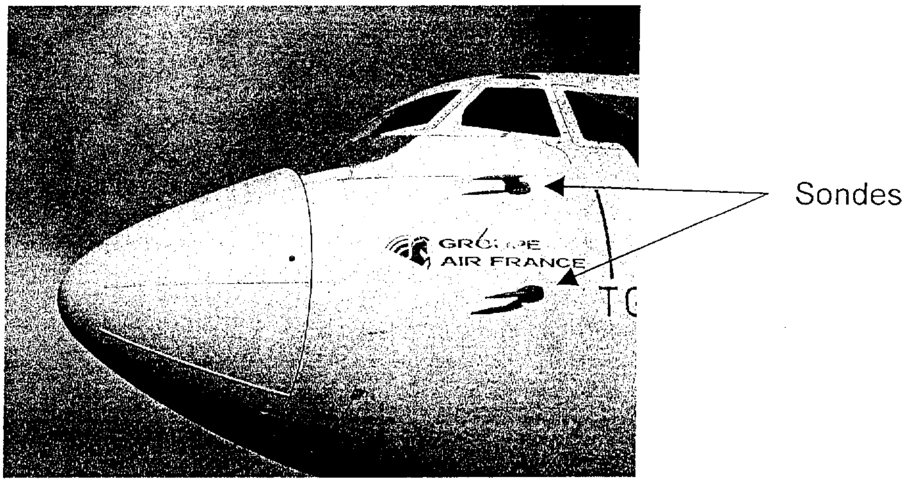
CORRIGE

Ces éléments de correction n'ont qu'une valeur indicative. Ils ne peuvent en aucun cas engager la responsabilité des autorités académiques, chaque jury est souverain.

CORRIGE

Mécanique des fluides Page 1/1

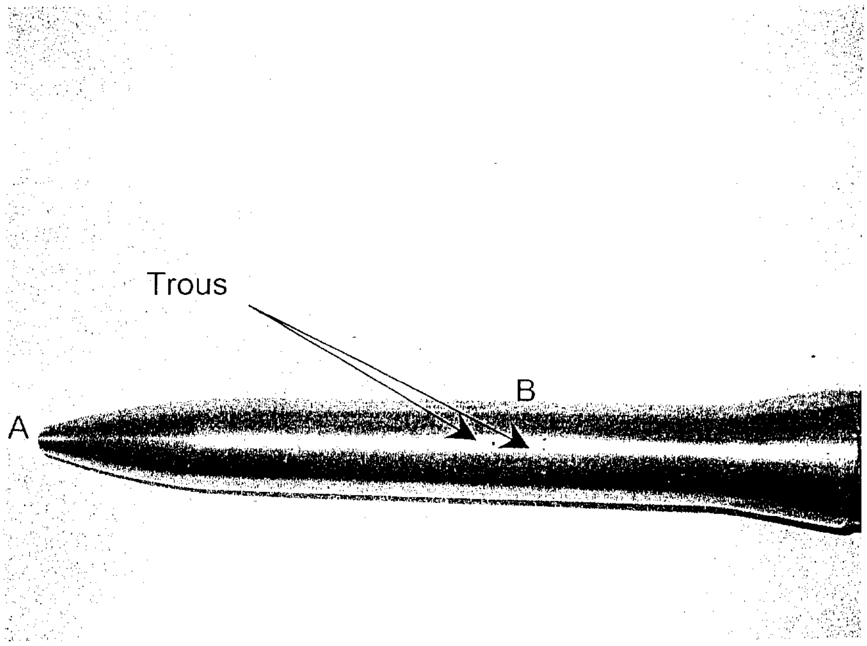
Sonde de Prandtl ou tube de Pitot



Les sondes de Prandtl appelées aussi tubes de Pitot son couramment utilisées sur tous les types d'avion. O n reconnaîtra deux de ces sondes fixées sur la partie avant du fuselage de cet appareil.

1°) Citer le type de pression qui est mesuré au point A situé à l'avant de cette sonde.

P_A est une pression : totale



2°) **Citer** le type de pression qui est mesurée par les petits trous situés à la périphérie de la sonde au niveau du point B. **Indiquer** ce que représente cette pression.

P_B est une pression : Statique

Pression ambiante à l'altitude où vole l'avion

CORRIGE

3) L'avion est en vol à la vitesse V. La sonde est horizontale. Les points A et B sont supposés être sur une même ligne de courant. **Ecrire** le théorème de Bernoulli entre A et B.

$$\frac{P_A}{\rho} + \frac{V_A^2}{2} = \frac{P_B}{\rho} + \frac{V_B^2}{2}$$

$Z_A = Z_B$ (Horizontale)

4°) **Simplifier** cette relation puis en **déduire** l'expression littérale de la vitesse V de l'avion en fonction de P_A et de P_B.

$V_A = 0 \qquad V_B = V$

$$V^2 = \frac{2\,(P_A - P_B)}{\rho}$$

$$V = \sqrt{\frac{2\,(P_A - P_B)}{\rho}}$$

V=.................m.s^{-1}.....

5°) Cet avion vole à une altitude où la densité de l'air est de 0,5. L'atmosphère est supposée standard. **Calculer** la masse volumique de l'air à cette altitude.

$\delta = \frac{\rho_z}{\rho_0} \rightarrow \rho_z = \rho_0\,\delta$

Standard : $\rho_0 = 1{,}225$ kg/m^3 $\quad \rho_z = 1{,}225 \cdot 0{,}5 = 0{,}6125$ kg/m^3

6°) **Calculer** cette altitude en m.

$\delta = \frac{20 - z}{20 + z} \qquad 20\delta + z\delta = 20 - z$

$z(\delta + 1) = 20 - 20\delta$

$z = \frac{20 - 20\delta}{\delta + 1} = \frac{20(1-\delta)}{\delta + 1} = \frac{10}{1{,}5} = 6{,}66$ km

Z= 6666...m

CORRIGE

Mécanique des fluides Page 3/3

7°) Calculer la pression statique à cette altitude.

$$\frac{P_z}{P_0} = \left(\frac{31-Z}{31+Z}\right)^2 \rightarrow P_z = P_0 \left(\frac{31-Z}{31+Z}\right)^2$$

$$P_z = 1013{,}25 \left(\frac{31-6{,}66}{31+6{,}66}\right)^2 = 422{,}8 \text{ hPa.}$$

$$P_z = 42280 \text{ Pa}$$

8°) Calculer la vitesse de l'avion si la pression mesurée en A est : 0,6 .10^5 Pa..

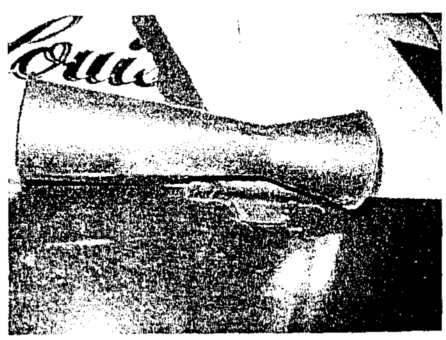
$$V = \sqrt{\frac{2(P_A - P_B)}{\rho}}$$

$$V = \sqrt{\frac{2(0{,}6 \; 10^5 - 0{,}4280 \cdot 10^5)}{0{,}6125}}$$

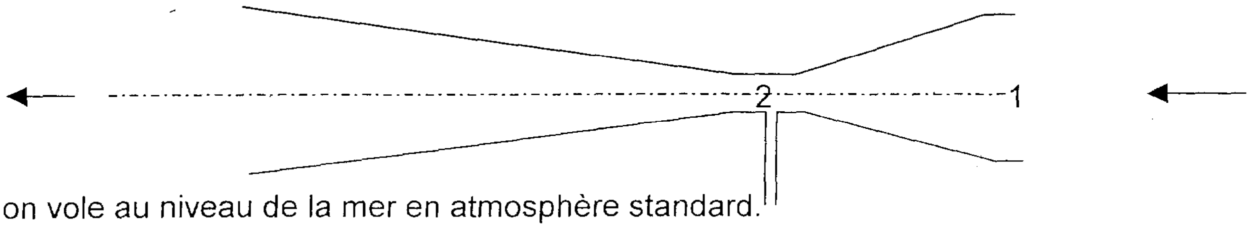
$$V = \sqrt{\frac{35400}{0{,}6125}} = 240 \text{ m.s}^{-1}$$

Tube de Venturi

Les tubes de Venturi peuvent être utilisés pour mesurer la vitesse des avions volant lentement. Celui représenté ci-contre est utilisé pour faire fonctionner un instrument gyroscopique pneumatique de type horizon artificiel. La dépression créée entraîne en rotation la partie mobile du gyroscope. Il est fixé sur le flanc du fuselage d'un avion de tourisme dans le souffle de l'hélice.



CORRIGE



L'avion vole au niveau de la mer en atmosphère standard.
L'axe du tube est horizontal. On considère le filet d'air représenté par le trait interrompu mixte.

9°) Ecrire Le théorème de Bernoulli entre les sections S1 et S2.

$$\frac{V_1^2}{2} + \frac{P_1}{2} = \frac{V_2^2}{2} + \frac{P_2}{2}$$

10°) L'air étant supposé incompressible à cette vitesse, **écrire la relation** donnant V2 en fonction de V1,S1 et S2.

Conservation de la masse (débit)

$$S_1 V_1 = S_2 V_2 \rightarrow V_2 = \frac{S_1}{S_2} V_1$$

11°) **Déduire** l'expression de P2-P1 en fonction de ρ,V1, S1 et S2.

$$P_2 - P_1 = \frac{\rho}{2}\left(V_1^2 - V_2^2\right)$$

$$P_2 - P_1 = \frac{\rho}{2}\left(V_1^2 - V_1^2\left(\frac{S_1^2}{S_2^2}\right)\right)$$

$$P_2 - P_1 = \frac{\rho V_1^2}{2}\left(1 - \left(\frac{S_1}{S_2}\right)^2\right)$$

12°) On appelle rapport de contraction du tube de venturi la quantité k = S2 / S1. **Calculer** la dépression P2 en fonction de ρ,P1, V1 et k.

$$P_2 = P_1 + \frac{\rho V_1^2}{2}\left(1 - \frac{1}{K^2}\right)$$

13°) Application numérique pour V1=40m.s^{-1} et k=0,3.

$$P_2 = 101325 + \frac{1{,}225 \cdot 40^2}{2}\left(1 - \frac{1}{0{,}3^2}\right)$$

$$P_2 = 91417 \text{ Pa}$$

CORRIGE

Aérodynamique Page 1/1

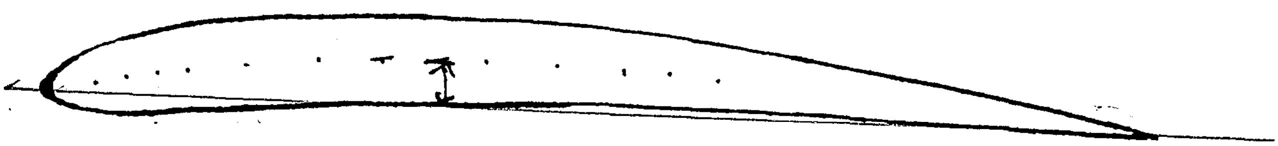
L'aile d'un avion possède un profil ISA 961 représenté sur l'annexe N° 1 page 4/4.

1°) Ecrire la définition de la courbure relative.

flèche maxi / corde

se donne en % de la corde.

2°) Sur le profil tracé ci dessous, tracer la flèche maxi et indiquer sa valeur en mm.



Flèche maxi = 5,75 mm

3°) Calculer l'épaisseur relative de ce profil.

$11,5/150 = 0,076 \approx 7,6\,\%$

e=................

4°) Calculer la courbure relative de ce profil.

$5,75/150 \approx 3,8\,\%$

CORRIGE

5°)Déterminer et indiquer l'incidence de portance nulle de ce profil. Utiliser l'annexe 1 page 4/4. Le tracé sera réalisé en **noir**.

l'incidence de portance nulle = -5 °.

6°) Déterminer et indiquer l'incidence de traînée minimum de ce profil. Utiliser l'annexe 1 page 4/4. Le tracé sera réalisé en **bleu**.

l'incidence de traînée minimum = -3 °

7°) Indiquer l'incidence de finesse maximum. Le tracé sera réalisé en **vert** sur l'annexe 1 page 4/4

l'incidence de finesse maximum= 0,05 °

8°) Décrire et quantifier la variation du centre de poussée lorsque l'incidence varie de –2° à +10°.

Passe de 62 % de la corde / B.A.

à 30 % de la corde / BA

Il avance quand $\alpha \nearrow$

Profil avec $C_{M0} < 0$

CORRIGE

Aérodynamique Page 3/3

9°) La surface alaire S de notre avion est de 10 m^2 , sa masse est de 500 kg. **Le vol est rectiligne horizontal**. On prendra g=10 m.s^{-2}.La déportance du stabilisateur horizontal est négligée.
Déterminer dans ces conditions la valeur moyenne de la pression s'exerçant sur l'aile (différence de pression entre l'intrados et l'extrados de l'aile).

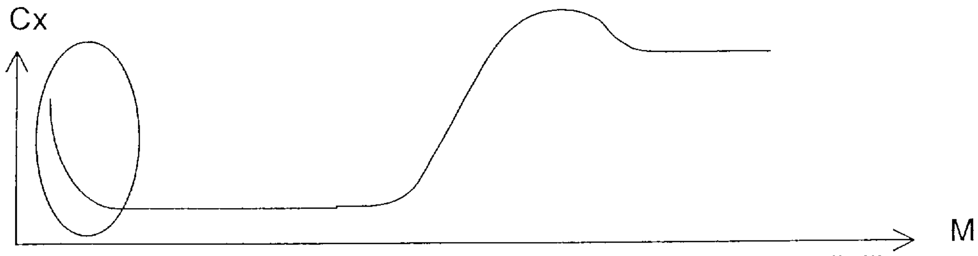
$P_{res.} = \frac{F}{S} = \frac{P}{S} = \frac{mg}{S} = \frac{5000}{10}$

$P = 500 N$

10°) Calculer le pourcentage de cette pression par rapport à la pression statique au niveau de la mer en atmosphère standard.

$\frac{101300}{500} = \frac{202}{100} = 2\,\%$

11°) La courbe représentant le Cx d'une aile en fonction du nombre de Mach est représenté ci-dessous.



Justifier la forme de la courbe située dans la partie entourée par l'ellipse.

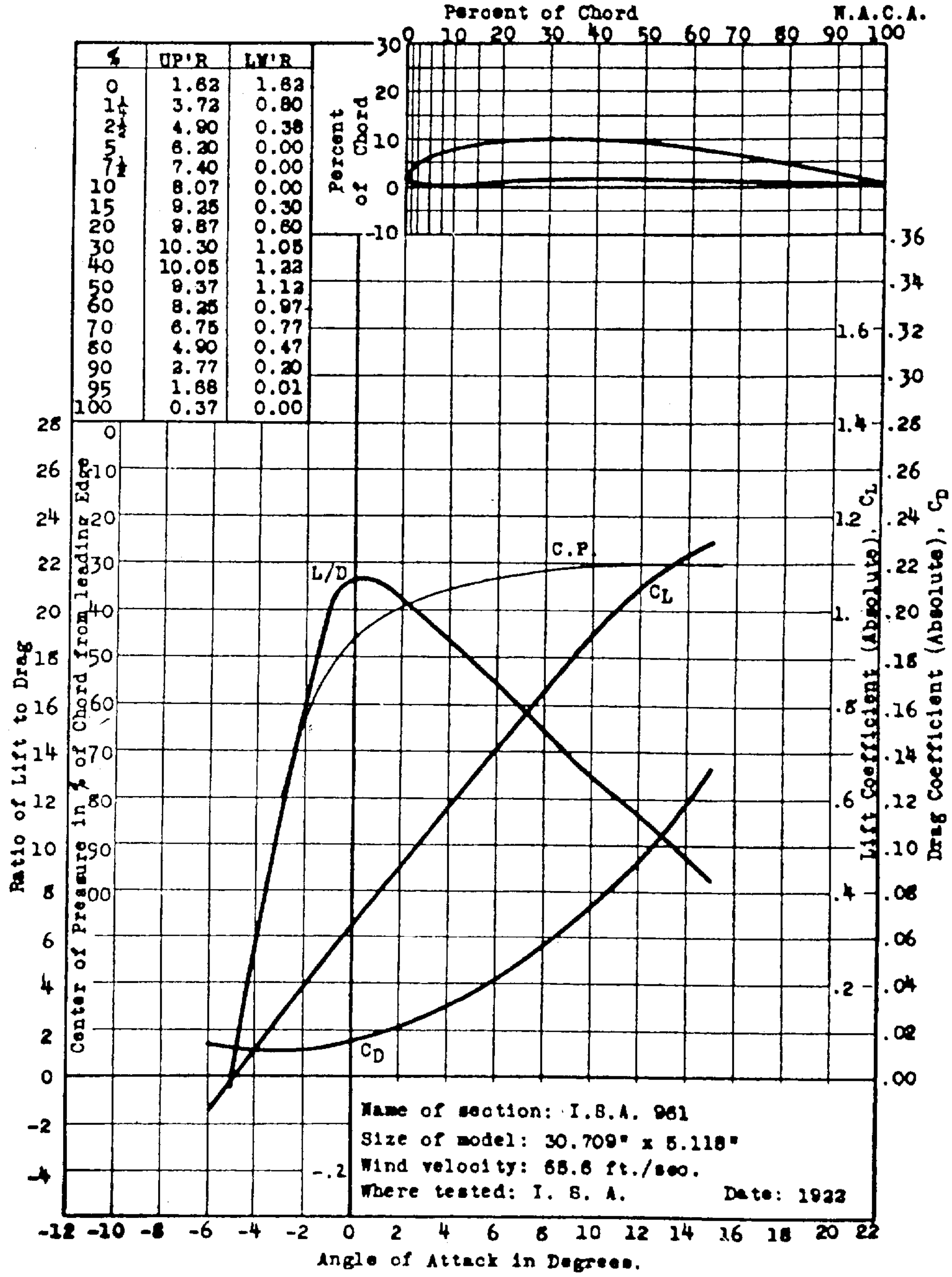
Traînée induite

α grand. vitesse faible

le Cx ↘ quand α ↘

CORRIGE

ANNEXE 1



%	UP'R	LW'R
0	1.62	1.62
1¼	3.72	0.80
2½	4.90	0.38
5	6.20	0.00
7½	7.40	0.00
10	8.07	0.00
15	9.25	0.30
20	9.87	0.60
30	10.30	1.05
40	10.05	1.22
50	9.37	1.12
60	8.25	0.97
70	6.75	0.77
80	4.90	0.47
90	2.77	0.20
95	1.68	0.01
100	0.37	0.00

I.S.A. 961

CORRIGE

Mécanique du vol Page 1/1

Un avion quadriréacteur de masse 140 tonnes vient de décoller au niveau de la mer. Il est en montée à une vitesse de 220 kt.
La poussée de chacun des moteurs est de 65 000N. La polaire de cet avion peut être assimilée à une parabole d'équation :
$Cx = 0,015 + 0,04\ Cz^2$
Sa surface alaire est de 250 m^2. On prendra g= 10 $m.s^{-2}$.

1°) Calculer sa pente de montée.

$tg\,\theta = \frac{Tu}{P} - \frac{1}{f}$

Calcul de f :

$Cz = \frac{2\,Fz}{\rho_0 . S . Vp^2}$

$Vp = \frac{220 . 1852}{3600} = 113,18\ m/s$

$Cz = \frac{2 . 140 . 10^4}{1,225 \ . \ 250 . 113,177^2}$

$Cz = 0,71$

$Cx = 0,015 + 0,04 . 0,71^2 = 0,112$
$= 0,0435$

$\Rightarrow f = \frac{Cz}{Cx} = \frac{0,71}{0,112} = 16,3$

$tg\,\theta = \frac{Tu}{P} - \frac{1}{f}$

$= \frac{65000 \times 4}{150 . 10^4} - 0,0613$

$= 0,112$

$\theta = 11,2\ \%$

$\theta = 6,39°$

2°) Calculer son vario. (vitesse verticale de montée)

$Vz = Vp \sin\theta$
$Vz = 113,18 \ \sin 6,39$
$Vz = 12,59\ m/s$

CORRIGE

3°)Calculer l'altitude maximum qu'il va pouvoir atteindre si on suppose un délestage de 10 tonnes.

$\delta = \frac{20-z}{20+z}$

$20 - z = 20\delta + z\delta$

$z(1+\delta) = 20 - 20\delta$

$z = \frac{20-20\delta}{1+\delta}$

z maxi $\Rightarrow T_n = T_u = F_x$

$\delta = \frac{T_n}{T_{u0}}$

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

$T_n = \frac{(140-10) \cdot 10^4}{16,3}$

$T_n = 79,7$ KN

$\delta = \frac{79754}{260\,000} = 0,3$

$z = \frac{20 - 20 \cdot 0,3}{1,3}$

$z = 10,76$ Km

Z=10,76 Km

Redescendu à 2000 m dans le circuit d'attente de l'aéroport de destination, l'avion fait un virage circulaire uniforme à 30° d'inclinaison(δ = 30°). Sa vitesse est alors de 100 m.s^{-1}.

4°) Calculer le facteur de charge que subit l'avion durant ce virage.

$n = \frac{1}{\cos\delta} = 1,15$

n=..........

CORRIGE

Mécanique du vol Page 3/3

5°) Calculer son rayon de virage .

$$R = \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \delta} = \frac{100^2}{\operatorname{tg} 30 \cdot 9{,}81}$$

R= 1766 m

6°) Calculer son taux de virage en degrés par minute.

$$\omega = \frac{g \cdot \operatorname{tg} \delta}{V} = 0{,}056 \text{ rd/s}$$

Taux de virage = 0,~~0~~5~~3~~ °.min⁻¹

7°)Calculer la nouvelle poussée à afficher durant ce virage.

$$T_u \text{ virage} = \frac{n \cdot P \; C_x vir}{C_z \; vir}$$

$$C_z \text{ virage} = \frac{2 n P}{C_0 \; \delta \; S \; V^2} \qquad \text{avec } \delta = \frac{20-2}{20+2}$$

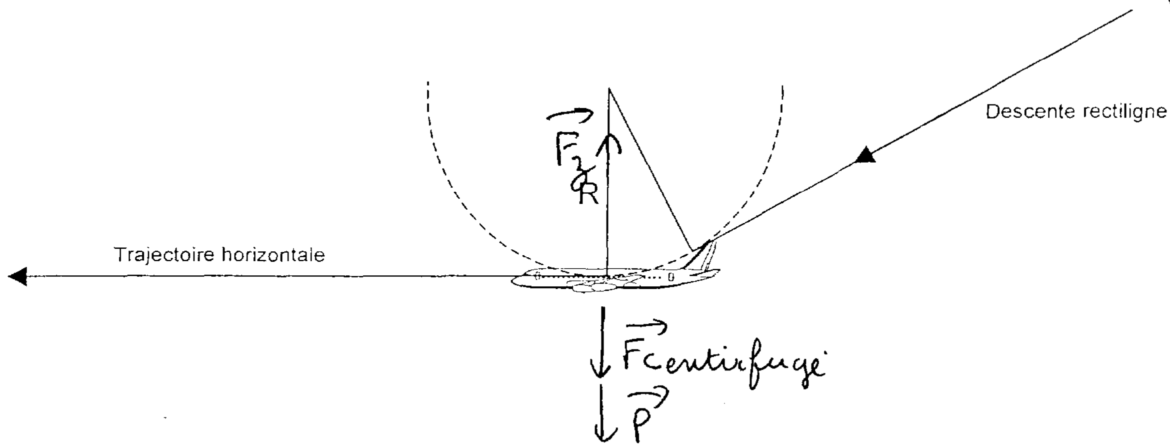
$$C_z \text{ virage} = \frac{2 \cdot 1{,}15 \cdot 140\,000 \cdot 9{,}81}{1{,}225 \cdot 0{,}82 \cdot 250 \cdot 10^4} = 0{,}895 \qquad \delta = \frac{18}{22} = 0{,}82$$

$$C_x \text{ virage} = 0{,}015 + 0{,}04 \cdot 0{,}895^2 = 0{,}047$$

$$T_u \text{ virage} = \frac{1{,}15 \cdot 140\,000 \cdot 9{,}81 \cdot 0{,}047}{0{,}895} = 83\,013 \text{ N}$$

CORRIGE

8°) Dans le circuit d'attente l'avion descend par paliers successifs . Une descente rectiligne est suivie d'une trajectoire circulaire de rayon R puis d'une trajectoire rectiligne horizontale. La vitesse est constante et égale à V.
Démontrer qu'a la **fin de la trajectoire circulaire** (position de l'avion sur le dessin), l'avion est soumis à un facteur de charge : $n = 1 + (V^2 / R.g)$

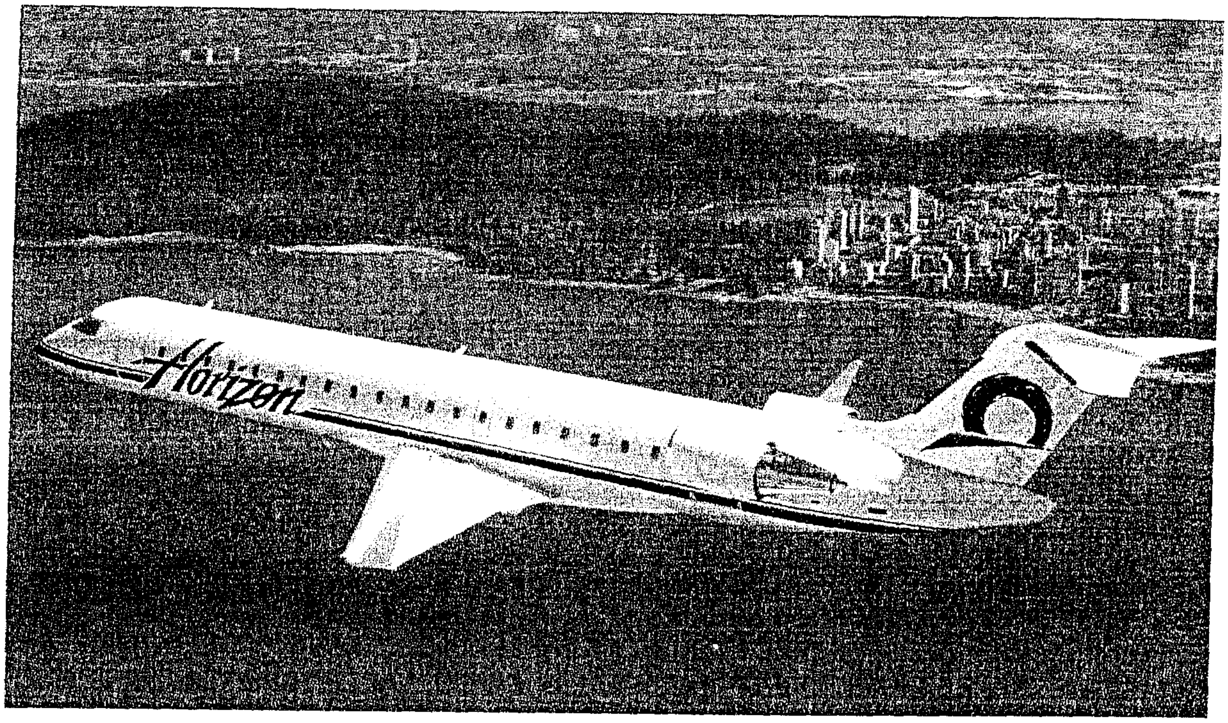


$$n = \frac{P_a}{P}$$

$$P_a = P + F_c$$

$$n = \frac{P + F_c}{P} = 1 + \frac{\frac{mV^2}{R}}{mg} = 1 + \frac{V^2}{Rg}$$

CORRIGE T. U.



Objectif : Détermination de la masse maxi au décollage (MTOW), des vitesses V_1, V_2, V_r, du domaine de vol, de la durée du vol et de la consommation d'un CRJ 700.

Dans tout le problème on ne considèrera qu'un seul braquage de volets égal à **8°**.

La piste est sèche, mesure **1500m** et possède une pente de **2%** en montée.
Elle se situe à **4000 ft** (altitude pression) et possède un prolongement dégagé **(clearway) de 250m**.

Le vent est stable à **10 Kts** de face et dans l'axe de la piste.

Le dégivrage des ailes est sur **OFF**.
Le dégivrage des entrées d'air moteurs (cowl) est sur **OFF**.

Les packs de conditionnement d'air (ACU, Air Conditioning Unit) sont sur **ON**.

La température extérieure est de **+10°C**.

NE RIEN ECRIRE DANS LA PARTIE BARREE

CORRIGE

1°) Déterminer la masse maxi limitée par la longueur de piste .
Utiliser les 3 abaques 06-03-20, 06-03-21/22 et 06-03-23.

Référence A =...1,62..........

Référence B =...~~30,4~~ 28,5

Masse maxi limitation piste =....28,7......t..

2°) Déterminer la masse maxi limitée par la vitesse minimum de contrôle (Vmc). Le rapport V1/Vr sera supposé égal à 1.
Utiliser les 2 abaques 06-03-26 et 06-03-31/32 .

Référence A =...1,48...........

Masse maxi limitation Vmc =....24,5.........t..

3°) Déterminer la masse maxi limitée par la pente de montée.
Utiliser l'abaque 06-03-87.

Masse maxi limitation pente =............36,3...t

4°) Choisir la masse maxi décollage du jour et expliquer votre démarche.

la plus faible.

Masse maxi du jour =...24,5...t

NE RIEN ECRIRE DANS LA PARTIE BARREE

CORRIGE

5°) Quelque soit le résultat trouvé précédemment, pour répondre aux questions suivantes, vous prendrez une masse réelle au décollage de **30 tonnes**. Cette valeur ne correspond pas aux résultats précédents.

Déterminer V_1 Maxi limitation énergie frein ($V_{1\ MBE}$.).
Utiliser l'abaque 06-03-95.

$V_{1\ MBE}$ = 168 kt

156 kt pour 34 t
+ 4 . 3 kt pour 30 t = 12 kt
156 kt + 12 = 168 kt.

6°) Déterminer **V_1 minimum** limitée par la vitesse minimum de contrôle au sol .
($V_{1\ MCG}$), V_R et V_2.
Utiliser les 2 abaques 06-03-98 et 06-03-99/100.

Référence A = 11,2

$V_{1\ MCG}$ = 122,5

V_R = 128,5

V_2. = 137

7°) Déterminer la plage de V1 que vous retiendrez puis **justifier** votre réponse.

$122{,}5 < V1 < 128{,}5$

$V1 < VR$

NE RIEN ECRIRE DANS LA PARTIE BARREE

CORRIGE

8°) Déterminer la pente nette de montée premier segment.
Utiliser les 2 abaques 06-04-5/6 et 06-04-7/8.

Pente nette premier segment = ...3,7... %

9°) Déterminer la pente nette de montée deuxième segment.
Utiliser les 2 abaques 06-04-21/22 et 06-04-23/24.

Pente nette deuxième segment = .3,2... %

10°) Préciser si ces pentes son limitatives et justifier votre réponse.

non limitatives 3,7 % > 0%
3,2 % > 2,4 %
pour un biréacteur.

L'avion est en croisière au fl. 390. Sa masse est alors de 29 tonnes. volets 0:

11°) Déterminer l'inclinaison maxi que pourra prendre l'avion pour faire un virage.
Utiliser l'abaque 06-01-21.

Inclinaison maxi =...49,5....°

12°) Déterminer le Mach maxi et le Mach mini que devra respecter le pilote pour réaliser un virage avec une inclinaison de 40 °.

Mach maxi=..0,845... Mach mini=.0,675

13°) Déterminer la durée du vol ainsi que la masse de carburant consommée pour une étape de 790 Nm. La masse prévue à l'atterrissage est de 26 tonnes.

Utiliser l'abaque 03-12-3.

Durée du vol =....120.....min

Carburant consommé = ...2,75 t....t