

## TABLE DES MATIERES

REMERCIEMENT.....	i
TABLE DES MATIERES .....	ii
LISTE DES FIGURES .....	vii
LISTE DES TABLEAUX .....	ix
LISTE DES NOTATIONS ET SYMBOLES.....	x
LISTE DES ABREVIATIONS .....	xii
INTRODUCTION.....	1
PARTIE I : GENERALITES .....	1
Chapitre I : PRESENTATION DE LA SOCIETE AEROMARINE IVATO ...	2
I.1 : Présentation de la société AEROMARINE .....	2
I.1.1 : Historique .....	2
I.1.2 : Les activités de la compagnie AEROMARINE.....	2
I-2 : Service disponible au sein de la compagnie .....	3
I.2.1 : Fiche de présentation .....	3
I-3 : Maintenance Service .....	4
Chapitre II : CYCLE THERMODYNAMIQUES D'UN MOTEUR .....	5
II.1 : Introduction .....	5
II.2 : Rappels de thermodynamique .....	5
II.2.1 : Notion de système .....	5
II.2.2 : Lois d'état .....	5
II.3 : Les deux principes de la thermodynamique .....	5
II.3.1 : Premier principe ou principe d'équivalence.....	5
II.3.2 : Deuxième principe ou principe de hiérarchie .....	6
II.4 : Les fonctions d'état .....	7
II.5 : Etude de transformations réversibles .....	8
II.5.1 : Transformation isochore ( $V = \text{cte}$ ) .....	8

II.5.2 : Transformation isobare ( $P = \text{cste}$ ) .....	9
II.5.3 : Transformation isotherme ( $T = \text{cste}$ ) .....	10
II.5.4 : Transformation adiabatique réversible ( $dQ = 0$ ) .....	11
II.6 : Cycle réversible de BRAYTON .....	13
II.6.1 : Le cycle réversible de BRAYTON .....	14
II.7 : Les turbopropulseurs .....	14
II.7.1 : Le cycle ouvert irréversible de BRAYTON .....	14
II.7.2 : Amélioration du cycle .....	15
Chapitre III : FONCTIONNEMENT D'UN TURBOPROPULSION .....	16
III.1 : Introduction .....	16
III.2 : Définition .....	16
III.3 : Différents types de propulseurs .....	16
III.3.1 : Propulseurs fournissant directement une force .....	17
III.3.2 : Moteurs fournissant l'énergie à un organe propulsif (l'hélice) .....	17
III.4 : Le Turbopropulseur .....	17
III.5 : Types de turbopropulseurs .....	17
III.5.1 : Turbopropulseur à turbines libres (PT6) .....	17
• Pratt & Whitney 100 Séries .....	19
• Pratt & Whitney PT-6 .....	19
• Safran TM 333 .....	19
III.5.2 : Turbopropulseur à turbines liées (ou à prise directe) .....	19
• Honeywell TPE331 .....	20
• Allison T56 .....	21
III.6 : Fonctionnement en générale .....	21
Chapitre IV : PERFORMANCE D'UN PROPULSEUR .....	23
IV.1 : Calcul de la poussée .....	23

IV.1.1 : Propulseur à hélice .....	23
IV.2 : Poussée spécifique .....	23
IV.3: Consommations .....	24
IV.3.1: Consommation massique horaire (CH).....	24
IV.3.2: Consommation spécifique ( $C_{sp}$ ) .....	24
III.4 : Puissances .....	24
IV.5 : Puissance de propulsion .....	25
IV.6 : Puissance dynamique .....	25
IV.7 : Puissance calorifique .....	25
IV.8 : Puissance thermodynamique ou thermique théorique .....	25
IV.9 : Puissance thermique réelle .....	25
IV.10 : Rendement propulsive .....	26
IV.11 : Rendement thermique.....	26
IV.12 : Rendement thermopropulsive (globale) .....	26
IV.13 : Performance et utilisation .....	27
Chapitre V : TECHNOLOGIE DE LA COMBUSTION.....	27
V.1 : Les carburants aviations.....	27
V.1.1 : L'essence aviation.....	27
V.1.2 : Le Kérosène .....	27
V.2 : La section chambre de combustion .....	29
V.3 : Fonctionnement de la chambre de combustion.....	30
Chapitre VI : DIFFERENTS ELEMENTS D'UN PROPULSEUR .....	31
VI.1 : Introduction .....	31
VI.2 : La section entrée d'air .....	32
VI.2.1 : Fonctionnement de la section entrée d'air.....	32
VI.3 : Le compresseur .....	33
VI.3.1 : Calcul du compresseur .....	34

VI.4 : La chambre de combustion .....	35
VI.4.1 : Rendement de la combustion .....	36
VI.5 : Les turbines .....	36
VI.5.1 : Fonctionnement de la section turbine .....	37
VI.5.2 : Calcul de la turbine .....	39
VI.5.3 : Rendement isentropique de la turbine.....	39
VI.6.1 : Calcul de la tuyère.....	41
VI.6.2 : Rendement isentropique de la tuyère .....	42
VI.6.3 : Vitesse d'éjection des gaz .....	42
VI.6.4 : Caractéristique d'une tuyère .....	42
VI.7 : Le module réducteur de vitesse.....	43
VI.7.1 : Description du module de vitesse .....	43
VI.7.2 : Limitation réducteur .....	44
VI.8 : L'Hélice .....	45
VI.8.1 : Description et fonctionnement de l'hélice .....	45
VI.8.2 : Régulateur et frein hélice .....	47
VI-9 : quelques plages des valeurs des éléments de performances d'un moteur .....	47
VI-9-1 : Evolution de la température .....	47
VI-9-2 : Evolution de la pression .....	48
VI-9-3 : Evolution de la vitesse .....	49
VI-9-4 : Evolution du débit.....	49
VI-9-5 : Evolution de la masse.....	49
Chapitre VII : COMPARAISON DES MOTEURS TURBOPROPULSEURS	49
VII.1 : Introduction.....	49
VII.2 : Groupe motopropulseur .....	49
VII.3 : Performances .....	50

VII.4 : Vitesses limites d'exploitation .....	51
VII.5 : Autres caractéristiques .....	53
VII.6 : Avantage et inconvénient.....	54
VII.6.1 : Avantages .....	54
VII.6 .2 : Inconvénients.....	55
Chapitre VIII : IMPACT ENVIRONNEMENTALE.....	55
VIII.1 : Introduction .....	55
VIII.2 : Comment voler un avion .....	56
VIII.2.1 : Les gouvernes de l'avion .....	57
VIII.3 : Impact du transport aérien .....	58
VIII.3.1 : Impact économique .....	58
VIII.3.2 : Essor du trafic aérien .....	58
VIII.4 : Impact sur l'environnement .....	58
VIII.4.1 : Impact climatique .....	59
VIII.4.2 : Accord sur les émissions de CO2 .....	59
Chapitre IX : MAINTENANCE D'UN MOTEUR TURBOPROPULSION...	59
IX.1 : Description des concepts de la réglementation aéronautique .....	59
IX.1.1 : Le système d'organisation mondiale de la réglementation ....	59
IX.1.2 : Les principales contraintes de la réglementation pour l'entreprise.....	62
IX.2 : Les certifications .....	63
IX.3: Visites de maintenance des avions .....	64
IX.3: 1 : Les quatre types de visite.....	64
IX.3.2 : Planification .....	65
IX.3: 3 : Exécution .....	65
IX-4 : Les types principaux d'activités de maintenance aéronautique ou branches.....	66
IX.4.1 : Action de la maintenance .....	66

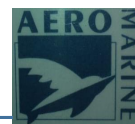


IX-5 : Maintenance sur le turbopropulseur PT6 .....	67
CONCLUSION GENERALE .....	72
ANNEXES .....	48
BIBLIOGRAPHIE .....	IV
WEBOGRAPHIE .....	VI

*Rapport-gratuit.com*   
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

## LISTE DES FIGURES

<i>Figure 1 : Logo AEROMARINE Ivato .....</i>	<i>2</i>
<i>Figure 2 : Organigramme de l'AEROMARINE Pour la Maintenance Service .....</i>	<i>4</i>
<i>Figure 3 : Principe de la thermodynamique .....</i>	<i>7</i>
<i>Figure 4 : Diagramme (P, V) et (T, S) montrant le cycle de BRAYTON .....</i>	<i>14</i>
<i>Figure 5 : Diagramme de cycle ouvert irréversible de BRAYTON.....</i>	<i>15</i>
<i>Figure 6 : Fractionnement de la compression et de la détente .....</i>	<i>16</i>
<i>Figure 7 : Schéma d'un turbopropulseur à turbine libre .....</i>	<i>18</i>
<i>Figure 8 : Schéma d'un turbopropulseur à turbine libre PW 127F.....</i>	<i>19</i>
<i>Figure 9 : Schéma d'un turbopropulseur à turbine liée .....</i>	<i>20</i>
<i>Figure 10 : Schéma d'un turbopropulseur à turbine liée .....</i>	<i>20</i>
<i>Figure 11 : Schéma fonctionnel d'un turbopropulseur .....</i>	<i>21</i>
<i>Figure 12 : La poussée dans le cas d'un turbopropulseur.....</i>	<i>23</i>
<i>Figure 13 : Description de la chambre de combustion du turbopropulseur PW127F .....</i>	<i>31</i>
<i>Figure 14 : La section chambre de combustion du turbopropulseur PW127F .....</i>	<i>31</i>
<i>Figure 15 : Section entrée d'air du turbopropulseur PW127F.....</i>	<i>32</i>
<i>Figure 16 : Description du compresseur centrifuge.....</i>	<i>34</i>
<i>Figure 17 : Schéma d'un compresseur.....</i>	<i>34</i>
<i>Figure 18 : Diagramme TS d'un compresseur .....</i>	<i>34</i>
<i>Figure 19 : Schéma de la chambre de combustion .....</i>	<i>35</i>
<i>Figure 20 : Diagramme TS de la chambre de combustion .....</i>	<i>35</i>
<i>Figure 21 : Schéma qui montre la turbine du turbopropulseur .....</i>	<i>38</i>
<i>Figure 22 : L'étage de la turbine libre (turbine de puissance) .....</i>	<i>38</i>
<i>Figure 23 : Schéma de la turbine .....</i>	<i>39</i>
<i>Figure 24 : Diagramme TS de la turbine .....</i>	<i>39</i>
<i>Figure 25 : Tuyau d'échappement du turbopropulseur PW127F .....</i>	<i>40</i>
<i>Figure 26 : Tuyère d'éjection du turbopropulseur PW127F .....</i>	<i>40</i>
<i>Figure 27 : Schéma de la tuyère.....</i>	<i>41</i>
<i>Figure 28 : Diagramme TS de la tuyère .....</i>	<i>41</i>
<i>Figure 29 : Le module réducteur de vitesse.....</i>	<i>45</i>
<i>Figure 30 : Le module hélice du turbopropulseur PW127F.....</i>	<i>47</i>



<i>Figure 31 : Forme aérodynamique d'un avion .....</i>	<i>56</i>
<i>Figure 32 : Flux d'air circulé aux niveaux des ailes de l'avion .....</i>	<i>57</i>
<i>Figure 33 : Organisation mondiale du secteur .....</i>	<i>60</i>



## LISTE DES TABLEAUX

Tableau 1 : Tableau caractéristique des carburants pour l’aviation .....	28
Tableau 2 : Tableau caractéristique du carburant JET A1 .....	29
Tableau 4 : caractéristiques principales de l’hélice du PW127F .....	46
<b>Tableau 5 : Comparaison des caractéristiques des moteurs des aéronefs ...</b>	<b>50</b>
Tableau 6 : Comparaison des performances des aéronefs ciblés .....	51
Tableau 7 : Limites et recommandations relativement aux vitesses d’utilisation .....	52
<b>Tableau 8 : Limites et recommandations relativement aux vitesses .....</b>	<b>52</b>
Tableau 9 : Autres caractéristiques .....	53
Tableau 10 : Dimensions, poids et capacité des aéronefs .....	54
<b>Tableau 11 : Maintenance du « king air » sur le moteur turbopropulseur .</b>	<b>69</b>
Tableau 12 : Maintenance du moteur king air 200 .....	71

## LISTE DES NOTATIONS ET SYMBOLES

P	Pression
T	Température
S	Entropie
U	Energie
V	Vitesse
C <sub>p</sub>	Capacité à pression constante
C <sub>v</sub>	Capacité à volume constante
dU	Variation d'énergie
dH	Variation d'enthalpie
W	Travail
Q	Quantité de chaleur
E <sub>cin</sub>	Energie cinétique
E <sub>pot</sub>	Energie potentiel
h	Enthalpie
dS	Variation d'entropie
$\lambda$	Rapport thermique de compression
$m_{air}$	Débit d'air entrant
$\eta_{is}^C$	Rendement isentropique de compression
T <sub>is</sub>	Température isentropique
Ch	Chevaux
$m_{comb}$	Débit de combustible brulé dans la combustion
$\dot{m}_c$	débit massique d'un carburant
$\dot{m}_a$	débit massique d'air
F	Poussée
V <sub>e</sub>	Vitesse de vol
F <sub>sp</sub>	Poussée spécifique
CH	Consommation horaire
$\dot{m}_f$	Débit massique d'un kilogramme du jetA1
V <sub>j</sub> =V <sub>s</sub>	Vitesse de jet
CSP	Consommation spécifique

$P$	La puissance
$\bar{C}$	Le couple
$\bar{\Omega}$	La vitesse de rotation
$P_p$	Puissance propulsive
$P_d$	Puissance dynamique
$P_c$	Puissance calorifique
PCI	Pouvoir calorifique inferieur
$P_t$	Puissance théorique perdue sous forme de chaleur
$P_{th}$	Puissance théorique
$P_{thr}$	Puissance thermique réelle
$\eta_p$	Rendement Propulsive
$\eta_{th}$	Rendement thermique
$\eta_g$	Rendement thermopropulsive globale
$V_{jc}$	Vitesse du jet de carburant
$V_o$	Vitesse initiale
$\sigma$	Section d'entrée d'air
$\dot{W}_{1',2}$	Energie
$r_c$	Rapport de compression
$\eta_{cc}$	Rendement de la combustion
$\eta_T$	Rendement isentropique de la turbine
$\eta_{Ty}$	Rendement isentropique de la tuyère
$V_5$	Vitesse d'éjection de gaz
$R$	Rapport de réduction

## LISTE DES ABREVIATIONS

SARL	Société Anonyme à Responsabilité Limitée
CT	Compresseur Turbine
PW	Pratt Whitney
PT6	Turbopropulseur 6 <sup>ème</sup> essai
ATR	Avions de Transport Régionaux
ATP	Avions de Transport Personnel
AVGAS	Aviation Gazoline
AFQRJOS	Aviation Fuel Quality Requirements for Jointly Operated Systems
GTR	Groupe turboréacteur
GTP	Groupe turbopropulseur
BP	Base Pression
HP	Haute Pression
AC	Courant Alternative
RGB	Réducteur de vitesse.
TS	Diagramme temperature, entropies
NG	Générateur
NH	Hélice
OACI	Organisation de l'Aviation Civile Internationale
NO	Oxyde d'azote
CO2	Dioxyde de carbone
CAEP	Comité de la Protection de l'Environnement en Aviation
OPACI	L'Organisation provisoire de l'aviation civile internationale
EASA	Agence Européenne de Sécurité Aéronautique
EV	Examen Visuel
EO	Essai Opérationnel
TG	Test Globale
ES	Echange Standard
HYD	Test Hydrostatique

CA /EB	Calibration/ Essai du Banc
RG	Révision Générale
EC	Entretien Courant
EF	Essai Fonctionnel
TL	Temps limite
VE	Vérification de l'état
VL	Vie limite



## INTRODUCTION

Voler c'est le plus vieux rêve de l'être humain. Il est devenu réalité avec l'apparition de l'avion. Au fur et à mesure des découvertes, des formes et des structures ont été développées en vue d'adapter l'avion à nos besoins. Depuis sa création, il y a un siècle exactement, l'avion a conquis le monde pour devenir aujourd'hui un moyen de transport incontournable. D'abord utilisé comme appareil de guerre lors des Première et Seconde Guerres Mondiales, il se transforme très rapidement en avion de ligne. Toujours plus puissants, plus rapides, plus grands, et plus nombreux, les avions n'ont pas fini d'évoluer. Les moteurs d'avion sont des organes sensibles, car très complexes et extrêmement chers.

Pour voler, un avion a besoin de vitesse. Cette vitesse est créée grâce aux moteurs dit turbopropulseur montés sur des avions à hélice. Il faut savoir que les avionneurs ne fabriquent pas eux-mêmes les moteurs pour leurs avions, ce sont des sous-traitants spécialisés qui s'en occupent.

De nos jours l'évolution technologique se développe rapidement surtout dans le domaine de construction d'aviation. Le comportement du turbopropulseur, sa performance et la chambre à combustion de gaz est un élément essentiel pour les avions. Grâce à un stage, j'ai pu réaliser le présent mémoire intitulé : « Contribution à l'étude de performance de fonctionnement et technologie d'une chambre à combustion d'un avion à moteur turbopropulseur ».

L'objectif en est de mettre en relief les notions étudiées afin de mieux connaître et de comprendre les réalités vécues.

Pour mener à bien l'étude, notre étude comporte alors trois grandes parties que nous allons présenter dans le présent mémoire : La première partie, on trouve la généralité sur la thermodynamique, sur lequel on parle brièvement de la société AEROMARINE, le cycle thermodynamique d'un moteur et le fonctionnement d'un turbopropulseur. Ensuite, la seconde partie est plus focalisée sur la performance du moteur turbopropulseur en illustrant leur performance et la technologie de la chambre à combustion. On en terminera par l'étude économique, étude sera consacrée à la partie de comparaison des moteurs turbopropulseurs, impact environnementale et la maintenance.

# **PARTIE I : GENERALITES**

## Chapitre I : PRESENTATION DE LA SOCIETE AEROMARINE IVATO

### I.1 : Présentation de la société AEROMARINE



*Figure 1 : Logo AEROMARINE Ivato*

#### I.1.1 : Historique

AEROMARINE a été créé en 1991 par RIAZ BARDAY, son Directeur Général et pilote de formation, il a capitalisé ses années d'expériences pour construire la compagnie à Madagascar et dans l'Océan Indien.

Son succès se repose sur son savoir-faire et sur la qualité de ses prestations mais aussi son organisation commerciale.

#### I.1.2 : Les activités de la compagnie AEROMARINE

✓ Type d'exploitation :

AEROMARINE est depuis sa création choisi le créneau des vols à la demande ; transport de passager, évacuation sanitaire et certaines activités particulières décrites dans son manuel d'exploitation.

Sa zone d'exploitation est celle qui est définie et mentionnée au CTA.

✓ Composition de la flotte :

La flotte de la compagnie AEROMARINE est composée de :

- BEEHCRAFT 200
- BEEHCRAFT E90
- PIPER NAVAJO PA 31-310
- PIPER AZTEC PA 28-261



## **I-2 : Service disponible au sein de la compagnie**

Un service personnalisé de vols à la demande disponible de 24h/24 tous les jours de l'année pour toutes destinations en Afrique et dans l'Océan Indien

### **❖ AVIATION D'AFFAIRE**

L'avion d'affaire est un outil prestigieux et confidentiel qui saura prouver aux clients ainsi qu'à l'image de son entreprise.

### **❖ EVACUATION SANITAIRE**

En vol d'urgence, ces avions peuvent permettre de rallier directement des aéroports dont la plupart sont inaccessibles aux avions de ligne. La compagnie propose ainsi le mode transport le plus rapide, respectant un gain de temps considérable.

### **❖ AVIATION DE TOURISME**

En vol de loisir, quelqu'un suffise pour admirer le paysage sensationnel qui offre la vue du ciel

### **❖ TRAVAUX AERIENS (Photographies aériennes)**

Partenaire d'installation géographique spécialisé en photographie aérienne, les avions spécialement aménagés en version photo effectueront des prises de vues de la plus grande précision.

Trappe adaptée au caméras de type UCX, ADS40.

### **❖ SURVEILLANCE MARITIME**

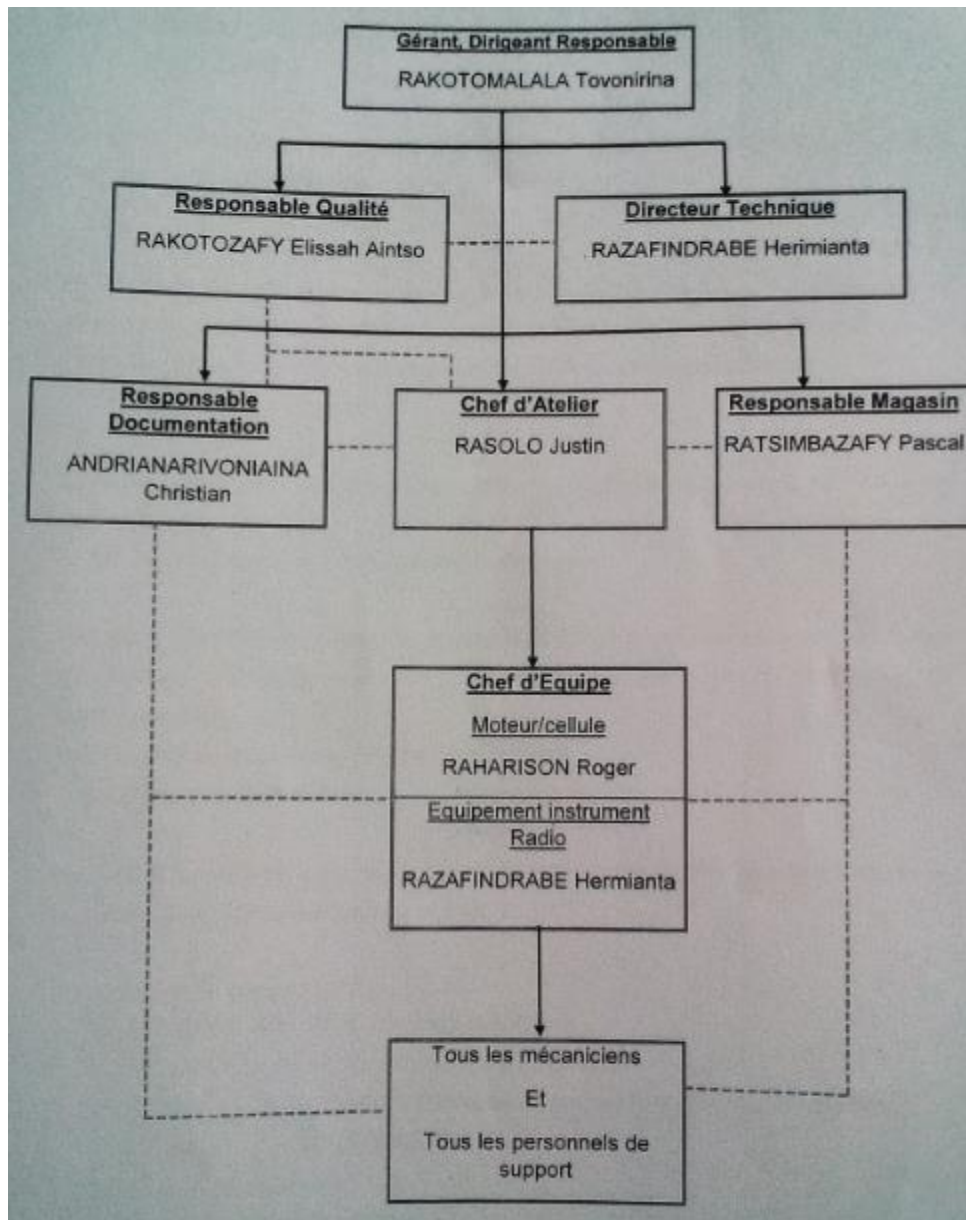
Les avions équipés de système de communication liaison air-mer permettent d'exécuter toutes les tâches de surveillance maritime.

#### **I.2.1 : Fiche de présentation**

- Raison sociale : AEROMARINE
- Forme juridique : Société Anonyme à Responsabilité Limitée (SARL)
- Siège Sociale : 77 Rue des parlementaires Français Antsahavola, Antananarivo

- Capital Social : 851.090.000 Ar
- Effectif du personnel : 30
- Site : [www.aeromarine.mg](http://www.aeromarine.mg)
- E-mail : [aeromarine.com@gmail.com](mailto:aeromarine.com@gmail.com) ou [aeromarine@blueline.mg](mailto:aeromarine@blueline.mg)

### I-3 : Maintenance Service



**Figure 2 : Organigramme de l'AEROMARINE Pour la Maintenance Service**

## Chapitre II : CYCLE THERMODYNAMIQUES D'UN MOTEUR

### II.1 : Introduction

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.

### II.2 : Rappels de thermodynamique

La thermodynamique étudie les rapports entre les phénomènes thermiques et mécaniques relatifs aux corps dans leurs états macroscopiques.

#### II.2.1 : Notion de système

[1] On étudie une portion limitée de l'univers appelée système, celui-ci pouvant être limité par une surface servant de frontière réelle ou fictive. Le système est en relation avec le reste de l'univers ou milieu extérieur.

Un système isole n'échange ni énergie ni matière avec l'extérieur. Un système est décrit par des variables thermodynamiques : P, T, S, U, V, ...

#### II.2.2 : Lois d'état

La loi des gaz parfait :  $\frac{p}{\rho} = rT$  avec :  $r_{\text{air}} = 287 \text{ J/Kg.K}$  (1.01)

Capacité calorifique à pression constante :  $C_p = \left(\frac{dH}{dT}\right)_p = \text{Cte}$  (1.02)

Capacité calorifique à volume constante :  $C_v = \left(\frac{dU}{dT}\right)_v = \text{Cte}$  (1.03)

Relations :  $C_p - C_v = r$  et  $\frac{C_p}{C_v} = \gamma = 1,4$  (1.04)

Pour la vapeur d'eau, on utilise tables de vapeur et diagramme de Mollier.

### II.3 : Les deux principes de la thermodynamique

#### II.3.1 : Premier principe ou principe d'équivalence

[2] Pour un cycle le **travail** des forces extérieures et la **chaleur** fournie ou cédée au milieu extérieur, sont dans un rapport constant :

$$W \text{ (joule)} + J. Q \text{ (cal)} = 0 [\text{en Joule}] \quad (1.05)$$

Avec 1 cal = 4,18 Joules.

Par extension, quelle que soit la transformation qui amène le système de l'état initial  $(x_1, y_1)$  à l'état final  $(x_2, y_2)$ , la quantité  $W + J. Q$  est invariante, or que, pour un cycle ou une transformation fermée,  $U_2 = U_1$  alors la relation (1.05) devient :

$$W + J. Q = U_2 - U_1 \quad (1.06)$$

La fonction  $U$  des variables indépendantes  $(P$  et  $T)$  est appelée «énergie interne » du système. Rappelons que :

$$U = E_{\text{ciné}} + E_{\text{pot}} \text{ [en Cal]} \quad (1.07)$$

Pour une transformation à pression constante :

$$W = -p (V_2 - V_1) \quad (1.08)$$

D'après la relation (1.06) et (1.08), on a la relation suivante :

$$U_2 - U_1 = J. Q - p (V_2 - V_1) \quad (1.09)$$

Ou bien :

$$J. Q = (U_2 + pV_2) - (U_1 + pV_1) \quad (1.10)$$

En posant  $U + PV = h$  : enthalpie ou chaleur totale

Le premier principe s'écrit :

$$J. Q = h_2 - h_1 \quad (1.11)$$

Toute transformation thermodynamique peut être mesurée par variation d'enthalpie.

### II.3.2 : Deuxième principe ou principe de hiérarchie

Le second principe est un principe d'évolution. Elle complète le premier principe qui est quantitatif tandis que le deuxième est qualitatif. Il existe une variable extensive d'un système thermodynamique appelée entropie  $S$ . Elle dépend de l'état initial et de l'état final.

$$dS = \frac{dQ}{T} \quad (1.12)$$

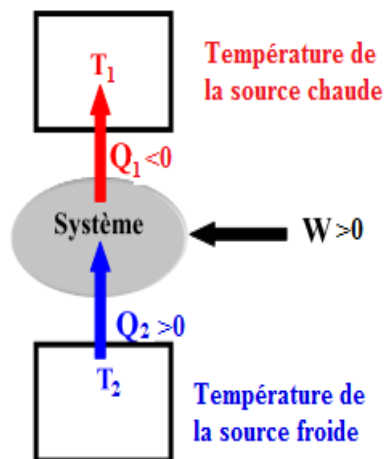
Dans le premier principe, la source Q n'est pas précise alors qu'il existe deux sources, source chaude et source froide tel que :

$$\frac{Q_1}{T_1} + \frac{Q_2}{T_2} = 0 \quad (1.13)$$

Cette relation sert à montrer le rendement :

$$R = \frac{Q_1 - Q_2}{Q_1} \quad (1.14)$$

Le second principe donne la notion sur le coefficient de performance d'une installation.



*Figure 3 : Principe de la thermodynamique*

#### **II.4 : Les fonctions d'état**

C'est une fonction dont la variation est indépendante de la transformation et ne dépend que des états initial et final. Les deux relations suivantes sont valables quel que soit le fluide (parfait ou réel) :

$$dU = TdS - PdV \quad \text{et} \quad dH = TdS + VdP \quad (1.15)$$

Relations de Joule pour un gaz parfait :

$$dU = C_v dT \quad \text{et} \quad dH = C_p dT \quad (1.16)$$

Pour une transformation isentropique (adiabatique réversible), relation de Laplace :

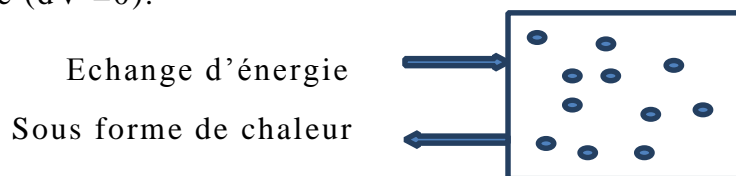
$$PV^\gamma = \text{Cte} \quad (1.17)$$

### II.5 : Etude de transformations réversibles

[3] La transformation est réversible si elle passe de manière lente, par une suite continue d'états d'équilibre mécanique ou thermique. Le sens de la transformation peut être inversé à tout moment par une action infinitésimale. Le processus ne peut être arrêté, c'est une transformation irréversible. Si la transformation est en plus adiabatique, elle est alors isentropique.

#### II.5.1 : Transformation isochore ( $V = \text{cte}$ )

Soit un gaz supposé parfait et enfermé dans une enceinte rigide non déformable ( $dV = 0$ ).



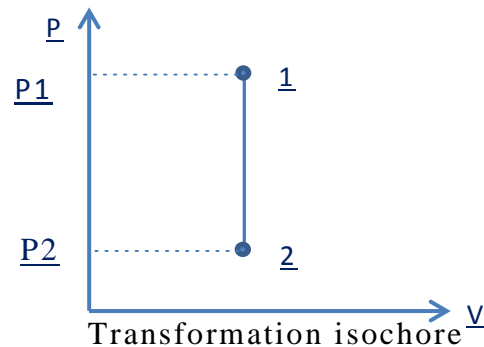
L'équation d'état d'un gaz parfait :  $PV = nRT$ ; donc :

Etat initial (1) :  $P_1 V_1 = nRT_1$

Etat final (2) :  $P_2 V_2 = nRT_2$

Puisque :  $V = \text{cte}$ ,

donc :  $dV = 0$  Et ( $V_1 = V_2$ ),



On aura :

$$\frac{P_1}{P_2} = \frac{T_1}{T_2} \quad (1.18)$$

➤ Calcul du travail (W) :

$$dW = -P \cdot dV \Rightarrow W_{12} = -\int_1^2 P dV = 0 \Rightarrow$$

$$W_{12} = 0 \quad (1.19)$$

➤ Calcul de quantité de chaleur (Q) :

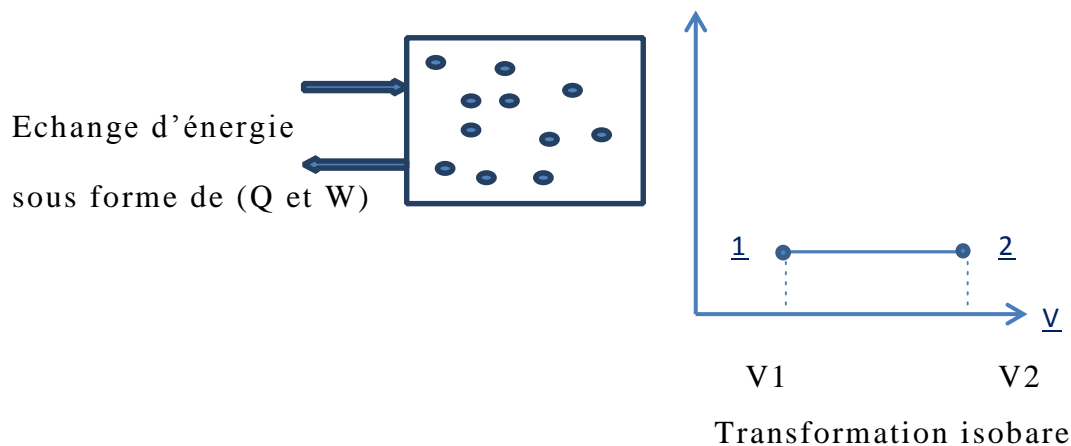
$$dU = dQ + dW$$

$$\Delta U = Q_{12} + W_{12} = U_2 - U_1 = m C_v \Delta T$$

$$Q_{12} = m C_v \Delta T = Q_v \quad (1.20)$$

### II.5.2 : Transformation isobare (P = cste)

Soit un gaz supposé parfait et enfermé dans une enceinte à volume déformable, il subit une transformation à pression constante.



L'équation d'état d'un gaz parfait :  $P V = n R T$

Donc :

$$\text{Etat initial (1)} : P_1 V_1 = n R T_1$$

$$\text{Etat final (2)} : P_2 V_2 = n R T_2$$

Puisque :  $P = \text{cste}$  donc ;  $dP = 0$  et  $P_1 = P_2$

On aura :

$$\frac{V_1}{V_2} = \frac{T_1}{T_2} \quad (1.21)$$

➤ Calcul du travail (W) :

$$W_{12} = - \int_1^2 P dV = -P \int_1^2 dV = -P (V_2 - V_1)$$

D'où :

$$W_{12} = -P_1(V_2 - V_1) = -P_2(V_2 - V_1) \quad (1.22)$$

Ou bien :

$$W_{12} = -P (V_2 - V_1) = -(P_2 V_2 - P_1 V_1) = -(nRT_2 - nRT_1)$$

$$W_{12} = -nR(T_2 - T_1) \quad (1.23)$$

➤ Calcul de quantité de chaleur (Q) :

$$dH = dU + d(PV) = dQ - PdV + PdV + VdP$$

$$Q_{12} = \Delta H = Q_p = mC_p(T_2 - T_1) \quad (1.24)$$

### II.5.3 : Transformation isotherme (T= cste)

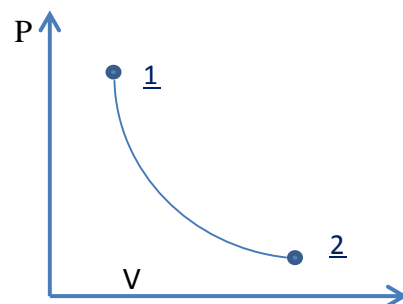
Soit un gaz supposé parfait qui subit une transformation à température constante.

Etat initial (1) :  $P_1 V_1 = n R T_1$

Etat final (2) :  $P_2 V_2 = n R T_2$

Avec :  $T_1 = T_2$  ; donc :

$$P_1 V_1 = P_2 V_2$$



Transformation isotherme

Donc, l'équation d'état des isothermes est :

$$P_1 V_1 = P_2 V_2 = \dots = P_n V_n = PV = \text{Cte} \quad (1.25)$$

➤ Calcul du travail :

$$W_{12} = - \int_1^2 P dV = - \int_1^2 n R T \frac{dV}{V} = -n R T \int_1^2 \frac{dV}{V} = -n R T \ln \frac{V_2}{V_1}$$

$$W_{12} = nRT \ln \frac{V_1}{V_2} = nRT \ln \frac{P_2}{P_1} \quad (1.26)$$

➤ Calcul de quantité de chaleur :

$$T = \text{cste} \quad U = f(T) \quad \text{donc : } \Delta U = 0$$

$$Q_{12} = W_{12} = nRT \ln \frac{P_1}{P_2} \quad (1.27)$$

#### II.5.4 : Transformation adiabatique réversible ( $dQ=0$ )

Soit un gaz supposé parfait qui subit une transformation adiabatique (isentropique) c'est-à-dire sans changement de quantité de chaleur.

On a :  $dU = dQ + dW$

$$dU = dQ - PdV$$

Donc :

$$dQ = dU + PdV \quad \text{or} \quad (dU = n C_v dT)$$

Alors :

$$dQ = n C_v dT + PdV = 0$$

$$nC_v dT = -PdV \quad (1)$$

On a aussi :

$$dH = dU + d(PV) = dQ - PdV + PdV + VdP$$

$$dQ = dH - VdP \quad \text{or} \quad (dH = n C_p dT)$$

Donc :

$$dQ = n C_p dT - VdP = 0$$

D'où  $nC_p dT = VdP \quad (2)$

On peut diviser l'équation (1) sur (2) :

$$\begin{aligned} \left(\frac{dP}{P}\right) \frac{n C_v dT}{n C_p dT} &= \frac{-P dV}{V dP} \left(\frac{dP}{P}\right) \\ \Rightarrow \left(\frac{C_p}{C_v}\right) \frac{C_v}{C_p} \frac{dT}{P} &= \frac{dP}{P} \frac{-P dV}{V} \left(\frac{C_p}{C_v}\right) \end{aligned}$$

$$\Rightarrow \frac{dP}{P} = -\left(\frac{C_p}{C_v}\right) \frac{dV}{V}$$

On pose :  $\frac{C_p}{C_v} = \gamma$  Et  $\gamma$  est dite la constante adiabatique

Alors : 
$$\frac{dP}{P} = -\gamma \frac{dV}{V}$$

En intégrant membre à membre :

$$\begin{aligned} \Rightarrow \int_1^2 \frac{dP}{P} &= -\gamma \int_1^2 \frac{dV}{V} \\ \Rightarrow \ln \frac{P_2}{P_1} &= -\gamma \ln \frac{V_2}{V_1} \\ \Rightarrow \ln \frac{P_2}{P_1} &= \gamma \ln \frac{V_1}{V_2} \\ \Rightarrow \ln \frac{P_2}{P_1} &= \ln \left(\frac{V_1}{V_2}\right)^\gamma \end{aligned}$$

Par conséquent :

$$\frac{P_2}{P_1} = \frac{V_1^\gamma}{V_2^\gamma} \quad (1.28)$$

Donc on aura cette formule qui décrit l'équation d'état des adiabatiques, appelée aussi la formule de LAPLACE :

On peut aussi décrire l'équation d'état des adiabatiques en fonction de température et volume ainsi que température en fonction de pression :

On a : 
$$P V = n R T \Rightarrow P = \frac{n R T}{V}$$

On a aussi :

$$\begin{aligned} \frac{P_2}{P_1} &= \frac{V_1^\gamma}{V_2^\gamma} \\ \Rightarrow \frac{P_2}{P_1} &= \frac{V_1^\gamma}{V_2^\gamma} \\ \Rightarrow \frac{n R T_2}{V_2} V_2^\gamma &= \frac{n R T_1}{V_1} V_1^\gamma \end{aligned}$$

Donc : 
$$T_2 V_2^{\gamma-1} = T_1 V_1^{\gamma-1} = Cte \quad (1.29)$$

➤ Calcul du travail :

On a : 
$$W_{12} = - \int_1^2 P dV$$

$$dU = dQ + dW = dW ; (dQ = 0)$$

Donc : 
$$dW = dU = n C_v dT$$

$$\Rightarrow W_{12} = \int_1^2 dU = - \int_1^2 n C_v dT = n C_v \int_1^2 dT = n C_v \Delta T$$

Or : 
$$\frac{C_p}{C_v} = \gamma \quad \text{Et} \quad C_p - C_v = R$$

$$\Rightarrow \gamma C_v - C_v = R$$

$$\Rightarrow C_v(\gamma - 1) = R$$

Alors : 
$$C_v = \frac{R}{\gamma - 1} \quad \text{Et} \quad C_p = \gamma C_v = \frac{\gamma R}{\gamma - 1}$$

De plus :

$$W_{12} = - \int_1^2 n C_v dT = n C_v \int_1^2 dT = n C_v \Delta T = \frac{n R}{(\gamma - 1)} (T_2 - T_1)$$

D'où : 
$$W_{12} = \frac{nRT_2 - nRT_1}{(\gamma - 1)} = \frac{P_2 V_2 - P_1 V_1}{(\gamma - 1)} \quad (1.30)$$

➤ Calcul de la quantité de chaleur :

La transformation est adiabatique, donc pas de variation de la quantité de chaleur.

$$Q_{12} = 0 \quad (1.31)$$

## **II.6 : Cycle réversible de BRAYTON**

Les turbines à gaz sont séparées en deux catégories selon la nature de la puissance récupérée du fluide en sortie de la turbine :

✚ Les turbomoteurs et turbopropulseurs : La turbine à gaz génère de la puissance mécanique extraite d'un arbre. Cet arbre peut entraîner un rotor d'hélicoptère, une hélice d'avion (turbopropulseur), un alternateur (groupe électrogène).

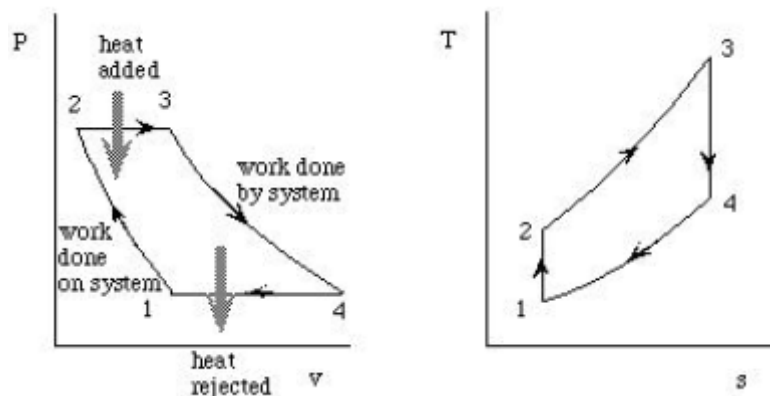
✚ Les turboréacteurs

La turbine à gaz génère de l'énergie cinétique sous forme d'un jet à haute vitesse qui sert à la propulsion des avions.

### II.6.1 : Le cycle réversible de BRAYTON

Le cycle réversible de BRAYTON est composé des quatre transformations suivantes :

- Une compression isentropique
- Une combustion isobare
- Une détente isentropique
- Un retrait de chaleur isobare



**Figure 4 : Diagramme (P, V) et (T, S) montrant le cycle de BRAYTON**

On introduit deux rapports :

- Le rapport thermique de compression  $\lambda = \left(\frac{P_3}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$
- Le rapport des températures  $T = \frac{T_3}{T_1}$

### II.7 : Les turbopropulseurs

Le cycle thermodynamique qui représente bien les transformations des turbopropulseurs est le cycle de BRAYTON.

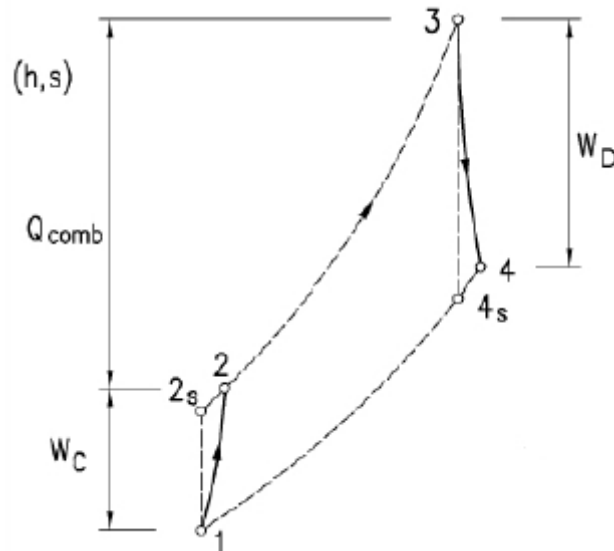
#### II.7.1 : Le cycle ouvert irréversible de BRAYTON

Nous considérons le cycle ouvert irréversible de BRAYTON composé de trois transformations :

- Une compression adiabatique, de rendement isentropique de compression  $\eta_{is}^C$ . L'air est assimilé à un gaz parfait de propriété  $C_p$  et  $\gamma$ . Le débit d'air entrant dans la machine est noté  $m_{air}$
- Un apport de chaleur (ou combustion) isobare. Le débit de combustible brûlé dans la combustion est noté  $m_{comb}$ . En fin de combustion, l'air et les

résidus de combustion sont assimilés à un gaz parfait, de propriété  $C_{pg}$  et  $\gamma_g$

- Une détente adiabatique, de rendement isentropique de compression  $\eta_{is}^D$



*Figure 5 : Diagramme de cycle ouvert irréversible de BRAYTON*

On introduit trois rapports : deux rapports thermiques de compression ainsi que le rapport des températures

$$\lambda = \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = \frac{T_{2is}}{T_1}$$

$$\text{Et} \quad \lambda = \left(\frac{P_3}{P_4}\right)^{\frac{\gamma_g-1}{\gamma_g}} = \frac{T_3}{T_{4is}}$$

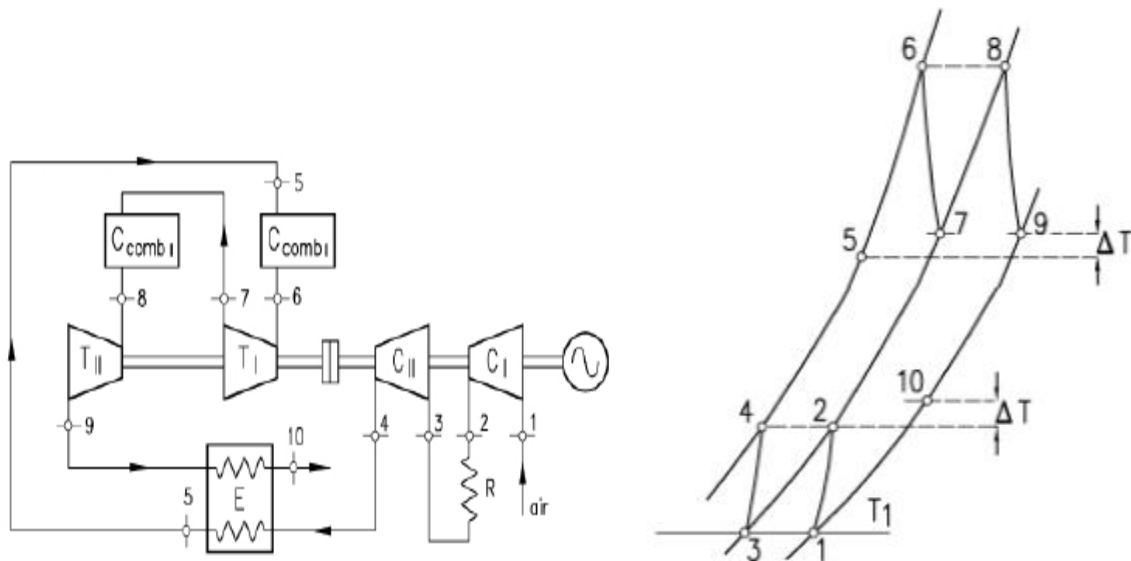
$$\text{D'où :} \quad T = \frac{T_3}{T_1} \quad (1.32)$$

### II.7.2 : Amélioration du cycle

Il existe plusieurs voies d'améliorations du cycle de BRAYTON

#### a. Fractionnement de la compression et de la détente

Principe, introduire un refroidissement intermédiaire entre plusieurs compressions adiabatiques de taux de compression moindre.



**Figure 6 : Fractionnement de la compression et de la détente**

## Chapitre III : FONCTIONNEMENT D'UN TURBOPROPULSION

### III.1 : Introduction

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.

### III.2 : Définition

[4] Un moteur à réaction est un moteur destiné à la propulsion d'un véhicule et reposant sur la projection d'un gaz à grande vitesse vers l'arrière c'est l'action. Une force de réaction, la poussée, se manifeste alors en sens inverse de l'éjection des gaz. Cette poussée est d'autant plus puissante que la vitesse et la masse des gaz éjectés sont plus grandes.

Le principe de base a été formulé par Isaac Newton selon la loi de l'action et de la réaction.

« Toute action s'accompagne par une réaction égale en module et a pour direction le sens opposé de l'action »

### III.3 : Différents types de propulseurs

Les propulseurs sont des machines composées d'un moteur thermique qui fournit l'énergie nécessaire à la propulsion de l'avion et à l'entraînement des équipements et des servitudes a bord de l'avion.

Les propulseurs se classent en deux catégories.

### III.3.1 : Propulseurs fournissant directement une force

C'est le cas des :

- Turboréacteurs
- Statoréacteurs
- Fusées

La caractéristique principale est la poussée : qui s'exprime en NEWTON (N)

### III.3.2 : Moteurs fournissant l'énergie à un organe propulsif (l'hélice)

C'est le cas des :

- Motopropulseurs.
- Turbopropulseurs.

La caractéristique principale est la puissance : qui s'exprime en watt, en kwatt ou en Cv.

## **III.4 : Le Turbopropulseur**

Le turbopropulseur est un réacteur dont la turbine entraîne une hélice. 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.

## **III.5 : Types de turbopropulseurs**

Pour pallier le manque de puissance des moteurs à piston et à la grande consommation en carburant des réacteurs, des ingénieurs ont développé un concept hybride : le turbopropulseur. Il s'agit en fait d'un réacteur que l'on utilise pour faire tourner une hélice.

On distingue trois types de turbopropulseurs :

- Les turbines liées (ou à prise directe)
- Les turbines libres

### III.5.1 : Turbopropulseur à turbines libres (PT6)

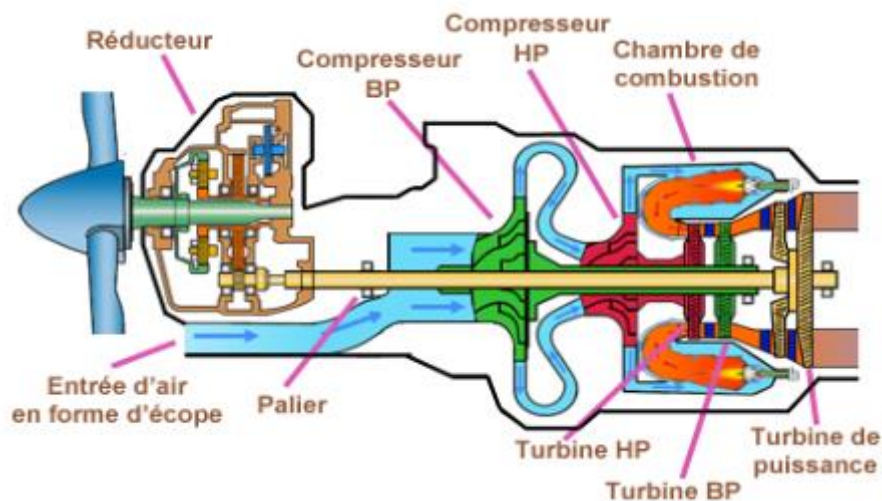
(1) Dans une turbine libre, l'hélice est indépendante des corps du moteur. Elle est reliée, par un boîtier de réduction, à une turbine dont la seule fonction est de l'entraîner pour fournir la traction. De construction plus complexe, le turbopropulseur à turbine

libre comprend généralement trois modules:

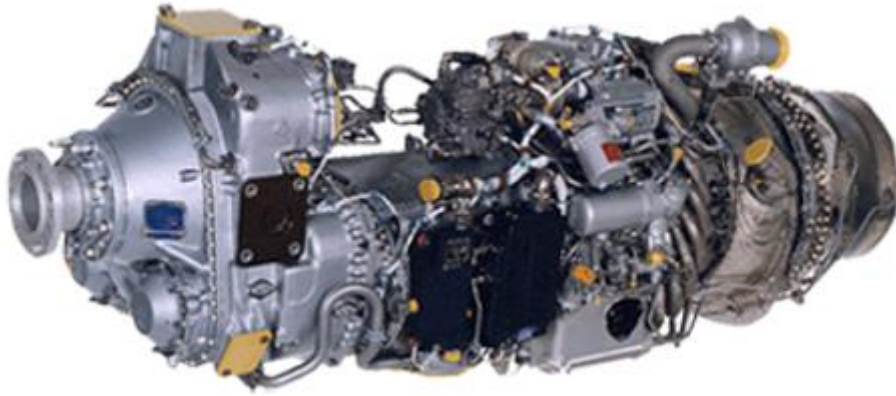
- la turbine à gaz ( ou CT Disk) constituée d'un ou plusieurs compresseurs et d'une ou plusieurs turbines à un ou plusieurs étages.
- d'une turbine appelée turbine de puissance à un ou plusieurs étages qui entraîne un axe, le réducteur et en entraînant un hélice.
- puis d'un réducteur placé entre l'axe 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 si 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 7 : Schéma d'un turbopropulseur à turbine libre*



**Figure 8 : Schéma d'un turbopropulseur à turbine libre PW 127F**

En simulation, vous le rencontrerez dans des avions à turbines libres tels que :

✚ Pratt & Whitney 100 Séries

Puissance maximum de 2700 Ch. Monté sur le Dash8-Q400 sur chaque aile, ce moteur présente plusieurs axes pour séparer les étages turbines du compresseur.

✚ Pratt & Whitney PT-6

Puissance maximum de 2000 Ch.

✚ Safran TM 333

Puissance maximale de 2200 Ch. Le Turbo-Méca a une véritable histoire dans le domaine via son fondateur : Joseph Szydlowski. Il est reconnu comme l'un des pionniers de la turbine.

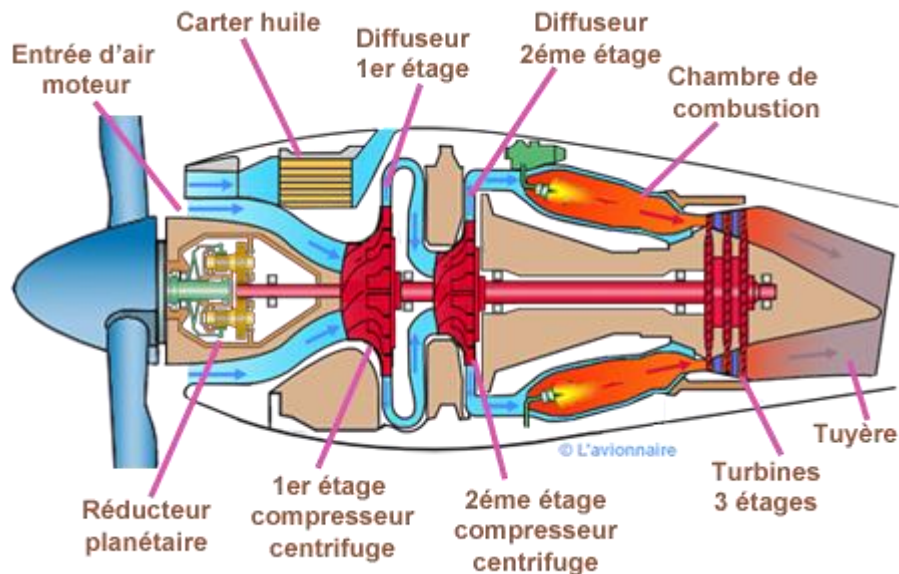
### III.5.2 : Turbopropulseur à turbines liées (ou à prise directe)

Dans les turbines à prise directe, l'hélice est reliée au corps basse pression (compresseur + turbine liés) du moteur par l'intermédiaire d'un boîtier de réduction qui assure une vitesse de rotation de l'hélice constante (hélice à pas variable). 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.(2)

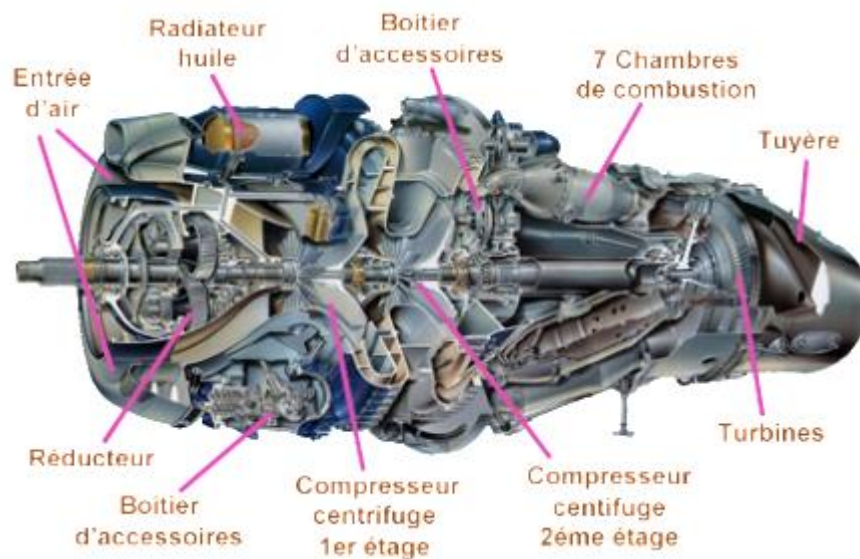
De construction simple et légère ce type de turbopropulseur a quand même des inconvénients:

- ✓ Le débit d'air dans la chambre de combustion dépend directement du régime de rotation compresseur/hélice.

- ✓ La régulation de l'hélice est compliquée. Schéma de principe d'un turbopropulseur à turbine liée composée de trois turbines, de deux compresseurs centrifuges et d'un réducteur épicycloïdal.



**Figure 9 : Schéma d'un turbopropulseur à turbine liée**



**Figure 10 : Schéma d'un turbopropulseur à turbine liée**

Avions connus en simulation utilisant des moteurs à turbine liée tels que :

✚ Honeywell TPE331

Puissance de 600 Cv à 900 Cv en fonction du modèle.

Exemple : Jetstream 32 (Garnet TPE331), Jetstream 41 (Garnet TPE331), MU-2 Marquise (Garnet TPE331), Cessna 441 (Garnet TPE331) et Piper Cheyenne (Garnet TPE331)

 Allison T56

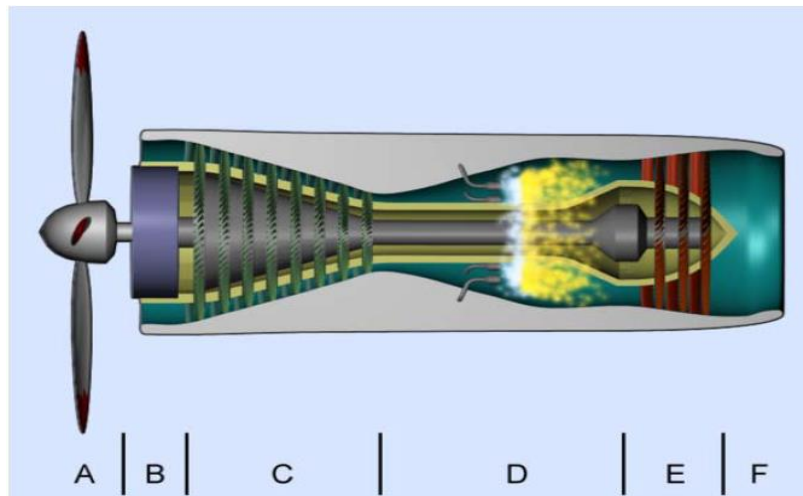
Puissance maximum de 4350 ch.

**III.6 : Fonctionnement en générale**

(3) L'hélice (A) pré comprime l'air admis dans les entrées d'air. L'air est comprimé par les compresseurs (C). Il est ensuite introduit dans la chambre de combustion, là il est mélangé au carburant pulvérisé. Un système d'allumage démarre la combustion du mélange gazeux. L'énergie cinétique des gaz à la sortie de la chambre de combustion (D) est utilisée de trois façons. [5]

Elle sert à :

- Actionner les turbines (E) (ou CT Disk) qui entraînent les compresseurs (C) et les génératrices électriques.
- Actionner la turbine (E) qui entraîne le réducteur (B), lui-même entraînant l'hélice (le réducteur transforme la vitesse élevée à faible couple en vitesse faible à fort couple).
- Fournir une poussée à l'avion par l'hélice (A) et l'échappement des gaz dans la tuyère (F).



*Figure 11 : Schéma fonctionnel d'un turbopropulseur*

## **PARTIE II : PERFORMANCE D'UN MOTEUR TURBOPROPULSEUR**

## Chapitre IV : PERFORMANCE D'UN PROPULSEUR

### IV.1 : Calcul de la poussée

La force qui propulse l'avion en avant pour une vitesse de vole donnée est appelée force propulsive ou poussée. Cette dernière dépend principalement à la vitesse d'éjection des gaz dans la tuyère d'échappement. [6]

#### IV.1.1 : Propulseur à hélice

La surface de contrôle du turbopropulseur entre les sections 1 et 2 est montrée sur la figure ci-dessous

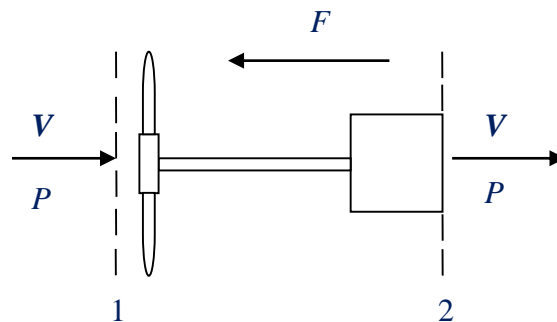


Figure 12 : La poussée dans le cas d'un turbopropulseur

On a :

$$F = (\dot{m}_a + \dot{m}_c)V_s - \dot{m}_a V_e \quad (1.01)$$

Avec :  $\dot{m} = \dot{m}_a + \dot{m}_c$

$\dot{m}_c$  : débit massique d'un carburant

$\dot{m}_a$  : débit massique d'air

Pour une détente complète :

$$V_s = V_j$$

$$\text{Alors :} \quad F = \dot{m}V_j - \dot{m}_a V_e \quad (1.02)$$

Puisque la masse du carburant est très petite devant la masse de l'air donc elle peut être négligée.

$$F = \dot{m}_a(V_j - V_e) \quad (1.03)$$

### IV.2 : Poussée spécifique

La poussée développée par unité de masse est appelée poussée spécifique

$$F_{sp} = \frac{F}{\dot{m}} \quad (1.04)$$

#### **IV.3: Consommations**

##### IV.3.1: Consommation massique horaire (CH)

C'est la consommation de fuel (kérosène) par heure qui est donnée par la loi suivante :

$$CH = 3600 \cdot \dot{m}_f \quad (1.05)$$

##### IV.3.2: Consommation spécifique (Csp)

C'est une notion très importante caractérisant un turbopropulseur, elle est définie comme le rapport de la consommation horaire sur la poussée du moteur. (4)

$$CSP = \frac{CH}{F} \quad (1.06)$$

CSP : Consommation spécifique

F : Poussée

#### **III.4 : Puissances**

Un turbopropulseur fournit une puissance pour faire tourner l'hélice, tandis que le turboréacteur fournit une poussée.

L'hélice étant en rotation, on connaît son régime (en tours par minute par exemple), et son couple ce qui permet d'en déduire la puissance fournie d'après la formule :

$$P = \vec{C} \cdot \vec{\Omega} \quad (1.07)$$

Avec :

- $P$  : La puissance (en W).
- $\vec{C}$  : Le couple (en N.m),
- $\vec{\Omega}$  : La vitesse de rotation (en rad/s),

Si l'on souhaite obtenir la puissance  $P$  en chevaux (ch), on utilisera le régime de rotation  $N$  en tr/min, et le couple  $C$  en mètre-kilogramme ( $m \cdot kg$ ), ainsi qu'une constante :

$$P = \frac{C \cdot N}{716,5} \quad (1.08)$$

#### **IV.5 : Puissance de propulsion**

C'est le travail effectué par la force  $F$

$$P_p = \dot{W} = n.F.V_e \quad (1.09)$$

Avec  $n$  : le nombre de propulseurs dans l'avion

$V_e$  : la vitesse de vol.

#### **IV.6 : Puissance dynamique**

C'est la puissance communiquée au fluide traversant le propulseur

$$P_d = \Delta E_c = \frac{1}{2}(\dot{m}_a + \dot{m}_c)V_s^2 - \frac{1}{2}\dot{m}_a V_e^2 \quad (1.10)$$

$\dot{m}_a$  : débit massique d'air

$\dot{m}_c$  : débit massique d'un carburant

#### **IV.7 : Puissance calorifique**

C'est la puissance fournie au réacteur par la combustion supposée idéal du carburant débite dans la chambre de combustion. Le moteur à turbopropulseur consomme du kérogène qui est caractérisé par son pouvoir calorifique PCI qui est la quantité de chaleur dégagée par la combustion complète d'un kilogramme du jetA1.

$$P_c = \dot{m}_f.PCI \quad (1.11)$$

$P_c$  : Puissance calorifique

$\dot{m}_f$  : débit massique d'un kilogramme du jetA1

PCI : Pouvoir calorifique inferieur

#### **IV.8 : Puissance thermodynamique ou thermique théorique**

En supposant que la machine fonctionne suivant le cycle théorique, cette puissance serait la fraction de puissance calorifique transformée en énergie mécanique par seconde.

$$P_{th} = P_c - P_t \quad (1.12)$$

$P_{th}$  : Puissance théorique

$P_c$  : Puissance calorifique

$P_t$  : puissance théorique perdue sous forme de chaleur

#### **IV.9 : Puissance thermique réelle**

En réalité le réacteur ne fonctionne pas suivant le cycle théorique, il y a des pertes à l'intérieur de la machine et la puissance thermique réelle est la fraction de puissance calorifique transforme

en énergie mécanique. Elle est représentée par la différence entre la puissance cinétique du jet à la sortie du réacteur et la puissance cinétique de l'air qui entre dans ce dernier

Pour un turbopropulseur :

$$P_{thr} = \frac{1}{2} \dot{m}_c (V_{jc}^2 - V_o^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_f (V_j^2 - V_o^2) + \frac{1}{2} \dot{m}_f V_{jc}^2 \quad (1.13)$$

Avec :

$P_{thr}$  : Puissance thermique réelle

$\dot{m}_c$  : débit massique d'un carburant

$\dot{m}_f$  : débit massique d'un kilogramme du jet A1

$V_o$  : Vitesse initiale

$V_{jc}$  : Vitesse du jet de carburant

$V_j$  : Vitesse du jet

#### **IV.10 : Rendement propulsive**

C'est l'aptitude du moteur à transformer la puissance dynamique en puissance de propulsion.

$$\eta_P = \frac{\text{Puissance propulsive}}{\text{Puissance dynamique}} = \frac{P_P}{P_d} \quad (1.14)$$

#### **IV.11 : Rendement thermique**

Caractérise l'aptitude du moteur à transformer la puissance thermique en puissance dynamique

$$\eta_{Th} = \frac{\text{Puissance dynamique}}{\text{Puissance thermique}} = \frac{P_d}{P_{Th}} \quad (1.15)$$

#### **IV.12 : Rendement thermopropulsive (globale)**

C'est l'aptitude du moteur à transformer la puissance thermique en puissance de propulsion

$$\eta_g = \frac{\text{Puissance propulsive}}{\text{Puissance thermique}} = \frac{P_p}{P_{Th}}$$

$$\eta_{Th,P} = \eta_g = \eta_P \cdot \eta_{Th} \quad (1.16)$$

#### **IV.13 : Performance et utilisation**

[7] Les turbopropulseurs fournissent des puissances importantes pour une consommation moindre que celle des réacteurs.

Ils ne peuvent toutefois pas fournir des puissances aussi importantes.

La persistance de l'hélice peut être un problème pour la sécurité au sol (personnel) et en vol (givrage).

Les turbopropulseurs ont pris une grande part du marché et ils sont utilisés pour :

- Les avions de transport régionaux (ATR 42 et 72, ATP, Do228,)
- Dans l'aviation privée d'affaire (Beech King 200, Piper Malibu, PC12, ...)
- Pour les avions militaires d'entraînement initial. Les progrès récents des réacteurs de faible et moyenne puissance rendent ces moteurs moins attrayants pour les prochaines générations d'avions de ces catégories. Pour les hélicoptères, leur part est sans cesse croissante et il est fort probable que dans quelques années toutes les voilures tournantes seront motorisées par des turbines à l'exception des hélicoptères légers de loisir.

### **Chapitre V : TECHNOLOGIE DE LA COMBUSTION**

#### **V.1 : Les carburants aviations**

Les carburants pour avions se partagent en deux groupes :

- L'essence aviation (AVGAS = aviation gasoline)
- Le kérosène

##### V.1.1 : L'essence aviation

(5) Beaucoup d'avions à hélices sont équipés d'un moteur à piston consommant de l'essence aviation (AVGAS = aviation gasoline). De même que l'essence automobile, l'essence aviation est composée d'hydrocarbures à chaîne courte entrant en ébullition entre 60° C et 170° C. En raison de ses conditions d'utilisation, elle doit, elle aussi, respecter des exigences de qualité particulières, différentes de celles de l'essence automobile. La qualité standard en Suisse est l'AVGAS 100 LL, présentant un indice d'octane de 100 et une faible teneur en plomb (LL = low lead).

##### V.1.2 : Le Kérosène

Le kérosène est le carburant pour avions le plus utilisé. Il sert aux jets civils et militaires, aux avions à turbo propulsion et aux hélicoptères entraînés par

des moteurs à turbines. En aviation civile, le carburant de ce type le plus répandu est le Jet A-1, défini par la norme internationale AFQRJOS (*Aviation Fuel Quality Requirements for Jointly Operated Systems*), qui gèle au minimum à  $-47^{\circ}\text{C}$  (car c'est la limite inférieure définie par l'AFQRJOS). Il entre en ébullition autour de  $150^{\circ}\text{C}$  -  $250^{\circ}\text{C}$  et, comme le diesel, appartient à la catégorie des distillats de densité moyenne. Le kérosène est plus léger que le diesel, mais plus lourd que l'essence. En raison de ses conditions d'utilisation extrêmes à haute altitude (températures et pression de l'air faibles), il doit respecter des exigences de qualité particulièrement strictes.

a : Caractéristiques des carburants pour l'aviation

Aux États-Unis, il existe également un carburant Jet A, dont la fabrication est un peu moins coûteuse mais qui gèle à une température inférieure à  $-40^{\circ}\text{C}$ . La norme américaine de carburant militaire JP-8 est proche du Jet A-1, à quelques additifs près. Pour un usage en environnement froid, notamment dans le nord canadien, il existe aussi une spécification Jet B ; ce carburant inclut, en sus du kérosène, une fraction d'essence (coupe naphta), ce qui lui permet de rester liquide à de plus basses températures. (6)

TYPES	Jet A	Jet B	JP-4	JP-5	JP-8
Aromatiques, Vol. % (max)	25	25	25	25	25
Soufre total, masse % (max)	0,3	0,3	0,4	0,4	0,3
Point d'ébullition final, $^{\circ}\text{C}$ (max)	300		270	300	300
Point éclair, $^{\circ}\text{C}$	38			60	38
Densité à $15^{\circ}\text{C}$ , $\text{kg/m}^3$	775-840	751-802	751-802	788-845	775-840
Point de congélation, $^{\circ}\text{C}$	-40	-50	-58	-46	-47
Énergie de combustion, MJ/kg	42,8	42,8	42,8	42,6	42,8

**Tableau 1 : Tableau caractéristique des carburants pour l'aviation**

b: Caractéristiques du carburant JET A1

TYPES	États-Unis	Royaume-Uni	International	Russie	Chine
Date	1996	1996	1996	1996	1994
Soufre total, masse % (max)	0,3	0,3	0,3	0,25	0,2
Point d'ébullition final, °C (max)	300	300	300	98 % de distillat à 250 °C	300
Point éclair, °C	38	40	40	33	38
Densité à 15 °C, kg/m <sup>3</sup>	775-840	775-840	775-840	775 à 20 °C	775-830 (20 °C)
Point de congélation, °C	-47	-47	-47	-50	-47
Énergie de combustion, MJ/kg (min)	42,8	42,8	42,8	42,9	42,8

*Tableau 2 : Tableau caractéristique du carburant JET A1*

**V.2 : La section chambre de combustion**

[8] La chambre de combustion assure la combustion d'un mélange air / carburant, afin 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, (Voir figures 9 et 10).

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 PW127F à une chambre de combustion de type annulaire à flux inversé contenue dans le carter de générateur de gaz. Quatorze injecteurs de carburant sont montés sur la périphérie extérieure de la case « générateur de gaz », où ils sont émergés dans la chambre de combustion. Deux 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 pose, 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.

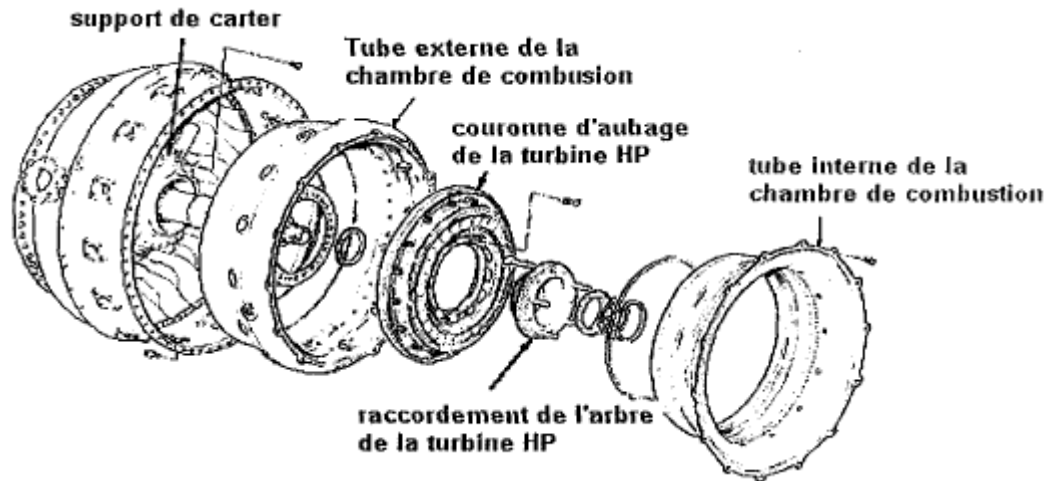
### **V.3 : Fonctionnement de la chambre de combustion**

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

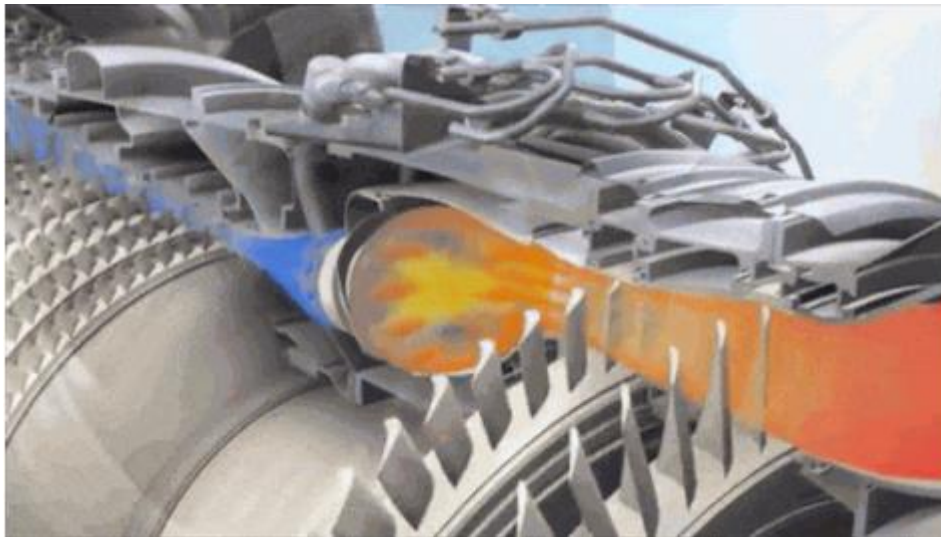
L'alimentation en air de la chambre de combustion se fait sous pression constante et satisfaisante, elle est assurée par le compresseur si l'on considère qu'il tourne à régime stabilisé. La combustion du mélange doit s'effectuer parfaitement, dans un délai très court, à température élevée pour transmettre 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 13 : Description de la chambre de combustion du turbopropulseur PW127F*



*Figure 14 : La section chambre de combustion du turbopropulseur PW127F*

## Chapitre VI : DIFFERENTS ELEMENTS D'UN PROPULSEUR

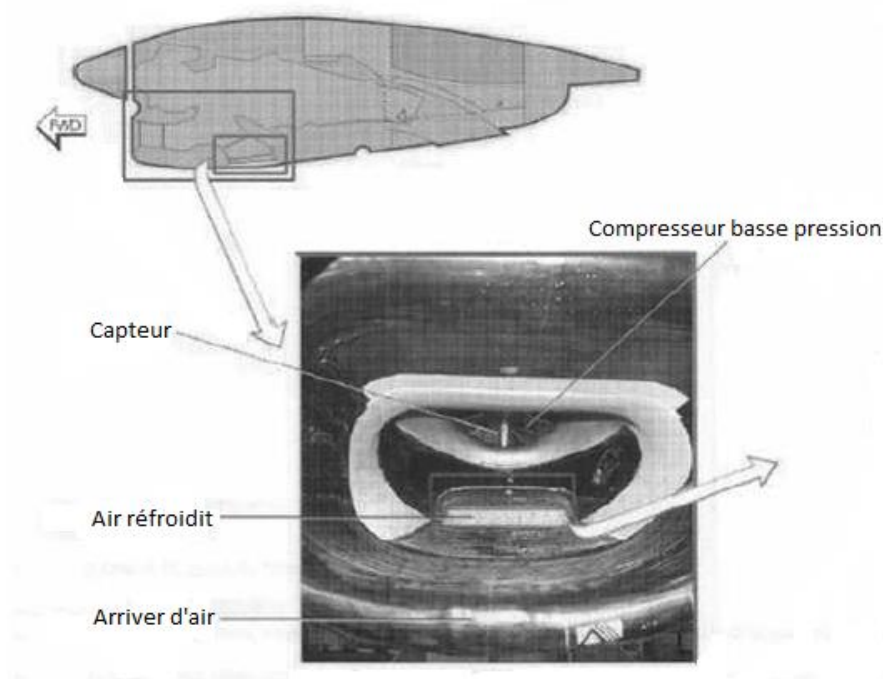
### VI.1 : Introduction

Le turbopropulseur est un réacteur dont la turbine entraîne une hélice. Le turbopropulseur est généralement double-corps, c'est-à-dire qu'il dispose de deux turbines en sortie qui font tourner deux arbres coaxiaux. La première turbine est reliée au compresseur, la seconde à l'hélice. Le turbopropulseur a été difficile à mettre au point car il associe les difficultés du réacteur et de l'hélice. Son rendement est supérieur à celui du turboréacteur, mais son utilisation est limitée par la baisse de rendement de l'hélice au-delà de Mach 0,7 et au-delà de 8 000 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.

## **VI.2 : La section entrée d'air**

La section entrée d'air est un conduit destiné à capter l'air et à l'amener dans les meilleures conditions possibles à l'entrée du compresseur. Sa forme est étudiée de telle sorte que la résistance à l'avancement soit aussi faible que possible et que l'écoulement soit régulier dans tout le domaine de fonctionnement.



**Figure 15 : Section entrée d'air du turbopropulseur PW127F**

### **VI.2.1 : Fonctionnement de la section entrée d'air**

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 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.

On est donc amené à définir l'efficacité d'une entrée d'air comme étant le rapport :

$$\sigma = \frac{\text{Pression totale réelle à l'entrée compresseur}}{\text{Pression totale théorique à l'entrée compresseur}} \quad (1.01)$$

### **VI.3 : Le 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.

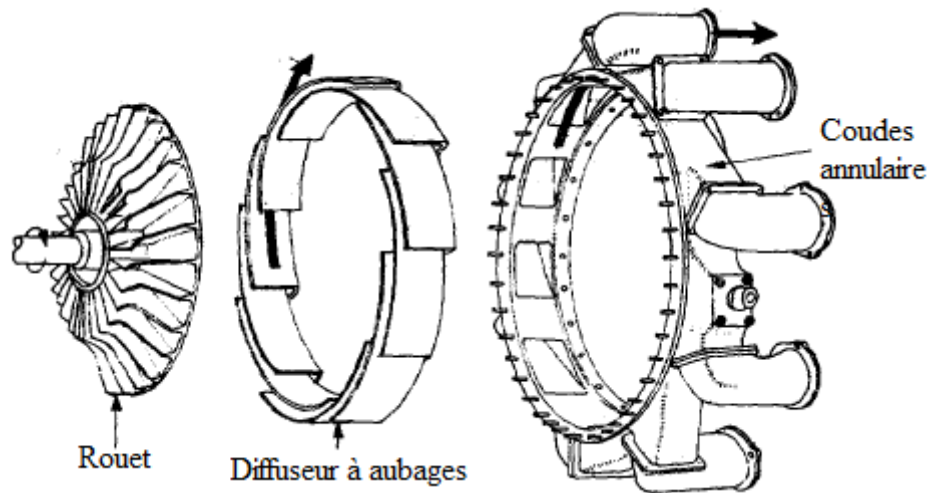
Un compresseur est essentiellement caractérisé par : Le taux de compression  $\pi$ , le débit d'air  $q_m$ , la puissance absorbée  $w = m \cdot C_p \cdot \Delta T$  et le rendement  $\eta$ , il est de l'ordre de 80%. Le processus thermodynamique pour l'obtention d'un bon rendement de combustion, implique une alimentation en air sous pression. Le rôle du compresseur est d'assurer cette alimentation. 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

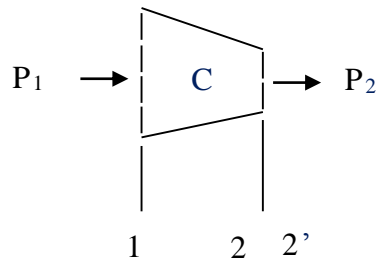
vitesse), afin d'éviter les phénomènes d'extinction riches (trop de carburant/air) ou extinction pauvre (trop d'air / carburant).



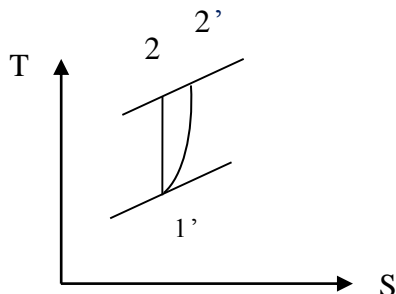
**Figure 16 : Description du compresseur centrifuge**

#### VI.3.1 : Calcul du compresseur

C'est un processus de compression adiabatique non réversible. Le schéma et le diagramme TS d'un compresseur sont représentés respectivement sur les figures ci-dessous



**Figure 17 : Schéma d'un compresseur**



**Figure 18 : Diagramme TS d'un compresseur**

$1' \rightarrow 2$  est la transformation compression isentropique (transformation idéale)

$1' \rightarrow 2'$  est la transformation compression polytropique (transformation réelle)

L'équation d'énergie donne

$$\dot{W}_{1',2} = \dot{m}[C_p \Delta T]$$

avec:  $\dot{Q} = 0$ , et  $\Delta E_p = 0$   $\Delta E_c = 0$

$$(\dot{W}_{1',2} = \dot{m}[C_p(T_2 - T_{1'})]) \quad (1.02)$$

Pour une transformation adiabatique on a aussi :

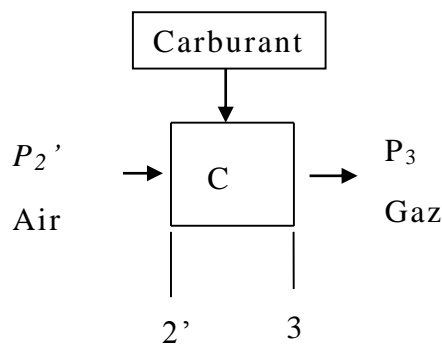
$$P_1' T_1'^{\gamma/1-\gamma} = P_2 T_2^{\gamma/1-\gamma} \quad (1.03)$$

Le rapport de compression est

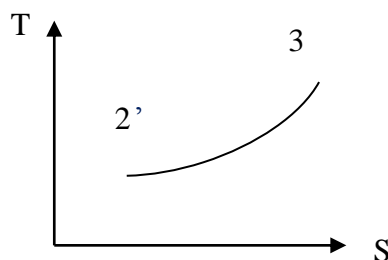
$$r_c = \frac{P_2}{P_1'} \quad (1.04)$$

#### **VI.4 : La chambre de combustion**

Le schéma et le diagramme *TS* de la chambre de combustion sont représentés respectivement sur les figures ci-dessous.



**Figure 19 : Schéma de la chambre de combustion**



**Figure 20 : Diagramme TS de la chambre de combustion**

La masse du mélange est donnée par :

$$\dot{m} = \dot{m}_a + \dot{m}_c \quad (1.05)$$

Avec

$\dot{m}_a$  : débit de l'air.

$\dot{m}_c$  : débit du carburant.

L'équation d'énergie donne :

$$\dot{Q} = \dot{m}[C_p(T_3 - T_{2'})] \quad (1.06)$$

Et  $\dot{W} = 0$  ,  $\Delta E_p = 0$ ,  $\Delta E_c = 0$  et  $P_{2'} = P_3$

#### VI.4.1 : Rendement de la combustion

$$\eta_{cc} = \frac{\text{augmentation d'enthalpie des gaz}}{\text{l'énergie fournie par le carburant}} \quad (1.07)$$

$$\eta_{cc} = \frac{(\dot{m}_a + \dot{m}_c)H_3 - \dot{m}_a H_{2'}}{\dot{m}_c P_c^t}$$

Avec

$$H_3 = C_p T_3$$

$$H_{2'} = C_p T_{2'}$$

#### VI.5 : Les turbines

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. Le PW127F est un GTP à turbines libres. 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.

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.

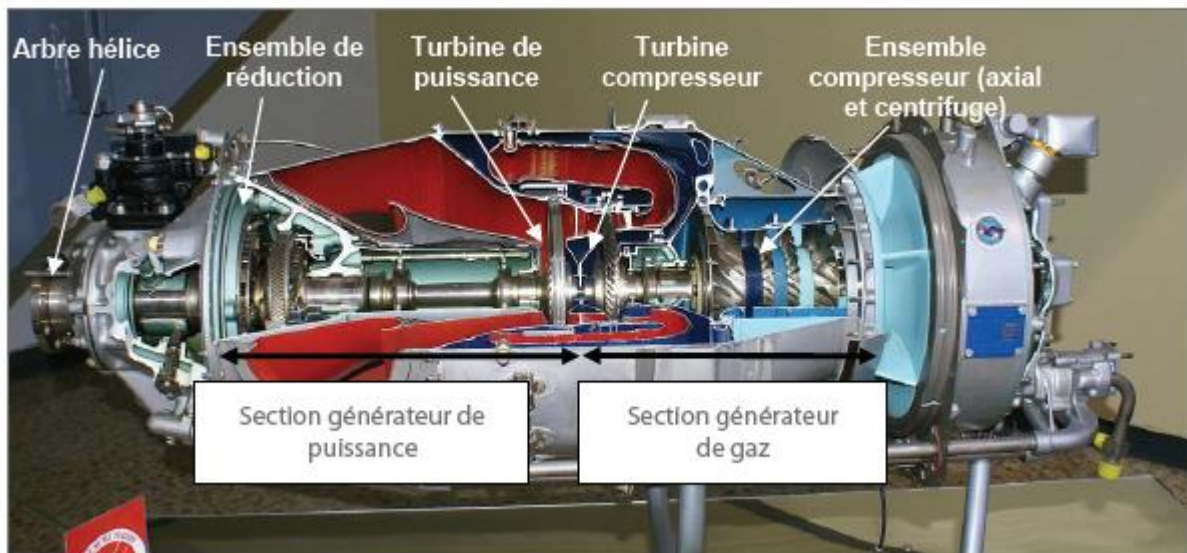
Le turbopropulseur PW127F est composé de deux turbines axiales d'un seul étage (BP et HP) et d'une turbine libre ou de puissance de deux étages. Les turbines HP et BP (le CT Disk), entraînent respectivement les compresseurs HP et BP alors que la turbine libre entraîne l'hélice. L'étage turbine haute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

#### VI.5.1 : Fonctionnement de la section turbine

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.

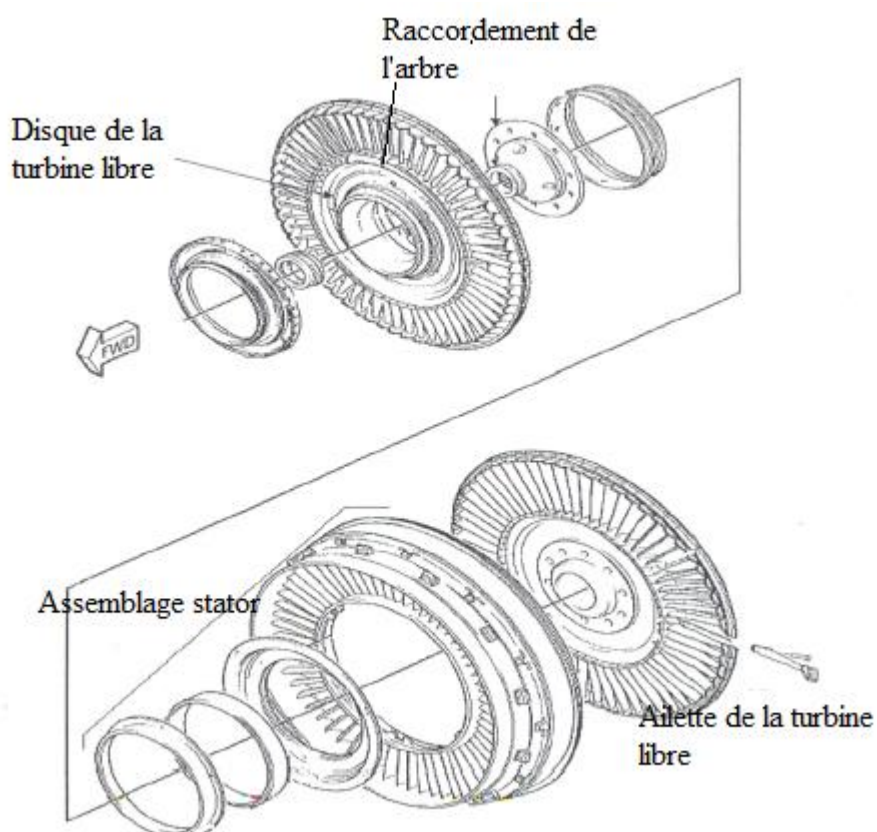
La turbine libre présente de nombreux avantages dont les principaux sont les suivants :

- ✓ 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.





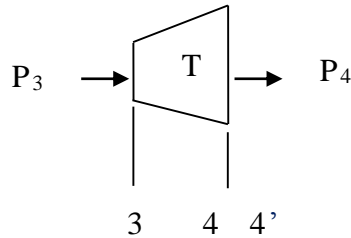
*Figure 21 : Schéma qui montre la turbine du turbopropulseur*



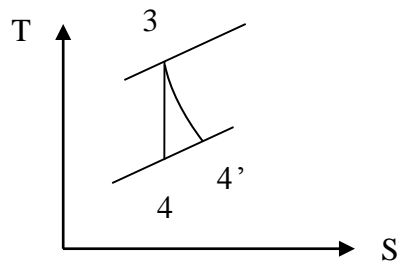
*Figure 22 : L'étage de la turbine libre (turbine de puissance)*

### VI.5.2 : Calcul de la turbine

Le schéma et le diagramme  $TS$  de la turbine sont représentés respectivement sur les figures ci-dessous.



**Figure 23 : Schéma de la turbine**



**Figure 24 : Diagramme TS de la turbine**

$3 \rightarrow 4$  est la transformation détente isentropique (transformation idéale)

$3 \rightarrow 4'$  est la transformation détente poly tropique (transformation réelle)

L'équation d'énergie donne :

$$\dot{W}_{3,4} = \dot{m}[C_p \Delta T] \quad (1.08)$$

avec  $\dot{Q} = 0$ , et  $\Delta E_p = 0$   $\Delta E_c = 0$

$$(\dot{W}_{3,4} = \dot{m}[C_p(T_4 - T_3)]) \quad (1.09)$$

Pour une transformation adiabatique on a aussi :

$$P_3 T_3^{\gamma/1-\gamma} = P_4 T_4^{\gamma/1-\gamma}$$

$$r_T = \frac{P_3}{P_4} \quad (1.10)$$

### VI.5.3 : Rendement isentropique de la turbine

$$\eta_T = \frac{\text{travail fourni par la transformation polytropique}}{\text{travail fourni par la transformation isentropique}}$$

D'où : 
$$\eta_T = \frac{W_{3,4'}}{W_{3,4}} = \frac{\Delta H_{3,4'}}{\Delta H_{3,4}} = \frac{(T_3 - T_{4'})}{(T_3 - T_4)} \quad (1.11)$$

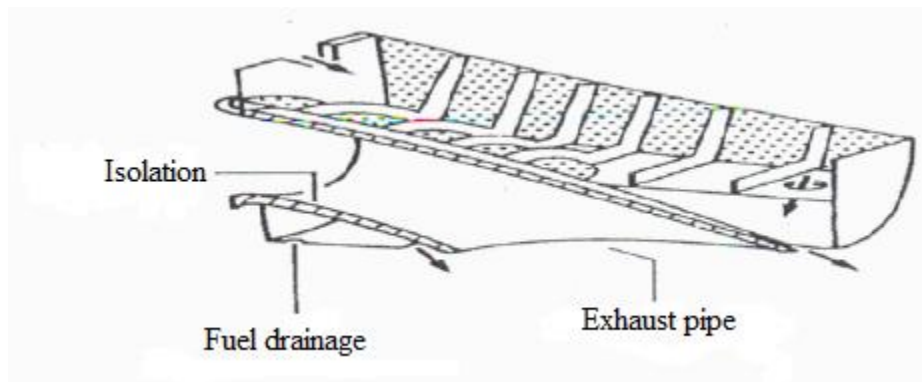
### VI.6 : La tuyère

[9] La tuyère est une conduite convergente (convergente divergente) à paroi thermiquement isolée. Sa fonction est de convertir l'énergie de pression des gaz de combustion en énergie cinétique. Les gaz de combustion traversant la tuyère dans un propulseur subissent une détente dynamique.

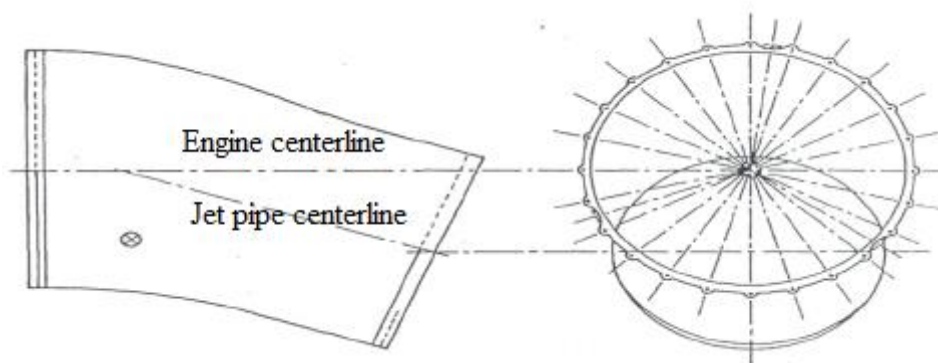
L'énergie mécanique libérée par les gaz brûlés à trois fonctions :

- ✓ 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 d'échappement.



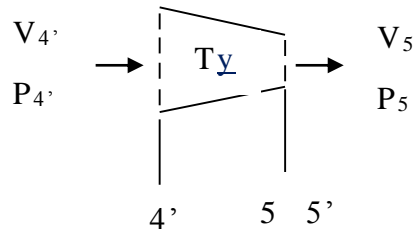
**Figure 25 : Tuyau d'échappement du turbopropulseur PW127F**



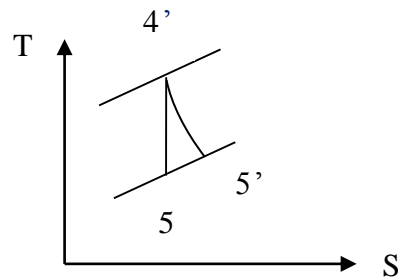
**Figure 26 : Tuyère d'éjection du turbopropulseur PW127F**

### VI.6.1 : Calcul de la tuyère

Le schéma et le diagramme  $TS$  d'un diffuseur sont représentés respectivement sur les figures ci-dessous.



**Figure 27 : Schéma de la tuyère**



**Figure 28 : Diagramme TS de la tuyère**

$4' \rightarrow 5$  est la transformation isentropique (transformation idéale)

$4' \rightarrow 5'$  est transformation poly tropique (transformation réelle)

L'équation d'énergie donne :

$$\dot{m}_g \left[ C_p \Delta T + \frac{1}{2} (V_5^2 - V_{4'}^2) \right] = 0 \quad (1.12)$$

Avec  $\dot{Q} = 0$ ,  $\dot{W} = 0$  et  $\Delta E_p = 0$

La vitesse  $V_{4'}$  peut être négligée devant  $V_5$

$$\dot{m}_g \left[ C_p (T_5 - T_{4'}) + \frac{1}{2} (V_5^2) \right] = 0 \quad (1.13)$$

Pour une transformation adiabatique on a aussi :

$$P_{4'} T_{4'}^{\gamma/1-\gamma} = P_5 T_5^{\gamma/1-\gamma} \quad (1.14)$$

### VI.6.2 : Rendement isentropique de la tuyère

$$\eta_{Ty} = \frac{\text{chute d'enthalpie dans la transformation polytropique}}{\text{chute d'enthalpie dans la transformation isentropique}}$$

$$\eta_{Ty} = \frac{\Delta H_{4',5'}}{\Delta H_{4',5}} = \frac{(T_{4'} - T_{5'})}{(T_{4'} - T_5)} \quad (1.15)$$

### VI.6.3 : Vitesse d'éjection des gaz

La vitesse d'éjection des gaz  $V_5$  peut être calculée de l'équation suivante :

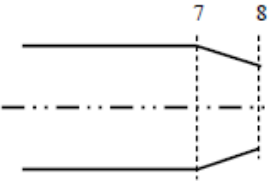
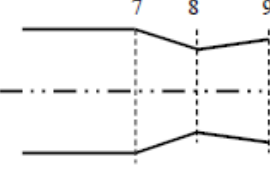
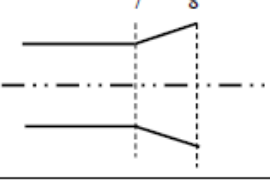
$$V_5 = \sqrt{2C_p(T_{4'} - T_5)} \quad (1.16)$$

Remarque :

- ✚ La variation d'entropie  $\Delta S$  est due à l'irréversibilité des transformations. L'augmentation d'entropie pour les transformations réelles du diffuseur, du compresseur, de la turbine et de la tuyère est dû à la production de chaleur par l'effet de frottement.
- ✚ La combustion est généralement accompagnée par une chute de pression  $\Delta P_{cc}$

### VI.6.4 : Caractéristique d'une tuyère

La tuyère se situe classiquement entre les plans 7 et 8 pour une tuyère simplement convergente ou simplement divergente et entre les plans 7 et 9 pour une tuyère convergente-divergente. Le phénomène physique décrit est une détente adiabatique sans échange de travail ni modification du débit. Le calcul se fait en une seule étape pour les tuyères simplement convergentes ou divergentes et en deux étapes pour les tuyères convergente-divergentes.

		ADAPTEE	CRITIQUE
TUYERE CONVERGENTE		$M_7 < M_8 < 1$ $P_{s8} = P_{s0} (*)$	$M_8 = 1$ $P_{s8} > P_{s0}$
TUYERE CONVERGENTE DIVERGENTE		$M_7 < M_8 < 1$ $M_9 < M_8 < 1$ $P_{s9} = P_{s0} (*)$	$M_8 = 1$ $P_{s8} > P_{s0}$ $M_9 > 1$ $P_{s9} = P_{s0} (*)$
TUYERE DIVERGENTE		$M_8 < M_7 < 1$ $P_{s8} = P_{s0} (*)$	-

*Tableau 12 : tableau caractéristique d'une tuyère*

### **VI.7 : Le module réducteur de vitesse**

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

#### **VI.7.1 : Description du module de vitesse**

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  $\frac{1}{10}$

Le RGB peut réduire la vitesse jusqu'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

Le rapport de réduction du RGB se définit ainsi :

$$R = \text{rapport de réduction} = \frac{N_{\text{sortie}}}{N_{\text{entrée}}}$$

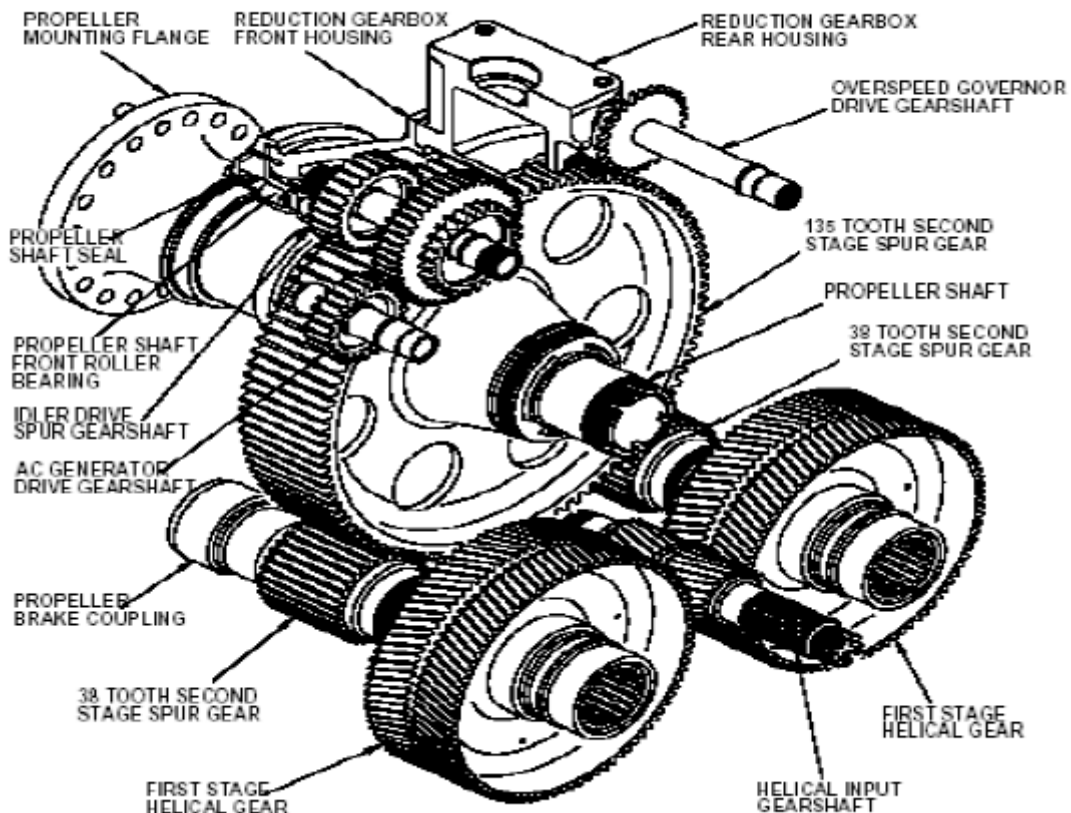
Quel que soit le type de turbopropulseur, le régime de sortie est toujours celui de l'hélice ( $N_H$ ). L'arbre moteur pour un GTP liée et soit l'arbre compresseur turbine soit le générateur ( $N_G$ ) ; tandis que pour une GTP libre, l'arbre d'entrée est celui des turbines libres ( $N_{TL}$ ).

- 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  $\frac{1}{10}$  à  $\frac{1}{20}$

#### VI.7.2 : Limitation réducteur

Le réducteur est un composant essentiel du turbopropulseur. En effet, cet élément qui transmet des puissances élevées nécessite une lubrification importante. Le débit d'huile représente approximativement dix fois le débit carburant du générateur, soit environ 60% du circuit huile total du moteur (générateur, accessoires, réducteur, hélice). Le réducteur et ses composants sont dimensionnés (forme, matière, nombre, états de surface, traitements thermiques) pour transmettre la puissance du générateur. La puissance des turbines dépend du débit qui les traverse, mais aussi de l'écart de température auquel elles sont soumises. La puissance reste en effet limitée par la température maximale admissible. Il s'agit d'un phénomène physique que l'on appelle le fluage.



*Figure 29 : Le module réducteur de vitesse*

## **VI.8 : L'Hélice**

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.

### **VI.8.1 : Description et fonctionnement de l'hélice**

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. 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 caractéristiques principales de l'hélice du PW127F sont :

Diamètre	3, 93m (12,9 ft)
Poids à sec (ensemble hélice)	180 kg (400 Ibs)
Rotation	Dans le sens horaire (regardant de l'avant).
Vitesse de rotation	1200 tr/min correspondant à 100% sur indicateur NP au décollage.
La plage de variation de pas	De 80° à (-19°) (minimum)
L'angle de mise en drapeau	78,5°
Angle d'inversion de pas	-14°

**Tableau 3 : caractéristiques principales de l'hélice du PW127F**

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.

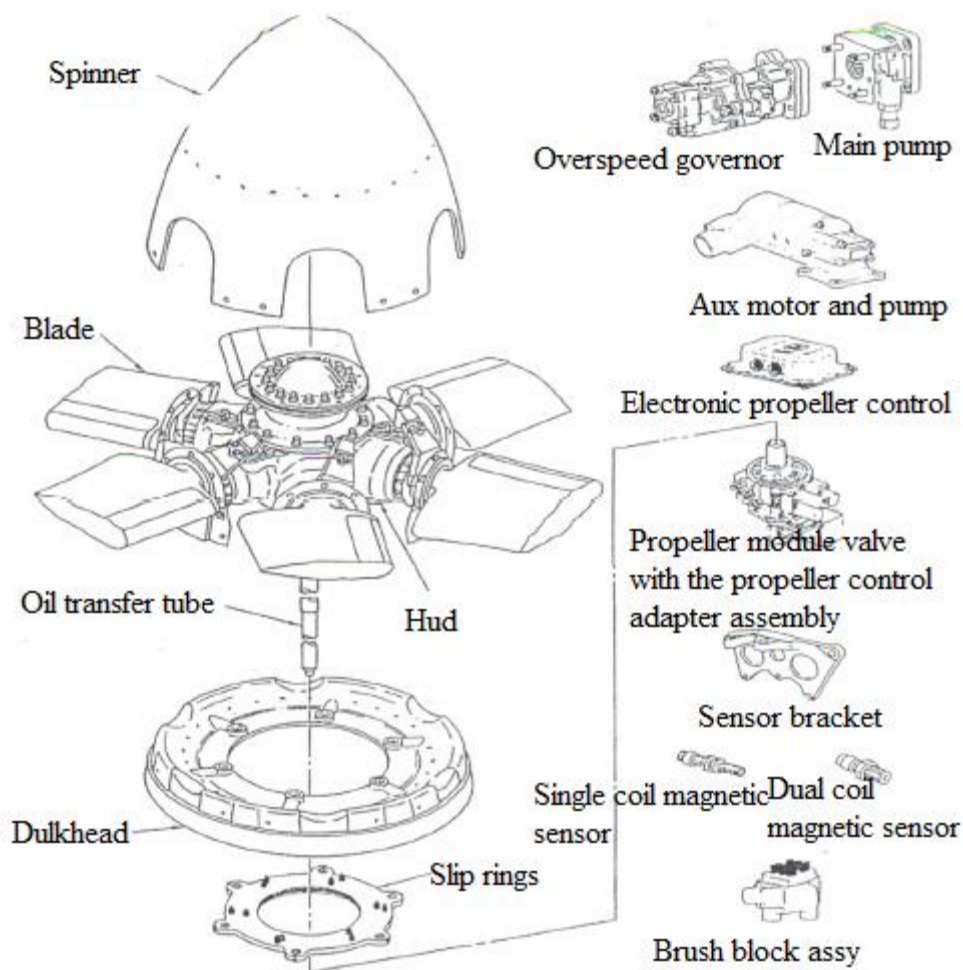
Le cône ou casserole d'hélice est un carénage en aluminium qui couvre le dôme.

- 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.

### VI.8.2 : 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. 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 « hôtel 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 30 : Le module hélice du turbopropulseur PW127F**

## **VI-9 : quelques plages des valeurs des éléments de performances d'un moteur**

### VI-9-1 : Evolution de la température

L'évolution de la température au sein d'un moteur est liée aux phénomènes de compression, de combustion et de détente dans les compresseur(s), chambre de combustion, turbine(s), (postcombustion) et tuyère.

De la température ambiante ( $T_0 = 15^\circ\text{C} = 288\text{ K}$ ) à l'entrée du moteur, son niveau peut atteindre lorsque le moteur tourne à son régime maximal (voir figure 19 pour le moteur ATAR):

- $50$  à  $60^\circ\text{C}$  en sortie du compresseur BP (soufflante ou fan) d'un moteur civil,
- $200$  à  $300^\circ\text{C}$  en sortie du compresseur BP d'un moteur militaire,
- $600$  à  $800^\circ\text{C}$  en sortie du compresseur HP,
- jusqu'à  $1600$ - $1700^\circ\text{C}$  ( $1850$ - $2000\text{ K}$ ) en sortie de la chambre de combustion,
- jusqu'à  $2000^\circ\text{C}$  ( $2300\text{ K}$ ) au sein de la chambre de combustion,
- jusqu'à  $900^\circ\text{C}$  ( $1200\text{ K}$ ) en sortie de la turbine BP,
- jusqu'à  $1800$ - $1900^\circ\text{C}$  ( $2100$ - $2200\text{ K}$ ) en sortie de postcombustion.

L'augmentation de température se fait partiellement dans le compresseur et principalement dans la chambre de combustion. La détente diminue cette température qui reste toutefois plus élevée en sortie de tuyère qu'en entrée du moteur.

#### VI-9-2 : Evolution de la pression

L'évolution de la pression au sein d'un moteur est, bien entendu, directement liée aux phénomènes de compression et de détente dans les compresseur(s) et turbine(s) (voir figure 19). S'y ajoutent à plus faible échelle, les pertes de pression, aussi appelées "pertes de charge".

Ces pertes de charge sont liées :

- soit aux frottements le long des parois (ordre de grandeur de  $0,1$  à  $1\%$ ),
- soit à la présence d'obstacles dans la veine, tels que stabilisateurs de flamme, injecteurs de carburant, canalisations, ..., dont les pertes de charge sont beaucoup plus importantes (Ordre de grandeur de  $1$  à  $10\%$ ). De la pression ambiante ( $P_0 = 101325\text{ Pa}$ ) à l'entrée du moteur, son niveau peut atteindre lorsque le moteur tourne à son régime maximal :

- $1,5$  à  $1,6$  bars en sortie de soufflante,
- $3$  à  $5$  bars en sortie du compresseur BP des moteurs militaires,
- $30$  à  $50$  bars en sortie du compresseur HP des moteurs civils et militaires,
- $3$  à  $5$  bars dans le canal et la tuyère d'éjection des moteurs militaires,
- $1,5$  à  $1,8$  bars dans le canal et la tuyère d'éjection des moteurs civils.

On constate que la pression, après une légère dégradation dans la manche d'entrée d'air, subit une forte augmentation dans le compresseur, puis de nouveau une légère dégradation dans la chambre de combustion. La pression diminue fortement dans la turbine et beaucoup plus faiblement dans le canal d'éjection avec un niveau dans la tuyère toujours supérieure à celui en entrée du moteur.

### VI-9-3 : Evolution de la vitesse

La vitesse d'écoulement s'accroît en amont du compresseur compte tenu du blocage due à la présence du cône moteur, puis diminue légèrement dans le compresseur. La vitesse s'accroît ensuite fortement en sortie de la chambre de combustion et décroît tout aussi fortement dans la turbine compte tenu de la détente qui s'y opère. La tuyère permet d'accroître à nouveau la vitesse, augmentant ainsi la quantité de mouvement en sortie du moteur. La poussée sera donc d'autant plus élevée que la différence de quantité de mouvement entre l'entrée et la sortie du moteur sera importante.

D'autre part, la vitesse de rotation des éléments mobiles (compresseur et turbine) étant fixée, la vitesse relative  $W$  le long de l'aubage va varier en fonction du rayon (voir figure 20) et peut atteindre des nombres de Mach supersoniques (vitesse  $> 1235$  km/h) en "tête" de pale (aube) de compresseur ou de turbine.

A régime maximum, les vitesses de rotation caractéristiques sont les suivantes :

- 4000 à 5000 tr/mn pour une soufflante de moteur civil,
- 11000 à 13500 tr/mn pour un compresseur BP de moteur militaire,
- 17000 à 18000 tr/mn pour un compresseur HP.

Les régimes minimums correspondent quant à eux au "ralenti sol" et "ralenti vol", valeurs en dessous desquelles le moteur risque de s'éteindre.

### VI-9-4 : Evolution du débit

Le débit qui traverse un moteur est intimement lié au diamètre d'entrée de ce moteur. La relation suivante permet d'estimer rapidement ce débit :

$$\text{Débit} = K. (\text{Diamètre})^2$$

(Kg/s)                      (m)<sup>2</sup>

Avec : -  $K \sim 150$  pour les moteurs militaires,

- $K \sim 140$  pour les moteurs civils.

La valeur plus faible du coefficient  $K$  pour un moteur civil venant du fait que ce type de moteur n'est jamais conçu au maximum du niveau technologique de l'époque donnée.

A titre indicatif, un moteur civil aspire environ 400 m<sup>3</sup> d'air par seconde, ce qui est équivalent au volume d'une maison.

### VI-9-5 : Evolution de la masse

La masse d'un moteur ( $m$ ) est en grande partie liée à son niveau de poussée ( $F$ ) et le rapport caractéristique poussée sur poids ( $F/m.g$ ) est relativement constant :

- 4 à 6 pour les moteurs sans postcombustion,

- 8 à 10 pour les moteurs avec postcombustion.

A titre d'exemple :

- le moteur militaire M88-2, développé et produit par SNECMA, pèse 900 kg pour un rapport poussé sur poids de 8,5 avec postcombustion,
- le moteur civil CFM56-5C4, développé et produit par SNECMA et General Electric, pèse 2500 kg pour un rapport poussé sur poids de 6,1 sans postcombustion.

A l'horizon 2015-2020, on vise des rapports de l'ordre de 10 pour les moteurs civils et de 20 avec postcombustion pour les moteurs militaires, avec une rupture de pente due aux nouvelles technologies .

## **Partie III : ETUDE ECONOMIQUE**

## Chapitre VII : COMPARAISON DES MOTEURS TURBOPROPULSEURS

### **VII.1 : Introduction**

(7) La présentation des spécifications des aéronefs identifiés et ciblés se fait ici sur une base comparative. Nous nous intéresserons principalement aux performances du groupe motopropulseur, à la taille des appareils, à leur capacité, ainsi qu'aux limitations spécifiques en terme de vitesses d'exploitation.

### **VII.2 : Groupe motopropulseur**

Le tableau ci-dessous compare les performances du groupe motopropulseur pour les appareils ciblés et identifiés. À l'évidence, le moteur du PC-12 place cet aéronef dans une catégorie à part, même quand on le compare au bimoteur Beech King Air 100. La puissance du moteur PT6A-67B est comparable à celle combinée des deux moteurs du King Air 100 pour tirer la même charge. Donc, si la fiabilité du moteur PT6A-67B le justifie, le Pilatus PC-12 pourra constituer une alternative très intéressante aux bimoteurs établis comme le King Air 100. Le Piper Navajo n'est tout simplement pas dans la course. [10]

La puissance du moteur telle que présentée ici est celle recommandée au décollage. De fait, la puissance maximale réelle du moteur PT6A-67B (Pilatus PC-12) est de 1605 Cv. La limitation à 1200 Cv réduit ainsi la sollicitation du moteur, pour une meilleure fiabilité durant le vol. L'examen de ce tableau confirme que, du point de vue groupe motopropulseur, le Pilatus PC-12 surclasse tous les monomoteurs ciblés et se compare avantageusement au bimoteur King Air 100, si on se réfère à la puissance combinée de ses deux moteurs.

	Monomoteurs			Bimoteurs	
MOTEUR	Pilatus PC-12	Socata TBM 700	Cessna 208B	Beechcraft King Air 100	Piper PA31-350 Navajo Chieftain
Constructeur	Pratt & Whitney	Pratt & Whitney	Pratt & Whitney	Pratt & Whitney	Lycoming
Modèle	PT6A-67B	PT6A-64	PT6A-114	2 PT6A-28	1 TIO-540-J2BD 1 LTIO-540-J2BD
Puissance (SHP)	1200	700	675	2 x 680	2 x 350
TBO (heures)	3, 500	3,000	3,600	3,600	2,000
Propulseur / Hélices					
Constructeur	Hartzell	Hartzell	Hartzell	Hartzell	Hartzell
Diamètre	105 po	91 po	106 po	90 po	80 po
Nombre de pales	4	4	3	4	3
Type	Vitesse constante	Vitesse constante	Vitesse constante	Vitesse constante	Vitesse constante

**Tableau 4 : Comparaison des caractéristiques des moteurs des aéronefs Ciblés**

### **VII.3 : Performances**

La comparaison des performances touche autant les vitesses d'exploitation que les distances franchissables en passant par les distances de décollage et d'atterrissage. Le tableau ci-dessous résume ces éléments de comparaison. La plupart des caractéristiques dont les distances de décollage et d'atterrissage sont obtenues dans des conditions atmosphériques normales, au niveau de la mer, et pour une charge maximale.

	Monomoteurs			Bimoteurs	
PERFORMANCES	Pilatus PC-12	Socata TBM 700	Cessna 208B	Beech King Air 100	Piper PA31- 350
Vitesse de croisière maximale (KTAS")	270	300	189	265	230
Vitesse de croisière économique (KTAS)	232	243		234	211
Taux de montée (pi/min)	1,680	1,800	975	2,140	1,120
Altitude maximale d'opération (pi)	30,000	30,000	25,000	30,000	24,000
Distance de décollage (pi)					
ISA – obstacles de 50 pi	2,300	2,133	2,420	2,710	2,510
ISA – Course au sol	1,475	1,378	1,365		1,350
Distance d'atterrissage (pi)					
ISA – obstacles de 50 pi	1,830	2,133	1,795	2,000	1,880
ISA – course au sol	945	1,215	950		1,045

*Tableau 5 : Comparaison des performances des aéronefs ciblés*

#### **VII.4 : Vitesses limites d'exploitation**

Les vitesses limites d'exploitation telles qu'indiquées sur le certificat de navigabilité d'un aéronef constituent le langage universel d'identification des performances d'un aéronef. Celles-ci incluent les vitesses critiques ( $V_A$ ,  $V_{NE}$ ,  $V_{NO}$ ,  $V_{SO}$ ,  $V_{SI}$ , etc.), les vitesses au décollage et à l'atterrissage ( $V_{FE}$ ,  $V_{LE}$ ,  $V_{LO}$ , etc.), ainsi que les vitesses recommandées pour la montée et la descente ( $V_X$ ,  $V_Y$ ,  $V_{XSE}$ ,  $V_{YSE}$ , etc.).

Le tableau ci-dessous présente une liste restreinte de ces vitesses caractéristiques pour les appareils ciblés et identifiés. La liste complète est généralement présente sur le certificat de type de chaque aéronef et dans les manuels du pilote de chaque aéronef. De nouveau, le tableau montre que le PC-12 se compare avantageusement avec les bimoteurs ciblés. Au niveau sécurité, la vitesse de décrochage à l'atterrissage du PC-12 est largement inférieure à celle des bimoteurs, ce qui lui assure un avantage pour la sécurité des passagers en cas d'atterrissage dur.

LIMITES RECOMMANDATIONS (KCAS)	Monomoteurs			Bimoteurs	
	Pilatus PC-12	Socata TBM 700	Cessna 208B	Beech King Air 100	Piper PA31- 325
$V_{MC}$ : vitesse minimale de contrôle avec un moteur en panne <sup>4</sup>				80	78
$V_{SSE}$ : vitesse minimale lorsqu'on utilise intentionnellement 1 seul moteur <sup>4</sup>					
$V_X$ : vitesse pour le meilleur angle de montée	110	95	72	101	
$V_Y$ : vitesse pour le meilleur taux de montée	120	123	104	112	110
$V_{XSE}$ : vitesse pour le meilleur angle de montée avec 1 seul moteur <sup>4</sup>				100	
$V_{YSE}$ : vitesse pour le meilleur taux de montée sur 1 seul moteur				108	105
$V_A$ : vitesse de calcul en manœuvre	170	160	148	169	162
$V_{FE}$ : vitesse maximale, volets sortis					
- atterrissage	130	120			
- décollage	165	180	175	184	160
$V_{LE}$ : vitesse maximale, train sorti	240	180		182	130

Tableau 6 : Limites et recommandations relativement aux vitesses d'utilisation

	Monomoteurs			Bimoteurs	
$V_{LO}$ : vitesse maximale avec train d'atterrissage en manœuvre	180	180		182	130
$V_{NO}$ : vitesse maximale de croisière autorisée par la structure	240	270	175	226	187
$V_{NE}$ : vitesse à ne jamais dépasser	240	270	175	226	236
$V_R$ : Vitesse de rotation	73	85	70	97	
$V_{S1}$ : vitesse de décrochage ou vitesse minimale de vol stabilisé	91 <sup>*</sup>	75	78	88	95
$V_{SO}$ : vitesse de décrochage-conditions d'atterrissage	64 <sup>*</sup>	61	61	78	80

Tableau 7 : Limites et recommandations relativement aux vitesses D'utilisation

### **VII.5 : Autres caractéristiques**

Pour des fins de comparaison, quelques autres caractéristiques méritent d'être soulignées. Il s'agit particulièrement de la capacité des aéronefs (nombre de passagers), de l'importance relative de l'aéronef dans la flotte active, de l'instrumentation standard, ainsi que des limitations indiquées sur le certificat de type. Les caractéristiques spécifiques du Pilatus PC-12 seront présentées dans une section séparée.

	Monomoteurs			Bimoteurs	
	Pilatus PC-12	Socata TBM 700	Cessna 208B	Beech King Air 100	Piper PA31- 350
<b>CAPACITE</b>					
Nombre de pilotes	1 ou 2	1	1	1 ou 2	1 ou 2
<b>Nombre max de sièges passagers</b>					
Transporteur régional	8 / 9	5	14	13	10
Configuration affaire	6 à 8	4	-	6 à 8	5
Combi fret/passagers	4	-	-	-	-
<b>Charge payante maximale (lb)</b>	2,640	1,351	3,288		
<b>Flotte en opération (en 2002)</b>	370	125	1,200	350	1,827

*Tableau 8 : Autres caractéristiques*

	Monomoteurs			Bimoteurs	
DIMENSIONS EXTERIEURES	Pilatus PC-12	Socata TBM 700	Cessna 208B	Beech King Air 100	Piper PA31-350
Longueur (pi)	47.3	34.9	41.5	39.9	34.7
Hauteur (pi)	14.0	14.3	15.5	15.5	13.0
Envergure (pi)	53.3	41.6	52.0	45.9	40.7
Surface alaire (pi <sup>2</sup> )	277.8	193.8	279.4	279.7	229.0
<b>CARLINGUE</b>					
Longueur (pi)	16.9	13.3	21.3	12.4	10.3
Hauteur (pi)	4.8	4.1	4.5	4.7	3.5
Largeur (pi)	5.0	4.0	5.3	4.5	4.1
<b>POIDS (lb)</b>					
À vide (standard)	5,732	4,100	4,965	7,092	4,383
Maximal au décollage	9,920	6,579	8,750	11,800	7,000
Maximal à l'atterrissage	9,920	6,250	8,500		

*Tableau 9 : Dimensions, poids et capacité des aéronefs*

#### **VII.6 : Avantage et inconvénient**

[11] Le choix de l'une ou l'autre de ces deux architectures résulte avant tout du mode de fonctionnement requis.

La turbine liée permet de réaliser une gamme étendue de puissance sans avoir à modifier la vitesse de rotation du générateur de gaz au détriment quelquefois des marges au pompage.

La turbine libre, par contre, nécessite une régulation des deux ensembles, mais permet un fonctionnement beaucoup plus sain du compresseur et, de par sa conception, offre une maintenance plus aisée.

##### VII.6.1 : Avantages

Pour les vols de courtes distances, le turbopropulseur est de loin la solution la plus économique. Même si les turbopropulseurs volent moins vite, sur les vols courts la différence est en général minime par rapport un jet léger. Les turbopropulseurs consomment également moins de carburant. Ils consomment

moins à l'heure que les avions d'affaires très légers. Ils sont donc généralement moins chers à opérer.

En outre, les turbopropulseurs sont plus performants que les jets légers à l'atterrissage et au décollage. Alors que les jets sont contraints à atterrir sur des pistes en asphalte, les turbopropulseurs sont plus flexibles et peuvent utiliser des pistes plus courtes et amener leurs passagers dans des endroits plus isolés grâce à une vitesse plus faible à l'arrivée. C'est pourquoi les turbopropulseurs sont souvent utilisés pour les vols médicaux.

Ils sont très utilisés pour les avions de transport régionaux et pour les avions d'affaire et sont devenus le type de moteur exclusif des hélicoptères.

#### VII.6 .2 : Inconvénients

Les turbopropulseurs fournissent des puissances importantes pour une consommation moindre que celle des réacteurs mais elles ne peuvent pas fournir des puissances aussi importantes.

Il caractérise en particulier :

- Mauvais rendement : moins de 30% de l'énergie calorifique contenue dans le carburant est transformée en énergie mécanique.
- Faibles pressions de travail.
- Régimes souvent beaucoup trop élevés.
- Coût de fabrication élevé.
- Importante consommation de carburant.
- Mal adaptée aux faibles puissances.
- Bruyante par la vitesse des gaz.
- Nécessite des réducteurs coûteux.

### **Chapitre VIII : IMPACT ENVIRONNEMENTALE**

#### **VIII.1 : Introduction**

(8) Même dans la conjoncture de crise actuelle, la demande de transports aériens reste forte et les aéroports ne cessent de se développer. Les exigences en termes de rentabilité des projets tendent, par contre, à être durcies. Les études de capacité aéroportuaire ont pour objectif d'évaluer les possibilités offertes par les infrastructures aéroportuaires en termes de trafic et contribuent ainsi à l'évaluation de l'opportunité de divers projets de développements aéroportuaires. Elles sont donc d'autant plus utiles que les exigences d'utilité des

développements souhaités sont de plus en plus élevées. Les nuisances environnementales des transports aériens, notamment le bruit et la qualité de l'air, entrent également en jeu lors de l'étude d'un projet concernant un aéroport, mais les aspects environnementaux sont généralement étudiés séparément et restent par ailleurs assez peu développés, notamment concernant la prise en compte des émissions des aéronefs.

### **VIII.2 : Comment voler un avion**

L'aérodynamique, qui est l'étude des phénomènes liés au mouvement des objets dans l'air, a permis de trouver des solutions pour faire voler des appareils plus lourds que l'air. En effet, en vol, l'avion est soumis à plusieurs forces, dont la portance qui permet de compenser le poids de l'avion.



***Figure 31 : Forme aérodynamique d'un avion***

Le mouvement de l'air autour des ailes de l'avion engendre une sustentation, c'est à dire que les ailes sont aspirées vers le haut : c'est le phénomène de la portance, qui compense le poids. C'est pour cela que l'aile a une forme particulière (c'est ce qu'on appelle le profil de l'aile) : l'air circule plus vite au-dessus qu'en dessous de l'aile, cela crée une dépression sur la partie supérieure de l'aile, qui est de ce fait aspirée vers le haut.



**Figure 32 : Flux d'air circulé aux niveaux des ailes de l'avion**

La traînée, quant à elle, est la résistance que l'air oppose à l'avion. C'est ce que l'on peut constater quand on sort la main par la fenêtre d'une voiture : on sent une force qui pousse la main vers l'arrière. La poussée est la force développée par les moteurs, qui propulse l'avion vers l'avant. Elle permet d'annuler la traînée. En résumé la forme aérodynamique de l'avion permet d'obtenir un maximum de portance et un minimum de traînée.

#### VIII.2.1 : Les gouvernes de l'avion

Les gouvernes sont les parties mobiles qui permettent de contrôler les déplacements de l'avion. Il y existe les gouvernes primaires et les gouvernes secondaires :

❖ Les gouvernes primaires sont :

- Les ailerons, localisés sur le bord de fuite de l'aile (partie arrière de l'aile), qui permettent à l'avion de s'incliner et ainsi de tourner. Ils sont actionnés en sens contraire l'un par rapport à l'autre.
- Les gouvernes de profondeur, sur l'empennage horizontal, permettent de modifier l'attitude de l'avion par rapport à l'horizontale (monter et descendre).
- La gouverne de symétrie (aussi appelée gouvernail) sur la dérive, permet à l'avion d'avoir une attitude symétrique par rapport aux filets d'air durant les phases de vol.

❖ Les gouvernes secondaires sont :

- Les volets hypersustentateurs et les becs de bord d'attaque : leur rôle est d'améliorer le vol à basses vitesses.
- Les aérofreins : leur rôle est d'augmenter la force de traînée, de dégrader la force de portance pour accentuer la pente de descente de l'avion en vol ou le freiner après l'atterrissage.

### **VIII.3 : Impact du transport aérien**

#### **VIII.3.1 : Impact économique**

Le transport aérien contribue à la mondialisation de l'économie en facilitant les échanges à grande distance.

#### **VIII.3.2 : Essor du trafic aérien**

Le trafic aérien croît plus que les autres grands modes de transport : le nombre de passagers aériens internationaux double tous les dix ans, de 262 millions en 1989 à 998 millions en 2010 selon l'OACI mais ce nombre masque les inégalités face à ce moyen de transport.

En 2004 la région Amérique du Nord, les États-Unis en particulier, représente à elle seule un trafic double de celui de l'Europe ou de la région Asie-Pacifique (Japon, Corée du Sud, Australie, etc.). Si on y ajoute le trafic trans-atlantique et Trans-pacifique, le trafic mondial est largement dominé par les compagnies américaines. Ceci explique que l'ensemble des réglementations et des concepts commerciaux soient d'origine américaine. Par exemple, les alliances de compagnies aériennes se sont créées initialement à partir d'un duo entre une compagnie américaine et une compagnie européenne.

Le trafic mondial existe surtout au sein et entre les pays les plus développés. En 2005, le continent africain est presque totalement absent en ce qui concerne le trafic interne et n'apparaît essentiellement que pour les échanges entre l'Europe et l'Afrique du Nord.

Le transport aérien a l'avantage par rapport au transport routier ou ferroviaire, d'être plus rapide en vitesse de croisière et d'ignorer les obstacles (mer, montagne, forêt, habitats et zone humaines...) auxquels sont confrontés routes et voies de chemins de fer, ce qui en fait le moyen de transport le plus rapide sur les longues distances. Par contre, les diverses contraintes (logistiques nuisance, sécurité, contrôles obligatoires avant embarquement...) conduisent à éloigner les aéroports des centres-villes. En termes de temps de transport, les temps d'accès de ce moyen de transport le soumettent donc à la concurrence des autres modes de transport sur les courtes distances.

### **VIII.4 : Impact sur l'environnement**

Le transport aérien nuit à l'environnement de manière globale et locale. Globalement, les émissions des avions contribuent à l'augmentation de l'effet de serre et donc au réchauffement climatique. Localement, la rotation des avions dans les aéroports provoque des nuisances sonores et contribue à la pollution de l'air. Du fait de la croissance rapide du trafic aérien, les mesures prises par l'industrie du transport aérien sont insuffisantes pour compenser l'accroissement des nuisances.

#### VIII.4.1 : Impact climatique

L'impact climatique du transport aérien est assez important, mais difficile à évaluer précisément. En effet, outre le dioxyde de carbone (CO<sub>2</sub>, un gaz à effet de serre assez facile à comptabiliser dont les émissions représentent de 2 à 3 % des émissions mondiales, les avions sont responsables d'autres émissions dont la contribution à l'effet de serre n'est pas évaluée avec autant de précision. Il s'agit en particulier des émissions d'oxydes d'azote (NO) qui provoquent indirectement le réchauffement du climat et surtout des traînées de condensation et des cirrus qui se forment dans certaines conditions, qui provoquent également un réchauffement. D'autre part, les durées de vie très courtes, des traînées de condensation, des cirrus et de l'ozone produit par la dégradation des (NO) ne permettent pas d'agréger simplement leurs effets à celui du CO<sub>2</sub> qui a une durée de vie de 100 ans. Il faut pourtant les comptabiliser car leur impact est important et se fera sentir tant qu'il y aura des avions dans le ciel.

#### VIII.4.2 : Accord sur les émissions de CO<sub>2</sub>

Une norme très attendue sur les émissions de CO<sub>2</sub> des avions a encore enregistré une avancée importante à l'Organisation de l'Aviation Civile Internationale (OACI). Une première dans l'aéronautique, cette norme s'appliquera à tous les nouveaux types d'avions à partir de 2020, et trois ans plus tard aux appareils existants s'ils font l'objet de modifications. Dans son communiqué du 8 février 2016, l'agence de l'ONU annonce que la nouvelle mesure environnementale a été recommandée à l'unanimité par les 170 experts internationaux membres de son Comité de la protection de l'environnement en aviation (CAEP) ; cette recommandation ouvre la voie à son adoption finale par le Conseil de direction constitué de 36 États de l'OACI. La nouvelle norme sur les émissions de CO<sub>2</sub> s'appliquerait non seulement aux conceptions de nouveaux types d'aéronefs à partir de 2020, mais aussi aux nouvelles livraisons de types d'aéronefs actuels en cours de production à partir de 2023. Une date butoir de 2028 pour la production d'aéronefs non conformes à la norme a par ailleurs été recommandée

### Chapitre IX : MAINTENANCE D'UN MOTEUR TURBOPROPULSION

#### IX.1 : Description des concepts de la réglementation aéronautique

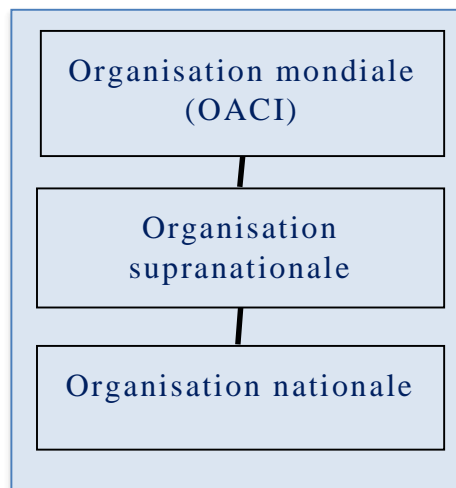
##### IX.1.1 : Le système d'organisation mondiale de la réglementation

Pourquoi un cadre réglementaire ?

[12] Pour assurer une bonne navigabilité, c'est à dire garantir l'aptitude d'un aéronef à effectuer des transports de passagers et/ou de fret dans des conditions acceptables de sécurité :

- Pour les personnes transportées
- Pour les passagers des autres aéronefs
- Pour les territoires survolés
- Pour l'environnement

Organisation mondiale du secteur :



*Figure 33 : Organisation mondiale du secteur*

#### ❖ L'OACI

La Convention relative à l'aviation civile internationale a été signée à Chicago le 7 décembre 1944. L'Organisation provisoire de l'aviation civile internationale (OPACI) qui en a résulté a fonctionné du 6 juin 1945 au 4 avril 1947, date à laquelle fut constituée l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI). Selon les dispositions de la Convention de Chicago, l'Organisation est composée d'une Assemblée, d'un Conseil, dont le nombre de membres est limité et auquel sont rattachés divers organes auxiliaires, et d'un Secrétariat. Elle est dirigée conjointement par le Président du Conseil et par le Secrétaire général.

L'OACI adopte et amende selon les nécessités, les normes, pratiques recommandées et procédures internationales traitant des sujets suivants :

- Systèmes de communications et aides à la navigation aérienne.

- Caractéristiques des aéroports et des aires d'atterrissages.
- Règles de l'air et pratiques de contrôle de la circulation aérienne.
- Licences et brevets du personnel technique d'exploitation et d'entretien.
- Navigabilité des aéronefs.
- Immatriculation et identification des aéronefs.
- Collecte et échange des renseignements météorologiques.
- Livres de bord.
- Cartes et plan aéronautiques.
- Formalités de douane et d'immigration.
- Aéronefs en détresse et enquêtes sur les accidents.

❖ Les organisations supranationales (EASA).

Rôle de l'Agence Européenne de Sécurité Aéronautique (AESA) :

L'EASA a pris ses fonctions le 28 septembre 2003. Elle a été créée par le règlement CE du Parlement Européen et du Conseil. Le site de Cologne a été choisi comme siège de l'Agence lors du Conseil des chefs d'Etat.

✓ Directeur exécutif : Patrick GOUDOU

Publication et mise à jour des informations : [www.easa.eu.int](http://www.easa.eu.int)

Quelques chiffres (année 2006) :

- Siège : Cologne (Allemagne)
- Personnels : environ 230 (en 2007 : 350)
- Budget : 48 M€

Elle est une autorité administrative de la Communauté et est habilitée depuis le 28 septembre 2003 à prendre des mesures administratives qui s'imposent juridiquement à tous les membres de la communauté.

Elles sont de 3 ordres :

- ✓ Opinions
- ✓ Décision de l'Agence
- ✓ Décision du Directeur exécutif

A ce jour :

- ✓ Délivrance du certificat de type aéronefs et moteurs.

- ✓ Allocation des tâches de certification aux autorités nationales.
- ✓ Le site Internet de l'Agence est le moyen de publication officielle de l'Agence.

Les missions de l'EASA :

- ✓ Etablir et maintenir un niveau élevé et uniforme de sécurité de l'Aviation civile et de protection de l'environnement.
- ✓ Favoriser la libre circulation des biens, des personnes et des services.
- ✓ Favoriser la rentabilisation des processus réglementaires et de certification.
- ✓ Aider les Etats membres à remplir, sur une base commune, les obligations imposées par l'OACI.
- ✓ Promouvoir au niveau mondial les vues qu'elle défend quand aux normes de sécurité à appliquer dans l'aviation civile.

Ses actions :

Dans un premier temps, l'EASA établie la base des certifications des produits, des organisations et des personnels intervenants dans les domaines de :

- La conception
- La fabrication
- L'exploitation
- La maintenance

#### IX.1.2 : Les principales contraintes de la réglementation pour l'entreprise

(9) Les principales contraintes liées à la réglementation :

- L'organisation des entreprises
- Les obligations de traçabilité
- Les obligations de surveillance
- Les obligations de formation
- Les agréments
- Les certifications

La réglementation aéronautique, qu'elle soit américaine ou européenne (EASA), fixe les exigences essentielles concernant :

- Le maintien d'un niveau élevé de sécurité de l'aviation civile et de protection de l'environnement
- Les organismes et les personnels chargés de la maintenance. Il a été spécifié les conditions régissant la délivrance, le maintien, la modification, la suspension ou la révocation des certificats attestant de la conformité à ces exigences.

### **IX.2 : Les certifications**

Il existe plusieurs certifications dans le domaine aéronautique : citons plus particulièrement la norme EN9100, adaptation des normes ISO au domaine aéronautique et les certifications EASA :

- La norme EN 9100 est une norme européenne décrivant un système d'assurance de la qualité pour le marché aéronautique.

Cette norme a des équivalents américains et japonais (qui s'appliquent à toute l'Asie), cette base de données permet à l'ensemble des fournisseurs de l'industrie aéronautique et spatiale mondiale, de suivre leur conformité auditée à :

- AS 9100 (Amérique)
  - EN 9100 (Europe)
  - JISQ 9100 (Asie)
- L'Agence européenne de la sécurité aérienne (AESA, en anglais EASA), est une agence de la Communauté européenne qui traite la sécurité aérienne, basée à Cologne (Allemagne) et qui est entrée en fonctions en septembre 2003. L'Agence emploie déjà quelque 400 agents issus de tous les pays d'Europe.

La création de l'AESA a ouvert à la voie à une nouvelle réglementation communautaire en matière de sécurité et de compatibilité environnementale de l'aviation civile. Le nouveau Règlement de base No 216/2008 est entré en vigueur le 8 avril 2008 et définit les missions de l'Agence.

### **IX.3: Visites de maintenance des avions**

[13] Les visites de maintenance des avions mettent en jeu d'une part les compagnies aériennes, lesquelles ont, outre la responsabilité du service aérien, celle de la maintenance et de la réparation de leurs appareils, d'autre part les constructeurs aéronautiques, lesquels leur fournissent avec leurs appareils un jeu complet d'informations et de méthodes de maintenance et de réparation de ces appareils. Les constructeurs imposent aux compagnies des visites techniques régulières obligatoires, baptisées A, B, C et D, correspondant à un nombre donné d'heures de vol ou à une durée de vie estimée d'un appareil donné. Ces visites de maintenance des avions s'effectuent selon un rythme déterminé par les constructeurs. Depuis les années 2000, des robots sont envisagés pour venir compléter les opérateurs humains lors des visites de maintenance.

#### **IX.3: 1 : Les quatre types de visite**

Les opérations de maintenance et de réparation varient selon le modèle ou la famille de modèles. Plus la lettre est élevée, plus la durée entre deux visites est grande. Aux quatre types de visite on ajoute parfois la visite dite de pré-vol, effectuée par le commandant ou le copilote avant le vol pour voir s'il n'y a pas de dégâts visibles extérieurement. S'y ajoute également le *daily check* (« visite quotidienne ») qui, dans les faits, n'a besoin d'être effectuée qu'au bout de 24 à 60 heures de vol

##### **b. Visite de type A**

Cette opération intervient environ tous les mois ou toutes les 500 heures de vol. Elle est effectuée généralement en une nuit dans une enceinte de l'aéroport. L'occurrence de la visite varie selon le type d'aéronef, le nombre de cycles (1 décollage et 1 atterrissage), ou le nombre d'heures de vol depuis la dernière visite. La cabine est vérifiée minutieusement et on procède aux changements d'huile et au contrôle des filtres.

##### **c. Visite de type B**

Cette opération se fait environ tous les 3 mois. La visite est généralement effectuée en une nuit dans une enceinte de l'aéroport. Tous les systèmes, comme les équipements de secours et

les blocs de navigation, sont examinés. La visite de type B tend à être abandonnée au profit de celle de type A ou de celle de type C.

d. Visite de type C

Cette opération se fait environ tous les 12 à 18 mois ou en fonction d'un nombre précis d'heures de vol effectives défini par le constructeur. Cette visite dure une semaine. L'appareil étant mis hors service, il faut beaucoup d'espace, le plus souvent un hangar de maintenance. La structure entière de l'avion est passée au peigne fin. La carlingue est passée aux ultrasons pour détecter d'éventuelles fissures. Les pièces importantes du moteur sont vérifiées ainsi que les câblages. Tous les instruments de l'habitacle ou cockpit doivent fonctionner parfaitement.

e. Visite de type D

Cette opération est également connue sous le nom de « grande visite » ou de « visite de maintenance lourde ». Elle s'effectue environ tous les 4 à 5 ans. Elle nécessite plus de temps et d'espace que les autres types et doit être exécutée dans un hangar de maintenance. Elle dure au minimum 2 semaines, parfois jusqu'à 2 ou 3 mois en fonction du type d'appareil, de son âge et du nombre d'heures de vol. Les compagnies en profitent généralement pour installer les dernières améliorations apportées par les constructeurs. L'appareil est alors immobilisé au sol pour une longue période, au cours de laquelle tous ses composants sont inspectés et réparés si nécessaire. Une visite de type D de gros porteur comprend généralement l'exécution de quelque 10 000 à 15 000 tâches complexes, précises, et rigoureusement réglementées. L'appareil est désossé complètement pour contrôler systématiquement tous ses organes, y compris la moindre parcelle de sa structure. Cette visite coûte plusieurs millions d'euros.

IX.3.2 : Planification

La planification des visites varie selon le pays, l'avion, la compagnie, etc. Certaines compagnies intègrent la visite D (qui nécessite la dépose des pièces) dans la visite C, si bien que cette dernière est un peu plus longue. Cela évite de laisser l'avion hors service durant 2 ou 3 mois pour la visite D.

IX.3: 3 : Exécution

La fonction de maintenance est assurée par des entreprises d'ingénierie en maintenance et réparation pouvant appartenir à la compagnie aérienne, ou bien constituer une société indépendante chargée d'exécuter la maintenance périodique définie par les constructeurs.

#### **IX-4 : Les types principaux d'activités de maintenance aéronautique ou branches**

On distingue 5 types principaux d'activités de maintenance aéronautique :

- ❖ Ligne (ou « maintenance en prise »)
- ❖ Structure principale
- ❖ Moteurs
- ❖ Composants/ équipements
- ❖ Modifications

[14] Ces branches différentes les uns aux autres en fonction de l'importance relative de paramètres comme la main-d'œuvre, la réparation des composants, les matières, les pièces détachées, etc... C'est exactement le contraire pour la maintenance en ligne : les matières ont une influence extrêmement faible, et la main d'œuvre influe au maximum.

##### **IX.4.1 : Action de la maintenance**

Dans l'interprétation du présent document, il y aura lieu de donner aux expressions ci- après la signification indiquée.

###### **o Examen Visuel (EV)**

Examen servant à déterminer l'état d'un équipement ou d'un de ses composants. En cas de besoin, on spécifiera les techniques ou outillages spéciaux nécessaires (ex : Magna flux, courant de Foucault, Métrologie...)

###### **o Essai Opérationnel (EO)**

Essai qualitatif destiné uniquement à déterminer que l'équipement (ou le système associé) est en état de fonctionnement.

Ces essais ne nécessitent pas d'autres équipements que ceux de l'avion et sont identiques à ceux effectués par l'équipage de conduite.

###### **o Essai Fonctionnel (EF)**

Essai quantitatif destiné à déterminer si la ou les fonctions d'un équipement (ou du système associé) sont remplies dans les limites spécifiées. Cet essai peut nécessiter un complément d'équipement. Un relevé d'essai peut être nécessaire.

- o **Entretien Courant (EC)**

Opération d'entretien courant comprenant : le nettoyage, la lubrification, le graissage, la mise en condition d'un organe, d'un équipement ou d'un système.

- o **Révision Générale (RG)**

Révision générale d'un équipement suivi sous la doctrine d'entretien Temps Limite (TL) selon les recommandations du constructeur et faisant l'objet d'un procès-verbal de révision avec relevé d'essais.

- o **Calibration (CAL)/ Essai du Banc (EB)**

Mesure de caractéristiques d'un équipement ou système associé avec un banc de mesures permettant de comparer les valeurs trouvées avec les tolérances prescrites.

Lors du passage au banc triennal des équipements radio (COMM/NAV), des fiches techniques avec le relevé effectif des mesures doivent être établies.

- o **Test Hydrostatique (HYD)**

Opération consistant à éprouver les enceintes renfermant des fluides ou des gaz sous pression

- o **Echange Standard (ES)**

Opération consistant à effectuer l'échange d'un équipement ou de l'un de ses composants par un équipement ou un composant identique (ex : E/S d'un roulement d'une génératrice).

- o **Test Globale (TG)**

Les équipements radio (COMM/NAV) listes à la licence de station aéronef font l'objet d'une relève de paramètre et de performances en vol tous les 24 mois.

L'ensemble de ces opérations est appelée « Test Global ».

#### **IX-5 : Maintenance sur le turbopropulseur PT6**

La maintenance du turbopropulseur est effectuée par des agents de maintenance qualifiés. Pendant les travaux, les opérateurs utilisent un manuel de maintenance. Ce document doit être impérativement mis à jour par le bureau

d'étude à chaque modification par le fournisseur pour que l'atelier puisse poursuivre les activités des maintenances sur les équipements en question.

Pour les opérations sur la révision d'un turbopropulseur PT6A, l'atelier moteur utilise le manuel de maintenance, de description et d'opération.

Les travaux de montage et de démontage (assembly/disassembly) sur le moteur sont effectués à l'aide d'outillage spéciaux. Parmi ces outillages, ceux qui doivent être utilisés ainsi que les matières consommables nécessaires pour chaque opération sont mentionnées dans le manuel.

Il y a quatre (4) travaux qui peuvent être effectués sur les pièces d'un moteur :

- Le nettoyage
- L'inspection
- La réparation
- Remplacement

On prend un exemple d'entretien d'un avion « king air 200 séries ». L'avion contient 4 phase de maintenance :

- ❖ Phase 1 : Visite de 200 heures de vol
- ❖ Phase 2 : Visite de 400 heures de vol
- ❖ Phase 3 : Visite de 600 heures de vol
- ❖ Phase 4 : Visite de 800 heures de vol

On a un tableau de protocole qui contient la maintenance du « king air 200 séries » sur le moteur turbopropulseur :

N° ATA	Mode d'entretien	Limite périodique	Action	Observation	Référence document
SYSTEME					
COMPOSANT					
CONDITIONNEMENT D'AIR					
				Vérification de la tension après 50H de	MM 05-20-05-601

Courroie d'entraînement du compresseur	VE	50H	EV	fonctionnement d'une courroie neuve	
Filtre de l'électrovalve du régulateur de débit d'air	VL et VE	600H 800H	ES EV ES	Si possible nettoyer	MM 05-11-00-601
HELICE					
Hélice HARTZELL	TL		RG	Service letter HC-SL-61-61Y ou suivant	MM 05-11-00-601
Régulateurs de survitesse	TL		RG	Selon SB Woodward 33580	MM 05-11-00-601
Régulateur hélices	TL		RG		MM 05-11-00-601
TURBOPROPULSEURS					
Moyeu compresseur 1 <sup>er</sup> étage	P&W SB 3002 ou révision ultérieure pour l'évolution des limites de vie				
Moyeu compresseur					
Disque compresseur 2 <sup>ème</sup> étages					
Disque compresseur 3 <sup>ème</sup> étages					
Compresseur centrifuge					

**Tableau 10 : Maintenance du « king air » sur le moteur turbopropulseur**

Disque turbine	P&W SB 3002 ou révision ultérieure pour l'évolution des limites de vie				
Disque turbine W 1ère étage					
Disque turbine W 2ème étage					
Lavage rinçage compresseur	VE	200H	EC	Au cours du point fixe d'entrée en vitesse	
CIRCUIT CARBURANT					
Injecteurs G et D	VE	400H	EB		
Pompe carburant BP		O/C			MM 05-11-00-601
Pompe carburant moteur	TL		RG	Idem RG moteur	P&W SB 3003 ou rev. ultérieure MM 05-11-00-601
AIR					
Filtre air P3 G et D	VL	1000H	ES		EMM 73-10
					MM 05-11-00-601 MM 05-20-05-601

LUBRIFICATION					
Filtres à huile	VL	1000H	ES		MM 05- 11-00-601 MM 05- 20-05-601
Radiateur d'huile	VE		ES		MM 05- 11-00-601

*Tableau 11 : Maintenance du moteur king air 200*

## CONCLUSION GENERALE

En guise de conclusion, il y a donc un minimum de considération à satisfaire pour permettre le vol d'un appareil plus lourd que l'air. Par la suite, des changements, des améliorations, des adaptations sont nécessaires afin de lui donner certaines qualités qui le prédestineront à une utilisation bien précise.

Le turbopropulseur PT6 et PW 127F illustre bien le fonctionnement des moteurs à turbine. Cette étude est donc réalisée pour donner des connaissances élémentaires aux techniciens sur les moteurs avion. La maintenance et l'étude de la performance joue un rôle très important dans le domaine de l'aéronautique en raison du coût élevé des matériels et des graves conséquences de la moindre défaillance.

A la lumière de ses considérations la recherche des performances plus élevées en termes de poussée se concentre essentiellement sur deux voies : l'augmentation du taux de compression Et l'augmentation de la température d'injection. En dehors du Concorde, supersonique, les avions commerciaux sont limités à des vitesses subsoniques. L'augmentation de la poussée n'est donc nécessaire que pour propulser des avions de plus en plus lourds. Après le choc pétrolier, les recherches portent aussi sur des moteurs dont la consommation spécifique, le rapport entre la consommation de carburant et la poussée obtenue, est la plus faible possible. La concurrence se révèle très forte entre les trois principaux motoristes, Rolls-Royce au Royaume-Uni, Pratt & Whitney aux États-Unis et CFM, consortium entre l'américain General Electric et le français Snecma, et ceci d'autant plus que Boeing ou Airbus laissent aux compagnies aériennes le choix du propulseur. Les développements portent donc essentiellement sur un nouveau type de turboréacteur, le turbo fan ou turboréacteur à double flux, qui peut être considéré comme intermédiaire entre le turboréacteur et le turbopropulseur.

La compagnie AEROMARINE a été un milieu excellent pour effectuer un stage extrêmement instructif, notamment par le travail dans le système de qualité correspondant aux normes internationales, mais aussi par l'organisation du personnel et des tâches et la maintenance spécifique aux moteurs et équipements d'avions.

Enfin pour un travail futur, il serait très utile, d'intégrer l'effet des pertes de charge, ou d'introduire des paramètres de conception et de certaines contraintes.

# **ANNEXES**

**ANNEXE 1 : Liste des unités de mesure****UNITES DE POIDS :**

1kg (kilogramme)	= 2,2 lb (livre)
1t (tonne)	= 1000 kg
1g (gramme)	= 0,035 oz (once)

**UNITES DE LONGUEUR :**

1 mm (millimètre)	= 0,040 po (pouce)
1 cm (centimètre)	= 0,40 po
1 m (mètre)	= 3,3 Pl (pied)

**UNITES DE VOLUME :**

1ml (millilitre)	= 0,035 oz (once liquide)
1 l (litre)	= 0,22 gal CA (gallon canadien)
1 l (litre)	= 0,26 gal US (gallon américain)
1 gal CA	= 1,2 gal US
1 hl (héctolitre)	= 100 L
1 m <sup>3</sup>	= 35,3 pl <sup>3</sup>

**UNITES DE PRESSION :**

249 Pa (pascal)	= 1 po d'eau
1 kPa (kilo pascal)	= 0,145 lb/po <sup>2</sup>
1 kPa	= 0,0102 kg/cm <sup>2</sup>
1 MPA	= 1000 KPa

**UNITES DE DILUTION :**

1kg/1000 L	= 1 lb/100 gal CA
1 g/hl (gramme/hectolitre)	= 0,16 oz liq/100 gal CA
1 kg/m <sup>3</sup>	= 0,06 lb/pl <sup>3</sup>
1 ppm (partie par million)	= 1/1 000 000

**UNITES DE TEMPERATURE :**

°C	= ((°F – 32) fois 5) : 9
°F	= ((°C fois 9) : 5) : 32

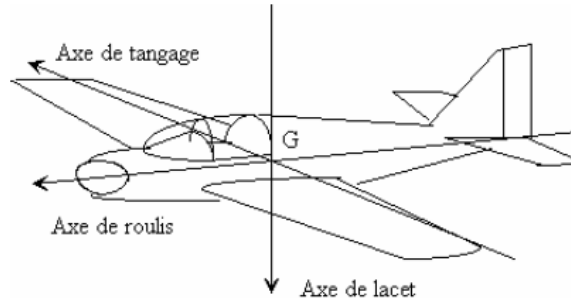
## ANNEXE 2 : Les commande en Vol des avions

### 1.5 LES COMMANDES DE VOL

#### 1.5.1 Les axes du mouvement

Un avion pouvant se déplacer dans l'espace, son mouvement autour de son centre de gravité peut se décrire selon 3 axes :

- l'axe de *tangage*  
(axe passant par le bout des ailes)
- l'axe de *roulis*  
(axe longitudinal de l'avion)
- l'axe de *lacet*  
(axe perpendiculaire au plan des ailes)



#### 1.5.2 Le contrôle en tangage

Une rotation autour de l'axe de tangage permet de monter ou de descendre le nez de l'appareil et va ainsi le faire *monter ou descendre*.

Le mouvement est obtenu en faisant bouger une surface mobile située sur l'empennage horizontal, que l'on appelle *élévateur (elevator)*.

Pour les avions dépourvus d'empennage horizontal, ces surfaces mobiles peuvent se situer sur le bord de fuite de l'aile.

Le mouvement est assuré en tirant *ou en poussant le manche à balais ou le volant*.

Brevet d'Initiation Aéronautique

15 / 46

Connaissance des aéronefs

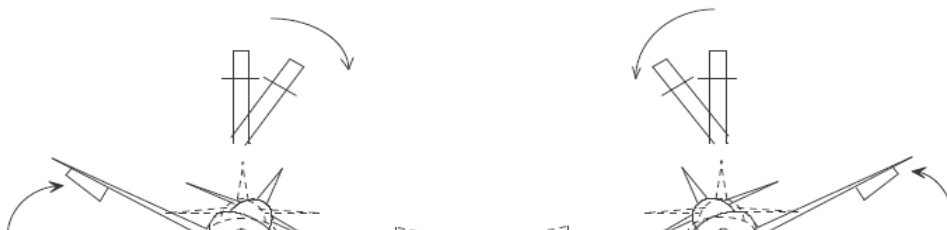


#### 1.5.3 Le contrôle en roulis

Une rotation autour de l'axe de roulis permet d'incliner les ailes. Cette manoeuvre sert à *mettre l'avion en virage*.

La commande de roulis est actionnée par l'intermédiaire du manche ou du volant *en l'inclinant à droite ou à gauche*.

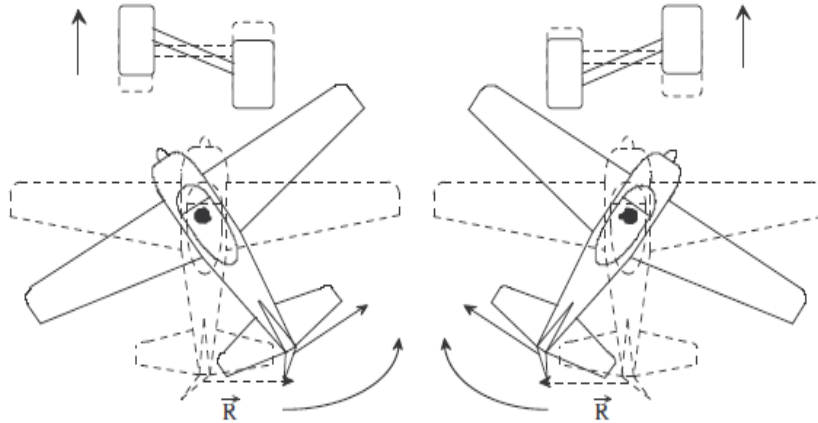
Le roulis est obtenu en braquant dissymétriquement des surfaces mobiles, appelées *ailerons*, situées au bout du bord de fuite des ailes. Il arrive que ce contrôle soit assuré par des *spoilers* situés sur l'extrados des ailes.



### 1.5.4 Le contrôle en lacet

La rotation autour de l'axe de lacet est assurée par une commande située au pied et appelée *palonnier*. En le poussant à droite ou à gauche, le pilote actionne une surface mobile située sur la dérive : la commande de direction.

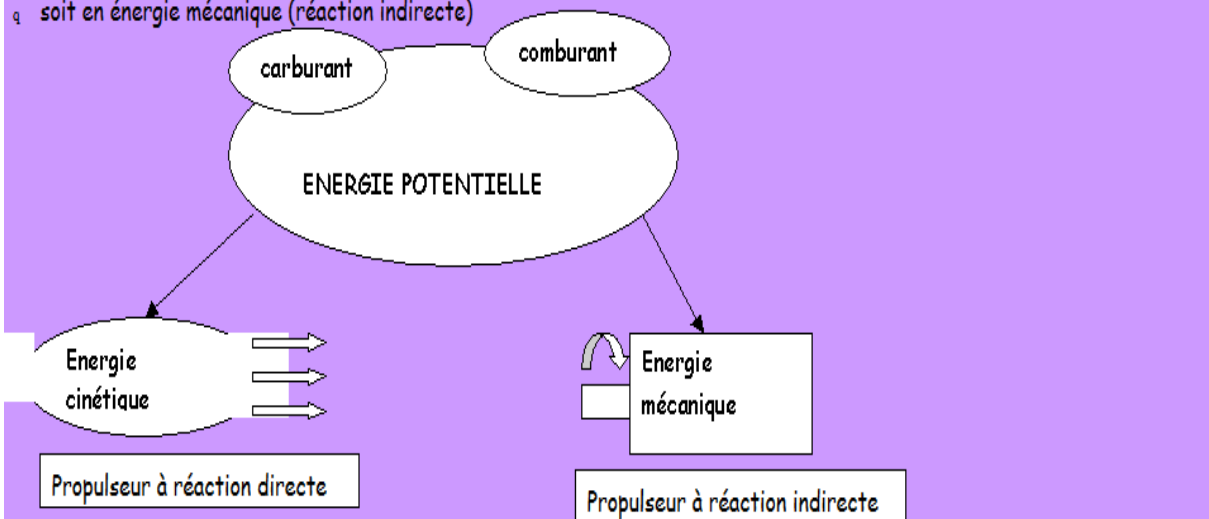
La rotation autour de cet axe permet de contrôler l'avion lors de sa course de décollage ou à l'atterrissage et permet de maintenir un vol symétrique en croisière.



## ANNEXE 3 : Différent types de propulsions d'un avion

Les moteurs d'avions sont des machines qui transforment l'énergie potentielle contenu dans le carburant et dans le comburant :

- q soit en énergie cinétique (réaction directe)
- q soit en énergie mécanique (réaction indirecte)



**ANNEXES 4 : Le turboréacteur**

- **Le turboréacteur**

Le turboréacteur est le type de propulseur le plus connu.

- **Construction**

La construction du turboréacteur est montrée sur la figure 11.

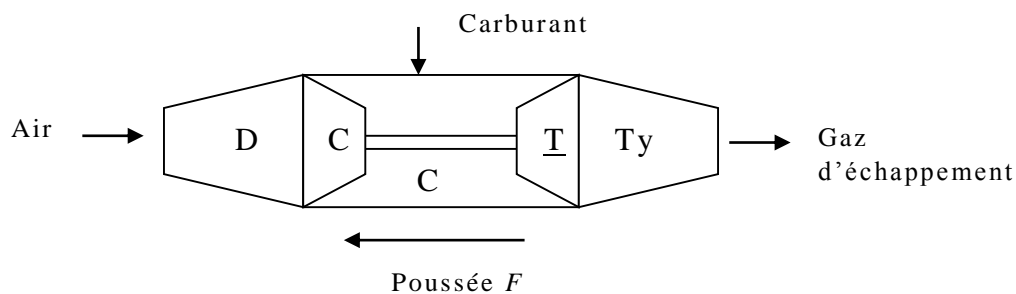


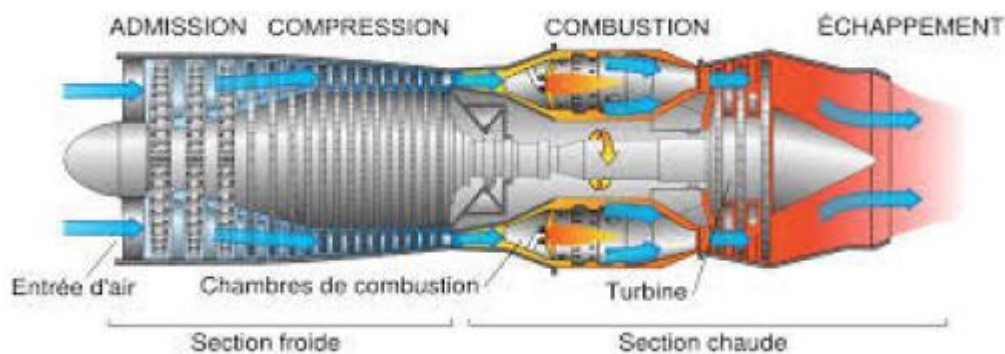
Schéma d'un turboréacteur.

- Le turboréacteur se compose de :
  - Diffuseur (D).
  - Compresseur rotatif (C).
  - Chambre de combustion (CC).
  - Turbine (T).
  - Tuyère d'échappement (Ty).

**IV.2. Fonctionnement**

- L'air provenant de l'atmosphère rentre dans le diffuseur du turboréacteur. Sa vitesse diminue et sa pression statique augmente.
- L'air sortant du diffuseur est comprimé d'avantage en traversant le compresseur rotatif.
- L'air à haute pression se mélange dans la chambre de combustion avec un carburant approprié. Une combustion est réalisée et le système reçoit une quantité de chaleur à pression constante.

- Les gaz de combustion fortement chauffés sont ensuite partiellement détendus en traversant la turbine.
- La puissance mécanique produite par la turbine est juste suffisante pour l'entraînement du compresseur, la pompe de carburant et d'autres accessoires.
- Les gaz chauds sortant de la turbine traversent ensuite la tuyère pour une deuxième détente et sortent à l'atmosphère à très grande vitesse.
- En raison de l'injection des gaz à très grande vitesse une réaction ou une force de poussée est développée dans le sens inverse. Cette force propulse l'avion dans l'air.
- Le turboréacteur est un moteur à courant continu.
- Comme les matériaux de construction de la turbine imposent une limitation de température, seule une quantité limitée de carburant peut être brûlée dans la chambre de combustion.





*Boeing 737 équipé d'un turboréacteur*

## BIBLIOGRAPHIE

- [1] : Université des Sciences et de la Technologie D'Oran « Mohamed BOUDIAF » Faculté de Chimie Département de Génie des Matériaux, « COURS DE THERMODYNAMIQUE » 22p
- [2] : RANAIVOSON Andriambala Hariniaina, « COURS DU FROID INDUSTRIEL », année 2005. Ecole Supérieure Polytechnique d'Antananarivo ,12p.
- [3] : Eric Goncalv\_es et Jean-Paul Thibault - octobre 2008 « CYCLES THERMODYNAMIQUES DES MACHINES THERMIQUES », GRENOBLE INSTITUT POLYTECHNIQUE
- [4] : Julien BALLESTER Enquêteur de sécurité, BEA Bureaux d'enquêtes et d'analyses pour la sécurité aviation
- [5] : Licence LPAI : Aérodynamique et propulsion, Daniel Huilier, 2007-2008 « Un peu d'histoire sur la propulsion aérodynamique subsonique et supersonique »
- [6] : Introduction à la mécanique de propulsion Rappel de cours et exercices (Licence génie mécanique), Belazizia Abdennacer, Maitre de conférence classe (B)
- [7] : Dr. BERIACHE M'Hamed Cours et exercices corrigés « Thermodynamique Appliquée » 3ème Année Licence Spécialité : Énergétique industrielle Université Hassiba Benbouali de Chlef Faculté de Technologie Département de génie mécanique
- [8] : KHODJA HADJER, ZIADI-CHIBANE SARA mémoire de fin d'études En vue de l'obtention du Diplôme de master en Génie mécanique « ETUDE DES PERFORMANCES D'UN TURBOREACTEUR DOUBLE FLUX CFM56-7B » Faculté des sciences de l'ingénieur Boumerdes- 2017
- [9] : Mahdi ZAAG, MEMOIRE PRESENTE A L'ECOLE DE TECHNOLOGIE SUPERIEURE COMME EXIGENCE PARTIELLE A L'OBTENTION DE LA MAITRISE AVEC MEMOIRE EN « GENIE DE LA PRODUCTION AUTOMATISEE M.Sc.A ». MONTREAL, LE 17 MARS 2017, ECOLE DE TECHNOLOGIE SUPERIEURE UNIVERSITE DU QUEBEC



[10] : BOURAI Djamel, MEKHLOUFI Amirouche, mémoire de fin d'étude En vue de l'obtention du diplôme de master en Génie mécanique Option : Energétique « Etude comparative d'un turbopropulseur et d'un turboréacteur Air Algérie Promotion » 2011/2012

[11] : MTQ-SSSG-01-03, Département de génie mécanique École Polytechnique de Montréal  
ÉTUDE COMPARATIVE CONCERNANT LA FIABILITÉ ET LA SÉCURITÉ DES  
AÉRONEFS DE NOUVELLE GÉNÉRATION DE TYPE MONOMOTEUR  
TURBOPROPULSÉ VERSUS LES AÉRONEFS BIMOTEURS À PISTONS ET  
BIMOTEURS TURBOPROPULSÉS À HÉLICES

[12] : REGLEMENTATION AERONAUTIQUE ET QUALITE ELEMENTS DE  
COURS

[13] : Rapport d'étude, service technique de l'Aviation civile, « Intégration de données environnementales dans les études de capacité aéroportuaire »

[14] : PIPAME, Base de connaissances et évolution « MAINTENANCE ET RÉPARATION  
AÉRONAUTIQUE », JUIN 2010

---

## WEBOGRAPHIE

(1) : <http://www.ten-top-private-turboprop-aircraft-companies-ranked-in-may-2014-by-bestofluxury.com>

( 2) : <http://www.stac.aviation-civile.gouv.fr>

(3) : <http://www.definitions-lexicographiques.com> [archive] et étymologiques [archive] de « turbopropulseur » du *Trésor de la langue française informatisé*, sur le site du Centre national de ressources textuelles et lexicales.

(4) : <http://www.les-turbomachines.com> - Les turbopropulseurs [archive], [surlavionnaire.fr](http://surlavionnaire.fr), consulté le 13 mai 2017.

(5) : [http://www.« TP400 »](http://www.tp400.com), *Safran Aircraft Engines*, 22 mai 2015 (lire en ligne [archive])

(6) : [http://www.tupolev Tu-95 'Bear'](http://www.tupolev-tu-95.com) [archive], [avionslegendaires.net](http://avionslegendaires.net).

(7) : [http://www.engine. \[archive\]](http://www.engine-easa.europa.eu), sur [easa.europa.eu](http://easa.europa.eu), consulté le 13 mai 2017.

(8) : [http://www.performance. \[archive\]](http://www.performance-pilatus.com), sur [pilatus-aircraft.com](http://pilatus-aircraft.com), consulté le 13 mai 2017

(9) : [http://www.ATR 72 - Aviation Commerciale](http://www.atr72.com) [archive], sur [artheauaviation.com](http://artheauaviation.com), consulté le 13 mai 2017

**Nom :** RAFANOMEZANTSOA  
**Prénoms :** Rodin  
**Adresse :** Lot VS 6G bis Antsahamamy-Ankatso  
**Téléphone :** 0342507726 / 0327483453  
**E-mail :** [rodin.raf@gmail.com](mailto:rodin.raf@gmail.com)



*Thème du mémoire*

**« CONTRIBUTION A L'ETUDE DE PERFORMANCE DE  
FONCTIONNEMENT ET TECHNOLOGIE D'UNE CHAMBRE A  
COMBUSTION D'UN AVION A MOTEUR TURBOPROPULSEUR »**

**Nombre de pages : 72**

**Nombre de figures : 33**

**Nombre de tableaux : 12**

**RESUME**

Le présent mémoire met en terme l'importance d'un avion à moteur turbopropulseur dans le domaine aéronautique.

En effet, vue la performance des éléments de propulsions et la technologie de la chambre à combustion, il a été élaborer la procédure de la maintenance en particulier pour le moteur PT6 à fin que certain utilisateur puisse connaitre et manipule les moteurs turbopropulseur.

Enfin, ses procédés de maintenance et l'utilisation de ces moteurs PT6 est uniquement spécialisé par l'entreprise AEROMARINE Ivato.

**ABSTRACT**

This memo uses the term importance of a turboprop engine in the aeronautical field.

Indeed, given the performance of the propulsion elements and the combustion chamber technology, it was developed the maintenance procedure especially for the PT6 engine so that certain users can know and handle the turboprop engines.

Finally, its maintenance processes and the use of these PT6 engines is only specialized by the company AEROMARINE Ivato.

**Rubrique :** Moteur turbopropulseur

**Mots clés :** Turbine, compresseur, maintenance

Directeur de mémoire : RANDRIAMORASATA Josoa Albert

- RAHARISON Roger