

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية
République Algérienne Démocratique et Populaire

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique



جامعة سعد دحلب البليدة
Université SAAD Dahlab de Blida



كلية علوم المهندسين
Faculté des Sciences de l'Ingénieur



قسم علم الطيران
Département d'Aéronautique



=====

Projet de Fin d'Études En vue de l'Obtention
du Diplôme D'Ingénieur d'État en Aéronautique

Spécialité : Navigation Aérienne
Option : Opérations

Thème

Etude de centrage d'Airbus A330-200

Présenté par :

* Mr : GUERROUDJ HICHEM

Encadré par :

* Mr : DRIOUECHE MOULOUD

Promotion : 2009/2010

Résumé

Résumé

Notre travail consiste à faire une étude de centrage de l'avion Airbus A330-200 afin de déterminer les limites opérationnels de, on procède après et selon les résultats obtenus à la réalisation d'une feuille de centrage pour cet avion, la méthode utilisée est la méthode recommandée par le constructeur Airbus.

ملخص

هذا العمل يتمثل في تقديم دراسة حول توازن طائرة الايرباص A330-200 وذلك لتحديد الحدود التنفيذية لهذه الطائرة. نقوم بعد ذلك وحسب النتائج المتحصل عليها من الدراسة المنجزة بتصميم ورقة التوازن الخاصة بهذه الطائرة. الطريقة المستخدمة في الدراسة هي الطريقة المقترحة من طرف شركة ايرباص.

Summary

This work consists in the balance study of the aircraft A330-200, the purpose it determining the operational limits of this aircraft, we proceed after and from the results of the operational limits study to the design of a balance sheet for this aircraft. The method used is recommended by Airbus.

Dédicaces

Je dédie ce mémoire :

A la mémoire de ma chère sœur SIHAM

A son fils YASSER

A Mes très chers parents

Qui m'ont soutenu pendant ce long parcours

A mes frères MOUSTAFA WALID et HOUSSAM

A mes sœurs HANANE ET MANEL

A mes oncles et mes tantes paternels et maternels

A mon grand oncle MOHAMED

A la mémoire de mon grand père

A mes chers grands parents

A Mon cher ami BENKRID SAMIR et sa famille

A mes professeurs du primaire à l'université

Je le dédie aussi à tous ceux qui m'ont aidé à le réaliser



Remerciements

Je suis heureux d'exprimer ma sincère gratitude et vifs remerciements à tous mes enseignants qui ont contribué à ma Formation et en particulier à mon promoteur Mr DRIOUECHE MOULOUD pour son assistance et ses conseils qui m'ont permis d'aboutir dans mon travail.

Comme je témoigne mes reconnaissances à :

Mr. TINE ADEL,

Mr. TAHAR ABAS MILOUD

Mr. CHEGRANI AHMED

Pour leur aide et leurs conseils ainsi que leurs aides bibliographiques et en fin tout ceux qui m'ont aidé à réaliser ce modeste travail.



Sommaire

Liste des figures	
Liste des tableaux	
Abréviations	
Résumé	
Introduction générale	

Chapitre I : Présentation de l'Airbus A330-200.

I.1 Introduction.....	1
I.2 Historique de l'Airbus A 330-200.....	1
I.3 Caractéristiques techniques de l'Airbus A 330-200.....	1
I.3.1 Masse et capacité d'emport.....	1
I.3.2 Motorisation.....	1
I.3.3 Performances.....	2
I.3.4 Dimensions.....	2

Chapitre II : Généralités sur le centrage

II.1 Centrage.....	4
II.1.1 Introduction.....	4
II.1.2 Définitions.....	4
II.1.2.1 La corde moyenne aérodynamique (MAC)	4
II.1.2.2 Définitions des différentes masses avion.....	4
1. Masse a vide équipée.....	4
2. Masse de base.....	5
3. Masse en opérations.....	5
4. Masse sans carburant.....	5
5. Masse au décollage.....	6
II.1.3 Expression du centrage d'un avion.....	6
II.1.4 Méthode de Calcul de centrage.....	7
II.1.5 La méthode d'index.....	10
II.2 Influence de la position du centre de gravité sur les performances d'avion	12
II.2 .1 Sur la vitesse de décrochage.....	12
II.2 .2 Influence de centrage sur les performances de décollage.....	13
II.2 .3 Influence de centrage sur les performances en vol.....	13
II.2 .4 Influence de centrage sur les performances d'atterrissage.....	14
II.2 .5 Conclusion.....	15

Chapitre III : Le manuel “Weight and balance”

III.1 Introduction	16
III.2 Chapitre 1 (Poids et contrôle d'équilibre)	17
III.2.1 Généralités (WBM 1.00)	17
III.2.2 Limitations (WBM 1.10)	18
III.2.3 Carburant (WBM 1.3)	20
III.2.4 Fluids (WBM 1.3)	22
III.2.5 Personnelles (WBM 1.4)	22
III.2.6 Aménagement intérieur (WBM 1.5)	23
III.2.7 Soute (WBM 1.60)	24
III.2.8 Opérations au sol (WBM 1.80)	24
III.3 Chapitre 2 (rapport de pesé)	24

Chapitre IV : Feuille de centrage

IV.1 Détermination des domaines opérationnels	25
IV.1.1 Introduction	25
IV.1.2 Sources des erreurs	25
IV.1.3 Processus de calcul des erreurs	25
IV.1.4 Etude des limites opérationnelles d'A330-200	26
IV.1.4.1 Erreur sur la masse de base	26
IV.1.4.2 Erreur due au chargement du fret	26
IV.1.4.2.1 Erreurs sur la répartition du fret	27
IV.1.4.2.1.1 Introduction	27
IV.1.4.2.1.2 Détermination du centre de gravité retenue pour chaque soute	27
IV.1.4.2.1.3 Calcul d'erreur sur la répartition du fret	31
IV.1.4.2.2 Erreur due à la tolérance de centrage propre à chaque équipement	34
IV.1.4.2.3 Erreur finale sur le fret	36
IV.1.4.3 Erreur sur les passagers	37
IV.1.4.3.1 Introduction	37
IV.1.4.3.2 Détermination de centre de gravité retenue pour chaque compartiment	37
IV.1.4.3.3 Erreur due à la dispersion de masse	39
IV.1.4.3.4 Erreur due à la répartition des passagers dans chaque zone	41
IV.1.4.3.5 Erreur finale sur les passagers	46
IV.1.4.4 Erreur sur le carburant	47
IV.1.4.4.1 Erreur due à la dispersion de masse	47
1. Détermination des points critiques	48
2. Calcul d'erreur sur la masse carburant pour chaque réservoir	51
3. Calcul d'erreur sur la dispersion de masse	53
4. Erreur résultante due à la dispersion de masse	58
IV.1.4.4.2 Erreur due à la densité du carburant	59
IV.1.4.4.3 Erreur totale sur le carburant	59
IV.1.4.5 Ecart due aux mouvements des trains	60
IV.1.4.6 Ecart due aux mouvements des becs et volets	60
IV.1.4.7 Ecart due aux mouvements en cabine	61
IV.1.4.8 Erreur sur la méthode graphique de centrage	66
IV.1.4.9 Erreur globale qui correspond à chaque phase du vol	67
IV.1.4.10 Détermination des Limites opérationnels	69

IV.2 Conception de la feuille de centrage	71
1. Grille de centrage.....	71
2. Domaine opérationnel.....	73
3. Domaine sans carburant.....	74
4. Influence de chargement	75
a) Influence passagers.....	75
b) Influence du fret.....	75
c) Influence des zones E, F et G.....	76
IV.2 .5 Expression graphique	78
IV.2 .6 Exemple d'utilisation	80

Conclusion générale

Bibliographie

Annexes

Liste des tableaux

Chapitre II : Généralités sur le centrage.

Tableau (II.1) influence de variation de centrage sur la vitesse de décrochage.....	12
---	----

Chapitre IV : Feuille de centrage.

Tableau (IV.01) h-arm _{retenue} soute1, 1 ^{ière} configuration.....	28
Tableau (IV.02) h-arm _{retenue} soute1, 2 ^{ième} configuration.....	28
Tableau (IV.03) h-arm _{retenue} soute1, 3 ^{ième} configuration.....	29
Tableau (IV.04) h-arm _{retenue} soute1.....	29
Tableau (IV.05) h-arm _{retenue} soute2, 1 ^{ière} configuration.....	30
Tableau (IV.06) h-arm _{retenue} soute2, 2 ^{ième} configuration.....	30
Tableau (IV.07) h-arm _{retenue} soute2, 3 ^{ème} configuration.....	30
Tableau (IV.08) h-arm _{retenue} soute2.....	31
Tableau (IV.09) h-arm _{retenue} soute à vrac.....	31
Tableau (IV.10) Erreur finale sur la répartition du fret.....	34
Tableau (IV.11) Erreur finale sur le fret.....	36
Tableau (IV.12) H-arm _{retenue} Zone OA.....	37
Tableau (IV.13) H-arm _{retenue} Zone OB.....	38
Tableau (IV.14) H-arm _{retenue} Zone OC.....	38
Tableau (IV.15) h-arm _{réel} de la Zone OA(écart avant).....	42
Tableau (IV.16) h-arm _{réel} de la Zone OB(écart avant).....	43
Tableau (IV.17) h-arm _{réel} de la Zone OC(écart avant).....	44
Tableau (IV.18) h-arm _{réel} de la Zone OA(écart arrière).....	45
Tableau (IV.19) h-arm _{réel} de la Zone OB(écart arrière).....	45
Tableau (IV.20) h-arm _{réel} de la Zone OC(écart arrière).....	46
Tableau (IV.21) Erreur finale sur les passagers.....	47
Tableau (IV.22) erreur avant sur la masse carburant.....	52
Tableau (IV.23) erreur arrière sur la masse carburant, décollage.....	52
Tableau (IV.24) erreur arrière sur la masse carburant, vol.....	52
Tableau (IV.25) erreur arrière sur la masse carburant, atterrissage.....	53
Tableau (IV.26) Ecart dus aux mouvements des becs et volets	61
Tableau (IV.27) configurations becs et volets.....	61
Tableau (IV.28) Mouvements de l'arrière vers l'avant de la cabine	63
Tableau (IV.29) Mouvements de l'avant vers l'arrière de la cabine.....	65
Tableau (IV.30) éléments à considérer dans chaque phase du vol.....	67
Tableau (IV.31) Erreur globale de base	68
Tableau(IV.32) limites opérationnels avant, décollage.....	69
Tableau(IV.33) limites opérationnels avant, vol.....	70
Tableau(IV.34) limites opérationnels avant, atterrissage.....	70
Tableau(IV.35) limites opérationnels arrière, décollage.....	71
Tableau(IV.36) limites opérationnels arrière, vol.....	71
Tableau(IV.37) limites opérationnels arrière, atterrissage.....	71
Tableau(IV.38) influence des zones cabine.....	75

Tableau(IV.39) influence des soutes.....	75
Tableau(IV.40) centre de gravité de la zone E.....	76
Tableau(IV.41) centre de gravité de la zone F.....	77
Tableau(IV.42) centre de gravité de la zone G.....	78

Liste des figures

Chapitre I : Description de l'A330-200.

Figure (I.1) Dimensions de l'avion A330-200.....	3
--	---

Chapitre II : Généralités sur le centrage.

Figure (II.1) La corde moyenne aérodynamique.....	4
Figure (II.2) Caractéristique de la corde de référence.....	6
Figure (II.3) Axe de référence d'A330-200.....	6
Figure (II.4) axe de référence pour le calcul des moments.....	9
Figure(II.5) coefficients K et C.....	10

Chapitre III : Le manuel "Weight and balance".

Figure(III.1) dimensions Principale d'avion.....	17
Figure(III.2) Réglage stabilisateur horizontale.....	17
Figure(III.3) Effet d'extension des becs et volets.....	18
Figure(III.4) Limites de centrage certifiées.....	18
Figure(III.5) Limites admissibles de fuselage pour les charges de cisaillement.....	19
Figure(III.6) limites de charge (soute 3 et 4).....	19
Figure(III.7) Capacité de chargement (soute 1 et 2).....	20
Figure(III.8) Aménagement des réservoirs.....	20
Figure(III.9) séquence de ravitaillement automatique en carburant.....	21
Figure(III.10) distribution du carburant dans les réservoirs.....	21
Figure(III.11) Fluides des systèmes hydrauliques.....	22
Figure(III.12) Aménagement de la cabine.....	23
Figure(III.13) abscisses des sièges.....	23
Figure(III.14) Armoire latérale.....	23
Figure(III.15) abscisses des soutes.....	24

Chapitre IV : Feuille de centrage.

Figure (IV.01) écart d'erreur, soute 2.....	27
Figure (IV.02) Soute1, première configuration pour l'erreur avant.....	32
Figure (IV.03) Soute1, Deuxième configuration pour l'erreur avant.....	32
Figure (IV.04) Soute1, Troisième configuration pour l'erreur avant.....	33
Figure (IV.05) Soute1, Première configuration pour l'erreur arrière.....	33
Figure (IV.06) Centre de gravité des trois zones cabine.....	39
Figure (IV.07) écart type.....	39
Figure (IV.08) répartition des passagers dans la cabine (écart avant).....	42
Figure (IV.09) répartition des passagers dans la cabine (écart arrière).....	44

Figure (IV.10) vecteur carburant.....	48
Figure (IV.11) point critique avant, décollage.....	49
Figure (IV.12) point critique arrière, décollage.....	49
Figure (IV.13) point critique avant, vol.....	50
Figure (IV.14) point critique arrière, vol.....	50
Figure (IV.15) point critique avant, atterrissage.....	51
Figure (IV.16) point critique arrière, atterrissage.....	51
Figure(IV.17) Mouvements de l'arrière vers l'avant de la cabine.....	62
Figure(IV.18) Mouvements de l'avant vers l'arrière de la cabine.....	64
Figure(IV.19) imprécision de dessin des lignes dans la feuille de centrage.....	66
Figure(IV.20) échelles dans la feuille de centrage.....	67
Figure(IV.21) lignes obliques de centrage.....	73
Figure(IV.22) expression graphique des lignes de centrage par le logiciel GRAPHER.....	73
Figure(IV.23) expression du domaine décollage (contour vert).....	74
Figure(IV.24) expression du domaine sans carburant (contour rouge).....	74
Figure(IV.25)aménagement pris en considération pour la feuille de centrage.....	75
Figure(IV.26)zone E.....	76
Figure(IV.27) zoneF.....	77
Figure(IV.27) zoneG.....	77
Figure(IV.29)représentation graphique zone OA.....	78

Abréviations

<i>Abréviation</i>	<i>Signification</i>
A	Attendant Seat
APU	Auxillary Power Unit
CG	Centre de Gravité
DOW	Dry Operating Weight
DOCG	Dry Operating Center of Gravity
FAR	Federal Aviation Requirement
G	Galley
H-arm	Bras de levier
JAR	Join Aviation Requirement
LEMAC	Leading Edge Mean Aerodynamic Chord
LD	Landing Distance
LW	Landing Weight
MAC	Mean Aerodynamic Chord
MLW	Maximum Landing Weight
NAS	National Aerospace Standard
OEW	Operating Empty Weight
PNC	Personnel Navigant Commercial
PNT	Personnel Navigant Technique
Qlf	Quantité carburant au Lâcher des Freins
RC	Refrence Chord
THS	Trimmable Horizontal Stabilizer
TOCG	TakeOff Center of Gravity
TOD	TakeOff Distance
TOW	TakeOff Weight
V_{app}	Vitesse d'approche
V₂	Vitesse de sécurité au décollage
WBM	Weight and Balance Manuel
ZFCG	Zero Fuel Center of Gravity
ZFW	Zero Fuel Weight

Introduction générale

Pour assurer la sécurité du vol d'un aéronef, il est primordial de tenir compte de sa masse et de son centrage. par masse et centrage, on entend la masse d'un aéronef et l'endroit où se trouve le centre de gravité de l'appareil. Les aéronefs sont conçus pour être utilisés conformément à des limites de masses et de centrage déterminées.

Les exploitants aériens doivent se conformer aux exigences de masse et de centrage de transports aériens pour assurer la sécurité de leur aéronef au décollage et à l'atterrissage, ainsi que pour conserver la maîtrise de leur appareil en vol.

La feuille de centrage est le document qui résume tous les éléments de la masse et le centrage d'un avion, dans ce contexte, notre intérêt a porté sur l'étude et la réalisation de la feuille de centrage pour l'avion A330-200.

Le présent mémoire est le résultat du travail effectué durant ces huit mois, nous avons organisé ce dernier en quatre chapitres :

- Notre étude débute par le premier chapitre qui donne d'abord une description générale de l'avion A330-200.*
- Dans le deuxième chapitre nous donnons une vue globale sur le centrage, en présentant les méthodes utilisés et l'influence du centrage sur les performances de l'avion.*
- Le troisième chapitre est consacré à la présentation du manuel ' weight and balance' avec des illustrations tiré de ce dernier.*
- Dans le chapitre quatre on procède aux calculs des limites opérationnels d'A330-200, en passant par le calcul des erreurs et des écarts dus aux conditions initiales, passagers, fret, carburant, mouvements des trains d'atterrissage, mouvement des becs et des voles et les mouvements en cabine, avant de finir avec la conception de la feuille de centrage.*

Nous terminerons par une conclusion.

I.1 Introduction

L'Airbus A330 est un avion de ligne long-courrier de moyenne capacité construit par l'avionneur européen Airbus. Il partage son programme de développement avec l'Airbus A340, l'A330 partage avec cet appareil le fuselage et les ailes, fuselage qui lui-même est en grande partie emprunté à l'Airbus A300 tout comme le cockpit dont la conception est partagée avec l'A320.

I.2 Historique de l'Airbus A 330-200

L'A330-200 a été développé après le -300, il a effectué son premier vol en 1995. Comparé au -300, il a un fuselage plus court de 5 mètres (identique à celui de l'A340-200), ce qui se traduit bien sûr par une réduction de l'emport de passagers, mais l'emport de carburant est par contre largement accru, L'autonomie y gagne 2000 km.

Cet appareil répond donc à la demande créée par la multiplication des vols directs intercontinentaux.

I.3 Caractéristiques techniques de l'Airbus A 330-200

- **Masse et capacité d'emport**

Max. à vide : 120 tonnes

Max. au décollage : 230 tonnes

Nombre de places : 269 en 3 classes et 335 en 2 classes

- **Motorisation**

Deux General Electric CF6-80E1, ou Deux Pratt & Deux Whitney PW4000 ou Rolls-Royce RR Trent 700

Poussée unitaire :

- CF6 : 300,3 KN.

- PW4000 : 286,7 KN.

- Trent700 : 302,5 KN.

- **Performances**

Vitesse de croisière : 860 km/h.

Vitesse maximale : 880 km/h.

Mach maximale : 0.86

Altitude de croisière maximale : 41 000 pieds.

Autonomie : 12500 km.

- **Dimensions**

Longueur : 58,376 m

Envergure : 60,304 m

Hauteur : 17,385 m

Aire des ailes : 361,6 m²

Toutes les dimensions sont présentées dans la figure à la page suivante.

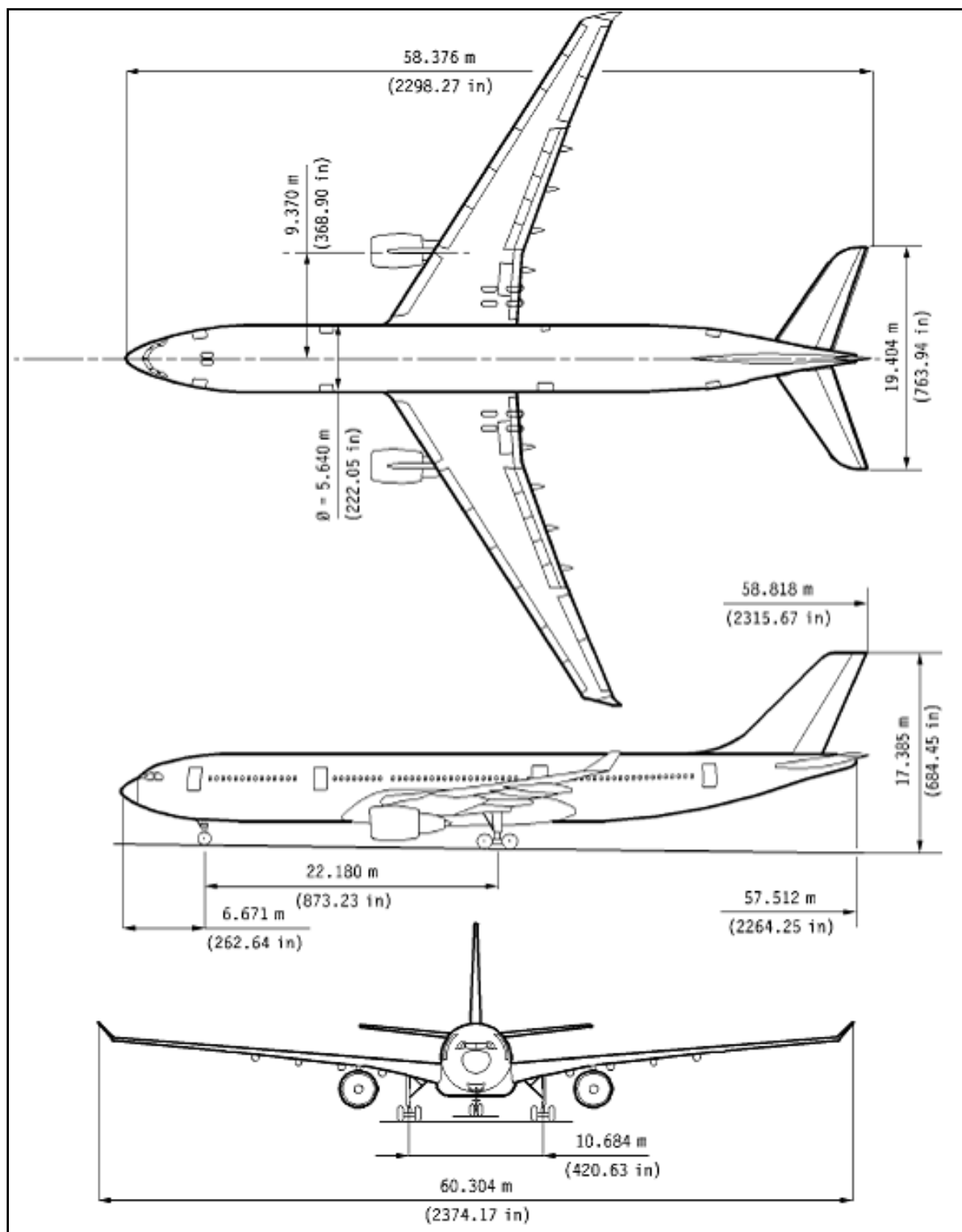


Figure (I.1) Dimensions de l'avion A330-200

II.1 Centrage

II.1.1 Introduction

Pour qu'un avion vole, son poids est équilibré par la force de portance, La position du centre de gravité a donc une importance cruciale pour la maniabilité et la stabilité de l'avion.

Le centrage d'un avion est un compromis entre la manœuvrabilité et la stabilité, Centrer un avion consiste à déterminer la position du centre de gravité et à vérifier qu'il se trouve dans les limites certifiées, Ces limites dépendent du nombre et de la masse des occupants, de la position et la masse des bagages, du carburant ainsi que des autres chargements.

II.1.2 Définitions

II.1.2.1 La corde moyenne aérodynamique (MAC) :

Toutes les limitations et les définitions relatives aux aspects de masse et centrage utilisent ce qu'on appelle la corde moyenne aérodynamique (MAC) ou la corde de référence (RC).

Par exemple, la position et les limites de centre de gravité (CG) sont généralement exprimées en termes de pourcentage de MAC, le symbole utilisé est %MAC.

Les points importants à noter sont:

- la position et la dimension de la MAC
- La position du point situé à 25% de la MAC ; ce point est la référence quand il s'agit de mesures des moments.

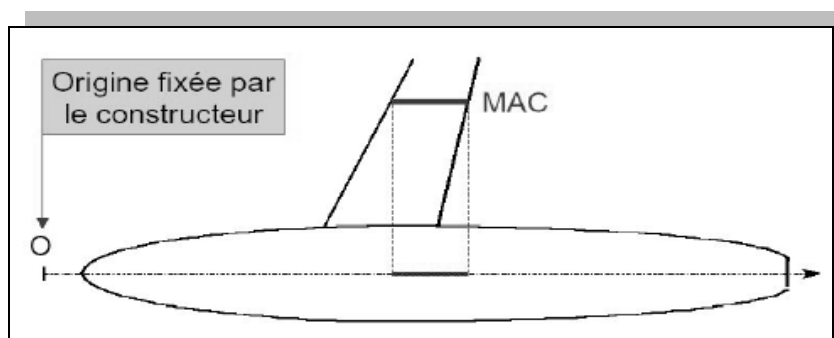


Figure (II.1) la corde moyenne aérodynamique

II.1.2.2 Définitions des différentes masses avion

1. Masse a vide équipée (OEW: Operating Empty Weight):

C'est la masse à vide à laquelle s'ajoute la masse de l'armement minimale pour tout vol :

- ✓ La quantité normale d'huile.
- ✓ L'armement commercial (siège, banquette, panneaux, rideaux, moquettes,...etc.)
- ✓ Le matériel de sécurité et de sauvetage permanent.
- ✓ Le lot de bord permanent.
- ✓ Les unités de chargement vide (palettes et conteneurs).

2. Masse de base (DOW: Dry Operating Weight):

C'est la masse à vide équipée à laquelle s'ajoutent les éléments nécessaires pour l'exécution d'un vol :

- ✓ L'équipage et ses bagages ainsi que la documentation
- ✓ Le commissariat et équipements amovibles du service passagers
- ✓ Le lot de bord occasionnel (pièces de rechange et outillage)
- ✓ Le matériel de sécurité et de sauvetage.

Cette masse est actualisée d'une façon permanente par les compagnies aériennes ; elle est indiquée à l'équipage avant chaque départ.

3. Masse en opérations :

C'est la masse de base corrigé à laquelle s'ajoute la masse de carburant au lâcher des freins(QLF).

4. Masse sans carburant (ZFW :Zero Fuel Weight) :

Elle comprend :

La masse de base

- +Masse des passagers
- +Masse des bagages
- +Masse du fret.

5. Masse au décollage :

Masse sans carburant plus le carburant au lâcher des freins (Qlf).

II.1.3 Expression du centrage d'un avion

Le centre de gravité est une caractéristique importante de l'avion ; il doit être maintenu longitudinalement entre une limite avant et une limite arrière.

La position en hauteur du centre de gravité n'a généralement pas d'influence.

Le centrage sera exprimé en pourcentage de la corde moyenne de l'ail MAC qui est définie par le constructeur, par rapport à une origine O située en avant du nez de l'avion.

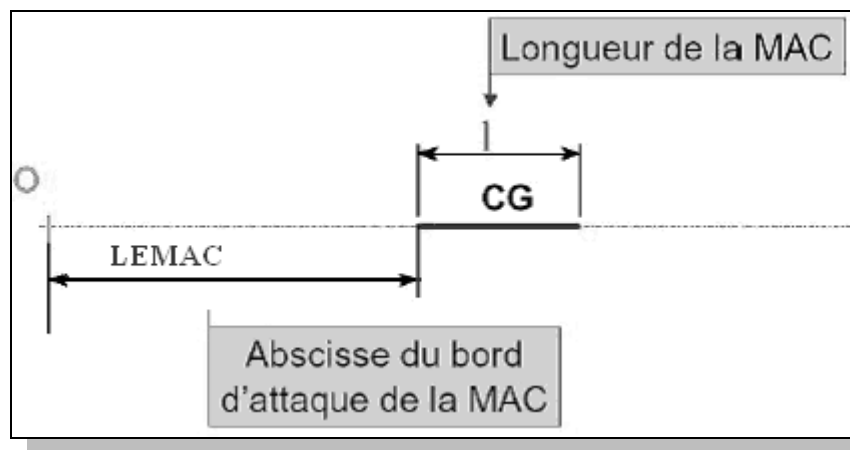


Figure (II.2) caractéristique de la corde de référence

a et l permettent la détermination de la corde moyenne de référence.

Exemple A330-200 :

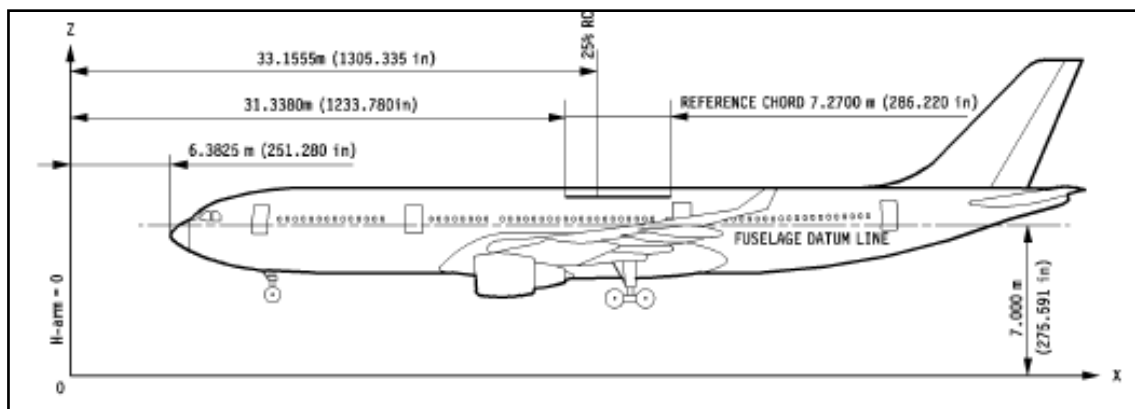


Figure (II.3) Axe de référence d'A330-200(WBM 1-00-05)

Pour cet exemple, le nez de l'avion est à 6.3825m de l'origine.

MAC = l = 7.27 m,

a = LEMAC = 31.338m.

De façon à s'affranchir des différents systèmes d'unités de longueur, on exprime la position du centre de gravité en pour-cent de MAC, soit :

$$\%MAC = 100 \times \frac{CDG - LEMAC}{MAC}$$

CDG : centre de gravité de l'avion.

LEMAC : abscisse de bord d'attaque de la MAC.

Les limites de centrage sont de même façon exprimées en pourcentage de la corde de référence.

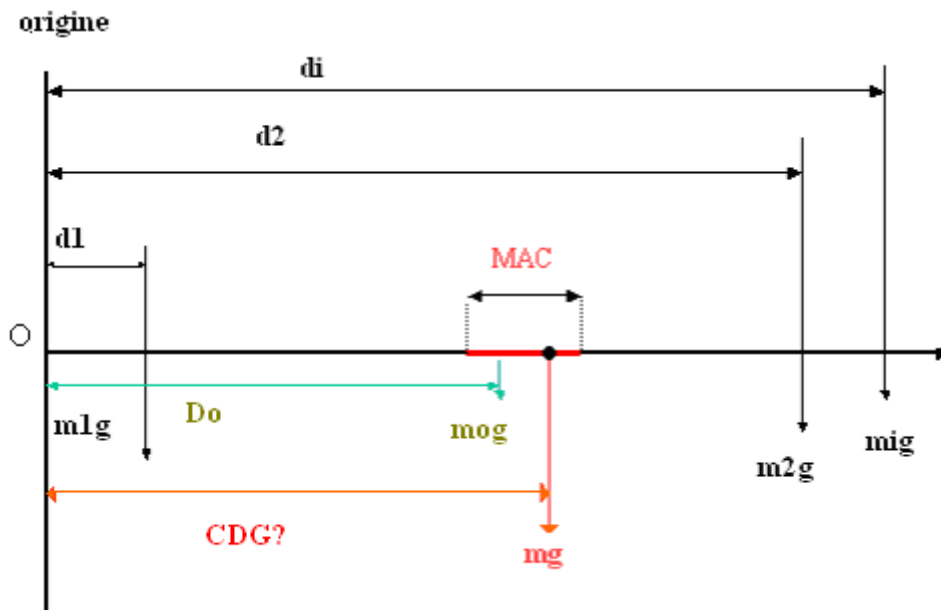
II.1.4 Méthode de Calcul de centrage

Avant sa mise initiale en exploitation, un avion doit être pesé et la position de son centre de gravité déterminée, ces valeurs sont mentionnées dans une fiche de pesée.

L'aménagement de l'avion lors de la pesée doit être précisé dans une annexe à la fiche de pesée. La masse et le centrage associés doivent être rectifiés périodiquement.

$$\text{Moment} = W \times (H\text{-arm}_{item} - H\text{-arm}_{axederéf})$$

Soit m_0 la masse de l'avion à vide et m_i les masses qui sont chargées à bord à des distances d_i de l'origine O.



Il suffit d'écrire que le moment par rapport à O de la force massique totale mg est égale à la somme des moments par rapport à O de toutes les forces massiques $m_i g$ soit :

$$M_o^t(mg) = \sum_{i=0}^n M_o^t(m_i g), \text{ avec } m = \sum_{i=0}^n m_i$$

$$mgd = \sum_{i=0}^n m_i g d_i$$

d'où:
$$d = \sum_{i=0}^n \frac{m_i d_i}{m}$$

Comme on a : $\%MAC = 100 \times \frac{d-a}{l}$

Donc on aura :

$$\%MAC = 100 \times \frac{-a + \sum_{i=0}^n \frac{m_i d_i}{m}}{l}$$

Les connaissances des masses et moments élémentaires nous permet de calculer les masses et centrages au décollage (TOCG) et sans carburant (ZFCG) :

✓ Sans carburants :

$$ZF\text{CG} = \frac{\text{Moment}_{\text{avion à vide}} + \text{Moment}_{\text{passagers}} + \text{Moment}_{\text{fret}}}{\text{Masse sans carburant}}$$

$$\text{Masse sans carburant (ZFW)} = \text{DOW} + M_P + M_F$$

✓ Décollage :

$$\text{TOCG} = \frac{\text{Moment}_{\text{avion à vide}} + \text{Moment}_{\text{passagers}} + \text{Moment}_{\text{fret}} + \text{Moment}_{\text{carburant}}}{\text{Masse au décollage}}$$

$$\text{Masse au décollage} = \text{DOW} + M_P + M_F + M_{\text{Carb}}$$

Pour calculer chaque moment individuellement, un axe de référence commun doit être fixé.

Pour tous les avions Airbus actuelle la référence a été fixée à 25% de la corde aérodynamique moyenne car elle est à peu près au milieu des enveloppes certifiées des avions Airbus.

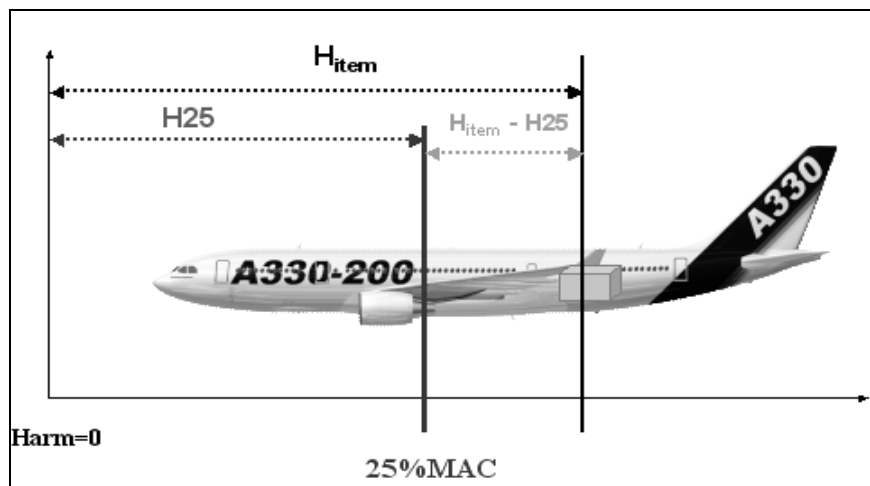


Figure (II.4) axe de référence pour le calcul des moments

$$\text{Moment}_{\text{item}} = W \times (H - \text{arm}_{\text{item}} - 25)$$

II.1.5 La méthode de l'index

1. Définition :

L'index est un moyen qui permet à la fois de réduire les chiffres et les figures manipulés par l'utilisateur et de représenter le poids et l'emplacement de chaque élément.

$$\text{Index}_{\text{item}} = \frac{\text{Moment}_{\text{item}}}{C} + K$$

$$\text{Index}_{\text{item}} = W \times \frac{(\text{H-arm}_{\text{item}} - \text{H}_{25})}{C} + K$$

C : constante utilisée pour convertir des moments en index.

K : constante utilisée pour n'obtenir que des index positifs.

La valeur de ces constantes dépend du type d'aéronef et la politique du transport aérien. Mais en générale Airbus applique les constantes suivantes pour ses avions :

		A300B2 / A300B4	A300-600 / A310	A318	A319 / A320 / A321	A330 / A340	A340-500 / A340-600
C	(kg.m)	2 000	1 000	500	1 000	2 500	5000
	(lb.in)	200 000	100 000	40 000	100 000	200 000	500 000
K		50	40	50	50	100	100

Figure(II.5) coefficients K et C(Airbus).

Exemple (A330-200): C=2500, K=100, MAC=7.27m et LEMAC=31.338m

Pour l'A330-200 l'index finale sera:

$$I = \frac{W}{2500} \times (\text{H-arm} - \text{H}_{25}) + 100$$

Nous savons que :

$$\%RC = 100 \times \frac{\text{H-arm} - 31.338}{7.27}$$

$$\Rightarrow \text{H-arm} = \frac{(\%RC \times 7.27)}{100} + 31.338$$

En remplaçant (H-arm) dans la formule de l'index finale, on aura :

$$I = \frac{W}{2500} \times \frac{(\%RC-25)}{100} \times 7.27 + 100$$

Exemple :

Soit les données suivantes:

DOW = 129 000 kg, H-arm = 34.286 m, H25 = 33.1555m

Moment avion = 129 000 × (34.286 - 33.1555) = 145 835 kg.m

Soute n°1: W=10,000 kg, H-arm = 17.90 m

Moment soute1 = 10,000 × (17.90 - 33.1555) = - 152 555 kg.m

⇒ Le moment crée des grands chiffres pas faciles de traiter avec.

Calcul par la méthode d'index :

C = 2500 kg.m

K = 100

On à:

$$I = \frac{W}{2500} \times (H_{arm} - H_{25}) + 100$$

$$I = (129000 \times (34.286 - 33.1555) / 2500) + 100$$

$$I = (145834.5 / 2500) + 100 = 158.3$$

Variation d'index:

Charge en soute1: W = 10,000 kg , H-arm = 17.90 m,

$$I = -152 555 / 2500 = -61$$

$$I_{finale} = I_{base} + \sum \Delta I$$

$$I = 158.3 + (-61) = 97.3$$

Résultat: $W = 139\,000\text{ kg}$, $I = 97.3$

⇒ Valeur plus raisonnable et facile à manipuler.

II.2 Influence de la position du centre de gravité sur les performances d'avion :

L'influence de la position du centre de gravité d'avion varie en fonction des phases du vol.

Toutes les influences sont liées à l'impact de la position du CG sur la vitesse de décrochage.

II.2 .1 Vitesse de décrochage :

La vitesse de décrochage (V_s) est la vitesse à laquelle l'avion décroche ; à cette vitesse la force dirigée vers le haut (principalement la portance) est égale à la force dirigée vers le bas (principalement le poids et le moment de contrer du THS). la portance est directement relié à la vitesse de l'avion, plus de vitesse implique une force de portance plus grande.

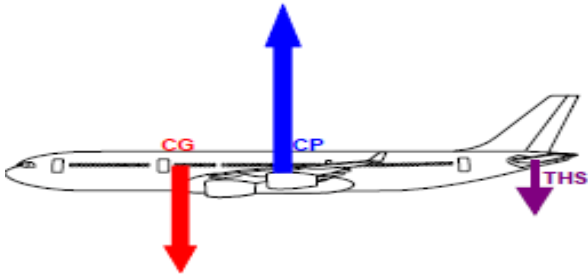
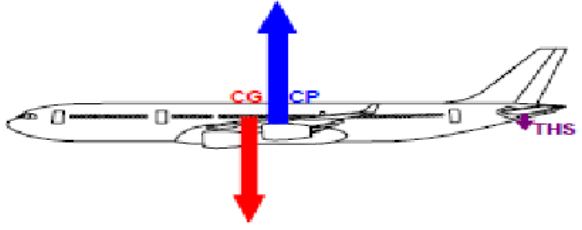
Centrage avant	Centrage arrière
 moment piqueur important Besoin d'un grand moment de contrer THS portance = poids + force de contrer THS ⇒ vitesse de décrochage élevée.	 moment piqueur moins important besoin d'un petit moment de contrer THS portance = poids + force de contrer THS ⇒ vitesse de décrochage plus faible que pour un centrage avant.

Tableau (II.1) influence de variation de centrage sur la vitesse de décrochage

⇒ Un centrage plus en avant implique une vitesse de décrochage plus grande.

II.2 .2 Influence de centrage sur les performances de décollage

1) Distance au décollage (TOD takeoff distance) :

Les vitesses d'exploitation d'avion sont liées à la vitesse de décrochage.

$$V_2 \geq 1.2V_s, \quad V_2 \geq V_{s1g} \quad (\text{JAR-OPS1})$$

V_2 : vitesse de sécurité décollage.

V_s : vitesse de décrochage.

La valeur de V_2 influe directement sur la distance de décollage donc sur la masse au décollage (TOW Takeoff Weight).

$$V_s \searrow \Rightarrow V_2 \searrow \Rightarrow \text{TOD} \searrow \Rightarrow \text{TOW} \nearrow$$

$\Rightarrow$ Un centrage arrière implique une distance de décollage (TOD) réduite donc une masse au décollage (TOW) améliorée.

2) Le roulage :

Un centrage arrière donne à l'avion une assiette de cabré qui favorise le roulage.

Au contraire, un centrage avant alourdit l'avion donc un roulage difficile.

$\Rightarrow$ Meilleure performance de roulage correspond à un centrage arrière.

3) La Montée :

Un centrage arrière donne à l'avion une assiette de cabré qui favorise la montée.

Par contre, un centrage avant alourdit l'avion ce qui conduit à une montée difficile.

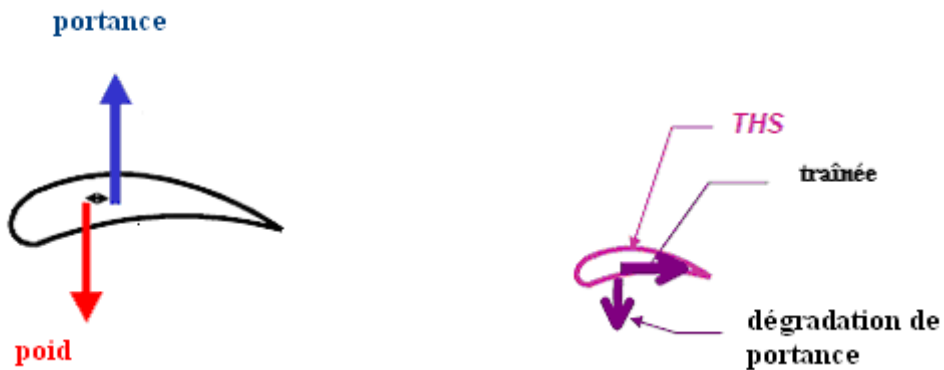
$\Rightarrow$ Meilleure performance de montée correspond à un centrage arrière.

$\Rightarrow$ Meilleure performance de décollage correspond à un centrage arrière.

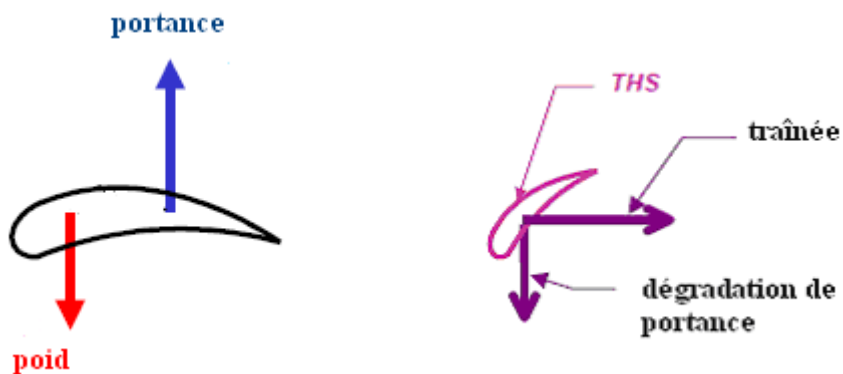
II.2 .3 Influence de centrage sur les performances en vol :

Afin de maintenir le niveau de l'avion, le THS crée un moment de cabré qui contrarie le moment de piqué induit par la masse avion centrée vers l'avant, mais aussi une augmentation de traînée qui sera induite par le THS.

a) centrage arrière :



b) centrage avant :



Un centrage de plus en plus vers l'avant implique en parallèle un moment de contrer THS de plus en plus important.

Cela conduit à une dégradation de portance et une augmentation de traînée, cette traînée va conduire à une augmentation de consommation carburant.

⇒ Un centrage plus arrière implique une consommation carburant améliorée.

II.2 .4 Influence de centrage sur les performances d'atterrissage :

Les vitesses d'exploitation d'avion sont liées à la vitesse de décrochage :

$$V_{app} \geq 1.3V_s, \quad V_{app} \geq 1.23 V_{sig}$$

V_{app} : vitesse d'approche.

La valeur de V_{app} influe directement sur la distance d'atterrissage (LD landing distance) donc sur la masse d'atterrissage (LW landing weight).

$$V_s \downarrow \Rightarrow V_{app} \downarrow \Rightarrow LD \downarrow \Rightarrow LW \uparrow$$

Donc pour une distance décollage donnée, une diminution de vitesse de décrochage implique une augmentation de la masse d'atterrissage.

Nous savons que :

Centrage avant $\Rightarrow$ vitesse de décrochage élevée.

Centrage arrière $\Rightarrow$ vitesse de décrochage réduite.

$\Rightarrow$ Un centrage arrière implique une distance d'atterrissage (LD) réduite donc une masse d'atterrissage (LW) optimale.

II.2 .5 Conclusion

Nous concluons, une meilleure performance de l'avion est obtenue avec un centrage arrière.

III.1 Introduction :

Le Manuel WBM est la référence dans la mesure du poids, l'équilibre et le chargement.

C'est un document publié par le constructeur et donnée à l'opérateur avec l'avion, il comporte toutes les informations nécessaires pour établir les instructions de chargement ou de produire la feuille de chargement et centrage.

Ce document est divisé en trois chapitres:

Chapitre 0 : Disposition des pages d'introduction :

Contient toutes les pages décrivant le manuel (Table des matières, Liste des figures.....etc.),

Chapitre 1 : Poids et contrôle d'équilibre :

Décrit les données de poids et d'équilibre génériques pour l'aéronef concerné.

Chapitre 2 : rapport de pesé :

Donne les résultats de pesage d'aéronef (Masse à vide et centrage correspondant).

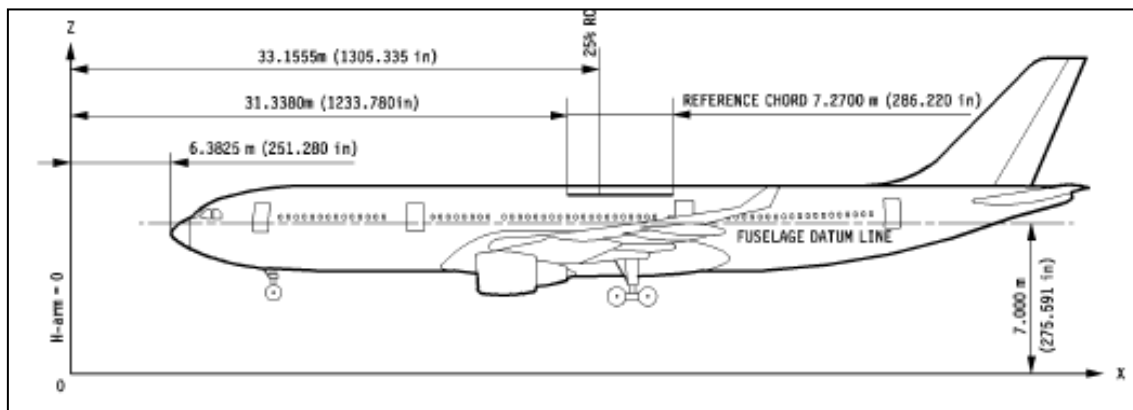
III.2 Chapitre 1 (Poids et contrôle d'équilibre)

III.2.1 Généralités (WBM 1.00)

Cette section WBM présente d'abord des informations générales telles que la liste des abréviations, différentes définitions de poids et facteurs de conversion.

Ensuite, il fournit des dessins et une description des caractéristiques générales de l'aéronef.

Exemple A330-200: WBM 1.00.05

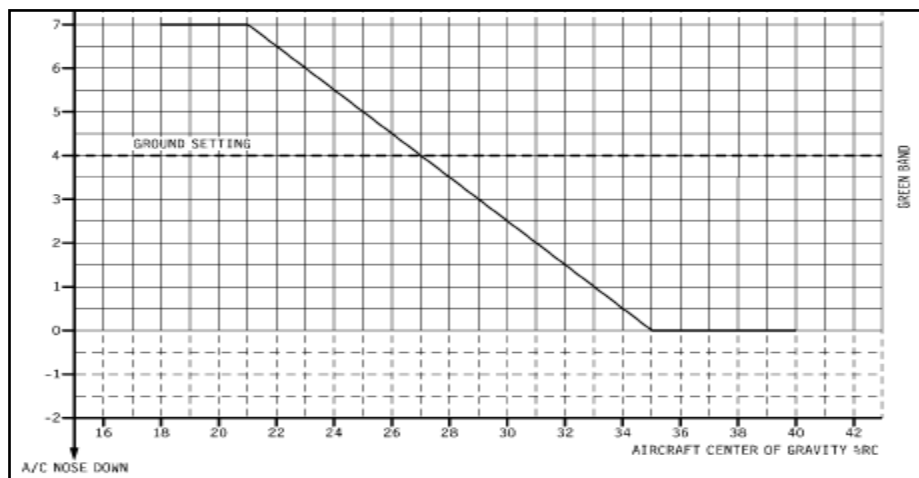


Figure(III.1) dimensions Principale d'avion

Deux autres éléments d'information peuvent être trouvés à la section 1.00 :

-Un graphe important page 1.00.09 : (calage du stabilisateur), ce graphe permet de déterminer le réglage correct de stabilisateur horizontale selon le centrage avion avant le décollage.

Exemple A330-200: WBM 1.00.05



Figure(III.2) Réglage stabilisateur horizontale

-Effet des éléments mobiles (1.00.10) : utilisé pour déterminer l'influence de la rétraction du train d'atterrissage et l'extension des becs et volets sur la position du centre de gravité d'aéronefs.

Exemple A330 -200 : WBM 1.00.10 :

A. Slats and flaps extension

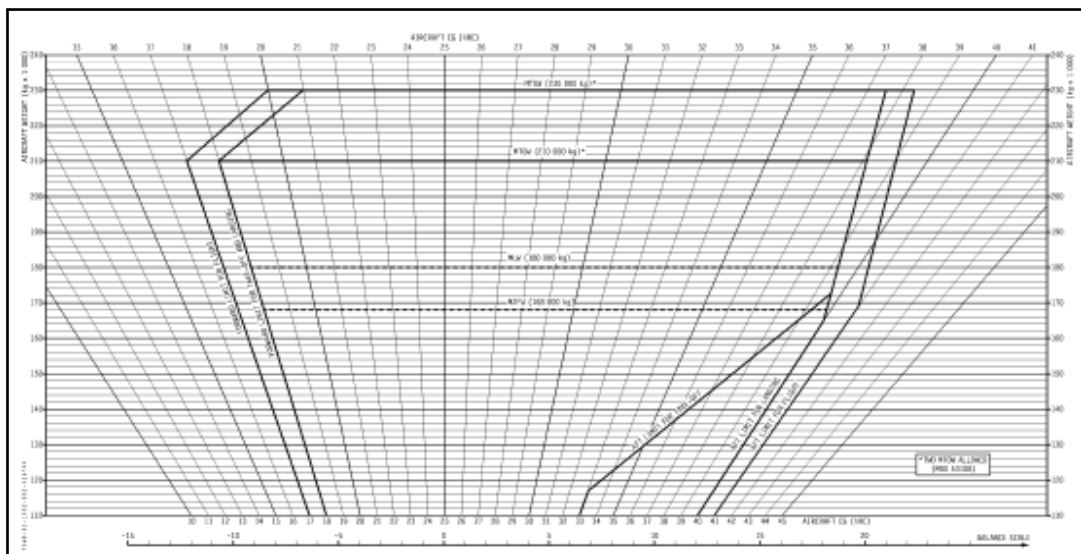
COCKPIT INDICATION (°)		MOMENTS (kgm)		
SLATS INBOARD/OUTBOARD	FLAPS	SLATS	FLAPS	TOTAL
14/16	0	- 498	0	- 498
14/16	8	- 498	+ 823	+ 325
17.7/20	14	- 638	+ 966	+ 328
19.6/23	22	- 719	+ 1 087	+ 368
19.6/23	32	- 719	+ 1 195	+ 476

Figure(III.3) Effet d'extension des becs et volets

III.2.2 Limitations (WBM 1.10) :

Cette section traite les différentes limitations poids et centrage appliquées à l'aéronef, les limites certifiées comme le poids maximum (1.10.01) et les limites de centrage certifiées (1.10.02).

Exemple A330 -200 : WBM 1.00.10 :



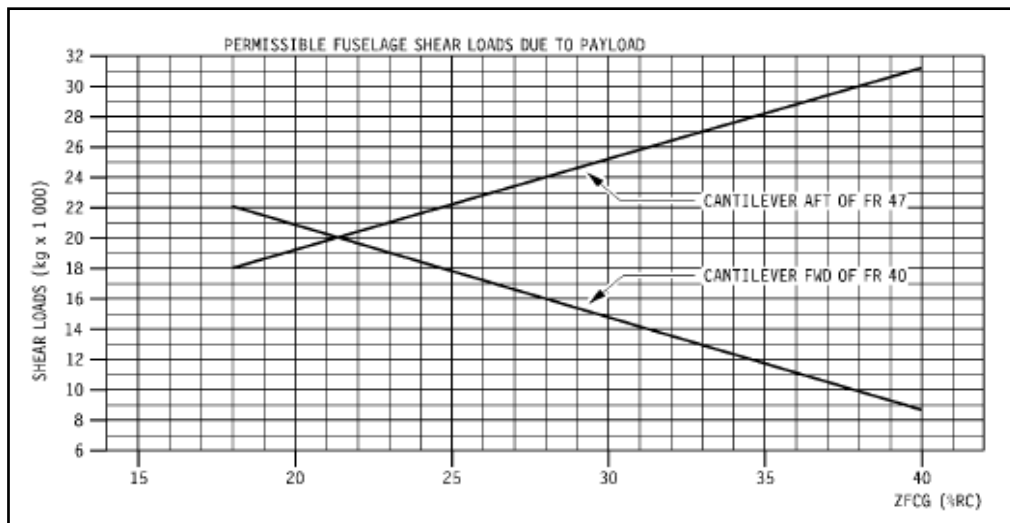
Figure(III.4) Limites de centrage certifiées

D'autres limitation sont liées à la charge utile:

-Les limites admissibles pour les charges de cisaillement et moments de flexion en raison de la charge utile (1.10.03)

- Le poids maximum qui peut être transporté ou chargé sur le plancher de la cabine ou sur le plancher du compartiment de cargaison (1.10.04 limites de charge au sol).

Exemple A330 -200 : WBM 1.10.03 :



Figure(III.5) Limites admissibles de fuselage pour les charges de cisaillement

C. Aft cargo hold (compartment 3 and 4) floor

CAUTION : IT IS PROHIBITED TO CARRY LOOSE BULK FREIGHT OR LOOSE BAGGAGE IN THE AFT CARGO HOLD.

(01) Structure

The floor structure is capable of supporting via ballmats or roller tracks a running load of 2 070 kg/m (116 lb/in) structurally corresponding to an uniformly distributed load of 672 kg/m² (138 lb/ft²) ; or a maximum local load of 97 kg (215 lb) acting on an area of at least 0.093 m² (ft²), provided the requirements of paragraphs 1.10.06 and section 1.60 are met.

Figure(III.6) limites de charge (soute 3 et 4)

Les paragraphes 1.10.05 à 1.10.07 traitent le chargement en soute et donnent des règles et des recommandations pour les limitations de poids et l'emplacement pour chaque type de charge (nombre de conteneurs, le poids maximum, facteur de charge).

Exemple A330 -200 : WBM 1.10.05 :

ULD TYPE	NUMBER	MAXIMUM POSITION LOAD		POSITIONS
		(kg)	(lb)	
Half size NAS 3610-2K units 60.4 x 61.5 inches MAX IATA contour E, G	14	1 587	3 500	11, 12, 13, 14, 21, 22, 23 all positions R + L
Half size NAS 3610-2K units 60.4 x 61.5 inches MAX IATA contour C, H	7	1 587	3 500	11, 12, 13, 14, 21, 22, 23 all positions R or L
Full size NAS 3610-2L units 60.4 x 125 inches MAX IATA contour F	7	3 174	7 000	11, 12, 13, 14, 21, 22, 23

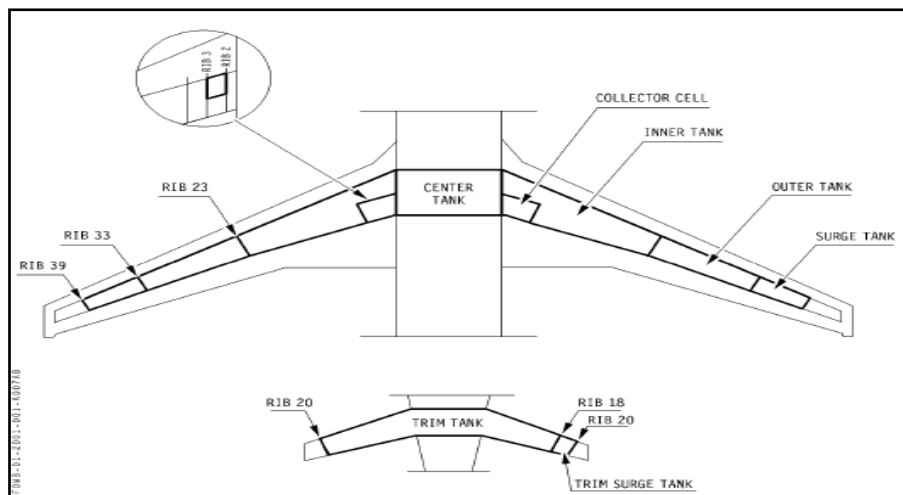
Figure(III.7) Capacité de chargement (soute 1 et 2)

Le dernier paragraphe traite de la stabilité d'aéronef lors de la pesée et le chargement.

III.2.3 Carburant (WBM 1.3)

Cette section décrit l'influence du système carburant sur le centrage (ravitaillement en carburant et la consommation de carburant).

La première partie (1.20.01) décrit brièvement le système de carburant d'avion: l'aménagement des réservoirs, positions des collecteurs, circulation de carburant dans les différents réservoirs pendant le ravitaillement et le déchargement.



Figure(III.8) Aménagement des réservoirs

Remarque :

Il est très important de noter la valeur de densité de carburant utilisée dans le manuel, car une variation de densité due à la gravité et la température peut entraîner une variation de poids importante par rapport à celles indiquées dans le manuel.

La deuxième partie (1.20.02) du chapitre décrit les séquences de ravitaillement en carburant des réservoirs

02. Refueling of tanks (FCMS 10.0)

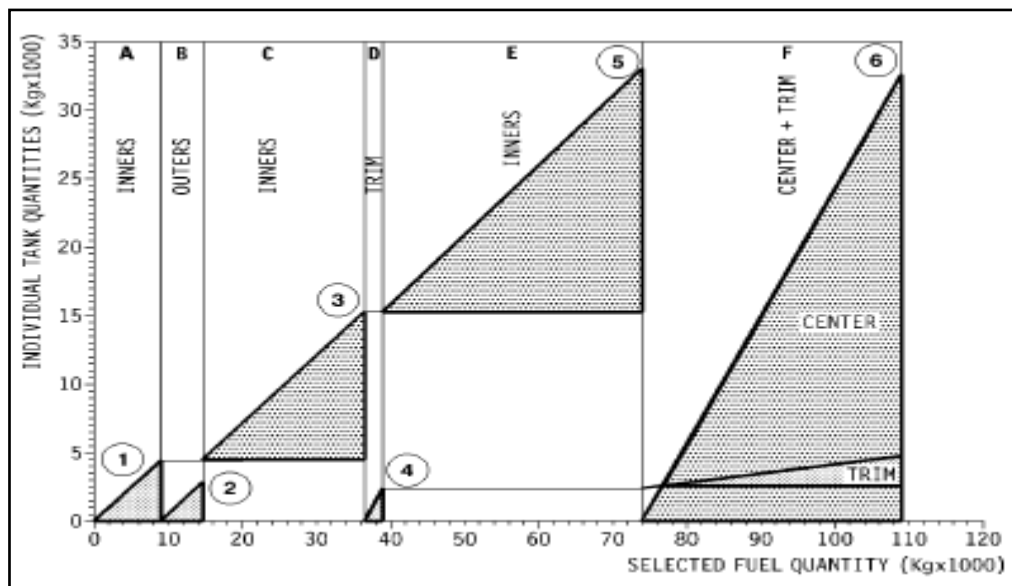
Refueling is accomplished through two couplings, mounted side by side under the leading edge of the right hand wing, or the two couplings mounted side by side under the leading edge of the left hand wing.

The filling of tanks during automatic refueling is performed simultaneously. Refueling is controlled in stages to ensure that a fuel distribution as close as possible to that required is achieved, and that the following order of priority is maintained :

- A. Inner tanks are fueled to 4 500 kg per side.
- B. Outer tanks are fueled to high-level shut-off.
- C. Inner tanks are fueled to 15 385 kg per side.
- D. Trim tank is fueled to 2 400 kg.
- E. Inner tanks are fueled to high-level shut-off.
- F. Trim tank and center tank are fueled simultaneously, to high-level shut-off.

Figure(III.9) séquence de ravitaillement automatique en carburant

En utilisant cette séquence, il est possible de déterminer la quantité de carburant dans chaque réservoir après le ravitaillement.



Figure(III.10) distribution du carburant dans les réservoirs

Les Points 1,3 et 4 sont fixes dans le poids (kg ou lb) indépendamment de la densité du carburant, les points 2, 5 et 6 sont variables en fonction de la densité du carburant. Ceci explique pourquoi, pour une quantité de carburant sélectionné, il pourrait être plus ou moins de carburant dans un réservoir donné en fonction de la valeur de la densité du carburant.

III.2.4 Fluides (WBM 1.3)

Cette section contient des informations sur les fluides à bord de l'appareil:

- huile des moteurs
- huile de l'APU
- fluides des systèmes hydrauliques
- Eau potable
- fluides des Toilettes.

Le manuel donne des informations sur le poids et le centre de gravité de ses fluides.

B. Hydraulic system fluid						
LOCATION	QUANTITY		WEIGHT		H-ARM	
	(l)	(US gal)	(kg)	(lb)	(m)	(in)
<u>Tanks</u>						
a) Green	28	7.40	28	61.73	36.371	1431.93
b) Yellow	24	6.34	24	52.91	32.213	1268.23
c) Blue	17	4.49	17	37.48	32.213	1268.23
<u>Systems</u>	390	103.04	391	861.99	35.697	1405.39
<u>Aircraft total</u>	457	120.74	458	1009.70	35.582	1400.87

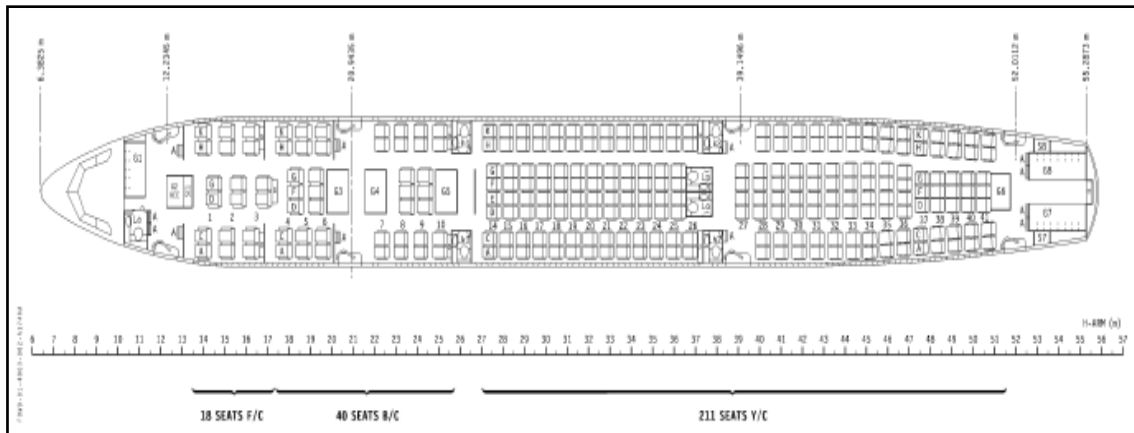
Figure(III.11) Fluides des systèmes hydrauliques

III.2.5 Personnelles (WBM 1.4)

Cette section contient les informations de masse et de distances pour les membres d'équipage et pour les passagers.

Pour chaque catégorie, le bras de levier de chaque personne est donné, Le centre de gravité de chaque personne est considéré au milieu du siège.

L'aménagement de la cabine est décrit dans la 3^{ème} page (1.40.03).



Figure(III.12) Aménagement de la cabine

Dans la section 1.40.04 l'abscisse de tous les rangs passagers est donné.

ROW N°	WINDOW SEATS (lines A, C, H, K)			CENTER SEATS (lines D, E, F, G)	
	H-ARM (m)	NUMBER PAX LH RH		H-ARM (m)	NUMBER PAX
1	14.051	2	2	14.534	2
2	15.118	2	2	15.601	2
3	16.185	2	2	16.667	2
4	17.763	2	2	18.271	3
5	18.678	2	2	19.186	3
6	19.592	2	2	—	—

Figure(III.13) abscisses des sièges

III.2.6 Aménagement intérieur (WBM 1.5)

Cette section du manuel contient des informations sur les capacités de stockage de l'avion ; (Offices, Armoires, Toilettes...etc.).

Il décrit tous les emplacements où un poids peut être ajouté dans la cabine. Pour chaque emplacement, la position du centre de gravité de l'élément est mentionnée ainsi que le poids maximum autorisé.

A. Lateral overhead stowage compartments				
Overhead stowage compartments for hand baggage and coats run the length of the passenger compartment, above the passenger seats on window rows.				
CABIN LOCATION	H-ARM FROM (m)	H-ARM TO (m)	AVERAGE H-ARM (m)	MAX LOAD (kg)
Fwd	13.399	19.759	16.579	480
Mid	21.879	25.589	29.838	280
Mid	26.649	37.797	29.838	820
Aft	38.857	51.047	44.952	940

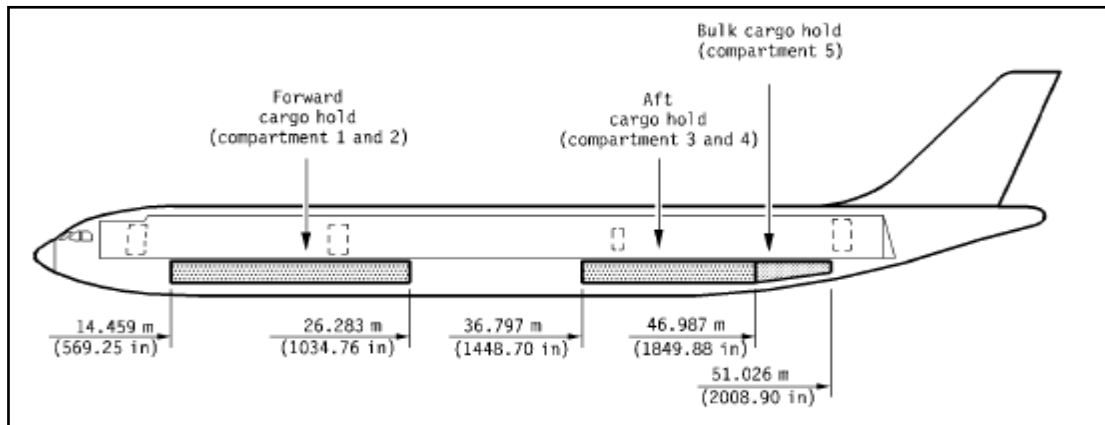
Figure(III.14) Armoire latérale

III.2.7 Soute (WBM 1.60)

Cette section traite du chargement en soute.

- Description de l'aménagement des soutes (point de fixation, positions, unités de chargement)
- Méthode et recommandations de chargement.

Exemple A330-200 :



Figure(III.15) abscisses des soutes

III.2.8 Opérations au sol (WBM 1.80)

Cette section contient des informations sur la pesée d'avion.

- localisation des points de pesage (1.80.02)
- formules nécessaires pour le calcul de la masse et le centrage d'un aéronef pesé sur roues (1.80.04) ou sur vérins (1.80.05).

III.3 Chapitre 2 (rapport de pesé)

Ce chapitre contient deux principales sections :

2.10 : rapport de pesé ; contient les données nécessaires pour calculer la masse à vide équipé et le centrage correspondant.

2.20 : décrit tous les éléments à bord de l'avion lors de la pesée, en donnant pour chaque élément le poids et l'abscisse correspondant.

IV.1 Détermination des domaines opérationnels

IV.1.1 Introduction

La détermination de l'emplacement du centre de gravité d'un avion, manuellement ou avec un ordinateur, est toujours affectée par certaines erreurs.

Par exemple, le poids exact des passagers n'est pas connue, les mouvements des passagers au cours du vol ne sont pas également connus et ainsi de suite.

Par conséquent, une provision sur les limites certifiées (décollage, vol et atterrissage) doit être déterminée pour tenir compte des erreurs de centrage ; c'est l'objectif des marges opérationnelles qui permettent de définir les limites de fonctionnement.

Limites certifiées → marges opérationnelles → limites opérationnelles

IV.1.2 Sources des erreurs

Le centre de gravité dépend des éléments chargés dans l'avion (passagers, fret, carburant,...).

Selon la définition de moment, l'imprécision dans un élément est induite par un manque de précision dans :

- * Le poids de l'élément (ou de masse)
- * L'emplacement de l'élément.

C'est pourquoi nous devons étudier l'effet de l'imprécision due à la masse et la position.

IV.1.3 Processus de calcul des erreurs

Toute inexactitude dans l'emplacement de l'élément ou de son poids peut créer une erreur dans l'estimation finale de la position du centre de gravité.

L'erreur finale est la combinaison de :

- erreur due aux conditions initiales (masse et centre de gravité de base)
- erreur due au chargement de fret
- erreur due à l'embarquement des passagers.
- erreur sur le carburant.
- écart dû aux mouvements des trains d'atterrissage, volets et becs.
- écart dû aux mouvements en cabine (passagers, équipages, chariots de service)

Alors, toutes ces erreurs doivent être prises en considération en fonction de la phase du vol afin de déterminer l'erreur totale.

Remarque : Les écarts et les erreurs vers l'avant sont de signe négatif et les écarts et les erreurs vers l'arrière sont de signe positif.

Si les erreurs sont indépendantes ou non systématique :

$$E_r = \pm(|E_1| + |E_2| + \dots + |E_n|)$$

Si les erreurs sont dépendantes ou systématique :

$$E_r = \sqrt{E_1^2 + E_2^2 + \dots + E_n^2}$$

IV.1.4 Etude des limites opérationnelles d'A330-200

IV.1.4.1 Erreur sur la masse de base

La réglementation européenne (JAR-OPS1 Subpart J), et américaine (FAR AC120-27), permettent pour une flotte d'avion de prendre un centrage forfaitaire si l'écart par rapport à cette valeur de la masse de base de chaque avion ne dépasse pas une valeur de ± 0.5 de la masse maximale d'atterrissage (MLW).

Dans ce cas l'avion doit être pesé chaque neuf ans.

$$DOW_{f \text{ flotte}} - 0.5\% \text{ MLW} < DOW_{\text{avion}} < DOW_f + 0.5\% \text{ MLW}$$

$$DOCG_{f \text{ flotte}} - 0.5\% \text{ RC} < CG_{\text{avion}} < DOCG_f + 0.5\% \text{ RC}$$

$DOW_{f \text{ flotte}}$: masse de base fixée pour la flotte.

$DOCG_{f \text{ flotte}}$: centre de gravité de base fixé pour la flotte.

L'avion doit respecter ces conditions pour continuer d'appartenir à cette flotte.

Moment = masse x 0.5%RC

On prend : masse = dow +5000 (marge de sécurité)

$$\text{Moment} = \pm (DOW + 5000) \times 0.03635$$

$$\text{Moment} = \pm (122500 + 5000) \times 0.03635$$

$$\text{Moment} = \pm 4634,625 \text{ kgm}$$

L'erreur sur la masse de base est égale 4634,625 Kgm

IV.1.4.2 Erreur due au chargement du fret

L'erreur résultante sur le fret provient de :

- L'erreur sur la répartition du fret à l'intérieur de chaque compartiment
- L'erreur due à la tolérance de centrage propre à chaque équipement de chargement (palettes et conteneurs).

IV.1.4.2.1 Erreurs sur la répartition du fret

1. Introduction

L'A330-200 peut être chargé avec des unités de charge (palettes et conteneurs) dans les soutes 1, 2, 3 et 4 ou en vrac (soute N° 5).

Premièrement on doit déterminer le centre de gravité moyen pour chaque soute, c'est le centre de gravité retenue ($H\text{-arm}_{\text{retenue}}$) en appliquant la formule suivante :

$$H\text{-arm}_{\text{retenue}} = \frac{\sum m_i \times d_i}{\sum m_i}$$

Après la détermination de centre de gravité moyen pour chaque soute, on doit vérifier l'écart maximal qui peut se produire lors du chargement.

Pour cela, il faut étudier chaque possibilité de chargement séparément, l'écart pris en compte c'est le plus grand en valeur absolue.

Le moment d'erreur est :

$$\text{Moment} = W \times (H\text{-arm}_{\text{réel}} - H\text{-arm}_{\text{retenue}})$$

W : masse maximale qui peut être chargée.

$H\text{-arm}_{\text{réel}}$: centre de gravité réel qui correspond au chargement.

Exemple :

Prenons comme exemple la soute n°2

Si la position 23 est chargée et les positions 21 et 22 sont vides nous aurons l'écart représenté dans la figure suivante :

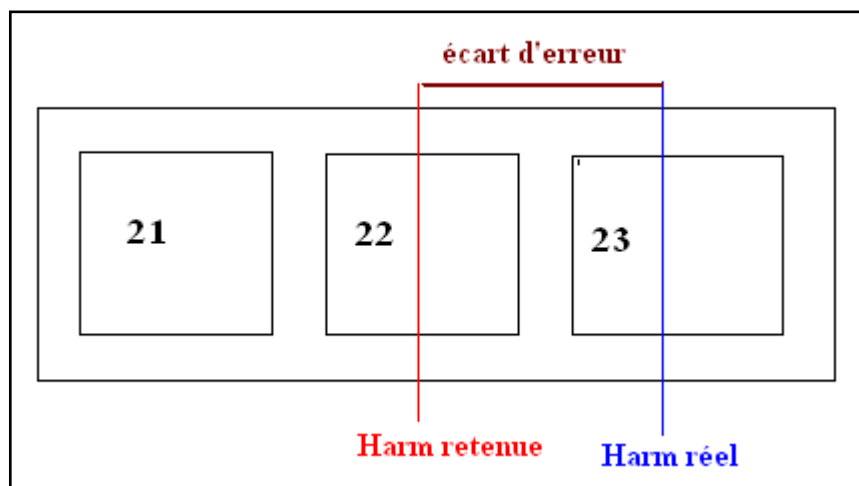


Figure (IV.01) écart d'erreur, soute 2

2. Détermination du centre de gravité retenue pour chaque soute

❖ Soute N°1 :

Selon le WBM 1.60.03 trois configurations de chargement sont possible :

- 4 conteneurs de 60.4 pousse
- 1 conteneur de 60.4 pousse et 2 palettes 88 pousse
- 1 conteneur de 60.4 pousse et 2 palettes 96 pousse.

➤ Première configuration (4 conteneurs 60.4 pousse) :

Les résultats sont représentés dans le tableau ci -dessous :

position	Masse maximale permissible(kg) (wbm1.10.05A)	H-arm (m)	Moment (Kg.m)
11	3174	15.433	48984.34
12	3174	17.195	45576.93
13	3174	18.778	59061.37
14	3174	20.360	64622.64
Σ	12696		227785.24

Tableau (IV.01) $h\text{-arm}_{\text{retenue}}$ soute1, 1^{ière} configuration

$$H\text{-arm}_{\text{moyen}} = (3174 \times 15.433 + 3174 \times 17.195 + 3174 \times 18.778 + 3174 \times 20.36) / 12696$$

$$H\text{-arm}_{\text{moyen}} = 227785.24 / 12696$$

$$H\text{-arm}_{\text{moyen}} = 17.941 \text{ m} \quad (H\text{-arm}_{\text{moyen}} \text{ soute n°1 pour la 1^{ière} configuration}).$$

➤ Deuxième configuration (1conteneur de 60.4 pousse et 2 palettes 88 pousse) :

Les résultats sont résumés dans le tableau ci -dessous :

position	Masse maximal permissible (kg) (wbm1.10.05A)	H-arm (m)	Moment (Kg.m)
11	3174	15.433	48984.34
12P	4626	17.546	81167.80
13P	4626	20.01	92566.26
Σ	12426		222718.40

Tableau (IV.02) $h\text{-arm}_{\text{retenue}}$ soute1, 2^{ème} configuration

$$H\text{-arm}_{\text{moyen}} = (3174 \times 15.433 + 4626 \times 17.546 + 4626 \times 20.01) / 12426$$

$$H\text{-arm}_{\text{moyen}} = 222718.40 / 12426$$

$$H\text{-arm}_{\text{moyen}} = 17.924 \text{ m} \quad (H\text{-arm}_{\text{moyen}} \text{ soute n°1 pour la 2^{ème} configuration}).$$

✓ Troisième configuration (1conteneur de 60.4 pousse et 2 palettes 96 pousse) :

Les résultats sont résumés dans le tableau ci-dessous :

Position	Masse maximal permissible (kg) (wbm1.10.05A)	H-arm (m)	Moment (Kg.m)
11	3174	15.433	48984.34
12P	5103	17.444	89016.73
13P	5103	19.908	101590.5
Σ	13380		239591.6

Tableau (IV.03) $h\text{-arm}_{\text{retenue}}$ soute1, 3^{ème} configuration

$$H\text{-arm}_{\text{moyen}} = (3174 \times 15.433 + 5103 \times 17.444 + 5103 \times 19.908) / 1269$$

$$H\text{-arm}_{\text{moyen}} = 239591 / 13380$$

$$H\text{-arm}_{\text{moyen}} = 17.907 \text{ m} \quad (H\text{-arm}_{\text{moyen}} \text{ soute n°1 pour la 3^{ème} configuration}).$$

Calcul de $H\text{-arm}_{\text{retenue}}$ soute1 :

Configuration de chargement	Masse maximal permissible (kg)	H-arm (m)	Moment (Kg.m)
1 ^{ère} configuration	12696	17.941	227778.93
2 ^{ème} configuration	12426	17.924	222723.62
3 ^{ème} configuration	13380	17.907	239595.66
Σ	38502		690098.21

Tableau (IV.04) $h\text{-arm}_{\text{retenue}}$ soute1

$$H\text{-arm}_{\text{retenue Soute1}} = (12696 \times 17.941 + 12426 \times 17.942 + 13380 \times 17.907) / 38502$$

$$H\text{-arm}_{\text{retenue Soute1}} = 17,924 \text{ m}$$

❖ Soute N° 2 :

Selon le WBM 1.60.03 trois configurations de chargement sont possible :

- ✓ 3 conteneurs de 60.4 pouces
- ✓ 2 palettes 88 pouces
- ✓ 2 palettes 96 pouces

➤ Première configuration (3conteneurs 60.4 pouces) :

Les résultats sont résumés dans le tableau ci-dessous :

Position	Masse maximal permissible (kg) (wbm1.10.05A)	H-arm (m)	Moment (Kg.m)
21	3174	22.123	70218,40
22	3174	23.705	75239,67
23	3174	25.287	80260,94
Σ	9522		225719,01

Tableau (IV.05) $h\text{-arm}_{\text{retenue}}$ soute2, 1^{ière} configuration

$$H\text{-arm}_{\text{moyen}} = 225719,01 / 9522$$

$$H\text{-arm}_{\text{moyen}} = 23,705\text{m} \quad (H\text{-arm}_{\text{moyen}} \text{ soute n}^\circ 2 \text{ pour la 1}^{\text{ière}} \text{ configuration}).$$

➤ **Deuxième configuration (2 palettes 88 pouce) :**

Les résultats sont résumés dans le tableau ci-dessous :

Position	Masse maximal permissible (kg) (wbm1.10.05A)	H-arm (m)	Moment (Kgm)
21P	4626	22.473	103960,098
22P	4626	24.937	115358,562
Σ	9252		219318,66

Tableau (IV.06) $h\text{-arm}_{\text{retenue}}$ soute2, 2^{ème} configuration

$$H\text{-arm}_{\text{moyen}} = 219318,66 / 9252$$

$$H\text{-arm}_{\text{moyen}} = 23,705\text{m} \quad (H\text{-arm}_{\text{moyen}} \text{ soute n}^\circ 2 \text{ pour la 2}^{\text{ème}} \text{ configuration}).$$

✓ **Troisième configuration (2 palettes 96 pouce) :**

Les résultats sont résumés dans le tableau ci-dessous :

Position	Masse maximal permissible (kg)	H-arm (m)	Moment (Kg.m)
21P	5103	22.372	114164,316
22P	5103	24.836	126738,108
Σ	10206		240902,424

Tableau (IV.07) $h\text{-arm}_{\text{retenue}}$ soute2, 3^{ème} configuration

$$H\text{-arm}_{\text{moyen}} = 240902,424 / 10206$$

$$H\text{-arm}_{\text{moyen}} = 23,604\text{m} \quad (H\text{-arm}_{\text{moyen}} \text{ soute n}^\circ 2 \text{ pour la 3}^{\text{ème}} \text{ configuration}).$$

Calcul de $H\text{-arm}_{\text{retenue}}$ soute2 :

Configurations de chargement	Masse maximal permissible (kg)	H-arm (m)	Moment (Kgm)
1 ^{ère} configuration	9522	23,705	225719,01
2 ^{ème} configuration	9252	23,705	219318,66
3 ^{ème} configuration	10206	23,604	240902,42
Σ	28980		685940,094

Tableau (IV.08) $h\text{-arm}_{\text{retenue}} \text{ soute2}$

$$H\text{-arm}_{\text{retenue Soute2}} = 685940,094 / 28980$$

$$H\text{-arm}_{\text{retenue Soute2}} = 23,669\text{m}$$

Même calcul pour les soutes 3 et 4 nous donne :

$$\text{Soute N°3 : } H\text{-arm}_{\text{retenue Soute3}} = 39.225 \text{ m}$$

$$\text{Soute N° 4 : } H\text{-arm}_{\text{retenue Soute4}} = 44.263 \text{ m}$$

❖ **Soute a vrac (soute N°5) :**

Pour la soute à vrac il n'existe pas de configuration de chargement, juste des limitations de masse dans chaque position :

La masse maximale pour chaque position est mentionnée au manuel WBM 1.10.07.

Les résultats sont résumés dans le tableau ci-dessous :

Position	Masse maximal permissible (kg)	H-arm (m)	Moment (Kgm)
51	339	47.427	16077,75
52	1413	47.957	67763,24
53	1716	50.002	85803,43
Σ	3468		169644,426

Tableau (IV.09) $h\text{-arm}_{\text{retenue}} \text{ soute à vrac}$

$$H\text{-arm}_{\text{retenue Soute5}} = 169644,426 / 3468$$

$$H\text{-arm}_{\text{retenue Soute5}} = 48,9171 \text{ m}$$

3. Calcul d'erreur sur la répartition du fret :

Cette erreur provient de l'écart entre la position des équipements de chargement (conteneurs et palettes) chargés dans la soute et le centre de gravité retenu du compartiment.

Plusieurs configuration sont possible, on va étudier chaque configuration à part et on conserve l'erreur maximale en valeur absolue pour chaque soute.

❖ **Soute N°1 :**

▪ **Erreur avant :**

➤ Première configuration (4conteneurs 60.4 pouce) :

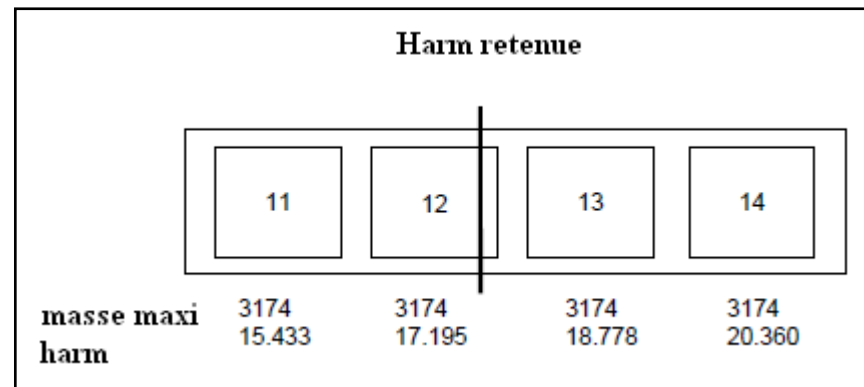


Figure (IV.02) Soute1, première configuration pour l'erreur avant

La configuration pour laquelle l'erreur est maximale est : la position 11 et 12 pleine et la position 13 et 14 vides.

$$\text{MOMENT} = 3174 \times (15.433 - 17.924) + 3174 \times (17.195 - 17.924) = -10220.28 \text{ kgm.}$$

L'erreur avant de la soute n°1 pour la 1^{ière} configuration est : - 10220.28 kgm.

➤ Deuxième configuration (1conteneur de 60.4 pouces et 2 palettes 88 pouces) :

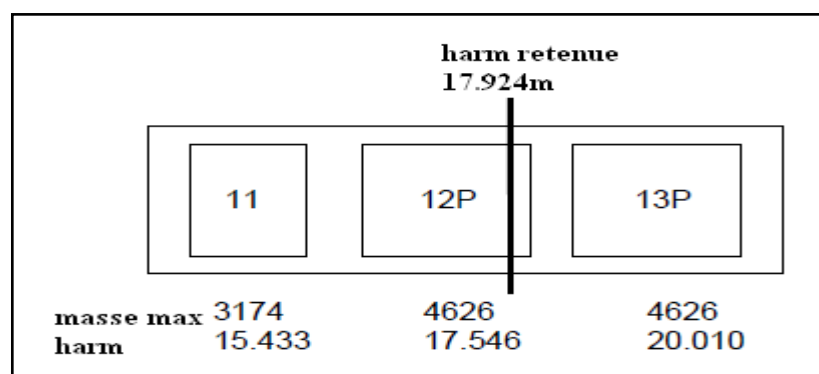


Figure (IV.03) Soute1, Deuxième configuration pour l'erreur avant

La configuration pour laquelle l'erreur est maximale est : la position 11 et 12p pleine et la position 13p vide.

$$\text{MOMENT} = 3174 \times (15.433 - 17.924) + 4626 \times (17.546 - 17.924) = -9655.06 \text{ kgm.}$$

L'erreur avant, de la soute n°1 pour la 2^{ième} configuration est : - 9655.06 kgm.

- ✓ Troisième configuration (1 conteneur de 60.4 pouces et 2 palettes 96 pouces) :

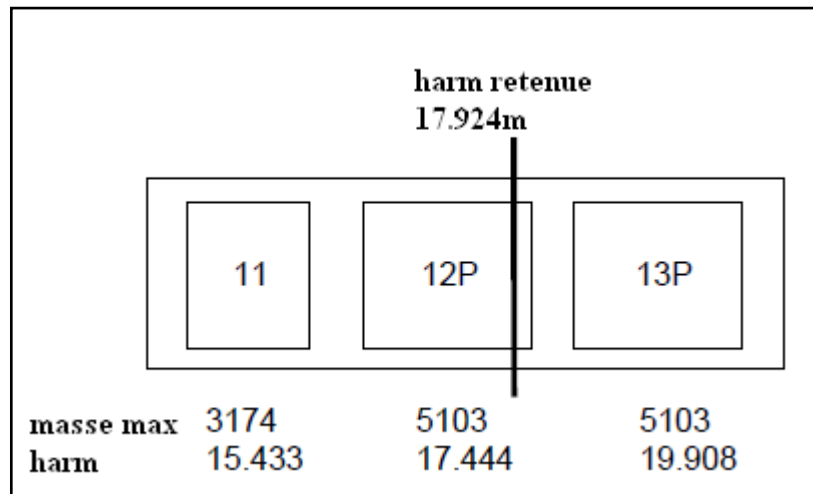


Figure (IV.04) Soute1, Troisième configuration pour l'erreur avant

La configuration pour laquelle l'erreur est maximale est : la position 11 et 12p pleine et la position 13p vide.

$$\text{MOMENT} = 3174 \times (15.433 - 17.924) + 5103 \times (17.444 - 17.924) = -10355.87 \text{ kgm.}$$

L'erreur avant de la soute n°1 pour la 3^{ème} configuration est : - 10355.87 kgm.

Conclusion :

On conserve l'erreur maximale en valeur absolue

L'erreur avant pour la 1^{ère} soute correspond à la 3^{ème} configuration : - 10355.87 kgm.

▪ Erreur arrière :

Avec la même méthode pour le calcul de l'erreur avant nous aurons :

L'erreur arrière pour la 1^{ère} soute correspond à la 1^{ère} configuration (4 conteneurs 60.4 pouces) :

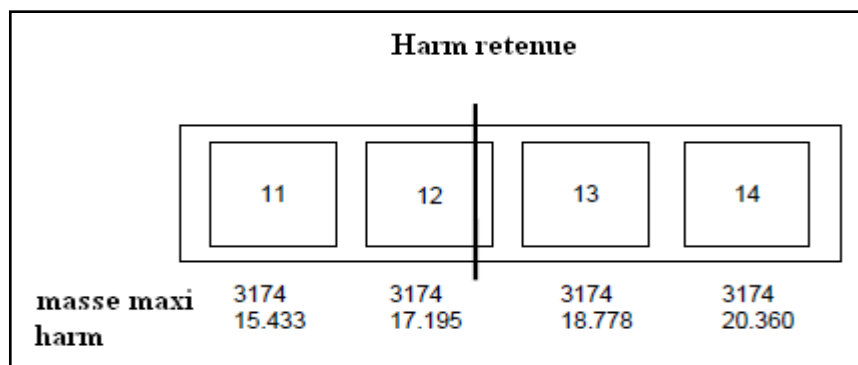


Figure (IV.05) Soute1, Première configuration pour l'erreur arrière

$$\text{Moment} = 3174 \times (18.778 - 17.924) + 3174 \times (20.360 - 17.924) = +10442.46 \text{ kgm.}$$

Conclusion :

On conserve l'erreur maximale en valeur absolue.

L'erreur arrière pour la 1^{ière} soute correspond à la 1^{ière} configuration : **+10442.46 kgm.**

Le tableau ci-dessous résume le reste des résultats pour les soutes 2, 3, 4 et 5 :

Soute	Configuration de chargement possible	Configuration requise pour le calcul d'erreur	Erreur avant Kgm	Configuration requise pour le calcul d'erreur	Erreur arrière Kgm
2	-3 conteneurs 60.4 -2 palettes 88 -2 palettes 96	2palettes 96	- 6618.59	2palettes 96	+5955.20
3	-3 conteneurs 60.4 -2 palettes 88 -2 palettes 96	2palettes 96	- 5950.10	2palettes 96	+6623.69
4	-3 conteneurs 60.4 -2 palettes 88 -2 palettes 96	2palettes 96	- 6455.29	2palettes 96	+6118.50
5	/	Position 51 et 52 pleine, position 53 vide	- 1861.59	Position 53 pleine et position 51 et 52 vide	+1861.86

Tableau (IV.10) Erreur finale sur la répartition du fret

L'erreur finale sur la répartition du fret de toutes les soutes est la somme quadratique des erreurs élémentaires de chaque soute :

$$\text{Erreur avant} = -\sqrt{231589753.48} = -15218.07 \text{ kg.m}$$

$$\text{Erreur arrière} = +\sqrt{22928521202} = +15142.17 \text{ kg.m}$$

IV.1.4.2.2 Erreur due à la tolérance de centrage propre à chaque équipement

1. Introduction

La norme NAS 3610 autorise pour chaque équipement de chargement une plage de centrage égale à 10% de la longueur (les équipements étant placés transversalement) de la base de l'équipement de part et d'autre du centrage géométrique.

L'erreur résultante par compartiment est la somme quadratique des erreurs élémentaires, soit :

$$E_{re} = \sqrt{\sum_{i=1}^n E_{re_i}^2}$$

E_{re} : erreur résultante

E_{re_i} : erreur de centrage de la position i

$E_{re_i} = \pm (10\% \text{ de longueur d'équipement}) \times \text{masse maximale}$

n : nombre de position.

Ici aussi, on effectue les calculs pour toutes les configurations possibles dans chaque compartiment et l'on conserve les résultats extrêmes.

❖ Soute N°1 :

➤ Première configuration (4 conteneurs 60.4 pouces) :

La plage permmissible est $10\% \times 60.4 = 6.04 \text{ pouce} = 0.15342 \text{ m}$

Pour les positions 11, 12, 13, et 14 (même masse maximale) :

$$E_{re_{11,12,13,14}} = \pm 0.15342 \times 3174 = \pm 486.95 \text{ kgm}$$

Donc pour la première configuration :

$$E_{resoute1} = \sqrt{486.95^2 \times 4} = \pm 973.9 \text{ kg. m (Première configuration).}$$

Remarque : erreur avant(-), erreur arrière(+).

➤ Deuxième configuration (1 conteneur de 60.4 pouces et 2 palettes 88 pouces) :

position11 : La plage permmissible est : $10\% \times 60.4 = 6.04 \text{ pouce} = 0.153416 \text{ m}$

Position 12P et13P : La plage permmissible est : $10\% \times 88 = 8.8 \text{ pouce} = 0.22352 \text{ m}$

$$\text{position11: } E_{re_{11}} = \pm 0.153416 \times 3174 = \pm 486.95 \text{ kg.m}$$

$$\text{Position 12P: } E_{re_{12P}} = \pm 0.22352 \times 4626 = \pm 1034.00 \text{ kg.m}$$

$$\text{Position 13P : } E_{re_{13P}} = \pm 0.22352 \times 4626 = \pm 1034.00 \text{ kgm}$$

Donc pour la deuxième configuration :

$$E_{resoute1} = \sqrt{486.95^2 + 1034^2 + 1034^2} = \pm 1541.24 \text{ kgm}$$

➤ Troisième configuration (1 conteneur de 60.4 pouces et 2 palettes 96 pouces) :

position11: La plage permmissible est : $10\% \times 60.4 = 6.04 \text{ pouce} = 0.15342 \text{ m}$

position 12P et13P: La plage permmissible est : $10\% \times 96 = 9.6 \text{ pouce} = 0.24384 \text{ m}$

position11: $E_{re11} = \pm 0.15342 \times 3174 = \pm 486.95 \text{ kgm}$

Position 12P: $E_{re12P} = \pm 0.24384 \times 5103 = \pm 1244.31 \text{ kgm}$

Position 13P: $E_{re13P} = \pm 0.24384 \times 5103 = \pm 1244.31 \text{ kgm}$

Donc pour la troisième configuration :

$$E_{resoute1} = \sqrt{486.95^2 + 1244.31^2 + 1244.31^2} = \pm 1825.85 \text{ kg. m kg.}$$

Conclusion :

Le cas le plus extrême est le dernier cas :

Donc l'erreur due à la tolérance de centrage de chaque équipement de la 1^{ière} soute est :

$$\pm 1825.85 \text{ Kgm}$$

Avec la même méthode, on calcule l'erreur de tolérance pour les soutes restantes, les résultats sont :

Soute N°2 : $\pm 1759.73 \text{ kgm}$

Soute N°3 : $\pm 1759.73 \text{ kgm}$

Soute N°4 : $\pm 1759.73 \text{ kgm}$

Soute N°5 : $\pm 446.83 \text{ kgm}$

L'erreur finale sur la tolérance de centrage propre à chaque équipement de chargement est la somme quadratique des erreurs élémentaires de chaque soute, soit :

Erreur avant = **-3580.96 kgm**

Erreur arrière = **+3580.96 kgm**

IV.1.4.2.3 Erreur finale sur le fret

C'est la somme quadratique des erreurs de répartition du fret et l'erreur de tolérance :

Nature d'erreur	Erreur avant (kgm)	Erreur arrière (kgm)
Erreur de répartition	-15218.07	+15142.17
Erreur de tolérance	-3580.96	+3580.96

Tableau (IV.11) Erreur finale sur le fret

$$\text{erreur avant} = -\sqrt{(15218.07)^2 + (15142.17)^2} = \textbf{-15633.69 kg. m}$$

$$\text{erreur arrière} = +\sqrt{(3580.96)^2 + (3580.96)^2} = \textbf{+15559.75 kg. m}$$

IV.1.4.3 Erreur sur les passagers

1. Introduction

L'erreur sur les passagers est induite par l'erreur de distribution des passagers dans chaque compartiment et l'erreur de dispersion de masse des passagers.

2. Détermination de centre de gravité retenue pour chaque compartiment

Généralement la décomposition de la cabine se fait par classe, mais dans le cas où une cabine est trop longue comme dans notre cas (classe économique) on la découpe en deux zones, pour le calcul on considère la configuration suivante :

- Zone OA : de rang n°1 à 10
- Zone OB : de rang n°14 à 26
- Zone OC : de rang n°27 à 41.

Pour le calcul du centre de gravité des trois zones cabine, nous prenons une masse forfaitaire de 80 kg pour chaque passager.

✓ Zone OA : de rang n°1 à 10 :

Le centre de gravité est exprimé par la formule suivante :

$$Harm_{retenue} = \frac{\sum m_i d_i}{\sum m_i}$$

Les résultats sont exprimés dans le tableau suivant :

Rang	H-arm (m)	Masse (kg)	Moment (kg.m)	H-arm(m)	Masse (kg)	Moment (kg.m)
1	14.051	320	4496,32	14.534	160	2325,44
2	15.118	320	4837,76	15.601	160	2496,16
3	16.185	320	5179,2	16.667	160	2666,72
4	17.763	320	5684,16	18.271	240	4385,04
5	18.678	320	5976,96	19.186	240	4604,64
6	19.592	320	6269,44	-	-	-
7	22.317	320	7141,44	-	-	-
8	23.231	320	7433,92	23.460	240	5630,4
9	24.146	320	7726,72	24.374	240	5849,76
10	25.060	320	8019,2	-	-	-
Σ		3200	62765,12		1440	27958,16

Tableau (IV.12) H-arm_{retenue} Zone OA

$$H-arm_{retenue} = (62765,12 + 27958,16) / (3200 + 1440)$$

$$H-arm_{retenueOA} = 19,552m$$

✓ Cabine OB rang 14 à 26 :

Rang	H-arm (m)	Masse(kg)	Moment(kg.m)	H-arm(m)	Masse(kg)	Moment(kg.m)
14	27,383	320	8762,56	27,536	320	8811,52
15	28,196	320	9022,72	28,348	320	9071,36
16	29,009	320	9282,88	29,161	320	9331,52
17	29,796	320	9534,72	29,974	320	9591,68
18	30,584	320	9786,88	30,787	320	9851,84
19	31,371	320	10038,72	31,600	320	10112,00
20	32,158	320	10290,56	32,412	320	10371,84
21	32,946	320	10542,72	33,225	320	10632 ,00
22	33,733	320	10794,56	34,038	320	10892,16
23	34,521	320	11046,72	34,851	320	11152,32
24	35,308	320	11298,56	35,664	320	11412,48
25	36,095	320	11550,40	36,476	320	11672,32
26	36,883	320	11802,56	0	0	0
Σ		4160	133754,56		3840	122903,04

Tableau (IV.13) H-arm_{retenue} Zone OB

$$H\text{-arm}_{\text{retenueOB}} = 32,082 \text{ m}$$

✓ Cabine OC rang 27 à 41 :

Rang	H-arm (m)	Masse (kg)	Moment (kg.m)	H-arm(m)	Masse (kg)	Moment (kg.m)
27	0	0	0,00	39,27	320	12566,40
28	40,236	320	12875,52	40,083	320	12826,56
29	41,048	320	13135,36	40,896	320	13086,72
30	41,861	320	13395,52	41,709	320	13346,88
31	42,674	320	13655,68	42,496	320	13598,72
32	43,487	320	13915,84	43,284	320	13850,88
33	44,3	320	14176,00	44,071	320	14102,72
34	45,133	320	14442,56	44,858	320	14354,56
35	45,919	320	14694,08	45,646	320	14606,72
36	46,73	320	14953,60	46,433	320	14858,56
37	47,515	320	15204,80	47,271	240	11345,04
38	48,301	320	15456,32	48,059	240	11534,16
39	49,087	320	15707,84	48,846	240	11723,04
40	49,874	320	15959,68	49,634	240	11912,16
41	50,659	320	16210,88	50,421	240	12101,04
Σ		4480	203783,68		4400	195814,16

Tableau (IV.14) H-arm_{retenue} Zone OC

$$H\text{-arm}_{\text{retenueOC}} = 44,995$$

- Les centres de gravités pour les trois zones sont représentés dans le schéma suivant :

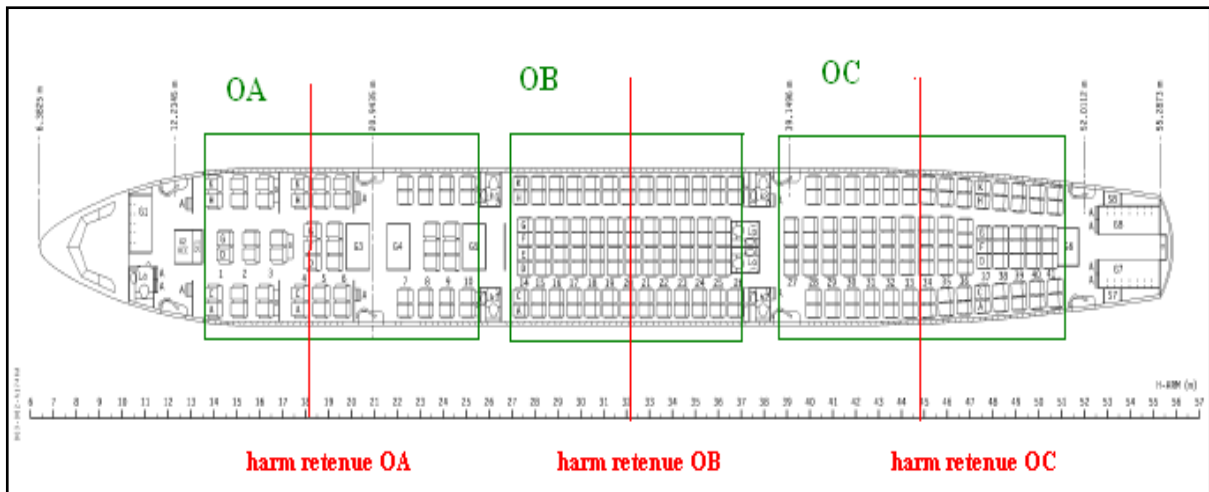


Figure (IV.06) Centre de gravité des trois zones cabine

3. Erreur due à la dispersion de masse

Afin d'éviter l'exercice fastidieux de peser tous les passagers individuellement avant chaque vol, on prend comme hypothèse que statiquement la masse des passagers suit une loi normale de moyenne 80 kg et d'écart type $\sigma = \pm 15$ kg (recommandé par le constructeur Airbus d'après les expériences des compagnies aériennes).

Airbus prend une marge de sécurité de 3σ (99.73% des cas), ce qui conduit à considérer une erreur sur la masse de chaque passager de ± 45 kg.

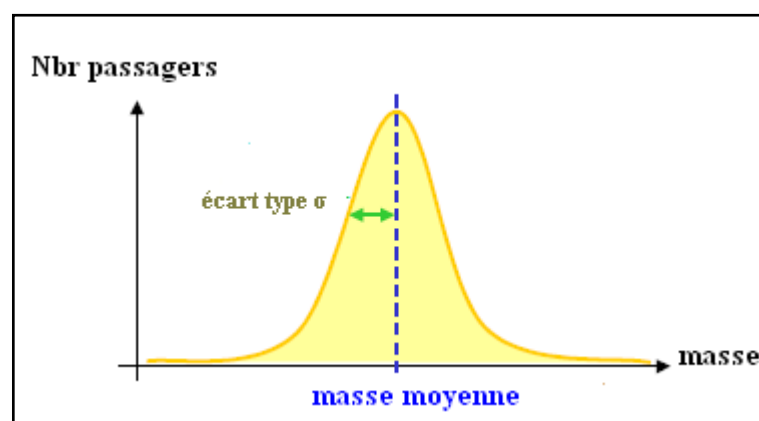


Figure (IV.07) écart type

Les erreurs sur la masse de chaque passager étant indépendantes, l'erreur résultante est la somme quadratique des erreurs élémentaires, soit :

$$E_{\text{masse passagers}} = \sqrt{45^2 + 45^2 + \dots + 45^2} = \pm 45\sqrt{N_{\text{PAX}}}$$

L'erreur sur la masse des passagers (avant et arrière) est obtenue grâce à l'équation suivante :

$$E_{\text{avant}} = - E_{\text{masse passagers}} \times |L_{\text{avant}} - H - \text{arm}_{\text{retenue}}|$$

$$E_{\text{arrière}} = - E_{\text{masse passagers}} \times |L_{\text{arrière}} - H - \text{arm}_{\text{retenue}}|$$

Avec :

E_{avant} : erreur avant

$E_{\text{arrière}}$: erreur arrière

$E_{\text{masse passagers}}$: erreur sur la masse des passagers.

L_{avant} : limite certifiée avant du centre de gravité.

$L_{\text{arrière}}$: limite certifiée arrière du centre de gravité.

$H_{\text{arm}_{\text{retenue}}}$: centre de gravité retenue de chaque compartiment.

✓ Zones OA et OB :

Dans le WBM 1.10.02 on trouve le tableau de limites certifiées de centrage en fonction des différentes phases du vol ; pour s'assurer de comptabiliser l'erreur maximale possible ; on inclut toutes les phases du vol (décollage, vol et atterrissage).

Pour les zones OA et OB les limites certifiées sont :

$$L_{\text{avant}} = 21 \%$$

$$L_{\text{arrière}} = 41\%$$

$$\text{Nous avons : } H_{\text{arm}} = (\%RC \times 0.0727) \pm 31.338$$

$$L_{\text{avant}} = 32.865 \text{ m}$$

$$L_{\text{arrière}} = 34.319 \text{ m}$$

La zone OA a une capacité maximale de 58 passagers soit :

$$E_{\text{masse pax}} = \pm 45\sqrt{58} = 343 \text{ kg}$$

$$E_{\text{avant}} = - E_{\text{masse passagers}} \times |L_{\text{avant}} - H - \text{arm}_{\text{retenue}}|$$

$$E_{\text{avant}} = - 343 \times |32.865 - 19.552| = -4566,359 \text{ kgm}$$

$$E_{\text{arrière}} = - E_{\text{masse passagers}} \times |L_{\text{arrière}} - H - \text{arm}_{\text{retenue}}|$$

$$E_{\text{arrière}} = + 343 \times |34.319 - 19.552| = +5065,081 \text{ kg.m}$$

La zone OB a une capacité maximale de 100 passagers soit :

$$E_{\text{masse pax}} = \pm 45 \sqrt{100} = 450 \text{ kg}$$

$$E_{\text{avant}} = - E_{\text{masse passagers}} \times |L_{\text{avant}} - H - \text{arm}_{\text{retenue}}|$$

$$E_{\text{avant}} = -450 \times |32.865 - 32.082| = - 352,35 \text{ kgm}$$

$$E_{\text{arrière}} = - E_{\text{masse passagers}} \times |L_{\text{arrière}} - H - \text{arm}_{\text{retenue}}|$$

$$E_{\text{arrière}} = + 450 \times |34.319 - 32.082| = + 1006,65 \text{ kgm}$$

✓ Zone OC :

Pour la zone OC les limites certifiées sont :

$$L_{\text{avant}} = 17 \%$$

$$L_{\text{arrière}} = 32\%$$

$$H_{\text{arm}} = (\%RC \times 0.0727) \pm 31.338$$

$$L_{\text{avant}} = 32.574 \text{ m}$$

$$L_{\text{arrière}} = 33.664 \text{ m}$$

La zone OC a une capacité maximale de 111 passagers soit :

$$E_{\text{masse pax}} = \pm 45 \sqrt{111} = 474 \text{ kg}$$

$$E_{\text{avant}} = -474 \times |32.574 - 44.995| = - 5887,554 \text{ kg.m}$$

$$E_{\text{arrière}} = +474 \times |33.664 - 44.995| = + 5370,894 \text{ kg.m}$$

4. Erreur due à la répartition des passagers dans chaque zone :

Nous avons calculé précédemment le centre de gravité moyen pour chaque zone cabine, le but de ce calcul est la détermination de l'écart maximal entre le centre de gravité retenue de chaque zone et le centre de gravité réel induit par le chargement des passagers.

Afin de déterminer l'écart maximal, Lors de l'embarquement des passagers dans chaque compartiment, on admet que ceux-ci occupent en premier lieu les places contigües aux hublots, puis celles contigües au couloir et enfin les places centrales.

Le moment d'erreur est donné par la formule suivante :

$$M = \text{nombre de passagers} \times 80 \times (h\text{-arm}_{\text{réel}} - h\text{-arm}_{\text{retenue}}).$$

a) Erreur avant :

La figure suivante présente l'embarquement des passagers pris en considération pour le calcul de l'écart avant :

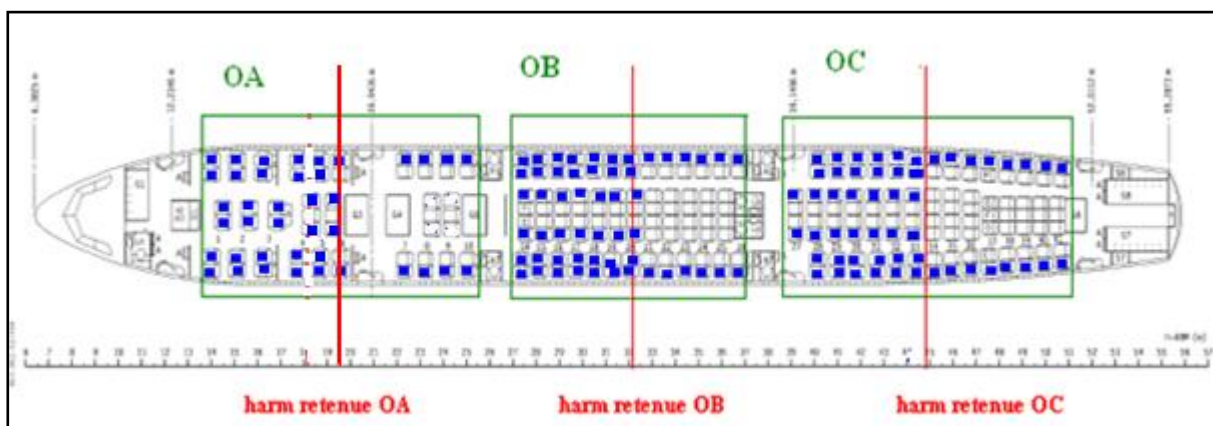


Figure (IV.08) répartition des passagers dans la cabine (écart avant)

▪ **Zone OA :**

Calcul du centre de gravité qui correspond au chargement ($h\text{-arm}_{\text{réel}}$) :

Rang	H-arm (m)	Masse (kg)	Moment (kg.m)	H-arm (m)	Masse (kg)	Moment (kg.m)
1	14.051	320	4496,32	14.534	160	2325,440
2	15.118	320	4837,76	15.601	160	2496,160
3	16.185	320	5179,2	16.667	160	2666,72
4	17.763	320	5684,16	18.271	160	2923,36
5	18.678	320	5976,96	19.186	160	3069,76
6	19.592	160	3570,72	-	-	-
7	22.317	160	3716,96	-	-	-
8	23.231	160	3863,36	23.460	0	0
9	24.146	160	4009,6	24.374	0	0
10	25.060	160	-	-	-	-
Σ		2400	41335,04		800	13481,44

Tableau (IV.15) $h\text{-arm}_{\text{réel}}$ de la Zone OA (écart avant)

$$h\text{-arm}_{\text{réel}} = (41335.04 + 13481.44) / (2400 + 800) = 17,130\text{m}$$

L'écart avant, de la cabine OA est :

$M = \text{nombre de passagers} \times 80 \times (h\text{-arm}_{\text{réel}} - h\text{-arm}_{\text{retenue}}).$

$$M = 40 \times 80 \times (17,130 - 19.552) = -7750,4 \text{ kg.m}$$

▪ **Zone OB :**

Calcul du centre de gravité qui correspond au chargement ($h\text{-arm}_{\text{réel}}$) :

Rang	H-arm (m)	Masse (kg)	Moment (kg.m)	H-arm(m)	Masse (kg)	Moment (kg.m)
14	27,383	320	8762,56	27,536	160	4405,76
15	28,196	320	9022,72	28,348	160	4535,68
16	29,009	320	9282,88	29,161	160	4665,76
17	29,796	320	9534,72	29,974	160	4795,84
18	30,584	320	9786,88	30,787	160	4925,92
19	31,371	320	10038,72	31,600	160	5056
20	32,158	320	10290,56	32,412	160	5185,92
21	32,946	160	5271,36	33,225	0	0
22	33,733	160	5397,28	34,038	0	0
23	34,521	160	5523,36	34,851	0	0
24	35,308	160	5649,28	35,664	0	0
25	36,095	160	5775,2	36,476	0	0
26	36,883	160	5901,28	-	-	-
Σ		3200	100236,8		1120	33570,88

Tableau (IV.16) $h\text{-arm}_{\text{réel}}$ de la Zone OB (écart avant)

$$h\text{-arm}_{\text{réel}} = (100236,8 + 33570,88) / (3200 + 1120) = 30,974 \text{ m}$$

L'écart avant, de la cabine OB est :

$M = \text{nombre de passagers} \times 80 \times (h\text{-arm}_{\text{réel}} - h\text{-arm}_{\text{retenue}}).$

$$M = 54 \times 80 \times (30.974 - 32.082) = -4786,56 \text{ kgm}$$

▪ **Zone OC :**

rang	H-arm (m)	Masse (kg)	Moment (kg.m)	H-arm (m)	Masse (kg)	Moment (kg.m)
27	-	-	-	39,270	160	6283,2
28	40,236	320	12875,52	40,083	160	6413,28
29	41,048	320	13135,36	40,896	160	6543,36
30	41,861	320	13395,52	41,709	160	6673,44
31	42,674	320	13655,68	42,496	160	6799,36
32	43,487	320	13915,84	43,284	160	6925,44
33	44,300	320	14176	44,071	160	7051,36
34	45,133	160	7221,28	44,858	0	0
35	45,919	160	7347,04	45,646	0	0
36	46,730	160	7476,8	46,433	0	0
37	47,515	160	7602,4	47,271	0	0
38	48,301	160	7728,16	48,059	0	0
39	49,087	160	7853,92	48,846	0	0
40	49,874	160	7979,84	49,634	0	0
41	50,659	160	8105,44	50,421	0	0
Σ		3200	142468,8		1120	46689,44

Tableau (IV.17) $h\text{-arm}_{\text{réel}}$ de la Zone OC(écart avant)

$$h\text{-arm}_{\text{réel}} = (142468,8 + 46689,44) / (3200 + 1120) = 43,787 \text{ m}$$

L'écart avant, de la cabine OC est :

$$M = \text{nombre de passagers} \times 80 \times (h\text{-arm}_{\text{réel}} - h\text{-arm}_{\text{retenue}}).$$

$$M = 54 \times 80 \times (43,787 - 44,995) = -5218,56 \text{ kgm}$$

b) Ecart arrière

La figure ci-dessous présente l'embarquement des passagers pris en considération pour le calcul de l'écart arrière :

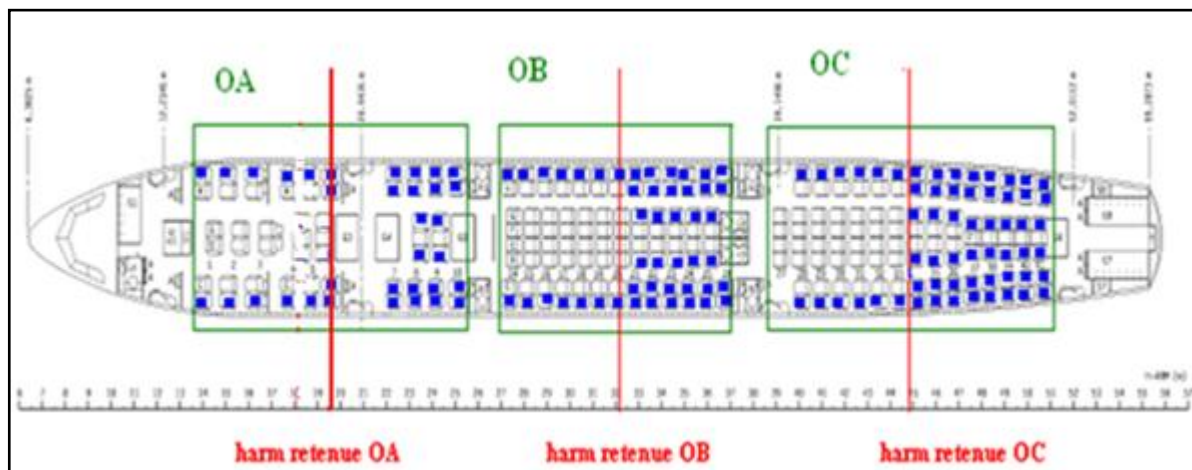


Figure (IV.09) répartition des passagers dans la cabine (écart arrière)

▪ **Zone OA :**

Calcul de centre de gravité qui correspond au chargement ($h\text{-arm}_{\text{réel}}$) :

rang	H-arm (m)	Masse(kg)	Moment(kg.m)	H-arm(m)	Masse(kg)	Moment(kg.m)
1	14.051	160	2248,16	14.534	0	0
2	15.118	160	2418,88	15.601	0	0
3	16.185	160	2589,6	16.667	0	0
4	17.763	160	2842,08	18.271	0	0
5	18.678	160	2988,48	19.186	0	0
6	19.592	320	6269,44	-	-	-
7	22.317	320	7141,44	-	-	-
8	23.231	320	7433,92	23.460	160	3753,6
9	24.146	320	7726,72	24.374	160	3899,84
10	25.060	320	8019,2	-	-	-
Σ		2400	49677,92		320	7653,44

Tableau (IV.18) $h\text{-arm}_{\text{réel}}$ de la Zone OA(écart arrière)

$$h\text{-arm}_{\text{réel}} = (49677.92 + 7653.44) / (2400 + 320) = 21,078 \text{ m}$$

L'écart arrière, de la cabine OA est :

$$M = \text{nombre de passagers} \times 80 \times (h\text{-arm}_{\text{réel}} - h\text{-arm}_{\text{retenue}}).$$

$$M = 34 \times 80 \times (21.078 - 19.552) = + 4150,72 \text{ kg.m}$$

▪ **Zone OB :**

Rang	H-arm (m)	Masse(kg)	Moment(kg.m)	H-arm(m)	Masse(kg)	Moment(kg.m)
14	27.383	160	4381,28	27.536	0	0
15	28.196	160	4511,36	28.348	0	0
16	29.009	160	4641,44	29.161	0	0
17	29.796	160	4767,36	29.974	0	0
18	30.584	160	4893,44	30.787	0	0
19	31.371	160	5019,36	31.600	0	0
20	32.158	160	5145,28	32.412	0	0
21	32.946	320	10542,72	33.225	160	5316
22	33.733	320	10794,56	34.038	160	5446,08
23	34.521	320	11046,72	34.851	160	5576,16
24	35.308	320	11298,56	35.664	160	5706,24
25	36.095	320	11550,4	36.476	160	5836,16
26	36.883	320	11802,56	-	-	-
Σ		3040	100395,04		800	27880,64

Tableau (IV.19) $h\text{-arm}_{\text{réel}}$ de la Zone OB (écart arrière)

$$h\text{-arm}_{\text{réel}} = (100395,04 + 27880,64) / (3040 + 800) = 33,405\text{m}$$

L'écart arrière, de la cabine OB est :

$$M = \text{nombre de passagers} \times 80 \times (h\text{-arm}_{\text{réel}} - h\text{-arm}_{\text{retenue}}).$$

$$M = 48 \times 80 \times (33,405 - 32,082) = + 5080,32\text{kg.m}$$

▪ **Zone OC :**

Rang	H-arm (m)	Masse(kg)	Moment(kg.m)	H-arm(m)	Masse(kg)	Moment(kg.m)
27	-	-	-	39.270	0	0
28	40.236	160	6437,76	40.083	0	0
29	41.048	160	6567,68	40.896	0	0
30	41.861	160	6697,76	41.709	0	0
31	42.674	160	6827,84	42.496	0	0
32	43.487	160	6957,92	43.284	0	0
33	44.300	160	7088	44.071	0	0
34	45.133	320	14442,56	44.858	160	7177,28
35	45.919	320	14694,08	45.646	160	7303,36
36	46.730	320	14953,6	46.433	160	7429,28
37	47.515	320	15204,8	47.271	160	7563,36
38	48.301	320	15456,32	48.059	160	7689,44
39	49.087	320	15707,84	48.846	160	7815,36
40	49.874	320	15959,68	49.634	160	7941,44
41	50.659	320	16210,88	50.421	160	8067,36
Σ		3520	163206,36		1280	60986,88

Tableau (IV.20) $h\text{-arm}_{\text{réel}}$ de la Zone OC (écart arrière)

$$h\text{-arm}_{\text{réel}} = (163206,36 + 60986,88) / (1280 + 3520) = 46,707\text{m}$$

l'écart arrière, de la cabine OC est :

$$M = \text{nombre de passagers} \times 80 \times (h\text{-arm}_{\text{réel}} - h\text{-arm}_{\text{retenue}}).$$

$$M = 60 \times 80 \times (46,707 - 44,995) = + 8217,6 \text{ kg.m}$$

5. Erreur finale sur les passagers

L'erreur finale est donc exprimée par :

$$E_{\text{re}} = \sqrt{\sum_{i=1}^n E_{\text{re}_i}^2}$$

Les résultats sont exprimés dans le tableau suivant :

	Erreur avant		Erreur arrière	
	Ere(kg.m)	Ere ²	Ere(kg.m)	Ere ²
<u>Dispersion de masse</u>				
OA	-4566,359	20851634,52	-5065,081	25655045,54
OB	-352,35	124150,52	-1006,65	1013344,22
OC	-5887,554	34663292,10	-5370,894	28846502,359
<u>Répartition des passagers</u>				
OA				
OB	-7750,4	60068700,16	+4150,72	17228476,52
OC	-4786,56	22911156,63	+5080,32	25809651,30
	-5218,56	27233368,47	+8217,6	67528949,76
Σ		165852302,41	193084177,27	166081969,70

Tableau (IV.21) Erreur finale sur les passagers

Erreur avant = $-\sqrt{75857127.6848} = -12878,366\text{kg. m}$

Erreur arrière = $+\sqrt{166081969,699097} = +12887.28\text{kg. m}$

IV.1.4 .4 Erreur sur le carburant

L'erreur de centrage due au carburant a deux origines :

- ✓ Erreur sur la masse qui entraîne une erreur de centrage.
- ✓ la dispersion sur la masse spécifique du carburant.

IV.1.4 .4.1 Erreur due à la dispersion de masse

Cette erreur est de même type que l'erreur due à la dispersion de masse des passagers.

Elle est exprimée en moment, c'est l'erreur de masse multipliée par la différence d'abscisse entre le centrage du carburant et la limite du centrage avant certifiée pour le calcul de l'erreur avant et la limite de centrage arrière certifiée pour le calcul de l'erreur arrière.

La combinaison des erreurs dans chaque réservoir donne l'erreur de centrage due à la dispersion de masse du carburant.

Pour le calcul de cette erreur on admet que la densité du carburant égale à 0.785 kg /L.

Pour chaque réservoir l'erreur sera :

$$\begin{aligned} Er_{\text{avant}} &= - Er_{\text{masse carburant}} \times |h - arm - L_{\text{avant}}| \\ Er_{\text{arrière}} &= + Er_{\text{masse carburant}} \times |h - arm - L_{\text{arrière}}| \end{aligned}$$

Er_{avant} : erreur avant, du réservoir.

$Er_{\text{arrière}}$: erreur arrière, du réservoir.

$E_{\text{masse carburant}}$: erreur sur la masse du carburant.

L_{avant} : limites avant maximal de centrage certifié.

$L_{\text{arrière}}$: limites arrière maximale de centrage certifié.

1. Détermination des points critiques :

Les points critiques sont les points qui représentent l'erreur maximale de dispersion de masse et qui peuvent conduire à un centrage hors limites certifiées.

Nous distinguons deux sortes de points critiques :

- **Point critique avant**

En déplaçant le vecteur carburant le long de la partie arrière de l'enveloppe certifiée, le premier point de contact est le point critique arrière.

- **Point critique arrière**

En déplaçant le vecteur carburant le long de la partie avant de l'enveloppe certifiée, le premier point de contact est le point critique avant.

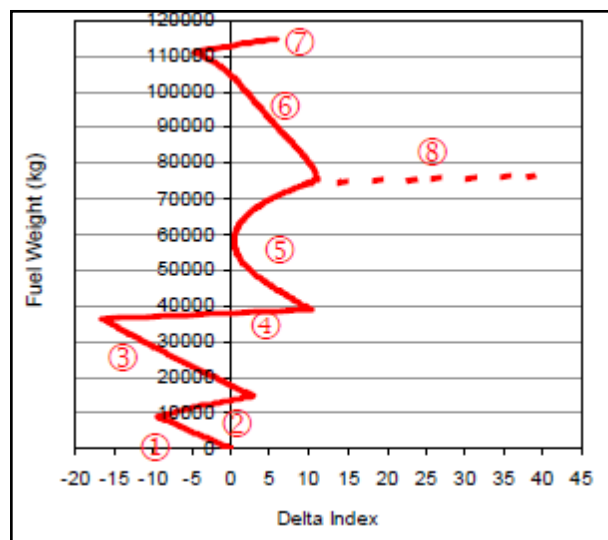


Figure (IV.10) vecteur carburant A330-200

Nous étudions chaque phase du vol à part :

- ✓ **Décollage :**

Point critique avant :

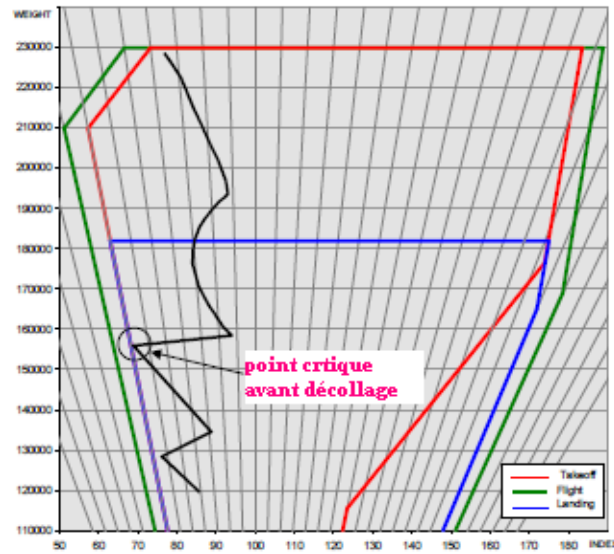


Figure (IV.11) point critique avant, décollage

Ce point correspond au volume de 46 497 L soit $46497 \times 0.785 = 36500 \text{ Kg}$

Point critique arrière :

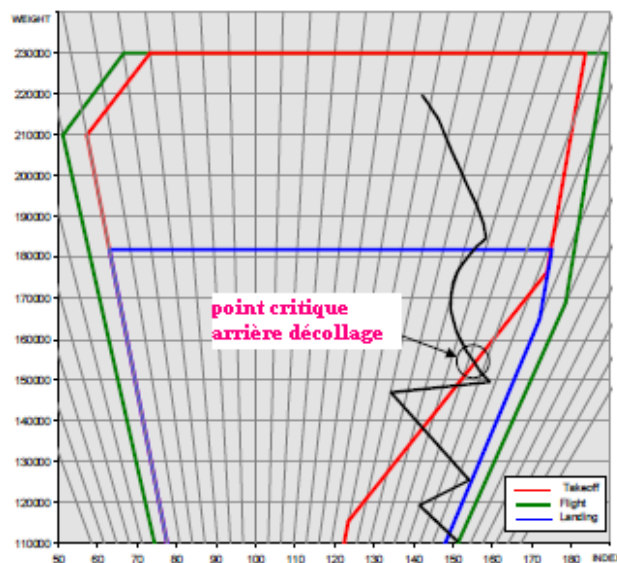


Figure (IV.12) point critique arrière, décollage

Ce point correspond au volume de 54 600 L soit $54600 \times 0.785 \approx 42\,900 \text{ Kg}$

✓ vol :

Point critique avant :

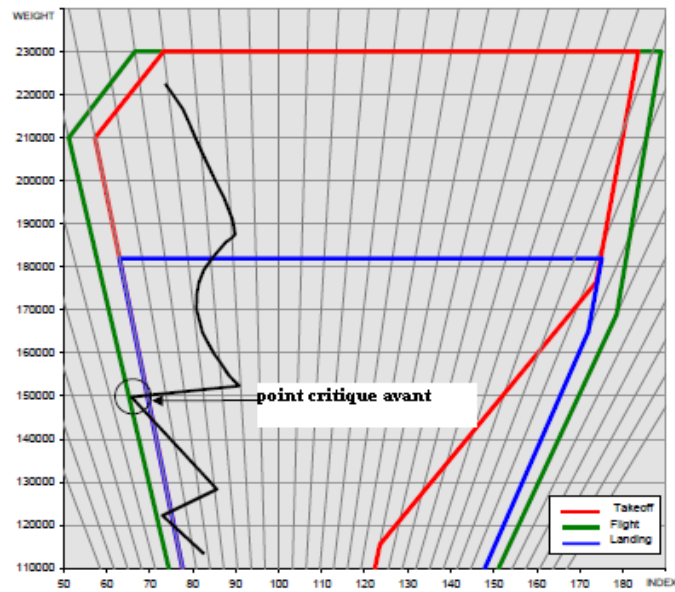


Figure (IV.13) point critique avant, vol

Ce point correspond au volume de 46 497 L soit $46\,497 \times 0.785 \approx 36\,500 \text{ Kg}$

Point critique arrière :

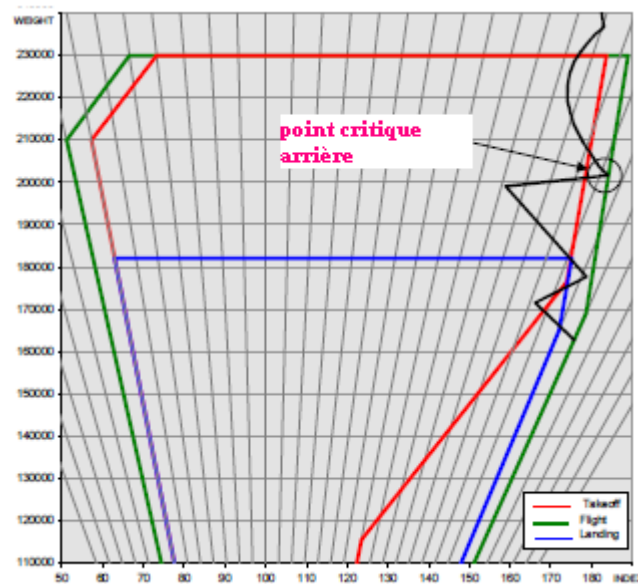


Figure (IV.14) point critique arrière, vol

Ce point correspond au volume de 46 497 L soit $49\,554 \times 0.785 \approx 38\,900 \text{ Kg}$

✓ **Atterrissage :**

Point critique avant :

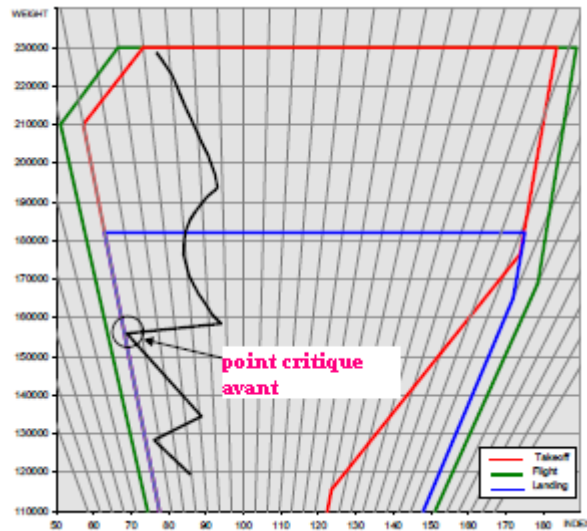


Figure (IV.15) point critique avant, atterrissage

Ce point correspond au volume de 46 497 L soit $46497 \times 0.785 \approx 36500 \text{ Kg}$

Point critique arrière :

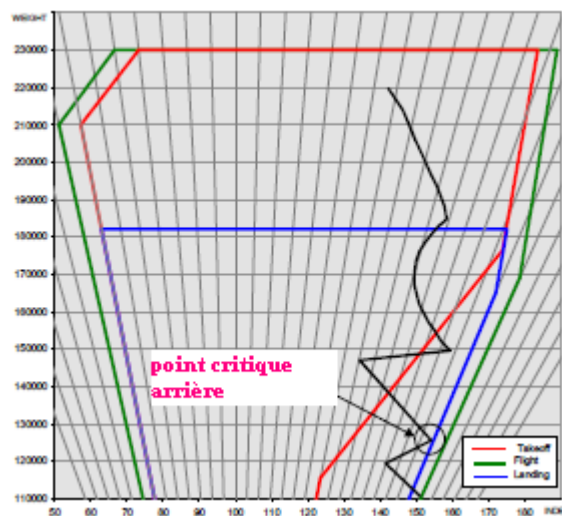


Figure (IV.16) point critique arrière, atterrissage

Ce point correspond au volume de 18 765 L soit $18765 \times 0.785 \approx 14\,730 \text{ Kg}$

2. Calcul d'erreur sur la masse carburant pour chaque réservoir :

Pour chaque réservoir de carburant l'erreur sur la masse est supposée être :

- 1% de la capacité maximal du réservoir (erreur constructeur).
- 1% de la quantité de carburant dans le réservoir (citernes et jauges).

a) Erreur avant :

✓ **Décollage, vol et atterrissage :**

Erreur qui correspond à une quantité de 36500 kg (46496.81 L) :

	1% de la capacité		1% de la quantité		
Réservoirs	Quantité maximale (kg)	Erreur (kg)	Quantité (kg)	Erreur (kg)	Erreur totale (kg)
Externe gauche	2865.25	28.6525	2865.25	28.6525	57.305
Externe droite	2865.25	28.6525	2865.25	28.6525	57.305
Interne gauche	32970	329.70	15385	15.385	483.55
Interne droite	32970	329.70	15385	15.385	483.55

Tableau (IV.22) erreur avant sur la masse carburant

Les réservoirs centrale et arrière (trim) sont vide, donc l'erreur pour ses deux réservoirs est nul.

b) Erreur arrière :

✓ **Décollage :**

Erreur qui correspond à une quantité de 42 900kg (54 600 L) :

	1% de la capacité		1% de la quantité		
Réservoirs	Quantité maximale (kg)	Erreur (kg)	Quantité (kg)	Erreur (kg)	Erreur totale (kg)
Externe gauche	2865.25	28.6525	2865.25	28.6525	57.305
Externe droite	2865.25	28.6525	2865.25	28.6525	57.305
Interne gauche	32970	329.70	17908	179.08	508.78
Interne droite	32970	329.70	17908	179.08	508.78
Trim	4890.55	48.9055	2400	24.00	72.9

Tableau (IV.23) erreur arrière sur la masse carburant, décollage

✓ **vol :** Erreur qui correspond à une quantité de 38900kg (49 554 L) :

	1% de la capacité		1% de la quantité		
réservoir	Quantité maximale (kg)	Erreur (kg)	Quantité (kg)	Erreur (kg)	Erreur total (kg)
Externe gauche	2865.25	28.6525	2865.25	28.6525	57.305
Externe droite	2865.25	28.6525	2865.25	28.6525	57.305
Interne gauche	32970	329.70	15385	15.385	483.55
Interne droite	32970	329.70	15385	15.385	483.55
Trim	4890.55	48.9055	2400	24.00	72.90

Tableau (IV.24) erreur arrière sur la masse carburant, vol

✓ **Atterrissage :**

Erreur qui correspond à une quantité de 14730kg (18765 L) :

Réservoirs	1% de la capacité		1% de la quantité		Erreur totale (kg)
	Quantité maximale (kg)	Erreur (kg)	Quantité (kg)	Erreur (kg)	
Externe gauche	2865.25	28.6525	2865.25	28.6525	57.305
Externe droite	2865.25	28.6525	2865.25	28.6525	57.305
Interne gauche	32970	329.70	4500	45.00	374.7
Interne droite	32970	329.70	4500	45.00	374.7

Tableau (IV.25) erreur arrière sur la masse carburant, atterrissage

3. Calcul d'erreur sur la dispersion de masse

a) Erreur avant

✓ Décollage

- Réservoir extérieur :

Le point critique avant décollage, correspond au plein de ce réservoir (3650 l) soit 2865 kg avec une densité de 0.785 kg/l donc :

$$Er_{\text{avant}} = - Er_{\text{masse carburant}} \times |h - arm - L_{\text{avant}}|$$

$$Er_{\text{avant}} = -57.30 \times |38.579 - 32.647| = - 339.927 \text{ kgm}$$

Avec :

$$L_{\text{avant}} = 18\% = 32.647 \text{ m (a partir du wbm 1.10.02)}$$

$$H\text{-arm} = 38.579 \text{ m (a partir du wbm 1.20.03 page 3)}$$

Remarque : ce calcul est effectué pour un seul réservoir.

- Réservoir intérieur :

Le point critique avant décollage, correspond à la quantité de (19 599 l) soit 15385 kg avec une densité de 0.785 kg/l donc :

$$Er_{\text{avant}} = - Er_{\text{masse carburant}} \times |h - arm - L_{\text{avant}}|$$

$$Er_{\text{avant}} = - 483.55 \times |30.79 - 32.865| = - 1003.232 \text{ kgm}$$

Avec :

$$L_{\text{avant}} = 20\% = 32.865 \text{ m (à partir du wbm 1.10.02)}$$

$$H\text{-arm} = 30.79 \text{ m (a partir du wbm 1.20.03 page 2)}$$

- Les réservoirs central et trim sont vide au point critique.

✓ **vol :**

- **Réservoir extérieur :**

Le point critique avant, décollage, correspond au plein de ce réservoir (3650 l) soit 2865 kg avec une densité de 0.785 kg/l donc :

$$Er_{\text{avant}} = - Er_{\text{masse carburant}} \times |h - arm - L_{\text{avant}}|$$

$$Er_{\text{avant}} = -57.30 \times |38.579 - 32.547| = - 344.092 \text{ kgm}$$

Avec :

$$L_{\text{avant}} = 17\% = 32.574 \text{ m (a partir du wbm 1.10.02)}$$

$$H_{\text{arm}} = 38.579 \text{ m (a partir du wbm 1.20.03 page 3)}$$

Remarque : ce calcul est fait pour un seul réservoir.

- **Réservoir intérieur :**

Le point critique avant, décollage, correspond à la quantité de (19 599 l) soit 15385 kg avec une densité de 0.785 kg/l donc :

$$Er_{\text{avant}} = - Er_{\text{masse carburant}} \times |h - arm - L_{\text{avant}}|$$

$$Er_{\text{avant}} = - 483.55 \times |30.79 - 32.792| = - 968.078 \text{ kgm}$$

Avec :

$$L_{\text{avant}} = 20\% = 32.792 \text{ m (a partir du wbm 1.10.02)}$$

$$H_{\text{arm}} = 30.79 \text{ m (a partir du wbm 1.20.03 page 2)}$$

- Les réservoirs centrale et trim sont vide au point critique.

✓ **Atterrissage :**

- **Réservoir extérieur :**

Le point critique avant décollage, correspond au plein de ce réservoir (3650 l) soit 2865 kg avec une densité de 0.785 kg/l donc :

$$Er_{\text{avant}} = - Er_{\text{masse carburant}} \times |h - arm - L_{\text{avant}}|$$

$$Er_{\text{avant}} = -57.30 \times |38.579 - 32.647| = - 339.927 \text{ kgm}$$

Avec :

$$L_{\text{avant}} = 18\% = 32.647 \text{ m (a partir du wbm 1.10.02)}$$

$$H_{\text{arm}} = 38.579 \text{ m (a partir du wbm 1.20.03 page 3)}$$

Remarque : ce calcul est fait pour un seul réservoir.

- **Réservoir intérieur :**

Le point critique avant décollage, correspond à la quantité de (19 599 l) soit 15385 kg avec une densité de 0.785 kg/l, soit :

$$Er_{\text{avant}} = - Er_{\text{masse carburant}} \times |h - arm - L_{\text{avant}}|$$

$$Er_{\text{avant}} = - 483.55 \times |30.79 - 32.647| = - 897.95 \text{ kgm}$$

Avec :

$$L_{\text{avant}} = 18\% = 32.647 \text{ m (a partir du wbm 1.10.02)}$$

$$H_{\text{arm}} = 30.79 \text{ m (a partir du wbm 1.20.03 page 2)}$$

- Les réservoirs centrale et trim sont vide au point critique.

b) Erreur arrière :

✓ **Décollage :**

- **Réservoir extérieur :**

Le point critique arrière décollage, correspond au plein de ce réservoir (3650 l) soit 2865 kg avec une densité de 0.785 kg/l donc :

$$Er_{\text{arrière}} = + Er_{\text{masse carburant}} \times |h - arm - L_{\text{arrière}}|$$

$$Er_{\text{arrière}} = + 57.30 \times |38.579 - 33.664| = + 281.607 \text{ kgm}$$

Avec :

$$L_{\text{arrière}} = 32\% = 33.664 \text{ m}$$

$$H_{\text{arm}} = 38.579 \text{ m (a partir du wbm 1.20.03 page 3)}$$

Remarque : ce calcul est effectué pour un seul réservoir.

- **Réservoir intérieur :**

Le point critique arrière décollage, correspond à la quantité de (22813 l) soit 17 908 kg avec une densité de 0.785 kg/l donc :

$$Er_{\text{arrière}} = + Er_{\text{masse carburant}} \times |h - arm - L_{\text{arrière}}|$$

$$Er_{\text{arrière}} = + 508.78 \times |30.850 - 34.195| = + 1701,87 \text{ kgm}$$

Avec :

$$L_{\text{arrière}} = 39.3\% = 34.195 \text{ m}$$

$H_{arm}=30.850$ m (a partir du wbm 1.20.03 page 2)

- **Réservoir de trim :**

Le point critique arrière décollage, correspond à la quantité de (3057 l) soit 2400 kg avec une densité de 0.785 kg/l donc :

$$Er_{arrière} = + Er_{masse\ carburant} \times |h - arm - L_{arrière}|$$

$$Er_{arrière} = + 72.9 \times |59.088 - 33.664| = + 1853,41 \text{ kgm}$$

Avec :

$$L_{arrière} = 32\% = 33.664 \text{ m}$$

$H_{arm}=59.088$ m (a partir du wbm 1.20.03 page 5)

✓ **vol :**

- **Réservoir extérieur :**

Le point critique avant décollage, correspond au plein de ce réservoir (3650 l) soit 2865 kg avec une densité de 0.785 kg/l donc :

$$Er_{arrière} = + Er_{masse\ carburant} \times |h - arm - L_{arrière}|$$

$$Er_{arrière} = + 57.30 \times |38.579 - 34.122| = + 255.363 \text{ kgm}$$

Avec :

$$L_{arrière} = 38.3\% = 34.122 \text{ m}$$

$H_{arm}=38.579$ m (a partir du wbm 1.20.03 page 3)

Remarque : ce calcul est fait pour un seul réservoir.

- **Réservoir intérieur :**

Le point critique avant décollage, correspond à la quantité de (19 599 l) soit 15385 kg avec une densité de 0.785 kg/l donc :

$$Er_{arrière} = + Er_{masse\ carburant} \times |h - arm - L_{arrière}|$$

$$Er_{arrière} = + 483.55 \times |30.79 - 34.319| = + 1706.314 \text{ kgm}$$

Avec :

$$L_{\text{arrière}} = 41\% = 34.319 \text{ m (a partir du wbm 1.10.02)}$$

$$H_{\text{arm}} = 30.79 \text{ m (a partir du wbm 1.20.03 page 2)}$$

- **Réservoir de trim :**

Le point critique arrière décollage, correspond à la quantité de (3057 l) soit 2400 kg avec une densité de 0.785 kg/l donc :

$$Er_{\text{arrière}} = + Er_{\text{masse carburant}} \times |h - arm - L_{\text{arrière}}|$$

$$Er_{\text{arrière}} = + 72.9 \times |59.088 - 34.122| = + 1820.02 \text{ kgm}$$

Avec :

$$L_{\text{arrière}} = 38.3\% = 34.122 \text{ m}$$

$$H_{\text{arm}} = 59.088 \text{ m (a partir du wbm 1.20.03 page 5)}$$

Réservoir centrale :

Le réservoir central est vide, donc l'erreur est nulle.

✓ **Atterrissage :**

- **Réservoir extérieur :**

Le point critique avant décollage, correspond au plein de ce réservoir (3650 l) soit 2865 kg avec une densité de 0.785 kg/l, soit :

$$Er_{\text{arrière}} = + Er_{\text{masse carburant}} \times |h - arm - L_{\text{arrière}}|$$

$$Er_{\text{arrière}} = + 57.30 \times |38.579 - 34.195| = + 251.197 \text{ kgm}$$

Avec :

$$L_{\text{arrière}} = 39.3\% = 34.195 \text{ m (a partir du wbm 1.10.02)}$$

$$H_{\text{arm}} = 38.579 \text{ m (a partir du wbm 1.20.03 page 3)}$$

Remarque : ce calcul est fait pour un seul réservoir.

- **Réservoir intérieur :**

Le point critique avant décollage, correspond à la quantité de (5732 l) soit 4500 kg avec une densité de 0.785 kg/l donc :

$$Er_{\text{arrière}} = + Er_{\text{masse carburant}} \times |h - arm - L_{\text{arrière}}|$$

$$Er_{\text{arrière}} = +374.7 \times |30.526 - 32.246| = + 644.484 \text{ kgm}$$

Avec :

$$L_{\text{arrière}} = 40\% = 34.246 \text{ m (a partir du wbm 1.10.02)}$$

$$H_{\text{arm}} = 30.526 \text{ m (a partir du wbm 1.20.03 page 2)}$$

- Les réservoirs centrale et trim sont vide .

L'erreur finale sur la dispersion de masse est la somme quadratique des erreurs élémentaires de chaque réservoir :

$$Ere = \sqrt{\sum_{i=1}^n Ere_i^2}$$

4. Erreur résultante due à la dispersion de masse

a) Erreur avant :

- décollage:

$$-|\sqrt{339.927^2 + 339.927^2 + 1003.232^2 + 1003.232^2}| = - 1498,0152 \text{ kgm}$$

- vol:

$$-|\sqrt{344.092^2 + 344.092^2 + 968.078^2 + 968.078^2}| = -1452,979 \text{ kgm}$$

- atterrissage:

$$-|\sqrt{339.927^2 + 339.927^2 + 897.95^2 + 897.95^2}| = -1357,839 \text{ kgm}$$

b) Erreur arrière :

- décollage:

$$+|\sqrt{281.607^2 + 281.607^2 + 1701.87^2 + 1701.87^2 + 1853.41^2 + 1853.41^2}| = +3063,732 \text{ kgm}$$

➤ vol:

$$-\left|\sqrt{255.363^2 + 255.363^2 + 1706.314^2 + 1706.314^2 + 1820.02^2}\right| = + 3043,995 \text{ kgm}$$

➤ atterrissage:

$$-\left|\sqrt{251.197^2 + 251.197^2 + 644.484^2 + 644.484^2}\right| = +1673,51374 \text{ kgm}$$

IV.1.4 .4.2 Erreur due à la densité du carburant :

Dans la feuille de centrage ; le carburant est comptabilisé avec une densité de 0.785 kg/l. La densité varie entre 0.76 kg/l et 0.83 kg/l, donc nous devons étudier l'effet de variation de cette densité sur le centrage.

a)Phase de décollage :

Pour la détermination de cette erreur, on calcule la variation maximale d'index entre deux valeurs consécutives de densité pour une masse fixée, pour cela nous utilisons le tableau d'index carburant (voir en annexes).

La variation maximale d'index entre deux valeurs consécutives de densité existante dans le tableau est de : 1 unité d'index.

L'erreur correspondante est :

$$\pm(0.5 \times 1 \times 2500) = \pm 1250 \text{ kgm}$$

b)Phase d'atterrissage et vol :

Le processus de détermination du domaine sans carburant utilise une densité de 0.785 kg/l, la densité de carburant réel peut être différente de celle de référence.

-Erreur avant

$$E_{\text{en vol}} = -3865 \text{ kgm}$$

$$E_{\text{atterrissage}} = - 3815 \text{ kgm}$$

-Erreur arrière

$$E_{\text{en vol}} = +1830 \text{ kgm}$$

$$E_{\text{atterrissage}} = +1747.5 \text{ kgm}$$

IV.1.4 .4.3 Erreur totale sur le carburant

Pour connaître l'erreur totale sur le carburant, on effectue pour chaque phase du vol la somme quadratique de l'erreur due à la masse et l'erreur due à la densité.

- **Décollage :**

$$E_{\text{avant}} = -\sqrt{(-1498,0152)^2 + (-1250)^2} = -1951.038 \text{ kgm}$$

$$E_{\text{arrière}} = \sqrt{(+3063,732)^2 + (+1250)^2} = +3308.92 \text{ kgm}$$

- **En vol :**

$$E_{\text{avant}} = -\sqrt{(-1452,979)^2 + (-3865)^2} = -4129.089 \text{ kgm}$$

$$E_{\text{arrière}} = +\sqrt{(+3043,995)^2 + (+1830)^2} = +3551.733 \text{ kgm}$$

- **atterrissage :**

$$E_{\text{avant}} = -\sqrt{(-1357,839)^2 + (-3815)^2} = -4049.438 \text{ kgm}$$

$$E_{\text{arrière}} = +\sqrt{(+1673,51374)^2 + (+1747.5)^2} = +2419.588 \text{ kgm}$$

IV.1.4 .5 Ecart due aux mouvements des trains

Le rentrée des trains d'atterrissage induit un moment négatif, qui peut varier la position du centre de gravité en vol.

Les moments induits par la rentrée des trains avant et trains principaux sont montrés dans le manuel wbm 1.00.10 page 1 :

-Train avant : -1018 kgm

-Trains principaux : -5659 kgm

Le moment total produit par les trains est la somme de deux effets produits par les trains avant et principaux.

$$\text{Effets des trains} = -1018 - 5659 = -6677 \text{ kgm.}$$

IV.1.4 .6 Ecart dus aux mouvements des becs et volets

Dans le manuel 'weight and balance', on trouve les divers braquages des becs et volets et leur moments correspondants, ils sont regroupés dans le tableau suivant:

Indication cockpit	Moments (kgm)		
	Becs	Volets	total
1+F	-498	823	325
2	-638	966	328
3	-719	1087	368
full	-719	1195	476

Tableau (IV.26) Ecart des mouvements des becs et volets

Ces configurations ne sont pas utilisées dans toutes les phases de vol, le tableau suivant montre les configurations des becs et volets utilisés en fonction de la phase de décollage et d'atterrissage :

configurations	Décollage	atterrissage
1+F	Oui	Non
2	Oui	Non
3	Oui	Oui
Full	Non	Oui

Tableau (IV.27) configurations becs et volets

A partir de ce tableau on peut déduire l'écart avant et arrière pour la phase de décollage et d'atterrissage, soit :

✓ **Décollage :**

Erreur avant = 325 kgm

Erreur arrière = 368 kgm

✓ **Atterrissage :**

Erreur avant = 368 kgm

Erreur arrière = 476 kgm

Remarque : ces écarts des becs et volets sont, contrairement aux autres, une extension du domaine certifié, c'est pour cette raison qu'ils ont toujours un signe positif.

IV.1.4.7 Ecart des mouvements en cabine

Les mouvements des passagers, membres d'équipage et les chariots de service (trolley) au cours d'un vol induisent un déplacement de la position du centre de gravité.

Le scénario standard suivant est utilisé par Airbus pour le calcul de ses écarts :

- Tous les mouvements sont définis en fonction de la position initiale de l'élément ou de la personne au décollage.
 - Les offices, toilettes et l'équipage sont affectés par classe de passagers, et les mouvements sont effectués au sein de chaque section de classe.
 - Tous les mouvements dans un sens (avant / arrière) se produisent simultanément.
 - 1 passager par toilettes et deux passagers se dirigent en même temps du milieu de chaque classe vers ses deux toilettes.
 - 1 pnc et 1 chariot de service dans chaque couloir.
 - D'autres mouvements peuvent être ajoutés : personnelles commerciale vers le poste de pilotage, l'équipage de conduite vers la cabine.
- La formule suivante est utilisée pour l'estimation d'influence de ces mouvements :

Moment = $(H\text{-arm}_{\text{extreme}} - H\text{-arm}_{\text{originale}})$, avec :

$H\text{-arm}_{\text{extreme}}$: abscisse de la position extrême.

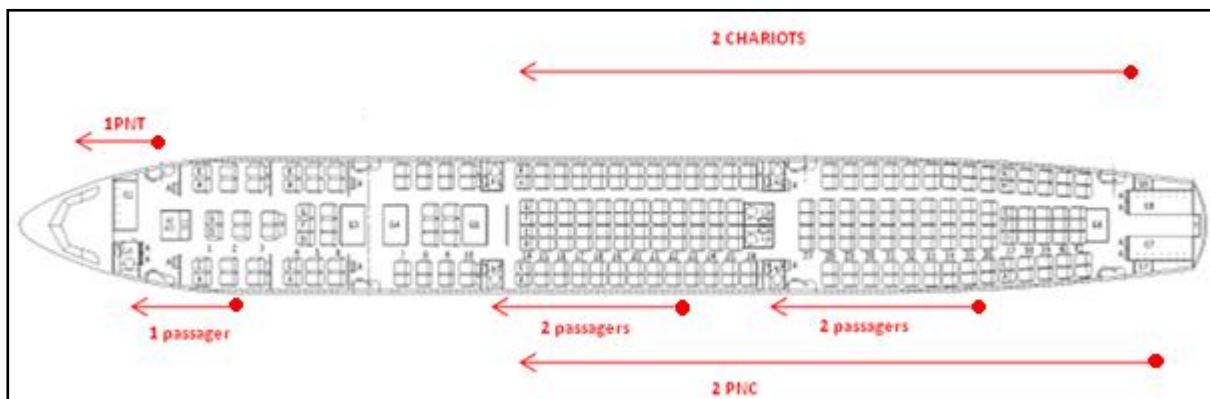
$H\text{-arm}_{\text{originale}}$: abscisse de la position finale.

Les masses seront prises comme suite :

Passagers	74 kg (80 kg moins 6kg de bagages à main)
Personnelle naviguant technique (PNT)	77 kg (80 kg moins 3kg de bagages à main)
Personnelle naviguant commerciale (PNC)	62 kg (65 kg moins 3kg de bagages à main)
Chariots de service	80 kg

a) Mouvements de l'arrière vers l'avant de la cabine :

Pour le calcul d'erreur, nous prenons en considération le scénario suivant :



Figure(IV.17) Mouvements de l'arrière vers l'avant de la cabine

Les points de départ et d'arrivée de chaque mouvement sont expliqués dans le tableau suivant :

Mouvements	Emplacement initiale	Emplacement finale
1 passager	Rang n° 2 à gauche	Toilette La
2 passagers	Rang n°20 à droite	Toilette Lh1 et Lk1
2 passagers	Rang n°34 au milieu	Toilette Lh2 et Lk2
2 chariots	Gallets G6,G7 et G8	Centre rang n°14
2 PNC	Gallets G7	Centre rang n°14
1 PNT	Porte LH	Siège comendant de bord

Tableau (IV.28) Mouvements de l'arrière vers l'avant de la cabine.

A partir de ses mouvements, on calcul le moment induit par chaque mouvement :

✓ **Moment1 (1 passager)**

$$h\text{-arm}_{\text{originale}} = 15.118 \text{ m}$$

$$h\text{-arm}_{\text{extreme}} = 10.8 \text{ m}$$

$$\text{moment1} = 74 \times (10.8 - 15.118) = -319,532 \text{ kgm}$$

✓ **Moment2 (2 passagers)**

$$h\text{-arm}_{\text{originale}} = 32.158 \text{ m}$$

$$h\text{-arm}_{\text{extreme}} = 26.086 \text{ m}$$

$$\text{moment2} = 74 \times 2 \times (26.086 - 32.158) = - 898,656 \text{ kgm}$$

✓ **Moment3 (2 passagers)**

$$h\text{-arm}_{\text{originale}} = 44.858 \text{ m}$$

$$h\text{-arm}_{\text{extreme}} = 38.1 \text{ m}$$

$$\text{moment3} = 74 \times 2 \times (38.1 - 44.858) = -1000,184 \text{ kgm}$$

✓ **Moment4 (2 chariots)**

$$h\text{-arm}_{\text{originale}} = 53.409 \text{ m (abscisse moyen G6,G7 et G8)}$$

$$h\text{-arm}_{\text{extreme}} = 27.536$$

$$\text{moment4} = 2 \times 80 \times (27.536 - 53.409) = - 4139,68 \text{ kgm}$$

✓ **Moment5 (2 PNC)**

$$h\text{-arm}_{\text{originale}} = 53.968 \text{ m}$$

$$h\text{-arm}_{\text{extreme}} = 27.536$$

$$\text{moment5} = 2 \times 62 \times (27.536 - 53.968) = -3277,568 \text{ kgm}$$

✓ **Moment6 (1PNT)**

$$h\text{-arm}_{\text{originale}} = 12.2345 \text{ m}$$

$$h\text{-arm}_{\text{extreme}} = 8.872$$

$$\text{moment6} = 77 \times (8.872 - 12.2345) = -258,912 \text{ kgm}$$

conclusion :

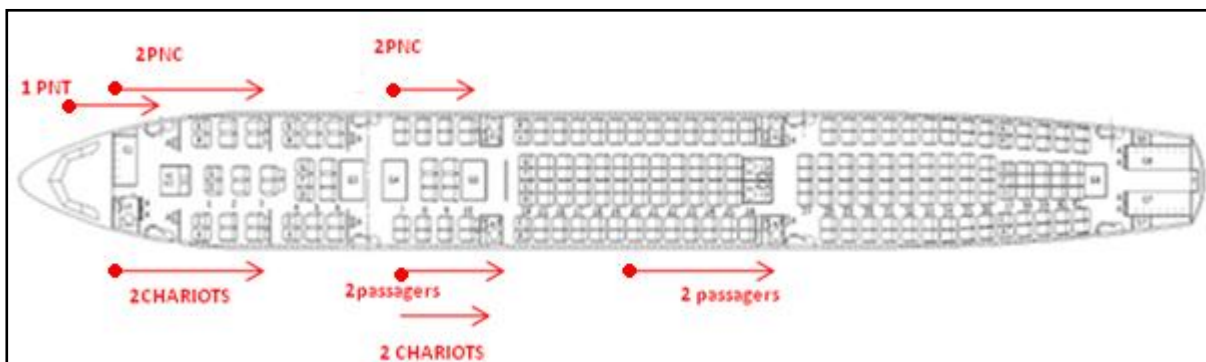
l'écart avant, des mouvements en cabine est la somme des moments élémentaires induit par chaque mouvement :

$$E_{\text{avant}} = -319,532 - 898,656 - 1000,184 - 4139,68 - 3277,568 - 258,912 = -9894,532 \text{ kgm}$$

$$E_{\text{avant}} = -9894,532 \text{ kgm}$$

b) Mouvements de l'avant vers l'arrière de la cabine :

Pour le calcul d'erreur nous suivons le scénario de mouvement suivant :



Figure(IV.18) Mouvements de l'avant vers l'arrière de la cabine

Les points de départ et d'arrivée de chaque mouvement sont expliqué dans le tableau suivant :

Mouvements	Emplacement initiale	Emplacement finale
2 passager	Rang n° 7 à gauche	Toilette Lh1 et lk1
2 passagers	Rang n°20 à droite	Toilette Lh2 et Lk2
2PNC	G1	centre Rang n°3
2 PNC	G4	rang n°10 droite
2 chariots	G1	centre Rang n°3
2 chariots	G4	rang n°10 à droite
1 PNT	Siège commandant de bord	Porte LH

Tableau (IV.29) Mouvements de l'avant vers l'arrière de la cabine.

✓ **Moment1 (2 passager)**

$$h\text{-arm}_{\text{originale}} = 22.317 \text{ m}$$

$$h\text{-arm}_{\text{extreme}} = 26.086 \text{ m}$$

$$\text{moment1} = 74 \times 2 \times (26.086 - 22.317) = +557,812 \text{ kgm}$$

✓ **Moment2 (2 passagers)**

$$h\text{-arm}_{\text{originale}} = 32.158 \text{ m}$$

$$h\text{-arm}_{\text{extreme}} = 38.1 \text{ m}$$

$$\text{moment2} = 74 \times 2 \times (38.1 - 32.158) = + 879,416 \text{ kgm}$$

✓ **Moment3 (2 PNC)**

$$h\text{-arm}_{\text{originale}} = 10.765 \text{ m}$$

$$h\text{-arm}_{\text{extreme}} = 16.667 \text{ m}$$

$$\text{moment3} = 62 \times 2 \times (16.667 - 10.765) = +731,848 \text{ kgm}$$

✓ **Moment4 (2 PNC)**

$$h\text{-arm}_{\text{originale}} = 22.087 \text{ m (abscisse moyen G6,G7 et G8)}$$

$$h\text{-arm}_{\text{extreme}} = 25.060$$

$$\text{moment4} = 2 \times 62 \times (25.060 - 22.087) = +368,652 \text{ kgm}$$

✓ **Moment5 (2 chariots)**

$$h\text{-arm}_{\text{originale}} = 10.765 \text{ m}$$

$$h\text{-arm}_{\text{extreme}} = 16.667$$

$$\text{moment5} = 2 \times 80 \times (16.667 - 10.765) = +944,32 \text{kgm}$$

✓ **Moment6 (2 chariots)**

$$h\text{-arm}_{\text{originale}} = 22.087 \text{ m}$$

$$h\text{-arm}_{\text{extreme}} = 25.06$$

$$\text{moment6} = 2 \times 80 \times (25.06 - 22.087) = +475,68 \text{ kgm}$$

✓ **Moment7 (1PNT)**

$$h\text{-arm}_{\text{originale}} = 8.872 \text{ m}$$

$$h\text{-arm}_{\text{extreme}} = 12.2345$$

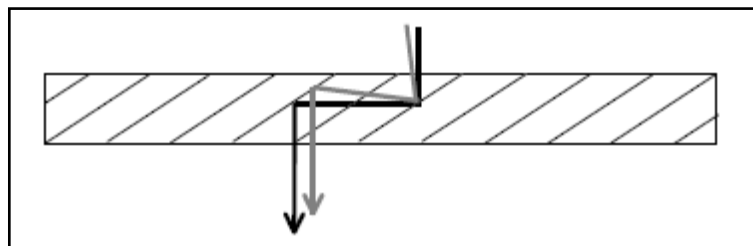
$$\text{moment7} = 77 \times (12.2345 - 8.872) = +258,9125 \text{ kgm}$$

conclusion : l'écart arrière totale des mouvements en cabine est :

$$E_{\text{arrière}} = 557,812 + 879,416 + 731,848 + 368,652 + 944,32 + 475,68 + 258,9125 = +4216,640 \text{kgm}$$

IV.1.4 .8 Erreur sur la méthode graphique de centrage

Elle est due à l'imprécision dans le dessin des lignes verticales et horizontales dans la feuille de centrage.



Figure(IV.19) mprécision de dessin des lignes dans la feuille de centrage

L'imprécision dans le tracé et le transfert sur chaque échelle graphique est estimée à une demi-unité d'index.

$$C=2500$$

$$0.5 \text{ unité d'index} \times 2500 = 1250 \text{ kg.m}$$

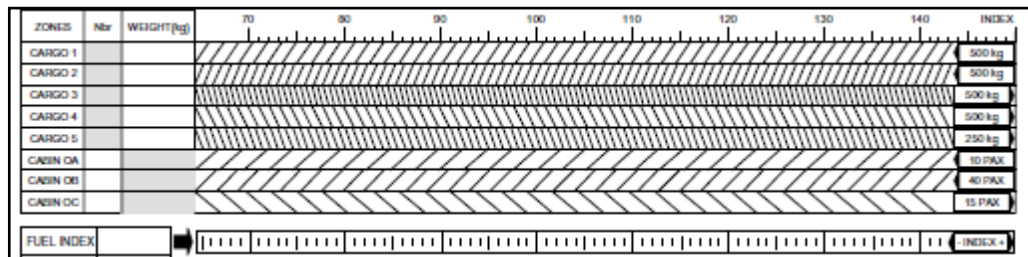
la feuille de centrage contient 10 échelles, soit :

1 pour l'index de base

5 pour les soutes

3 pour les compartiments cabine

1 pour le carburant.



Figure(IV.20) Echelles de la feuille de centrage

L'index carburant est obtenu à partir de la table d'index carburant, donc une erreur d'interpolation sera ajoutée :

La variation d'index maximale qu'on trouve dans le tableau est de 6 unités, soit

$$6 \times 0.5 \times 2500 = 7500 \text{ kg.m}$$

▪ Erreur résultante

L'erreur résultante est la somme quadratique des deux erreurs, soit :

$$E_{re} = \sqrt{10 \times 1250^2 + 7500^2} = \pm 8477.91 \text{ kg.m}$$

IV.1.4 .9 Erreur globale qui correspond à chaque phase de vol

A partir des erreurs élémentaires et des divers mouvements, on repertorie les éléments à considérer dans chaque phase du vol dans le tableau suivant :

Erreurs	Décollage	vol	atterrissage
Masse de base DOW	✓ (indépendante)	✓ (indépendante)	✓ (indépendante)
Passagers	✓ (indépendante)	✓ (indépendante)	✓ (Indépendante)
Fret	✓ (indépendante)	✓ (indépendante)	✓ (indépendante)
Carburant	✓ (indépendante)	✓ (indépendante)	✓ (indépendante)
Rentré train		✓ (dépendante)	
Mouvements becs et volets	✓ (dépendante)	/	✓ (dépendante)
Mouvements cabine	/	✓ (dépendante)	/
Méthode	✓ (indépendante)	✓ (indépendante)	✓ (indépendante)

Tableau (IV.30) éléments à considérer dans chaque phase du vol

Pour calculer les erreurs globales correspondants à chaque phase du vol, on effectue les sommes quadratiques sur leurs erreurs indépendantes (masse de base, passagers, fret, carburant et méthode).

Les effets dus aux mouvements sont simplement additionnés car ils agissent directement sur le centrage (modification de moment).

Si les erreurs sont indépendantes ou non systématique :

$$E_r = \pm(|E_1| + |E_2| + \dots + |E_n|)$$

Si les erreurs sont dépendantes ou systématique :

$$E_r = \sqrt{E_1^2 + E_2^2 + \dots + E_n^2}$$

1. Erreur de base :

Afin de faciliter le calcul, on sélectionne d'après le tableau les erreurs qui sont constantes dans toutes les phases du vol (décollage, vol et atterrissage) :

Les erreurs sont :

- Masse de base
- Passagers
- Fret
- Méthode

Toutes ses erreurs sont non systématiques, elles sont regroupées dans le tableau ci-dessous :

Erreurs	Erreur avant		Erreur arrière	
	Er (kg.m)	Er ²	Er (kg.m)	Er ²
DOW	-4634,625	21479748.9	4634,625	21479748.9
Passagers	- 12878,366	165852311	12887,28	166081986
Fret	- 15633,69	244412263	15559,75	242105820
méthode	- 8477,91	71874958	8477,91	71874958
Σ		503619281		501542513

Tableau (IV.31) Erreur globale de base

$$E_{\text{avant}} = -\sqrt{503619281} = -22441,463 \text{ kg.m}$$

$$E_{\text{arrière}} = +\sqrt{501542513} = +22395.145 \text{ kg.m}$$

2. Décollage :

C'est l'erreur de base à laquelle s'ajoutent :

- Erreur sur le carburant au décollage.
- Ecart dus aux mouvements des becs et volets.

$$\text{Erreur avant} = -\sqrt{22441,463^2 + 1951,038^2} + 325 = -22201,114 \text{ kg.m}$$

$$\text{Erreur avant} = +\sqrt{22395,145^2 + 3308,92^2} + 368 = +23006,274 \text{ kg.m}$$

3. Vol :

C'est l'erreur de base à laquelle s'ajoutent :

- Erreur sur le carburant en vol.
- Ecart dus aux mouvements des trains
- Ecart dus aux mouvements en cabine.

$$E_{\text{avant}} = -\sqrt{22441,463^2 + 4129,089^2} + (-6677) + (-9894,532) = -39389,7 \text{ kg.m}$$

$$E_{\text{arrière}} = +\sqrt{22395,145^2 + 3551,733^2} + 4216,64 = +26891,677 \text{ kg.m}$$

4. Atterrissage :

C'est l'erreur de base à laquelle s'ajoutent :

- Erreur sur le carburant à l'atterrissage.
- Ecart dus aux mouvements des becs et volets.

$$E_{\text{avant}} = -\sqrt{22441,463^2 + 4049,438^2} + 368 = -22435,886 \text{ kg.m}$$

$$E_{\text{arrière}} = +\sqrt{22395,145^2 + 2419,588^2} + 476 = +23001,473 \text{ kg.m}$$

IV.1.4 .10 Détermination des Limites opérationnels :

C'est la différence entre les limites certifiées et les erreurs qu'on a calculé précédemment ; ils sont exprimés en pourcentage de la corde de référence.

❖ Limites avant

➤ Décollage

Les résultats obtenus sont représentés dans le tableau suivant :

Masse avion(kg)	Limites certifiés			Erreur (kg.m)	Limites opérationnels		
	%RC	H-arm (m)	Moment (kg.m)		Moment (kg.m)	H-arm (m)	%RC
110 000	18	32.647	3591170	-22201.114	3613 371	32.849	20.784
210 000	18	32.647	6855870		6878 071	32.753	19.463
230 000	21	32.865	7558950		7581 151	32.961	22.325
	1	2	3	4	5	6	7

Tableau(IV.32) limites opérationnels avant, décollage

Explication :

Colonne 1 : limites certifié en pourcentage de la corde de référence, tiré à partir de wbm 1.10.02.

Colonne 2 : conversion de %RC en h-arm : $h\text{-arm} = (\%RC \times 0.0727) + 31.338$

Colonne 3 : moment = masse avion $\times$ h-arm

Colonne 4 : moment d'erreur avant, au décollage.

Colonne 5 : limites opérationnels en moment = moment certifié – moment d'erreur.

Colonne 6 : h-arm = moment /masse avion.

Colonne 7 : conversion de h-arm en %RC, $\%RC = (h\text{-arm} - 31.338) / 0.0727$.

➤ VOL

Les résultats sont représentés dans le tableau suivant :

Masse avion (kg)	Limites certifiés			Erreur (kg.m)	Limites opérationnels		
	%RC	H-arm (m)	Moment (kg.m)		Moment (kg.m)	H-arm (m)	%RC
110 000	17	32.5739	3583129	-39389.7	3622518.7	32.932	21.925
210 000	17	32.5739	6840519		6879908.7	32.761	19.580
230 000	20	32.792	7542160		7581549.7	32.963	22.356

Tableau(IV.33) limites opérationnels avant, vol

➤ Atterrissage

Masse avion (kg)	Limites certifiés			Erreur (kg.m)	Limites opérationnels		
	%RC	H-arm (m)	Moment (kg.m)		Moment (kg.m)	H-arm (m)	%RC
110 000	18	32.6466	3591126	-22435.886	3613561.9	32.850	20.805
180 000	18	32.6466	5876388		5898823.9	32.771	19.714

Tableau(IV.34) limites opérationnels avant, atterrissage

❖ Limites arrière**➤ Décollage**

Masse avion(kg)	Limites certifiés			Erreur (kg.m)	Limites opérationnels		
	%RC	H-arm (m)	Moment (kg.m)		Moment (kg.m)	H-arm (m)	%RC
110 000	33	33,737	3711081	23006,274	3688074	33,528	30,295
117 000	33	33,737	3947240		3924234	33,540	
172600	39,6	34,217	5905840		5882834	34,083	
230000	37,5	34,064	7834777		7811771	33,964	

Tableau(IV.35) limites opérationnels arrière, décollage

➤ **VOL**

Masse avion (kg)	Limites certifiés			Erreur (kg.m)	Limites opérationnels		
	%RC	H-arm (m)	Moment (kg.m)		Moment (kg.m)	H-arm (m)	%RC
110 000	41	34,319	3775057	26891.677	3748165	34,074	37,637
169 000	41	34,319	5799860		5772968	34,159	38,811
230000	38,3	34,122	7848154		7821262	34,006	36,691

Tableau(IV.36) limites opérationnels arrière, vol

➤ **Atterrissage**

Masse avion(kg)	Limites certifiés			Erreur (kg.m)	Limites opérationnels		
	%RC	H-arm (m)	Moment (kg.m)		Moment (kg.m)	H-arm (m)	%RC
110 000	40	34,246	3767060	23001.473	3744058	34,037	37,124
165 000	40	34,246	5650590		5627588	34,107	38,082
180000	39,3	34,195	6155119		6132118	34,067	37,542

Tableau(IV.37) limites opérationnels arrière, atterrissage

IV.2 Conception de la feuille de centrage**1. grille de centrage :**

Le but est de tracer les lignes obliques qui représentent le pourcentage de la MAC.

Axe ox : index.

Axe oy : masse avion.

Nous savons que :

$$\text{Index} = W/2500 \times (\%RC - 25) \times 0.0727 + 100$$

Les deux inconnus dans cette équation sont la masse (W) et le centrage (%RC), pour le traçage des lignes obliques de centrage, on doit fixer la masse (W) et on calcule l'index résultant par variation de centrage (%RC)

Exemple :

- Pour w= 150 000 kg

- ✓ Si le centrage = 20%

$$I = 150000/2500 \times (20-25) \times 0.0727 + 100 = 78,19$$

- ✓ Si le centrage = 21%

$$I = 150000/2500 \times (21-25) \times 0.0727 + 100 = 82,552$$

- ✓ Si le centrage = 22%

$$I = 150000/2500 \times (22-25) \times 0.0727 + 100 = 86,914$$

- Pour w= 200 000 kg

- ✓ Si le centrage = 20%

$$I = 200000/2500 \times (20-25) \times 0.0727 + 100 = 70,92$$

- ✓ Si le centrage = 21%

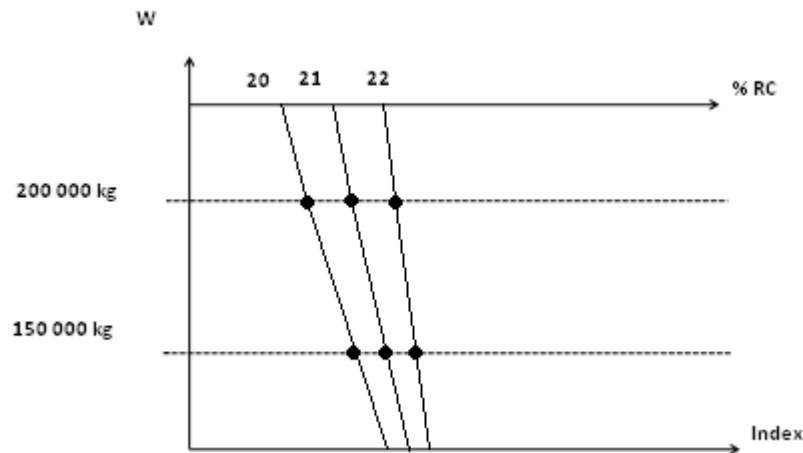
$$I = 200000/2500 \times (21-25) \times 0.0727 + 100 = 76,736$$

- ✓ Si le centrage = 22%

$$I = 200000/2500 \times (22-25) \times 0.0727 + 100 = 82,552$$

Et ainsi de suite

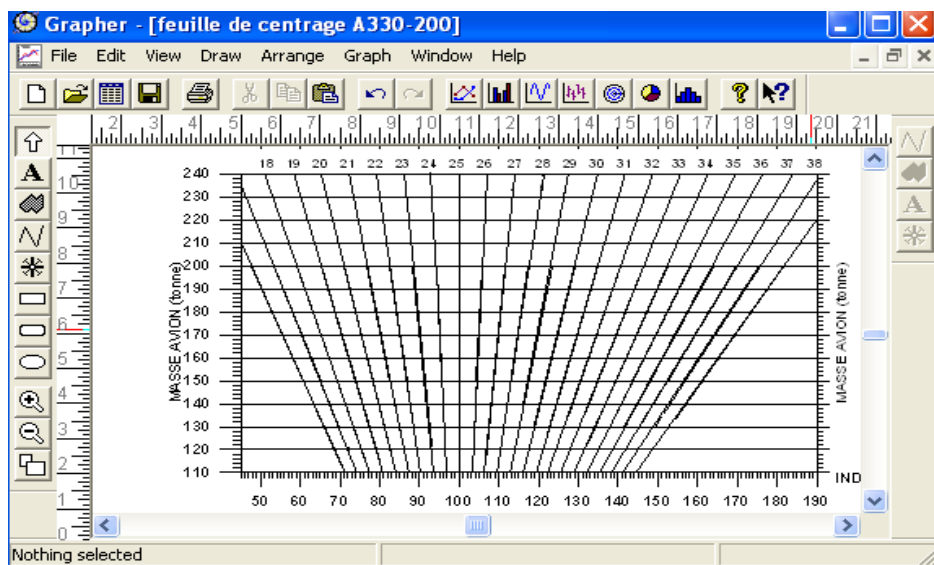
Il suffira de joindre les points qui ont le même centrage.



Figure(IV.21) lignes obliques de centrage

Pour plus de précision, on utilise le logiciel GRAPHER. Dans un fichier d'entrée on saisi les valeurs de la masse et l'index correspondant pour chaque pourcentage de centrage.

L'expression des lignes oblique de centrage par le logicielle est représentée dans la figure suivante :

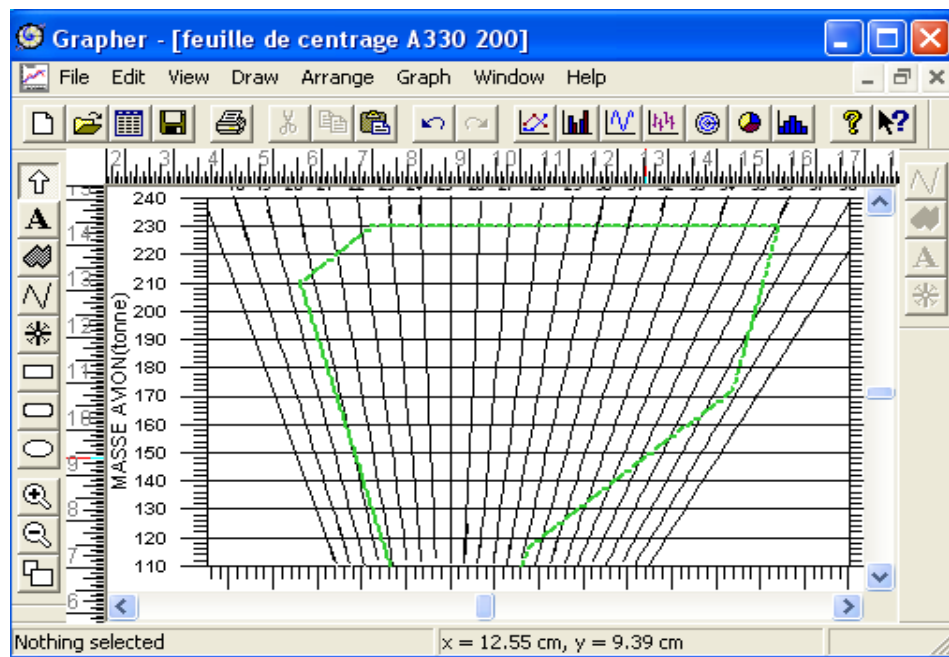


Figure(IV.22) expression graphique des lignes de centrage par GRAPHER

2. Domaine opérationnel

A partir des limites opérationnels qu'on a calculé précédemment, on sélectionne les limites les plus pénalisantes.

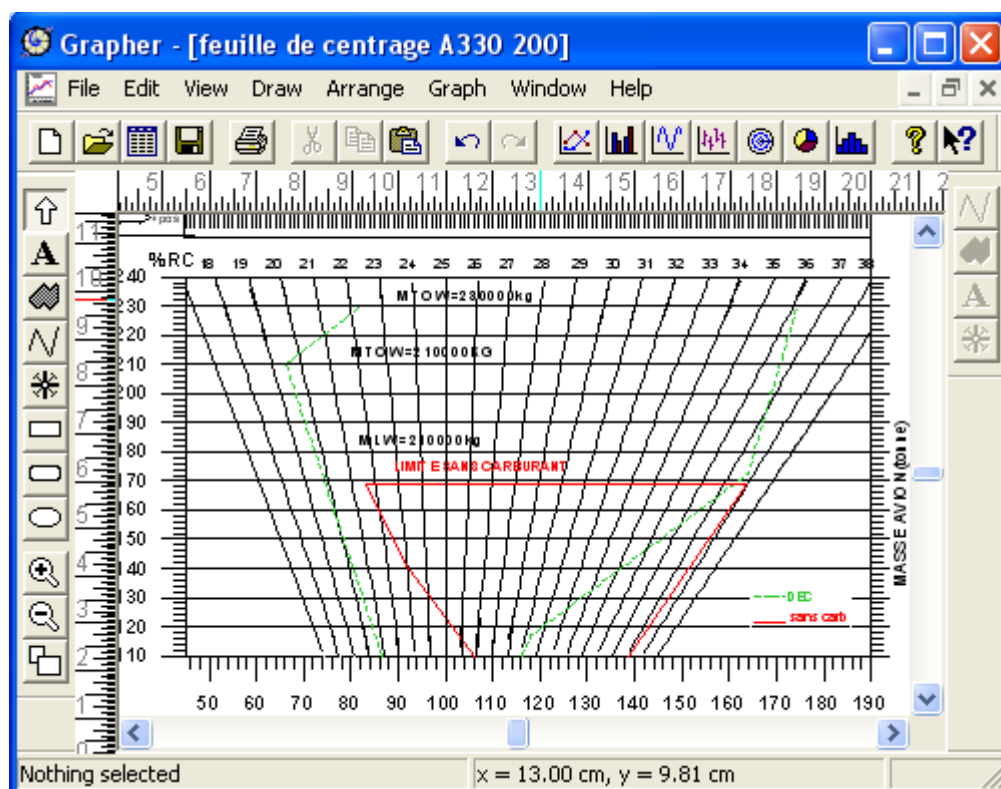
Deux autres fichiers d'entrée (limites avant et limite arrière) sont utilisés pour le traçage de ses deux domaines par le logicielle GRAPHER.



Figure(IV.23) expression du domaine décollage (contour vert)

Le contour vert délimite le domaine opérationnel, la zone intérieure est considérée comme la plage de centrage sécurisé.

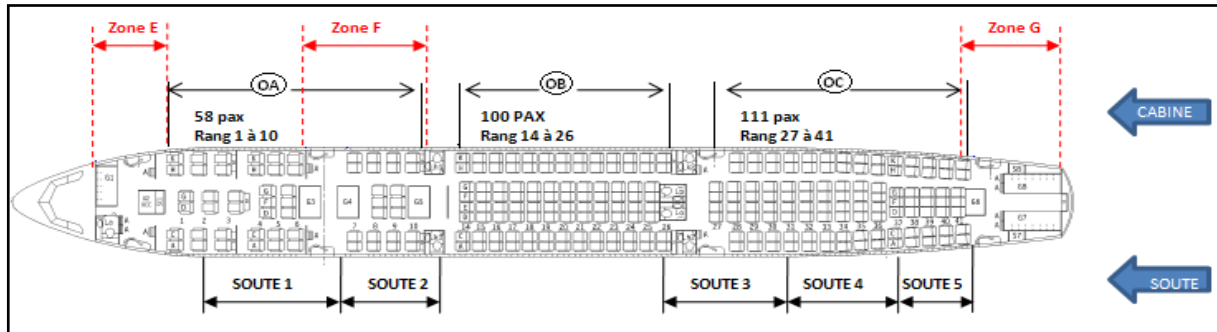
3. Domaine sans carburant :



Figure(IV.24) expression du domaine sans carburant (contour rouge)

4. Influence de chargement :

Pour le calcul de l'influence du chargement, on prend en considération le schéma suivant :



Figure(IV.25)aménagement pris en cinsidération pour la feuille de centrage.

a) Influence passagers :

A partir du centre de gravité moyen (voir IV.1.4.3 .2), on calcul la variation d'index pour chaque zone cabine.

$$\Delta I = w/2500 \times (H\text{-arm} - 33.1555)$$

Les résultats sont représentés dans le tableau suivant :

Cabine	<i>h-arm moyen</i>	<i>Delta I (1kg)</i>	<i>Delta I (1passager)</i>
OA	19.552	-0,0054414	-0,435312
OB	32.082	-0,0004294	-0,034352
OC	44.995	+0,0047358	+0,378864

Tableau(IV.38) influence des zones cabine.

b) Influence du fret:

$$\Delta I = w/2500 \times (H\text{-arm} - 33.1555)$$

Soute	<i>h-arm moyen</i>	<i>Delta I (1kg)</i>
1	17.924	-0,0060926
2	23.669	-0,0037946
3	39.225	+0,0024278
4	44.263	+0,004443
5	48.917	+0,0063046

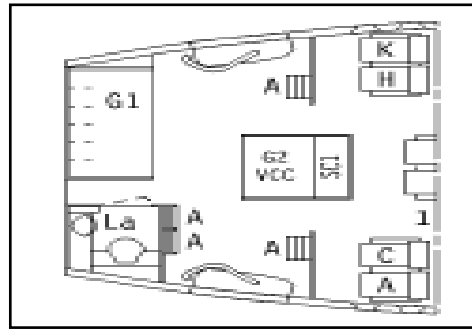
Tableau(IV.39) influence des soutes.

c) Influence des zones E, F et G :

1. Zone E :

- **Calcul du centre de gravité :**

La zone E contient deux offices (G1 et G2) et quatre sièges du personnel commerciale.



Figure(IV.26)zone E.

Les résultats sont résumés dans le tableau suivant :

	<i>h-arm (m)</i>	<i>Masse maximale (kg)</i>	<i>Moment (kg.m)</i>
G1	10.765	931	10022,21
G2	12.838	902	11579,88
A11	11.593	65	753,54
A11	11.593	65	753,54
A12	12.676	65	823,94
A12	12.676	65	823,94
Σ		2093	24757,06

Tableau(IV.40) centre de gravité de la zone E.

$$H\text{-arm}_{\text{zone E}} = 24757,061/2093=11,828 \text{ m}$$

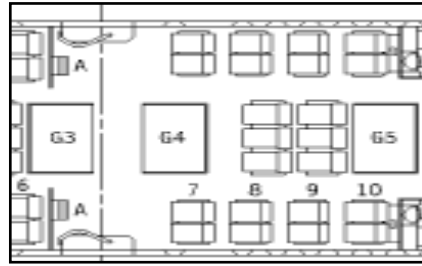
- **Calcul de variation d'index pour 1kg :**

$$\Delta I_{\text{zone E}} (1\text{kg}) = (11.828-33.1555)/2500 = - 0,0085308 \text{ ui}$$

2. Zone F :

- **Calcul du centre de gravité :**

La zone F contient deux offices (G3 et G4) et quatre sièges du personnel commerciale.



Figure(IV.27) zoneF.

Les résultats sont résumés dans le tableau suivant :

	<i>h-arm (m)</i>	<i>Masse maximale (kg)</i>	<i>Moment (kg.m)</i>
G3	20,258	756	15315,05
G4	22,087	728	16079,34
G5	25,363	786	19935,32
A12	20,506	65	1332,89
A12	20.506	65	1332,89
Σ		2400	53995,48

Tableau(IV.41) centre de gravité de la zone F.

$$H\text{-arm}_{\text{zone E}} = 39117,554/1744 = 22,498\text{m}$$

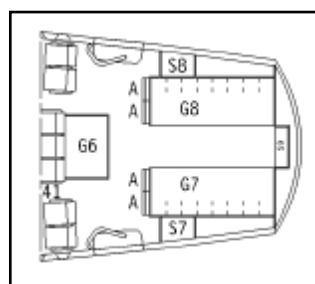
- **Calcul de la variation d'index pour 1kg :**

$$\Delta I_{\text{zone E}} (1\text{kg}) = (22,430 - 33.1555)/2500 = -0,00426295 \text{ ui}$$

3.Zone G :

- **Calcul du centre de gravité :**

La zone F contient trois offices (G6, G7 et G4) et quatre sièges du personnel commerciale.



Figure(IV.28) zoneG.

	<i>h-arm (m)</i>	<i>Masse maximale (kg)</i>	<i>Moment (kg.m)</i>
G6	51,26	858	43981,08
G7	53,968	1650	89047,20
G8	53,968	1647	88885,30
A52	52,345	65	3402,42
A52	52,345	65	3402,42
A52	52,345	65	3402,45
A52	52,345	65	3402,42
Σ		4415	235523,28

Tableau(IV.42) centre de gravité de la zone G.

$$H\text{-arm}_{\text{zone E}} = 235523,276/4415 = 53,3461554 \text{ m}$$

- **Calcul de la variation d'index pour 1kg :**

$$\Delta I_{\text{zone E}} (1\text{kg}) = (53,3461554 - 33.1555)/2500 = + 0,00807626 \text{ ui}$$

IV.2 .5 Expression graphique :

On prend comme exemple la zone OA :

On choisi d'abord une unité de masse (ou passager).

Ex : 10 passagers

L'influence de 10 passagers dans la zone OA sera :

$$\Delta I (1\text{passager}) \times 10 = -0,435312 \times 10 = - 4.353 \text{ ui}$$

L'étape suivante consiste à représenter cette variation graphiquement.



Figure(IV.29)representation graphique zone OA.

 Département aéronautique Blida	FEUILLE DE CENTRAGE BALANCE CHART	A330-200 18FC-40BC-211YC
---	---	---

REALISE PAR : M^r GUERROUDJ HICHEM ENCADRE PAR : M^r DRIOUECHE MOULOUD INDEX DE BASE 	IMMATRICULATION AVION <table style="width: 100%;"> <tr> <td style="width: 50%;">DATE :</td> <td style="width: 50%;">PREPARE PAR :</td> </tr> <tr> <td>VOL N° :</td> <td>SIGNATURE CDB :</td> </tr> <tr> <td>ETAPE :</td> <td></td> </tr> <tr> <td>DE :</td> <td>A :</td> </tr> </table>	DATE :	PREPARE PAR :	VOL N° :	SIGNATURE CDB :	ETAPE :		DE :	A :	<table border="1" style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <tr><td>Masse de base</td><td></td></tr> <tr><td>Correction(pantry)</td><td style="text-align: center;">±</td></tr> <tr><td>Masse de base corigée</td><td style="text-align: center;">=</td></tr> <tr><td>Fret</td><td style="text-align: center;">+</td></tr> <tr><td>Passagers ×80</td><td style="text-align: center;">+</td></tr> <tr><td>Avion sans carburant</td><td style="text-align: center;">=</td></tr> <tr><td>Total carburant</td><td style="text-align: center;">+</td></tr> <tr><td>Avion mise en route</td><td style="text-align: center;">=</td></tr> </table>	Masse de base		Correction(pantry)	±	Masse de base corigée	=	Fret	+	Passagers ×80	+	Avion sans carburant	=	Total carburant	+	Avion mise en route	=
DATE :	PREPARE PAR :																									
VOL N° :	SIGNATURE CDB :																									
ETAPE :																										
DE :	A :																									
Masse de base																										
Correction(pantry)	±																									
Masse de base corigée	=																									
Fret	+																									
Passagers ×80	+																									
Avion sans carburant	=																									
Total carburant	+																									
Avion mise en route	=																									

CORRECTION INDEX DE BASE			
zones	E	F	G
masse			

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION			

⇒

INDEX DE BASE CORIGE

	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81

IV.2.6 Exemple d'utilisation :

Soit l'état de chargement suivant :

- Condition sur la masse de base :

Masse de base = 122614 kg

Centrage correspondant = 27.7%

- Variation de masse dans les zones E, F et G :

Zone E : +100kg

Zone F : +300 kg

Zone G : +100kg

- Distribution fret :

Soute 1: 5000 kg

Soute 1: 5000 kg

Soute 1: 6000 kg

Soute 1 : 4000 kg

Soute 1 : 500 kg

- Distribution passagers :

Zone OA : 40 passagers

Zone OB : 80 passagers

Zone OC : 100 passagers

- Données de carburant :

Carburant au lâcher des freins : 59000 kg

Index correspondant : +8

Résultats :

Centrage au décollage : 29.4%

Centrage sans carburant : 28.5%

Voir la feuille de centrage à la page suivante.

 Département aéronautique Blida	FEUILLE DE CENTRAGE BALANCE CHART	A330-200 18FC-40BC-211YC
---	---	---

REALISE PAR : M^r GUERROUDJ HICHEM ENCADRE PAR : M^r DRIOUECHE MOULOUD INDEX DE BASE 109.63	<table border="1" style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <tr> <td colspan="2" style="text-align: center;">IMMATRICULATION AVION</td> </tr> <tr> <td colspan="2" style="text-align: center; color: red; font-weight: bold;">7TVJV</td> </tr> <tr> <td style="width: 50%;">DATE :</td> <td style="width: 50%;">PREPARE PAR :</td> </tr> <tr> <td>VOL N° :</td> <td>SIGNATURE CDB :</td> </tr> <tr> <td>ETAPE :</td> <td></td> </tr> <tr> <td>DE :</td> <td>A :</td> </tr> </table>	IMMATRICULATION AVION		7TVJV		DATE :	PREPARE PAR :	VOL N° :	SIGNATURE CDB :	ETAPE :		DE :	A :	<table border="1" style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <tr> <td>Masse de base</td> <td style="text-align: right; color: red;">122614</td> </tr> <tr> <td>Correction(pantry)</td> <td style="text-align: right;">± +500</td> </tr> <tr> <td>Masse de base corigé</td> <td style="text-align: right; color: red;">= 127614</td> </tr> <tr> <td>Fret</td> <td style="text-align: right;">+ 20500</td> </tr> <tr> <td>Passagers 220 x 80</td> <td style="text-align: right;">+ 17600</td> </tr> <tr> <td>Avion sans carburant</td> <td style="text-align: right; color: red;">= 165714</td> </tr> <tr> <td>Total carburant</td> <td style="text-align: right;">+ 39000</td> </tr> <tr> <td>Avion mise en route</td> <td style="text-align: right; color: red;">= 204714</td> </tr> </table>	Masse de base	122614	Correction(pantry)	± +500	Masse de base corigé	= 127614	Fret	+ 20500	Passagers 220 x 80	+ 17600	Avion sans carburant	= 165714	Total carburant	+ 39000	Avion mise en route	= 204714
IMMATRICULATION AVION																														
7TVJV																														
DATE :	PREPARE PAR :																													
VOL N° :	SIGNATURE CDB :																													
ETAPE :																														
DE :	A :																													
Masse de base	122614																													
Correction(pantry)	± +500																													
Masse de base corigé	= 127614																													
Fret	+ 20500																													
Passagers 220 x 80	+ 17600																													
Avion sans carburant	= 165714																													
Total carburant	+ 39000																													
Avion mise en route	= 204714																													

CORRECTION INDEX DE BASE			
zones	E	F	G
masse	+100	+300	+100

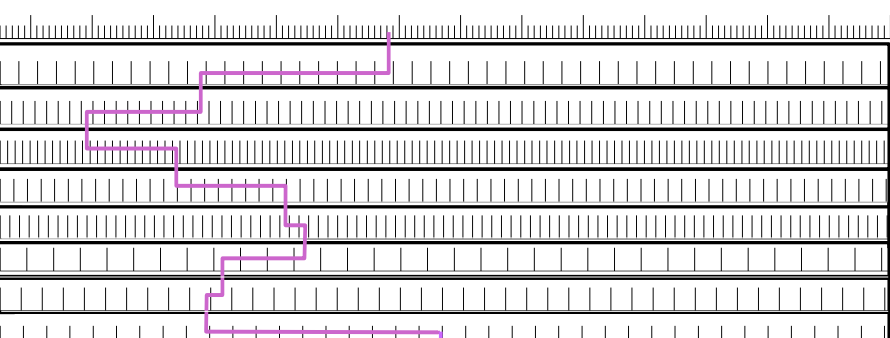
	E	F	G
+100	-0.85	-0.43	+0.81
-100	+0.85	+0.43	-0.81
CORRECTION	- 1.33		

INDEX DE BASE CORIGE

108.3

INDEX

50 60 70 80 90 100 110 120 130 140 150 160 170 180 190

PAX	MASSE	Description	INDEX
1	5000	500kg ⇐	
2	5000	500kg ⇐	
3	6000	500 kg ⇒	
4	4000	500kg ⇒	
5	500	250kg⇒	
OA	40	10pax⇐	
OB	80	100pax⇐	
OC	100	10pax ⇒	

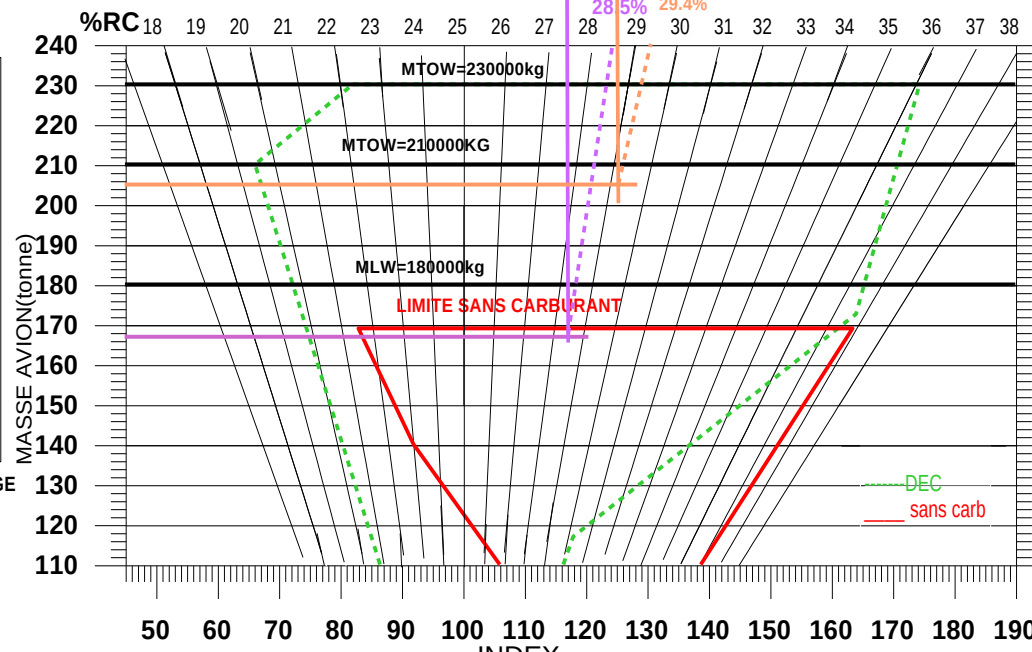
+8

index carburant

-neg ⇌ +pos

CENTRAGE DECOLLAGE

29.4% %



Conclusion générale

Les résultats obtenus à l'issue de cette étude concernent l'Airbus A330-200 d'Air Algérie, version 18FC -40BC-211YC.

La méthode utilisée lors de notre travail, sera une référence pour d'autres études de centrage des avions Airbus afin de :

- *Déterminer les limites opérationnels.*
- *Conception de la feuille de centrage.*

Cette étude nous a permis de se rapprocher de près des méthodes utilisées pour déterminer les limites opérationnels d'un avion, ainsi que d'enrichir nos connaissances théoriques au sujet de centrage.

La présentation de notre projet nous a également permis de découvrir de nouvelles méthodes de travail pour mener à terme une étude dans tous ses aspects (recherches, traitement et analyse d'information).

Enfin, ce travail nous a octroyé de nouvelles vues et perspectives dont nous pourrions faire bénéficier dans le futur notre société et notre administration.

Comme perspectives futures et dans la suite de notre travail, nous proposons de compléter ce travail en réalisant un logiciel qui sera capable de produire la feuille de centrage à travers des données d'utilisateur ce qui donne plus de précision et la possibilité d'envisager des configurations cabine qui permettront après d'avoir un centrage optimale.

Bibliographie

➤ Les ouvrages :

[01] : **Weight and balance manual.**

« Manuel de poids et chargement d'A330-200 (Air Algérie) »

[02]: **Guetting to grips with weight and balance.**

« Service client (Airbus) »

- Edition février 2004 -

[03] : **JAR-OPS.**

« Manuel des opérations aériennes Edition 2008 »

[04] : **Manuel d'exploitation d'Air Algérie.**

« 2^{eme} édition – avril 2008 »

[05]: **Aircraft weight and balance handbook.**

«DOC H-8083-1A» (FAA)

[06] : **Elaboration d'un logiciel de chargement et centrage des avions.**

« Projet de fin d'étude, opérations 1999 (DA.Blida) »

- Par M^r : OULD SIDI MOHAMED MAHMOUD-

- Encadré par: M^r : DRIOUECHE MOULOUD-

[07] : **Organisation d'une escale type et automatisation de la fonction contrôle de chargement au sein d'une escale.**

« Projet de fin d'étude ; opérations 2001 (DA.Blida) »

- Par M^r : ADEL TINE -

- Encadré par: M^r DRIOUECHE MOULOUD-

[08]: **Aérodynamique , Mécanique du vol.**

«Département transport aérien, ENAC 1988»

-Par : J.C.RIPOLL-

[09] : **Les opérations aériennes(TOME1), limites d'utilisation.**

« ENAC, Edition 1987 »

-Par : M .MARTIN-

➤ Les sites Internet :

[10]: www.flyingway.com

[11]: www.recherche.enac.fr/opti/facile

[12]: www.smartcockpit.com

[13]: www.Wikipedia.com

Annex1

Tableau d'index carburant

WEIGHT (kg)	DENSITY (kg/l)														
	0.760	0.765	0.770	0.775	0.780	0.785	0.790	0.795	0.800	0.805	0.810	0.815	0.820	0.825	0.830
2000	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2
4000	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4
6000	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6
8000	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8
10000	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8
12000	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4
14000	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1
16000	+1	+1	+1	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+3	+3	+3
18000	-1	-1	-1	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+1	+1	+1
20000	-3	-3	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-1	-1	-1
22000	-5	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-3	-3	-3	-3
24000	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-5	-5	-5	-5	-5
26000	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7
28000	-10	-10	-10	-10	-10	-9	-9	-9	-9	-9	-9	-9	-9	-9	-9
30000	-12	-12	-12	-11	-11	-11	-11	-11	-11	-11	-11	-11	-11	-10	-10
32000	-13	-13	-13	-13	-13	-13	-13	-13	-13	-13	-12	-12	-12	-12	-12
34000	-15	-15	-15	-15	-15	-15	-15	-14	-14	-14	-14	-14	-14	-14	-14
36000	-17	-17	-17	-16	-16	-16	-16	-16	-16	-16	-16	-16	-16	-16	-16
36500	-17	-17	-17	-17	-17	-17	-17	-17	-16	-16	-16	-16	-16	-16	-16
37000	-12	-12	-12	-12	-12	-12	-12	-11	-11	-11	-11	-11	-11	-11	-11
37500	-7	-7	-7	-7	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6
38000	-2	-2	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
38500	+4	+4	+4	+4	+4	+4	+4	+4	+4	+4	+4	+5	+5	+5	+5
39000	+8	+8	+8	+8	+8	+8	+8	+8	+8	+8	+9	+9	+9	+9	+9
41500	+6	+6	+6	+6	+6	+6	+6	+6	+6	+6	+7	+7	+7	+7	+7
44000	+4	+4	+4	+4	+4	+4	+4	+4	+4	+5	+5	+5	+5	+5	+5
46500	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+3	+3	+3	+3	+3	+3	+3	+3	+3
49000	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1
51500	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0
54000	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-2	-2	-2	-2
56500	-1	-1	-1	-1	-1	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-3
59000	-1	-1	-1	-1	-1	-2	-2	-2	-2	-2	-3	-3	-3	-3	-3
61500	+0	+0	-1	-1	-1	-1	-2	-2	-2	-2	-2	-3	-3	-3	-3
64000	+1	+1	+0	+0	+0	-1	-1	-1	-2	-2	-2	-2	-3	-3	-3
66500	+3	+2	+2	+1	+1	+1	+0	+0	-1	-1	-1	-2	-2	-2	-2
69000	+5	+4	+4	+3	+3	+2	+2	+1	+1	+0	+0	+0	-1	-1	-1
71000	+7	+6	+6	+5	+5	+4	+3	+3	+2	+2	+1	+1	+1	+0	+0
73000	+8	+8	+8	+7	+7	+6	+6	+5	+4	+4	+3	+3	+2	+2	+1

WEIGHT (kg)	DENSITY (kg/l)														
	0.760	0.765	0.770	0.775	0.780	0.785	0.790	0.795	0.800	0.805	0.810	0.815	0.820	0.825	0.830
75000	+7	+7	+7	+7	+7	+7	+7	+7	+7	+6	+5	+5	+4	+3	+3
77000	+7	+7	+7	+7	+7	+7	+7	+7	+7	+7	+7	+7	+6	+6	+5
79000	+6	+6	+6	+6	+6	+6	+6	+6	+6	+6	+6	+6	+6	+6	+6
81000	+5	+5	+5	+5	+5	+5	+5	+6	+6	+6	+6	+6	+6	+6	+6
83000	+4	+4	+4	+4	+4	+4	+5	+5	+5	+5	+5	+5	+5	+5	+5
85000	+3	+3	+3	+3	+3	+3	+4	+4	+4	+4	+4	+4	+4	+4	+4
87000	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+3	+3	+3	+3	+3	+3	+3	+3	+3
89000	+1	+1	+1	+1	+1	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+3
91000	+0	+0	+0	+0	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+2
93000	-1	-1	-1	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+1
95000	-2	-2	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	+0	+0
97000	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-1	-1	-1
99000	-3	-3	-3	-3	-3	-3	-3	-3	-3	-3	-3	-2	-2	-2	-2
101000	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-3	-3	-3	-3	-3
103000	-6	-6	-5	-5	-5	-5	-5	-5	-5	-4	-4	-4	-4	-4	-4
105000	-8	-7	-7	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-5	-5	-5	-5	-5	-5
107000			-9	-8	-8	-7	-7	-7	-7	-6	-6	-6	-6	-6	-6
109000						-9	-9	-8	-8	-8	-8	-7	-7	-7	-7
111000									-9	-9	-9	-9	-8	-8	-8
113000												-9	-10	-10	-9
115000															-9
FULL	-9	-9	-9	-9	-9	-9	-9	-9	-9	-10	-10	-10	-10	-10	-10

Annexe 2

a) Les unités de chargements utilisés par la flotte Airbus.

ULD Type						
CONTAINERS						
ATA	IATA	Base Dimension		Height	Typical Volume (without shelves)	
		Length	Width			
standard	LD3	AKE (V3)	60.4 in (1534 mm)	61.5 in (1562mm)	64 in (1626mm)	4.3 m³ - 151 ft³
	LD3-46	AKG	60.4 in (1534 mm)	61.5 in (1562mm)	46 in (1168mm)	3.1 m³ - 109 ft³
		LD3-46W	AKH	60.4 in (1534 mm)	61.5 in (1562mm)	46 in (1168mm)
	LD1	AKC (V1)	60.4 in (1534 mm)	61.5 in (1562mm)	64 in (1626mm)	4.7 m³ - 166 ft³
	LD6	ALF (W3)	60.4 in (1534 mm)	125 in (3175 mm)	64 in (1626mm)	8.9 m³ - 314 ft³
	LD3-40/45	H	39.75 in (1010mm)	61.5 in (1562mm)	40 - 45 in (1016-1143mm)	2.42 m³ - 96 ft³
option	LD2	DPE	60.4 in (1534 mm)	47 in (1194 mm)	64 in (1626mm)	120 ft³
	LD4	DQP	60.4 in (1534 mm)	96 in (2432 mm)	64 in (1626mm)	202 ft³
	LD8	DQF	60.4 in (1534 mm)	96 in (2432 mm)	64 in (1626mm)	245 ft³
PALLETS						
ATA	IATA	Base Dimension		Height	Vol.	
		Length	Width			
standard	LD9	PMx	96 in (2438 mm)	125 in (3175 mm)	64 in (1626mm)	10.9 m³ - 385 ft³ (contour P) 14.6 m³ - 515 ft³ (contour F)
	LD7	PAx (A2)	88 in (2235 mm)	125 in (3175 mm)	64 in (1626mm)	10 m³ - 353 ft³ (contour P) 13.4 m³ - 473 ft³ (contour F)
		PLx	60.4 in (1534 mm)	61.5 in (1562 mm)	64 in (1626mm)	7.2 m³ - 254 ft³ (contour F)
		PKx	60.4 in (1534 mm)	61.5 in (1562 mm)	46 in (1168mm)	3.5 m³ - 123 ft³ (contour P)

ULD	Number of ULD per cargo hold FWD/AFT/BULK											
	Max weight											
ATA/IATA	A318	A319	A320	A321	A310	A300-600	A330-200	A330-300 A340-300	A340-200	A340-500	A340-600	
standard	LD3 / AKE (V3)					8/6/1*	12/10/1*	14/12/1*	18/14/1*	14/12/1*	18/12 18/10****	24/18
		3500lb (1587kg)										
	LD3-46 / AKG		2/2**/0	3/4**/0	5/5**/0	8/6/1*	12/10/1*	14/12/1*	18/14/1*	14/12/1*	18/12 18/10****	24/18
		2500 lb (1134kg)										
	LD3-46W / AKH		2/2**/0	3/4**/0	5/5**/0	4/3/1*	6/5/1*	7/6/1*	9/7/1*	7/6/1*	9/6 9/5****	12/9
		2500lb (1134kg)										
	LD1 / AKC (V1)					4/3/0	6/5/0	7/6/0	9/7/0	7/6/0	9/6 9/5****	12/9
		3500lb (1587kg)										
	LD6 / ALF (W3)					4/3/0	6/5/0	7/6/0	9/7/0	7/6/0	9/6 9/5****	12/9
		7000lb (3174kg)										
	LD3-40/45 / H		0/1** 1660lb (753kg)									
option	LD2 / DPE							0/8***	0/10***	0/8***		
		2700lb (1224kg)										
	LD4 / DQP							0/4***	0/5***	0/4***		
		5400lb (2449kg)										
LD8 / DQF							0/4***	0/5***	0/4***			
	5400lb (2449kg)											
PALLET	PMx					3/0	4/0	4/4	6/4	5/4	6/4 6/3****	8/6
		11250lb (5103kg)										
	Pax (A2)					3/0	4/0	4/4	6/5	5/4	6/4 6/3****	8/6
		10200lb (4626kg)										
	PLx					4/3/0	6/5/0	7/6/0	9/7/0	7/6/0	9/6 9/5****	12/9
PKx		2/2	3/4	5/5	8/6	12/10	14/12	18/14	14/12	18/12 18/10****	24/18	
	3500lb (1587kg)											

Annexe 3

Système de contrôle du centrage (SGCS)

Dans cette annexe, nous décrivons très succinctement le rôle et le fonctionnement du système de contrôle du centrage (Centre of Gravite contrôle Système : SGCS) afin de justifier les hypothèses retenues dans les calculs d'erreur sur le carburant. Le CGCS n'existe que sur les avions dotés d'un réservoir de trim, ce réservoir d'une capacité proche de cinq tonnes est situé très en arrière de l'avion (l'empennage arrière).il permet lorsqu'on le remplit de reculer le centre de gravité de l'avion.

L'intérêt du système est considérable puisqu'il a des améliorations importantes :

- Diminution de la consommation et de la trainée.
- Augmentation du rayon d'action.
- Flexibilité plus grande dans le chargement de l'avion.

Actuellement, la majorité des avions sont équipés du CGCS, surtout dans la gamme Airbus(A310-300, A320-600R), A330 et A340-200).

Fonctionnement du CGCS :

- **Le système de contrôle du centrage :**

Permet le transfert de carburant dans le réservoir de trim à partir du réservoir centra ou des réservoirs internes.

Utilise les transferts de carburant pour maintenir le centrage de l'avion dans un domaine prescrit.

Utilise le système indiquant la quantité totale de carburant à bord pour calculer le contenu de chaque réservoir.

Utilise un ordinateur spécial pour calculer le centrage de l'avion, évaluer les transferts de carburant nécessaires et contrôler le centrage.

- **Méthode de contrôle du centrage :**

Le but du CGCS est d'assurer qu'au cours du vol, le centrage de l'avion se trouve le plus près possible d'un centrage visé appartenant au domaine opérationnel.

Pour des niveaux de vol supérieur au FL200, le CGCS ne fonctionne pas pour éviter que le centrage de l'avion soit en arrière de la limite d'atterrissage en cas d'atterrissage effectué peu du temps après le décollage.

Pour des niveaux de vol supérieurs au FL200, le système maintient le centrage dans une bande de largeur 0.5% de RC en avant de la valeur visée.

La position du centre de gravité est contrôlée par transfert automatique de carburant déclenché lorsque le centrage calculé l'impose.

Le système procède de telle sorte que lorsque le centrage calculé se trouve en avant de la valeur visée moins 0.5% de RC, et si le réservoir de trim n'est pas plein, le transfert de carburant soit déclenché jusqu'à ce que le centrage recherché soit atteint.

Si le réservoir de trim atteint le plein au cours du transfert, celui-ci s'arrête automatiquement.

A ce stade, le centrage de l'avion ne peut reculer que du fait de la consommation de carburant. Si l'on dépasse la limite visée, une quantité du carburant est transférée à l'avant de façon à avancer le centre de gravité de 0.5% de RC.

Lorsque l'avion descend en dessous du niveau FL200, le contrôle du centrage s'arrête et le carburant restant dans le réservoir de trim est transféré à l'avant.

Ainsi, le centre de gravité est avancé suffisamment tôt pour vérifier les limites opérationnelles d'approche et d'atterrissage.