

DOCUMENT DE PRÉPARATION

**SPÉCIALITÉ
BACCALAUREAT PROFESSIONNEL
OPTION :
SYSTEME / AVIONIQUE**

Notes personnelles

[illegible]

SOMMAIRE

1. MATÉRIAUX AÉRONAUTIQUES.....	4
2. THERMODYNAMIQUE	7
3. AÉRODYNAMIQUE-MÉCANIQUE DU VOL.....	12
4. MOTEUR À PISTONS.....	19
5. PARTIES FROIDES	30
6. PARTIES CHAUDES.....	34
7. HÉLICE	40
8. FONCTIONS ASSOCIÉES.....	53
9. RÉGULATION	59
10. GROUPE TURBOPROPULSEUR GTP	64
11. FONCTION DEMARRAGE.....	74
12. DOUBLES-FLUX.....	76
13. BANC D'ESSAIS REACTEUR.....	78
14. MISE EN ŒUVRE	79

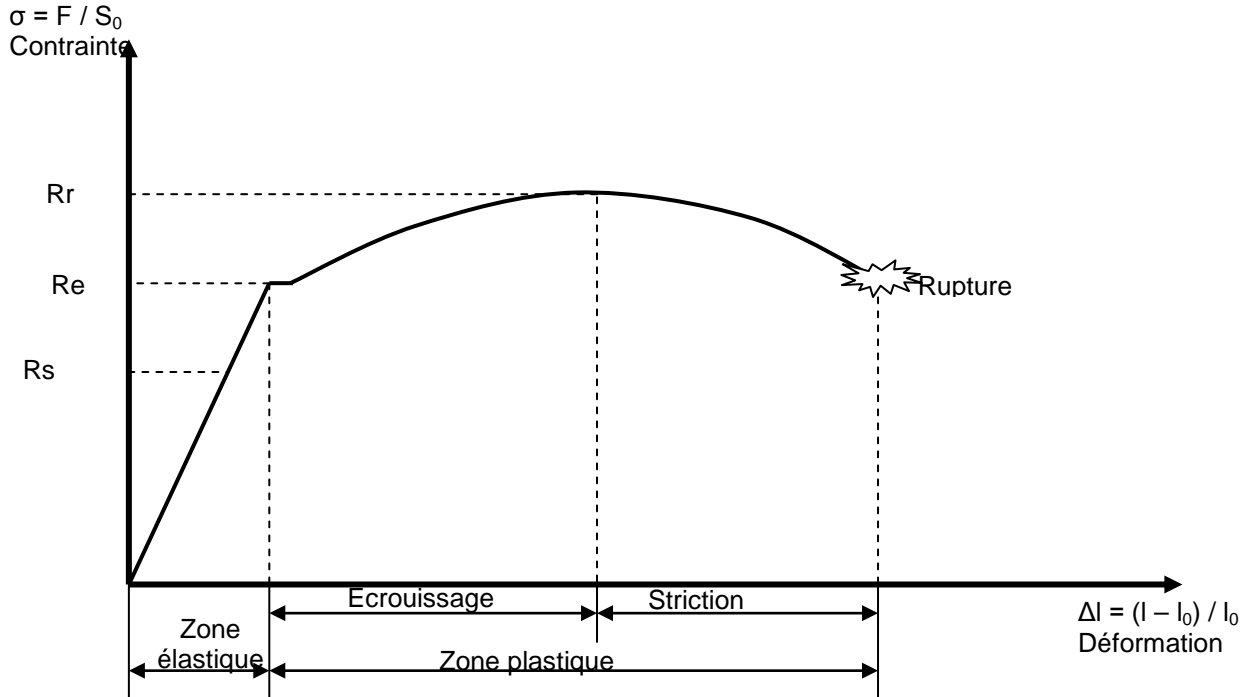
FORMATION

1. MATÉRIAUX AÉRONAUTIQUES

1.1. Le diagramme de Hooke

On pourra expliquer et déterminer l'attitude d'un matériau face aux sollicitations à l'aide du diagramme conventionnel de traction.

Une éprouvette normalisée subit deux efforts égaux et de sens opposés. On enregistre le diagramme effort / déformation:



$$\sigma = F / S_0 = E (l - l_0) / l_0$$

E est le module de Young, il caractérise la rigidité du matériau et s'exprime en Mégapascals ou N/mm^2

R_r Résistance à la Rupture.

R_e Résistance élastique.

R_s Résistance de sécurité : $R_s = R_e / s$ Avec s coefficient de sécurité

1.2. Désignation des aciers fortement alliés

Ce sont des aciers dont au moins un des éléments d'addition dépasse une teneur de 5%.

Ils sont désignés dans l'ordre par :

- la lettre X suivi du pourcentage en carbone multiplié par cent,
- les symboles chimiques des éléments d'addition par ordre décroissant de teneur,
- les pourcentages respectifs des principaux éléments d'addition en teneur réelle.

Exemple : X 30 Cr Mn 13 5

1.3. Désignation des alliages d'aluminium

A - U 4 G 1

Symbole du métal de base suivi d'un tiret

Symbole des éléments d'addition par ordre des teneurs décroissantes suivis immédiatement de leur teneur en %

1.4. Désignation des alliages de magnésium

G - A 6 Z 3	
Symbole du métal de base suivi d'un tiret	Symbole des éléments d'addition par ordre des teneurs décroissantes suivis immédiatement de leur teneur en %

1.5. Désignation des alliages de titane

T - A 6 V 6	
Symbole du métal de base suivi d'un tiret	Symbole des éléments d'addition par ordre des teneurs décroissantes suivis immédiatement de leur teneur en %

1.6. Mode d'obtention des matières plastiques

Une matière plastique est le résultat de l'association chimique de molécules. La réaction chimique pour obtenir une macromolécule s'appelle: la polymérisation.

1.7. La polyaddition

C'est une réaction non naturelle à partir de molécules de base identiques ou différentes, qui s'effectue rapidement grâce à un amorceur. Elle ne laisse pas de résidu.

1.8. La polycondensation

Le point de départ est une réaction chimique naturelle (sans amorçage) entre des molécules de base identiques ou différentes. Elle est plus lente que la polyaddition et donne un résidu.

1.9. Les thermoplastiques

Ils sont généralement obtenus par polyaddition. Ils forment des chaînes linéaires avec un comportement à la chaleur réversible. Ils offrent une possibilité de recyclage.

1.10. Les thermodurcissables

Ils sont généralement obtenus par polycondensation. Ce sont des polymères dont les molécules sont liées entre elles lors de la mise en forme du produit, ces liens chimiques sont appelés réticulations.

Ils seront toujours composés de résine et d'un catalyseur.

1.11. Les composites (1)

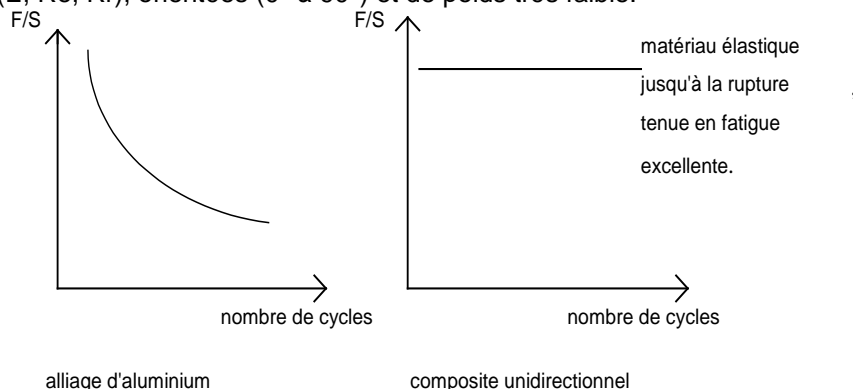
Pour qu'un matériau puisse être qualifié de composite, Il doit être constitué d'au moins deux matériaux distincts.

Ceux-ci doivent être séparés par une interface et être liés entre eux.

Les constituants doivent pouvoir se transmettre les contraintes qui leur sont appliquées.

1.12. Les composites (2)

Ce sont des matériaux hétérogènes, anisotropes, présentant des caractéristiques mécaniques élevées (E, Re, Rr), orientées (0° à 90°) et de poids très faible.



1.13. Les fibres

Elles apportent la résistance mécanique sous la forme d'une armature qui constitue le squelette du matériau.

Toutes les fibres sont plus légères que les métaux.

L'orientation des fibres permet d'optimiser le comportement mécanique dans une direction déterminée.

Les directions doivent coïncider avec celles des efforts (anisotropie).

1.14. La matrice

Structure qui lie entre elles les fibres ou renforts et répartit les efforts.

Elle participe également à la résistance en compression et joue un rôle de protection.

Il existe des matrices thermoplastiques, thermodurcissables, métalliques, minérales.

1.15. L'interface

Elle assure la cohésion entre le renfort et la matrice.

C'est par elle que les contraintes seront transmises de la matrice au renfort.

1.16. Différents types de corrosion

- Corrosion homogène ou généralisée :

Le métal se dissout régulièrement et uniformément. La résistance décroît proportionnellement à la diminution d'épaisseur.

- Corrosion localisée ou par piqûre :

L'attaque se fait sous forme de piqûres ou de sillons, la surface finissant par devenir tout à fait rugueuse.

- Corrosion inter-cristalline :

Elle se propage en profondeur par cheminement le long des joints des cristaux.

Le métal peut se rompre sans le moindre effort et sans qu'il ne subisse une perte de poids.

- Corrosion sous tension et fatigue :

Elle est rapide et provoquée par des tensions mécaniques internes ou externes (contraintes), en présence d'agents chimiques. La rupture intervient sans que les R_e ou R_r n'aient été atteintes.

- Corrosion galvanique :

Elle est favorisée par :

- des accidents ou défauts lors de l'élaboration des pièces,
- l'électrolyte due à la présence de deux matériaux différents.

1.17. Principes de lutte contre la corrosion

Actions préventives : exploitation de la documentation technique.

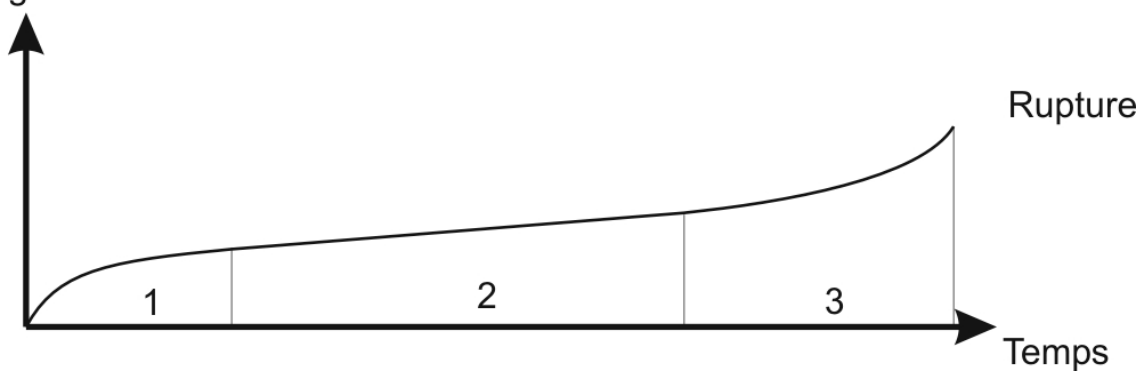
Surveillance des matériels : inspections à caractère systématique.

Actions curatives : Inspections occasionnelles.

1.18. Le fluage

C'est une déformation permanente non linéaire qui résulte de l'action combinée de la température, des efforts de traction et du temps.

Allongement



- 1: fluage primaire, déformation rapide,
- 2: fluage secondaire, la vitesse de fluage est constante,
- 3: la vitesse de fluage augmente jusqu'à la rupture.

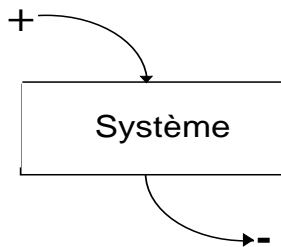
C'est une caractéristique importante à prendre en compte pour les matériaux entrant dans la composition des moteurs d'une part, des cellules d'aéronefs supersoniques d'autre part.

2. THERMODYNAMIQUE

2.1. Convention de signe

Un système (masse de 1 kg de gaz enfermée dans un cylindre expérimental) peut recevoir ou fournir vis-à-vis du milieu extérieur du travail ou de la chaleur au cours d'une transformation.

Par convention



2.2. Notion de travail

Il y a travail quand il y a variation de volume.

$$\Delta W = -P \times \Delta V \quad \Delta W \text{ en J, } P \text{ en Pa, } \Delta V \text{ en m}^3$$

2.3. Notion de chaleur

La chaleur massique d'une masse de 1 kg de gaz parfaits, à t°C est la quantité de chaleur qu'elle doit recevoir pour élever sa température de 1°C. Cette grandeur est notée « **C** » et s'exprime en J.kg⁻¹.K⁻¹.

Lors d'une transformation **isochore**, la quantité de chaleur échangée par un système entre l'état ① et l'état ② est : $Q_{1 \rightarrow 2} = m.C_v.\Delta T$

Lors d'une transformation **isobare**, la quantité de chaleur échangée par un système entre l'état ① et l'état ② est : $Q_{1 \rightarrow 2} = m.C_p.\Delta T$

avec : Q : en J

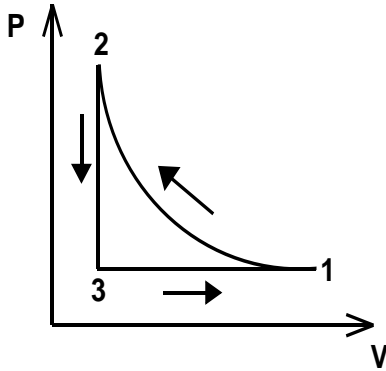
- m : en kg

- C_v et C_p : en J.kg⁻¹.K⁻¹

- ΔT : en K

2.4. Notion de cycle

Un système parcourt un cycle quand, partant d'un état ①, il y revient après avoir subi un certain nombre de transformations.



2.5. Principe de l'équivalence

$$(W + Q)_{\text{cycle}} = 0$$

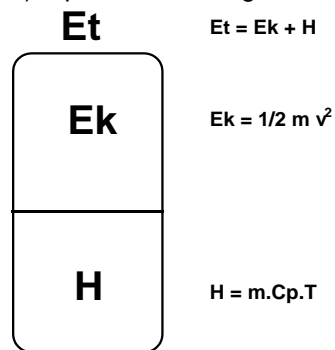
Si le système reçoit de la chaleur (+Q) et fournit du travail (-W) \Rightarrow Installation thermique motrice.

2.6. Notion d'énergie

Un gaz peut être amené à se déplacer donc à subir un changement d'état.

$$\Delta E_{1 \rightarrow 2} = \Delta H_{1 \rightarrow 2} + \Delta E_{k1 \rightarrow 2}$$

H (énergie thermodynamique) représente l'énergie statique



H, Ek et Et en J ; m en kg ; T en K ; Cp en J.kg⁻¹.K⁻¹ ; v en m.s⁻¹

2.7. Température totale

$$T_t = T_s + \frac{v^2}{2C_p}$$

Tt et Ts en K ; Cp en J.kg⁻¹.K⁻¹ ; v en m.s⁻¹

2.8. Pression totale

$$P_t = P_s + P_{\text{dyn}}$$

Avec : $P_{\text{dyn}} = \frac{1}{2} \rho v^2$

2.9. Masse volumique de l'air

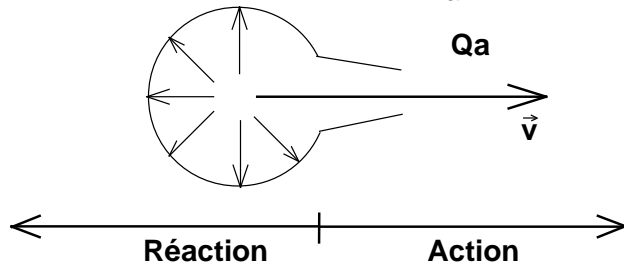
$$\rho = \frac{P}{rT}$$

r en J.kg⁻¹.K⁻¹

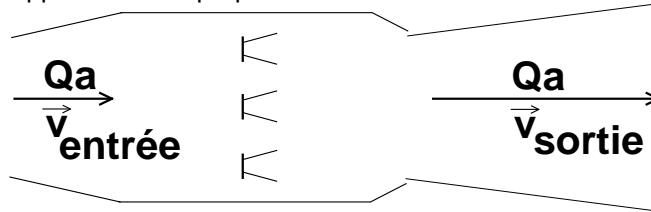
2.10. Principe de réaction

En pratiquant un orifice à un ballon gonflé, l'air s'échappe à une certaine vitesse (**ACTION**), le ballon se déplace en sens inverse (**REACTION**).

La force est fonction du débit d'air (Q_a) et de sa vitesse (v).



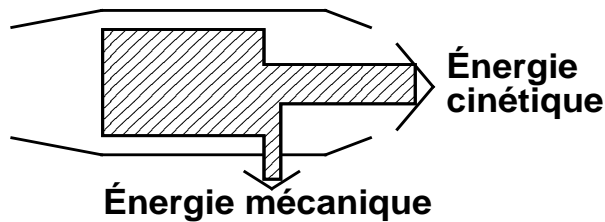
Application aux propulseurs :



Force de réaction $F = Q_a \cdot (v_{\text{sortie}} - v_{\text{entrée}})$; cette force est appelée **POUSSEE** (Newton). Q_a en $\text{kg} \cdot \text{s}^{-1}$

2.11. Classification des propulseurs

2.11.1. Appareil à réaction directe :

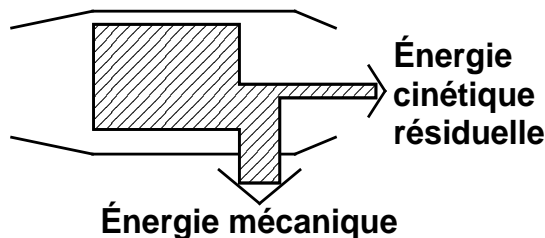


2.11.2. Turboréacteur :

Énergie cinétique \rightarrow Propulsion

Énergie mécanique \rightarrow Entraînement du compresseur et des accessoires.

2.11.3. Appareil à réaction indirecte :



2.11.4. Turbomoteur ou turbopropulseur :

L'énergie de pression des gaz est en grande partie transformée en énergie mécanique pour entraîner une hélice ou une voilure tournante.

2.12. Le turboréacteur

Il accélère la masse fluide qui le traverse.

Un TR est constitué de :

2.12.1. - Parties froides :

0→1 : *Entrée d'air*, conduit aérodynamique

1→2 : *Compresseur*, axial ou centrifuge, est constitué de rotors et de stators.

2.12.2. - Parties chaudes :

2→3 : *Chambre de combustion*, 3 types : séparées, annulaires, mixtes.

3→4 : *Turbine*, constituée d'un stator (distributeur) et d'un rotor (roue de turbine).

4→5 : *Canal d'éjection et tuyère*, constitué par :

- un raccordement comprenant un cône et des bras profilés,
- une rallonge (calorifugée),
- une tuyère à section fixe ou variable (convergente).

2.13. Evolution de la masse fluide dans le TR (parties froides)

2.13.1. L'entrée d'air en vol

Conduit divergent qui capte et canalise l'air vers le compresseur.

Transforme de l'énergie cinétique en énergie de pression statique.

Énergie totale constante : $E_{T0} = E_{T1}$

État 0 à 1 : $P_{t0} = P_{t1}$ $T_{t0} = T_{t1}$ $v_0 > v_1$ $P_{s0} < P_{s1}$ $T_{s0} < T_{s1}$

2.13.2. Le compresseur

4 fonctions lui sont confiées :

- établir le débit d'air au travers du réacteur (aspiration au point fixe) ;
- stabiliser la vitesse axiale de l'air indépendamment de la vitesse de vol.
- augmenter la pression statique et la pression totale.
- augmenter l'énergie totale grâce à l'apport d'énergie fournie par la turbine.

État 1 à 2 : $P_{t1} < P_{t2}$ $T_{t1} < T_{t2}$ $v_1 \approx v_2$ $P_{s1} < P_{s2}$ $T_{s1} < T_{s2}$

2.14. Evolution de la masse fluide dans le TR (parties chaudes)

2.14.1. La combustion

Celle-ci a lieu dans la chambre de combustion. A l'entrée de la chambre un diffuseur divergent permet de stabiliser la flamme, par diminution de la vitesse. L'augmentation de la température par un apport d'énergie calorifique, provoque la dilatation des gaz et une augmentation de leur vitesse. Le dosage, représentant le rapport essence-air, est de 1/15 à 1/60, afin de refroidir la chambre et les gaz avant la turbine.

État 2 à 3 :

$P_{t2} \approx P_{t3}$ $T_{t2} < T_{t3}$ $v_2 \approx v_3$ $P_{s2} \approx P_{s3}$ $T_{s2} < T_{s3}$

2.14.2. La turbine

Élément moteur qui entraîne le compresseur et les accessoires.

Une partie des gaz subit une détente qui est récupérée sous forme de travail représentant l'énergie mécanique.

Diminution de l'énergie totale et de l'énergie statique.

État 3 à 4 :

$P_{t3} > P_{t4}$ $T_{t3} > T_{t4}$ $v_3 \approx v_4$ $P_{s3} > P_{s4}$ $T_{s3} > T_{s4}$

2.14.3. La tuyère

Détend les gaz afin d'obtenir une vitesse d'éjection la plus élevée possible.

Conservation de l'énergie totale.

Transformation d'énergie de pression statique en énergie cinétique.

État 4 à 5 :

$P_{t4} = P_{t5}$ $T_{t4} = T_{t5}$ $v_4 < v_5$ $P_{s4} > P_{s5}$ $T_{s4} > T_{s5}$

2.15. Poussée théorique

$F = Q_a (v_5 - v_0)$ avec :

F en N ;

Q_a , débit massique, en kg.s^{-1} ;

v_5 et v_0 en m.s^{-1}

Sur avion, la poussée est évaluée par mesure de N et de Tt_4 .

2.16. Poussée corrigée

Le débit massique Q_c de carburant injecté dans le T.R. est pris en considération.

Comme le carburant est dans l'avion, sa vitesse initiale est nulle : d'où : $F_{\text{carb}} = Q_c \cdot v_5$ avec Q_c en kg.s^{-1} .

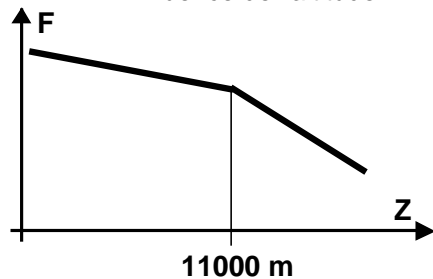
L'expression de la poussée corrigée s'écrit : $F_c = Q_a (v_5 - v_0) + Q_c \cdot v_5$

2.17. Influence du domaine de vol sur la poussée

Influence de P_0 Si $P_0 \uparrow \Rightarrow \rho_0 \uparrow \Rightarrow Q_a \uparrow \Rightarrow F \uparrow$

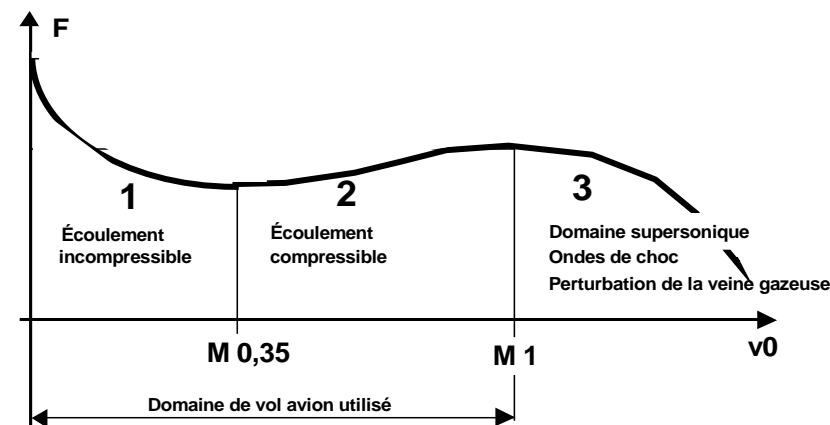
Influence de T_0 Si $T_0 \uparrow \Rightarrow \rho_0 \downarrow \Rightarrow Q_a \downarrow \Rightarrow F \downarrow$

Influence de l'altitude Z



De 0 à 11000 m : $P_0 \downarrow$ et $T_0 \downarrow$, mais P_0 est prépondérant sur $T_0 \Rightarrow F \downarrow$ Pour $Z > 11000$ m : T_0 reste constant mais $P_0 \downarrow \Rightarrow F \downarrow \downarrow$

Influence de la v_0



F est maximale au point fixe. 3 zones :

1 : $v_0 \uparrow \Rightarrow (v_5 - v_0) \downarrow \Rightarrow F \downarrow$

2 : $(v_5 - v_0) \downarrow$ mais $Q_a \uparrow \uparrow \Rightarrow F \uparrow$

3 : Q_a n'augmente pratiquement plus et atteint sa valeur critique maximale $\Rightarrow (v_5 - v_0)$ devient alors prépondérant et $\downarrow \Rightarrow F \downarrow$.

2.18. La consommation horaire (C.H.)

Elle caractérise la consommation de carburant par heure de fonctionnement.

$C.H. = Q_c \times 3600$

2.19. La consommation spécifique (C.S.)

Importante notion caractérisant le T.R. :

$$C.S. = \frac{C.H.}{F} \quad \text{avec : - C.S. en kg.daN}^{-1}.h^{-1} \quad - C.H. \text{ en kg.h}^{-1} \quad - F \text{ en daN}$$

2.20. La poussée standard

C'est la poussée relevée dans les conditions au moment de l'essai et ramenée à la pression standard de 1013 mb.

$$F_{st} = F \text{ du jour} \times \frac{1013}{P_0}$$

2.21. La poussée I.S.A. (International Standard Atmosphere)

C'est la poussée délivrée par le réacteur en fonctionnement régulé pour des conditions ambiantes standard ; $P_0=1013 \text{ mb}$ et $T_0=288K$.

3. AÉRODYNAMIQUE-MÉCANIQUE DU VOL

3.1. Forme de profil

La forme de profil : C'est la section de l'aile obtenue dans un plan parallèle au plan de symétrie de l'avion.

La corde de profil : C'est la droite joignant le milieu du bord d'attaque au milieu du bord de fuite.

La profondeur (l) : C'est la longueur de la corde de profil, elle est donnée en mètre.

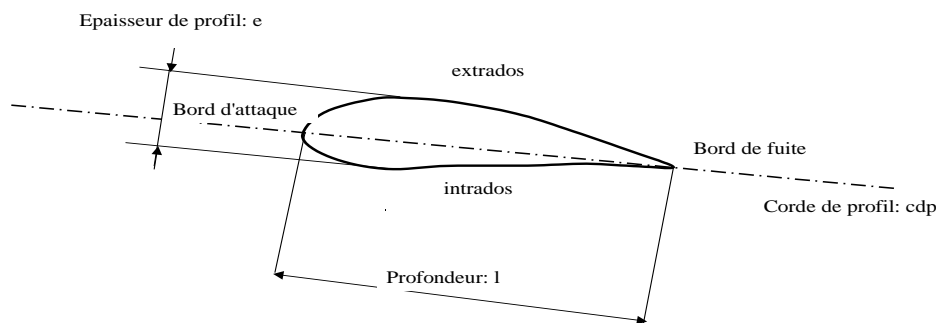
L'épaisseur (e) : C'est la distance comprise entre deux droites parallèles à la corde de profil, l'une tangente à l'intrados et l'autre à l'extrados, elle est donnée en mètre.

L'épaisseur relative : $e_r = \frac{e}{l} \times 100$ en pourcentage, elle caractérise la forme de profil de l'aile en fonction des domaines de vol de l'avion.

L'angle de calage β : C'est l'angle formé par la corde de profil et une référence fuselage, cette dernière étant généralement l'axe longitudinal de l'avion.

Angle d'incidence \hat{i} : C'est l'angle formé par la corde de profil et la direction du vent relatif.

Il peut être positif, nul, négatif.



3.2. Forme en plan

Envergure (E) : C'est la distance comprise entre les extrémités de l'aile ; elle est mesurée perpendiculairement au plan de symétrie de l'avion, elle est donnée en mètres.

Surface alaire (S) : Surface projetée au sol dans un plan de symétrie perpendiculaire au plan de symétrie de l'avion, elle est engendrée par le contour de l'aile, elle se mesure en m^2 .

Flèche φ : Angle formé par le bord d'attaque de l'aile et une droite perpendiculaire à l'axe de symétrie de l'avion.

L'allongement λ :

$$\text{Aile en flèche : } \frac{E^2}{S}$$

$$\text{Aile rectangulaire : } \frac{\text{Envergure}}{\text{Profondeur}}$$

L'allongement a une grande importance suivant le domaine de vol de l'aéronef considéré : gros porteur = grand allongement, avion de combat = faible allongement, planeur = très grand allongement.

3.3. Forme frontale

Le dièdre δ : c'est l'angle formé par le plan de l'aile et une droite perpendiculaire au plan de symétrie de l'avion. Il peut être positif, nul, négatif, il a une grande importance sur la stabilité dynamique.

3.4. Vitesse de l'avion dans l'air

La loi de Bernoulli : Le long d'un filet fluide ou ligne de courant incompressible et parfait, la pression totale reste constante :

$$P_t = P_s + P_d = P_s + \frac{1}{2} \times \rho \times v^2 = \text{constante} \quad P_t, P_s \text{ et } P_d \text{ en Pascal}$$

La vitesse aérodynamique (v_a) : C'est la vitesse de l'avion par rapport aux particules d'air qui l'entoure, elle s'exprime en m.s^{-1} ou en nœud, un nœud = $1,852 \text{ Km.h}^{-1} = 0,514 \text{ m.s}^{-1}$.

L'application de la relation de Bernoulli au travers d'un tube de Pitot donne l'expression de la V_a en m.s^{-1} :

$$v_a = \sqrt{\frac{2 \times (P_t - P_s)}{\rho}}$$

Le nombre de Mach (M) : Pour des vitesses élevées, l'aéroélasticité de l'air engendre des phénomènes de compressibilité dont on tient compte pour le calcul de la vitesse.

Le nombre de Mach est le rapport de la vitesse aérodynamique (v_a) à la célérité du son (c) :

$$M = \frac{v_a}{c} \text{ avec } v_a \text{ et } c \text{ en m/s}$$

3.5. Ecoulement de l'air autour d'une aile en subsonique

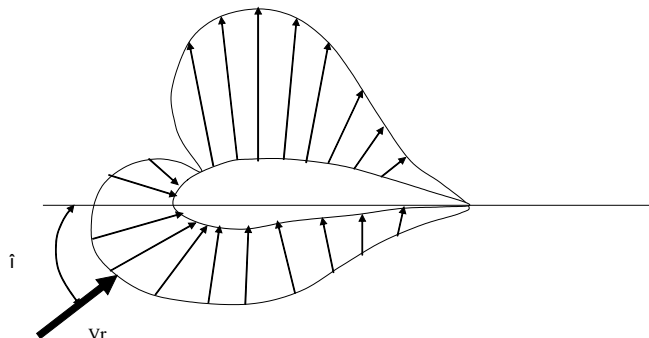
La couche limite : C'est la zone proche de la surface où la viscosité de l'air s'exerce.

Elle conditionne la résistance au frottement du corps.

Elle peut être laminaire, turbulente ou tourbillonnaire.

Les forces de pression : L'extrados est le siège de dépressions, l'intrados est le siège de surpressions. Ces champs de pression assurent la portance. La résultante des forces engendrées par les variations de pression et les frottements s'appelle la force aérodynamique.

Toute variation de l'angle d'incidence entraîne une modification des champs de pression, donc de l'intensité, de la direction et du point d'application de cette force appelé centre de poussée.



Le centre de poussée : C'est le point d'application de la force aérodynamique, il se trouve sur la corde de profil.

La portance : Elle est à l'origine de la sustentation dans l'air, elle s'exprime en fonction de multiples paramètres: $F_z = \frac{1}{2} \times \rho \times v^2 \times S \times C_z$

ρ = masse volumique de l'air en kg.m⁻³

v = vitesse aérodynamique de l'aéronef en m.s⁻¹

S = surface alaire en m²

C_z = coefficient de portance sans dimension.

F_z en N

La traînée : elle s'oppose constamment à la poussée de l'aéronef, elle s'exprime en fonction de multiples paramètres : $F_x = \frac{1}{2} \times \rho \times v^2 \times S \times C_x$

ρ = masse volumique de l'air en kg.m⁻³

v = vitesse aérodynamique de l'aéronef en m.s⁻¹

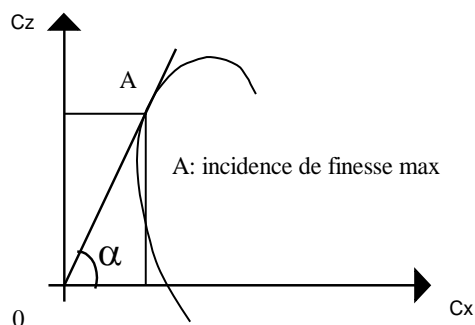
S = surface alaire en m²

C_x = coefficient de traînée sans dimension.

F_x en N

La finesse : Elle caractérise la qualité aérodynamique d'un profil et par extension d'un avion, il s'agit du rapport : $f = \frac{F_z}{F_x} = \frac{C_z}{C_x}$

La polaire : Les performances d'un profil sont généralement tracées sous la forme de courbe d'évolution des coefficients aérodynamiques, la polaire est la représentation graphique des variations du C_z et du C_x en fonction de l'incidence.



\vec{OA} et α sont les coordonnées polaires de la force aérodynamique. C_x et C_z étant les coordonnées rectangulaires. À échelle égale, α est l'angle que fait le vecteur force aérodynamique avec la corde de profil, et la longueur du vecteur \vec{OA} correspond à l'intensité de la force aérodynamique.

3.6. Les empennages

Ce sont des organes qui assurent la stabilité de l'avion, sur certains gros porteurs leur angle de calage est variable.

3.7. Les gouvernes

Ce sont des surfaces mobiles qui permettent de faire évoluer l'avion autour des axes de tangage, de roulis et de lacet.

3.8. La compensation

Compensation statique : Elle consiste à 'confondre' le centre de gravité et l'axe d'articulation de la gouverne au moyen de masses d'équilibrage noyées dans le bord d'attaque.

Compensation aérodynamique de régime : Elle permet de réduire ou d'annuler l'effort du pilote sur les commandes afin de conserver en vol stabilisé une position d'équilibre de l'avion autour de son centre de gravité. Elle est réalisée par le braquage d'un volet correcteur appelé "Tab", commandé mécaniquement ou électriquement.

Compensation aérodynamique d'évolution : Elle est automatique et assiste le pilote dans son effort pour braquer les commandes grâce à des becs débordants, tab automatique, tab à ressort, compensation par aileron frise.

3.9. L'hypersustentation

Le but consiste à augmenter la portance quand l'avion est à basse vitesse (si v diminue F_z diminue).

On utilise :

- soit des dispositifs de bord d'attaque tels que les becs et volets,
- soit des dispositifs de bord de fuite tels que les volets.

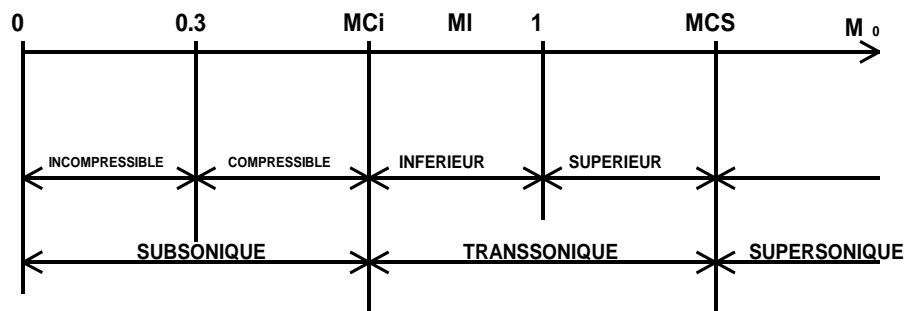
Les deux systèmes peuvent être montés sur une même voilure.

3.10. Le freinage aérodynamique

Le but consiste à diminuer la vitesse ou la portance de l'aéronef :

- soit par braquage symétrique des aérofreins et des spoilers,
- soit par braquage dissymétrique des spoilers.

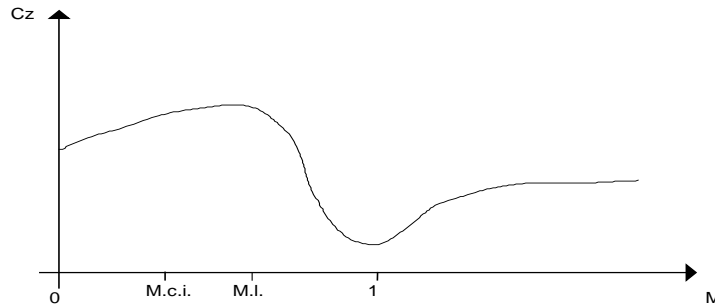
3.11. Synoptique des domaines de vol



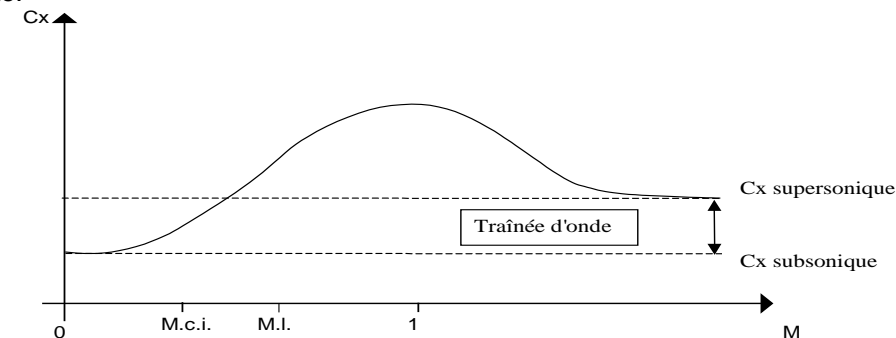
- M.C.I.=Mach critique inférieur,
- M.L.= Mach limite,
- M.C.S. =Mach critique supérieur.

3.12. Influence des phénomènes soniques

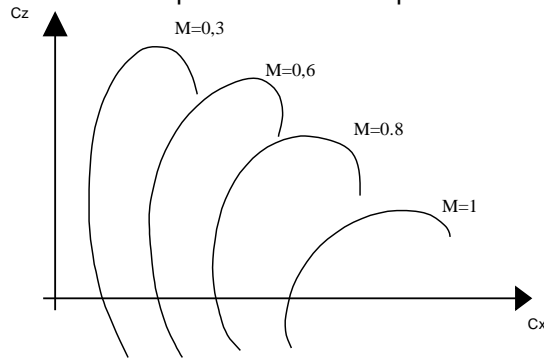
Influence des phénomènes soniques sur le C_z : à incidence donnée, C_z diminue lorsque M augmente :



Influence des phénomènes soniques sur le C_x : à incidence donnée, C_x augmente lorsque M augmente.

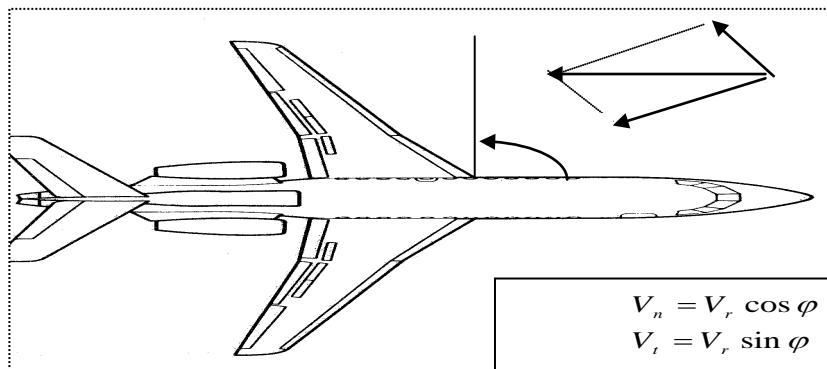


Influence des phénomènes soniques sur le vol avion : la finesse chute dans le transsonique



3.13. L'aile en flèche

Pour les vitesses très élevées, on adoptera l'aile en flèche qui permet de retarder l'apparition des phénomènes soniques.



Pour une aile de flèche φ , la vitesse de l'écoulement V_r se décompose sur le profil en une vitesse normale au bord d'attaque V_n et une vitesse tangentielle V_t

3.14. La stabilité

3.14.1. Stabilité longitudinale en fonction du centre de poussée :

Si le centre de poussée de l'aile est situé devant le centre de gravité de l'avion, ce dernier est équipé d'empennages porteurs.

Si le centre de poussée de l'aile est situé derrière le centre de gravité de l'avion, ce dernier est équipé d'empennages déporteurs.

3.14.2. Stabilité longitudinale en fonction du foyer :

Le foyer est un point de la corde de profil où s'applique toutes les variations de portance, il est déterminé uniquement par la géométrie de l'avion.

C'est un point fixe en subsonique, il recule sensiblement au passage en transsonique (phénomène lié à la compressibilité de l'air).

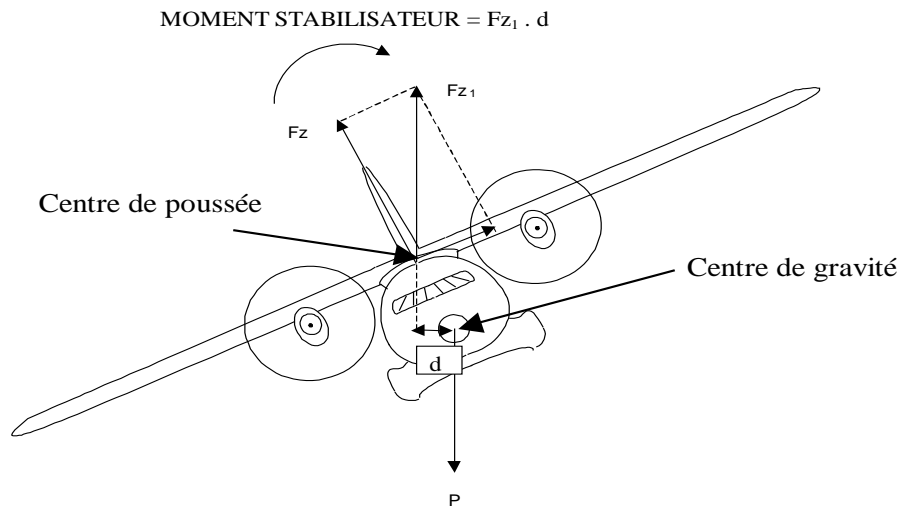
Si le foyer de l'avion est situé devant le centre de gravité de l'avion, ce dernier est un avion instable.

Si le foyer de l'avion est situé derrière le centre de gravité de l'avion, ce dernier est un avion stable.

Si le foyer est confondu avec le centre de gravité de l'avion, ce dernier est en équilibre indifférent.

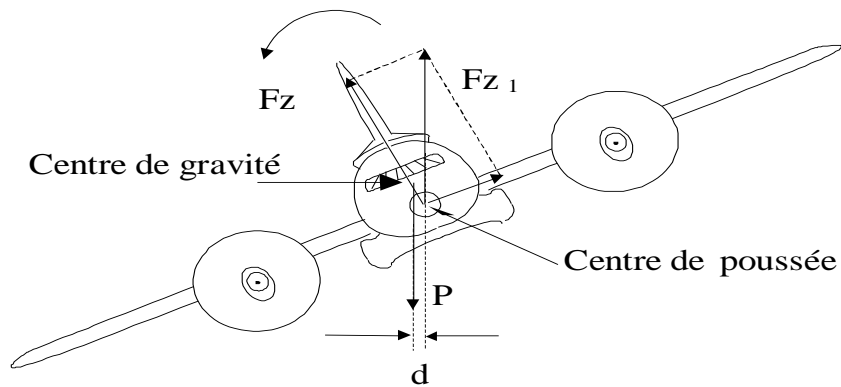
3.14.3. Stabilité transversale :

L'aile haute génère de la stabilité :

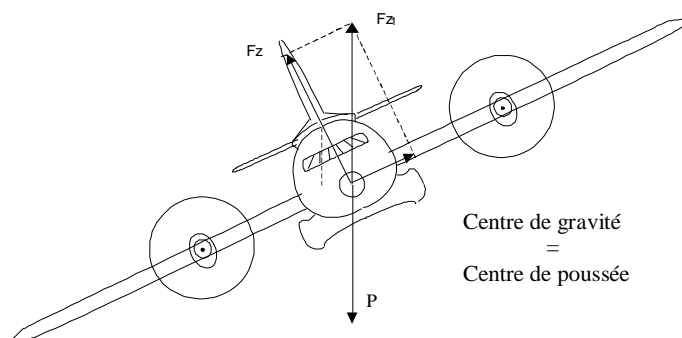


L'aile basse génère de l'instabilité :

$\text{MOMENT AMPLIFICATEUR: } F_{z1} \cdot d$

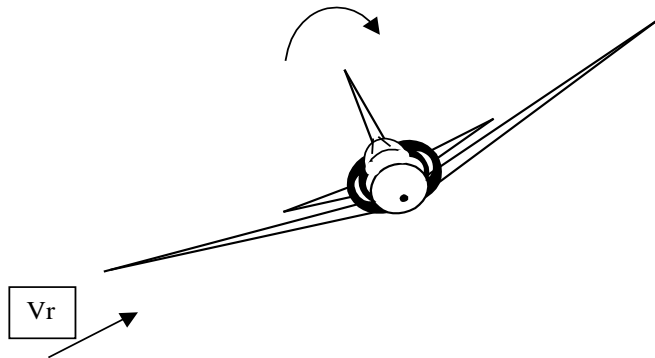


L'aile médiane est indifférente

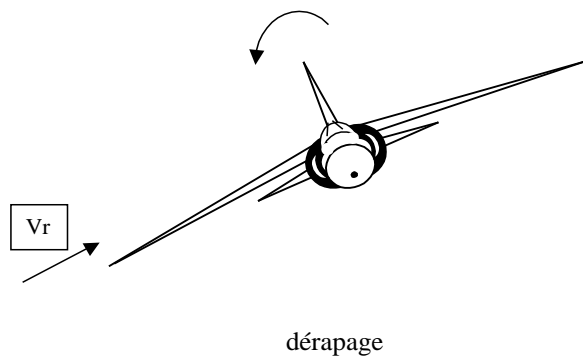


3.14.4. En cas de dérapage :

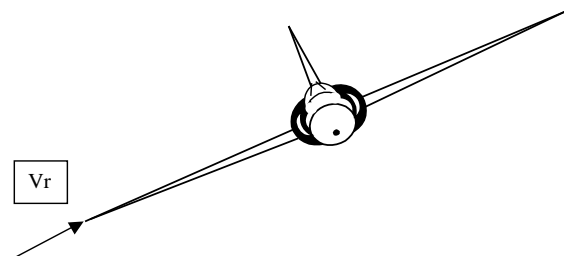
Le dièdre positif génère de la stabilité



Le dièdre négatif génère de l'instabilité :



Le dièdre nul est indifférent :



Le lacet inverse est un couple de lacet dû au roulis.
Le roulis induit est un couple de roulis dû au lacet.

3.15. Les facteurs de charge

Lorsque l'avion subit des accélérations, il encaisse, ainsi que l'équipage, des facteurs de charge négatifs ou positifs.

$$\text{facteur de charge} = n = \frac{\text{poids apparent}}{\text{poids réel}} = \frac{\text{poids réel} + \text{force d'inertie}}{\text{poids réel}}$$

3.16. Le vol aéronef

Application du principe fondamental de la dynamique de ISAAC NEWTON au vol aéronef (le vol peut être horizontal, en montée, en descente ou sur une trajectoire curviligne, l'accélération peut être positive, négative ou nulle)

$$\text{La formulation mathématique est : } \sum \vec{F}_{\text{extérieures}} = m \times \vec{a} \Leftrightarrow \vec{F}_z + \vec{F}_x + \vec{T} + \vec{P} = m \times \vec{a}$$

Avec :

- F_z = portance de l'aéronef,
- F_x = traînée de l'aéronef,
- P = poids de l'aéronef,
- T = poussée du ou des moteurs,
- m = masse de l'aéronef,
- a = accélération.

4. MOTEUR À PISTONS

4.1. L'alésage

L'alésage (a) est le diamètre intérieur du cylindre.

4.2. Point Mort Haut

Le Point Mort Haut (P.M.H.) est le point extrême atteint par le piston, près de la culasse.

4.3. Point Mort Bas

Le Point Mort Bas (P.M.B.) est le Point extrême atteint par le piston, près du vilebrequin.

4.4. La course

La course (c) est la distance parcourue par le piston entre le P.M.H. et le P.M.B.

4.5. Le volume unitaire

Le volume unitaire (V_u) est le volume compris entre le P.M.H. et le P.M.B.

$$V_u = \frac{\pi a^2 c}{4}$$

$$V_u: \text{ cm}^3 \text{ ou l ; } a \text{ et } c \text{ en cm}$$

4.6. L'espace mort

L'espace mort (V_o) est le volume compris entre le fond de la culasse et le P.M.H. (Chambre de combustion).

4.7. Le volume total

Le volume total $V_t = V_u + V_o$

4.8. Rapport de compression volumétrique (ε)

$$\varepsilon = \frac{V_t}{V_o} = \frac{V_u + V_o}{V_o}$$

4.9. Étude du cycle théorique

Admission des gaz frais à pression et température constantes.

Compression du mélange sans échange de chaleur avec le milieu extérieur.

La combustion adiabatique s'effectue à volume constant, la pression augmente ainsi que la température.

Détente du mélange sans échange de chaleur avec le milieu extérieur.

Échappement des gaz brûlés en deux phases :

- Isochore, le piston est au P.M.B. ; ouverture de la soupape d'échappement.
- Isobare, le piston va vers le P.M.H. et les gaz brûlés s'échappent du cylindre.

4.10. Etude du cycle mécanique

4.10.1. Premier Temps, Admission:

Premier demi-tour de vilebrequin. La soupape d'admission est ouverte et la soupape d'échappement fermée.

Le piston se déplace du P.M.H. au P.M.B. ; admission du mélange carburé. C'est un temps résistant.

4.10.2. Deuxième Temps, Compression:

Deuxième demi-tour de vilebrequin. Les deux soupapes sont fermées. Le piston revient vers le P.M.H. en comprimant le mélange. En fin de compression : $V_{\text{gaz}} = V_0$

C'est un temps résistant.

4.10.3. Troisième Temps, Combustion-Détente:

Combustion: Les soupapes sont fermées. Le piston est au P.M.H.

Etincelle : inflammation du mélange, puis action sur le piston.

Détente: Troisième demi-tour de vilebrequin. Le piston revient vers le P.M.B. L'énergie des gaz produit un travail mécanique. C'est le temps moteur.

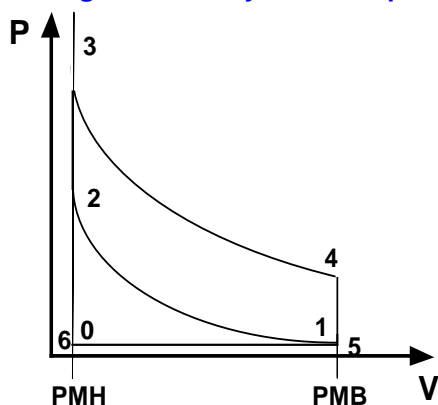
4.10.4. Quatrième Temps, Echappement:

Quatrième demi-tour de vilebrequin. La soupape d'admission est fermée et la soupape d'échappement ouverte.

Le piston revient vers le P.M.H. et expulse les gaz brûlés.

C'est un temps résistant.

4.11. Diagramme du cycle théorique



- 0 → 1 : Admission
- 1 → 2 : Compression
- 2 → 3 : Combustion
- 3 → 4 : Détente
- 4 → 5 : 1ère Phase d'échappement
- 5 → 6 : 2ème Phase d'échappement

4.12. Le cylindre

4.12.1. Le fût :

- C'est un alésage intérieur rectifié servant au guidage du piston.
- Il comporte des ailettes de refroidissement.
- Il a une collerette de fixation à la base.

4.12.2. La culasse :

Elle est soumise à des contraintes thermiques et des pressions élevées.

Composition :

- le fond de cylindre, constituant la chambre de combustion,
- les sièges de soupapes, aux angles de portée différents selon la soupape,
- les guides de soupape,
- les taraudages de bougie,
- les fixations des axes culbuteurs,
- les ailettes de refroidissement.

4.13. Le piston

Il supporte des contraintes thermiques, des pressions élevées et des efforts dus aux frottements.

4.13.1. Description :

La tête : plate, concave ou convexe comprend des gorges pour les segments et des nervures intérieures de renforcement.

La jupe : assure le guidage du piston, elle comporte des bossages usinés pour renforcer le passage de l'axe du piston.

L'axe du piston : c'est un cylindre creux assurant la liaison piston/bielle qui peut être monté "dur" ou "flottant".

4.13.2. Le tierçage des segments :

Différents segments :

- coupe feu : Il évite la propagation de la flamme vers le bas,
- d'étanchéité,
- racleur : Il permet de récupérer l'huile.

Le tierçage consiste à monter les segments de sorte que les coupes soient décalées et en dehors des axes du piston et du couple de renversement.

Le tierçage limite les fuites.

4.14. La bielle

Assure la liaison piston/vilebrequin.

Constitution :

- la tête, à assemblage par chapeau,
- le corps,
- le pied, monté sur l'axe du piston.

4.15. Le vilebrequin

Composition :

- les portées ou tourillons, formant la ligne d'arbre,
- les bras et manetons,
- les contre-bras et contrepoids d'équilibrage.

4.16. Le carter d'engrenages

Contient une série de pignons entraînés par le vilebrequin.

Assure l'entraînement de l'arbre à cames et des accessoires.

4.17. Le carter moteur

Il supporte le vilebrequin.

Il permet la fixation moteur/cellule.

Il sert de support pour les accessoires.

Il collecte l'huile de lubrification et peut être de type carter "sec" ou "humide".

4.18. La distribution

La distribution assure le transvasement des gaz dans le cylindre.

Les organes principaux sont :

- l'arbre à cames,
- les soupapes.

4.19. L'arbre à cames

Il permet par l'intermédiaire des cames :

- l'ouverture et la fermeture des soupapes,
- l'isolement du cylindre.

L'arbre à cames tourne à 1/2 vitesse du vilebrequin, car un cycle comporte 1 admission et 1 échappement pour 2 tours de vilebrequin, soit 720°.

Le profil de la came détermine la profondeur, la durée et la rapidité d'ouverture et de fermeture des soupapes.

4.20. Les soupapes

Elles se composent d'une tête, d'une tige et d'une queue.

4.20.1. Soupape d'admission :

La tête est plate ou en tulipe.

La tige, parfois creuse, peut être remplie aux 2/3 de sodium,

L'angle de portée est en général de 30°.

4.20.2. Soupape d'échappement :

La tête est bombée et d'un diamètre plus petit que la soupape d'admission,

La tête et la tige sont creuses et remplies aux 2/3 de sodium,

L'angle de portée est en général de 45°.

4.20.3. La fixation est assurée par :

Des coupelles, des demi-dés et des ressorts qui permettent le rappel de la soupape sur son siège.

4.21. Différentes distributions

4.21.1. Distribution à attaque directe:

La came agit directement sur la queue de soupape.

Seul un poussoir équipé d'une pastille de réglage peut être intercalé entre la queue de soupape et la came.

4.21.2. Distribution à attaque indirecte:

La came n'agit pas directement sur la queue de soupape.

Un ensemble de transmission, pouvant être composé d'un poussoir, d'une tige de culbuteur et d'un culbuteur, ou seulement d'un culbuteur transmet le mouvement de la came à la soupape.

4.22. Réglage du jeu aux culbuteurs

Pour conserver l'étanchéité parfaite des soupapes lorsque le moteur a atteint sa température de fonctionnement, il est nécessaire de conserver un jeu entre les culbuteurs et les queues de soupapes.

Ce jeu est vérifié à l'aide de cales, moteur froid.

4.23. Décomposition du cycle réel non réglé

4.23.1. L'admission :

Elle débute à une pression supérieure à la pression atmosphérique, car il reste des gaz brûlés dans le cylindre à cause du laminage des gaz au niveau de la soupape d'admission, en conséquences:

- le cylindre se remplit mal,
- la pression de fin d'admission est inférieure à la pression atmosphérique, $P_1 < P_{\text{atmosphérique}}$,
- l'admission n'est pas isobare.

4.23.2. Compression :

Il y a échange thermique avec les parois du cylindre, la compression n'est pas adiabatique.

Le mélange air-essence n'est pas un gaz parfait, la pression de fin de compression est inférieure à la pression théorique P_2 .

4.23.3. Combustion-Détente :

L'inflammation du mélange n'est pas instantanée, elle demande un délais $2/1000^{\text{ième}}$ de seconde environ.

Le volume de la chambre augmente car le piston redescend et l'élévation de pression est moindre.

Il y a échange thermique avec le cylindre, la détente n'est pas adiabatique

En fin de détente, la température encore élevée et correspond à de l'énergie évacuée sans fournir de travail.

4.23.4. Échappement :

L'ouverture de la soupape n'est pas instantanée.

Les pressions et températures ne s'équilibrent pas immédiatement.

Le laminage des gaz à la soupape d'échappement entraîne une contre pression sur le piston et tous les gaz brûlés ne sont pas évacués.

La pression de fin échappement est supérieure à la pression atmosphérique, $P_6 > P_{\text{atmosphérique}}$.

4.24. Comparaison entre les diagrammes théorique et réel

On note une importante diminution de la surface utile du cycle correspondant à une perte importante de travail.

Il est nécessaire d'effectuer des réglages, pour obtenir, avec une même quantité de carburant, une surface utile la plus proche possible de la surface utile du cycle théorique.

4.25. Utilité des réglages

Les réglages ont pour but :

- d'améliorer le remplissage des cylindres,
- d'augmenter la pression de fin de compression,
- d'améliorer la combustion,
- de rendre le temps échappement moins résistant.

4.26. Les différents réglages

Ces réglages sont :

- l'avance Ouverture Admission (A.O.A.)
- le Retard Fermeture Admission (R.F.A.)
- l'Avance à l'Allumage (A.A.)
- l'Avance Ouverture Echappement (A.O.E.)
- le Retard Fermeture Echappement (R.F.E.)

4.27. L'Avance Ouverture Admission (A.O.A.)

La soupape admission est ouverte avant le P.M.H. alors que la soupape d'échappement est encore ouverte.

Ce réglage permet :

- de combattre le délai d'ouverture de la soupape,
- aux gaz frais, de balayer les gaz brûlés vers l'échappement.

4.28. Le Retard Fermeture Admission (R.F.A.)

La soupape admission est fermée après le P.M.B. On utilise au maximum la vitesse d'écoulement des gaz frais.

Ce réglage permet :

- un meilleur remplissage du cylindre,
- d'obtenir une pression en fin d'admission plus élevée.

4.29. L'Avance à l'Allumage (A.A.)

L'avance à l'allumage permet d'obtenir un maximum de pression en fin de combustion.

Pour cela, la combustion doit s'effectuer dans un volume voisin de V₀ en évitant toutefois le verrouillage géométrique de l'embellage.

On admet que la combustion se termine 5° après le P.M.H.

Calcul de l'avance à l'allumage : $AA = \left(\frac{N}{60} \times 360 \times \frac{2}{1000} \right) - 5^\circ$

AA est en degrés et N en tr.min⁻¹

Ce réglage permet d'améliorer la combustion et d'obtenir une meilleure détente.

4.30. L'Avance Ouverture Echappement (A.O.E.)

La soupape échappement est ouverte avant le P.M.B.

Ce réglage permet de diminuer la contre pression s'opposant à la remontée du piston donc de rendre le temps échappement moins résistant.

4.31. Le Retard Fermeture Echappement (R.F.E.)

La soupape échappement est fermée après le P.M.H.

Ce réglage permet un balayage efficace des gaz brûlés par les gaz frais donc un meilleur remplissage du cylindre.

4.32. La combustion

L'énergie calorifique qui sera transformée en énergie mécanique dépend de la combustion.

C'est pendant la combustion que les contraintes thermiques et mécaniques sont les plus importantes.

La combustion est réalisée grâce au mélange d'un comburant, l'oxygène de l'air, et d'un carburant, l'essence.

4.33. Le dosage

En vase clos, pour une combustion chimiquement complète, le rapport du mélange essence / air doit être de 1 gramme d'essence pour 15,3 grammes d'air:

Dans ces conditions, le mélange est dit en proportion stœchiométrique.

4.34. La richesse Bonnier (R)

$$R = \frac{\text{Masse d'air chimiquement nécessaire à la combustion}}{\text{Masse d'air réellement admise dans le moteur}}$$

Si R = 1 le mélange est correct.

Si R < 1 le mélange est pauvre.

Si R > 1 le mélange est riche.

4.35. Les critères influant sur la combustion

4.35.1. La pression du mélange :

La vitesse de propagation augmente avec la pression du mélange au moment de l'inflammation.

4.35.2. La température du mélange :

La vitesse de propagation augmente avec la température du mélange.

4.35.3. L'homogénéité du mélange :

La bonne vaporisation de l'essence dans l'air favorise la vitesse de propagation.

4.35.4. La chaleur de l'étincelle :

La combustion s'amorce d'autant plus vite que l'étincelle est chaude.

4.35.5. La forme de la chambre :

Etudiée pour minimiser le parcours du front de flamme, donc réduire la durée de combustion.

4.35.6. Le nombre de bougies :

2 bougies par cylindre permettent :

- 2 allumages,
- 2 fronts de flamme,
- une meilleure sécurité et meilleur allumage.

4.36. La combustion normale

Lors d'une combustion normale, il y a inflammation du mélange près de la bougie, puis propagation de la flamme par couches successives.

Dans ces conditions, la combustion est dite déflagrante progressive et sa vitesse de propagation est de 20 à 30 m.s⁻¹.

4.37. Les anomalies de combustion

Ce sont :

- la détonation,
- l'auto-allumage,
- un mélange très pauvre,
- un mélange très riche.

4.38. La détonation

Dans ce cas la combustion débute normalement puis la totalité du mélange s'enflamme spontanément.

La vitesse de combustion peut atteindre 1000 à 2000 m.s⁻¹.

Il y a une augmentation brutale de pression avec apparition d'une onde de choc pouvant générer des détériorations mécaniques.

Facteurs pouvant provoquer la détonation :

- un taux de compression excessif,
- une avance à l'allumage trop importante,
- une température et/ou une pression admission trop élevées,
- un refroidissement du moteur insuffisant.

4.39. L'auto-allumage

C'est une combustion normale mais d'apparition prématurée, déclenchée par des points chauds.

Elle peut mener à la détonation.

4.40. Un mélange très pauvre

La vitesse de combustion diminue prolongeant la combustion pendant la détente, voire l'échappement.

Conséquences :

- le moteur chauffe,
- possibilité de retour de flammes au carburateur,
- la combustion tend à devenir détonante,
- le mélange est très oxydant et favorise la corrosion.

4.41. Un mélange très riche

La vitesse de combustion diminue avec pour conséquences :

- l'encrassement de la culasse et des bougies,
- la dilution de l'huile avec perte de ses qualités lubrifiantes.

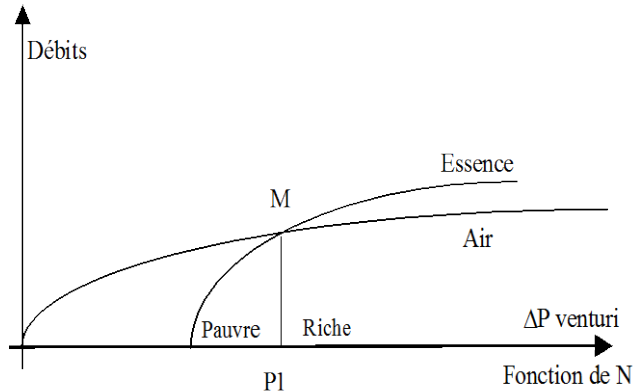
4.42. Le carburateur élémentaire

Il assure un mélange air-essence constant et homogène.

Constitution du carburateur élémentaire :

- une cuve à niveau constant munie d'un flotteur et d'un pointeau,
- une manche à air et un papillon des gaz,
- un venturi qui favorise une ΔP ,
- un gicleur calibré assurant le débit d'essence et débouchant dans le venturi.

Comportement du carburateur élémentaire.



4.43. Défauts du carburateur élémentaire

Au démarrage le régime moteur N est trop faible et la ΔP au venturi est insuffisante à l'amorçage du gicleur.

Aux ralenti et faibles régimes le mélange est trop pauvre.

Aux forts régimes le mélange est trop riche.

Lorsque l'altitude $Z \nearrow$, la densité de l'air \searrow et le dosage $Q_c/Q_a \nearrow$.

Ce carburateur ne peut fonctionner dans toutes les configurations de vol.

4.44. Automaticités apportées au carburateur élémentaire

Ces différents systèmes sont :

- le dispositif de départ,
- le dispositif de ralenti,
- le bloc émulseur,
- la pompe de reprise.

4.45. Le dispositif de départ

Lors d'un démarrage moteur froid; il y a de la condensation dans les tubulures d'admission et les cylindres.

Au démarrage, la ΔP est faible et la vaporisation de l'essence est incomplète.

Pour un fonctionnement correct, le mélange est enrichi grâce à une injection de démarrage assurée par une pompe électrique.

4.46. Le dispositif de ralenti

Au ralenti, la dépression la plus forte est obtenue au niveau du papillon des gaz. Le circuit ralenti débouche logiquement cet endroit.

Le dispositif permet deux réglages :

- un réglage qualitatif du débit d'air par la vis de richesse,
- un réglage quantitatif du débit du mélange par la vis de régime.

4.47. Le bloc émulseur

Il adapte automatiquement la richesse quel que soit le régime. Il est constitué par une capacité d'essence munie d'un gicleur situé sous le venturi ainsi que par une capacité d'air additionnelle munie d'un gicleur et de trous de dénoyage.

Lors d'une montée en régime, la dépression au venturi augmente, créant alors un appel de carburant qui va enrichir le mélange.

La capacité de carburant se vide en fonction de la dépression, le débit d'essence va être adapté par le gicleur d'air additionnel conservant ainsi la richesse sensiblement constante.

On obtient une automaticité du dosage.

4.48. La pompe de reprise

Lors d'une accélération rapide, l'ouverture du papillon des gaz entraîne une augmentation du débit d'air Q_a , alors que le débit carburant Q_c n'augmente pas proportionnellement. Le mélange s'en trouve appauvri.

Ce défaut est compensé par une pompe de reprise, synchronisée avec le papillon des gaz qui injecte une quantité supplémentaire de carburant.

de Q_a qui n'est pas compensée par une augmentation proportionnelle de Q_c .

4.49. Les dispositifs particuliers à la carburation

L'enrichissement du mélange.

L'augmentation de puissance demandée au décollage ou en montée peut provoquer la détonation. Pour y remédier, le mélange est enrichi. Dans ce but, une aiguille agit sur un orifice calibré permettant une augmentation du débit carburant.

La correction altimétrique.

Lorsque l'altitude augmente, le correcteur altimétrique diminue Q_c pour conserver la richesse constante.

Le réchauffage du carburateur.

Son but est d'éviter le givrage du venturi du fait de la dépression

Deux moyens sont utilisés :

- une circulation de l'huile moteur autour du venturi,
- le réchauffage de l'air d'admission dans un échangeur.

L'arrêt moteur.

Pour des raisons de sécurité, le moteur est arrêté par coupure du carburant, grâce à un dispositif étouffoir.

4.50. La carburation par injection

Elle adapte le débit d'essence au débit d'air passant dans le venturi.

Elle comprend :

- un système de dosage carburant comportant une vanne de ralenti et une vanne de richesse,
- une section de régulation carburant qui délivre une quantité de carburant proportionnelle au débit d'air,
- une section d'alimentation en air qui délivre les pressions indicatrices de la consommation en air du moteur,
- un système de correction automatique de richesse qui agit en fonction de l'altitude.

La dépression, mesurée au niveau du venturi, agit sur un jeu de membranes qui commande un clapet à bille; celui-ci autorise le passage du carburant aux injecteurs placés dans les pipes d'admission.

4.51. Influence des paramètres ambiants sur la puissance

Toute augmentation de la température extérieure ou de l'altitude entraîne une diminution de la densité de l'air donc de la masse d'air admise dans le moteur.

Pour maintenir la richesse, il est nécessaire de diminuer le débit carburant, ce qui a pour conséquence une diminution de la puissance effective du moteur.

4.52. Conservation de la puissance en altitude

La puissance est conservée, soit :

- en agissant sur les données géométriques du moteur : c'est la surcompression.
- en alimentant le moteur à l'aide d'un compresseur : c'est la suralimentation.

La surcompression :

Pour compenser la baisse de pression due à l'altitude et maintenir une puissance suffisante, le volume V_0 de la chambre est volontairement diminué lors de la fabrication du moteur. Celui-ci fonctionne alors avec un fort taux de compression.

La suralimentation :

Le débit d'air fourni par un compresseur maintient une pression admission optimale, pour palier à la diminution de la densité de l'air extérieur en altitude.

Le limiteur de pression admission :

Les moteurs surcompressés ou suralimentés sont conçus pour une puissance maxi à l'altitude de croisière.

Au sol, cette puissance est excessive. Il faut diminuer de la pression admission en fonction de la pression atmosphérique en limitant l'ouverture du papillon des gaz.

4.53. Nécessité d'un courant haute tension

L'arc électrique de la bougie doit jaillir dans un milieu gazeux, de pression élevée, s'opposant au passage du courant.

L'étincelle doit être suffisamment chaude pour que la combustion s'amorce.

Pour ces raisons, l'allumage utilisera un courant haute tension.

4.54. Système d'allumage par magnéto haute tension

Il comprend :

- le générateur,
- le transformateur,
- le condensateur,
- le parafoudre,
- le distributeur.

4.55. Le générateur

Il est entraîné mécaniquement par le moteur.

Un aimant, tournant dans une armature, produit des variations de flux qui induisent un courant dans un enroulement primaire, placé autour de cette armature métallique.

4.56. Le transformateur

Le courant primaire (B.T.) ne peut assurer l'allumage, un enroulement secondaire est donc placé autour du primaire.

Lorsque l'intensité primaire est maximale, un rupteur, commandé par une came, coupe le circuit et provoque une brutale variation de flux dans le secondaire, donnant naissance au courant haute tension.

4.57. Le condensateur

Absorbe l'extra courant de rupture et renforce la tension du secondaire lors de sa décharge.

4.58. Le parafoudre

Le parafoudre, ou éclateur, protège le secondaire en cas de surtension.

4.59. Le distributeur

Le courant secondaire haute tension est distribué aux bougies par un doigt dit "de distribution".

Le doigt ne frotte pas sur les plots, c'est un fonctionnement par disrapture.

4.60. Les bougies

Le courant haute tension de la magnéto est acheminé, par un faisceau de câbles blindés, aux bougies.

Il y a deux bougies par cylindre (alimentées chacune par une magnéto) pour assurer une meilleure combustion.

Elles peuvent être de différentes classes :

- bougie froide,
- bougie chaude.

4.61. Bougie froide

Elles ont un écoulement thermique rapide.

Elles sont utilisées sur des moteurs à hautes performances.

Des bougies trop froides entraînent l'encrassement des électrodes, pouvant amener une coupure de l'allumage.

4.62. Bougie chaude

Elles ont une température de fonctionnement élevée et un écoulement thermique lent.

Des bougies trop chaudes entraînent la formation d'un point chaud pouvant occasionner l'auto-allumage, un échauffement du moteur, la détonation.

4.63. Choix des bougies

Le choix des bougies se fait en fonction de :

- l'indice d'octane,
- la pression,
- la vitesse de rotation.

4.64. Ordre d'allumage

Un allumage se produit chaque fois que le vilebrequin fait $\frac{720^\circ}{\text{nombre de cylindres}}$.

Cette valeur d'angle est appelée angle d'allumage.

Les manetons du vilebrequin sont, à la fabrication, décalés de cette valeur.

Certains moteurs admettent plusieurs ordres d'allumage. On choisira celui qui assure la meilleure répartition des efforts sur l'embellage.

4.65. Nécessité de la lubrification

Tous les organes en mouvement dans le moteur sont lubrifiés.

La circulation d'huile sous pression a pour rôle de diminuer les frottements et d'éviter l'échauffement des pièces afin de les protéger d'une usure prématurée.

4.66. Composition d'un circuit de lubrification

- Le carter,
- la pompe,
- le filtre,
- le clapet de décharge,
- le clapet de dérivation thermostatique,
- le radiateur,
- le séparateur et le reniflard,
- le clapet d'huile,
- la sonde de température et le capteur de pression.

4.67. Le carter d'huile

De type "humide", il sert de réservoir.

De type "sec", l'huile après lubrification est renvoyée dans un réservoir par l'intermédiaire d'une pompe de récupération.

Une crépine protège les circuits d'alimentation ou de récupération.

4.68. Le clapet de décharge

Permet le réglage de la pression d'huile par mise en retour au réservoir en cas de surpression.

4.69. Le clapet de dérivation thermostatique

Autorise le passage de l'huile à travers le radiateur en fonction de sa température.

4.70. Le radiateur

C'est échangeur de température dans lequel l'huile est refroidie par l'air extérieur.

4.71. Le séparateur et le reniflard

Le séparateur récupère les gouttelettes d'huile présentes dans les vapeurs avant d'évacuer l'air par le reniflard.

4.72. Le clapet d'huile

Sélectionne l'alimentation du circuit en vol normal ou inversé.

4.73. La sonde de température et le capteur de pression

Donnent une indication, en cabine, de température et de pression d'huile pour déceler d'éventuelles surchauffes, fuites ou colmatages.

4.74. Le refroidissement du moteur

Il est assuré par l'air ambiant capté derrière l'hélice.

L'air est canalisé autour des cylindres où des déflecteurs en assurent le brassage.

Une sonde mesure la température du cylindre le moins bien refroidi ; l'indication est renvoyée en cabine.

4.75. L'échappement du moteur

Les gaz d'échappement sont canalisés dans des collecteurs, puis des pots de détente, pour être évacués vers l'extérieur.

La chaleur des gaz brûlés peut être utilisée pour réchauffer l'air de la cabine, grâce à un échangeur.

Une sonde rend compte de la température des gaz d'échappement.

4.76. Le démarrage

Un démarreur électrique entraîne le moteur de façon à procéder à l'alimentation et à l'allumage des cylindres.

Il doit vaincre les efforts dus :

- à la compression dans les cylindres
- à l'inertie des pièces mobiles et aux frottements.

Il est constitué d'un moteur électrique, d'un réducteur et d'un dispositif d'embrayage.

La noix de démarrage entraîne en rotation le volant moteur et se désaccouple lorsque l'action du démarreur cesse.

L'action sur le démarreur est limitée dans le temps pour éviter son échauffement.

Après le démarrage il faut vérifier la pression d'huile et attendre la mise en température du moteur avant de solliciter la pleine puissance.

5. PARTIES FROIDES

5.1. Le compresseur

- Il établit le débit d'air,
- il stabilise la vitesse d'écoulement à l'entrée de la chambre de combustion indépendamment de la vitesse d'entrée V_0 ,
- il permet de maintenir une pression minimale dans la chambre de combustion,
- il améliore le rendement thermodynamique.

5.2. Le rapport de compression

C'est le rapport de la pression de sortie compresseur sur la pression d'entrée.
Il peut s'exprimer en pression totale ou statique.

$$\theta_t = \frac{P_{t2}}{P_{t1}} \text{ ou } \theta_{st} = \frac{P_{st2}}{P_{st1}}$$

5.3. le taux de compression

C'est le rapport de la température de sortie compresseur sur la température d'entrée.

$$\lambda = \frac{T_{s2}}{T_{s1}}$$

5.4. Le compresseur centrifuge

Son rapport de compression est élevé mais son encombrement est important.

Il est utilisé sur les turbomachines de faible poussée, les turbodémarreurs, les générateurs d'air et pour la suralimentation des moteurs à pistons.

5.5. Le compresseur axial

C'est celui qui est le plus employé du fait de son faible encombrement et de son rapport de compression élevé.

Il est utilisé sur les turbomachines de fortes puissances.

5.6. Le compresseur axial-centrifuge

Il allie les qualités des compresseurs centrifuges et axiaux. Il est surtout utilisé sur les turbomachines de moyennes puissances.

5.7. Constitution du compresseur centrifuge

Le compresseur centrifuge est constitué d'un conduit d'admission, d'un rotor, d'un stator et d'un carter.

5.8. Fonctionnement du compresseur centrifuge

L'air capté par la roue d'entrée du rotor est soumis à l'action de la force centrifuge et sort du rotor à grande vitesse après avoir subi un début de compression.

Sa vitesse est ensuite transformée en pression par le stator.

5.9. Le compresseur centrifuge double entrée ou parallèle

Il est composé de 2 rotors montés dos à dos qui refoulent dans un diffuseur unique.

Son rapport de compression est le même que pour un simple entrée, mais les débits d'air s'additionnent.

5.10. Le compresseur centrifuge deux étages ou série

Il est composé de 2 compresseurs à simple entrée montés l'un derrière l'autre.

Le débit d'air reste le même mais les rapports de compression se multiplient.

5.11. Constitution du compresseur axial

Le compresseur axial est constitué d'un carter d'admission, d'un rotor et d'un stator.

L'ensemble rotor-stator constitue un étage de compresseur.

5.12. Les aubes à nageoires

Elles possèdent des entretoises usinées dans l'aube et forment une couronne.

Ces nageoires permettent d'éviter de trop grandes flexions et de diminuer les vibrations. L'aube ne peut ainsi entrer en résonance, pouvant entraîner la rupture.

5.13. L'étanchéité des compresseurs

Afin de réduire les pertes en bout d'aube on diminue l'espace carter-sommet d'aube.

Pour cela on utilise des aubes à léchettes associées à des matériaux abrasables ou des matériaux abrasables utilisés seuls.

5.14. Principe du compresseur axial

Il assure :

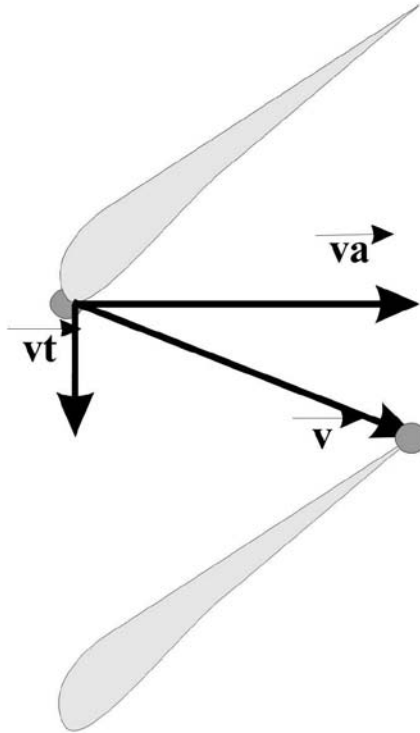
- l'établissement du débit d'air,
- l'apport d'énergie cinétique par accélération du débit d'air suivant le mouvement de rotation du rotor,
- la transformation de l'énergie cinétique en pression statique.

5.15. Fonctionnement du rotor du compresseur axial

L'air est chassé vers l'arrière et entraîné en rotation par les ailettes.

La grille d'aubes mobiles communique à l'air une vitesse absolue qui se décompose en :

- une vitesse axiale : V_a qui conditionne le débit d'air de l'avant vers l'arrière,
- une vitesse tangentielle : V_t qui conditionne l'apport d'énergie cinétique.



5.16. Fonctionnement du stator du compresseur axial

L'air arrive dans le stator avec une vitesse absolue.

Les conduits divergents du stator transforment l'énergie cinétique en pression statique.

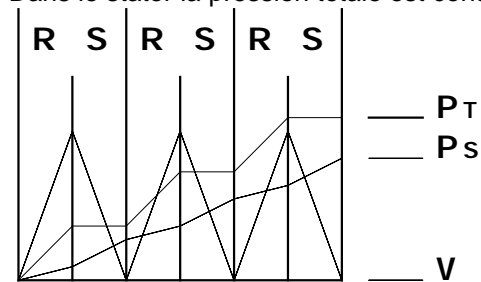
La vitesse de sortie du stator est égale à la vitesse d'entrée dans le rotor.

L'étage est dit périodique.

5.17. Évolution des pressions et de la vitesse dans le compresseur axial

Dans le rotor la pression totale, la pression statique et la vitesse augmentent.

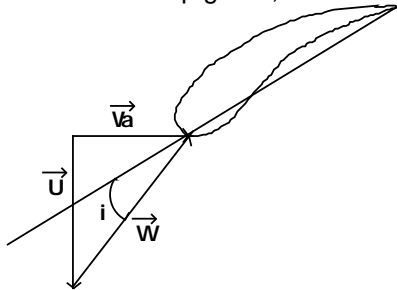
Dans le stator la pression totale est constante, la vitesse diminue et la pression statique augmente.



5.18. Notion de vitesse relative

La vitesse axiale et la vitesse circonférentielle forment une vitesse relative W . Celle-ci forme avec la corde de profil un angle d'incidence \hat{i} .

- Si \hat{i} est optimal, l'efficacité de l'ailette est optimale,
- si \hat{i} est trop faible, l'efficacité de l'ailette diminue,
- si $\hat{i} < 0$ l'air vient frapper l'extrados, l'aube travaille en turbine,
- si \hat{i} est trop grand, l'aube décroche il y a décollement des filets d'air.



5.19. Vrillage des aubes

La vitesse circonférentielle (fonction du rayon) étant plus faible au pied de l'aube qu'au sommet, il est nécessaire de la vriller pour qu'elle fonctionne à incidence constante.

$$\alpha_{\text{pied}} > \alpha_{\text{sommet}}$$

5.20. Conicité du compresseur

$$Q_a = \rho \cdot S \cdot V \quad Q_a \text{ en kg.s}^{-1}$$

Dans le compresseur, $Q_a 1 = Q_a 2$ ou $\rho_1 \cdot S_1 \cdot V_1 = \rho_2 \cdot S_2 \cdot V_2$ avec $\rho_2 > \rho_1$

Comme la vitesse d'écoulement doit rester constante, la section de passage doit diminuer.

5.21. Le pompage à faible régime

Les sections du compresseur sont invariables et étudiées pour un régime élevé.

Or ρ_2 N faible $<$ ρ_2 N élevé

V_2 doit donc augmenter pour maintenir l'égalité $\rho_1 \cdot S_1 \cdot V_1 = \rho_2 \cdot S_2 \cdot V_2$

Comme V_2 augmente dans les derniers étages :

- $\hat{i} < 0$ donc les ailettes travaillent en turbine,
- création d'une contre pression qui freine l'écoulement.

Conséquence :

- dans les 1^{ers} étages $V_1 \downarrow \Rightarrow \hat{i} \nearrow$ les premiers étages décrochent.
- $Q_a \downarrow$, l'écoulement redevient normal un court instant.

Si le phénomène devient cyclique, les ailettes vibrent, on dit que le compresseur pompe.

5.22. Causes du pompage

- Faible régime,
- chute brutale du débit d'air,
- obstruction thermique.

5.23. Remède au pompage : les vannes de décharge (V D)

Ce sont des trappes placées sur le carter compresseur. Elles sont ouvertes aux faibles régimes.

Elles évacuent une partie du débit d'air afin d'éviter la formation d'une contre pression à l'arrière du compresseur.

5.24. Remède au pompage : La grille directrice d'entrée (G.D.E) à calage fixe ou variable

Elle permet de maintenir un angle d'incidence optimal sur le premier étage du compresseur et d'éviter ainsi le décollement des filets d'air.

Les conduits formés par la G.D.E. sont convergents ce qui crée une augmentation de vitesse et une diminution de pression statique. Ceci est compensé par le montage en sortie compresseur d'une grille redresseuse de sortie divergente qui augmente la pression statique et ramène l'écoulement dans une direction axiale.

5.25. Remède au pompage : Le stator à calage variable

Son fonctionnement est identique à celui d'une G.D.E. à calage variable.
Cependant les conduits sont maintenus divergents.

5.26. Les déflex

Ce sont des embryons d'aubes, fixés sur le carter d'admission, destinés à empêcher le décrochage tournant pouvant engendrer un pompage.

5.27. Efforts sur l'aubage

Le profil d'une ailette s'apparente à une aile d'avion. Elle est soumise à une force aérodynamique qui se décompose en :

- une force axiale, \vec{F}_{ax} , qui exerce une poussée vers l'avant nécessitant le montage d'une butée à billes,
- une force tangentielle, \vec{F}_{tg} , qui détermine le couple résistant du moteur.

5.28. Intérêt du compresseur double-corps

Pour maintenir un angle d'incidence optimal à l'avant et à l'arrière du compresseur il faudrait augmenter le régime à l'arrière et le diminuer à l'avant.

Pour cela on sépare le compresseur en 2 corps B.P. et H.P. tournant à des régimes différents.

Le compresseur H.P. est lié à une turbine H.P., et le compresseur B.P. à une turbine B.P. par l'intermédiaire de 2 arbres concentriques.

5.29. Avantages du compresseur double-corps

- Meilleur rendement,
- augmentation de θ ,
- diminution du risque de pompage,
- diminution de la puissance du démarreur (seul le H.P. est entraîné),
- diminution des contraintes centrifuges sur les turbines.

5.30. Inconvénients du compresseur double-corps

- Risque de pompage lors des décélérations brusques, d'où la nécessité de V.D. entre les corps H.P. et B.P.,
- il est plus lourd,
- sa régulation est plus complexe.

6. PARTIES CHAUDES

6.1. La combustion

La combustion est une réaction chimique destinée à élever le niveau énergétique du fluide. Elle est fonction :

- de la quantité de carburant,
- du pouvoir calorifique du carburant,
- du débit d'air,
- de la température d'entrée dans la chambre,
- du rendement de combustion.

6.2. Le dosage

Le dosage stœchiométrique de 1/15 crée des températures trop élevées pour la turbine.

On injecte de l'air frais appelé "air de dilution" pour refroidir les gaz avant leur entrée dans la turbine.

Le dosage est alors de 1/15 au niveau des injecteurs et compris entre 1/40 et 1/60 à l'entrée de la turbine en fonction de l'apport d'air de dilution.

6.3. La pression

La pression mini d'inflammation est de 0,4 bar.

Plus la pression est élevée meilleure est la combustion.

6.4. Le temps

Il faut que le mélange combustible air-carburant soit homogène et brûle pendant son passage dans la chambre de combustion.

Le temps en dessous duquel on risque un désamorçage de la combustion est le " temps critique irréductible ".

6.5. Les turbulences

Afin d'homogénéiser le mélange et de favoriser la propagation de la flamme, il est nécessaire de générer des turbulences. Celles - ci devront cependant être limitées afin de ne pas créer trop de pertes de charge.

6.6. La température

Lorsque la température est élevée le rayonnement est plus intense donc le mélange atteint sa température d'inflammation plus rapidement.

6.7. La vitesse

La vitesse d'écoulement devra être ni trop faible afin de ne pas détériorer le brûleur ni trop forte afin de ne pas souffler la flamme.

6.8. Constitution d'une chambre de combustion

Une chambre de combustion est constituée d' :

- un diffuseur,
- un tube à flamme,
- un accroche flamme,
- un injecteur,
- un carter.

6.9. Le diffuseur

C'est un conduit divergent positionné entre le compresseur et la chambre de combustion. Il diminue la vitesse afin d'éviter de souffler la flamme.

6.10. Fonctionnement d'une chambre de combustion

L'air venant du compresseur est divisé en 2 : l'air primaire et l'air secondaire

6.11. Air primaire de la chambre

Il pénètre dans le tube à flamme, est mélangé au carburant puis brûlé et éjecté vers la turbine.

6.12. Air secondaire de la chambre

Il circule entre le carter et le tube à flamme. Pénétrant par les "trous de dilution", il se mélange ensuite à l'air primaire afin d'abaisser la température des gaz à l'entrée de la turbine.

L'apport d'air secondaire peut être favorisé par une section convergente - divergente du tube à flamme appelée " redan ".

6.13. Différents types de chambre

Trois types de chambres existent :

- chambres séparées,
- chambres annulaires,
- chambres mixtes.

6.14. Les chambres séparées

Ce sont en fait plusieurs chambres de combustion indépendantes.

Disposées en barillet, elles communiquent entre elles par des tubes d'intercommunication permettant l'équilibrage des pressions et la transmission de la flamme.

6.15. Avantages des chambres séparées

- Facilité de mise au point,
- maintenance plus facile.

6.16. Inconvénients des chambres séparées

- Lourdes,
- plus encombrantes,
- pertes de charge élevées.

6.17. Les chambres annulaires

Il s'agit de chambres uniques et de forme annulaire.

Ce sont les chambres les plus employées actuellement du fait de leur meilleure adaptation au compresseur axial.

6.18. Avantages des chambres annulaires

- Diamètre et poids plus faibles,
- peu de pertes de charge,
- bonne homogénéité des gaz.

6.19. Inconvénients des chambres annulaires

- Difficultés de mise au point,
- maintenance difficile.

6.20. Les chambres mixtes

C'est un compromis entre les deux types précédents. L'entrée de la chambre est formée de chambres séparées, la sortie étant du type annulaire.

6.21. Avantages des chambres mixtes

- Facilité de mise au point,
- faible diamètre global,
- faible longueur,
- bon rendement.

6.22. Inconvénients des chambres mixtes

- Maintenance difficile,
- technologie complexe.

6.23. Le rôle de la turbine

Elle est chargée d'assurer l'entraînement du compresseur et des accessoires et dans certains cas une hélice ou un rotor.

6.24. Constitution d'une turbine

Elle est divisée en deux parties :

- un stator ou distributeur de turbine,
- un rotor ou roue de turbine.

L'ensemble stator-rotor forme un étage.

6.25. Les contraintes subies par la turbine

Celles-ci sont de quatre sortes :

- aérodynamiques,
- chimiques,
- thermiques,
- mécaniques (dues aux grandes vitesses de rotation.).

6.26. Le fluage

C'est l'allongement permanent de l'aube due à la force centrifuge et à la température.
Une modification trop importante de la longueur d'une aube peut entraîner sa destruction

6.27. Fonctionnement de la turbine

En transformant l'énergie de pression en vitesse dans un ensemble de conduits fixes convergents, appelé stator, les gaz vont entraîner le rotor de turbine.

La mise en rotation du rotor, permet d'entraîner le compresseur et les accessoires.

6.28. Turbine à réaction

Dans une turbine à réaction on ne détend que la partie des gaz nécessaire à l'entraînement du compresseur et des différents accessoires.

Les conduits du stator et du rotor sont de sections convergentes.

6.29. Turbine à action

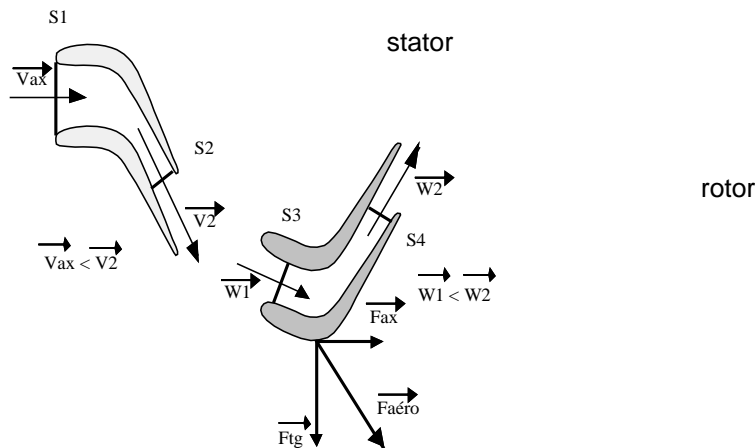
Dans ce type de turbine la détente des gaz sera complète et elle aura lieu uniquement dans le stator.

Les conduits du stator sont de sections convergentes et ceux du rotor sont de sections constantes.

6.30. Efforts sur l'aubage d'une turbine à réaction

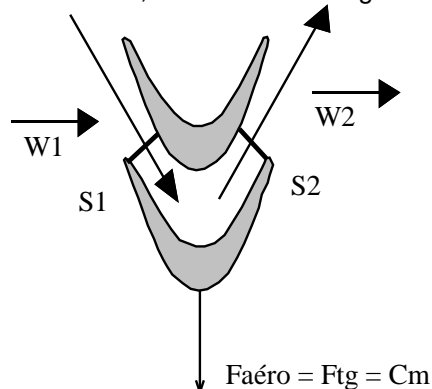
La force axiale (\vec{F}_{ax}) du rotor s'oppose en partie à la poussée vers l'avant du compresseur.

La force tangentielle (\vec{F}_{tg}) assure la rotation de la roue de turbine et représente le CM



6.31. Efforts sur l'aubage d'une turbine à action

Sur le rotor, seule la force tangentielle apparaît.



6.32. La conicité de la turbine

A l'inverse des compresseurs, l'effet de détente entraîne une diminution de la masse volumique ρ .

Pour assurer un débit massique de l'air $Q_a = \rho \cdot s \cdot v$ donné, tout en conservant la vitesse axiale le long de la turbine, il est nécessaire d'augmenter la section de passage.

6.33. Amélioration du rendement de la turbine

Afin de réduire les pertes marginales en bout d'aubes on réduit le jeu entre le sommet de l'aube et de l'anneau de turbine.

Deux solutions existent :

- des aubes à léchettes permettant de réduire le frottement,
- des matériaux abrasables sur la périphérie du carter, associé à des aubes à talon qui permettent également de diminuer les vibrations.

6.34. Fixation des turbines sur leurs arbres

La liaison entre la turbine et l'arbre peut être monobloc, soudée ou boulonnée.

Dans le cas de turbines multi-étages on pratique un assemblage par boulonnage associé à un système composé de crans trapézoïdaux appelé curvic-coupling.

6.35. Équilibrage

Les grandes vitesses de rotation imposent un équilibrage précis des turbines, celui-ci est réalisé par :

- adjonction de masses métalliques
- enlèvement de matière par meulage.

6.36. Refroidissement de la turbine

Il est obtenu par circulation d'air sortie compresseur:

- par convection interne, des gaz frais circulent à l'intérieur de l'aube et sont rejetés au bord de fuite ou au sommet de l'aube,
- par film protecteur, de l'air est projeté sur le bord d'attaque et crée une paroi fluide autour de l'ailette l'isolant ainsi des gaz chauds.

6.37. Rôle des tuyères

Elles transforment l'énergie de pression des gaz en énergie cinétique de façon à obtenir une vitesse d'éjection la plus grande possible.

6.38. Fonctionnement théorique d'une tuyère a géométrie fixe, cas où la détente est complète

$P_5 = P_0$: la détente est complète

- Si $M_5 < 1$ la pression génératrice est faible, le débit d'air n'est pas maximal.
- si $M_5 = 1$ le débit d'air est maximal. La tuyère est dite adaptée. Ce régime de fonctionnement correspond à des pressions génératrices fournies par un régime moteur élevé.

6.39. Fonctionnement théorique d'une tuyère a géométrie fixe, cas où la détente n'est pas terminée

$P_5 > P_0$: la détente n'est pas terminée :

La pression génératrice est trop forte pour une variation de section non adaptée.

La détente se poursuit à l'extérieur de la tuyère par une série d'ondes de détente.

En sortie $M_5 = 1$

6.40. Nécessite d'une tuyère convergente divergente

Une tuyère convergente-divergente permet de terminer la détente dans le divergent de telle sorte que $P_5 = P_0$ au col de celle-ci avec un Mach supérieur à 1.

6.41. Tuyère à section fixe

La section de cette tuyère est adaptée pour une altitude et un régime de fonctionnement donnés.

La détente ne sera complète que pour des conditions de vol bien définies. La poussée ne sera maximale que dans une seule phase de vol.

6.42. Principe de la post-combustion

Afin d'augmenter la poussée, on injecte une grande quantité de carburant entre la turbine et la tuyère.

Le carburant se mélange avec l'excédent d'air de dilution, provenant de la chambre de combustion, dans un canal appelé canal PC.

Une deuxième combustion appelée réchauffe, a lieu et permet d'augmenter de façon importante, la température des gaz et le débit massique du fluide.

6.43. Constitution d'un canal pc

Le canal PC est constitué :

- d'un raccordement,
- d'une chambre PC,
- d'une tuyère à section variable.

6.44. Le raccordement

Constitué d'une section divergente afin de ralentir la vitesse de l'écoulement, il est équipé d'un cône dans le but de transformer l'écoulement annulaire en écoulement circulaire.

Le cône est soutenu par des bras profilés qui transforment l'écoulement tourbillonnaire en écoulement axial.

6.45. La chambre PC

C'est le lieu où siège la postcombustion. Elle contient :

- les accroche-flammes qui permettent de stabiliser la flamme,
- des chemises thermiques qui diminuent les vibrations de combustion et permettent le refroidissement du canal.

6.46. 46. Type de tuyère adaptée à la PC

Afin d'éviter une obstruction thermique et par conséquent un pompage, il est nécessaire d'ouvrir la tuyère lors de l'allumage de la PC.

Donc tous les moteurs possédant une PC devront être équipés d'une tuyère à section variable.

6.47. Circuit injection PC

Une pompe spécifique délivre le carburant au système d'injection. P.C.

Constitué de rampes amont et d'anneaux brûleurs, ce système d'injection permet une bonne répartition du carburant dans la chambre post-combustion.

6.48. Circuit d'allumage PC

Il existe trois systèmes d'allumage :

- par bougies électriques,
- par crachat, du carburant est injecté avant la turbine, la flamme ainsi produite traverse la turbine et enflamme le carburant provenant des anneaux brûleurs,
- par catalyse, du carburant est projeté sur une plaquette en platine-rhodium, une réaction chimique issue de la température élevée du moteur provoque l'inflammation du mélange.

6.49. Circuit de détection PC

Ils sont de plusieurs types :

- par une sonde à ionisation,
- par un dispositif manométrique,
- par un système optique.

7. HÉLICE

7.1. Généralités

L'hélice utilisée comme propulseur transforme l'énergie mécanique fournie par le moteur en effort propulsif appelé traction T .

$$T = Qa(v_1 - v_0).$$

Avec T en N, Qa en kg.s^{-1} , v_1 et v_0 en m.s^{-1} .

7.2. Définitions propres à l'hélice

7.2.1. L'axe de l'hélice.

C'est l'axe de rotation de l'arbre moteur.

7.2.2. L'axe de pale.

C'est la droite de référence liée à la pale, perpendiculaire à l'axe de l'hélice.

7.2.3. Le plan de rotation de l'hélice.

C'est le plan engendré par la rotation de l'axe de pale autour de l'axe de l'hélice.

7.2.4. La section de référence de la pale.

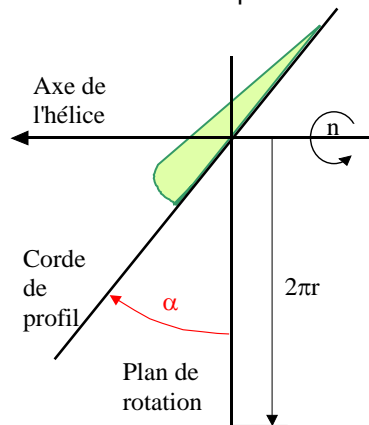
Elle est située à 0,7 du rayon à partir du centre de l'hélice. C'est la section retenue pour effectuer les calculs et les réglages.

7.2.5. Le profil de pale.

Il est comparable à celui d'une aile d'avion. Il comprend le bord d'attaque, le bord de fuite, la corde de profil, l'intrados et l'extrados.

7.2.6. L'angle de calage " α ".

C'est l'angle compris entre le plan de rotation pris pour origine et la corde de profil. Il est mesuré à la section de référence de la pale.



7.3. Fonctionnement aérodynamique d'une hélice

- Le pas géométrique ou théorique H est la valeur du mouvement de translation de l'hélice pour une rotation d'un tour dans un milieu incompressible.

$$H = 2\pi r \tan \alpha \text{ avec } H \text{ et } r \text{ en m.}$$

- Le pas aérodynamique ou réel V_t/n est la valeur dont avance réellement la pale, pour une rotation d'un tour dans un milieu compressible.

$$V_t/n = 2\pi r \tan \beta \text{ avec } V_t/n \text{ et } r \text{ en m.}$$

" β " angle d'avance réel est compris entre le plan de rotation pris pour origine et la direction de la vitesse résultante hélice.

- Le recul Re est la différence entre le pas théorique et le pas aérodynamique.

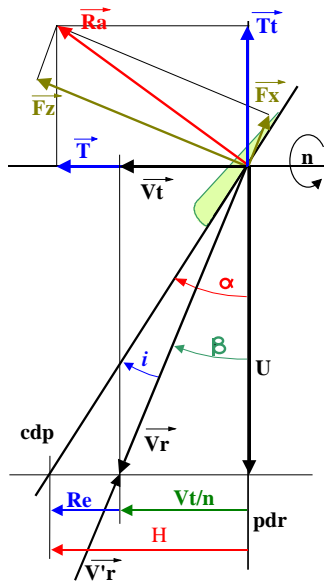
$$Re = H - V_t/n \text{ avec } Re, V_t/n \text{ et } H \text{ en m}$$

Le recul est nécessaire pour obtenir une force de traction T donc un effort propulsif.

Il est caractérisé par l'angle d'incidence " i " compris entre la direction de la vitesse résultante hélice et la corde de profil

$$i = \alpha - \beta.$$

7.4. Obtention de la force de traction T



La réaction aérodynamique R_a se décompose-en :

- une traction T dans le sens de déplacement de l'avion,
- une traînée T_t opposée à la rotation de l'hélice et qui détermine le couple résistant C_r .

La R_a varie comme l'angle d'incidence i .

7.5. Couple moteur et couple résistant

Le couple moteur C_m assure la rotation de l'hélice.

Le couple résistant C_r , caractérisé par T_t , s'oppose à la rotation de l'hélice.

Si le régime hélice " n " est constant, il y a égalité des couples, $C_r = C_m$.

7.6. Les puissances

La puissance fournie par le moteur **Pe**.

C'est la puissance effective du moteur. Elle est égale au produit du couple moteur C_m , par la vitesse de rotation du moteur ω .

$$\mathbf{Pe} = \mathbf{Cm} \cdot \omega \quad \text{avec Pe en W, Cm en Nm et } \omega \text{ en rad.s}^{-1}.$$

La puissance absorbée par l'hélice **Pabs**.

Elle est égale au produit de la traînée hélice T_t , par la vitesse circonférentielle de l'hélice U mesurée à la section de référence.

$$\mathbf{Pabs} = \mathbf{Tt} \cdot \mathbf{U} \quad \text{avec Pab en W, Tt en N, et U en m.s}^{-1}.$$

Nota : Lorsque le régime hélice " n " est stabilisé constant, $C_m = C_r$.

La puissance fournie par le moteur est égale à la puissance absorbée par l'hélice.

Soit : $Pe = Pab$, ou $C_m \cdot \omega = T_t \cdot U$

La puissance utile à la propulsion **Pu**.

C'est le produit de la force de traction T par la vitesse de déplacement de l'avion V_t .

$$\mathbf{Pu} = \mathbf{T} \cdot \mathbf{Vt} \quad \text{avec Pu en W, T en N, et Vt en m.s}^{-1}.$$

7.7. Rendement de l'hélice

C'est le rapport de la puissance utile à la propulsion, à la puissance fournie par le moteur :

$$\eta_p = \frac{T \cdot V_t}{C_m \cdot \omega}$$

Or lorsque " n " est constant, $C_m \cdot \omega = T_t \cdot U$ donc :

$$\eta_p = \frac{T \cdot V_t}{T_t \cdot U}$$

7.8. Influence de l'angle d'incidence

Il n'existe qu'un seul angle d'incidence optimum où le rendement est maximum.

7.9. Variation de l'angle de calage " α "

À une section quelconque, l'angle d'incidence dépend des vitesses V_t et U .

Or, la vitesse circonférentielle U , fonction du rayon " r ", augmente du pied à l'extrémité de la pale.

L'angle de calage doit par conséquent évoluer le long de celle-ci afin de conserver i optimum tout au long de la pale. **C'est le vrillage.**

On aura donc α maxi en pied de pale, et α mini à l'extrémité de la pale.

7.10. Influence des paramètres géométriques

- Le nombre de pales.

Le rendement augmente avec le nombre de pales. Les interactions aérodynamiques pouvant exister entre pales peuvent être compensées par une diminution de leur largeur.

- La compressibilité de l'air.

Les problèmes liés à la compressibilité de l'air aux vitesses transsoniques nécessitent une limitation du diamètre ou du nombre de tours des hélices de façon à éviter d'atteindre des vitesses transsoniques en bout de pale. U maxi en bout de pale \cong de 300 à 310 m.s⁻¹

- Le profil et la forme en plan des pales.

Les meilleurs profils sont les plans convexes ou biconvexes à faible épaisseur.

Les meilleures formes en plan sont les formes comportant une diminution de la corde de profil vers l'extrémité de la pale

- La largeur de pale.

Si la largeur de la pale augmente, $T_t \nearrow$ et $P_{ab} \nearrow$ donc $\eta_p \searrow$.

Le rendement diminue lorsque la largeur de la pale augmente.

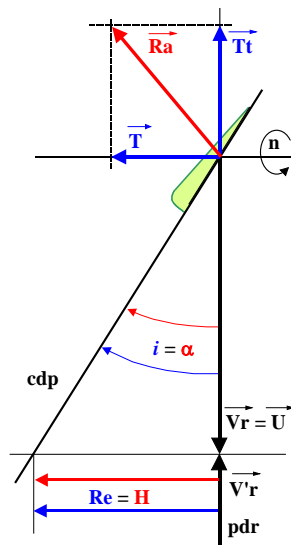
Les vibrations sont dues :

- à la forme des pales,
- à l'hétérogénéité de l'écoulement de l'air,
- aux balourds accidentels.

Les vibrations sont dangereuses pour les hélices et sont la cause de leurs vieillissements prématurés, criques ou fatigue.

Les hélices nécessitent une maintenance particulière et un équilibrage précis.

7.11. L'hélice à calage fixe au point fixe



Au point fixe, $V_t = 0$, $V_t/n = 0$, donc $\beta = 0$.

V_r est confondue avec U sur le plan de rotation, $i = \alpha$ et $H = Re$.

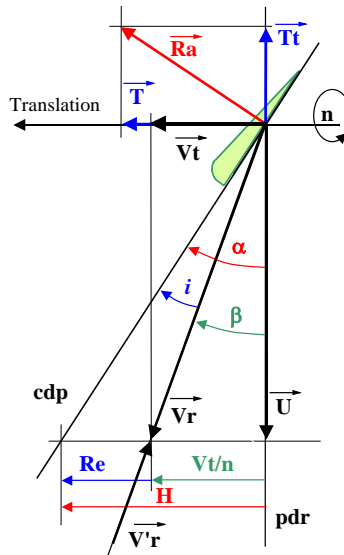
Le vent relatif V_r attaque la pale sur le plan de rotation et engendre une réaction aérodynamique qui se décompose en :

- une traction T absorbée par les freins,
- une traînée T_t qui équilibre le couple moteur,

En l'absence de V_t , le rendement propulsif $\eta_p = 0$

$$\eta_p = \frac{T \cdot V_t}{T_t \cdot U}$$

7.12. L'hélice à calage fixe au roulage



Il n'y a plus d'action sur les freins, donc apparition d'une V_t , de V_t/n et de β .

La direction de la vitesse résultante hélice se décale du plan de rotation vers la corde de profil.

Vt ↗, Vt/n ↗, β ↗, i ↘, Ra ↘, Tt ↘, Cr ↘, et devient < Cm ⇒ n ↗

Il y a risque d'emballage du moteur, le η_p est mauvais.

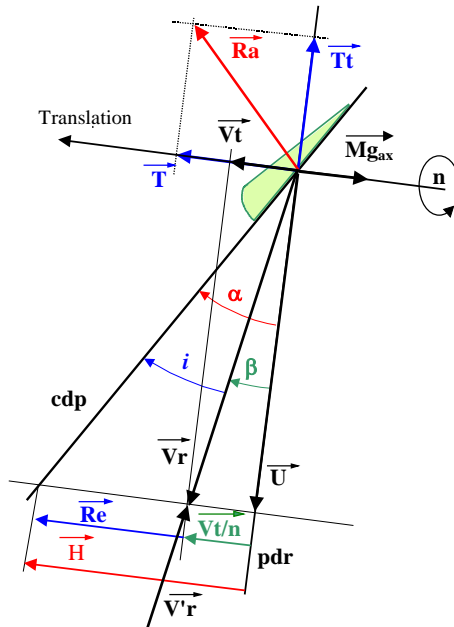
Remède : Le roulage ne doit pas se poursuivre indéfiniment, le pilote doit tirer sur le manche lorsque la vitesse prescrite pour le décollage est atteinte

7.13. L'hélice a calage fixe en montée.

Dès que l'avion amorce une montée, la composante axiale du poids " mg_{ax} " s'ajoute à la traînée avion F_x .

A P cst, lorsque $F_x \nearrow$, $V_t \searrow$, $V_t/n \searrow$, $\beta \searrow$, $i \nearrow$, $Ra \nearrow$, $Tt \nearrow$, $Cr \nearrow$, et devient $>$ à $C_m \Rightarrow n \searrow$
le rendement propulsif η_p est mauvais.

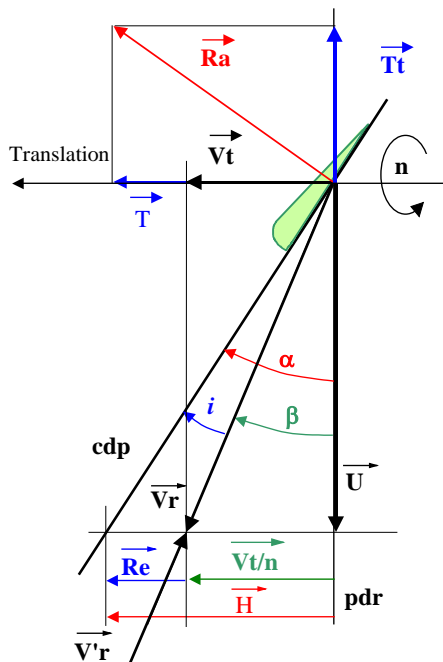
Remède : Il faut augmenter la puissance du moteur, soit C_m lorsque c'est possible, ou faire un palier pour rétablir n cst.



7.14. L'hélice à calage fixe en vol horizontal stabilisé.

Le vol horizontal stabilisé, ou vol de croisière, correspond à un fonctionnement idéal.

La vitesse de l'avion V_t est constante, l'angle d'incidence i est optimum, le η_p est maximum.

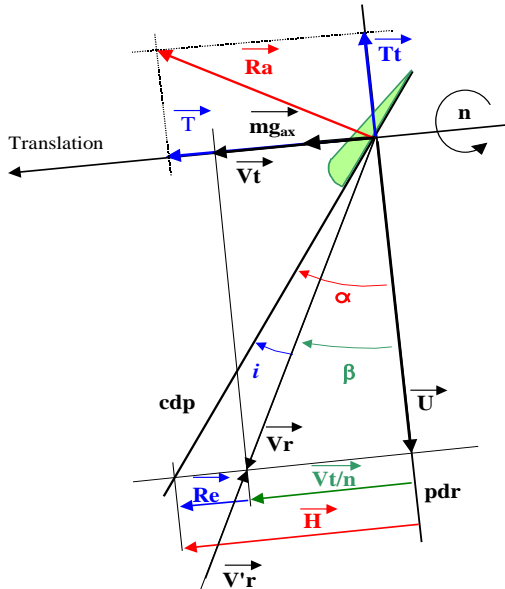


7.15. L'hélice à calage fixe en piqué léger.

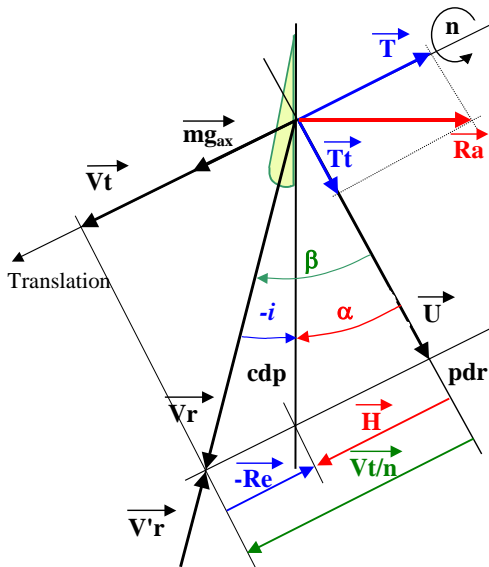
Dès que l'avion amorce un piqué, la composante axiale du poids " mg_{ax} " s'ajoute à la traction T . A P cst, si $T \nearrow$, $V_t \nearrow$, $V_t/n \nearrow$, $\beta \nearrow$, $i \searrow$, $Ra \searrow$, $Tt \searrow$, $Cr \searrow$, et devient $<$ à $C_m \Rightarrow n \nearrow$.

Le rendement de propulsion η_p est mauvais.

Remède : il faut diminuer la puissance du moteur, soit C_m , ou faire un palier pour rétablir n constant.



7.16. L'hélice à calage fixe en piqué à grande vitesse.



Lors d'un piqué accentué, la composante axiale du poids s'ajoutant à la traction augmente considérablement.

A P cst, si $T \nearrow \nearrow$, $V_t \nearrow \nearrow$, $V_t/n \nearrow \nearrow$, devient $>$ H, $\beta \nearrow \nearrow$, et devient $>$ à α , V_r attaque la pale sur l'extrados $\Rightarrow i$ et Re sont $<$ 0 (ou inversés).

La réaction aérodynamique Ra s'inverse et se décompose en :

- une traction T qui s'oppose à la translation, elle crée un freinage aérodynamique,
- une traînée Tt orienté dans le sens du C_m .

Le moteur s'emballe, le η_p est mauvais il est impératif de réduire la puissance au minimum.

7.17. Plage de régulation des hélices à calage variable

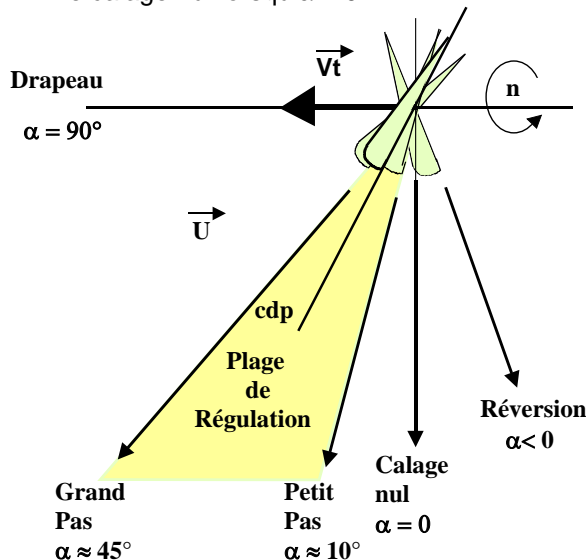
Le calage variable d'une hélice est obtenu par la rotation des pales autour de leur axe afin de conserver l'angle d'incidence i optimum dans toutes les phases d'utilisation.

En fonctionnement normal, le calage des pales peut varier d'une manière continue entre deux valeurs déterminant une plage de régulation :

- P.P ou Petit Pas pour $\alpha \approx 10^\circ$,
- G.P ou Grand Pas pour $\alpha \approx 45^\circ$.

Il existe néanmoins des calages particuliers :

- le Drapeau, pour lequel $\alpha = 90^\circ$,
- la réversion ou calage négatif pour toute valeur d' $\alpha < 0^\circ$,
- le calage nul lorsqu' $\alpha = 0^\circ$.



7.18. Principe de fonctionnement de la régulation tachymétrique hélice

Le dispositif est automatique. Le régime hélice " n " est maintenu constant tout en conservant l'angle d'incidence " i " constant.

En fonctionnement, un quelconque déséquilibre entre les couples C_m et C_r se traduit par une variation du régime " n ".

Dans ce cas, le régulateur tachymétrique va agir sur le C_r , par modification de la valeur du pas " α ", afin de rétablir l'égalité $C_m = C_r$ et par conséquent " n " constant.

Le régulateur n'agit pas sur la puissance du moteur, donc C_m , mais sur le calage de l'hélice, donc C_r .

7.19. Commandes nécessaires

La manette de puissance, ou manette des gaz, commande la puissance du moteur soit C_m .

La manette de régime, commande la vitesse de rotation de l'hélice " n " soit C_r .

- La position petit pas implique un faible couple résistant et autorise un régime élevé.
- La position grand pas implique un couple résistant important, le régime reste limité.

C'est donc la valeur du calage " α " qui détermine une vitesse de rotation hélice " n " pour une position donnée de la manette de puissance.

7.20. Utilité de la manette de régime

Le mécanisme d'adaptation du calage remplit deux fonctions :

- Une fonction manuelle, le pilote place la manette de régime pour obtenir le régime hélice qui lui convient.
- Une fonction automatique, le régulateur hélice s'efforce de maintenir ce régime constant malgré les variations des paramètres extérieurs.

7.21. Principe du régulateur tachymétrique hélice

Le régulateur tachymétrique hélice maintient le régime constant en agissant sur l'angle de calage α donc sur le Cr.

La manette de régime permet de sélectionner le régime de rotation de hélice.

7.22. Description du régulateur tachymétrique hélice

Il comporte :

- un arbre d'entraînement qui reçoit une indication de la vitesse de rotation de l'hélice " n ",
- un ensemble de masselottes soumis à la force centrifuge fonction de "n",
- un organe de sélection du régime, la manette de régime,
- un ressort dont le tarage par la manette de régime détermine une plage de régime hélice,
- un organe moteur (énergie électrique ou hydraulique) pour commander la variation du calage des pales.

7.23. Fonctionnement du régulateur tachymétrique hélice

En régime stabilisé, soit à " n " constant le tarage du ressort équilibre la force centrifuge des masselottes.

Si " n " varie, le régulateur commande une variation de α pour ramener " n " à sa valeur initiale.

7.24. Constitution d'une hélice à calage variable

Elle est constituée :

- de deux à cinq pales, en duralumin ou en matériaux composites.
- d'un moyeu en acier, protégé par un cône de pénétration afin de diminuer la résistance aérodynamique de l'hélice. On en trouve de deux types :
 - les moyeux monoblocs,
 - les ensembles croisillon-carter.
- d'un mécanisme de changement de pas. La rotation des pales peut être commandée par un moteur électrique muni d'un réducteur et d'un frein électromagnétique, ou par un piston hydraulique situé dans l'arbre porte-hélice et entraîné en rotation

7.25. Articulation des pieds de pale

Elle est assurée soit :

- par un système tirant-biellette, un piston hydraulique transmet son mouvement grâce à un tirant et une biellette par pale,
- par un système à cames coaxiales. Grâce aux rampes hélicoïdales de la came fixe, le mouvement d'un ensemble piston et galets provoque la rotation de la came mobile et la rotation des pales.

7.26. Nécessité de la mise en drapeau

Elle consiste à placer les pales dans le sens du vent relatif avion lors d'une panne moteur afin de lui éviter un fonctionnement de l'hélice en moulinet.

Il ne subsiste alors sur chacune des pales qu'une traînée minimale dite de forme ou de profil.

7.27. Mécanisme de mise en drapeau

La manette de régime agit directement sur le tiroir du régulateur tachymétrique hélice afin de provoquer une alimentation du circuit grand pas.

Une pompe électrique de mise en drapeau fournit la pression d'huile nécessaire lors de la chute de pression due à l'arrêt du moteur.

7.28. Fonctionnement drapeau manuel

La manette de régime est placée en position drapeau, le tiroir distributeur du régulateur tachymétrique se déplace et permet :

- l'alimentant le circuit grand pas,
- le mise au retour par le circuit petit pas.

La pompe électrique drapeau est alimentée et fournit la pression hydraulique.

7.29. Dispositif de mise en drapeau automatique

Lors d'une panne moteur, un mano-contact détecte la chute anormale de couple moteur et commande l'ouverture d'une l'électrovalve drapeau.

Celle-ci impose au tiroir du régulateur tachymétrique, alimenté par la pompe électrique drapeau, de se déplacer vers la position grand pas.

Le système de changement de pas entraîne les pales jusqu'à la position drapeau.

7.30. Sécurités

Suite à une mise en drapeau automatique, le pilote place la manette de régime sur la position drapeau permettant ainsi de détendre le ressort du régulateur hélice.

C'est la "confirmation drapeau".

Lors d'une mise en drapeau manuelle, l'électrovalve est alimentée, il y a utilisation simultanée des circuits manuel et automatique.

7.31. Réaction de la régulation hélice sur le ou les autres moteurs

Lors du passage en drapeau d'une hélice sur un avion multimoteur, le ou les systèmes de régulation valides vont prendre en compte les nouveaux paramètres de vol.

La traction globale de l'avion Δ , donc $V_t \Delta$, $V_t/n \Delta$, $\beta \Delta$, $i \Delta$, $Ra \Delta$ donc $Tt \Delta$, $Cr \Delta$, devient $>$ à C_m et $n \Delta$.

Pour conserver "n" constant sur le ou les autres moteurs, chaque régulateur tachymétrique hélice commandera du petit pas.

7.32. Le retour drapeau ou dévirage

Il consiste à faire passer les pales d'une hélice de la position drapeau vers la position petit pas.

7.33. Fonctionnement du retour drapeau

La manette de régime est tout d'abord placée dans la position petit pas.

Lors du démarrage, le tiroir du régulateur tachymétrique va se déplacer sous l'action des masselottes et permettre l'alimentation du circuit petit pas et la mise au retour du circuit grand pas.

Il retrouvera une position au neutre lorsque la vitesse de rotation de l'hélice sélectionnée par la manette de régime sera atteinte.

La pompe électrique drapeau est utilisée afin d'amorcer le dévirage.

7.34. Le couple de torsion centrifuge C.T.C.

Les forces centrifuges (F_c) provoquées par la rotation de l'hélice se décomposent suivant deux directions perpendiculaires :

- des forces de tension (F_{te}) parallèles à l'axe de pale qui travaillent à leur arrachement du moyeu,
- des forces de torsion (F_{to}) perpendiculaires à l'axe de pale.

Ces forces (F_{to}), égales et opposées, créent un couple de torsion centrifuge " C.T.C " qui sollicite toujours les pales vers le calage nul.

C'est pourquoi, en théorie, la pression nécessaire au passage des pales en grand pas est supérieure à celle nécessaire à leur passage en petit pas.

7.35. La butée petit pas

Lorsque la vitesse de l'avion V_t varie, le régulateur hélice commande une variation du calage des pales α pour conserver le régime hélice " n " constant.

Dans le cas où V_t diminue fortement, le régulateur commande une importante diminution du pas. Cependant, le pas ne peut diminuer sous une certaine valeur sous peine d'annuler la traction. La valeur de l'angle de calage minimum dépend de la puissance du moteur et de la traînée maximum supportable par l'avion.

La butée petit pas correspond au calage minimum capable de fournir la traction nécessaire à l'obtention de la vitesse minimale de sustentation de l'avion à pleine charge.

C'est une butée de valeur fixe, mais cependant effaçable, afin de permettre le passage en réversion ainsi que les manœuvres au sol.

Elle protège l'avion du décrochage.

7.42. Fonctionnement en moulinet lors de la mise en réversion

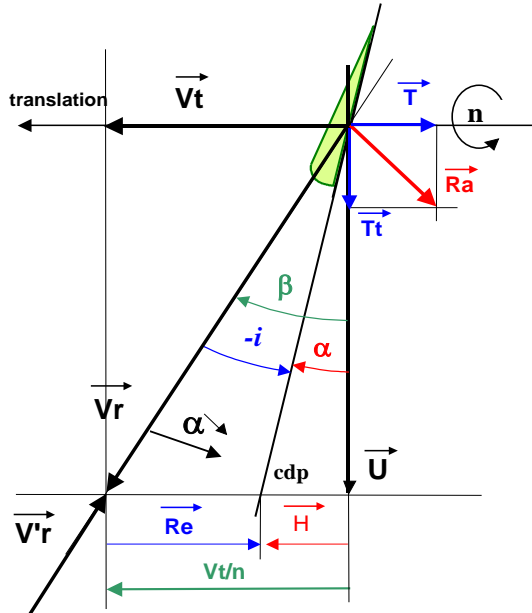
Le calage " α " continue de diminuer puis devient inférieur à " β ".

Le vent relatif V_r attaque la pale sur l'extrados, l'angle d'incidence " i " devient négatif.

La R_a s'inverse et se décompose en :

- une traction T qui s'oppose à la translation,
- une traînée T_t qui change de sens.

Le C_r s'ajoute au C_m , il faut réduire la puissance au minimum afin d'éviter l'emballement du moteur.



7.43. Fonctionnement au calage nul lors de la mise en réversion

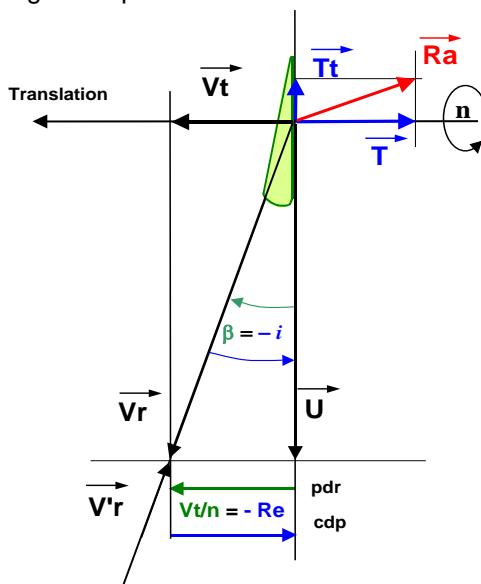
Le calage " α " diminue encore et devient nul. $\alpha = 0$, donc $\beta = -i$

Le vent relatif V_r attaque la pale suivant l'extrados, la R_a est inversée.

Cette fois elle se décompose en :

- une traction T qui s'oppose à la translation,
- une traînée T_t faible mais opposée au couple moteur.

Ce fonctionnement correspond à un début de réversion, mais le C_r faible ne permet pas une importante remise des gaz. La puissance reste faible.



7.44. Fonctionnement au calage négatif lors de la réversion

L'angle α diminue encore pour atteindre une valeur négative.

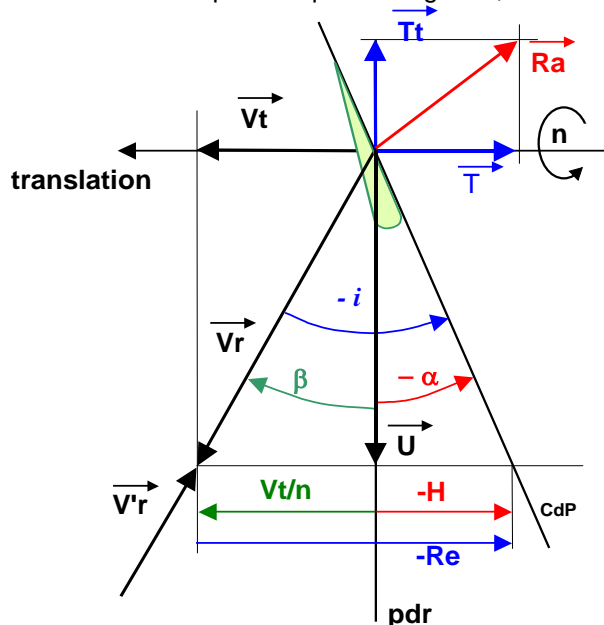
L'avion roule encore et le $V'r$ attaque toujours la pale sur l'extrados.

L'angle d'incidence " i " toujours négatif augmente et avec lui la Ra .

Cette dernière est toujours inversée et se décompose en :

- une traction T opposée à la translation
- une traînée Tt , en forte augmentation, qui s'oppose au C_m .

Le C_r est donc important qu'au calage nul, il est donc nécessaire d'augmenter la Puissance



7.45. Conjugaison des commandes réversion et puissance

Le couple résistant C_r varie pour chaque valeur de l'angle α

Lors de la mise en réversion, il faut donc adapter en permanence le couple moteur C_m afin de conserver l'égalité des couples $C_m = C_r$ et " n " constant.

Pour cette raison, la réversion est commandée par la manette de puissance afin de faciliter l'adaptation du couple moteur au couple résistant.

L'action du régulateur tachymétrique hélice est, pendant cette phase,

7.46. Les sécurités électriques anti réversion

On peut trouver :

- un interrupteur de train d'atterrissage,
- un interrupteur cabine,
- un micro-contact manette de commande réversion.

7.47. les sécurités mécaniques anti réversion

7.47.1. - sécurités sur la manette de puissance

Un verrou effaçable manuellement interdit le passage de la zone tractive à la zone réversion.

7.47.2. - butée petit pas

Elle interdit le passage des pales en pas nul lors d'une panne du système de changement de pas.

7.48. les manœuvres au sol

Sur certains avions, le calage négatif permet de faire reculer l'avion au sol.

Partant d'une position arrêté, $V_t = 0$, le pilote va sélectionner, par l'intermédiaire de la manette de puissance, un angle de calage négatif.

A l'origine, la corde de profil des pales est placée sur le plan de rotation. Les angles α , β , et i ainsi que la traction T et la vitesse de translation V_t sont nuls.

En l'absence de V_t , la vitesse résultante de l'hélice V_r est confondue avec sa vitesse de rotation U placée sur le plan de rotation. Le vent relatif $V'r$ y est directement opposé.

La R_a , faible, est réduite à la T_t mais elle reste opposée au C_m . Une faible puissance suffit à équilibrer le C_r .

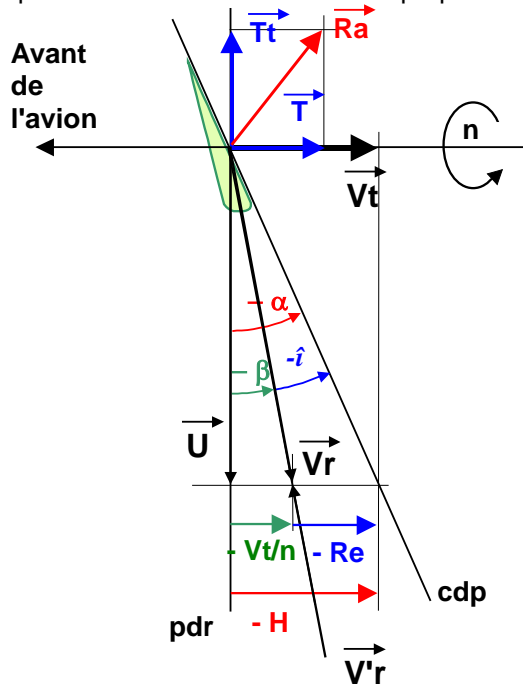
Dès que la corde de profil des pales se déplace vers l'arrière du plan de rotation, le vent relatif hélice attaque les pales sur l'extrados et l'on voit apparaître les angles α , β , et i , ainsi que les grandeurs associées H , V_t/n , et Re . L'ensemble étant noté "-" car situé à l'arrière du plan de rotation.

La présence de l'incidence i permet d'obtenir une traction T . En fait, la réaction aérodynamique s'incline vers l'arrière de l'appareil et donne naissance à :

- une traction T dirigée vers l'arrière de l'avion,
- une traînée T_t opposée au Couple moteur mais qui augmente.

Le calage nécessaire à ce genre de manœuvre est faible et implique un faible C_r . La puissance développée pour conserver le régime n constant restera donc modérée.

Il ne faut pas perdre de vue que l'inversion du flux de l'hélice perturbe le refroidissement des moteurs à pistons et le débit d'air des turbopropulseurs.



8. FONCTIONS ASSOCIÉES

8.1. Le circuit carburant

Il fournit l'énergie nécessaire à la réalisation de la combustion en maintenant le dosage optimal quelles que soient les conditions de fonctionnement.

8.2. Fonctions assurées

Fonctions principales :

- fonction démarrage,
- fonction rallumage vol,
- fonctionnement SEC.

Fonctions éventuelles :

- fonctionnement P.C.,
- fonctionnement secours carburant,
- fluide de transmission de puissance pour alimenter les vérins de tuyère,
- source froide pour les échangeurs thermiques.

8.3. Circuit basse pression

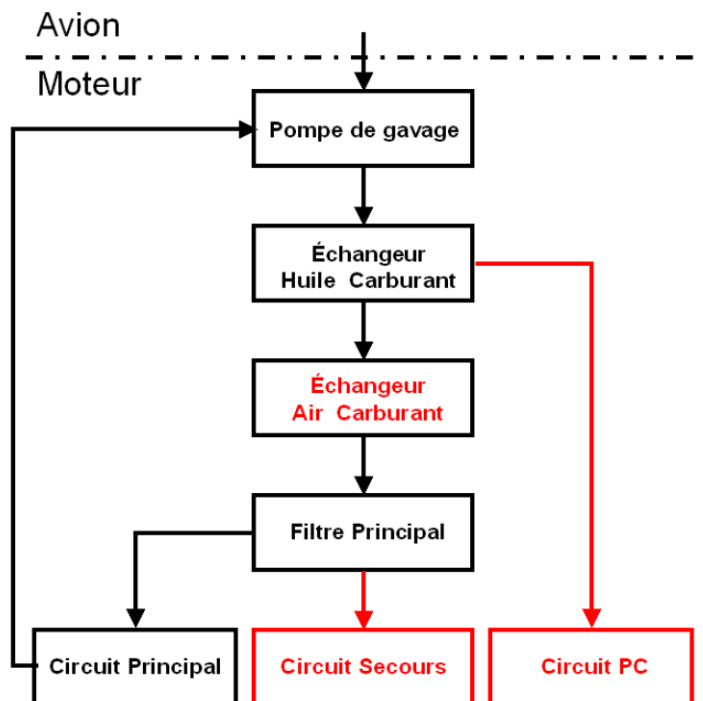


Schéma synoptique du circuit carburant BP

8.4. La pompe de gavage

Généralement de type centrifuge, elle est auto-lubrifiée. Elle gavage la pompe principale.

8.5. L'échangeur huile-carburant

Il assure le refroidissement de l'huile de lubrification par échange thermique entre fluide chaud (huile) et fluide froid (carburant).

8.6. L'échangeur air-carburant

Il assure le refroidissement de l'air de ventilation des paliers du compresseur.

8.7. Le filtre principal

Il retient les impuretés contenues dans le carburant.

En cas de colmatage du filtre, un clapet de dérivation, également appelé clapet by-pass, s'ouvre et permet l'alimentation des circuits principal et secours.

Dans ce cas, un indicateur de colmatage apparaît alors et informe le mécanicien du colmatage du filtre.

8.8. Le circuit principal.

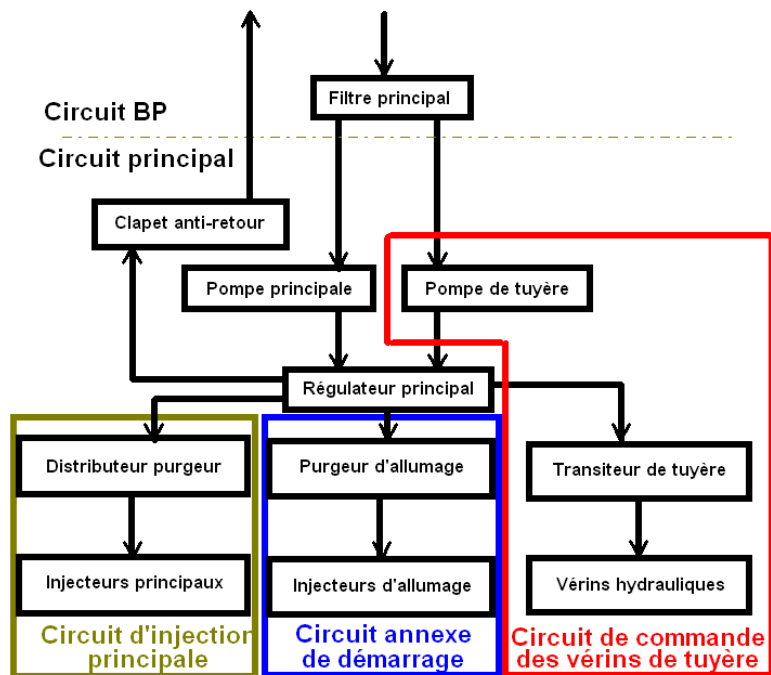


Schéma synoptique du circuit principal

8.9. La pompe principale

Auto-lubrifiée, elle peut être de deux types :

- pompe à engrenages,
- pompe à pistons multiples.

8.10. La pompe à engrenages

Deux pignons en prise tournent dans un corps étanche.

De conception très simple, ce type de pompe est souvent utilisé.

8.11. La pompe à pistons multiples

Sa réalisation est complexe. Elle génère une pression très élevée et permet une régulation du débit.

8.12. Le régulateur

Il adapte le débit Q_c injecté dans la chambre de combustion en fonction des ordres pilote et des paramètres extérieurs.

8.13. Le distributeur purgeur

Il répartit le carburant dans les injecteurs, et permet l'évacuation du carburant contenu dans le circuit d'injection vers la purge lors de l'arrêt du moteur.

8.14. Le clapet anti-retour

Il retourne, en amont du circuit B.P., le carburant inutilisé en empêchant la pollution du circuit principal par du carburant non-filtré.

8.15. L'injection directe

L'injecteur, alimenté en haute pression, pulvérise le carburant directement dans la chambre. Il peut être à un ou deux débits.

8.16. L'injection par pré-vaporisation

Le carburant est injecté dans des cannes de pré-vaporisation.

Sous l'effet de la chaleur, il se transforme en vapeur et est introduit dans la chambre de combustion à contre-courant, afin d'accroître l'homogénéité du mélange.

Ainsi la combustion est-elle pratiquement complète.

8.17. L'injection centrifuge

Le carburant est acheminé dans l'arbre turbine-compresseur. Il est pulvérisé par une roue d'injection dans la chambre de combustion grâce à la force centrifuge.

À faible régime, la pulvérisation du carburant est mauvaise.

8.18. Le distributeur purgeur P.C.

Il répartit le carburant entre les anneaux brûleurs et les rampes amont.

Il purge et balaie le circuit d'injection postcombustion par de l'air P2 pendant le fonctionnement en sec pour éviter la cokéfaction.

8.19. Le circuit secours carburant

Sur avion mono-réacteur, ce circuit assure :

- le fonctionnement en sec,
- le rallumage en secours.

La commutation normal / secours est commandée par le pilote.

8.20. La purge des chambres de combustion.

Le purgeur de chambre permet l'évacuation du carburant imbrûlé après un démarrage raté, une ventilation humide et lors de l'arrêt moteur.

8.21. Le purgeur d'allumage

Il permet la purge des injecteurs d'allumage dès la fin de la séquence de démarrage ou de rallumage pour éviter leur obstruction par cokéfaction.

8.22. Le circuit d'huile d'un turboréacteur

Le circuit de lubrification doit impérativement assurer la lubrification et le refroidissement des pièces mobiles du moteur.

Selon la turbomachine, il peut également assurer :

- la lubrification en secours,
- l'asservissement du régulateur,
- la transmission de puissance pour alimenter les vérins de tuyère.

Il comprend au minimum 2 ensembles :

- le circuit d'alimentation principale,
- le circuit de récupération.

Ceux-ci peuvent être complétés par le circuit d'alimentation secours.

8.23. Circuit d'huile d'alimentation principal

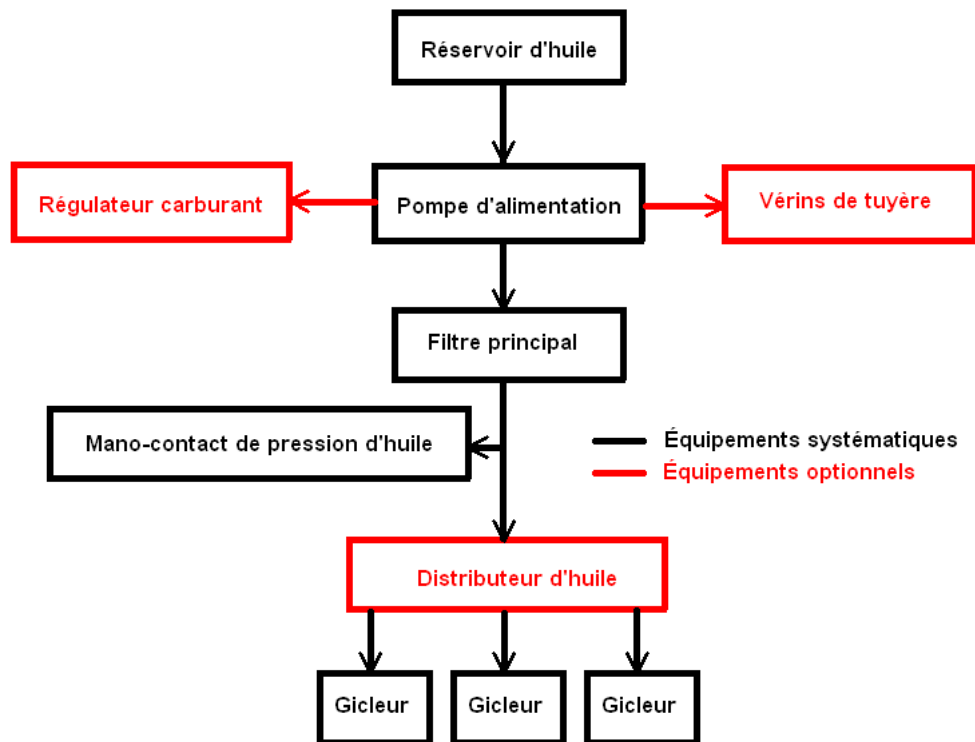


Schéma synoptique du circuit principal de lubrification

8.24. Le remplissage et la vidange du réservoir d'huile

Le remplissage se fait soit :

- par gravité, la vidange se faisant par un bouchon situé au point le plus bas du réservoir;
- sous pression, la vidange se faisant par la même canalisation. Ces réservoirs sont équipés d'une canalisation de trop plein.

8.25. La pompe d'alimentation d'huile

De type à engrenages, elle génère le débit d'huile nécessaire à l'alimentation des gicleurs.

Éventuellement, elle alimente le régulateur carburant, afin d'en assurer l'asservissement, ainsi que les vérins de tuyère.

8.26. Le mano-contact de pression d'huile

Il détecte toute baisse anormale de pression d'huile et transmet l'information au tableau d'alarme du poste de pilotage.

8.27. Le circuit d'huile de récupération

Le circuit de récupération collecte l'huile dans les différentes enceintes lubrifiées et l'achemine au réservoir.

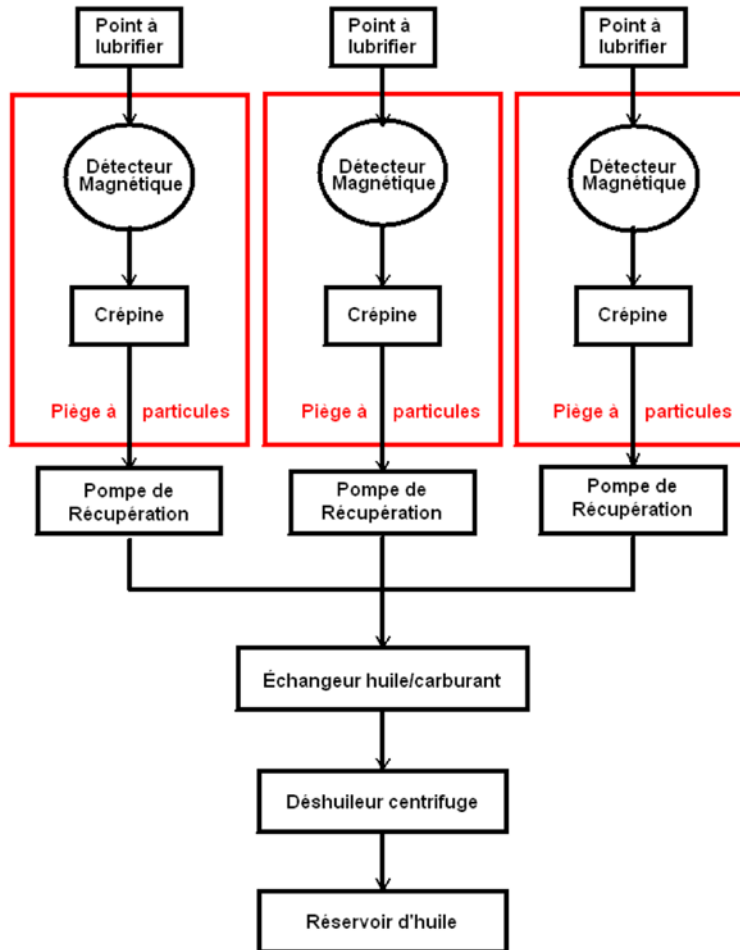


Schéma synoptique du circuit de récupération

8.28. Le détecteur magnétique

Appelé également bouchon magnétique, c'est un barreau aimanté qui retient les particules ferromagnétiques en suspension dans l'huile.

8.29. La crépine

C'est un filtre à mailles métalliques dont le pouvoir filtrant est faible. Elle protège les pompes de récupération.

8.30. Le piège à particules

C'est l'association d'un détecteur magnétique et d'une crépine.

8.31. Le déshuileur centrifuge

Il sépare l'huile de l'air de pressurisation des enceintes, avant la mise à l'air libre pour éviter les pertes d'huile.

8.32. La consommation d'huile

C'est un critère étroitement surveillé, elle reflète l'état des paliers et du circuit de lubrification.

Les TR dont l'huile de lubrification des paliers arrière n'est pas récupérée doivent avoir une consommation d'huile comprise entre une valeur minimale et une valeur maximale.

Les autres TR doivent avoir une consommation ne dépassant pas une valeur maximale.

8.33. Généralités sur le circuit d'air

Un débit d'air, sous pression ou non, est utilisé pour assurer certaines servitudes sur le moteur ou sur l'avion. Le circuit d'air peut être réparti en fonction des tâches qui lui sont confiées :

- le circuit interne des servitudes moteur,
- le circuit externe des servitudes moteur,
- le circuit des servitudes avion.

8.34. Le circuit interne des servitudes moteur comprend :

- Le circuit d'anti-givrage,
- le circuit de refroidissement,
- le circuit vannes de décharge,
- le circuit secours panne huile,
- le circuit d'air d'équilibrage,
- le circuit d'air de purge.

8.35. Le circuit externe des servitudes moteur assure :

- La ventilation du compartiment moteur,
- la ventilation du calculateur,
- l'alimentation en air de du circuit de démarrage.

8.36. Le circuit des servitudes avion assure :

- Le conditionnement et/ou la pressurisation de la cabine,
- la pressurisation des réservoirs de carburant,
- le conditionnement des soutes.

8.37. Le circuit d'air d'anti-givrage

On évite le givrage des éléments situés dans la zone frontale du moteur par une circulation d'air chaud prélevé en sortie du compresseur.

8.38. Le circuit de refroidissement

La chambre de combustion et la turbine sont refroidies par de l'air moteur.

- Convection, pour les carters de chambre,
- film cooling pour les parois des chambres, accélération de la couche limite,
- air de dilution, réduction et homogénéité de la température des gaz avant leur entrée dans la turbine.
- circulation interne pour les aubages et le distributeur,
- convection forcée sur les disques et anneaux de turbines.

8.39. Le circuit vannes de décharge

La commande des vannes de décharge peut être assurée par de l'air moteur.

8.40. Le circuit secours «panne d'huile»

Pour pallier les défaillances du circuit d'alimentation principal du circuit de lubrification, de l'air moteur est mélangé à l'huile du circuit secours pour former un brouillard d'huile.

8.41. Le circuit d'air d'équilibrage

De l'air moteur, dirigé sur la face avant du compresseur, diminue les charges axiales supportées par le roulement de butée avant.

8.42. Le circuit d'air de purge

De l'air moteur est utilisé pour purger les injecteurs d'allumage et les rampes P.C. afin d'éviter la cokéfaction.

8.43. La ventilation du compartiment moteur

Le compartiment moteur est ventilé par de l'air avion afin de limiter le rayonnement du moteur sur les équipements qui s'y trouvent et sur la cellule.

8.44. La ventilation du calculateur

Sur certaines turbomachines, de l'air avion circule autour du calculateur.

8.45. L'alimentation en air de du circuit de démarrage.

Sur les multimoteurs, de l'air moteur peut être utilisé pour entraîner le démarreur d'un autre moteur.

8.46. Le conditionnement et/ou la pressurisation de la cabine,

De l'air moteur est acheminé dans la cabine afin d'en assurer le conditionnement et la pressurisation.

8.47. La ressuscitation des réservoirs carburant

De l'air moteur est envoyé dans les réservoirs carburant afin de maintenir une pression supérieure à la pression atmosphérique pour :

- éviter la déformation des réservoirs,
- permettre le transfert du carburant des réservoirs auxiliaires vers les réservoirs principaux,
- assurer une pression de gavage des pompes carburant avion.

8.48. Le conditionnement des soutes

Certains avions possèdent des soutes pressurisées par de l'air moteur.

9. RÉGULATION

9.1. Principe de la régulation

Maintenir N et Tt3 constants, dans le domaine de vol autorisé, tout en permettant d'obtenir la poussée désirée par le pilote.

9.2. Paramètres influents sur la poussée

N moteur, Tt3 entrée turbine, section de sortie tuyère (S 5).

Ils seront définis suivant la position α manette.

9.3. La régulation

La régulation doit :

- Optimiser les performances " moteur " quel que soit le domaine de vol autorisé.
- Respecter les limites technologiques.
- Permettre des accélérations et décélérations (N) rapides, sans extinction.
- Assurer le rallumage vol.
- Obtenir la poussée désirée malgré des variations de paramètres extérieurs.

9.4. Fonctions de la régulation

- Une fonction manuelle : Action directe du pilote sur α manette.
- Une fonction automatique :

Deux possibilités se présentent :

- si S5 est fixe :
toute variation de Qc \Rightarrow ΔN et $\Delta Tt3$
- si S5 est variable :
toute variation de Qc \Rightarrow ΔN et $\Delta Tt3$
et toute variation de S5 \Rightarrow ΔN et $\Delta Tt3$

9.5. Différents régimes

Le régime de fonctionnement est :

- stabilisé : si N et Tt3 restent constants quelles que soient les variations de P0, T0, et V0.
- transitoire : lorsque N et Tt3 varient lors d'un déplacement de la manette.

9.6. Le régime

N est stable lorsque :

$$\begin{array}{lcl} C_m & = & C_r \\ (Tt3-Tt4) & = & (Tt2-Tt1) \\ \Delta Tt \text{ turbine} & = & \Delta Tt \text{ compresseur} \end{array}$$

9.7. La température turbine Tt3

$Tt3 = Tt2 + \Delta Tt \text{ combustion}$

Le ΔTt de la chambre dépend de Qc et de Qa.

9.8. Variations de N et Tt3

Tuyère à section fixe :

Il faut obtenir $(Tt3-Tt4)$ différent de $(Tt2-Tt1)$, le seul moyen est de faire varier Qc .

Ex : si $Qc \uparrow$, $(Qc/Qa) \uparrow$, donc $Tt3 \uparrow$, $(Tt3-Tt4) \uparrow$, et devient supérieure à $(Tt2-Tt1)$, $CM > CR$ donc N

\nearrow .

Tuyère à section variable :

Il y a action sur Qc et $S5$.

Ex : si $S5$ diminue, l'écoulement des gaz est freiné, donc : $P4 \uparrow$ et $Tt4 \uparrow$.

Les gaz freinent la rotation de la turbine et N diminue il faut donc augmenter Qc , pour maintenir N constant.

9.9. Influence des paramètres extérieurs sur N et Tt3 (sans régulation)

Variation de $P0$:

Si $P0 \uparrow$ donc $P1 \uparrow$, $\rho1 \uparrow$, $Qa \uparrow$, (Qc/Qa) diminue, N et Tt3 diminuent.

Variation de $T0$:

Si $T0 \uparrow$ donc $T1 \uparrow$, mais $\rho1 \downarrow$, $Qa \downarrow$, (Qc/Qa) augmente N et Tt3 augmentent.

Variation d'altitude :

Variation de $P0$ et $T0$.

La variation de pression étant prépondérante sur la variation de la température donc : si Z augmente, $Qa \downarrow$, (Qc/Qa) augmente, N et Tt3 augmentent.

9.10. Le correcteur barométrique

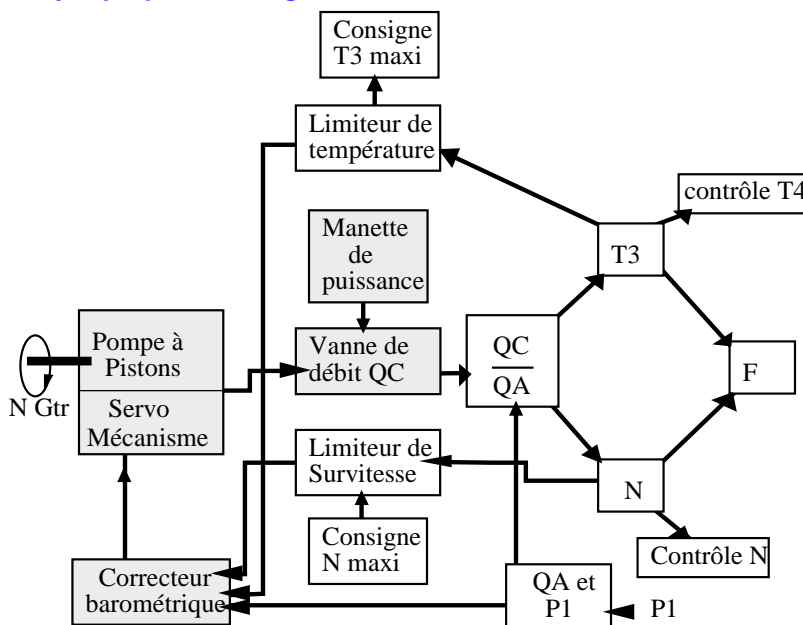
Qc seul ne peut maintenir N et Tt3 constants, il faut pouvoir corriger Qc automatiquement en fonction de $P1$.

Ex : si l'altitude augmente, $P0 \downarrow \Rightarrow$ le clapet demi-bille s'ouvre, Qc diminue.

9.11. Particularité de la régulation à boucle ouverte

si $N > N_{maxi}$ ou si $Tt3 > Tt3_{maxi}$ il faut diminuer Qc pour diminuer Tt3 et N. Il est donc nécessaire d'utiliser des limiteurs de N et Tt3 car la boucle n'est pas fermée.

9.12. Synoptique de la régulation à boucle ouverte



9.13. Régulation de N à boucle fermée

Elle maintient N constant quelles que soient les variations des paramètres extérieurs, par action sur le Qc avec la manette de puissance fixe.

9.14. Déplacement rapide de la manette

En accélération :

Lors d'une accélération rapide il y a une augmentation rapide de Q_c mais Q_a ne suit pas. Il y a des risques de :

- surchauffe turbine,
- pompage compresseur,
- extinction riche.

Il est donc nécessaire de contrôler l'accélération.

En décélération :

Lors d'une décélération rapide il y a une diminution rapide de Q_c mais Q_a reste trop élevé. Il y a un risque d'extinction pauvre.

Il est donc nécessaire de contrôler la décélération.

9.15. Contrôleur d'accélération décélération

Maintient le rapport $\frac{Q_c}{Q_a}$ dans les limites admissibles lors d'un déplacement rapide de la manette de puissance.

9.16. Régulation de Tt3 à boucle fermée

Elle adapte Tt3 entrée turbine en fonction de N par une variation de S5

9.17. Variation de S5

Tt3 est non mesurable mais Tt3 est fonction de $\frac{Q_c}{Q_a}$ et de S5.

Q_a est fonction de $P_2 - P_1 \Rightarrow$ pour obtenir Tt3 proportionnelle à N, il suffit de conserver $\frac{Q_c}{P_2 - P_1}$ dans les limites admissibles et la variation de S5 sera en fonction de la position doseur et de $P_2 - P_1$.

Inconvénient :

Aux régimes faibles, la régulation maintient N optimal, donc Tt3 et F optimales. Ceci engendre une usure de la turbine et des freins inutiles.

En conséquence on fausse l'information de $P_2(\beta)$.

Tt3 sera donc fonction de $\frac{Q_c}{\beta P_2 - P_1}$

9.18. Réducteur de pression principal

La manette sur ralenti : la fuite P_2 est maxi donc βP_2 est mini.

La manette de ralenti au point d'attaque tuyère : la fuite $P_2 \searrow$ mais βP_2 reste encore faible

Par définition le point d'attaque tuyère (PAT) sera le régime où S5 commencera à diminuer en accélération.

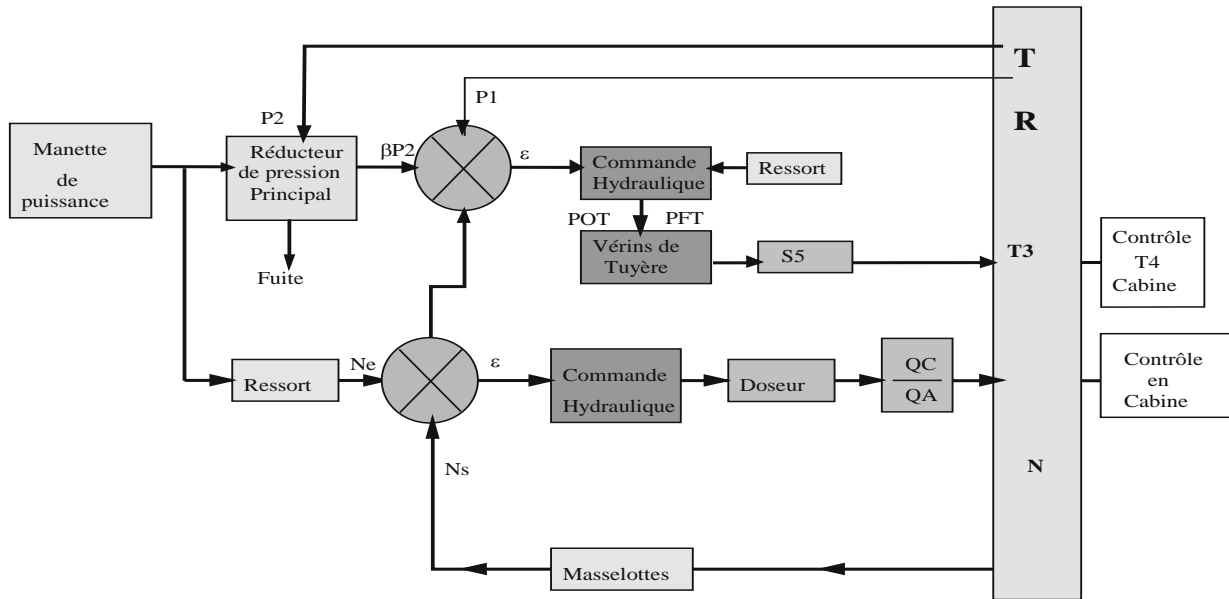
La manette de N PAT à N maxi : la fuite $P_2 \searrow \Rightarrow \beta P_2 \nearrow$.

La manette sur maxi : βP_2 se rapproche de P_2 .

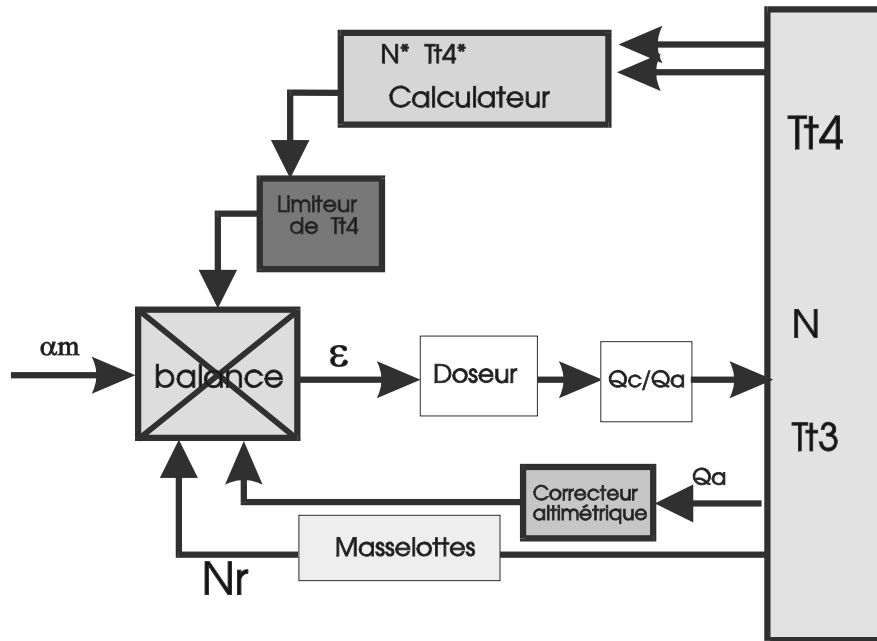
9.19. Fonctionnement régulation de température à boucle fermée

Suivant la position de la commande hydraulique, déterminée par $\frac{Q_c}{\beta P_2 - P_1}$, le fluide passe par la tuyauterie pression ouverture tuyère (POT) ou par la tuyauterie pression fermeture tuyère (PFT).

9.20. Synoptique régulation de N et Tt3 à boucle fermée



9.21. Synoptique régulation assistée par l'électronique



9.22. Le calculateur électronique

Il affine la régulation, protège le moteur, assiste le démarrage et le rallumage vol.

9.23. La régulation à pleine autorité

Le calculateur commande la position d'une came déterminant une position consigne.

Des capteurs « position réelle » referment la boucle au calculateur.

La position de la came influe sur la hauteur d'un galet d'appui.

Le fonctionnement final est hydromécanique.

9.24. Soupape régulatrice

Elle conserve une ΔP amont et aval doseur constante, afin d'obtenir un débit carburant proportionnel par rapport au déplacement du doseur.

9.25. Correcteur de densité

Conserver $\frac{Q_c}{\Delta P}$ constant quelle que soit la densité du carburant utilisé, sans déplacement doseur.

9.26. Secours régulation

Le secours de régulation permet de pallier les pannes d'huiles du régulateur, les pannes électriques du calculateur et l'inefficacité de la manette de puissance.

9.27. Survitesse ou surcharge

Ce dispositif permet d'accroître temporairement la poussée d'un turboréacteur dans les cas suivants :

- lorsque l'avion est en charge maximum,
- pour diminuer la distance de décollage,
- pour augmenter la poussée d'un TR à froid,
- pour augmenter rapidement v_0 au-delà d'un certain MACH avion,
- pour augmenter la poussée d'un TR fonctionnant en secours régulation.

9.28. Appauvrisseur de tir

Il évite le risque de pompage et d'extinction riche du moteur lors d'un tir missile (risque d'absorption de gaz chauds) ou lors d'un tir canons.

9.29. Valeur de la poussée au ralenti

La valeur de la poussée au ralenti doit être la plus faible possible. Ainsi, la C_s et la T_3 seront faibles et le freinage de l'avion sera réduit au minimum.

Néanmoins, la poussée maxi doit pouvoir être obtenue rapidement.

9.30. Valeur du ralenti sol

Au sol, N ralenti sera défini pour obtenir une combustion stable et des accélérations rapides. Il varie en fonction de T_0 et P_0 .

Afin d'éviter toute instabilité de fonctionnement, N ralenti $>$ N autonomie.

9.31. Valeur du ralenti vol

Afin d'obtenir des accélérations rapides et une sustentation minimale de l'avion, N ralenti vol $>$ N ralenti sol.

Influence de l'altitude :

Si $Z \nearrow$, $Q_a \searrow \Rightarrow (Q_c/Q_a) \nearrow$ et $N \nearrow$, lorsque $\frac{N_{\text{ralenti}}}{N_{\text{maxi}}} = 1$ nous l'appellerons plafond de propulsion N

et T_{t3} sont maxi.

Si Z est supérieur au plafond de propulsion il y a des risques :

- d'extinction riche,
- de survitesse,
- de surchauffe turbine.

Donc pour voler haut, il faut voler vite.

9.32. Procédure de l'arrêt des turboréacteurs

Tourner à un N intermédiaire pendant 1 minute afin de refroidir les parties chaudes.

Tourner à un N ralenti pendant 1 minute pour stabiliser N et T_{t3} .

Simultanément, mettre la manette sur **stop** et enclencher le **chronomètre**.

Lorsque la turbine s'arrête, arrêter le chronomètre puis relever le temps d'autorotation turbine (TAT).

Arrêter les pompes BP.

Fermer les pompes coupe-feu.

9.33. Exploitation du TAT

L'exploitation du TAT est faite à partir d'un TAT de référence donné par le constructeur.

Si TAT relevé $>$ TAT référence, il y a peut-être une liaison TR/accessoires rompue.

Si TAT relevé $<$ TAT référence, il y a des frottements anormaux.

Dans les deux cas une dépose du moteur et une vérification en atelier s'imposent.

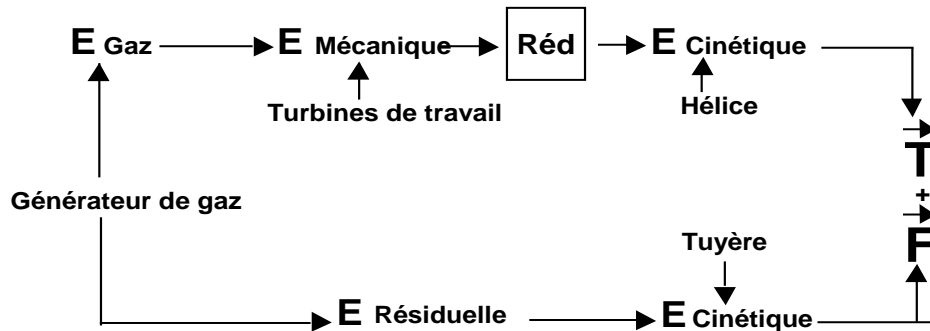
10. GROUPE TURBOPROPULSEUR GTP

10.1. Principe de fonctionnement d'un G.T.P.

Un groupe turbopropulseur ou GTP est un générateur de gaz associé à une ou plusieurs turbines de travail, reliées à une hélice par l'intermédiaire d'un réducteur.

L'énergie de pression issue de la combustion des gaz dans la chambre de combustion est presque entièrement transformée en énergie mécanique dans la ou les turbines de travail.

La part d'énergie de pression restante est transformée en poussée résiduelle dans la tuyère du G.T.P.



10.2. Les différentes puissances délivrées par un G.T.P.

La puissance mécanique.

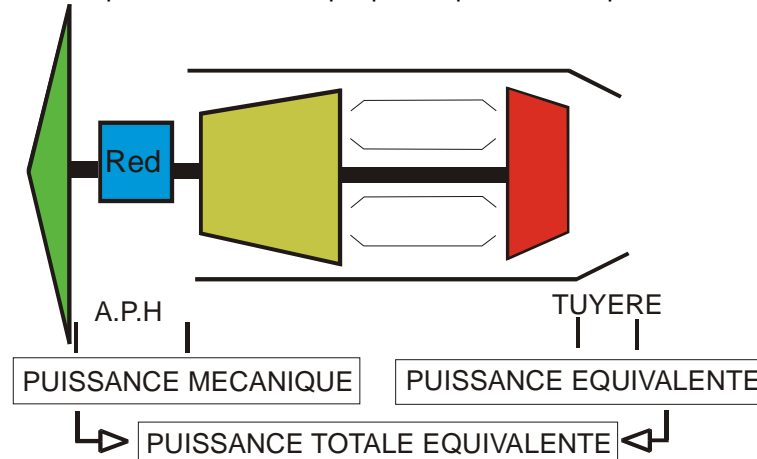
C'est la puissance récupérée sur l'arbre porte hélice A.P.H., c'est-à-dire la puissance délivrée par les turbines de travail moins la puissance absorbée par le compresseur et les accessoires.

La puissance équivalente.

C'est la puissance fournie par la poussée résiduelle obtenue en sortie tuyère du G.T.P.

La puissance totale équivalente.

C'est la puissance mécanique plus la puissance équivalente.



10.3. Comparaison entre un G.T.P et un groupe moto propulseur G.M.P.

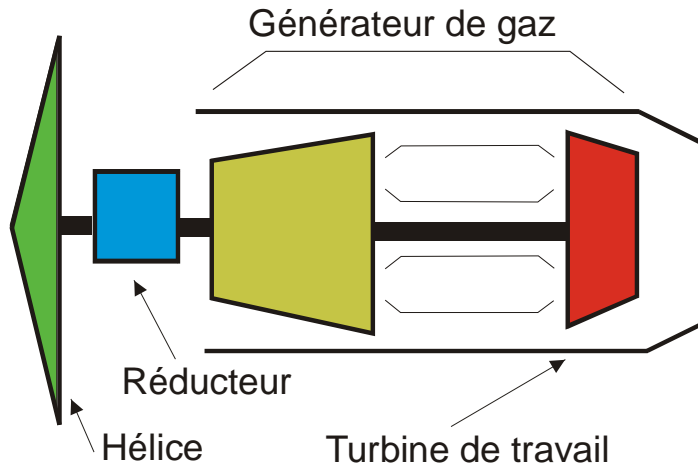
En comparaison avec un G.M.P de puissance équivalente, un G.T.P :

- possède un meilleur rapport poids / puissance,
- présente un maître couple plus faible,
- permet l'utilisation de carburants lourds,
- emploie exclusivement de pièces tournantes engendrant moins de vibrations,
- offre un temps de mise en action plus court.

10.4. Comparaison entre un G.T.P et un groupe turboréacteur G.T.R.

- Un G.T.R accélère fortement un faible débit d'air Q_a par l'intermédiaire de la tuyère.
- Un G.T.P accélère faiblement un grand débit d'air Q_a par l'intermédiaire de l'hélice.
- Le rendement propulsif η_p d'un G.T.P est supérieur à celui d'un G.T.R. pour des vitesses de vol inférieures à 800 km.h^{-1} .
- Le η_p du G.T.P chute pour des vitesses supérieures à cause des vitesses soniques atteintes en bout de pale

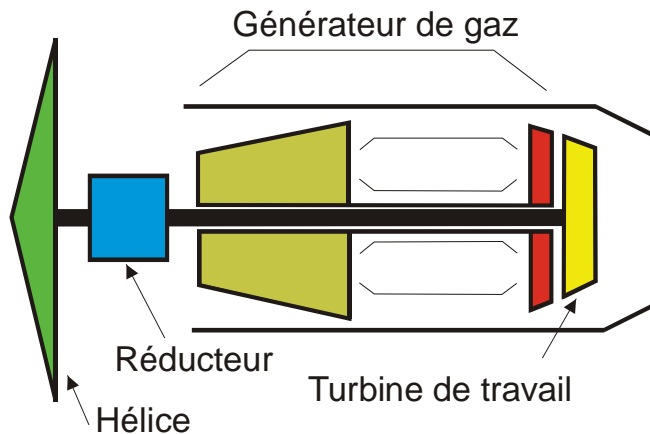
10.5. Les G.T.P à turbines liées



Dans ce type de G.T.P, la ou les turbines de travail liées à l'hélice sont solidaires du générateur de gaz.

Le régime du générateur "N" est donc lié au régime hélice "n" par la relation : $n = k N$ (k étant le rapport de réduction).

10.6. Les G.T.P. à turbines libres



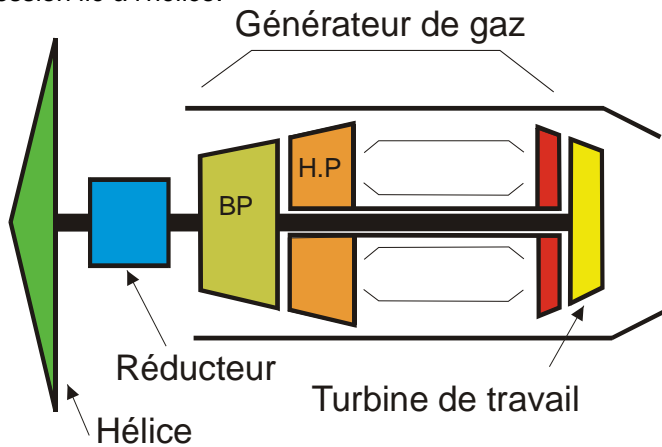
Dans ce type de G.T.P, la ou les turbines de travail sont indépendantes du générateur de gaz. Son régime de rotation "Ng" est indépendant de celui des turbines de travail "Nt".

Le régime hélice "n" est lié à celui des turbines de travail "Nt" par le réducteur, $n = k N_t$.

10.7. Les G.T.P mixtes ou à 2 étages.

Ce G.T.P comporte deux ensembles compresseurs-turbines technologiquement indépendants, tournant à des vitesses différentes.

Un ensemble "H.P" ou haute pression constituant le générateur de gaz, et un ensemble "BP" ou basse pression lié à l'hélice.



Le régime de rotation du générateur de gaz ou corps HP "NHP" est indépendant de celui de l'hélice "n".

Le régime de rotation des turbines de travail correspondant à celui du corps B.P soit NBP est lié à celui de l'hélice par le coefficient de réduction "k".

Les conditions à l'entrée du générateur de gaz dépendent de NBP, donc de "n" hélice.

10.8. Le coefficient de réduction "k".

Toujours inférieur à 1, il est égal au rapport du régime de rotation de l'hélice sur le régime de rotation du générateur de gaz. Soit $k = n / N$

10.9. Le maître couple.

Les régimes de fonctionnement très différents de l'hélice et du générateur de gaz nécessitent un réducteur à grand coefficient de réduction.

De plus, les fortes puissances transmises imposent une conception capable de supporter les efforts mécaniques importants.

Ceci explique l'encombrement des réducteurs et le fait que le maître couple du G.T.P soit souvent conditionné par celui du réducteur.

10.10. Limitation de fonctionnement, la puissance transmise.

Les éléments constituant le réducteur sont soumis à des efforts qui augmentent avec la puissance à transmettre. Il existe donc une limite de la puissance maximum transmissible due au réducteur.

10.11. Limitation de fonctionnement, le refroidissement et la lubrification.

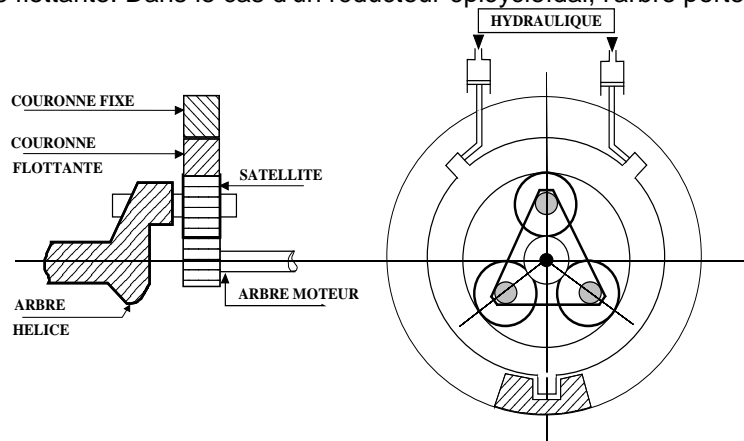
En général, un seul circuit assure la lubrification du générateur de gaz et du réducteur. Le débit d'huile de graissage du réducteur étant considérable, environ 60% du graissage total, il est nécessaire de surdimensionner le système de refroidissement.

10.12. Limitation de fonctionnement, le régime de rotation.

La vitesse de rotation d'un réducteur est généralement limitée de sorte que la vitesse de rupture est égale à 120% de la vitesse de rotation maxi.

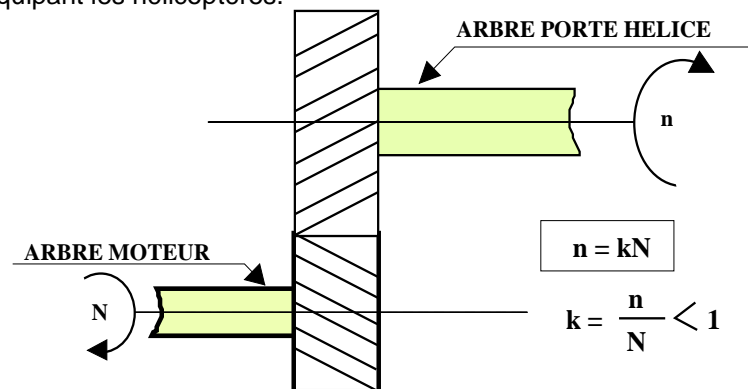
10.13. Le réducteur épicycloïdal.

Il est composé de plusieurs satellites tournant autour de l'arbre de turbine à l'intérieur d'une couronne flottante. Dans le cas d'un réducteur épicycloïdal, l'arbre porte hélice est dans l'axe du G.T.P.



10.14. Le réducteur à engrenages

Dans le cas d'un réducteur à engrenages, les pignons ne tournent pas autour de l'arbre de turbine. Pour un réducteur élémentaire, cela permet de décaler l'arbre porte-hélice de l'axe du turbopropulseur. C'est un système du genre boîte de vitesse automobile souvent utilisé sur les turbomoteurs à prise de mouvement arrière équipant les hélicoptères.



10.15. Rôle d'un couplemètre.

Le système couplemètre a pour but de contrôler les performances du G.T.P.

Il permet de donner en permanence une indication de la puissance fournie par le moteur sur l'A.P.H.

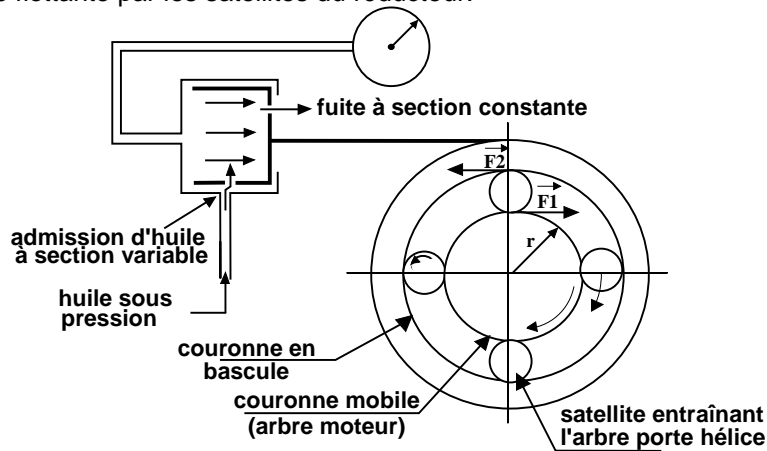
L'expression de la puissance est : $P = C_m \cdot \omega \Leftrightarrow P = C_m \cdot 2 \cdot \pi \cdot n$

Le régime étant lu au compte-tours, il suffit de connaître le C_m pour en déduire la puissance. La mesure du couple s'effectue sur le réducteur. On mesure en fait le couple résistant. Celui-ci est égal au couple moteur lorsque "n" constant.

10.16. Le couplemètre à mesure directe.

Ce type de couplemètre est installé sur les réducteurs épicycloïdaux.

L'indication de la puissance moteur se fait en équilibrant hydrauliquement le couple appliqué sur la couronne flottante par les satellites du réducteur.

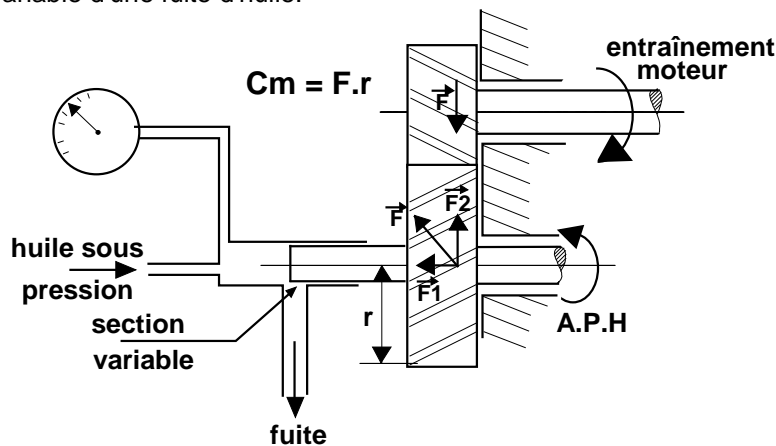


La pression d'huile nécessaire à cet équilibrage est proportionnelle au couple résistant.

10.17. Le couplemètre à mesure indirecte.

Ce type de couplemètre est installé sur les réducteurs à engrenages.

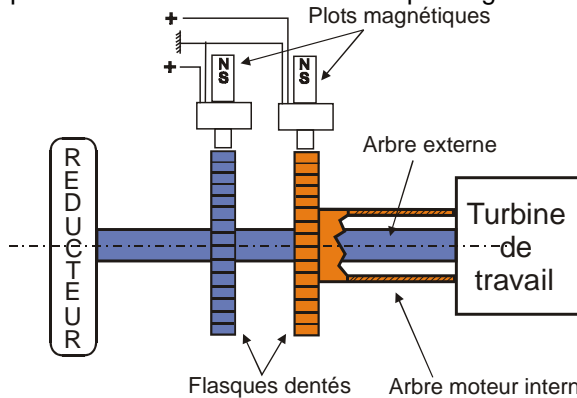
La mesure s'effectue grâce au déplacement axial d'un pignon à denture oblique qui modifie la section variable d'une fuite d'huile.



L'équilibre est réalisé lorsque la force appliquée dans l'axe du pignon est égale à la pression d'huile constante moins la fuite.

10.18. Couplemètre par déflexion d'arbre.

Le principe de la mesure est basé sur la lecture du décalage angulaire entre deux arbres concentriques entraînés à la même vitesse par le générateur de gaz.



Chaque arbre porte un flasque muni de dents. Face à ces dents sont installés des capteurs magnétiques. Ceux-ci visualisent le décalage angulaire des deux arbres sur les flasques et transmettent une indication du couple donc de la puissance en cabine.

10.19. Paramètres de commande, le débit carburant Q_c .

Il influe sur la puissance fournie par le générateur de gaz.

Si $Q_c \nearrow$: $N \nearrow$: $C_m \nearrow$: la puissance fournie à la turbine de travail \nearrow .

10.20. Paramètres de commande, le pas de l'hélice α .

Il influe sur la puissance absorbée par l'hélice.

Si $\alpha \nearrow$: $T_t \nearrow$: $C_r \nearrow$: la puissance absorbée par l'hélice \nearrow .

10.21. Le point de fonctionnement d'un G.T.P.

Il est défini par une valeur de calage α associée à une valeur de débit carburant Q_c .

L'angle de calage α et le débit carburant Q_c pouvant varier, le point de fonctionnement d'un G.T.P. peut se déplacer sur l'ensemble d'un diagramme.

10.22. Les limites de fonctionnement d'un G.T.P.

Elles délimitent le diagramme balayé par le point de fonctionnement, et varient selon le type de G.T.P.

Deux d'entre elles sont communes à tous les GTP :

- la puissance maximale transmissible par le réducteur,
- la vitesse de rotation maximale de l'hélice.

10.23. Limites de fonctionnement des G.T.P à turbine liée, La température T_3 .

La température T_3 évolue comme le dosage Q_c/Q_a .

- Si à N cst, « soit Q_a cst », $Q_c \nearrow$ alors $T_3 \nearrow$.
- Si à Q_c cst, « soit N cst », $Q_a \searrow$ alors $T_3 \nearrow$.

Il existe donc, pour chaque valeur de N , une valeur T_3 maxi au-dessous de laquelle le point de fonctionnement devra se situer.

10.24. Limites de fonctionnement des G.T.P à turbine liée, le pompage.

Il existe, pour un régime de rotation donné, un débit carburant maximal au-delà duquel le compresseur du G.T.P. pompe par obstruction thermique.

Dans certains cas, cette valeur de Q_c maxi est supérieure à celle conduisant à une valeur de température $T_3 > T_3 \text{ max}$.

10.25. Limites de fonctionnement des G.T.P à turbine liée, la richesse minimale.

La limite pauvre intervient sous la forme d'un débit minimal de carburant autorisé pour chaque valeur de régime, donc de Q_a .

Elle est réalisée sous la forme d'un Q_c mini correspondant à une ouverture minimale du doseur.

10.26. Limites de fonctionnement des G.T.P à turbine libre

En règle générale, le générateur de gaz est conçu de telle manière que le point de fonctionnement n'atteigne ni la ligne de pompage, ni la limite de T_3 maxi.

Deux limites caractérisent donc le fonctionnement du générateur de gaz d'un G.T.P. à turbine libre, les régimes N_g maxi et N_g mini.

Ces deux limites correspondent à un Q_c maxi et à un Q_c mini.

10.27. Limites de fonctionnement des G.T.P à deux étages.

Les paramètres de fonctionnement du générateur de gaz sont réduits au régime de rotation de l'étage haute pression NHP limité à une valeur maxi et une valeur mini.

Or si la valeur du rapport N.B.P/N.H.P est excessive il y a risque de pompage du compresseur B.P.

Donc pour une valeur constante du N.B.P, il existe un régime N.H.P minimal au-dessous duquel le compresseur B.P pompe.

Il est cependant possible de descendre en dessous de cette valeur en ouvrant des vannes de décharge situées entre les deux compresseurs.

10.28. Généralités sur la régulation des G.T.P.

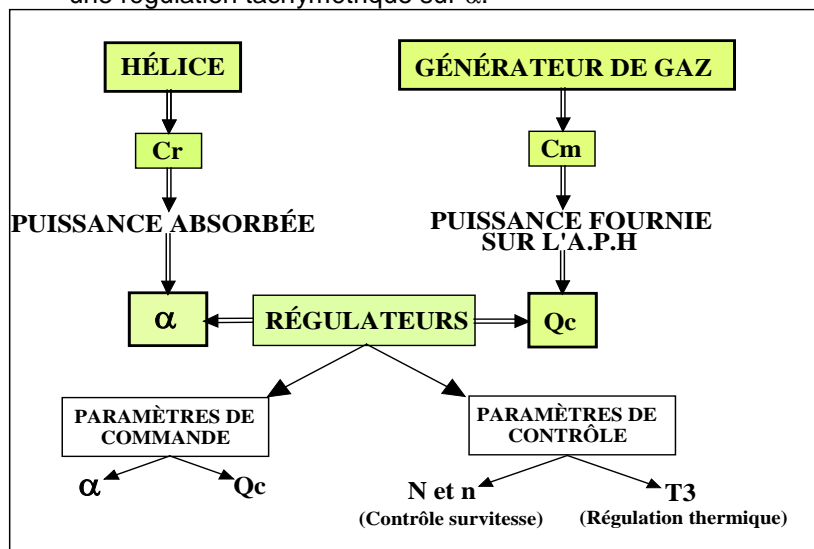
La régulation a pour but de réaliser l'équilibre entre le couple moteur C_m et le couple résistant C_r .

Pour réaliser cet équilibre, on dispose de 2 paramètres de commande :

- le débit carburant Q_c ,
- le pas de l'hélice α .

Deux possibilités de régulation sont donc possibles :

- une régulation sur le débit carburant Q_c ,
- une régulation tachymétrique sur α .



10.29. Principe de la régulation des G.T.P. par le pas.

C'est une régulation dite de type conventionnel. Elle est installée sur des G.T.P à puissance constante. Le C_r varie et s'aligne sur le C_m constant, grâce à la variation de l'angle de calage α .

Dans ce cas on dispose :

- d'une régulation carburant à programmes fonction de P_0 T_0 V_0 et de la position de la manette de puissance,
- d'une régulation hélice tachymétrique.

La manette de puissance agit sur le paramètre de référence, le débit carburant Q_c .

La manette de régime correspond au paramètre variant, le pas de l'hélice α . 20 min

10.30. Sécurités sur la régulation des G.T.P. par le pas, le limiteur de survitesse moteur

Installé sur tous les types de G.T.P, le limiteur de survitesse moteur vient diminuer le débit carburant Qc en cas de panne régulation hélice.

10.31. Sécurités sur la régulation des G.T.P. par le pas, particularités des G.T.P à turbine liée

Au sol, effacement de la butée petit pas vol.

Sur ce type de G.T.P, la liaison hélice - générateur impose un faible couple résistant au démarrage.

Ce dernier doit donc s'effectuer avec un calage minimum voir nul afin d'offrir un Cr minimum.

La butée petit pas vol est effacée lors des manœuvres au sol, l'angle α peut alors évoluer librement entre une valeur minimum et une valeur supérieure à la butée PPV.

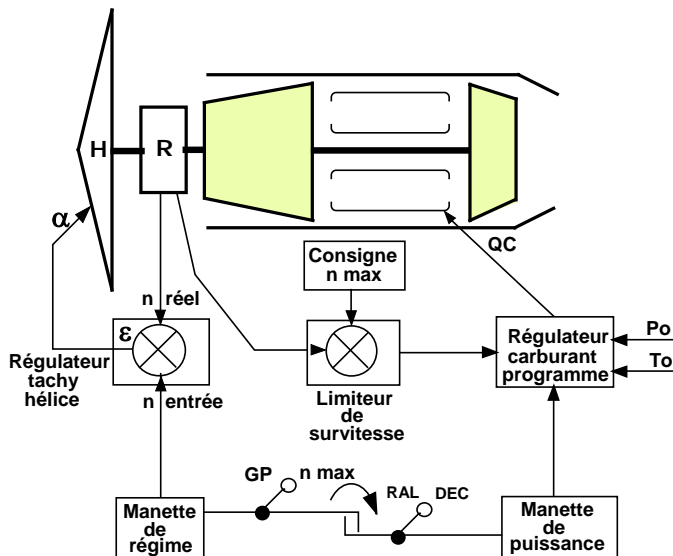
Le couplage des manettes puissance et régime

Sur les G.T.P à turbine liée, la conjugaison des manettes puissance et régime a 2 objectifs :

- interdire une réduction de régime donc le débit d'air Q_a lorsque la manette de puissance est sur maxi,
- interdire une augmentation la puissance donc le débit carburant Q_c jusqu'à maxi si le régime n'est pas maxi.

Ce système permet de maintenir le dosage Q_c / Q_a optimum et d'éviter une surchauffe en cas de fausse manœuvre.

10.32. Schéma synoptique type de la régulation par le pas des G.T.P a turbine liée.



10.33. principe de la régulation des G.T.P. par le débit carburant.

C'est une régulation dite du type non conventionnel, les moteurs qui en sont équipés sont des G.T.P à puissance variable ou des turbomoteurs.

Le régime de rotation de l'hélice est maintenu constant par un régulateur tachymétrique qui agit sur le débit carburant.

Il permet d'aligner la puissance fournie par le générateur de gaz sur celle absorbée par l'hélice.

C'est donc le C_m qui va varier pour s'aligner sur le C_r constant, grâce à la variation du débit carburant Q_c .

Dans ce cas, la manette de puissance commande directement le pas de l'hélice qui devient le paramètre de référence. Le débit carburant étant le paramètre variant.

10.34. Sécurité sur la régulation des G.T.P. par le débit carburant.

La protection du système est assurée par un régulateur thermique. Son but est d'éviter une surchauffe du générateur de gaz au cas où le calage " α " demandé par le pilote est trop important.

En effet, partant d'un régime stabilisé N correspondant à un équilibre $Cr = Cm$, une forte demande de puissance de la part du pilote se traduit par une augmentation rapide du Cr .

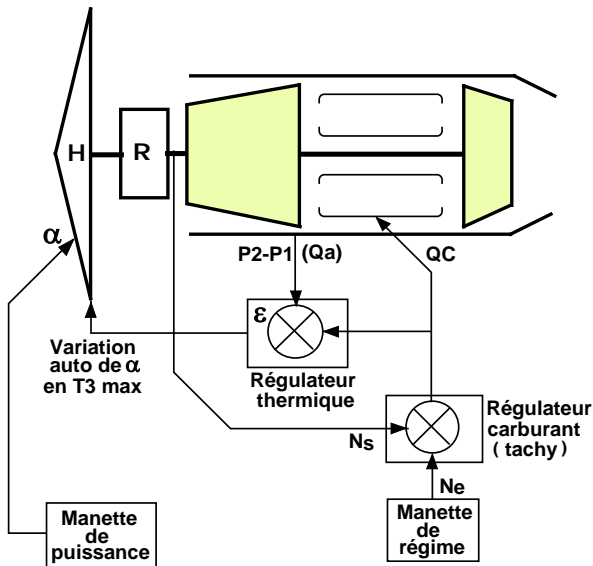
Or si le $Cr \nearrow$, $N \searrow$ donc $Qa \searrow$, $Qc/Qa \nearrow$, entraînant un risque de surchauffe ou $T3 > T3_{max}$.

Dans ce cas de figure, l'angle de calage passe sous le contrôle du régulateur thermique qui en limite l'augmentation.

Par suite le régime " N " croît entraînant une augmentation du débit d'air Qa ramenant le dosage dans un rapport correct.

Le régulateur thermique cesse son intervention lorsque la température $T3$ revient dans les tolérances.

10.35. Schéma synoptique type de la régulation par débit des G.T.P. à turbine liée.



10.36. Limitation de la puissance délivrée par un générateur de gaz.

Les variations de la pression atmosphérique et/ou de la température extérieure influent sur le débit d'air Qa absorbé par le générateur de gaz.

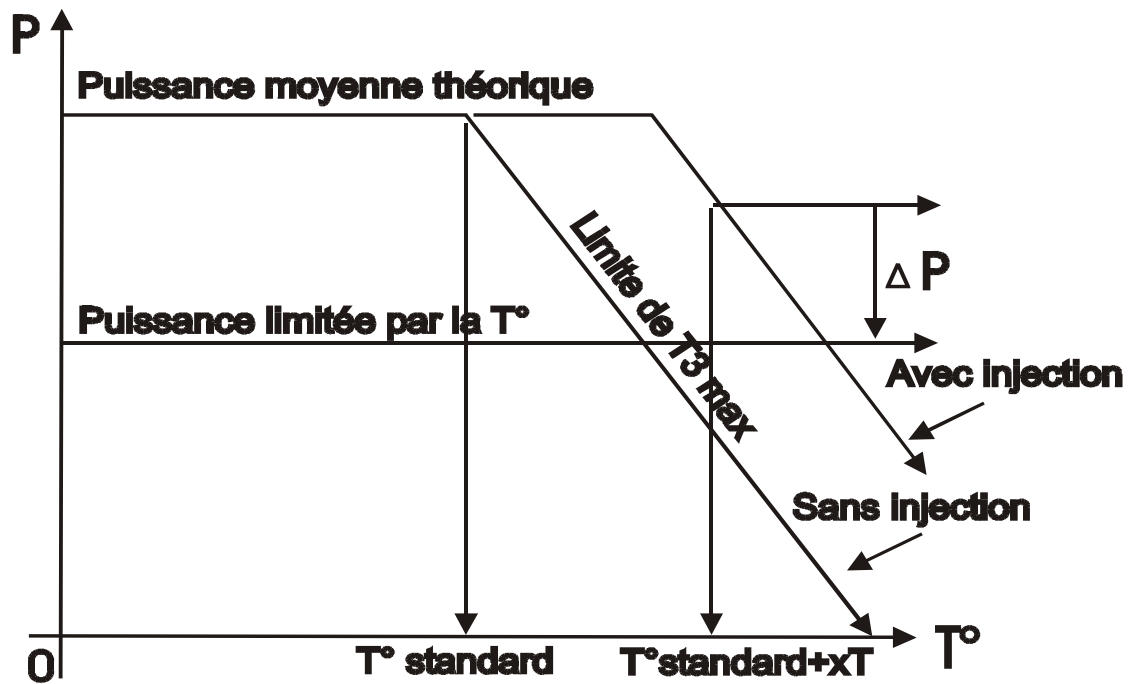
En effet, si T_o augmente ou P_o diminue, le débit d'air absorbé Qa diminue, le rapport Qc/Qa augmente et entraîne une augmentation de la température $T3$, avec le risque que celle-ci dépasse la limite admissible et provoque une surchauffe de la turbine.

Pour éviter tous risques de surchauffe, il est nécessaire de diminuer le débit carburant.

Dans ce but, le système de régulation incorpore deux corrections, l'une en fonction de la pression atmosphérique, l'autre en fonction de la température extérieure.

En revanche, cette diminution de débit carburant entraîne une perte de puissance.

Afin de rétablir celle-ci, particulièrement nécessaire pendant la phase de décollage, certains G.T.P. sont équipés d'un système d'injection d'eau ou d'un mélange eau-méthanol.



10.37. Rétablissement de la puissance.

L'énergie disponible dans un générateur de gaz est définie par la relation :

Chaleur massique à pression constante en J/kg/K
Températures totales en Kelvins

$$Q = m \cdot C_p (T_3 - T_2)$$

Quantité de chaleur en Joules

L'injection d'eau ou d'un mélange eau-méthanol permet de rétablir une quantité de chaleur Q en optimisant les paramètres suivants :

- l'injection du liquide permet une augmentation du débit massique d'air traversant le générateur de gaz,
- la température T2 diminue suite à la vaporisation avant les brûleurs,
- dans le cas d'un mélange eau - méthanol, la combustion du méthanol dans la chambre permet de rétablir la température T3.

10.38. Réalisation du système.

L'injection est réalisée en amont des brûleurs, soit à l'entrée du compresseur, soit à l'entrée de la chambre de combustion.

Le débit injecté peut être contrôlé par pré-affichage calculé par le pilote. Celui-ci détermine alors le débit nécessaire en fonction des conditions extérieures et le règle avec un robinet régulateur de pré-affichage. Lorsqu'il positionne la manette de puissance sur décollage, l'injection est automatique.

Dans certains cas, la gestion du débit est confiée à un régulateur, le système détermine alors la quantité injectée en fonction du couple moteur et de la pression atmosphérique. L'injection diminue au fur et à mesure que l'altitude augmente, et n'est effective que si la manette de puissance est en position pleine puissance.

11. FONCTION DEMARRAGE

11.1. Le circuit de démarrage

Il doit assurer :

- le démarrage du réacteur,
- les ventilations,
- le rallumage vol.

11.2. La constitution du circuit de démarrage

Le circuit de démarrage comprend :

- un démarreur,
- un dispositif d'allumage
- un dispositif d'injection,
- un réducteur associé à un embrayage,
- des dispositifs de commande et de contrôle.

11.3. Le déroulement d'un démarrage au sol

La séquence de démarrage s'effectue en différentes phases chronologiques :

- mise en rotation de la turbomachine, afin d'établir le débit d'air,
- allumage des bougies,
- injection du carburant dans la chambre de combustion,
- arrêt du démarreur.

11.4. La mise en rotation

Cette fonction est réalisée par le démarreur. Elle consiste à entraîner le TR jusqu'à obtenir un régime légèrement supérieur au régime d'autonomie du réacteur.

Le démarreur exerce un couple moteur qui s'oppose :

- à l'inertie des pièces à entraîner,
- à la résistance aérodynamique de l'air dans le compresseur.

Au fur et à mesure que le " N " du réacteur tend vers le " N " d'autonomie, la puissance récupérée dans la turbine augmente et s'ajoute à l'action du démarreur pour entraîner le compresseur.

Le couple du démarreur est constant.

11.5. L'injection

L'injection du carburant s'effectue après avoir sollicité le dispositif d'allumage.

Cette injection peut être assurée par des injecteurs spécifiques, appelés injecteurs d'allumage ou de démarrage, qui sont alimentés en même temps que les bougies.

11.6. L'allumage

La mise en fonctionnement des bougies est commandée soit :

- manuellement,
- automatiquement, lorsque les séquences sont gérées par un boîtier de démarrage.

11.7. L'arrêt du dispositif

On peut arrêter l'action du démarreur lorsque la puissance récupérée dans la turbine est supérieure à celle qui est nécessaire pour entraîner le compresseur.

Le régime continue ainsi de croître jusqu'au régime de ralenti.

L'arrêt du démarreur est commandé :

- soit manuellement,
- soit automatiquement.

11.8. Les différents types de démarreur

Il existe plusieurs types de démarreur

- les démarreurs électriques,
- les démarreurs à turbine froide,
- les démarreurs à turbine chaude.

11.9. Le démarreur électrique

Il est constitué d'un moteur électrique, d'un réducteur et d'un système d'entraînement débrayable.

Placé sur le support d'accessoires, il entraîne, lors du démarrage, l'ensemble turbine-compresseur.

Alimenté en 28 V par la batterie de l'avion ou par un groupe de parc, les démarreurs électriques équipent les turbomachines de petites et moyennes puissances.

Certains démarreurs électriques sont réversibles, c'est-à-dire qu'une fois le moteur démarré, le démarreur devient générateur de courant continu.

11.10. Le démarreur à turbine froide

La puissance provient de la détente d'air comprimé dans une turbine.

Celle-ci entraîne le réacteur par l'intermédiaire d'un réducteur et d'un embrayage. L'air peut provenir :

- d'une bouteille d'air comprimé,
- d'un groupe turbo-générateur.

11.11. Démarreur à turbine chaude

Principe identique au démarreur à turbine froide, à la seule différence que l'air utilisé est de l'air chaud provenant :

- de la combustion d'une cartouche,
- d'un générateur de gaz.

11.12. Les bougies

Les bougies sont chargées d'enflammer le mélange. Il en existe trois types :

- les bougies à incandescence ;
- les bougies torches appelées également allumeurs torches ;
- les bougies provoquant des étincelles, appelées éclateurs.

11.13. Bougies à incandescence

Au nombre de deux, ces bougies sont alimentées en courant basse tension.

Ce type d'allumeurs est simple, efficace au sol comme en vol mais fragile.

11.14. Bougies torches

Alimentées en courant haute tension, ces bougies reçoivent directement du carburant dans leur corps ; l'inflammation du mélange s'en trouve facilitée.

11.15. Éclateurs

Associé à un injecteur d'allumage, l'éclateur est alimenté en courant haute tension ou haute énergie.

Éclateur haute tension:

Sa tension d'alimentation est de l'ordre de 12000 Volts.

Ce type de bougie est simple, mais la faible puissance de l'étincelle le rend inadapté au rallumage.

Éclateur haute énergie:

Batterie 28V ⇒ boîtier d'alimentation ⇒ 1000V ⇒ générateur d'impulsion ⇒ 6000V ⇒ éclateurs.

La forte puissance de l'étincelle accroît ses performances lors des rallumages.

11.16. Maintenance éclateurs haute énergie

La maintenance de ce type d'éclateur nécessite une attention particulière : en effet, après l'arrêt de la turbomachine, une tension résiduelle subsiste dans les générateurs d'impulsion.

Aussi certaines précautions sont-elles requises lors d'une intervention sur le circuit :

- s'assurer que le sélecteur d'allumage, situé en cabine, est positionné sur arrêt ;
- attendre au moins 6 minutes avant de toucher à l'un des organes ;
- commencer toute intervention par la déconnexion de la bougie et la mise à la masse du câble ;
- ne pas toucher câbles et écrous avec les mains ;
- travailler en utilisant des outils isolés.

12. DOUBLES-FLUX

12.1. Raison des doubles-flux

Leur but est de diminuer la C_s et d'augmenter le η_p tout en conservant une poussée identique à un TR simple-flux.

$$\text{Or } C_s = \frac{CH}{F} \quad \text{et} \quad \eta_p = \frac{2V_0}{V_5 + V_0}$$

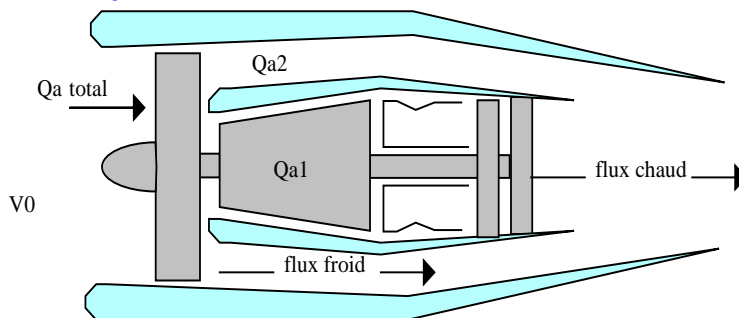
Donc pour conserver une poussée égale à celle d'un TR simple-flux, il faut diminuer CH .

Comme V_5 est proportionnel à CH , le fait de diminuer V_5 permet également d'augmenter le η_p .

Mais pour garder une poussée égale il faudra augmenter Q_a car $F = Q_a (V_5 - V_0)$.

Ainsi pour diminuer C_s et augmenter η_p il faut accélérer faiblement un grand Q_a .

12.2. Principe de fonctionnement d'un double flux



La veine d'air traversant le moteur est séparée par deux flux :

- un flux froid (Q_{a2}),
- un flux chaud (Q_{a1}), lui seul subit le cycle thermodynamique.

Dû au couple résistant important, le compresseur est généralement entraîné par une ou plusieurs turbines supplémentaires.

La détente et la récupération d'énergie dans cette turbine permettent de faire chuter la vitesse d'éjection.

12.3. Les différentes technologies

- Turboréacteur double-flux à soufflante avant
- Turboréacteur double-flux à compresseur surabondant
- Turboréacteur double-flux à soufflante arrière

12.4. Le TR double-flux à soufflante avant

C'est un turboréacteur équipé d'une soufflante montée à l'avant du compresseur accélérant faiblement un grand Q_a sans apport de pression dans le flux froid.

Il peut être à flux séparés, ou à flux mélangés.

Ce type de double flux ne permet pas l'adjonction d'une PC.

12.5. Le TR double-flux à compresseur surabondant

Ce turboréacteur est équipé de premiers étages compresseur de faible diamètre.

Il détourne une petite partie de l'air dans le flux froid en apportant une énergie de pression.

Il peut être à flux séparés ou à flux mélangés.

Dans ce dernier cas, l'apport d'énergie de pression fourni par le compresseur surabondant permet l'adjonction d'une PC.

12.6. Le TR double-flux à soufflante arrière

L'établissement de la vitesse du flux secondaire est obtenu par une soufflante située à la périphérie d'une turbine libre mise en rotation par l'énergie cinétique des gaz issus du générateur.

Avantages, ce type de turboréacteur permet de conserver un générateur de base, sans aucune modification de l'arbre turbine - compresseur.

Ces moteurs peuvent être à flux séparés ou à flux mélangés.

Mais comme toute soufflante le fonctionnement d'une PC n'est pas possible.

12.7. Amélioration des TR doubles-flux

Une soufflante avant à calage variable permet :

- des reprises rapides,
- une diminution des risques de pompage,
- la reverse si l'angle de calage devient négatif.

12.8. Taux de dilution λ

$$\lambda = \frac{\text{débit massique du flux froid}}{\text{débit massique du flux chaud}} = \frac{Q_{a2}}{Q_{a1}}$$

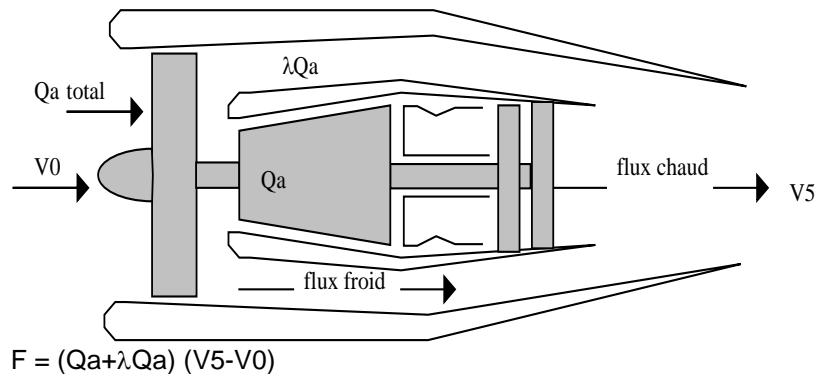
Lorsque λ est élevé, l'essentiel de la poussée est assuré par le flux froid.

Par convention nous prendrons $Q_{a1} = Q_a$.

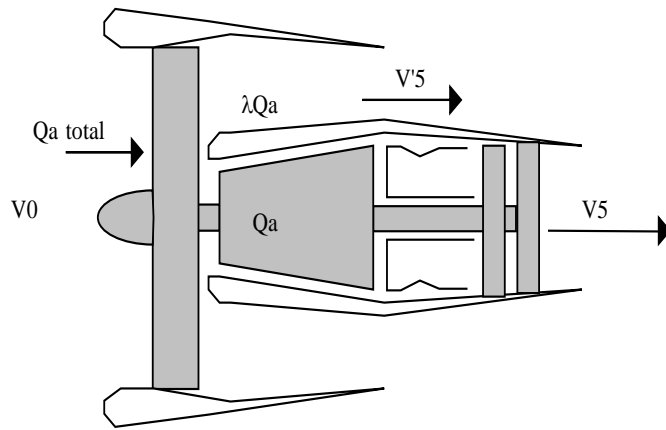
Par conséquent nous pouvons écrire

$$Q_{at} = Q_a(\lambda + 1) \text{ donc } Q_a = \frac{Q_{at}}{\lambda + 1}.$$

12.9. Poussée des doubles-flux à flux mélangés



12.10. Poussée des doubles-flux à flux séparés



$$F = Q_a (V_5 - V_0) + \lambda Q_a (V'_5 - V_0)$$

12.11. Réchauffe sur un double-flux

Utilisant le débit d'air du flux froid et l'excédent de l'air de dilution de la chambre de combustion, une seconde combustion améliorée peut avoir lieu dans le canal Pc.

La Pc est utilisée sur les doubles-flux à flux mélangés et à compresseur surabondant.

Le taux de réchauffe est noté

$$\tau = \sqrt{\frac{T_{t\text{ pc}}}{T_{t\text{ sec}}}} \quad T \text{ en Kelvin.}$$

12.12. Avantages des TR doubles-flux

- Diminution du bruit, des contraintes thermiques et des émissions polluantes,
- augmentation de la durée de vol et augmentation du rapport poussée / poids,
- taux de réchauffe supérieur donc amélioration de la poussée en PC

12.13. Inconvénients des doubles-flux

- Un maître couple élevé principalement sur les TR à soufflante avant,
- un bruit de soufflante, dû au diamètre important de celle-ci.

13. BANC D'ESSAIS REACTEUR

13.1. Les silencieux avant et arrière

Ils permettent de diminuer le bruit et de faire chuter la température des gaz d'éjection par un procédé dit "à effet de trompe".

Ceux-ci dépendent :

- du débit d'air,
- de la poussée maximum,
- de la température des gaz d'éjection,
- du diamètre de la tuyère pleine ouverte.

13.2. La surveillance médicale

Les mécaniciens du BER ont à passer un examen d'audiométrie :

- avant l'affectation au banc,
- tous les 6 mois s'il n'y a pas de silencieux,
- tous les 2 ans dans la cas contraire.

La présence d'un secouriste et d'une trousse de secours est obligatoire.

13.3. L'équipement du personnel

Sont obligatoires :

- les chaussures de sécurité,
- la ceinture anti-vibration,
- le casque antibruit,
- le casque antibruit muni d'une liaison radio sans fil pour le mécanicien effectuant des réglages moteur tournant.

14. MISE EN ŒUVRE

14.1. Consignes de démarrage

L'application de ces consignes est effectuée sous la responsabilité du chef de manœuvre qui devra s'assurer :

- de la mise en place de l'avion face au vent,
- de la mise en place correcte des cales,
- du balisage du périmètre de sécurité.

Le périmètre de sécurité est défini pour chaque type d'aéronef.

Cette mesure de sécurité est destinée à éviter des accidents en matérialisant, pour le personnel étranger ou non au point fixe, une zone minimale d'aspiration dans laquelle il est interdit de pénétrer.

Celle-ci est complétée par des grilles d'entrée d'air et l'emploi de casques de protection pour le personnel.

Le mécanicien à l'extincteur doit se tenir prêt à intervenir immédiatement en ayant une connaissance parfaite de la procédure.

La pratique des gestes conventionnels assure la liaison entre le mécanicien placé dans la cabine et le chef de manœuvre.

RESPECTER LES ORDRES DU CHEF DE MANŒUVRE

14.2. Manutention

Consiste à déplacer un aéronef au sol dans les meilleures conditions.

Il existe deux manières de procéder :

- Manutention à bras

présence obligatoire du chef de manœuvre qui devra fixer une barre de direction à la roulette de nez ou de queue, permettant ainsi de diriger l'aéronef.

un mécanicien confirmé aux freins,

un mécanicien à la barre de direction,

un mécanicien à chaque extrémité d'aile,

un mécanicien à l'empennage arrière,

un groupe d'aide mécanicien poussant l'aéronef.

- Manutention remorquée (tractage)

Si $V_i \text{ tracteur} < 25 \text{ Km.h}^{-1}$; autorisation de mise en œuvre délivrée par le Cdt de base.

Si $V_i \text{ tracteur} > 25 \text{ Km.h}^{-1}$; autorisation de mise en œuvre liée au permis militaire correspondant au poids total en charge du tracteur (PTC).

Éviter les démarrages et les freinages brusques,

remorquer lentement et ne pas braquer exagérément.

le mécanicien aux freins doit être vigilant,

prévoir autant de personnels que nécessaire pour la surveillance des obstacles en bout d'ailes, haut de dérive ou extrémités de rotor,

pour les aéronefs de taille importante, présence obligatoire d'un chef de manœuvre.

Le déplacement d'un aéronef au moteur ne peut être effectué que par un pilote.

14.3. Marquage des bouteilles de gaz comprimés

Le marquage conventionnel des bouteilles de gaz pour usage aéronautique est le suivant :

- "Oxygène - AV".
- "Air respirable" ou "air".
- "Azote - N2".

14.4. Consignes d'utilisation

Les consignes d'utilisation des gaz comprimés sont les suivantes :

- la manutention doit être effectuée à l'aide de chariots,
- l'utilisation en basse pression d'un gaz comprimé à haute pression, doit se faire par l'intermédiaire d'un manomètre détendeur qui fournira la pression d'utilisation désirée.

14.5. Prévention incendie dans les hangars aéronefs

Pour éviter les accidents, il est impératif de connaître et appliquer certaines règles de sécurité :

- Consignes de sécurité affichées aux différentes entrées du hangar avec le : N° DES POMPIERS : tel 18,
- inscriptions " DÉFENSE DE FUMER ".
- mise à la terre de chaque aéronef.
- extincteurs muraux repérés par une flèche rouge.
- emplacements des extincteurs montés sur roues matérialisés au sol par un rectangle rouge.
- accès à tous les extincteurs dégagés,
- pleins et vidanges interdits dans le hangar,
- bacs de récupération sous chaque aéronef,
- alimentation des appareils électriques coupée à la fin du travail,
- aéronefs disposés de façon rationnelle pour permettre une sortie rapide et sans manœuvre,
- verrières et portes d'accès aux aéronefs fermées non verrouillées,
- présence d'une barre de remorquage pour chaque type d'appareil.

14.6. Procédure d'utilisation extincteur 2x8,7Kg CO2

- Mettre le brancard à terre tête en bas,
- ouvrir le robinet de la bouteille (dégoupillage - percussion) en tenant fermement la lance,
- fermer le robinet de la bouteille vide si l'on est obligé d'utiliser la seconde bouteille immédiatement après la première.

Après l'emploi d'un extincteur, rendre compte immédiatement aux pompiers.

14.7. Équipes incendie "escadres"

Ces équipes sont chargées, pendant les heures ouvrables de :

- faire appliquer les consignes de sécurité,
- mettre en œuvre le matériel de première intervention,
- contrôler tous les 3 mois, le matériel de première intervention (extincteurs, couvertures anti-feu...) avec marquage de la date de contrôle sur la fiche des extincteurs,
- suivre les séances d'instruction organisées par la SSIS,
- tenir le registre de sécurité incendie de leur bâtiment à jour.