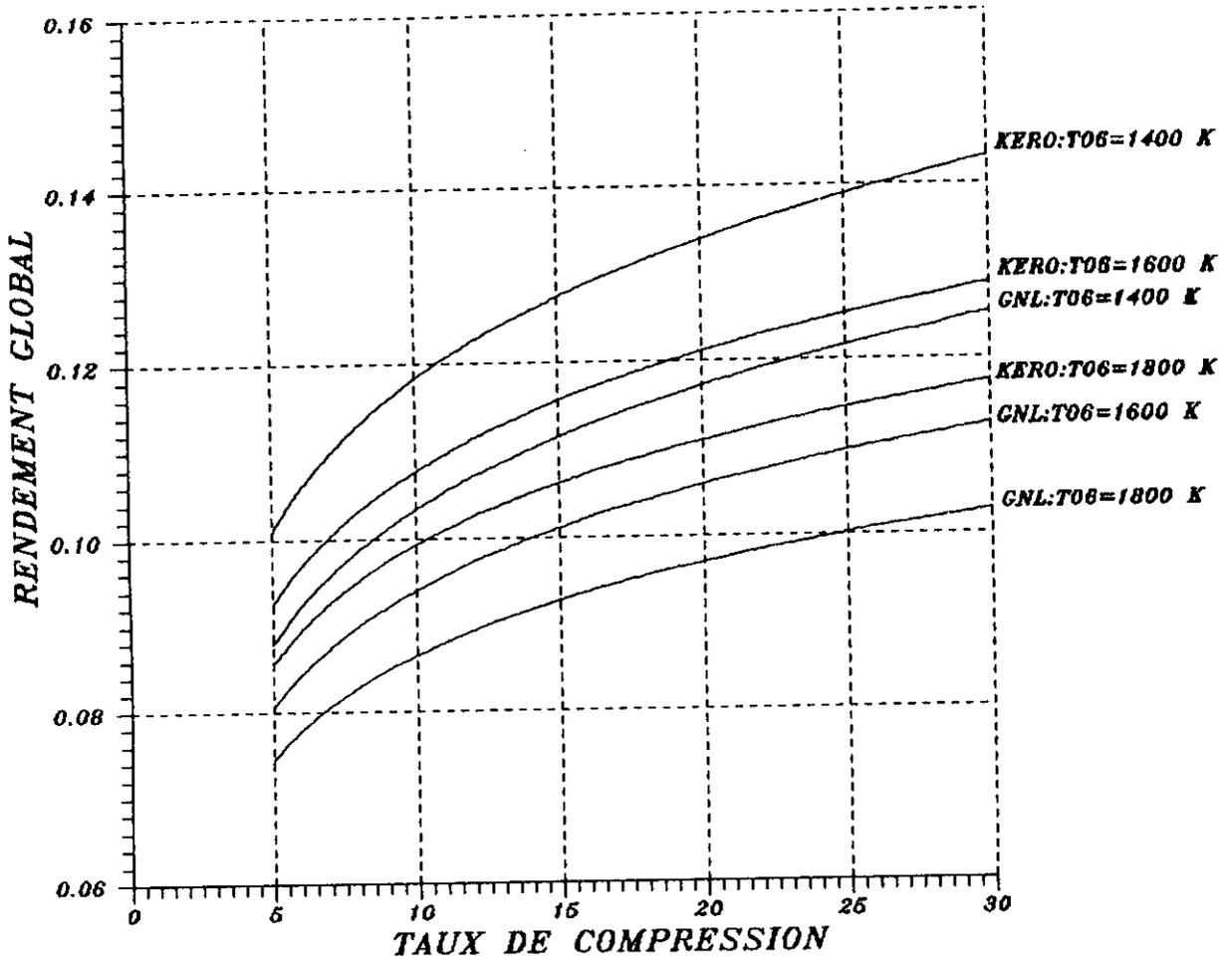


Fig. VARIATION DU RENDEMENT GLOBAL EN FONCTION DU TAUX DE COMPRESSION MACH=0.8

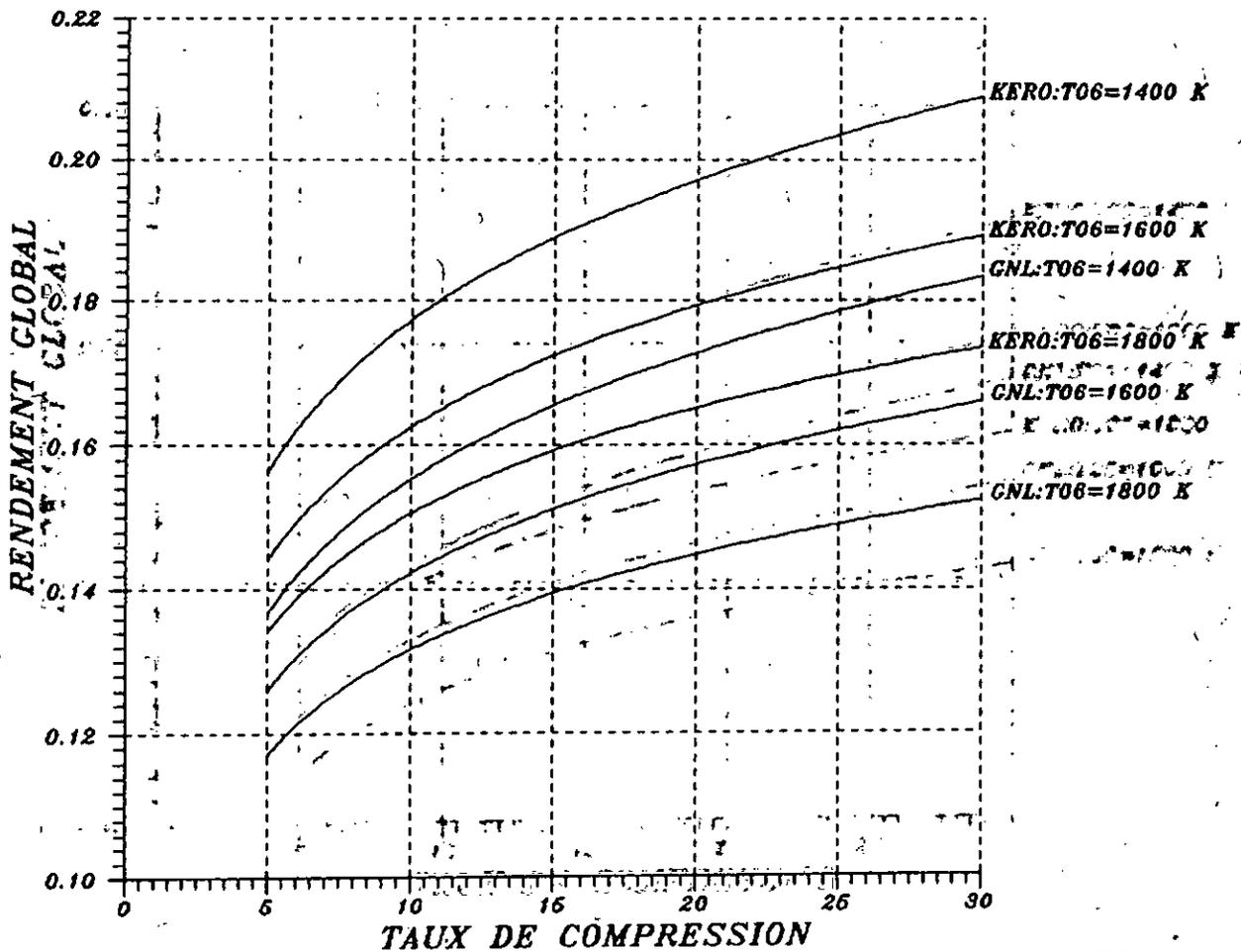


Fig.

VARIATION DU RENDEMENT GLOBAL EN
 VARIATION DU RENDEMENT GLOBAL EN
 FONCTION DU TAUX DE COMPRESSION
 MACH=1.2

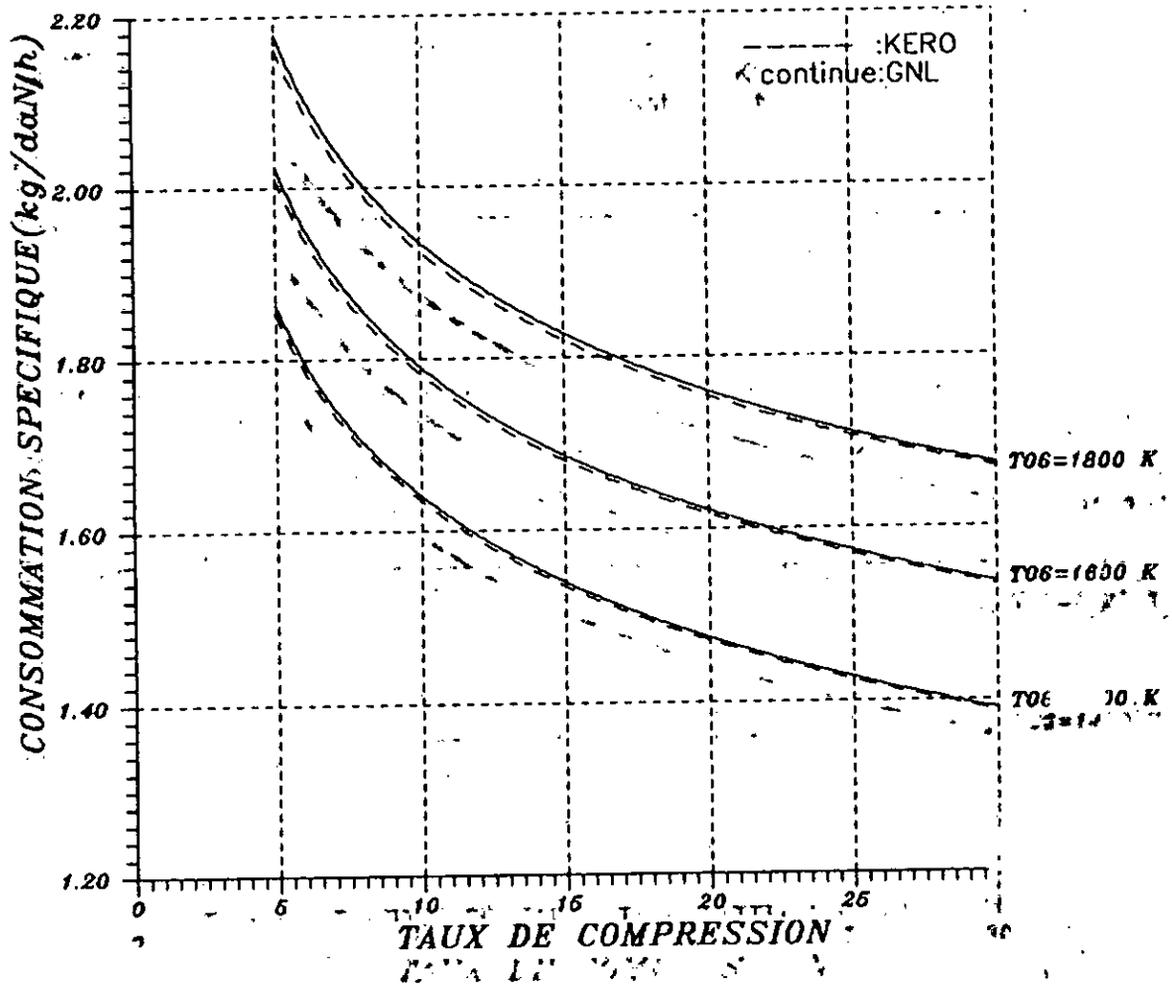


Fig.

VARIATION DE LA CONSOMMATION SPECIFIQUE
 EN FONCTION DU TAUX DE COMPRESSION
 MACH=1.2

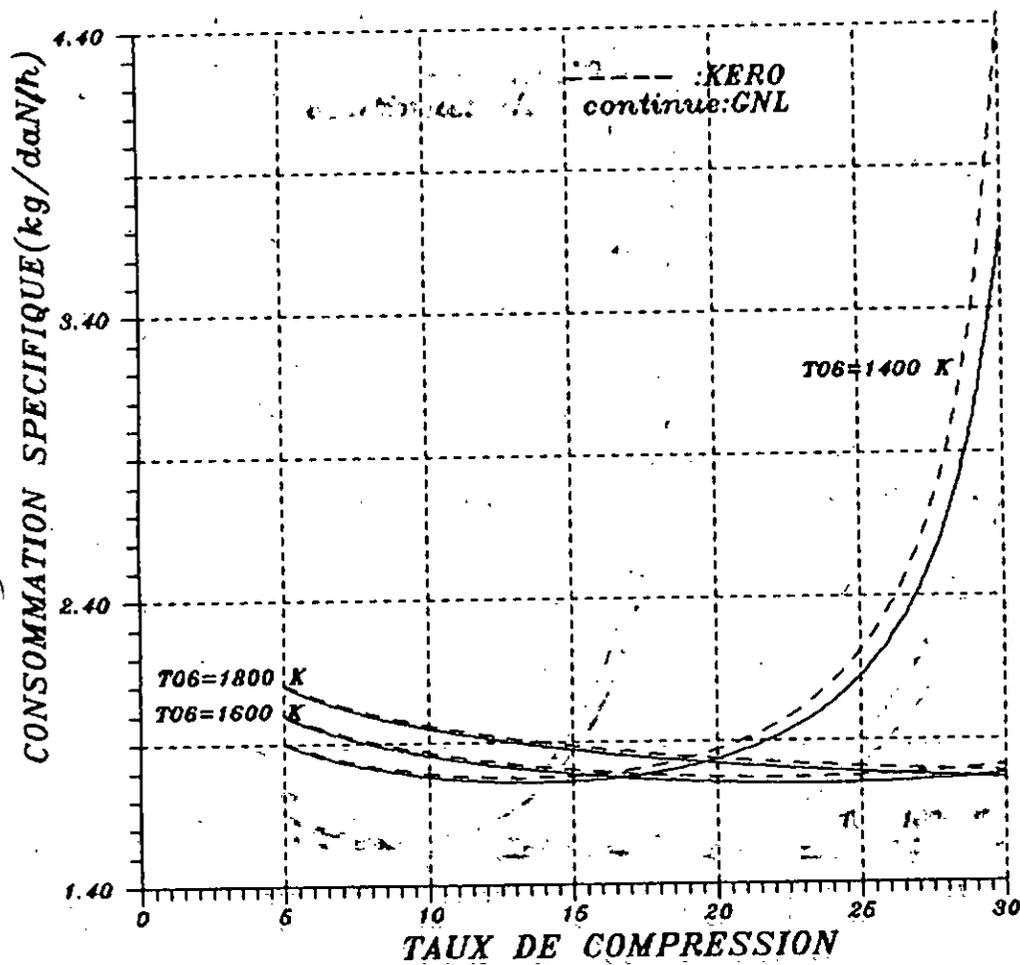


Fig. VARIATION DE LA CONSOMMATION SPECIFIQUE EN FONCTION DU TAUX DE COMPRESSION MACH=2.7

ANNEXE 1

LES CYCLES DE LIQUEFACTIONS DU GN

LE PRINCIPE DU CYCLE A CASCADE

Le procédé de base pour cette liquéfaction est le cycle à cascade . Dans ce cycle frigorifique , le transfert du froid s'effectue d'étage à étage , à des températures progressivement décroissantes . Le principe physique utilisé est la mise en jeu , au cours du changement d'état d'un fluide , d'une chaleur de vaporisation ou de condensation à une température qui dépend de la nature du fluide et de sa pression .

Le premier étage de la cascade constitué par un cycle PROPANE .Le propane est comprimé jusqu'à 10 bars . A cette pression , il se condense en totalité à 30°C dans un réfrigérant constitué par une circulation d'eau de mer dont la température normale est de 25°C . Au cours de la condensation le propane cède à l'eau de mer une certaine quantité de chaleur .

Nous détendons ensuite le propane liquide à travers une vanne , jusqu'à la pression atmosphérique , pour le vaporiser à cette pression , le propane cédera une quantité de froid équivalente , en 1^{ère} approximation , à la quantité de chaleur fournie à l'eau de mer . Le gaz résultant de la vaporisation sera renvoyé au compresseur pour être comprimé à nouveau ; on constitue ainsi un circuit fermé.

Un deuxième cycle, constitué d'ETHYLENE comprimé à 16 bars , pourra transférer les frigories de -37°C à -104°C.

Un troisième cycle , constitué par du METHANE comprimé à 27 bars , pourra transférer les frigories de -99°C à -161°C.

Cette description de cycle à cascade est simplifiée . En réalité , il est nécessaire de multiplier le nombre d'étages pour diminuer la dépense d'énergie spécifique en se rapprochant de l'optimum

économique.

En définitive , ce cycle à cascade classique présente des inconvénients assez graves du fait de sa relative complexité:

-un grand nombre de compresseurs avec tous les problèmes de régulation correspondants.

-un très grand nombre d'échangeurs et un grand nombre de circuits fortement imbriqués.

-plusieurs fluides frigorigènes à produire , à conserver à l'état pur et à stocker.

LE CYCLE A CASCADE INCORPORE

C'est aussi un cycle à cascade : ses frigories sont encore transférées d'étage en étage jusqu'au niveau de température voulu, mais le fluide frigorigène est unique et constitué par un mélange adéquat de certains composants du GN traité(azote,méthane,éthane, propane,butane et pentane). Sa composition choisie de manière à ce que la condensation partielle pour un étage considéré corresponde exactement aux quantités de frigories nécessaires à l'étage suivant.

Le fluide frigorigène est comprimé dans le turbocompresseur jusqu'à la pression de 32 bars. Il est ensuite partiellement liquéfié dans un réfrigérant à eau de mer , à 35°C par exemple , et séparé en deux phases dans un séparateur (S1) qui suit le réfrigérant : -une phase liquide.

-une phase vapeur.

La phase liquide est sous-refroidie dans l'échangeur (E1) jusqu'à la température de -40°C , puis détendue à travers une vanne jusqu'à la pression de 2.7 bars.

Sa vaporisation dans l'échangeur (E1) va fournir d'une part la quantité de froid nécessaire au prérefroidissement du GN jusqu'à -40°C , d'autre part les frigories nécessaires à une deuxième condensation partielle du fluide frigorigène constituant ainsi la source chaude du 2^{ème} étage à cascade.

Après sa vaporisation et réchauffe simultanées jusqu'à la

température ambiante , le fluide est renvoyé à l'aspiration du compresseur de cycle.

La phase vapeur est refroidie dans l'échangeur (E1) jusqu'à -40°C et subit de ce fait une nouvelle condensation partielle. On obtient à nouveau deux phases dans le séparateur(S2):

- une phase liquide.
- une phase vapeur.

La phase liquide , après sous-refroidissement jusqu'à -90°C dans l'échangeur(E2) est détendue jusqu'à 2.9 bars , puis vaporisé dans l'échangeur (E2) en fournissant les frigorifiques nécessaires à la poursuite du refroidissement du GN et à la poursuite de la condensation du gaz de cycle.

Après vaporisation dans (E2) , le gaz est mélangé avec le liquide de l'étage précédent dont il favorise la vaporisation dans (E1); l'ensemble est ensuite envoyé à l'aspiration du compresseur du cycle.

On procède ainsi successivement d'étage en étage jusqu'à ce que la température désirée soit atteinte . Le GN est généralement envoyé dans l'installation de liquéfaction sous une pression comprise entre 30 et 50 bars ; sa liquéfaction s'échelonne entre -70°C et -110°C selon la pression et la composition ; en fin de ligne , il est sous-refroidi.

AVANTAGES DU CYCLE A CASCADE INCORPORE

La comparaison entre le schéma de principe des 2 cycles (classique et incorporé) met en évidence la très grande supériorité de ce dernier , non seulement du point de vue simplicité , sécurité d'exploitation , mais aussi au point de vue économique :

-les différents compresseurs du cycle à cascade classique sont remplacés par une seule machine, entraînée par une turbine à gaz; chaque compresseur traite le même gaz.

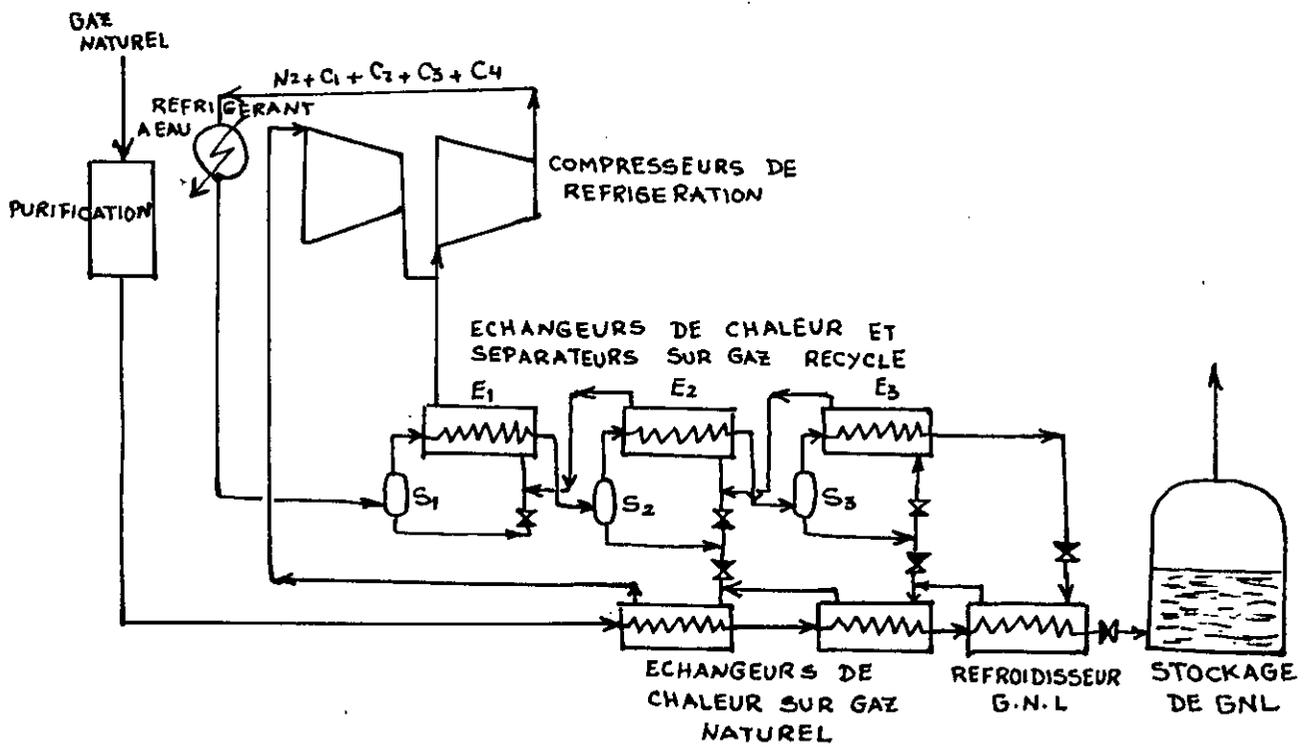
-réduction importante du nombre d'échangeurs et simplification des réglages.

-le fluide frigorigène est obtenu à partir des constituants du GN lui même : les problèmes de puretés des cycles , de stockge et de production onéreux sont écartés.

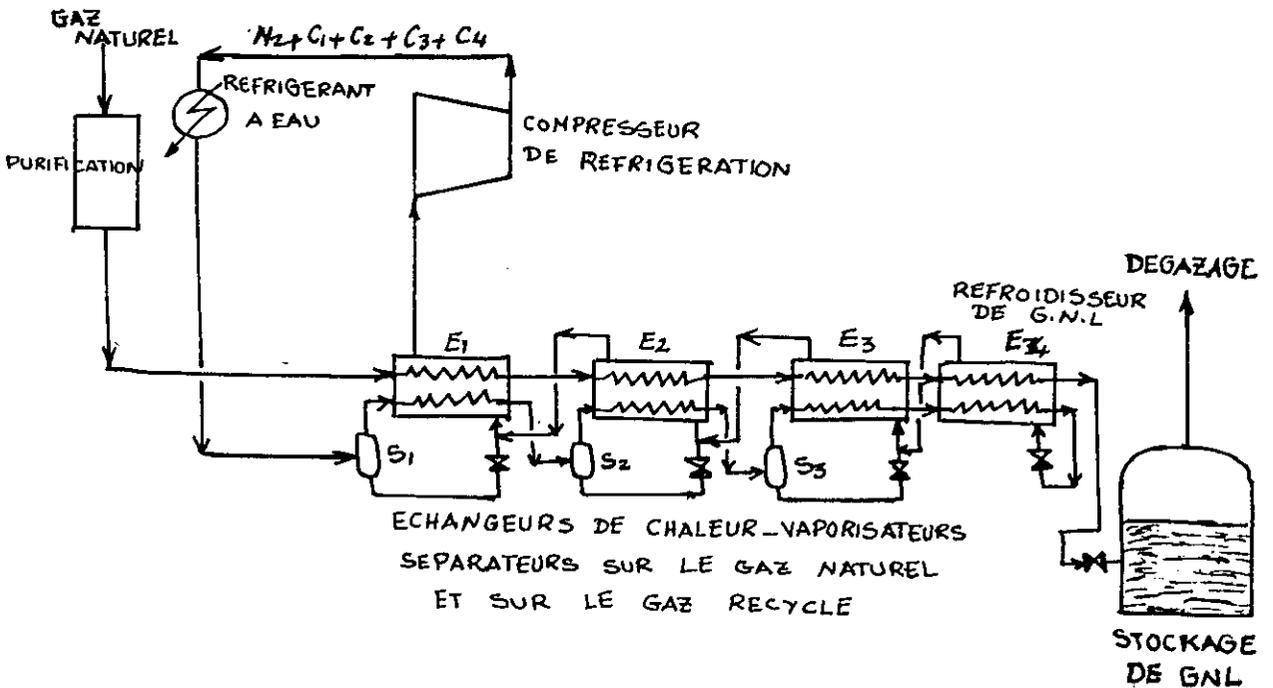
-le liquide produit est sous-refroidi donc ne donne pratiquement pas de vaporisation lors de son arrivée au stockage auquel il peut être envoyé sans installation de pompes de reprises.

-la consommation spécifique d'énergie est légèrement supérieure à celle du cycle classique , mais ce handicap est largement contrebalancé par le gain des investissements qui résultent :

- .du nombre moindre de compresseurs et d'échangeurs.
- .de la réduction importante de tuyauteries et vannes.
- .de la simplicité technique.
- .de l'élimination de la production et des stockages de cycle.



CYCLE A CASCADE INCORPORE (à 2 pressions d'aspiration)



CYCLE A CASCADE INCORPORE (à une pression d'aspiration)

ANNEXE 2

```

C *****
C PROGRAMME DE CALCUL DU TAUX D'EVAPORATION ET DE L'INDICE
C DE STRUCTURE DU RESERVOIR CRYOGENIQUE A MACH VARIABLE
C *****
REAL M,ME,H,KISOL,HV,HGNL,L1,MICY,MICAL,MISOL,MCYE,MCALE,MRE,MTR
1,MC,IS,E,PHIT,P,MACH
INTEGER ROP,ROISOL,X1
OPEN(UNIT=6,FILE='ES13108.dat',STATUS='new')
PRINT*, 'ENTRER LA VALEUR DE LA HAUTUR H,MACH ET DELTAT'
READ*,H,MACH,DELTAT
PI=3.14159
KP=117
KISOL=9.5E-4
ALPHA=134.76*PI/180
HV=614.187
ROGNL=470
ROP=2660
ROISOL=96
HGNL=289.602*(DELTAT**0.33)
RI=700.0
R1=701.8
R2=702.8
RS=0.758
L1=8.866
X1=292
R1P=759.8
H1=1403.6
VRES=14.474
C *****
C CALCUL DE PHI1
C *****
WRITE(6,25) MACH,H
25 FORMAT(/,1X,60('*')),/,15X,'TABLEAU DES RESULTATS MACH=',
*f12.5,15X,/,1X,60('*')),/,20X,'VALEUR DE H=',F12.5,/)
WRITE(6,26)
26 FORMAT(5X,'E(mm)',4X,'PHIT(kwatt)',3X,'P(1E3/S)',
*8X,'MTR(kg)',5X,'IS',/,1X,60('*'))
DO 10 E=1,15,1
R11=(1.53E-4)*(ALOG((R2+E)/(R1+E)))
R12=18.90*(ALOG((R1+E)/R1))
R13=3.94E-7
R2P=R1P+E
H2=H1+2*E
REP=R2P+1
HE=H2+2
TETA=(ACOS((H-0.7)/0.7))
S1=12.41*(PI-TETA)
R14=1/(S1*HGNL)
PHI1=DELTAT/(R11+R12+R13+R14)
C *****
C CALCUL DE PHI2
C *****
R3=R1+E
Z=(H-0.7)/RS
RE=R2+E
BETA=ALPHA/2-(ASIN(Z))
ZL=X1/R2P
ALPHA2=PI-2*(ASIN(ZL))
BETA2=(ALPHA2/2)-(ASIN((H2-R3)/R2P))
ALPHAE=PI-2*(ASIN(X1/REP))
BETA2E=(ALPHAE/2)-(ASIN((HE-RE)/REP))

```

```

B=SIN((ALPHA-BETA)/2)
U=SIN((ALPHA2-BETA2)/2)
V=SIN((ALPHAE-BETA2)/2)
AE=2*PI*((REP)**2)*V*1E-6
A2=2*PI*((R2P)**2)*U*1E-6
A1=3.349
AI=2*PI*(RI**2)*B*1E-6
R21=1E-3/(KP*SQRT(AE*A2))
R22=E*1E-3/(KISOL*SQRT(A2*A1))
A23=1.8E-3/(KP*SQRT(A1*AI))
S2=2*PI*(RS**2)*B
R24=1/(HGNL*S2)
PHI2=DELTAT/(R21+R22+R23+R24)

```

```

C*****
C                                     FLUX TOTAL
C*****

```

```

PHIT=(PHI1+2*PHI2)*1E-3

```

```

C*****
C                                     PERTES ET TAUX D'EVAPORATION
C*****

```

```

ME=PHIT/HV
M=4.60*ROGNL*(PI-TETA+(SIN(2*TETA))/2)
P=(ME/M)*100000

```

```

C   CALCUL DE LA MASSE DU RESERVOIR MTR
C   CALCUL DE LA MASSE DU RESERVOIR INTERIEUR MRI
MRI=208.26

```

```

C   CALCUL DE LA MASSE DE L'ISOLANT MISOL
C   MASSE DE L'ISOLANT DU CYLINDRE MICY
MICY=PI*((R2**2)-(R1**2))*L1*ROISOL*1E-6

```

```

C   MASSE DE L'ISOLANT D'UNE CALOTTE MICAL
A=(R2P**2)*(R2P-X1)
C=((R2P**3)-(X1**3))/3
D=(R1P**2)*(R1P-X1)
W=((R1P**3)-(X1**3))/3
MICAL=ROISOL*PI*(A-C-D+W)*1E-9
MISOL=MICY+2*MICAL

```

```

C   CALCUL DE LA MASSE DU RESERVOIR EXTERIEUR MRE
C   MASSE DU CYLINDRE EXTERIEUR

```

```

MCYE=PI*((RE**2)-(R2**2))*L1*ROP*1E-6
C   MASSE D'UNE CALOTTE EXTERIEURE MCALE
F=(REP**2)*(REP-X1)
G=((REP**3)-(X1**3))/3
MCALE=PI*(F-G-A+C)*ROP*1E-9
MRE=MCYE+2*MCALE

```

```

C   MASSE TOTALE DU RESERVOIR MTR
MTR=MRI+MISOL+MRE

```

```

C   INDICE DE STRUCTURE IS
IS=(MTR/M)*100

```

```

C   ECRITURE DES RESULTATS
WRITE(6,*) E,PHIT,P,MTR,IS

```

```

10  CONTINUE
STOP
END

```

ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE D'ALGER

NOM ET PRENOM: IKENE MUSTAPHA ET MERZOUGUI REDOUANE

SPECIALITE: GENIE MECANIQUE

PROMOTION: 91/92

PROMOTEUR: M. BENKOUSSAS

-----THEME DU SUJET-----

ETUDES SUR L'UTILISATION DU GNL COMME FUEL
D'AVIATION

PROGRAMME DE CALCUL D'UN TURBOREACTEUR SIMPLE FLUX
DOUBLE CORPS

PARTIE DIFFUSEUR

```

REAL MAIR, MC, M, mH, nC, M6, M5, MG, MG1, LAMBDA
REAL MO, M10, M20, M1, M2, M3, M4, KC, MU
REAL MP, Mut, kt, M7, M8, M9
PRINT*, 'CHOISIR MO PARMIS LES VALEURS 0.8/1.2/1.6/2/2.2/2.7/3'
PRINT*, 'ENTREZ LES VALEURS DE MO, GO, TO6'
READ*, MO, GO, TO6
PRINT*, 'CHOISISSEZ VOTRE CARBUREACTEUR: 1 POUR LE GNL,
*2 POUR LE KEROSENE'
PRINT*, 'ICHOIX'
READ*, ICHOIX
OPEN(UNIT=6, FILE='TURBO.dat', STATUS='unknown')
DATA MU, b2/0.4, 0.25/
IF(ICHOIX.EQ.1) goto 21
WRITE(6,27) MO, TO6
FORMAT(/, 1X, 70('*'), /, 10X, 'fuel: KEROSENE', /,
*15X, 'TABLEAU DES RESULTATS MACH MO=' ,
*15.3, 15X, /, 1X, 70('*'), /, 20X, 'VALEUR DE TO6=' , F8.3, /)
GOTO 28
11 WRITE(6,25) MO, TO6
FORMAT(/, 1X, 70('*'), /, 10X, 'fuel: GNL', /,
*15X, 'TABLEAU DES RESULTATS MACH MO=' ,
*15.3, 15X, /, 1X, 70('*'), /, 20X, 'VALEUR DE TO6=' , F8.3, /)
28 WRITE(6,26)
FORMAT('T0', 2X, 'POUS(daN)', 2X, 'POUSQ(daN/kg/s)',
*2X, 'ETAIR', 2X, 'ETAPR', 2X, 'ETAG'
*, 2X, 'Usp(kg/daN.h)', 2X,
*/, 1X, 60('*'))
DO 950 I0=5,30
PRINT*, 'I0=' , I0
T01=SQRT(T0)
T02=SQRT(T0)
GAM=1.4
CP=1000
R=287.
B=(GAM-1)/(2*GAM)
C=(2*GAM)/(GAM+1)
D=1/(GAM-1)
E=(4*GAM)/((GAM+1)**2)
F=(GAM-1)/2
G=(GAM-1)/(GAM+1)
PI=3.141592654
IF(MO.EQ.0.8) GOTO 10
IF(MO.EQ.1.2) GOTO 20
IF(MO.EQ.1.6) GOTO 30
IF(MO.EQ.2) GOTO 40
IF(MO.EQ.2.2) GOTO 50
IF(MO.EQ.2.7) GOTO 60
IF(MO.EQ.3) GOTO 70
GOTO 170
70 M10=2.317

```

```

BETA1=31*PI/180.
BETA2=43*PI/180
N1=9000
N2=12000
GOTO 100
60 M10=2.087
BETA1=33.5*PI/180
BETA2=45*PI/180
N1=9000
N2=11000
GOTO 100
50 M10=1.741
BETA1=38*PI/180
BETA2=49.5*PI/180
N1=8000
N2=10000
GOTO 100
40 M10=1.651
BETA1=39*PI/180
BETA2=50.5*PI/180
N1=7000
N2=11000
GOTO 100
30 M10=1.403
BETA1=45*PI/180
BETA2=56.5*PI/180
N1=6000
N2=11000
GOTO 100
20 M10=1.121
BETA2=60.5*PI/180
N1=6000
N2=8000
P10P0=1
T10T0=1
P010P00=1
R010R00=1
GOTO 120
*****
PARAMETRES APRES LA PREMIERE ONDE DE CHOC
*****
100 A=(M0**2)*((SIN(BETA1))**2)
P10P0=C*(A-B)
T10T0=E*(A-B)*((1/A)+F)
P010P00=((C*A-G)**(-D))*(((A*(GAM-1.)+2)/(A*(GAM+1.)))**(-GAM*D))
R010R00=P10P0/T10T0
*****
PARAMETRES APRES LA DEUXIEME ONDE DE CHOC
*****
120 A1=(M10**2)*((SIN(BETA2))**2)
B1=(M10**2)*((COS(BETA2))**2)
M20=SQRT(((1.+F*(M10**2))/(GAM*A1-F))+B1/(1.+F*A1))
P20P10=C*(A1-B)
T20T10=E*(A1-B)*((1/A1)+F)
P020P010=((C*A1-G)**(-D))*(((A1*(GAM-1)+2)/(A1*(GAM+1)))**(-GAM*D))
R020R010=P20P10/T20T10
*****
PARAMETRES APRES L'ONDE DE CHOC NORMALE
*****
C1=(M20**2)
M1=SQRT((C1+(1/F))/((C1/B)-1))
P1P20=C*C1-G
T1T20=E*(C1-G)*((1/C1)+F)
P01P020=((C*C1-G)**(-D))*(((C1*(GAM-1)+2)/(C1*(GAM+1)))**(-GAM*D))
R01R020=P1P20/T1T20
*****
PARAMETRES D'ENTREE DU DIFFUSEUR

```

P0=10913
F00=F0*((1+F*(M0**2))**(GAM*D))
T0=219.23
a0=SQR1(GAM*R*10)
V0=M0*a0
P1=F0*(P10F0*P20F10*P1P20)
T1=T0*(T10T0*T20T10*T1T20)
F01=F00*(F010F00*F020F010*F01P020)
T01=T1*(1+F*(M1**2))
a01=SQR1(GAM*R*11)
V1=a01*M1
print*,V1,V1
R00=F0/(R*10)
R01=R00*(R010R00*R020R010*R01R020)
S1=G0/(R01*V1)
D1=SQR1((9*S1)/(2*P1))
GOTO 130

SUBSONIQUE

P1=23386
T1=219.30
M1=7000
N2=9000
M1=M0
ETAD=0.90
R01=F1/(R*11)
a1=SQR1(GAM*R*11)
V1=a1*M1
S1=G0/(R01*V1)
D1=SQR1((9*S1)/(2*P1))
F01=F1*((1+F*(M1**2))**(GAM*D))
GOTO 140

PARAMETRES DE SORTIE DU DIFFUSEUR

30 ETAD=1-0.1*((M0-1)**1.5)
40 P02=ETAD*P01
M2=.35
P2=P02*((1+F*(M2**2))**(GAM*D*ETAD))
T02=T1*(1+F*(M1**2))
T2=102/(1+F*(M2**2))
R02=P2/(R*12)
a2=SQR1(GAM*R*12)
V2=a2*M2
S2=G0/(R02*V2)
D2=SQR1((4*S2/P1)+B2**2)
PRINT*,T2=,T2
GOTO 180
70 PRINT*,CHOISIR MO CONVENABLE
GOTO 900

PARTIE COMPRESSEUR

0 ETAP=0.90
KC=(ETAP*GAM)/(ETAP*GAM-GAM+1)
print*,gam,kc,t02

COMPRESSEUR BASSE PRESSION

R01=0.30
UT=(2*P1*Rm1*KN1)/60
DHO@1=MU*(U1**2)
DHO@1=CF*TO2*((T01**((KC-1)/(KC)))-1)
PRINT*,DHO@1,DHO@1,DHO@1,DHO@1
ne1=INI(DHO@1/DHO@1)

```

PRINT*, 'NE1', NE1
DHoe1=DHor1/ne1
DToe1=DHoe1/CP
DTr1=DToe1/2
*****TRIANGLE DES VITESSES*****
DVu1=DHoe1/U1
V1u1=(U1-DVu1)/2
V11=SQRT((V1u1**2)+(V2**2))
V2u1=DVu1+V1u1
V21=SQRT((V2u1**2)+(V2**2))
DTge1=((V2**2)-(V11**2))/(2*CP)
*****PARAMETRES DE SORTIE DU COMPRESSEUR BASSE PRESSION*****
T3=T2+DTge1+DTr1+(ne1-1)*DToe1
PO3=PO2*TO1
TO3=TO2*(TO1**((KC-1)/KC))
PRINT*, 'T3', TO3, T3, TO3
M3=SQRT(((TO3/T3)-1)*(1/F))
P3=PO3*((1+(F*(M3**2))))*(-KC/(KC-1))
RO3=P3/(R*T3)
a3=SQRT(GAM*R*T3)
VO3=a3*M3
PRINT*, 'VO3', VO3
*****
COMPRESSEUR HAUTE PRESSION
Rm2=0.30
U2=(2*PI*Rm2*N2)/60
DHoe2=MU*(U2**2)
DHor2=CP*TO3*((TO2**((KC-1)/KC))-1)
ne2=INT(DHor2/DHoe2)
DHoe2=DHor2/ne2
DToe2=DHoe2/CP
DTr2=DToe2/2
*****TRIANGLE DES VITESSES*****
DVu2=DHoe2/U2
V1u2=(U2-DVu2)/2
V12=SQRT((V1u2**2)+(V2**2))
V2u2=DVu2+V1u2
V22=SQRT((V2u2**2)+(V2**2))
DTge2=((V2**2)-(V12**2))/(2*CP)
DTgs2=((V22**2)-(V2**2))/(2*CP)
*****
PARAMETRES DE SORTIE DU COMPRESSEUR HAUTE PRESSION
T4=T3+DTge2+(ne2-1)*DToe2+DTr2+DTgs2
PO4=PO3*TO2
TO4=TO3*(TO2**((KC-1)/KC))
IF (T4.GT.TO4) GOTO 950
M4=SQRT(((TO4/T4)-1)*(1/F))
P4=PO4*((1+(F*(M4**2))))*(-KC/(KC-1))
RO4=(P4/(R*T4))
a4=SQRT(GAM*R*T4)
V4=a4*M4
*****
diffuseur avant chambre de combustion
ETAR=0.96
DO 400 M5=0.0,0.40,0.0001
TO5=TO4
T5=TO5/(1+(GAM-1)*(M5**2)/2)
a5=SQRT(GAM*R*T5)
Vb=ab*M5
ED=((T5/T4)**(1/(GAM-1)))*(V5/V4)
IF((ED.LT.0.34).AND.(ED.GT.0.32)) GOTO 410
00 CONTINUE
10 W=((GAM-1)/2)*(M5**2)

```

S=-ETAR*(GAM/(GAM-1))

P05=ETAR*P04

P5=P05*((1+W)**S)

R05=P5/(R*T5)

PRINT*, 'T5=', T5

PARTIE CHAMBRE DE COMBUSTION

ETACH=0.90

R=0.287

MAIR=28.97

IF(ICH0X.EQ.2) GOTO 620

MC=17.90718

QR=49949.10*MC

mH=4.272

nC=1.135

GOTO 610

MC=114.224

QR=43920.5*MC

mH=18

nC=8

TETA6=0.01*T06

CP026=37.432+0.02*(TETA6**1.5)-178.57*(TETA6**(-1.5))

+236.88(TETA6**(-2))

CPN26=39.06-512.79*(TETA6**(-1.5))+1072.7*(TETA6**(-2))

-820.40(TETA6**(-3))

CPH206=143.05-183.54*(TETA6**0.25)+82.751*(TETA6**0.5)

*-3.6989*TETA6

CP026=-3.7357+30.529*(TETA6**0.5)-4.1034*TETA6+0.024198

***(TETA6**2)

IF(ICH0IX.EQ.2) GOTO 630

RESOLUTION DE L'EQUATION DU 2eme DEGRES EN ALP
POUR GNL

CP=CP*MAIR*1E-3

A20=1.135*CP026+2.136*CPH206-2.203*CP026

B20=0.134*CP026+0.4904*CPN26

C20=0.6208

D20=1.068

E20=A20*T06-D20*ETACH*QR

F20=A20*T06+B20*T06-C20*ETACH*QR-D20*CP*T05

G20=B20*T06-CP*T05*C20

DELTA C=(F20**2)-(4*E20*G20)

ALP1=(-F20-SQRT(DELTA C))/(2*E20)

ALP2=(-F20+SQRT(DELTA C))/(2*E20)

print*, 'ALP1=', ALP1, 'ALP2=', ALP2

IF((ALP1.LT.0).AND.(ALP2.LT.0)) GOTO 900

IF((ALP1.LT.1).AND.(ALP1.GT.0)) GOTO 650

ALP=ALP2

GOTO 660

ALP=ALP1

LAMBDA=(0.0592/ALP)-1

RICH1=ALP/0.0592

MG=(302.525*LAMBDA+320.463)/(10.486*LAMBDA+11.554)

CP6=(A20+B20/ALP)/(((C20/ALP)+D20)*MG*1E-3)

M=MAIR+ALP*MC

HC=(1.008*mH)/(12.01*nC)

R6=(1/M)*1E-3*(1/(1+ALP))*(9283.9+(66543*ALP)/(1+HC))

GAM6=1+R6/((CP6*1E-3)-R6)

PRINT*, 'CP6=', CP6, 'GAM6=', GAM6

NOMBRE DE MACH A LA SORTIE DE LA CHAMBRE
DE COMBUSTION PAR ITERATION

A5=SQRT(GAM5/GAM6)

```

B5=SQRT(1+((GAM-1)*(M5**2))/2)
C5=1+(GAM*(M5**2))
D5=SQRT((R6*T06)/(R*T05))
E5=1+ALP
Z5=(A5*M5*B5*E5*D5)/C5
Z51=Z5**2
DO 670 M6=0.2,0.4,0.01
F5=1+((GAM6-1)*(M6**2)/2)
G5=(1+(GAM6)*(M6**2))**2
W5=(M6**2)*(F5/G5)
IF(ABS(W5-Z51).LE.0.05) GOTO 680

```

70 CONTINUE

-----PARAMETRES DE SORTIE-----

```

80 Q5=1+GAM*(M5**2)
S5=1+GAM6*(M6**2)
P6=(P5*S5)/Q5
X5=1+((GAM6-1)*(M6**2)/2)
U5=GAM6/(GAM6-1)
P06=P6*(X5**U5)
T6=T06/X5
R06=(P6*1E-3)/(R6*T6)
a6=SQRT(GAM6*1E3*R6*T6)
V6=a6*M6
DELTAP=(P05-P06)/P06
GOTO 800

```

RESOLUTION DE L'EQUATION DU 2eme DEGRES EN ALP
POUR LE KERSENE

```

90 CP=CP*MAIR*1E-3
A21=8*CPQ026+9*CPH206-12.5*CPQ26
B21=0.831*CPQ26+3.1255*CPN26
C21=3.9567
D21=4.5
E21=A21*T06-D21*ETACH*QR
F21=A21*T06+B21*T06-C21*ETACH*QR-D21*CP*T05
G21=B21*T06-CP*T05*C21
DELTAE=(F21**2)-(4*E21*G21)
ALP3=(-F21-SQRT(DELTAE))/(2*E21)
ALP4=(-F21+SQRT(DELTAE))/(2*E21)
IF((ALP3.LT.0).AND.(ALP4.LT.0)) GOTO 900
IF((ALP3.LT.1).AND.(ALP3.GT.0)) GOTO 690
ALP=ALP4
GOTO 700
70 ALP=ALP3
80 RAMBDA=(0.0665/ALP)-1
RICH2=ALP/0.0665
MG1=(1716.599*RAMBDA+1830.826)/(59.5*RAMBDA+64)
CP6=(A21+B21/ALP)/(((C21/ALP)+D21)*MG1*1E-3)
M=MAIR+ALP*MC
HC=(1.008*mH)/(12.01*nC)
R6=(1/M)*1E-3*(1/(1+ALP))*(9283.9+(66543*ALP)/(1+HC))
GAM6=1+R6/((CP6*1E-3)-R6)
PRINT*, 'CP6=' , CP6 , 'GAM6=' , GAM6
GOTO 710

```

TURBINE HAUTE PRESSION

```

90 ETAPt=0.90
Mut=1.8
MP=Q0*(1+ALP)
F16=(GAM6-1)/2
Kt=1/(1-(ETAPt*(GAM6-1)/GAM6))
Rt1=(1-DHor2/(Cp6*T06))**((Kt/(Kt-1)))
net1=INF(DHor2/(Mut*(U2**2)))+1
DHoet1=DHor2/net1

```

```

DToet1=DHoet1/Cp6
DVut1=DHoet1/U2
V2ut1=(U2+DVut1)/2
Vt1=SQRT((V2ut1**2)+(V6**2))
V3ut1=(U1-V2ut1)/2
V3=SQRT((V3ut1**2)+(V6**2))
DTget1=((V6**2)-(Vt1**2))/(2*Cp6)
DTrt1=((V3**2)-(Vt1**2))/(2*Cp6)
PRINT*, 'DTGET1, DTRT1', DTGET1, DTRT1

```

PARAMETRES DE SORTIE TURBINE HAUTE PRESSION

```

T07=T06-net1*DToet1
T7=T6+DTget1-(net1-1)*DToet1+DTrt1
V7=V3
P07=P06*RT1
M7=SQRT(((T07/T7)-1)*(1/F16))
P7=P07*((1+((GAM6-1)*(M7**2)/2))*(-Kt/(Kt-1)))
R07=(P7/(R6*T7))*1E-3
PRINT*, 'Cp6=', Cp6, 'GAM6=', GAM6

```

TURBINE BASSE PRESSION

```

Rt2=(1-DHor1/(Cp6*T07))*Kt/(Kt-1)
net2=INT(DHor1/(Mut*(U1**2)))+1
DHoet2=DHor1/net2
DToet2=DHoet2/Cp6
DVut2=DHoet2/U1
V2ut2=(U1+DVut2)/2
Vt2=SQRT((V2ut2**2)+(V6**2))
Vcut2=(U1-DVut2)/2
Vc=SQRT((Vcut2**2)+(V6**2))
DTrt2=DToet2/2
DTgst2=((Vc**2)-(V6**2))/(2*Cp6)
DTget2=((V6**2)-(Vt2**2))/(2*Cp6)
PRINT*, 'DTGET2, DTRT2, DTGST2', DTGET2, DTRT2, DTGST2

```

PARAMETRES DE SORTIE TURBINE BASSE PRESSION

```

T08=T07-net2*DToet2
PRINT*, 'T08=', T08, 'net2=', net2
T8=T7+DTget2-(net2-1)*DToet2-DTrt2+DTgst2
P08=P07*Rt2
PRINT*, 'P08=', P08
F17=(GAM6-1)/2
M8=SQRT(((T08/T8)-1)*(1/F17))
P8=P08*((1+((GAM6-1)*(M8**2)/2))*(-Kt/(Kt-1)))
R08=(P8/(R6*T8))*1E-3

```

TUYERE D'EJECTION DES GAZ CONVERGENT-DIVERGENT

```

ETAT=0.96
IF(MO.GT.1) GOTO 840
P9=P1
GOTO 850
840 P9=P0
850 P09=P08*ETAT
A19=2/(GAM6-1)
A10=(P09/P9)**((GAM6-1)/GAM6)
M9=SQRT(A19*(A10-1))
PRINT*, 'M9=', M9
T09=T08
A11=((GAM6-1)/2)*(M9**2)
T9=T09/(1+A11)
PRINT*, 'T9=', T9

```

```

R09=P9/(R6*T9*1E3)
a9=SQRT(GAM6*R6*19*1E3)
V9=a9*M9
S8S9=((R09*V9)/(R08*V9))
S8=0.5
S9=S8/S8S9
Q9=Q0*(1+ALP)

```

*****CALCUL DES PERFORMANCES DU TURBOREACTEUR*****

-----CALCUL DE LA POUSSEE-----

```

IF(MO.BT.1) GOTO 920
V0=V1
20 POUS=(Q9*V9-Q0*V0)/10
Qc=Q0*ALP
POUSQ=POUS/(Qc+Q0)

```

-----PUISSANCE CALORIFIQUE PC-----

```

IF(ICH0IX.EQ.1) GOTO 930
QR=43920.5
GOTO 940
30 QR=49949.10
40 PC=Qc*QR*ETACH
print*, 'PC=', PC

```

-----PUISSANCE THERMODYNAMIQUE Pth-----

```

Pth=PC-(Q0+Qc)*CP6*(T9-T0)*1E-3
print*, 'PTH=', pth

```

-----PUISSANCE THERMIQUE REELLE Ptr-----

```

Ptr=(((Q9/2)*(V9**2))-((Q0/2)*(V0**2)))*1E-3
PRINT*, 'PTR=', PTR

```

-----PUISSANCE DE PROPULSION Pp-----

```

Pp=POUS*V0*1E-2
print*, 'Pp=', pp

```

-----RENDEMENT THERMODYNAMIQUE-----

```

ETATH=Pth/PC

```

-----RENDEMENT THERMIQUE-----

```

ETATR=Ptr/PC

```

-----RENDEMENT DE PROPULSION-----

```

ETAPR=Pp/Ptr

```

-----RENDEMENT GLOBAL-----

```

ETAG=Pp/PC

```

-----CONSUMMATION SPECIFIQUE-----

```

Csp=(36000*V0)/(ETAG*QR*1E3)
PRINT*, 'ALP=', ALP

```

```

WRITE(6,29) TO,POUS,POUSQ,ETATR,ETAPR,ETAG,Csp

```

```

7 FORMAT(F5.2,3X,F8.3,5X,F6.2,3X,F6.4,3X,
*F8.4,3X,F6.4,3X,F8.4)

```

```

50 CONTINUE

```

```

00 END

```

ANNEXE 4

1/PRIX DU GAZ ALGERIEN EXPORTE:GNL
US-\$ PAR M

	FRANCE/BELGIQUE /	ESPAGNE /	ITALIE /
1 TERM 91	4.57	4.21	2.93
2 TERM 91	3.63	3.37	3.49
3 TERM 91	2.99	2.78	2.86

2/PRIX DU GNL EXPORTE(PAYS-BAS)
US-\$ PAR MMBTU (f.a.b) ie frontiere

	FRANCE /	ITALIE /	BELGIQUE /	ALLEMAGNE /
89.jan	1.70	1.39	1.74	1.93
feb	1.71	1.40	1.77	1.78
mar	1.74	1.40	1.80	1.84
avr	1.75	1.34	1.91	2.06
mai	1.89	1.23	2.15	2.22
jun	2.92	1.32	2.20	2.36
jul	2.22	1.79	2.81	2.82
aoû	2.30	1.46	2.23	2.80
sep	2.18	1.44	2.31	2.34
oct	2.15	1.49	2.29	2.25
nov	2.18	1.56	/	2.25
dec	/	1.63	/	/
90.jan	2.52	1.88	2.70	2.61
feb	2.62	1.97	2.85	2.83
mar	2.58	1.90	2.84	2.88
avr	2.81	1.99	3.04	3.02
mai	3.42	1.88	3.50	3.59
jun	2.81	1.96	3.30	3.62
jul	2.68	2.06	3.25	3.35
aoû	2.67	2.26	3.58	3.32
sep	2.60	1.91	2.86	2.95
oct	2.57	2.07	2.77	2.91
nov	2.72	2.15	2.76	2.91
dec	/	/	/	/

* SOURCE: CEDIGAZ; LE GAZ DANS LE MONDE/NEWS REPORT
PETROLEUM INTELLIGENCE WEEKLY
WORLD GAZ INTELLIGENCE

2/ PRIX DU GNL: CIF (LIVRAISON AU PORT) - JAPAN
 US-\$ PAR MMBTU

	E.A.U	BRUNEI	MALAISIE	MOY
00. jan	3.21	3.09	3.21	3.33
feb	3.19	3.09	3.20	3.41
mar	3.00	2.78	3.01	3.43
avr	3.24	3.20	3.30	3.36
mai	3.37	3.31	3.39	3.28
jun	/	3.36	3.47	3.28
jul	3.48	3.35	3.46	3.20
aou	3.42	3.24	3.34	3.30
sep	3.32	3.09	3.13	3.66
oct	3.19	2.96	3.06	4.30
nov	3.06	2.94	3.03	4.45
dec	3.09	3.22	3.32	4.38
1. jan	3.59	3.86	3.94	4.41
feb	4.28	4.75	4.94	4.68
mar	4.63	5.30	5.47	4.56
avr	4.79	5.25	5.39	4.36
mai	5.15	4.85	4.95	4.21
jun	4.77	4.17	4.31	3.86
jul	/	/	/	/
aou	/	/	/	/
sep	/	/	/	/
oct	/	/	/	/
nov	/	/	/	/
dec	/	/	/	/

* SOURCE: JAPAN PETROLEUM REVIEW

3/ BARGES.FOB:ROTTERDAM
US-\$ /BBL

JET KERO

90.jan	27.47	91.jan	38.20
feb	24.31	feb	36.09
mar	22.92	mar	25.05
avr	22.38	avr	25.35
mai	21.94	mai	25.23
jun	19.91	jun	24.29
jul	22.22	jul	24.68
aou	34.71	aou	26.47
sep	46.90	sep	27.26
oct	55.75	oct	/
nov	43.82	nov	/
dec	34.49	dec	/

: NEW YORK

90.jan	33.96	91.jan	32.41
feb	25.61	feb	28.75
mar	24.39	mar	24.68
avr	23.57	avr	23.82
mai	22.93	mai	24.55
jun	21.57	jun	23.67
jul	23.28	jul	25.72
aou	33.31	aou	27.14
sep	42.69	sep	27.53
oct	50.72	oct	/
nov	41.39	nov	/
dec	34.85	dec	/

* SOURCE: PLATTS OIL GRAND PRICE REPORT
& PLATTS GLOBAL ALERT

BIBLIOGRAPHIE

- [11] P.WUITHIER ; Raffinage et génie chimique
coll."Science et Technique du pétrole" 1965
- [12] HAMLADUI ; PFE "étude de la combustion air-GN et air-GNL"
1975
- [13] DURIER ; Caractéristiques des carburants et combustibles
et leur influence sur le fonctionnement des moteurs.
éd.Institut Français du Pétrole
- [14] GUIBET ; Carburants et moteurs.
éd.Technip. 1987
- [15] G.E.J MATTON ; Considérations sur l'utilisation du méthane
liquide par les transporteurs supersoniques.
éd.I.F.P 1970
- [16] MIROLIOUBOV ; Problèmes de R.D.M.
éd.MIR MOSCOU
- [17] TOURRENCHÉAU ; Eléments de construction. tome 7
- [18] AISSANI ; PFE " Etude, essais et mesures
cryogéniques " 1973
- [19] KREITH ; Transmission de la chaleur et thermodynamique.
éd.Masson et Cie 1967
- [10] HESSE et MUMFURD ; Jet propulsion for aerospace
applications.
éd.PITMAN 1964
- [11] P.G.HILL et C.P.PETERSON ; Mechanics and thermodynamics of
propulsion.
éd.ADDISON 1965
- [12] J.VAN.WYLEN ; Thermodynamique appliquée .
éd. du renouveau pédagogique INC-QUEBEC
- [13] LE POURRY et LEMANN ; Théorie du turboréacteur.
éd.E.N.A.C -TOULOUSE
- [14] ACHICHI ; PFE "Etude du turboréacteur JT-3D"
1979
- [15] BRIKA ; PFE "Etude d'un turboréacteur Mach=3.
1983
- [16] Techniques de l'ingénieur : volumes métallurgie
et mécanique.
- [17] BENNOUR ; PFE "Etude de la combustion du mélange
propane/butane. 1983