

# 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.**

# Mécanique des Fluides

## " Étude au démarrage "

- $\phi = 0,02 \text{ m}$  donc section  $S = 3,14 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2$   
 Débit volumique  $Q_v = S \cdot V = 3,14 \cdot 10^{-4} \text{ m}^3/\text{s}$   
 Débit massique  $Q_m = \rho \cdot S \cdot V = 0,238 \text{ kg/s}$   
 Pression (entrée pompe) = Réservoir - Pertes de charge (CLAPET)  
 Pertes au travers du clapet :  $2,8 \times \frac{1}{14,7} = 0,19 \text{ bar}$   
 Pression (entrée pompe) =  $0,9 - 0,19 = 0,71 \text{ bar}$   
 Puissance (fluide) =  $\Delta P \cdot Q_v = (1,8 - 0,71) \cdot 10^5 \times Q_v$   
 d'où puissance électrique  $P = \frac{34,2}{0,75} = 45,6 \text{ W}$

## " Étude en fonctionnement "

- vitesse du fluide :  $V_s = \frac{Q_{ms}}{\rho \cdot S_s} = \frac{(850/3600)}{760 \cdot \left(\frac{\pi \cdot 0,02^2}{4}\right)} \approx 1 \text{ m/s}$   
 Pression totale :  $P_T = P_s + \frac{1}{2} \rho V^2 = 160380 \text{ Pa}$   
 le diamètre  $x$  est deux fois plus petit qu'en  $S$   
 donc la vitesse 4 fois plus grande ( $Sv = cte$ )  
 $V_x = 4 \text{ m/s}$   
 Avec Bernoulli  $P_x = P_s + \frac{1}{2} \rho (V_s^2 - V_x^2)$   
 soit  $P_x = 154300 \text{ Pa}$

- Dans un venturi, on utilise l'accélération  
 d'un fluide sous pression (HP) pour entraîner  
 le fluide au repos. Nous avons donc transfert  
 d'énergie entre le fluide HP et celui au repos.

Si on applique la formule entre  $0$  et  $x$ ,  
nous avons :

$$\left( \frac{P_x - P_0}{\rho} \right) + \frac{1}{2} (V_x^2 - V_0^2) + g(z_x - z_0) = W_{x0}$$

Application numérique :  $W_{x0} = 92,1 \text{ J/kg}$

Cette énergie est nécessaire au débit  $Q_{x0}$  soit  
une puissance équivalente :  $P_{x0} = 92,1 \times \frac{750}{360}$

$$P_{x0} = 19,2 \text{ W}$$

ce 19,2 W provient du débit HP ( $100 \text{ kg/s}$ )  
ce qui représente une énergie mécanique de  
 $\frac{19,2 \times 3600}{100} = 691,2 \text{ J/kg}$ .

Cette énergie provient du débit HP.

$$\frac{P_x - P_{HP}}{\rho} + \frac{1}{2} (V_x^2 - V_{HP}^2) = - 691,2$$

$$\text{et } P_{HP} = 6,85 \text{ W}$$

# Aérodynamique et Mécanique du vol

## CARACTÉRISTIQUES de l'AILE

- L'allongement  $\lambda$  d'une aile est un paramètre sans dimension qui caractérise "la forme" de l'aile ou plus particulièrement la répartition de la surface par rapport à l'axe longitudinal de l'avion. Il va directement influencer la Trainée induite qui se développe au sursu de l'AILE. Plus ce paramètre sera important plus la trainée induite sera faible (et les performances meilleures). Cependant un grand allongement correspond à une grande envergure qui n'est pas toujours compatible avec la STRUCTURE et la VITESSE de vol.

- Définition :  $\lambda = \frac{(\text{Envergure})}{\text{Surface}}$

$\lambda$  avion transport  $\approx 8$  à  $10$

- Pour notre planeur :  $\lambda \approx \frac{17^2}{17} \approx 16$  qui est bien supérieure à celle des 18 avions mais reste "moyenne" pour un planeur.

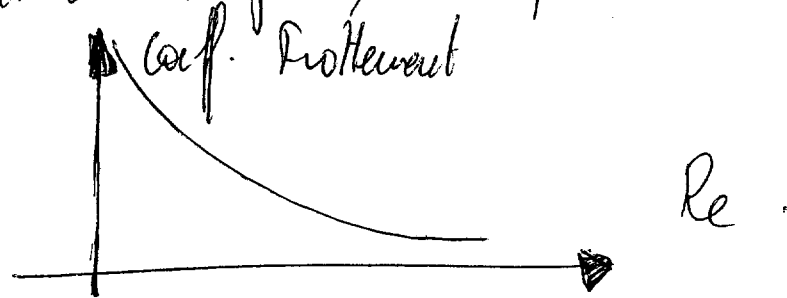
## CARACTÉRISTIQUES du PROFIL

- cf schéma pour le profil

- Corde moyenne profil :  $C_{\text{moy}} = \frac{S}{b} = \frac{18}{17} = 1,058 \text{ m}$ .

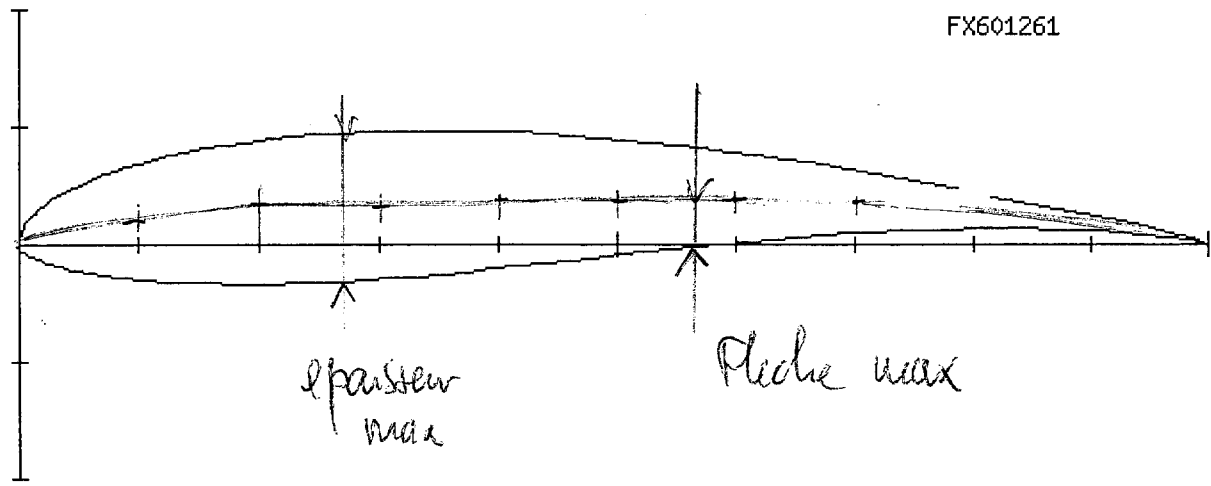
- Nombre de Reynolds :  $Re = \frac{\rho \cdot V \cdot L}{\mu} = 3,22 \cdot 10^6$

Le Nombre de Reynolds est un paramètre qui représente le rapport entre les forces de pression et les forces de frottement (viscosité). Les frottements sont liés à la couche limite qui se développe autour du profil. Son épaisseur et son état (laminaire, turbulent) seront directement liés à l'état de surface, la forme et la valeur du  $Re$ .



## SCHEMA III

## Profil Wortmann FX 60-126



## Épaisseur relative :

$$\text{Épaisseur max} = 20 \text{ mm}$$

$$\text{Corde du profil} = 157 \text{ mm}$$

$$\text{Épaisseur relative} = \frac{\text{Ép max}}{\text{Corde}} \approx 0,127 \text{ soit } 12,7\%$$

## Courbure (cambrure) :

$$\text{Flèche max} = 6 \text{ mm}$$

$$\text{Corde du profil} = 157 \text{ mm}$$

$$\text{Courbure} = \frac{6}{157} \approx 0,038 \text{ soit } 3,8\%$$

- + Définition:  $V_z = V \cdot \tan(\alpha)$
- + Graphiquement, il faut prendre la tangente à la courbe qui passe par l'origine.

On trouve:  $V = 106 \text{ km/h}$  }  $\tan(\alpha) = -0,028$   
 $V_z = -0,83 \text{ m/s}$  } soit  $-2,8\%$ .

- + En vol plané  $\tan(\alpha) = -\frac{1}{f}$  donc la pente mini correspond à la  $f$  maximale  
 $f_{\max} \approx 35,5$

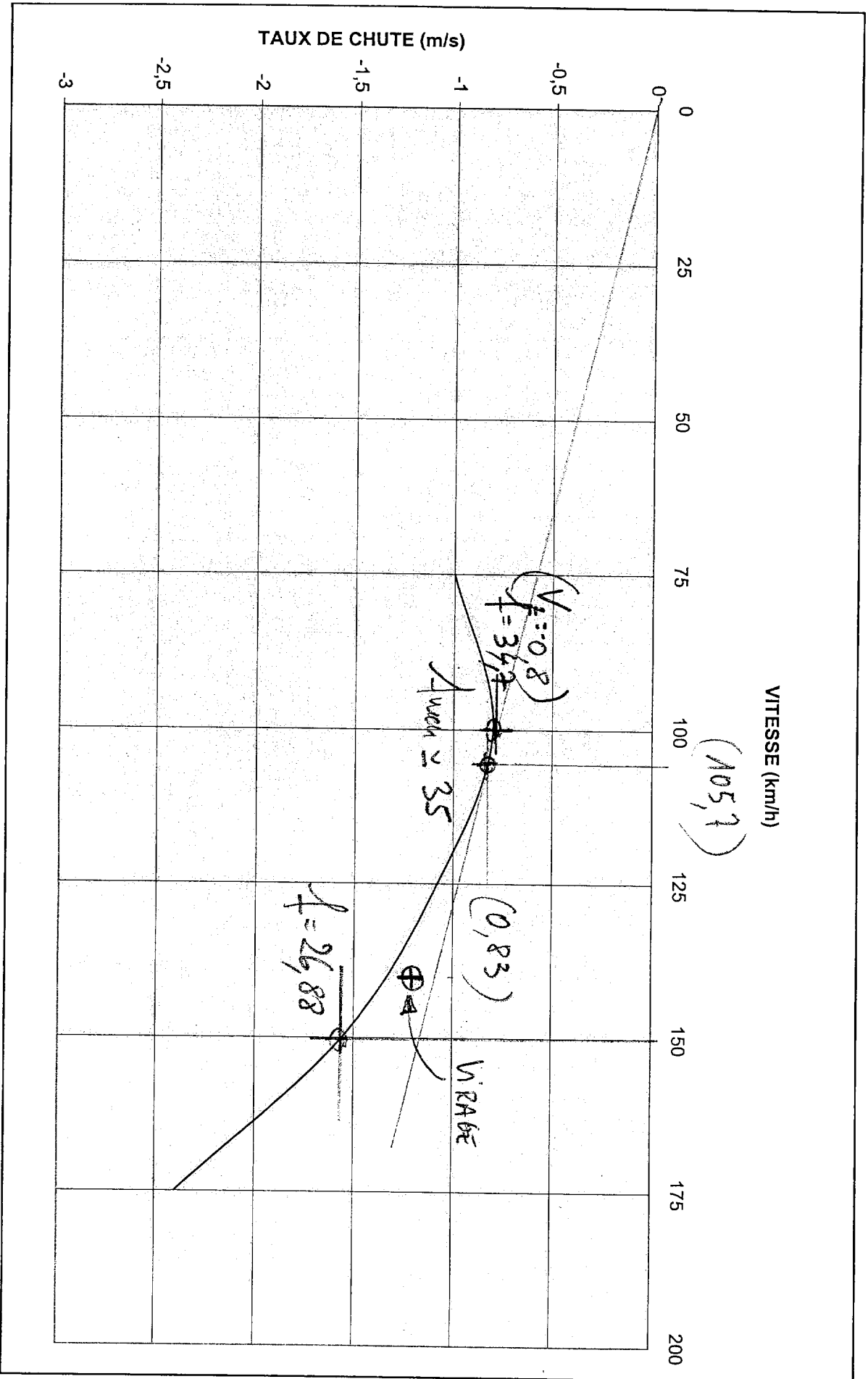
+ En vol  $F_z \approx mg \Rightarrow C_z = \frac{2mg}{\rho \cdot S \cdot V^2}$   
A.N:  $C_z = 0,897$  et  $C_x = \frac{C_z}{f_{\max}} \approx 0,0252$

+ Facteur de charge:  $n = \frac{1}{\cos \phi} = 1,41$   
 Rayon du virage  $R = \frac{V^2}{g \tan \phi} \approx 150 \text{ m}$

Finence  $f = \frac{-1}{\tan(\alpha)} = \frac{-V}{V_z} = 32,4$

+ Pour  $V = 150 \text{ km/h}$ ,  $V_z = -1,55 \text{ m/s}$   
 donc  $n^{\text{lle}} \text{ finence} = \frac{-V}{V_z} = 26,88$

+ Pour taux de chute mini, on obtient  
 $V = 100 \text{ km/h}$   
 $V_z = -0,8 \text{ m/s}$





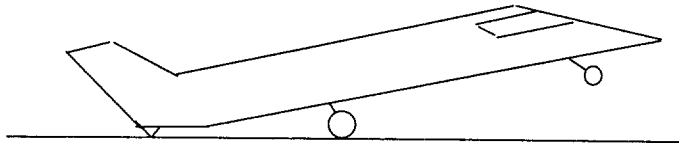
## Epreuve de TU corrigé

**Question 1** (2 pts)

Expliquez  $V_{mu}$ , pourquoi ne peut-on pas décoller avant ?

*Vitesse minimum de décollage (minimum unstick) en dessous de laquelle l'avion ne peut avoir une assiette suffisante pour obtenir sa portance.*

*Il pourrait voler s'il n'était pas gêné par la piste qui lui empêche de cabrer.*



*A  $V_{mu}$ , l'avion peut décoller, mais le sabot arrière est à la limite de toucher la piste.*

**Question 2** (tableau 2 pts calcul du vent 1 pt)

Soit la piste suivante orientée Est / Ouest (09/27)

Sa longueur est de 2500 mètres, elle possède un prolongement occasionnellement roulant d'une longueur de 300 mètres à l'extrémité de sa partie Ouest, et un prolongement dégagé d'obstacles de 600 mètres à l'Est.

POR	W	E	PDO
-----	---	---	-----

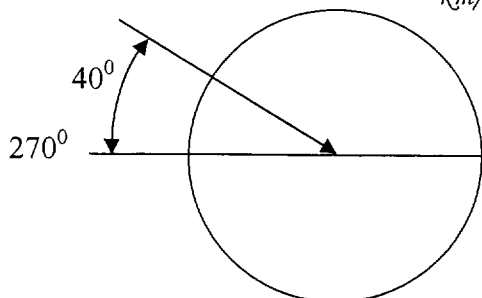
Remplissez le tableau des longueurs disponibles suivant en fonction du sens de décollage.

	Longueur disponible pour une accélération-arrêt	Longueur disponible pour un décollage
Décollage face à l'Ouest	$L + POR$ $2500 + 300 = 2800 \text{ m}$	$L$ $2500 \text{ m}$
Décollage face à l'Est	$L$ $2500 \text{ m}$	$L + PDO$ $2500 + 600 = 3100 \text{ m}$

- Soit un vent soufflant du 310 de 20 Km/ heure , quel sera le vent effectif pour un décollage face à l'Ouest ? Précisez le sens et la valeur.

Justifications du résultat :

310°



$$\text{Vent} = 20 \text{ km/h} \times \cos 40 = 20 \times 0,76 = 15,3 \text{ km/h}$$

Valeur

15,3

soit 15 Km/h

Sens

Face

Question 3 (3 pts)

Complétez le tableau suivant en précisant la position des trains et des volets en fonction des différents segments constituant le décollage avec panne d'un moteur après V1.  
 Il vous est aussi demandé de préciser à quel moment débute et finit chaque segment.

Secteur	Début / fin	Position volets	Position trains
1 <sup>er</sup> segment	Début 35 ft  Fin Fin de rentrée de train	Position décollage	En mouvement
2nd segment	Début Fin de rentrée de train  Fin  400 ft	Position décollage	Rentrés

Question 4 (4 pts)

Sur la courbe suivante représentant une trajectoire de décollage,



Positionnez : Vr, Vmcg, V2 et Vlof

**Question 5** (1 pt pour limitation utile, 1 pt pour le reste)

Il vous est demandé de remplir l'extrait de fiche de chargement suivant. Il concerne un avion dont la masse de base est de 13 900 Kg, il doit transporter 3 500 kg.

Il a besoin pour cela de 3,6 tonnes de carburant au décollage pour un délestage de 2,4 tonnes.

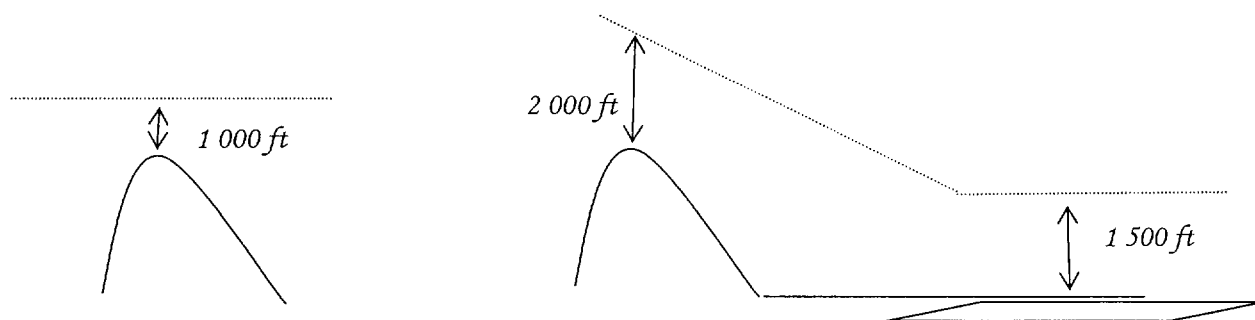
Masse maxi pour →	Sans carburant					Décollage					Atterrissage					
	1	9	9	5	0	↓	Délestage →					2	1	3	0	0
Carburant décollage		3	5	0	0									2	4	0
Limitation utile	2	2	4	5	0	2	2	9	5	0	2	3	7	0	0	
Masse en opération	1	7	5	0	0											
Charge offerte		4	9	5	0											
Charge à transporter		3	5	0	0											
Charge disponible pour changement de dernière minute		1	4	5	0											

Justifiez ici votre calcul de masse en opération.

$Masse\ en\ opération = masse\ de\ base + carburant\ décollage = 13900 + 3600 = 17\ 500\ kg$

**Question 6** (2 pts)

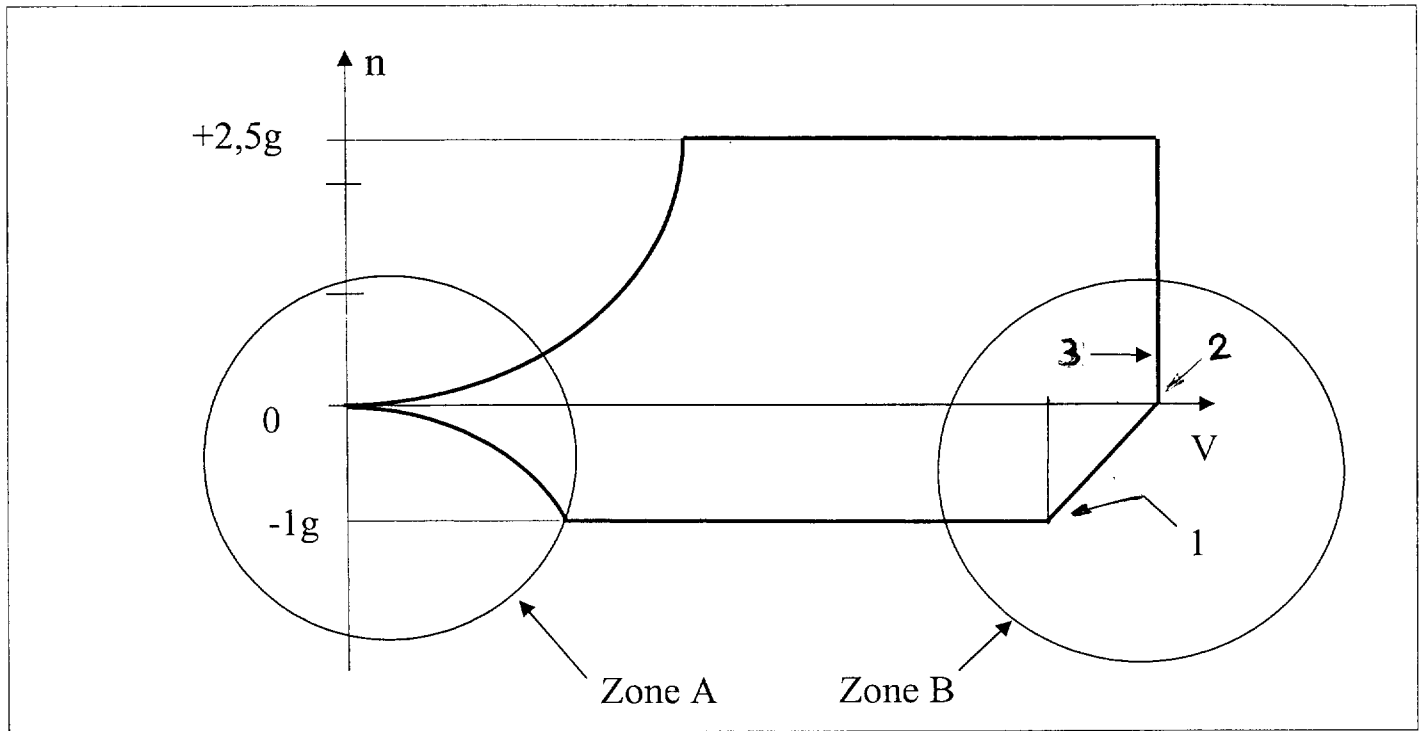
Expliquez les règles de survol des reliefs en cas de perte d'un moteur.



Survol à 1000 ft stabilisé, vario  $\geq 0$  ou bien 2 000 ft en descente avec obligation de pouvoir survoler le terrain de dégagement à 1 500 ft mini

**Question 7** (4 pts)

Voici une représentation simplifiée d'un diagramme de vol en manoeuvre.



- En zone A, justifiez l'origine des deux courbes à 0.

*À 0 g, l'avion n'a pas besoin de portance pour rester en l'air, donc il n'a pas besoin de vitesse pour assurer sa sustentation.*

*Il peut voler un court instant dans cette configuration, il doit toutefois accélérer quand g augmente*

- En zone B, quelle est l'origine en bas de la droite 1 ? Justifiez votre réponse.

*L'enveloppe de vol pour les g négatifs est de -1 jusqu'à  $V_c$  mais revient à 0 à  $V_d$*

- En zone B, comment construit-on le point 2 ? Justifiez votre réponse.

*L'enveloppe de vol pour les g négatifs est de -1 jusqu'à  $V_c$  mais revient à 0 à  $V_d$*

- En zone B, pourquoi la droite 3 est verticale ?

*L'enveloppe de vol pour les g positifs est de 2,5 jusqu'à  $V_d$ , or l'avion ne peut plus voler au delà de  $V_d$ .*