

UNIVERSITE D'ALGER

5/79

ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE

DEPARTEMENT GENIE MECANIQUE

L. Es

PROJET DE FIN D'ETUDE
المعهد الوطني للعلوم الهندسية
المكتبة
ECOLE NATIONALE POLYTECHNIQUE
BIBLIOTHEQUE

ETUDE ENERGITIQUE D'UN
TURBOREACTEUR

الدراسة الوطنية للعلوم الهندسية
المكتبة
ECOLE NATIONAL POLYTECHNIQUE
BIBLIOTHEQUE

PROPOSE PAR
M. Boukaabache

ETUDIE PAR
M. Bentrchia

PROMOTION JANVIER
-1979-

DEDICACE

بِسْمِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ
الذي كل من ليس نداء الرحمة
ووقف في وجه الكفر والطغيان
باليدين والقلوب واللسان
الشهداء العقيدة والإيمان
في كل زمانه ومكانه

S O M M A I R E

INTRODUCTION :

- A / La thermodynamique des écoulements
- B / Ecoulement permanent et unidimensionnel
d'un gaz parfait .

CHAPITRE .I. Etude théorique du turboréacteur .

- 1 / Generalité
- 2 / Diffuseur
- 3 / Compresseur
- 4 / Chambre de combustion
- 5 / Turbine
- 6 / Canal d'éjection

CHAPITRE .II. Calcul énergétique relatif aux éléments du turboréacteur .

- 1 / Diffuseur
- 2 / Compresseur
- 3 / Chambre de combustion
- 4 / Turbine
- 5 / Canal d'éjection

CONCLUSION

SYMBOLES

Avant de citer certains symboles utilisés, on tire l'attention qu'on va utiliser $\alpha_2, \alpha'_2, \alpha_3$ même chose pour β, \dots (triangles de vitesses du compresseur) au lieu de $\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3, \dots$ afin de respecter les indices de la figure (I2) et de ne pas avoir une ambiguïté dans les formules appliquées à travers les éléments du turboreacteur.

Pour la même raison on prend, dans la turbine, les indices 4, 4', 5.

<u>Symboles</u>	<u>Definitions</u>
V.C ou C.V	volume de controle
S.C ou C.S	surface de controle
M	quantité de mouvement
u	vitèsse d'écoulement
A	surface
e_i	energie interne du système
w	vitèsse relative (triangles de vitess)
W	travail
H ou h	enthalpie
c	couple de forces
c_0	composante tangentielle de la vitèsse c
c_z	" axiale "
D	trainée
L	portance
indice s et o ou 0	isentropique et état total

INTRODUCTION

A / La thermodynamique des écoulements

L'étude de la propulsion nécessite une compréhension de la mécanique des fluides et de la thermodynamique , car la plus part des méthodes exigent des effets thermiques . Nous allons éclaircir les principes , de masse , quantité de mouvement , énergie et entropie ; et les donner sous une forme convenable .

1 / Definitions :

1.1/ Definition d'un systeme : C'est une collection de matiere qui possede une identité fixe . On peut considerer que le systeme est limité par une surface flexible invisible et sans masse , à travers laquelle la matiere ne peut passer . La limite du systeme peut changer la position , le volume et la forme .

1.2/ Definition du volume de controle : C'est une region de forme et volume constants qui est fixe dans l'espace par rapport à un observateur . On peut imaginer une enveloppe rigide , invisible et sans masse (surface de controle) qui renferme le volume de controle .

2 / Certaines lois relatives aux écoulements des fluides :

2.1/ La conservation de masse et l'equation de continuité :

La loi de conservation de masse appliquée à un systeme implique simplement que la masse du systeme reste constante sans considerer son volume ou sa forme , et le nombre de parties qui le constitue .

2.1.1/ Derivation de l'equation de continuité:

On se place dans le cas suivant : Pas de reaction nucleaire

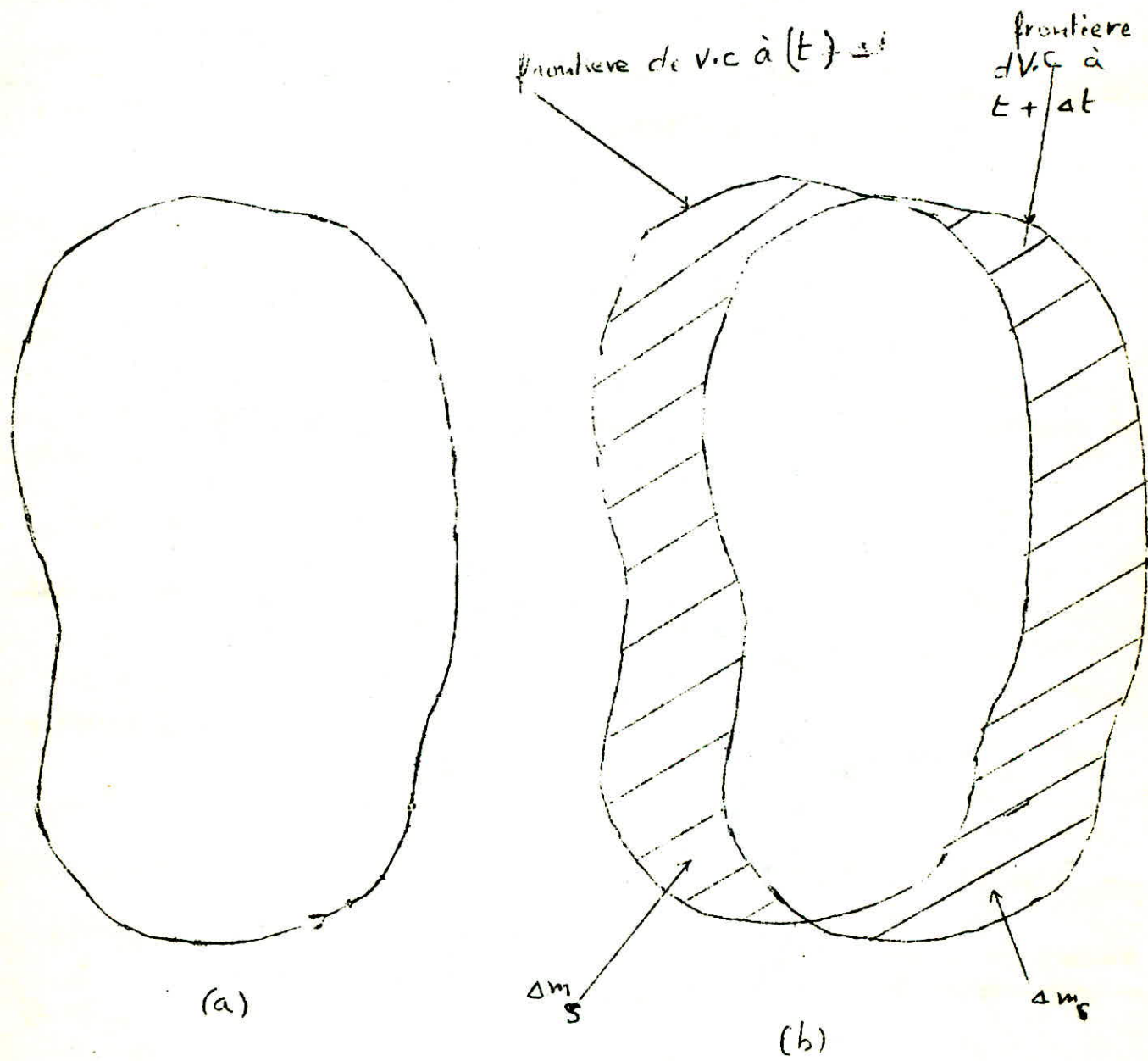


fig (1)

La fig (a) représente la volume occupé par un système matériel déterminé, à l'instant t , à l'instant $t + \Delta t$ le système matériel s'est déplacé en une autre position représenté par une ligne en pointillé fig (1.b).

L'espace occupé par le système matériel à l'instant t , est le volume de contrôle; la frontière du volume de contrôle est la surface de contrôle.

M_1 = masse du système matériel à l'instant t

M_2 = " " " " $t + \Delta t$

M'_1 = masse contenue dans le volume de contrôle à t

M'_2 = " " " " à $t + \Delta t$

comme la matière ne peut être détruite ou créée et la masse du système ne varie pas

alors : $M_1 = M_2$ (1)

Puisque le système occupe tout le volume de contrôle à l'instant t .

$$M_1 = M'_1 \quad (2)$$

à l'instant $t + \Delta t$

$$M_2 = M'_2 + \Delta m_f - \Delta m_g \quad (3)$$

où Δm_f : quantité de matière qui sort du volume de contrôle pendant Δt .

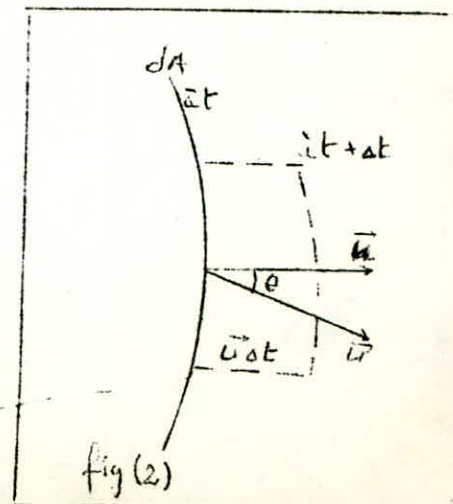
Δm_g : " " rentrée dans le volume de contrôle pendant Δt

Quand $\Delta t \rightarrow 0$, alors :

$$0 = \lim_{\Delta t \rightarrow 0} \left(\frac{M'_2 - M'_1}{\Delta t} + \frac{\Delta m_f - \Delta m_g}{\Delta t} \right)$$

$$0 = \frac{dM'}{dt} + \frac{dm_f - dm_g}{dt}$$

(4)



pendant Δt , la quantité de matière qui traverse dA est : $\rho \vec{u} \cdot \vec{n} dA dt$

$$\text{Ainsi } dm_{\text{in}} - dm_{\text{out}} = \int_A \rho \vec{u} \cdot \vec{n} dA dt$$

dt, constante pendant l'intégration sur la surface de référence.

$$\frac{dm_{\text{in}} - dm_{\text{out}}}{dt} = \int_A \rho \vec{u} \cdot \vec{n} \cdot dA$$

l'équation (4) devient :

$$0 = \frac{dM'}{dt} + \int_A \rho \vec{u} \cdot \vec{n} \cdot dA \quad (4)$$

$$\left. \begin{aligned} M' &= \int_V \rho dV \\ \rho &= \rho(\vec{r}, t) \end{aligned} \right\} \Rightarrow \frac{dM'}{dt} = \frac{d}{dt} \int_V \rho dV$$

la forme finale de l'équation de continuité est donc

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho dV + \int_A \rho \vec{u} \cdot \vec{n} \cdot dA = 0 \quad (5)$$

cette équation est applicable pour un écoulement permanent ou non pour un écoulement permanent, toutes les caractéristiques du fluide sont indépendantes du temps

Ainsi

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho dV = 0 \Rightarrow \int_A \rho \vec{u} \cdot \vec{n} \cdot dA = 0 \quad (6)$$

Pour un fluide incompressible, en régime permanent nous aurons :

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho dV = \rho \int_V \frac{dV}{dt} = 0 \Rightarrow \int_A \vec{u} \cdot \vec{n} \cdot dA = 0 \quad (7)$$

La quantité de mouvement.

derivation de l'équation de quantité de mouvement.

$$\text{Sachant que: } \sum \vec{F} = \frac{dM \cdot \vec{u}}{dt} \quad (8), \text{ selon X on aura: } \sum \vec{F}_X = \frac{d(M \cdot \vec{u}_X)}{dt} \quad (9)$$

on pose $M = Mu$; voir fig (3)

M_{x1} : composante selon X de la quantité de mouvement du système matériel à l'instant t

M_{x2} : " " " " " " t + Δt

$M_{x1'}$: " " de la masse contenu dans le volume de controle à t

$M_{x2'}$: " " " " " " à t + Δt

ΔM_{x5} : composante selon X de la masse qui sort du V.C pendant t

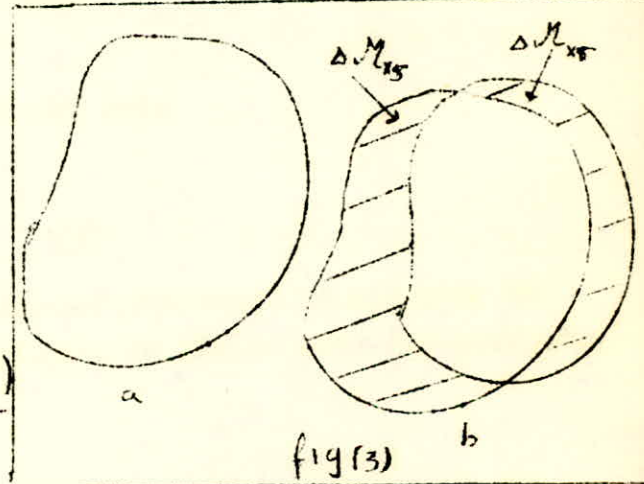
$\Delta M_{x5'}$: " " " rentrée " " "

$$M_{x2} = M_{x2'} + \Delta M_{x5} - \Delta M_{x5'}$$

$$\Delta M_x = M_{x2} - M_{x1}$$

$$\Delta M_x = M_{x2'} + \Delta M_{x5} - M_{x1'} - \Delta M_{x5'}$$

$$\lim_{\Delta t \rightarrow 0} \frac{\Delta M_x}{\Delta t} = \frac{dM_x}{dt} = \frac{d(Mu_x)}{dt}$$

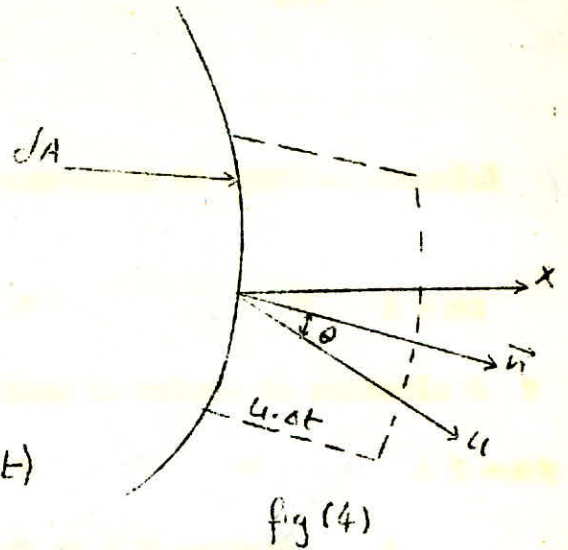


$$= \frac{M_{x2'} - M_{x1'}}{dt} + \frac{dM_{x5} - dM_{x5'}}{dt} \quad (10)$$

$$\text{donc: } \Sigma \vec{F}_x = \frac{M_{x2'} - M_{x1'}}{dt} + \frac{dM_{x5} - dM_{x5'}}{dt} \quad (11)$$

le debit massique s'ecrit : $\rho \vec{u} \cdot \vec{n} \cdot dA$, pendant dt : il devient : $\vec{u} \cdot \vec{n} \cdot dA \cdot dt$

voir fig (4)



$$dM_{xS} - dM_{xS} = \int \vec{u}_x (\rho \vec{u} \cdot \vec{n}) dA dt$$

$$\frac{dM_{xS} - dM_{xS}}{dt} = \vec{u}_x \int_A \rho \vec{u} \cdot \vec{n} dA \quad (12)$$

avec dt et constante dans l'intégration

l'équation (11) devient :

$$\Sigma F_x = \frac{M_{x2'} - M_{x1'}}{dt} + \int_A \vec{u}_x \cdot \rho \vec{u} \cdot \vec{n} dA \quad (13)$$

de même, selon
y et z

$$\Sigma F_y = \frac{M_{y2'} - M_{y1'}}{dt} + \int_A \vec{u}_y \cdot \rho \vec{u} \cdot \vec{n} dA$$

$$\Sigma F_z = \frac{M_{z2'} - M_{z1'}}{dt} + \int_A \vec{u}_z \cdot \rho \vec{u} \cdot \vec{n} dA$$

$$\Sigma F_x = \frac{M_{x2'} - M_{x1'}}{dt} + \int_A \vec{u}_x \cdot \rho \vec{u} \cdot \vec{n} dA$$

(14)

par l'élément dA sort, par unité de temps, un débit massique: u.n.dA

Ainsi: ΔE₂ - ΔE₁ = Δt ∫_A ρ e · u · n · dA (17)

e: energie totale par unité de masse

e: est la somme de trois formes d'energie: energie potentielle (gz), energie cinetique (u²/2), energie interne specifique (e_i)

e = gz + u²/2 + e_i

En combinant les equations (16) et (17) avec la definition de e l'equation de l'energie devient:

ΔQ₁ = E₂ - E₁ + Δt ∫_A ρ (gz + u²/2 + e_i) · u · n · dA + ΔW₁ (18)

W₁: peut être decomposé en travail de pression sur la surface de reference pendant Δt et en tout autre travail échangé à travers le bord du C.V.

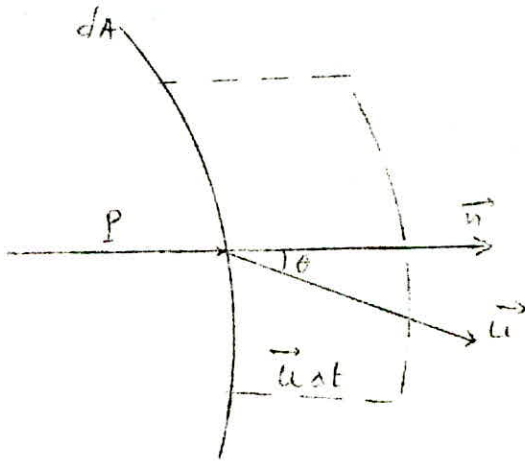


fig (7)

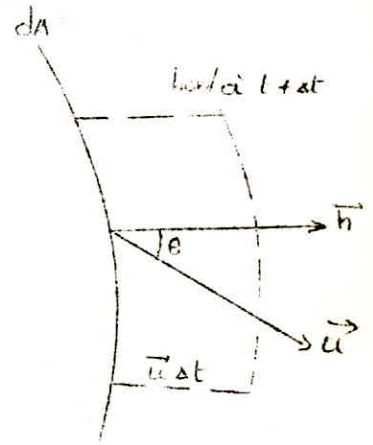


fig (6)

p: pression moyenne sur dA

Le travail de pression dû aux forces exercées sur dA

pendant Δt est: p u · n · dA · Δt

∫_A p u · n · dA · Δt = Δt ∫_A p u · n · dA (19)

done: ΔW₁ = ΔW + Δt ∫_A p u · n · dA = ΔW + Δt ∫_A p/ρ · ρ u · n · dA

l'equation (18) devient

ΔQ₁ = E₂ - E₁ + Δt ∫_A ρ (gz + u²/2 + e_i) · u · n · dA + ΔW + Δt ∫_A p/ρ · ρ u · n · dA

ΔQ₁ = E₂ - E₁ + Δt ∫_A ρ (gz + u²/2 + e_i) · u · n · dA + ΔW + Δt ∫_A p/ρ · ρ u · n · dA

$$\Delta Q = E_2 - E_1 + \Delta t \int_A (P/\rho + u^2/2 + gz + e_i) \rho \vec{u} \cdot \vec{n} \cdot dA + \Delta W$$

$$\frac{dQ}{dt} = \frac{E_2 - E_1}{dt} + \frac{dW}{dt} + \int_A (P/\rho + u^2/2 + gz + e_i) \rho \vec{u} \cdot \vec{n} \cdot dA \quad (20)$$

Où: Q est la quantité de chaleur fournie à travers la surf-refer

W est le travail échangé à travers la surface de preference

(autre que le travail de pression)

Si l'écoulement est permanent: $E_1 = E_2$,

Et on aura:

$$\frac{dQ}{dt} - \frac{dW}{dt} = \int_A (P/\rho + u^2/2 + gz + e_i) \rho \vec{u} \cdot \vec{n} \cdot dA \quad (21)$$

Pour illustrer l'utilisation de ces équations, on va établir l'équation de la poussée produite par un turboreacteur statique

Soit \dot{m}_a : le debit massique de l'air entrant.

\dot{m}_f : le debit massique du combustible.

Puisque l'écoulement est permanent, donc il n'ya pas d'accumulation du fluide à l'interieur de la machine et le debit massique à

l'échappement doit être egal à ($\dot{m}_a + \dot{m}_f$)

soit u_e est la vitèsse d' échappement des gaz

ζ : est la force necessaire pour équilibrer la poussée engendré

Voir la fig (8).

On applique l'éq (13) pour ce volume de controle en tenant compte que l'écoulement est permant, on aura:

$$\sum F_x = \int_A \rho u_x (\vec{u} \cdot \vec{n}) dA$$

La somme des forces exercées sur le V.C suivant X est:

$$\sum F_x = \zeta + A_e \cdot P_a - A_e \cdot P_e$$

Où: P_a , P_e sont les pressions atmospherique et des gaz à léchappemen

(13)

Puisque la vitesse est normale à A_e alors: $\vec{u} \cdot \vec{n} = u_x = u_e$, et:

$$u_x (\vec{u} \cdot \vec{n}) dA = u_e^2 \cdot dA, \quad \rho_e \text{ est la densité du fluide à } A_e$$

si l'écoulement est uniforme dans A_e (unidimensionnel)

l'intégrale devient égale à: $\int_e \rho_e u_e^2 \cdot A_e$. le débit massique en cette

section est: $\int_e \rho_e u_e \cdot A_e$, il est égal aussi à $(\dot{m}_a + \dot{m}_f)$

Donc: $u_e^2 \cdot A_e = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) u_e$ et la poussée devient:

$$\mathcal{T} = (\dot{m}_a + \dot{m}_f) u_e + A_e (P_e - P_a)$$

3) la thermodynamique des gaz:

Pour un système, l'enthalpie est définie par: $dS = \left(\frac{dQ}{T}\right)_{\text{rev}}$ (22)

le gaz parfait: il est défini par l'équation: $pV = RT$ (23)

l'enthalpie est définie par: $h = e_i + pV$

sachant que l'énergie interne d'un gaz dépend seulement de T

$$e_i = f(T), \text{ et d'après l'éq(25): } h = f(T)$$

On définit les chaleurs spécifiques d'un gaz parfait par:

$$C_v = de_i / dT, \quad C_p = dh/dT \quad (24)$$

D'après ces définitions, et sachant que: $dh = de_i + RT$

$$\text{On déduit: } C_p = C_v + R \quad (25)$$

Pour un système qui subit une évolution différentielle,

$$\text{la première loi devient: } dq = de_i + dw$$

Où: q et w sont la chaleur et le travail par unité de masse

si le système évolue selon un processus réversible pour lequel

$$dw = pdv, \text{ alors l'éq(22) donne: } TdS = de_i + pdv \quad (26)$$

Pour un petit intervalle de température, les chaleurs spécifiques

sont = ctes, d'après la loi des gaz parfaits, l'éq(26) s'écrit:

$$dS = dh/T - dP/P \quad \text{ou: } dS = C_p \cdot dT/T - R dP/P \quad (27)$$

Pour un C_p constant et un processus isentropique, l'éq(27)

s'intègre :

$$\text{Et on aura: } P/P_1 = (T/T_1)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (28) \quad (14)$$

$$\text{en utilisant l'éq(25), l'éq(28) devient: } P/P_1 = (T/T_1)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (29)$$

On peut transformer l'équation précédente en utilisant la loi des gaz parfaits:

$$\frac{P}{P_1} = \left(\frac{T}{T_1} \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (30)$$

$$\frac{P}{P_1} = \left(\frac{\rho}{\rho_1} \right)^{\gamma} \quad (31)$$

B) L'écoulement permanent et unidimensionnel d'un gaz parfait:

1) l'état total ou d'arrêt: on a vu l'éq(21) comme une forme finale de l'équation générale d'énergie pour un écoulement permanent.

En dynamique des fluides, on néglige généralement le travail des forces de masse (donc on ne tient pas compte le terme gz), et l'éq (21) devient:

$$\frac{dQ}{dt} - \frac{dW}{dt} = (h + u^2/2) u \cdot n dA$$

$$\frac{dQ}{dt} - \frac{dW}{dt} = \dot{m}(dh + u du) = u \cdot A (dh + u du)$$

avec: $u \cdot A = \text{cte}$

$$\text{et: } \frac{dQ}{u \cdot A dt} = dq, \quad \frac{dW}{u \cdot A dt} = dw$$

$$\text{donc } dq - dw = dh + u du \quad (32)$$

si un fluide atteint un état suivant une transformation réversible, adiabatique et sans travail, alors l'éq(32) devient: $dh + u du = 0$, et l'état précédent s'appelle:

état total. et cette forme réduite de l'équation donne par l'intégration: $h_0 = h + u^2/2$ (33)

où h_0 : enthalpie totale

Le diagramme h-s de la fig(9) montre l'état totale (01) correspondant à l'état (1) et la pression totale (P_{01}) qui est la pression résultante lorsque le fluide est arrêté isentropiquement

Si le fluide est un gaz parfait, la température totale est liée à l'enthalpie totale par la relation: $h_0 - h = \int_T^{T_0} C_p dT$
 si en plus les chaleurs spécifiques sont constantes, la température et la pression totales sont liées par: $P_0/P = (T_0/T)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$ (34)

Nombre de Mach:

C'est une variable très commode pour les problèmes des fluides compressibles, il est défini par: $M = u/a$ (35)

Où: a est la célérité locale du son dans le fluide

pour un gaz parfait, (a) est donné par: $a = \sqrt{\gamma RT}$ (36)

2) L'écoulement isentropique:

Plusieurs processus réels sont théoriquement isentropiques, par exemple: l'écoulement dans les diffuseurs et les tuyères d'éjecteur d'où l'importance d'étudier ce genre d'écoulement pour un gaz parfait sans intervention du travail ou des forces de masse.

Pour un ($C_p = \text{cte}$) l'éq (33) s'écrit:

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{u^2}{2 C_p T} \quad (37)$$

en utilisant, éq(35)

$$\text{aussi, éq(36) on a: } \frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \quad (38)$$

$$\text{L'éq(34) s'écrit aussi: } \frac{P_0}{P} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (39)$$

d'après la loi des gaz parfait et les équations (38), (39)

$$\text{On a: } \frac{\rho_0}{\rho} = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \quad (40)$$

le débit massique par unité de surface est $\frac{\dot{m}}{A} = \rho u$

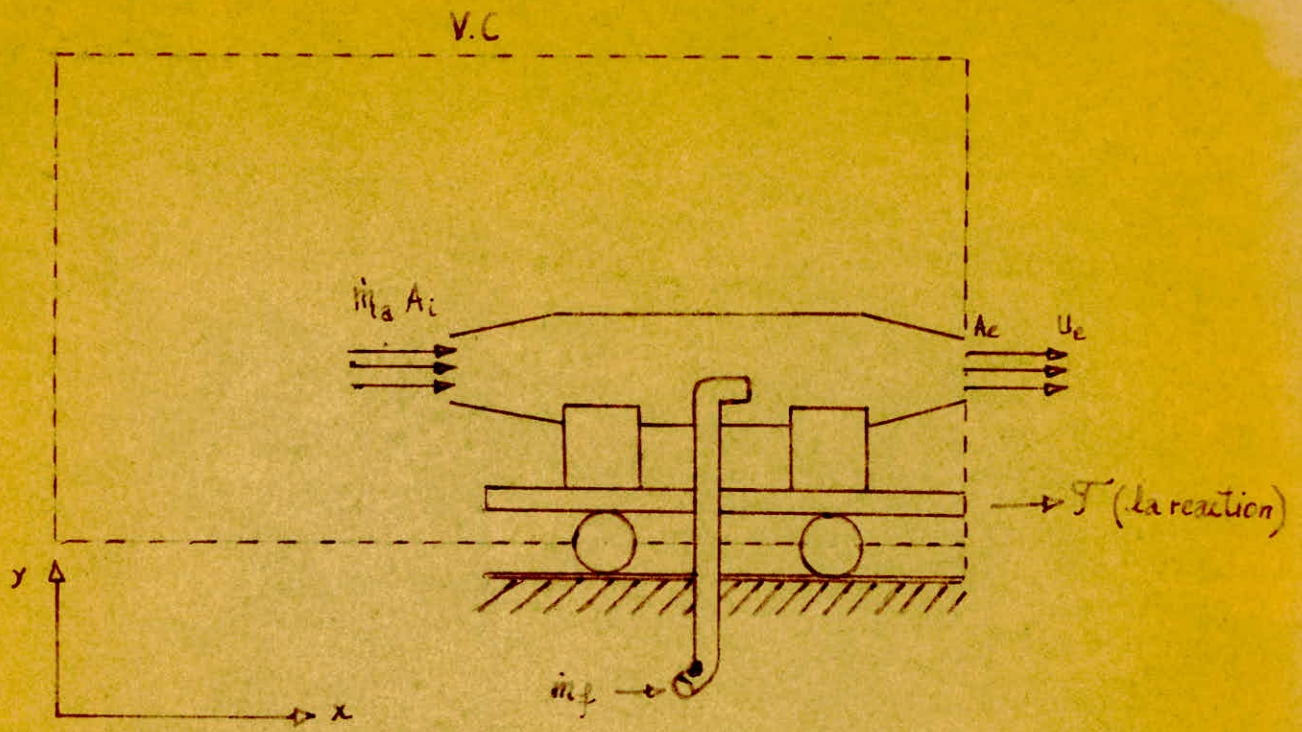


fig:8 - Schema d'un turboreacteur statique .

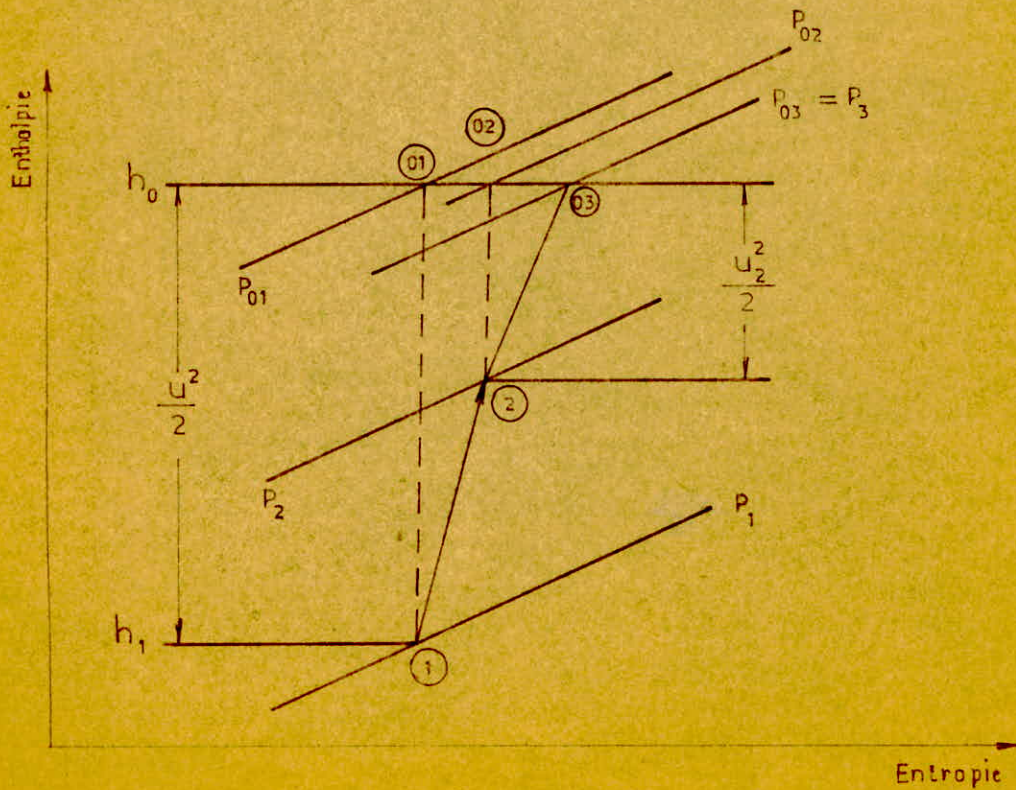


fig:9 - Definition d'un état total .

En utilisant les équations (35), (36) et (38), on peut exprimer la vitesse (u) par:

$$u = M \sqrt{\frac{RT_0 \cdot \gamma}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2}}$$

D'après cette relation et avec l'éq(40), le débit massique s'écrit

$$\frac{\dot{m}}{A} = \frac{P_0 \sqrt{\gamma}}{\sqrt{RT_0}} M \left(\frac{1}{1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (41)$$

Pour un fluide donné (γ , R) et un état d'admission (P_0 , T_0), On peut montrer que le débit massique par unité de surface est maximum pour ($M = 1$). Si on indique les paramètres pour ($M = 1$) par un asterisque, le débit max par unité de surface, d'après l'éq(41), est:

$$\frac{\dot{m}}{A^*} = \frac{P_0 \sqrt{\gamma}}{\sqrt{R T_0}} \left(\frac{2}{\gamma + 1} \right)^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (42)$$

En combinant les équations (41) et (42), on obtient:

$$\frac{A}{A^*} = \frac{1}{M} \left\{ \frac{2}{\gamma + 1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \right\}^{\frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}} \quad (43)$$

ETUDE THEORIQUE DU TURBOREACTEUR

1.) Generalités: Le principe de reaction est la base de tous les systèmes de propulsion aerienne.

Ceux-ci communiquent à une portion de fluide, au moyen des organes convenables, une vitesse dirigée vers l'arrière et ceci fait naitre, sur ces organes, des reactions vers l'avant qui produisent la propulsion. Que l'on emploie des helices ou des jets de gaz, le principe est le même. On donne cependant plus particulièrement le nom de propulsion par reaction à celle dans laquelle le fluide est éjecté par la machine après avoir été préalablement comprimé puis échauffé par la combustion du fuel.

1.2) La poussée et le rendement:

On obtient leurs équations en utilisant les lois de quantité de mouvement et d'énergie.

1.2.1) La poussée: On peut définir la poussée engendrée par les gaz comme la somme des vecteurs forces exercées sur les surfaces interieures et exterieures du système, voir fig(10)

L'équation (13) nous donne: $\sum_{S.C} F_x = \int_{S.C} u_x (\rho \vec{u} \cdot \vec{n}) dA$

Avec la supposition que l'écoulement extérieur est réversible, on peut admettre que la pression et la vitesse sont constantes sur toute la surface de contrôle sauf à la section A_e .

Si la vitesse d'échappement u_e est supersonique, P_e peut différer de P_a , et la force de pression sur la S.C sera: $(P_a - P_e)A_e$.

En ajoutant cette force à τ on a: $\sum F_x = (P_a - P_e)A_e + \tau$ (45)

L'air aspiré franchit la S.C à travers la section A_i et avec un débit $\dot{m}_a = \rho u A_i$ où u est la vitesse de vol. A l'échappement les gaz sortent à travers A_e et avec un débit $\dot{m}_e = \rho_e u_e A_e$, soit \dot{m}_f

du combustible \dot{m}_f , on a :

$$\dot{m}_e = \dot{m}_a + \dot{m}_f \text{ ou } \dot{m}_f = \int_e u_e A_e - f u A_i \quad (46)$$

Si on considère la loi de continuité à l'intérieur du volume de contrôle et que le débit du combustible vient d'une origine extérieure du contrôle, l'équation (4) s'écrit pour un écoulement permanent

$$\int_{S_c} \rho \vec{u} \cdot \vec{n} dA = 0$$

pour ce cas on peut l'écrire :

$$\int_e u_e A_e + \int u(A - A_e) + \dot{m}_s - \dot{m}_f - \int u A = 0$$

dans laquelle A est la section transversale du volume de contrôle, normale à u et \dot{m}_s est le débit massique de l'air à travers les surfaces latérales du volume de contrôle en arrangeant la relation précédente on a :

$$\dot{m}_s = \dot{m}_f + \int u A_e - \int_e u_e A_e$$

en utilisant l'équation (46), cette équation devient :

$$\dot{m}_s = \int u (A_e - A_i) \quad (47)$$

si on néglige le débit franchissant la S.C suivant Y , on a seulement les composantes suivant X et le membre droit de l'équation (44) peut s'écrire :

$$\int_{S_c} u_x \rho (\vec{u} \cdot \vec{u}) dA = \dot{m}_e u_e + \dot{m}_s u + \int u (A - A_e) u - \dot{m}_a u - \int u (A - A_i) u$$

en utilisant l'équation (47), on peut réduire la relation précédente à

$$\int_{S_c} u_x \rho (\vec{u} \cdot \vec{u}) dA = \dot{m}_e u_e - \dot{m}_a u \quad (48)$$

si on utilise les équations (45) et (48) l'équation (44) devient :

$$\tau = \dot{m}_e u_e - \dot{m}_a u + (P_e - P_a) A_e$$

en posant $f = \dot{m}_f / \dot{m}_a$ on a :

$$\tau = \dot{m}_a ((1+f) u_e - u) + (P_e - P_a) A_e \quad (49)$$

le terme $(P_e - P_a) A_e \neq 0$ seulement si le jet d'échappement est supersonique et que la tuyère n'éjecte pas le gaz d'échappement à la pression ambiante.

1-2-2 Les différents rendements

a) le rendement de propulsion :

$$\eta_p = \frac{\tau u}{\dot{m}_a \left((1+f) \left(\frac{u_e^2}{2} \right) - \frac{u^2}{2} \right)} \quad (50)$$

On peut faire deux approximations raisonnables pour simplifier η_c

1) $f \ll 1$, pour les systemes aerien~~s~~

2) on néglige le terme de pression dans l'équation (49) car il est tres petit par rapport aux autres termes et on $\tau = \dot{m}_a (u_e - u)$.

$$\eta_p = \frac{(u_e - u) u}{\left(\frac{u_e^2}{2} \right) - \frac{u^2}{2}} = \frac{(2u/u_e)}{1 + u/u_e} \frac{2u/u_e}{1 + u/u_e} \quad (51)$$

b) le rendement thermique

$$\eta_{th} = \frac{\dot{m}_a \left((1+f) \left(\frac{u_e^2}{2} \right) - \frac{u^2}{2} \right)}{\dot{m}_f Q_R - \dot{m}_r Q_R}$$

avec $Q_R = H_{\text{produits}} - H_{\text{reactifs}}$

$$\text{ou } \eta_{th} = \frac{\left((1+f) \left(\frac{u_e^2}{2} \right) - \frac{u^2}{2} \right)}{f Q_R} \quad (52)$$

c) le rendement global

$$\eta_u = \eta_p \cdot \eta_{th} = \frac{\tau u}{\dot{m}_f \cdot Q_R} \quad (53) \quad \text{si on utilise l'équation (51)}$$

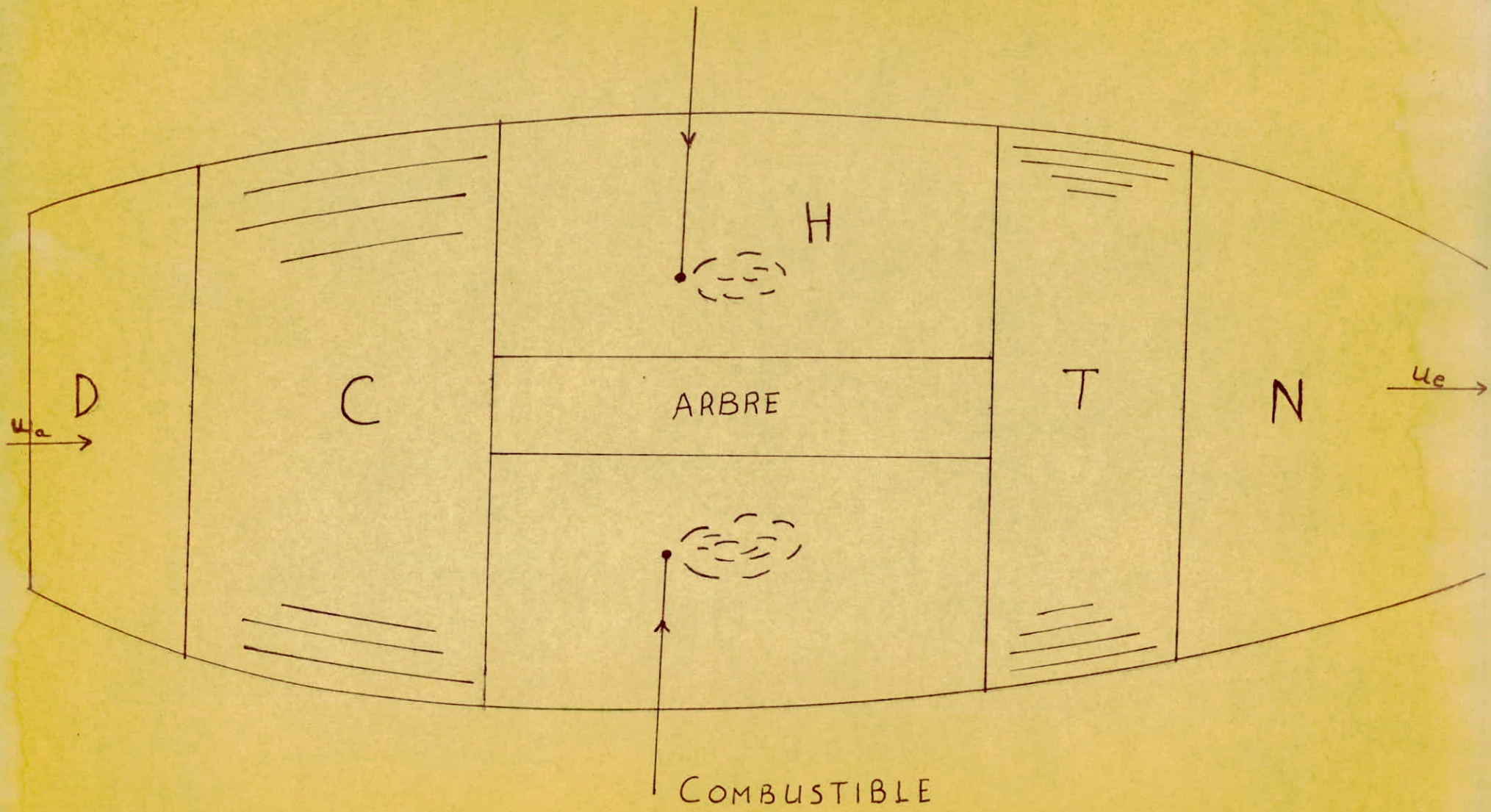
$$\eta_o = 2\eta_{th} \frac{(u/u_e)}{(1 + u/u_e)}$$

1-3 Le turboreacteur : voir les fig (11), (12)

Il est constitué d'un diffuseur D, un compresseur C, une chambre de combustion H, une turbine T, et un canal d'éjection N.

La fonction du diffuseur est de transformer l'énergie cinétique de l'air entrant à une augmentation de pression statique. Le diffuseur délivre son air au compresseur qui comprime l'air et le délivre à la chambre de combustion. Là le combustible est injecté d'une façon continue et la combustion se fait approximativement à une pression constante.

fig: 11 - Les elements principaux d'un Turboreacteur.



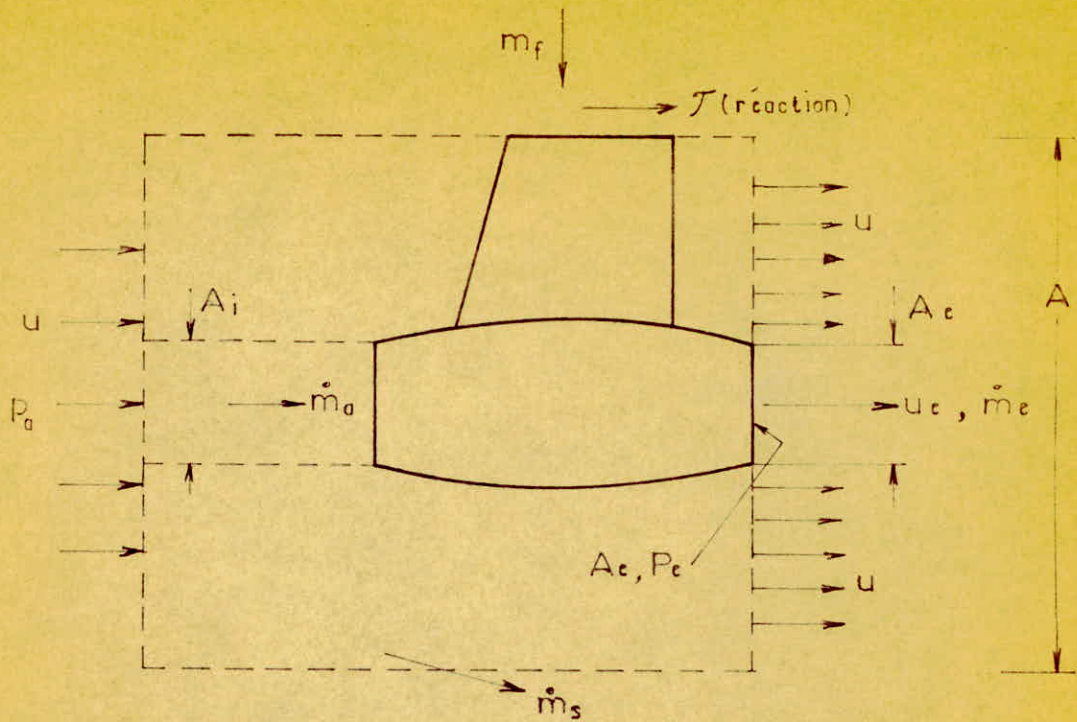


fig:10 - Schema simplifié d'une machine à réaction

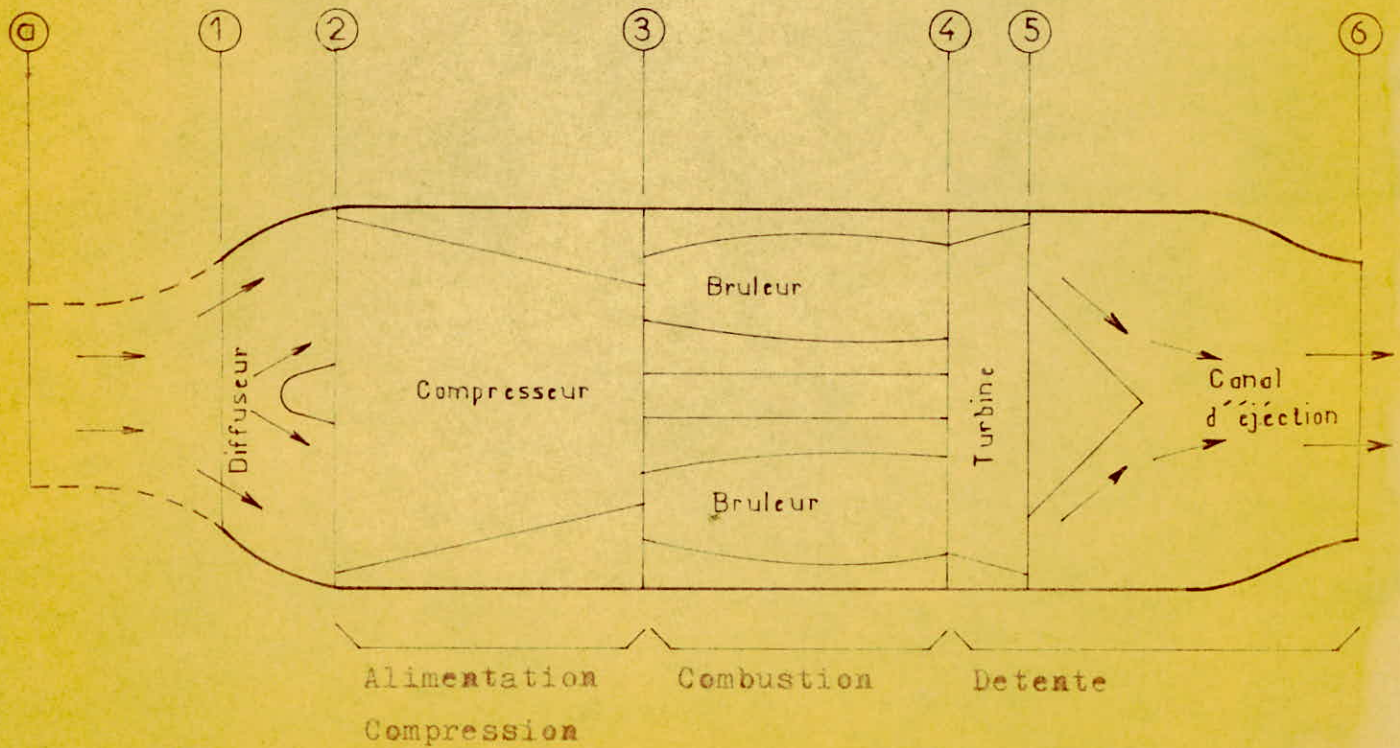


fig:12 - Diagramme schématique d'un turboreacteur

Le gaz possédant une haute température et une grande pression entrent à la turbine qui les détend pour produire la puissance motrice. Cette puissance est absorbée par le compresseur monté sur le même arbre que la turbine. Les gaz sont détendus une deuxième fois dans le canal d'éjection, puis éjectés avec une vitesse plus grande que la vitesse du vol pour produire la poussée de propulsion.

A travers la machine l'air subit les processus suivants : voir fig (13)

a-1 en amont l'air a une vitesse égale à la vitesse du vol et arrive à l'orifice souvent avec une certaine accélération ou décélération.

1-2 la vitesse de l'air diminue.

2-3 l'air est comprimé par le compresseur.

3-4 l'air est chauffé en se mélangeant avec le combustible qui brûle

4-5 l'air se détend à travers la turbine.

5-6 l'air est accéléré et éjecté à travers le canal d'éjection.

Si on regarde globalement le turboreacteur, on se trouve en face de deux questions importantes :

- 1) Quelle est la valeur de la poussée par ~~un~~ unité de débit massique à travers le turboreacteur?
- 2) Quelle est la consommation du combustible par unité de \dot{m}_a poussée

En utilisant l'équation (49) dans le cas où $P_e = P_a$, on a la poussée par unité de débit :

$$\frac{I}{\dot{m}_a} = ((1+f)u_e - u) \quad (54)$$

et la consommation spécifique du combustible par unité de poussée :

$$I = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} = \frac{f}{(1+f)u_e - u} \quad (55)$$

La vitesse des gaz d'échappement s'obtient d'après la conservation de l'énergie dans la tuyère :

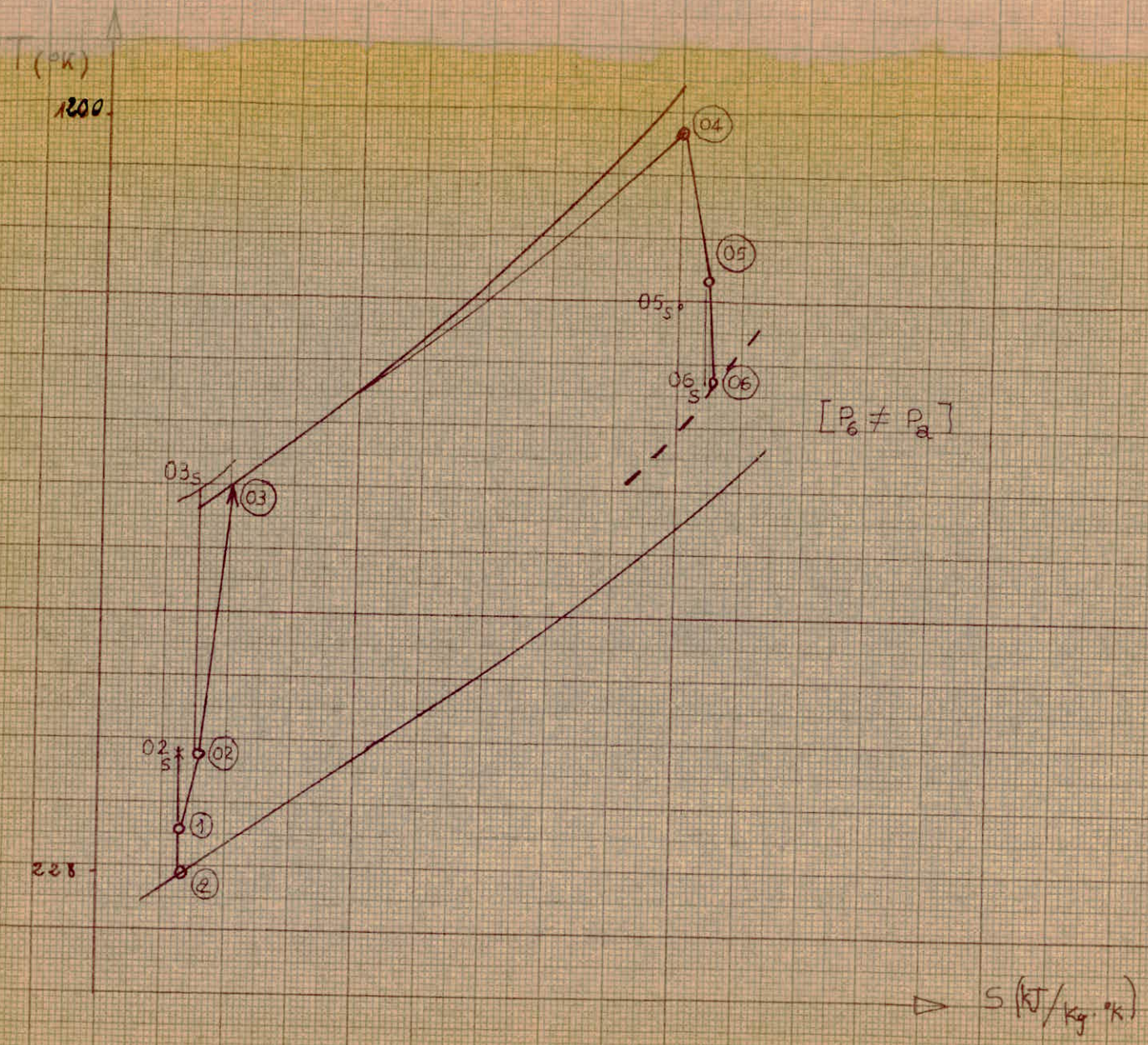


Fig. 13 — Diagramme T.S pour notre turboreacteur.

$$\frac{U_e^2}{2} = h_{06} - h_7 \quad \text{ou} \quad \frac{U_e^2}{2} = (h_{06} - h_{7s})$$

Si on suppose que les propriétés du fluide sont constantes

$$h_{06} - h_{7s} = c_p (T_{06} - T_{7s}) \quad \text{ou} \quad h_{06} - h_{7s} = c_p T_{06} \left(1 - \left(\frac{p_7}{p_{06}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)$$

$$\text{donc } u_e = \sqrt{2c_p T_{06} \left(1 - \left(\frac{p_7}{p_{06}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)} \quad (56)$$

Pour avoir la relation entre les taux de compression et de détente dans le compresseur et la turbine, il est commode d'utiliser l'identité suivante:

$$\frac{p_{06}}{p_7} = \frac{p_{06}}{p_{05}} \frac{p_{05}}{p_{04}} \frac{p_{04}}{p_{03}} \frac{p_{03}}{p_{02}} \frac{p_{02}}{p_a} \frac{p_a}{p_7} \quad (57)$$

on peut connaître p_a/p_7 , p_{04}/p_{03} , p_{06}/p_{05} et on suppose qu'on connaît p_{03}/p_{02} (compresseur) et on va évaluer p_{02}/p_a (diffuseur) puis p_{05}/p_{04} (turbine)

pour le diffuseur, puisque $T_{02} = T_{01}$ et $T_{01}/T_a = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2$

$$\text{Alors } T_{02} - T_a = T_a \frac{\gamma-1}{2} M^2 \quad (58)$$

et, en utilisant la définition du rendement du diffuseur, on obtient

$$p_{02}/p_a = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (59)$$

pour un p_{03}/p_{02} et η_c données, le travail absorbé par le compresseur (par unité de masse) est

$$h_{03} - h_{02} = \frac{c_p T_{02}}{\eta_c} \left(\left(\frac{p_{03}}{p_{02}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \quad (60)$$

Le travail fourni par la turbine (par unité de masse) est

$$h_{04} - h_{05} = \eta_t c_p T_{04} \left(1 - \left(\frac{p_{05}}{p_{04}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right) \quad (61)$$

En supposant que les débits massiques dans le compresseurs est la turbine sont égaux

$$h_{03} - h_{02} = h_{04} - h_{05}$$

ET les rapports des pressions de la turbine et du compresseur sont liés par:

$$\frac{C_p T_{o2}}{\eta_c} \left(\left(\frac{P_{o3}}{P_{o2}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) = \eta_c C_p T_{o4} \left(1 - \left(\frac{P_{o5}}{P_{o4}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)$$

$$\text{Ou: } \left(\frac{P_{o5}}{P_{o4}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} = 1 - \frac{T_o}{\eta_c T_{o4}} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \left(\left(\frac{P_{o3}}{P_{o2}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right) \quad (62)$$

2) Diffuseur:

La diffusion du fluide est irréversible à cause du frottement sur les parois, et elle est accompagnée par une séparation des couches ou un décollement du fluide.

la fig(14) montre quatre types d'écoulements dans le diffuseur. On voit d'après ces schémas que le décollement croît suivant la divergence du diffuseur.

la fig (15) montre la limitation d'angle de divergence pour un bon écoulement dans le diffuseur.

2.1) La performance du diffuseur:

2.1.1) Rendement isentropique: on se réfère à la fig (16)

On définit le rendement isentropique d'un diffuseur de la manière suivante:

$$\eta_d = \frac{h_{o2s} - h_a}{h_{o2} - h_a} = \frac{T_{o2s} - T_a}{T_{o2} - T_a}$$

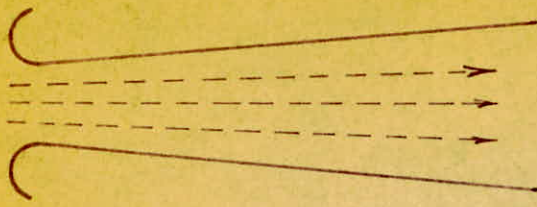
(o2s) est l'état total atteint par une compression isentropique

$$\text{puisque: } \frac{T_{o2s}}{T_a} = \left(\frac{P_{o2}}{P_a} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad \text{et} \quad \frac{T_{o2}}{T_a} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2$$

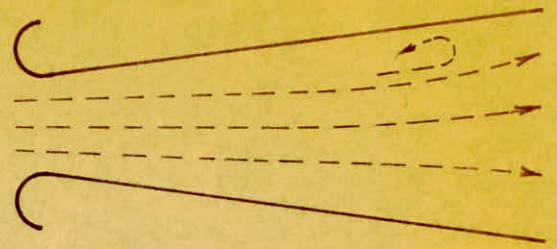
Aussi, le rendement du diffuseur est donné par:

$$\eta_d = \frac{\left(\frac{P_{o2}}{P_a} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\left(\left(\frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right)} \quad (59)$$

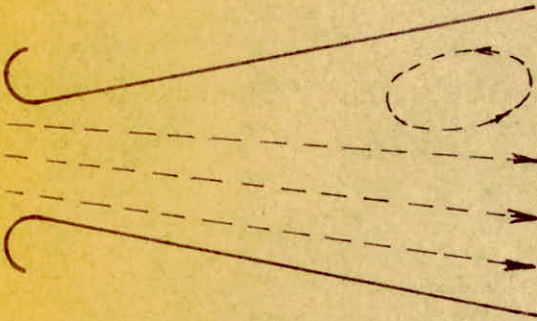
fig:14 - Ecoulements dans les diffuseurs .



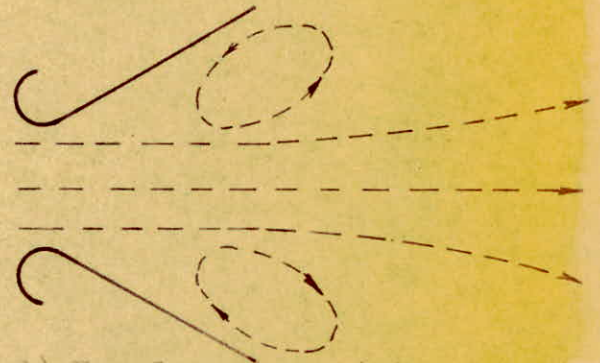
a) Ecoulement normal



b) Décollement transitoire



c) Décollement permanent



d) Ecoulement en jet

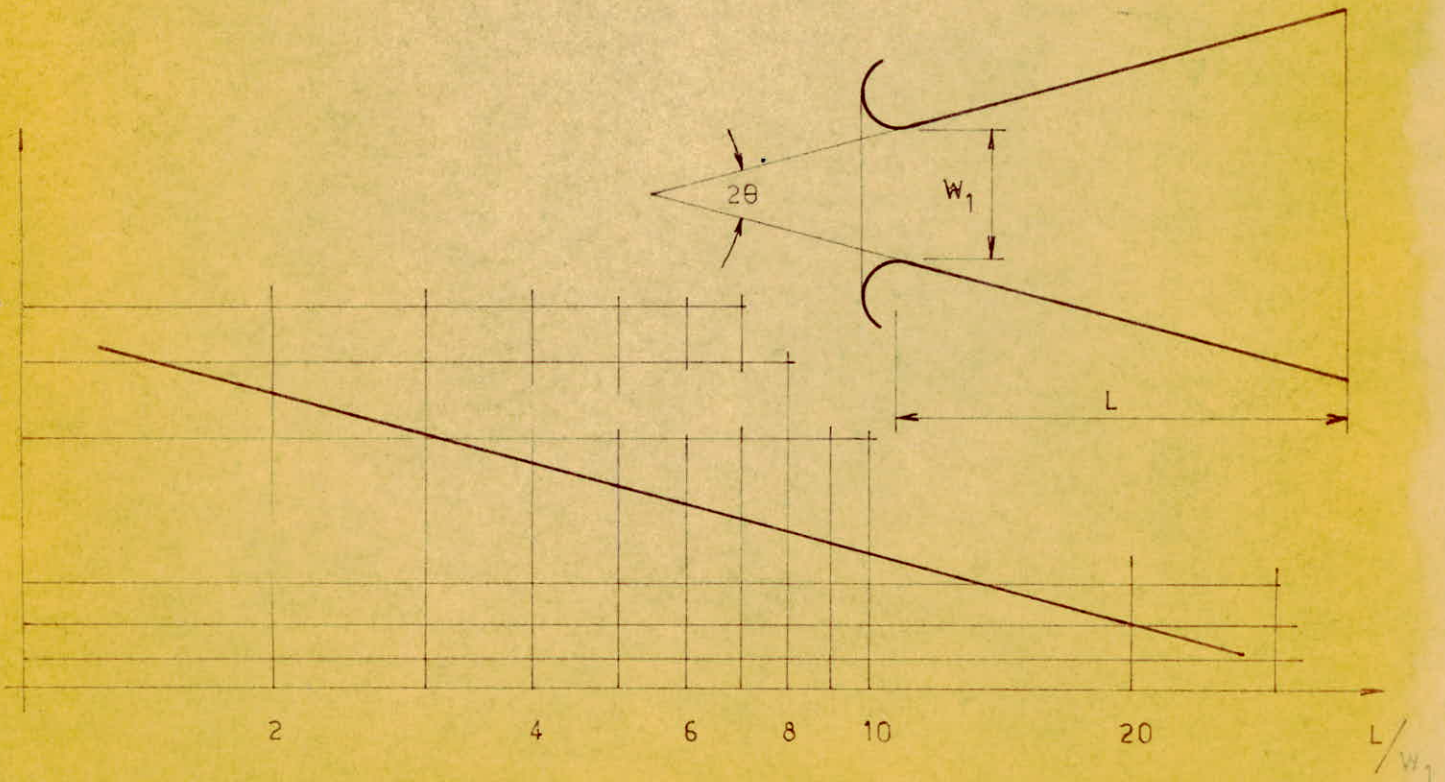


fig:15 - les limites de décollement dans les diffuseurs .

2.1.2) Le rapport des pressions totales: r_d

(25)

Il est défini par: $r_d = P_{o2} / P_a$ (64)

EN general, le rendement et le rapport des pressions totales

sont liés par:
$$\frac{P_{o2}}{P_a} = \frac{P_{o2}}{P_{oa}} \cdot \frac{P_{oa}}{P_a} = \frac{P_{o2}}{P_{oa}} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right)$$

les équations (63) et (64) impliquent:

$$\eta_d = \frac{\left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) (r_d)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1}{\left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M^2} \quad (65)$$

la fig(17) indique la performance d'un diffuseur subsonique

3) Le compresseur

le compresseur d'un turboreacteur doit:

- établir le débit d'air qui traverse le reacteur
- élever la pression de l'air avant la combustion

le débit d'air conditionne la poussée et la pression des gaz entrant dans la chambre de combustion, donc conditionne directement le rendement thermique du reacteur.

Ainsi la poussée et le rendement exigent un compresseur

- à fort débit, - à taux de compression élevé

- à rendement satisfaisant.

Pour ces qualités, seul le compresseur axial peut équiper les turboreacteurs de fortes poussées.

3.1) Les compresseurs axiaux à un étage:

Soit deux repères, l'un absolu et l'autre relatif

l'équation des vitesses d'une particule de fluide est donnée par:

$$\vec{C} = \vec{U} + \vec{W} \quad \text{avec: } \begin{array}{l} \vec{C}: \text{vitesse absolue} \\ \vec{U}: \text{vitesse circulaire} \\ \vec{W}: \text{vitesse relative} \end{array}$$

la solution graphique de cette équation est donnée par le triangle des vitesses. fig(18)

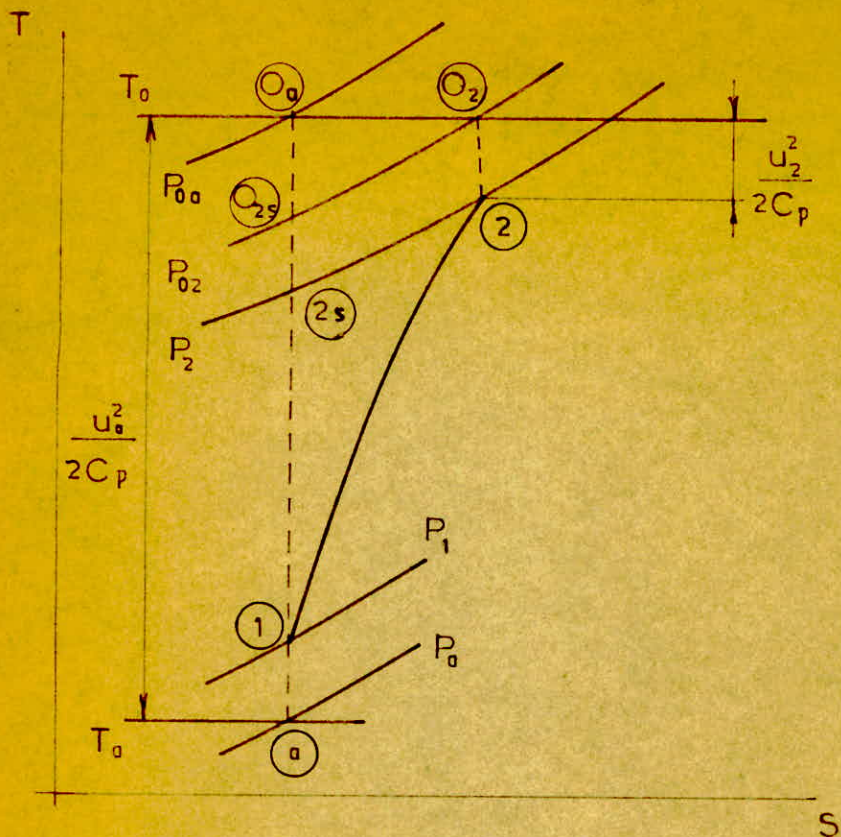


fig:16 - Definition des états d'entrée d'air .

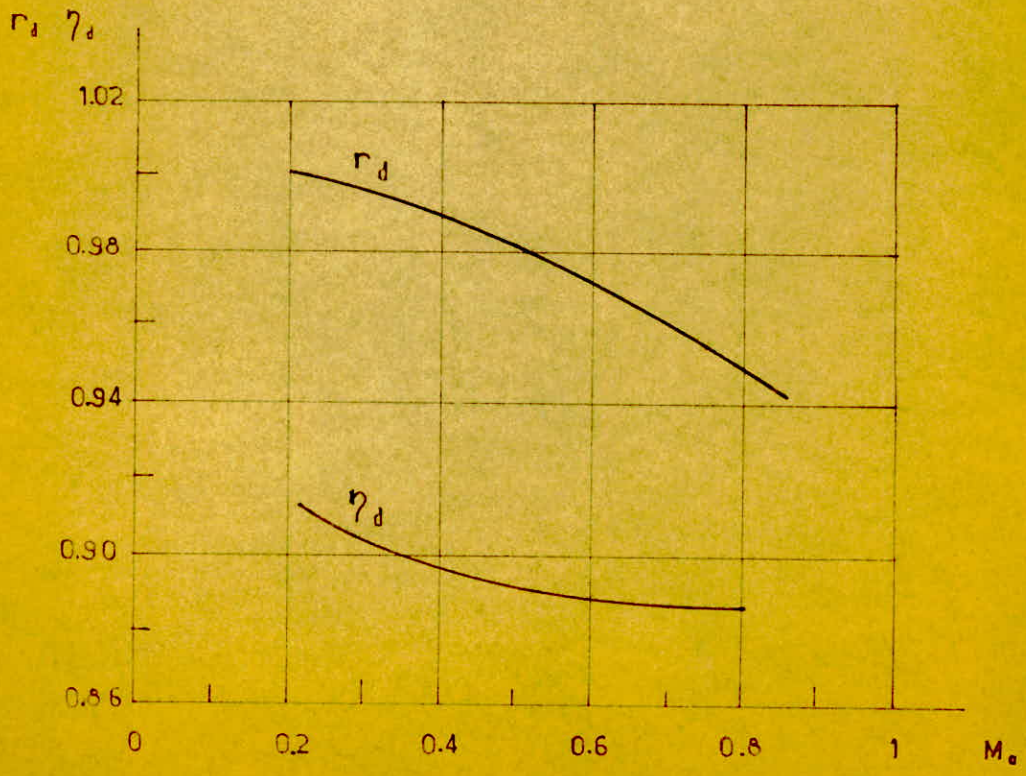


fig:17 - La performance d'un diffuseur subsonique .

3.2) Puissance nécessaire à l'entraînement de l'étage:

On suppose que tout le débit soumit aux changements des vitesses indiqués par la fig(19) à travers l'étage.

le couple (\mathcal{C}) agissant sur le fluide contenu dans le rotor

est donné par: $\mathcal{C} = \dot{m} (rc_{\theta})_2 - (rc_{\theta})_1$

selon la convention thermodynamique, la puissance fournie par la machine est négative.

Donc: $\dot{P} = \mathcal{C} \Omega = -\dot{m} \Omega (rc_{\theta})_2 - (rc_{\theta})_1$

puisque: $\Omega r = U$ et comme U est constante, alors:

$$\dot{P} = -\dot{m} \cdot U (c_{\theta 2} - c_{\theta 1}) \quad (66)$$

le travail par unité du débit massique (W_c) effectué sur le fluide par le rotor est:

$$W = \frac{-\dot{P}}{\dot{m}} = U(c_{\theta 2} - c_{\theta 1}) \text{ ou } W_c = U \Delta c_{\theta} \quad (67)$$

le travail effectué par le stator est nul car $U=0$

l'écoulement entre les états(1),(2) et(3) est presque adiabatique

puisque même à la fin du compresseur où la température est élevée, le transfert de la chaleur à partir de l'air (par unité massique de l'air) est négligeable par rapport au transfert du travail.

On suppose que l'enthalpie totale est uniforme suivant la direction radiale:

pour le rotor on a: $\dot{m}(h_{02} - h_{01}) + \dot{P} = 0$

Où \dot{P} est la puissance sur l'arbre, avec l'éq(66) on obtient

$$h_{02} - h_{01} = U(c_{\theta 2} - c_{\theta 1}) \quad (68)$$

si on suppose c_p est constante, l'accroissement de température totale à travers le rotor s'obtient d'après l'éq(68)

$$\frac{\Delta T_0}{T_{01}} = \frac{U \Delta c_{\theta}}{c_p T_{01}} \quad (69)$$

EN utilisant les angles d'aubage définis dans la fig (19) on a

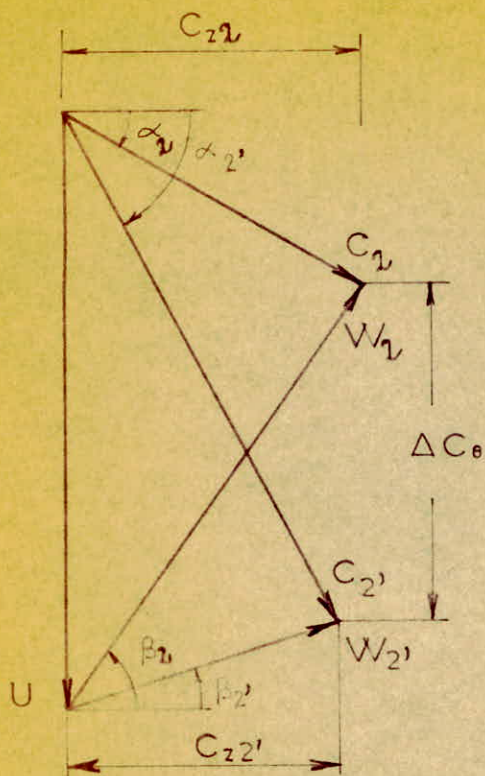


fig:19 - Triangles des vitesses pour un étage .

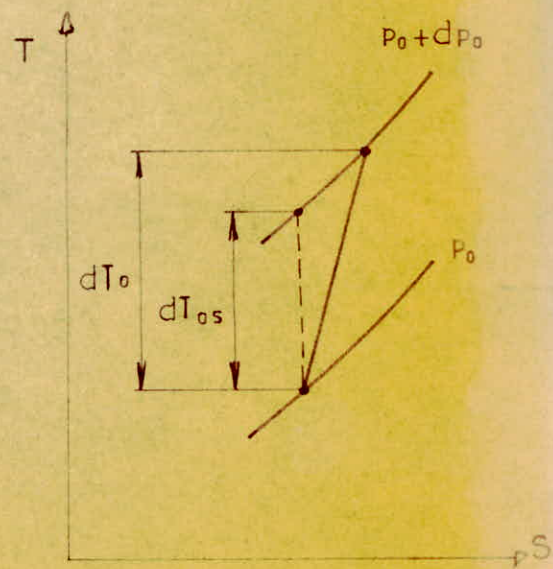
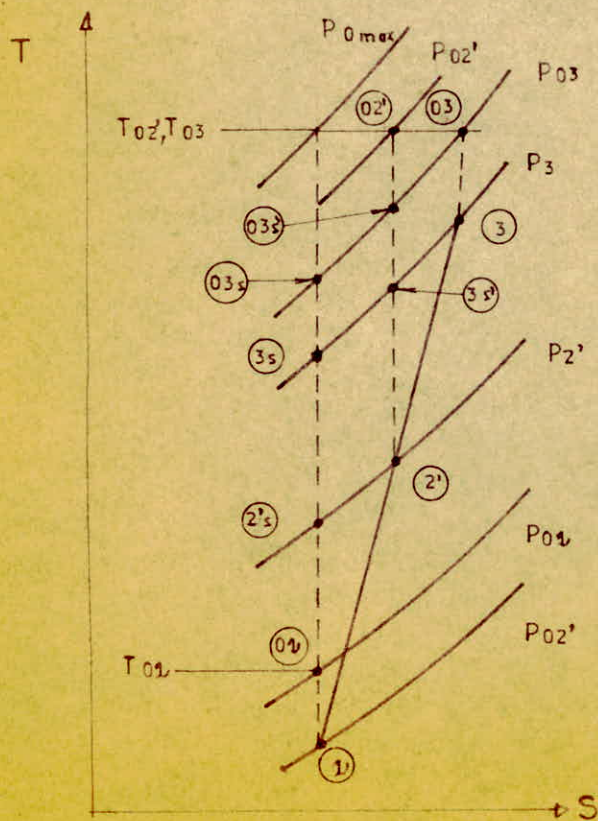


fig:20 - Processus de compression à travers un étage .

(25)

$$\Delta C_{\theta} = C_{\theta 2'} - C_{\theta 1} = (U - C_{z2'} \operatorname{tg} \beta_{2'} - C_{z1} \operatorname{tg} \alpha_1)$$

Ainsi:

$$\frac{\Delta T_0}{T_{01}} = \frac{U^2}{C_p T_{01}} \left(1 - \frac{C_{z1}}{U} \left(\frac{C_{z2'}}{C_{z1}} \operatorname{tg} \beta_{2'} + \operatorname{tg} \alpha_1 \right) \right) \quad (70)$$

puisque l'écoulement est adiabatique et le travail effectué sur le fluide est nul durant son passage dans le stator, donc $T_{03} = T_{02'}$ et ΔT_0 représente l'accroissement totale de la température à travers l'étage.

le diagramme T-S de la fig(20) montre le processus de compression à travers l'étage. si tout le processus est isentropique, la pression d'arrêt finale pour le même travail absorbé sera: $P_{0\max}$. mais à cause des pertes dans le rotor

et le stator, on a: $P_{03} < P_{02'} < P_{0\max}$.

On définit le rendement d'étage par: $\eta_{ét} = \frac{h_{03s} - h_{01}}{h_{03} - h_{01}}$ (71)

De même que le rapport de pression totales

$$\frac{P_{03}}{P_{01}} = \left(1 + \eta_{ét} \cdot \frac{\gamma}{\gamma - 1} \frac{T_0}{T_{01}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}$$

Il est connu que dans un compresseur axial à un étage, l'accroissement de température est limité par des valeurs telles que $\left(\frac{T_0}{T_{01}} \right) \ll 1$. Ainsi on accepte l'approximation de l'équation (72) par

$$\frac{P_{03}}{P_{01}} = 1 + \frac{\gamma}{\gamma - 1} \eta_{ét} \frac{\Delta T_0}{T_{01}} \quad (73)$$

Il est instructif afin de voir l'effet de rotation du rotor de déduire l'expression de l'accroissement de température totale en fonction des angles des aubes rotoriques seules.

Pour ce but on a

$$c_{\theta 2'} - c_{\theta 1} = (U - c_{z2'} \operatorname{tg} \beta_{2'}) - (U - c_{z1} \operatorname{tg} \beta_{1'})$$

$$= c_{z1} \operatorname{tg} \beta_{1'} - c_{z2'} \operatorname{tg} \beta_{2'}$$

$$\text{et } \frac{\Delta T_0}{T_{01}} = \frac{U^2}{c_{pT_{01}}} = \frac{c_{z1}}{U} (\operatorname{tg} \beta_{1'} - \frac{c_{z2'}}{c_{z1}} \operatorname{tg} \beta_{2'}) \quad (74)$$

la fig (21) montre la géométrie des aubes.

3.3) Les forces exercées sur les aubes:

On considère un volume de contrôle qui renferme une aube. Voir la fig(22).

Pour déterminer la force F_θ exercée sur le fluide par unité de longueur d'aube, on applique l'équation générale de quantité de mouvement au volume de contrôle, fig(22)

d'après la symétrie, les forces de pression sur les côtés du volume s'annulent, donc: $F_\theta = \dot{m} (w_{\theta 1} - w_{\theta 2'}) \quad (75)$
le débit massique par unité de longueur est donné par:

$$\dot{m} = \int (w \cos \beta) \cdot S$$

De même, l'équation de quantité de mouvement est donnée

$$\text{suivant } Z \text{ par: } F_Z + (P_{1'} - P_{2'})S = \dot{m} (w_{z2'} - w_{z1'})$$

Où: F_Z : est la composante axiale de la force exercée sur le fluide, d'après la continuité: $w_{z1'} = w_{z2'} = w_Z$

$$\text{Donc: } F_Z = S (P_{2'} - P_{1'}) \quad (76)$$

Pour établir les limites d'augmentation de pression on définit un coefficient de pression:

$$K_p = \frac{P_{2'} - P_{1'}}{\frac{1}{2} \rho w_{1'}^2} \quad \text{avec } 0,4 < K_p < 0,6 \quad (77)$$

Or l'équation de Bernoulli s'occupe du fluide d'une ligne de courant, donc on écrit:

$$K_p = 1 - \left(\frac{w_{2'}}{w_{1'}} \right)^2 \quad (78-)$$

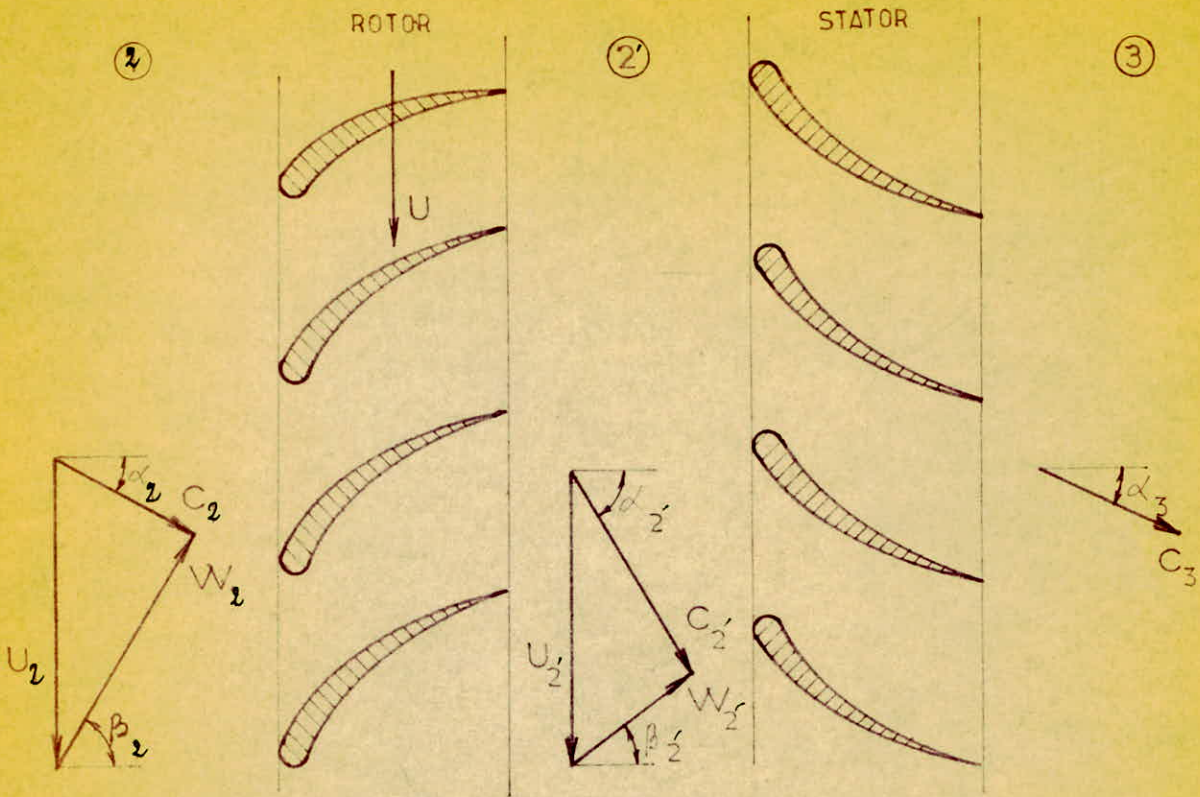


fig:18 - Coupe au niveau du rayon moyen a'un étage au compresseur .

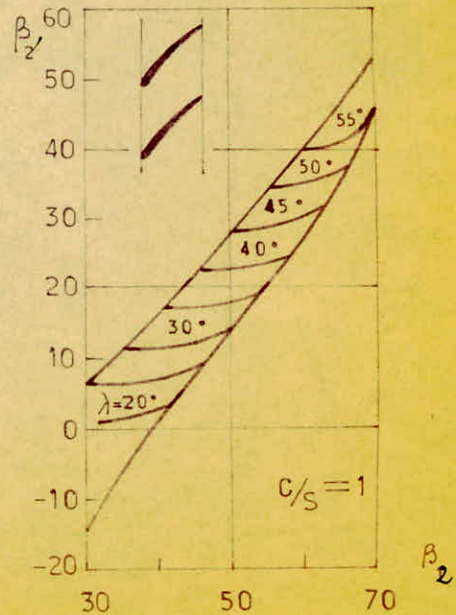
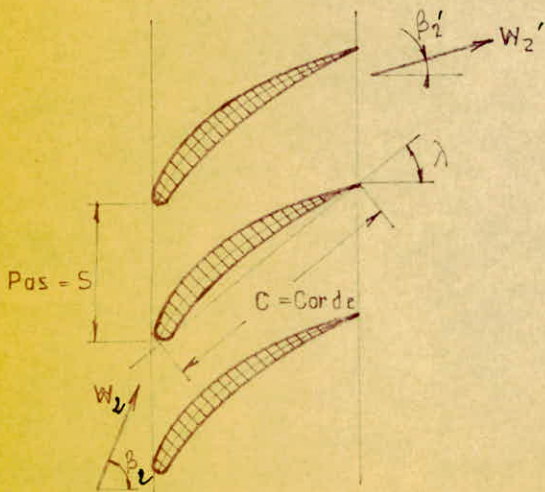


fig:21 - la géométrie des aubes .

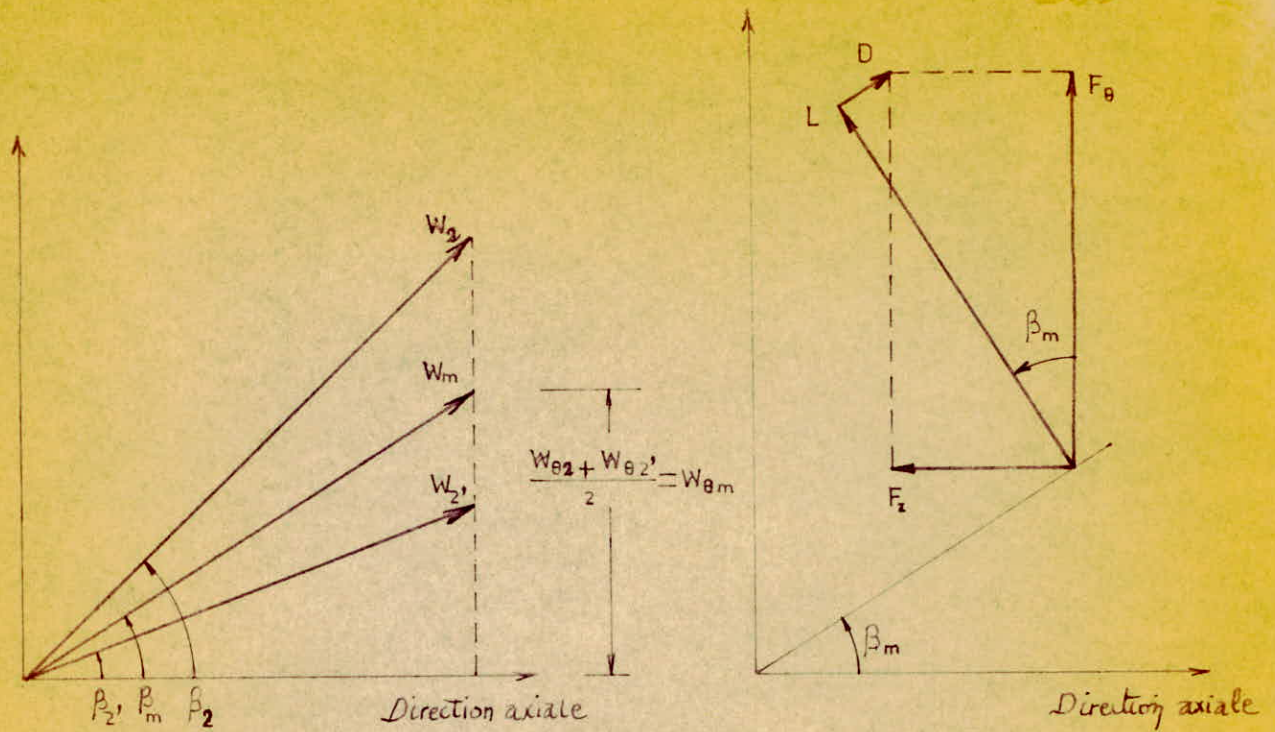


fig:23 - Schema representant les forces aerodynamiques, les vitesses et les angles des aubes .

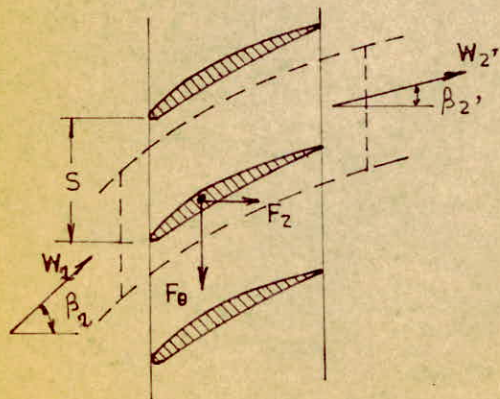


fig:22 - Direction des forces appliquées sur les aubes .

(27)

D'après l'équation(77): $P_2 - P_1 = \frac{1}{2} \cdot C_p \rho_1 w_1^2$

alors: $F_z = S \cdot \frac{1}{2} \cdot K_p \rho_1 w_1^2$ (79)

les forces exercées sur les aubes par le fluide sont égales et opposées aux forces F_θ et F_z

Ces forces sont liées à la portance et trainée par :

$$L = F_\theta \cos \beta_m + F_z \sin \beta_m \quad (80) \quad \text{voir la fig (13)}$$

$$D = F_\theta \sin \beta_m - F_z \cos \beta_m$$

3.4) la performance de construction:

l'équation (70) peut s'écrire en fonction de l'accroissement de température: $\frac{C_p \Delta T_0}{U^2} = 1 - \frac{C_z}{U} (\operatorname{tg} \alpha_1 + \operatorname{tg} \beta_2)$ (81)

la fig (24) montre les caractéristiques typiques d'un compresseur axial à un étage, En combinant les eqs(70) et (73) le rapport des pressions s'écrit:

$$\frac{P_{03}}{P_{01}} = 1 + \frac{U^2}{R T_{01}} \left(1 - \frac{C_z}{U} (\operatorname{tg} \beta_1 + \operatorname{tg} \beta_2) \right) \quad (82)$$

3.4) Les compresseurs axiaux à plusieurs étages:

Pour avoir un taux élevé de compression, on utilise ce genre de compresseurs, on définit le rendement adiabatique global d'un compresseur par:

$$\eta_c = \frac{h_{03s} - h_{02}}{h_{03} - h_{02}} \quad (83)$$

Où: les états (2) et (3) sont l'entrée et la sortie du compresseur le numérateur représente le travail nécessaire pour la compression isentropique entre les pressions totales d'entrée et de sortie, tandis que le dénominateur est le travail réel. On suppose qu'on a un gaz parfait de chaleurs spécifiques constantes, on a:

$$\frac{P_{03}}{P_{02}} = \left(1 + \eta_c \frac{\Delta T_0}{T_{01}} \right) \quad (84)$$

avec; $T_0 = T_{03} - T_{02}$ et T_{02}, T_{01}

Pour examiner la relation entre le rendement polytrophique

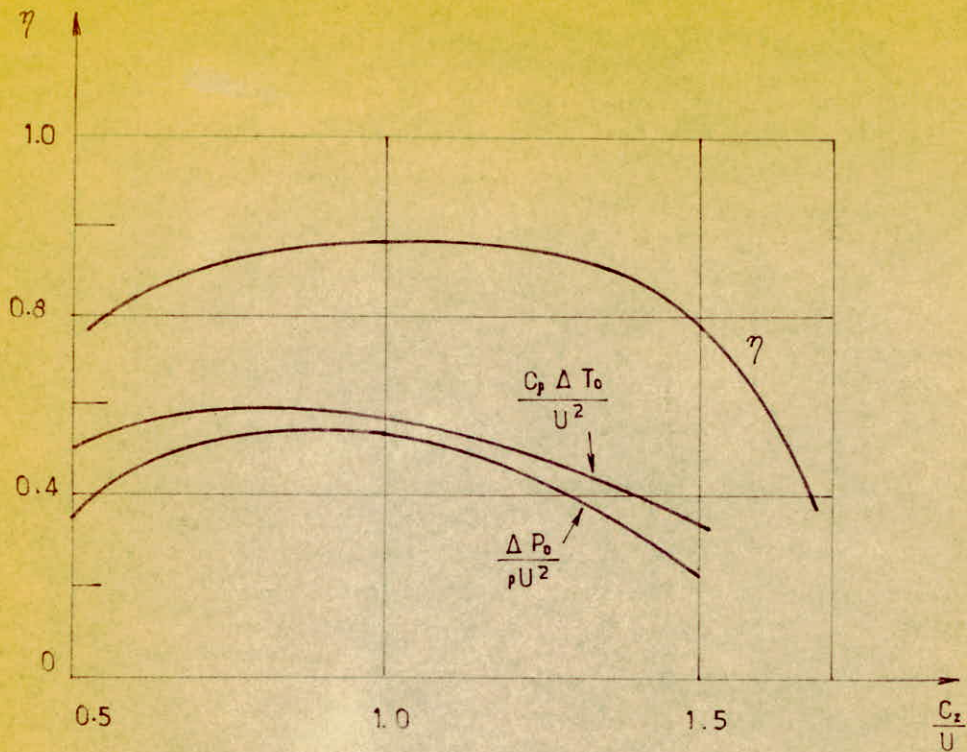


fig:24 - Les caractéristiques typiques d'un compresseur axial à un seul étage .

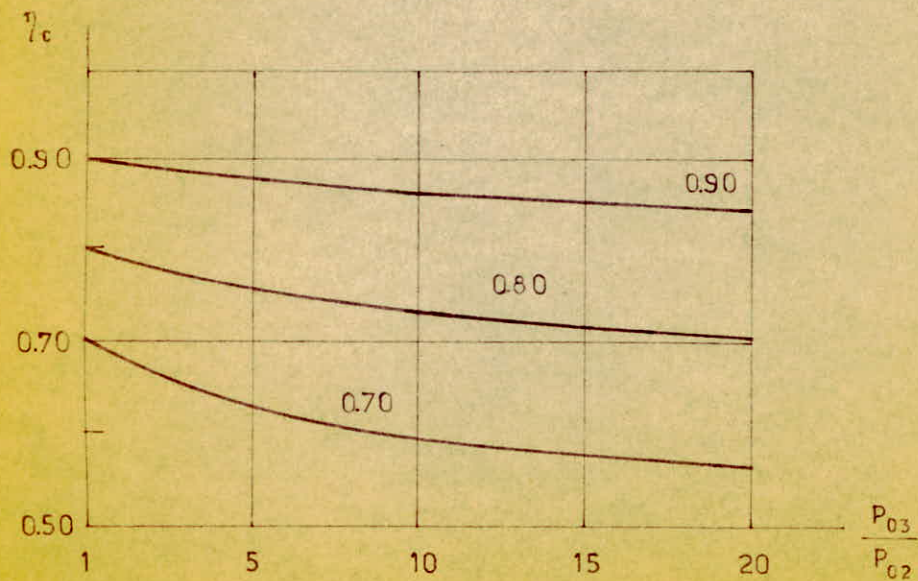


fig:26 - Le rendement du compresseur en fonction de η_{PG} et $\frac{P_{03}}{P_{02}}$.

et le rendement global d'un compresseur, on considère une augmentation différentielle de pression $P_0 \rightarrow P_0 + dP_0$ comme l'indique le diagramme T-S de la figure (25).

L'augmentation accompagnée de la température est dT_0 , tandis que l'augmentation de la température pour un processus isentropique sera dT_{0s} . Le rendement polytropique de compression η_{pc} est défini pour ce processus différentiel de compression.

$$\eta_{pc} = \frac{dT_{0s}}{dT_0} \quad (85)$$

Pour le processus isentropique on aura :

$$dT_{0s} = T_0 \left(\left(\frac{P_0 + dP_0}{P_0} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right)$$

En utilisant le développement binomiale pour $dP_0/P_0 \ll 1$

On a :

$$\left(1 + \frac{dP_0}{P_0} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} = 1 + \frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{dP_0}{P_0}$$

Ainsi l'équation (85) s'écrit

$$\frac{dT_0}{T_0} = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{dP_0}{P_0} \quad (86)$$

Pour une compression globale d'un état (a) à un état (b), l'intégration de l'équation précédente donne (pour un η_{pc} constant):

$$\frac{T_{03}}{T_{02}} = \left(\frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \quad (87)$$

En combinant les équations (86) et (84) on obtient la relation entre le rendement polytropique et le rendement adiabatique global de compression:

(29)

$$\eta_c = \frac{(P_{O3}/P_{O2})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{(P_{O3}/P_{O2})^{\eta_{pc}} - 1} \quad (88)$$

La figure (26) montre l'évolution de η_c en fonction de P_{O3}/P_{O2} pour différentes valeurs de η_{pc} , on voit que $\eta_c < \eta_{pc}$ et que la différence \nearrow lorsque $P_{O3}/P_{O2} \searrow$.

4) La chambre de combustion.

La combustion élève la température des gaz de la valeur T_3 à T_4 qui dépend principalement de la quantité du fuel brûlé. Cette combustion s'effectue avec une légère diminution de P . L'homogénéité du mélange est obtenue par des fortes turbulences. On détermine la quantité du fuel injecté dans la chambre en fonction de T_{O3}, T_{O4} , le pouvoir calorifique Q_R et C_p de l'air:

$$\dot{m}_f Q_R = \dot{m}_a C_p (T_{O4} - T_{O3}) \quad (89)$$

avec: \dot{m}_f : le débit du fuel, $f = \dot{m}_f / \dot{m}_a$ est le rapport du mélange.
 \dot{m}_a : le débit d'air

$$\text{Donc: } f = \dot{m}_f / \dot{m}_a = \frac{C_p}{Q_R} (T_{O4} - T_{O3}) \quad (90)$$

Pour les hydrocarbures, le pouvoir calorifiques Q_R est donné:

$$Q_R = 36958,75 + 36726,31 \text{ H/C} \quad \text{KJ/Kg} \quad (91)$$

$$\text{Où: } \text{H/C} = \frac{1,008m}{12,01n}, \text{ pour l'octane } C_8H_{18} \text{ on a: } \begin{matrix} m = 18 \\ n = 8 \end{matrix}$$

La constante des gaz dépend du fuel et du rapport de mélange:

$$R = \left(9232,08 + \frac{66174 \cdot f}{1 + \text{H/C}} \cdot \text{H/C} \right) \cdot \frac{1}{1 + f} \quad \text{J/Kmole} \cdot \text{K} \quad (92)$$

Dans la chambre γ n'est plus constante, elle dépend de la température et du rapport de mélange.

La fig(27) illustre cette dépendance pour C_8H_{18} .

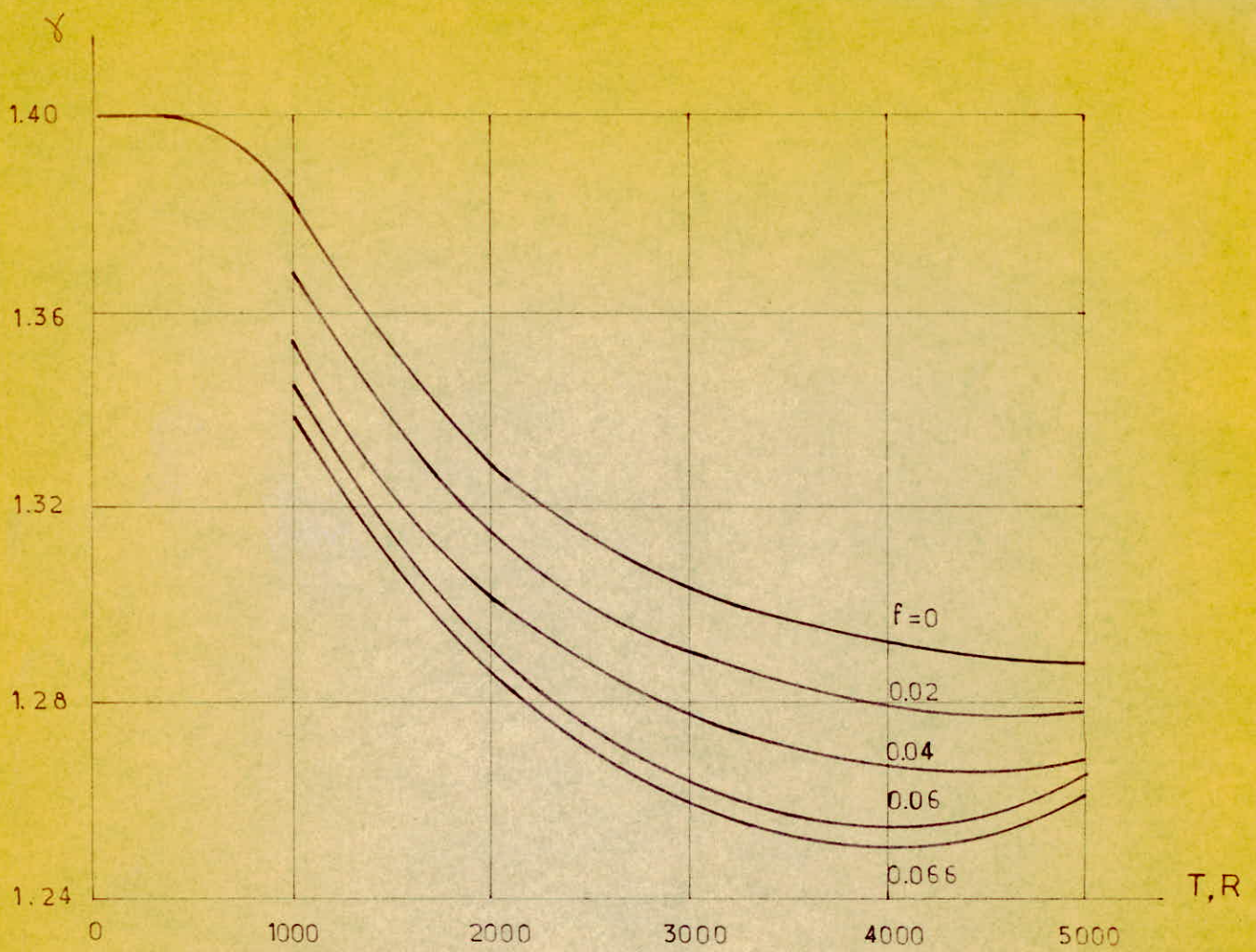


fig:27_a $\gamma = F(T, f)$

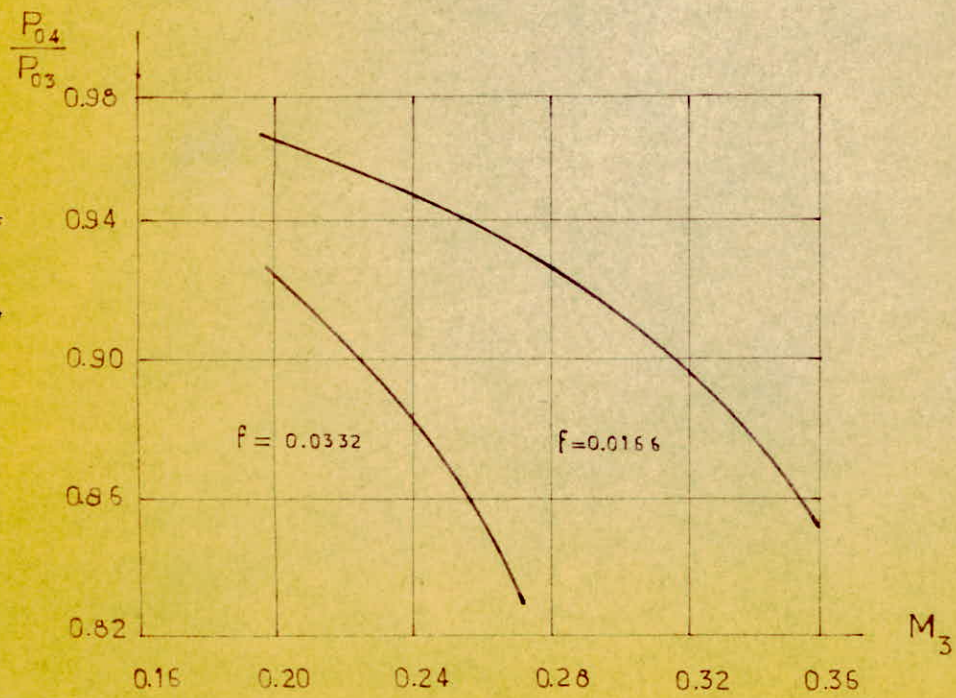


fig:27_b $\frac{P_{04}}{P_{03}} = F(M_3, f)$

POUR déterminer le rapport des pressions P_4/P_3 (à l'entrée et à la sortie de la chambre) on applique l'équation de quantité de mouvement en ignorant les forces de frottement sur les parois .

$$(P_3 - P_4) A_3 = (\rho_4 A_3 u_4) u_4 - (\rho_3 A_3 u_3) u_3 \text{ ou}$$

$$1 - P_4/P_3 = \frac{\rho_4}{\rho_3} \frac{u_4^2}{u_3^2} = \frac{u_4^2}{u_3^2}$$

d'où

$$\frac{P_4}{P_3} = \frac{1 + \gamma_3 M_3^2}{1 + \gamma_4 M_4^2} \quad (93)$$

On obtient le rapport des pressions totales en utilisant l'équation (93) et les relations suivantes

$$\frac{P_{04}}{P_4} = \left(1 + \frac{\gamma_4 - 1}{2} M_4^2\right)^{\frac{\gamma_4}{\gamma_4 - 1}}$$

$$\frac{P_{03}}{P_3} = \left(1 + \frac{\gamma_3 - 1}{2} M_3^2\right)^{\frac{\gamma_3}{\gamma_3 - 1}}$$

Il résulte que :

$$\frac{P_{04}}{P_{03}} = \frac{1 + \gamma_3 M_3^2}{1 + \gamma_4 M_4^2} \left[\frac{\left(1 + \frac{\gamma_4 - 1}{2} M_4^2\right)^{\frac{\gamma_4}{\gamma_4 - 1}}}{\left(1 + \frac{\gamma_3 - 1}{2} M_3^2\right)^{\frac{\gamma_3}{\gamma_3 - 1}}} \right] \quad (94)$$

Le fig (27 a) constitue une solution graphique de cette équation.

5) La turbine

Les turbines, comme les compresseurs sont classifiées en deux types axiales et radiales.

Les turboreacteurs utilisent des turbines axiales parce-que, comme dans les compresseurs axiaux, l'écoulement de l'air s'effectue dans une direction ~~par~~ parallèle à l'axe de la machine ~~axiale~~.

La turbine assure l'entraînement du compresseur et des accessoires en prélevant une part d'énergie aux gaz sortant de la chambre .

Le reste de l'énergie sert à fournir la poussée.

5.1) Principe de fonctionnement et calcul de puissance:

Un étage de la turbine se compose d'un distributeur (grille des aubes fixes), et une roue (grille des aubes mobiles) le distributeur devie l'écoulement dans le sens de rotation de la turbine $\vec{C}_{1r} \rightarrow \vec{C}_{2r}$ et detent les gaz (donc les accélère) par effet de convergent: $\vec{C}_{2r} \searrow \vec{C}_{1r}$

la fig(28) montre une coupe au niveau du rayon moyen, on note que le diagramme des vitesses diffère de ce du compresseur, car C_0 (variation de la vitesse tangentielle) est dans la direction opposée à la vitesse périphérique U .

le fluide fournit un travail au rotor, et la puissance fournie par la turbine est:

$$\mathcal{P} = \dot{m} (U_2 C_{\theta 2} - U_3 C_{\theta 3}) \quad (95)$$

dans une turbine axiale : $U_2 = U_3 = U$

le travail de la turbine par Kg est :

$$W_T = U (C_{\theta 2} - C_{\theta 3}) \quad \text{ou} \quad W_T = C_p (T_{01r} - T_{03})$$

si on écrit: $\Delta T_0 = T_{01r} - T_{03} = T_{02r} - T_{03}$, il résulte:

$$\frac{\Delta T_0}{T_{01r}} = \frac{U (C_{\theta 2} - C_{\theta 3})}{C_p T_{01r}} \quad (96)$$

on voit que le travail fourni par un étage de la turbine ou (T_0) augmente pour U élevé et une grande rotation du fluide.

5.2) la dynamique des étages:

la fig(29) montre un étage d'une turbine à action, avec $C_z = \text{cte}$ puisqu'il n'y a pas de variation d'enthalpie statique dans la roue, l'équation d'énergie à l'intérieur de la roue implique que : $w_2 = w_3$, cette implication est satisfaite pour :

$$\beta_2 = -\beta_3, \quad \text{puisque } C_{2r} \text{ est constant.}$$

Distributeur Roue

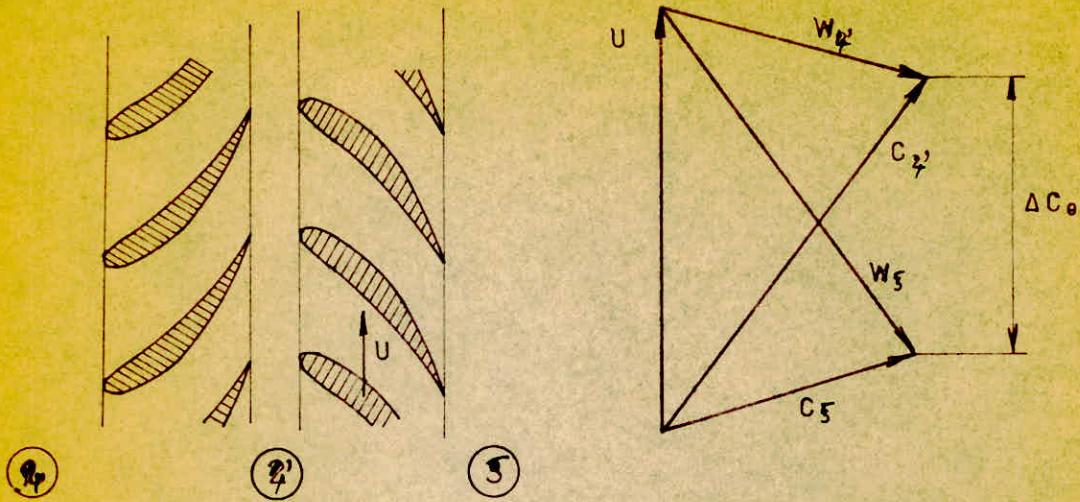


fig:28 - Les aubes d'une turbine et triangles des vitesses correspondants .

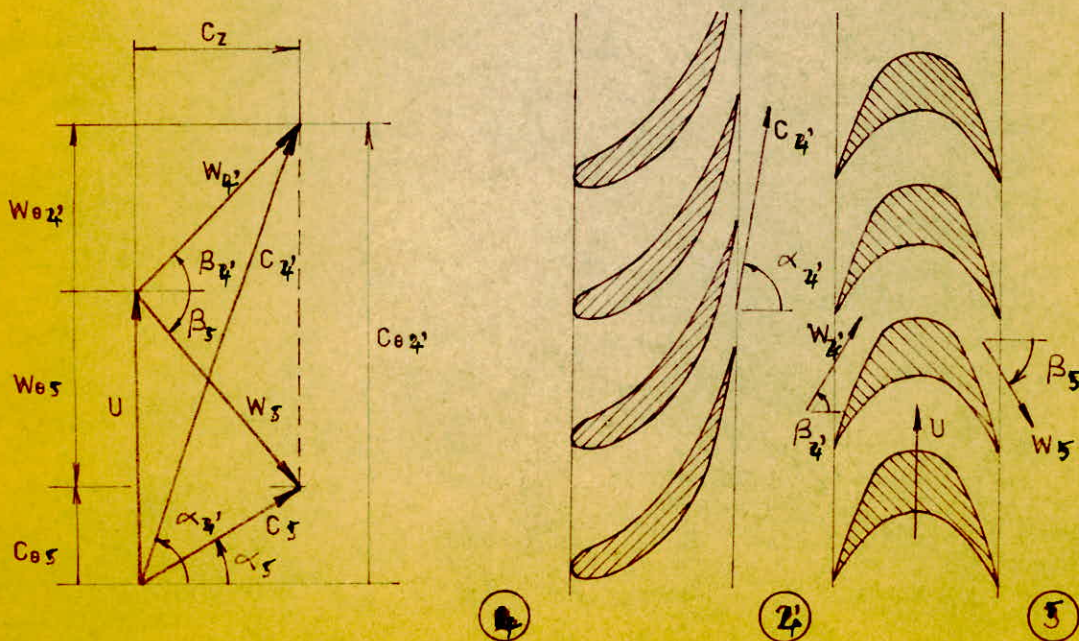


fig:29 - Etage d'une turbine à action (vitesse axiale constante).

Le travail de la turbine à action s'exprime en fonction des angles des aubes, le diagramme des vitesses donne :

$$W_{\theta 2'} = -W_{\theta 3} \quad \text{et} \quad C_{\theta 2'} - C_{\theta 3} = 2 (C_{\theta 2'} - U) = \\ = 2 (C_z t_g \alpha_{2'} - U)$$

avec ces égalités, l'équation (96) s'écrit :

$$\frac{\Delta T_0}{T_{04}} = \frac{2 U^2}{C_p T_{04}} \left(\frac{C_z}{U} t_g \alpha_{2'} - 1 \right) \quad (97)$$

6°/ Le canal d'éjection

Le canal d'éjection se compose :

- | | |
|--------------------------------------|-----------------|
| 1/ De cône d'échappement du réacteur | } voir fig (30) |
| 2/ De la tuyère | |

6.1 / Le cône d'échappement

Il se compose d'un carter extérieur permettant la fixation de la tuyère d'un cône intérieur dont la base a un diamètre égal au diamètre du disque de la turbine et des bras support profilés redressant l'écoulement.

6.2 / La tuyère : Elle se compose de deux parties.

6.2.1/ La rallonge : C'est un canal cylindrique dont la longueur varie suivant la position du réacteur sur l'avion.

6.2.2/ La buse d'éjection : C'est un canal convergent qui transforme l'énergie de pression en énergie de vitesse.

Le processus des gazs est presque adiabatique dans la tuyère comme dans le diffuseur puisque le transfert de chaleur par unité de masse de fluide est beaucoup inférieur que la différence d'enthalpie entre l'entrée et la sortie. On peut d'écrire le processus d'une façon satisfaisante par les équations d'écoulement isentropique et inévidemment.

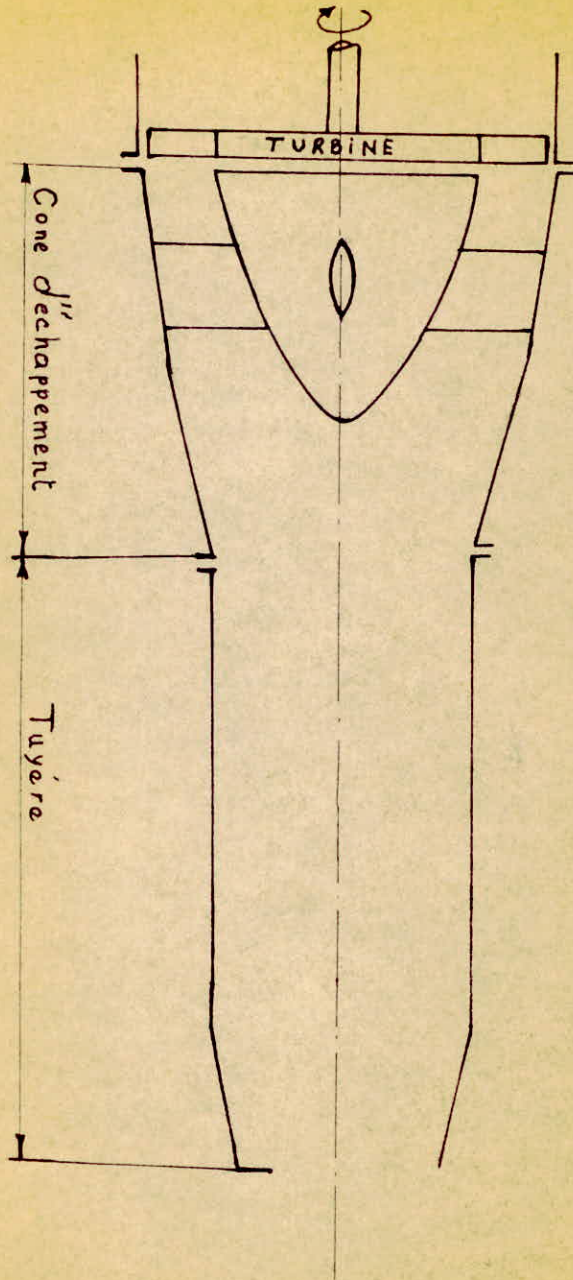
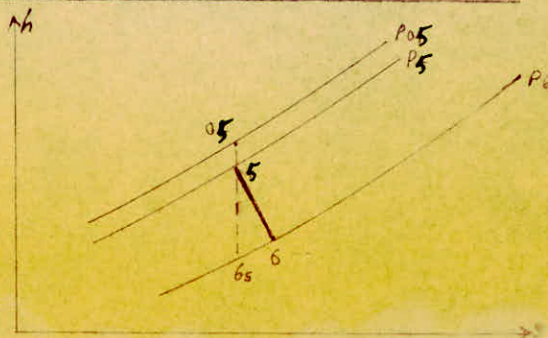


Fig. 30 :

fig:30 - Elements du canal d'éjection .

fig:31
Definition des
états de fluide
dans le canal
d'éjection .



On définit ; le rendement adiabatique du canal d'éjection

par :

$$\eta_n = \frac{h_{05} - h_6}{h_{05} - h_{6s}} \quad \text{avec } 0,95 < \eta_n < 0,98 \quad \text{voir fig (31)}$$

Puisque l'écoulement est approximativement adiabatique

$$h_{06} = h_{05}, \quad \text{aussi } h_{06} = h_6 + U_6^2/2$$

$$U_6 = \sqrt{2 (h_{05} - h_6)} \quad \text{ou} \quad U_6 = \sqrt{2 (h_{05} - h_{6s})} \eta_n$$

Si η_n est constante, alors :

$$U_6 = \sqrt{2 \left(\frac{\gamma}{\gamma - 1} \right) \eta_n^2 RT_{05} \left(1 - \left(\frac{P_6}{P_{05}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right)} \quad (98)$$

En introduisant le nombre de Mach M_6 , on a :

$$M_6 = U_6 / \sqrt{\gamma RT_0} \quad \text{et l'équation (98) se transforme en:}$$

$$M_6^2 = \frac{2}{\gamma - 1} \left\{ \frac{\eta_n \left(1 - (P_6/P_{05})^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right)}{1 - \eta_n \left(1 - (P_6/P_{05})^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} \right)} \right\}$$

L'écoulement au niveau du col est supposé isentropique ;

avec les conditions à l'entrée du canal M_5, A_5, P_{05}, T_{05}

la section du col A_z sens donné par :

$$\frac{A_z}{A_5} = \frac{M_5 \left\{ 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_z^2 \right\} \frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}{M_z \left\{ 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_5^2 \right\} \frac{\gamma + 1}{2(\gamma - 1)}}$$

Si l'écoulement est idéalement telle que la pression

dans la section d'échappement est égale à la pression

ambiante, la section nécessaire d'échappement s'obtient par

$$\frac{A_6}{A_5} = \frac{P_{05}}{P_{06}} \frac{M_5}{M_6} \left\{ \frac{1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} M_6^2 \right)}{1 + \left(\frac{\gamma - 1}{2} M_5^2 \right)} \right\} \frac{\gamma + 2}{2(\gamma - 1)} \quad (99)$$

On obtient le rapport P_{05}/P_{06} d'après le rapport des pressions et du rendement adiabatique du canal .

Ecrivons :

$$\eta_n = \frac{1 - T_6/T_{05}}{1 - T_{6s}/T_{05}} = \frac{1 - T_6/T_{06}}{1 - T_{6s}/T_{05}}$$

et on sait que :

$$T_6/T_{05} = (P_6/P_{06})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

$$T_{6s}/T_{05} = (P_6/P_{05})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}$$

d'où :

$$\frac{P_{05}}{P_{06}} = \frac{P_{05}}{P_6} \left\{ 1 - \eta_n (1 - P_6/P_{05})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right\}^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (100)$$

C H A P I T R E 2

Calcul énergétique des différents éléments du turboreacteur:

(diffuseur, compresseur, turbine, chambre de combustion, et la tuyère d'éjection)

Le système fonctionne à une vitesse subsonique, le compresseur est entraîné par la turbine (montés sur le même axe)

On a comme données:

$Z = 9150 \text{ m}$ - Altitude

$\times T_a = 228^\circ\text{K}$ - température de l'air

$\times P_a = 0,15 \text{ dN/m}^2$ - pression -"

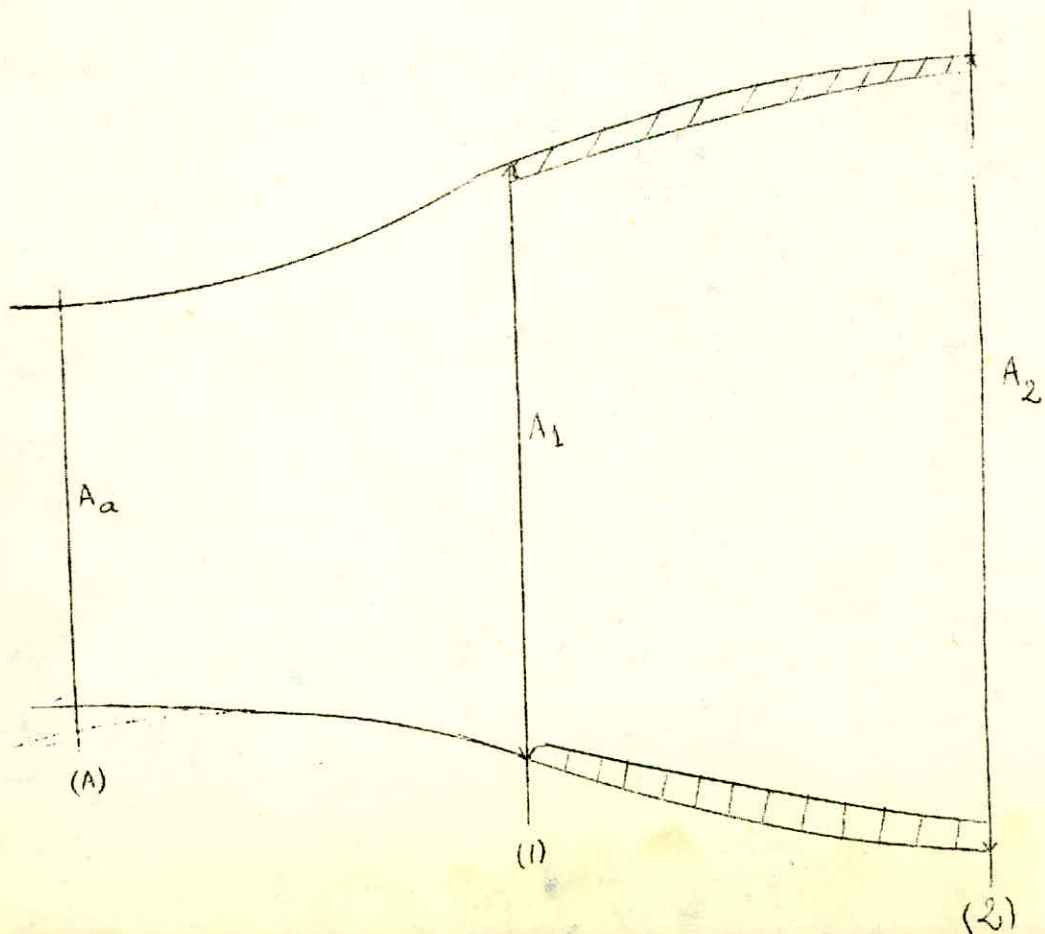
$\times \rho_a = 0,46 \text{ Kg/m}^3$ - masse volumique d'air

$\dot{m}_a = 22 \text{ Kg/s}$ - débit massique d'air

$T_{04\text{max}} = 1660^\circ\text{K}$ - température maximum dans la chambre

$M_a = 0,8$ - nombre de Mach

$\gamma_a = 1,4$ - rapport des chaleurs spécifiques



I) Calcul du diffuseur:

$$T_a = 228^\circ\text{K}$$

$$M_a = 0,8$$

$$\dot{m}_a = 22 \text{ Kg/s}$$

$$\rho_a = 0,46 \text{ Kg/m}^3$$

$$P_a = 3015 \text{ dN/m}^2$$

En utilisant l'équation de continuité, on peut évaluer la section A_a : $\dot{m}_a = \rho_a U_a A_a$

$$\text{comme: } U_a = M_a \sqrt{\gamma R_a T_a} = 0,8 \sqrt{\frac{1,4 \times 30150}{0,46}}$$

$$U_a = 242,33 \text{ m/s}$$

$$\text{Donc: } A_a = \frac{\dot{m}_a}{\rho_a \cdot U_a} = \frac{22}{0,46 \times 242,33}$$

$$A_a = 0,197 \text{ m}^2$$

Pour calculer la section A_I , on utilise la relation (43) avec

Une modification:

$$\frac{A_I}{A_a} = \frac{M_a}{M_I} \left(\frac{I + \frac{\gamma - I}{2} M_I^2}{I + \frac{\gamma - I}{2} M_a^2} \right)^{\frac{\gamma + I}{2(\gamma - I)}}$$

D'après plusieurs itérations, il résulte que le choix de

$A_I = 0,232 \text{ m}^2$ est bon pour les calculs, par conséquent on peut calculer le nombre de Mach à l'entrée M_I .

$$\frac{A_I}{A_a} = \frac{0,232}{0,197} = \frac{0,8}{M_I} \left(\frac{I + \frac{1,4 - I}{2} M_I^2}{I + \frac{1,4 - I}{2} (0,8)^2} \right)^{\frac{1,4 + I}{2(1,4 - I)}}$$

Ce qui donne: $M_I = 0,78 \neq 0,156 M_I^2$

par l'itération on trouve $M_I = 0,6$

On utilise la même relation pour calculer la section de sortie A_2

$$\frac{A_I}{A_2} = \frac{M_2}{M_I} \left(\frac{I + \frac{\gamma - I}{2} M_I^2}{I + \frac{\gamma - I}{2} M_2^2} \right)^{\frac{\gamma + I}{2(\gamma - I)}}$$

Nous choisissons $M_2 = 0,4$ (la valeur courante que prend le nombre de Mach à la sortie du diffuseur d'un turboreacteur)

$$\frac{A_I}{A_2} = \frac{0,4}{0,6} \left(\frac{I + \frac{0,4}{2} (0,6)^2}{I + \frac{0,4}{2} (0,4)^2} \right)^{\frac{2,4}{2 \times 0,4}}$$

$$\frac{A_I}{A_2} = 0,747 \quad \text{d'où:} \quad A_2 = 0,31 \text{ m}^2$$

Calcul des pressions:

D'après la fig (I7) on obtient $\eta_d = 0,89$, la relation (59) donne:

$$\frac{P_{02}}{P_a} = \left(\eta_d \frac{\gamma - I}{2} M_a^2 + I \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - I}}$$

$$\frac{P_{02}}{P_a} = \left(0,89 \times \frac{0,4}{2} (0,8)^2 + I \right)^{\frac{1,4}{0,4}} = 1,458$$

$$\text{D'où: } P_{02} = 1,458 \times 3015 = 4395,8 \text{ dN/m}^2$$

Sachant qu'on a une évolution isentropique entre (a) et (I)

Donc : $P_{0a} = P_{0I}$ (pas de frottement)

la relation (39) donne:

$$\frac{P_{0a}}{P_a} = \left(I + \frac{\gamma - I}{2} M_a^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - I}} = \left(I + \frac{1,4 - I}{2} (0,8)^2 \right)^{\frac{1,4}{0,4}}$$

$$\frac{P_{0a}}{P_a} = 1,524 \quad \text{donc : } P_{0a} = 1,524 \times P_a$$

$$P_{0a} = 4596,2 \text{ dN/m}^2$$

D'autre part nous avons:

$$r_d = \frac{P_{02}}{P_{01}} = \frac{P_{02}}{P_{0a}} = \frac{\frac{P_{02}}{P_a}}{\frac{P_{0a}}{P_a}} = \frac{0,458}{1,524}$$

$$r_d = 0,2997 \quad (\text{taux de compression du diffuseur})$$

A l'intérieur du diffuseur on peut appliquer le théorème du Bernoulli pour calculer P_I (fluide = incompressible)

$$P_{01} = \frac{1}{2} \rho_a u_I^2 + P_I = P_I + \frac{1}{2} \gamma P_I M_I^2 = P_I \left(1 + \frac{\gamma M_I^2}{2} \right)$$

$$\frac{P_{01}}{P_I} = \left(1 + \frac{1,4 \times (0,6)^2}{2} \right) = 1,252$$

$$\text{D'où : } P_I = P_{01} / 1,252 = 4596,2 / 1,252$$

$$P_I = 3671 \text{ dN/m}^2$$

$$\text{De même : } \frac{P_{02}}{P_2} = \left(1 + \frac{0,4}{2} (0,4)^2 \right) \frac{1,4}{0,4} = 1,116$$

$$P_2 = P_{02} / 1,116 = 4395,8 / 1,116$$

$$P_2 = 3938,8 \text{ dN/m}^2$$

Taux de pression dynamique transformée en pression statique:

$$q = \frac{1}{2} \rho_a U_a^2 = \frac{1}{2} \gamma P_a M_a^2 = \frac{1}{2} \times 1,4 \times 30150 (0,8)^2$$

$$q = 1350,7 \text{ dN/m}^2$$

Entre les états (I) et (a) On a :

$$\frac{P_1 - P_a}{q} = \frac{3671 - 3015}{1350,7}$$

$$\frac{P_1 - P_a}{q} = 0,485$$

Entre les états (2) et (a) on a :

$$\frac{P_2 - P_a}{q} = \frac{3938,8 - 3015}{1350,7}$$

$$\frac{P_2 - P_a}{q} = 0,683$$

Calcul des températures (totale et statique) :

$$\text{On a } T_{0a} = T_{01} = T_{02} = T_a \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_a^2 \right) = 228 \left(1 + \frac{0,4}{2} (0,8)^2 \right)$$

$$T_{0a} = T_{01} = T_{02} = 257^\circ\text{K}$$

$$\text{De même : } \frac{T_{01}}{T_1} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_1^2 = \left(1 + \frac{0,4}{2} (0,6)^2 \right)$$

$$T_1 = 239,73^\circ\text{K}$$

$$\text{De même : } \frac{T_{02}}{T_2} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_2^2 = \left(1 + \frac{0,4}{2} (0,4)^2 \right)$$

$$T_2 = 249^\circ\text{K}$$

Vitesse et densité :

$$U_2 = M_2 \sqrt{\gamma R T_2} = \sqrt{1,4 \times 287 \times 249} \times 0,4$$

$$U_2 = 126,52 \text{ m/s}$$

$$\rho_a = \frac{\dot{m}_a}{U_2 A_2} = \frac{22}{126,52 \times 0,31}$$

(40)

$$\rho = 0,56 \text{ Kg/m}^3$$

$$\text{De même: } U_1 = M_1 \sqrt{\gamma R T_1} = 0,6 / 1,4 \cdot 287 \cdot 239,73$$

$$U_1 = 186,21 \text{ m/s}$$

$$\text{et } \ell_2 = \frac{m_a}{A_1 U_1} = \frac{22}{0,232 \cdot 186,21}$$

$$\ell_2 = 0,509 \text{ Kg/m}^3$$

Longueur du diffuseur et son diamètre au niveau des lèvres:

$$\text{On a: } A_1 = 0,232 \text{ m}^2 \text{ donc: } \bar{W}_1 = D_1 = 2 R_1 = 2 \cdot 0,271 \text{ m}$$

$$A_2 = 0,31 \text{ m}^2 \quad " \quad D_2 = 2R_2 = 2 \cdot 0,314 \text{ m}$$

$$L = R_2 / \text{tg}\theta - R_1 / \text{tg}\theta$$

D'après certaines itérations concernant θ (angle de divergence) on voit que, pour: $\theta = 4^\circ$ on n'aura pas de décollement, et les correspondantes de L , L/\bar{W}_1 sont:

$$L = \frac{0,314}{0,069} - \frac{0,271}{0,069} = 4,55 - 3,927$$

$$L = 0,623 \text{ m}$$

$$L/\bar{W}_1 = \frac{0,623}{2 \cdot 0,271} = 1,149$$

Si nous nous référons à la fig (15) on trouve que cette valeur ne donne pas un décollement.

2) Calcul du compresseur:

Pour établir les triangles des vitesses, on a besoin de l'angle α_2 , pour cela on choisit $C_z = 122$ m/s (c'est la valeur courante donnée dans les compresseurs).

$$\text{On a: } M_2 = C_2/a_2 = \frac{C_z / \cos \alpha_2}{\sqrt{\gamma R T_2}}$$

$$\cos \alpha_2 = \frac{C_z}{M_2 \sqrt{\gamma R T_2}} = \frac{C_z}{M_2 a_2}$$

$$M_2 a_2 = C_2 = U_2 = 126,5 \text{ m/s} \quad (\text{déjà calculé})$$

$$\text{Donc: } \cos \alpha_2 = \frac{122}{0,4 \sqrt{1,4 \cdot 287 \cdot 249}} = \frac{122}{126,5}$$

$$\alpha_2 = 15,4^\circ$$

On prend le degré de réaction du compresseur = $1/2$ (égalité des triangles des vitesses).

$$\text{Donc: } \alpha_2 = \beta_2' = 15,4^\circ$$

$$C_2 = W_{3'} \quad \text{et} \quad C_{3'} = W_2$$

L'équation (78) donnant le coefficient de pression devient:

$$K_p = 1 - \frac{\cos^2 \beta_2}{\cos^2 \beta_{3'}}$$

cette transformation est due à la constance de la vitesse axiale

$$(W_2 \cos \beta_2 = W_{3'} \cos \beta_{3'}); \text{ sachant que: } 0,4 < K_p < 0,6$$

On prendra: $K_p = 0,5$; cela donne:

$$\cos \beta_2 = \cos \beta_{3'} \sqrt{1 - K_p} = 0,68$$

$$\beta_2 = 47^\circ$$

$$\text{ON a aussi: } K_p = 1 - \left(\frac{W_{3'}}{W_2} \right)^2$$

$$\text{Donc: } W_2 = \frac{W_{3'}}{\sqrt{1 - K_p}} = \frac{126,5}{\sqrt{1 - 0,5}}$$

(42)

$$W_2 = 173,26 \text{ m/s} \quad \text{or} \quad W_2 = C_{z'} \quad \text{donc:} \quad C_{z'} = 173,26 \text{ m/s}$$

Valeur de ΔC_θ :

D'après les triangles des vitesses,

$$\Delta C_\theta = C_{z2} \operatorname{tg} \beta_2 - C_{z2'} \operatorname{tg} \beta_{2'} = C_2 (\operatorname{tg} \beta_2 - \operatorname{tg} \beta_{2'})$$

$$\Delta C_\theta = 122 (\operatorname{tg} 47^\circ - \operatorname{tg} 15,4^\circ)$$

$$\Delta C_\theta = 97,22 \text{ m/s}$$

Vitesses périphérique U:

D'après les triangles des vitesses on a:

$$U = \Delta C_\theta + 2C_2 \sin \alpha_2 = 97,22 + 2 \cdot 126,5 \sin 15,4^\circ$$

$$U = 164,4 \text{ m/s}$$

Elevation de temperature pour un étage:

la relation (81) donne:

$$\Delta T_0 = \frac{U^2}{C_p} \left(1 - \frac{C_z}{U} (\operatorname{tg} \alpha_2 + \operatorname{tg} \beta_{2'}) \right)$$

$$\text{comme: } \alpha_2 = \beta_{2'} \quad \text{Donc: } \Delta T_0 = \frac{U^2}{C_p} \left(1 - \frac{2 C_z}{U} \operatorname{tg} \alpha_2 \right)$$

$$\text{Or } \frac{C_z}{U} = \frac{122}{164,4} = 0,74$$

$$\text{Donc: } \Delta T_0 = \frac{(164,4)^2 \cdot 0,14}{1,4 \cdot 287} \left(1 - \frac{122}{164,4} \cdot 2 \operatorname{tg} 15,4^\circ \right)$$

$$\Delta T_0 = T_{03} - T_{02} = 15,87^\circ \text{K}$$

$$\text{D'où: } T_{03} = T_{02} + \Delta T_0 = 257 + 15,87 = 272,87^\circ \text{K}$$

Taux de compression pour un étage:

En utilisant la fig (24), on obtient: $\eta_{\text{ét}} = 0,87$

et la relation (72) donne:

$$\frac{P_{03\text{ét}}}{P_{02}} = \left(1 + \eta_{\text{ét}} \frac{\Delta T_0}{T_{01}} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(1 + 0,87 \frac{15,87}{257} \right)^{\frac{1,4}{0,4}}$$

Où: $P_{03\text{ét}}$ = la pression totale à la sortie de l'étage.

(43)

$$\frac{P_{03\text{et}}}{P_{02}} = 1,18 \quad (\text{taux de compression pour un étage})$$

$$\text{D'où : } P_{03\text{et}} = 1,18 \cdot P_{02} = 1,18 \cdot 4395,8 = 5187,04 \text{ dN/m}^2$$

On va considérer un compresseur de 17 étages

en supposant que tous les étages sont identiques, le taux de compression globale sera:

$$\left(\frac{P_{03}}{P_{02}} \right) = \left(\frac{P_{03\text{et}}}{P_{02}} \right)^n = (1,18)^{17} = 16,672$$

La pression et la température totales à la sortie du compresseur

$$P_{03} = P_{02} \cdot 16,672 = 4395,8 \cdot 16,672$$

$$P_{03} = 73286,77 \text{ dN/m}^2$$

Soit η_c le rendement du compresseur, il est donné par l'éq (88)

$$\eta_c = \frac{(P_{03}/P_{02})^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{(P_{03}/P_{02})^{\frac{\gamma-1}{\eta_{cp} \cdot \gamma}} - 1}$$

Où: η_{cp} : est le rendement polytropique

$$\text{On choisit } \eta_{cp} = \eta_{\text{et}} = 0,87$$

$$\text{D'où: } \eta_c = \frac{(16,672)^{\frac{0,4}{1,4}} - 1}{(16,672)^{\frac{0,4}{0,87 \cdot 1,4}} - 1} = 0,81$$

Et l'éq (87) donne:

$$\frac{T_{03}}{T_{02}} = \left(\frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\eta_{cp} \cdot \gamma}} = (16,672)^{\frac{0,4}{1,4 \cdot 0,87}}$$

$$\frac{T_{03}}{T_{02}} = 2,519$$

$$\text{D'où: } T_{03} = T_{02} \cdot 2,519 = 257 \cdot 2,519 = 647,38^\circ\text{K}$$

Temperature et pression statiques à la sortie du compresseur:

Puisque on a supposé, que tous les étages sont identiques, Il va de soit que l'on suppose: $C_z = cte$ d'un bout à l'autre du compresseur, de même: $\alpha_2 = 15,4^\circ$ pour tous les étages.

$$\text{Donc: } \frac{C_z}{\cos \alpha_2} = C_2 = U_{\text{sortie}} = 126,5 \text{ m/s}$$

$$\frac{T_{03}}{T_3} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} \cdot \frac{U_{\text{sortie}}^2}{\gamma R T_3}$$

$$T_{03} - \frac{(\gamma-1) \cdot U_3^2}{2 \gamma R} = T_3 = 647,38 - \frac{0,4}{2} \cdot \frac{(126,5)^2}{1,4 \cdot 287}$$

$$T_3 = 639,42^\circ\text{K}$$

Pour calculer P_3 , on applique :

$$\frac{P_{03}}{P_3} = \left(\frac{T_{03}}{T_3} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(\frac{647,38}{639,42} \right)^{\frac{1,4}{0,4}}$$

$$\frac{P_{03}}{P_3} = 1,0442 \quad \text{D'où : } P_3 = \frac{P_{03}}{1,0442} = \frac{73286,77}{1,0442}$$

$$P_3 = 70184,61 \text{ dN/m}^2$$

Nombre de Mach à la sortie du compresseur M_3 :

$$M_3 = \left(\left(\frac{T_{03}}{T_3} - 1 \right) \frac{2}{\gamma-1} \right)^{\frac{1}{2}} = \left(\left(\frac{647,38}{639,42} - 1 \right) \frac{2}{0,4} \right)^{\frac{1}{2}}$$

$$M_3 = 0,249$$

La vitesse de rotation

On prend le rayon à l'entrée du compresseur = r_2 (sortie du diff)
en general $r_{\text{moy}} = r_2 / 1,25 = 0,314 / 1,25 = 0,2512 \text{ m}$

$$U = (\omega \cdot r) = 2\pi \omega r_m$$

$$\omega = U / r = 164,4 / 0,2512 = 654,4 \text{ s}^{-1}$$

Où: U : est la vitesse périphérique calculé déjà

ET la vitesse de rotation sera:

$$\omega = \frac{\Omega}{2\pi} = \frac{654,4}{2\pi} = 104 \text{ t/s}$$

$$\omega = 6246 \text{ t/mm}$$

Le travail, par unité de masse, nécessaire à entrainer un étage:

$$W_{\text{et}} = U \cdot \Delta C_{\theta} = 164,4 \cdot 97,22 = 15982,96 \text{ j/Kg}$$

$$\text{et la puissance sera: } P_{\text{et}} = \dot{m} U \Delta C_{\theta} = 22 \cdot 15982,96$$

$$P_{\text{et}} = 351625,12 \text{ Wat}$$

La géométrie des aubes :

D'après la fig(21) et avec le choix de $c/s = 1$

c : est la corde , s : est le pas (espacement)

On trouve l'angle de calage $\lambda = 30^\circ$ (pour $\beta_2 = 47^\circ$ et $\beta_3' = 15,4^\circ$)

Calcul des forces aérodynamiques sur les aubes au rayon moyen:

Pour cela, on prend $c = s = 0,05 \text{ m}$

La force F_{θ} tangentielle, par unité de longueur d'aube:

$$\text{D'après la relation (75): } F_{\theta} = \dot{m}_{\text{aub}} (W_{\theta 2} - W_{\theta 3'})$$

$$\text{Où: } W_{\theta 2} = W_2 \sin \beta_2 = 173,26 \sin 47^\circ = 126,71 \text{ m/s}$$

$$W_{\theta 3'} = W_3' \sin \beta_3' = 126,5 \sin 15,4^\circ = 33,59 \text{ m/s}$$

\dot{m}_{aub} = le débit massique (par unité de longueur d'aube)
entre deux aubes, il est donné par:

$$\dot{m}_{\text{aub}} = W_2 \cdot s \cdot \cos \beta_2 = W_3' \cdot s \cdot \cos \beta_3'$$

$$= 0,56 \cdot 173,26 \cos 47^\circ \cdot 0,05 = 3,3 \text{ Kg/s/m}$$

$$\text{Il résulte: } F_{\theta} = 3,3 \cdot (126,71 - 33,59)$$

$$F_{\theta} = 307,29 \text{ N/m}$$

La force axiale F_z , Elle est donnée par l'éq(76) :

$$F_z = s (P_3' - P_2)$$

(46)

D'après la relation (77) on a:

$$P_{g'} - P_2 = K_p \rho_2 W_2^2 / 2 = 0,5 \cdot 0,5 \cdot 0,56 \cdot (173,26)^2$$

$$F_z = 0,05 \cdot 4202,66 = 210,13 \text{ N/m}$$

La trainée et la portance:

D'après la relation (80) on a:

$$D = F_\theta \sin \beta_m - F_z \cos \beta_m \quad (\text{trainée})$$

$$L = F_\theta \cos \beta_m + F_z \sin \beta_m \quad (\text{portance})$$

β_m : est la valeur moyenne voir fig (23)

$$\beta_m = \frac{\beta_2 + \beta_{g'}}{2} = \frac{15,4^\circ + 47^\circ}{2} = 31,2^\circ$$

$$\text{D'où: } D = 307,29 \sin(31,2^\circ) - 210,13 \cos(31,2^\circ)$$

$$D = -20,55 \text{ N/m}$$

$$\text{Et: } L = 307,29 \cos 31,2^\circ + 210,13 \sin 31,2^\circ$$

$$L = 371,69 \text{ N/m}$$

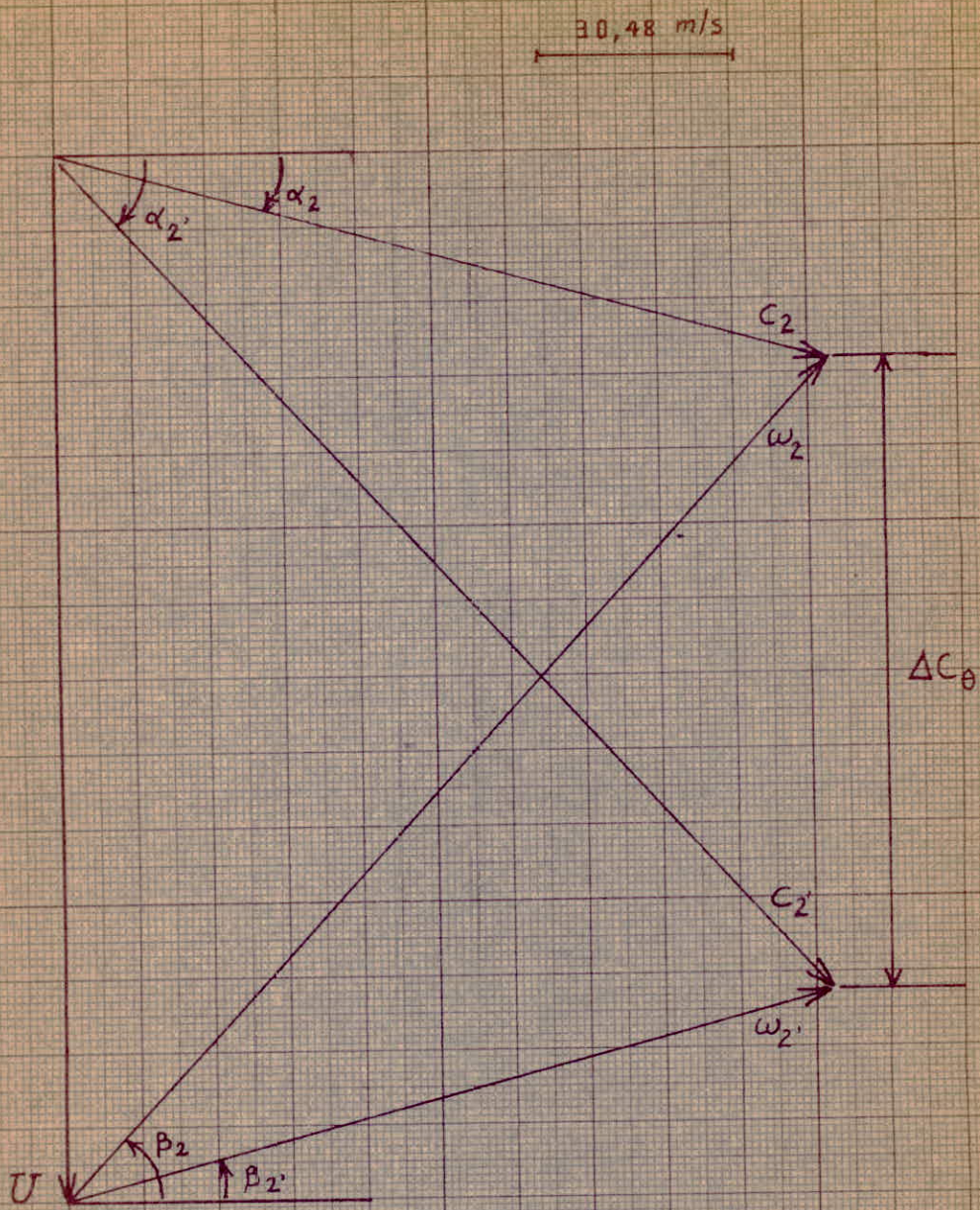


Fig:52 - Triangles des vitesses pour un étage de compresseur

3) La chambre de combustion:

La plus part des hydrocarbures combustibles ont approximativement le même pouvoir calorifique. On suppose qu'on utilise du $C_8 H_{18}$ le pouvoir calorifique inférieur de ce combustible est:

$$Q_R = 36958,75 + 36726,31 H/C \quad (KJ/Kg)$$

$$Q_R = 36958,75 + 36726,31 \times 0,18884$$

Où: $H/C = \frac{1,008m}{12,01n}$ avec $m = 18$, $n = 8$

On a : $T_{04max} = 1660^\circ K$ (temperature de la flamme donnée)

γ : n'est plus égal à 1,4 à cause de la combustion.

En general, on prend $1,3 \leq \gamma \leq 1,33$ pour les parties chaudes du turboreacteur .

Au debut, on prend $\gamma = 1,3$ pour calculer le rapport du melange f en connaissant f et T , la fig (27) donne les valeurs exactes de f à travers le turboreacteur .

On a le debit injecté du combustible \dot{m}_f avec:

$$\dot{m}_f = \frac{\dot{m}_a \times C_p \times (T_{04} - T_{03})}{Q_R} \quad , \quad C_p = \frac{\gamma R}{\gamma - 1}$$

$$\dot{m}_f = \frac{22}{4389415} \cdot \frac{287 \times 1,3}{0,3} (1200 - 647,38) = 0,344 \text{ Kg/s}$$

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_a} = \frac{0,344}{22} = 0,015$$

Avec cette valeur de f et avec $T_{04} = 1200^\circ K$, la fig(27a)

donne $\gamma = 1,315$, de même $\gamma = 1,38$ pour $f = 0$, T_{03}

On a pris $T_{04} = 1200^\circ K$ pour éviter la détérioration de la turbine

Calcul de la constante des gaz:

Elle est déterminée par:

$$R = \left(9232,08 + \frac{66174f}{I + \frac{H}{c}} \times \frac{H}{c} \right) \frac{I}{I + f} \quad \text{Kg/Kmole}^\circ\text{K}$$

Pour $\gamma = 1,315$ on a:

$$R'_4 = \left(9232,08 + \frac{66174 \times 0,015}{I + 0,18884} \times 0,18884 \right) \frac{I}{I + 0,015}$$

$$R'_4 = 9250,98 \quad \text{J/Kmole}^\circ\text{K}$$

Pour un Kg de mélange, $R_4 = R'_4 / M'$

Où $M'_4 =$ masse molaire de l'air + $f \times$ masse molaire de C_8H_{18}
 $= 28,96 + 0,015 \times 114 = 32,258 \text{ Kg/Kmole}$

$$R_4 = 9250,98 / 32,258 = 286,78 \quad \text{J/Kg}^\circ\text{K}$$

Calcul de la temperature statique:

Dans le compresseur, on a la composante axiale $C_z = 122 \text{ m/s}$
 la supposition de $C_z = C_4$ (vitesse à la sortie de la chambre)
 est tout à fait bonne et on aura:

$$T_{04} / T_4 = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} \frac{M_4^2}{R_4 T_4} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} \times \frac{U_4^2}{R_4 T_4}$$

ceci donne: $T_{04} = T_4 + \frac{\gamma - 1}{2} \times \frac{U_4^2}{R_4}$

$$T_4 = T_{04} - \frac{\gamma - 1}{2} \times \frac{U_4^2}{R_4}$$

$$T_4 = 1200 - \frac{1,315 - 1}{2} \times \frac{(122)^2}{1,315 \times 286,78} = 1193,8^\circ\text{K}$$

Le nombre de Mach à la sortie de la chambre:

Nous avons:
$$\frac{T_{04}}{T_4} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_4^2$$

Donc:
$$M_4 = \left(\left(\frac{T_{04}}{T_4} - 1 \right) \frac{2}{1,315 - 1} \right)^{1/2}$$

$$M_4 = 0,18$$

Calcul des pressions à la sortie de la chambre:

La pression totale: pour calculer cette pression, on utilise la fig(27b) qui donne P_{04}/P_{03} en fonction de M_3 et de f .

Sachant qu'on a: $M_3 = 0,249$, $f = 0,015$

on trouve : $P_{04}/P_{03} = 0,942$

Donc: $P_{04} = 0,942 P_{03} = 0,942 \times 73286,77 = 69036,13 \text{ dN/m}^2$

La pression statique:

On a :
$$\frac{P_{04}}{P_4} = \left(\frac{T_{04}}{T_4} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} = \left(\frac{1200}{1193,8} \right)^{\frac{1,315}{1,315 - 1}}$$

$$P_{04}/P_4 = 1,021 \quad \text{donc: } P_4 = P_{04}/1,021 = \frac{69036,13}{1,021}$$

$$P_4 = 67616,19 \text{ dN/m}^2$$

4) La turbine:

On suppose que l'enthalpie de la turbine est égale à celle du compresseur: $(h_{04} - h_{05}) = (h_{03} - h_{02})$
de cette égalité , on peut appliquer la relation (62)

$$\left(\frac{P_{05}}{P_{04}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} = 1 - \frac{\gamma T_a}{n_c n_t T_{04}} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_a^2 \right) \left(\left(\frac{P_{03}}{P_{02}} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right)$$

On prend $n_t = 0,92$ puisque $0,9 < n_t < 0,95$

$$\left(\frac{P_{05}}{P_{04}} \right)^{\frac{1,32-1}{1,32}} = 1 - \frac{228}{0,81 \times 0,92 \times 1200} (0,8)^2 \left((16,672)^{\frac{1,32-1}{1,32}} - 1 \right)$$

$$\frac{P_{05}}{P_{04}} = 0,266 \quad \text{d'où: } P_{05} = P_{04} \times 0,266 = 69036,13 \times 0,266$$

$P_{05} = 18363,61 \text{ dN/m}^2$ c'est la pression totale à la sortie de la turbine.

Calcul de la température totale T_{05} :

La relation (61) donne:

$$h_{04} - h_{05} = \eta_t C_p T_{04} \left(1 - \left(\frac{P_{05}}{P_{04}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)$$

$$T_{04} - T_{05} = T_{04} \eta_t \left(1 - \left(\frac{P_{05}}{P_{04}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right) =$$

$$T_{04} - T_{05} = 1200 \times 0,92 \left(1 - (0,266)^{\frac{0,32}{1,32}} \right)$$

$$\Delta T_{\text{turbine}} = T_{04} - T_{05} = 303,15^\circ\text{K}$$

$$\text{d'où: } T_{05} = T_{04} - \Delta T_t = 1200 - 303,15 = 896,85^\circ\text{K}$$

Les essais montrent que l'adaptation entre le compresseur et la turbine peut être obtenue avec une turbine de trois étages, si ceux-ci sont identiques on aura:

$$\Delta T_{\text{etage}} = \Delta T_{\text{turbine}} / 3 = 303,15 / 3 = 101^\circ\text{K}.$$

Les triangles de vitesses:

On utilise une turbine à action, en général le diamètre de son arbre est légèrement supérieur à celui du compresseur

$$\text{On prend couramment } \phi_t = 1,2 \phi_c \quad \text{donc } U_t = 1,2 U_c$$

$$U_t = 1,2 \times 164,4 = 197,28 \text{ m/s}$$

Pour minimiser les pertes, on prend $\alpha_{4,1} = 70^\circ$

La relation (197) donne:

$$\Delta T_0 = \frac{2U^2}{C_p} \left(\frac{C_z}{U} \operatorname{tg} \alpha_{4,1} - 1 \right)$$

$$\text{Donc: } C_z = \left(\Delta T_0 \right)_{\text{et}} \cdot C_p / 2U_t^2 + 1) \frac{U_t}{\operatorname{tg} 70^\circ}$$

$$C_z = \left(\frac{101 \times 1,32 \times 287}{2 \{ 197,28^2 \} \times 0,32} + 1 \right) \frac{197,28}{\operatorname{tg} 70^\circ}$$

$$C_z = 182,1 \text{ m/s}$$

Nous avons $\beta_{4,1} = -\beta_5$ et $W_{4,1} = W_5$

$$\text{et } C_{4,1} = \frac{C_z}{\cos 70} = \frac{182,1}{\cos 70} = 532,42 \text{ m/s}$$

D'après les triangles de vitesses (en tenant compte de l'échelle) on trouve:

$$\operatorname{tg} \beta_{4,1} = \frac{360}{182,1} = 1,97 \quad \text{d'où: } \beta_{4,1} = 63^\circ$$

$$\text{et } W_{4,1} = \frac{302,4}{\sin 63^\circ} = 339,39 \text{ m/s}$$

$$\text{On a aussi: } C_5 \sin \alpha_5 = U - W_5 \sin \beta_5$$

$$C_5 \sin \alpha_5 = -197,28 + 360 \times 0,891 = 123,48 \text{ m/s}$$

$$\text{et } \operatorname{tg} \alpha_5 = C_5 \sin \alpha_5 / C_z = \frac{123,48}{182,1} = 0,678$$

$$\alpha_5 = 34^\circ$$

$$\text{Donc: } C_5 = \frac{123,48}{\sin 34^\circ} = 220,8 \text{ m/s}$$

La pression et la température statiques:

On a $C_5 = U_5 = 220,8 \text{ m/s}$ (tous les étages sont identiques)

$$\frac{T_{05}}{T_5} = 1 + \frac{\gamma_5 - 1}{2} \times \frac{U_5^2}{\gamma_5 R_5}$$

$$\text{Donc : } T_5 = T_{05} - \frac{(1,32 - 1)(220,8)^2}{2 \times 1,32 \times 286,78}$$

$$T_5 = 896,85 - 20,6 = 876,25^\circ\text{K}$$

pour calculer P_5 on applique: $\frac{P_{05}}{P_5} = \left(\frac{T_{05}}{T_5} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(\frac{896,85}{876,25} \right)^{0,32}$

$$\frac{P_{05}}{P_5} = 1,005 \quad \text{donc: } P_5 = P_{05} / 1,005 = 18363,61 / 1,005$$

$$P_5 = 16686,6 \text{ dN/m}^2$$

Le nombre de Mach à la sortie de la turbine:

$$M_5 = \left(\left(\frac{T_{05}}{T_5} - 1 \right) \frac{2}{\gamma - 1} \right)^{1/2}$$

$$\cong \left(\left(\frac{896,85}{876,25} - 1 \right) \frac{2}{1,32 - 1} \right)^{1/2}$$

$$M_5 = 0,38$$

Travail de la turbine par étage et par Kg:

$$W_{\text{et}} = C_p (\Delta T)_{\text{et}} = \frac{287 \times 1,32}{0,32} \times 101$$

$$= 119,57 \text{ KJ}$$

Pour la turbine: $W_t = C_p (\Delta T)_t$

$$= \frac{287 \times 1,32}{0,32} \times 101 \times 3$$

$$W_t = 358,713 \text{ KJ}$$

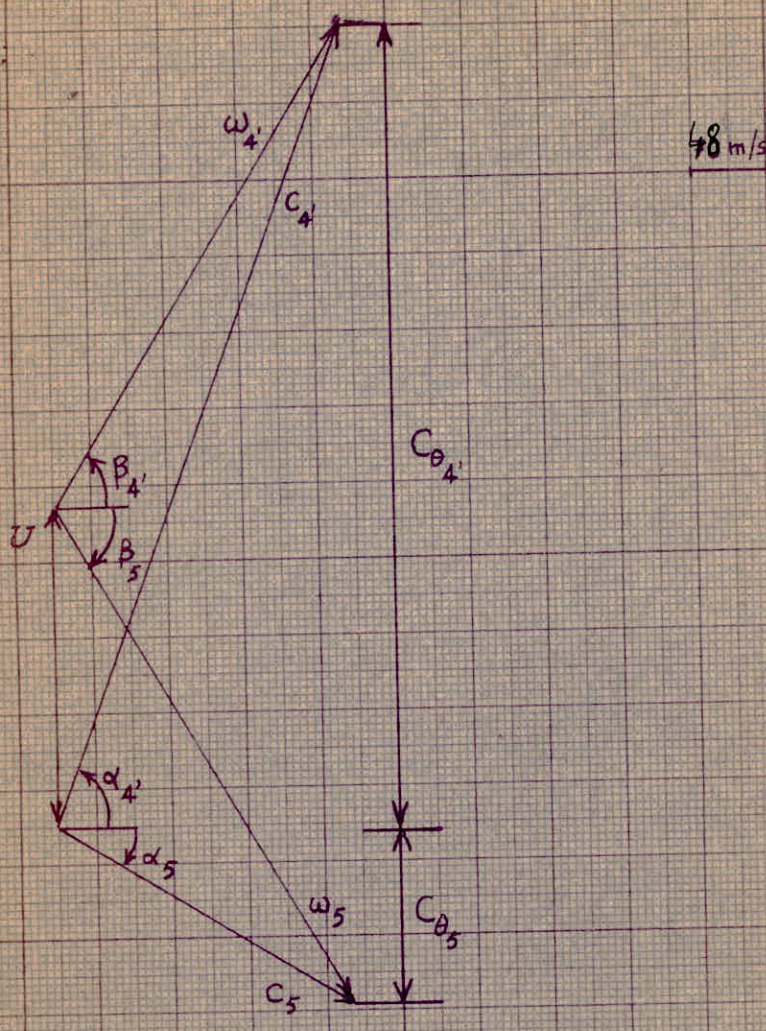


fig:35 - triangles des vitesses pour un étage de turbine à action en .

b) Calcul de la tuyere d'éjection :

Sachant que le rendement de la tuyere est compris dans l'intervalle suivant : $0,95 < \eta_n < 0,98$

On choisit : $\eta_n = 0,97$

La relation (98_a) donne :

$$M_6^2 = \frac{2}{\gamma-1} \left\{ \frac{0,97 \left(1 - \left(P_6/P_{05} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)}{1 - 0,97 \left(1 - \left(P_6/P_{05} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right)} \right\}$$

D'après certains essais , une expansion incomplete peut être considerée subsonique et on choisit une valeur de pression statique à la sortie de la tuyere :

$$P_6 = 4P_a = 4 \cdot 3015 = 12060 \text{ dN/m}^2$$

$$M_6^2 = \frac{2}{1,32-1} \left\{ \frac{0,97 \left(1 - \left(12060/18363,61 \right)^{\frac{0,32}{1,32}} \right)}{1 - 0,97 \left(1 - \left(12060/18363,61 \right)^{\frac{0,32}{1,32}} \right)} \right\}$$

d'où : $M_6 = 0,803$

On a : $T_{05} = T_{06} = 896,85 \text{ °K}$

alors : $T_{06}/T_6 = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_6^2 = 1 + 0,32/2 (0,803)^2 = 1,1024$

d'où : $T_6 = \underline{896,54 \text{ °K}}$

La vitesse d'échappement des gazs :

On a : $U_6 = M_6 \sqrt{\gamma R_6 T_6} = 0,803 \sqrt{1,32 \cdot 286,78 \cdot 896,54} =$

d'où : $U_6 = \underline{443,95 \text{ m/s}}$

La section d'échappement A_6 /

On applique la relation :

$$\frac{A_6}{A_5} = \frac{P_{05}}{P_{06}} \cdot \frac{M_5}{M_6} \left\{ \frac{1 + \frac{-1}{2} M_6^2}{1 + \frac{-1}{2} M_5^2} \right\}^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}}$$

On cherche P_{06} :

$$P_{06}/P_6 = (T_{06}/T_6)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} = \left(\frac{896,85}{813,54}\right)^{\frac{1,32}{0,32}}$$

$$P_{06} = 1,495 \cdot P_6 = 1,495 \cdot 12060 =$$

$$\text{d'où : } P_{06} = \underline{18029,7 \text{ dN/m}^2}$$

$$\frac{A_6}{A_5} = \frac{18363,61}{18028,7} \cdot \frac{0,38}{0,803} \left\{ \frac{1 + \frac{1,32-1}{2} (0,803)^2}{1 + \frac{1,32-1}{2} (0,38)^2} \right\}^{\frac{2,32}{2(1,32-1)}}$$

$$\text{d'où : } A_6/A_5 = \underline{0,63}$$

Pour trouver A_5 , on utilise l'équation de continuité,

$$\text{on a : } T_5 = 876,25$$

$$P_5 = 16686,6$$

$$R_5 = 286,78 \text{ j/K}_g \cdot ^\circ\text{K}$$

$$U_5 = M_5 \sqrt{\gamma_5 R_5 T_5} = 0,38 \sqrt{286,78 \cdot 1,32 \cdot 876,25} = \underline{218,85 \text{ m/s}}$$

On utilise l'équation des gaz parfaits :

$$\text{On a : } \rho_5 = P_5 / R_5 T_5 = \frac{16686,6}{876,25} = 0,664 \text{ Kg/m}^3$$

$$\text{Ainsi } \dot{m} (1+f) = \rho_5 U_5 A_5 \implies A_5 = \dot{m} (1+f) / \rho_5 U_5$$

$$A_5 = \frac{22 (1+0,015)}{0,664 \cdot 218,85} = \underline{0,153 \text{ m}^2}$$

$$\text{d'où : } A_6 = 0,153 \cdot 0,63 = \underline{0,096 \text{ m}^2}$$

Calcul de la poussée en régime de croisière de l'avion :

Elle est donnée par la relation (49) :

$$= \dot{m} \left\{ (1+f) U_6 - U_a \right\} + (P_6 - P_a) A_6$$

$$\text{avec : } U_6 = 443,95 \text{ m/s ; } \dot{m} = 22 \text{ Kg/s ; } f = 0,015$$

$$P_6 = 12060 \text{ dN/m}^2 ; P_a = 3015 \text{ dN/m}^2 ; A_6 = 0,096 \text{ m}^2$$

$$U_a = M_a \sqrt{\gamma_a R_a T_a} = 0,8 \sqrt{1,4 \cdot 287 \cdot 228} = \underline{242,13 \text{ m/s}}$$

Donc:

$$\tau_v = 22 \left((1 + 0,015) 443,95 - 242,13 \right) + (120600 - 30150) 0,096$$

$$\text{d'où: } \tau_v = 13269,74 \text{ N}$$

La consommation spécifique par unité de poussée:

$$I_v = \frac{\dot{m}_f}{\tau_v} = \frac{0,344}{13269,74} \times 3600 = 0,093 \text{ Kg/h.N}$$

la puissance développée est:

$$\tau = \tau_v \times u_a = 13269,74 \times 242,13 = 3213,002 \text{ KW}$$

Le rendement global

$$\eta_o = \frac{\tau_v \times u_a}{\dot{m}_f \times Q_R} = \frac{3213002}{0,344 \times 43894150} = 0,21$$

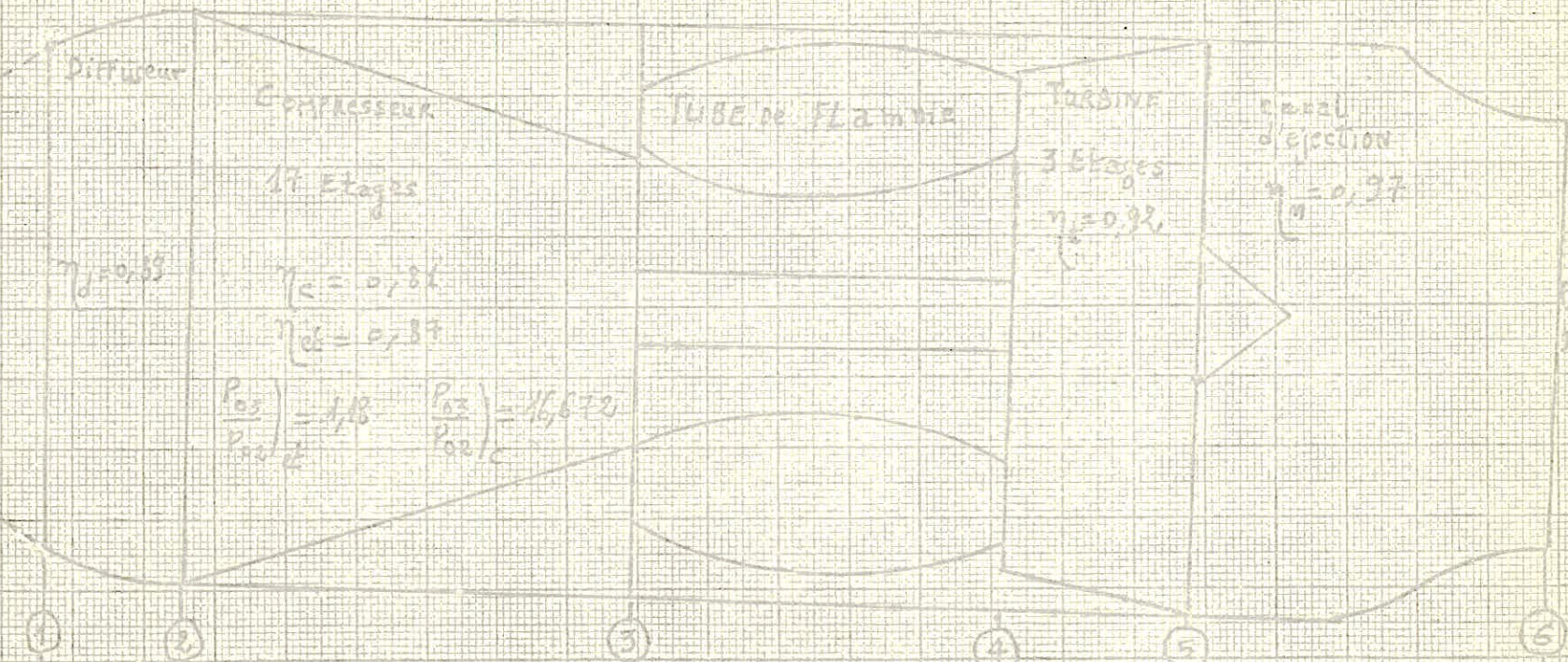
$$\eta_o = 21 \%$$

DIAGRAMME SCHEMATIQUE DU TURBOREACTEUR

$$T = 13569,74 \text{ N} \quad (\text{poussée en croisière})$$

$$U_0 = 443,95 \text{ m/s}$$

$$U_2 = 245,43 \text{ m/s}$$



$T(N)$	228	239,7	249	637,4	1193,8	876,2	8138
$T_0(N)$	357	257	257	272,2	1200	876,8	8362
$P(MPa)$	45980	45362	43958	332867,7	59036	18363,6	18027
$P_0(MPa)$	30150	36710	37383	701846,1	62616	16686,6	10060
η	0,8	0,6	0,4	0,249	0,98	0,38	0,803

Remarques et conclusions:

Je vient de presenter cette modeste étude sur la propulsion et ce pour contribuer à l'enrichissement de notre departement dans ce domaine.

Le manque d'ouvrages d'aeronautique en langue française a alourdi mon travail.

Pour celà et pour l'étendue du sujet, je n'ai pu faire qu'une étude énergétique generale, du turboreacteur, dans laquelle j'ai suivi l'évolution des paramètres importants:

la température, pression statiques et totales, le nombre de Mach, la vitèsse, la poussée et la consommation spécifique.

En commençant par le diffuseur subsonique (car notre avion vole à une vitèsse subsonique), j'ai établi la longueur optimal⁸ et l'angle de divergence convenable afin d'éviter le phenomène de décollement, qui perturbe l'écoulement, et par suite produit une chute de rendement.

Pour le compresseur, j'ai pris le type J79 possédant 17 étages. Pour simplifier cette étude j'ai supposé l'identité des étages donc égalité des taux de compression dans tous les étages, mais en realité cette supposition n'est pas tout à fait correcte; car le taux de compression par étage décroît autant que le numero d'étage croît, de même les triangles de vitèsses varient au niveau de chaque rayon moyen.

En ce qui concèrne l'étude aerodynamique du profil d'aubage, je ne l'ai pas détaillé, mais j'ai calculé et choisé les principaux paramètres comme: angle de calage, pas, forces aerodynamiques (portance et trainée) et ... de sorte que les aubes assurent l'écoulement du fluide dans le sens des

Pressions croissantes sans grandes pertes d'énergie.

On signale qu'on ne peut pas éliminer les fuites d'air et les pertes d'énergie à travers les éléments du turboreacteur, en plus la compressibilité finie du fluide et l'effet des contraintes, sur les organes du couple turb_compresseur, limitent le travail fourni par la turbine. Pour la chambre de combustion, on a utilisé un combustible de pouvoir calorifique d'où une température élevée dans la chambre. La différence des pressions ($P_3 - P_4$) représente les pertes totales dans la chambre. On note que les airs secondaires et tertiaires du mélange servent à produire une homogénéisation. À la sortie de la chambre on obtient une zone diluée d'où la diminution de la température par rapport à celle de la flamme. Dans la tuyère, la détente du gaz n'est pas complète d'où la sortie de ceux-ci à une pression supérieure à celle de l'atmosphère. En ce qui concerne la poussée et la consommation spécifique les courbes caractéristiques $F(z)$, $F(u)$ montrent que la poussée diminue avec le vol, est max au décollage car l'effet de l'inertie et de la pesanteur est très important, par contre en régime croisière le débit du combustible est réduit/ Par contre la consommation spécifique augmente avec le vol. Enfin, j'espère que mes futurs collègues fourniront des efforts pour compléter et fructifier ce sujet.

Bibliographie:A) Livres:

- 1-HILL .PETERSON -Mechanics and thermodynamics of propulsion
- 2-HESSE.MUMFORD- Jet propulsion for aerospace applicatiois
- 3-HOSNY - Propulsion systems:
- 4-G . JOUGLEUX - Le moteur d'avion
- 5-L . VIVIER -Turbines à vapeur et à gaz
- 6-R . COMOLET -M écanique expérimentale des fluides
- 7-V . KIRILLIN -Thermodynamique technique

B) Thèses:

- 1 - Etude preliminaire gazodynamique d'un compresseur axial subsonique. (1975)
- 2- La chambre de combustion (1976)
- 3- Simmilation thermique d'un reacteur à eau bouillante

C) Polycopes :

- 1-Propulsion , école de pilotage Bou-sfer.

