

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.**

CORRIGÉ

**BREVET DE TECHNICIEN SUPERIEUR
MAINTENANCE ET EXPLOITATION
DES MATERIELS AERONAUTIQUES**

SESSION JUIN 2002

**MECANIQUE DES FLUIDES
AERODYNAMIQUE
MECANIQUE DU VOL
TECHNIQUES D'UTILISATION**

DUREE : 4h00

COEFFICIENT :4

Note à l'attention des candidats : Les sujets de Mécanique des fluides, d'Aérodynamique et de Mécanique du vol sont indépendants et peuvent être traités dans n'importe quel ordre, cependant il existe une continuité entre les 3 sujets lorsqu'on les aborde dans l'ordre.

**BREVET DE TECHNICIEN SUPERIEUR
MAINTENANCE ET EXPLOITATION DES MATERIELS AERONAUTIQUES**

SESSION JUIN 2002

MECANIQUE DES FLUIDES

Durée conseillée : 1h00

Afin d'étudier l'écoulement autour d'une voilure d'avion, on place un profil d'aile dans une soufflerie BIDIMENSIONNELLE.

On donne les conditions de l'écoulement à l'infini amont :

- Vitesse, $V_0 = 80 \text{ m.s}^{-1}$
- Pression statique, $P_0 = 100000 \text{ Pa}$
- Masse volumique, $\rho_0 = 1,225 \text{ Kg.m}^{-3}$

A. QUESTIONS PRELIMINAIRES

1. Dans une soufflerie Bidimensionnelle, on dit que l'aile a une Envergure infinie. Justifier cette affirmation et expliquer en quoi cela ne représente pas réellement l'écoulement autour du profil.

Soufflerie 2D. Pas représentatif de ce qui se passe au Saumon de l'aile. La surpression à l'INTRADOS ne passe pas à l'EXTRADOS car séparation physique due à la paroi.

Afin de réaliser une étude aérodynamique qui soit la plus proche possible de l'étude réelle, il est indispensable de respecter un certain nombre de similitudes dont le celle du Nombre de Reynolds.

2. Citer au moins 2 autres similitudes à respecter :

- Similitude Géométrique
- Similitude des vitesses ou Mach (compressible)

B. NOMBRE DE REYNOLDS

1. Que représente le Nombre de Reynolds ?

Il représente la nature des effets visqueux (frottements) et plus précisément l'état de la couche limite. En fonction du N^{bre} de Reynolds, les frottements sont plus ou moins importants.

2. Pourquoi est-il indispensable de conserver ce paramètre ?

Afin de reproduire, dans les mêmes proportions, les forces visqueuses qui se développent sur l'aéro ou le vol.
 → Mêmes couches limites -

3. Quelles sont les solutions employées pour y parvenir ?

- Taille de la maquette
- Vitesse de l'écoulement
- changer de fluide (liquide ou autre gaz)
- Préparer la soufflerie (modifier l'état de l'écoulement)
- Reprocher la soufflerie.

C. RELEVÉS EN SOUFFLERIE

Autour du profil, grâce à des manomètres à alcool, nous mesurons les vitesses en différents points. A partir des valeurs données dans le tableau ci-dessous,

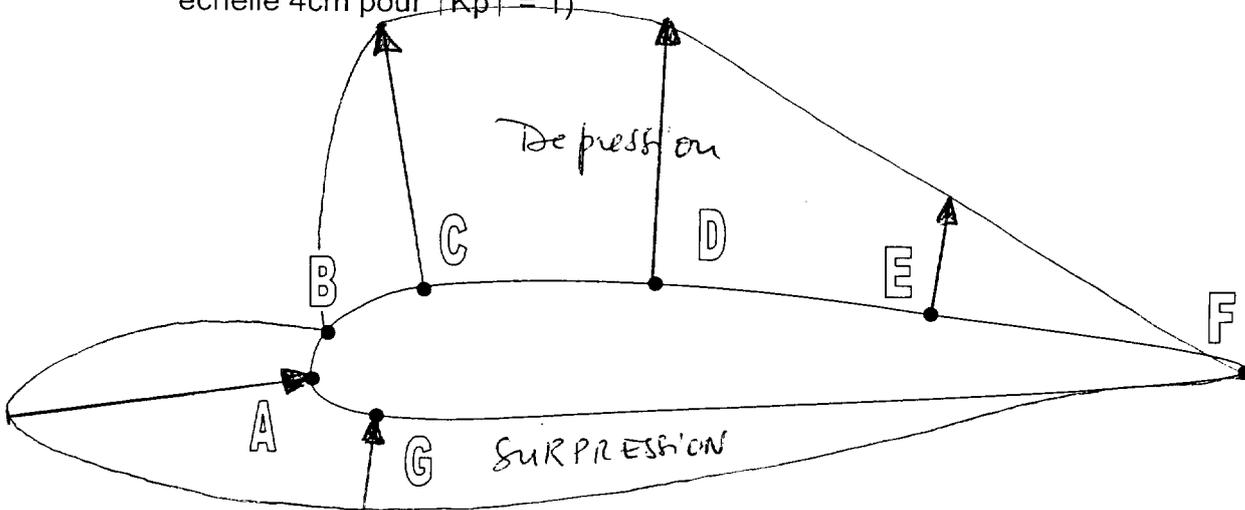
1. calculer en chaque point :

- La pression statique
- La valeur du Coefficient de Pression K_p défini au point x par :

$$K_p(x) = (P_s(x) - P_0) / (\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_0^2)$$

Point	A	B	C	D	E	F	G
Vitesse $m.s^{-1}$	0	80	110	110	95	80	65
Pression P_a	103920	100000	96508,8	96508,8	98392,2	100000	101332,2
K_p	1	0	-0,89	-0,89	-0,41	0	0,34

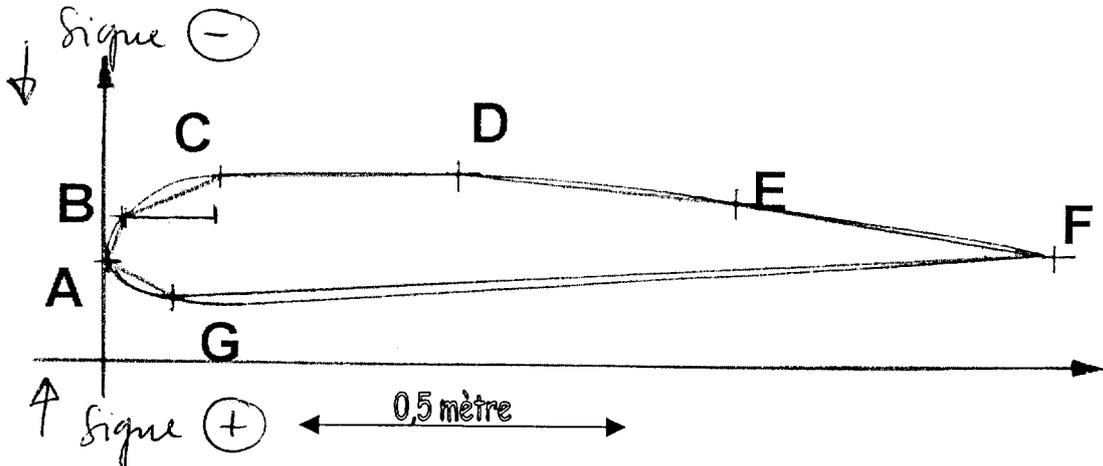
2. Tracer sur le schéma donné ci-dessous la répartition des pressions autour du profil à partir des valeurs de coefficients de Pression calculés (on prendra pour échelle 4cm pour $|K_p| = 1$)



D. CALCUL DE LA PORTANCE ET DE LA TRAINEE

En considérant que la forme du profil peut être assimilée à des segments de droite (figure ci-dessous) et que sur chacun de ces segments la pression moyenne est égale à la moyenne des pressions aux points « extrémités » du segment,

1. calculer la force de portance si la corde est de 1,45 m et l'envergure 12 m.



Portance: Force verticale due au projeté toute la longueur des segments sur l'horizontale et on multiplie par la moyenne des pressions

EX: pour segment BC, Force vers le bas d'intensité $(P_B + P_C) \times 0,16$
Soit $F_{BC} = -15720 \text{ N/m}$ Force par mètre d'envergure

pour les autres segments:

$$\begin{aligned}
 F_{AB} \text{ (négative)} &= -3058,8 \text{ N/m} \\
 F_{CD} \text{ (négative)} &= -33778 \text{ N/m} \\
 F_{DE} \text{ (négative)} &= -41903,7 \text{ N/m} \\
 F_{EF} \text{ (négative)} &= -47614,3 \text{ N/m} \\
 F_{AG} \text{ (positive)} &= 11288,2 \text{ N/m} \\
 F_{GF} \text{ (positive)} &= 134892,6 \text{ N/m}
 \end{aligned}$$

soit pour 12 m d'envergure $12 \times (F_{AB} + F_{BC} + F_{CD} + \dots + F_{GF})$
on trouve $F_v = 49250 \text{ N}$

**BREVET DE TECHNICIEN SUPERIEUR
MAINTENANCE ET EXPLOITATION DES MATERIELS AERONAUTIQUES**

SESSION JUIN 2002

AERODYNAMIQUE

Durée conseillée : 1h00

L'étude de l'écoulement autour d'un profil d'aile dans une soufflerie Bidimensionnelle a permis d'établir les relevés suivants :

E. COEFFICIENTS AERODYNAMIQUES EN FONCTION DE L'INCIDENCE :

Incidence α	C_x	C_z	$C_{x \text{ induit}}$	$C_{x \text{ Total}}$
-8	0,02	-0,6	0,0143	0,0343
-6	0,014	-0,43	0,0073	0,02134
-4	0,011	-0,25	0,00248	0,01348
-2	0,01	-0,08	0	0,01
0	0,01	0,15	0	0,01
2	0,01	0,36	0,005	0,015
4	0,011	0,55	0,012	0,023
6	0,013	0,75	0,022	0,035
8	0,016	0,96	0,036	0,052
10	0,023	1,14	0,051	0,074
12	0,032	1,23	0,06	0,092
14	0,045	0,82	0,026	0,071
16	0,065	0,77	0,023	0,088

1. Tracer sur la feuille de réponse (papier millimétré) la polaire de l'aile à partir des valeurs données ci-dessus. Prendre comme échelle :

- 1 cm pour $C_z = 0,1$
- 1 cm pour $C_x = 0,01$

2. En déduire la valeur de la finesse Max (expliquer ci-dessous votre calcul)

Pour retrouver graphiquement f_{max} , on prend la tangente à la courbe qui passe par l'origine. La pente de cette courbe est égale à la finesse.

Profil (2D) : $f_{max} = 58,8$

F. CORRECTION D'ALLONGEMENT

L'aile étudiée est de forme elliptique, de surface alaire $S = 50\text{m}^2$ et d'envergure $h = 20\text{m}$.

Dans la soufflerie Bidimensionnelle, la présence des parois latérales empêche la surpression à l'intrados de créer un écoulement transversal (tridimensionnel) et un tourbillon au saumon de l'aile.

1. Comment appelle-t-on ce phénomène réel ?

Ce sont les tourbillons marginaux.

2. Quelle est son influence sur les coefficients Aérodynamiques ?

Ils amènent une augmentation du coefficient de Traînée sans alterer le coeff. de portance. La finesse diminue.

3. Donner l'expression du coefficient de Traînée Induite en précisant les différents termes.

Coeff. de Traînée induite : $C_{xi} = \frac{C_z^2}{\pi \cdot d \cdot e}$
 où : C_z = coeff. de portance
 d : Allongement de l'Aile
 e : Caractérise la forme de l'aile

4. A partir des relevés donnés dans le tableau précédent, déterminer pour chaque incidence la valeur du coefficient de traînée induite C_{xi} et en déduire le coefficient de traînée total C_{xt} , somme du coefficient de traînée de profil C_x et du coefficient de traînée induite C_{xi} . Compléter le tableau.

5. Tracer sur la même feuille la nouvelle polaire de l'aile, polaire qui tient compte de la correction d'allongement.

6. En déduire la nouvelle valeur de la finesse max. Conclusion.

Nouvelle finesse max : profil (3D) $f_{max} = 25$
 On constate que la finesse diminue.

MOYENS DE REDUIRE LA TRAINÉE INDUITE

Quelles sont les différentes solutions employées actuellement par les constructeurs pour lutter contre la traînée induite et réduire son influence sur les coefficients aérodynamiques.

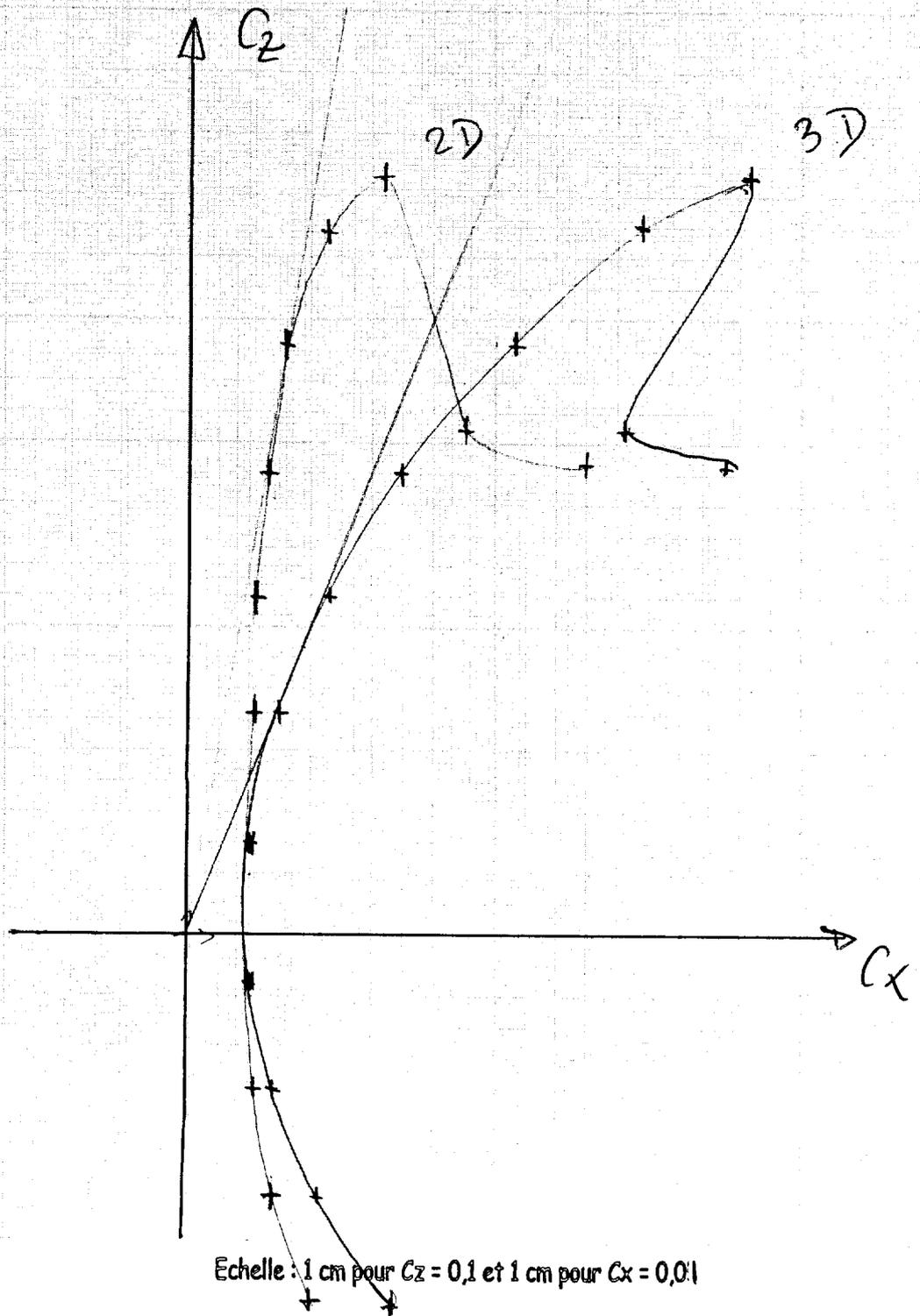
1. Pour chaque solution, développer votre réponse en précisant Avantages et Inconvénients.

Allongement de l'Aile : permet de réduire la traînée induite mais pour les avions de transport, on ne peut pas augmenter l'envergure au delà des 70m (problème structure, trafic au sol, ...)
 → α max aux alentours de 10.

Installation de WINGLET : Avantageux à faible vitesse, ils deviennent focalisants à haute vitesse, leur utilisation est donc discutable.
 On trouve différents types de winglet (exhados, inhados et inhados).
 L'effet des winglet peut se traduire par un allongement "augmenté" de 1 à 2.

CORRIGÉ

POALIRE DE L'AILE AVANT ET APRES CORRECTION D'ALLONGEMENT :



**BREVET DE TECHNICIEN SUPERIEUR
MAINTENANCE ET EXPLOITATION DES MATERIELS AERONAUTIQUES**

SESSION JUIN 2002

MECANIQUE DU VOL

Durée conseillée : 1h00

On considère un avion de masse 20 tonnes, de surface alaire $S = 50 \text{ m}^2$ dont la polaire de l'aile peut être assimilée à l'équation $C_x = 0,01 + 0,04.C_z^2$.
Les moteurs délivrent au sol ($Z = 0 \text{ Km}$) une poussée totale maximale de 6500 daN.

On prendra : $g = 10 \text{ m.s}^{-2}$

Les conditions de l'atmosphère Standard

G. CET AVION DECOLLE DU NIVEAU DE LA MER A SA PENTE MAXIMALE DE MONTEE.

1. Calculer les paramètres de vol Pente, Vitesse et Vario.

pente max. $\tan \theta_{\max} = \frac{T_{u \max}}{mg} - \frac{1}{f_{\max}}$ avec $f_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{0,01 \cdot 0,04}}$
 $\rightarrow \theta_{\max} = 28,5\%$

Vitesse : $V = \sqrt{\frac{2mg}{\rho S f_{\max}}}$ où $f_{\max} = \sqrt{\frac{0,01}{0,04}}$ et $V = 114,3 \text{ m/s}$

Vario $V_z = \tan \theta \cdot V = 0,285 \cdot 114,3 = 32,6 \text{ m/s}$ ou 6400 ft/min

Du fait de la diminution de l'air avec l'altitude, la pente Max de montée diminue également avec l'altitude.

2. Donner l'expression de la pente Max de montée en fonction de l'altitude Z, soit :

$$\tan \theta_{\max}(Z) = f(Z)$$

$\tan \theta_{\max} = \frac{T_{u \max}}{mg} - \frac{1}{f_{\max}}$ et $T_{u \max}$ diminue avec l'altitude selon la loi : $T_{u \max}(z) = \frac{20-z}{20+z} \cdot T_{u \max}(\text{sol})$

d'où $\tan \theta_{\max}(z) = \left(\frac{20-z}{20+z} \right) \cdot \frac{T_{u \max}}{mg} - \frac{1}{f_{\max}}$

3. Application Numérique : Calculer à l'altitude de 5 Km cette pente Max de montée ainsi que les autres paramètres Vitesse et Vario.

à $z = 5 \text{ km}$, $\theta_{\max} = 15,5^\circ$ $\rho(z) = 0,735 \text{ kg/m}^3$
 d'où $V = 147,5 \text{ m/s}$ et $V_z = 22,86 \text{ m/s}$ (4500 ft/min)

A cette altitude de 5 Km, le pilote affiche une incidence de vol pour laquelle la vitesse V vaut 270 m.s-1.

4. Calculer la nouvelle pente de montée et le nouveau Vario. Comparer les résultats aux calculs précédents et conclure.

Si $V = 270 \text{ m/s}$ alors $\xi = \frac{2mg}{\rho S V^2} = 0,149$
 avec la polaire $C_x = 0,0109$ } $f = 13,7$

d'où pente $\theta = 12,2^\circ$
 et vario $V_z = 32,9 \text{ m/s}$
 on est à $\theta < \theta_{\max}$ mais $V_z > V_z(\theta_{\max})$

5. A cette nouvelle incidence, calculer l'altitude maximale qui sera atteinte ?

Altitude maxi atteinte \Rightarrow pente de montée devient nulle $\rightarrow T_u(z) = \frac{mg}{f} = 14598,5 \text{ N}$

et $T_u(z) = \frac{z_0 - z}{z_0 + z} \cdot T_{u0}$ d'où $z = 12,6 \text{ km}$

6. Est-ce l'altitude plafond de propulsion ? Justifier votre réponse.

Non car pour atteindre l'altitude "plafond de propulsion" il faut être à l'incidence de f_{\max} .

H. EN CROISIERE AU NIVEAU DE VOL FL 400, L'AVION ENTREPREND UNE DESCENTE EN VOL PLANE.

1. Calculer la pente mini de descente et la distance parcourue avant de toucher le sol (niveau de la mer).

pente mini de descente en vol plané $\tan \theta_{\min} = \frac{1}{f_{\max}}$ soit
 $\theta_{\min} = 4\%$.

$$\text{Distance} = f_{\max} \times \text{hauteur} = 25 \times 40000 = 1000000 \text{ ft}$$

soit 304,8 km.

2. A cette incidence, le temps de vol sera-t-il maximal? Justifier votre réponse.

Non car à l'incidence α_2 (f_{\max}) la distance parcourue est maximale. Pour le temps de vol maxi, il faut se placer à $\alpha_3 > \alpha_2$, incidence pour laquelle le V_z (en vol plané) est mini.

I. EN PHASE D'APPROCHE FINALE, LA SORTIE DES BECS ET VOILETS SE TRADUIT PAR UNE DIMINUTION DE LA FINESSE DE VOL.

1. Calculer la poussée à afficher pour assurer une pente de descente de 5% si la finesse $f = 10$.

$$\text{On a } \tan \theta = \frac{T_u}{mg} - \frac{1}{f}$$

$$\text{d'où } T_u = \left(\tan \theta + \frac{1}{f} \right) \cdot mg$$

$$\text{Appl. Numérique: } T_u = \left(0,05 + \frac{1}{10} \right) \cdot 20 \cdot 10^4$$

$$= 30000 \text{ N}$$

**BREVET DE TECHNICIEN SUPERIEUR
MAINTENANCE ET EXPLOITATION DES MATERIELS AERONAUTIQUES**

SESSION JUIN 2002

TECHNIQUE D'UTILISATION

Durée conseillée : 1h00

Une compagnie aérienne possède les avions suivants, tous de type CARJ.

Immatriculation	Version	Masse à vide équipée (kg)	Index à vide
F-GLIA	50 Y	13 841	66,8
F-GLIB	50 Y		
F-GLIC	50 Y	13 617	69,4
F-GPYA	50 Y	13 609	68,5
F-GPYB	50 Y	13 633	67,0

L'équipage standard comprend 2 PNT et 2 PNC.

L'aménagement standard comprend 200 kg de plateaux repas et la documentation de bord.

TABLEAU DES CORRECTIONS MASSES ET INDEX

	Masse (kg)	Index
Equipage technique (2 PNT)	170	- 6,0
PNC avant	75	- 2,3
PNC arrière	75	+ 0,8
Observateur	85	- 2,8
Documentation	40	- 1,4

VARIATION D'INDEX POUR LES PLATEAUX REPAS : - 2,9/100KG

1. Il est demandé aux candidats de calculer la masse et l'index de base de l'avion **F-GLIA**

Masse à vide équipée	13 841	index	66,8
2PNT	170		- 6
2PMC	150	(-2,3)(+0,8)	- 1,5
Catering.	200		- 5,80
Doc	40		- 1,40
	<hr/>		<hr/>
Masse de base.	14 401	index	52,1

2. L'avion **F-GLIB** ayant une masse de base (D.O.W. Dry Operation Weight) de 14218 kg et un index de base (D.O.I. Dry Operating Index) de 51,8 doit effectuer un vol Nantes – Marseille dans les conditions suivantes :

- Passagers : 28 adultes, 6 enfants, 2 bébés de moins de 2 ans voyageant sur les genoux d'un adulte
- 1 Observateur volant sur le siège approprié
- Bagages : 250 kg

Le forfait utilisé est :

- Adultes : 84 kg
- Enfant de 2 à 12 ans : 35 kg

Le délestage prévu (Trip Fuel) est de 2,4 Tonnes, le carburant embarqué 3,7 Tonnes, le forfait roulage est de 0,1 Tonne.

- A. Remplir la feuille de chargement et de centrage (Load and Trip Sheet-Form) en recherchant une consommation minimum, justifiez vos choix .

B. Quelle est la limitation utile ? 22 995 kg

C. Quelle est la charge payante disponible ? 50 92 kg.

D. Quelle est la masse en opérations ? 17 903 kg.

E. Quel sera le % de MAC au lâcher des freins ? 23,7 %

F. Quel sera le % de MAC à ZFW (masse sans carburant) ? 27 %

CORRECTED

Load & Trim Sheet - Form

CARJ
VERSION 50 Y

PASSENGER COMPARTMENT DIVISION

COMPARTMENT	0A	0B	0C	0D	1
N° OF SEATS	14	12	12	12	
ROW	1 2 3 4	5 6 7 8	9 10 11 12	13 14	

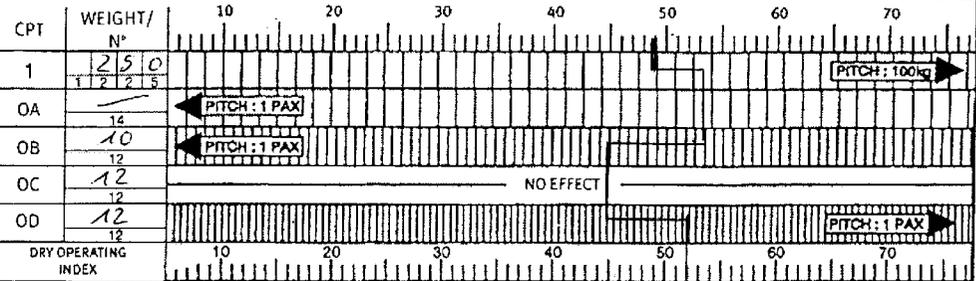
CORRECTED DOI **49**

DRY OPERATING WEIGHT	14212518	MAXIMUM WEIGHT FOR	ZERO FUEL	TAKE OFF	LANDING
			19958		21319
Obs	+ 85 - 22	TAKE OFF FUEL	3600	Trip Fuel	2400
CORRECTIONS		Allowed Weight for Takeoff or Lowest of a, b, c	22995		
CORRECTED DOW	14303490	OPERATING WEIGHT	17503		
TAKEOFF FUEL Taxi	+ 3600	Allowed Traffic Load	5092		
OPERATING WEIGHT	= 17503	Total Traffic Load	2812		
	INDEX	UNDERLOAD before LMC	2280		

Dest.	N° of		TOTAL	DISTRIBUTION WEIGHT		Remarks
	PAX	Infans		1	0	
MRS	28/6	2	250	250		*PAX/ 34
	28/6	2	250	250	0/	

Tr - Transit
B - Bags.
C - Cargo
M - Mail
T: total

TOTAL	28/6	2	250		
	Passenger weight		2562		
TOTAL TRAFFIC LOAD	=		2812		
Dry Operating Weight	+		14303		← corrected DOW.
ZERO FUEL WEIGHT	=		17115		
Max.			19958		
Takeoff Fuel	+		3600		
TAKEOFF WEIGHT	=		20715		
Max.			22995		
Trip Fuel	-		2400		
LANDING WEIGHT	=		18315		
Max.			21319		



CARBURANT (FUEL)

WEIGHT (kg)	ΔIDX
1200	-3.92
1600	-4.80
2000	-5.45
2400	-5.89
2800	-6.20
3200	-6.32
3600	-6.25
4000	-6.01
4255	-5.44
4400	-6.28
4800	-8.37
5200	-10.46
5600	-12.59
6000	-14.78
6400	-17.28
6488	-17.91

