

REPUBLICQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE  
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE  
SCIENTIFIQUE  
UNIVERSITE SAÂD - DAHLEB DE BLIDA  
INSTITUE D'AERONAUTIQUE  
DEPARTEMENT DE PROPULSION



*Option propulsion*

*THEME*

**CALCULE ET OPTIMISATATION  
DES PERFERMANCES D'UN  
TURBO PROPULSEUR A TURBINE  
LIBRE**

*Projet de fin d'étude*

*Proposé par :*

**Mr BADRE DDINE**

*Réalisé par:*

**Mr ICHALLAL LAHLOU**

# SOMMAIRE

## Introduction

## CHAPITRE I

### - Définition et différents types de Turbopropulseur (01)

I-1- 1	Le Turbopropulseur or turbines liées	(02)
I- 1- 2	Le Turbopropulseur or turbines libre	(02)
I- 1- 3	Le Turbopropulseur mixte	(02)
I-2	Généralités sur l'hélices	(02)
I-2 -1	Principe de fonctionnement	(02)
I- 2 - 2	Description de l'hélice	(03)
I-2 - 3	Caractéristique de l'hélice	(04)
	A. Trajectoire et pas geometrique	(04)
	B. L'avance par tour	(05)
	C. Propriétés aérodynamiques de l'hélice	(06)
	D. Rendement de l'hélice	(07)
I- 2 - 4	Les Différentes types de	(08)
	A. l'hélices ou cøllage fixe	(08)
	B. l'hélice ou cøllage réglable au sol	(09)
	C. l'hélice ou cøllage variable	(09)
	D. L'hélice ou vitesse constante	(10)

I-2-5 La mise en drapeau	(12)
I-3 Réducteur	(13)
I-3 - 1 Rapport de réduction	(14)
I-4 les différentes Stations du GTP	(15)
I-4-1 L'entrée d'air	(15)
I-4-2 Le Compresseur	(16)
I-4-3 La Chambre de combustion	(17)
CHAPITRE II	
- Etude De Performance	(19)
II-1 Etude de aérothermodynamique des composantes	(19)
II-1-1 Caractéristique de l'hélice	(19)
II-1-2 Caractéristique de la prise d'air	(20)
II-1-3 Caractéristique de la compresseur	(20)
II-1-4 Caractéristique de la chambre de combustion	(20)
II-1-5 Caractéristique de la turbine du générateur de gaz	(21)
II-1-6 Caractéristique de la turbine de la puissance	(22)
III-II Paramètres de performances de moteur	(23)
III-II-1 Pousse spencérienne	(23)
III-II-2 Puissance équivalente Spécifique	(23)

## CHAPITRE III

- Résultats et interprétations.	(24)
III – 1 Poussé spécifique TS en fonction du taux de compression.	(24)
III – 2 Consommation spécifique en fonction du rapport de comprissions.	(24)
III – 3 Synthèse.	(25)
- Programme de calcule de performances d'un GTP .	(25).....(28)
- Des résultats de l'exécution de programmer .	(33).....(41)
- Schéma .	(41).....(53)
- <b>Conclusion.</b>	<b>(54)</b>



## 1) INTRODUCTION :

Depuis que le monde de l'aviation a vu le jour, l'homme veille à la progression continue de ce domaine et suite à de longues années, de dur travail et d'acharnement sur les études propulsant les avions à des vitesses plus importantes et avec des coups plus bas et de nos jours avec moins de pollution sonore ou autre. Pour mieux exploiter ce créneau qui a permis à l'homme du nouveau millénaire de rendre le monde plus petit à ces yeux, et vu l'enjeu économique les grandes compagnies progressent avec un slogan « rendre l'avion accessible à tout le monde », et l'une des recettes les plus efficaces actuellement est l'utilisation d'avion à turbopropulseur et cela malgré la disponibilité plus récente et plus puissante – je fais bien sur allusion au turboréacteur – mais plus coûteuse.

Vue cette nouvelle politique qui a permis au turbopropulseur de connaître un âge d'or, les chercheurs se retournent vers les plans des anciennes machines pour améliorer leurs performances et qu'elles puissent satisfaire les besoins et exigences des clients et de la normalisation internationale qui n'est autre que O.A.C.I.

Le turbopropulseur est un moteur plus économique que le turboréacteur, et moins polluant que ce dernier par le fait qu'il est un moteur à réaction indirecte, car il assure l'avancement de l'aéronef à un organe de propulsion qui est l'hélice, elle peut se situer à l'avant du moteur dans ce cas elle constitue un organe tracteur. Mais dans le cas contraire elle se situe à l'arrière et crée ainsi une propulsion et elle est appelée organe propulsif.

## 2) DEFINITIONS ET DIFFERENTS TYPES DE TURBOPROPULSEUR :

Le turbo propulseur est un moteur thermique car ce n'est pas grâce au flux sortant qu'il fait avancer l'aéronef. Il est identifié par la présence de l'hélice en mont et d'un ensemble, compresseur entraîné par l'ensemble turbine et entre les deux ensembles une chambre de combustion, le rôle de tout ce dispositif est de transformer l'énergie cinétique qu'acquerra l'air entrant dans le moteur grâce à l'ensemble compresseur, en une énergie mécanique grâce à la turbine. Puis ce travail sera transféré vers l'organe de propulsion qui est l'hélice, en passant par l'intermédiaire d'un réducteur qui a pour rôle d'amplifier le mouvement de rotation, afin que l'hélice tourne à une vitesse importante afin de satisfaire ainsi les besoins du constructeur.

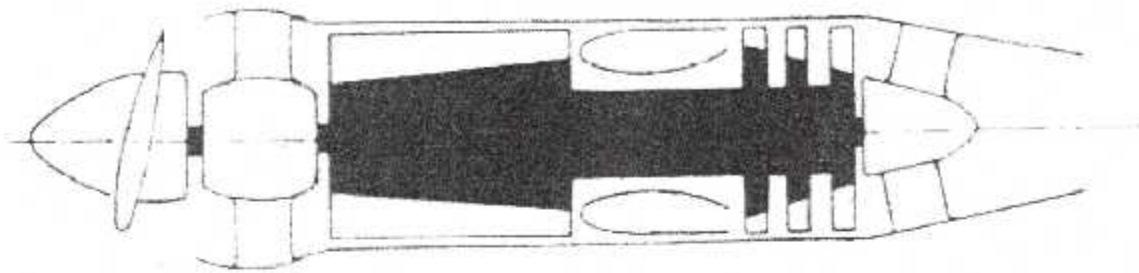
Il existe plusieurs types de turbo propulseur, ils sont classés selon le mode d'accouplement c'est-à-dire les turbines qui génèrent la principale d'accouplement des turbines génératrices c'est-à-dire les turbines qui génèrent la principale de l'énergie cinétique, et les turbines de puissances. De ce mode de classement on peut donner deux grandes familles de turbopropulseur :

### 1. Le turbo propulseur à turbines liées :

C'est la famille des turbopropulseurs les plus anciens, dans ce moteur la turbine de prélevement est liée à celle du générateur avec un arbre mécanique.

En régime établi pour ce moteur on peut dire que : la puissance absorbée par le compresseur est l'hélice est égale à la puissance développée par les étages turbines. De cette génération est né le moteur Bastan 4,6 et 7 capable de délivrer sous les conditions standard une

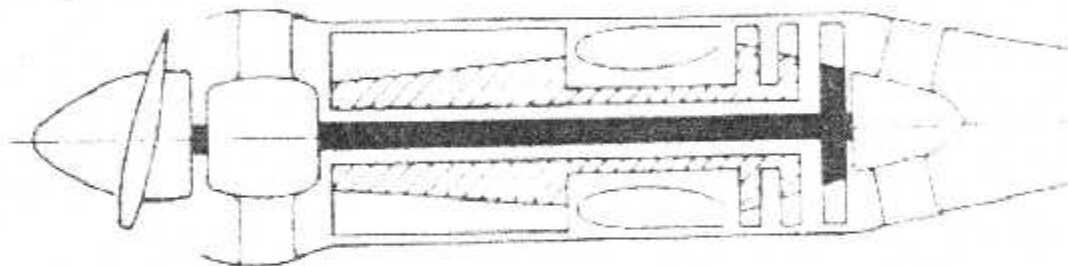
puissance sur arbre  $\frac{W}{a}$  égale à 736W et le DART 532-7 fournissant sous les même conditions une  $\frac{W}{a}$  de 1455W



**Figure 1**

**2. Le turbo propulseur a turbine libre :**

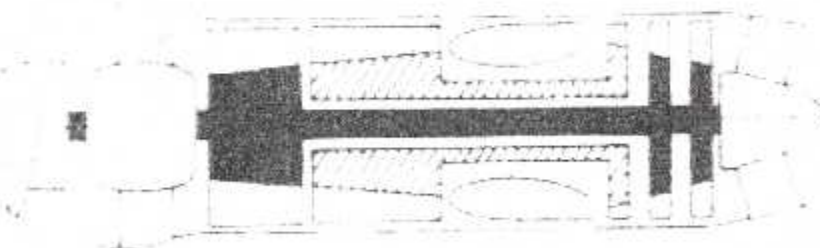
Une version plus récente et dans cette catégorie, les turbines sont indépendantes du groupe compresseur. La turbine est liée à l'hélice par un arbre et un réducteur. Ce qui fait que la puissance de la turbine générateur est égale à la puissance du compresseur additionnée à celle des accessoires. Ajouter à ça que la turbine ne tourne pas à la même vitesse que l'hélice cause de la présence de la présence du réducteur.



**Figure 2.1**

**3. Le turbo propulseur mixte :**

Dans ce type de moteur on a fait une sorte de compromis en matière d'adaptation, on a adapté le régime compresseur basse pression à celui de l'hélice, ce qui permet au moteur d'acquies une très grande puissance plus que les deux générations précédentes.



**Figure 2.2**

**3) Description des différents organes et systèmes.**

**1. L'hélice :**

Le moteur produisant de l'énergie mécanique sous forme d'un couple ou effet de torsion, il incombe à l'hélice de transformer cette énergie en force de traction rectiligne. Lorsque l'hélice est placée à l'avant de l'avion, ce qui est généralement le cas, elle exerce une force de traction et, de ce fait, est qualifiée de tractive. Placée derrière le moteur, elle pousse l'avion vers l'avant, ce qui la fait qualifier de propulsive.



## 1.2 Description de l'hélice :

Une hélice se compose de deux ou plusieurs pales réunies sur une partie centrale ou moyeu (Fig. 3).

Une section de pale suivant un plan perpendiculaire à l'axe de la pale offre un profil d'aile (Fig. 4). Par analogie avec une aile, on appelle bord d'attaque le bord de pale attaquant l'air et bord de fuite le bord opposé.

Le diamètre de l'hélice est celui du cercle décrit par l'extrémité des pales.

L'hélice peut être entraînée directement par le moteur et, dans ce cas, elle est fixée sur un axe solidaire de l'extrémité du vilebrequin. Elle peut être aussi entraînée par l'intermédiaire d'un réducteur et tourne alors à une vitesse inférieure à celle du vilebrequin.

## 2- Comment fonctionne une hélice :

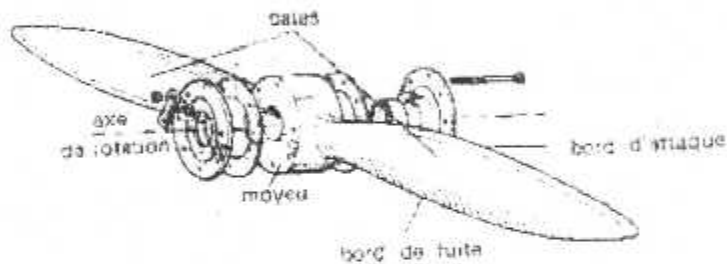


Figure 3

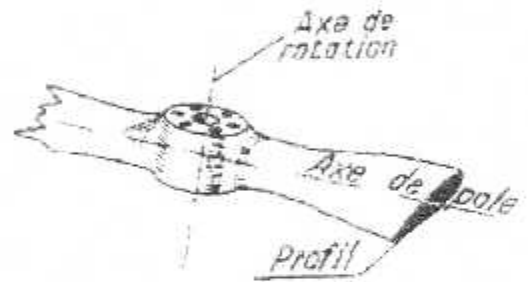


Figure 4

Il y'a deux méthodes possibles pour expliquer le fonctionnement théorique de l'hélice :

La première d'entre elles est une méthodes synthétique qui consiste à étudier les phénomènes auxquels donne lieu l'action de l'hélice dans leur ensemble. De ce point de vue, on peut considérer que la masse d'air qui traverse l'hélice en une seconde passe de l'état de repos où elle se trouvait initialement à un état de mouvement caractérisé par une certaine vitesse dirigée en sens inverse du déplacement de l'avion. En vertu d'un principe de mécanique fondamental, la masse d'air ainsi accélérée communique à l'hélice, par réaction, une poussée qui constitue précisément la force propulsive. Cette théorie n'est autre que celle de la propulsion par réaction.

La seconde méthode peut être qualifiée d'analytique, car elle conduit à décomposer l'hélice en éléments dont on étudie le comportement et le mode d'action. C'est à cette méthode que nous nous arrêterons.

### a- Trajectoire et pas géométrique :

Chaque section de pale est soumise à deux mouvements simultanés : 1 ° un mouvement de rotation ; 2 ° un mouvement de translation perpendiculaire ou précédent (Fig 5)

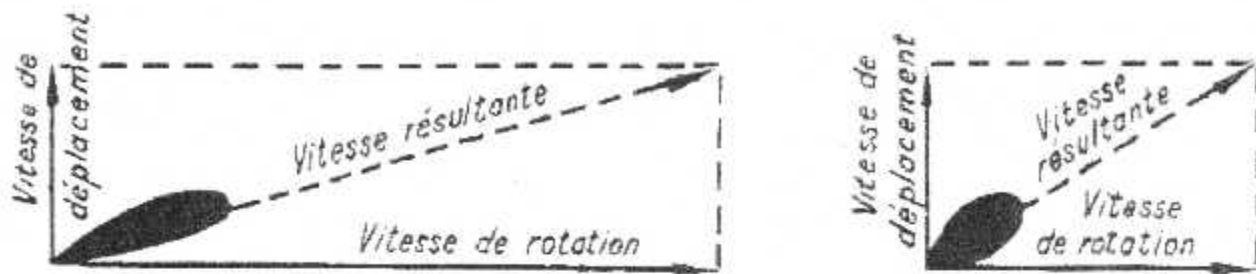


Figure 5

La direction et la vitesse du vent auquel est soumis l'élément de pale dépendent donc à la fois de ces deux mouvements. C'est ainsi que si nous considérons deux éléments d'une pale dont l'un est situé vers l'extrémité et l'autre situé près du moyeu, nous observons que la grandeur et la direction de la vitesse résultante de chacun sont fort différentes et que l'angle formé entre la direction du mouvement et le plan de rotation de l'hélice est beaucoup plus faible pour l'élément d'extrémité de pale que pour celui avoisinant le moyeu.

La trajectoire décrite par une section de pale est une hélice-géométrique est la courbe décrite par un point se déplaçant sur un cylindre est dont le mouvement résulte d'une rotation selon la circonférence combinée à une translation parallèle à l'axe du cylindre dont le pas représente la distance théorique dont c'est déplacé un point de cette section après avoir accompli un tour complet (Fig. 6).

Si nous considérons que le corde de référence de la section est confondue avec la trajectoire décrite par cette section, nous appellerons angle de calage l'angle formé entre la direction de la trajectoire et le plan de rotation de l'hélice (Fig. 7)

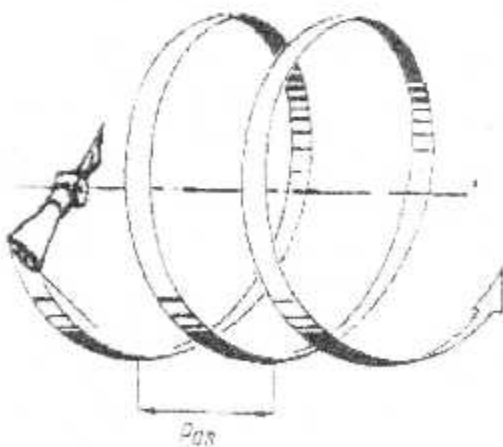


Figure 6

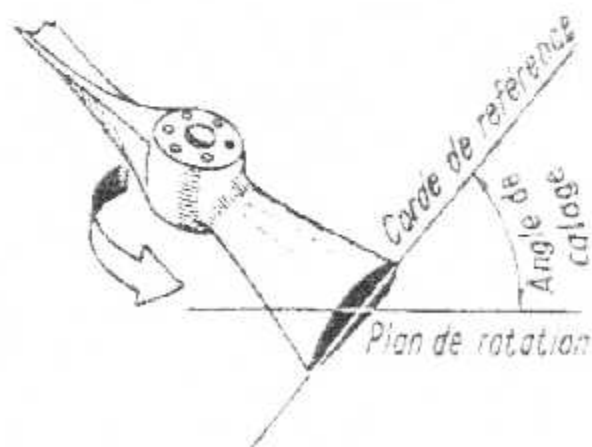


Figure 7



Différentes sections de la même pale se trouvent placées à des distances différentes de l'axe de rotation de l'hélice, soit sur des rayons différents. Au cours d'une rotation, ces sections décriront par conséquent des circonférences plus au moins grandes suivant qu'elles seront plus au moins éloignées du moyeu.

Si donc nous voulons obtenir le même pas pour chaque section, l'angle de calage devra nécessairement varier d'une section à l'autre : il deviendra de plus en plus petit au fur et à mesure que l'on se rapprochera de l'extrémité de pale (Fig. 8).

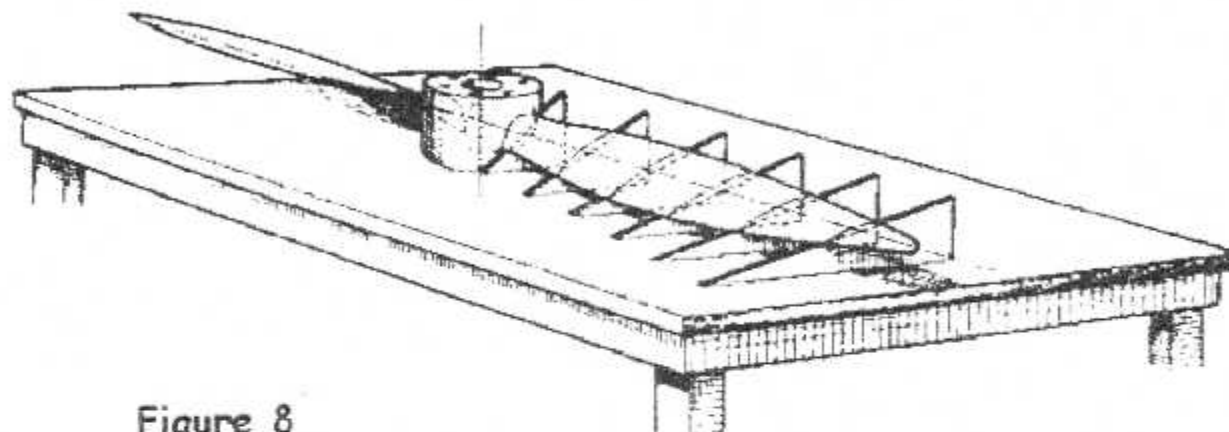


Figure 8

En pratique on n'utilise pas d'hélice à pas constant en raison des efforts qu'elle subit et du mauvais rendement qu'elle procure. Par ailleurs la présence du moteur, réduisant la vitesse de l'air au voisinage du moyeu, conduit à diminuer le pas dans cette région. On obtient donc des hélices dont le pas est différent d'un point à l'autre de la pale (à ne pas confondre avec l'hélice dite improprement à « pas variable » dont nous parlerons plus loin).

#### **b- L'avance par tour :**

On compare souvent l'hélice à une vis progressant dans le milieu qui l'entoure. Ceci serait vrai si l'hélice pénétrait comme la vis dans un milieu solide. Dans ce cas, la distance parcourue à chaque tour serait égale au pas théorique.

En réalité, par suite de la compressibilité de l'air, les molécules gazeuses se débordent sous la pression des pales et l'hélice ne progresse à chaque tour que d'une quantité inférieure au pas théorique ( Fig. 9) et qu'on appelle avance par tour.

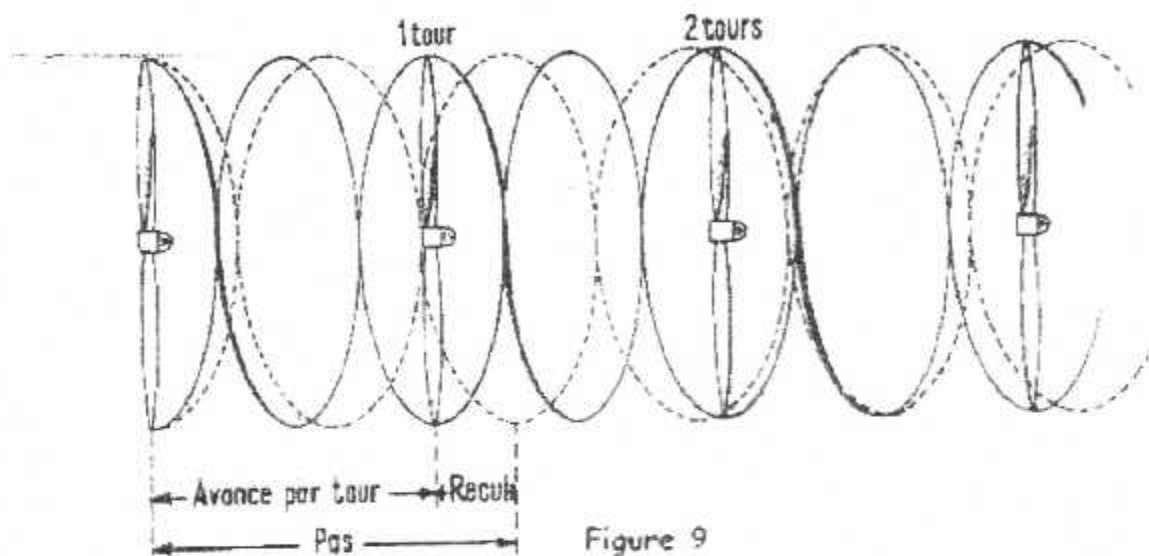


Figure 9

En raison de cette différence à laquelle on donne le nom recul, les pales attaquent l'air sous un certain angle d'incidence (Fig. 10) : l'angle formé entre la trajectoire réelle d'un élément de pale et le plan de rotation prend le nom d'angle d'avance.

L'avance par tour n'est pas une quantité fixe car elle dépend, outre de la vitesse de rotation, de la vitesse de déplacement de l'avion. Si par exemple pour une vitesse de rotation de 1 800 t/m, un avion se déplace à 60 m/s, l'avance par tour vaudra  $60/30=2\text{m/s}$ , tandis qu'elle vaudra plus que  $45/30=1,5\text{m/s}$  si la vitesse tombe à 45 m/s pour un même nombre de tours. Lorsque le moteur tourne au point fixe au sol, l'avance par tour est nulle.

Il y a donc lieu de ne pas confondre cette notion avec celle de pas qui dépend uniquement des caractéristiques géométriques de l'hélice.

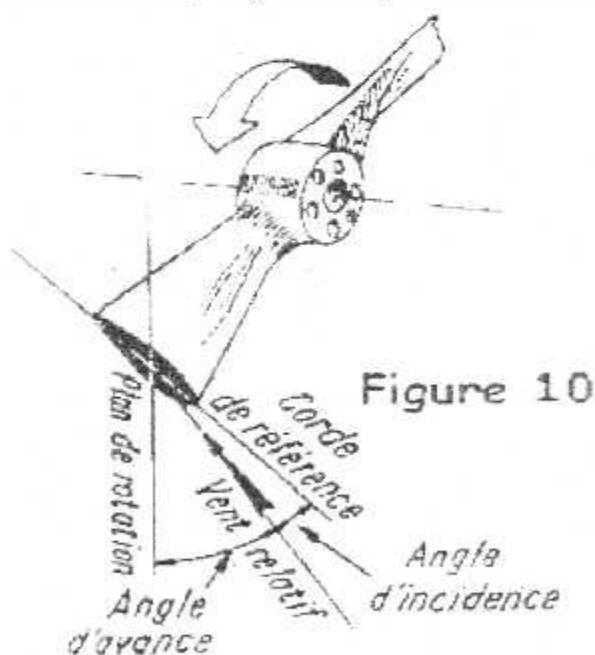


Figure 10

### c- Propriétés aérodynamiques de l'hélice :

Une étude des propriétés aérodynamiques d'une section de pale met en évidence leur similitude avec celles d'un profil d'aile. L'élément de pale placé dans un vent relatif sous un angle d'incidence est le siège, comme le profil d'une aile, d'une résultante

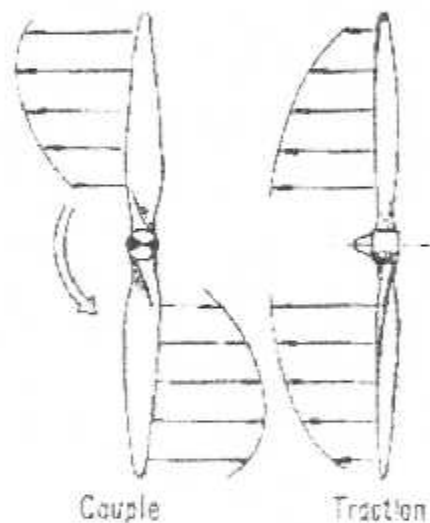
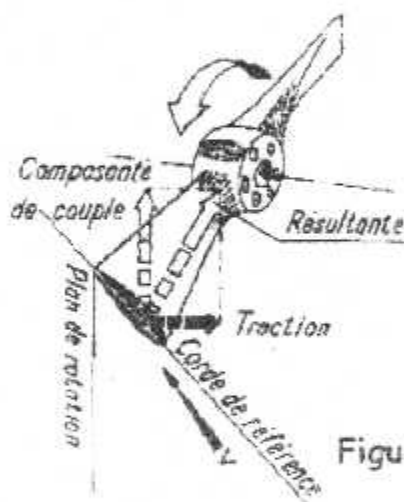


aérodynamique qu'il serait possible de décomposer en une portance et une traînée selon des axes liés à la direction du vent relatif.

Toutefois, dans le cas présent, cette décomposition offrirait peu d'intérêt, car la force utile que nous attendons de l'hélice est une force dirigée selon son axe. C'est pourquoi la résultante aérodynamique sera ici décomposée en deux forces dont l'une, orientée selon l'axe de l'hélice, constitue la traction tandis que l'autre, perpendiculaire à la précédente, absorbe le couple moteur (Fig. 11)

La traction totale de l'hélice est la somme de toutes les forces élémentaires de traction agissant sur les éléments des deux pales ainsi que le montre la figure 12. Les différentes forces résistantes se composent pour donner sur chaque pale une force résultante dont la somme constitue un couple dirigé en sens inverse à la rotation et qui traduit la résistance totale de l'hélice à celle-ci. En régime stable, le couple résistant produit par l'hélice est exactement égal et de sens opposé au couple moteur.

Les valeurs des différentes forces appliquées à l'hélice dépendent de l'angle d'incidence, de la forme et de la section des pales, de la masse spécifique d l'air, de la vitesse de rotation et d'une surface de référence, c'est à dire de facteurs absolument comparables à ceux qui ont été pris en considération pour le calcul des forces aérodynamiques s'exerçant sur l'aile.



#### d- Rendement de l'hélice :

Comme pour tout système transformateur d'énergie, le rendement d'une hélice se définit par rapport :

$$\text{rendement} = \frac{\text{puissance 'restitué'}}{\text{puissance 'absorbée'}}$$

L'hélice restitue de la puissance en créant une force de traction qui produit un travail en déplaçant son point d'application. Par conséquent, lorsque la force ou le déplacement sont nuls, le travail utile et le rendement sont également nuls.

C'est ainsi qu'une hélice avançant par tour d'une distance égale à son pas a un rendement nul puisqu'elle ne produit pas de traction. Par ailleurs, une hélice tournant au point fixe à



également un rendement nul puisque, n'ayant pas de vitesse d'avancement, elle ne produit aucun travail.

Les conditions de vol normal constituent des cas intermédiaires entre les deux cas limites que nous venons de citer.

Si le rendement d'une hélice est proportionnel à la vitesse de rotation et à son diamètre.

Le rendement moyen ne dépasse guère 0,73 avec des hélices courantes. Il peut atteindre 0,78 à 0,80 pour des hélices bien adaptées.

### 3- Les différents types d'hélices :

#### L'hélice à calage fixe :

Une hélice à calage fixe (Improprement appelée à « pas fixe ».) possède des pales dont la position invariable est déterminée de construction. C'est le type d'hélice que l'on rencontre encore sur une large majorité d'avions légers (Fig. 8).

Elles sont souvent en bois, parfois en métal. Lorsqu'elles sont en bois, une bonde de métal protège des chocs leurs bord d'attaque et leurs extrémités. Qu'elles soient vernies, peintes ou plastifiées, leur surface doit être soigneusement isolée de l'humidité.

Les hélices métalliques à calage fixe, généralement assez rares sur les moteurs équipant les avions légers, sont constituées de pales d'alliage léger forgé montée sur un moyeu en acier.

On constate que la force maximale de traction d'une hélice à calage fixe est obtenue lorsque la vitesse de déplacement est nulle, c'est à dire lors du point fixe. Une valeur élevée de la traction, dans ces conditions, est loin d'être négligeable car c'est d'elle que dépend la grandeur de l'accélération à laquelle sera soumis l'appareil au départ et corrélativement la distance nécessaire au décollage.

Il est bien évident que l'hélice à calage fixe ne peut être adaptée à tous les régimes si l'hélice présente un calage tel qu'elle freine correctement la vitesse du moteur lors du vol en croisière, le freinage obtenu sera très important lors du décollage et de la montée.

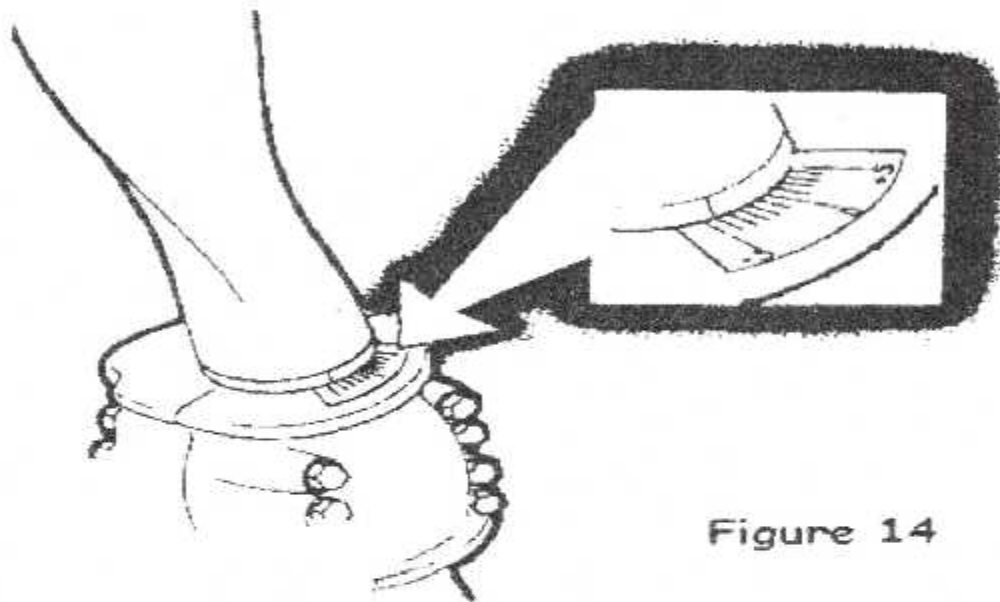
Il en résultera une diminution de puissance lors du décollage alors qu'il est indispensable de disposer du maximum de celle-ci.

On se trouve placé devant une alternative :

- ou bien employer une hélice à faible calage freinant correctement le moteur au sol, mais le laissant s'emballer en vol de croisière en altitude ;
- ou bien employer hélice à calage élevé freinant correctement en altitude, mais réduisant la puissance disponible au décollage et en montée.

### **C- L'hélice à calage réglable au sol :**

Comme leur nom l'indique , les hélices appartenant à ce types n'ont pas un calage susceptible d'être modifié en vol , mais seulement au sol lorsque le moteur est arrêté. Une telle hélice comporte des pales indépendante l'une de l'autre , assujetties à un moyeu en deux pièces . par un simple desserrage des boulons de serrage les pales sont libres de tourner et peuvent être amenées à l'angle de calage désiré (fig. 14)



**Figure 14**

Le calage d'origine est un calage moyen qui assure des performances satisfaisantes dans toutes les conditions de vol.

Il peut être indiqué de modifier ce calage si l'hélice doit être montée sur un moteur différent ou si l'on désire accroître certaines performances en raison de conditions spéciales d'utilisation . on pourra ainsi améliorer les caractéristiques de décollage et de montée de l'avion en diminuant le calage , tandis que , pour accroître la vitesse de croisière, on devra, au contraire , augmenter l'angle de calage .ainsi que nous l'avons dit au paragraphe précédant, si l'efficacité de l'hélice est accrue dans un certain domaine de performances , elle décroît obligatoirement dans un autre.

### **D- L'hélice a calage variable :**

La recherche d'une hélice susceptible d'un rendement satisfaisant , dans les conditions d'utilisation extrêmes que constituent le régime lent succédant au décollage et le régime rapide correspondant au vol a vitesse maximale , a conduit à réaliser en premier lieu une hélice à deux positions.

Au décollage ,on utilise une position de pale correspondant à un faible angle de calage, donc a un petit pas . en vol , on utilise la seconde position correspondant à un angle de calage élevé , donc à un grand pas(fig. 15)



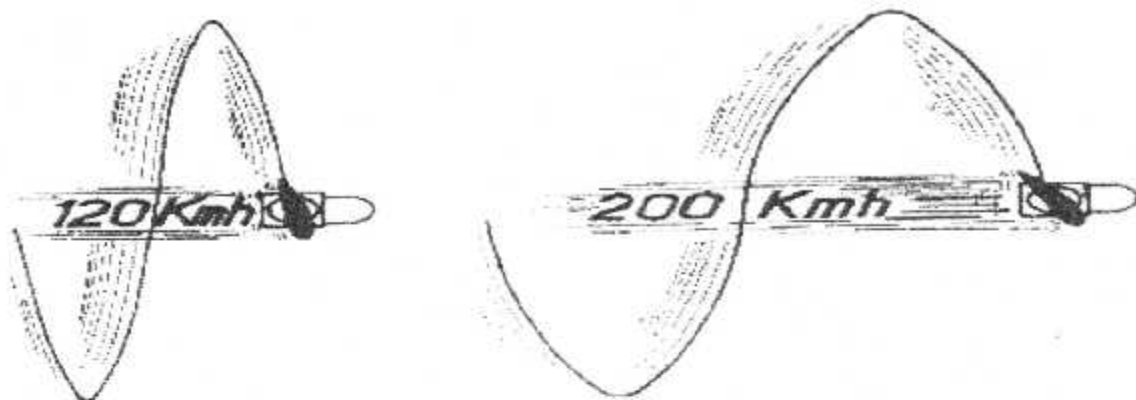


Figure 15

Le mécanisme de contrôle de la position des pales peut être mécanique, hydraulique (pour pression de huile) ou électrique. un indicateur de position renseigne le pilote et lui permet de passer, en connaissance de cause, d'une position à l'autre.

#### **E- l'hélice à vitesse constante .**

Dans les hélices modernes le calage des pales varie automatiquement en fonction de la puissance délivrée par le moteur, le régime de rotation étant maintenu constamment égal à la valeur affichée par le pilote à l'aide de la commande de l'hélice. ces hélices sont dites à vitesse constante .

Pour une position donnée de l'hélice correspondant à une vitesse de rotation le calage des pales varie automatiquement de façon à ce que cette vitesse soit maintenue constante .

La figure 16 fait apparaître les différents éléments d'une hélice de ce type et permet d'en saisir le fonctionnement

La variation de calage est obtenue par l'action antagoniste de deux forces de nature différentes une pression hydraulique et la force centrifuge (assistée par l'action d'un ressort lorsque l'hélice comporte un dispositif de mise en drapeau .).

Sous l'action des forces aérodynamiques qui s'exercent sur elle une pale d'hélice tournant autour de son moyeu a tendance à réduire son angle de calage jusqu'à une valeur nulle .

Pour équilibrer cette effet on a fixé sur le moyeu de la pale un contrepoids soumis à la force centrifuge (fig17) l'équilibre des force en présence étant réalisé on peut faire varier l'angle de calage de la pale d'hélice en agissant sur celle-ci au moyen d'une biellette asservie à un piston situé dans le moyeu de l'hélice et dont la position est commandée par une pression hydraulique .

Cette pression est soumise au régulateur d'hélice constitué :

- D'une pompe à engrenages transformant la pression d'alimentation d'huile venant du moteur en une pression plus forte nécessaire à la variation de calage ;
- D'un piston tiroir actionné par des masselottes qui agit sur un ressort relié à la commande de l'hélice et règle le débit entre le régulateur et le cylindre d'hélice .

la pression de l'huile envoyée dans le cylindre d'hélice par le régulateur pousse celui-ci vers l'avant ce qui a pour effet, en s'opposant à l'écartement des contrepoids de diminuer l'angle de calage des pales et par voie de conséquence de diminuer la traînée sur chaque pale, faisant ainsi augmenter le nombre de tours. lorsque la pression d'huile dans le



cyindre d'hélice devient inférieure à cyindre d'hélice devient inférieure à la force centrifuge agissant sur le contrepoids le cyindre revient vers l'arrière , le calage des pales augmente et la traînée aussi , d'où une réduction de la vitesse de rotation.

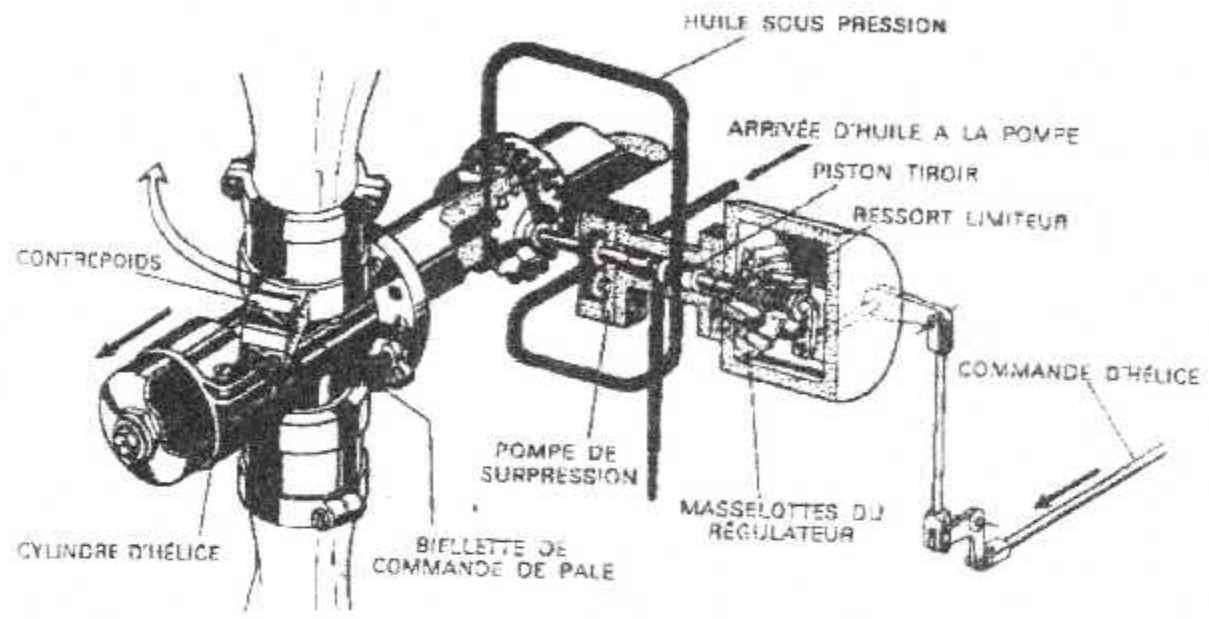


Figure 17

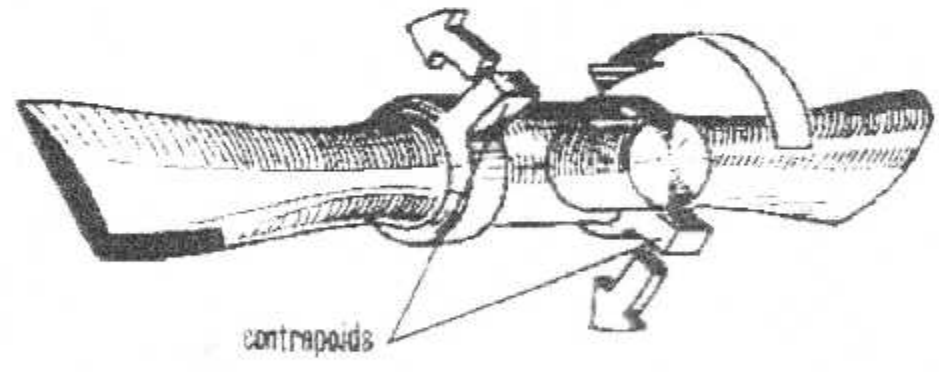


Figure 17

La régulation automatique du calage s'effectue comme suit :

- si /à vitesse de rotation diminue (mise en montée, réduction de puissance.)et tombe au-dessous du régime pour lequel est réglé le régulateur par la commande d'hélice la vitesse de rotation des masselottes du régulateur décroît et elles tendent à se rapprocher ; le ressort se détend et piston tiroir laisse pénétrer l'huile sous pression dans le cyindre qui est trouve repoussé vers l'avant : le calage des pales diminue .

Aussitôt la vitesse de rotation de l'hélice augmente et avec elle la vitesse de rotation du régulateur dont le masselottes tendent à s'écarter sous l'effet de la force centrifuge ; le ressort est comprimé et déplace avec lui le piston tiroir qui venant progressivement obturer l'arrivée d'huile diminue le débit de celle-ci jusqu'à ce que soit retrouvé le régime initial pour lequel est réalisé l'équilibre entre la pression de l'huile et la force centrifuge appliquée aux contrepoids des pales.

Si la vitesse de rotation augmente (mise en descente , augmentation de puissance .) les masselottes du régulateur s'écarteront et compriment le ressort qui déplace le piston tiroir de façon à interrompre l'arrivée d'huile au cylindre d'hélice et à renvoyer directement celle-ci vers le carter du moteur.

Sous l'effet de la force à laquelle sont soumis les contrepoids des pales le cylindre revient en arrière et le calage des pales augmente. la traînée augmente et la vitesse de rotation des pales diminue pour revenir au régime initial .

La commande manuelle d'hélice à la disposition du pilote agit sur la tension du ressort du régulateur et permet de préréglé un régime de rotation quelconque a l'intérieur d'un plage de fonctions limiter par les positions extrêmes des pales correspondant a leurs angles de codage maximum et minimum.

#### **4-la mise en drapeau**

sur un avion bimoteur , lorsqu'un moteur s'arrête ou doit être stoppé en vol par suite d'avarie mécanique , l'effort de traction se trouve reporte totalement sur l'autre moteur cet effort est grevé de la résistance supplémentaire offerte par le moteur en panne ,lequel continue a tourner entraîner par son hélice fonctionnant en moulinet dans le vent relatif.

Cette résistance qui absorbe une puissance peut être considérablement réduite :

a)-si on a les moyens d'immobiliser le moteur stoppé la puissance absorbée plus que 50% de ce qu'elle était précédemment ;

b) si l'on a la possibilité de mettre l'hélice en drapeau , c'est a dire dans la lit du vent , on obtient une résistance minime et la puissance absorbée devient inférieur a 15% de sa valeur initial(fig. 18)

les bimoteurs (et d'une manière générale tous les multi moteurs )sont donc dans la majorité des cas pourvus d'hélices comportant un système de mise en drapeau commandé par le pilote .

la manette de commande d'hélice dans sa position « drapeau » a pour effet d'éliminé toute pressions hydraulique dans le cylindre d'hélice qui se trouve rappelé en arrière par l'action combinée par la détente d'un puissant ressort contenu a l'intérieur et de la force centrifuge appliquée aux contrepoids .le calage augmente rapidement et les pales atteignent leur calage maximum (85 a 95)en trois secondes environ.

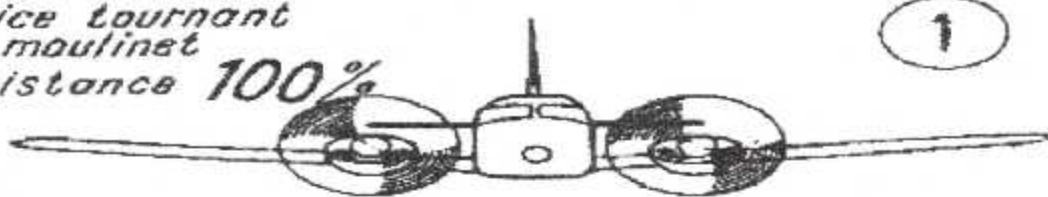
La mise en drapeau peut être obtenue à tout moment pourvu que la puissance soit réduite (panne ou réduction des gaz)sous peine d'occasionner de graves dommages au moteur.

L'action consistant à passer de la position « drapeau » à la position de fonctionnement normal constitue le dévirage du moteur.

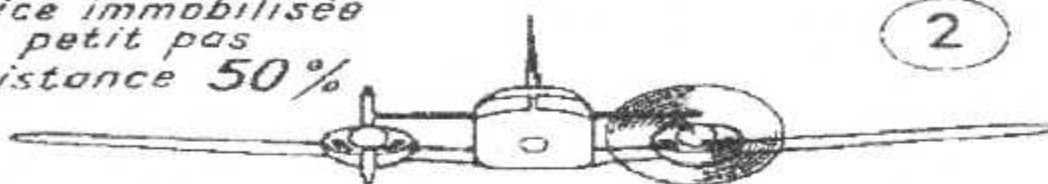
Certaines hélices comportent un système de dévirage automatique , en l'absence de ce dispositif la remise en route du moteur doit être effectuée d'une manière conventionnelle par une succession demande à être exécutée avec soin afin d'éviter des vibrations parfois dangereuses.



*Hélice tournant  
en moulinet  
Résistance 100%*



*Hélice immobilisée  
au petit pas  
Résistance 50%*



*Hélice en drapeau  
Résistance 15%*

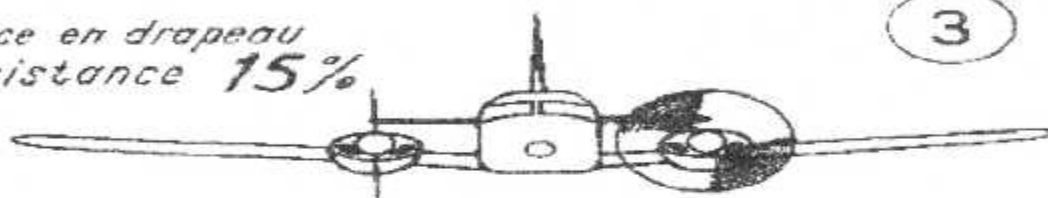


Figure 18

## diamètre

### 2. Réducteur

L'adaptation de l'hélice à un avion pose un problème délicat à résoudre. Il s'agit en effet de réaliser un compromis permettant d'obtenir à la fois le meilleur rendement dans les conditions d'utilisation habituelles de l'avion et un rendement suffisant dans les autres cas de vol.

une hélice bien adaptée sera celle dans la vitesse de rotation maximale correspondra à la vitesse de rotation du moteur permettant le maximum de puissance, et ceci pour une vitesse de vol déterminée à l'avance.

Outre les caractéristiques de pas qui rendent le problème d'adaptation différent suivant qu'il s'agit d'hélices à calage fixe des pales ou d'hélice à calage variable en vol, le choix du diamètre a une répercussion importante sur la puissance absorbée par l'hélice.

Sur un avion donné, on aurait intérêt à monter une hélice de grand diamètre pour obtenir un rendement satisfaisant aux faibles vitesses, tandis qu'une hélice de petit diamètre serait mieux adaptée aux vitesses élevées. Malheureusement on ne peut pas toujours donner à l'hélice un diamètre aussi grand qu'il serait souhaitable, ce qui conduit parfois à augmenter le nombre de pales ou à accoupler l'hélice au moteur par l'intermédiaire d'un réacteur (Fig. 13). On arrive ainsi, tout en assurant au moteur des régimes de rotation élevés pour lesquels il développe au maximum sa puissance, à laisser tourner l'hélice à une vitesse de rotation compatible avec un rendement convenable.



en effet c'est selon nos besoins de vitesse de rotation que l'on va prélever la vitesse désirer sur l'arbre, les turbo propulseur qu'ils soient équipés de compresseur axiales ou centrifuges leurs vitesses sera comprise entre 10000 et 50000 tr/min, ce qui fait que l'hélice doit à partir de cette plage assurer une poussée importante au décollage, ce qui fait que son débit d'air doit être conséquent, d'où leur diamètre. Si l'on considère cette même hélice à une vitesse de croisière plus importante, le mach relatif à la pale est non seulement fonction de cette vitesse mais également de la vitesse circonférentielle  $\vec{U}$ .

Celle-ci croit comme le rayon à même vitesse de rotation, on détermine le profile de la pale afin qu'on puisse travailler dans le domaine subsonique ou transsonique, mais le mach augmente avec la vitesse tangentielle ce qui fait qu'il faut donc réduire la vitesse de rotation de l'hélice. Dans ce but l'installation ingénieuse d'un réducteur entre les turbines de puissance et l'organe propulsif, permet la transmission de la puissance tout en réduisant le régime de rotation. Il est constitué d'un système d'engrenages fait par des roues d'entés.

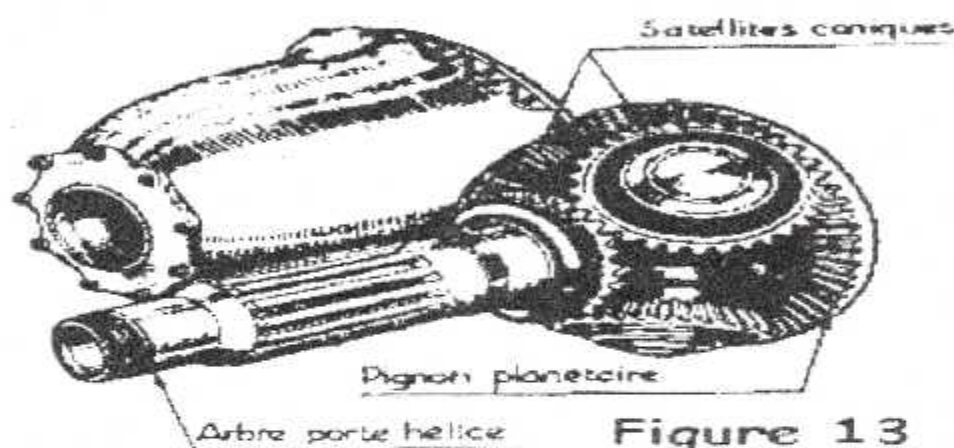


Figure 13

#### Rapport de réducteur :

Comme tout rapport de rendement, le rapport « r » de cet organe est fonction de la grandeur sortante sur la grandeur entrante ; mais nous avons déjà énoncé au début de cet ouvrage qu'il existe deux type de moteur, libre et lié ce qui fait qu'on aura pas le même rapport de réducteur.

Pour les turbopropulseur liés ; on sait que l'arbre qui amène le réducteur est celui du générateur de gaz soit le compresseur et la turbine Ng, par contre concernant les turbopropulseurs libres l'arbre qui amène le mouvement vers l'organe réducteur est celui des turbines libres Ntl. et la sortie pour les deux modes de couplage

- Libres ou liés – est l'hélice NH ce qui nous permet d'écrire

pour turbopropulseur libre  $r = \frac{N_h}{N_t}$

Pour Turbopropulseur liée  $r = \frac{N_A}{N_K}$

## Les différentes stations du GTP :

### 1- L'entrée d'air :

On commencera par une description d'amont en aval ce qui fait qu'on commencera par l'entrée d'air, qui se situe juste après l'hélice et précédant le compresseur afin de lui fournir une quantité d'air de façon homogène tel est le rôle principale de l'entrée d'air. Pour cela cette dernière est conçue de façon simplement divergente et le compresseur étant sensible aux corps étrangers certains turbopropulseurs on tune entrée d'air fournissant de l'air avec une grande quantité, plus que ce a besoin le compresseur, mais doté d'une by-pass qui fait évacué les corps étrangers entrant dans l'entrée d'air. Ceci se produira par le faite que ces corps étrangers seront plus lourds que l'air donc directement absorber du compresseur, l'entrée d'air est dotée d'un système d'antigivrage. Et ce la soit à l'aide d'air chaud provenant du compresseur ou grâce à des files de résistances, ces derniers sont alimenté par la génératrice ou l'alternateur entraînée par le boîtier d'accessoires et sur certain modèle ont a installé un réservoir d'huile autour de l'entrée d'air, ayant deux fonctions :

Celle de contribuer au dégivrage et sa présence dans cette partie contenant de l'air froid vas refroidir l'huile dans ce réservoir.

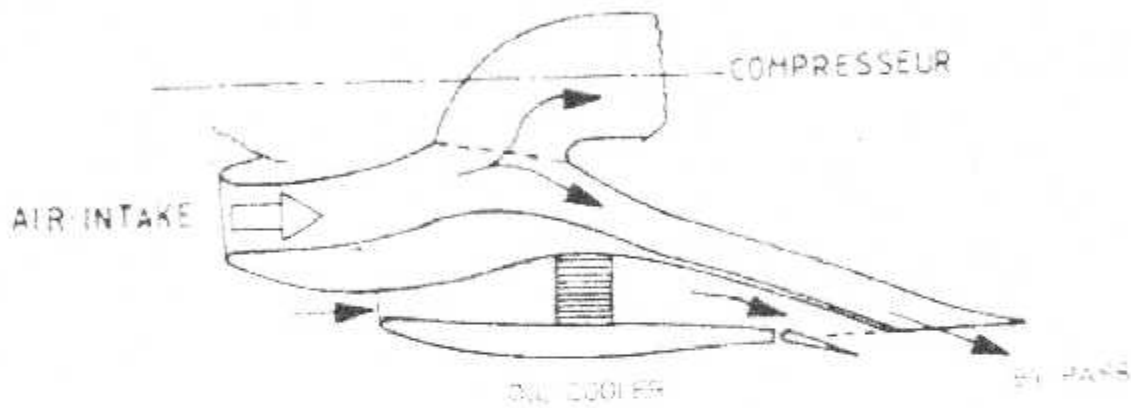


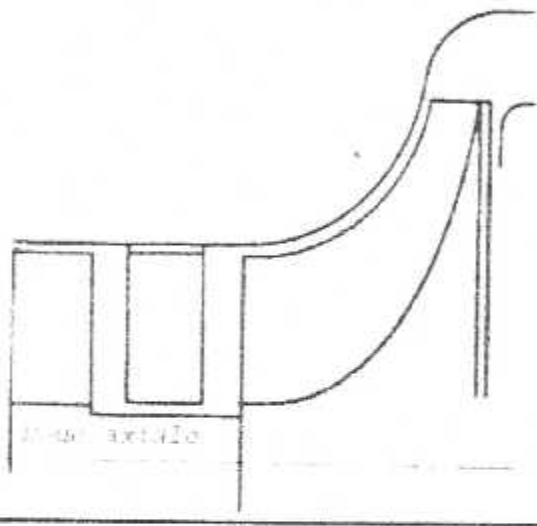
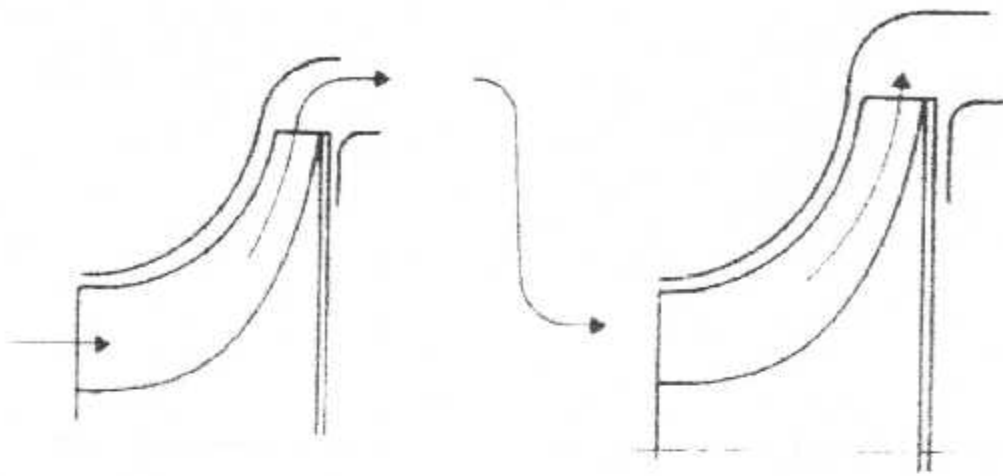
### 2- Le compresseur :

Comme son nom l'indique il a pour rôle de comprimer l'air, afin de l'utiliser dans la chambre de combustion. Il existe de modèle différent de compresseur, de point de vue conception et de point de vue rendement et pertes. Le premier est un compresseur centrifuge il est adapter pour les turbopropulseur faible et moyenne puissance. Afin d'augmenter le



Rendement de ce dernier , et rappelons qu'un compresseur est caractérisé par son taux de compression , on ajoute un second compresseur du même type ou de deuxième type soit axial .mais le premier mode a un inconvénient c'est celui de perte de charge au niveau de la veine entre deux compresseurs centrifuges . pour y remédier a ce problème les constructeurs ont pensés à l'installation d'une roue de compresseur radial en aval de la roue centrifuge , mais toujours est il que le problème n'est pas tout a fait résolu car dans ce cas de figure les performances sont moindre , ce qui a pousser les constructeurs a installer plusieurs étages de roues axial permettant ainsi d'augmenter les performances de l'ensemble compresseur. rappelons que grâce a la nouvelle technologie permettant la conception d'ailette rotor « aubes » évolutives le taux de compression d'un étage de compresseur peut atteindre 6 pour le régime de rotation max.

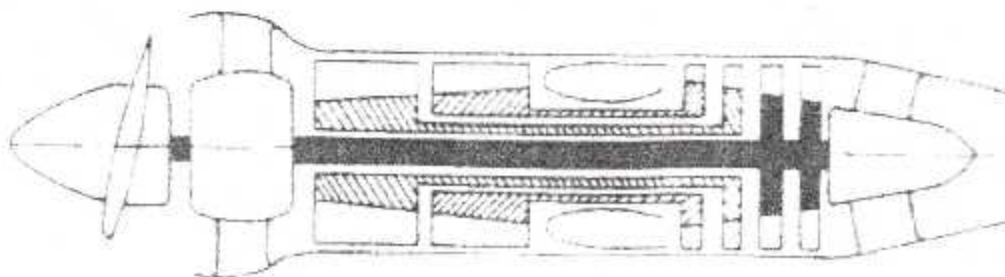




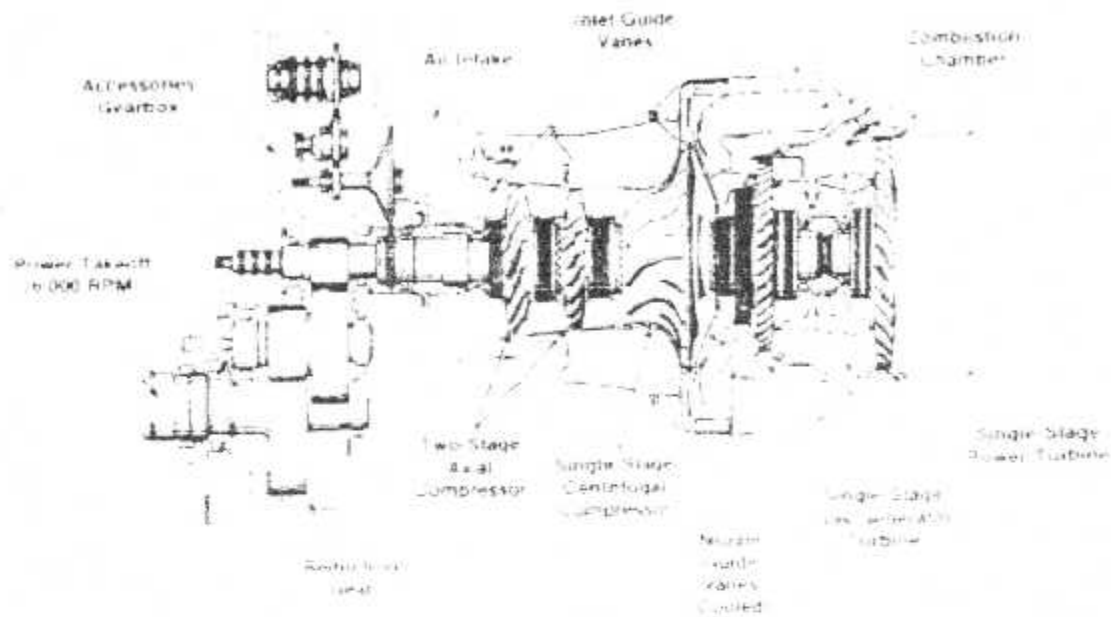
### 3- La chambre de combustion :

la chambre de combustion est considérée comme étant le cœur du moteur, cette dernière a des caractéristiques de fabrication limitant ces performances de combustion du fait qu'elle travaille dans une certaine plage de pression et de température, et de flamme susceptible d'extinction faute mauvais dosage riche ou pauvre. Rappelons que la combustion se fait à pression constante avec une augmentation de la température d'impacte des gaz augmente à vitesse constante permet d'accroître fortement la température statique et du coup leur énergie de pression.

Au détriment de perte de charge on a équipé certain modèle de chambre de combustion à flux inversé, mais permettant de réduire l'encombrement longitudinal du moteur.





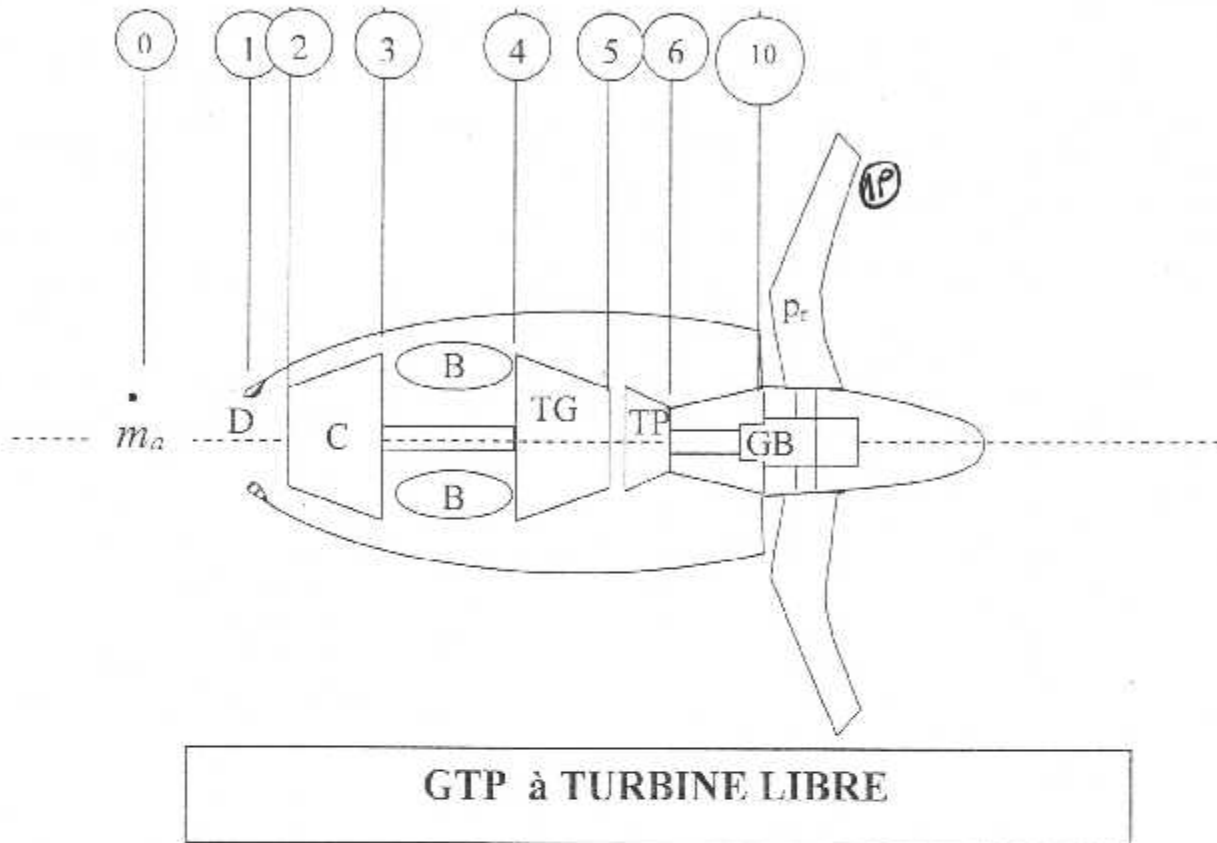


#### 4- Les turbines :

C'est un moteur rotatif qui convertit l'énergie du flux, en énergie mécanique. L'élément de base d'une turbine est une roue ou un rotor à ailettes. « aubes » disposés sur sa circonférence, de façon que le fluide en mouvement exerce une force tangentielle qui fait tourner la roue et lui confère de l'énergie. Cette énergie mécanique est ensuite transmise à l'arbre compresseur ou réducteur, soit c'est l'organe permettant la détente du fluide en recueillant son énergie sous forme mécanique.

Donc c'est dans la turbine que se fait la récupération de l'énergie cinétique du gaz par détente dans cette dernière. Pour cela l'installation de plusieurs étages de turbine est indispensable afin de récupérer toute l'énergie et la transmettre au compresseur ou au réducteur, selon le mode de couplage. Les turbines hautes pressions sont refroidies ce qui permet en augmentant leur température de travail d'accroître la puissance développée et donc le rendement. En supposant l'évolution théorique les gaz se détente de manière isentropique d'où P et T diminuent et la vitesse axiale se conservant fait que les  $T_i$  et  $P_i$  diminuent également

**CHAPITRE III ETUDE DE PERFORMANCE**  
**III-1-ETUDE AEROTHERMODYNAMIQUE DES**  
**COMPOSANTS:**



**III-1-1- Caractéristique de l'hélice (propeller)**

On définit le rendement de propulsion de l'hélice par:

$$\eta_{pr} = \frac{T_{pr} V_0}{P_e} \dots \dots \dots (III-1)$$

- où  $T_{pr}$  : la poussée de l'hélice
- $T_{pr} V_0$  : puissance de propulsion de l'hélice  
ou puissance disponible
- $P_e$  : puissance exigé sur l'arbre

si le moteur est à turbine libre donc :  $P_e = \eta_g P_t$

Ou:

$\eta_g$  rendement mécanique du réducteur de vitesse (Gear Box)



$P_t$  : puissance de la turbine

donc:  $T_{pr} V_0 = \eta_{pr} P_e = \eta_{pr} \eta_g P_t$

si le moteur est à turbine liée donc:  $P_c = \eta_g \eta_m P_t - P_c$

**III-1-2- Caractéristiques de la prise d'air**

$$\zeta_d = \frac{T_{t2}}{T_{t1}} = 1 \dots\dots\dots(III-2)$$

$$\pi_a = \frac{P_{t2}}{P_{t1}} = \left( \frac{1 + \pi_a \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \dots\dots\dots(III-3)$$

**III-1-3Caractéristiques de compresseur**

$$\zeta_c = \frac{\pi_c^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c}} - 1}{\eta_c} + 1 = \pi_c^{\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c \eta_{pr}}}$$

$$\pi_c = \frac{P_{t3}}{P_{t2}} \dots\dots\dots(III-4)$$

$$\zeta_c = \frac{T_{t3}}{T_{t2}} \dots\dots\dots(III-5)$$

**III-1-4- Caractéristique de la chambre de combustion**

$$f = \frac{(\tau_B - C_{pC} / C_{PB}) / \tau_B}{\tau_B q_R / (C_{PB} T_{max}) - 1} \dots\dots\dots(III-6)$$

$$T_{\max} = T_{t4} \dots\dots\dots(III-7)$$

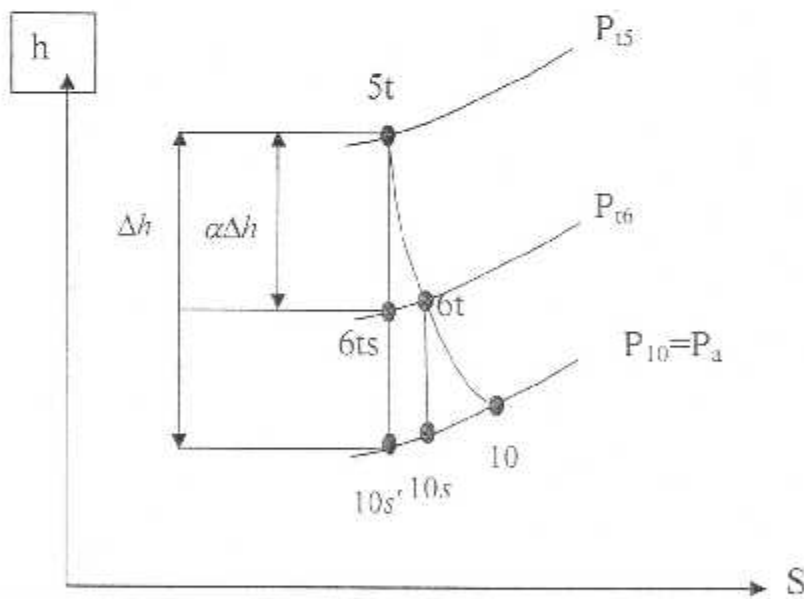
$$\tau_B = \frac{T_{t4}}{T_{t3}} = \frac{T_{t4}}{T_0 \tau_r \tau_C} \dots\dots\dots(III-8)$$

$$\pi_B = \frac{P_{t4}}{P_{t3}} = 1 - \frac{\Delta P_{tB}}{P_{t3}} \dots\dots\dots(III-9)$$

**III-1-5- Caractéristique de la turbine du générateur à gaz:**

$$\pi_T = \left[ \frac{\zeta_T - 1}{\eta_T} + 1 \right]^{\frac{\gamma_T}{\gamma_T - 1}} = \zeta_T \frac{\gamma_T}{(\gamma_T - 1) \eta_{pT}} \dots\dots\dots(III-10)$$

$$P_C = \eta_a P_t \dots\dots\dots(III-11)$$



Distribution de la chute d'enthalpie entre la turbine et la tuyère

Cependant, la charge de la turbine  $\zeta_T$  est obtenue par l'équation de couplage avec le compresseur.

En effet:



$$P_e = \eta_g \eta_m P_T - P_c \quad \text{ou} \quad P_e + P_c = \eta_g \eta_m P_T$$

$$\zeta_T = 1 - \frac{\eta_T \alpha \Delta h}{C_{pT} T_{i4}} \dots \dots \dots (III-12)$$

$$\Delta h \approx C_{pT} (T_{i4} - T_{10s'}) \text{ avec } \frac{T_{i4}}{T_{10s'}} = \left( \frac{P_{i4}}{P_a} \right)^{\frac{\lambda_T - 1}{\gamma_T}} \dots \dots \dots (III-13)$$

**III-1-6: caractéristique de la puissance**

$$\Delta h \approx C_{pT} T_{i4} \left( 1 - \left( \frac{P_a}{P_{i4}} \right)^{\frac{\gamma_T - 1}{\gamma_T}} \right) \text{ avec } P_{i4} = P_0 \pi_r \pi_D \pi_c \pi_B$$

$$\Delta h = C_{pT} T_{i4} \left( 1 - \left( \pi_r \pi_D \pi_c \pi_B \right)^{\frac{1 - \gamma_T}{\gamma_T}} \right) \dots \dots \dots (III-14)$$

$$\text{d'où: } \zeta_T = 1 - \eta_T \alpha \left( 1 - \left[ \pi_r \pi_D \pi_c \pi_B \right]^{\frac{1 - \gamma_T}{\gamma_T}} \right) \dots \dots \dots (III-15)$$

$$T_{i5} = T_0 \zeta_r \zeta_D \zeta_c \zeta_B \zeta_T \quad \text{et} \quad P_{i5} = P_0 \pi_s \pi_D \pi_c \pi_B \pi_T \dots \dots \dots (III-16)$$

ou:

$\alpha$  est le facteur de répartition de d'enthalpie

$$\alpha = 1 - \frac{V_0^2}{2 \Delta h} \left( \frac{\eta_N}{\eta_{pr}^2 \eta_g^2 \eta_{TP}^2} \right) \dots \dots \dots (III-17)$$

**III-1-7: Caractéristiques de la tuyère**

nous pouvons calculer  $M_{10}$  et  $V_{10}$  utilisant les équations données dans les chapitre, du turboréacteur et turbofan, Ainsi les grandeurs ( $T_{10}$  et  $A_{10}$ ) seront déterminées, avec  $P_{10} = P_0 (M_{10} < 1)$ .

Une autre manière pour déterminer  $V_{10}$  est comme suit:

$$(h_{t5} - h_{10}) = M_n (h_{t5s} - h_{10s'}) = \eta_n (h_{t5s} - h_{10s'}) = \gamma n (1 - \alpha) \Delta h$$

$$(h_{t5} - h_{t10}) = h_{t10} - h_{10} = \frac{V_{10}^2}{2}$$

$$V_{10} = \sqrt{2 C_{pm} T_{t5} \eta_n \left( 1 - \left[ \pi_r \pi_D \pi_c \pi_B \pi_T \right]^{\frac{1-\gamma_n}{\gamma_a}} \right)} \dots \dots \dots (III-18)$$

### III-II: PARAMETRES DE PERFORMANCES DU MOTEUR

#### III-II-1 : Poussée spécifique

$$T_{\dot{a}} = T_{spr} + T_{sn} \dots \dots \dots (III-19)$$

avec

$$T_{spr} V_0 = \frac{\eta_{pr}}{\dot{m}_a} \Rightarrow T_{spr} = \frac{T_{pr}}{\dot{m}_a} = \frac{\eta_{pr} P_e}{\dot{m}_a V_0} \dots \dots \dots (III-20)$$



$$T_{\dot{a}} = \left[ \eta_{pr} \eta_g \eta_m \eta_T (1+f) \alpha C_{PT} T_{t4} \left( 1 - \left[ \pi_r \pi_D \pi_c \pi_B \right]^{\frac{1-\gamma_r}{\gamma_r}} \right) - \eta_{pr} T_0 \tau_r C_{PC} (\tau_c - 1) \right] V_0$$

$$+ (1+f) \left[ 2 c_{p1} T_{t4} \eta_r \eta_n \alpha \left( 1 - \left[ \pi_r \pi_D \pi_c \pi_B \right]^{\frac{1-\gamma_r}{\gamma_r}} \right) \left( 1 - \left[ \pi_r \pi_D \pi_c \pi_B \pi_T \right]^{\frac{1-\gamma_n}{\gamma_n}} \right) \right]^{\frac{1}{2}} - V_0 \dots \dots$$

..... (III-21)

#### III-II-2: Puissance équivalente spécifique :

Soit la puissance équivalente  $P_{eq}$

$$P_{eq} = P_e + \frac{T_{t5} V_0}{\eta_{pr}} \dots \dots \dots (III-22)$$

D'où la puissance équivalente spécifique

$$P_{eqs} = \frac{P_{eq}}{\dot{m}_a}$$

$$P_{eqs} = P_e + \frac{T_s V_0}{\eta_{pr}} \dots\dots\dots(III-23)$$

**III-II-3:Consommation spécifique équivalente**

$$C_{seq} = \frac{\dot{m} f}{P_{eq}} = \frac{f}{P_{seq}} = \frac{f \eta_{pr}}{T_s V_0} \dots\dots\dots(III-24)$$

**III-III:RENDEMENTS**

**III-III-1-rendements de propulsion**

$$\eta_p = \frac{\eta_{pr} P_{seq}}{P_{seq} - \frac{T_{sN} V_0}{\eta_{pr}} + \frac{1}{2} (1 + f) V_{10}^2 - \frac{1}{2} V_0^2} \dots\dots\dots(III-25)$$

**III-III-2- rendement thermique**

$$\eta_{th} = \frac{P_{seq} - \frac{T_{sN} V_0}{\eta_{pr}} + \frac{1}{2} (1 + f) V_{10}^2 - \frac{1}{2} V_0^2}{f q_R} \dots\dots\dots(III-26)$$

**III-III-3- rendement global.**

$$\eta = \eta_p \eta_{th} = \frac{\eta_{pr} P_{seq}}{f q_R} \dots\dots\dots(III-27)$$



**Programme de calcul**

**des performances**

**d'un turbopropulseur**

C  
C  
C

\*\*\*CALCUL DES PERFORMANCES D'UN TURBOPROPULSEUR\*\*\*

```
REAL v0, T0, MO, pt3, Tt3, pt5, Tt5, Tt6, Ts, Csp, Pt6, Tt10,  
+ F, Rtotal, Rth, Rp3, V1p, Psp, Alfa, Totp, Dh, Tor, Tod, Toc  
+ Tob, Totg, Pr, Pz, Ptg  
Qr=45000  
Cpb=1.148  
Cpa=1.005  
Cpt=1148  
PO=0.5405  
r=287
```

```
ga=1.4  
WRITE(*,*)'DONNER LA HAUTEUR DE VOL [M] :'  
READ(*,*)Z  
WRITE(*,*)'DONNER LE NOMBRE DE MACH :'  
READ(*,*)MO  
WRITE(*,*)'DONNER LA TEMPERATURE MAX [K] :'  
READ(*,*)Tmax  
WRITE(*,*)'DONNER LE RAPPORT DE COMPRESSION :'  
READ(*,*)Pr
```

C \*\*\*\*\* ATMOSPHERE ADIABATIQUE \*\*\*\*\*

C

```
IF(Z.LE.11000) THEN  
T0=288.15*(1-22.5576934E-006*Z)  
ELSE
```

C \*\*\*\*\* ATMOSPHERE ISOTHERME \*\*\*\*\*

C

```
IF(Z.GT.11000) THEN  
T0=216.65  
ENDIF  
ENDIF
```

C \*\*\*\*\* STATION 2 DEFLUSEUR \*\*\*\*\*

C

```
write(*,*)'station2'  
Rd=0.98  
Pd=((1+Rd*((ga-1)/2)*(MO)**2)/(1+((ga-1)/2)*(MO)**2))  
+ **((ga/(ga-1))  
write(*,*)'Pd=',Pd
```

C \*\*\*\*\* STATION 3 COMPRESSEUR \*\*\*\*\*

C

```
write(*,*)'station3'  
Rc=0.85  
Toc=1+((Pr)**((ga-1)/ga)-1)/(Rc)  
Pt3=P0*Pr*Pd*Pc  
Tt3=T0*Tor*Tod*Toc  
write(*,*)'Pt3=',Pt3  
write(*,*)'Tt3=',Tt3
```

C \*\*\*\*\* STATION 4 CHAMBRE DE COMBUSTION \*\*\*\*\*

C

```
write(*,*)'station4'  
Rb=0.98  
Tor=1+(ga-1)/2*M0**2  
Pr=Tor**3.5  
Tob=Tmax/(T0*Tor*Toc)  
F=(Tob-Cpa/Cpb)/(Tob*(Rb*Qr/(Cpb*Tmax)-1))  
write(*,*)'F=',F
```

C \*\*\*\*\* STATION 5 TURBINE \*\*\*\*\*

C

```
write(*,*)'station5'  
ga=1.333  
Rtg=0.92  
Rtp=0.90  
Totg=1-Cpa/Cpb*(Toc-1)/((1+F)*Rm*Toc*Tob)  
Pt5=P0*Pr*Pd*Pc*Pb*Ptg  
Tt5=T0*Tor*Tod*Toc*Tob*Totg  
Dh=Cpt*Tt5*(1-(P0/Pt5)**((ga-1)/ga))  
V0=sqrt(M0**2*ga*R*T0)  
Alfa=1-V0**2/(2*Dh)*(Rn/(Rpr**2*Rg**2*Rtp**2))  
Totp=1-(Rtp*Alfa*Dh)/(Cpt*Tt5)  
Ptp=((Totp-1)/Rtp+1)**(ga/(ga-1))  
write(*,*)'pt5=',pt5  
write(*,*)'Tt5=',Tt5
```

C \*\*\*\*\* STATION 6 TUYERE \*\*\*\*\*

C

```
write(*,*)'station6'  
Rn=0.99  
ga=1.333  
Tt6=Tt5*Totp  
Pt6=Pt5*Ptp  
V10=sqrt(2*Cpt*Tt5*Rn*(1-(P0/Pt6)**((ga-1)/ga)))  
T10=Tt6-V10**2/(2*Cpt)
```



```
M10=V10/sqrt(ga*R*T10)
```

```
write(*,*)'T10=',T10
```

```
write(*,*)'Pt6=',Pt6
```

```
write(*,*)'V10=',V10
```

```
c  ** CALCUL DE POUSSEE ET CONSOMMATION SPECIFIQUE **
```

```
c
```

```
write(*,*)'pouss,e spécifique'
```

```
V1p=2*V0/Rpr-V0
```

```
B=2*(F+1)*(Rg*Cpt*(T+5-T+6)/(V1p**2-V0**2))
```

```
Ts=B*(V1p-V0)+((F+1)*V10-V0)
```

```
write(*,*)'Ts=',Ts
```

```
write(*,*)'consommation spécifique'
```

```
Psp=Ts*V0/Rpr
```

```
Cps=F/Psp
```

```
write(*,*)'Csp=',Csp
```

```
write(*,*)'rendement de propulsion'
```

```
Rp=Ts*V0/(B/2*(V1p**2-V0**2)+0.5*(1+F)*V10**2-0.5*V0**2)
```

```
write(*,*)'Rp=',Rp
```

```
write(*,*)'rendement thermique'
```

```
Rth=(B/2*(V1p**2-V0**2)+0.5*(1+F)*V10**2-0.5*V0**2)/F*Qr
```

```
write(10,*)'Rht=',Rth
```

```
Rtotal=Rp*Rth
```

```
write(*,*)'Rtotal=',Rtotal
```

```
stop
```

```
end
```

**Programme d'optimisation**

**d'un turbopropulseur**

```

C
C ****CALCUL D'OBTIMISATION D'UN TURBOPROPULSEUR****
C
  REAL v0,T0,M0,pt3,Tt3,pt5,Tt5,Tt6,Ts,Ccc,Pt6,T10,
+ F,B,V1p,Psp,Alfa,Totp,Dh,Tor,Toc,
  + Tob,Totg,Pr,Pd,Ptg,P1,T1
  P0=0.5405
  r=287
  OPEN(10,FILE='F23.DAT',STATUS='UNKNOWN')
  WRITE(*,*)'DONNER Le HAUTEUR DE VOL [M] : '
  READ(*,*)Z
  WRITE(*,*)'DONNER LA TEMPERATURE MAX [K] : '
  READ(*,*)Tt
  M0=0.1
17  If (M0.GT.0.9) goto 12
  WRITE(10,*)'M0=',M0
  Pc=2
15  If (Pc.GT.51) goto 16

C *****ATMOSPHERE ADIABATIQUE*****
C
  IF(Z.LE.11000) THEN
  T0=288.15*(1-22.5576934E-006*Z)
  ELSE

C *****ATMOSPHERE ISOTHERME*****

  IF(Z.GT.11000) THEN
  T0=216.65
  ENDIF
  ENDIF

C *****STATION 1 ENTRE D'ENTREE*****
C
  P1=P0
  T1=T0

C *****STATION 2 DIFFUSEUR*****
C
  Rd=0.98
  Pd=((1+Rd*((ga-1)/2)*(M0)**2)/(1+((ga-1)/2)*(M0)**2))
  + *(ga/(ga-1))

```



C \*\*\*\*\* STATION 3 COMPRESSEUR \*\*\*\*\*  
 C

Rc=0.85  
 ga=1.4  
 Tod=1  
 $Tor=1+(ga-1)/2*M0**2$   
 $Pr=Tor**3.5$   
 $Toc=1+((Pc)**((ga-1)/ga)-1)/(Rc)$   
 $Pt3=P0*Pr*Pd*Pc$   
 $Tt3=T0*Tor*Tod*Toc$

C \*\*\*\*\* STATION 4 CHAMBRE DE COMBUSTION \*\*\*\*\*  
 C

ga=1.4  
 Rb=0.98  
 Qr=45000  
 Cpa=1.005  
 Cpb=1.148  
 Tmax=Tt  
 $Tob=Tmax/(T0*Tor*Toc)$   
 $F=(Tob-Cpa/Cpb)/(Tob*(Rb*Qr/(Cpb*Tmax)-1))$

C \*\*\*\*\* STATION 5 TURBINE \*\*\*\*\*  
 C

ga=1.333  
 Rtg=0.92  
 Rn=0.99  
 Rpr=0.8  
 Rg=0.98  
 Rtp=0.90  
 Rm=0.999  
 Pb=0.96  
 Cpt=1148  
 $Totg=1-Cpa/Cpb*(Toc-1)/((1+F)*Rm*Toc*Tob)$   
 $Ptg=(((Totg-1)/Rtg)+1)**(ga/(ga-1))$   
 $Pt5=P0*Pr*Pd*Pc*Pb*Ptg$   
 $Tt5=T0*Tor*Tod*Toc*Tob*Totg$   
 $Dh=Cpt*Tt5*(1-(P0/Pt5)**((ga-1)/ga))$   
 $V0=sqrt(M0**2*1.4*R*T0)$   
 $Alfa=1-V0**2/(2*Dh)*(Rn/(Rpr**2*Rg**2*Rtp**2))$   
 $Totp=1-(Rtp*Alfa*Dh)/(Cpt*Tt5)$   
 $Ptp=(((Totp-1)/Rtp)+1)**(ga/(ga-1))$

```
C ***** STATION 6 TUYERE *****  
C
```

```
Rn=0.99  
ga=1.4  
Tt6=Tt5*Totp  
Pt6=Pt5*Ptp  
V10=sqrt(2*Rn*(1-Alfa)*Dh)  
T10=Tt6-V10**2/(2*Cpt)  
M10=V10/sqrt(ga*R*T10)
```

```
C *****CALCUL DE POUSSEE ET CONSOMMATION SPECIFIQUE *****  
C
```

```
Rg=0.98  
Rpr=0.8  
V1p=2*V0/Rpr-V0  
B=2*(F+1)*(Rg*Cpt*(Tt5-Tt6)/(V1p**2-V0**2))  
Ts=B*(V1p-V0)+(F+1)*V10-V0  
Psp=Ts*V0/Rpr  
Ccc=F/Psp*3600000  
write(10,*)Ccc, Ts  
Pc=Pc+1  
Goto 15  
16 M0=M0+0.1  
WRITE(10,*)M0=',M0  
Goto 17  
17 stop  
end
```

# **Les résultats de l'exécution du programme**



$T_s$  (N/Kg/s) à 1800°K

Pc	Mo=0.1	Mo=0.2	Mo=0.3	Mo=0.4	Mo=0.5	Mo=0.6	Mo=0.7	Mo=0.8
2	5612.822	2890.689	2019.888	1609.766	1382.009	1243.532	1154.257	1094.042
3	8409.331	4276.477	2929.274	2276.853	1900.62	1660.764	1497.191	1379.767
4	10087.72	5106.676	3472.847	2674.302	2208.267	1906.885	1698.059	1545.657
5	11219.66	5665.822	3838.108	2940.487	2413.384	2070.023	1830.21	1653.765
6	12036.46	6068.739	4100.681	3131.167	2559.616	2185.6	1923.072	1728.937
7	12652.27	6372.053	4297.84	3273.804	2668.439	2271.016	1991.081	1783.337
8	13130.83	6607.388	4450.384	3383.711	2751.814	2335.958	2042.26	1823.71
9	13510.95	6793.989	4570.973	3470.201	2817.01	2386.3	2081.465	1854.135
10	13817.78	6944.318	4667.794	3539.294	2868.722	2425.833	2111.828	1877.236
11	14068.43	7066.862	4746.424	3595.087	2910.136	2457.131	2135.47	1894.786
12	14274.98	7167.602	4810.791	3640.462	2943.502	2482.001	2153.879	1908.03
13	14446.25	7250.905	4863.758	3677.523	2970.45	2501.759	2168.138	1917.868
14	14588.82	7320.035	4907.466	3707.637	2992.201	2517.385	2179.051	1924.97
15	14707.73	7377.482	4943.55	3732.603	3009.684	2529.624	2187.229	1929.843
16	14806.89	7425.186	4973.281	3752.75	3023.622	2539.056	2193.147	1932.882
17	14889.41	7464.681	4997.666	3769.015	3034.583	2546.136	2197.176	1934.393
18	14957.78	7497.198	5017.505	3781.986	3043.024	2551.231	2199.616	1934.624
19	15014.01	7523.738	5033.458	3792.142	3049.314	2554.635	2200.707	1933.772
20	15059.77	7545.118	5046.058	3799.874	3053.755	2556.889	2200.644	1931.999
21	15096.43	7562.017	5055.749	3805.505	3056.599	2557.292	2199.591	1929.438
22	15125.13	7575.008	5062.904	3809.309	3058.054	2556.913	2197.682	1926.201
23	15146.86	7584.564	5067.836	3811.51	3058.295	2555.589	2195.03	1922.378
24	15162.42	7591.096	5070.81	3812.304	3057.472	2553.44	2191.731	1918.049
25	15172.54	7594.949	5072.05	3811.854	3055.709	2550.564	2187.865	1913.279
26	15177.79	7596.422	5071.755	3810.303	3053.118	2547.05	2183.503	1908.124
27	15178.73	7595.773	5070.09	3807.773	3049.792	2542.97	2178.703	1902.634
28	15175.79	7593.227	5067.203	3804.37	3045.811	2538.39	2173.519	1896.849
29	15169.38	7588.979	5063.221	3800.186	3041.247	2533.365	2167.994	1890.806
30	15159.84	7583.2	5058.254	3795.302	3036.162	2527.943	2162.166	1884.537
31	15147.48	7576.042	5052.402	3789.79	3030.608	2522.168	2156.071	1878.068
32	15132.57	7567.639	5045.752	3783.712	3024.637	2516.077	2149.739	1871.424
33	15115.35	7558.107	5038.379	3777.123	3018.288	2509.703	2143.195	1864.625
34	15096.03	7547.553	5030.383	3770.072	3011.6	2503.076	2136.464	1857.691
35	15074.81	7536.068	5021.733	3762.605	3004.606	2496.222	2129.565	1850.638
36	15051.85	7523.738	5012.577	3754.761	2997.336	2489.164	2122.518	1843.48
37	15027.31	7510.639	5002.93	3746.573	2989.816	2481.923	2115.338	1836.23
38	15001.32	7496.839	4992.838	3738.074	2982.072	2474.518	2108.04	1828.901
39	14974.01	7482.398	4982.339	3729.292	2974.123	2466.965	2100.638	1821.502
40	14945.5	7467.373	4971.47	3720.255	2965.99	2459.279	2093.143	1814.041
41	14915.87	7451.808	4960.262	3710.982	2957.689	2451.473	2085.566	1806.528
42	14885.24	7435.755	4948.746	3701.498	2949.239	2443.562	2077.915	1798.971
43	14853.68	7419.252	4936.948	3691.819	2940.65	2435.554	2070.201	1791.374
44	14821.26	7402.338	4924.893	3681.964	2931.929	2427.461	2062.431	1783.746
45	14788.06	7385.046	4912.6	3671.948	2923.115	2419.291	2054.611	1776.09
46	14754.14	7367.41	4900.093	3661.788	2914.19	2411.053	2046.748	1768.413
47	14719.56	7349.456	4887.389	3651.493	2905.174	2402.753	2038.849	1760.717
48	14684.38	7331.209	4874.504	3641.077	2896.076	2394.4	2030.917	1753.008
49	14648.63	7312.695	4861.454	3630.552	2886.904	2385.999	2022.958	1745.289
50	14612.37	7293.938	4848.253	3619.927	2877.665	2377.555	2014.975	1737.562
51	14575.64	7274.957	4834.917	3609.213	2868.367	2369.076	2006.975	1729.832

Ts (N/Kg/s) à 1600°K

Pc	Mo=0.1	Mo=0.2	Mo=0.3	Mo=0.4	Mo=0.5	Mo=0.6	Mo=0.7	Mo=0.8
2	4778.018	2461.306	1720.422	1371.591	1177.895	1060.085	984.0305	932.5789
3	7126.335	3624.085	2482.414	1929.447	1610.436	1406.882	1267.85	1167.791
4	8513.4	4309.382	2930.217	2255.925	1862.16	1607.243	1430.313	1300.865
5	9433.521	4763.174	3225.849	2470.509	2026.619	1737.112	1534.543	1385.116
6	10085.92	5084.318	3434.378	2621.139	2141.293	1826.865	1605.734	1441.771
7	10568.51	5321.371	3587.741	2731.32	2224.545	1891.357	1656.182	1481.166
8	10935.78	5501.351	3703.701	2814.116	2286.558	1938.818	1692.689	1509.003
9	11220.79	5640.642	3793.021	2877.434	2333.494	1974.219	1719.354	1528.712
10	11444.89	5749.822	3862.645	2926.372	2369.323	2000.755	1738.807	1542.489
11	11622.55	5836.059	3917.28	2964.38	2396.724	2020.584	1752.822	1551.812
12	11763.96	5904.402	3960.231	2993.885	2417.582	2035.218	1762.639	1557.711
13	11876.54	5958.51	3993.902	3016.643	2433.26	2045.751	1769.154	1560.93
14	11965.79	6001.119	4020.081	3033.965	2444.771	2052.995	1773.03	1562.016
15	12035.93	6034.306	4040.129	3046.844	2452.886	2057.566	1774.769	1561.385
16	12090.21	6059.684	4055.102	3056.052	2458.202	2059.939	1774.759	1559.355
17	12131.21	6078.522	4065.831	3062.196	2461.185	2060.488	1773.303	1556.175
18	12160.98	6091.842	4072.98	3065.759	2462.208	2059.51	1770.643	1552.042
19	12181.19	6100.461	4077.086	3067.133	2461.575	2057.244	1766.971	1547.117
20	12193.21	6105.053	4078.586	3066.635	2459.529	2053.885	1762.445	1541.525
21	12198.14	6106.172	4077.845	3064.531	2456.273	2049.594	1757.194	1535.373
22	12196.94	6104.284	4075.163	3061.041	2451.977	2044.504	1751.326	1528.746
23	12190.39	6099.774	4070.793	3056.345	2446.778	2038.724	1744.929	1521.718
24	12179.16	6092.973	4064.951	3050.602	2440.799	2032.35	1738.079	1514.348
25	12163.81	6084.161	4057.818	3043.941	2434.138	2025.461	1730.838	1506.687
26	12144.83	6073.575	4049.547	3036.475	2426.882	2018.122	1723.261	1498.779
27	12122.65	6061.422	4040.275	3028.303	2419.103	2010.395	1715.393	1490.659
28	12097.62	6047.883	4030.118	3019.507	2410.867	2002.326	1707.275	1482.26
29	12070.06	6033.111	4019.175	3010.159	2402.229	1993.96	1698.938	1473.908
30	12040.24	6017.244	4007.535	3000.324	2393.236	1985.335	1690.416	1465.327
31	12008.42	6000.397	3995.275	2990.057	2383.931	1976.482	1681.73	1456.636
32	11974.79	5982.679	3982.462	2979.406	2374.35	1967.43	1672.905	1447.854
33	11939.54	5964.178	3969.156	2968.414	2364.523	1958.205	1663.96	1438.995
34	11902.85	5944.977	3955.411	2957.119	2354.484	1948.827	1654.912	1430.073
35	11864.86	5925.148	3941.27	2945.554	2344.263	1939.317	1645.776	1421.096
36	11825.71	5904.758	3926.78	2933.749	2333.857	1929.692	1636.566	1412.085
37	11785.5	5883.863	3911.973	2921.731	2323.312	1919.968	1627.292	1403.034
38	11744.35	5862.516	3896.885	2909.524	2312.637	1910.157	1617.966	1393.962
39	11702.36	5840.761	3881.546	2897.148	2301.849	1900.271	1608.597	1384.871
40	11659.59	5818.64	3865.982	2884.623	2290.96	1890.322	1599.193	1375.769
41	11616.14	5796.191	3850.217	2871.967	2279.984	1880.319	1589.761	1366.661
42	11572.08	5773.451	3834.274	2859.193	2268.934	1870.271	1580.308	1357.551
43	11527.45	5750.448	3818.172	2846.316	2257.817	1860.185	1570.84	1348.444
44	11482.33	5727.207	3801.929	2833.351	2246.645	1850.068	1561.361	1339.345
45	11436.77	5703.758	3785.559	2820.305	2235.424	1839.927	1551.876	1330.255
46	11390.8	5680.122	3769.079	2807.191	2224.165	1829.768	1542.39	1321.178
47	11344.47	5656.319	3752.501	2794.018	2212.871	1819.594	1532.906	1312.116
48	11297.83	5632.369	3735.838	2780.793	2201.55	1809.412	1523.428	1303.073
49	11250.91	5608.289	3719.101	2767.527	2190.208	1799.224	1513.958	1294.05
50	11203.74	5584.095	3702.299	2754.224	2178.849	1789.035	1504.499	1285.048
51	11156.34	5559.8	3685.442	2740.892	2167.478	1778.849	1495.053	1276.07



**Ts (N/Kg/s) à 1400°K**

Pe	Mo=0.1	Mo=0.2	Mo=0.3	Mo=0.4	Mo=0.5	Mo=0.6	Mo=0.7	Mo=0.8
2	3952.068	2036.481	1424.139	1135.95	975.9536	878.5911	815.6182	772.8377
3	5856.764	2978.522	2040.234	1585.681	1323.293	1155.664	1040.916	958.0406
4	6955.327	3520.317	2393.189	1841.868	1519.629	1310.699	1165.336	1058.605
5	7665.587	3869.725	2619.83	2005.322	1643.797	1407.596	1241.89	1119.206
6	8155.011	4109.801	2774.777	2116.24	1727.179	1471.739	1291.585	1157.49
7	8505.456	4281.127	2884.697	2194.225	1785.057	1515.464	1324.601	1181.985
8	8762.276	4406.166	2964.341	2250.105	1825.857	1545.564	1346.533	1197.363
9	8952.832	4498.473	3022.606	2290.403	1854.652	1566.114	1360.729	1206.413
10	9094.716	4566.756	3065.197	2319.303	1874.686	1579.721	1369.326	1210.908
11	9199.799	4616.891	3095.963	2339.62	1888.141	1588.132	1373.752	1212.032
12	9276.398	4652.987	3117.599	2353.321	1896.541	1592.566	1375.001	1210.603
13	9330.525	4676.021	3132.046	2361.829	1900.984	1593.898	1373.787	1207.209
14	9366.648	4694.196	3140.75	2366.193	1902.279	1592.775	1370.633	1202.28
15	9388.145	4703.184	3144.798	2367.208	1901.039	1589.682	1368.932	1196.136
16	9397.63	4706.273	3145.033	2365.489	1897.735	1584.994	1359.987	1189.024
17	9397.146	4704.475	3142.115	2361.51	1892.734	1579.002	1353.031	1181.135
18	9388.329	4698.593	3136.566	2355.655	1886.328	1571.935	1345.251	1172.617
19	9372.491	4689.274	3128.809	2348.229	1878.752	1563.978	1336.792	1163.59
20	9350.697	4677.045	3119.185	2339.478	1870.193	1555.26	1327.773	1154.148
21	9323.83	4662.34	3107.974	2329.608	1860.808	1545.962	1318.293	1144.368
22	9292.614	4645.514	3095.412	2318.785	1850.723	1536.124	1308.429	1134.314
23	9257.66	4626.87	3081.691	2307.149	1840.046	1525.849	1298.247	1124.036
24	9219.48	4606.654	3066.974	2294.819	1828.865	1515.207	1287.802	1113.583
25	9178.505	4585.086	3051.399	2281.892	1817.256	1504.256	1277.139	1102.983
26	9135.105	4562.343	3035.085	2268.454	1805.28	1493.044	1266.297	1092.27
27	9089.598	4538.582	3018.129	2254.575	1792.994	1481.614	1255.308	1081.467
28	9042.254	4513.934	3000.618	2240.318	1780.443	1470.001	1244.199	1070.597
29	8993.306	4488.514	2982.627	2225.736	1767.667	1458.235	1232.994	1059.677
30	8942.961	4462.426	2964.22	2210.874	1754.699	1446.342	1221.713	1048.722
31	8891.395	4435.752	2945.454	2195.771	1741.57	1434.346	1210.373	1037.746
32	8838.766	4408.571	2926.375	2180.464	1728.306	1422.265	1198.99	1026.759
33	8785.205	4380.948	2907.029	2164.981	1714.928	1410.117	1187.574	1015.77
34	8730.835	4352.944	2887.45	2149.351	1701.457	1397.915	1176.138	1004.788
35	8675.761	4324.606	2867.674	2133.594	1687.909	1385.673	1164.691	993.819
36	8620.079	4295.984	2847.728	2117.733	1674.299	1373.403	1153.242	982.8696
37	8563.866	4267.114	2827.638	2101.784	1660.641	1361.113	1141.797	971.9446
38	8507.199	4238.036	2807.427	2085.765	1646.946	1348.813	1130.362	961.048
39	8450.142	4208.779	2787.115	2069.688	1633.224	1336.509	1118.943	950.184
40	8392.755	4179.371	2766.72	2053.568	1619.485	1324.208	1107.545	939.3552
41	8335.088	4149.839	2746.259	2037.413	1605.737	1311.916	1096.171	928.5641
42	8277.19	4120.205	2725.744	2021.236	1591.985	1299.639	1084.825	917.8129
43	8219.099	4090.488	2705.19	2005.043	1578.237	1287.379	1073.51	907.1046
44	8160.858	4060.708	2684.606	1988.844	1564.499	1275.142	1062.229	896.4394
45	8102.492	4030.88	2664.005	1972.644	1550.773	1262.931	1050.984	885.8192
46	8044.041	4001.018	2643.394	1956.451	1537.067	1250.749	1039.776	875.2448
47	7985.525	3971.136	2622.781	1940.269	1523.383	1238.597	1028.607	864.7166
48	7926.968	3941.245	2602.176	1924.104	1509.724	1226.478	1017.479	854.2363
49	7868.397	3911.357	2581.581	1907.96	1496.094	1214.395	1006.393	843.8038
50	7809.832	3881.479	2561.005	1891.84	1482.494	1202.35	995.3503	833.4196
51	7751.281	3851.621	2540.453	1875.749	1468.928	1190.342	984.3508	823.0834



Ts (N/Kg/s) à 1200°K

Pc	Mo=0.1	Mo=0.2	Mo=0.3	Mo=0.4	Mo=0.5	Mo=0.6	Mo=0.7	Mo=0.8
2	3134.781	1616.104	1130.958	902.7793	776.1323	699.004	648.977	614.7783
3	4600.164	2339.556	1602.576	1245.434	1039.092	907.0219	816.3112	750.4449
4	5412.816	2739.135	1861.532	1431.952	1180.525	1017.122	903.0117	818.7719
5	5914.925	2985.004	2019.733	1544.681	1264.716	1081.299	952.0969	855.8923
6	6242.544	3144.564	2121.477	1616.164	1317.017	1120	980.4269	875.9131
7	6461.682	3250.568	2188.216	1662.14	1349.664	1143.069	996.0987	885.5757
8	6606.625	3320.979	2231.727	1691.232	1369.346	1155.876	1003.507	888.5308
9	6705.117	3366.491	2259.052	1708.591	1380.055	1161.615	1005.26	886.9348
10	6785.027	3393.991	2274.679	1717.497	1384.322	1162.307	1003.003	882.1414
11	6797.656	3408.078	2281.608	1720.136	1383.835	1159.295	997.8279	875.0444
12	6809.462	3411.937	2281.924	1718.025	1379.762	1153.507	990.4822	866.2549
13	6805.091	3407.86	2277.12	1712.252	1372.936	1145.603	981.4985	856.2038
14	6787.954	3397.532	2268.292	1703.609	1363.966	1136.063	971.2626	845.2036
15	6760.618	3382.219	2256.265	1692.696	1353.31	1125.247	960.0805	833.4846
16	6725.056	3362.889	2241.668	1679.986	1341.314	1113.428	948.11	821.22
17	6682.796	3340.297	2224.99	1665.774	1328.248	1100.814	935.5768	808.5413
18	6635.049	3315.036	2206.616	1650.397	1314.318	1087.571	922.3901	795.5511
19	6582.778	3287.58	2186.854	1634.056	1299.697	1073.828	909.2515	782.3286
20	6526.76	3258.313	2165.949	1616.926	1284.515	1059.697	895.6411	768.9382
21	6467.629	3227.542	2144.103	1599.153	1268.89	1045.232	881.9235	755.4232
22	6405.905	3195.521	2121.481	1580.853	1252.882	1030.53	867.6508	741.6295
23	6342.021	3162.471	2098.217	1562.124	1236.591	1015.636	853.7646	728.1874
24	6276.333	3128.558	2074.424	1543.044	1220.068	1000.596	839.5997	714.5217
25	6209.142	3093.93	2050.197	1523.681	1203.361	985.4468	825.3836	700.8536
26	6140.7	3058.71	2025.612	1504.091	1186.513	970.2184	811.1392	687.1991
27	6071.221	3023.006	2000.74	1484.321	1169.566	954.937	796.8658	673.5723
28	6000.886	2996.902	1975.634	1464.408	1152.521	939.6243	782.9386	659.9841
29	5929.851	2950.476	1950.343	1444.389	1135.431	924.2971	768.4108	646.4428
30	5858.252	2913.791	1924.908	1424.291	1118.308	908.9712	754.2127	632.9564
31	5786.196	2878.903	1899.365	1404.138	1101.168	893.6589	740.0535	619.5295
32	5713.788	2839.861	1873.742	1383.95	1084.027	878.3709	725.9395	606.1674
33	5641.106	2802.702	1848.064	1363.747	1066.896	863.1153	711.8769	592.873
34	5568.228	2765.466	1822.353	1343.542	1049.786	847.9001	697.8711	579.6498
35	5495.214	2728.18	1796.636	1323.343	1032.707	832.7303	683.9251	566.4986
36	5422.123	2690.873	1770.92	1303.177	1015.656	817.6126	670.0423	553.4226
37	5349	2653.566	1745.221	1283.039	998.6687	802.5503	656.226	540.421
38	5276.867	2616.278	1719.553	1262.94	981.7216	787.5466	642.4767	527.4954
39	5202.819	2579.028	1693.926	1242.889	964.8286	772.505	628.7963	514.6454
40	5129.829	2541.83	1668.349	1222.89	947.9942	757.7269	615.1863	501.8716
41	5056.94	2504.697	1642.829	1202.95	931.2197	742.9144	601.6464	489.173
42	4984.183	2467.64	1617.373	1183.071	914.5103	728.1694	588.1776	476.5497
43	4911.574	2430.671	1591.989	1163.259	897.8682	713.4919	574.7802	464.0014
44	4839.13	2393.795	1566.679	1143.515	881.2903	698.8937	561.4536	451.5262
45	4766.866	2357.021	1541.447	1123.843	864.7826	684.3446	548.1978	439.124
46	4694.796	2320.352	1516.299	1104.244	848.3453	669.8748	535.0125	426.7936
47	4622.936	2283.797	1491.235	1084.72	831.978	655.4744	521.8952	414.5335
48	4551.29	2247.357	1466.26	1065.271	815.6827	641.1431	508.8494	402.3431
49	4479.864	2211.039	1441.374	1045.9	799.4563	626.8812	495.8709	390.2208
50	4408.67	2174.844	1416.579	1026.606	783.3055	612.6676	482.9599	378.1656
51	4337.711	2138.774	1391.877	1007.39	767.2234	598.582	470.1151	366.1765

## Csp (Kg/h/Kw) à 1800°K

Pc	Mo=0.1	Mo=0.2	Mo=0.3	Mo=0.4	Mo=0.5	Mo=0.6	Mo=0.7	Mo=0.8
2	0.6637287	0.6436607	0.6129612	0.5753427	0.5343286	0.4928213	0.452867	0.4157006
3	0.4314787	0.4236807	0.4114611	0.3958118	0.3778394	0.3586021	0.3390009	0.3197294
4	0.3521633	0.3473243	0.3396553	0.3296772	0.3179948	0.305218	0.2919003	0.278502
5	0.3109886	0.3074246	0.3017425	0.2942871	0.2854674	0.2757077	0.2654059	0.2549065
6	0.2853289	0.282469	0.2778928	0.2718564	0.2646685	0.2566543	0.248126	0.2393604
7	0.2675968	0.2651834	0.2613117	0.256186	0.2500544	0.2431819	0.2358262	0.2282203
8	0.2545004	0.2523961	0.2490139	0.2445239	0.2391344	0.2330697	0.226551	0.2197803
9	0.2443691	0.242492	0.2394705	0.235451	0.2306134	0.2251534	0.2192649	0.2131273
10	0.2362599	0.2345575	0.2318137	0.2281576	0.2237481	0.2187592	0.2133644	0.2077258
11	0.2295976	0.2280338	0.2255113	0.2221452	0.2180786	0.2134685	0.2084725	0.2032389
12	0.2240102	0.2225596	0.2202177	0.2170892	0.2133043	0.2090064	0.2043405	0.1994433
13	0.2192456	0.2178894	0.2156983	0.2127684	0.2092197	0.2051844	0.200797	0.1961851
14	0.2151266	0.2138503	0.2117874	0.2090266	0.2056793	0.2018665	0.19772	0.1933534
15	0.2115246	0.2103171	0.2083646	0.2057498	0.2025766	0.1989606	0.1950198	0.1906674
16	0.2083437	0.2071964	0.2053402	0.2028528	0.1998321	0.196387	0.1926289	0.1886656
17	0.2055112	0.2044168	0.2026455	0.2002708	0.197385	0.1940913	0.1904958	0.1867009
18	0.2029705	0.2019232	0.2002275	0.1979532	0.1951878	0.1920297	0.1885798	0.1849364
19	0.2006771	0.1996719	0.1980442	0.19586	0.1932031	0.190167	0.1868489	0.1833428
20	0.1985953	0.1976282	0.1960618	0.1939592	0.1914005	0.1884755	0.1852771	0.1818962
21	0.1966961	0.1957636	0.194253	0.1922248	0.1897557	0.1869321	0.1838434	0.1805775
22	0.1949558	0.194055	0.1925955	0.1906353	0.1882484	0.1855179	0.1825304	0.1793705
23	0.1933547	0.1924832	0.1910706	0.1891731	0.186862	0.1842175	0.1813235	0.178262
24	0.1918766	0.1910319	0.1896627	0.1878232	0.1855823	0.1830177	0.1802105	0.1772409
25	0.1905074	0.1896876	0.1883588	0.1865732	0.1843975	0.1819073	0.1791814	0.1762976
26	0.1892355	0.1884389	0.1871476	0.1854123	0.1832976	0.180877	0.1782271	0.1754241
27	0.1880507	0.1872758	0.1860196	0.1843314	0.1822739	0.1799186	0.1773403	0.1746133
28	0.1869443	0.1861899	0.1849666	0.1833226	0.1813188	0.179025	0.1765143	0.1738593
29	0.185909	0.1851736	0.1839814	0.182379	0.180426	0.1781903	0.1757435	0.1731568
30	0.1849379	0.1842207	0.1830578	0.1814947	0.1796896	0.1774091	0.175023	0.1726013
31	0.1840256	0.1833255	0.1821903	0.1806645	0.178805	0.1766767	0.1743484	0.1718887
32	0.183167	0.182483	0.1813741	0.1798837	0.1780674	0.1759891	0.1737159	0.1713156
33	0.1823574	0.1816889	0.180605	0.1791482	0.1773733	0.1753425	0.1731221	0.1707787
34	0.1815931	0.1809392	0.1798792	0.1784546	0.1767191	0.1747338	0.172564	0.1702753
35	0.1808704	0.1802306	0.1791934	0.1777995	0.1761017	0.1741601	0.1720389	0.1698028
36	0.1801863	0.1795599	0.1785444	0.1771801	0.1755184	0.1736188	0.1715444	0.1693591
37	0.1795378	0.1789244	0.1779298	0.1765937	0.1749669	0.1731076	0.1710782	0.1689421
38	0.1789225	0.1783214	0.1773469	0.1760381	0.1744447	0.1726244	0.1706386	0.16865
39	0.1783382	0.1777489	0.1767938	0.1755111	0.17395	0.1721673	0.1702237	0.1681812
40	0.1777825	0.1772047	0.1762682	0.1750108	0.1734809	0.1717345	0.1698319	0.1678343
41	0.1772539	0.176687	0.1757686	0.1745355	0.1730358	0.1713247	0.1694617	0.1675078
42	0.1767503	0.1761942	0.1752951	0.1740837	0.1726131	0.1709362	0.1691119	0.1672005
43	0.1762705	0.1757246	0.1748404	0.1736538	0.1722117	0.170568	0.1687812	0.1669114
44	0.1758128	0.1752769	0.174409	0.1732446	0.17183	0.1702187	0.1684685	0.1666393
45	0.175376	0.1748499	0.1739977	0.1728549	0.1714671	0.1698872	0.1681728	0.1663834
46	0.1749589	0.1744421	0.1736054	0.1724836	0.1711218	0.1695726	0.1678932	0.1661426
47	0.1745604	0.1740528	0.173231	0.1721296	0.1707932	0.1692741	0.1676288	0.1659164
48	0.1741794	0.1736807	0.1728735	0.1717792	0.1704805	0.1689906	0.1673788	0.165704
49	0.1738151	0.1733251	0.1725321	0.17147	0.1701827	0.1687215	0.1671426	0.1655046
50	0.1734665	0.1729849	0.1722058	0.1711627	0.1698991	0.1684661	0.1669194	0.1653177
51	0.1731329	0.1726596	0.171894	0.1708694	0.169629	0.1682235	0.1667085	0.1651426

### Csp (kg/h/Kw) à 1600°k

Pc	Mo=0.1	Mo=0.2	Mo=0.3	Mo=0.4	Mo=0.5	Mo=0.6	Mo=0.7	Mo=0.8
2	0.6732874	0.6626732	0.621163	0.5826021	0.5406256	0.4982127	0.4574515	0.4195908
3	0.4378915	0.4298825	0.4173397	0.401289	0.3828734	0.3631829	0.3431421	0.3234601
4	0.3576776	0.3527073	0.344834	0.3345961	0.3226188	0.309531	0.2959018	0.2822033
5	0.3161128	0.3124521	0.3066183	0.2989679	0.2899238	0.2799236	0.269377	0.2586379
6	0.2902579	0.287321	0.2826231	0.2764296	0.2690593	0.2608479	0.252117	0.2431517
7	0.2724262	0.2699486	0.2659753	0.2607175	0.254432	0.2473924	0.2398645	0.2320882
8	0.2592839	0.2571246	0.2536551	0.2490514	0.2435293	0.2373205	0.2306529	0.2237348
9	0.2491401	0.247215	0.2441173	0.2399985	0.2350451	0.2294591	0.2234408	0.2171753
10	0.2410403	0.2392954	0.2364846	0.2327409	0.2282295	0.2231299	0.2176216	0.2118719
11	0.2344027	0.2328013	0.2302191	0.2267756	0.2226189	0.2179114	0.2128163	0.2074867
12	0.2288511	0.227367	0.224972	0.2217748	0.2179102	0.2135269	0.2087747	0.2037957
13	0.2241307	0.2227445	0.2205063	0.2175156	0.2138965	0.2097866	0.205325	0.200644
14	0.2200623	0.2187594	0.2166545	0.2138399	0.210431	0.2065556	0.2023441	0.1979211
15	0.2165159	0.2152849	0.2132953	0.2106332	0.2074066	0.2037354	0.1997423	0.1955453
16	0.2133949	0.2122267	0.210338	0.2078096	0.204743	0.2012517	0.1974518	0.1934553
17	0.2106257	0.2095131	0.2077135	0.2053035	0.2023792	0.199048	0.1954206	0.1916039
18	0.2081512	0.207088	0.2053682	0.2030642	0.2002673	0.1970801	0.1936081	0.1899542
19	0.2059263	0.2049077	0.2032597	0.2010512	0.1983696	0.1953127	0.1919821	0.1884766
20	0.2039151	0.2029369	0.201354	0.1992325	0.1966557	0.1937179	0.1905166	0.1871475
21	0.2020884	0.2011472	0.1996237	0.1975816	0.195101	0.1922726	0.1891905	0.1859474
22	0.2004223	0.1995149	0.1980462	0.1960772	0.1936852	0.1909578	0.1879863	0.1848606
23	0.19886971	0.1980209	0.1966028	0.1947014	0.1923916	0.1897582	0.1868896	0.1838736
24	0.197496	0.1966489	0.1952776	0.1934392	0.191206	0.1886602	0.1858881	0.1829752
25	0.1962052	0.1953852	0.1940576	0.192278	0.1901164	0.1876529	0.1849716	0.1821562
26	0.195013	0.1942181	0.1929317	0.1912071	0.1891128	0.1867266	0.1841313	0.1814082
27	0.1939089	0.1931379	0.1918899	0.1902173	0.1881866	0.1858738	0.1833596	0.1807245
28	0.1928844	0.1921358	0.1909242	0.1893006	0.1873301	0.1850869	0.18265	0.180099
29	0.1919318	0.1912045	0.1900274	0.1884503	0.1865368	0.18436	0.1819971	0.1795265
30	0.1910447	0.1903374	0.1891931	0.1876603	0.1858013	0.1836876	0.1813956	0.1790026
31	0.1902172	0.1895291	0.1884159	0.1869253	0.1851183	0.1830653	0.1808414	0.1785231
32	0.1894442	0.1887744	0.187691	0.1862408	0.1844837	0.1824889	0.1803306	0.1780647
33	0.1887214	0.188069	0.1870142	0.1856027	0.1838935	0.1819548	0.17986	0.1776842
34	0.1880447	0.1874091	0.1863816	0.1850073	0.1833443	0.1814598	0.1794263	0.1773188
35	0.1874105	0.186791	0.1857899	0.1844515	0.1828331	0.1810009	0.1790272	0.1769861
36	0.1868157	0.1862118	0.1852361	0.1839323	0.182357	0.1805758	0.17866	0.1766839
37	0.1862575	0.1856686	0.1847175	0.1834472	0.1819136	0.1801819	0.1783223	0.1764103
38	0.1857334	0.185159	0.1842317	0.1829939	0.1815009	0.1798173	0.1780135	0.1761634
39	0.1852411	0.1846807	0.1837764	0.1825702	0.1811168	0.1794802	0.1777304	0.1759417
40	0.1847784	0.1842317	0.1833498	0.1821743	0.1807594	0.1791687	0.1774721	0.1757436
41	0.1843434	0.1838101	0.18295	0.1818044	0.1804272	0.1788814	0.177237	0.1755681
42	0.1839346	0.1834141	0.1825753	0.181459	0.1801186	0.1786169	0.1770238	0.1754137
43	0.1835503	0.1830424	0.1822244	0.1811367	0.1798323	0.1783739	0.1768314	0.1752795
44	0.1831891	0.1826935	0.1818957	0.180836	0.1795671	0.1781513	0.1766587	0.1751645
45	0.1828496	0.1823662	0.1815883	0.180556	0.1793218	0.1779481	0.1765048	0.1750678
46	0.1825308	0.1820591	0.1813007	0.1802954	0.1790954	0.1777631	0.1763686	0.1749885
47	0.1822315	0.1817714	0.1810321	0.1800533	0.178887	0.1775956	0.1762496	0.174926
48	0.1819506	0.1815019	0.1807815	0.1798287	0.1786957	0.1774448	0.1761467	0.1748794
49	0.1816873	0.1812498	0.1805479	0.1796208	0.1785206	0.1773098	0.1760594	0.1748483
50	0.1814407	0.1810142	0.1803305	0.1794288	0.1783611	0.17719	0.175987	0.174832
51	0.18121	0.1807944	0.1801286	0.179282	0.1782165	0.1770847	0.1759289	0.17483

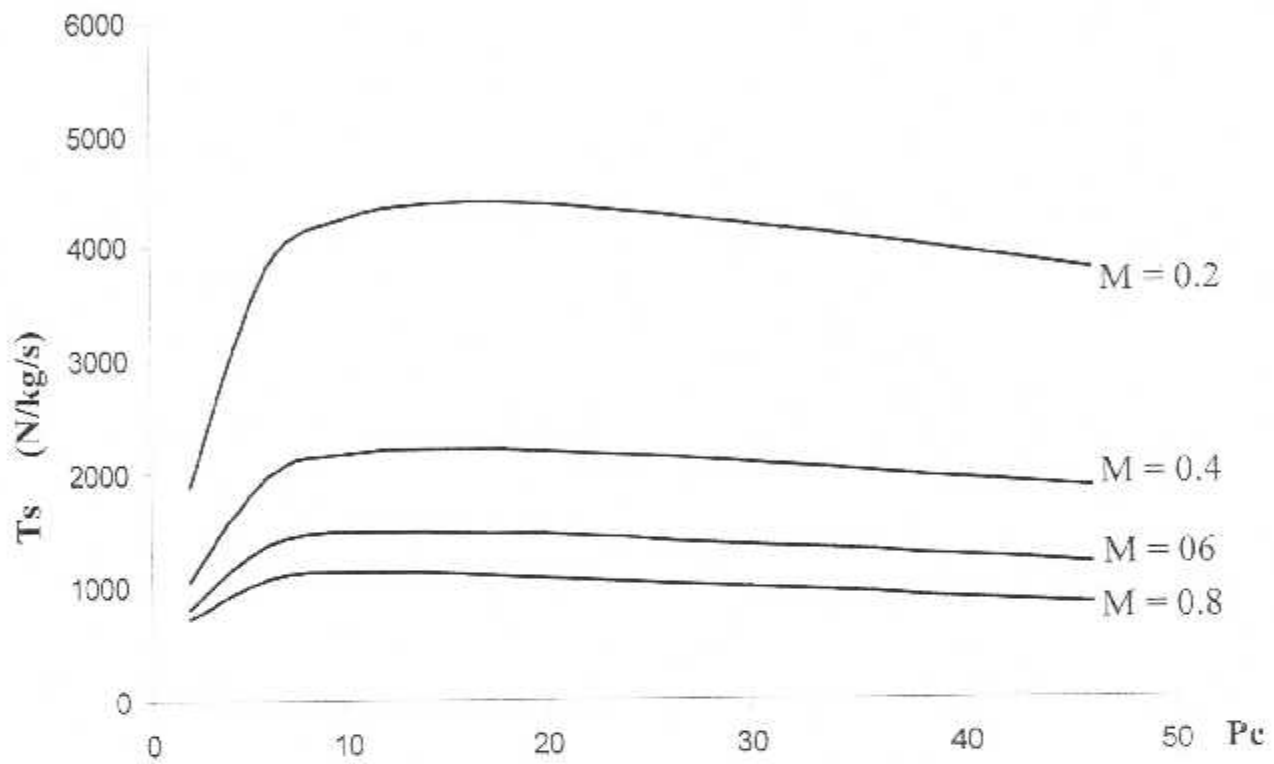


### Csp (Kg/h/Kw) à 1400°K

Pc	Mo=0.1	Mo=0.2	Mo=0.3	Mo=0.4	Mo=0.5	Mo=0.6	Mo=0.7	Mo=0.8
2	0.6867445	0.6653538	0.6326931	0.5927993	0.549465	0.5057773	0.4638833	0.4250508
3	0.4470326	0.4387227	0.4257192	0.4090978	0.390053	0.36972	0.3490575	0.328797
4	0.3656282	0.3604704	0.3523053	0.3416972	0.3293005	0.3157712	0.3017011	0.2875792
5	0.323577	0.3197784	0.3137282	0.3058003	0.2964375	0.2860969	0.2752052	0.26413
6	0.297506	0.2944596	0.2895889	0.2831726	0.2755445	0.2670559	0.2580421	0.2487995
7	0.2795906	0.2770221	0.2729053	0.2674618	0.2609609	0.2536889	0.2459235	0.2379147
8	0.2664394	0.2642029	0.2606114	0.2558498	0.2501443	0.2437379	0.2368669	0.229755
9	0.2563331	0.2543416	0.2511388	0.2468843	0.2417735	0.2360187	0.2298295	0.2233998
10	0.2483021	0.2464997	0.2435978	0.2397369	0.2350902	0.2298466	0.2241944	0.2183092
11	0.2417553	0.2401039	0.2374429	0.2338982	0.2296258	0.2247965	0.219582	0.2141435
12	0.2363109	0.2347634	0.2323205	0.2290366	0.225074	0.2205893	0.2157408	0.2106781
13	0.2317103	0.2302868	0.2279904	0.2249263	0.2212256	0.2170337	0.2124975	0.2077577
14	0.2277716	0.226437	0.2242832	0.2214077	0.2179327	0.2139937	0.209729	0.2052712
15	0.2243632	0.2231058	0.2210759	0.2183648	0.215087	0.2113701	0.2073447	0.2031371
16	0.2213871	0.2201976	0.2182769	0.2157108	0.2126077	0.2090882	0.2052768	0.201294
17	0.2187689	0.2176398	0.2158163	0.2133799	0.2104332	0.2070912	0.203473	0.1996945
18	0.2164506	0.2153758	0.2136399	0.2113204	0.2085153	0.2053346	0.2018927	0.1983017
19	0.2143868	0.2133612	0.2117049	0.2094919	0.206816	0.2037831	0.2005036	0.1970864
20	0.2125412	0.2115606	0.209977	0.2078618	0.2053049	0.2024086	0.1992799	0.1960249
21	0.2108841	0.2099449	0.2084287	0.2064036	0.2039571	0.2011879	0.1982002	0.1950981
22	0.2093915	0.2084909	0.2070369	0.2050959	0.2027523	0.2001023	0.1972474	0.19429
23	0.2080435	0.2071787	0.205783	0.2039207	0.2016738	0.199136	0.196407	0.1935876
24	0.2068232	0.2059921	0.2046511	0.2028628	0.2007072	0.198276	0.1956669	0.1929799
25	0.2057168	0.2049174	0.2036281	0.2019098	0.1998408	0.197511	0.1950169	0.1924576
26	0.2047122	0.2039428	0.2027024	0.2010509	0.1990646	0.196832	0.1944485	0.1920127
27	0.2037992	0.2030583	0.2018648	0.2002768	0.1983697	0.1962306	0.1939541	0.1916388
28	0.2029691	0.2022556	0.2011067	0.1995798	0.1977488	0.1957	0.1935274	0.1913297
29	0.2022144	0.201527	0.2004211	0.1989528	0.1971955	0.1952343	0.1931631	0.1910808
30	0.2015284	0.2008662	0.1998016	0.1983901	0.1967041	0.1948282	0.1928561	0.1908876
31	0.2009055	0.2002675	0.1992429	0.1978865	0.1962698	0.1944772	0.1926025	0.1907464
32	0.2003404	0.1997261	0.1987402	0.1974372	0.1958882	0.1941773	0.1923985	0.1906538
33	0.1998288	0.1992374	0.1982893	0.1970385	0.1955557	0.193925	0.192241	0.1906073
34	0.1993667	0.1987976	0.1978864	0.1966867	0.1952689	0.1937173	0.1921272	0.1906041
35	0.1989508	0.1984034	0.1975282	0.1963786	0.1950248	0.1935514	0.1920546	0.190642
36	0.1985777	0.1980517	0.1972119	0.1961115	0.1948208	0.1934248	0.192021	0.1907194
37	0.1982449	0.1977398	0.1969348	0.1958829	0.1946546	0.1933355	0.1920246	0.1908343
38	0.1979497	0.1974652	0.1966946	0.1956905	0.1945241	0.1932816	0.1920636	0.1909854
39	0.19769	0.1972258	0.1964889	0.1955324	0.1944274	0.1932613	0.1921364	0.1911714
40	0.1974636	0.1970196	0.1963161	0.1954067	0.1943629	0.1932731	0.1922417	0.1913912
41	0.1972689	0.1968447	0.1961745	0.1953119	0.194329	0.1933157	0.1923785	0.1916438
42	0.1971042	0.1966997	0.1960625	0.1952464	0.1943246	0.1933878	0.1925455	0.1919284
43	0.196968	0.196583	0.1959786	0.195209	0.1943481	0.1934885	0.192742	0.1922443
44	0.1968588	0.1964934	0.1959218	0.1951985	0.1943986	0.1936166	0.1929672	0.1925909
45	0.1967757	0.1964296	0.1958907	0.1952139	0.1944754	0.1937713	0.1932202	0.1929676
46	0.1967173	0.1963907	0.1958643	0.1952541	0.1945772	0.193952	0.1935005	0.1933743
47	0.1966827	0.1963755	0.1959018	0.1953182	0.1947034	0.1941579	0.1938076	0.1938104
48	0.196671	0.1963831	0.1959421	0.1954056	0.1948533	0.1943885	0.194141	0.1942758
49	0.1966813	0.1964129	0.1960048	0.1955154	0.1950262	0.1946432	0.1945004	0.1947702
50	0.1967129	0.196464	0.196089	0.1956471	0.1952217	0.1949215	0.1948855	0.1952938
51	0.1967651	0.1965358	0.1961939	0.1958	0.1954391	0.1952231	0.195296	0.1958464

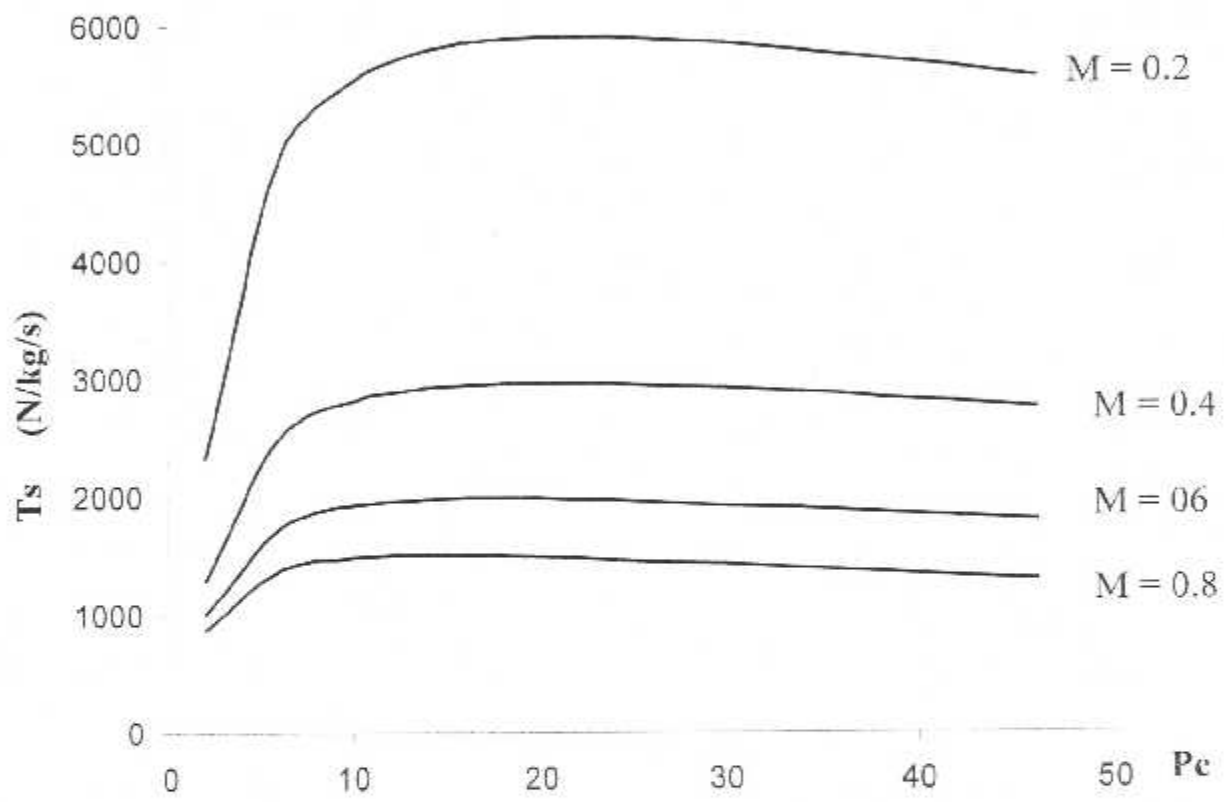
### Csp (Kg/h/Kw) à 1200°k

Pc	Mo=0.1	Mo=0.2	Mo=0.3	Mo=0.4	Mo=0.5	Mo=0.6	Mo=0.7	Mo=0.8
2	0.7070869	0.6845078	0.6500902	0.6081662	0.5627714	0.517158	0.473559	0.4332685
3	0.461107	0.4523335	0.4386209	0.4211228	0.4011146	0.3798013	0.3581938	0.3370563
4	0.3780787	0.3726311	0.3640157	0.3528381	0.3397978	0.3255939	0.3108533	0.2960909
5	0.3354483	0.3314371	0.3250539	0.3167002	0.3068507	0.2959928	0.2845807	0.2730033
6	0.3092008	0.3059866	0.3008521	0.294097	0.2860796	0.2771755	0.2677426	0.2580957
7	0.291308	0.2886023	0.2842693	0.2785481	0.2717279	0.2641158	0.2560092	0.2476746
8	0.2762943	0.2759435	0.2721721	0.26718	0.2612107	0.2545257	0.2473807	0.2400097
9	0.2683992	0.2663119	0.2629593	0.2585136	0.2531861	0.2472057	0.240799	0.2341755
10	0.2606308	0.2587487	0.2557226	0.2517051	0.2468837	0.2414632	0.2356482	0.2296298
11	0.2543849	0.2526681	0.2499064	0.2462365	0.2418284	0.2368682	0.2315436	0.226032
12	0.2492718	0.2476922	0.2451502	0.2417709	0.2377098	0.2331388	0.2282325	0.2231573
13	0.2450273	0.2435644	0.2412098	0.2380788	0.2343162	0.2300621	0.225541	0.2208509
14	0.2414666	0.2401049	0.237913	0.2349989	0.231498	0.2275616	0.2233455	0.219002
15	0.2384557	0.2371832	0.2351352	0.2324136	0.2291463	0.2254773	0.2215561	0.2175302
16	0.235895	0.2347023	0.2327836	0.2302354	0.2271798	0.2237549	0.2201052	0.2163749
17	0.2337088	0.2325886	0.2307875	0.2283978	0.2255367	0.2223375	0.2189412	0.2154903
18	0.2318389	0.2307652	0.2290924	0.2268492	0.2241689	0.2211811	0.2180244	0.2148405
19	0.2302392	0.2292474	0.2276553	0.2255489	0.2230386	0.2202511	0.2173234	0.2143977
20	0.2288733	0.2279393	0.226442	0.2244649	0.2221158	0.2195199	0.2168134	0.2141401
21	0.2277116	0.2268324	0.2254249	0.2235708	0.2213763	0.2189653	0.2164744	0.21405
22	0.2267301	0.2259031	0.2245814	0.2228455	0.2208002	0.2185693	0.2162903	0.2141136
23	0.2259089	0.2251321	0.223893	0.2222714	0.2203715	0.2183171	0.2162481	0.2143191
24	0.2252317	0.2245032	0.2233445	0.2218343	0.2200767	0.2181967	0.2163371	0.2146588
25	0.2246846	0.2240034	0.2229229	0.2215219	0.2199048	0.2181982	0.2165487	0.2151246
26	0.2242563	0.2236214	0.2226178	0.2213244	0.2198467	0.2183135	0.2168761	0.2157115
27	0.223937	0.2233475	0.2224198	0.2212332	0.2198946	0.2185357	0.2173136	0.2164154
28	0.2237184	0.2231739	0.2223215	0.2212413	0.2200421	0.2188592	0.2178568	0.2172332
29	0.2235935	0.2230937	0.2223163	0.2213427	0.220284	0.2192798	0.2185022	0.2181631
30	0.2235563	0.2231012	0.222399	0.2215325	0.2206157	0.2197937	0.2192473	0.2192038
31	0.2236017	0.2231913	0.2225646	0.2218063	0.2210337	0.2203981	0.2200903	0.2203554
32	0.2237252	0.22336	0.2228095	0.2221608	0.2215352	0.2210907	0.2210302	0.2216182
33	0.2239234	0.2236037	0.2231304	0.2225931	0.2221177	0.2218702	0.2220665	0.2229935
34	0.2241929	0.2239192	0.2235243	0.2231007	0.2227794	0.2227353	0.2231992	0.2244831
35	0.2245312	0.2243042	0.2239891	0.2236818	0.2235191	0.2236857	0.2244292	0.2260899
36	0.2249358	0.2247565	0.224523	0.2243349	0.2243356	0.2247212	0.2257574	0.2278171
37	0.2254051	0.2252744	0.2251245	0.225059	0.2252288	0.2258421	0.2271858	0.2296687
38	0.2259375	0.2258567	0.2257925	0.2258533	0.2261982	0.2270492	0.2287166	0.2316494
39	0.2265318	0.2265021	0.2265261	0.2267175	0.2272443	0.2283438	0.2303525	0.2337648
40	0.2271871	0.2272101	0.227325	0.2276514	0.2283674	0.2297274	0.2320966	0.2360211
41	0.2279028	0.2279799	0.2281888	0.2286553	0.2296688	0.2312021	0.2339529	0.2384257
42	0.2286783	0.2288114	0.2291176	0.2297297	0.2308491	0.2327698	0.2359257	0.2409863
43	0.2295135	0.2297045	0.2301114	0.230875	0.2322102	0.2344338	0.23802	0.243712
44	0.2304084	0.2306593	0.231171	0.2320926	0.2336536	0.2361968	0.2402412	0.2466134
45	0.2313634	0.2316764	0.2322971	0.2333835	0.2351819	0.2380627	0.2425957	0.2497017
46	0.2323787	0.2327563	0.2334903	0.2347492	0.236797	0.2400355	0.2450904	0.2529898
47	0.2334549	0.2338997	0.2347522	0.2361916	0.2385021	0.2421197	0.2477333	0.2564923
48	0.2345929	0.2351078	0.2360838	0.2377128	0.2402999	0.2443203	0.2505327	0.2602251
49	0.2357936	0.2363817	0.2374869	0.2393147	0.2421942	0.2466428	0.2534984	0.2642054
50	0.2370583	0.2377225	0.2389634	0.2410003	0.2441887	0.2490935	0.2566411	0.2684568
51	0.2383881	0.2391323	0.2405152	0.2427723	0.2462879	0.2516794	0.2599727	0.272999

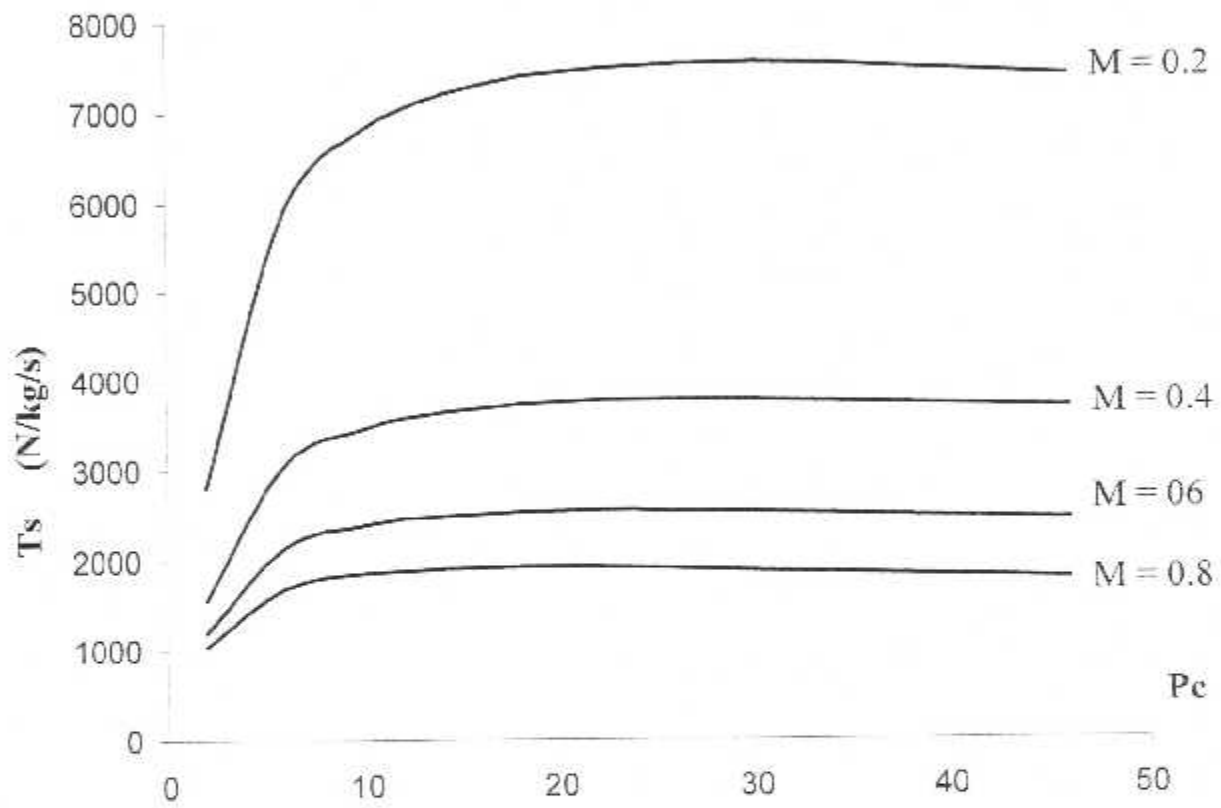


Poussée spécifique en fonction du rapport de compression  $T = 1200^\circ\text{K}$

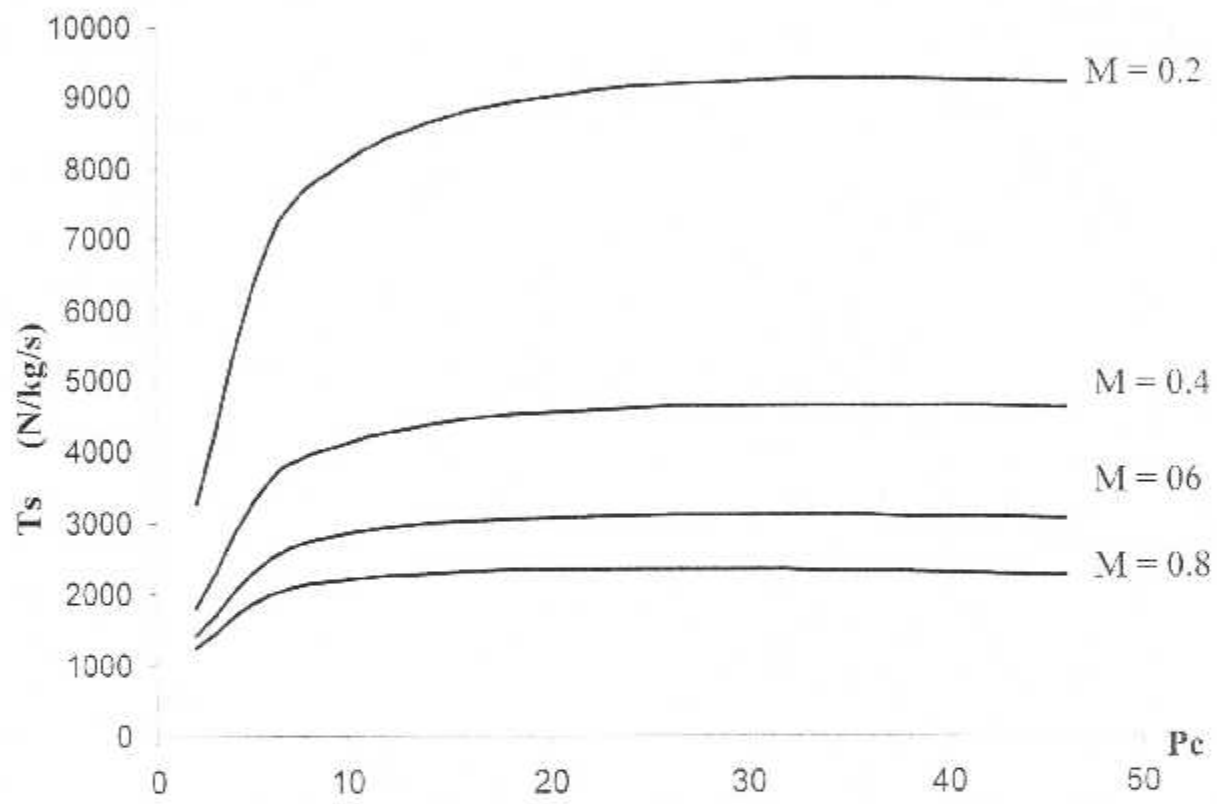




Poussée spécifique en fonction du rapport de compression  $T = 1400^\circ\text{K}$

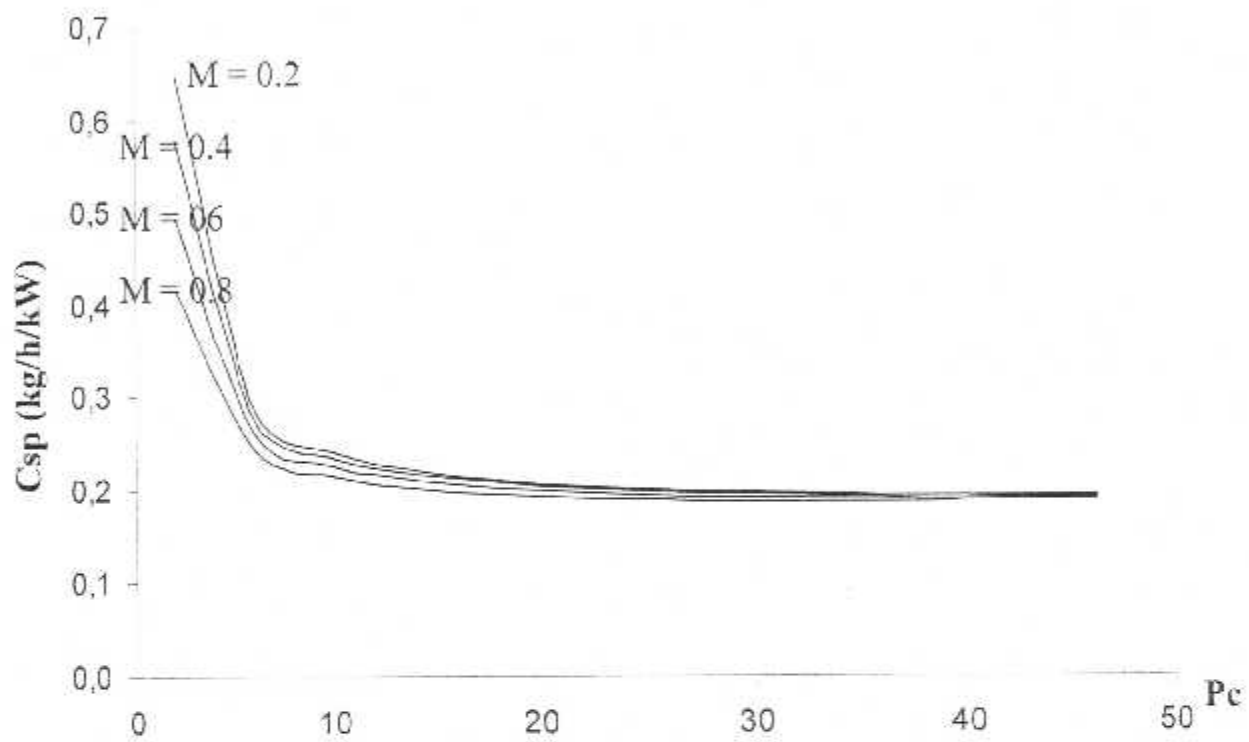


Poussée spécifique en fonction du rapport de compression  $T = 1600^\circ\text{K}$

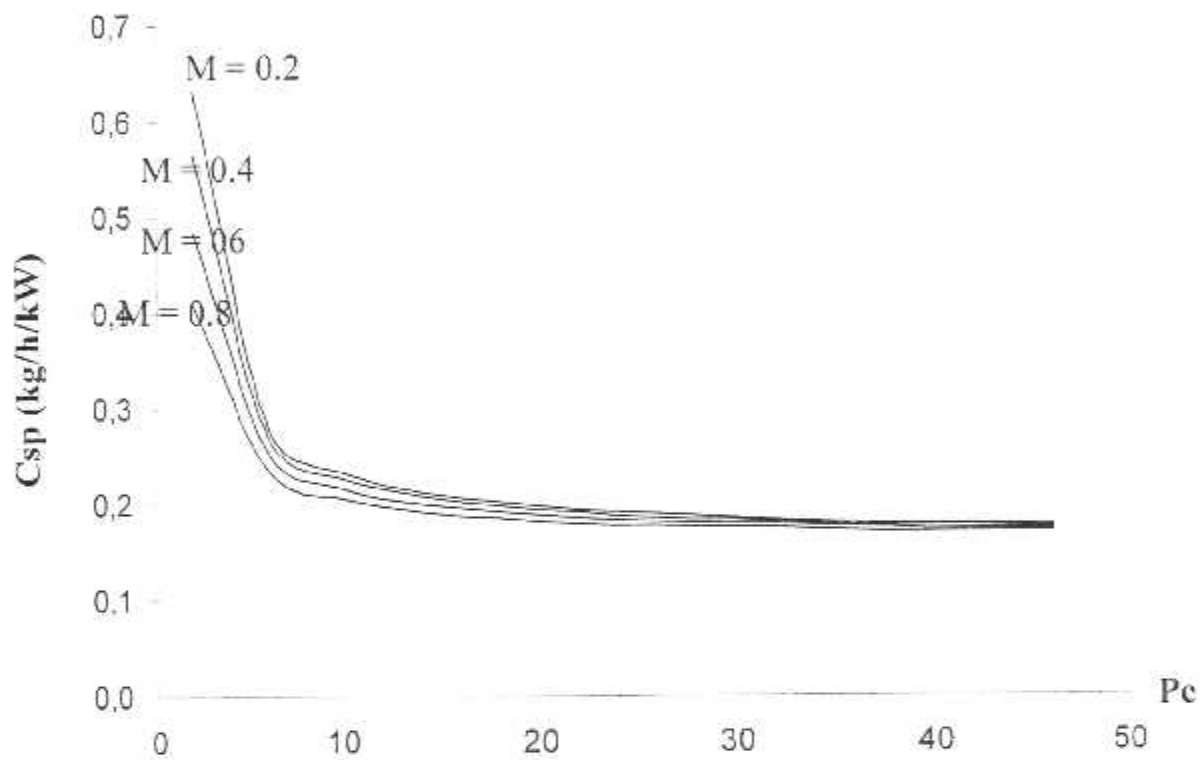


Poussée spécifique en fonction du rapport de compression  $T = 1800^\circ\text{K}$

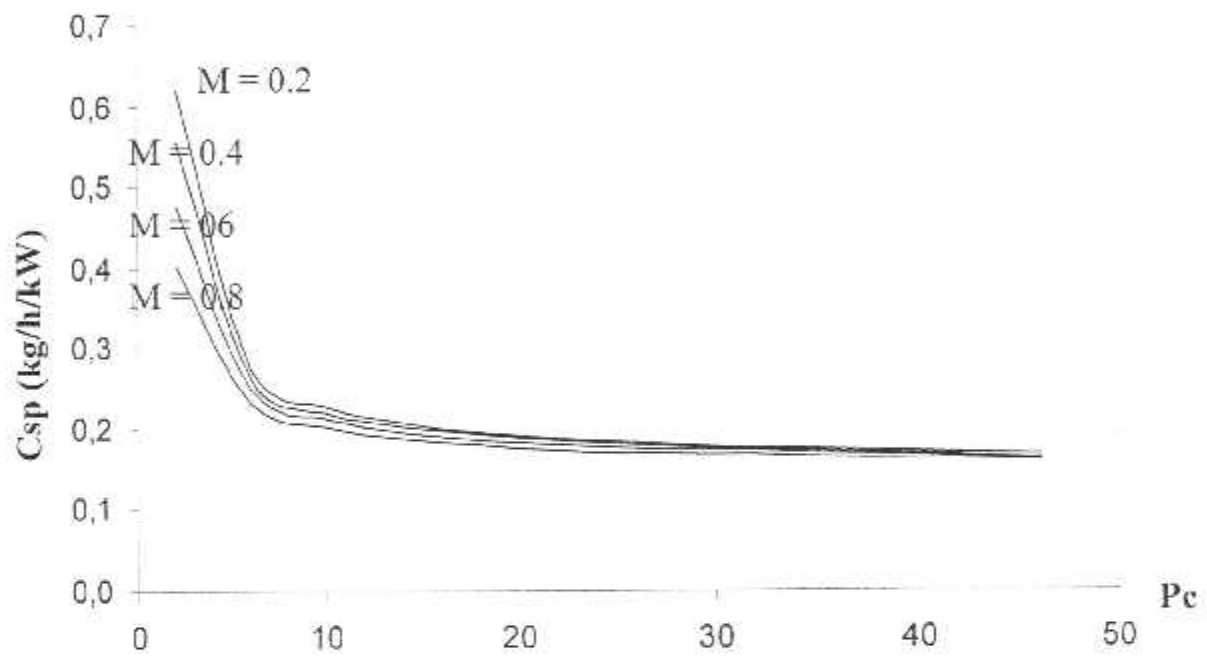




Consommation spécifique en fonction du rapport de compression  $T = 1200^{\circ}\text{K}$

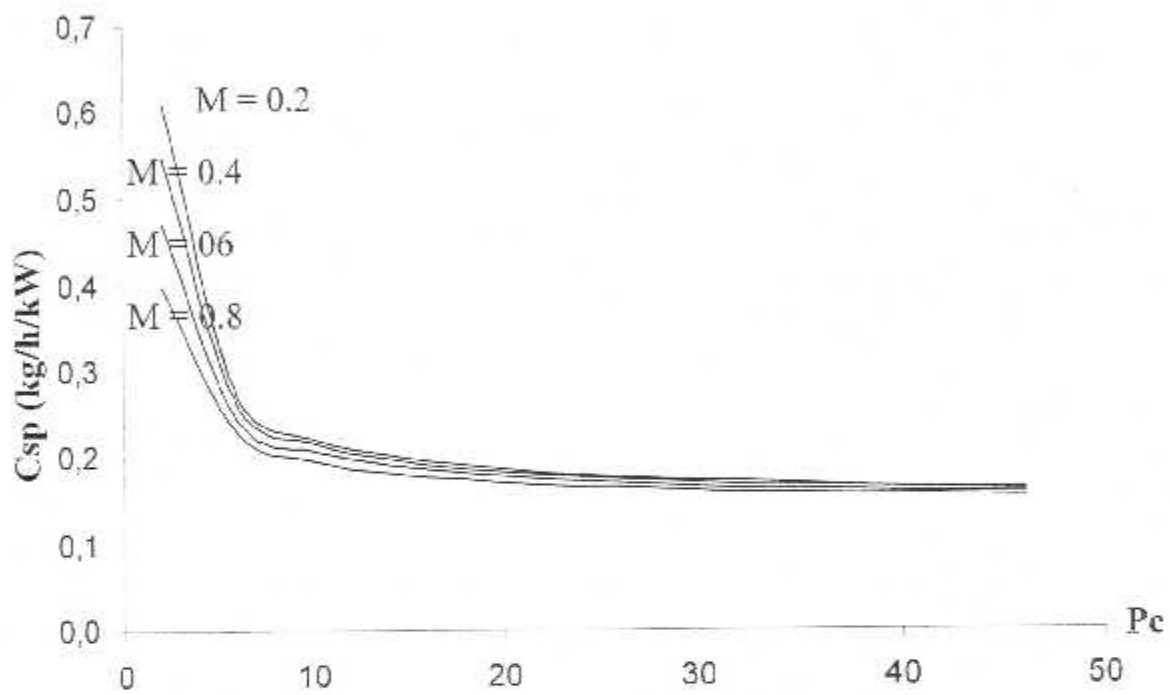


Consommation spécifique en fonction du rapport de compression  $T = 1400^{\circ}K$

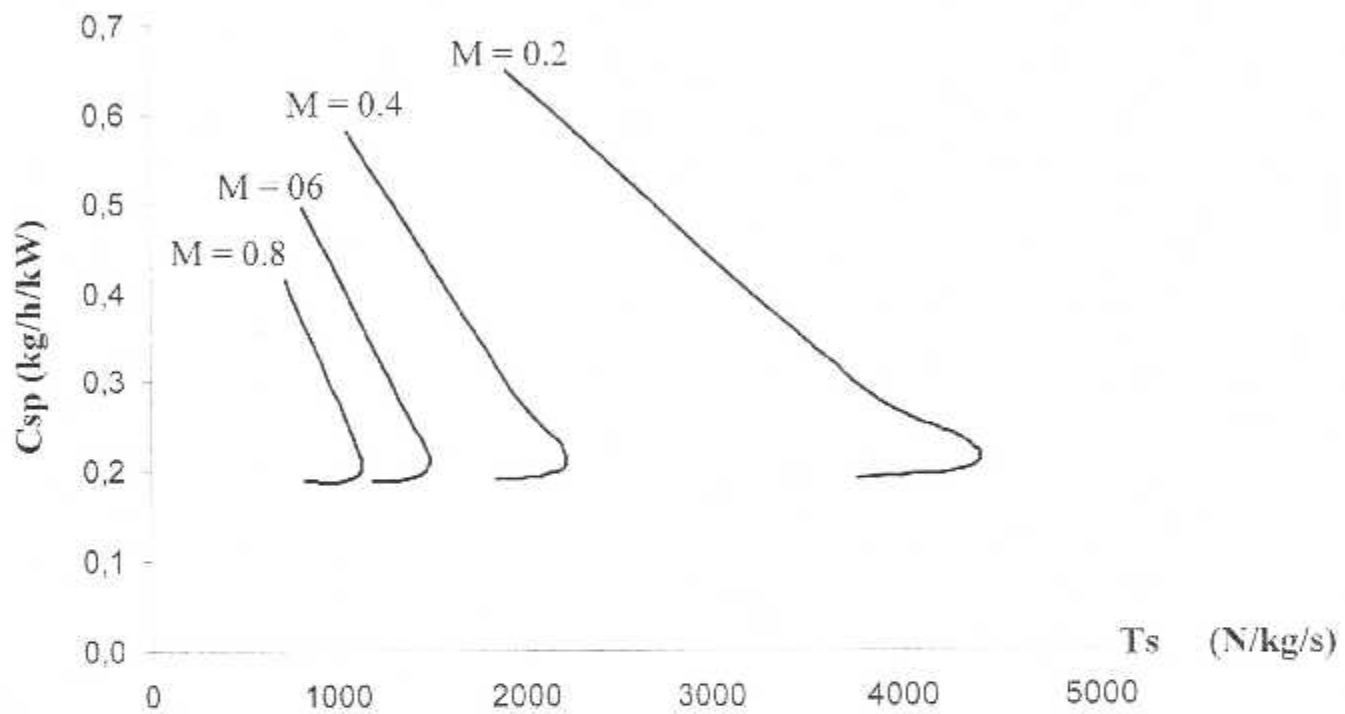


Consommation spécifique en fonction du rapport de compression  $T = 1600^{\circ}\text{K}$

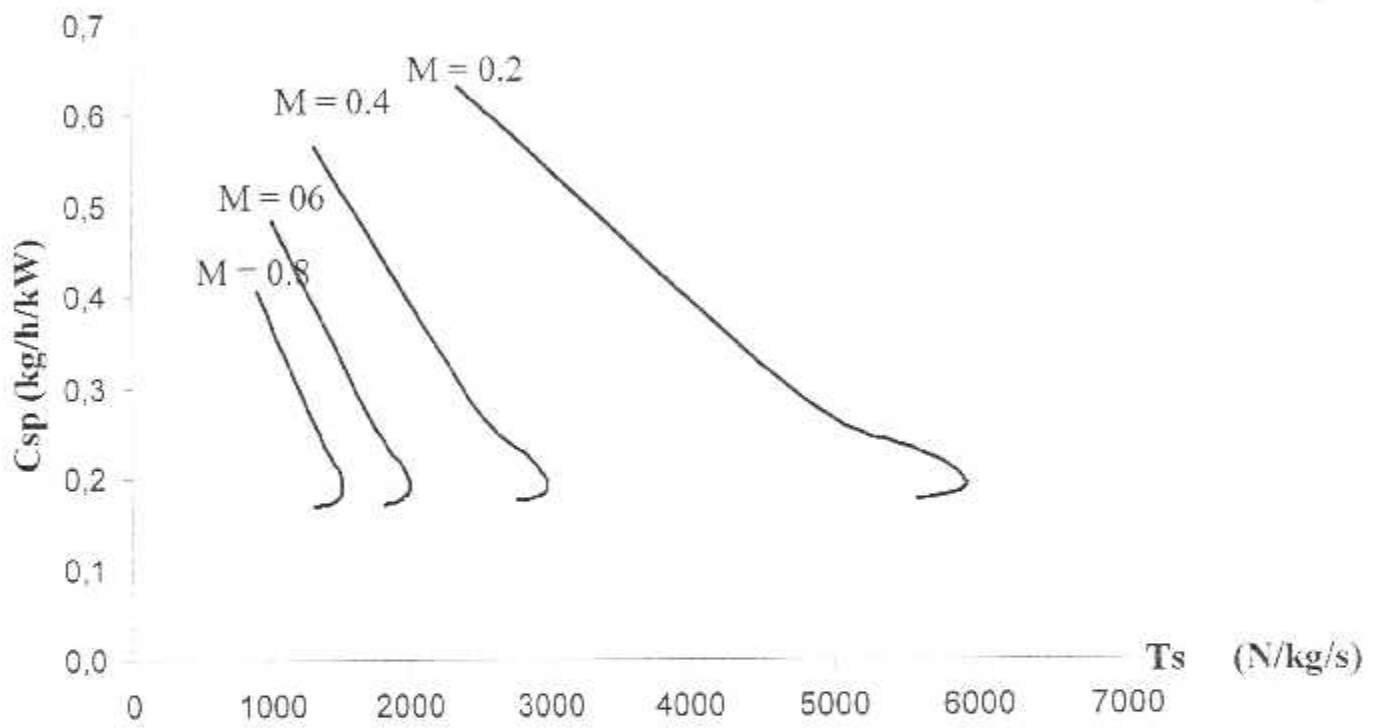




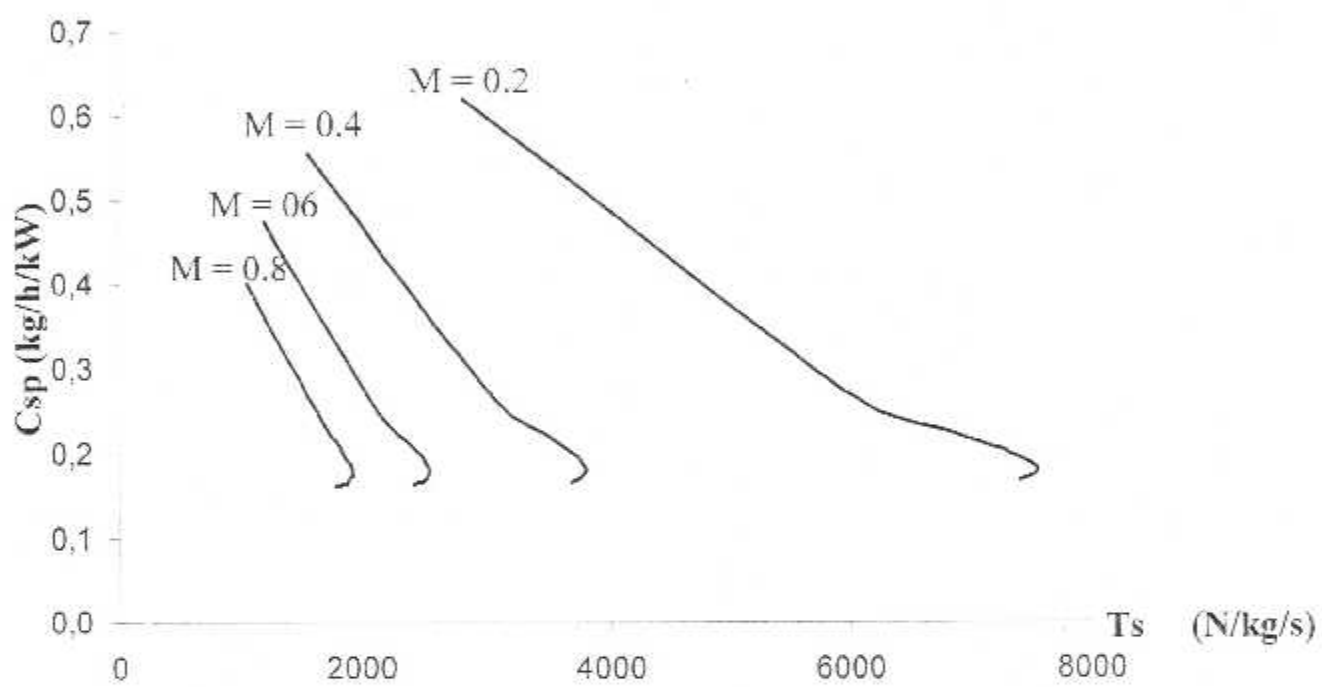
Consommation spécifique en fonction du rapport de compression  $T = 1800\text{K}$



Consommation spécifique en fonction de la poussée spécifique  $T = 1200^\circ\text{K}$

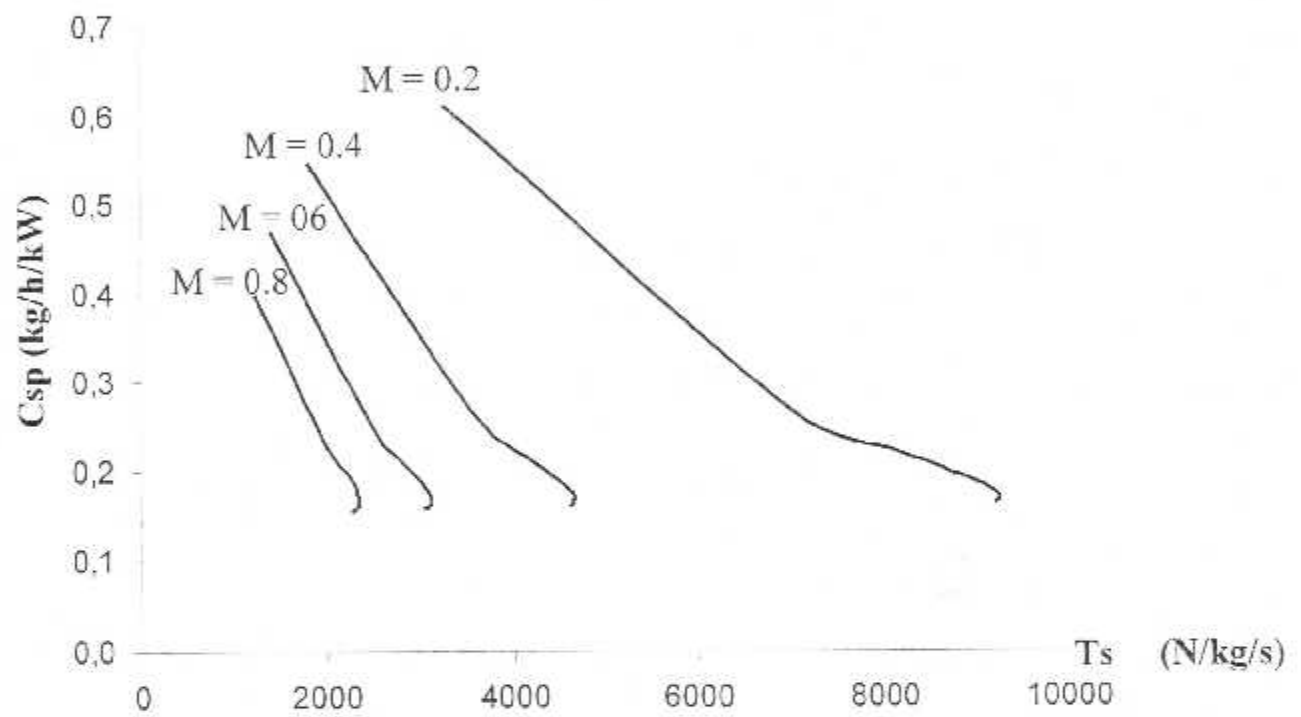


Consommation spécifique en fonction de la poussée spécifique  $T = 1400^\circ\text{K}$



Consommation spécifique en fonction de la poussée spécifique  $T = 1600^{\circ}\text{K}$





Consommation spécifique en fonction de la poussée spécifique  $T = 1800^\circ\text{K}$

#### IV – Interprétation des graphes

##### 1- consommation spécifique en fonction du rapport de compression:

- concernant les différents régimes, en remarquant que pour les différentes températures, on obtient les mêmes résultats ce qui veut dire l'orsque en augmente le nombre de mach, la Csp automatiquement elle diminue ( pour  $m=0.2$  ,  $C_{sp} = 0.65$ , pour  $m=0.8$  ,  $C_{sp} = 0.42$  ) .

par rapport au taux de compression en notant que pour les différents régimes que pour les  $P_c$  faible le  $C_{sp}$  est élevé ,mais entre (5-15) on constate une chute remarquable de  $C_{sp}$  elle se diminue d'une manière non remarquable pour les  $P_c > 15$ .

Concernant les températures  $T_{max}$  on remarque que les  $C_{sp}$  s'affaiblissent lorsque  $T_{max}$  augmente.

Donc on note que les  $P_c$  obtenues des  $C_{sp}$  plus faibles il faut augmenter le taux de compression et la température  $T_{max}$  et puis les nombres de mach.

##### 2- poussé spécifique $T_s$ en fonction de taux de compression:

vis versa les  $C_{sp}$ , les  $T_s$  sont faibles pour des  $P_c$  faibles ( $P_c > 5$ ).

Puis elle commence à augmenter lorsque  $P_c > 5$  ou elle atteint le max entre 5 et 15, en notant que le max de  $T_s$  est obtenu au point où le  $M$  est minimum et la température de sortie de chambre de combustion est maximale.

Donc la  $T_s$  est supérieure pour un nombre de mach très petit et une température très élevée avec un taux de compression compris entre 5 et 15.

##### 3- consommation spécifique $C_{sp}$ en fonction de la poussé spécifique $P_s$ :

en remarquant dans ces graphes que chaque fois qu'on augmente la température et lorsque le nombre de mach est petit on reçoit une  $T_s$  plus élevée.

La même remarque pour les  $C_{sp}$  concernant l'augmentation de la température mais vis versa pour le nombre de mach.

## Interprétation des résultats et conclusion :

L'étude des performances d'un turbo propulseur a turbine libre nous conduit à faire une optimisation, pour cela on a construit un programme en Fortran qui nous donne des différents paramètres d'un turbo propulseur pour des constantes connues.

Pour l'optimisation on a fait fixé la température de la sortie de la chambre de combustion et on a fait des itérations pour des différents nombres de Mach (0.1-0.8) avec un taux de compression qui varie aussi (10-50). Les résultats sont présentés sous forme de graphes.

À partir des graphes de la poussée et la consommation spécifique en fonction du rapport de compression pour une température maximum fixe on a fait une optimisation pour un taux de compression fixe et différents nombres de Mach.

Pour cela on remarque pour une grande température ( $T_{max}$ ) et rapport de compression supérieur à 30 on a une grande poussée spécifique et une petite consommation dans ce cas c'est difficile d'avoir un compresseur avec un grand rapport de compression et une chambre de combustion qui résiste à une température au delà de  $1800^{\circ}C$ .

Si on prend le cas  $T_{max} = 1200^{\circ}C$  on a une grande consommation spécifique pour une poussée spécifique moyenne. De cela on remarque que ces performances ne sont pas bonnes.

Pour un cas qui se rapproche de l'idéal on se retrouve avec une température maximum de  $1400^{\circ}C$  est un taux de compression entre 15 et 25 pour un nombre de Mach de 0.4 à 0.6