



## Cours théoriques ACAT :

### Masse et centrage

- 1- Définitions
- 2- Equilibre statique
- 3- Stabilité statique
- 4- Manœuvrabilité
- 5- Calcul du centrage
- 6- Utilisation du centrogramme
- 7- Devis de masse et centrage

## 1- DEFINITIONS

### Centre de poussée (Cp):

Point d'application de la résultante aérodynamique. La position du centre de poussée dépend de l'incidence, donc de la vitesse. A forte incidence (vol lent), Cp est placé plus en avant qu'à faible incidence.

### Foyer (F):

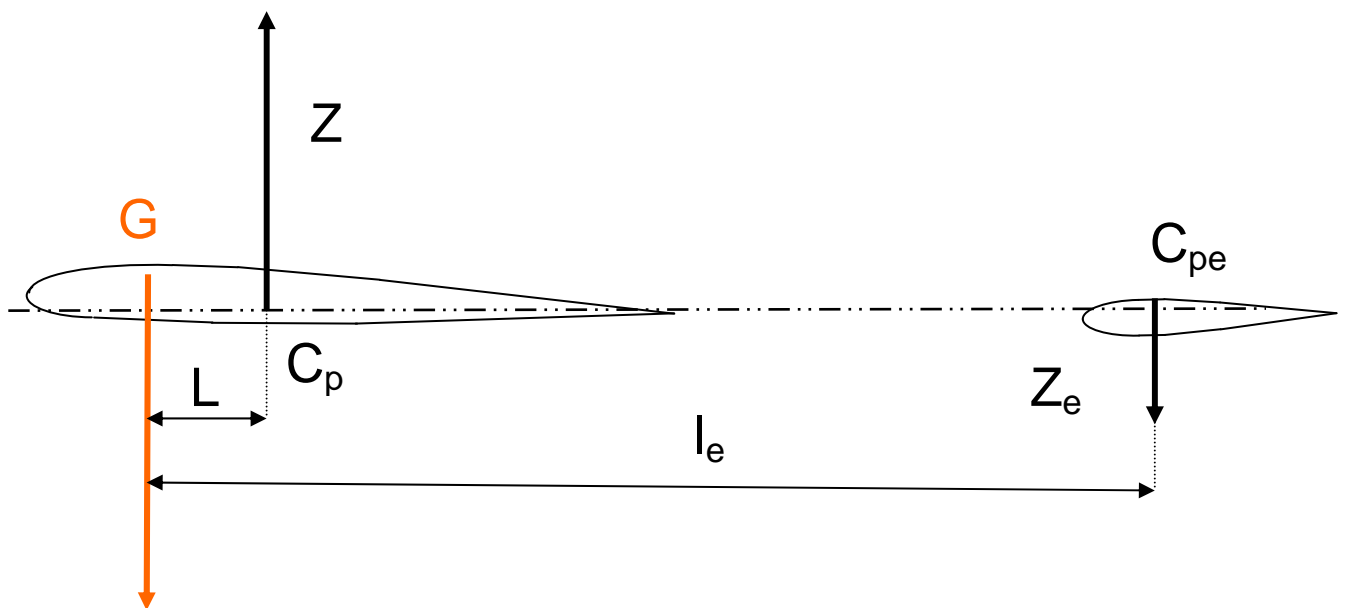
Point d'application de tout accroissement de portance. Pour une configuration donnée, il est fixe. Il existe un foyer voilure, un foyer avion sans empennage, un foyer avion complet.

### Centrage (G):

Position du centre de gravité, repérée en pourcentage de la corde de voilure.

## 2- EQUILIBRE STATIQUE

Rôle de l'empennage horizontal dans l'équilibre en tangage :



La portance de l'aile crée un moment piqueur autour de G : la déportance d'empennage contre ce moment et permet l'équilibre statique (en l'absence de variations de l'incidence ou du vent relatif).

Remarques :

- Tout déplacement des centres de poussée modifie l'équilibre statique.
- L'équilibre dépend de Z, donc de la masse avion.

L'équilibre statique impose :  $Z \times L = Z_e \times l_e$  : **Il définit un premier domaine de centrage :**

- limite avant, donnée par le braquage max à cabrer,
- limite arrière, donnée par le braquage max à piquer.

### 3- STABILITE STATIQUE

Le confort et la facilité de pilotage requièrent un avion stable : lorsqu'il subit une perturbation (rafale, turbulence, action involontaire et brève sur la commande, ...), il doit revenir à un état d'équilibre sans que le pilote agisse sur la gouverne de profondeur.

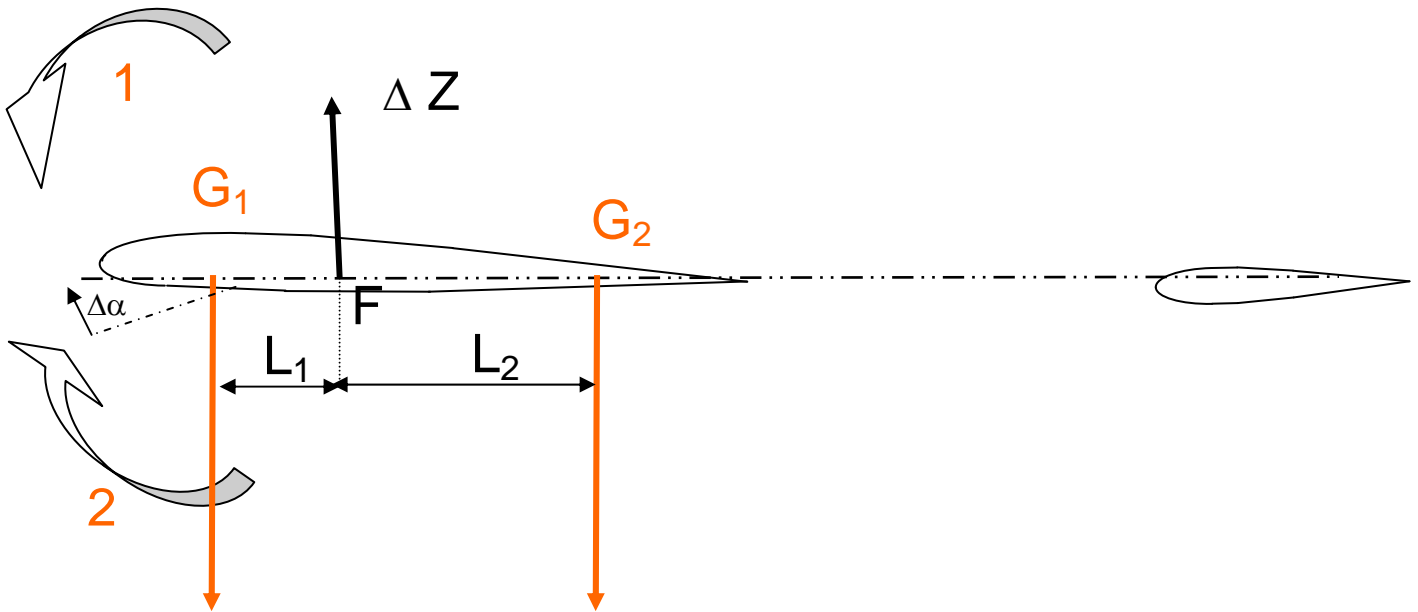
Si cette perturbation provoque une augmentation d'incidence  $\Delta\alpha$ , donc un accroissement de portance, ce dernier s'applique au foyer avion complet, ce qui crée un moment :

- piqueur, si le centre de gravité est en avant du foyer avion complet ( $G_1$ ),
- cabreur, si le centre de gravité est en arrière du foyer avion complet ( $G_2$ ).

Dans le premier cas, la force aérodynamique  $\Delta Z$ , **née de la perturbation**, a tendance à diminuer l'incidence, donc à diminuer la portance et à revenir à l'état initial : l'avion sera dit stable statiquement,

Dans le second cas, la force aérodynamique  $\Delta Z$ , **née de la perturbation**, a tendance à augmenter l'incidence, donc à augmenter la portance et à s'écarter davantage de l'état initial : l'avion sera dit instable statiquement.

Si cette perturbation provoque un déficit de portance, le raisonnement est analogue.



**La stabilité statique définit un second domaine de centrage :**

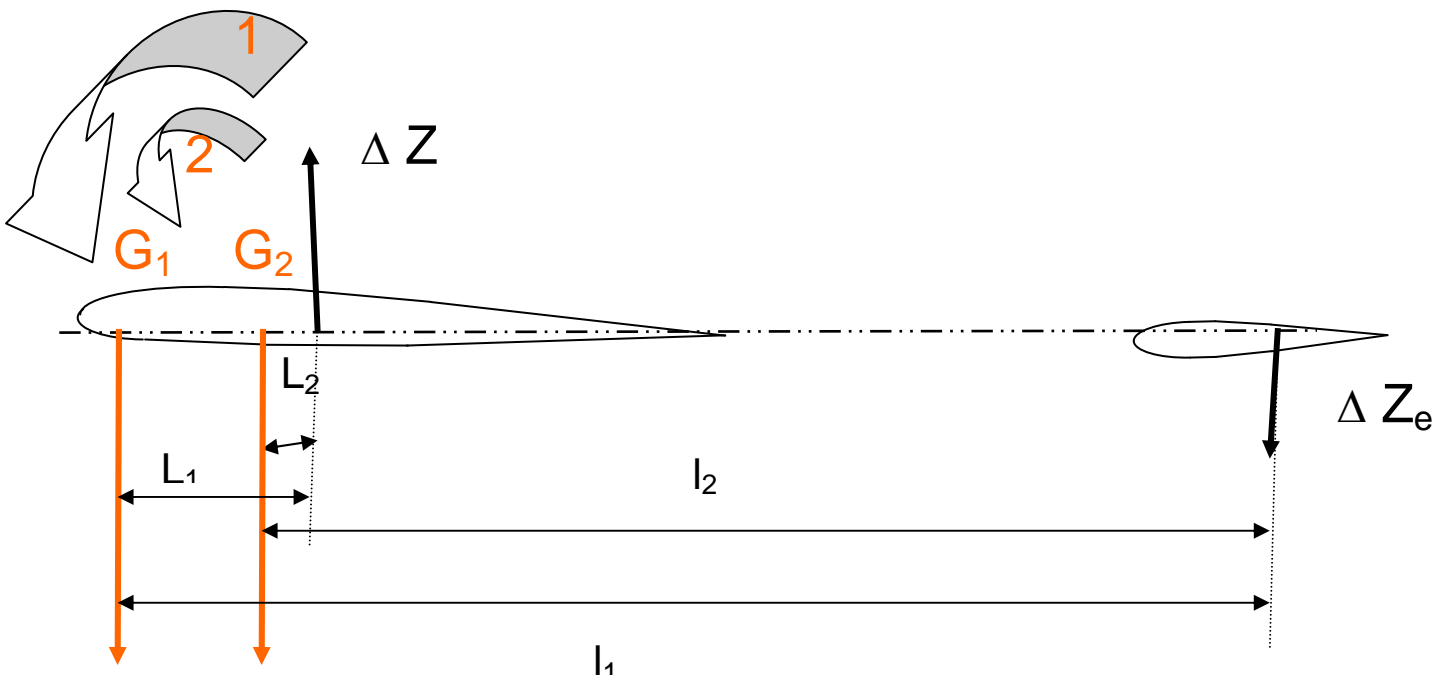
- sans limite avant,
- mais avec une limite arrière, donnée par la position du foyer avion complet.

## 4- MANOEUVRABILITE

Rôle de l'empennage horizontal dans la rotation autour de l'axe de tangage :

Pour contrôler la trajectoire de l'avion, il faut pouvoir « détruire » l'équilibre tel qu'il est décrit au paragraphe 2. L'empennage horizontal le permet, en créant un moment de tangage dont l'action va orienter le vecteur vitesse dans une direction différente de celle qu'il a à l'équilibre.

On peut considérer qu'initialement, le moment de tangage créé par la gouverne de profondeur ( ex. ci-dessous, à cabrer) est une perturbation comme décrit au paragraphe 3. Dans ce cas, il faut que l'empennage ait suffisamment d'autorité par la suite pour contrer le moment de  $\Delta Z$ , sinon l'avion reviendra à son équilibre initial.



Si le centrage est très avant ( $G_1$ ), le moment de  $\Delta Z$  est important et le moment de tangage créé par l'empennage peut ne pas suffire : l'avion est limité en manœuvrabilité.

Si le centrage est très arrière ( $G_2$ ), mais cependant en avant du foyer, le moment de  $\Delta Z$  est faible et le moment de tangage créé par l'empennage peut entraîner une forte variation d'incidence, donc un facteur de charge élevé : l'avion est très maniable.

Cependant, les normes imposent un braquage de gouverne et un effort minimal pour créer un facteur de charge donné. Sans cette limite, l'avion dépasserait les charges pour lesquelles il a été calculé, sans que le pilote ne s'en rende compte, compte tenu de la faiblesse du braquage et/ou de l'effort à fournir.

**La manœuvrabilité fournit donc un troisième domaine de centrage.**

## 5- CALCUL DU CENTRAGE

Les paragraphes 2, 3 et 4 montrent qu'il faut considérer l'intersection des trois domaines de centrage.

**Pour résumer, on peut dire que la limite avant est définie par des conditions de manœuvrabilité tandis que la limite arrière est définie par des conditions de stabilité.**

Le domaine utilisable est donné dans la section 6 "masse et centrage" du manuel de vol de chaque avion.

La vérification se fait graphiquement à l'aide du centrogramme, ou par calcul en réalisant un devis de masse et centrage (voir ci-dessous).

## 6- UTILISATION DU CENTROGRAMME

Le centrogramme est constitué de tapis d'abaques et d'un calcul de la masse totale.

Chaque tapis correspond à une localisation dans l'avion. Il s'utilise de la façon suivante :

En entrée : le moment résultant de l'étape d'avant et la masse chargée au point considéré.

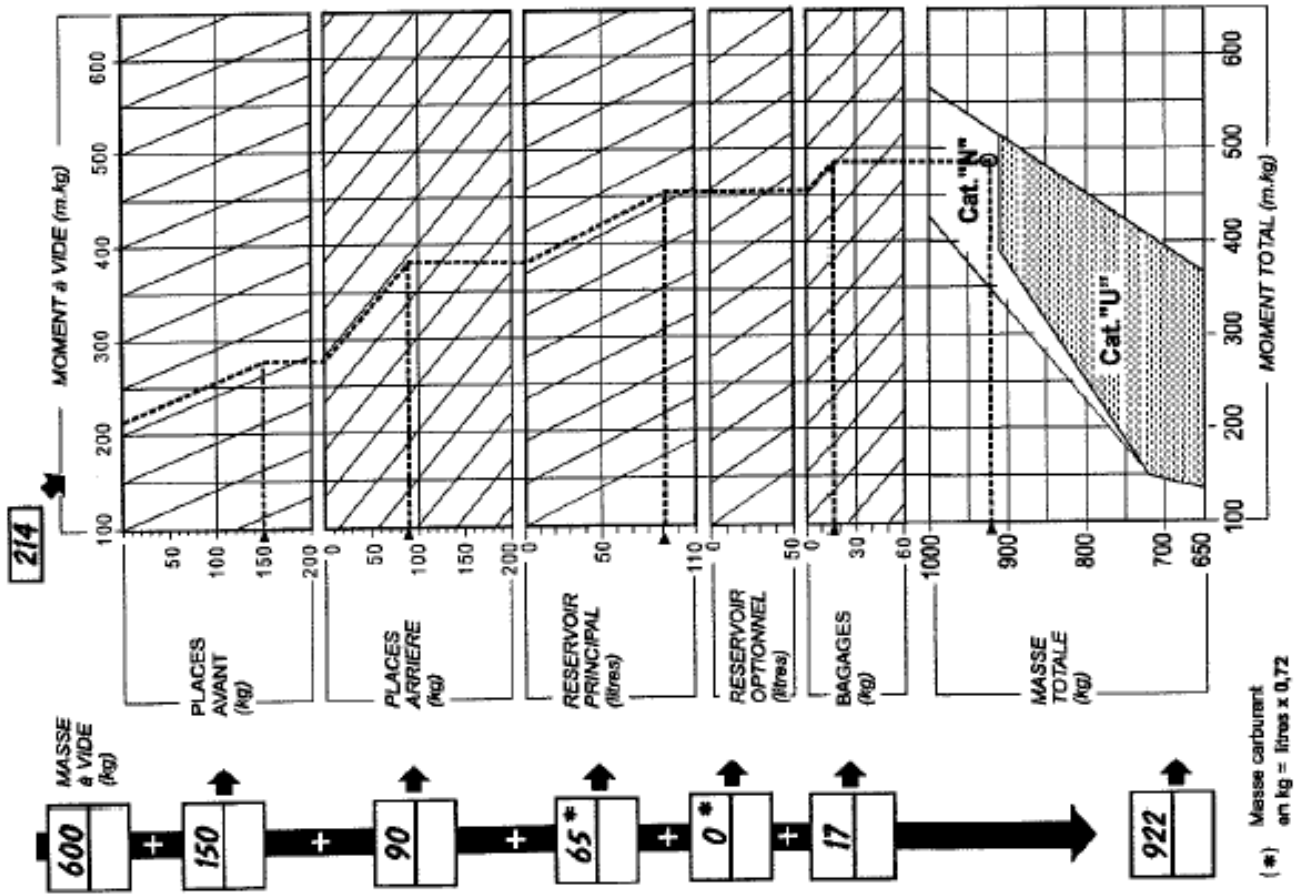
En sortie : le moment résultant de cette nouvelle étape, qui constitue la valeur à utiliser pour l'étape suivante.

La dernière étape permet directement de visualiser si le centrage est dans le domaine autorisé ou non.

**ATTENTION ! Les valeurs masse et moment à vide sont à prendre sur la fiche de pesée de l'avion !**

MANUEL DE VOL DR400/140B

### CENTROGRAMME



**METHODE GRAPHIQUE : UTILISATION DU CENTROGRAMME**

1) Calculez la masse totale de l'avion, en faisant la somme :  
 masse à vide (voir fiche de pesée)  
 + pilote et passagers  
 + bagages  
 + essence  
 Vérifier qu'elle ne dépasse pas 1000 kg (2205 lb) en catégorie N et 910 kg (2006 lb) en catégorie U.

2) Après avoir positionné le moment à vide\* (voir fiche de pesée) sur l'échelle correspondante du diagramme, poursuivez comme pour l'exemple tracé en pointillé, en reportant vos propres valeurs.

**EXEMPLE correspondant au tracé en pointillé**

Moment à vide .....	214 m.kg
Masse à vide .....	600 kg
Pilote + passager AV .....	150 kg
Passagers AR .....	90 kg
Essence (rés. principal) 90 l (24 Imp. gal/20 US gal) .....	65 kg
Bagages .....	17 kg
<b>MASSE TOTALE.....</b>	<b>922 kg</b>

**CENTRAGE** : il est correct lorsque le point résultant se trouve à l'intérieur du domaine masse-moment (polygone).

**\* ATTENTION**

La **masse à vide** et le **moment** indiqués ci-dessus sont donnés à titre d'exemple.  
 Pour calculer le centrage de votre avion, relevez les véritables valeurs indiquées sur la dernière fiche de pesée de votre avion.

- 1 litre AVGAS = 0,72 kg (1,6 lb)
- 1 Imp gal AVGAS = 3,27 kg (7,2 lb)
- 1 US gal AVGAS = 2,7 kg (6 lb)
- 1 lb = 0,453 kg
- 1 kg = 2,20 lb
- 1 pied (1 foot) = 0,305 m

**7- DEVIS DE MASSE ET CENTRAGE**

Le devis de masse et centrage est le calcul direct de la masse totale et de son moment par rapport à un point de référence (en général, le bord d'attaque de la voilure), en sommant les masses et les moments élémentaires relatifs à chaque position de chargement.

On en déduit le bras de levier résultant en divisant le moment résultant par la masse totale. En le ramenant à la corde aérodynamique moyenne (C.A.M.), on obtient la position du centre de gravité exprimée en % de la C.A.M., que l'on peut placer sur un domaine : masse fonction de % C.A.M., pour déterminer si le centrage est dans le domaine autorisé ou non.

EXEMPLE DE CALCUL

	Poids (kg)	Bras de Levier (m)	Moment (m.kg)
Avion à vide	600	x 0,357	= 214,02
Siège avant	150	x 0,410	= 61,5
Siège arrière	90	x 1,190	= 107,1
Réservoir principal (masse max. 78,5 kg)	65	x 1,120	= 72,8
Réservoir supplémentaire (masse max. 36 kg)	0	x 1,610	= 0
Bagages (masse max. 40 kg)	17	x 1,900	= 32,3
<b>Totaux</b>	<b>Pt = 922 kg</b>	<b>Mt = 487,72 m.kg</b>	

Masse maximale : 1000 kg

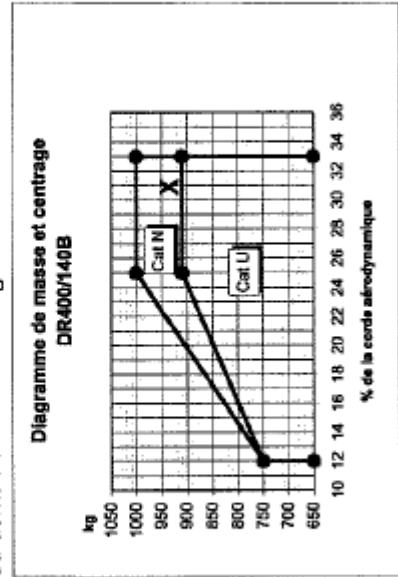
Corde aérodynamique moyenne (c.a.m.) : 1,71 m

Bras de levier résultant :  $Bt = Mt / Pt = 487,72 / 922 = 0,529$  m

Centrage en % de la c.a.m. :  $(Bt / c.a.m.) \times 100 = (0,529 / 1,71) \times 100 = 30,93 \%$

$$\frac{0,529}{1,71} \times 100 = 30,93 \%$$

**CENTRAGE** : il est correct puisque le point résultant se trouve à l'intérieur du domaine masse-centrage.



METHODE PAR CALCUL : DEVIS DE MASSE ET CENTRAGE

	Poids (kg)	Bras de Levier (m)	Moment (m.kg)
Avion à vide	(*)	(*)	= (*)
Siège avant	x	0,360 à 0,410	=
Siège arrière	x	1,190	=
Réservoir principal (masse max. 78,5 kg)	x	1,120	=
Réservoir supplémentaire (masse max. 36 kg)	x	1,610	=
Bagages (masse max. 40 kg)	x	1,900	=
<b>Totaux</b>	<b>kg</b>	<b>Mt =</b>	<b>m.kg</b>

(\*) Utiliser les valeurs indiquées sur la dernière fiche de pesée de votre avion.

Masse maximale : 1000 kg

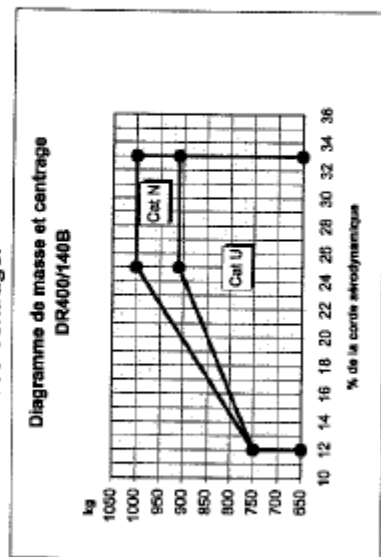
Corde aérodynamique moyenne (c.a.m.) : 1,71 m

Bras de levier résultant :  $Bt = Mt / Pt = \dots\dots\dots$  m

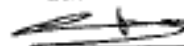
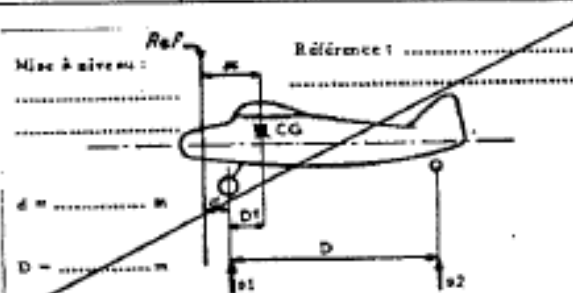
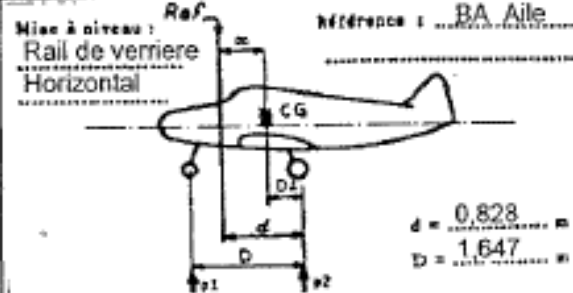
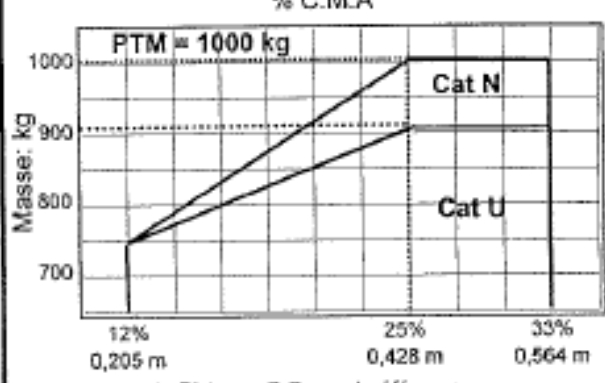
Centrage en % de la c.a.m. :  $(Bt / c.a.m.) \times 100 = (Bt / 1,71) \times 100$

$$\frac{\dots\dots\dots}{1,71} \times 100 = \dots\dots\dots \%$$

**CENTRAGE** : il est correct lorsque le point résultant se trouve à l'intérieur du domaine masse-centrage.



**UEA ACAT**  
Aérodrome de Lasbordes  
16, Avenue Jean René Lagasse  
31130 Balma  
Tél. / Fax 05 62 16 26 22

<b>RAPPORT DE PESEE</b>		Appareil: DR 400/140 B	Date: 11/05/2004																																
		Type: Immatriculation: F-GTPK	Lieu: Lasbordes																																
		Signature: 																																	
<p>Mise à niveau: <i>Ref</i></p>  <p>Référence 1</p>	<p>Mise à niveau: <i>Ref</i></p> <p>Rail de verrière Horizontal</p>  <p>Référence: BA Aile</p> <p><math>d = 0,828 \text{ m}</math> <math>D = 1,647 \text{ m}</math></p>																																		
<p>Distance du CG aux roues principales</p> $D_1 = (p2 \times D) = M$ <p>à la référence</p> $x = d + D_1 =$	<p><b>Masse à vide</b></p> <table border="1" style="width:100%; border-collapse: collapse;"> <thead> <tr> <th></th> <th>Masse lue</th> <th>Tare</th> <th>Masse nette</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>Roue G.</td> <td></td> <td></td> <td>197</td> </tr> <tr> <td>Roue D.</td> <td></td> <td></td> <td>205</td> </tr> <tr> <td>Roue AV.</td> <td></td> <td></td> <td>199</td> </tr> <tr> <td><b>Masse à vide mesurée</b></td> <td><b>M.kg</b></td> <td></td> <td><b>601</b></td> </tr> </tbody> </table>		Masse lue	Tare	Masse nette	Roue G.			197	Roue D.			205	Roue AV.			199	<b>Masse à vide mesurée</b>	<b>M.kg</b>		<b>601</b>	<p>Distance du CG</p> $D_2 = (p1 \times D) = M$ <p>à la référence</p> $x = d - D_2 = 0,283$													
	Masse lue	Tare	Masse nette																																
Roue G.			197																																
Roue D.			205																																
Roue AV.			199																																
<b>Masse à vide mesurée</b>	<b>M.kg</b>		<b>601</b>																																
<b>Corrections</b>																																			
	Masse (kg)	Bras de levier (m)	Moment (p. rapport Référence) (m.kg)																																
Valeurs lues	601	0,283	169,88																																
			+                      -																																
Résultat corrigés	601	0,283	169,88																																
	Masse à vide	Distance CG à vide	Moments																																
<p><b>Limite de centrage</b></p> <p>% C.M.A</p>  <p>PTM = 1000 kg</p> <p>12% 0,205 m      25% 0,428 m      33% 0,564 m</p> <p>Distance C.G. au pt. référence</p>	<p><b>Exemple de chargement</b></p> <table border="1" style="width:100%; border-collapse: collapse;"> <thead> <tr> <th></th> <th>Masse (kg)</th> <th>Bras de levier m</th> <th>Moment (m.kg)</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>Avion vide</td> <td>601</td> <td>0,283</td> <td>170,08</td> </tr> <tr> <td>Equipages 77</td> <td>150</td> <td>0,41</td> <td>61,5</td> </tr> <tr> <td>Passager</td> <td>114</td> <td>1,19</td> <td>135,66</td> </tr> <tr> <td>Bagages</td> <td>20</td> <td>1,9</td> <td>38</td> </tr> <tr> <td>Essence</td> <td>65</td> <td>1,12</td> <td>72,8</td> </tr> <tr> <td>Huile</td> <td colspan="3" style="text-align: center;">comprise dans le poids à vide</td> </tr> <tr> <td><b>Total</b></td> <td><b>950</b></td> <td><b>0,503</b></td> <td><b>478,04</b></td> </tr> </tbody> </table> <p>Pesée précédente      Masse à vide: 599kg Date: 12/05/1999</p>				Masse (kg)	Bras de levier m	Moment (m.kg)	Avion vide	601	0,283	170,08	Equipages 77	150	0,41	61,5	Passager	114	1,19	135,66	Bagages	20	1,9	38	Essence	65	1,12	72,8	Huile	comprise dans le poids à vide			<b>Total</b>	<b>950</b>	<b>0,503</b>	<b>478,04</b>
	Masse (kg)	Bras de levier m	Moment (m.kg)																																
Avion vide	601	0,283	170,08																																
Equipages 77	150	0,41	61,5																																
Passager	114	1,19	135,66																																
Bagages	20	1,9	38																																
Essence	65	1,12	72,8																																
Huile	comprise dans le poids à vide																																		
<b>Total</b>	<b>950</b>	<b>0,503</b>	<b>478,04</b>																																