



SERVICES CULTURE ÉDITIONS
RESSOURCES POUR
L'ÉDUCATION NATIONALE

Base Nationale des Sujets d'Examens de l'enseignement professionnel

Campagne 2009

Ce fichier numérique ne peut être reproduit, représenté, adapté ou traduit sans autorisation.

CRDP Aquitaine

- SESSION 2009 -

**AERODYNAMIQUE
MECANIQUE DU VOL
MECANIQUE DES FLUIDES
TECHNIQUE UTILISATION**

Durée **4h**

Coefficient **4**

<u>Aérodynamique</u>	Temps conseillé	0h 50min.	A4
<u>Mécanique du vol</u>	Temps conseillé	0h 50min.	A4
<u>Mécanique des fluides</u>	Temps conseillé	1h 10min.	A4
<u>Technique utilisation</u>	Temps conseillé	1h 10min.	A4

Conditions de l'épreuve

Aucun document autorisé

Calculatrices autorisées

Chaque candidat est invité à vérifier que son sujet est complet.

Chaque candidat **remettra séparément** les 4 épreuves.

L'annexe n° 1 sera jointe à votre copie de mécanique des fluides.
Les annexes n° 2 et 3 seront jointes à votre copie de technique d'utilisation.
L'annexe n° 4 sera jointe à votre copie de mécanique du vol.

Problème N° 1

L'objectif de ce problème est de déterminer l'incidence de vol notée α d'une aile volante.

L'incidence de portance nulle est $\alpha_0 = -2,5^\circ$

$C_{m_0} = +0,1$ et $\Delta C_z / \Delta \alpha = 0,1$ (pour 1 degré)

Le foyer F de cette aile est situé à 25% du bord d'attaque.

Le centre de gravité G cette aile est situé à 10% du bord d'attaque.

Le bord d'attaque de cette aile est noté A.

La corde de cette aile est noté l.

L'abscisse x_p d'un point P quelconque de la corde de profil représente la distance AP.

L'abscisse x_f du foyer est la distance AF.

Le moment de la poussée par rapport au point G est nul.

- 1°) Ecrire l'équation littérale de C_z en fonction de α .
- 2a) Ecrire cette équation $C_z = f(\alpha)$ en calculant la valeur numérique des coefficients.
- 2b) Tracer la courbe $C_z = f(\alpha)$ sans tenir compte des décollements de la couche limite.
Echelle : 5mm pour $\alpha = 1^\circ$ 5mm pour $C_z = 0,1$
- 3°) Ecrire la définition du foyer d'une aile.
- 4°) On définit le coefficient de moment en un point P quelconque de la corde de profil comme suit :
$$C_{m_p} = C_{m_0} + ((x/l) - k) \cdot C_z$$
 - 4a) Appliquer cette relation au point G. (P est situé en G)
 - 4b) Appliquer cette relation au point F et en déduire la valeur de K.
- 5°) A partir de la condition d'équilibre, écrire l'équation $C_{m_G} = f(\alpha)$ et en déduire la valeur numérique de C_z .
- 6°) Déterminer l'incidence de vol α .

Problème N° 2

Un avion vole en palier (vol horizontal) à $V_1 = 150 \text{ kt}$. Son coefficient de portance est de $C_{z1} = 1$.

En approche, toujours en palier à la même masse et à la même altitude, sa vitesse passe à $V_2 = 106 \text{ kt}$.

Déterminer à cette nouvelle vitesse V_2 la valeur du coefficient de portance C_{z2} .

Problème N° 1

L'objectif de ce problème est de déterminer la pression statique P_{s1} à appliquer dans une soufflerie aérodynamique.

L'aile d'un avion de corde $L_2 = 1\text{m}$ doit voler à une vitesse $V_2 = 100\text{kt}$. Un modèle réduit de cet avion de corde $L_1 = 7,5\text{cm}$ est essayé dans une soufflerie à une vitesse de $V_1 = 120\text{kt}$.

Dans les 2 cas la température de l'air est de 20°C .

La viscosité μ ne dépend que de la température.

Le nombre de Reynolds sera identique pour le vol réel et pour l'essai en soufflerie.

ρ_1 est la masse volumique de l'air durant l'essai en soufflerie.

ρ_2 est la masse volumique de l'air durant l'essai de l'avion réel.

ν_1 (nu 1) est la viscosité cinématique de l'air durant l'essai en soufflerie.

ν_2 (nu 2) est la viscosité cinématique de l'air durant l'essai de l'avion réel. On donne $\nu_2 = 14,9 \cdot 10^{-6} \text{ m}^2 \cdot \text{s}^{-1}$

μ_1 est la viscosité dynamique de l'air durant l'essai en soufflerie.

μ_2 est la viscosité dynamique de l'air durant l'essai de l'avion réel.

P_{s2} est la pression statique de l'air durant l'essai de l'avion réel.

1°) Déterminer ν_1 en fonction de ν_2 , V_1 , V_2 , L_1 , L_2 .

2°) Application numérique : Déterminer ν_1 .

3°) Exprimer ρ_1 en fonction de ρ_2 , ν_1 et ν_2 . (On rappelle : La viscosité μ ne dépend que de la température)

4°) Application numérique. Calculer ρ_1/ρ_2 .

5°) Exprimer le rapport P_{s1}/P_{s2} en fonction de ρ_1/ρ_2 .

6°) Application numérique : Calculer le rapport P_{s1}/P_{s2} .

Problème N° 2

Un avion vole en croisière au niveau 350 à un Mach constant égal à 0,82.

Dans tout le problème la pression statique restera la même sur un même niveau de vol et on assimilera la vitesse CAS (corrected air speed) à la vitesse indiquée V_i . (On néglige les corrections d'antenne, d'étalonnage...)

- 1°) En utilisant l'annexe 1 page 5/5, déterminer la vitesse indiquée V_{i1} de l'avion (en kt).
- 2°) L'indicateur de température totale indique -31°C . Déterminer à partir de l'annexe 1 la température statique T_{s1} à l'extérieur de l'avion (en $^\circ\text{C}$) ainsi que sa vitesse propre V_{p1} (en kt). (situation N°1)
- 3°) L'avion traverse un front froid. La température chute de 10 degrés toutes choses égales par ailleurs. Déterminer à partir de l'annexe 1 les nouveaux paramètres (V_{p2} et V_{i2}). (situation N°2)
- 4°) Tracer l'allure des courbes de variation des vitesses $V_i = f(T)$ et $V_p = f(T)$ toutes choses égales par ailleurs (T représente la température).
- 5°) L'objectif de cette question est de vérifier par le calcul les résultats précédents concernant les vitesses indiquées (le rapport V_{i1} / V_{i2}). L'annexe 1 ne sera plus utilisée.

On donne $V_v = V_e / \sqrt{\delta}$ et $V_e = k \cdot V_i$

Avec V_e vitesse équivalente (EV ou EAS) et k correction de compressibilité.

On admettra que $V_v = V_p$

Situation 1 : a_1 vitesse du son, ρ_1 masse volumique, T_1 température statique.

Situation 2 : a_2 vitesse du son, ρ_2 masse volumique, T_2 température statique.

- 5a) Exprimer le nombre de Mach M en fonction de k , V_i , a , δ .
- 5b) Exprimer V_i en fonction de la masse volumique ρ , M , k , a .
- 5c) Exprimer le rapport V_{i1} / V_{i2} en fonction de a_1 , a_2 , ρ_1 , ρ_2 .
- 5d) Exprimer la vitesse du son « a » en fonction de T puis ρ en fonction de T .
- 5e) En déduire le rapport V_{i1} / V_{i2} en fonction de T_1 et T_2 . Simplifier ce rapport.
- 5f) Conclure à la vue de ce résultat sur l'évolution de V_{i1} et de V_{i2} en fonction de T .

Académie :

Session :

Examen ou Concours

Série* :

Spécialité/option* :

Repère de l'épreuve :

Épreuve/sous-épreuve :

NOM :

(en majuscules, suivi s'il y a lieu, du nom d'épouse)

Prénoms :

N° du candidat

Né(e) le :

(le numéro est celui qui figure sur la convocation ou la liste d'appel)

Mécanique des fluides

ANNEXE N° 1

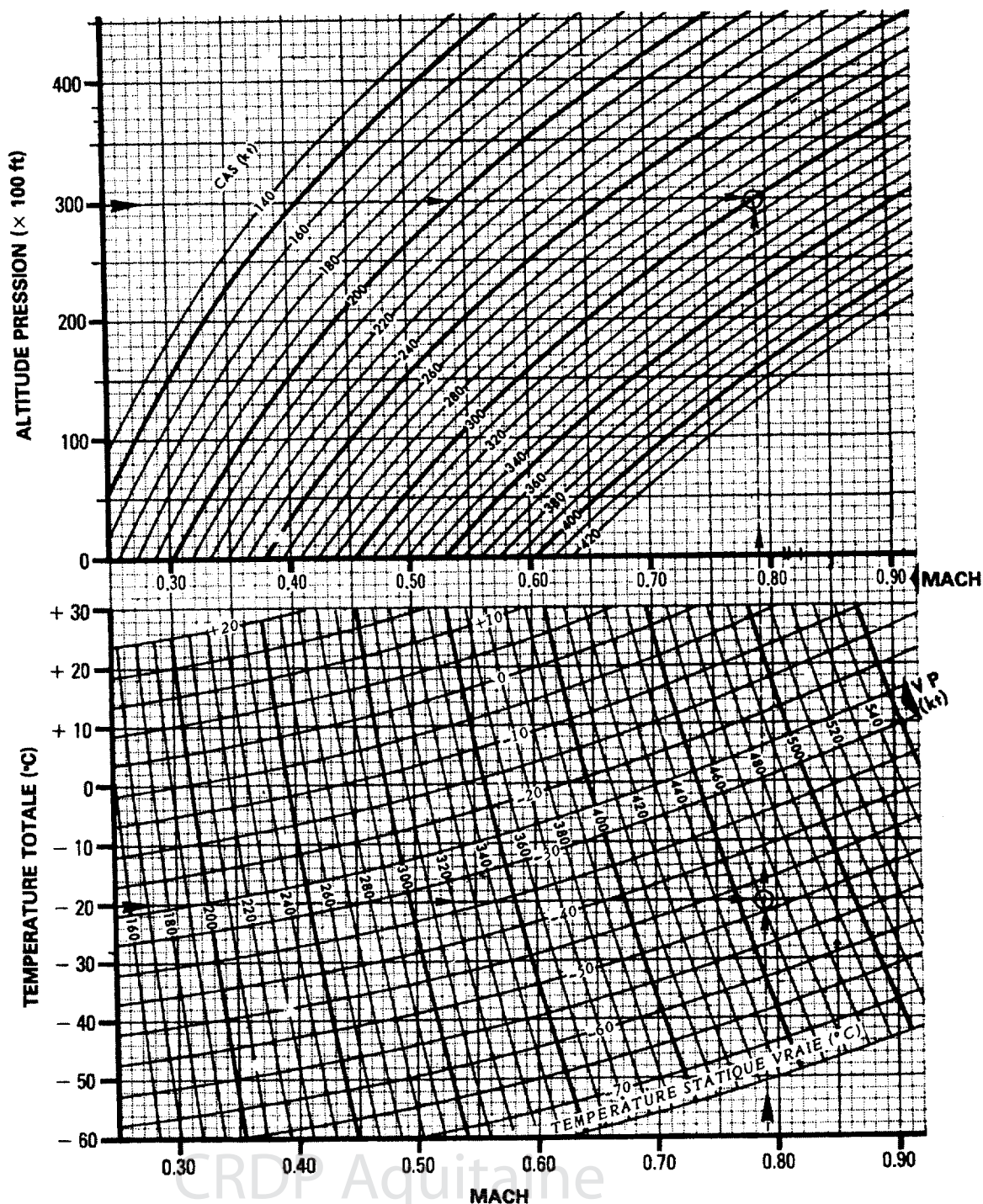
GENERALITE - Correspondances

Page 3 sur 3

ALTITUDE, TEMPERATURE, MACH, VITESSE

EXEMPLE

DONNEES		RESULTATS	
Altitude pression	30 000 ft	CAS	300 kt
Mach	0,790	Température statique vraie	- 48°C
Température totale	- 20°C	Vitesse propre	482 kt



DANS CE CADRE

NE RIEN ÉCRIRE

Problème N° 1

Un DC 10 effectue une étape de 4500 Nm à une vitesse de Mach 0,82 au niveau 310.

Le vent effectif moyen prévu est de -20kt. La température est en standard -3.

La réserve de route à l'atterrissage est de :	4 tonnes
La réserve finale à l'atterrissage est de :	3 tonnes
La réserve de dégagement à l'atterrissage est de :	6 tonnes
La masse maxi lâcher des freins est :	251 tonnes
La masse maxi structure atterrissage est :	186 tonnes
La masse maxi sans carburant est :	167 tonnes
La masse de base est :	120 tonnes
La charge du jour est :	27tonnes

$$\gamma=1,4$$

$$r=273 \text{ J.kg}^{-1}.\text{°K}^{-1}$$

Le prix du carburant à l'arrivée étant bas ; seule, la quantité nécessaire pour cette étape sera embarquée.

Les réserves ne seront pas consommées à l'atterrissage.

L'objectif est de calculer le délestage d'étape.

- 1°) Calculer la **distance air** correspondant à cette étape.
- 2°) Calculer le **temps de vol**.
- 3°) Déterminer la **masse atterrissage**.
- 4a) Déterminer la **distance air équivalente**. Vous utiliserez l'annexe N° 2 page 6/6 sur laquelle vous entourerez les valeurs utilisées.
- 4b) Déterminer le **délestage d'étape**. Vous utiliserez l'annexe N° 2 page 6/6 sur laquelle vous entourerez les valeurs utilisées.

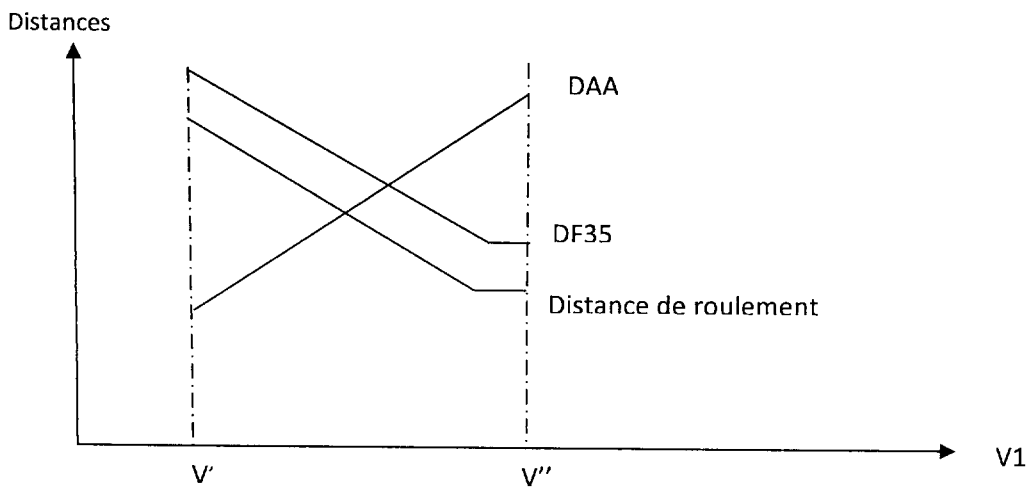
Problème N° 2

On note : Distance d'accélération arrêt DAA

Distance de franchissement des 35 ft DF35

V_r : vitesse de rotation

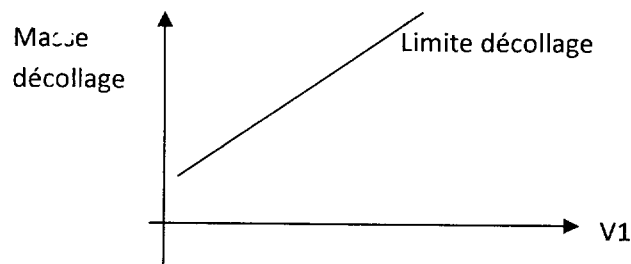
Les paramètres : configuration, altitude, pente, vent et température sont donnés.



1°) Indiquer à quoi correspondent les valeurs V' et V'' .

2°) Indiquer pourquoi la courbe DF35 est décroissante.

3°) Expliquer pourquoi, sur le diagramme masse décollage en fonction de V_1 , la masse limite décollage augmente en même temps que V_1 si la DF35 reste égale à la bande de décollage.



4°) Sur les 2 diagrammes de l'annexe3, indiquer la masse maxi du jour « M maxi du jour » ainsi que la plage de V_1 si l'avion décolle à la masse M_1 .

Académie : _____ Session : _____

Examen ou Concours _____ Série* : _____

Spécialité/option* : _____ Repère de l'épreuve : _____

Épreuve/sous-épreuve : _____

NOM : _____

(en majuscules, suivi s'il y a lieu, du nom d'épouse)

Prénoms : _____ N° du candidat

Né(e) le : _____ (le numéro est celui qui figure sur la convocation ou la liste d'appel)

DANS CE CADRE

NE RIEN ÉCRIRE

* Uniquement s'il s'agit d'un examen.

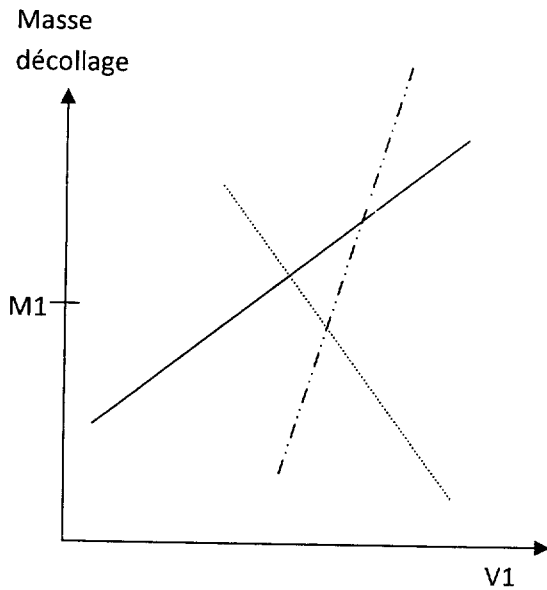
MEE5AFV

Page 4 sur 4

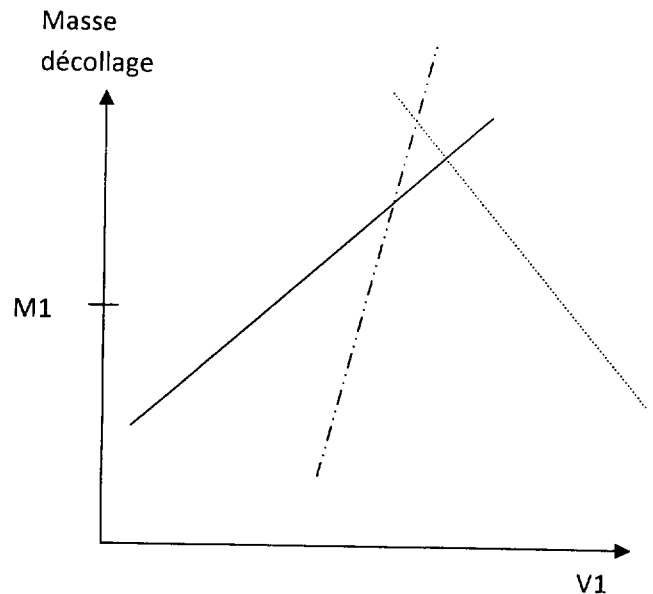
Technique d'utilisation

ANNEXE N°3

- Vr _____
- Limite accélération arrêt _____
- Limite décollage _____



Piste donnée



Piste donnée

Problème N°1

Compléter le tableau figurant sur l'annexe n° 4.

Partie 1 : compléter les 7 cases vides avec des valeurs numériques.

Partie 2 et partie 3 : Cases à cocher au bon endroit.

Partie 3 : On supposera que l'angle de calage de l'aile par rapport au fuselage est nul.

Problème N°2

Un avion quadriréacteur est limité par la condition 2^{ème} segment.

Tous réacteurs en fonctionnement sa pente air 2^{ème} segment est de 7%.

La poussée totale 4 réacteurs est de 300 000 N

La pente minimum règlementaire 2^{ème} segment est de 3%.

$$g=10 \text{ m/s}^2$$

1°) Déterminer la masse de l'avion.

2°) Déterminer la finesse de l'avion.

Problème N°3

Un avion effectue un virage à 45° d'inclinaison.

$$g = 10 \text{ m/s}^2$$

Poids de l'avion : 106 000 N

1°) Le pilote met l'avion en glissade (dérapage intérieur). La bille n'est donc plus au milieu, elle vient se stabiliser en faisant un angle de 10° par rapport au plan de symétrie de l'avion.

1a) Déterminer le facteur de charge n_1 subit par l'avion.

1b) Déterminer la force centrifuge que subit l'avion.

1c) Calculer son rayon de virage si le pilote affiche le taux standard de 180° par minute.

2°) Le pilote met l'avion en dérapage (dérapage extérieur). La bille n'est plus au milieu, elle vient se stabiliser en faisant un angle de 10° par rapport au plan de symétrie de l'avion.

2a) Déterminer le facteur de charge n_2 subit par l'avion.

2b) Conclure quant à la vitesse de décrochage.

DANS CE CADRE

Académie : _____ Session : _____

Examen ou Concours _____ Série* : _____

Spécialité/option* : _____ Repère de l'épreuve : _____

Épreuve/sous-épreuve : _____

NOM : _____

(en majuscules, suivi s'il y a lieu, du nom d'épouse)

Prénoms : _____ N° du candidat

Né(e) le : _____

(le numéro est celui qui figure sur la convocation ou la liste d'appel)

NE RIEN ÉCRIRE



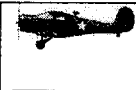
* Uniquement s'il s'agit d'un examen.

MEE5AFV

Mécanique du vol

Page 2 sur 2

ANNEXE N°4

						Position de l'avion par rapport à l'horizon vu par un observateur au sol		
pen	assiette	incidence	L'avion est en montée	L'avion est en descente	L'avion est en palier			
	+3	+1						
		+2						X
-7	-5							
	+2				X			
-2		+4						
<u>Partie 1</u>			<u>Partie 2</u>			<u>Partie 3</u>		

A chaque ligne correspond à un régime de vol donné.