

COURS: AERODYNAMIQUE - MECANIQUE DU VOL

aérodynamique → vitesse (\neq aérostat)

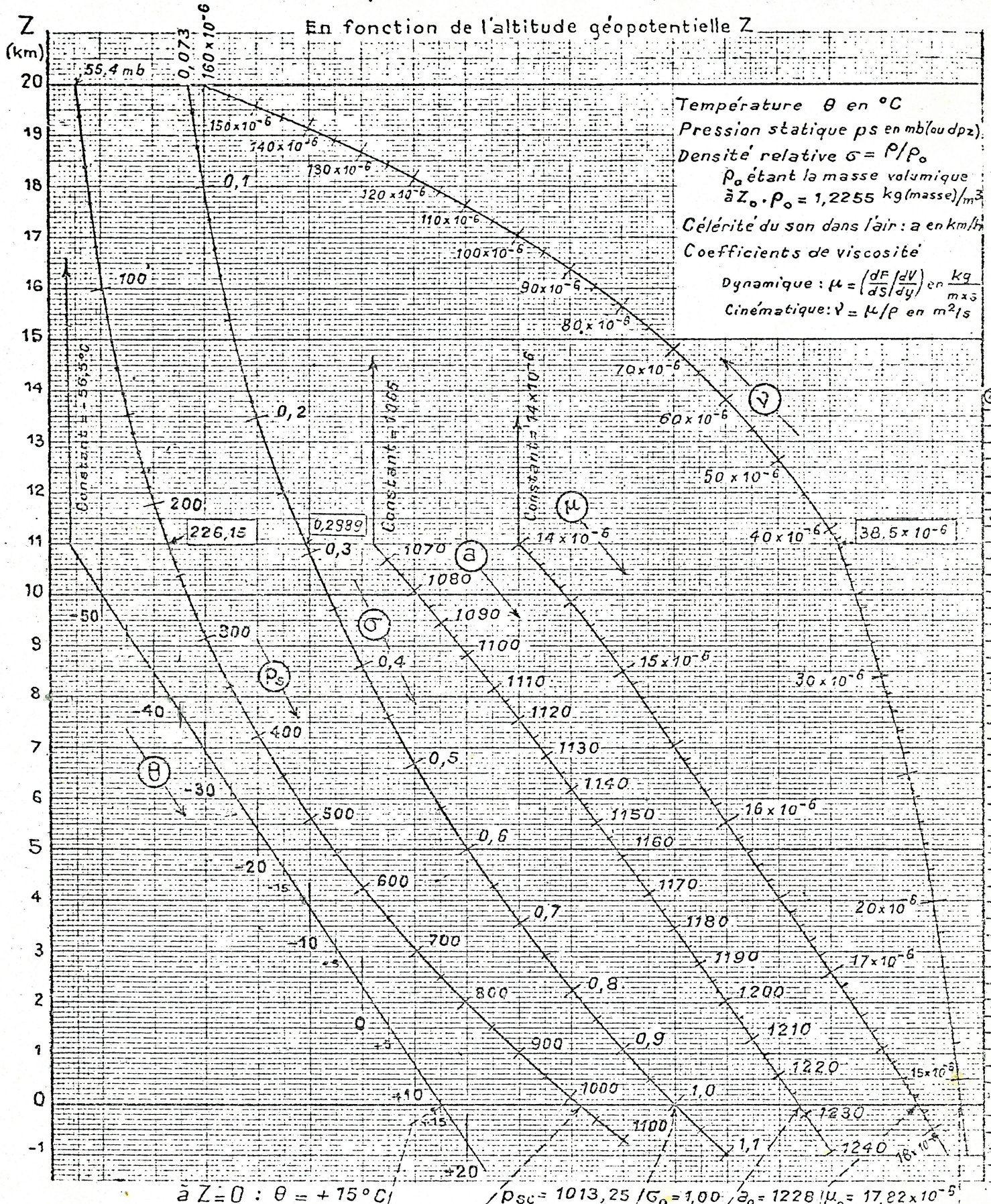
atmosphérique → pesanteur + aérodynamique.

mécanique → mécanique des fluides / dynamique du solide.

- applications:
- * qualité de vol (petit mouvement autour du CG)
 - * performances (caractéristique de la trajectoire du CG)
 - * effort de dimensionnement (répartition des efforts aérodynamiques et (mécaniques) massique que subit la structure.

ATMOSPHERE TYPE

(Références AIR0600 et PST111)



Température θ en $^\circ\text{C}$
 Pression statique p_s en mb (ou dpz)
 Densité relative $\sigma = \rho/\rho_0$
 ρ_0 étant la masse volumique
 $\text{à } Z_0 \cdot \rho_0 = 1,2255 \text{ kg(masse)/m}^3$
 Célérité du son dans l'air : a en km/h
 Coefficients de viscosité
 Dynamique : $\mu = \left(\frac{dF}{ds/dy}\right)$ en $\frac{\text{kg}}{\text{m}\cdot\text{s}}$
 Cinématique : $\nu = \mu/\rho$ en m^2/s

NOTA : interpolation proportionnelle décimale dans le sens { ordonnées pour Z / absisses pour les autres variables

$0,8 M = \frac{\mu}{\rho \cdot a}$

L'atmosphère standard

La pression atmosphérique, la température de l'air, le degré hygrométrique constituent ce que l'on appelle les conditions atmosphériques. ($P, T, \% \text{ hum}$)

Ces conditions varient d'un point à un autre du globe sous l'effet de multiples facteurs (latitude, altitude, heure du jour, saison etc...)

Elles oscillent néanmoins autour de valeurs moyennes déterminées par un grand nombre d'observations.

Ces valeurs moyennes ont été retenues pour constituer l'atmosphère type ou standard qui permettra de se référer à une atmosphère fictive invariable, pour les comparaisons de matériels, les calculs de performances etc...

1) A altitude nulle $p_0 = 101325$ pascals et $T_0 = 283,15$ degrés kelvin.

2) L'accélération de la pesanteur est prise constante et égale à la valeur normalisée : $g_n = 9,80665 \text{ ms}^{-2}$. En toute rigueur l'altitude figurant dans cette atmosphère n'est donc pas l'altitude géométrique mais bien l'altitude géopotentielle (voir 1.2.2, 2.1.2.4 et 2.1.4) :

$$dp = -\rho g(h) dh = -\rho g_n dH$$

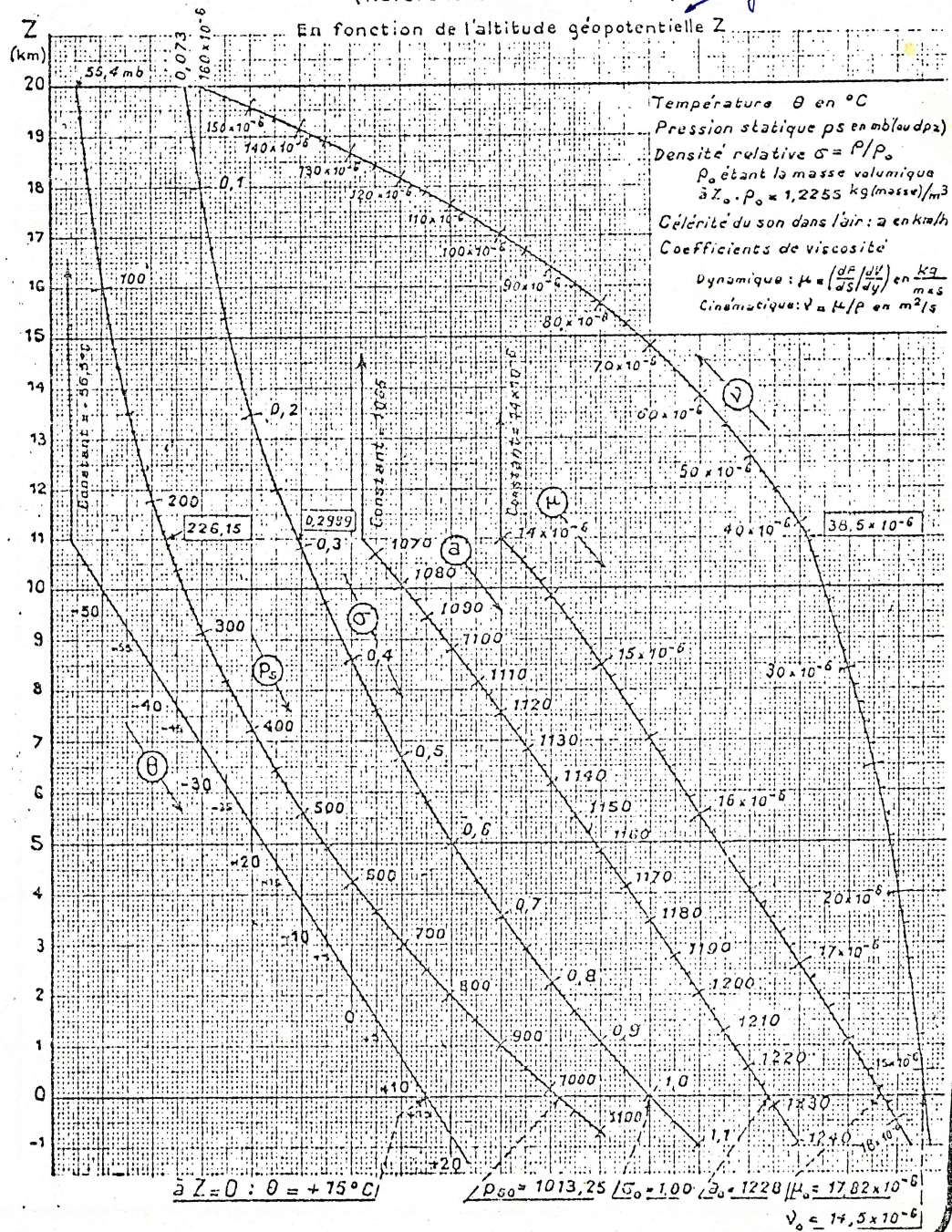
3) L'évolution de la température est définie comme suit :

- a) de 0 à 11 000 m $b = -6,5$ degré par mille mètres;
- b) de 11 000 m à 20 000 m $b = 0$;
- c) de 20 000 m à 32 000 m $b = +1$ degré par mille mètres.

De nombreuses tables donnent les valeurs des principaux paramètres caractéristiques (pression, température, masse volumique ρ , densité σ , vitesse du son a , viscosité cinématique ν) de l'atmosphère dans ce modèle. La figure 21 donne un résumé de l'évolution de ces caractéristiques en fonction de l'altitude.

ATMOSPHERE TYPE
(Références AIR0600 et PST111)

g norme.



cours

- L'ATMOSPHERE TERRESTRE -

Caractéristiques de l'atmosphère -

① L'atmosphère terrestre est un milieu essentiellement variable qui peut :

1) se présenter sous deux aspects distincts :

- un état homogène, air non saturé de vapeur d'eau, caractérisé en chaque point par la pression statique p , la température statique T (absolue) et le degré d'humidité;

- un état biphasé, air saturé plus eau ou glace en suspension, caractérisé en chaque point par la pression p , la température T et les pourcentages d'eau et de glace en suspension (voir figure 25)

2) Etre le siège de mouvements de nature et d'amplitude variables.

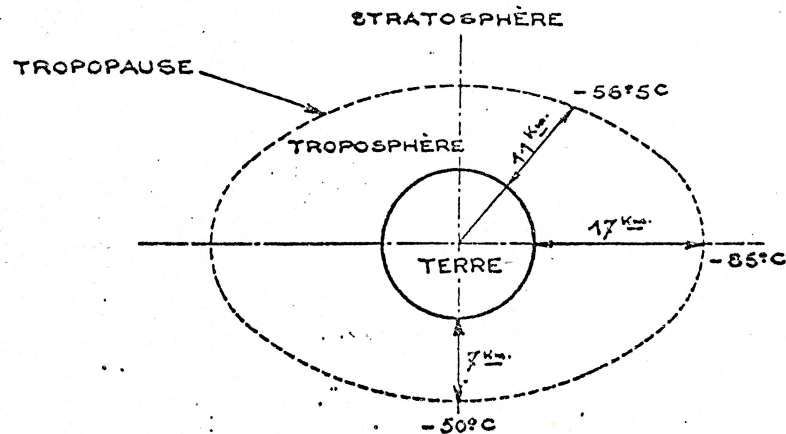
② L'étude détaillée de ces phénomènes ressortit à la météorologie. Dans ce document nous nous bornerons à caractériser l'atmosphère du point de vue de la Mécanique du vol, c'est-à-dire :

1) à définir un, ou des modèles, d'atmosphère immobile, modèles valables localement ou pour l'ensemble de l'atmosphère, en nous limitant à la tranche d'altitudes de 0 à 30 km environ dans laquelle l'atmosphère est suffisamment dense pour que l'on puisse parler de vol atmosphérique. Les seules différences constatées à ce jour et imputables à l'état biphasé concernant des phénomènes annexes comme le vol aux instruments, le givrage voire les extinctions de moteurs, nous nous contenterons d'étudier le cas de l'état homogène non saturé.

2) à préciser les caractéristiques et à classer les divers mouvements dont l'atmosphère est le siège.

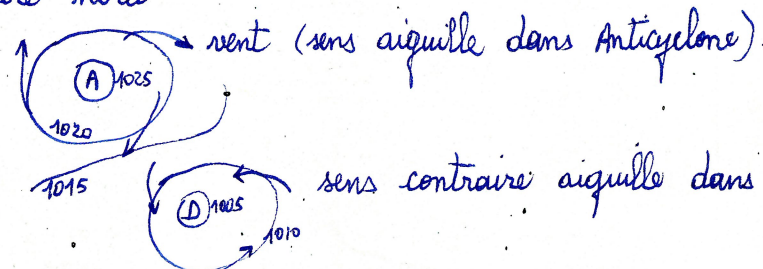
3) à préciser les diverses notions d'altitude.

notes



air homogène, non saturé ($p, T, \% \text{ vapeur}$)
 état biphasé : air saturé ($p, T, \% (g/l) \text{ eau ou glace}$
 en suspension. en France 70% (\approx)
 nuage avant pluie 8 à 10 g/l.

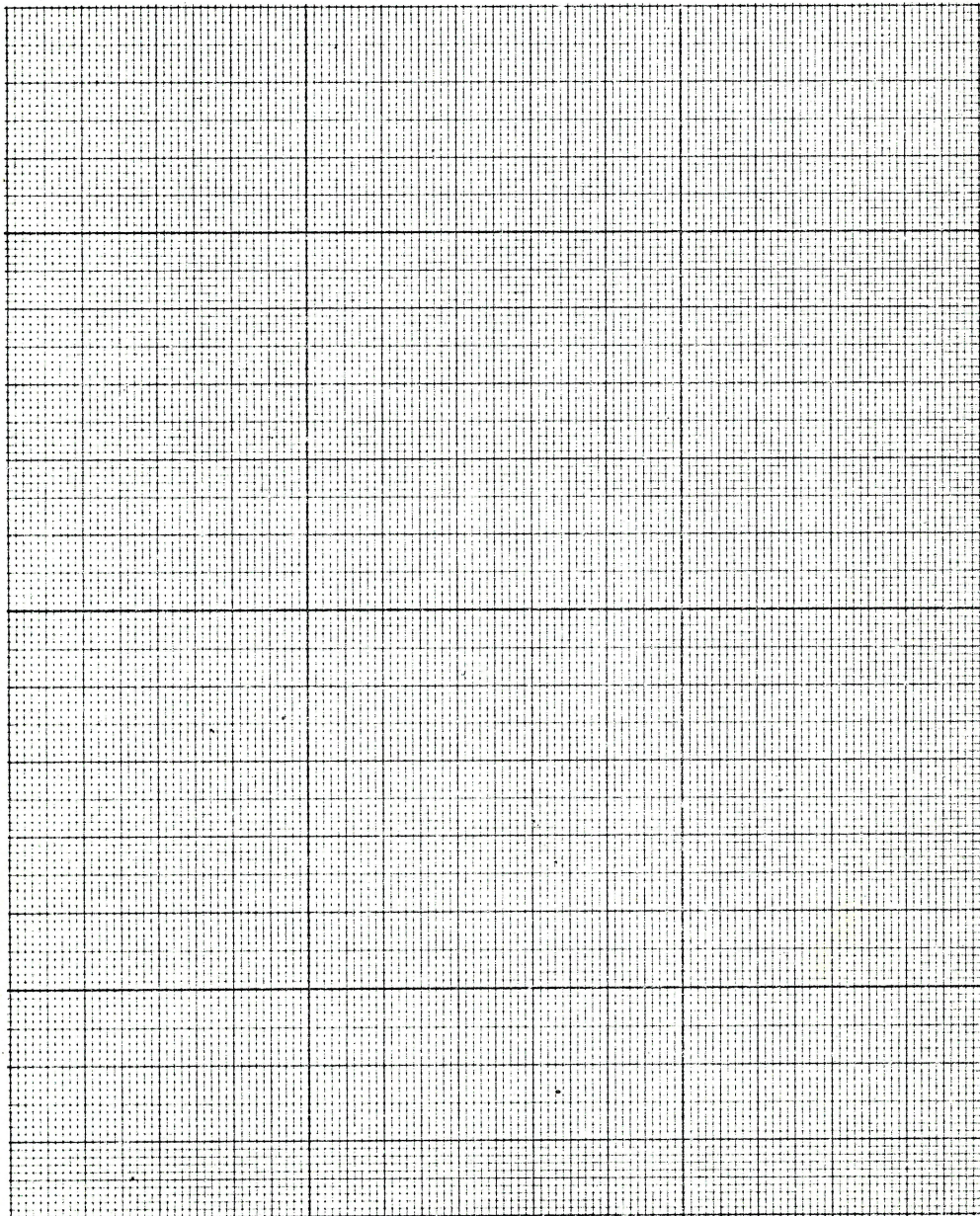
hémisphère nord



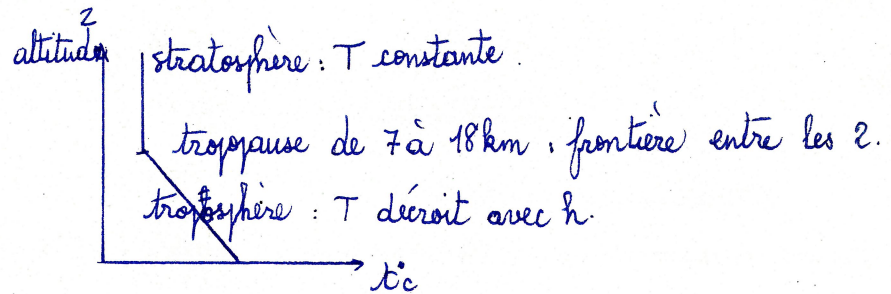
mouvement horizontal : $\left\{ \begin{array}{l} \text{vent massé } 80 \text{ km/h} \\ \text{Jet stream } \rightarrow 300 \text{ km/h.} \end{array} \right.$

loi Laplace $dp = -\rho g dh$
 $p(h) = p_0 + \int_0^h \rho g dh$

croquis



notes



Atmosphère standard

$$p_0 = 1013,25 \text{ mb}$$

$$T_0 = 288 \text{ K} = 15 \text{ C}$$

$$g = 9,81 \text{ ms}^{-2}$$

$$\frac{dT}{dh} = -6,5 \text{ C } (\approx) / 1000 \text{ m} \quad (\text{de } 0 \text{ à } 11000 \text{ m})$$

$T = -56,5 \text{ C}$ au dessus.

$$T(h) = T_0 + \int_0^h \frac{dT}{dh} dh.$$

$$p(h) = p_0 - g \int_0^h \rho(h) dh \quad (\text{car } \frac{dp}{p} = -RT).$$

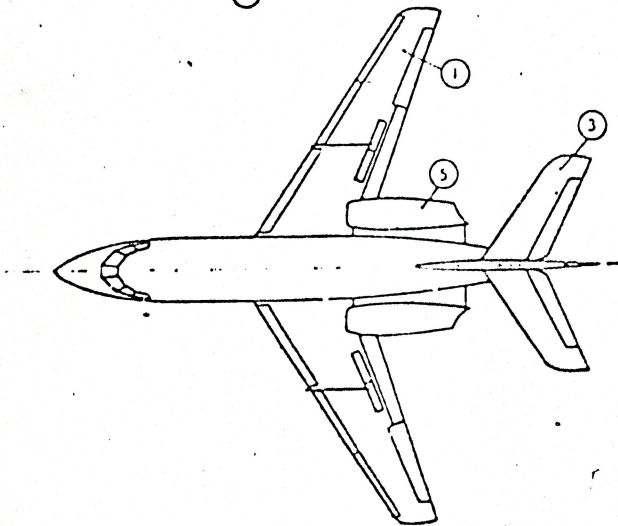
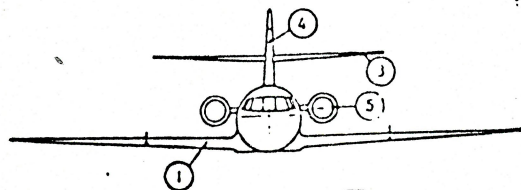
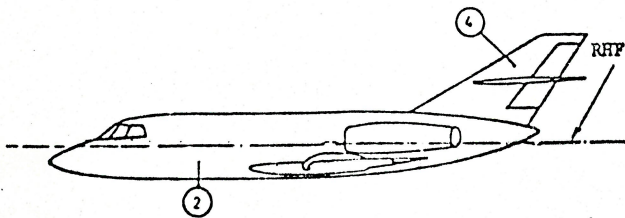
4

COURS

2.1. - L'AVION

Ce paragraphe n'est qu'un rappel très succinct du cours de Technologie des Avions sur la terminologie des principaux éléments de l'avion qui définissent ses caractéristiques aérodynamiques et qui seront utilisés dans ce cours.

Ces éléments sont portés sur le plan trois vues ci-dessous.



- ① aile
- ② fuselage
- ③ empennage horizontal
- ④ empennage vertical (dérive)
- ⑤ fuseaux moteurs

RHF référence horizontale du fuselage

AMDBA - MYSTERE 20

notes

2.2. - L'AILE

2.2.1. - Définitions

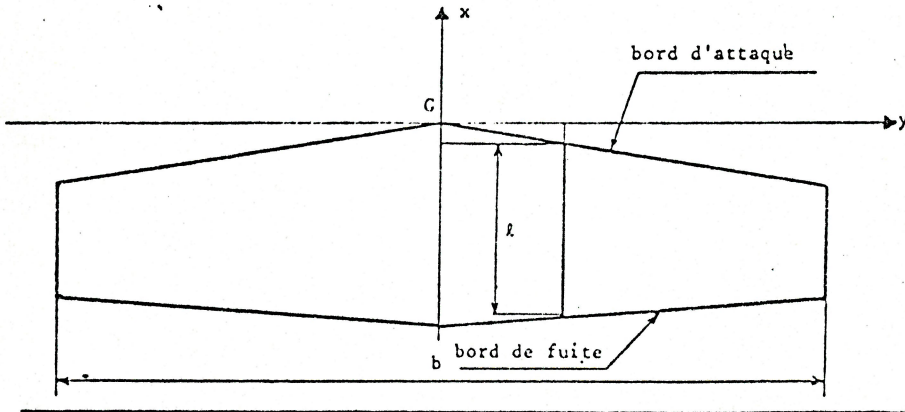
L'aile (1) ou voilure est l'élément sustentateur de l'avion, elle présente un plan de symétrie confondu avec celui de l'avion.

La partie supérieure de l'aile est l'extrados (2), sa partie inférieure est l'intrados (3). On appelle respectivement bord d'attaque (4) et bord de fuite (5) l'avant et l'arrière de l'aile.

2.2.2. - Paramètres géométriques

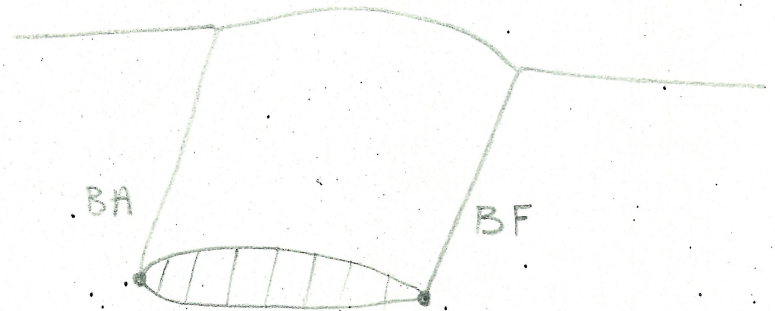
L'aile est caractérisée par les paramètres géométriques principaux suivants :

- b : envergure (6), distance entre les deux plans tangents aux extrémités de l'aile et parallèles au plan de symétrie. (en m)

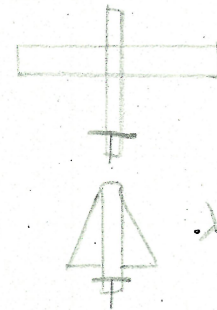


- | | |
|-------------------|-------------------|
| (1) wing | (2) upper surface |
| (3) lower surface | (4) leading edge |
| (5) trailing edge | (6) span (b) |

S : surface en m²



$\lambda = \frac{b^2}{S}$



lambda grand

lambda petit

COURS

- S : surface (1) , aire du contour apparent de l'aile suivant la normale au plan de référence (G , xy) , y compris la partie de l'aile interceptée par le fuselage en prolongeant les bords d'attaque et bords de fuite jusqu'au plan de symétrie.

- λ : allongement (2) , défini par le rapport :

λ = $\frac{b^2}{S}$ défini l'aile

- l : corde de référence (3) ou moyenne, parallèle au plan de symétrie est définie par :

- son module $l = \frac{S}{b}$

- la position d'un point de référence de celle-ci dans les axes avion

- son calage par rapport à l'axe longitudinal (R.H.F.)

notes

concorde λ = 1,6

airbus λ = 7,7

mercure λ = 8

glanneur λ = 23

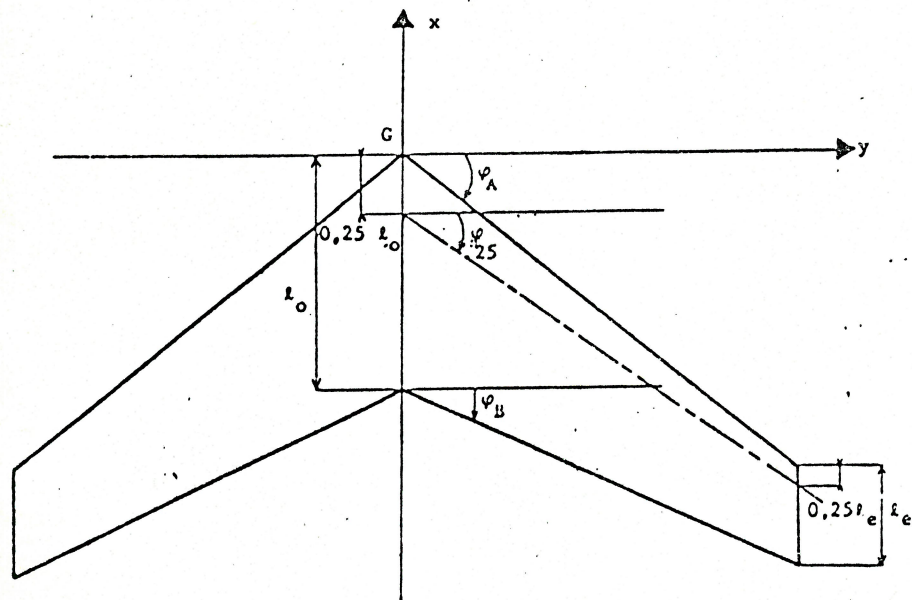
COURS

- ψ : flèche (1) , on distingue trois flèches :

ψ_A = flèche au bord d'attaque

ψ_B = flèche au bord de fuite

ψ_{25} = flèche à 25 % de la corde



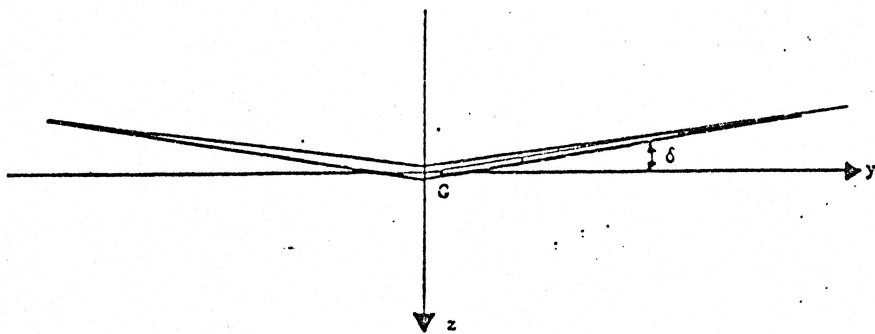
La flèche est positive quand le bord d'attaque de l'aile se trouve en arrière de l'axe Gy .

notes

cours

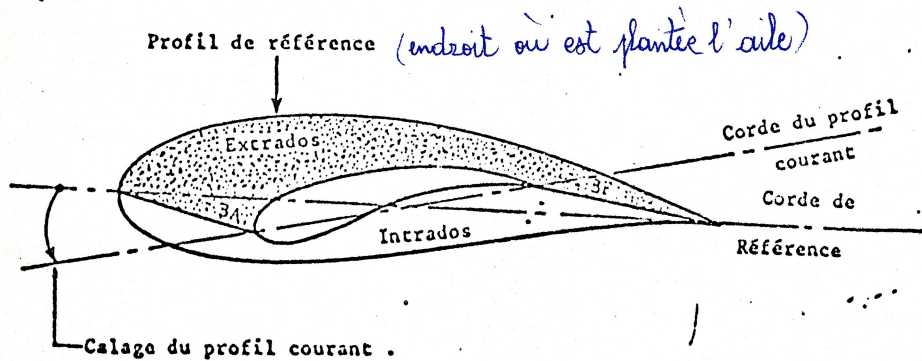
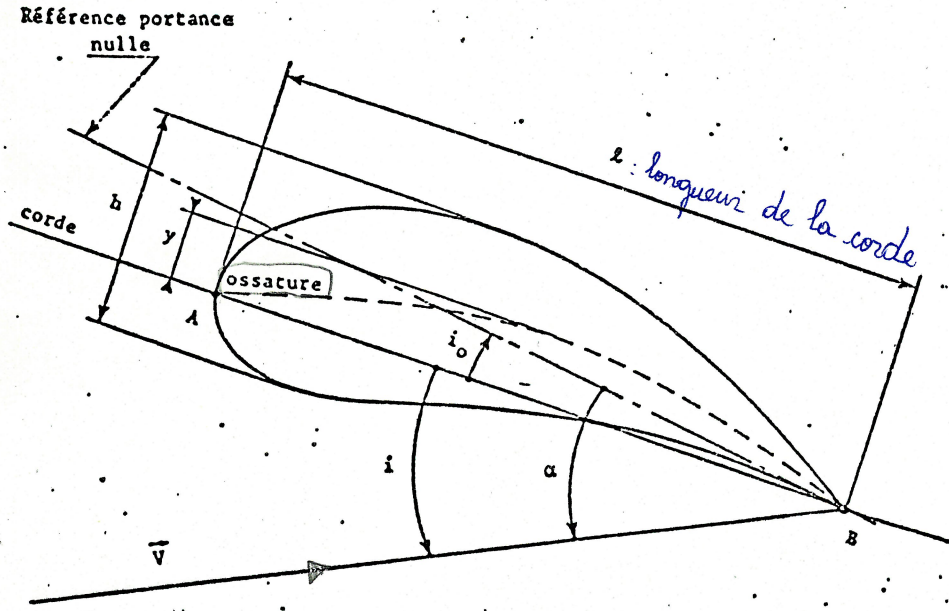
La flèche la plus utilisée est celle à 25 Z sauf pour les ailes " Δ " ou voisines (gothiques, fer de lance) où la flèche employée est celle du bord d'attaque.

- δ : dièdre (1)



Le dièdre est positif quand la demi-aile droite est au-dessus du plan (C, xy) .

notes



ossature : ligne médiane entre intrados et extrados.

h : épaisseur maxi du profil.

y : fleche maxi : distance maxi entre corde et ossature

Épaisseur relative $E\% = \frac{h}{l}$

profil épais $E\% > 12\%$

profil mince $E\% < 6\%$

concorde : $\begin{cases} 3\% \text{ à l'encastrement} \\ 1,8\% \text{ à l'extension} \end{cases}$

courbure, cambrure relative $C\% = \frac{y}{l}$

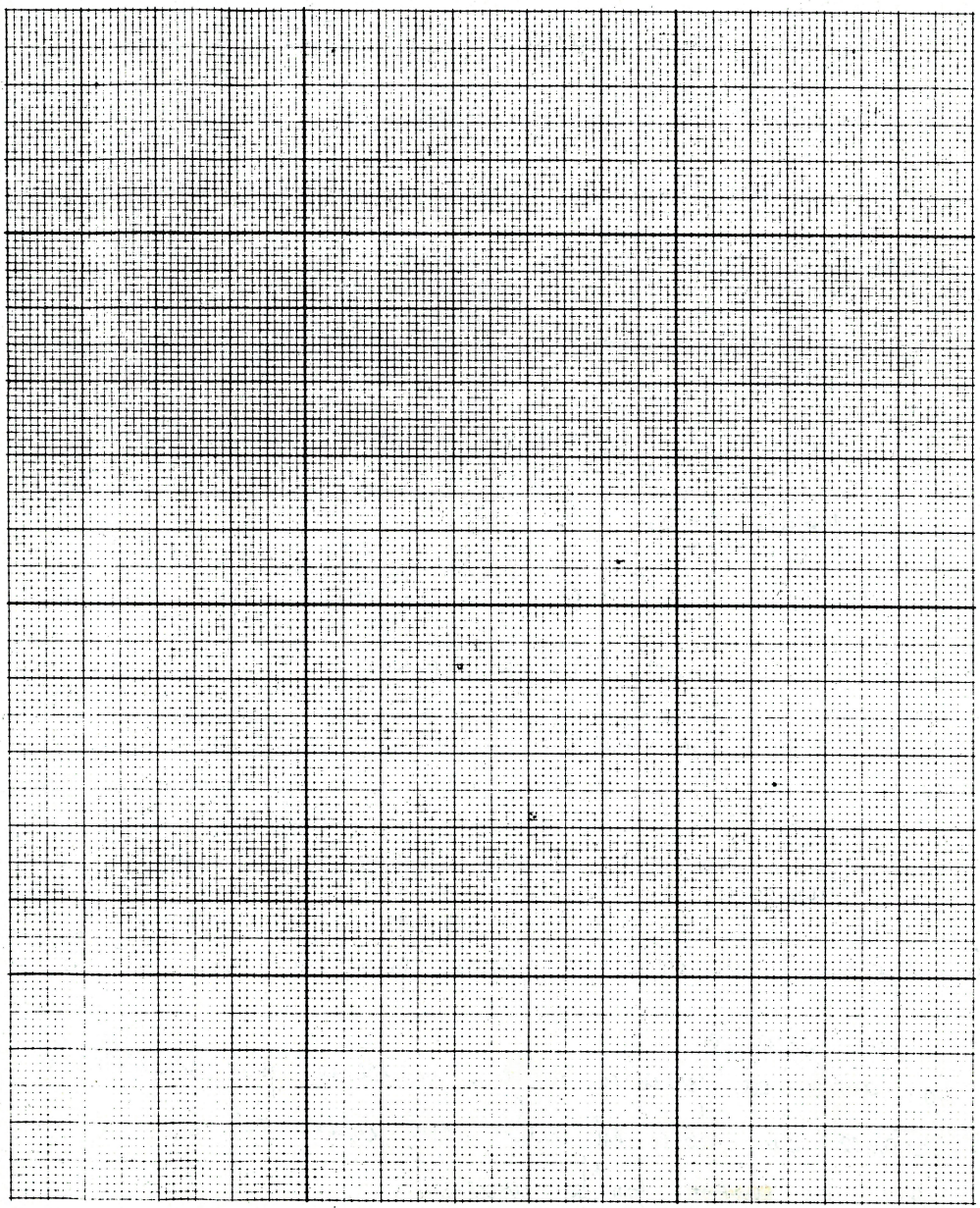
$\begin{cases} \text{recteur} \approx 10\% \\ \text{classique} \approx 2\% \end{cases}$

i : angle d'incidence : formé par la corde et la vitesse relative

i_0 : angle de portance nulle : incidence pour laquelle la portance du profil est nul. cet angle est qrit < 0 pour les ~~autres~~ profils usuels.

α : angle de portance ; déterminé par i_0 et le vecteur vitesse.

croquis

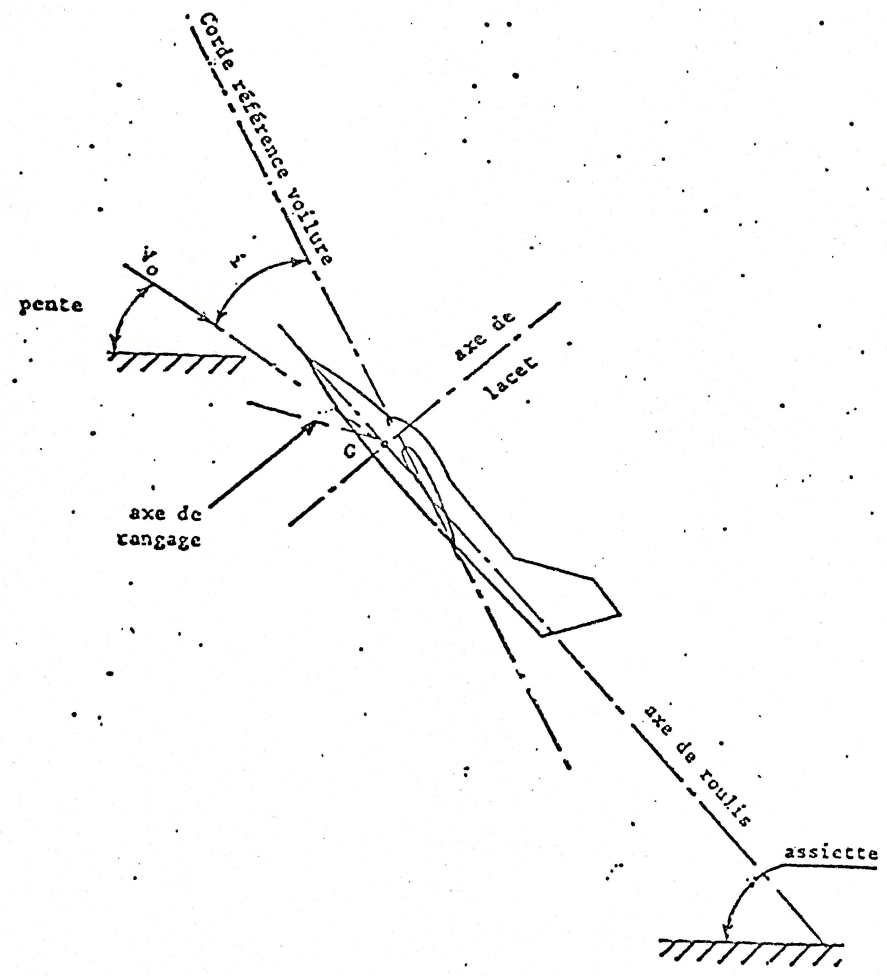


notes

$$i = i_0 + \alpha$$

cours

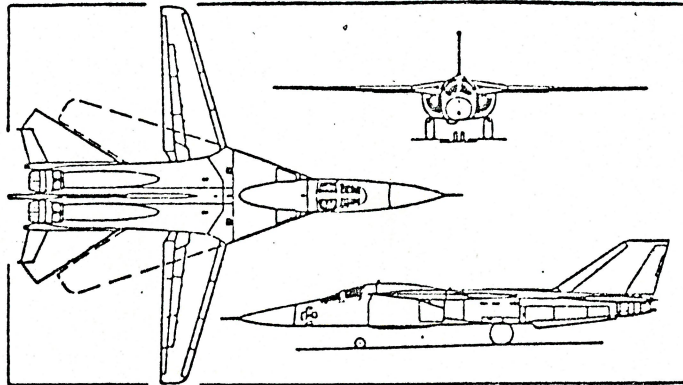
notes



cours

notes

- Pour concilier les caractéristiques aérodynamiques dans une grande gamme de nombre de Mach, certains avions sont équipés de voilure à flèche variable. Cette variation de flèche est obtenue par pivotement complet de chaque demi-voilure.



GENERAL DYNAMICS F-111 A (USA)

$b = 19,20 \text{ m}$ $\varphi_A = 16^\circ$
 $b = 9,74 \text{ m}$ $\varphi_A = 72,5^\circ$ $M = 2,5$

2.2.3. - Formé en plan

Les ailes se différencient aussi par leur forme en plan ; il est possible de grouper ces formes en trois groupes :

- a , aile de grand et moyen allongement et de faible flèche ;
- b , aile d'allongement et de flèche moyens ;
- c , aile de faible allongement et de grande flèche ;

qui correspondent respectivement aux trois catégories d'avions dans leur domaine usuel d'utilisation.

12

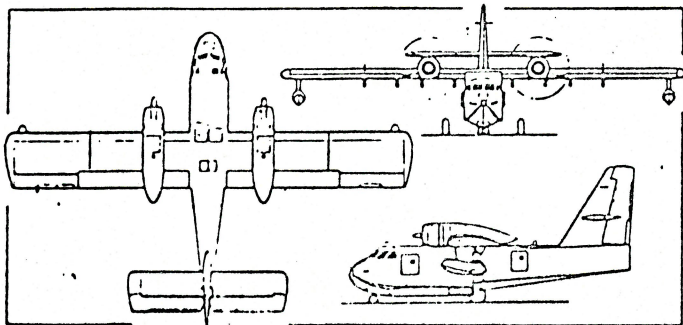
cours

- avions subsoniques $M < 0,6$
- avions transsoniques $0,7 < M < 0,9$
- avions supersoniques $M > 1,2$

Ces différentes formes sont illustrées par les exemples ci-après.

a)

- aile rectangulaire



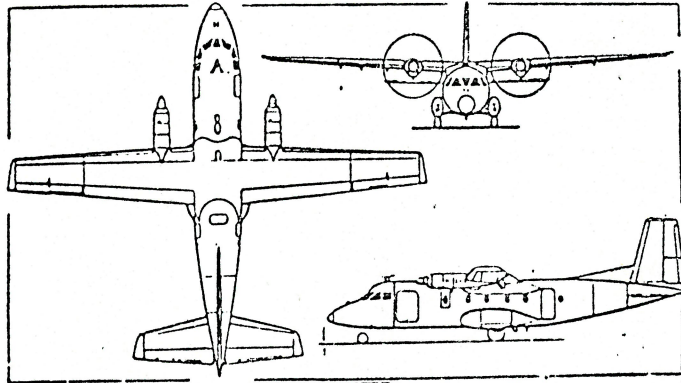
CANADAIR CL-215 (Canada)

$b = 28,60 \text{ m}$ $S = 100,33 \text{ m}^2$ $\lambda = 8,15$
 $V_{\text{max}} = 293 \text{ km/h}$

notes

COURS

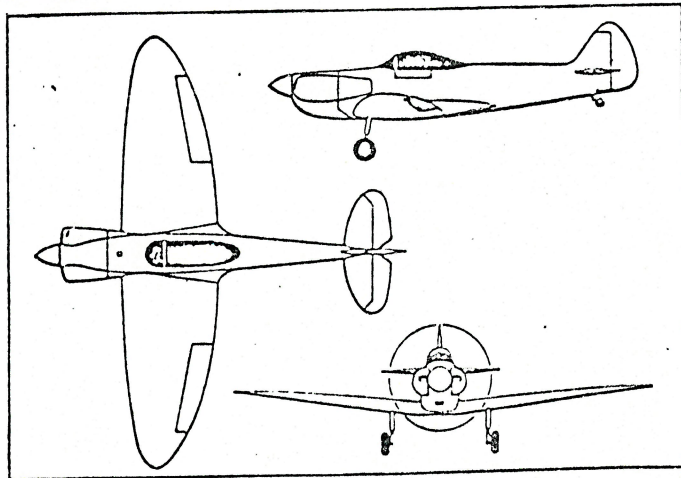
- aile trapézoïdale



AEROSPATIALE FREGATE (France)

$b = 22,60 \text{ m}$ $S = 55,79 \text{ m}^2$ $\lambda = 9,15$
 $V_{\text{max}} = 408 \text{ km/h}$

- aile elliptique



ISAACS SPITFIRE (RU)

$b = 6,75 \text{ m}$ $S = 8,08 \text{ m}^2$ $\lambda = 5,63$
 $V_{\text{max}} = 740 \text{ km/h}$

notes

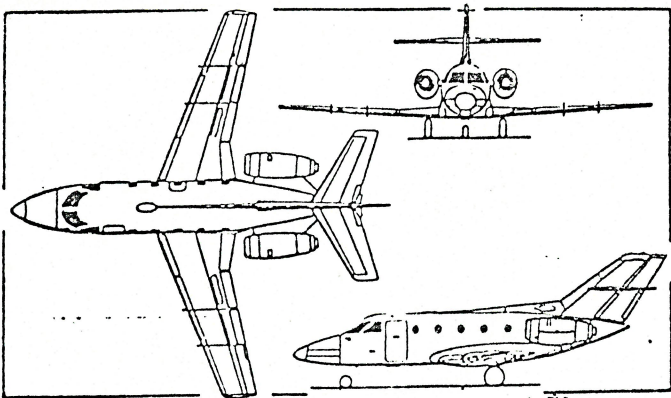
effilement = rapport de la corde d'extrémité / corde
 d'implanture (cas des ailes trapézoïdale)

COURS

notes

b)

- aile à flèche moyenne

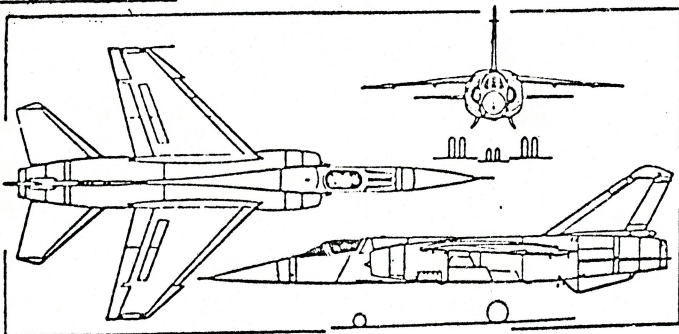


AEROSPATIALE SN 600 CORVETTE (France)

$b = 12,80 \text{ m}$ $S = 22,00 \text{ m}^2$ $\lambda = 7,45$
 $\varphi_A = 22^\circ 32'$ $\delta = 3^\circ 6'$
 $M_{\text{max}} = 0,7$ 750 km/h

c)

- aile à grande flèche

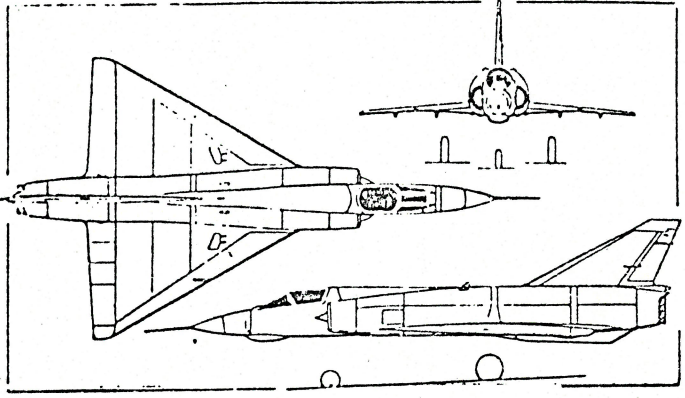


AMDBA MIRAGE F1 (France)

$b = 8,40 \text{ m}$ $S = 25,00 \text{ m}^2$ $\lambda = 2,82$
 $\varphi_A = 50^\circ$
 $M_{\text{max}} = 2,2$

COURS

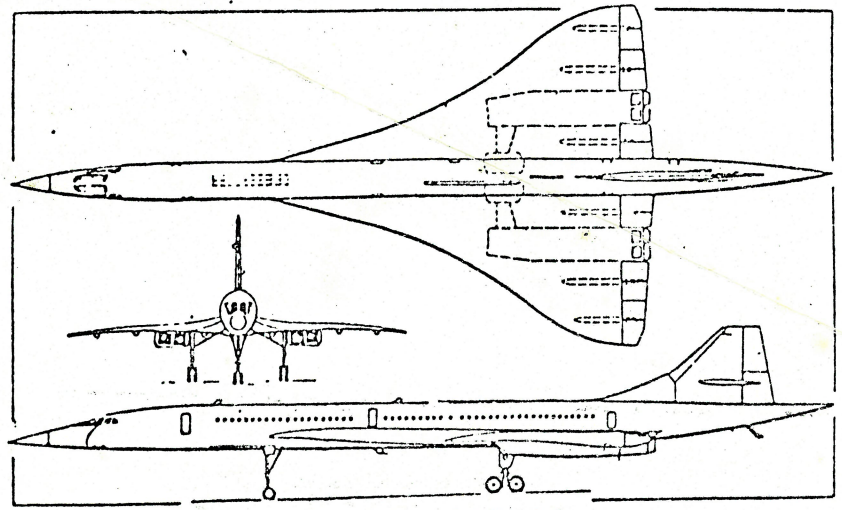
- aile "Δ"



AMDBA MIRAGE III.E (France)

$b = 8,22 \text{ m}$ $S = 34,85 \text{ m}^2$ $\lambda = 1,88$
 $\varphi_A = 60^\circ 34'$
 $M_{\text{max}} = 2,2$

- aile "gothique"

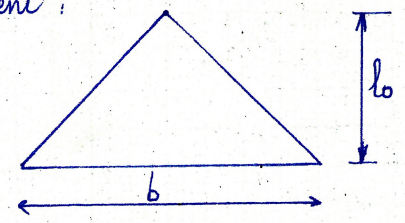


AEROSPATIALE-BAC CONCORDE

$b = 25,60 \text{ m}$ $S = 358,25 \text{ m}^2$ $\lambda = 1,7$
 $M = 2,2$

notes

élancement :



$$\text{élancement} = \frac{l_0}{b}$$

concorde

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{e}{l} = 1,8\% \\ l = 30 \text{ m} \end{array} \right.$$

$$\left. \begin{array}{l} \frac{e}{l} = 22\% \\ l = 15 \text{ m} \end{array} \right\} H4.$$

COURS

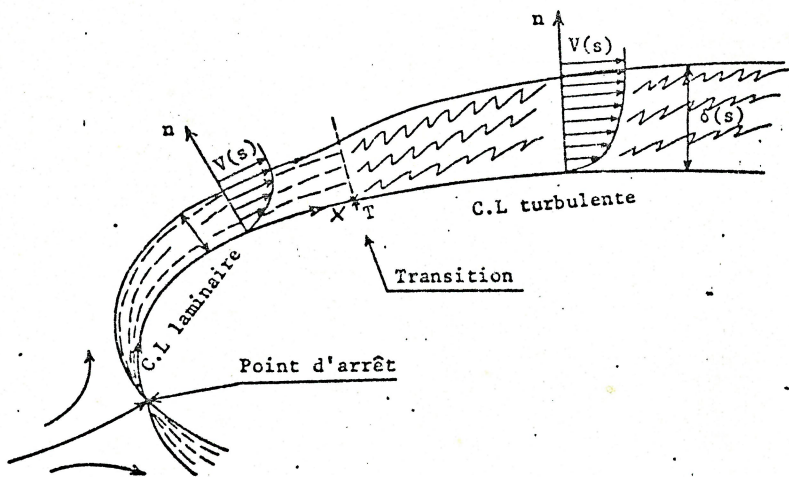
COUCHE LIMITE AUTOUR DU PROFIL

Les effets de viscosité par la présence de la couche limite ont une influence importante sur les caractéristiques aérodynamiques d'un profil :

- par action directe sur les forces de frottement (traînée de frottement) ;
- par action indirecte sur les forces de pression par décollement (portance, traînée de forme, moment de tangage).

La couche limite prend naissance au point d'arrêt, elle est d'abord laminaire. A partir d'un point, appelé point de transition, elle devient turbulente tout en conservant, au contact même de la paroi du profil, une sous couche laminaire très mince.

A la paroi, la vitesse est nulle ; à la frontière extérieure de la couche limite, la vitesse est égale à la vitesse de l'écoulement externe (écoulement non visqueux).

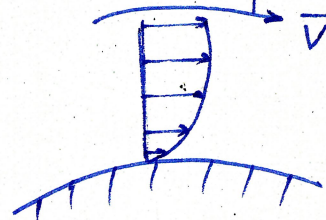


Développement de la couche limite sur un profil

Le schéma ci-dessus montre que sur les normales à la paroi, le profil des vitesses dans la couche limite est différent suivant sa nature : laminaire ou turbulente. Il en est de même pour la variation de l'épaisseur de la couche limite δ en fonction de l'abscisse curviligne x .

notes

couche limite : couche de fluide au voisinage immédiat de la surface de l'airon dans laquelle l'écoulement est ralenti par des phénomènes dus à la viscosité

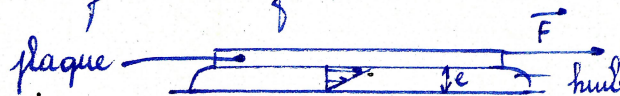


ralentissement : du aux frottements moléculaires

$$\frac{dF}{ds} = \mu \frac{dv}{ds}$$

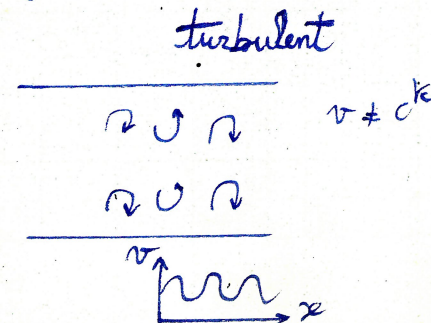
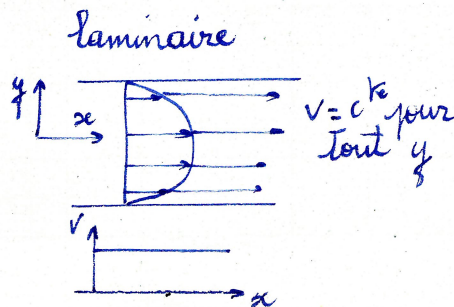
la viscosité caractérise l'effort s'opposant au

laminage d'un fluide.



$$\vec{F} = K \times \frac{\vec{V}}{e} S$$

coef



cours

Pour représenter l'influence de la viscosité sur l'écoulement autour d'un corps on utilise un nombre sans dimension appelé nombre de Reynolds R

$$R = \frac{x \cdot v}{\nu}$$

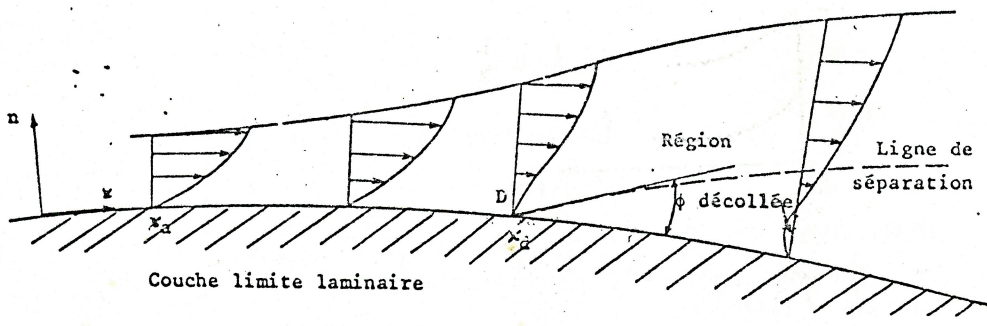
- v vitesse de l'écoulement
- ν coefficient de viscosité cinématique
- x coefficient homogène à une longueur et dépendant de la forme du corps

Si le nombre de Reynolds est faible l'influence de la viscosité est prépondérante et inversement.

- Décollement

Sur un profil dont l'état de surface ne présente pas de rugosité, le décollement de la couche limite, qu'elle soit laminaire ou turbulente, est toujours dû à une augmentation de la pression statique de l'écoulement externe.

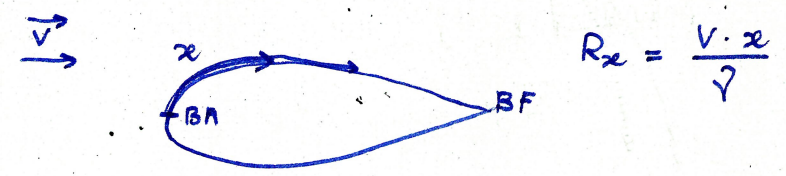
Dans le cas de la couche limite laminaire, le mécanisme du décollement est schématisé sur la figure ci-dessous.



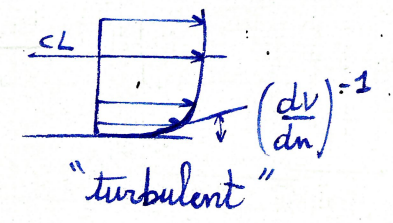
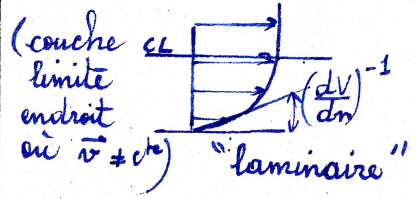
notes

$$\begin{cases} R < R_{critique} \Rightarrow \text{laminaire} \\ R > R_c \Rightarrow \text{turbulent.} \end{cases}$$

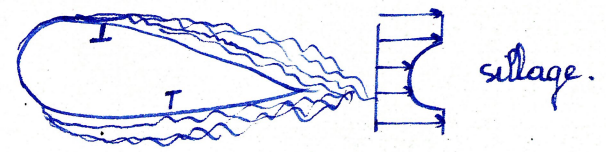
R caractérise le comportement de l'écoulement.



couche limite



épaisseur ↗ d'amont en aval



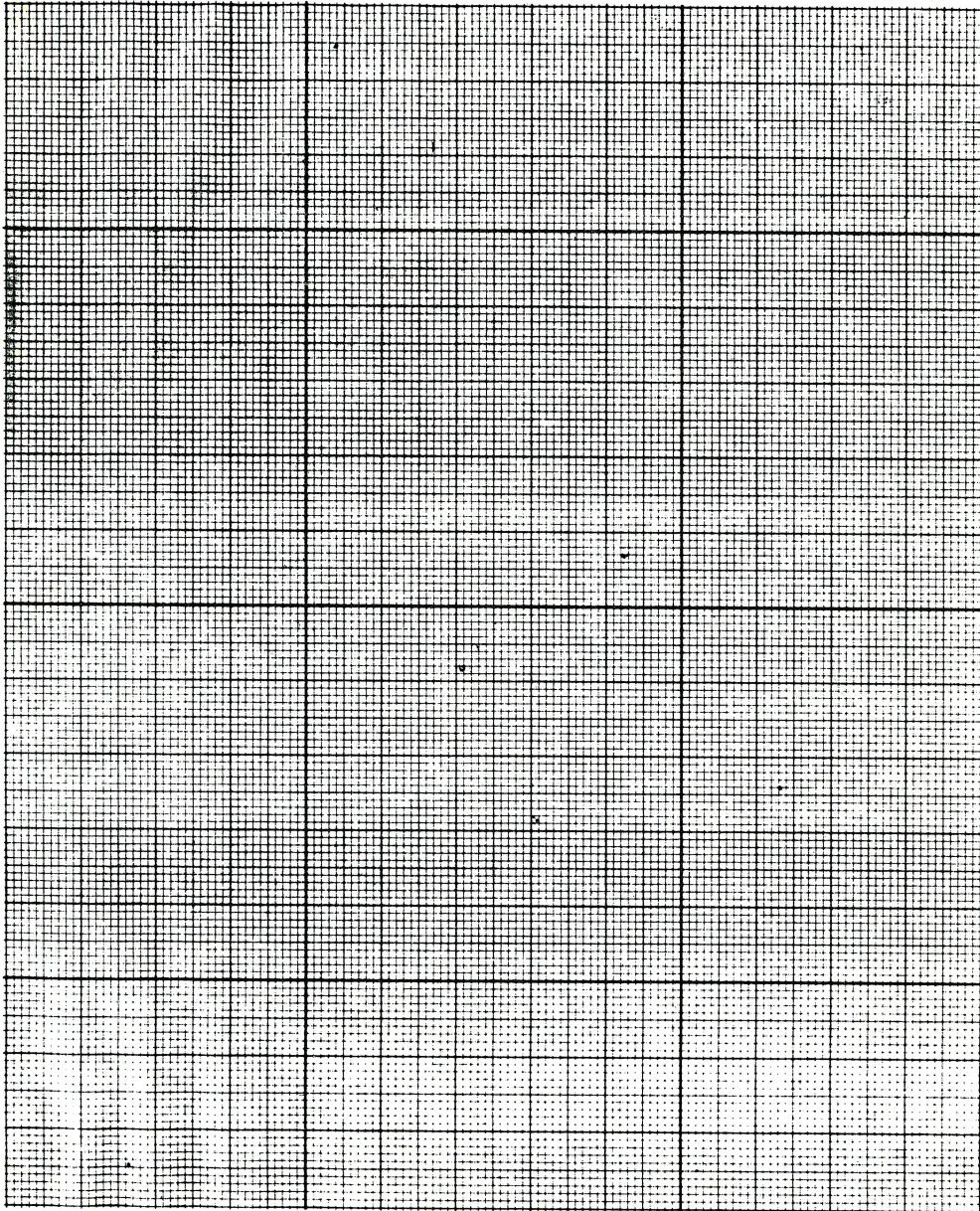
épaisseur de la couche limite

$$\delta = \frac{4,98}{\sqrt{R_x}} \cdot x$$

laminaire

$$\delta = \frac{0,154}{R_x^{1/4}} \cdot x$$

croquis



notes

épaisseur \nearrow avec x .

à x donné l'épaisseur est d'autant plus faible que R_{xe} est grand

la couche limite est plus épaisse en turbulent qu'en laminaire.

coef frottement local

$$K_p = \frac{0,664}{\sqrt{R_{xe}}}$$

laminaire

$$K_p = \frac{0,036}{R_{xe}^{\frac{1}{2}}}$$

coef frott moyen:

$$C_F = \frac{1,388}{\sqrt{R_{xe}}}$$

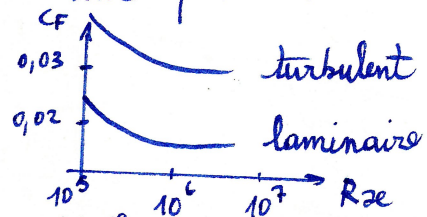
laminaire.

$$C_F = \frac{0,044}{R_{xe}^{\frac{1}{2}}}$$

turbulent.

coef frot \searrow qd $R \nearrow$

ils sont plus \nearrow en turbulent qu'en laminaire



cause décollement:

- freinage progressif de la couche limite / viscosité
- gradient de pression > 0 \rightarrow création d'un courant de retour et d'une zone d'eau morte sans énergie.

Répartition des pressions
autour d'un profil

I - DEFINITIONS PRELIMINAIRES

Pression statique (p) : c'est la pression que mesurerait un observateur immobile par rapport au fluide
Pression statique \leftrightarrow énergie potentielle

Pression dynamique (q) : c'est la pression liée à la vitesse de l'écoulement

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2$$

Pression dynamique \leftrightarrow énergie cinétique

Pression totale (P_T) : c'est la somme de la pression statique et de la pression dynamique

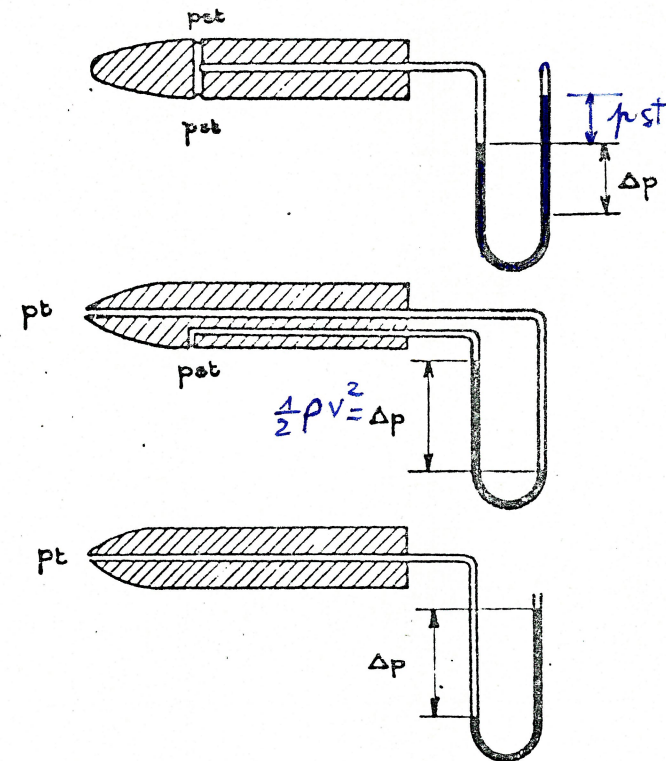
$$P_T = p + q$$

$$P_T = p + \frac{1}{2} \rho V^2$$

La pression totale représente l'énergie de l'écoulement

condition : ne pas apporter ni retrancher d'énergie à l'écoulement.

$$P_T = p + \frac{1}{2} \rho V^2 = c^{\text{TE}}$$



cours

notes

II THEOREME DE BERNOULLI

Condition : ne pas apporter ni retrancher d'énergie à l'écoulement

Loi de Bernoulli : Alors, la pression totale est constante

$$P_T = p + \frac{1}{2} \rho V^2 = Cte$$

Conséquence :
 dépression ↔ survitesse
 surpression ↔ ralentissement

III Perturbation d'un écoulement

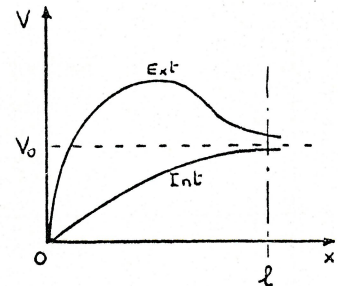
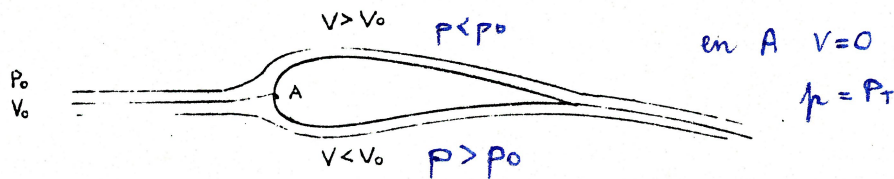
Une perturbation (obstacle) dans un écoulement crée une variation de vitesse et de pression

P_0, V_0 P, V
 infini amont en x donné

De ces variations de pression découlent des variations de force.

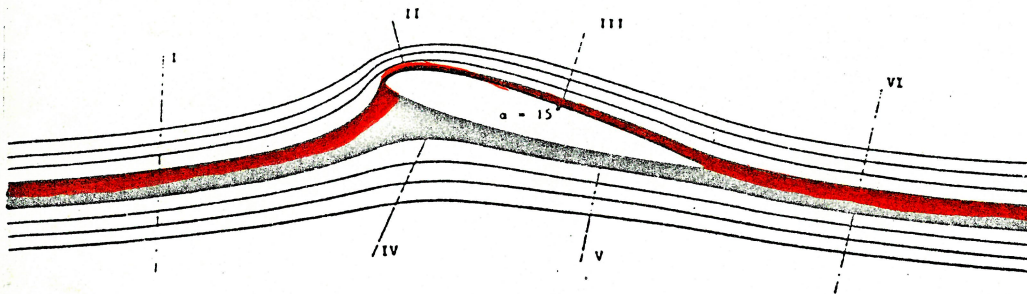
Conséquence : pour créer une force de portance, l'aérodynamicien crée un profil qui, globalement, ralentit l'écoulement à l'intrados et l'accélère à l'extrados.

IV Description de l'écoulement autour d'un profil



- ETUDE DE L'ÉCOULEMENT

Pour cette étude, à une incidence donnée, regardons tout d'abord la déformation des lignes de courant autour du profil.

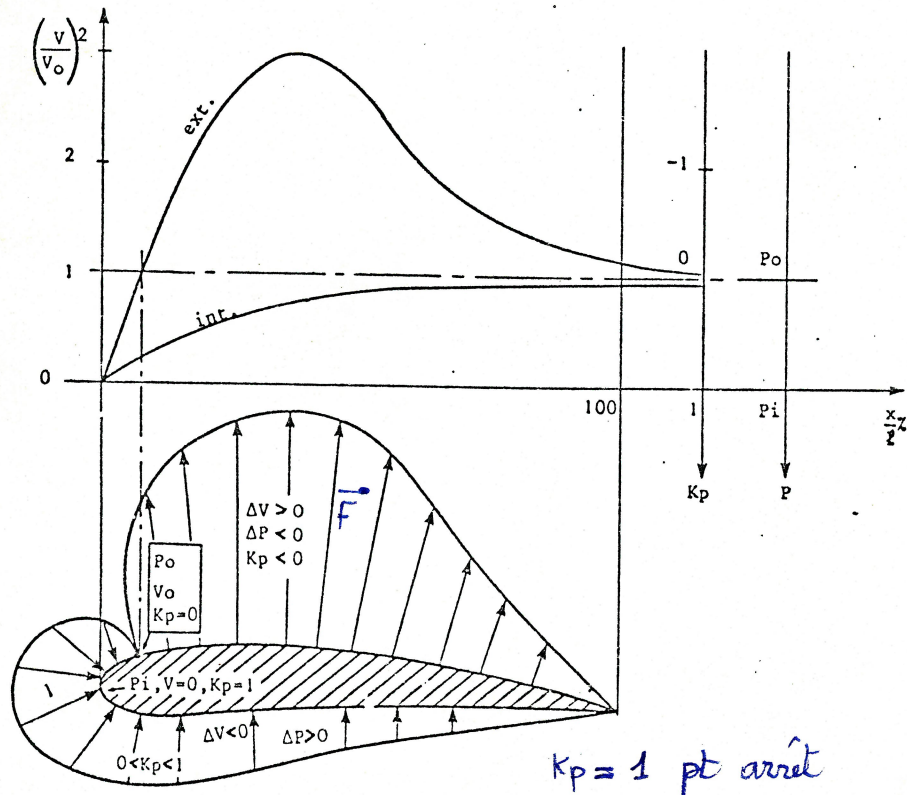


- Assez loin du profil (sections I et VI), les lignes quoique défléchies par rapport à l'écoulement de translation à l'infini sont équidistantes entre elles avec une vitesse sensiblement égale à V_0 .
- Dans la section II, les lignes comprises dans la partie ombrée contournent le bord d'attaque en se resserrant, il en est de même de celles situées au-dessus. Suivant la relation de la continuité du débit, cette striction dans les lignes de courant entraîne des vitesses importantes et nettement plus élevées que la vitesse V_0 .
- Dans la section III, sur l'extrados et à mi-corde, la zone ombrée s'élargit et de ce fait la vitesse décroît.
- Dans la section IV, à l'intrados les lignes s'écartent, la vitesse est faible et plus particulièrement près du profil où nous avons une zone d'eau morte avec des vitesses quasi nulles.
- Dans la section V, toujours à l'extrados les lignes se resserrant mais avec des vitesses encore plus faibles que V

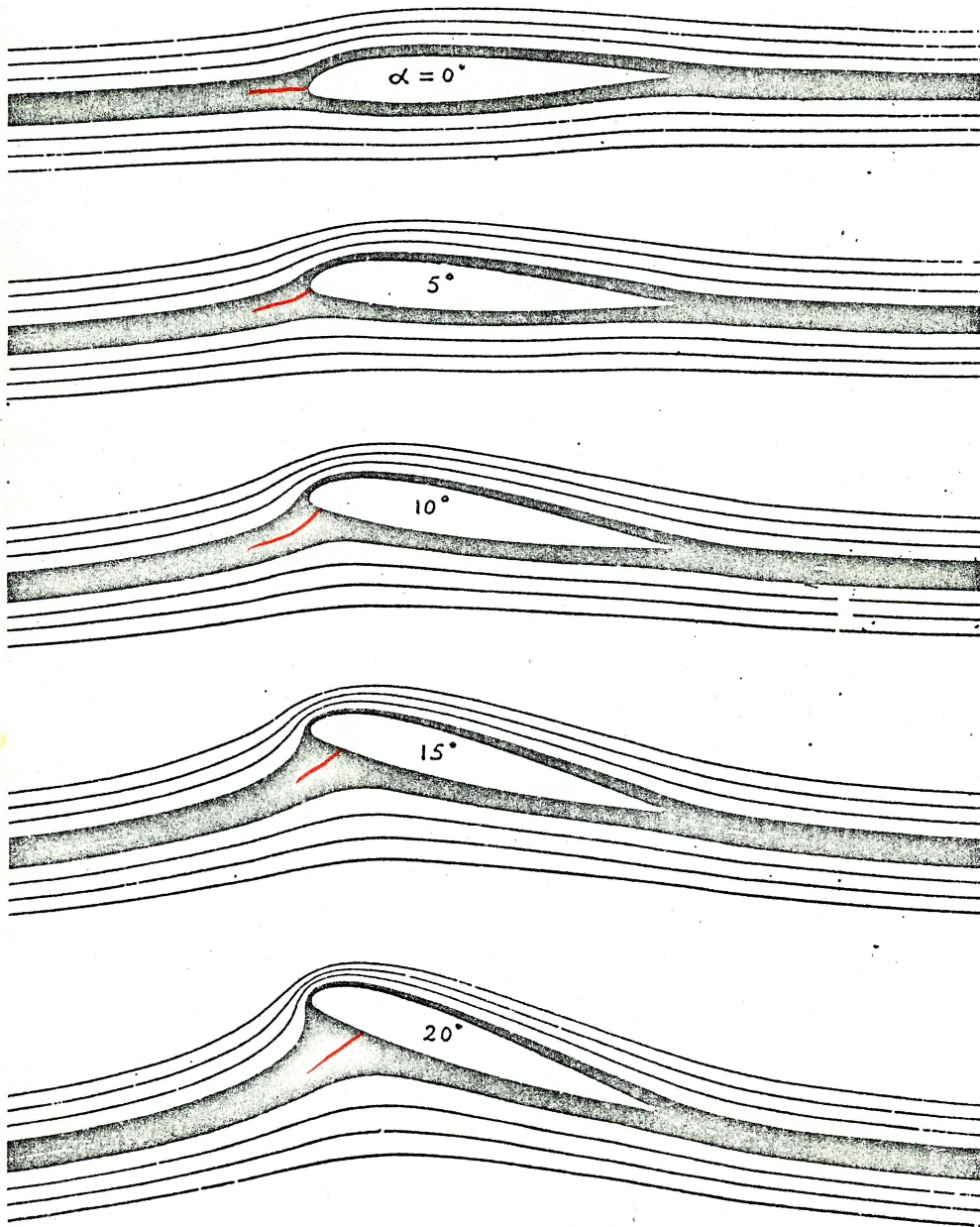
V Coefficient de pression

Définition :
$$K_p = \frac{p - p_0}{\frac{1}{2} \rho_0 V_0^2} \quad \text{d'où} \quad K_p = 1 - \left[\frac{V}{V_0} \right]^2$$

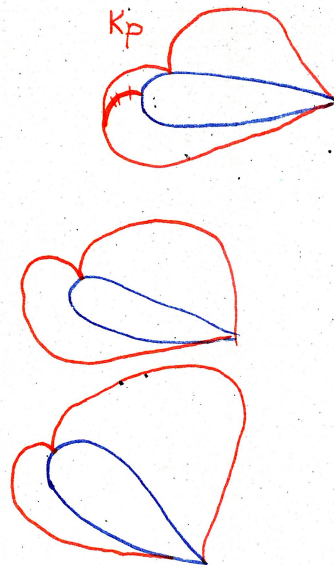
- K_p est un coefficient local
- $K_p = 1$ et $V = 0$ $p = P_T$ et $V = 0$ (donc au point A)
- $K_p < 0$ surpression locale
- $K_p < 0$ dépression locale
- $K_p = 0$ en x , $(p, V) = (P_0, V_0)$



cours

VI. Influence de l'incidence

notes



le pt d'arrêt se déplace sur l'intrado.

VII Décollement, décrochage

Influence de l'incidence

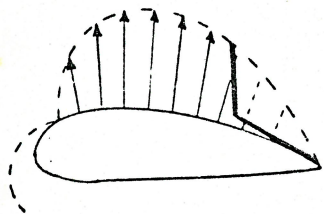
Le gradient de recompression augmente avec l'incidence

Conséquence : si la couche limite est épaisse, l'énergie de l'écoulement ne peut plus s'opposer au gradient de recompression et il y a création d'un courant de retour (décollement) () influence du nombre de Reynolds.

Décrochage : extension du décollement à tout l'extrados, d'où perte quasi-totale de portance.

VIII Onde de choc

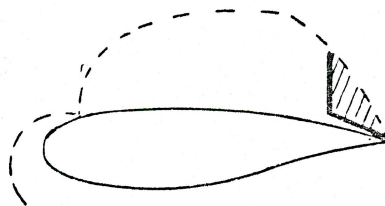
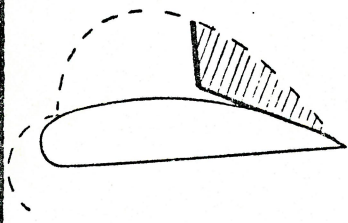
- à Mach 0,7 à 0,8 l'accélération de l'écoulement à l'extrados peut amener localement une vitesse supersonique. La recompression peut alors engendrer une "onde de choc" : recompression brutale discontinue ("mini-mur du son")



onde de choc

Les conséquences sont comparables à celles d'un décollement
décollement : choc :

Profil "supercritique" :



COURS

Caractéristiques aérodynamiques d'un profil

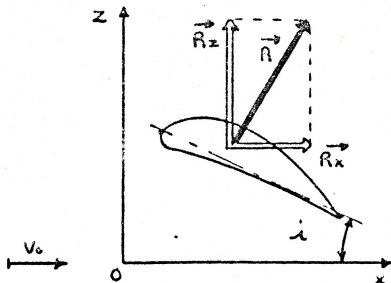
I - Origine des forces développées par un profil

- a) Survitesses \longleftrightarrow forces normales de pression
- b) Viscosité \longleftrightarrow forces tangentielles de frottement

II - Forces Résultantes

La portance est la projection, sur un axe perpendiculaire à la vitesse, de la somme des forces

La traînée est leur projection sur un axe parallèle à la vitesse



traînée

III - Ecriture des forces

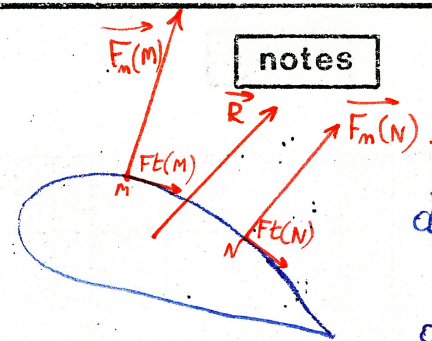
$F_x = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_x$
$F_z = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_z$

- Influence des conditions extérieures : v, ρ ($q = \frac{1}{2} \rho v^2$)
- Influence des dimensions du corps : S
- Influence de la forme du corps : C_x, C_z

Conséquences : Le choix de la surface S est un compromis délicat.
 S doit être grand pour voler lentement (décollage - atterrissage) (haut)
 S doit être petit pour voler vite (croisière)

notes

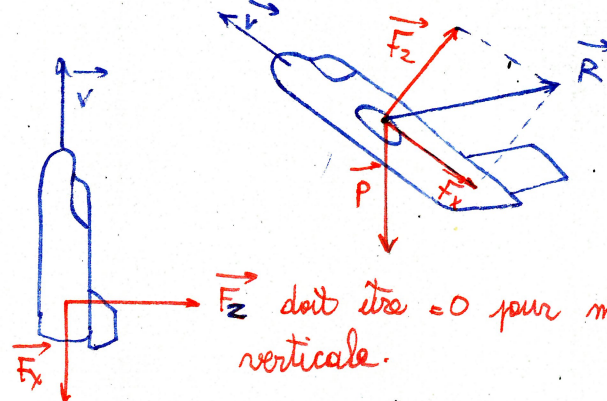
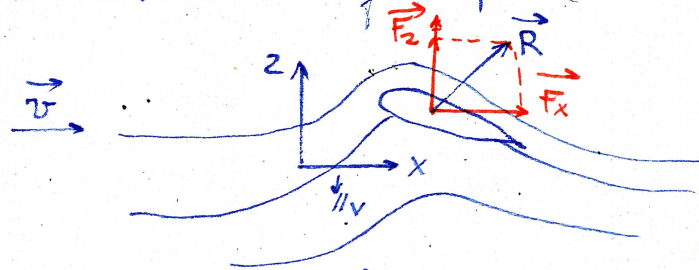
①



$dF_t = \mu \frac{dv}{dn} \cdot ds$

$dF_m = (p - p_0) ds$

R : résistance aérodynamique (résultante)

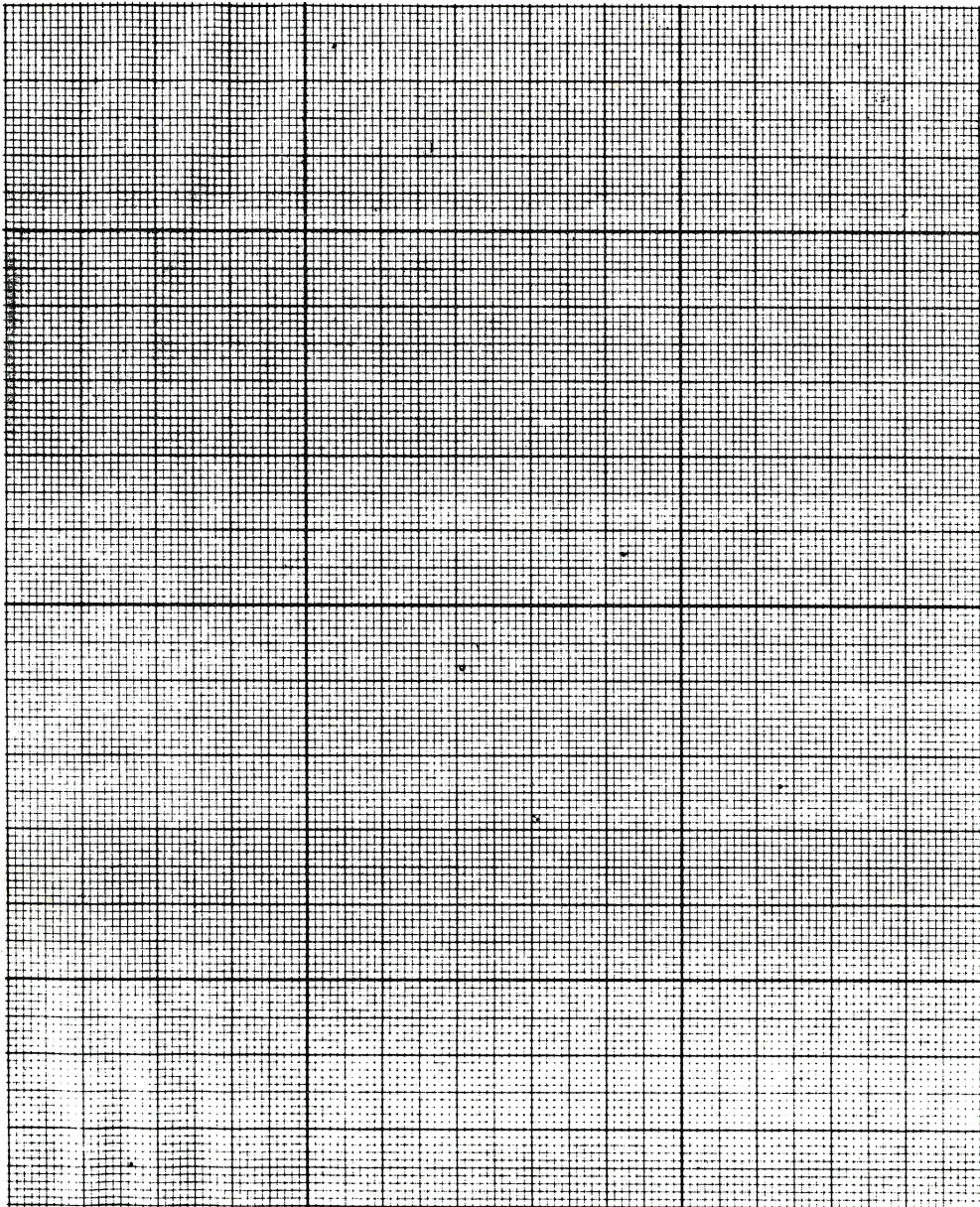


F_z doit être = 0 pour montée verticale.

①

$F_x = \int F_N + \int F_t$
 traînée de forme t. de frottement.

croquis



notes

$$R = \frac{1}{2} \rho v_0^2 S C_R$$

$$R_z = \frac{1}{2} \rho v_0^2 S C_z$$

$$R_x = \frac{1}{2} \rho v_0^2 S C_x$$

$$C_R = \sqrt{C_x^2 + C_z^2}$$

v_0 : vitesse à l'infini
amont.

COURS

IV - Paramètres influents :
(sur C_x et C_z)

- incidence
- forme du profil
- rugosité du profil
- turbulence de l'écoulement
- formes de l'aile (allongement - effilement)
- viscosité
- compressibilité (nombre de Mach)

V - Etude de la PORTANCE (C_z) :

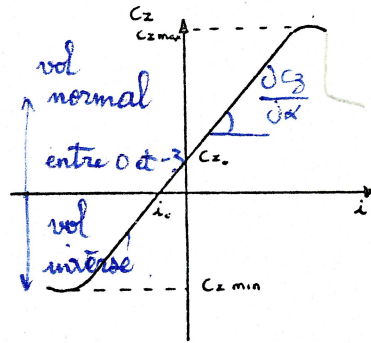
1. Liaison entre C_z et α
2. Influence de l'incidence

dans la partie linéaire

$$C_z(\alpha) = \frac{dC_z}{d\alpha}(\alpha - \alpha_0)$$

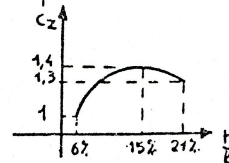
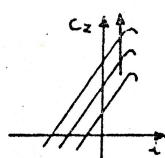
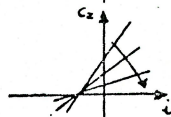
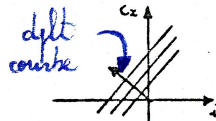
$$C_z(\alpha) = C_{z0} + \frac{dC_z}{d\alpha}$$

Ordres de grandeur : $\alpha \approx 1^\circ$ $\frac{dC_z}{d\alpha} = 0,1\%$ $C_z \approx 1,5_{\max}$

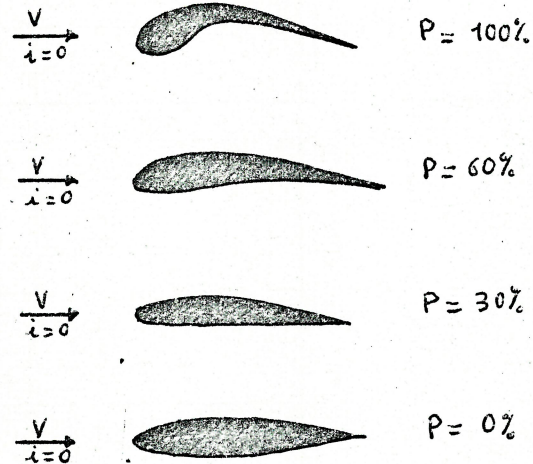


3. Influence de la forme du profil

- sur α_0 : $\alpha_0 \searrow$ si la cambrure \nearrow
épaisseur relative : rien de net
- sur $\frac{dC_z}{d\alpha}$: cambrure : pas d'influence
 $\frac{dC_z}{d\alpha} \searrow$ si l'épaisseur relative \nearrow
- sur $C_z \max$: $C_z \max \nearrow$ si la cambrure \nearrow
épaisseur relative



notes



cours

Applications : adaptation de B.A
 hypersustentation = augmentation de cambrure + adaptation

4. influence de la rugosité

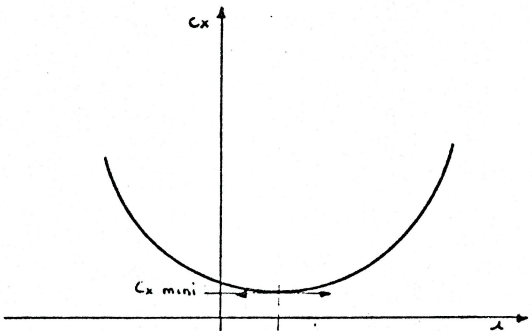
La rugosité entraîne souvent une plus grande résistance au décollement donc une augmentation du C_z max.

Applications : - Générateurs de vortex

VI Etude de la TRAINÉE (C_x)

1. Rappel : trainée : trainée de forme + trainée de viscosité (prépondérante)

2. influence de l'incidence



$$C_x(\alpha) = C_x + k \cdot \alpha^2$$

$\alpha = 0$

$$C_x (C_z) = C_x + K C_z^2$$

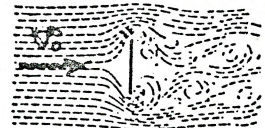
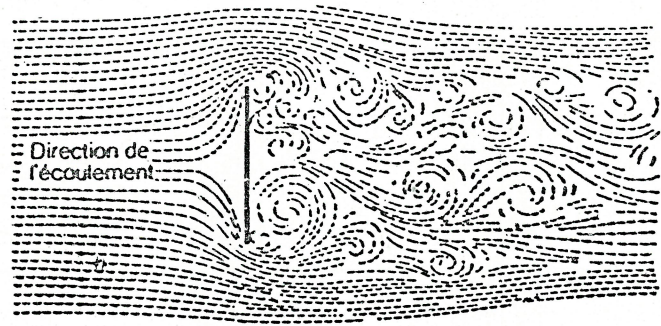
$C_z = 0$

3. influence de la forme du profil

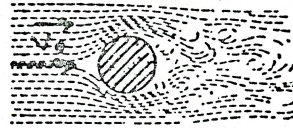
- . épaisseur relative : augmente la trainée
- . cambrure : augmente la trainée

Applications : - les avions rapides ont des profils minces et peu cambrés
 - l'hypersustentation augmente la trainée

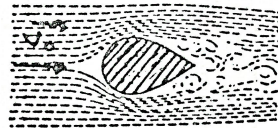
notes



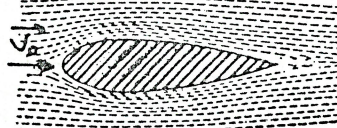
Résistance, 100%



Résistance, 50%



Résistance, 15%



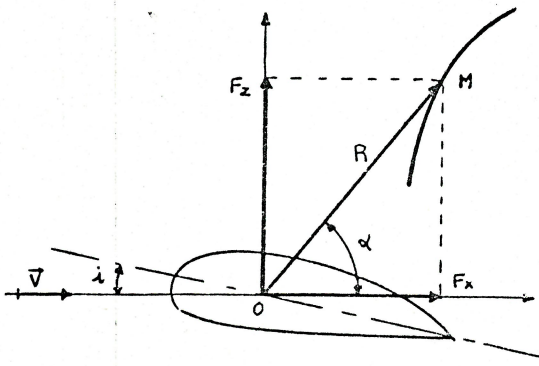
Résistance, 5%

cours

notes

POLAIRES - FINESSE

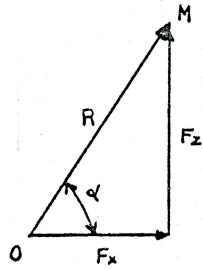
I POLAIRE :



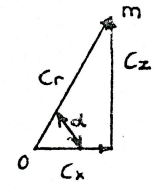
Systeme d'axe lie à la vitesse

- incidence i variable
- M décrit une courbe continue

α, R coordonnées polaires de M



Si l'on divise par
 $\frac{1}{2} \rho V^2 S$
 triangle semblable



m décrit une courbe HOMOTHETIQUE à celle de M

C_r : Coef. aérodynamique Total

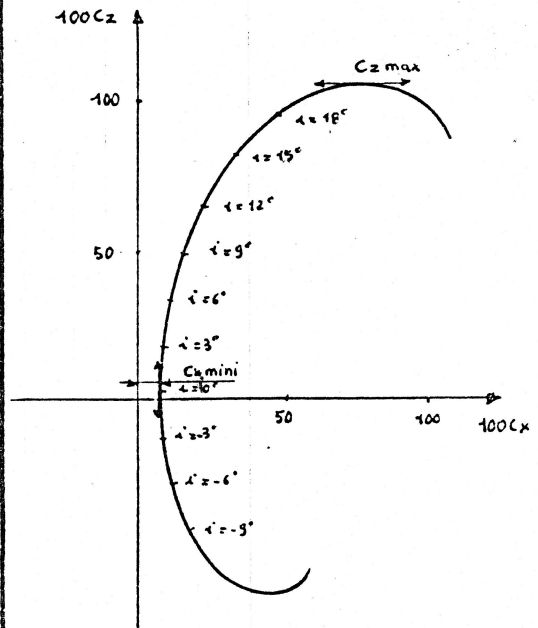
On décrit la POLAIRE : Courbe graduée en incidence

Elle donne (à $\frac{1}{2} \rho V^2 S$) près les coordonnées polaires de la RESULTANTE AERODYNAMIQUE

cours

notes

II Exemple de tracé de POLAIRE

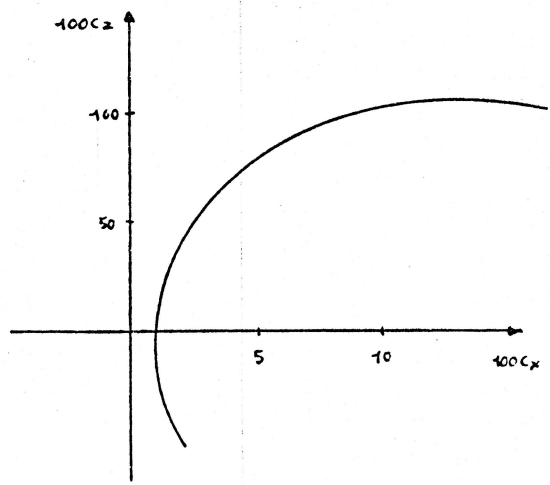


Pour étudier un avion, on détermine en soufflerie les polaires

- . de l'aile seule
- . de l'aile équipée
- . de l'avion complet
 - train (rentré)
 - (sorti)

Dispositif sustentateur
(braqué)
(non braqué)

POLAIRE V'EIFFEL



La résult. Aérodynamique n'est plus donnée directement :

- ni en grandeur
- ni en Direction

La courbe n'est pas une POLAIRE

COURS

III FINESSE : Par définition

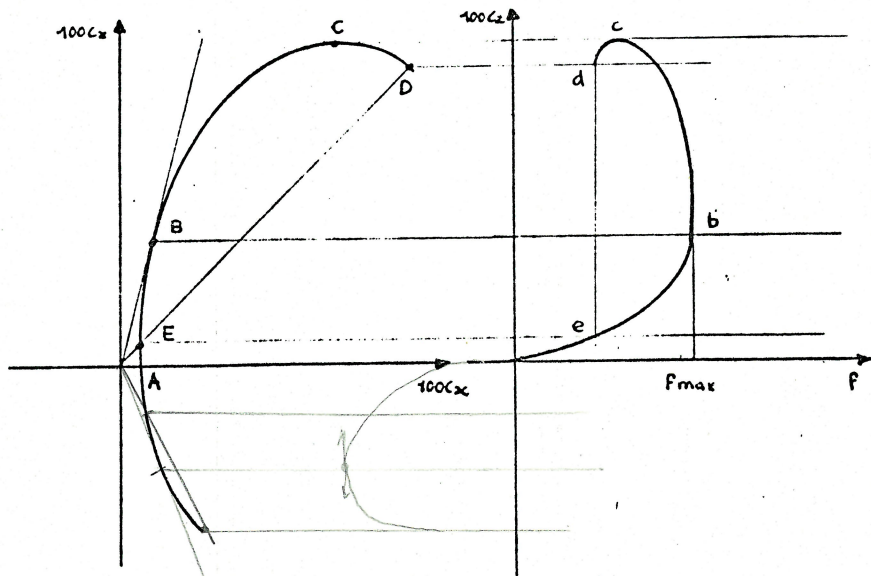
$$P = \operatorname{tg} \alpha = \frac{F_z}{F_x} = \frac{C_z}{C_x}$$

Caractérise le rendement

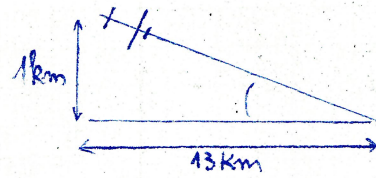
$F_z \rightarrow$ emport d'un chargement, F_x compensé par moteur

1. a moteur donné (F_x) : $F \nearrow \Rightarrow F_z \nearrow$
2. a chargement donné (F_z) : $F \nearrow \Rightarrow F_x \searrow$

Construction de la courbe de FINESSE :



notes



finesse = 13 %
lâché à 1 km \rightarrow se pose à 13 km.

pt B $\frac{C_z}{C_x}$ optimum (meilleure cond possible)

HYPERSTENTATION - HYPOSTENTATION

I GENERALITES

1.1 Hypersustentation

Il est nécessaire d'obtenir des C_z élevés lors du vol à faible vitesse correspondant au décollage et à l'atterrissage.

Au lieu d'utiliser des profils, très porteurs qui ont une traînée importante, on place sur la voilure des volets hypersustentateurs.

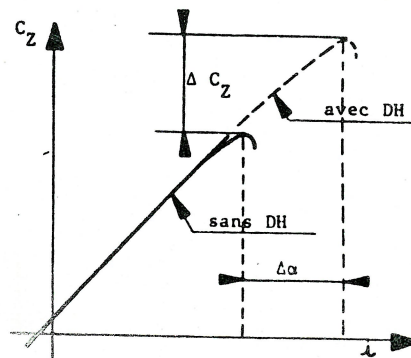
- augmentation de :
 - courbure
 - surface $\Rightarrow C_z \uparrow C_x \uparrow$

1.2 Hyposustentation

Dans certaines phases du vol, il est nécessaire de réduire la vitesse en descente ou de diminuer la portance de l'avion.

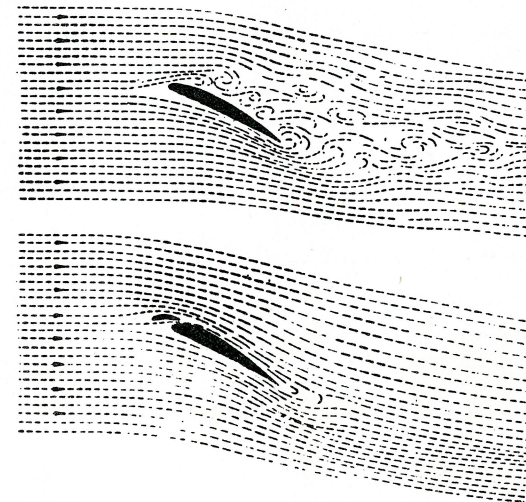
Nous trouverons 2 systèmes

- Aérofreinage $\Rightarrow C_x \uparrow$
 - déportance $\Rightarrow C_x \uparrow C_z \downarrow$

II HYPERSTENTATION2.1 Systèmes de bord d'attaque

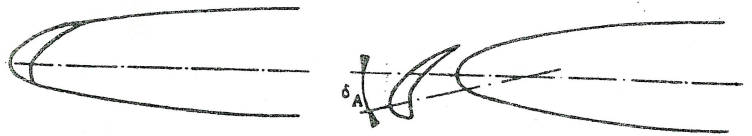
Dispositifs de bord d'attaque

Ils améliorent la circulation de l'air autour du profil aux grands angles d'incidence.

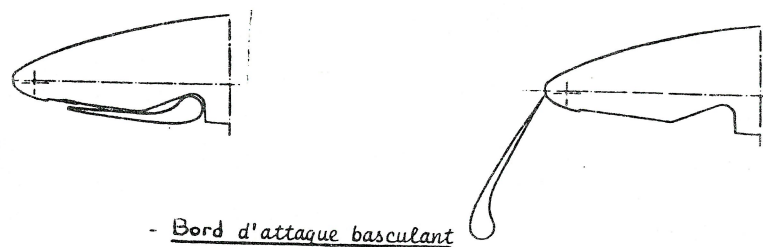


Ils agissent par accroissement de l'angle incidence de décrochage.

- Volet Handley-Page (Bac ou Slat)
 Ex. Utilisation : Airbus-Mercurie



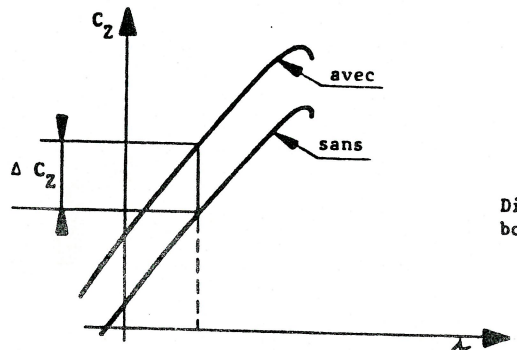
- Volet Krüger
 Ex. Utilisation : Boeing 707-727-737...



- Bord d'attaque basculant
 Ex. Utilisation Mirage



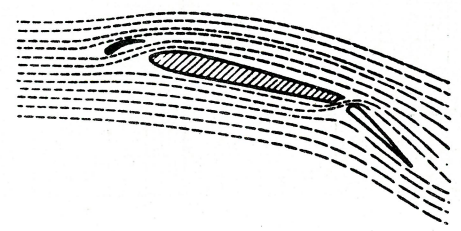
2.2 Systèmes de bord de fuite



Dispositifs de bord de fuite

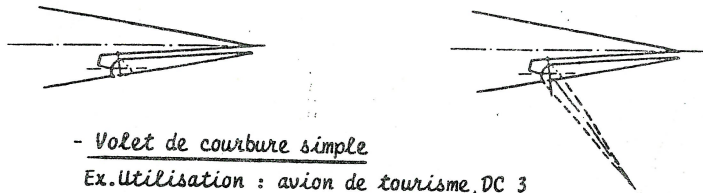
Ils agissent sans modifier l'incidence de décrochage.

notes



COURS

- Volet d'intrados
Ex. Utilisation ; Cessna

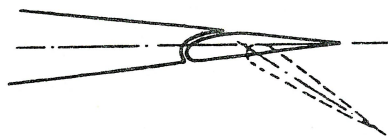


- Volet de courbure simple

Ex. Utilisation : avion de tourisme, DC 3



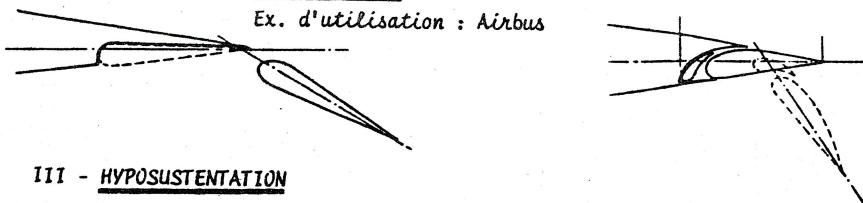
- Volet de courbure à fente



Volet Zap

- Volet Fowler

Ex. d'utilisation : Airbus



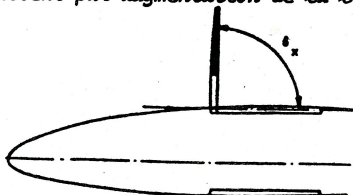
III - HYPOSUSTENTATION

3.1 Aérofrein : ils agissent par augmentation de la traînée

- Ailes

- fuselage

Certains avions (chasseurs) ont des plaques qui se déploient systématiquement sur les flancs ou à l'arrière du fuselage.

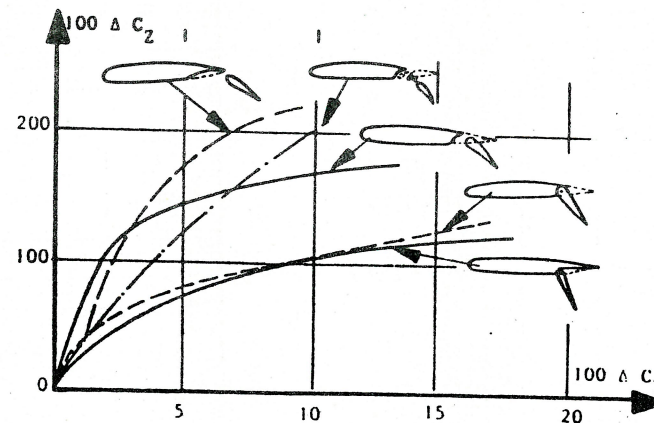
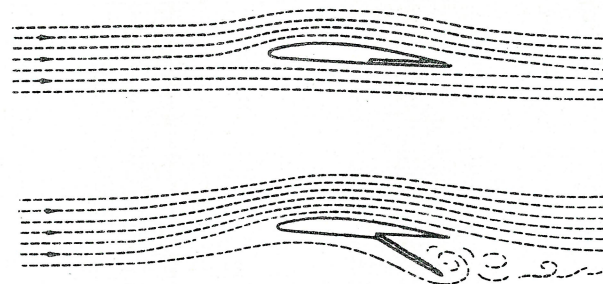


3.2 Déporteur

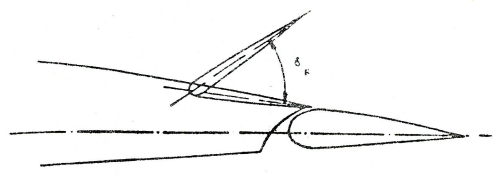
Un braquage entraîne une augmentation de C_x et une forte diminution de C_z .

Ex. d'utilisation : l'Airbus à l'atterrissage après le toucher des roues

notes



cours



3.3 Parachute
 Le parachute de queue peut diminuer considérablement la distance de freinage.
 Ex d'utilisation : Mirage, Caravelle

notes

A310 Flight controls

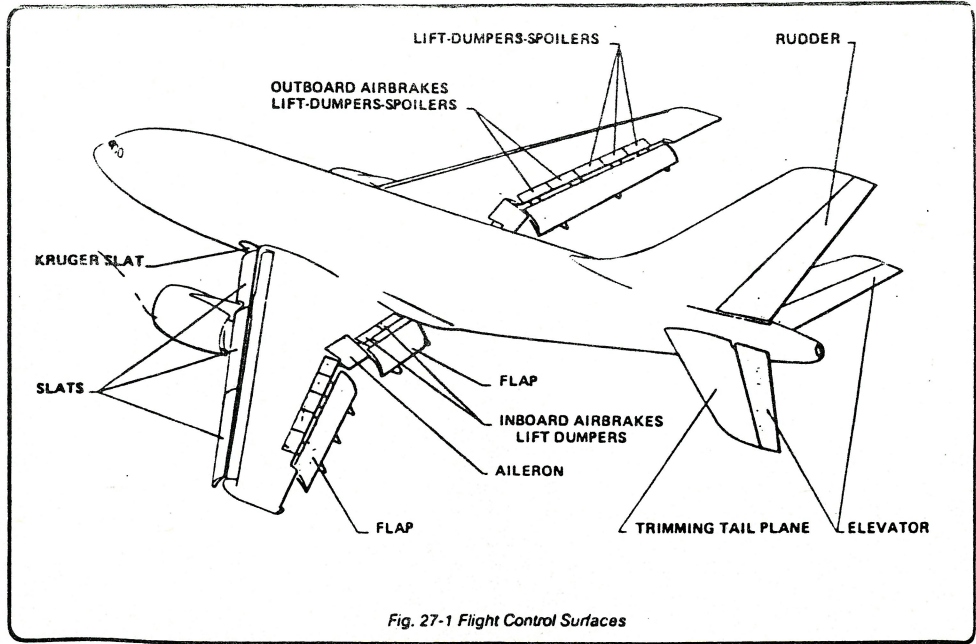


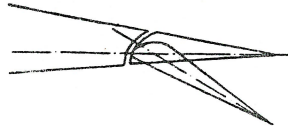
Fig. 27-1 Flight Control Surfaces

Dispositifs hypersustentateurs	Augmentation du C_z max	Angle d'attaque de la surface portante principale au C_z max
	—	15°
Profil de base		
	50%	12°
Volet de courbure simple		
	60%	14°
Volet d'intrados		
	90%	13°
Volet Zap		
	65%	16°
Volet à fente		
	70%	18°
Volet double à fente		
	90%	15°
Volet Fowler		

Dispositifs hypersustentateurs	Augmentation du C_z max	Angle d'attaque de la surface portante principale au C_z max
	100%	20°
Volet Fowler double à fente		
	50%	25°
Volet Krueger		
	40%	20°
Aile à fente		
	50%	20°
Bec de bord d'attaque fixe		
	60%	22°
Bec de bord d'attaque mobile		
	75%	25°
Bec de bord d'attaque et volet à fente		
	120%	28°
Bec de bord d'attaque et double volet Fowler		
	80%	16°
Volet soufflé		
	60%	?
Dispositif de soufflage du bord de fuite		

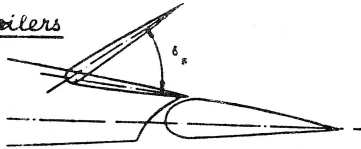
IV - GOUVERNES4.1 Commandes de l'axe des roulis

- Ailerons : Ils se braquent en sens inverse l'un de l'autre



Un braquage positif vers le bas augmente le C_z
Il existe des ailerons basse vitesse et haute vitesse.

- Spoilers



Ce sont des volets déporteurs dont le braquage sur l'aile concernée donnera une augmentation de trainée et une diminution de portance.

4.2 Commande : axes tangage et lacet

- Commande de profondeur

Plan fixe + gouverne de profondeur
Monobloc

- Commande de direction

4.3 Compensation

- Volets de compensation

Ils permettent au pilote d'exercer un effort moindre lors du braquage des gouvernes, mais sont aussi utilisés pour équilibrer les efforts aérodynamiques sur le manche. (trim. tab)

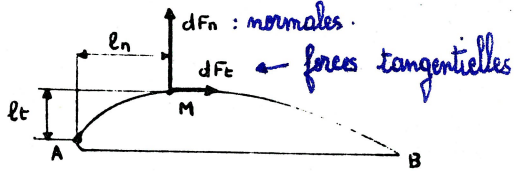
COURS

Moment-Foyer - Centre de poussée

I - Coefficient de moment

1.1 Origine : forces aérodynamiques locales

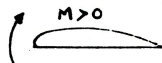
- viscosité forces locales tangentielles de frottement
- survitesses forces locales normales de pression



forces locales + bras de levier ⇒ moments élémentaires en A

1.2 Expression du moment en A

- Convention : moment positif cabreur
- Moment élémentaire :



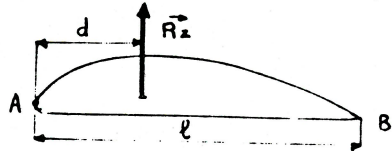
au point A: dû aux forces locales appliquées
au point M $dM_A = dF_t \cdot l_t - dF_n \cdot l_n$

- Moment total en A

$$M_A = \int [dF_t \cdot l_t - dF_n \cdot l_n]$$

On voit que la participation des efforts tangentiels est négligeable devant celle des efforts normaux.

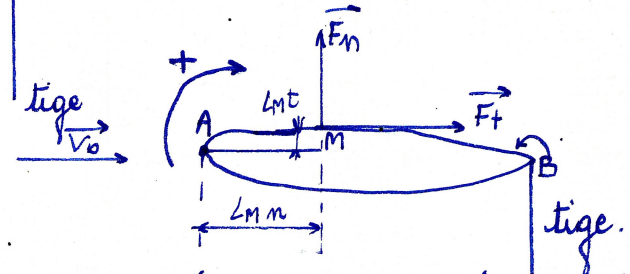
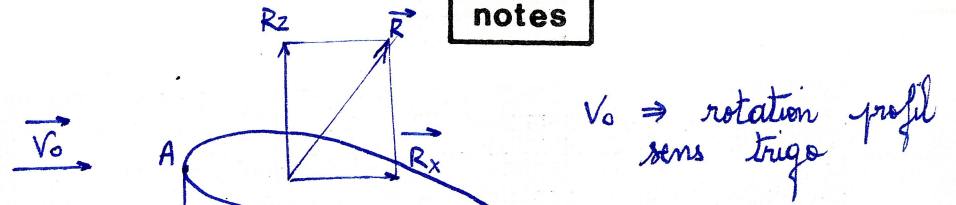
On en déduit que le moment est pratiquement lié à la portance.



On peut écrire

$$M_A = -R_z \frac{d}{l}$$

notes

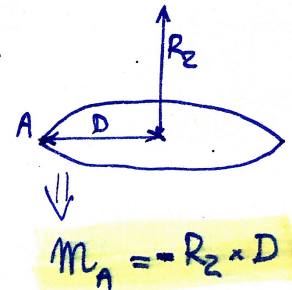


$$dM_A = \int_{AB} d\ell_A = \underbrace{\int_{AB} F_t(M) \cdot L_{mt}}_{I_1} - \underbrace{\int_{AB} F_n(M) \cdot L_{mn}}_{I_2}$$

on a : $dM_A \approx - \int F_n(M) \cdot L_n \cdot N$

$$R_z = \int F_n \Rightarrow$$

$$\frac{dM_A}{R_z} = - \frac{\int F_n L_n}{\int F_n}$$



$$M_A = -R_z \cdot D$$

$$M_A = \frac{1}{2} \rho v^2 S \cdot l \cdot C_{MA} = -\frac{1}{2} \rho v^2 S C_z \cdot D$$

$$C_{Mm} = -C_z \cdot \frac{D}{l}$$

cours

$\frac{d}{l}$ représente en % de la corde la position du point d'application de la portance.

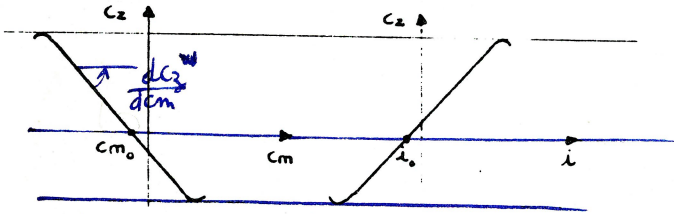
$$M_A = -\frac{1}{2} \rho S V^2 C_z \frac{d}{l} l$$

ou $M_A = +\frac{1}{2} \rho S V^2 l C_m$

C_m est un coefficient de moment.

II - Variation du moment avec la portance

2.1 Mesure en soufflerie



On constate que la courbe $C_m(C_z)$ est linéaire.

- la pente de la droite est $\frac{dC_m}{dC_z}$
- le coefficient de moment à portance nulle est C_{m_0}

2.2 Equation

$$C_m = C_{m_0} + \frac{dC_m}{dC_z} \cdot C_z$$

en général la pente est $\approx -0,25$

$$C_m = C_{m_0} - 0,25 C_z$$

III - Centre de poussée

3.1 Définition

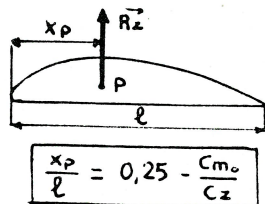
Le centre de poussée est le point d'application de la résultante aérodynamique :

c'est le point sur lequel le moment est nul.

notes

COURS

3.2 Position



$\frac{x_P}{l}$ représente en % de la corde la position du point d'application de la portance. Le centre de poussée se déplace quand la portance varie.

IV - Foyer

4.1 Définition

Le foyer est le point de la corde en lequel le moment est constant quelle que soit la valeur de la portance.

4.2 Position du foyer

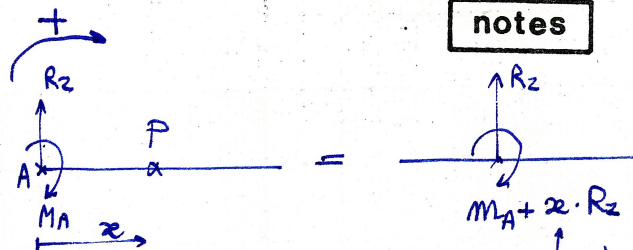
En général pour les profils courants le foyer se situe à 25 % de la corde

$$\frac{x_F}{l} = 0,25$$

Propriétés du Foyer

- au foyer le coefficient de moment est constant $C_{m_F} = C_{m_0}$
- Puisque le moment est constant quand la portance varie, les variations de portance s'appliquent au foyer.

notes



$$C_{m_A} = C_{m_0} + \frac{dC_m}{dC_z} \cdot C_z \quad \left(\frac{1}{2} \rho v^2 S (C_{m_A} + x \cdot \frac{1}{2} \rho v^2 S C_z) \right)$$

$$C_{m_P} = C_{m_0} + \frac{dC_m}{dC_z} \cdot C_z + \frac{C_z \cdot x}{l}$$

$$\frac{x_F}{l} = - \left(\frac{C_{m_0}}{C_z} + \frac{dC_m}{dC_z} \right)$$



$$M_A = \frac{1}{2} \rho v^2 S l C_{m_A} \quad \text{et} \quad R_z = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_z$$

$$M_B = \frac{1}{2} \rho v^2 S l C_{m_B} = \frac{1}{2} \rho v^2 S (l C_{m_A} + x C_z)$$

$$C_{m_B} = C_{m_A} + \frac{x}{l} C_z$$

$$C_m(x) = C_{m_0} + \frac{dC_m}{dC_z} \cdot C_z + \frac{x}{l} C_z$$

$$\text{foyer : } \frac{x_F}{l} = - \left(\frac{dC_m}{dC_z} \right)_A$$

$$\text{en général : } \frac{x_F}{l} \approx 0,25$$

CENTRE de POUSSEE

FOYER

DEFINITION

Point d'application de la Resultante aerodynamique

Point d'application des variations de portance avec l'incidence

POSITION

La position du Centre de Poussée varie avec l'incidence:

La position du foyer est fixe:

$$\frac{x_P}{l} \approx 0,25 - \frac{C_{m0}}{C_z}$$

$$\frac{x_F}{l} \approx 0,25$$

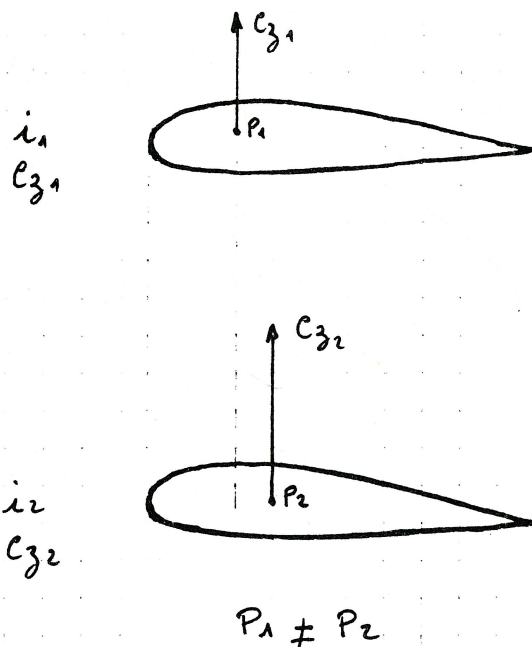
PROPRIETE

Le moment des forces aerodynamiques est nul au centre de poussée: $C_{mp} = 0$

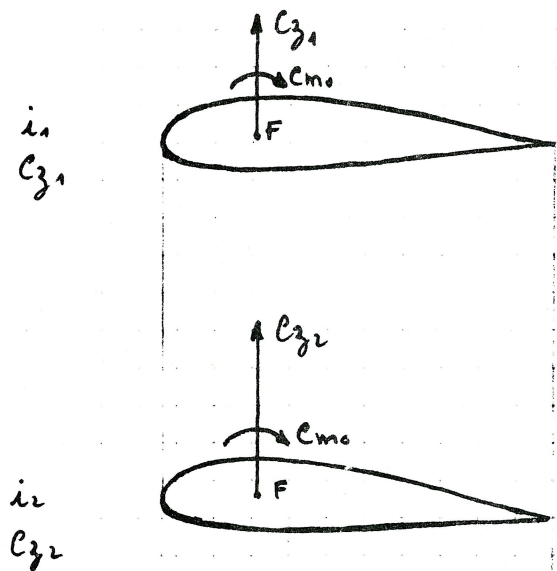
Le moment des forces aerodynamiques est constant au foyer:

$$C_{mF} = C_{m0}$$

SCHEMATISATION



2 variables | C_z
 x_P



1 seule variable: C_z
 (x_F, C_{mF}) Constant.

Interet du Foyer: La schematisation des efforts y est unique, la seule variable restante est le C_z

1. Atmosphère Standard

A) - Pour une altitude à déterminer, la pression barométrique est de 830 mb et la température de 277°K

Déterminer la masse volumique de l'air à cette altitude

B) - Un avion vole à une altitude de 6000 m et l'anémomètre indique 204 KT (nœuds)
Calculer la vitesse propre

1kt = 1852 m/h

2. Profil . Foyer Finesse

- Profil English Electric (voir feuille jointe)

- 1- Epaisseur relative du profil
- 2- Où se trouve l'épaisseur maximale
- 3- Angle de décrochage
 - volets rétractés
 - volets portés
- 4- Valeur de la finesse maxi
 - volets rétractés
 - volets portés

3. Cm . Centre de Poussée . Foyer

On considère une aile d'allongement 6 de forme rectangulaire dont les résultats d'essais en soufflerie sont les suivants :

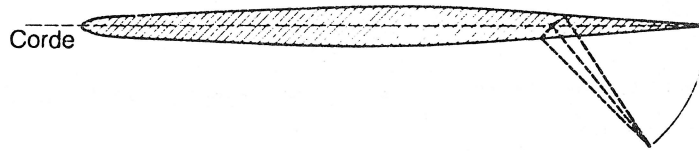
i	-9	-6	-3	0	3	6	9	12	15
100Cx	1,7	1	1,05	1,8	3,2	5,2	7,85	10,9	14
100Cz	-2,8	8,5	14,5	36,5	58,5	80	102	121	136
100Cm	-0,3	-5,2	-10,6	-15,2	-20,2	-25,4	-31,2	-36	-42,6

Surface voilure $S = 30 \text{ m}^2$
Vitesse $V = 180 \text{ Km/h}$

Calculer pour $i = 0^\circ$ $\rho = 1,225$

- a) La portance
- b) La traînée
- c) La position du Centre de Poussée
- d) La puissance nécessaire pour vaincre la traînée

8. English Electric ASN/P1/3
 *8A. English Electric ASN/P1/3 avec volets



Il s'agit d'un profil symétrique utilisé sur le BAC "Lightning" (Mach 2 et plus). L'aile étant effilée, les coordonnées du profil ont été relevées à 38,5% de la demi-envergure.

Nombre de Reynolds des essais: 1 500 000 (en prenant la corde moyenne comme référence).

Les valeurs des coefficients se rapportent à une maquette d'avion complet et non pas à une aile isolée.

Le "Lightning" est un monoplan à aile médiane dont l'angle de flèche du bord d'attaque est de 60° (fig. 5 G et 11 B).

*Avec braquage à 50° des volets simples qui occupent 50% de la corde.

CARACTÉRISTIQUES AÉRODYNAMIQUES DE LA MAQUETTE DU "LIGHTNING"

Dist. du BA en % de l	Extrados et intrados en % de l
0	0
0.25	0.426
0.75	0.706
1.25	0.875
2.50	1.175
5.00	1.530
10	1.941
15	2.183
20	2.435
25	2.612
30	2.782
35	2.904
40	2.944
45	2.970
50	2.942
55	2.855
60	2.703
65	2.502
70	2.237
75	1.921
80	1.564
85	1.183
90	0.797
95	0.414
100	0.032

CONFIGURATION "LISSE"

Angle d'attaque	C_z	C_x	C_m
0°	0	0.020	-0.017
2°	0.03	0.020	-0.013
4°	0.17	0.030	-0.008
6°	0.27	0.040	-0.006
8°	0.38	0.050	+0.005
10°	0.50	0.075	+0.010
12°	0.61	0.105	+0.016
14°	0.71	0.140	+0.026
16°	0.81	0.180	+0.040
18°	0.91	0.225	+0.055
20°	1.00	0.275	+0.070
22°	1.09	0.335	+0.088
24°	1.17	0.405	+0.108
26°	1.22	0.480	+0.124
28°	1.26	0.560	+0.132
30°	1.27	0.650	+0.140

CONFIGURATION "AVEC VOILETS" (50°)

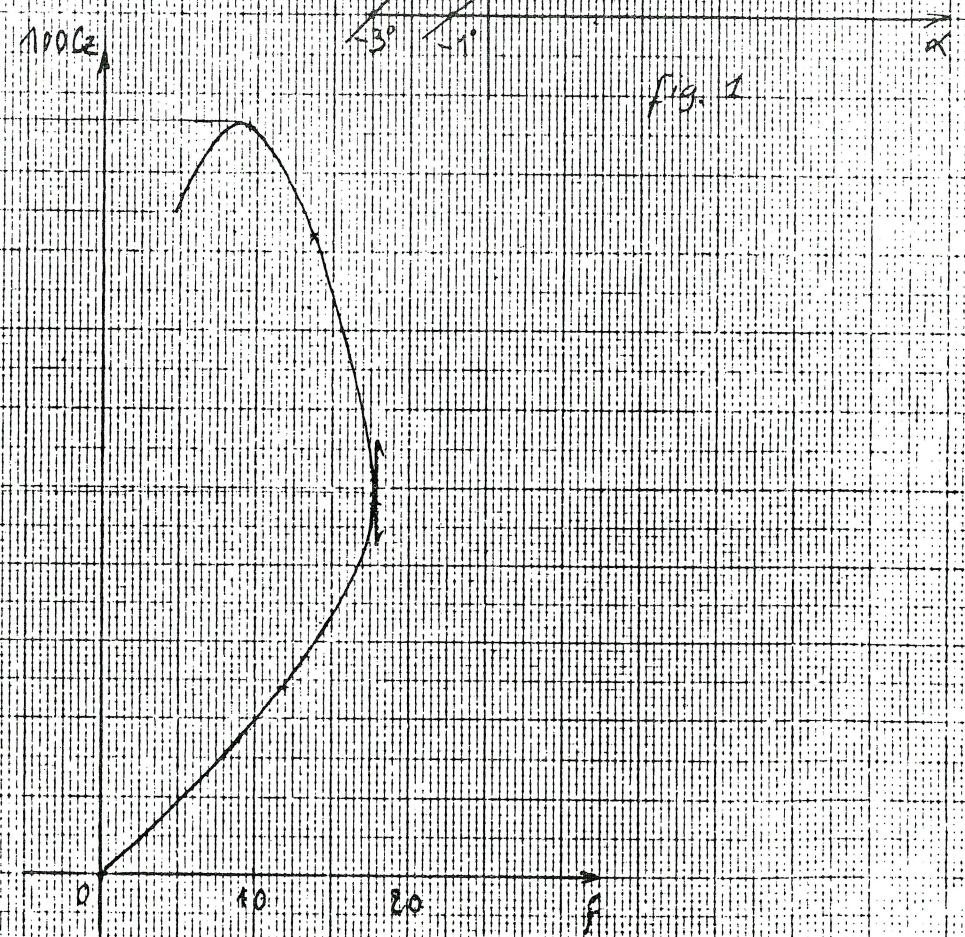
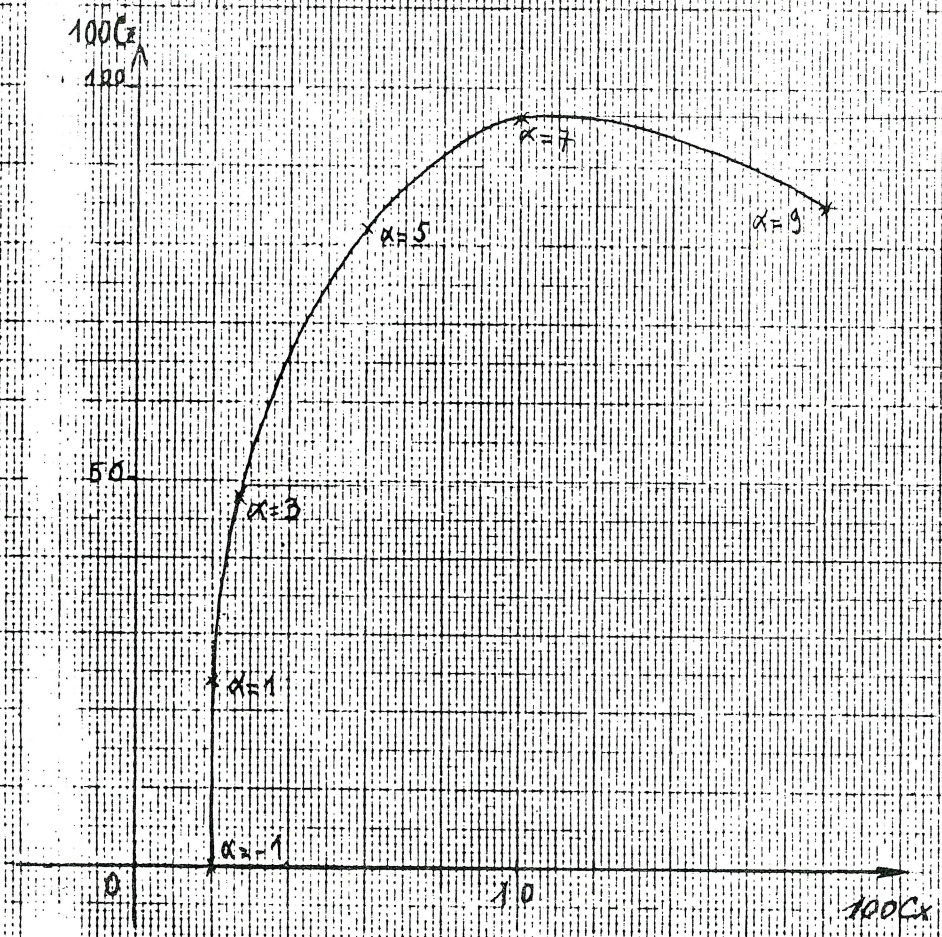
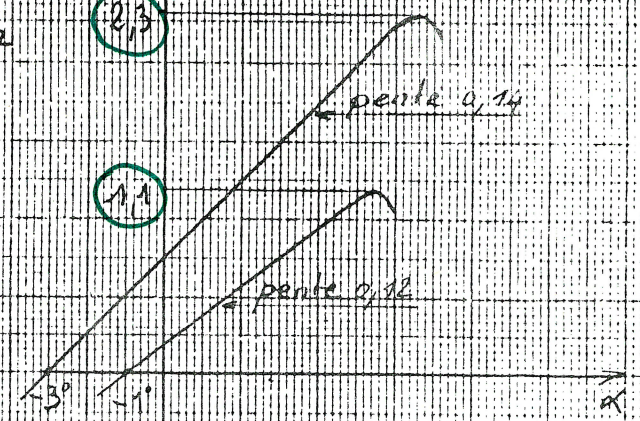
Angle d'attaque	C_z	C_x	C_m
0°	0.17	0.07	-0.072
2°	0.27	0.07	-0.068
4°	0.37	0.08	-0.062
6°	0.47	0.09	-0.060
8°	0.57	0.11	-0.053
10°	0.67	0.13	-0.040
12°	0.78	0.16	-0.032
14°	0.88	0.20	-0.025
16°	0.98	0.25	-0.015
18°	1.07	0.31	+0.005
20°	1.15	0.37	+0.013
22°	1.22	0.43	+0.020
24°	1.27	0.50	+0.037
26°	1.27	0.55	+0.045
28°	1.22	0.59	+0.074
30°	1.16	0.63	+0.074

α	-1	1	3	5	7	9
C_z	0	0,24	0,48	0,82	0,96	0,85
C_x	0,02	0,02	0,027	0,06	0,1	0,18
f	0	12	17,8	13,7	9,6	4,7

Tableau 1

$m = 60 \text{ t}$
 $S = 120 \text{ m}^2$

$C_z \uparrow$
 2,3
 1,1



On considère un avion de transport civil, type 100 passagers de masse $m = 60t$ et de surface $S = 120m^2$ et dont les courbes C_z en fonction de l'incidence α (avec ou sans dispositifs hypersustentateurs) sont données figure 1.

I Intérêt de l'hypersustentation

- 1) Calculer la vitesse minimale de vol, au niveau du sol, avec et sans hypersustentation.
- 2) Calculer l'énergie cinétique à l'atterrissage avec et sans hypersustentation.
- 3) En déduire la distance d'arrêt dans les 2 cas, si l'on suppose la force de freinage égale à 0,2 fois le poids de l'avion ($\mu = 0,2$) - Comparer et conclure.

II Influence de la vitesse sur la motorisation

L'avion vole à 5000 m d'altitude, configuration lisse.

- 1) Calculer le C_z de vol.
 - a) à 800 km/h
 - b) à 600 km/h
- 2) Calculer les incidences de vol correspondantes.
- 3) On donne la polaire : Tableau 1 et figure 2.
Calculer la poussée des moteurs (ou traction des hélices) pour voler:
 - a) à 800 km/h
 - b) à 600 km/h
- 4) Calculer la puissance des moteurs dans les 2 cas : Conclure.

III Influence du poids sur la vitesse.

L'avion vole à 10000 m d'altitude, Poussée moteur 40.000N.

- 1) Calculer la finesse correspondante :
 - a) à 60t
 - b) à 70t
- 2) En déduire l'incidence minimale de vol dans les 2 cas.
- 3) Calculer le C_x en vol dans les 2 cas.
- 4) Calculer la vitesse de vol dans les 2 cas.
Conclure !

MÉCA DU VOL

$$R_z = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_z \quad (\text{équilibré avec le poids en palier})$$

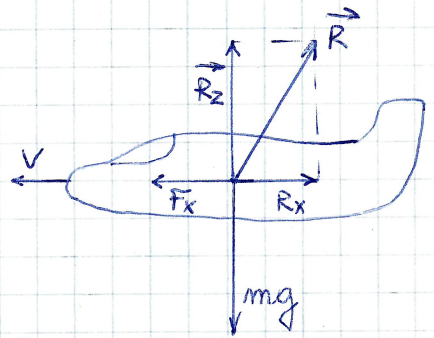
$$R_x = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_x \quad (\text{équilibré avec la poussée des moteurs})$$

I-1 ≥ 0 v_{mini} ? / lisse?
hyper?

on sait que :

$$A \quad z=0 \quad \rho_0 = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

$$\text{En palier} \quad \begin{cases} R_z = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_z = mg \quad \textcircled{1} \\ R_x = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_x = F_x \end{cases}$$



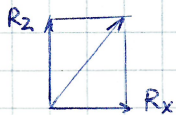
On en tire via $\textcircled{1}$: $v = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_z}}$ donc la vitesse est mini quand C_z est maxi.

$$\text{fig 1} \Rightarrow \begin{cases} C_z \text{ maxi (lisse)} = 1,1 \\ C_z \text{ maxi (hypersustanté)} = 2,3 \end{cases}$$

$$\Rightarrow v_{\text{mini}} = \begin{cases} 85,32 \text{ m/s (lisse)} = 307 \text{ km/h} \\ 59 \text{ m/s} = 212 \text{ km/h (hypersustanté)} \end{cases}$$

$$\text{I-2} \quad E_c = \frac{1}{2} m v^2 \begin{cases} 218\,000 \text{ kJ (lisse)} \\ 104\,000 \text{ kJ (hypersustanté)} \end{cases}$$

$$\text{I-3} \quad \text{On a } R_x = 0,2 R_z = 0,2 \times 60\,000 = 12\,000 \text{ kg}$$



$$W = \underbrace{0,2 mg}_{\text{force}} \times \underbrace{D}_{\text{dift}} = E_c \Rightarrow D = \frac{E_c}{0,2 \times mg} \begin{cases} 1,852 \text{ km (lisse)} \\ 883 \text{ m (hypersust)} \end{cases}$$

travail

On gagne 1 km avec les volets sortis.

II) $z = 5000 \text{ m}$, lisse

II-1 600 km/h
 800 km/h } $\rightarrow C_z?$

On a $R_z = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_z = mg$.

$$\sigma = \frac{p}{p_0} = 0,6 \Rightarrow \rho = 0,735 \text{ kg/m}^3$$

On a $C_z = \frac{2mg}{\rho S v^2}$

$$v = 222 \text{ m/s}$$

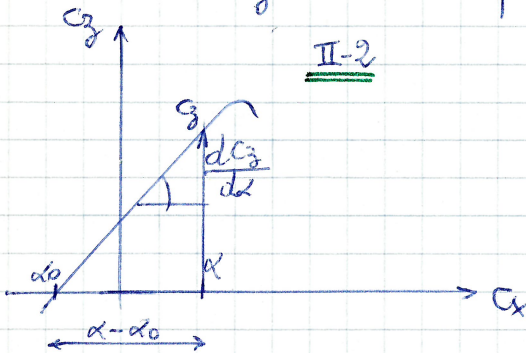
$$0,27 \text{ (800 km/h)}$$

$$v = 167 \text{ m/s}$$

$$\rightarrow C_z = \begin{cases} 0,27 \text{ (800 km/h)} \\ 0,48 \text{ (600 km/h)} \end{cases}$$

C_z diminue quand $v \uparrow$.

II-2



On a $C_z = (\alpha - \alpha_0) \frac{dc_z}{d\alpha}$

$$\left(\frac{dc_z}{d\alpha} = \frac{C_z}{\alpha - \alpha_0} = \text{pente} \right)$$

donc $\alpha = \alpha_0 + \frac{C_z}{\frac{dc_z}{d\alpha}}$

$$\downarrow \begin{matrix} -1 \\ -3 \end{matrix} \quad \begin{matrix} \text{0,14} \\ \text{0,12} \end{matrix} \rightarrow \text{(tab fig 1)}$$

donc

$$\alpha = \begin{cases} 1,25^\circ \text{ (800 km/h)} \\ 3^\circ \text{ (600 km/h)} \end{cases}$$

II-3

On a $R_x = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_x = F_x$ (poussée)

$$\alpha = 1,25^\circ \rightarrow C_x = 0,021 \text{ (fig 2)} \xrightarrow{800 \text{ km/h}} F_x = 45700 \text{ N}$$

$$\alpha = 3^\circ \rightarrow C_x = 0,027 \xrightarrow{600 \text{ km/h}} F_x = 33000 \text{ N}$$

$$F_x = \frac{1}{2} 0,735 \times 120 \frac{167^2}{222^2} \times \frac{0,027}{0,021}$$

II-4

On a $P = F_x v \begin{cases} 10200 \text{ kW} = 13800 \text{ cv (800 km/h)} \\ 5500 \text{ kW} = 7500 \text{ cv (600 km/h)} \end{cases}$

\uparrow très forte de P pour $\uparrow v$.

III)

III-1 $z = 10\,000\text{ m} \rightarrow$ Atmosphère type
 on a $\sigma = 0,33 \Rightarrow \rho = 0,40\text{ kg/m}^3$ (ou $\sigma = \frac{P}{P_0} \Rightarrow \rho$).

On a $F_x = 40\,000\text{ N}$

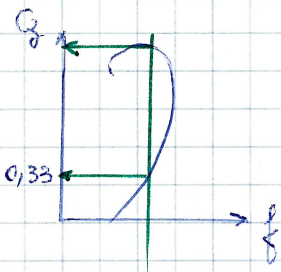
et $\frac{1}{2} \rho v^2 S C_x = F_x$

$$f = \frac{C_z}{C_x} = \frac{\frac{1}{2} \rho v^2 S C_z}{\frac{1}{2} \rho v^2 S C_x} = \frac{R_z}{R_x} = \frac{mg}{F_x} \begin{cases} 14,71 \text{ (60b)} \\ 17,2 \text{ (70L)} \end{cases}$$

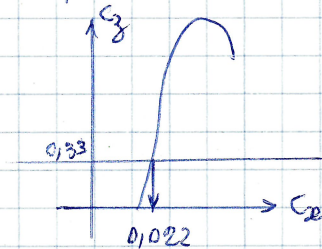
III-2

$$f = 14,7 \rightarrow C_z = 0,33 \rightarrow \alpha = 1,7^\circ \rightarrow C_x = 0,022$$

$$f = 17,2 \rightarrow C_z = 0,42 \rightarrow \alpha = 2,5^\circ \rightarrow C_x = 0,025$$



on prends celui du bas (incidence mini).



$$v \begin{cases} 263\text{ m/s} \\ 250\text{ m/s} \end{cases} \quad v = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_z}} \quad \text{ou} \quad v = \sqrt{\frac{2F_x}{\rho S C_x}}$$

fin de croisière $v \nearrow$.

I-A

$$P_s = 830\text{ mb} = 830\text{ hPa}$$

$$T = 277\text{ K} = 4^\circ\text{C}$$

$\Rightarrow z = 1700\text{ m}$ (atmosphère standard).

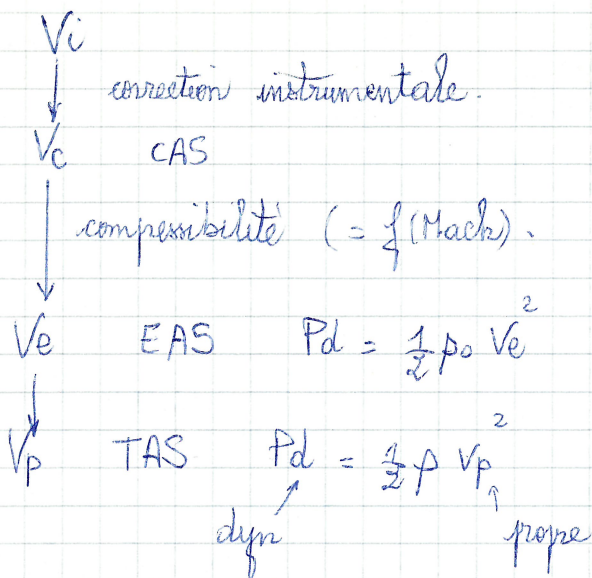
$$f \rightarrow \text{on a } \sigma = \frac{P}{P_0} \rightarrow \rho = 0,85 \times \rho_0 = 1,041\text{ kg/m}^3$$

I-B

$$z = 6000\text{ m}$$

$$V_i = 204\text{ kt} \quad V_p =$$

↑
 vitesse indiquée



$$\rho_0 V_e^2 = \rho V_p^2 \Rightarrow V_p = V_e \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho}} = V_e / \sqrt{F}$$

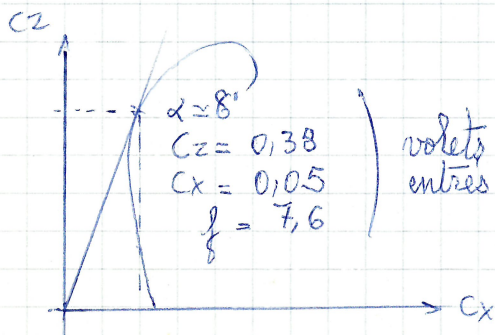
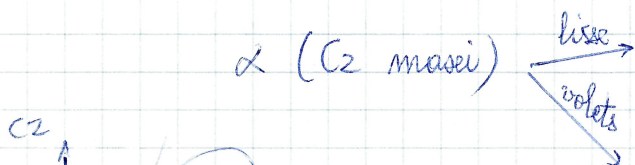
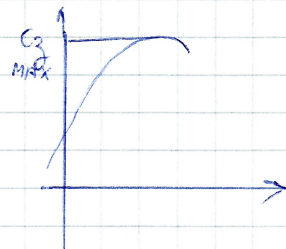
$$\Rightarrow V_p = 278 \text{ kt.} \quad (V_i = V_e \text{ ici}).$$

EX précédent } 60t $\rightarrow V_p = 270 \text{ m/s} \Rightarrow V_e = 470 \text{ m/s} = 155 \text{ m/s}$
 70t $\rightarrow V_p = 250 \text{ m/s} \Rightarrow V_e = 143 \text{ m/s}$
 ≠ entre ce qu'on lit et vitesse réelle.

EX:

$$e = 2,97\% \times 2 = 5,94\%$$

} max à 45%) tableau.



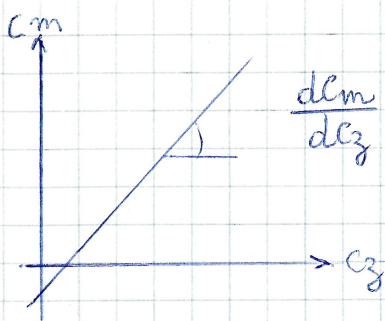
volets sorties $\alpha = 6^\circ$
 $C_z = 0,47$
 $C_x = 0,09$

$f = 5,2$
 ↓ finesse ↓

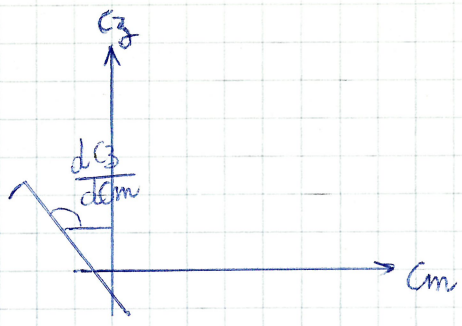
$$3 - a) R_x = \frac{1}{2} \times 1,225 \times 30 \times 0,018 \times \left(\frac{180}{3,6}\right)^2 = 16800 \text{ N} \quad 826 \text{ N}$$

$$R_z = \frac{1}{2} \times 1,225 \times 30 \times 0,365 \times \left(\frac{180}{3,6}\right)^2 = 16800 \text{ N}$$

Centre poussé : Puissance nécessaire = 41 kW = 55 CV



$$X_F = - \frac{dC_m}{dC_z}$$



de 0 à 3' de $\Delta C_z = 0,585 - 0,365 =$
 $\Delta C_m = -0,202 - (-0,152)$

$$X_F = \frac{-\Delta C_m}{\Delta C_z} = 0,22 = 22\% = X_F$$

EX:

Poussée maxi 15000 daN à $z=0$
 13000 daN à $z=2000$ m

roulement: $\mu = 0,02$ $R_x = 0,02$ mg

$$C_x (\text{hyper}) = 1,5 C_x (\text{lisse}) \rightarrow R_x = c^{\frac{1,5}{2}} = R_x \left(\frac{V_{dec}}{2} \right)$$

$$V_{dec} = 1,2 V_{mini}$$

dist décollage avec ou sans volets $z=0$ et $z=2000$ m

$$E_c (1,2 V_m) = 1,2^2 \cdot E_c (V_{mini}) \rightarrow D = \frac{E_c}{\Sigma F}$$

lisse $z=0$

$$F_x = 150\,000 \text{ N}$$

$$R_x = 0,02 \times \underbrace{60\,000}_{60t} \times 9,81 = 0,02 \text{ mg} = 11\,772 \text{ N}$$

$$R_x = \frac{1}{2} \times 1,225 \times \frac{(1,2 \times 85,3)^2}{4} \times 120 \times 0,02 = 3850 \text{ N}$$

④ $v=0$ (au sol).

$$\Sigma F = 134\,350 \text{ N}$$

$$E_c = 1,2^2 \times 218 \cdot 10^6 = 314 \cdot 10^6 \text{ J}$$

$$D = \frac{E_c}{\Sigma F} = 1091 \text{ m}$$

cours

EQUILIBRE DE L'AVION COMPLET
FOYER DE L'AVION-STABILITE

I - EQUILIBRE DE L'AVION :

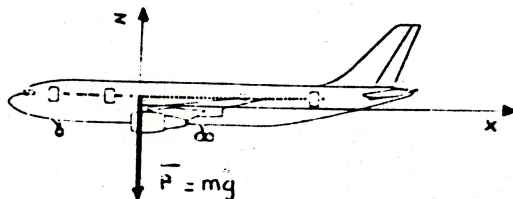
Pour avoir un mouvement rectiligne uniforme (solide en équilibre) :

$$\sum \vec{F}_{ext} = 0$$

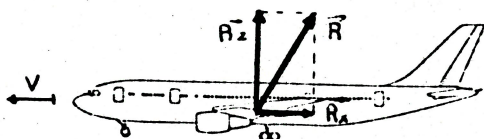
$$\sum \vec{M}_{ext} = 0$$

Forces appliquées à l'avion

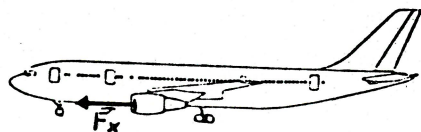
- Origine massique : poids appliqué au centre de gravité



- Origine aérodynamique : résultante aérodynamique appliquée au centre de poussée de l'avion



- Origine moteurs : poussée appliquée selon l'axe des moteurs



1/ Equilibre selon l'axe G_x (porté par la vitesse)

$$F_x - R_x = 0$$

La poussée équilibre la traînée

$$F_x = \frac{1}{2} \rho S v^2 C_x$$

2/ Equilibre selon l'axe G_z (perpendiculaire à la vitesse)

$$R_z - mg = 0$$

La portance équilibre le poids

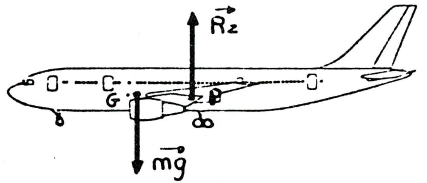
$$mg = \frac{1}{2} \rho S v^2 C_z$$

notes

COURS

3/ Equilibre en tangage

On néglige le moment dû à la poussée



G = centre de gravité
 P = centre de poussée de l'avion

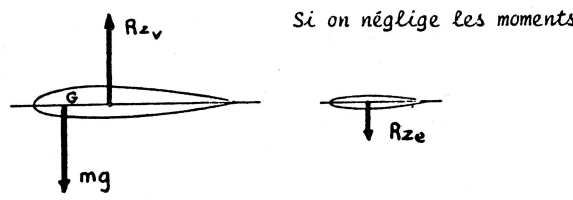
Pour que l'avion soit en équilibre autour de son axe de tangage, il faut nécessairement que G et P soient confondus.

Le centre de poussée de l'avion complet se situe au centre de gravité.

Le centre de gravité n'est pas un point fixe

- sa position dépend - de la répartition des masses de la structure (invariable)
- de la quantité et de la répartition du fret et des passagers
- de la quantité et de la répartition du carburant

La première fonction de l'empennage est d'assurer l'équilibre en tangage de l'avion



En général pour assurer l'équilibre de l'avion en vol stabilisé, l'empennage est déporteur

On notera $\vec{R}_{3v} = \vec{m}_g + \vec{R}_{ze}$

notes

II - FOYER DE L'AVION :

1/ Définition : point géométrique où s'appliquent les variations de portance quand l'incidence varie (point où le moment des forces aérodynamiques est constant).

COURS

2/ Foyer de l'avion complet
L'avion est ainsi schématisé

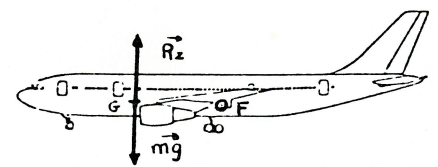


La position de F est indépendante de l'incidence.
Ce point d'application des variations de portance est fixe.

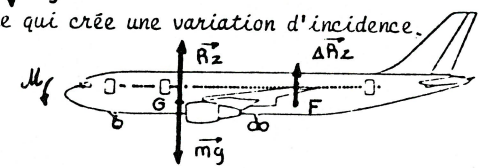
F est le foyer de l'avion complet

III - STABILITE

Un avion est stable si et seulement si le centre de gravité est en avant du foyer de l'avion complet.



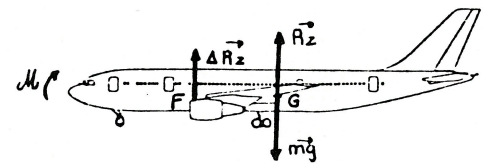
Supposons une perturbation extérieure qui crée une variation d'incidence.
Il apparaît un $\Delta R_z > 0$ en F



Cas de l'avion stable

L'avion centré en avant du foyer annule de lui-même les effets des perturbations extérieures.

Cas de l'avion instable

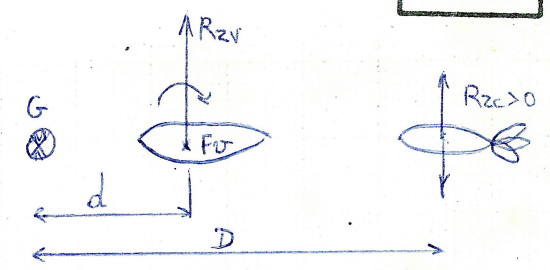


L'avion centré en arrière du foyer augmente de lui-même les effets des perturbations extérieures.

Augmentation d'incidence \implies décrochage

La seconde fonction de l'empennage horizontal est d'assurer la stabilité longitudinale de l'avion.

notes



$$R_{zc} = \frac{1}{D} \left[\underbrace{-d R_{zv}}_{< 0} + \underbrace{d l_e + M_{ar}}_{< 0} \right]$$

IV - CONCLUSION

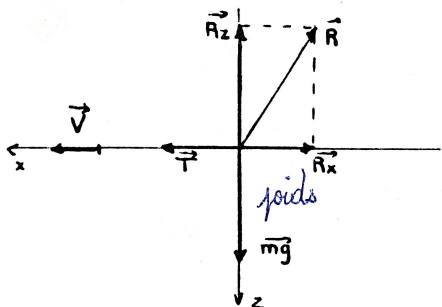
Centrage {
{ stabilité → G en avant
{ performance → G en arrière

Empennage {
{ Stabilité → surface la plus grande possible
{ performance → surface la plus faible possible

COURS

VOL HORIZONTAL STABILISE

I EQUATION DU VOL :



$$\sum \vec{F}_x = m \vec{y}_x$$

$$\sum \vec{F}_z = m \vec{y}_z$$

Vol horizontal stabilisé $\gamma_z = 0$

$$\vec{m}g + \vec{R}_z = 0$$

si V constant $\gamma_\alpha = 0$

$$\vec{T} + \vec{R}_x = 0$$

Nous avons

$$\begin{matrix} T = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_x \\ mg = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_z \end{matrix} \quad \Rightarrow \quad \frac{T}{mg} = \frac{C_x}{C_z} = \frac{1}{F} \text{ (finesse)}$$

d'où $T = \frac{mg}{F}$ finesse

II TRACTION NECESSAIRE AU VOL HORIZONTAL :

2.1 Traction à l'altitude z = 0

La traction nécessaire sera représentée par une courbe fonction de la vitesse et graduée en incidente.

Tableau de variation :

i	i_0	i F max	i Cz max
Cz	↘	→	→
V0	↘	→	→
F	↘	→	→
T	↘	→	→

notes

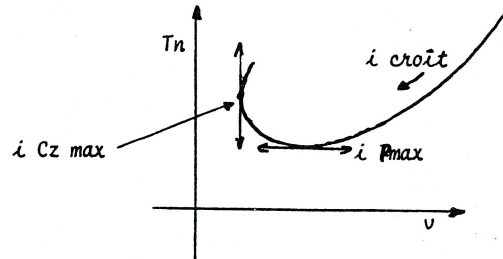
qualité de vol : études des msts autour du centre de gravité.

Performances : étude de la trajectoire du centre de gravité (stabilité, manœuvrabilité).

Avion : pt massique.

intérêt de la finesse.

Courbe $z = 0$

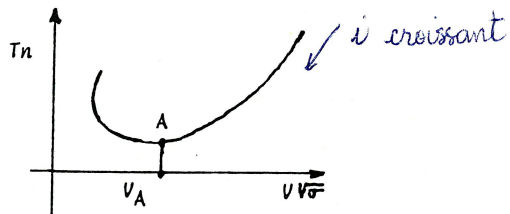


2.2 Traction à l'altitude z

On aura $\frac{1}{2} \rho v_0^2 = \frac{1}{2} \rho V^2$

$$v = \frac{v_0}{\sqrt{\sigma}} = \frac{v_0}{\sqrt{\sigma}}$$

donc dans la nouvelle courbe les vitesses seront multipliées par $\sqrt{\sigma}$



Exemple au point A

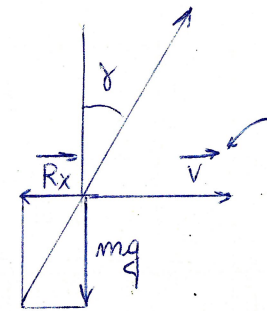
v_A donne 60m/s sur l'abscisse

au sol $\sqrt{\sigma} = 1$ $v\sqrt{\sigma} = 60\text{m/s}$

à 31000 $\sqrt{\sigma} = 0,6$ $v\sqrt{\sigma} = 60\text{ m/s}$

$$v = \frac{60}{0,6} = 100\text{ m/s}$$

$v_{\text{mini}} \rightarrow C_z \text{ max}$
 $T_{\text{n mini}} \rightarrow F \text{ max}$
 $v \rightarrow \infty \rightarrow T_n \rightarrow \infty$
 $T \text{ donné} \rightarrow 2 \text{ vitesses}$
 données pour vol en palier.



vitesses
 sur hélico inclinaison
 du rotor (équilibre).

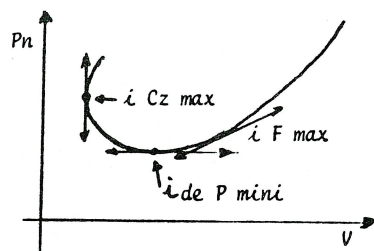
$$\begin{cases} T \sin \delta = R_x \\ T \frac{\cos \delta}{1} = mg \end{cases}$$

COURS

III PUISSANCE NECESSAIRE AU VOL HORIZONTAL

3.1 Puissance à l'altitude $z = 0$

La puissance nécessaire sera représentée par une courbe fonction de la vitesse et graduée en incidence.



Incidence à P mini

$$P_{\text{mini}} = \frac{mg}{f} V_{\text{mini}}$$

$$V = \sqrt{\frac{2 mg}{\rho_0 S C_z}}$$

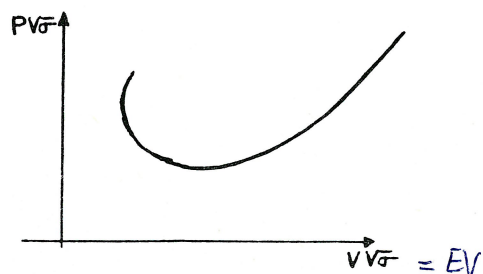
$$P_{\text{mini}} = mg \sqrt{\frac{2 mg}{\rho_0 S} \frac{C_x}{C_z}} \quad \frac{C_x}{C_z}^{3/2} \text{ mini}$$

Nous aurons i de $\frac{C_x}{C_z}^{3/2}$ mini pour la puissance mini

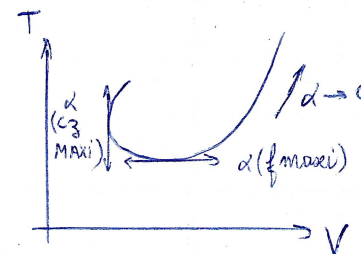
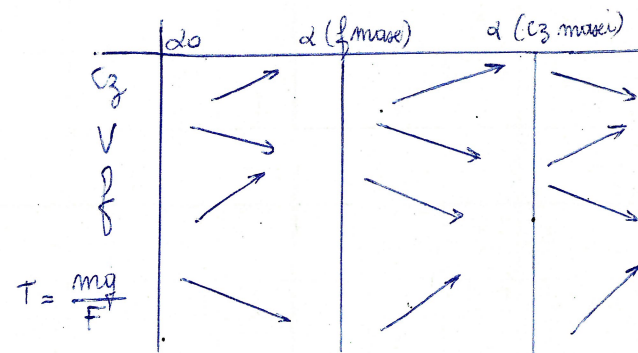
3.2 Puissance à l'altitude z

On aura $P_n = T_n \cdot V$

donc $P_n \sqrt{f}$ sera portée en ordonnée



notes



$$T = \frac{1}{2} \rho_0 V_0^2 S C_x = K \rho_0 V_0^2$$

$$= \frac{1}{2} \rho V^2 S C_x = K \rho V^2$$

$$V^2 = \frac{\rho_0 V_0^2}{\rho} \quad T = \frac{P}{\rho_0} \Rightarrow V^2 = \frac{V_0^2}{f}$$

équivalent vitesse = $\frac{V}{(\sqrt{f})^{-1}}$ (EV)

$$P = \frac{mg}{f} \cdot V$$

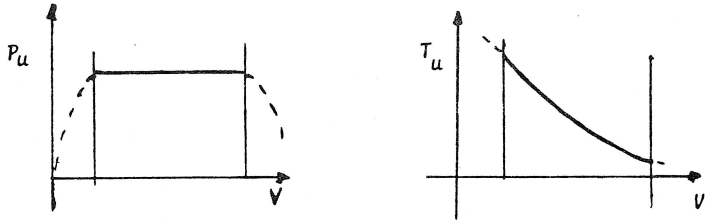
COURS

notes

IV POUSSÉE UTILISABLE.. PUISSANCE UTILISABLE

4.1 Influence de la vitesse à régime donné

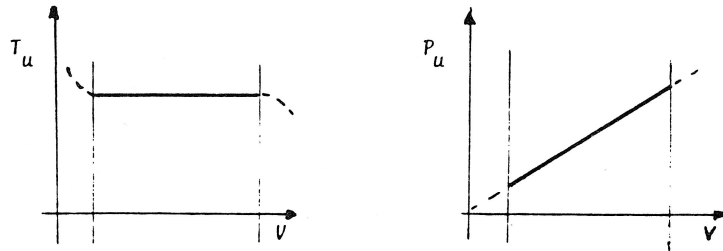
- Propulsion par hélice à pas variable



(Moteur à piston ou turbo propulseur)

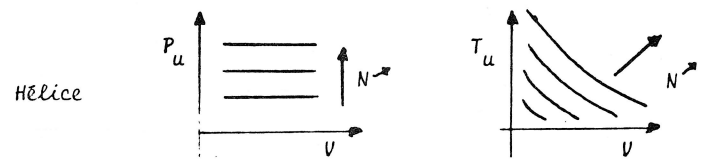
On constate que pour les avions à hélice il est plus facile de travailler avec le diagramme de puissance.

- Propulsion par turbo réacteur :



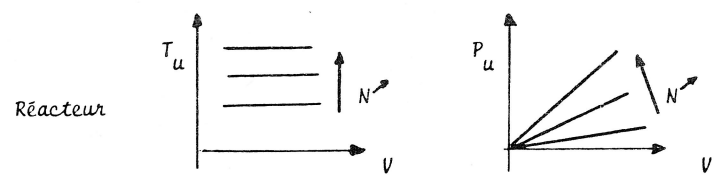
On constate que pour les avions à réacteurs on travaille plus facilement avec le diagramme de poussée.

4.2 Influence du régime à V et Z donnés

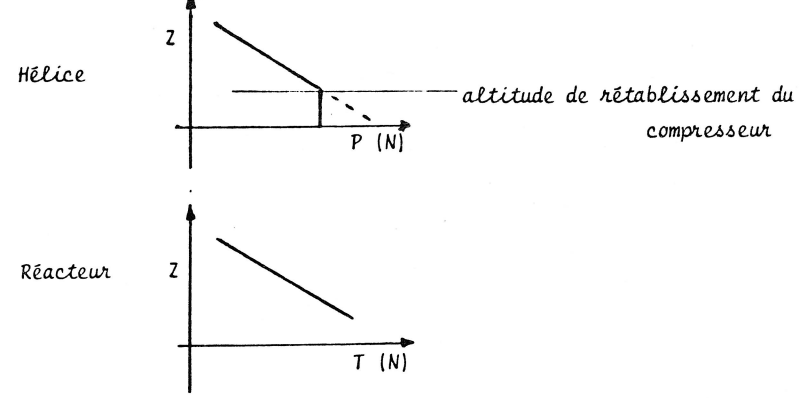


COURS

notes

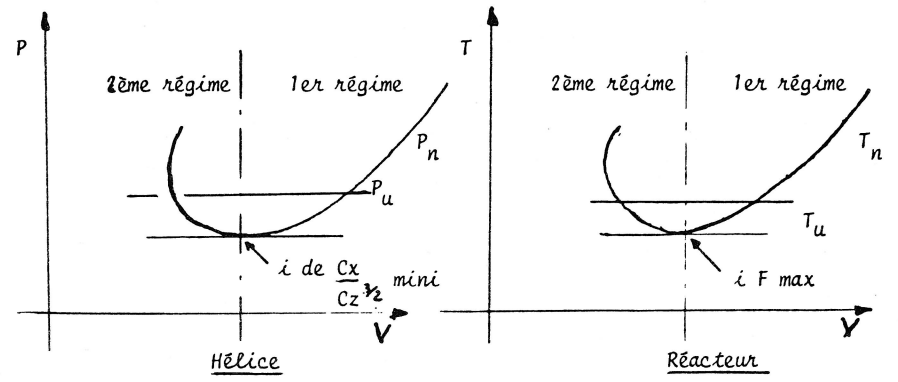


4.3 Influence de l'altitude à V et N donnés



V VOL AU PREMIER et 2eme REGIME

Différence hélice / réacteur

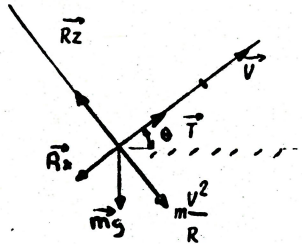


Le premier régime correspond au vol normal de croisière.
 Le 2ème régime correspond aux phases de décollage et atterissage.

COURS

VOL EN MONTEE STABILISEE

I EQUATION DU VOL



Nous avons

$$\begin{cases} m \frac{dV}{dt} = \vec{T} - \vec{R}_x - \vec{mg} \sin \theta \\ m \frac{V^2}{R} + \vec{mg} \cos \theta = \vec{R}_z \end{cases}$$

En montée stabilisée uniforme $\frac{dV}{dt}$ est constant

Le rayon R est infini donc :

$$\begin{cases} \vec{T} = \vec{R}_x + \vec{mg} \sin \theta \\ \vec{R}_z = \vec{mg} \cos \theta \end{cases}$$

Prenons l'équation de la traction et multiplions par la vitesse

$$T.V = R_x.V + mg.V \sin \theta$$

- dans cette équation $V \sin \theta$ représente la vitesse verticale de l'avion V_z
- $R_x.V$ est la puissance nécessaire au vol horizontal à la vitesse V .
- $T.V$ est la puissance utile développée par le moteur
- $mg V_z$ est le supplément de puissance qu'il faut ajouter au vol horizontal pour monter

On peut écrire l'équation précédente :

$$P_u = P_n + \Delta P$$

$$\Delta P = mg V_z \rightarrow V_z = \frac{P}{mg}$$

$$V_z = \frac{P_u - P_n}{mg} \quad V_z = V \cdot \frac{T_u - T_n}{mg}$$

Pour le vol horizontal

$$P_n = R_x \cdot V$$

$$mg = R_z$$

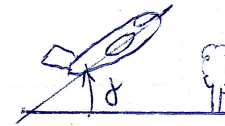
notes

vitesse de montée $V_z = \frac{dz}{dt}$

il y a : - vitesse ascensionnelle au sein de la masse d'air.

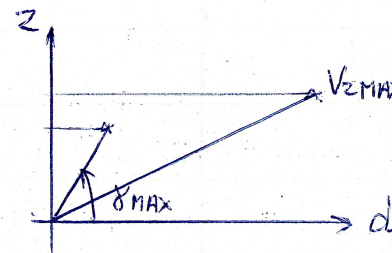
- vitesse ascensionnelle / sol.

pente de montée : $\gamma =$ angle de la trajectoire avec l'horizontale.



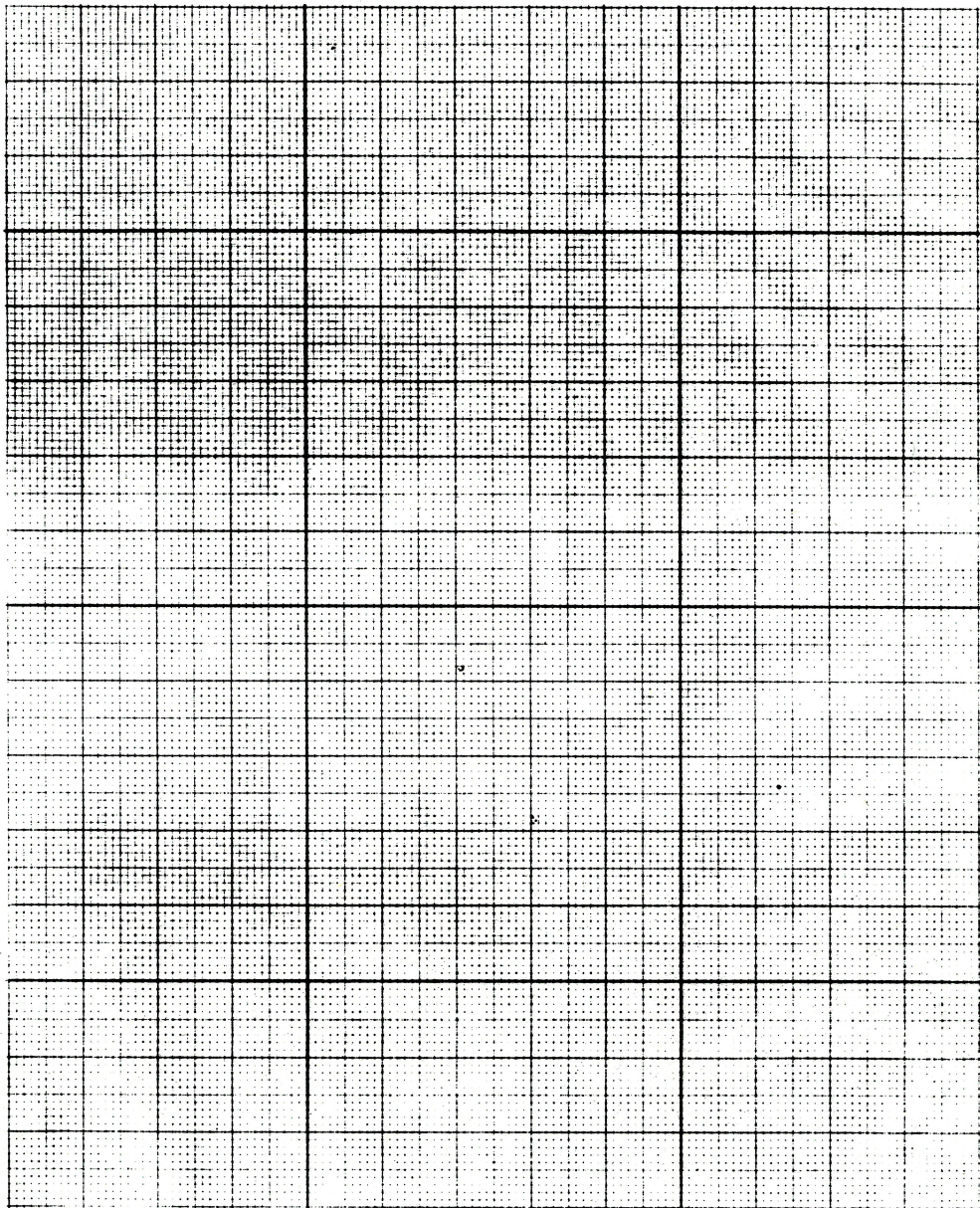
passage d'obstacle.

plafond : $\begin{cases} \text{théorique} : z/V_z = 0 \\ \text{pratique} : z/V_z = 0,5 \text{ m/s} \end{cases}$

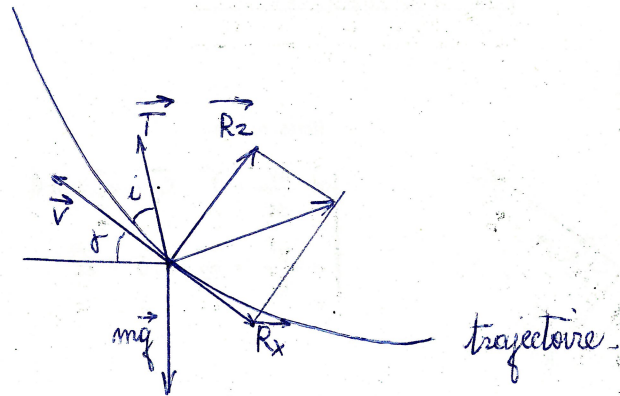


la conduite sera \neq selon l'objectif du pilote (γ_{MAX} , $V_{z MAX}$, z_{MAX}) et suivant type propulsion.

croquis



notes



$$\begin{cases} \delta a = m \frac{dv}{dt} = T \cos i - R_x - mg \sin \delta \\ \delta z = m \frac{v^2}{R} = R_z + T \sin i - mg \cos \delta \end{cases}$$

$$v = c \frac{dz}{dt} \quad R \rightarrow \infty \rightarrow \frac{v^2}{R} \rightarrow 0.$$

$$\begin{cases} T = R_x + mg \sin \delta \\ R_z = mg \cos \delta \end{cases} \quad \text{en palier } \delta = 0$$

$$T_m = R_x + mg \sin \delta$$

$$P_m = T_m \cdot v = R_x \cdot v + mg v \sin \delta =$$

\downarrow $P_m(v_2)$ \downarrow $P_m(0)$ \parallel $mg v_2$

$$P_m(v_2) = P_m(0) + mg v_2.$$

\downarrow
 P nécessaire pour
 vitesse montée
 v_2

\downarrow
 en
 palier

cours

$$V_z = V \cdot \frac{T_u - R_x}{R_z} = V \left[\frac{T_u}{mg} - \frac{1}{\delta} \right]$$

$\frac{V_z}{V}$ est la pente en %

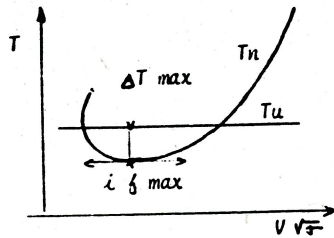
$$\frac{V_z}{V} = \text{tg } \theta \approx \theta \text{ radian si } \theta \text{ faible}$$

Pente % = θ radian = $\frac{T_u}{mg} - \frac{1}{\delta}$

II MONTEE A PENTE MAXIMALE

$$\theta = \frac{T_u - T_n}{mg} = \frac{\frac{P_u}{v} - \frac{P_n}{v}}{mg}$$

Pour un réacteur

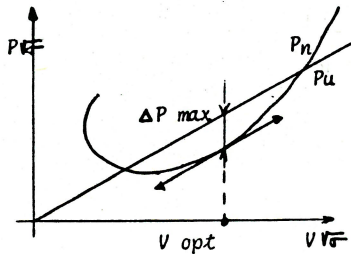


$\Delta T \text{ maxi} \rightarrow \theta \text{ maxi} \Rightarrow i \delta \text{ max}$

III MONTEE A V_z MAXI

$$V_z = \frac{P_u - P_n}{mg}$$

Pour un réacteur



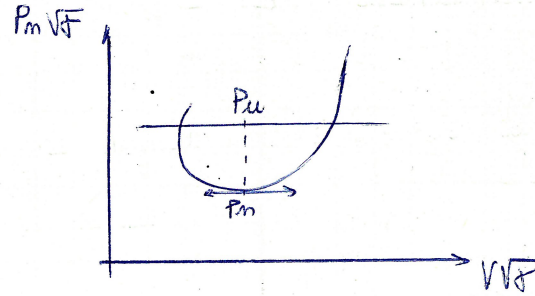
$\Delta P \text{ maxi} \rightarrow V \text{ opt} \rightarrow i \text{ de } V \text{ opt}$

notes

Puissance utilisable = Pnécessaire (Vz)

$$V_z = \frac{P_u - P_n}{mg}$$

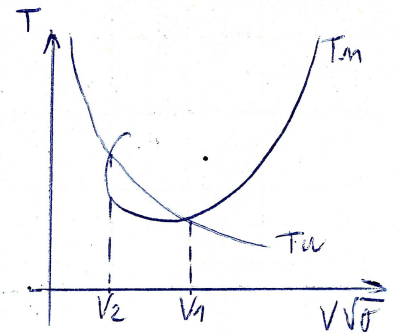
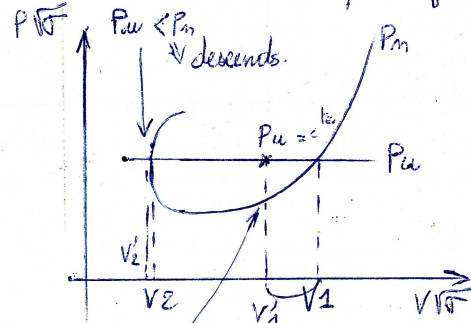
P_n de vol en palier



$$\delta = \frac{T_u - T_n}{mg}$$

$T_n(0)$

$$\delta = \frac{T_u}{mg} - \frac{1}{\delta}$$



$V_1 \downarrow \rightarrow P_n \text{ a } \downarrow \rightarrow \text{on se rapproche pour avoir du } V_z (P_u - P_n \rightarrow V_z)$

COURS

notes

3.1 Influence de Pu (ou Tu) sur Vz

Si Tu ↗ Pu ↗ ⇒ Vz max ↗

3.2 Influence de l'altitude sur Vz

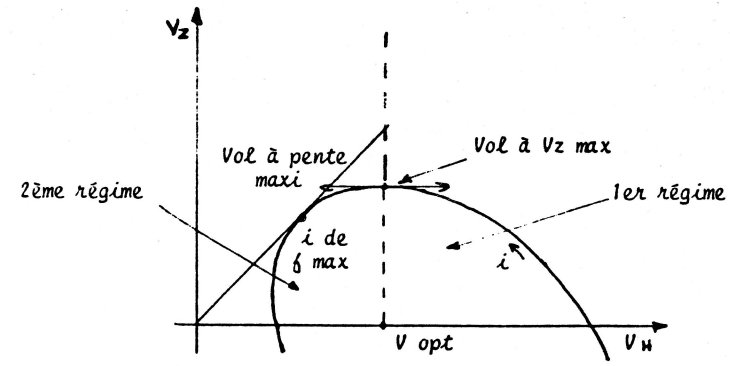
Si Z ↗ Pu ↘ Vz ↘

Lorsque Vz = 0 le plafond maxi est atteint à i de δ max

3.3 Influence de la masse sur Vz

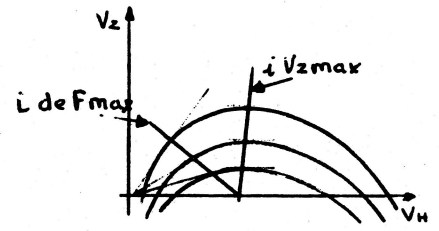
Si mg ↗ $Vz = \frac{P_u - P_R}{mg} = \frac{P}{mg} \Rightarrow Vz \searrow$

IV POLAIRE DES VITESSES



La montée à pente maxi se fait à incidence plus grande et vitesse plus faible que la montée à Vz max

4.1 Influence de Pu ou Tu sur la polaire des vitesses

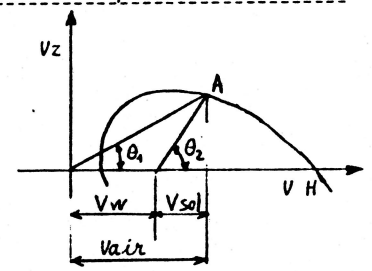


cours

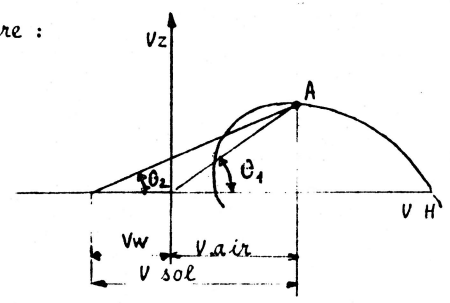
notes

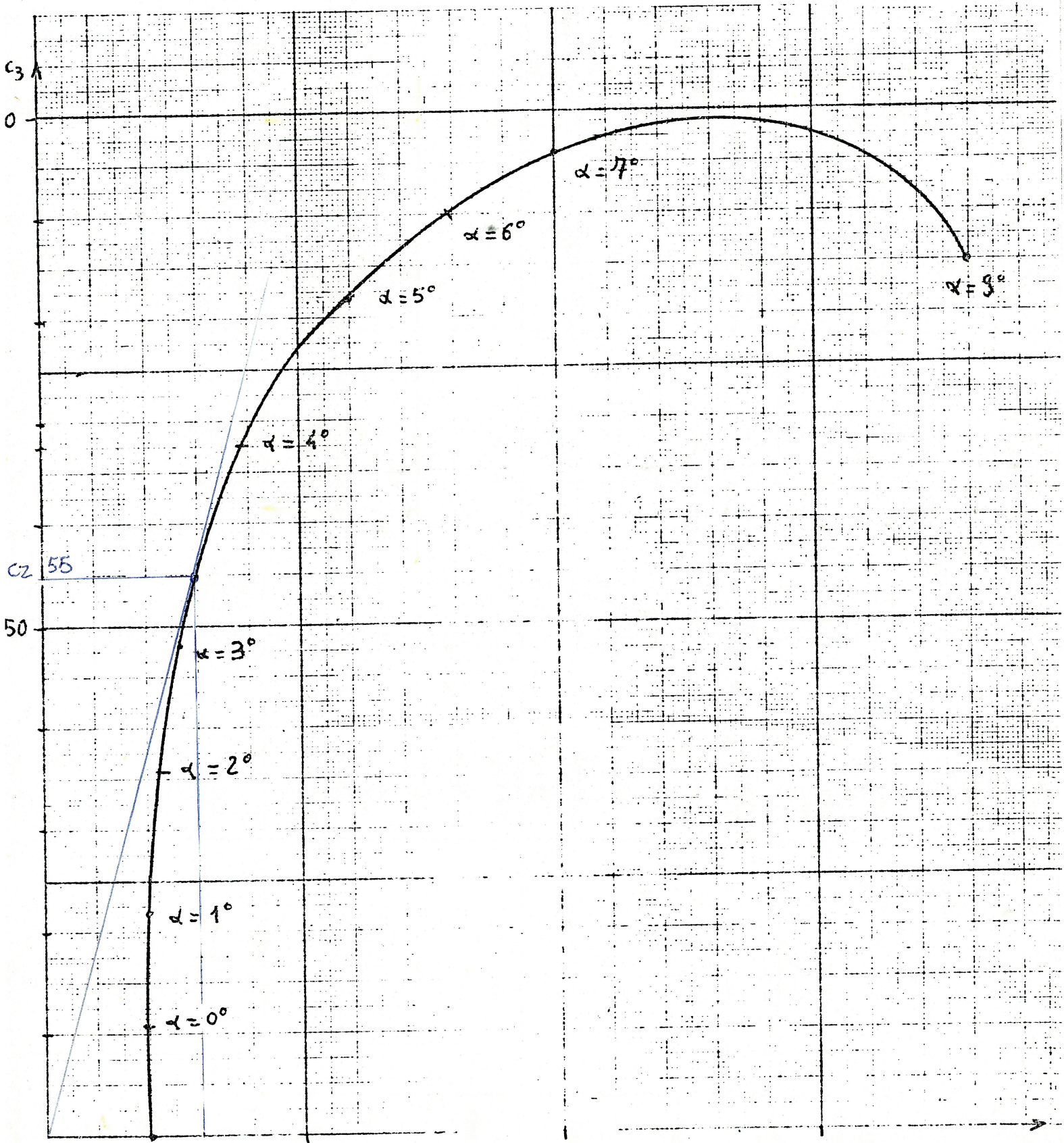
4.2 Influence de vent sur la polaire des vitesses

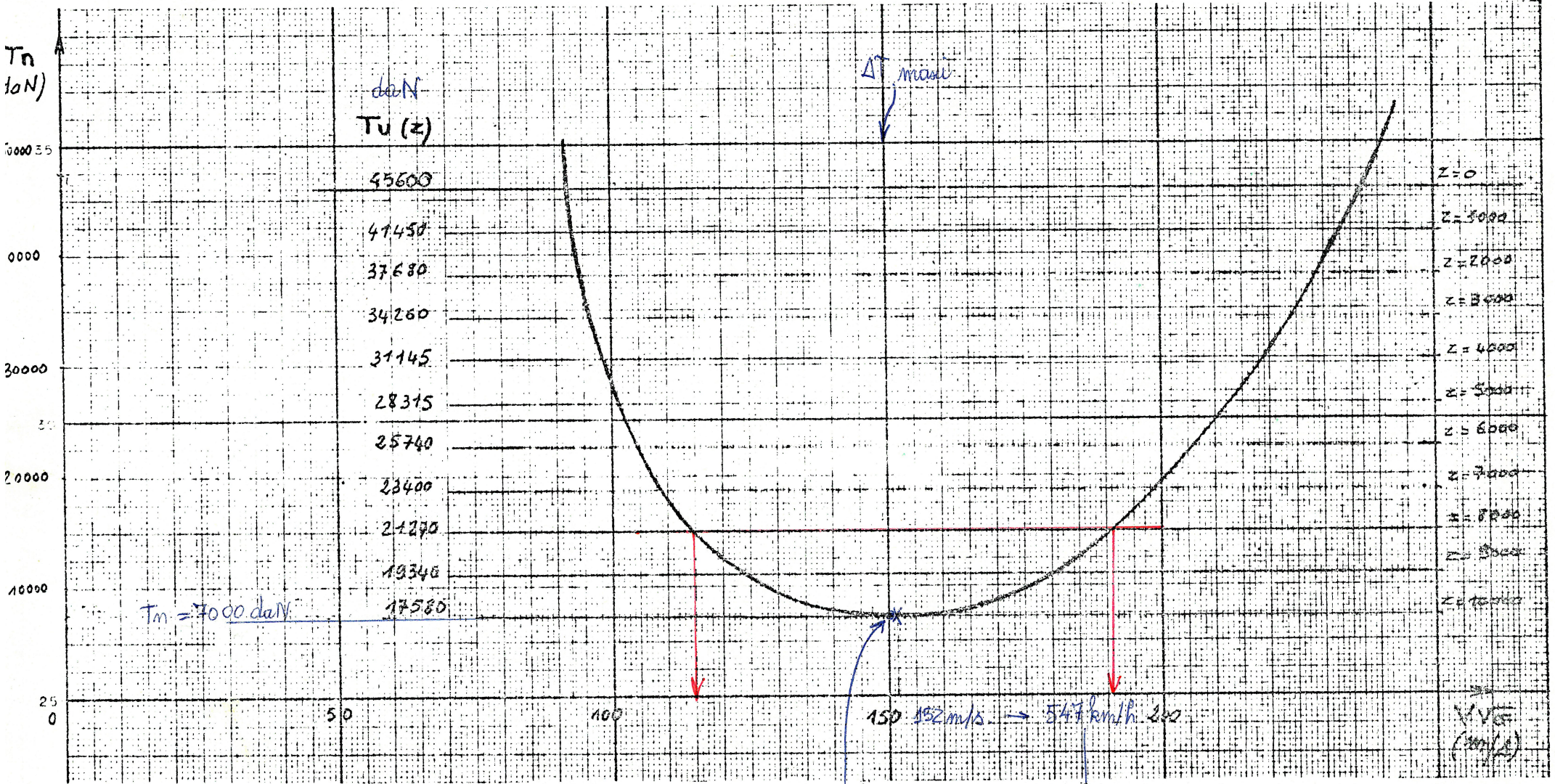
de face :



arrière :







$$\tau = \frac{P}{P_0} = 1.$$

pt finesse maser

↓ vitesse à θ maser

A 300 B2 (bi-réacteur - moyen courrier)

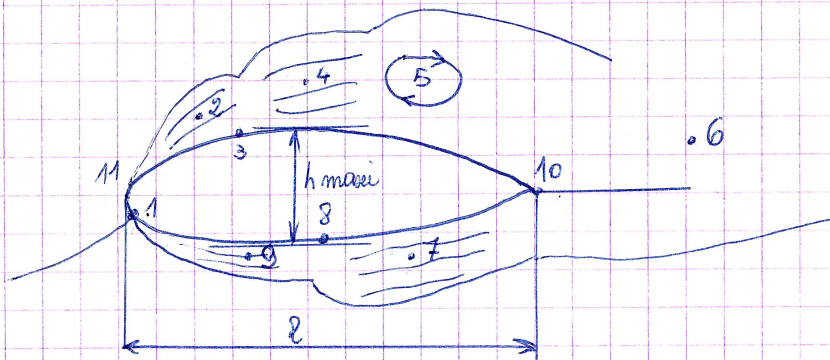
envergure 44,84 m

surface 260 m²

masse au décollage 137 t

poussée d'un CF6 50C : 22800 daN.

I)



4 : couche limite turbulente extrados

1 : point d'arrêt

6 : sillage

10 : bord de fuite

5 : décollement

11 : bord d'attaque

3 : point transition extrados

9 : couche limite laminaire intrados

7 : couche limite turbulente intrados

8 : point transition intrados

2 : couche limite laminaire extrados

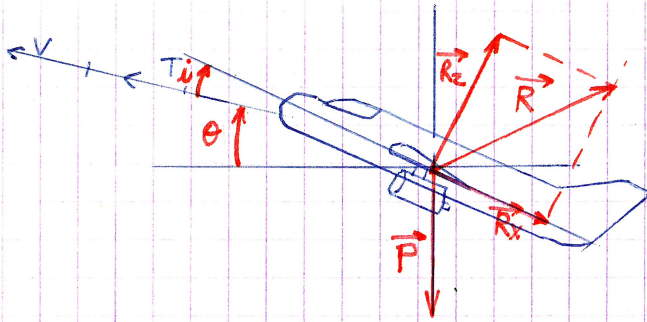
$$\left\{ \begin{array}{l} \text{épaisseur relative du profil} = \frac{h}{l} \% * \\ \text{Allongement volure} \lambda = \frac{b^2}{S} \end{array} \right.$$

$$\lambda = \frac{44,84^2}{260} = 7,73$$

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{envergure : } b \\ \text{surface : } S \end{array} \right.$$

II)

a)



la pente : θ
 l'incidence : i, α
 le poids : P
 la résultante : R
 la portance : $C_z(R_z)$
 la traînée : $C_x(R_x) \parallel (\vec{V})$

$$(R = R_x + R_z)$$

b) $R_z = \frac{1}{2} \rho S V^3 C_z = mg$

* vitesse

$$\Rightarrow v^2 = \frac{2mg}{\rho S C_z}$$

$$\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$$

$$v^2 = \frac{2 \times 137000 \times 9,81}{1,225 \times 260 \times 0,55} \leftarrow \text{sur plaque} \Rightarrow v = 123,8 \text{ m/s.}$$

* pente

$$\theta = \frac{T_u - T_m}{mg}$$

$$z = 0 \quad \begin{cases} T_u = 45600 \\ T_m = 7000 \end{cases} \text{ courbe.}$$

$$\theta = 0,028 \times \frac{1}{10} = \frac{(45600 - 7000)}{9,81 \times 137000} = 0,28 = 28\%$$

$$\theta = 28\%$$

* $V_z \text{ montée} = \theta \times V = 0,28 \times 123,8 = 35,5 \text{ m/s.}$

établir équation de la portance.

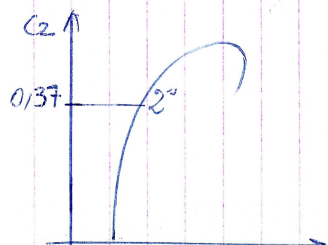
$$R_z = mg \cos \theta = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_z$$

incidence vol

$$R_z = mg = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_z \Rightarrow C_z = \frac{2mg}{\rho S v^2}$$

$$C_z = \frac{2 \times 137000 \times 9,81}{1,225 \times 260 \times 152^2} = 0,37$$

sur plaque



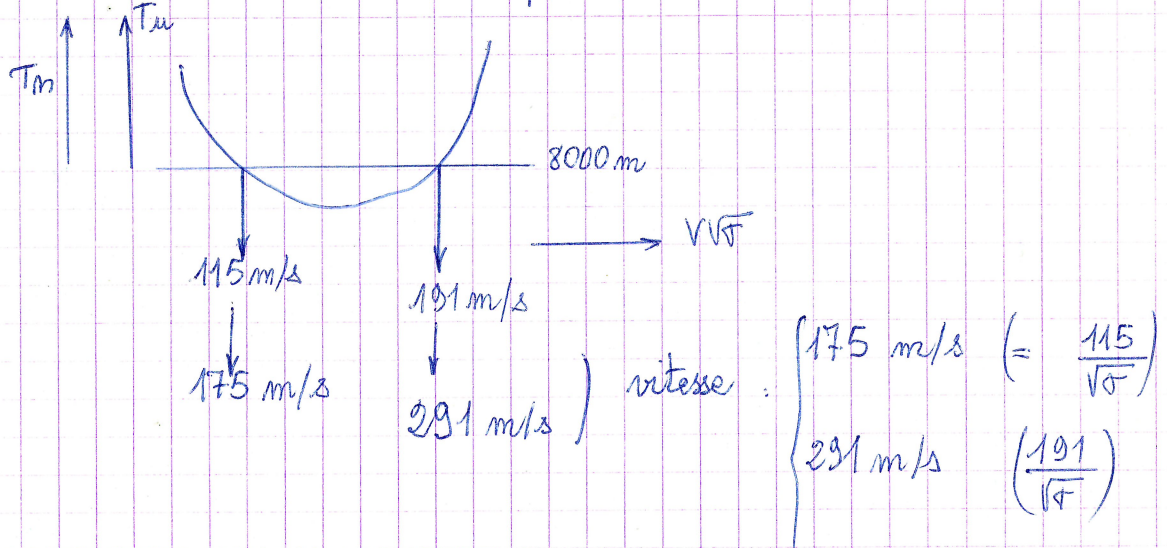
on trouve environ
 incidence = 2° .

III) température à 8000 m

Atmosphère standard. $\Rightarrow t_c = -42^\circ\text{C}$

masse volumique $\rightarrow \sigma = \frac{\rho}{\rho_0} = 0,43 \Rightarrow \rho = 0,527 \text{ kg/m}^3$

vitesse minimale vol en palier, maximale.



On est à 8000 m mach 0,8 consommation horaire 2,5T/acteur ^{à l'heure}
 la croisière dure 4000 km.; pour la montée 3T bouffe.

Incidence en début fin

Atmosphère standard $c = 1113 \text{ km/h}$

vitesse = $1113 \times 0,8 = 890 \text{ km/h} = 247,3 \text{ m/s}$

On est au départ à 134 t

$$C_z = \frac{2mg}{\rho S V^2} = \frac{2 \times 134000 \times 9,81}{0,527 \times 260 \times 247,3^2} = 0,31$$

palier \Rightarrow incidence = $1,7^\circ$.

5T à l'heure on vole pendant 4,49 h (4000 km à 2 réacteurs

faire à 247,3 m/s \rightarrow 4,49 h)

masse brûlée = $5 \times 4,49 = 22,46 \text{ T}$

masse restante = $134000 - 22,46 = 111,5 \text{ tonnes}$.

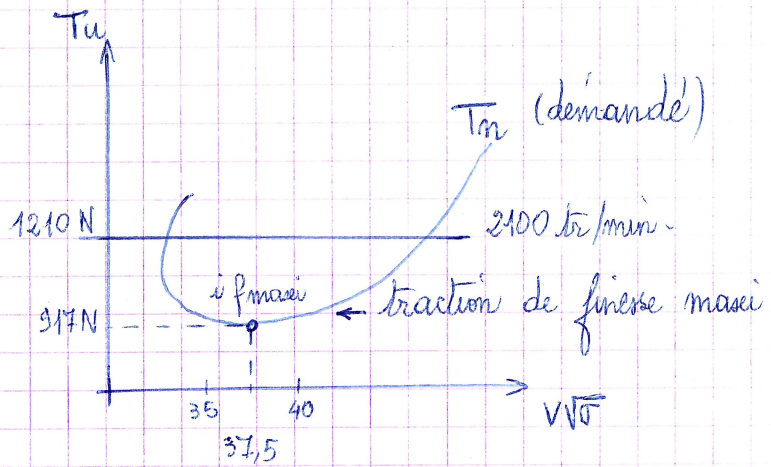
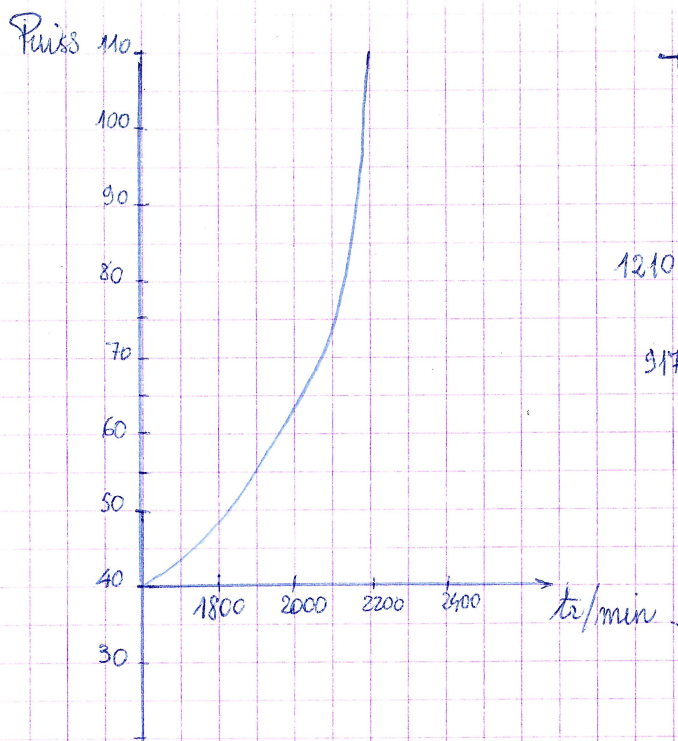
nouveau $C_z = \frac{2mg}{\rho S V^2} = \frac{2 \times 111500 \times 9,81}{0,527 \times 260 \times 247,3^2} = 0,26$

palier \Rightarrow $i = 1,2^\circ$. (m^{lle} i).

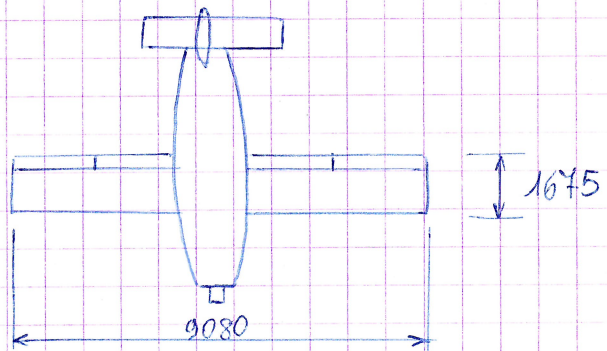
* vitesse ascensionnelle $V_z = 0,3$ $0,91 \text{ kg/m}^3$

* pente montée $18,8\%$

* i correspondant $c_z = 0,284 \Rightarrow \alpha = 1,5^\circ$



Axion AIGLON 1180 TD Robin 180 CV.



$$C_{xe} = 0,03 + \frac{C_z^2}{\pi \lambda 0,67}$$

{ masse masei 1150 kg
 1 KT = 1852 m/h
 $g = 10 \text{ ms}^{-2}$

profil NACA 23015

x	0	1,25	2,5	5	7,5	10	15	20	25	30	40	50	60	71
y_1	0	3,34	4,44	5,89	6,9	7,61	8,52	8,92	9,03	9,05	8,53	7,74	6,61	5,25
y_2	0	-1,34	-2,25	-3,04	-3,61	-4,09	-4,31	-5,49	-5,96	-5,96	-5,92	-5,5	-4,81	-3,91

Calculer { épaisseur relative $E = 15\%$
 courbure relative $C = \frac{2}{100}$
 surface axon $S = 15,2$
 allongement $\lambda = 5,42$

{ angle diedre = $6^\circ 20'$
 flèche = 0

$$e_f \text{ relatif} = \frac{9,0545,96}{100\%} = 15\%$$

$$\text{courbure} =$$

$$\text{surface} = 15,2 \text{ m}^2$$

$$\text{allong} = \frac{b^2}{S} \quad S = 6^\circ 20'$$

2.) $V = 80 \text{ KT}$ avec 10° de volets, il rentre les volets avec \hat{m} V_2 que se passe-t-il

1- Avion ralentit

2- Accélère

3- Décroche

4- Pente \nearrow 5- Pente \searrow

réponses : 2-5.

* vitesse de meilleure pente de montée $N = 2100 \text{ tr/min}$.

au point finesse maxi = $37,2 \text{ m/s}$.

or $V\sqrt{\sigma}$ en est au sol (\approx) $\Rightarrow p = 1 \Rightarrow \sqrt{\sigma} = 1$

Donc vitesse = $37,2 \text{ m/s}$.

* Calcul de la meilleure pente de montée.

$$\theta = \frac{T_u - T_m}{mg} = \frac{1210 - 917}{1150 \times 10} = 2,5\%$$

meilleure pente au pt finesse maxi.

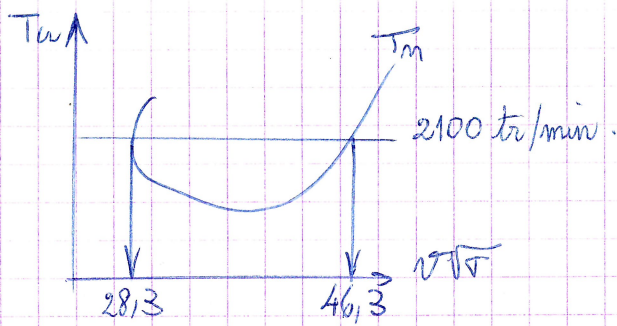
* Calcul la V_2 correspondante.

$$V_2 = V \times \theta = 37,2 \times 2,5\%$$

$$V_2 = 0,93 \text{ m/s}$$

vol en palier à 1000 m d'altitude

vitesse / sol en palier 1^{er} et 2^{ème} régime sachant qu'on maintient le moteur à 2100 tr/min .



On est à 1000 m $\sigma = 0,9 \rightarrow \begin{cases} V\sqrt{\sigma} = 29,85 \text{ m/s} \\ V\sqrt{\sigma} = 48,8 \text{ m/s} \end{cases}$

N tr/min	1900	2000	2100	2300	2500
V (KT)	85	90	95	105	115

calculer le C_z .

$$95KT = 48,8 \text{ m/s}$$

$$R_z = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_z = mg$$

$$C_z = \frac{2mg}{\rho S V^2} = \frac{2 \times 1150 \times 10}{1,1 \times 15,2 \times 48,8^2} = 0,57$$

Calcul du C_x

$$C_x = 0,03 + \frac{C_z^2}{\pi \lambda 0,67} = 0,08$$

Calcul de P_m pour vol en palier.

$$P_m = T_m \cdot V \text{ or } T_u = T_m \text{ à ce point}$$

$$\rightarrow P_m = T_u \cdot V = 1210 \times 48,8 = 80,2 \text{ CV}$$

pour $2100 \text{ tr} \rightarrow 87 \text{ CV}$ (courbe début)

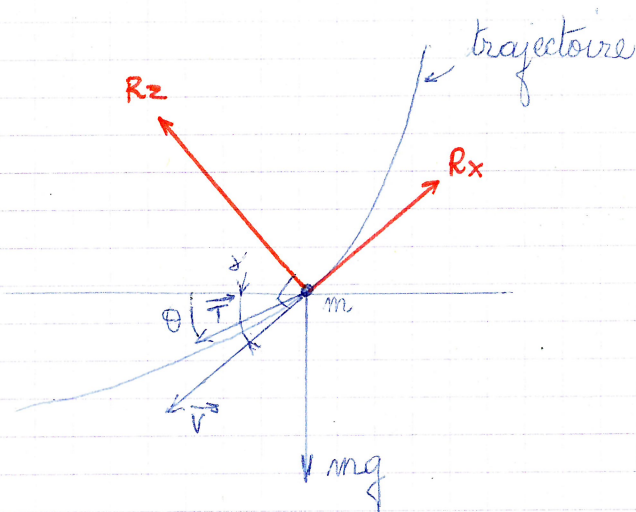
$$\text{rendement hélice} = \frac{80,2}{87} = 92\% = \frac{P_m}{P_u}$$

volet à fente

paramètres géométriques du profil qui sont à l'origine de l'hypersustentation.

- \rightarrow courbure relative
- \rightarrow surface.

Descente stabilisée.



α : incidence
 δ : pente
 O : assiette.

Equations.

selon v : $T \cos \alpha - R_x + mg \sin \delta = m \frac{dv}{dt}$

$\perp v$: $T \sin \alpha + R_z - mg \cos |\delta| = m \frac{v^2}{R}$

hypothèses : α petit $\begin{cases} \cos \alpha = 1 \\ \sin \alpha = 0 \end{cases}$

$v = c^{te} \Rightarrow a = 0$

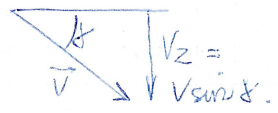
δ (pente) $c^{te} \Rightarrow R \propto$

$\Rightarrow \begin{cases} T = R_x - mg \sin |\delta| \\ R_z = mg \cos |\delta| \end{cases}$

* en descente moins de R_z qu'en palier.

* moins de T nécessaire.

$P_{nécessaire} = T \cdot v = R_x \cdot v - mg v \sin |\delta|$
 \parallel
 $P_m (V_2=0) + mg V_2$



$P_m (V_2) = P_m (V_2=0) + mg V_2$
 $(\downarrow < 0)$

Conséquences :

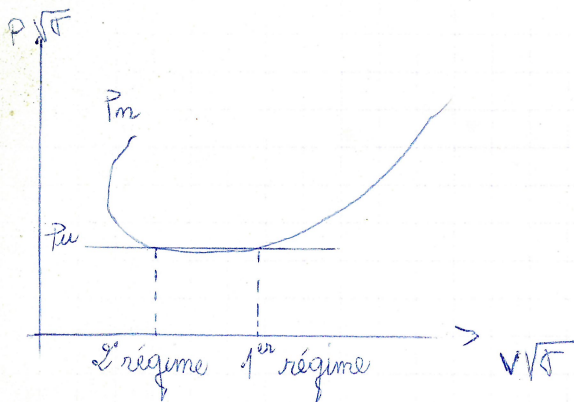
$V_2 = \frac{P_u - P_m}{mg}$ ($P_u < P_m$)

$$\gamma = \frac{T_u - T_m}{mg} \quad \gamma = \frac{T_u}{mg} - \frac{1}{f}$$

$$T_m = \frac{mg}{f}$$

$$V_z = V \gamma$$

(≈ 500 pieds /min)



Plongeur :

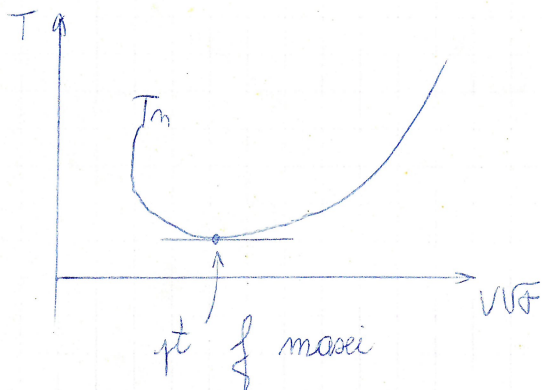
$$V_z = -\frac{P_m}{mg}$$

$$\gamma = -\frac{1}{f}$$

$$\tan \gamma = \frac{R_x}{R_z} = \frac{1}{f}$$

Vol à distance max

\rightarrow pente minimale \rightarrow finesse max.



Durée maximale $\rightarrow |V_z|$ max mini $\Leftrightarrow P_m$ mini

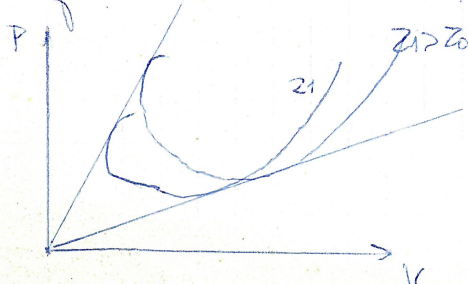
$$P_m = R_x \cdot V$$

$$V = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_z}}$$

$$R_x = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_x$$

$$P_m = K \frac{C_x}{C_z^{3/2}}$$

Influence de z sur $|V_z|$ mini

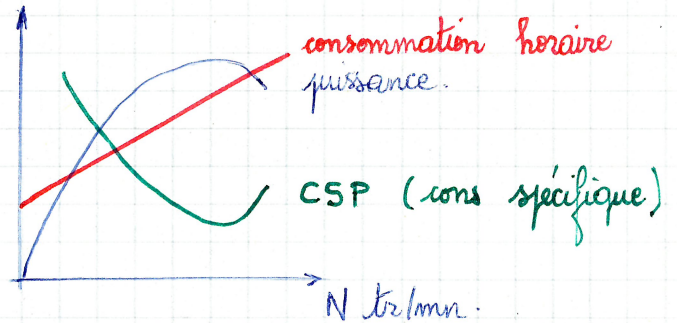


plus on en haut plus $V_z \uparrow$

Autonomie horaire maximale
distance maximale franchissable.

$$dq = C_{sp} \cdot T_u dt$$

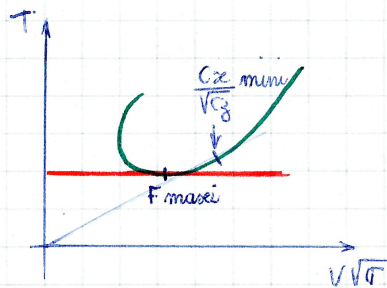
↑
consommation
carburant



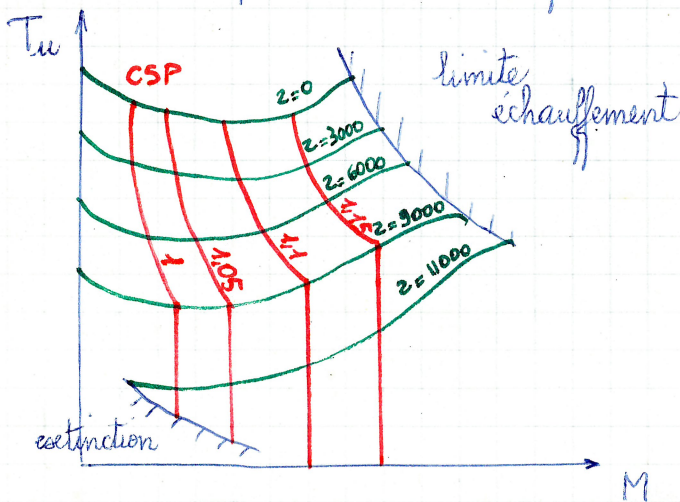
* autonomie horaire maximale. Pour avoir une consommation minimale dans l'unité de temps $\frac{dq}{dt} = C_{sp} T_u \text{ mini}$

$$\frac{dq}{dt} = C_{sp} \frac{mg}{f}$$

↓ mini ↓ maxi



Remarque: si l'altitude est imposée pour un circuit d'attente le vol se fera à l'incidence de finesse max
A une altitude non imposée le vol se fera à i de finesse max correspondant au régime maxi du moteur.



* distance maximale franchissable.
consommation minimale sur l'unité de distance.

$$\frac{dq}{dl} = C_{sp} \times \frac{T_u}{V}$$

$$T_m = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x \rightarrow \frac{T_m}{\rho} = \frac{1}{2} \rho S V C_x$$

$$v = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_x}}$$

$$\frac{dq}{v dt} = C_{sp} \sqrt{\rho} \frac{C_x}{\sqrt{C_z}} \cdot k_{\text{mini}}$$

ce pt de la polaire

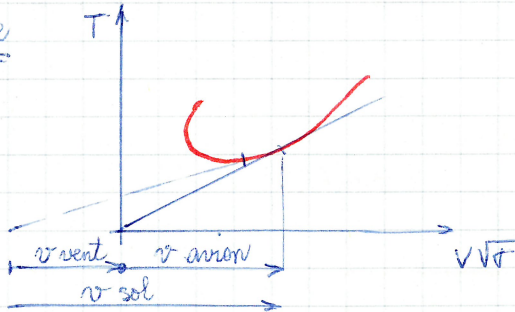
correspond à une incidence α $i_{f \text{ max}}$

Remarque : A h imposée la croisière se fera à i de $\frac{C_x}{\sqrt{C_z}}$ mini
 à h non imposée la croisière se fera le + haut possible
 à $\frac{C_x}{\sqrt{C_z}}$ mini. La consommation des moteurs donnera une croisière

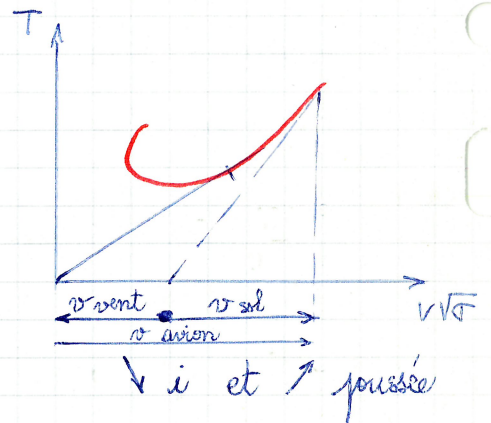
ascendante.

Influence du vent :

Vent arrière
 \downarrow poussée $\nearrow i$



vent avant



Pb 1

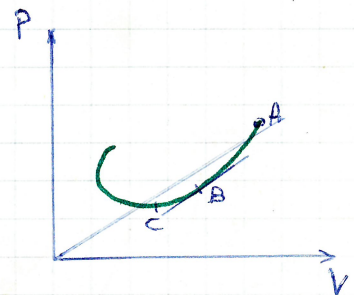
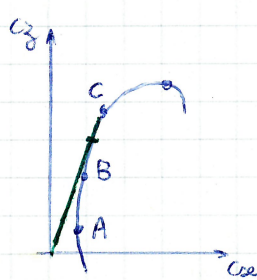
3 avions

avion A $\rightarrow i$ de C_x mini

avion B $\rightarrow i$ de f_{max}

avion C $\rightarrow i$ de $\frac{C_z}{C_x^2}$ max

1. Se poser le plus loin
2. Le plus rapide
3. Le plus longtemps



{ pente faible \rightarrow + plus loin
 + rapide $\rightarrow C_x \downarrow$
 plus longtemps $\rightarrow C_z \nearrow$

	A	B	C
+ loin	3	1	2
+ rapide	1	2	3
+ longtemps	3	2	1

* inclinaison dans un virage stabilisé $\omega = 0,1 \text{ rad s}^{-1}$ rayon = 500m
 et $g = 10 \text{ ms}^{-2}$.

$$\operatorname{tg} \theta = \frac{v^2}{Rg} = \frac{R\omega^2}{g} = 0,5 \Rightarrow \theta = 26,56^\circ$$

* poussée nécessaire à maintenir une pente stabilisée de 15% sur un avion de 150 t et finesse 10 et $g = 10 \text{ ms}^{-2}$.

$$\text{pente } \theta = \frac{T_u}{mg} - \frac{1}{f} \Rightarrow T_u = \left(\theta + \frac{1}{f}\right) mg = 3,75 \cdot 10^5 \text{ N}$$

* consommation horaire sachant que $c_{sp} = 0,08 \text{ kg/N/h}$

$$T_u = 10^4 \text{ N}$$

$$\text{Cons } h = 800 \text{ kg/h}$$

* A $i = \text{cte}$ un avion se déleste de masse $m_1 = 141,4 \text{ t}$

à $m_2 = 100 \text{ t}$. Rapport des vitesses $\frac{v_1}{v_2}$?

$$\frac{v_1}{v_2} \approx 2$$

IV VITESSE DE DECROCHAGE

Soit V_{d1} vitesse de décrochage à facteur de charge n_1 ,

V_{d2} vitesse de décrochage à facteur de charge n_2

$$n_1 mg = \frac{1}{2} \rho S V_{d1}^2 C_z$$

$$n_2 mg = \frac{1}{2} \rho S V_{d2}^2 C_z$$

$$\frac{V_{d1}}{V_{d2}} = \sqrt{\frac{n_1}{n_2}}$$

Si V_{dh} vitesse de décrochage en vol horizontal ($n=1$)

$$V_{dn} = V_{dh} \sqrt{n}$$

4.1 Influence de la masse

$$\frac{V_{d1}}{V_{d2}} = \sqrt{\frac{m_1}{m_2}}$$

Si un avion décroche en palier à masse m_1 à V_{dh}

- V_{dv} pour n et m_2 ?

$$V_{dv} = V_{dh} \sqrt{n \cdot \frac{m_2}{m_1}}$$

4.2 Influence de l'altitude

au niveau du sol V_{dh} à m_1

V_{dh} à m_2 pour n et à l'altitude

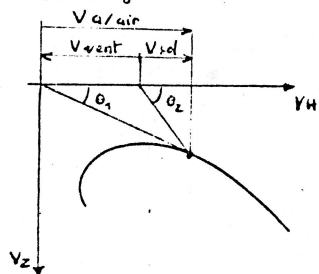
$$V_{dv} = \frac{V_{dh}}{\sqrt{\sigma}} \sqrt{n \frac{m_2}{m_1}}$$

4.2 Influence de l'altitude

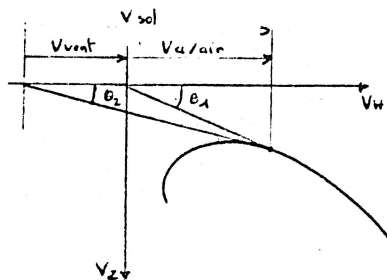
La polaire "glissera" vers le bas quand $Z \nearrow$

4.3 Influence du vent

Vent de face



Vent arrière



COURS

Si $P_0 = 0$

La V_z mini sera i de B (i de $\frac{C_x}{C_z}^{3/2}$) mini avec une vitesse V_B

Un planeur aura son autonomie horaire maxi à l'incidence i de $\frac{C_x}{C_z}^{3/2}$ mini.

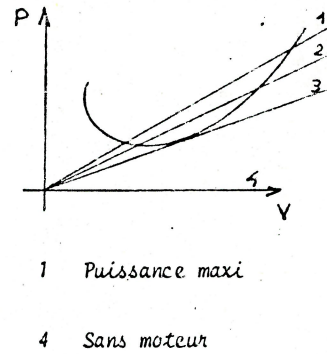
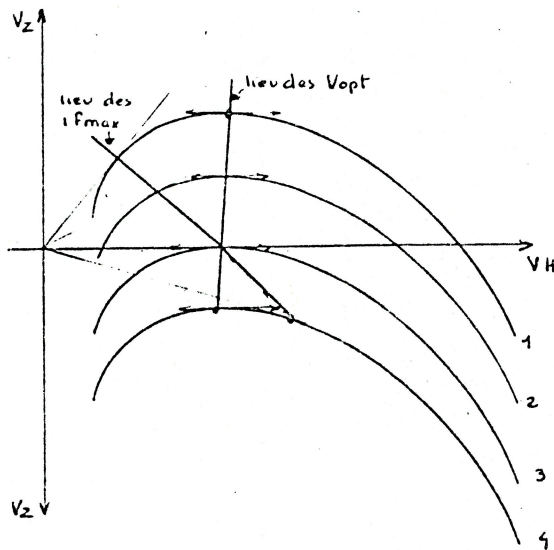
3.1 Influence de l'altitude sur V_z

Si la descente se fait à V_z constante le pilote devra diminuer la poussée au cours de la descente.

3.2 Influence de la masse sur V_z

Si la masse augmente V_z augmente.

IV POLAIRE DES VITESSES



On considère la partie $V_z < 0$

4.1 Influence de P_u ou T_u

V_z mini \rightarrow tangente horizontale $\rightarrow \frac{C_x}{C_z}^{3/2}$ mini

mini \rightarrow tangente de l'origine $\rightarrow f$ max

notes

cours

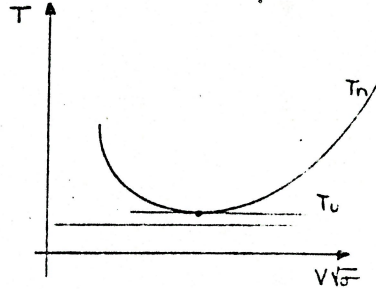
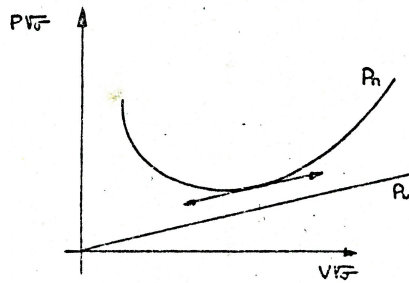
LE VOL EN DESCENTE

I - EQUATION DU VOL

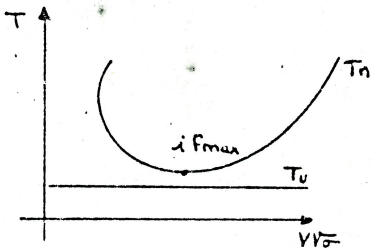
Mêmes équations que pour la montée

$$\bar{V}_z = \frac{P_u - P_n}{mg} \quad \theta = \frac{T_u - T_n}{mg} = \frac{T_u}{mg} - \frac{1}{\delta}$$

Pour un réacteur



II - DESCENTE A PENTE MINIMALE



$T_u < T_n$ soit $T_u < \frac{mg}{\delta}$

$\frac{T_u}{mg} < \frac{1}{\delta}$

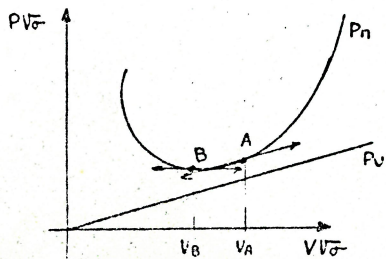
$\theta = \frac{1}{\delta} - \frac{T_u}{mg}$

La descente se fait à finesse maximale.

Si $T_u = 0$ (Panne moteur au planeur)

la pente mini sera toujours à la max

III - DESCENTE à Vz mini



$P_u < P_n \Rightarrow \bar{V}_z = \frac{P_n - P_u}{mg}$

$P_u \searrow \quad V_A \searrow \quad i V_A \nearrow$

notes

Influence de la masse.

* Sur V_z .

$$V_z = \frac{-P_m}{mg} \quad P_m = \frac{mg}{f} \sqrt{\frac{2mg}{\rho S C_x}} = K m^{3/2}$$

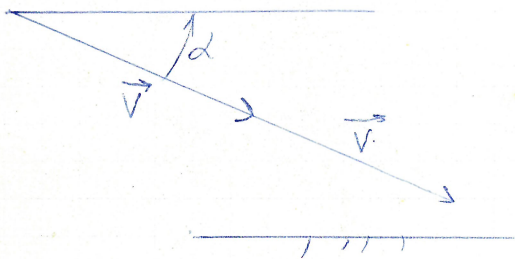
$$V_z = K \sqrt{m}$$

* Sur δ $V_z = K \sqrt{m}$

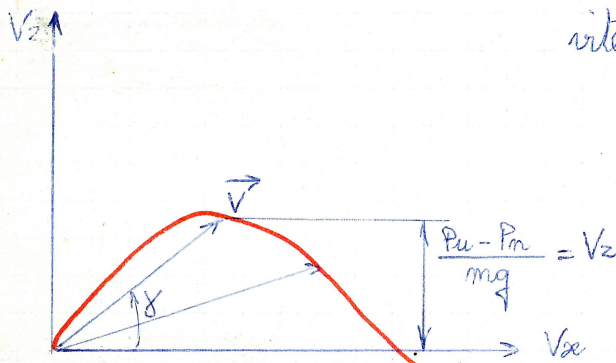
$$V = K' \sqrt{m}$$

$$\delta = \frac{V_z}{V} \text{ indépendant de } m.$$

Avec ou sans ballast \hat{m} dist
parcouru.

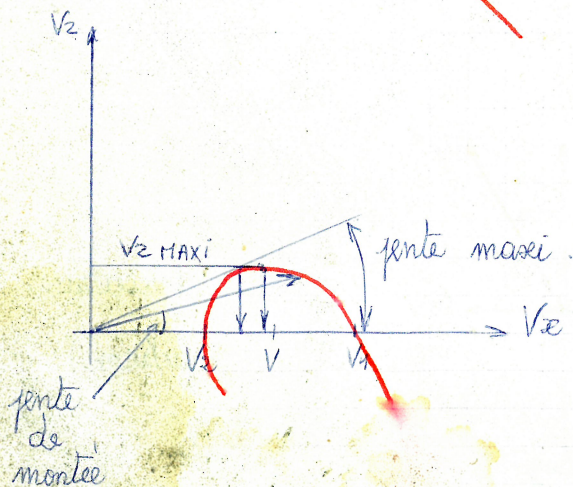


Polaire des vitesses



vitesses pour incidence donnée.

En montée



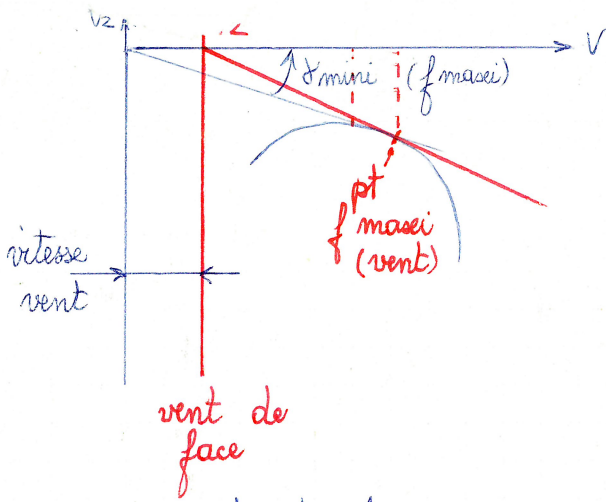
V_1 : 1^{er} régime.

V_2 : 2^e régime.

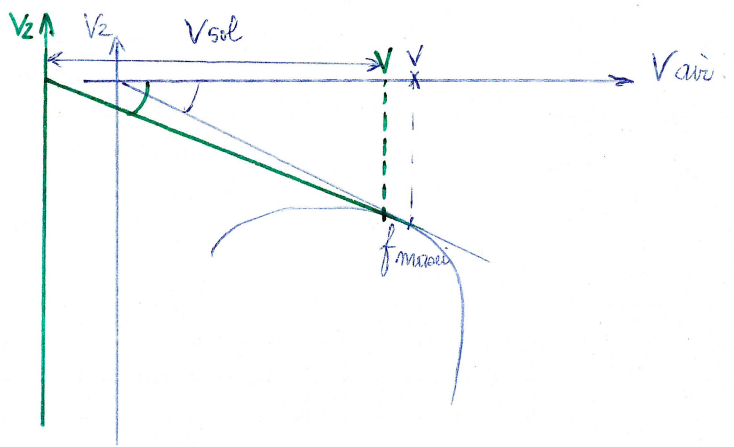
$V_z \text{ MAXI} \rightarrow V$ à afficher.

$\delta \text{ MAX} \rightarrow V$ " " "

En descente

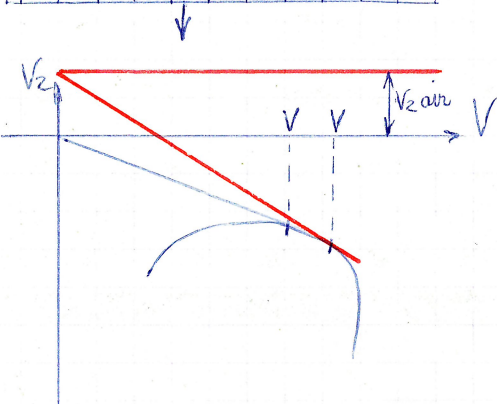


avec vent de face.
il faut \uparrow vitesse pour
finesse maxci.

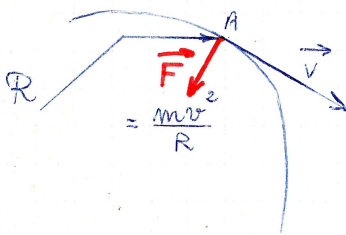


vent arriere
utile = Paffichee moteur.

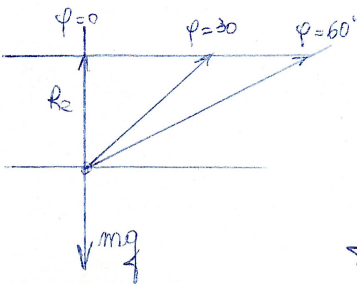
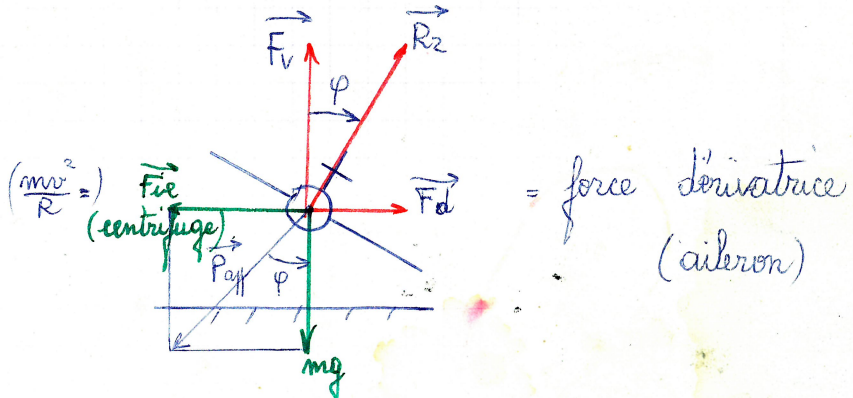
masse d'air descends



Virages.



Pour virer il faut creer une force
 $\vec{F} \perp \vec{v}$.

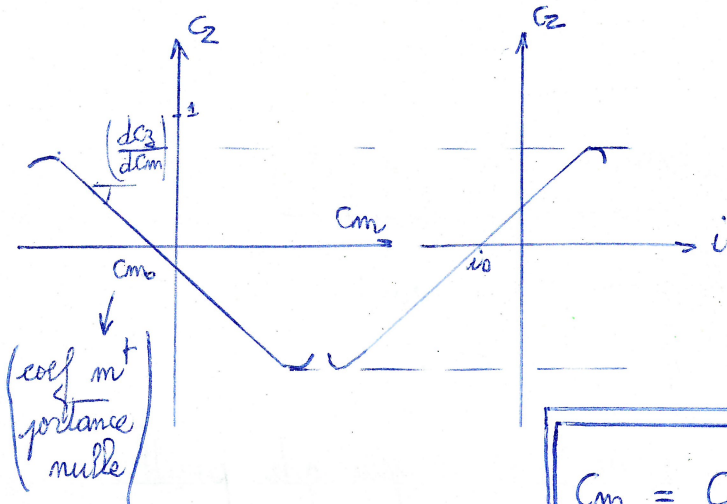
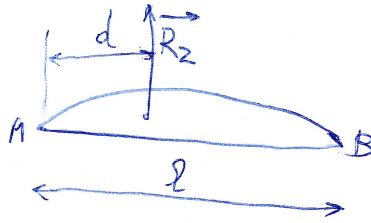


pois apparent = $\Sigma \vec{F}_{inertie} = \vec{P}_a$

Facteur de charge $n = \frac{P_a}{mg}$ (1g, 2g, ...)

$n = 1$ ($60^\circ \rightarrow 2g$)

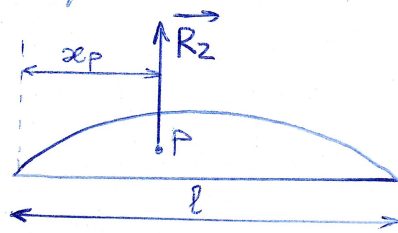
$$C_{MA} = -\frac{1}{2} \rho v^2 S C_z d = -\frac{1}{2} \rho v^2 S \underbrace{C_M}_{\text{coef } m^t}$$



$$C_M = C_{M0} + \underbrace{\frac{dc_M}{dc_z}}_{=0,25 \text{ (qilt)}} C_z$$

(centre poussée) = (pt appliq, result
gle aéro et tq $M=0$)

(centre poussée se déplace
quand F_z varie)



(foyer) = (pt de la corde en lequel
 $M = 0 \forall C_z$)

position centre poussée = $f(i)$

$$\frac{x_p}{l} \approx 0,25 - \frac{C_{M0}}{C_z}$$

$$C_{MP} = 0$$

foyer

$$\frac{x_F}{l} \approx 0,25$$

fixes

C_z varie seulement

$$x_F = -\frac{\Delta C_M}{\Delta C_z}$$

$$C_{MF} = C_{M0}$$

équilibre \rightarrow G (centre gravité) = P (poussée)
H_{vis}

jet empen = assurer
équilibre avion

En général empennage déporteur
 $R_{ZV} = \vec{mg} + R_{Ze}$

posit de F indep i.

avion stable si G est en avant du foyer avion complet

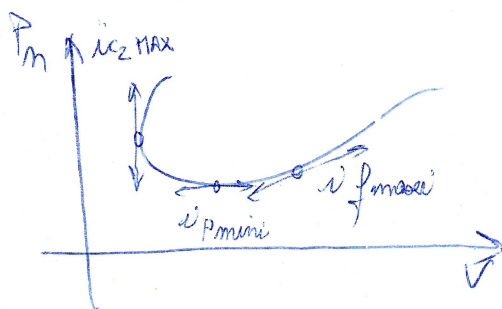
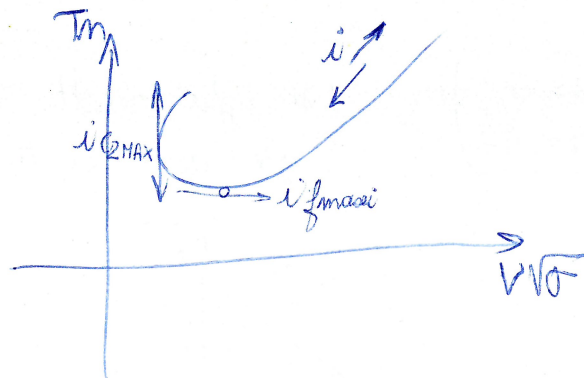
jet empennage = stab longit

centrage | stab → G en avant
 perf → G arriere

empennage | stab → S plus gde possible
 perf → S plus faible.

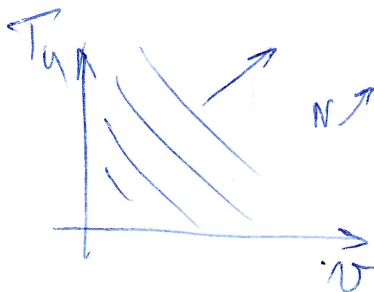
$$T = \frac{mg}{F}$$

traction

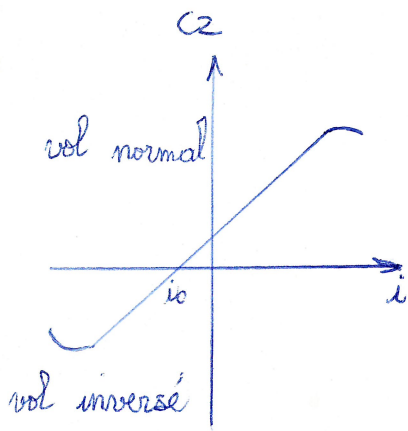


$$P_m = T_m \cdot v$$

hélice ⇒ diag Puissance
 react ⇒ diag poussée.



Hélice

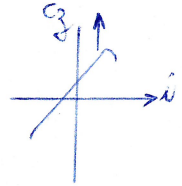
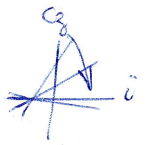
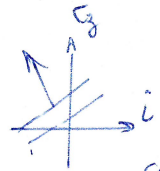


unf forme profil

sur i_0 : $i \downarrow$ si cambrure \uparrow

sur $\frac{dC_z}{di}$: $\frac{dC_z}{di} \downarrow$ si ép relat \uparrow

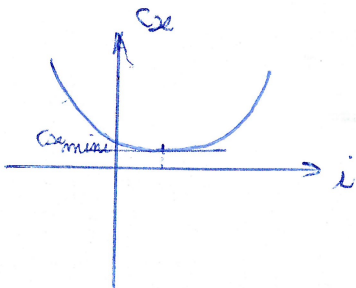
sur $C_{z \text{ max}}$: $C_{z \text{ MAXI}} \uparrow$ si cambrure \uparrow



hypersust = \uparrow cambrure + adaptation

Ra \Rightarrow + gde résist décollement $\Rightarrow \uparrow C_z \text{ max}$

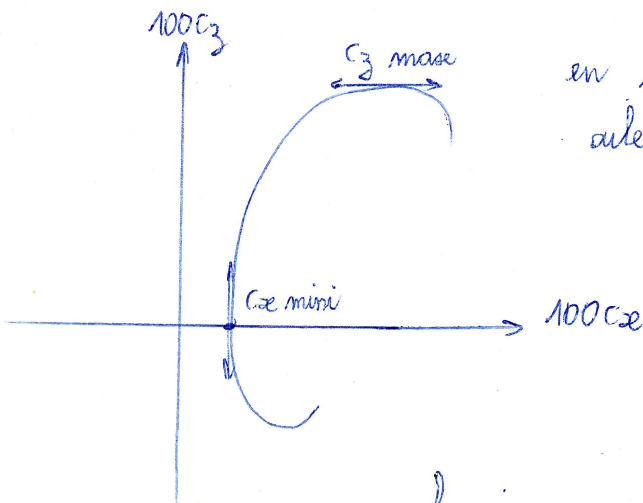
trainée = trainée forme + trainée viscosité prépondérante



épis relat
cambrure) $\uparrow C_x$

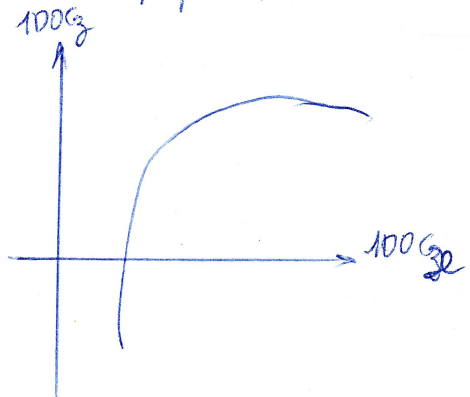
Avions rapides: peu cambré
hypersust $\Rightarrow \uparrow$ trainée

$$C_r = \sqrt{C_x^2 + C_z^2} \quad \text{coef aéro total}$$



polar

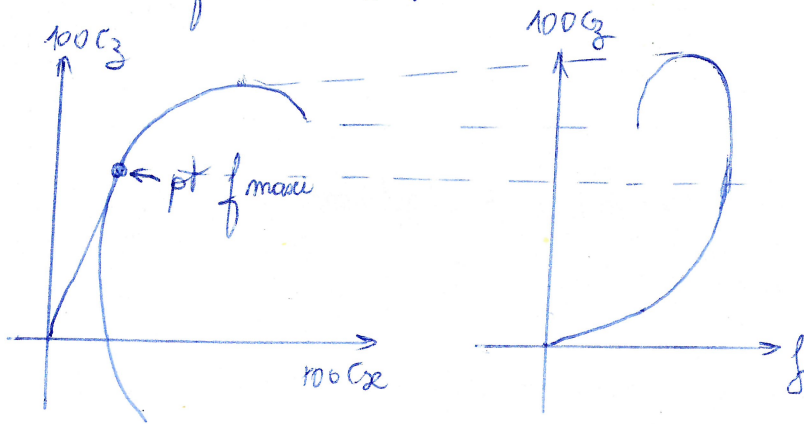
en soufflerie plane de
aile seule puis aile équipée puis avion + trains (sortis)



$$\text{finesse} = f = \tan \alpha = \frac{C_z}{C_x}$$

mot donné : $f \uparrow \Rightarrow F_z \uparrow$

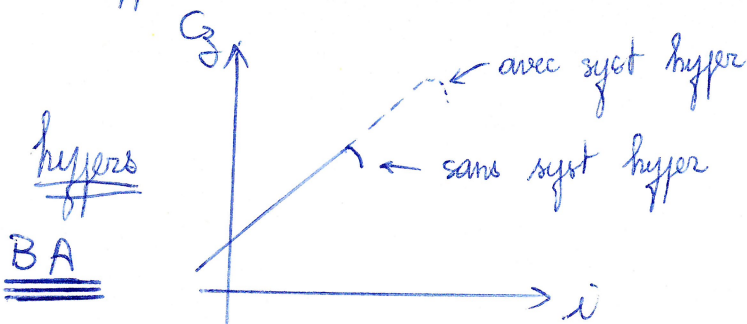
charge donnée $f \uparrow \Rightarrow F_x \downarrow$



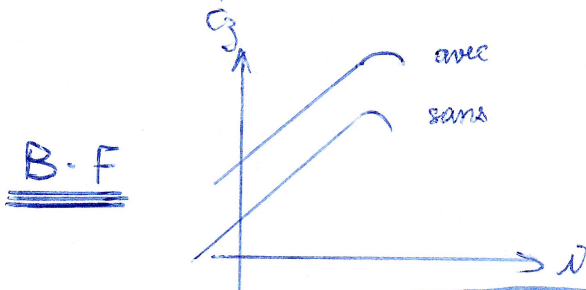
$f = 13$
13 km lancia de
1 km

hypersuot \nearrow courbure surface $\Rightarrow C_z \uparrow$ et $C_x \uparrow$

hypersuot $\nearrow C_x$



(amélioration circulation air au gd i.)



angle décroch inchangé.

spoiler = volets déporteurs

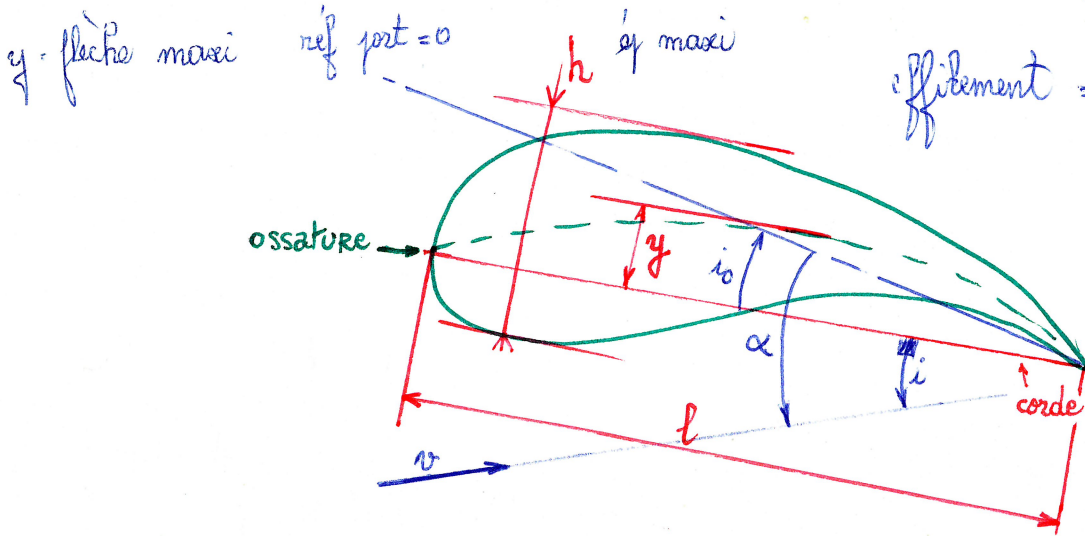
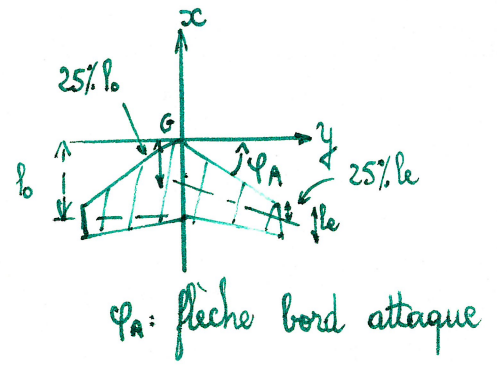
moment portif cabreur convention

moment lié à la portance (efforts tot négligés).

Allongement $\lambda = \frac{b^2}{S}$ $\left\{ \begin{array}{l} \text{concorde } \lambda = 1,6 \\ \text{planneur } \lambda = 2,3 \end{array} \right.$

corde référence : $l = \frac{S}{b}$ (module)

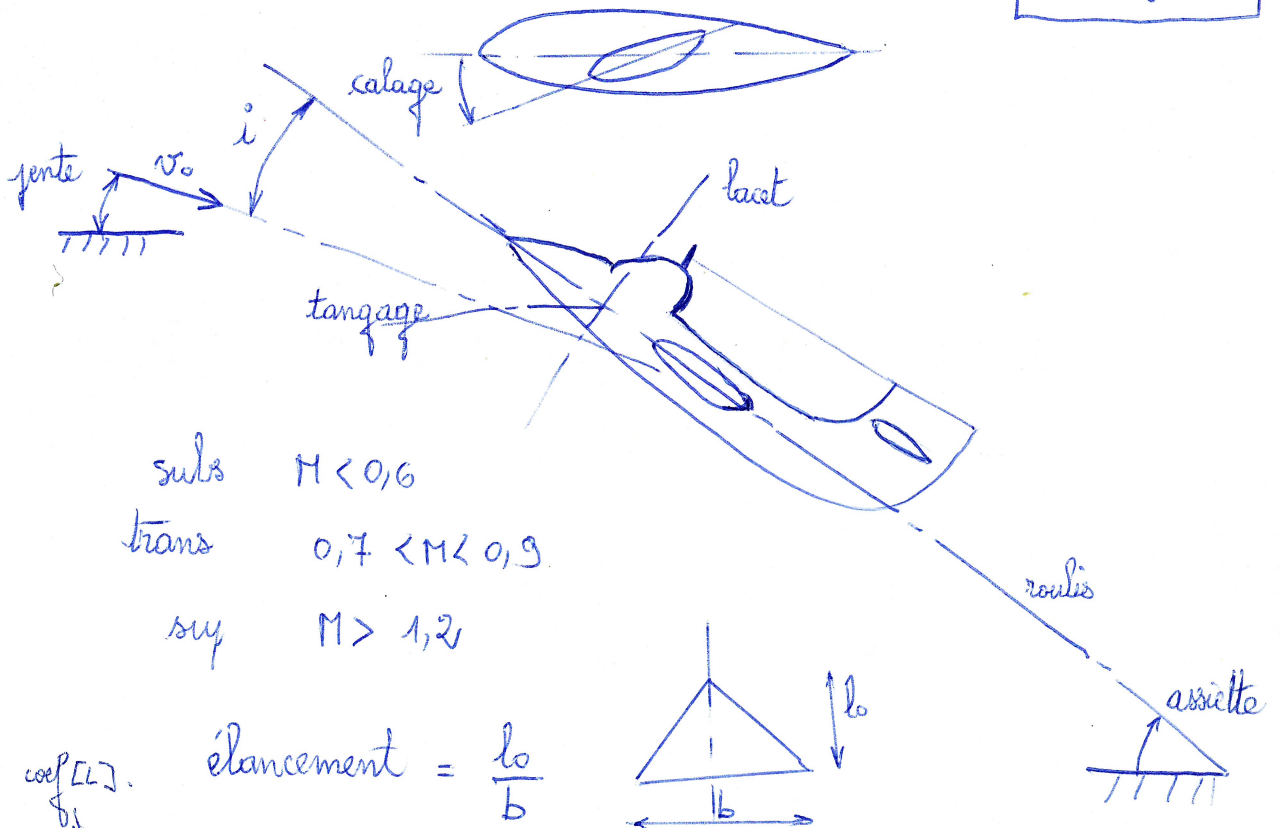
E_p relative : $E\% = \frac{h}{l}$; $C\% = \frac{y}{l}$



effilement = $\frac{\text{corde extr}}{\text{corde emplant}}$

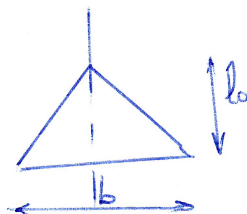
i = incidence
 α = angle de portance
 i_0 = angle portance nulle.

$i = i_0 + \alpha$



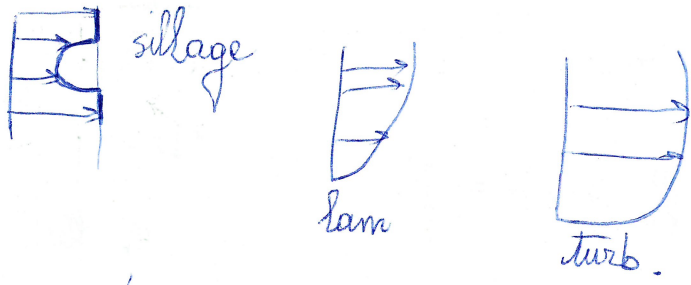
subs $M < 0,6$
 trans $0,7 < M < 0,9$
 sup $M > 1,2$

élancement = $\frac{l_0}{b}$



$R = \frac{\rho V^2}{2} \rightarrow$ vit écoul
 \downarrow
 visc anémot

décollement couche limite \Rightarrow $\uparrow P_s$ écoul externe



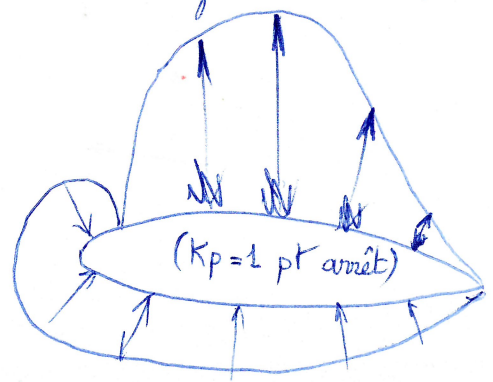
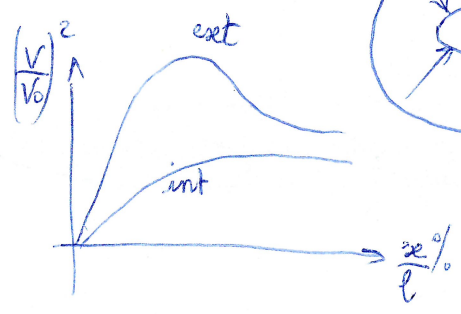
P_{stat} énergie potentielle P

P_{dyn} lié vitesse écoule $q = \frac{1}{2} \rho V^2$ (Ec)

P_{totale} $P_T = P + q = P + \frac{1}{2} \rho V^2$ (énergie écoulement).

point arrêt $\begin{cases} V=0 \\ P=P_T \end{cases}$

$$K_p = \frac{P - P_0}{\frac{1}{2} \rho_0 V_0^2}$$



le pt arrêt se déplace sur intrado.

influence i gradient de recompression ↑ avec i

si CL épaisse ⇒ courant de retour = décollement

décrochage: extension décollement à tout l'extrado → perte R_e.

(recompression brutale) = mûr du son.
discontinu

$$F_x = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_x$$

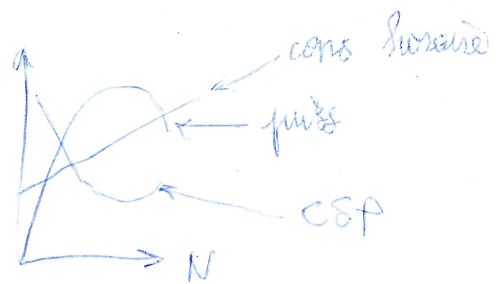
$$F_z = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_z$$

param influant / C_x ou C_z:

- i
- forme profil
- Ra
- turbulence
- forme aile
- viscosité
- (nbre MACH)

$$dq = C_{sp} \cdot T_u dt$$

↑
cons carb



Autonomie horaire max

cons dans temps
mini

$$\left(\frac{dq}{dt} = C_{sp} \frac{mg}{k} \right) \text{ mini}$$

↑ mini ↓ maxi

si altit impose pour un circuit d'attente vol à ifmax

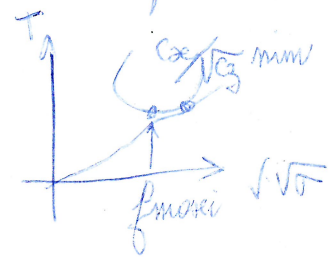
A une alt non imposée vol à ifmax correspondant au régime maxi.

dist max franchise
cons mini sur unité dist

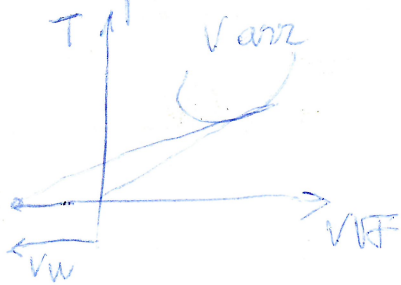
$$\frac{dq}{v_{alt}} = C_{sp} \cdot \frac{T_u}{v}$$

$$= C_{sp} \sqrt{p} \frac{C_{ex}}{\sqrt{g}} \cdot k \text{ mini}$$

↑
corresp à i < ifmax



A h impose croisière à V de $C_{ex}/\sqrt{g} \text{ mini}$ à h non imposée → le + haut possible à $C_{ex}/\sqrt{g} \text{ mini}$ = cons moteur h croisière ascend



① * commentaire des diagrammes $e_1(p)$ et $e_2(p)$.

e_1 et e_2 sont deux fonctions linéaires de la pression.

$$\begin{cases} e_1 = ap + b \\ e_2 = cp + d \end{cases}$$

pour $p=0$, $e_1 = e_2 = 0 \Rightarrow \begin{cases} e_1 = \alpha p \\ e_2 = \beta p \end{cases}$

en effet on a :
$$\begin{cases} e_1 = \frac{\sigma_1}{E} - \nu \frac{\sigma_2}{E} \\ e_2 = \frac{\sigma_2}{E} - \nu \frac{\sigma_1}{E} \end{cases}$$
 avec
$$\begin{cases} \sigma_1 = \frac{\lambda p r}{e} \\ \sigma_2 = \frac{p r}{2e} \end{cases}$$

$$\begin{cases} e_1 = \frac{\lambda p r}{2eE} - \frac{\nu p r}{2eE} \\ e_2 = \frac{p r}{2eE} - \frac{\nu \lambda p r}{eE} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} e_1 = \frac{r p}{2eE} (2\lambda - \nu) = f(p) \\ e_2 = \frac{r p}{2eE} (1 - 2\nu\lambda) = g(p) \end{cases}$$

on remarque que la déformation transversale est (pour une pression donnée) plus importante que la déformation longitudinale.

② calcul de σ_1 et σ_2 à partir des formules (II).

$$e_1 = \frac{\sigma_1}{E} - \nu \frac{\sigma_2}{E}$$

$$\frac{\sigma_1}{E} = e_1 + \nu \frac{\sigma_2}{E}$$

$$\frac{\sigma_2}{E} = e_2 + \nu \frac{\sigma_1}{E}$$

$$\frac{\sigma_2}{E} = e_2 + \nu e_1 + \nu^2 \frac{\sigma_2}{E}$$

$$\frac{\sigma_2}{E} (1 - \nu^2) = e_2 + \nu e_1$$

$$\boxed{\sigma_2 = \frac{E}{1 - \nu^2} (e_2 + \nu e_1)}$$

$$\frac{\sigma_1}{E} = e_1 + \frac{\nu}{1 - \nu^2} (e_2 + \nu e_1)$$

$$\frac{\sigma_1}{E} = \frac{e_1 (1 - \nu^2)}{1 - \nu^2} + \frac{\nu}{1 - \nu^2} (e_2 + \nu e_1)$$

$$\frac{\sigma_1}{E} = \frac{e_1 - \nu^2 e_1 + \nu e_2 + \nu^2 e_1}{1 - \nu^2}$$

$$\frac{\sigma_1}{E} = \frac{e_1 + \nu e_2}{1 - \nu^2}$$

$$\boxed{\sigma_1 = \frac{E}{1 - \nu^2} (e_1 + \nu e_2)}$$