

**REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA
RECHERCHE SCIENTIFIQUE**



**UNIVERSITE SAAD DAHLAB DE BLIDA 1
FACULTE DE TECHNOLOGIE
DEPARTEMENT DE MECANIQUE**

**Projet de Fin d'études
Pour l'obtention du diplôme de
Master 2 en Génie Mécanique
Option : Energétique**

Etudié et présenté par :

Mr. BOUDALI ERREBAI Smail

Titre :

**Etude paramétrique des performances d'un
turbopropulseur**

Soutenu publiquement, le 04 juillet 2018, devant le jury composé de :

Mr. SAID

Président

Pr. BOUMEDDANE

Directeur du mémoire

Mr. GUERGADJ

Examineur

Année universitaire : 2017/2018

REMERCIEMENTS

Je remercie en premier lieu le dieu qui m'a aidé à terminer ce travail, et d'avoir plus de connaissances

Je remercie ma famille, à qui revient le mérite de m'avoir éduqué, encouragé et soutenu.

Je tiens à remercier mon promoteur, le professeur BOUMEDDANE, pour le suivi de mon travail.

Je remercie également les membres du jury, qui ont accepté de discuter et d'examiner ce modeste travail.

Mes remerciements vont aussi à tous les enseignants qui ont contribué à ma formation.

J'adresse aussi ma profonde reconnaissance à tous ceux qui, de près ou de loin, ont contribué à l'élaboration de ce mémoire.

Table des matières

Liste des figures	5
Nomenclature	7
Introduction générale, objectifs et plan du mémoire	8
CHAPITRE I. Généralité sur les turbomachines	10
I.1. Introduction	10
I.2. Les turbo réacteurs	10
I.2.1. Les turbo réacteurs à simple flux	11
I.2.2. Les turbo réacteurs à double flux (turbofan)	11
I.3. Les turbo propulseurs	13
I.4. Les turbo moteurs	14
I.5. Principe général de fonctionnement	14
I.5.1. Action-réaction	14
I.5.2. Principe de fonctionnement	15
I.5.3. Calcul de la poussée d'un turbo réacteur	16
CHAPITRE II. Généralités sur les turbo propulseurs	17
II.1. Définition	17
II.2. Types de turbo propulseurs	18
II.2.1. Turbo propulseurs à turbine liée	18
II.2.2. Turbo propulseurs à turbine libre	18
II.2.3. Turbo propulseurs à turbine libre inversée	19
II.3. Entrées d'air	20
II.3.1. Entrée d'air axiale	20
II.3.2. Entrée d'air axisymétrique	21
II.3.3. Entrée d'air en écope	21
II.3.4. Fonctionnement de la section entrée d'air [7]	21
II.3.5. Etude énergétique : Section entrée d'air [8]	23
II.4. La section compresseur [9]	26
II.4.1. Description de la section compresseur	26
II.4.2. Etude énergétique : Section compresseur [8]	27
II.5. La section chambre de combustion [9]	29

II.5.1. Fonctionnement de la chambre de combustion [7].....	30
II.5.3. Etude énergétique Section chambre de combustion [8]	31
II.6. La section turbine [7].....	34
II.6.1. Fonctionnement de la section turbine [7]	34
II.6.2. Etude énergétique Section turbine [8]	36
II.6.3. Etude théorique de la pression et de la température statique.....	36
II.7.1. Fonctionnement du canal d'éjection.....	39
II.8. Le module réducteur de vitesse (RGB) [9].....	40
II.8.1. Description du module de vitesse (RGB).....	40
II.9. Les réducteurs de vitesse	41
II.9.1. Description du module de vitesse.....	41
II.10. Le module hélice [9].....	45
II.10.1. Description et fonctionnement de l'hélice [8].....	46
II.10.2. Régulateur et frein hélice.....	47
CHAPITRE III. Résultats et discussions.....	48
III.1. Cas 1 : Détermination des paramètres en fonction du nombre de mach et en fonction du taux de compression du compresseur.....	48
III.1.1. Variation de la consommation spécifique par rapport aux taux compression.....	50
III.1.2. Variation de la poussée spécifique par rapport aux taux compression	51
III.1.3. Variation de consommation spécifique par rapport aux nombres de mach	52
III.1.4. Variation de la poussée spécifique par rapport aux nombres de mach	53
III.2. Cas 2 : Détermination des paramètres en fonction du taux de détente de la turbine. ...	54
III.2.1. Variation du coefficient de poussée de l'hélice	56
III.2.2. Variation de la consommation spécifique	57
III.2.3. Variation du coefficient de poussée de tuyère	58
III.2.4. Variation de la consommation du turbopropulseur.....	59
III.2.5. Variation de la poussée spécifique.....	60
III.2.6. Variation du rapport (alpha) de détente de turbine libre sur la détente totale au niveau de la tuyère.....	61
III.2.7. Variation de la poussée du turbopropulseur.....	62
Conclusion générale	63
Références	64

Liste des figures

Figure I.1. Schéma d'un turboréacteur.....	11
Figure I.2. Les différentes parties d'un turboréacteur à double flux. Tirée de : De Magnitot et al., (2010) [6].....	13
Figure I.3. Schéma d'un turbopropulseur.....	13
Figure I.4. Schéma d'un turbomoteur	14
Figure I.5. Prince d'Action-Réaction	14
Figure II.1. Schéma d'un turbopropulseur à turbine liée	18
Figure II.2. Schéma d'un turbopropulseur à turbine libre.....	19
Figure II.3. Schéma d'un turbopropulseur à turbine libre inversée	20
Figure II.4. Schéma de l'entrée d'air axiale.....	20
Figure II.5. Schéma de l'entrée d'air axisymétrique.....	21
Figure II.6. Schéma de l'entrée d'air en écope	21
Figure II.7. Evolution de l'efficacité de l'entrée d'air en fonction du nombre de Mach.	23
Figure II.8. Evolution thermodynamique au niveau de l'entrée d'air.	25
Figure II.9. Description du compresseur centrifuge.....	27
Figure II.10. Evolution thermodynamique au niveau du compresseur.	29
Figure II.11. Description de la chambre de combustion du turbopropulseur PW127F	30
Figure II.12. La section chambre de combustion du turbopropulseur PW127F	31
Figure II.13. Evolution thermodynamique au niveau de la chambre de combustion.....	33
Figure II.14. La section turbine du turbopropulseur PW127F	35
Figure II.15. Etage de la turbine libre (turbine de puissance).	35
Figure II.16. Evolution thermodynamique au niveau de la turbine	38
Figure II.17. Tuyau d'échappement du turbopropulseur PW127F	39
Figure II.18. Tuyère d'éjection du turbopropulseur PW127F.....	40
Figure II.19. Module réducteur de vitesse (RGB).....	42
Figure II.20. Schéma d'une coupe d'un réducteur épicycloïdal à deux étages.....	42
Figure II.21. Schéma d'une coupe d'un réducteur décalé	43
Figure II.22. Répartition de la chute d'enthalpie entre la turbine et la tuyère	45
Figure II.23. Le module hélice du turbopropulseur PW127F	47
Figure III.1. Variation de la consommation spécifique (C_{sp}) en fonction du taux compression (P_{Ic}).....	50
Figure III.2. Variation de la poussée spécifique (T_{sp}) en fonction du taux compression (P_{Ic}).	51
Figure III.3. Variation de consommation spécifique (C_{sp}) en fonction du nombre de mach (M_0).	52
Figure III.4. Variation de la poussée spécifique (T_{sp}) en fonction du nombre de mach (M_0)... 53	
Figure III.5. Variation du coefficient de poussée de l'hélice (C_{helice}) en fonction du taux de détente de la turbine	56

Figure III.6. Variation de la consommation spécifique (C_{sp}) en fonction du taux de détente de la turbine (PI_t)	57
Figure III.7. Variation du coefficient de poussée de tuyère (C_{prop}) en fonction du taux de détente de turbine (PI_t).....	58
Figure III.8. Variation de la consommation du turbopropulseur (C_{tp}) en fonction du taux de détente de turbine (PI_t)	59
Figure III.9. Variation de la poussée spécifique (T_{sp}) en fonction du taux de détente de turbine (PI_t).....	60
Figure III.10. Variation du rapport (α) de détente de turbine libre sur la détente totale au niveau de la tuyère en fonction du taux de détente de turbine (PI_t).....	61
Figure III.11. Variation de la poussée du turbopropulseur (T_{tp}) en fonction du taux de détente de la turbine (PI_t).....	62

NOMENCLATURE

Csp	Consommation spécifique [KG/daN-h]
T0	Température [°C]
T_amb	Température ambiante [°C°]
Cp_t	Chaleur spécifique de la turbine
Cp_c	Chaleur spécifique du compresseur
PI_c	Taux de compression du compresseur
Eta m	Rendement mécanique
eta_prop	Rendement de variation de coefficient de la poussée de la tuyère
Csp	Consommation spécifique
Tsp	La poussée spécifique [KN]
C_hélice	Coefficient de poussée de l'hélice
Pit	Taux de détente de la turbine
C_prop	La variation du coefficient de poussée de la tuyère
Ctp	Consommation du turbopropulseur
Alpha	La variation de rapport de turbine libre sur la tuyère (rapport)
M_0	Nombre de mach
Eta_g	Rendement global
Ttp	La poussée du turbopropulseur
Ctp	Consommation du turbopropulseur

Introduction générale, objectifs et plan du mémoire

Une des lois fondamentales de la mécanique est le principe de l'action et de la réaction : toute action s'accompagne d'une réaction, égale et directement opposée à l'action. Reste à définir l'action, ce qui est facile pour les corps immobiles, mais moins pour les corps en mouvement, comme c'est le cas des véhicules propulsés par l'action d'un moteur.

On distingue deux types de réaction : la réaction délivrée par un corps fixe, et celle délivrée par un corps mobile. Les différentes machines qui font l'objet de ce cours s'appuient sur des fluides gazeux pour générer une poussée. L'initiative et donc l'action appartenant au moteur. Le fluide utilisé se met en mouvement et délivre une réaction (une poussée) qui provoque le mouvement du moteur et du véhicule.

La propulsion est un déplacement autre que le simple asservissement aux forces naturelles, que sont les vents, les courants, la pesanteur, l'énergie solaire, le champ magnétique terrestre... Ces forces naturelles sont certes gratuites et leur action est relativement peu bruyantes, mais elles sont aléatoires, comme la pesanteur, les courants ou le champ magnétique.

La propulsion, quelle que soit la méthode employée, est basée sur le principe qui est d'augmenter la quantité de mouvement du fluide en contact avec l'élément propulsif. Dans le cas d'une fusée, les gaz propulsifs ont leur origine à l'intérieur même de l'engin, alors que dans le cas d'un moteur utilisant l'atmosphère comme comburant, c'est-à-dire un moteur aérobie, la poussée provient d'une action sur l'air dans lequel baigne le véhicule.

Les différents systèmes de propulsion dans et en dehors de l'atmosphère peuvent être classés, dans une première approche, en cinq familles :

- les hélices
- les pulsoréacteurs
- les statoréacteurs
- les turboréacteurs
- les moteurs-fusées

Une hélice peut être associée soit à un moteur à pistons, soit à une turbine à gaz, pour former dans ce dernier cas un turbopropulseur.

L'objectif de ce travail est de réaliser une étude paramétrique pour déterminer les performances d'un turbopropulseur en fonction des paramètres influençant son fonctionnement qui sont le

taux de détente de la turbine optimum ainsi que la détermination de poussée générée par l'hélice et la tuyère .

Le document s'articule ainsi :

Le chapitre I est consacré à une généralité sur les turbomachines, ces différents types ainsi que, à ces principes généraux de fonctionnement.

Le chapitre II est consacré à des généralités sur les turbopropulseurs en présentant les différents types de turbopropulseur et les éléments qui constituent ces derniers tel que (la section compresseur, la section chambre de combustion, la section turbine, la section échappement, le module réducteur de vitesse ainsi qu'aux réducteurs de vitesse). Il a été aussi présenté dans ce chapitre aux équations de calcul de puissance, du rendement, de la vitesse d'échappement, la chute d'enthalpie...etc.).

La partie résultat vient dans le chapitre III. Dans cette partie, nous présentons les résultats de calcul de la consommation spécifique, de la poussée spécifique, le coefficient de poussée de l'hélice ainsi que consommation du turbopropulseur.

Enfin, la dernière partie est consacrée à une conclusion générale sur les résultats trouvés dans le présent document.

CHAPITRE I. GÉNÉRALITÉ SUR LES TURBOMACHINES

I.1. Introduction

Une turbomachine est un terme générique désignant une machine fonctionnant sur le principe de la récupération de l'énergie calorifique des gaz issue d'une combustion par le biais d'une turbine, afin d'entraîner un compresseur et les accessoires nécessaires au bon fonctionnement de la machine pompes, régulateurs, etc.

Sous ce terme peuvent être identifiés trois types de moteurs différents :

- Les turboréacteurs.
- Les turbopropulseurs.
- Les turbomoteurs.

De nos jours, les types de moteurs les plus souvent utilisés dans les avions civils sont les Turboréacteurs choisis pour notre étude. Ces deux types de moteurs fonctionnent sur le même principe de "turbine" (Goder, 2015) [1] qui sera expliqué dans les sections suivantes.

I.2. Les turboréacteurs

Un turboréacteur se compose d'un tube qui contient :

- Un compresseur à plusieurs étages;
- Une chambre à combustion;
- Une turbine à gaz;
- Une tuyère de sortie.

Le principe de fonctionnement de ce type de moteur se résume par l'entrée d'air froid par l'avant et qui sera mis sous pression par le compresseur. Ensuite, l'air comprimé entre dans la chambre à combustion afin de se mélanger au carburant puis s'enflamme ce qui permet la production d'une très grande force de poussée causée par la dilatation de la chaleur et l'explosion du mélange. Ensuite, la turbine à gaz tourne par l'air explosé qui sort du moteur par la tuyère de sortie. Un schéma visualise mieux les étapes citées précédemment (Girard, G. et al., 2016) [2].

La force de poussée du moteur pourrait être exprimée (en thermodynamique) en fonction de la masse d'air et la différence entre la vitesse d'entrée et la vitesse de sortie des écoulements de gaz.

I.2.1. Les turboréacteurs à simple flux

Lorsque la totalité de l'air traverse le moteur et actionne les turbines, le turboréacteur est dit à "simple flux". En effet, pour ce type de moteur lorsque la température de l'air ambiant augmente, l'air chaud et le flux massique de l'air passant dans le moteur diminuent ce qui provoque la diminution de la poussée du réacteur. Pour augmenter cette poussée au décollage et durant les périodes chaudes, il faudrait injecter de l'eau à l'entrée du compresseur qui devrait se vaporiser et refroidir l'air (Gaëtan, 2009) [3]. Dans le but d'accroître l'efficacité et la performance du moteur, le compresseur a été divisé en deux parties, l'une à "basse pression" et l'autre à "haute pression", ce qui définit les turboréacteurs à double flux.

Exemple: le turboréacteur PW 500 conçu pour équiper les jets d'affaires de faible à moyen tonnage.



Source : Pratt & Whitney Canada

Figure I.1. Schéma d'un turboréacteur

I.2.2. Les turboréacteurs à double flux (turbofan)

Ce type de moteur exprime une amélioration du moteur turboréacteur à simple flux dont nous avons parlé dans le paragraphe précédent. Le principe de fonctionnement de ce moteur est un peu différent de celui du turboréacteur à simple flux. En effet, seulement une partie de l'air qui entre dans le moteur sera par la suite comprimée, l'autre partie retourne à l'extérieur. Ensuite, l'air se mélange avec le gaz provenant de la turbine avant d'arriver à la tuyère (Gaëtan, 2009) [3].

Les avantages des turboréacteurs à double flux sont les suivants : (Weng et al.) [4] et (Gaëtan, 2009) [3].

- Une plus grande poussée au décollage par rapport à la poussée d'un turboréacteur à simple flux.
- Un refroidissement du moteur grâce à la déviation de l'air.
- Une diminution du bruit en provenance de la combustion grâce au gaz d'échappement qui est noyé dans le flux d'air supplémentaire.

Un modèle de turboréacteur à double flux a été présenté. Il se compose d'un ventilateur à un étage, d'un compresseur axial à basse pression à 3 étages, d'un compresseur axial à haute pression à 9 étages, d'une chambre de combustion, une turbine à haute pression à un étage et d'une turbine à basse pression à 4 étages (Aydin et al., 2015) [5].

La turbine à haute pression gère le compresseur à haute pression qui permet de pressuriser l'air et passer à l'étage de combustion. Alors que la turbine à basse pression gère le ventilateur qui pressurise et accélère la déviation de l'air. Une partie d'air prise à travers le noyau du moteur restant de l'écoulement (20% du débit), passe par le ventilateur et se mélange avec l'air chaud juste en sortant de la turbine. L'air comprimé sera mélangé au carburant et fournit ainsi la combustion. Le gaz à très haute pression et à très haute température sera dirigé en direction de la turbine à basse pression (comme montre dans la figure I.2) afin d'obtenir la poussée nécessaire pour la propulsion de l'avion. Le gaz sortant de la turbine sera éliminé à travers le tuyau d'échappement à haute vitesse. Le ventilateur est l'une des parties importantes du moteur. En effet, 75% à 80% de la poussée du moteur est générée par le ventilateur. Pour le turboréacteur à double flux, il y a deux axes de turbine. Un axe relie la turbine à haute pression au compresseur à haute pression, tandis que l'autre axe relie la turbine à basse pression au compresseur à basse pression et au soufflante (Aydin et al., 2015) [5].

La figure suivante I.2 représente les différentes parties d'un turboréacteur à double flux :

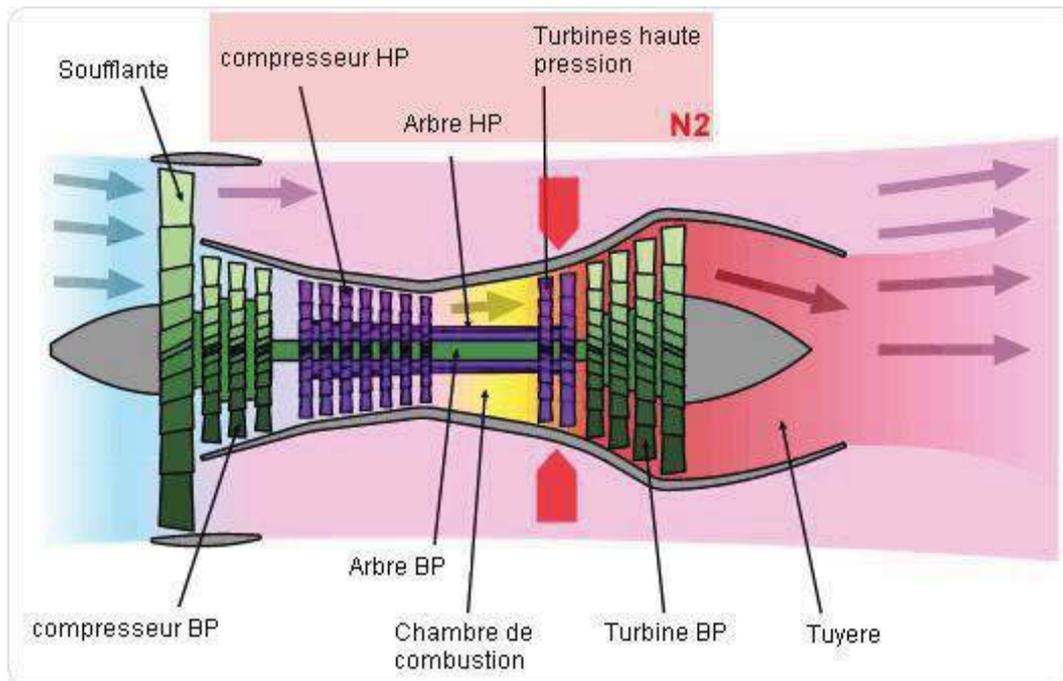


Figure I.2. Les différentes parties d'un turboréacteur à double flux. Tirée de : De Magnitot et al., (2010) [6].

I.3. Les turbopropulseurs

Le couple est exploité pour entraîner une hélice : Avions légers, avions de transport civil ou militaire etc...

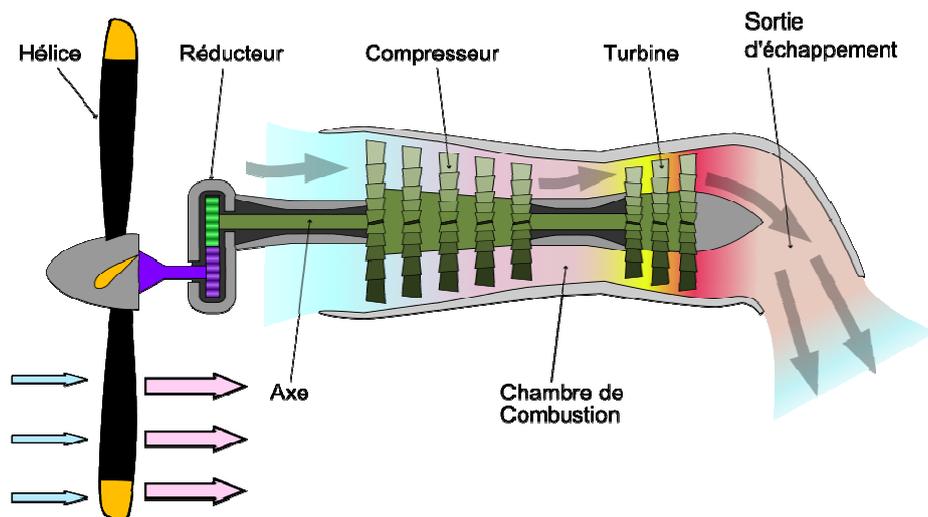


Figure I.3. Schéma d'un turbopropulseur

I.4. Les turbomoteurs

Le couple est également exploité pour entraîner des rotors d'hélicoptères ou entraîner des Groupes auxiliaires de puissance (APU) etc...

Exemple : Le turbomoteur Arriel de Turbo méca destiné aux hélicoptères.



Source: Turboméca / Photo: Ph.Pons/Studio Pons

Figure I.4. Schéma d'un turbomoteur

I.5. Principe général de fonctionnement

Le principe de la propulsion des avions à réaction s'appuie sur la troisième loi énoncée par Isaac Newton en 1687 dans le premier volume de son Philosophie Naturalis Principia Mathematica : tout corps A exerçant une force sur un corps B subit une force d'intensité égale, mais de sens opposé, exercée par le corps B.

I.5.1. Action-réaction

La réaction est la conséquence d'une action. Prenons comme exemple un ballon que l'on gonfle. La paroi du ballon subit une certaine pression et se dilate. Si le ballon est bien fermé la résultante des forces de pression à l'intérieur du ballon est nulle (figure I.5).

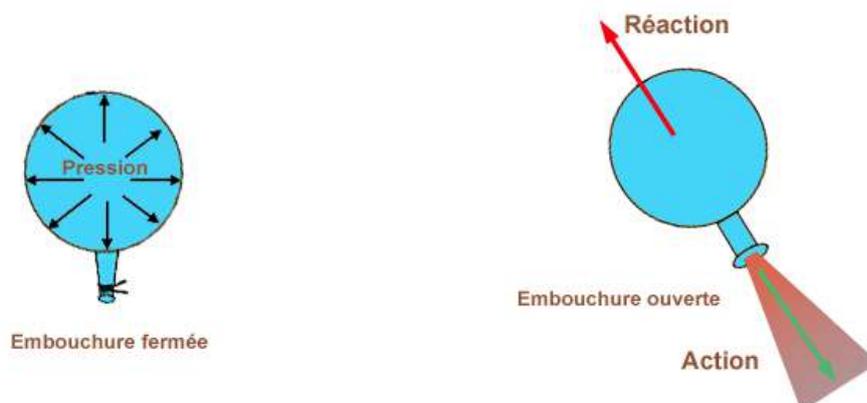


Figure I.5. Principe d'Action-Réaction

Maintenant ouvrons l'embouchure du ballon, (figure b) les gaz en s'échappant créent l'énergie de propulsion (action) et provoquent le déplacement du ballon (réaction tant que la pression interne des gaz sera suffisante).

On peut distinguer deux catégories de propulseurs:

Les propulseurs qui emmènent leur carburant (kérosène ou autre) mais utilisent l'air ambiant comme comburant:

- les statoréacteurs.
- les pulsoréacteurs.
- les turboréacteurs.
- les moteurs à hélices (turbopropulseurs, hélicoptères).

Et les propulseurs qui emmènent leur carburant (hydrogène liquide ou kérosène etc...) et leur propre comburant (oxygène liquide ou autre).

- les moteurs de fusée.

I.5.2. Principe de fonctionnement

Le fonctionnement des turboréacteurs s'appuie sur le principe d'action-réaction : il s'agit d'accélérer une masse d'air pour créer une force de poussée qui, par réaction, va propulser l'avion. Toutes les architectures de turboréacteurs reposent sur les 3 mêmes étapes, à savoir : Compression - Combustion - Détente.

Au démarrage, de l'air comprimé fourni par l'APU (auxiliary power unit) ou par un groupe pneumatique au sol met en rotation un compresseur qui aspire et comprime l'air ambiant pour l'envoyer vers une ou plusieurs chambres de combustion. Simultanément une pompe entraînée par l'intermédiaire d'un boîtier de transmission ou AGB accessory gear box (en anglais) injecte du carburant (kérosène).

Ce mélange air comprimé/carburant est enflammé dans cette ou ces chambres par une bougie ou plusieurs bougies (allumeurs), ce qui permet de dilater fortement les gaz.

Ces gaz traversent une ou plusieurs turbines qui entraînent à l'aide d'un arbre rotatif le compresseur et les accessoires indispensables au fonctionnement du réacteur (pompe à carburant, alternateur etc.) , ce qui permet d'assurer la continuité du mouvement. Les gaz s'échappent ensuite dans une tuyère de section convergente afin de les accélérer en sortie.

Après quelques secondes, lorsque le régime de rotation est suffisant, le démarreur est désaccouplé et la bougie éteinte. Le moteur peut alors fonctionner de façon autonome pour atteindre son régime de ralenti.

Note : Sur certains avions légers ou ne possédant pas d'APU (hélicoptères) le lancement en rotation du compresseur se fait par un démarreur électrique.

I.5.3. Calcul de la poussée d'un turboréacteur

La poussée d'un turboréacteur résulte de l'accélération de l'air entre l'entrée (manche à air) et la sortie (tuyère). Elle est obtenue par la combustion d'un carburant, généralement du kérosène, dans l'oxygène de l'air. Une partie de l'énergie produite est récupérée par une turbine et sert à comprimer, à l'entrée du réacteur, l'air, utilisé comme comburant.

La poussée d'un turboréacteur peut être calculée approximativement à partir de l'équation :

$$F_{\text{poussée}} = Q_m \times (V_{\text{sortie}} - V_{\text{entrée}})$$

Avec :

- Q_m = Débit massique de l'air passant dans le moteur, le débit du carburant étant négligeable (kg/s).
- $V_{\text{entrée}}$ = Vitesse d'entrée des gaz dans le compresseur (en m/s).
- V_{sortie} = Vitesse de sortie des gaz de la tuyère (en m/s).
- $Q_m \times V_{\text{entrée}}$ = correspond à la force de trainée de l'entrée d'air.
- $Q_m \times V_{\text{sortie}}$ = représente la poussée à la sortie de la tuyère.

Le turboréacteur ne créera une poussée vers l'avant que si la vitesse d'échappement des gaz est supérieure à la vitesse de l'avion.

CHAPITRE II. GÉNÉRALITÉS SUR LES TURBOPROPULSEURS

II.1. Définition

Le terme turboprop vient de l'anglais turbo et propeller (hélice). Il est composé comme le turbo-réacteur d'une turbine à gaz sur laquelle a été rajoutée une turbine dite turbine de puissance à un ou plusieurs étages pour transformer l'énergie cinétique et thermique des gaz d'échappement en énergie mécanique, et entraîner ainsi par l'intermédiaire d'un réducteur une hélice. Malheureusement cette énergie n'est pas totalement récupérée, il reste une poussée résiduelle d'échappement des gaz de l'ordre de 10% environ. Pourtant la poussée produite par l'hélice a un rendement supérieur à celle d'un turbo-réacteur classique.

Cette turbine à gaz peut être soit à compresseur axial, soit à compresseur centrifuge, soit à compresseur axio-centrifuge.

Le turbopropulseur est généralement double-corps, c'est-à-dire qu'il dispose de deux turbines en sortie qui font tourner deux arbres concentriques. La première turbine est reliée au compresseur, la seconde à l'hélice. Son rendement est supérieur à celui du turbo-réacteur, mais son utilisation est limitée par la baisse de rendement de l'hélice au-delà de Mach 0.7 et au-delà de 8000 mètres d'altitude. C'est le mode de propulsion optimal pour les avions de transport commerciaux sur des distances courtes (une heure de vol, 400 km), quand la durée de vol à haute altitude est trop courte pour qu'un avion à réaction fasse la différence.

Le rendement de propulsion peut dépasser 80% à Mach 0,4. Le rendement de l'hélice décroissant rapidement avec l'altitude, le domaine d'exploitation des turbopropulseurs couvre les avions peu rapides tels que les avions de transport régionaux, les missions militaires telles que la patrouille maritime et les avions cargos militaires devant utiliser des pistes courtes [7].

Il existe plusieurs sortes de turbopropulseurs:

- les turbopropulseurs à turbine liée.
- les turbopropulseurs à turbine libre.
- les turbopropulseurs à turbine libre inversée.

II.2. Types de turbopropulseurs

II.2.1. Turbopropulseurs à turbine liée

Dans un turbopropulseur à turbine liée la puissance mécanique est transmise par le même arbre au compresseur et à l'hélice par l'intermédiaire du réducteur. Dans ce cas le compresseur et le récepteur (arbre d'entrée du réducteur) ont la même vitesse de rotation. Le régime de rotation de l'hélice est donc directement lié au régime compresseur/turbine.

De construction simple et légère ce type de turbopropulseur a quand même des inconvénients :

- le débit d'air dans la chambre de combustion dépend directement du régime de rotation compresseur/hélice.
- la régulation de l'hélice est compliquée.
-

La figure II.1 montre le schéma de principe d'un turbopropulseur à turbine liée composée de trois turbines, de deux compresseurs centrifuges et d'un réducteur épicycloïdal.

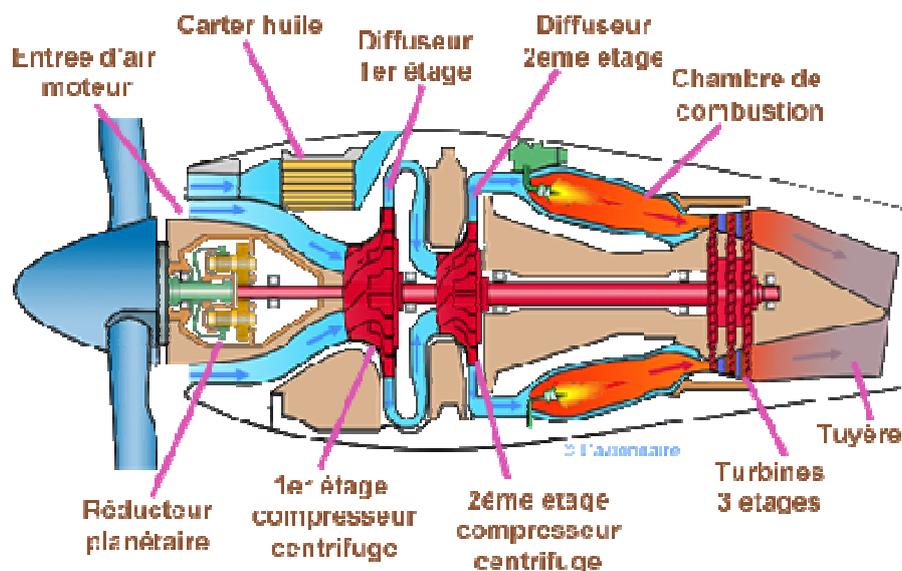


Figure II.1. Schéma d'un turbopropulseur à turbine liée

II.2.2. Turbopropulseurs à turbine libre

De construction plus complexe, le turbopropulseur à turbine libre comprend généralement trois modules :

- la turbine à gaz constituée d'un ou plusieurs compresseurs et d'une ou plusieurs turbines à un ou plusieurs étages.
- d'une turbine appelée turbine de puissance à un ou plusieurs étages qui entraîne un axe.
- puis d'un réducteur placé entre l'axe de la turbine de puissance et l'arbre de l'hélice.

L'axe reliant la turbine de puissance au réducteur passe à l'intérieur de l'axe de liaison de l'attelage compresseur/turbine haute pression et de l'attelage compresseur/turbine basse pression s'il existe.

Le schéma ci-dessous représente un turbopropulseur avec un attelage compresseur/turbine basse pression, un attelage compresseur/turbine haute pression, une chambre de combustion inversée et une turbine de puissance à deux étages qui entraîne un réducteur décalé.

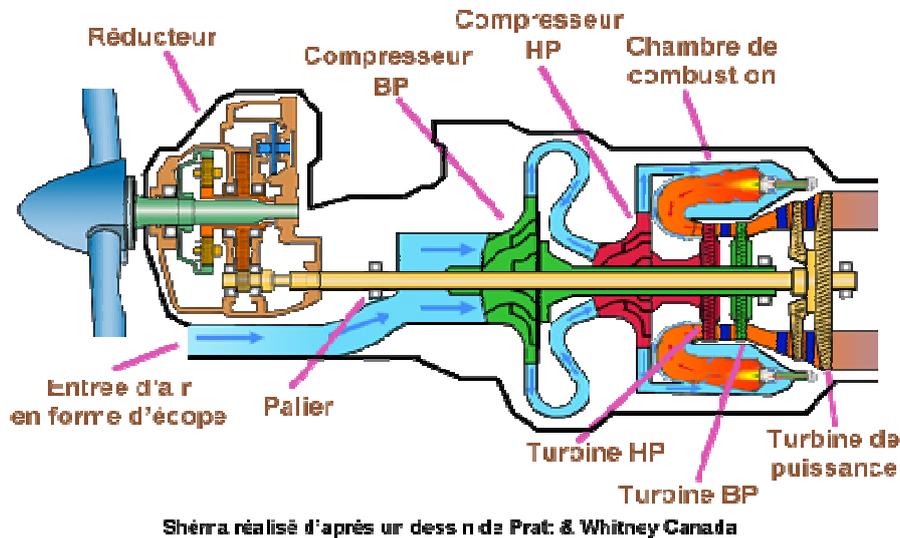


Figure II.2. Schéma d'un turbopropulseur à turbine libre

II.2.3. Turbopropulseurs à turbine libre inversée

Dans ce type de turbopropulseur l'axe de sortie se trouve à l'avant ce qui permet de réduire la longueur de l'arbre de l'hélice. La chambre de combustion à flux inversé, entraîne la diminution de l'encombrement du moteur.

Ci-dessous schéma du Pratt & Whitney PT6A avec son réducteur concentrique épicyclique.

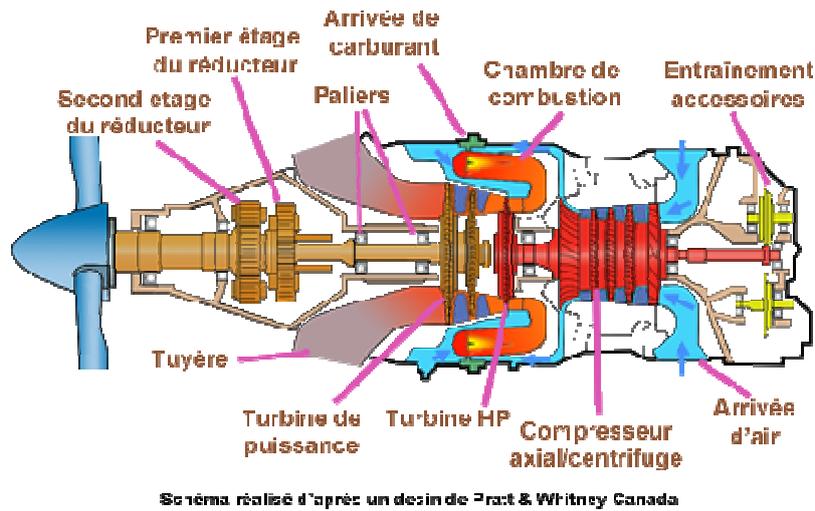


Figure II.3. Schéma d'un turbopropulseur à turbine libre inversée

II.3. Entrées d'air

Sur la majorité des turbopropulseurs l'entrée d'air est généralement située derrière l'hélice, ce qui induit des avantages mais aussi des inconvénients. Suivant la conception du turbopropulseur il existe plusieurs types d'entrées d'air.

Toutes les entrées d'air sont protégées contre le givrage soit pneumatiquement soit électriquement.

II.3.1. Entrée d'air axiale

Très peu d'avions turbopropulseurs ont une entrée d'air axiale. Ce type de moteur implique que l'hélice soit à placée l'arrière de la turbine à gaz et qu'elle soit propulsive. Ci-dessous l'un des rares turbopropulseurs qui aune entrée d'air axiale le Piaggio P180 Avanti II.



Figure II.4. Schéma de l'entrée d'air axiale

II.3.2. Entrée d'air axisymétrique

La plupart des turbopropulseurs ayant leur hélice à l'avant, l'entrée d'air doit donc la contourner. Dans ce cas elle peut être annulaire concentriquement à l'axe de l'hélice.

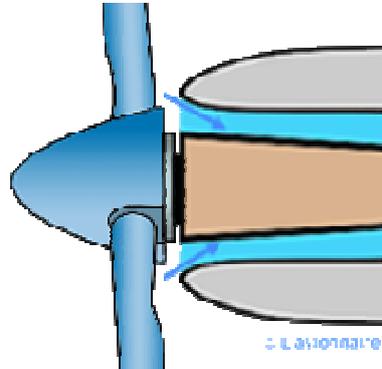


Figure II.5. Schéma de l'entrée d'air axisymétrique

II.3.3. Entrée d'air en écope

L'entrée d'air est alors décalée généralement vers le bas en forme d'écope. Le souffle de l'hélice favorise alors l'alimentation en air du groupe compresseur

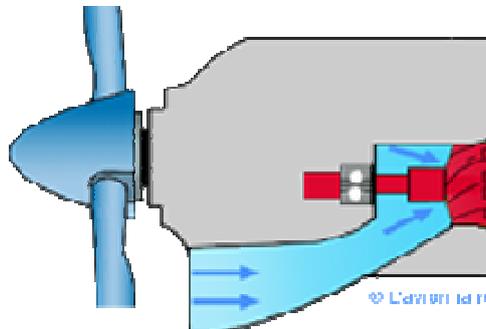


Figure II.6. Schéma de l'entrée d'air en écope

II.3.4. Fonctionnement de la section entrée d'air [7]

Dans un turbopropulseur, l'entrée d'air est située entre l'hélice et le compresseur. De ce fait, le souffle engendré par l'hélice améliore la captation de l'air. Le domaine (Z_p , Mach) d'un turbopropulseur (GTP) étant plus faible que celui d'un turboréacteur (GTR), la forme de l'entrée d'air correspond à l'entrée d'air Pitot, soit un simple convergent.

Le plus souvent, c'est l'emplacement du moteur sur l'aéronef qui détermine la longueur, la forme et la disposition de l'entrée d'air.

L'un des principaux rôles assignés à l'entrée d'air au cours du vol est de convertir l'énergie cinétique de l'écoulement à haute vitesse, en énergie de pression à l'intérieur de la manche d'entrée d'air.

L'efficacité d'une entrée d'air s'exprime à l'aide de deux facteurs : le rapport des pressions et le point de récupération de pression dynamique. Le rapport des pressions à l'entrée d'air est le rapport de la pression réelle à l'entrée d'air du compresseur à la pression dynamique théorique. Sa valeur peut atteindre 98% si les pertes dues au frottement sont faibles et si l'accroissement de pression dû au ralentissement s'effectue sans perte excessive.

Généralement dans le turbopropulseur, la section d'admission d'air consiste dans la case d'admission frontale et la case d'admission arrière. La case d'admission arrière, est fixée à l'ensemble entrée d'air. La case d'admission frontale est fixée avec la RGB.

L'entrée d'air est parfois réchauffée, pour éviter le givrage, par de l'air chaud pris en sortie de compresseur et qui circule à l'intérieur des parois.

Certains motoristes installent le réservoir d'huile dans l'entrée d'air, ce qui permet de la refroidir et de participer à la fonction antigivrage.

A l'entrée d'air, la température totale y est conservée. Par contre, la pression totale chute à cause des pertes subies. Ces pertes peuvent être classées en deux types :

- Les pertes internes dues aux frottements sur les parois faibles et parfois négligeables (<10%).
- Les pertes externes liées au champ aérodynamique autour du moteur.

Pour l'entrée d'air de type Pitot, le rapport des températures totales est égal à 1 (figure II.7).

L'évolution dans l'entrée d'air se fait avec des frottements et donc des pertes. La pression totale à l'entrée compresseur est inférieure à cette évolution parfaitement réversible. On est donc amené à définir l'efficacité d'une entrée d'air comme étant le rapport :

$$\sigma = \frac{\textit{Pression totale réelle à l'entrée de compresseur}}{\textit{Pression totale théorique à l'entrée de compresseur}}$$

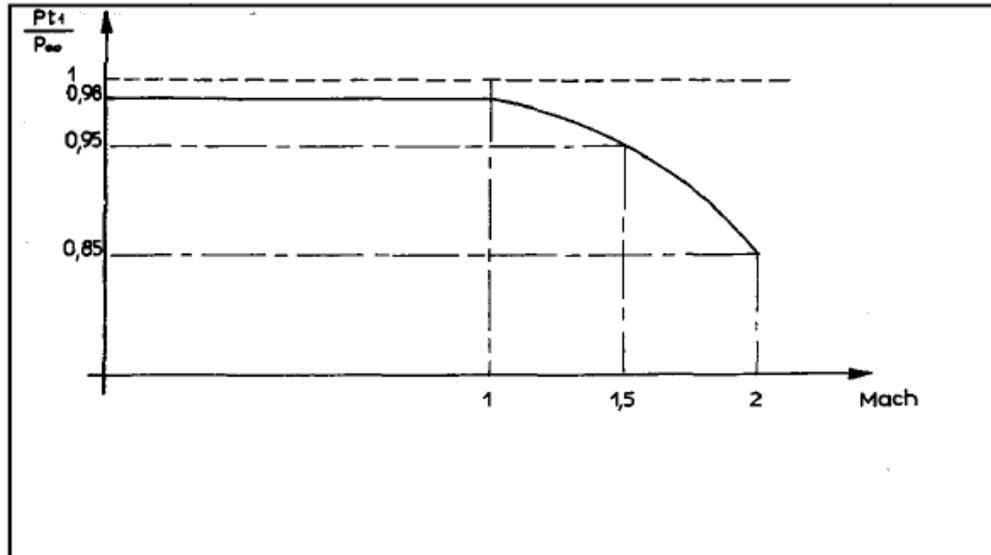


Figure II.7. Evolution de l'efficacité de l'entrée d'air en fonction du nombre de Mach.

$$\frac{P_{t1}}{P_{00}} = \text{coefficient de récupération ou efficacité.}$$

Ce rapport de pression, de même que le débit varie avec les conditions atmosphériques et les conditions de vol.

En régime subsonique, le ralentissement de vitesse s'effectue dans un divergent. La diminution d'énergie cinétique entraîne une augmentation de pression d'après la loi de Bernoulli. Pour $M < 1$, il est nécessaire de ralentir les filets d'air, cela explique pourquoi l'entrée d'air à une forme divergente.

En ralentissant les filets d'air, la section entrée d'air fait chuter l'énergie cinétique des gaz et augmente leur énergie de pression. Les gaz subissent alors une compression appelée compression adiabatique (sans échange de chaleur avec le milieu extérieur) tandis que leur pression et température statiques augmentent.

II.3.5. Etude énergétique : Section entrée d'air [8]

L'étude énergétique théorique et réelle de l'entrée d'air consiste à évaluer l'évolution des paramètres de pression et température lors de son fonctionnement afin de déterminer l'efficacité du processus d'admission d'air.

A/ Evolution théorique des paramètres : pression et température.

La transformation d'admission d'air est supposée adiabatique. Si nous appliquons le premier principe de la thermodynamique à ce type de transformation sur un système ouvert, nous obtenons :

$$(W_T + Q)_1^2 = (H_2 - H_1) + \left(\frac{V_2^2}{2} - \frac{V_1^2}{2} \right) + g(Z_2 - Z_1)$$

Avec :

$Z_2 = Z_1$: Pas de variation de hauteur.

W_T : Pas de travail de transvasement (sans machine).

$Q = 0$: Pas d'échange de chaleur (adiabatique)

$H = CpT$: Enthalpie du gaz parfait.

D'où :

$$H_2 - H_1 + \frac{V_2^2}{2} - \frac{V_1^2}{2} = 0$$
$$Cp \cdot T_2 + \frac{V_2^2}{2} = Cp \cdot T_1 + \frac{V_1^2}{2}$$

Le ralentissement dans l'entrée d'air de V_1 à V_2 occasionné par la divergence implique une augmentation de température statique $T_2 > T_1$.

De plus, si la transformation est réversible, la pression statique et température statique sont liées par la relation :

$$\left(\frac{P}{T^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \right) = Cst$$

En remplaçant P et T par P_t et T_t , nous obtenons :

$$\left(\frac{P_t}{T_t^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} \right) = Cst$$

Or, si la température totale reste constante il vient immédiatement que la pression totale se conserve. Donc :

$$P_t = c^{te}$$

La formule indique que si la température statique évolue du fait de ralentissement, la pression statique évolue elle aussi suivant la loi isentropique (adiabatique réversible).

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

L'air subit donc une compression isentropique dans la manche d'entrée d'air.

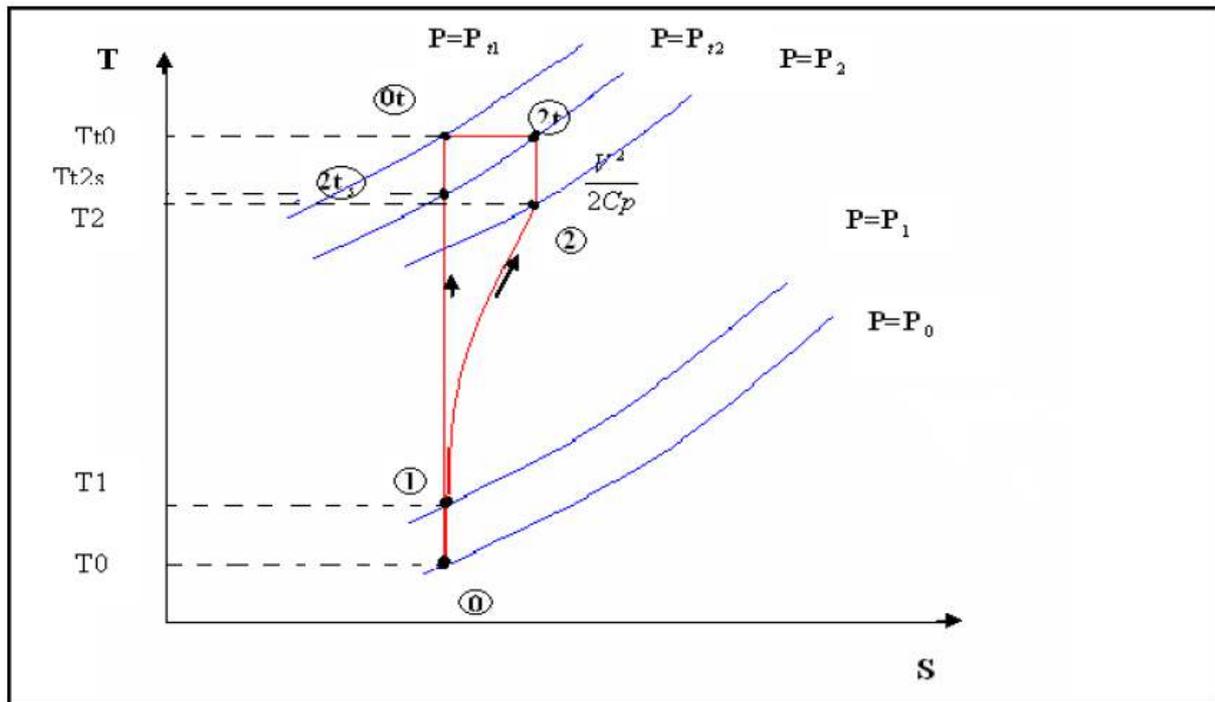


Figure II.8. Evolution thermodynamique au niveau de l'entrée d'air.

B/ Evolution réelle des paramètres : pression et température.

La compression réelle n'est pas réversible, car il existe des efforts de viscosité. La compression réelle est dite poly tropique. Elle est régie par la loi suivante :

$$\left(\frac{P}{T^{\frac{k}{k-1}}} \right) = Cst \text{ Avec } (k > \gamma)$$

D'où

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T'_2}{T_1} \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

Ceci implique que la température réelle T_2' en fin de compression dans l'entrée d'air est supérieure à T_1 .

En ce qui concerne la P_{t2} , nous savons que l'efficacité $\frac{P_{t2}}{P_{\infty}} < 1$.

La différence entre P_{t1} et P_{t2} représente l'efficacité de la manche puisque $P_{\infty} = P_{t1}$ (écoulement externe adiabatique réversible).

Par contre, la T_t se conserve quelle que soit la nature réversible ou non de l'écoulement.

C/ La notion d'efficacité :

On définit l'efficacité comme étant le rapport de pression d'arrêt réelle (ou pression d'impact) sur la pression isentropique :

$$\eta_r = \left(\frac{P_{t2}}{P_{is2}} \right)_{totale}$$

$$\eta_r = \begin{cases} 0,98 & M_0 \leq 1 \\ 1 - 0,075 \cdot (M_0 - 1)^{1,35} & 1 \leq M_0 \leq 5 \end{cases}$$

II.4. La section compresseur [9]

II.4.1. Description de la section compresseur

Le compresseur d'un réacteur sert à fournir la quantité maximale d'air sous pression afin qu'elle puisse être chauffée dans l'espace limité de la chambre de combustion, puis dilatée en traversant la turbine. L'énergie relâchée dans la chambre de combustion est proportionnelle à la masse d'air consommé.

Un compresseur est essentiellement caractérisé par : Le taux de compression π , le débit d'air q_m , la puissance absorbée $W = m \cdot C_p \cdot \Delta T$ et le rendement η , il est de l'ordre de 80%.

Le processus thermodynamique pour l'obtention d'un bon rendement de combustion, implique une alimentation en air sous pression. Le rôle du compresseur est d'assurer cette alimentation (figure II.9).

Le compresseur est l'un des éléments les plus importants d'un turbopropulseur, puisque les performances globales du moteur dépendent de son rendement. Un compresseur a un bon rendement, s'il produit un fort accroissement de pression, avec une faible élévation de température.

Un compresseur est toujours composé d'une partie fixe (le stator ou diffuseur à aubes fixes) à l'intérieur de laquelle tourne une partie mobile (le rotor ou rouet à aubes mobiles).

Le stator transforme l'énergie cinétique restante en énergie de pression ; tandis que le rotor fournit de l'énergie cinétique à l'air et transforme cette énergie en énergie de pression.

Les rotors sont animés d'une vitesse de rotation très élevée qui se situe entre 15000 et 50000 tr/min.

Le compresseur étant entraîné par la turbine, le débit d'air qui le traverse est fonction du débit de la turbine. La puissance prélevée au niveau de la turbine est égale à la puissance fournie au compresseur additionnée à celle fournie aux autres accessoires.

Pour assurer une bonne combustion, on recherche par les dimensions de la chambre de combustion, un bon dosage carburant et surtout un débit d'air adéquat (bonne pression et vitesse), afin d'éviter les phénomènes d'extinction riches (trop de carburant / air) ou extinction pauvre (trop d'air / carburant).

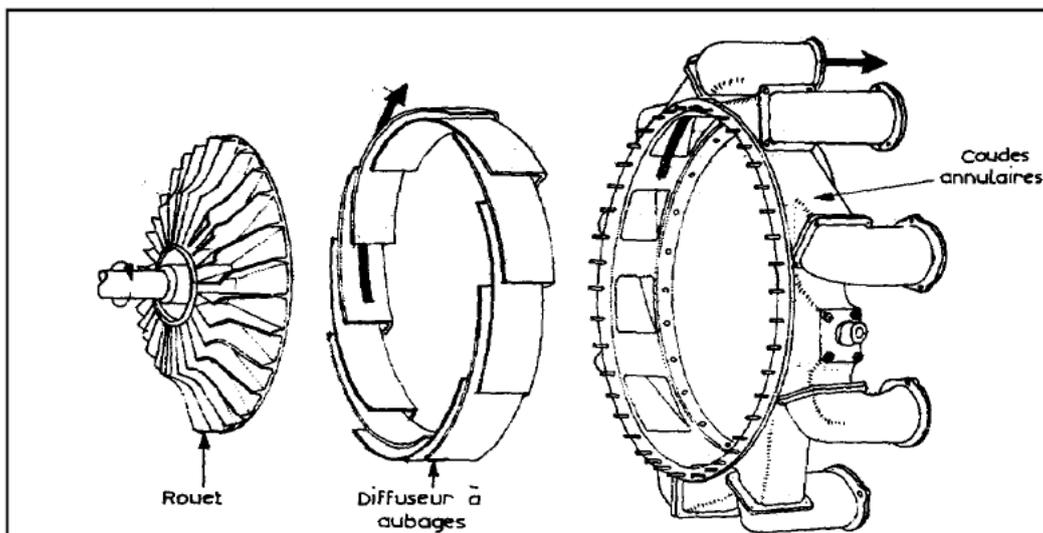


Figure II.9. Description du compresseur centrifuge.

II.4.2. Etude énergétique : Section compresseur [8]

L'étude énergétique théorique et réelle du compresseur consiste à évaluer l'évolution des paramètres de pression et température lors de son fonctionnement afin de déterminer le rendement du processus de compression.

- Etude de l'évolution théorique et réelle de la pression et de la température totales :

L'évolution adiabatique réversible nous permet d'écrire :

$$\frac{P}{T^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = Cte$$

Puisque la transformation n'est pas réversible réellement en ce sens que la transformation est poly tropique nous avons donc : $T'_{t3} > T_{t3}$.

d'où :

$$\frac{P_{t3}}{P_{t2}} = \left(\frac{T'_{t3}}{T_{t2}} \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

On définit le taux de compression comme étant le rapport de la pression de sortie P_3 du compresseur à la pression entrée compresseur P_2 , soit :

$$\pi = \frac{P_3}{P_2}$$

- Ce rapport est aussi équivalent aux rapports des pressions d'impacts respectives :

Relation entre la vitesse de rotation du compresseur et le taux de compression :

- Le travail de compression s'établit par la formule :

$$W_c = m_a \cdot T_2 \cdot C_{p_a} \cdot \left[\left(\frac{P_{t3}}{P_{t2}} \right)^{\frac{\gamma_c-1}{\gamma_c}} - 1 \right]$$

Le travail fourni par le compresseur sera d'autant meilleur que le taux de compression sera élevé.

La vitesse de périphérie est :

$$U_n = \frac{2 \cdot \pi \cdot N \cdot R}{60}$$

D'où :

$$N = \frac{30 \cdot U_n}{\pi \cdot R}$$

Où :

N : La vitesse de rotation du compresseur tr/min.

R : Le rayon externe du compresseur.

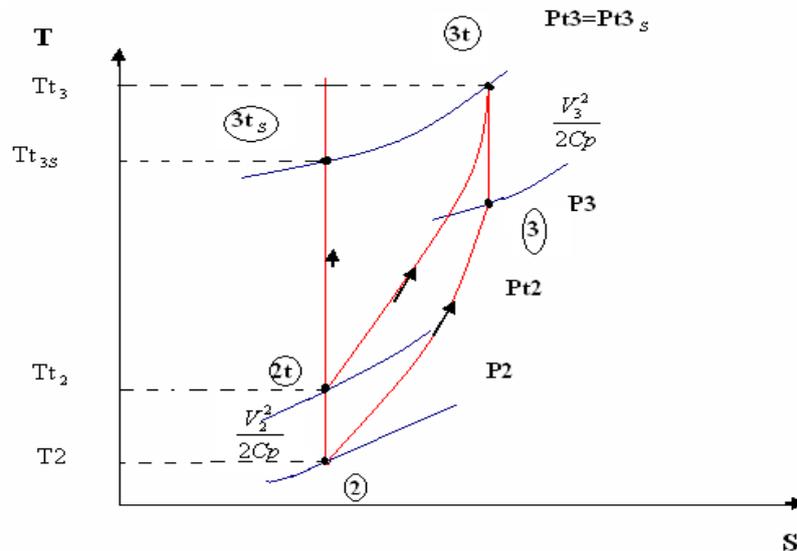


Figure II.10. Evolution thermodynamique au niveau du compresseur.

II.5. La section chambre de combustion [9]

La chambre de combustion assure la combustion d'un mélange air/carburant, a fin de communiquer au fluide une énergie calorifique. L'énergie ainsi fournie sera ensuite utilisée par la turbine et le canal d'éjection.

La combustion est une oxydation d'un hydrocarbure par l'oxygène de l'air.

Le rapport ou mélange carburant/air pour obtenir une bonne combustion est d'environ

1/15 (richesse stœchiométrique). On ne peut cependant admettre ce rapport idéal, car la température en résultant serait trop élevée pour la turbine, (figures II.11 et II.12).

La chambre admet donc un rapport beaucoup plus élevé (de l'ordre de 1/50), de façon à refroidir les gaz brûlés et obtenir une température acceptable devant les turbines.

Le turbopropulseur a généralement une chambre de combustion de type annulaire à flux inversé contenue dans le carter de générateur de gaz. Des injecteurs de carburant sont montés sur la périphérie extérieure de la case «générateur de gaz», où ils sont émergés dans la chambre de combustion. Des bougies d'allumage sont montées sur le carter du générateur de gaz.

La chambre annulaire se caractérise par un important volume et génère une forte puissance, car elle utilise au mieux le volume disponible à la combustion.

Entre autres avantages, l'accès à l'intérieur de la chambre de combustion est aisé lors des inspections et des réparations.

Parmi les inconvénients, nous pouvons citer les difficultés de mise au point et la difficulté du contrôle de la combustion. Parfois, des problèmes de structures se posent, du fait que les enveloppes sont constituées de cylindres de grand diamètre à parois minces. Ces problèmes deviennent plus graves lorsqu'il s'agit d'un gros moteur.

II.5.1. Fonctionnement de la chambre de combustion [7]

L'air sortant du compresseur pénètre dans la chambre de combustion.

L'alimentation en air de la chambre de combustion se fait sous pression constante et satisfaisante, elle est assurée par le compresseur si l'on considère qu'il tourne à régime stabilisé. La combustion du mélange doit s'effectuer parfaitement, dans un délai très court, à température élevée pour transmettre au fluide le maximum d'énergie calorifique.

Pour satisfaire à ces conditions, la chambre est constituée de telle manière à réaliser deux flux: Le flux primaire (air de combustion) et le flux secondaire (air de refroidissement).

L'air primaire pénètre dans le tube à flamme, après avoir traversé les aubes de turbulence qui lui impriment un mouvement tourbillonnaire. La quantité d'air admise dans le tube à flamme est prévue pour donner, avec le carburant, un dosage sensiblement stœchiométrique ; puisque c'est lui qui permet la plus grande vitesse de propagation de la flamme.

L'air secondaire s'écoule autour de la zone primaire à grande vitesse. Il servira à refroidir le tube à flamme, à stabiliser la flamme dans la zone primaire près de l'injecteur et à diluer les gaz de combustion pour qu'en entrée turbine, la température ne soit pas trop élevée et puisse assurer une meilleure tenue des aubages de la zone de turbine.

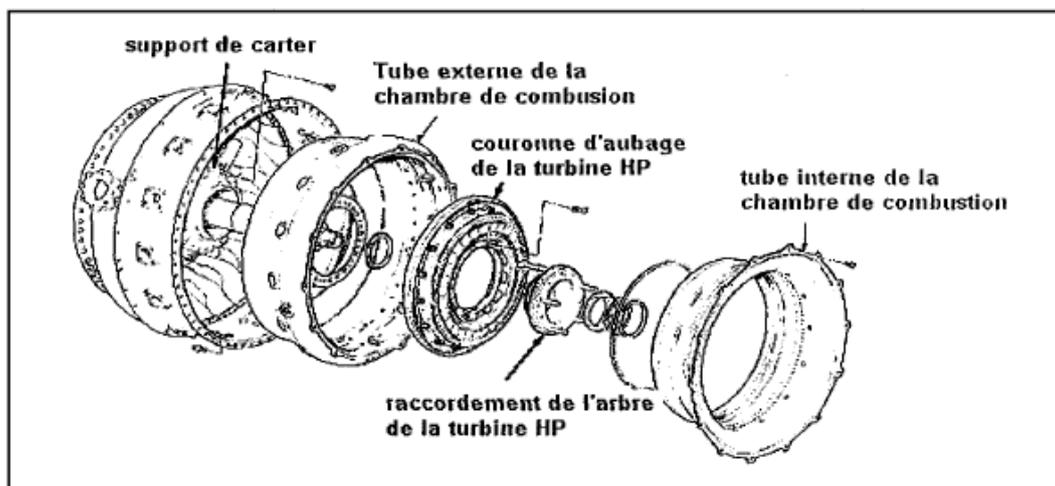


Figure II.11. Description de la chambre de combustion du turbopropulseur PW127F

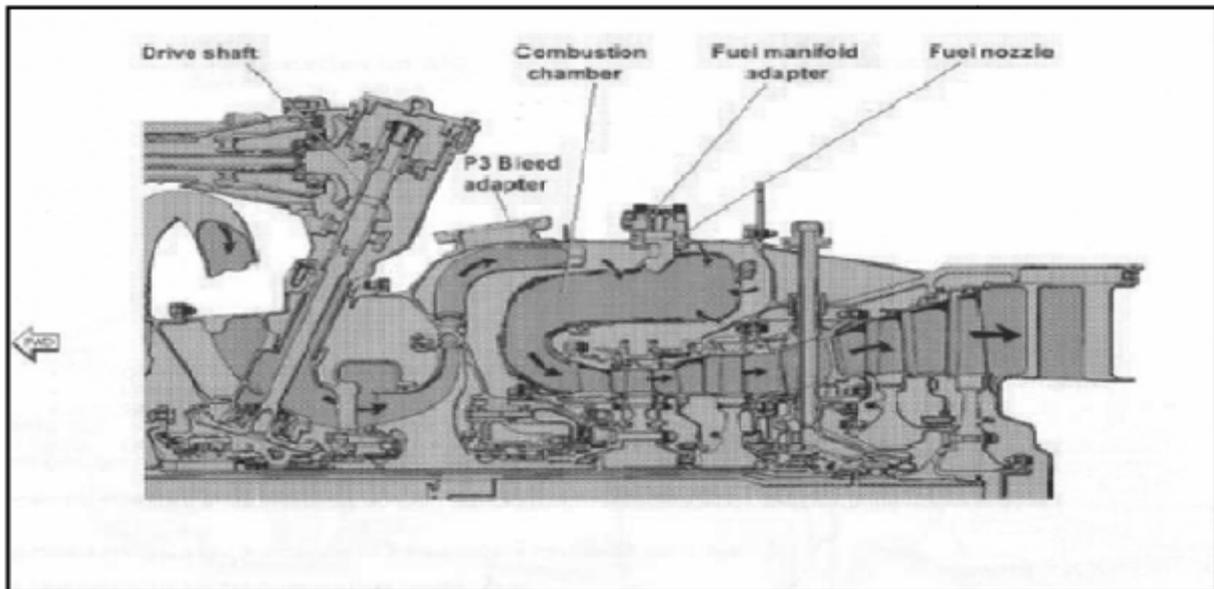


Figure II.12. La section chambre de combustion du turbopropulseur PW127F

II.5.3. Etude énergétique Section chambre de combustion [8]

L'étude énergétique théorique et réelle de la chambre de combustion consiste à évaluer l'évolution des paramètres de pression et température lors de son fonctionnement, afin de déterminer le rendement du processus de combustion.

- **Etude de l'évolution théorique de la pression et de la température statique :**

On considère que la combustion s'effectue dans une enceinte ouverte à pression constante, autrement dit isobare.

- **Puissance de combustion théorique :**

En appliquant le premier principe de la thermodynamique à un système ouvert :

$$(W_T + Q)_3^4 = H_4 - H_3 + \frac{V_4^2 - V_3^2}{2} + g \cdot (Z_4 - Z_3)$$

Si la chambre de combustion (tube à flamme) est à section constante (aucune modification de vitesse), nous obtenons :

$$[Q]_3^4 = C_p \cdot (T_{t4} - T_{t3}) : \text{Quantité de chaleur délivrée au fluide par unité de masse.}$$

Par conséquent, la puissance de combustion théorique est :

$$P_{\text{tcc}} = (m_a + m_c) \cdot C_p \cdot (T_4 - T_3)$$

P_{tcc} : Puissance théorique de la chambre de combustion.

m_a : Masse de l'air.

m_c : Masse de carburant.

- **Etude de l'évolution réelle de la pression et de la température statique :**

La turbulence, la dilution et le refroidissement dans la chambre de combustion entraînent de pertes de charge. La pression sortie chambre est donc inférieure à celle de l'entrée. Ces pertes de charge sont d'environ 5%.

De plus, la température d'entrée est la température réelle T_{t3} de fin de compression.

La température T_{t4}^* d'entrée turbine réelle est la même que la température théorique T_4 pour des raisons de limitations.

- **Puissance réelle de combustion :**

La température d'entrée T_{t3}^* est supérieure à T_{t3} .

Si la chambre de combustion à une section variant le long du tube à flamme, donc :

$$[Q]_2^* = C_p \cdot (T_{t4}^* - T_{t3}^*)$$

Par analogie, nous obtenons :

$$P_{\text{rcc}} = (m_a + m_c) \cdot C_p \cdot (T_{t4}^* - T_{t3}^*)$$

P_{rcc} : Puissance réelle de la chambre de combustion.

Le rendement de combustion est déterminé par le rapport $\frac{P_{\text{rcc}}}{P_{\text{tcc}}}$ nous obtenons :

$$\eta = \frac{T_4 - T_3^*}{T_4 - T_3} \text{ Il est voisin de 98\% en croisière.}$$

- **Rendements théorique et réel de la chambre de combustion**

La chambre de combustion est en soit une machine. Elle reçoit la puissance calorifique et libère une puissance théorique. Cette puissance devient la puissance réelle si nous déduisons les pertes.

Nous savons que la puissance calorifique du carburant est :

$$P_c = m_c \cdot P_{ci}$$

P_c : Puissance calorifique du carburant.

P_{ci} : Pouvoir calorifique inférieur.

Donc, le rendement théorique de la chambre de combustion est :

$$\eta_{Théorib} = \frac{(m_a + m_c) \cdot C_p \cdot (T_{t4} - T_{t3}^i)}{m_c \cdot P_{ci}} \text{ Soit environ } 0,95.$$

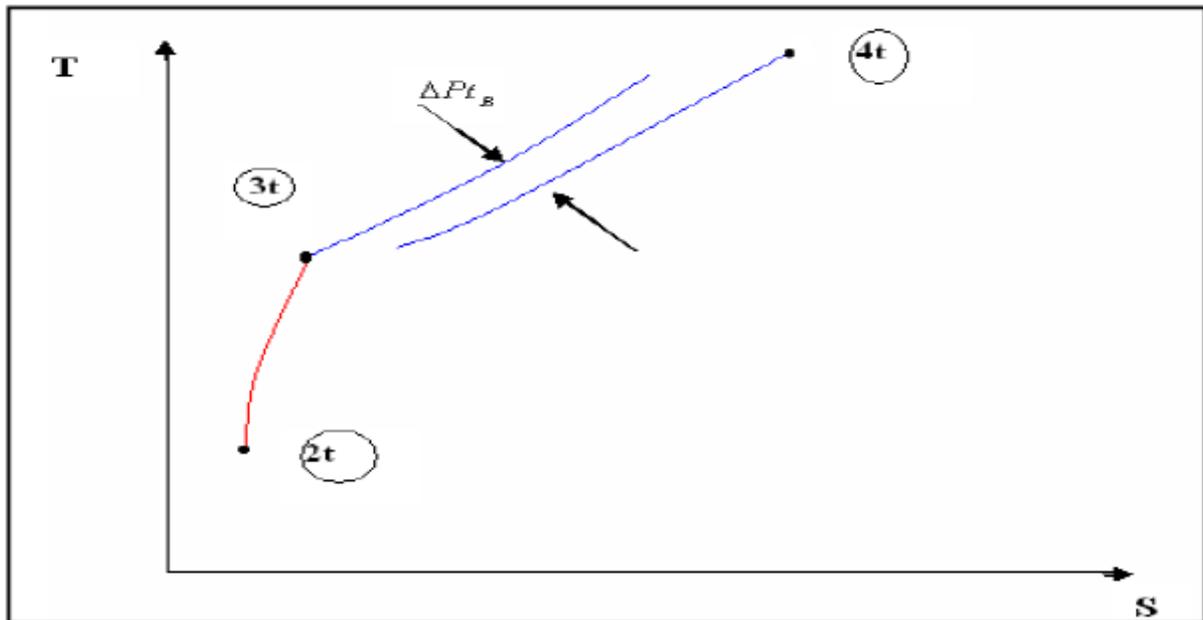


Figure II.13. Evolution thermodynamique au niveau de la chambre de combustion

Les pertes de charge sont comprises entre 5 et 10%.

L'évolution de ces paramètres est tout à fait théorique. En réalité $P_{t4} \neq P_{t3}$ et V_4 est légèrement supérieure à V_2 .

- **La température à la sortie de la chambre de combustion :**

Bien que la température à la sortie de la chambre de combustion dépende du débit d'air entrant, elle est étroitement liée à la vitesse de rotation et au taux de compression.

Une fois la température à la sortie de la chambre de combustion fixée, on peut calculer, le dosage où la richesse réelle de cette combustion. Le choix initial est basé sur la température limite d'entrée turbine (conditions métallurgiques) et la richesse maximal qu'on peut atteindre.

On définit la richesse comme étant le rapport de la masse du carburant sur la masse d'air.

$$f = \frac{m_c}{m_a}$$

II.6. La section turbine [7]

En fonction de la liaison entre la turbine génératrice et les turbines de travail, on distingue plusieurs types de turbopropulseur : GTP à turbines liées, GTP à turbines libres et GTP à turbines mixtes. Le PW127F est un GTP à turbines libres (figure II.14).

Le turbopropulseur à turbines libres est un moteur dont la turbine de puissance est mécaniquement indépendante du générateur de gaz et n'entraîne que l'hélice, à travers le réducteur. Ce système permet une adaptation optimum du propulseur au régime de vol (figure II.15).

La turbine est un moteur composé d'une roue mobile sur laquelle est appliquée l'énergie d'un fluide moteur. Dans le cas qui nous intéresse, le type de fluide est un gaz.

Les turbines des GTP et GTR sont dites axiales, car la vitesse d'écoulement est parallèle à l'axe moteur. Leur rôle est de prélever de l'énergie de pression des gaz sortant de la chambre de combustion, et de transformer cette énergie en énergie mécanique.

Le turbopropulseur PW127F est composé de deux turbines axiales d'un seul étage (BP et HP) et d'une turbine libre ou de puissance de deux étages. Les turbines HP et BP, entraînent respectivement les compresseurs HP et BP alors que la turbine libre entraîne l'hélice. L'étage turbine haute pression est incorporé avec la vanne de bague froide pour permettre d'augmenter la température d'admission turbine.

II.6.1. Fonctionnement de la section turbine [7]

La turbine est alimentée par des gaz chauds, très comprimés. Elle doit leur permettre de se détendre, en transformant leur énergie de pression en énergie cinétique. On obtient cette transformation à travers des étapes suivantes :

Dans le stator, le fluide se détend, sa vitesse absolue augmente et l'énergie potentielle (de pression) est transformée en énergie cinétique.

Dans le rotor, l'énergie cinétique est transformée en une énergie mécanique qui permet la rotation de la turbine haute pression et basse pression. Ce mouvement est transmis aux compresseurs relatifs et à d'autres accessoires.

La turbine libre présente de nombreux avantages dont les principaux sont les suivants :

- Autonomie de l'hélice par rapport au générateur, ce qui assure une grande souplesse d'utilisation ;

- Démarrage plus facile, du fait que l'hélice n'est pas entraînée par le démarreur à la mise en route. Seul le générateur a besoin d'être entraîné,
- Possibilité d'emmagasiner de l'énergie.

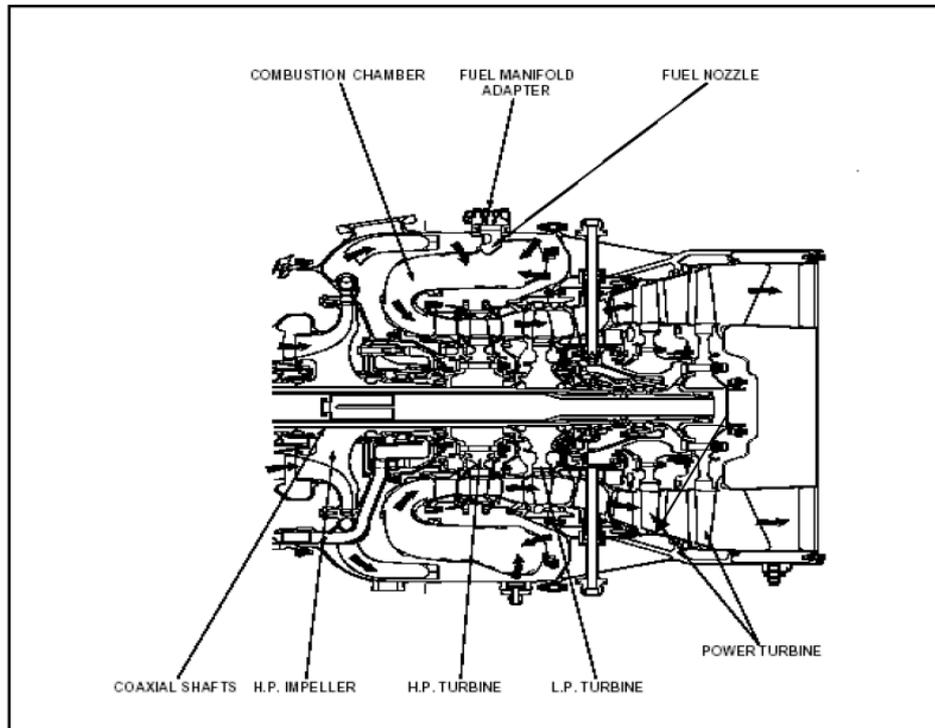


Figure II.14. La section turbine du turbopropulseur PW127F

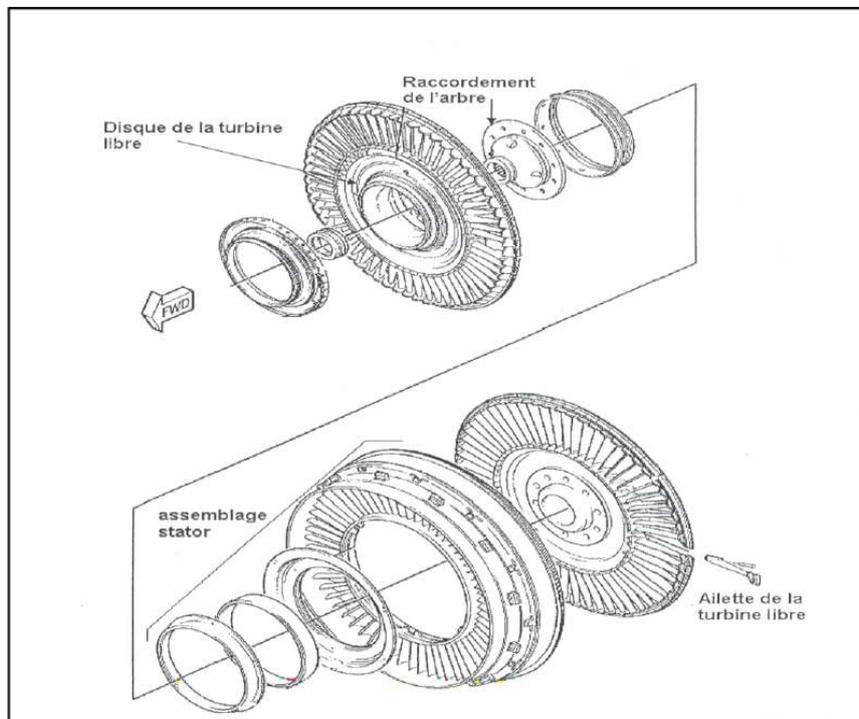


Figure II.15. Etage de la turbine libre (turbine de puissance).

II.6.2. Etude énergétique Section turbine [8]

L'étude énergétique théorique et réelle de la turbine consiste à évaluer l'évolution des paramètres de pression et température lors de son fonctionnement afin de déterminer le rendement du processus de détente.

II.6.3. Etude théorique de la pression et de la température statique

La transformation d'énergie de pression en énergie cinétique s'effectue par détente.

Celle-ci est théoriquement isentropique (adiabatique et réversible). Le gaz est assimilé à un gaz parfait et l'écoulement du fluide est permanent.

La loi qui régit l'écoulement est donc :

$$\frac{P}{T^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = Cte$$

$$\frac{P_5}{P_4} = \left(\frac{T_5}{T_4}\right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

Puisque la détente est isentropique, la diminution de pression du P_4 à P_5 s'accompagne d'une diminution de température de T_4 à T_5 .

- **Puissance théorique de la turbine :**

Appliquons le premier principe de thermodynamique à la transformation ouverte :

Le travail (W) et la chaleur (Q) sont ramenés à l'unité de masse du fluide.

$$[W_T + Q]_4^5 = [H]_4^5 + \left[\frac{V^2}{2}\right]_4^5 + g \cdot [Z]_4^5$$

Nous remarquons que T_5 étant inférieure à T_4 , le travail est négatif. Le fluide cède bien de l'énergie à la roue de turbine qui reçoit alors le travail massique équivalent à :

$$[Q_w]_4^5 = C_p \cdot (T_4 - T_5)$$

C'est le travail fourni par le gaz par unité de masse. En effet, on remarque que $T_5 < T_4$.

Par conséquent, la puissance théorique reçue par la turbine est :

$$P_{\text{th}} = (m_a + m_c) \cdot C_p \cdot (T_4 - T_5)$$

- **Etude de l'évolution réelle de la pression et de la température statiques :**

En considérant les efforts de viscosité, la transformation devient non réversible que si la température sortie turbine est $T_5' > T_5$.

Une détente réelle est en fait une succession de détente élémentaire qui s'effectue pendant la traversée successive des étages. Cette détente peut être considérée comme transformation polytropique.

Dans la pratique, il existe des frottements internes à la turbine qui ont pour effet d'augmenter la température. Pour un même rapport de pression $\frac{P_4}{P_5}$, la température T_5' est supérieure à la température théorique T_5 .

$$W = C_p \cdot (T_4 - T_5')$$

Il vient immédiatement que la puissance réelle fournie à la turbine est :

$$P_{\text{réelle}} = (m_a + m_c) \cdot C_p \cdot (T_5' - T_4)$$

Le rapport entre la puissance théorique isentropique et la puissance réelle de détente nous donne le rendement isentropique ou le rendement de la turbine :

$$\eta_t = \frac{T_4 - T_5'}{T_4 - T_5} \text{ Il est de l'ordre de } 0,80 \text{ à } 0,88$$

- **Etude de l'évolution théorique et réelle de la pression et de la température totales :**

L'évolution adiabatique réversible nous permet d'écrire :

$$\frac{P}{T^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = Cte.$$

En traduisant les températures et pressions totales, on obtient :

$$\frac{P_t}{T_t^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = Cte.$$

d'où :

$$\frac{P_{t5}}{P_{t4}} = \left(\frac{T_{t5}}{T_{t4}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

La transformation n'est pas réversible $T_{t5}' > T_{t5}$

$$\frac{P_{t5}}{P_{t4}} = \left(\frac{T_{t5}'}{T_{t4}} \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

- **Equilibre compresseur – turbine :**

Lorsque le régime de rotation est stabilisé, l'attelage d'une turbine accouplée à un compresseur montre que la puissance reçue par la turbine venant des gaz est égale à la puissance absorbée du compresseur.

$$P_{tch} = P_{cch}$$

$$(m_a + m_c) \cdot C_p \cdot (T_4 - T_5) = Q_a \cdot C_p \cdot (T_3 - T_2)$$

- Si la chaleur spécifique C_p des gaz est proche de la chaleur spécifique de l'air ;

- Si le débit carburant mis en jeu est négligeable devant le débit d'air ;

- Si la puissance absorbée des accessoires peut être négligée.

On a :

$$T_4 - T_5 = T_3 - T_2$$

La chaleur massique à pression des gaz chauds est peu différente de celle des gaz froids (compresseur). D'autre part, le débit masse carburant est faible comparé au débit d'air, d'où :

$$m_a - m_c \neq m_a$$

- **Turbine libre :**

Ayant le même rôle que la turbine génératrice de gaz, la turbine libre sert à transformer l'énergie calorifique en énergie mécanique. Contrairement à la turbine génératrice de gaz, la turbine libre est montée librement, comme son nom l'indique, c'est-à-dire qu'elle ne possède pas de liaison mécanique avec d'autres organes moteur, à part avec l'hélice, à travers un réducteur que la turbine libre a pour rôle de faire tourner.

- **La chute d'enthalpie**

L'enthalpie chute dans la turbine libre et la tuyère pour se transformer en énergie cinétique.

$$\Delta h = C p_{t_p} \cdot T_{t_5} \cdot \left(1 - \left(\frac{P_0}{P_{t_5}} \right)^{\frac{1-\gamma_{t_p}}{\gamma_{t_p}}} \right)$$

$$\alpha = 1 - \left(\frac{\eta_m}{\eta_{p_r}^2 \cdot \eta_g^2 \cdot \eta_{t_p}^2} \right)$$

α : Est la fraction de la chute d'enthalpie dans la turbine libre.

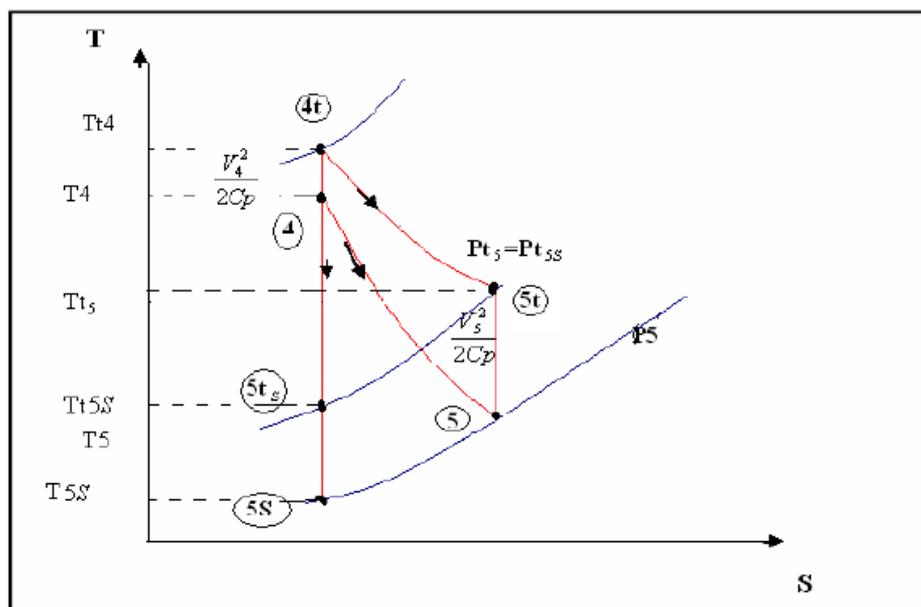


Figure II.16. Evolution thermodynamique au niveau de la turbine

II.7. La section échappement [9]

L'énergie mécanique libérée par les gaz brûlés a trois fonctions :

- elle actionne la turbine qui elle-même entraîne le compresseur ;
- la turbine de puissance entraîne l'hélice ; enfin, les gaz d'échappement qui possèdent une énergie résiduelle, récupérée au niveau de la tuyère, procurent une poussée supplémentaire.

Cette troisième fonction de l'énergie cinétique se situe au niveau de la section échappement. (Figure II.17).

II.7.1. Fonctionnement du canal d'éjection

L'échappement des gaz s'effectue par le canal d'éjection qui forme un passage convergent. C'est dans ce canal qu'a lieu une partie de la détente utile à la propulsion.

En effet, l'accélération du débit masse d'air obtenue à la sortie du canal d'éjection permet de créer la force de propulsion.

La détente se poursuit, en général, jusqu'à l'obtention de la pression atmosphérique au col de la sortie. En réalité, c'est le rapport, pression entrée tuyère sur la pression de sortie qui caractérise la détente.

Cette phase s'effectue sans échange de travail, ni de chaleur ; de sorte que la température totale soit constante, alors que la pression statique diminue et que la vitesse augmente.

Le canal d'éjection est calorifugé, afin de limiter la température à l'intérieur du conduit.

Le conduit d'éjection est conçu pour supporter des vibrations acoustiques allant jusqu'à 130 db (niveau de bruit global) sans endommagement. La force interne du conduit d'éjection est réalisée dans un matériau à l'épreuve du feu.

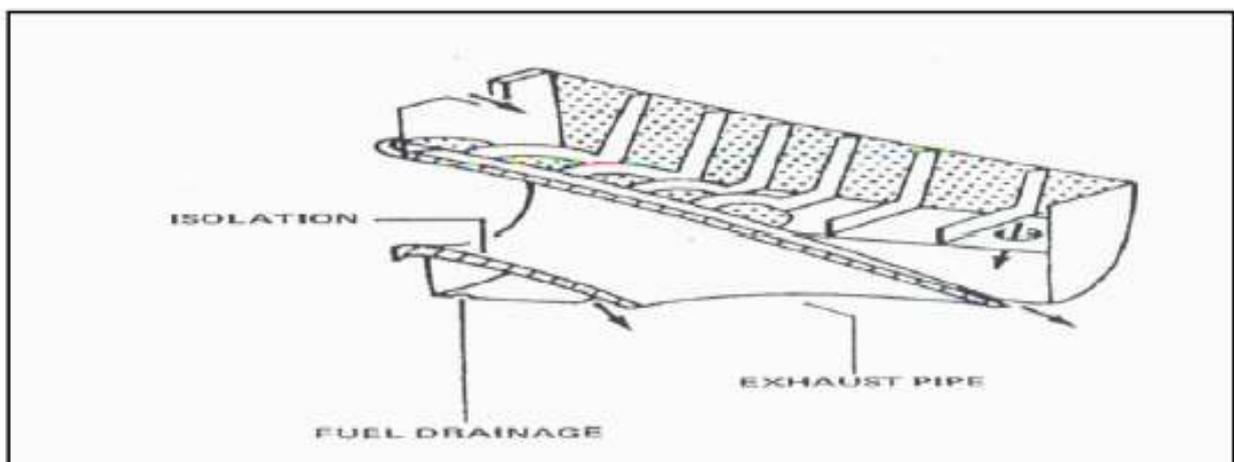


Figure II.17. Tuyau d'échappement du turbopropulseur PW127F

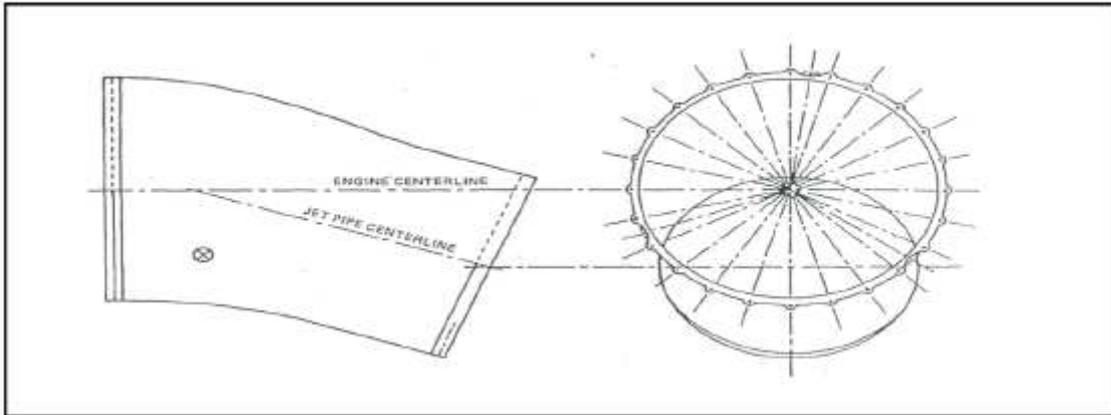


Figure II.18. Tuyère d'éjection du turbopropulseur PW127F

II.8. Le module réducteur de vitesse (RGB) [9]

Les gaz que dégage le générateur possèdent une énergie de pression qui est convertie en puissance sur arbre, par d'autres étages des turbines que l'on appelle turbines de puissance.

Ces turbines tournent à des vitesses si élevées pour une hélice que les motoristes ont jugé nécessaire d'installer un réducteur dont le rôle est de transmettre la puissance des turbines de travail à l'hélice, tout en diminuant leur vitesse de rotation (figure II.19).

II.8.1. Description du module de vitesse (RGB)

Un réducteur s'interpose entre la turbine à gaz et l'hélice, afin de réduire la rotation et le couple par voie de conséquence.

Le module réducteur de vitesse est un ensemble de roues dentées s'engrenant manuellement.

Le réducteur est lubrifié par le circuit d'huile. La lubrification est importante pour sa tenue mécanique.

Les moteurs tournent beaucoup trop vite par rapport aux régimes de rotation moyens des hélices. Aussi, le rôle du RGB est d'effectuer une réduction du nombre de rotation de l'arbre de prélèvement du générateur de l'ordre 1/10.

Le RGB peut réduire la vitesse jusqu'à à 1200 tr/min, pour des raisons aérodynamiques et pour la protection de l'hélice.

Quand le moteur tourne, la turbine de puissance conduit l'arbre denté dans le sens des aiguilles d'une montre.

La réduction de vitesse est assurée par deux étages d'engrenage :

- Le premier étage comporte les pignons hélicoïdaux.
- Le deuxième étage comporte les pignons droits

Sur le RGB sont installées :

- Le générateur du courant alternatif (AC).
- Le frein hélice (uniquement sur le moteur droit).
- La pompe électrique de mise en drapeau.
- Le régulateur de survitesse et la pompe haute pression.
- La valve de l'hélice (PVM).

Le rapport de réduction du RGB se définit ainsi :

$$R = \text{rapport de réduction} = \frac{N_{\text{Sortie}}}{N_{\text{Entrée}}}$$

Quel que soit le type de turbopropulseur, le régime de sortie est toujours celui de l'hélice (N_H). L'arbre moteur pour un GTP liée est soit l'arbre compresseur turbine soit le générateur (N_G); tandis que pour une GTP libre, l'arbre d'entrée est celui des turbines libres (N_{TL}).

- GTP liée $r = \frac{N_H}{N_G}$
- GTP libre $r = \frac{N_H}{N_{TL}}$

L'hélice tournant aux environs de 1000 à 2000 tr/min suivant le type de compresseur utilisé, le générateur a un régime voisin de 10 à 40000 tr/min. Ce rapport est donc compris entre 1/10 et 1/20.

II.9. Les réducteurs de vitesse

II.9.1. Description du module de vitesse

Placé entre la turbine et l'axe de l'hélice le rôle du réducteur est de réduire la vitesse de rotation de l'hélice. En effet la formation des ondes de choc sur l'hélice est fonction de la vitesse de rotation de l'hélice et de la vitesse de l'avion. A partir d'une certaine vitesse les extrémités des pales vont subir des ondes de choc transsoniques et leur efficacité diminuera fortement. C'est pour cette raison que la majorité des avions à turbopropulseurs ont une vitesse de croisière comprise entre 400Km/h et 700Km/h.

Les hélices entraînées par les réducteurs sont toutes dotées d'un mécanisme pour ajuster l'angle de calage des pales en fonction du vol (montée, croisière, descente, mise en drapeau ou reverse). Ce mécanisme peut être automatique ou manuel.

Exemple le PT6A :

- la turbine à gaz (compresseur/turbine HP) tourne à environ 45000 tr/min.
- la turbine indépendante de puissance reliée à l'entrée du réducteur tourne à environ 30000 tr/min.

- l'arbre de l'hélice à la sortie du réducteur tourne entre 1700 et 2200 tr/min.

Ci-après un schéma d'un réducteur planétaire ou épicycloïdal. Le porte satellite qui est fixe par rapport au bâti, n'est pas représenté sur le dessin ci-dessous.

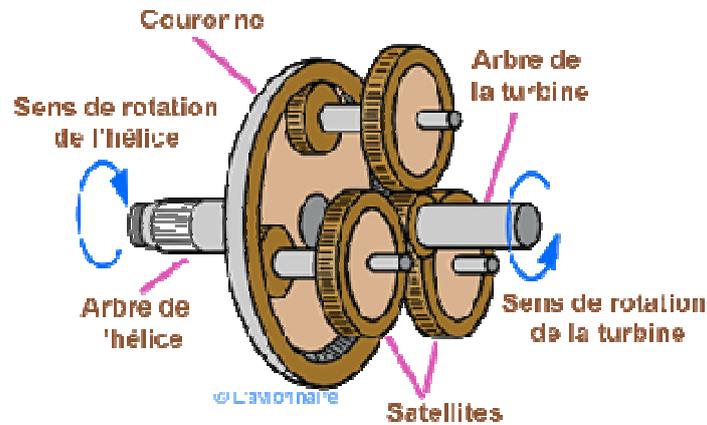


Figure II.19. Module réducteur de vitesse (RGB)

Ci-dessous un schéma d'une coupe d'un réducteur épicycloïdal à deux étages avec denture des engrenages hélicoïdale.

Avantages d'une telle denture :

- usure et niveau sonore réduit.
- régularité de la transmission à haute vitesse (nombre de dents en prise plus élevé).
- couple transmis peut être plus élevé (nombre de dents en prise plus élevé).

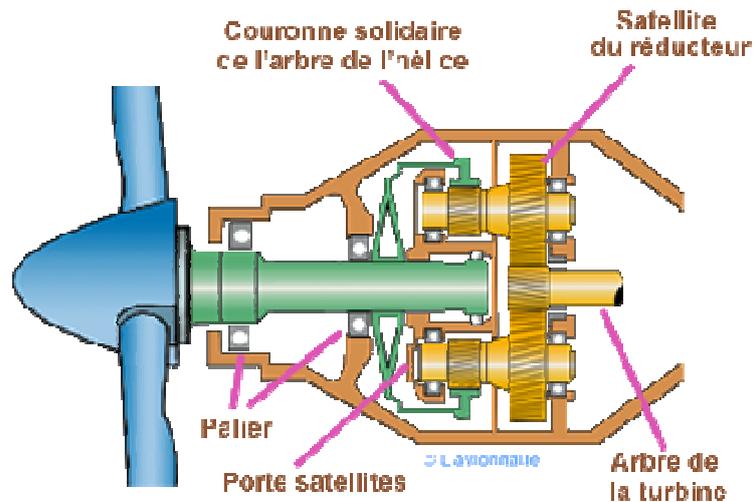


Figure II.20. Schéma d'une coupe d'un réducteur épicycloïdal à deux étages

Certains turbopropulseurs sont équipés d'un réducteur décalé vers le haut, ce qui permet d'avoir un diamètre d'hélice plus important ou d'augmenter la garde de l'hélice par rapport au sol.

Ci-dessous une coupe d'un réducteur décalé est présentée. Les moteurs de la famille PW 100 à 150 de Pratt & Whitney utilisent un réducteur basé sur ce principe.

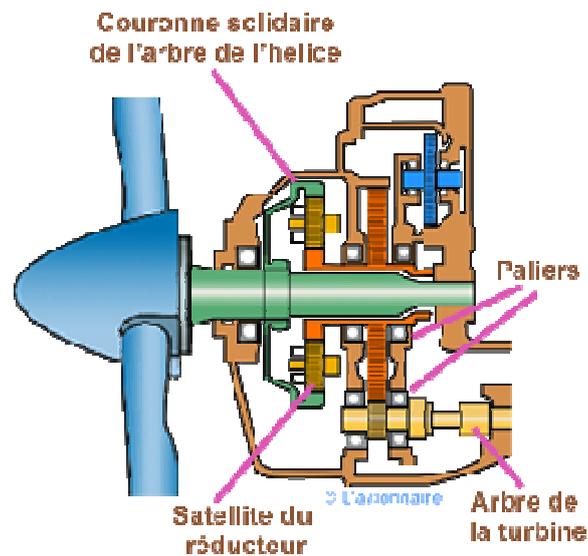


Figure II.21. Schéma d'une coupe d'un réducteur décalé

II.9.2. Etude énergétique : Section tuyère [8]

L'étude énergétique théorique et réelle de l'échappement consiste à évaluer l'évolution des paramètres de pression et température lors de son fonctionnement afin de déterminer le rendement du processus d'éjection.

- **Etude de l'évolution théorique de la pression et de la température statiques :**

Le gaz dans la tuyère est supposé gaz parfait et non visqueux. La détente du gaz est supposée isentropique (adiabatique et réversible), donc :

$$\frac{P}{T^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}} = Cte$$

Par conséquent :

$$\frac{P_{10}}{P_{ts}} = \left(\frac{T_{10}}{T_s} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

La détente des gaz dans l'échappement s'accompagne d'une perte de compétence statique extérieure $P_{10} = P_{\text{extérieure}}$ si la tuyère est adaptée.

- **Puissance théorique du jet gazeux :**

Appliquons le premier principe au canal convergent :

$$[W_T + Q]_{\epsilon}^{10} = [H]_{\epsilon}^{10} + \left[\frac{V^2}{2} \right]_{\epsilon}^{10} + g \cdot [Z]_{\epsilon}^{10}$$

$W=0$ pas de machine (canal fixe).

$Q=0$ transformation adiabatique.

La puissance théorique est :

$$P_{théori} = (m_a + m_c) \cdot C_p \cdot (T_{\epsilon} - T_{10})$$

- **Etude de l'évolution réelle de la pression et de la température statiques :**

En réalité, la détente s'accompagne d'un échauffement du gaz dû aux effets de viscosité et de frottements. La détente se termine avec une température statique T'_{10} supérieure à la température théorique T_{10} .

La détente réelle peut être approximée par une détente poly tropique.

- **Puissance réelle du jet :**

$$P_{réelle} = (m_a + m_c) \cdot C_p \cdot (T_{\epsilon} - T'_{10})$$

- **Rendement de la tuyère :**

Le rendement de la tuyère est le rapport entre la puissance réelle et la puissance théorique du gaz :

$$\eta_n = \frac{T_{\epsilon} - T'_{10}}{T_{\epsilon} - T_{10}}$$

La valeur de η_n est comprise entre 0,95 et à 0,98.

- **Etude de l'évolution théorique et réelle de la pression et de la température totales :**

La température totale se conserve.

Les effets de viscosités amènent des frottements qui provoquent des pertes de charge $P_{t10} < P_{t0}$ et un échappement $T'_{10} > T_{\epsilon}$.

- **La vitesse d'échappement :**

$$V_{10} = \sqrt{2 \cdot C_p \cdot T_{\epsilon} \cdot \eta_n \cdot \left(\frac{P_0}{P_{t\epsilon}} \right)^{\frac{\eta_n - 1}{\eta_n}}}$$

V_{10} : Vitesse d'échappement.

C_{p_t} : Chaleur spécifique de la détente dans la turbine libre.

Ou bien :

$$V_{10} = \sqrt{2 \cdot \eta_t \cdot (1 + \alpha) \cdot \Delta h}$$

α : La chute d'enthalpie dans la turbine libre sur la chute d'enthalpie totale (la turbine libre et la tuyère).

Δh : La chute totale d'enthalpie.

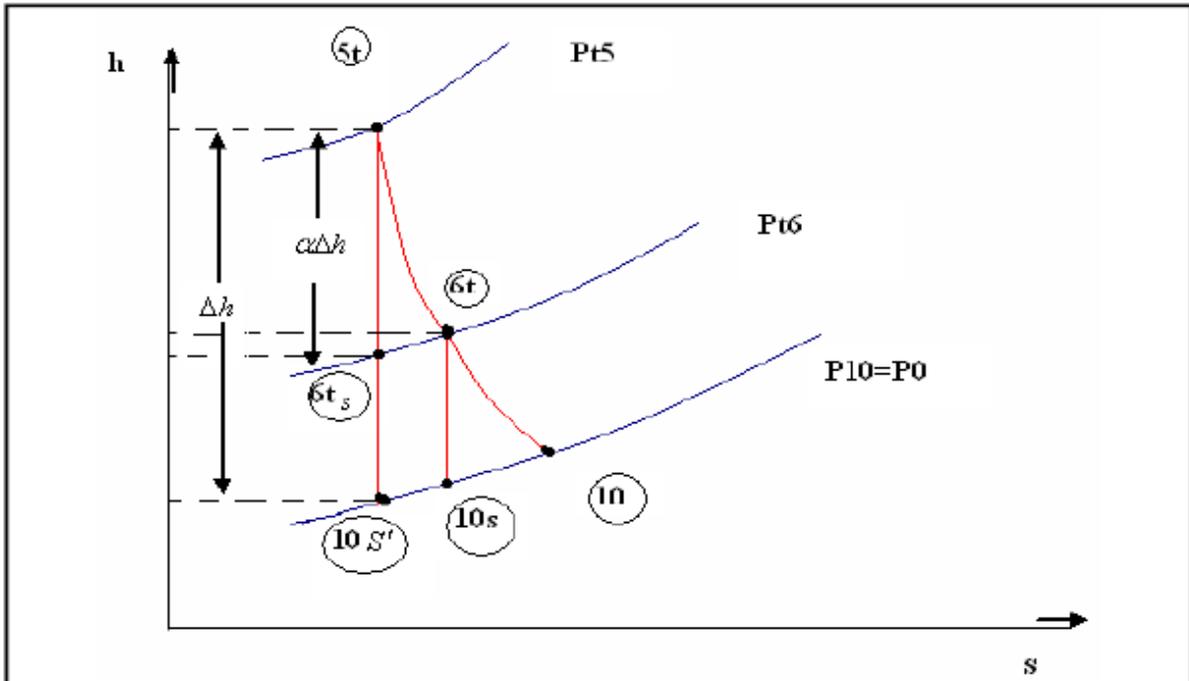


Figure II.22. Répartition de la chute d'enthalpie entre la turbine et la tuyère

II.10. Le module hélice [9]

Le turbopropulseur PW127F est un moteur thermique à turbines libres qui appartient à la catégorie des propulseurs indirecte, en ce sens que la production de la force de propulsion provient d'un organe intermédiaire, en l'occurrence l'hélice. Il se caractérise par un générateur de gaz (ensemble compresseur, chambre de combustion, turbine du générateur) associé à la turbine de puissance qui a pour rôle de transformer l'énergie de pression développée par le générateur en énergie mécanique. Cette dernière est ensuite traduite en énergie propulsive par l'hélice.

II.10.1. Description et fonctionnement de l'hélice [8]

Une hélice se compose de deux ou plusieurs pales réunies sur une partie centrale ou moyeu. Chaque pale se comporte comme une aile d'avion.

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, c'est le cas du (GTP) PW127F (figure II.23).

Chaque section de pale de l'hélice est soumise à deux mouvements simultanés : un mouvement de rotation et un mouvement de translation perpendiculaire au précédent.

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.

Les parties principales de l'hélice du moteur PW127F sont :

Les pales au nombre de 6 dont chacune contient un réchauffeur en caoutchouc qui offre des possibilités de dégivrage.

Le moyeu chargé de transmettre le couple du moteur aux pales. Il contient 5,28 litres d'huile pour la lubrification du mécanisme de changement de pas.

Le vérin est un mécanisme qui permet le changement de pas.

Le cône ou casserole d'hélice est un carénage en aluminium qui couvre le dôme.

- La cloison étanche est un flasque de fixation de la casserole. Elle comporte les collecteurs de dégivrage électrique. Elle supporte le cône et contient les cibles pour la mesure de vitesse d'hélice.

- Le tube assure le transfert d'huile.

- L'attachement d'hélice consiste dans les pièces de fixation de l'hélice sur le moteur.

Le GTP PW127F a une hélice à calage variable. Ce type d'hélice assure un rendement satisfaisant, dans les conditions d'utilisation extrêmes que constituent le régime lent, succédant au décollage, et le régime rapide, correspondant au vol à vitesse maximale, a conduit à réaliser une hélice à deux positions.

Au décollage, on utilise une position de pale correspondant à un faible angle de calage, donc à un petit pas. En vol, on utilise la seconde position correspondant à un angle de calage élevé, donc à un grand pas.

II.10.2. Régulateur et frein hélice

Le régulateur de survitesse permet de protéger l'hélice contre les survitesses, en cas de panne ou de mauvais fonctionnement du régulateur PVM. Il est réglé pour limiter la vitesse d'hélice à 102% NP (vitesse hélice).

Le frein hélice est une unité hydromécanique installée sur le RGB du moteur droit qui permet l'immobilisation de l'hélice et de la turbine libre. Dès lors, la propulsion est assurée par l'utilisation du générateur de gaz. Ce fonctionnement particulier appelé « hôtél mode » fournit à l'aéronef au sol une puissance de servitude pour le conditionnement d'air ainsi que la génération électrique continue et alternative.

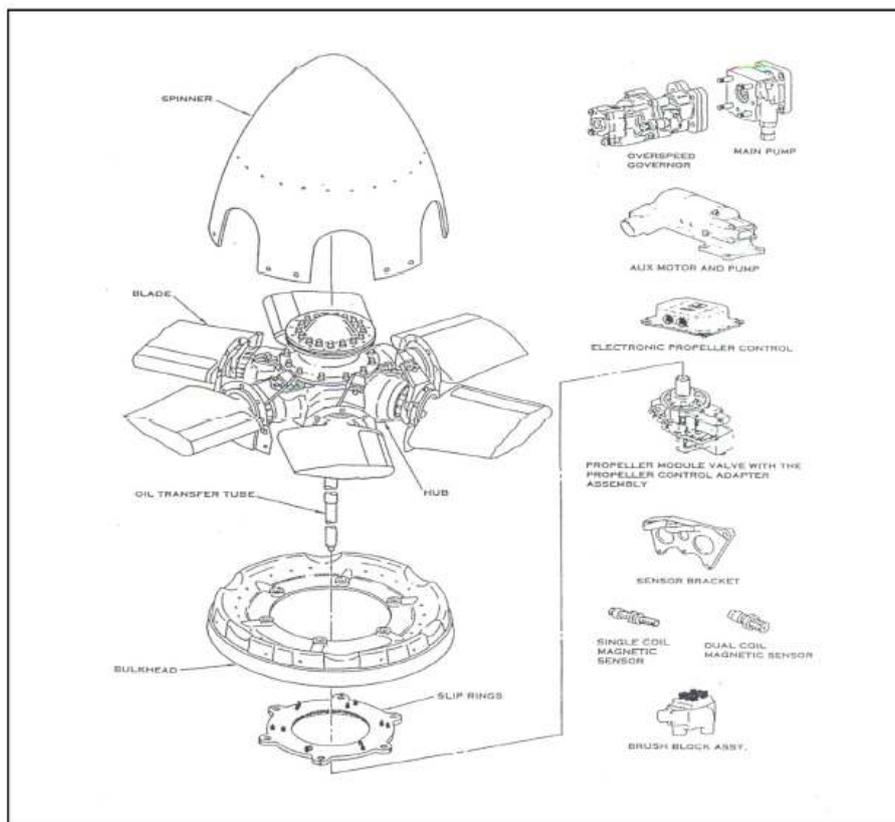


Figure II.23. Le module hélice du turbopropulseur PW127F

CHAPITRE III. RÉSULTATS ET DISCUSSIONS

Dans cette étude, un code de calcul EES (Engineering Equation Solver) a été utilisé pour appliquer une étude paramétrique des performances d'un turbopropulseur.

Dans notre travail, nous avons introduit les données et les équations dans l'EES, et nous avons obtenu les résultats et les performances d'un turbopropulseur.

Deux cas ont été étudiés dans ce mémoire, le cas 1 concerne la consommation spécifique et la poussée spécifique par rapport aux nombres de mach et par rapport au taux de compression du compresseur. Tandis que le cas 2 concerne la détermination des paramètres en fonction du taux de détente de la turbine.

III.1. Cas 1 : Détermination des paramètres en fonction du nombre de mach et en fonction du taux de compression du compresseur

Les équations utilisées dans la simulation pour ce premier cas sont données comme suit :

$$a_0 = (\gamma_{air} \cdot r_{air} \cdot T_{amb})^{0,5}$$

$$u_0 = M_0 \cdot a_0$$

$$\tau_r = 1 + \left[\frac{\gamma_{air} - 1}{2} \right] \cdot M_0^2$$

$$p_{i_r} = \tau_r \left[\frac{\gamma_{air}}{\gamma_{air} - 1} \right]$$

$$\tau_c = p_{i_c} \left[\left(\frac{\gamma_{air} - 1}{\gamma_{air}} \right) \cdot \frac{1}{\eta_{p,c}} \right]$$

$$P_{I_a} = (p_{i_r} \cdot p_{i_d} \cdot p_{i_c} \cdot p_{i_b} \cdot p_{i_n}) \left[\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} \right]$$

$$\tau_{t,0} = \frac{1}{P_{I_a}} + \frac{M_0^2}{5 \cdot \tau_\lambda \cdot [\eta_{prop} \cdot \eta_g \cdot \eta_m]^2}$$

$$\tau_t = \frac{1}{P_{I_a}} \cdot \tau_t \left[\frac{-(1 - e_t)}{e_t} \right] + \frac{M_0^2}{5 \cdot \tau_\lambda \cdot [\eta_{prop} \cdot \eta_g \cdot \eta_m]^2} \cdot \left[1 + \left(\frac{1 - e_t}{e_t} \right) \cdot \frac{1}{P_{I_a}} \cdot \tau_t \left(\frac{-1}{e_t} \right) \right]^2$$

$$M_0 \cdot \frac{u_g}{u_0} = \left[5 \cdot \tau_\lambda \cdot \left(\tau_t - \frac{1}{P_{I_a}} \cdot \tau_t \left[\frac{-(1 - e_t)}{e_t} \right] \right) \right]^{0,5}$$

$$a_0 = (\gamma_{air} \cdot r_{air} \cdot T_{amb})^{0,5}$$

$$u_0 = M_0 \cdot a_0$$

$$\tau_r = 1 + \left[\frac{\gamma_{air} - 1}{2} \right] \cdot M_0^2$$

$$p_{i_r} = \tau_r \left[\frac{\gamma_{air}}{\gamma_{air} - 1} \right]$$

$$\tau_c = p_{i_c} \left[\left(\frac{\gamma_{air} - 1}{\gamma_{air}} \right) \cdot \frac{1}{\eta_{p,c}} \right]$$

$$PI_a = (p_{i_r} \cdot p_{i_d} \cdot p_{i_c} \cdot p_{i_b} \cdot p_{i_n}) \left[\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} \right]$$

$$\tau_{t,0} = \frac{1}{PI_a} + \frac{M_0^2}{5 \cdot \tau_\lambda \cdot [\eta_{prop} \cdot \eta_g \cdot \eta_m]^2}$$

$$\tau_t = \frac{1}{PI_a} \cdot \tau_t \left[\frac{-(1 - e_t)}{e_t} \right] + \frac{M_0^2}{5 \cdot \tau_\lambda \cdot [\eta_{prop} \cdot \eta_g \cdot \eta_m]^2} \cdot \left[1 + \left(\frac{1 - e_t}{e_t} \right) \cdot \frac{1}{PI_a} \cdot \tau_t \left(\frac{-1}{e_t} \right) \right]^2$$

$$M_0 \cdot \frac{u_g}{u_0} = \left[5 \cdot \tau_\lambda \cdot \left(\tau_t - \frac{1}{PI_a} \cdot \tau_t \left[\frac{-(1 - e_t)}{e_t} \right] \right) \right]^{0,5}$$

Les données d'entrées pour ce cas d'étude sont données comme suit :

T[0]=238,9	h=4,5357*1E7	eta_g=0,99
gamma_t=1,35	pi_d=0,97	e_c=0,90
gamma air=1,4	pi_b=0,98	e_t=0,90
r_air=287	pi_n=0,99	tau_lambda=6,05
T_amb=273-56	eta_b=0,98	M_0=0,8
Cp_t=1098,2	eta_m=0,95	eta_p_c=0,9
Cp_c=1000	eta_prop=0,83	pi_c=16

Unit Settings: [kJ]/[C]/[kPa]/[kg]/[degrees]

a ₀ = 295,3	C = 1,115	C _{p,c} = 1000	C _{p,t} = 1098	C _c = 0,1121	c _{prop} = 1,003	C _{Sp} = 16,32	η _b = 0,98	η _g = 0,99	η _m = 0,95
η _{prop} = 0,83	η _{p,c} = 0,9	e _c = 0,9	e _t = 0,9	f = 0,0185	γ _{air} = 1,4	γ _t = 1,35	h = 4,536E+07	M ₀ = 0,8	PI _a = 2,253
p _{i,b} = 0,98	p _{i,c} = 16	p _{i,d} = 0,97	p _{i,n} = 0,99	p _{i,t} = 1,524	r _{air} = 287	S _p = 0,06908	τ _c = 2,411	τ _λ = 6,05	τ _t = 1,128
τ _t = 0,5195	τ _{t,0} = 0,4785	T _{amb} = 217	T _{sp} = 1134	u ₀ = 236,2	u _g = 333,5				

III.1.1. Variation de la consommation spécifique par rapport aux taux compression

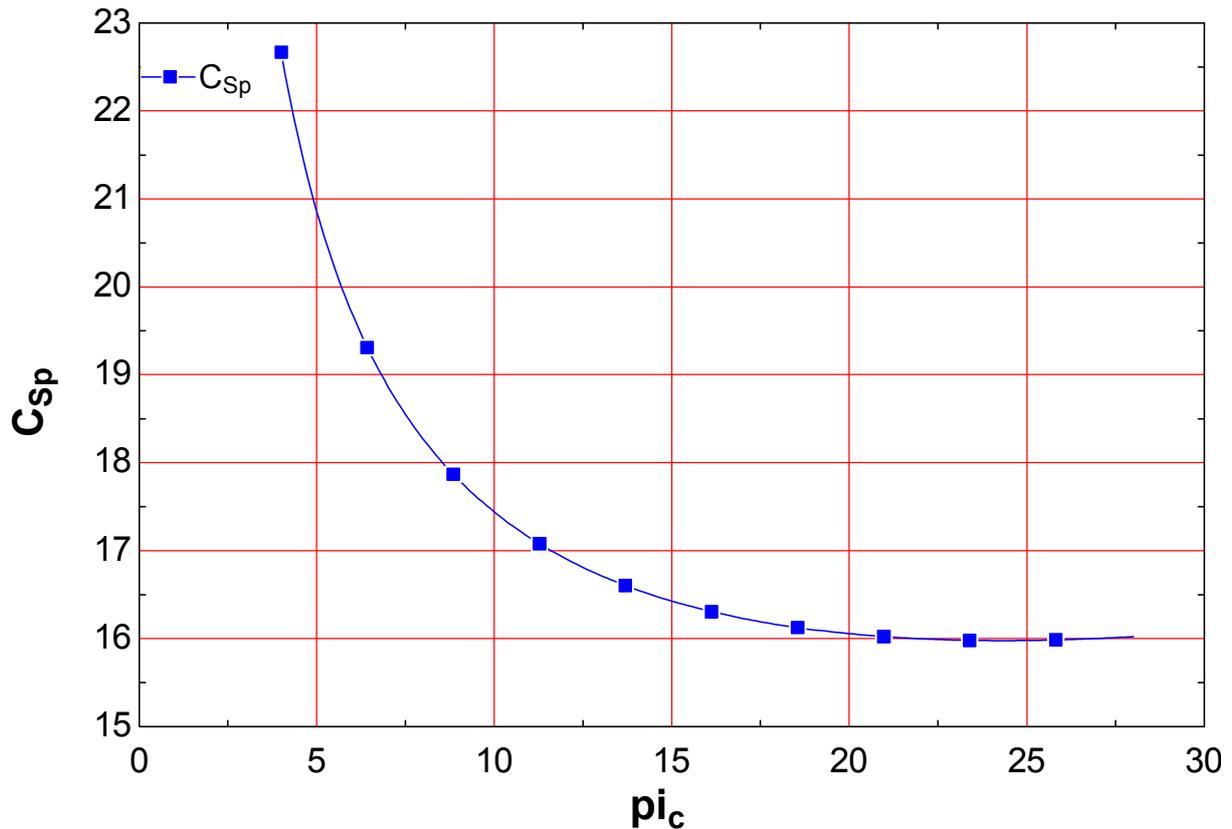


Figure III.1. Variation de la consommation spécifique (C_{Sp}) en fonction du taux compression (Pi_c).

Il a été remarqué sur la figure III.1 que lorsque le taux de compression (Pi_c) augmente, la consommation spécifique (C_{Sp}) diminue rapidement jusqu'à la valeur de $Pi_c = 10$. En augmentant le Pi_c au dessus de 10 la C_{Sp} diminue lentement jusqu'à une valeur de $Pi_c = 20$. Supérieur à 20, la C_{Sp} devient constante à $C_{Sp} = 16$ [KG/daN-h].

D'une façon générale la (C_{Sp}) diminue d'une manière asymptotique jusqu'à $C_{Sp} = 16$ [KG/daN-h]

III.1.2. Variation de la poussée spécifique par rapport aux taux compression

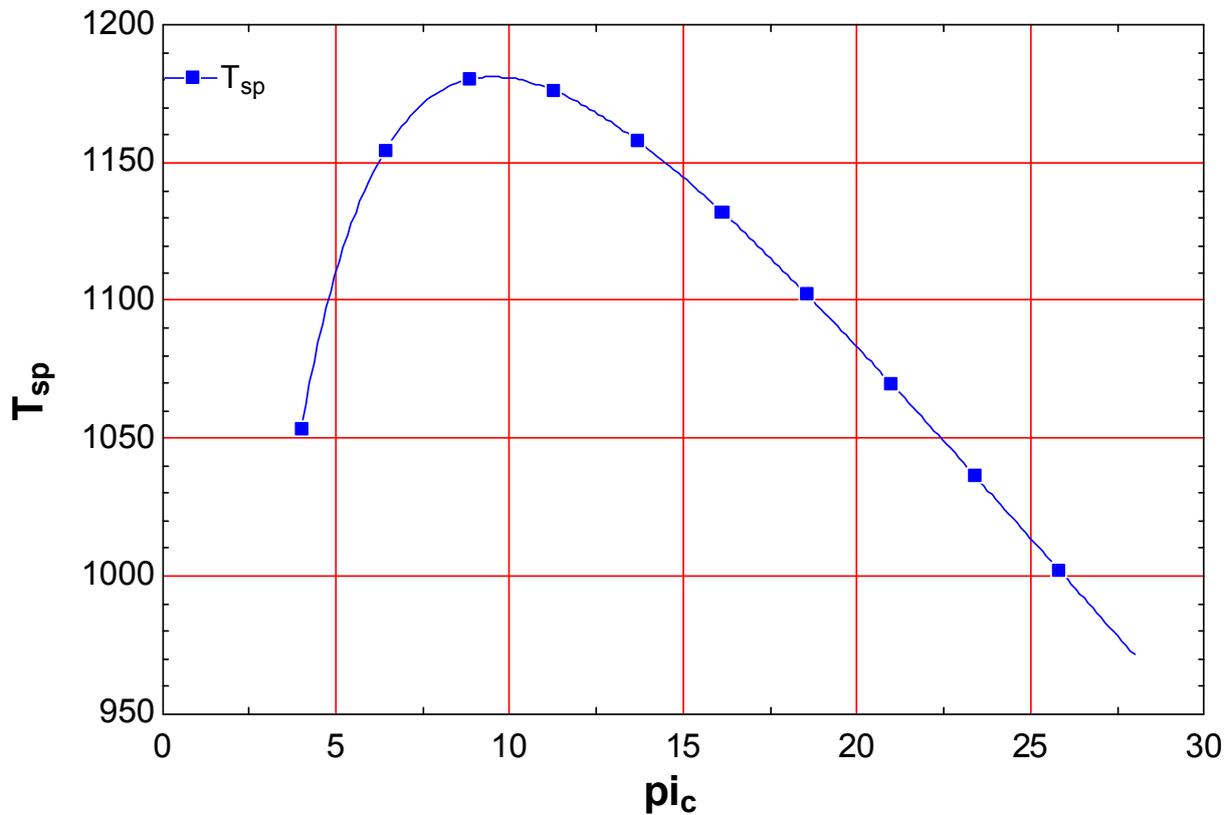


Figure III.2. Variation de la poussée spécifique (T_{sp}) en fonction du taux compression (P_{ic}).

Il a été remarqué sur le graphe de la figure III.2 qu'en augmentant le taux (P_{ic}) jusqu'à la valeur de 10, la poussée augmente rapidement jusqu'à une valeur max de 1180. Si en augmentant encore le P_{ic} au-dessus de 10, on remarque que la poussée commence à diminuer d'une façon presque linéaire ce qui nous permettra de déterminer la valeur optimale du P_{ic} pour avoir une poussée optimale (T_{sp}). Cette valeur est située entre 9 et 10.

III.1.3. Variation de consommation spécifique par rapport aux nombres de mach

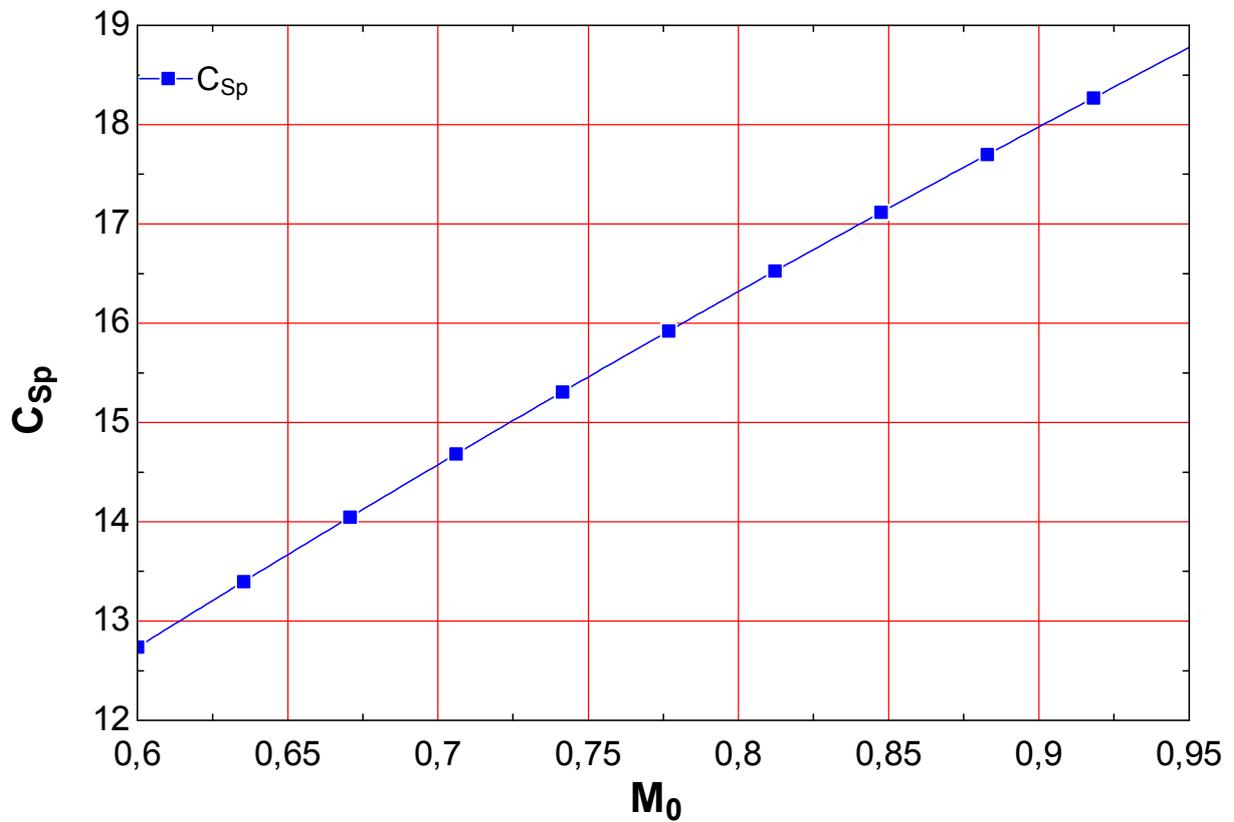


Figure III.3. Variation de consommation spécifique (C_{Sp}) en fonction du nombre de mach (M_0).

On remarque sur le graphe de la figure III.3 que l'augmentation du nombre de mach (M_0) fait augmenter la consommation spécifique de façon linéaire.

III.1.4. Variation de la poussée spécifique par rapport aux nombres de mach

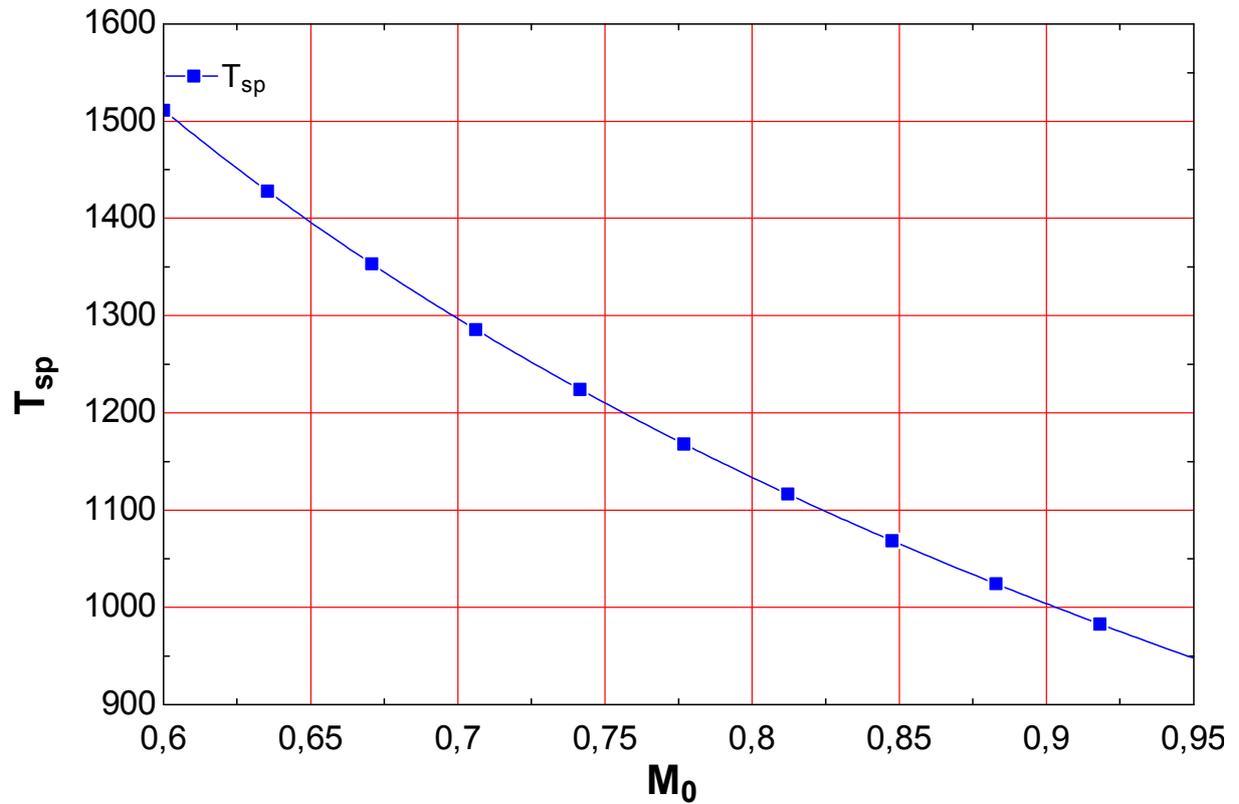


Figure III.4. Variation de la poussée spécifique (T_{sp}) en fonction du nombre de mach (M_0)

On remarque sur le graphe de la figure III.4 que l'augmentation du nombre de mach (M_0) engendre une diminution de la poussée spécifique (T_{sp}) de façon presque linéaire.

III.2. Cas 2 : Détermination des paramètres en fonction du taux de détente de la turbine.

Les équations utilisées dans la simulation pour ce deuxième cas sont données comme suit :

$$p_{t9} = p_g \cdot \left[\left(1 + \left[\frac{\gamma_t - 1}{2} \right] \cdot M_g^2 \right) \left(\frac{\gamma_t}{\gamma_t - 1} \right) \right]$$

$$T_{t9} = T_g \cdot \left[1 + \left(\frac{\gamma_t - 1}{2} \right) \cdot M_g^2 \right]$$

$$T_{t9} = T_0 \cdot \tau_\lambda \cdot \tau_t$$

$$p_g = p_0$$

$$p_{i0} = (p_{ir} \cdot p_{id} \cdot p_{ic} \cdot p_{icc} \cdot p_{ity}) \left(\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} \right)$$

$$A^2 = \left[\frac{2}{\gamma_c - 1} \right] \cdot \tau_\lambda \cdot \tau_t \cdot \left[1 - \left(\frac{p_{t9}}{p_g} \right) \left(\frac{\gamma_t - 1}{\gamma_t} \right) \right]$$

$$\frac{p_{t9}}{p_g} = \frac{p_0}{p_g} \cdot p_{ir} \cdot p_{id} \cdot p_{ic} \cdot p_{icc} \cdot p_{it} \cdot p_{ity}$$

$$p_{it} = \tau_t \left[\frac{\gamma_t}{(\gamma_t - 1) \cdot \eta_{pt}} \right]$$

$$A = M_0 \cdot \frac{u_g}{u_0}$$

$$C_{prop} = (\gamma_c - 1) \cdot M_0 \cdot ((1 + f) \cdot A - M_0)$$

$$C_{helice} = \eta_{helice} \cdot \eta_{bv} \cdot [\eta_m \cdot (1 + f) \cdot \tau_\lambda \cdot (1 - \tau_t) - \tau_r \cdot (\tau_c - 1)]$$

$$C_{tp} = C_{prop} + C_{helice}$$

$$T_{sp} = c_{pc} \cdot T_0 \cdot \frac{C_{tp}}{u_0} \cdot \frac{100}{3600}$$

$$T_{tp} = T_{sp} \cdot \frac{\dot{m}_{air}}{100 \text{ [kN]}}$$

$$C_{sp} = \frac{f}{T_{sp}}$$

$$u_0 = M_0 \cdot a_0$$

$$a_0 = (\gamma_{air} \cdot r_{air} \cdot T_0)^{0,5}$$

$$f = \frac{\tau_\lambda - \tau_r \cdot \tau_c}{\eta_{cc} \cdot \frac{\gamma_c}{\text{cp}_c \cdot T_0} - \tau_\lambda}$$

$$p_{i_r} = \tau_r \left[\frac{\gamma_c}{\gamma_c - 1} \right]$$

$$\tau_r = 1 + \left[\frac{\gamma_{\text{air}} - 1}{2} \right] \cdot M_0^2$$

$$\tau_c = p_{i_c} \left[\left(\frac{\gamma_{\text{air}} - 1}{\gamma_{\text{air}}} \right) \cdot \frac{1}{\eta_{pc}} \right]$$

$$\tau_\lambda = \text{cp}_t \cdot \frac{T_{t,\text{max}}}{\text{cp}_c \cdot T_0}$$

$$\delta_h = \text{cp}_t \cdot (T_{t,\text{max}} - T_9) - \text{cp}_c \cdot (T_{t2} - T_{t0})$$

$$\delta_{ht} = (1 + f) \cdot \text{cp}_t \cdot (T_{t,\text{max}} - T_{t9}) - \text{cp}_c \cdot (T_{t2} - T_{t0})$$

$$w_c = \text{cp}_c \cdot (T_{t2} - T_{t0})$$

$$w_t = (1 + f) \cdot \text{cp}_t \cdot (T_{t,\text{max}} - T_{t9})$$

$$T_{t0} = T_0 \cdot \tau_r$$

$$T_{t2} = T_{t0} \cdot p_{i_c} \left[\frac{\gamma_c - 1}{\gamma_c \cdot \eta_{pc}} \right]$$

$$\alpha = \frac{\delta_{ht}}{\delta_h}$$

$$\text{inv}_{\text{pit}} = \frac{1}{p_{i_t}}$$

Les données d'entrées pour ce cas d'étude sont données comme suit :

T_0=238,9	pi_d=0,97	eta_pt=0,9
gamma_c=1,4	pi_cc=0,98	eta_pc=0,9
gamma_t=1,35	pi_ty=0,99	tau_lambda=6,05
cp_c=0,9965	eta_cc=0,98	M_0=0,6
cp_t=1,09825	eta_m=0,95	pi_t=0,23
pi_c=4	eta_helice=0,83	gamma_air=1,4
pci=45357	eta_bv=0,99	r_air=287,0
		p_0=0,2
		M_DOT_AIR=50*3600

Unit Settings: [kJ]/[K]/[bar]/[kg]/[degrees]

$A = 0,7385$	$\alpha = 0,8957$	$a_0 = 309,8$	$cp_c = 0,9965$ [KJ/Kg-k]	$cp_t = 1,098$	$C_{helice} = 0,9173$	$C_{prop} = 0,03754$
$C_{sp} = 0,7146$ [Kg/daN-h]	$C_{tp} = 0,9549$	$\delta_h = 201,3$	$\delta_{ht} = 180,3$	$\eta_{bv} = 0,99$	$\eta_{cc} = 0,98$	$\eta_{helice} = 0,83$
$\eta_m = 0,95$	$\eta_{pc} = 0,9$	$\eta_{pt} = 0,9$	$f = 0,02427$	$\gamma_{air} = 1,4$	$\gamma_c = 1,4$	$\gamma_t = 1,35$
$inv_{pit} = 4,348$	$M_0 = 0,6$	$M_9 = 0,3859$	$\dot{m}_{air} = 180000$ [Kg/h]	$pci = 45357$ [Kj/Kg]	$pi_0 = 1,502$	$pi_c = 4$
$pi_{cc} = 0,98$	$pi_d = 0,97$	$pi_t = 1,276$	$pi_i = 0,23$	$pi_{ty} = 0,99$	$p_0 = 0,2$ [bar]	$p_9 = 0,2$ [bar]
$p_{t9} = 0,2209$	$r_{air} = 287$ [bar]	$\tau_c = 1,553$	$\tau_\lambda = 6,05$	$\tau_r = 1,072$	$\tau_t = 0,7097$	$T_0 = 238,9$ [k]
$T_9 = 999,7$ [k]	$T_{sp} = 0,03397$ [daN-h/Kg]	$T_{t0} = 256,1$	$T_{t2} = 397,7$	$T_{t9} = 1026$ [k]	$T_{tp} = 61,14$ [KN]	$T_{t,max} = 1311$
$u_0 = 185,9$ [m/s]	$u_9 = 228,8$ [m/s]	$w_c = 141,1$	$w_t = 321,4$			

III.2.1. Variation du coefficient de poussée de l'hélice

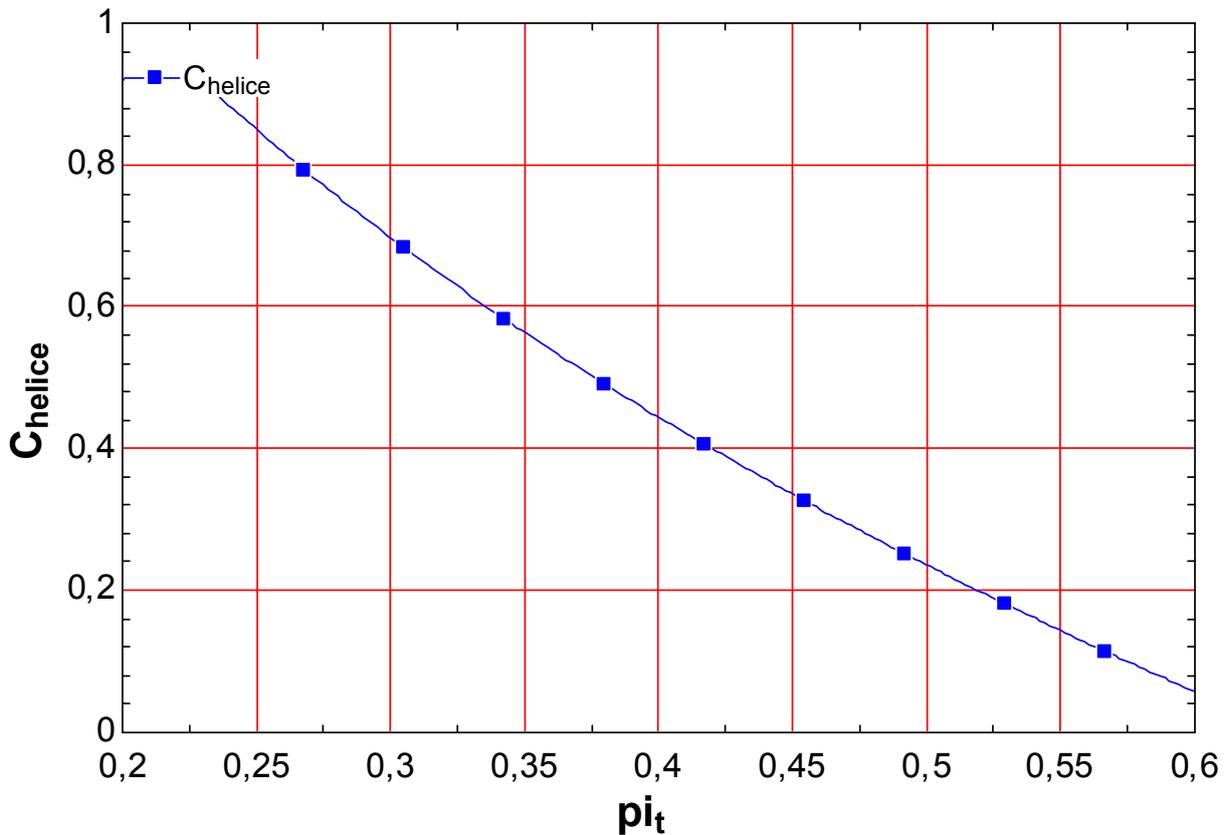


Figure III.5. Variation du coefficient de poussée de l'hélice (C_{helice}) en fonction du taux de détente de la turbine

Sur la figure III.5, nous observons qu'il y a une diminution du coefficient de poussée de l'hélice en fonction du taux de pression de la turbine, cette diminution se fait en augmentant le taux de détente de la turbine (PI_t).

Le coefficient de poussée d'hélice (C_{helice}) diminue d'une façon presque linéaire.

III.2.2. Variation de la consommation spécifique

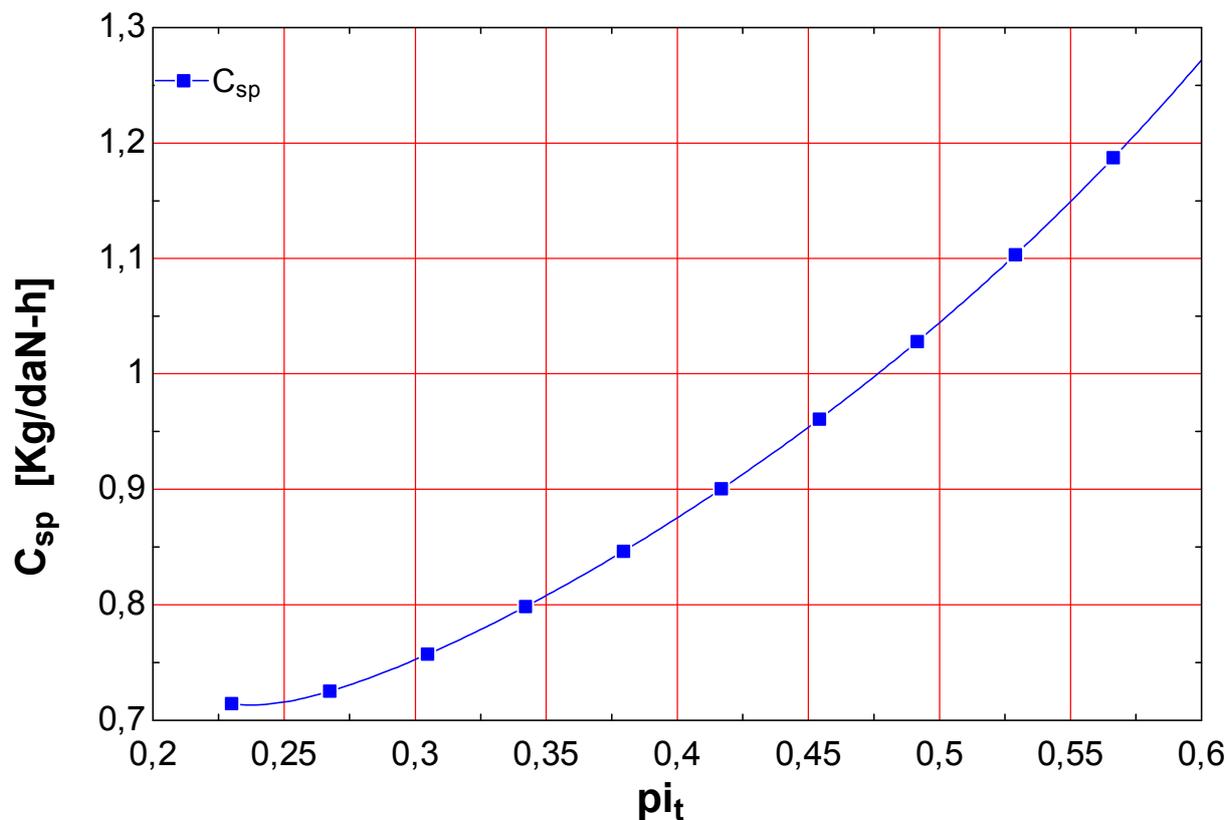


Figure III.6. Variation de la consommation spécifique (C_{sp}) en fonction du taux de détente de la turbine (ρi_t).

On remarque sur la figure III.6 que quand on augmente le taux de détente de la turbine (ρi_t), la consommation spécifique (C_{sp}) augmente d'une façon presque exponentielle.

III.2.3. Variation du coefficient de poussée de tuyère

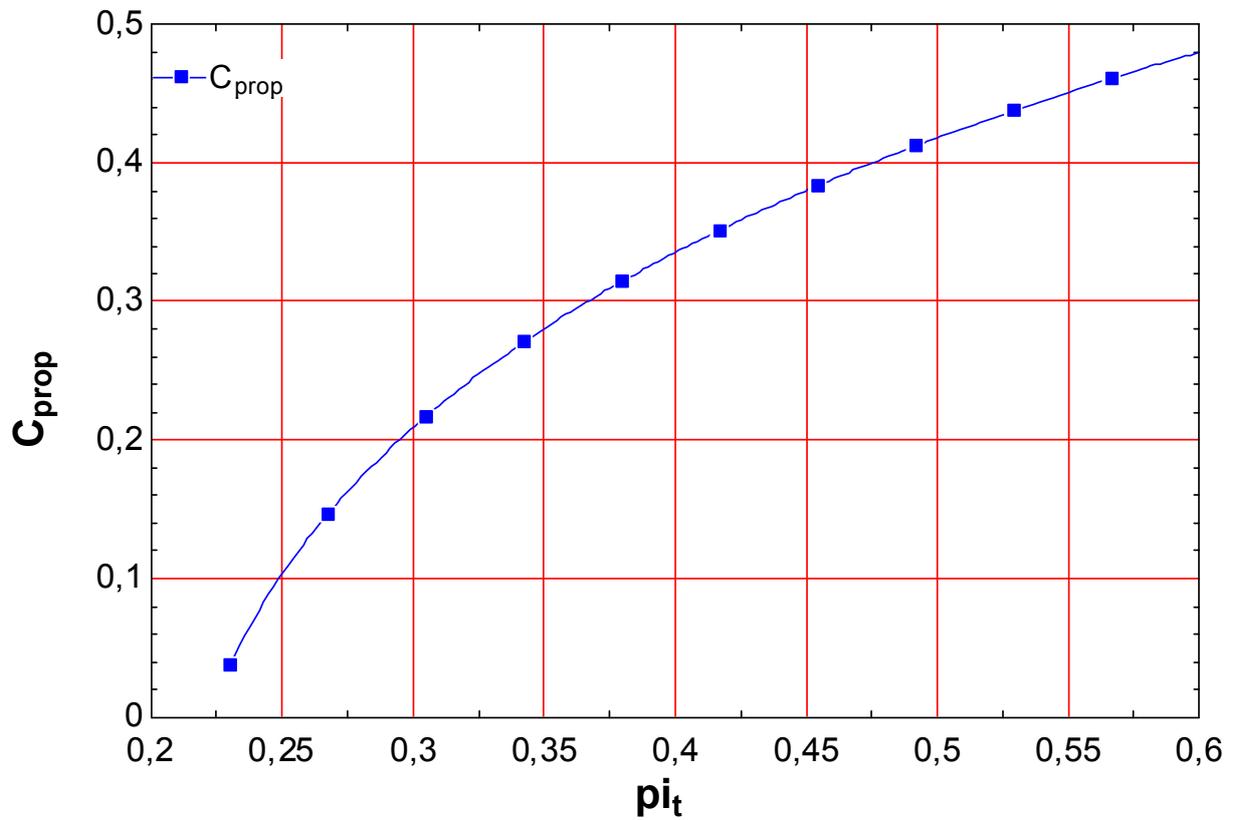


Figure III.7. Variation du coefficient de poussée de tuyère (C_{prop}) en fonction du taux de détente de turbine (π_t)

On remarque sur la figure III.7 que l'augmentation du taux de détente de la turbine (π_t) permet d'augmenter à son tour le coefficient de poussée de la tuyère (C_{prop}) de façon non-linéaire.

III.2.4. Variation de la consommation du turbopropulseur

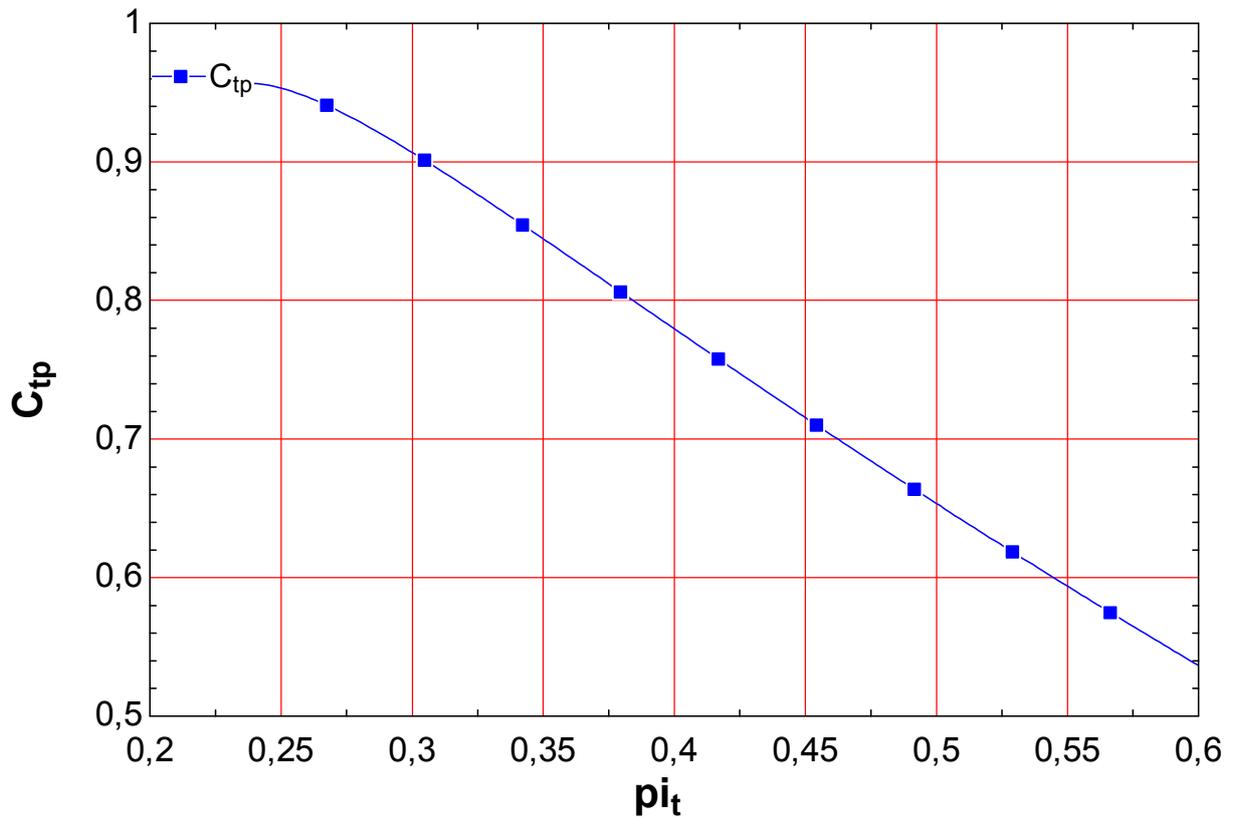


Figure III.8. Variation de la consommation du turbopropulseur (C_{tp}) en fonction du taux de détente de turbine (Pi_t).

On remarque sur le graphe de la figure III.8 que l'augmentation du taux de détente de la turbine (Pi_t) engendre une diminution d'une façon linéaire de la consommation du turbopropulseur (C_{tp}).

III.2.5. Variation de la poussée spécifique

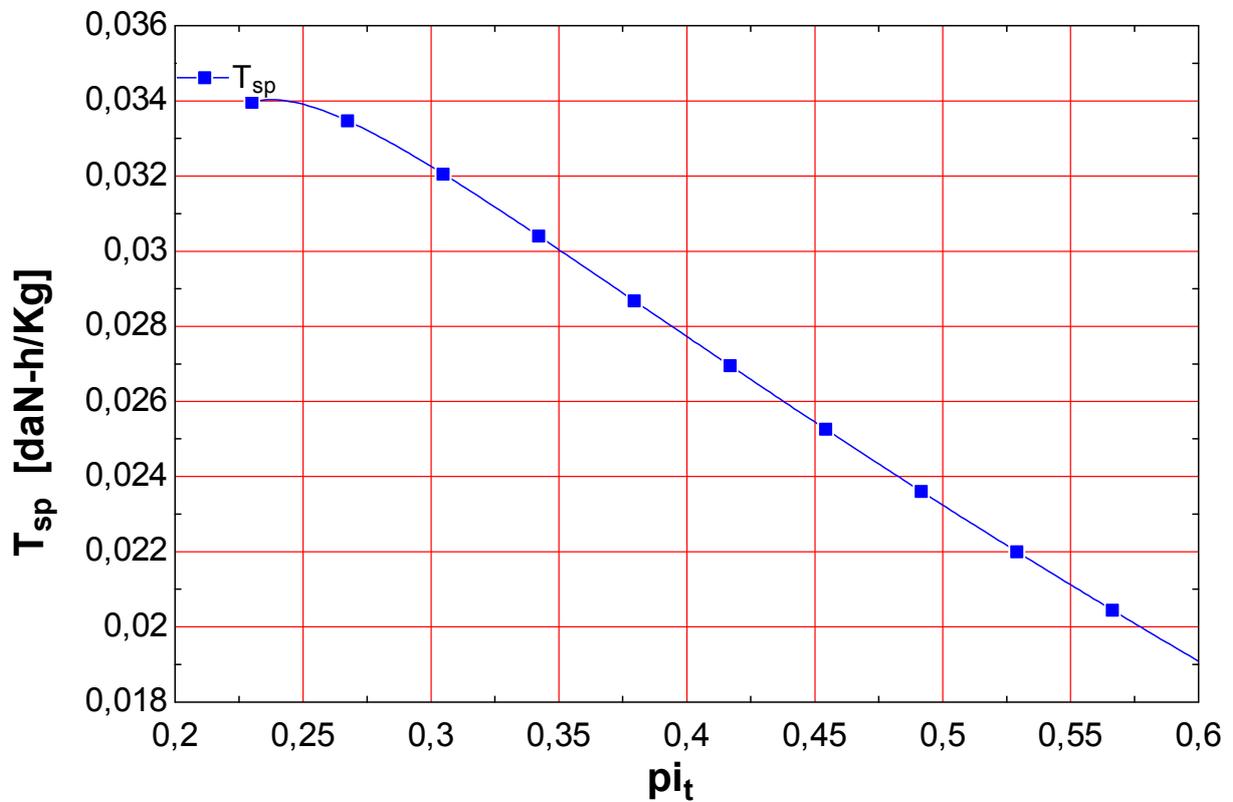


Figure III.9. Variation de la poussée spécifique (T_{sp}) en fonction du taux de détente de turbine (PI_t).

On remarque sur le graphe de la figure III.9 que quand en augmentant le taux de la détente de la turbine (PI_t), la poussée spécifique diminue d'une façon linéaire.

III.2.6. Variation du rapport (α) de détente de turbine libre sur la détente totale au niveau de la tuyère

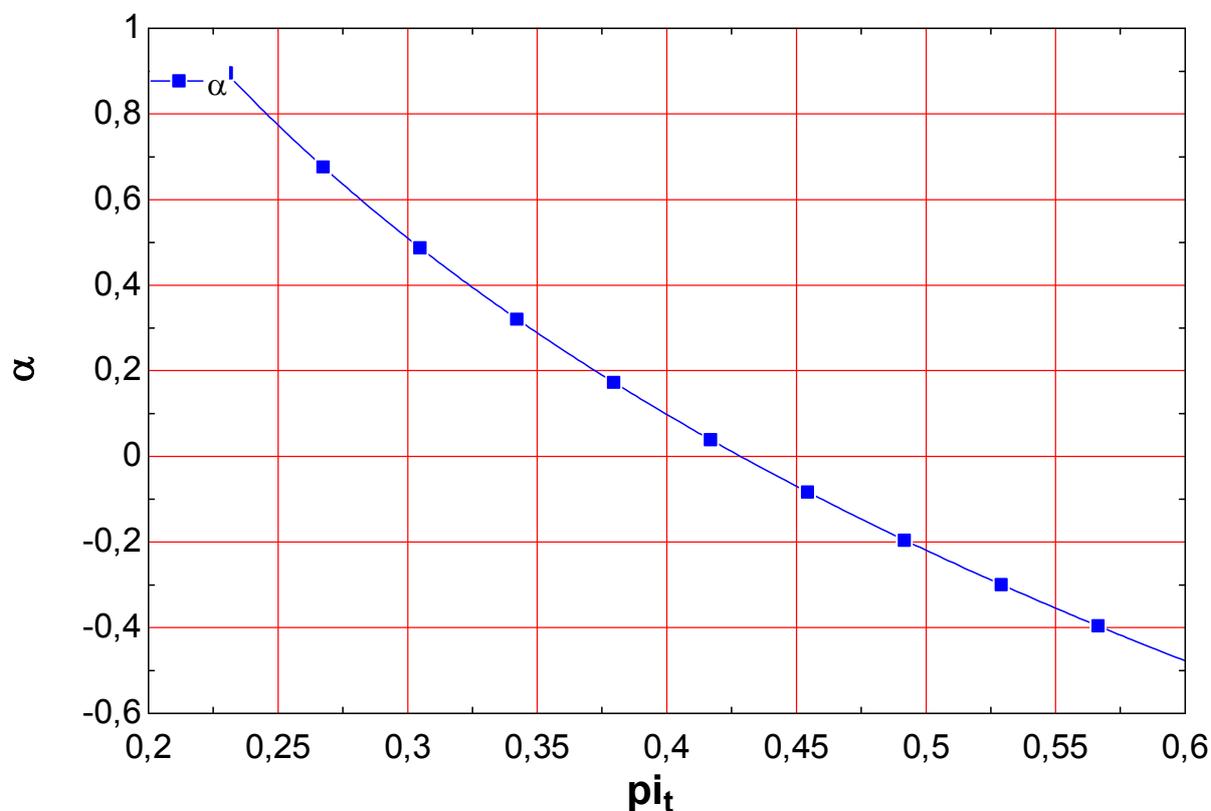


Figure III.10. Variation du rapport (α) de détente de turbine libre sur la détente totale au niveau de la tuyère en fonction du taux de détente de turbine (Pit).

On remarque sur le graphe de la figure III10 que l'augmentation du taux de détente de la turbine (Pit) engendre une diminution d'une façon non-linéaire sur le rapport (α) de détente de la turbine libre sur la détente totale.

III.2.7. Variation de la poussée du turbopropulseur

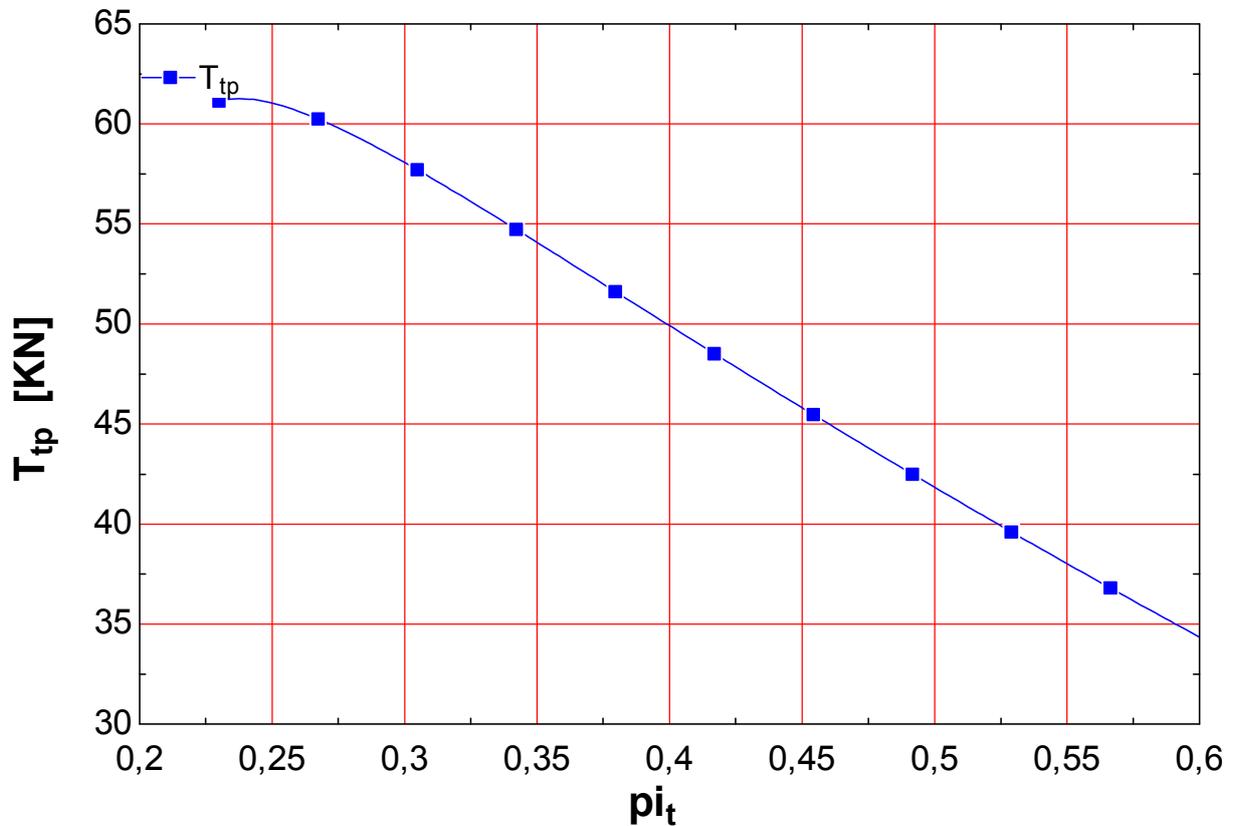


Figure III.11. Variation de la poussée du turbopropulseur (T_{tp}) en fonction du taux de détente de la turbine (PI_t).

On remarque sur le graphe de la figure III.11 que quand en augmentant le taux de détente de la turbine (PI_t) entre 0,2 et 0,25, la poussée du turbopropulseur reste presque constante. A partir du $PI_t = 0,25$, la poussée spécifique du turbopropulseur diminue d'une façon linéaire.

CONCLUSION GÉNÉRALE

Le présent mémoire nous a permis, à travers une étude paramétrique sur la performance d'un turbopropulseur.

Suite à ces résultats et après analyse, nous pouvons conclure ce qui suit :

- La consommation spécifique diminue avec l'augmentation du taux compression (PI_c).
- La poussée spécifique (T_{sp}) augmentent avec le taux compression (PI_c) jusqu'à la valeur de $PI_c = 10$, ensuite la poussée spécifique diminuée de façon linéaire.
- En augmentant le nombre de mach (M_0), la consommation spécifique augmente d'une façon linéaire.
- En augmentant le nombre de mach (M_0), la poussée spécifique (T_{sp}) diminue d'une façon presque linéaire.
- Une diminution du coefficient de poussée de l'hélice en fonction du taux de pression de la turbine est observée. Cette diminution est de façon presque linéaire et se fait quand en augmentant le taux de détente de la turbine (PI_t).
- En augmentant le taux de détente de la turbine (PI_t), la consommation spécifique (C_{sp}) augmente d'une façon exponentielle.
- L'augmentation du taux de détente de la turbine (PI_t), fait augmenter le coefficient de poussée de la tuyère (C_{prop}) de façon non-linéaire.
- L'augmentation du taux de détente de turbine (PI_t), engendre une diminution de façon linéaire sur consommation du turbopropulseur (C_{tp}).
- L'augmentant du taux de la détente de la turbine (PI_t) fait diminuer la poussée spécifique d'une façon linéaire.
- L'augmentation du taux de détente de turbine (PI_t) engendre une diminution de façon non-linéaire sur le rapport (α) de détente de turbine libre sur la détente totale.
- L'augmentation du taux de détente turbine (PI_t) engendre une diminution d'une façon linéaire sur la poussée spécifique du turbopropulseur (inversement proportionnel).

RÉFÉRENCES

- [1] Goder, S. (2015). Comment ça vole ? Tire de : www.commentcavole.com/les-moteurs-d'aviongeneralites/.
- [2] Girard, G., Yang, A., Sebamalai, C., & Magne, R. (réalisateurs). (2016). Le moteur areaction. Tire de <http://moteurareaction.e-monsite.com/pages/physique/fonctionnement.html>.
- [3] Gaëtan (réalisateur). (2009, Janvier 01). Les types de propulseurs à rections. Tire de : www.avionslegendaires.net/dossier/la-propulsion-a-reaction/typologie-despropulseurs.
- [4] Weng, J.-L., Kabran, C., Billy, T., & Guillain, M. (réalisateurs). Les moteurs d'avion. Tire de : <http://lesmoteursdavion.lesdigales.org/>.
- [5] Aydin, H., Turan, O., Karakoc, T. H., & Midilli, A. (2015). Exergetic Sustainability indicators as a tool in commercial aircraft : A case of study for a turbofan engine. *International Journal of Green Energy* 12 (1), 28-40.
- [6] De Magnitot, D., de Fougerolle, T., & Hamel, M. (realisateurs). (2010). L'avion du futur. *avionaprespetrole.e-monsite.com*.
- [7] Le turbopropulseur, P. Lepourry. Edition 1990.
- [8] Mécanique et thermodynamique de propulsion, Philip G. Hill; Carl R. Peterson, Edition : 1989.
- [9] Elément de propulsion, A. Carrere, Edition : E.N.S.A.E 1987.