

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية
République Algérienne Démocratique et Populaire

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



دحلب البليدة
Université SAAD Dahlab de Blida



كلية علوم المهندس
Faculté des Sciences de l'Ingénieur



قسم علم الطيران
Département d'Aéronautique



===== :

Mémoire de Fin d'Études En vue de l'Obtention du Diplôme

D'Ingénieur d'État en Aéronautique

Spécialité : Navigation Aérienne.

Option : OPEARTION.



Présenté par :

Melle : Bessad Daoudia

Melle : Hamza Dounia

Encadrer par :

Mr : Mouloud Driouche





الهدف من هذا العمل هو السماح للمستعمل بتطوير القوانين والأساليب بحساب كل عنصر من كتلة الطائرة المستعملة من أجل البقاء في الحدود المسموحة و التنفيذة نقوم بعد ذلك و حسب النتائج المحصل عليها بتصميم برنامج الخاص بالطائرة هذا البرنامج الآلي يحسب التوازن ويحلل النتائج ذاتيا .
الأسلوب المتبع هو الأسلوب الموصى به من قبل الشركة المصنعة إيرباص .

Résumé

L'objet de cette travaille est de permettre à un exploitant de développer les règles, et méthodes visant à considérer chaque élément de la masse d'un avion en exploitation pour s'assurer qu'il est utilisé à l'intérieur des limitations certifiées, ou opérationnelles.

On procède après et selon les résultats obtenus à la réalisation d'un logiciel pour l'avion Airbus A330-200, Ce logiciel informatique calcule le centrage et analyse automatiquement les résultats.

La méthode utilisée est la méthode recommandée par le constructeur Airbus.

Summary

The purpose of this work is to enable an operator to develop the rules and methods to consider each element of the mass of an aircraft in operation to ensure it is used within the certified limitations, or operational.

The procedure and according to the results obtained in the realization of program for the Airbus A330-200, the program calculates the center and automatically analyzes the results.

The method used is the method recommended by the manufacturer Airbus.

Remerciements

*On remercie DIEU le tout puissant pour nous avoir donné le courage
Et la volonté d'achever ce travail.*

*On Adresse Nos Remerciements A Notre Promoteur Mr Mouloud
DRIOUCHE Pour Nous Avoir Fourni Une Aide Précieuse Tant Par
L'intérêt Qu'il A Apporté A Notre Travail Que Pour Sa Grande
Disponibilité Durant La Période De Notre Projet Et Ses Nombreux
Conseils Utiles Au Bon Déroulement Du Travail.*

*On Remercie Tous Les Ingénieurs De Le Sous Direction D'exploitation
D'Air Algérie.*

*On Tient À Témoigner Notre Gratitude À Toute Personne Ayant
Contribué De Prés Ou De Loin À Ce Travail Et Pour Leurs Soutient.
Ainsi Que Tous Les Amis De L'institut.*

*En Fin, On Remercie Messieurs Les Membres Du Jury Qui Nous Ont
Fait L'honneur De Siéger, Espérant Qu'ils Trouvent L'express
Profonds Respects Et Croire A Notre Sincère Gratitude.*

DIDICACES

Tout le mérite je le dois à mes très chers parents qui étaient à cotés durant mon existence, qui m'ont épaulé durant mes étude et veillé à ce que je reçois la meilleure éducation que ce soit. C'est à vous chère père et très chère mère que je dédie mon travail car sans vos précieux conseils, sans votre présence et soutien je ne l'aurais pas accompli. Je ne vous remercierais jamais assez mes très chers parents que dieu vous protège «NCHALLAH».

A mon cher fiancée WALID, pour son soutien aux moments difficiles de mon travail et surtout pour sa patience, et sa comprenions, je lui dis « merci d'exister ».

A mes chères frères : AHMED, Youssef, mes sœurs : AICHA, FATIM, HOUDA et ASMAA.

A toutes la famille BESSAD.

*A mes très chères amies pour son aide et encouragement :
YAKOUTA, GAZHALA, AMINA, MERJEM, FADILA, AFFAF,
MAHIRA, NAWAL, SIHAM.*

A mon binôme : HAMZA DOUNIA et leur enfant « ademe ».

*A toutes les personnes qui m'aiment et qui mon aider dans Mes études
« MERCI DIEU DE M'AVOIR AIDER ».*

BESSAD DAOUDIA.

Sommaire

Résumé

Liste des figures

Liste des tableaux

Introduction générale.....	01
----------------------------	----

Chapitre I

Généralités sur le Centrage.

I.1 Introduction.....	02
I.2.Calcul des masses et centrages	02
I.2.1.Définitions	02
I.2.1.1. Centre de gravité (CG)	02
I.2.1.2. Corde aérodynamique moyenne.....	02
I.3. Méthode de calcul de centrage	03
I.4. Le Principe d'index	04
I.5. Définition des différentes masses d'avion.....	05
I.5.1. Masse de base (Dow)	05
I.5.2. Masse maximale sans carburant (MZFW)	06
I.5.3. Masse maximale de structure au décollage (MSTOW)	06
I.5.4. Masse maximale à la mise en route (MSSUW)	07
I.5.5. Masse maximale de structure de structure à l'atterrissage MSLM	07
I.5.6. Carburant au décollage (Take-off fuel)	07
I.5.7. Charge marchandise (TL) (Traffic Load)	07
I.5.8. Charge commerciale ou payload (PL)	07

1.6. Composition de la masse de l'avion	08
1.7. Différentes parties du devis de masse.....	08
I.8. Chargement de dernière minute (LMC).....	10
I.9. Limites certifiées du centre de gravité	10
I.10. Limites de centrage opérationnelles	11
I.11. Procédure de pesé l'avion	12
I.12 conclusion.....	15

Chapitre II

Influence de Centrage sur la Stabilité d'avion.

II.1.Introduction.....	16
II.2. Définitions	16
II.2.1.Marge statique	16
II.3. Les limites du centrage (centrage avant/arrière)	17
II.3.1. Centrage avant	17
II.3.2. Centrage arrière	17
II.4. L'influence du centrage sur la consommation de carburant.....	18
II.5. Les Limite.....	19
II.6. Conclusion	20
II.7. Le Commandant de bord et le centrage.....	20
II.8. Feuille de chargement et centrage (Load and Trim Sheet)	21
II.8.1. Définition	21
II.9. Les différentes parties de la feuille de centrage version papier	22
II.10. Instruction générale pour la vérification de la feuille de chargement	23
II-11 Conclusion.....	23

Chapitre III

Méthode de calcul le Centrage.

III.1. Introduction.....	24
III.2. GénéralitésWBM1.00)	24
III.3Limitations	26
III.4.Carburant	27
III.5.Fluides	29
III.6.Personnelles	30
III.7. Aménagement intérieur.....	31
III.8. Galleys	32
III.9. Toilette	32
III.10. La soute	32
III .11. Action sur sol	33
III.12. Chapitre 2 (Portes du poids)	34
III.13. Définitions de moment et l'index	35
III.13.1 Moment	35
III.13.2. Index	36
III.13.2.1. Variation d'index	37
III.13.3.2. Index pour un le membre additionnel d'équipage	38
II.13.3.3. Index pour embarquer les passagers.....	39
III.13.3.4. Index pour le chargement de soute.....	40
III.13.3.4.1. compartiment 1.....	42
III.13.3.4.2. compartiment 2	43
III.13.3.4.3. compartiment 3.....	44
III.13.3.4.4. compartiment 4.....	45

III.13.3.4.5. Soute vrac compartiment 5.....	46
III.13.3.5. Index pour chargement du carburant.....	47
II.14. Détermination opérationnelle de limites	53
III.14.1. Principe de calcul	53
III.15. Détermination résultante de moment	53
III.15.1. Erreur sur la masse de base	54
III.15.2. Erreur sur le fret.....	55
III.15.2.1. Erreur sur la répartition du fret	55
III.15.2.1.1. Erreur avant.....	56
III.15.2.1.2. Erreur arrière	57
III.15.2.2. Erreur due à la tolérance de centrage propre à chaque équipement	58
III.15.2.3. Erreur finale sur le fret	60
III.15.3.1. Détermination de centre de gravité retenue pour chaque compartiment	61
III.15.3. 2. Erreur due à la dispersion de masse.....	62
III.15.3. 3. Erreur due à la répartition des passagers dans chaque zone	65
III.15.3. 3. 1. Erreur avant.....	65
III.15.3. 3. 2. Ecart arrière	67
III.15.3. 3. 3. Erreur finale sur les passagers	69
III.15.4. Erreur sur le carburant	69
III.15.4.1. Points critiques.....	71
III.15.4. 2. Erreur final de carburant	71
III.15.5. Ecart due aux mouvements des trains	71
III.15.6. Ecarts dus aux mouvements des becs et volets	72
III.15.7. Ecarts dus aux mouvements en cabine.....	72
III.15.8. Conclusion	77

Chapitre IV

Description de l'application de centrage.

IV.1.Introduction.....	78
IV.2. Le langage de programmation Delphi.....	78
IV.3.Le choix du langage de programmation.....	78
IV.4.Description de programme	78
IV.5.Organigrammes du programme	79
IV.5. 1. Organigramme générale	79
IV.6. Description des parties important du programme.....	79
IV.7. Les organigrammes secondaires	80
IV.7. 2. Détermination du domaine zéro fuel	81
IV.8. Les entrées du programme	82
IV.8.1. Caractéristique de l'avion	83
IV.8.2.Données passagers	83
IV.8.3.Données cargos	83
IV.8.4.Données fuel	84
IV.8.5. Données entrées à l'écran	85
IV.9. Objectifs du système propose	89
IV.10. Conclusion	90

Conclusion Générale	91
----------------------------------	-----------

Abréviations

Annexe

Bibliographie

Liste des tableaux

Chapitre II

Tableau II.1 : l'influence de centrage sur la stabilité et la manœuvrabilité.....	20
--	----

Chapitre III

Tableau III-1 : L'influence des becs et de volets.....	25
Tableau III-2 : Limite de charge compartiment 5.	27
Tableau III-3 : Les différentes H-arm du réservoir extérieur.	29
Tableau III-4 : La masse, quantité, H-arm d'huile des moteurs 1et 2.	30
Tableau III-5 : Les H-arm de tous les sièges de passagers.	31
Tableau III-6 : H-arm de bagage de capitain et first office.	32
Tableau III-7 : H-arm et masse chaque Galley.....	32
Tableau III-8 : H-arm de chaque toilette.	32
Tableau III-9 : Indication de poids opérationnelle et poids structural.	35
Tableau III-10 : Les différentes valeurs de C et K.	37
Tableau III-11 : Le H-arm de cabine OA.	39
Tableau III-12 : Les démenions de compartiment N°5.	46
Tableau III-13 : Les différentes H-arm de carburant.....	49
Tableau III-14 : Les erreurs avant et arrière des soutes.	58
Tableau III-15 : Les erreurs avant et arrière de fret.	60
Tableau III-16 : Les H-arm de cabine OA.	61
Tableau III-17 : Les H-arm de cabine OB.	62
Tableau III-18 : Les H-arm de cabine OC.	62
Tableau III-19 : Le H-arm réel de cabine OA.....	65
Tableau III-20 : Le H-arm réel de cabine OB.....	66
Tableau III-21 : Le H-arm réel de cabine OC.....	66
Tableau III-22 : Le H-arm réel de cabine OA.....	67

Tableau III-23 : Le H-arm réel de cabine OB.....	68
Tableau III-24 : Le H-arm réel de cabine OC.....	68
Tableau III-25 : Erreur final des passagers.....	69
Tableau III-26 : Ecart du aux mouvements des becs et des volets.....	72
Tableau III-27 : Configuration des becs et des volets.....	72
Tableau III-28 : Mouvements de l'arrière vers l'avant de la cabine.	74
Tableau III-29 : Mouvements de avant vers l'avant de la cabine.	76

.

LISTE DES FIGURES

Chapitre I

Figure I.1 : Masse et centrage des avions.....	01
Figure I.2 : Les différentes démentions de l'avion	02
Figure I.3 : les différentes démentions de l'avion	03
Figure I.4 : Principe d'index	04
Figure I.5 : Les différentes compositions de masse de base	05
Figure I.6 : Les différentes compositions de massa zéro fuel	06
Figure I.7 : Masse maximale de structure au décollage	06
Figure I.8 : Masse maximale de structure à atterrissage	07
Figure I.9 : Les différentes compositions de la masse d'avions.....	08
Figure I.10 : Les limites certifiées et opérationnelles	11
Figure I.12 : Schéma explicatif de pèse L'avions	12
Figure I.13 : Fiche D'enregistrement de masse et centrage.....	13
Figure I.14 : Dossier de centrage.....	14

Chapitre II

Figure II.1 : Marge statique de l'avion.....	16
Figure II.2 : Les limites de centrage.....	17
Figure II.3 : L'influence de centrage avant sur la consommation du carburant.....	18
Figure II.3 : L'influence de centrage arrière sur la consommation du carburant.....	18
Figure II.4 : Stabilité et Maniabilité d'avion.....	19
Figure II.5 : Gouverne de profondeur (Trim)	19
Figure II-6 : Réglage de « Trim » par le commandant de bord.....	20
Figure II-7 : Les différentes parties de feuille de centrage.....	22

Chapitre III

Figure III-1 : dimensions de l'avion principales.....	24
Figure III-2 : Réglage stabilisateur horizontale avant le décollage.....	25
Figure III-3 : Limites de centrage certifié.....	26
Figure III-4 : Aménagement des réservoirs du carburant.....	27
Figure III-5 : Distribution du carburant dans les réservoirs.....	28
Figure III-6 : Aménagement de la cabine.....	30
Figure III-7 : Distribution des soutes dans avion.....	33
Figure III-8 : Les différents points de levages.....	33
Figure III-9 : Quelques parties de fuselage.....	34
Figure III-10 : Position de chaque membre d'équipage.....	38
Figure III-11 : Aménagement de Soute N°1.....	41
Figure III-12 : Compartiment N°1.....	42
Figure III-13 : Compartiment N°2.....	43
Figure III-14 : Compartiment N°3.....	44
Figure III-15 : Compartiment N°4.....	45
Figure III-16 : Compartiment N°5.....	46
Figure III-17 : Distribution de carburant de chaque réservoir.....	47
Figure III-18 : H-arm du carburant total.....	51
Figure III-19 : Moment d'erreur avant pour le conteneur1.....	56
Figure III-20 : Moment d'erreur avant de palette 88.....	56
Figure III-21 : Moment d'erreur avant de palette 96.....	57
Figure III-22 : Moment d'erreur arrière de 1 ^{ère} conteneur.	57
Figure III-23 : Centre de gravité de chaque Zone.	61
Figure III-24 : Écart type.	63

Figure III-25 : Répartition avant des passagers.	65
Figure III-26 : Répartition arrière des passagers.	67
Figure III-27 : Vecteur carburant A330-200.	71
Figure III-28 : Aménagement intérieur de l'avions.	74

Chapitre IV

Figure IV-1 : Organigramme générale.	79
Figure IV-2 : Organigramme secondaire.....	80
Figure IV-3 : Organigramme Zéro fuel.	81
Figure IV-4 : Page d'accueil.	82
Figure IV- 5 : le centre de gravité et index de passagers.	83
Figure IV- 6 : le centre de gravité et index des soutes.	84
Figure IV- 7 : le centre de gravité et index du carburant.	85
Figure IV- 8 : Données entrée sur l'écran.	86
Figure IV- 9 : Données sortie sur l'écran.	87
Figure IV- 10 : Données entrée sur l'écran	87
Figure IV- 11 : Données sortie sur l'écran.	88

Abréviations

A

AZFW:	Actual Zero Fuel Weight.
ATOW:	Actual Take –Off Weight.
ALW:	Actual Landing Weight.

C

CG:	Center Gravity.
C/O:	Charge Offer.
CGPAX:	Center Gravity of passengers.
CGTF:	Centre Gravity of Total Fuel.

D

DOW:	Dray Operating Weight.
DOCG:	Dray Operating Center of Gravity.

E

EDOCG:	Error Dray Operating Centre Gravity.
---------------	---

H

H-arm:	Horizontal arm station (O) zero in length unit.
---------------	--

L

LCG:	Lading Center Gravity.
-------------	-------------------------------

M

MAC:	Mean Aerodynamic Chord.
MTOW:	Maximum Take –Off Weight.
MTW:	Maximum Taxi Weight.
MLW:	Maximum Landing Weight.
MZFW:	Maximum Zero Fuel Weight.

O

OEW:	Operation Empty Weight.
OLW:	Operation Landing Weight.
OTOW:	Operation Take –Off Weight.

P

PAX:	P assagers.
PNC:	P ersonnel N avigant C ommercial.
PNT :	P ersonnel N avigant T echnique.

R

RC:	R efrence C hord.
------------	---------------------------------

T

TOCG:	T ake- O ff C enter of G ravity.
--------------	--

W

W:	W eight.
WBM:	W eight and B alance M anual.

Z

ZFCG:	Z ero F uel C enter of G ravity.
ZFW:	Z ero F uel W eight.

Introduction Générale

Pour bénéficier des caractéristiques de performance et de qualité de vol calculées pour un avion, on devra le piloter avec une masse et une position du centre de gravité (CG) se trouvant dans les limites autorisées d'utilisation, tout en se prêtant à différentes versions de chargement, l'avion ne peut pas voler avec un nombre maximum de passagers, des réservoirs à carburant pleins et une masse maximum de bagage, le pilote devra s'assurer avant le décollage que l'avion est chargé dans les limites prescrites.

Et pour ce faire, les exploitants et les constructeurs font de plus en plus recours à l'outil informatique, A cet effet, les plans de chargement et de centrage n'ont pas échappé à cette règle, donc l'automatisation de ces derniers est devenue un impératif car on ne peut pas envisager une exploitation rationnelle d'un avion sans assurer une marge de sécurité importante et minimiser les risques d'erreurs.

Le présent mémoire est le résultat du travail effectué durant notre stage à l'aéroport (Houari Boumediene) nous avons organisé ce dernier en quatre chapitres :

- Notre étude débute par le premier chapitre nous donnons une vue globale sur le centrage.
- Dans le deuxième chapitre, en présentant l'influence de centrage sur la stabilité d'avion.
- Le troisième chapitre est consacré à la présentation du manuel (Weight and Balance Manual) avec des méthodes bien détaillées pour calculer le centrage en passant par le calcul des erreurs et des écarts « passagers, fret, carburant, mouvements des trains d'atterrissage, mouvement des becs et des voiles et les mouvements en cabine ».
- Dans le chapitre quatre L'application pratique d'un logiciel de chargement et centrage de l'avion A330 -200.
- Nous terminerons par une conclusion.

I.1.Introduction :

Le but de cette section est de présenter l'impact de la position CG de l'avion. Sur l'avion l'exécution et les limites certifiées conçoivent le processus. D'abord il est nécessaire de définir avec précision ce qui est le centre de gravité, la manière de l'exprimer par rapport à la corde de référence (RC) et à détailler les forces appliquées sur l'avion. Ainsi vous saurez établir manuellement un devis de masse et de centrage, vous connaîtrez également le format du devis de masse et de centrage généré informatiquement.



Figure I.1 : Masse et centrage des avions.

I.2.Calcul des masses et centrages :

I.2.1.Définitions :

1.2.1.1. Centre de gravité (CG) :

Le centre de gravité ou le CG, est le point où le poids d'avions est appliqué. La position du CG doit rester dans certaines limites pour assurer la manœuvrabilité et la stabilité de l'avion et aussi l'intégrité de la structure de l'avion.

1.2.1.2. Corde aérodynamique moyenne :

Toutes les limitations et définitions sont reliées à l'utilisation d'aspects de poids et d'équilibre ce qui s'appelle la corde aérodynamique moyenne (MAC) ou la corde de référence (RC).

Le MAC est une ligne de référence définie par le constructeur. La position et les dimensions de cette ligne de référence sont mentionnées de la manuelle de poids et d'équilibre (chapitre 1.00.05 de WBM)

Le centrage sera exprimé en pourcentage de cette MAC.

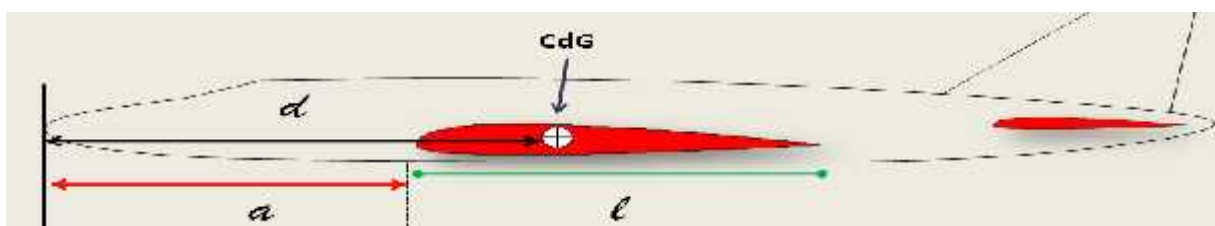


Figure I.2 : Les différentes démentions de l'avion.

Remarque : a et l permettent la détermination du corde moyenne de référence.

$$\text{MAC}\% = \frac{d-a}{l} \times 100$$

1.3. Méthode de calcul de centrage :

Avant sa mise en exploitant, 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 rectifié périodiquement.

Soit DOW la masse de l'avion à vide qui sont chargées à bord à des distances di de l'origine O.

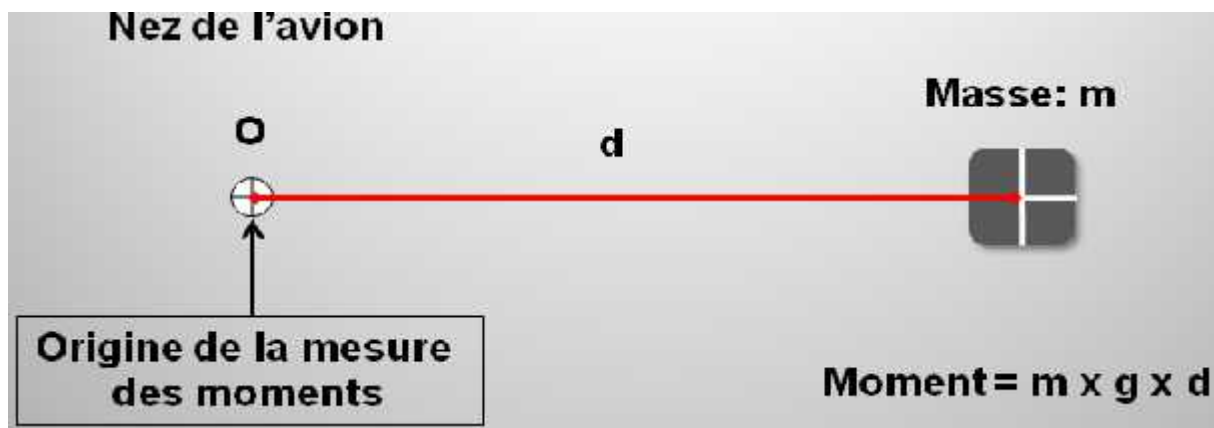


Figure I.3 : les différentes démentions de l'avion.

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

$$M_0^t (mg) = \sum_{i=0}^n M_0^t = (m_i g), \text{ avec } m_i = \sum_{i=0}^n m_i$$

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

D'où:

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

Comme on a :

$$\text{MAC}\% = \frac{d-a}{l} \times 100$$

Donc :

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

1.4. Le Principe d'index :

Définition d'index :

C'est le moment par rapport à une nouvelle origine située au milieu de l'avion.

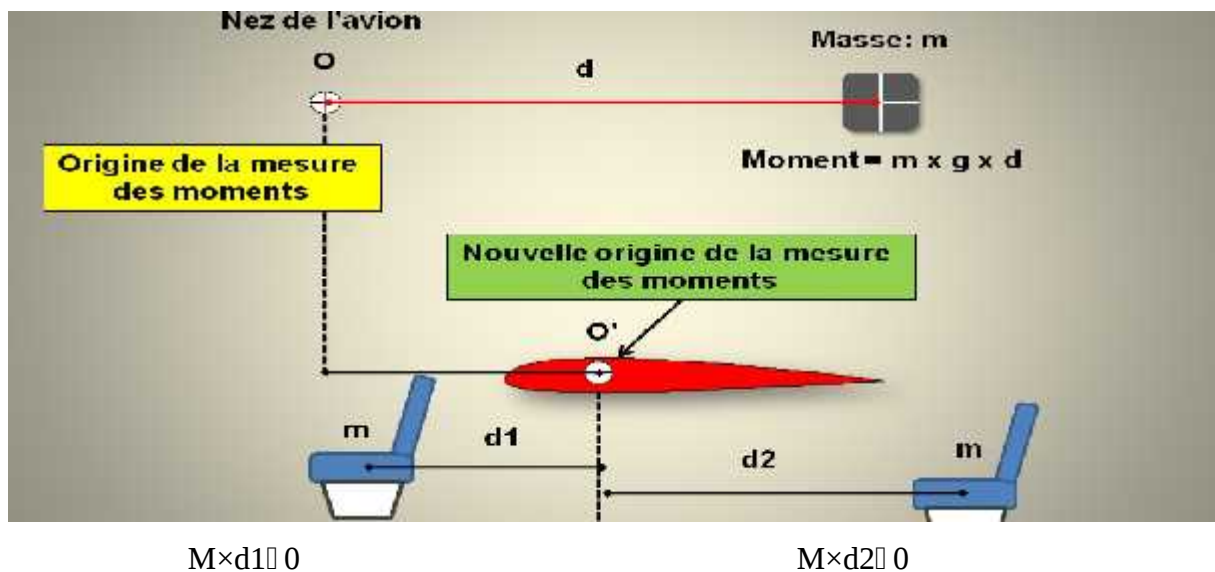


Figure I.4 : Principe d'index.

$$I = A - \frac{Mg}{B} (D-d)$$

Remarque:

A et B constants.

1.5. Définition des différentes masses d'avion :

1.5.1. Masse de base (Dow) :

Masse de l'avion prête pour une exploitation spécifique, sans carburant utilisable ni charge marchande.

Cette masse de base comprend :

- ❖ l'équipage et ses bagages.
- ❖ le commissariat et les équipements mobiles du service passagers.
- ❖ les équipements de secours spécifiques tels qu'ils sont imposés pour la route prévue.

- ❖ l'eau potable et les produits chimiques pour la route prévue.
- ❖ le commissariat spécifique tel que journaux, oreillers, couvertures,.....etc.

De ce qui vient d'être dit plus haut , il s'ensuit que plusieurs DOW ou correction à la DOW principale peuvent être publiée dans le manuel d'utilisation (UTI) ,en fonction de la composition de l'équipage , des équipement passagers, du commissariat, des équipements de secours nécessaires, et en fonction des différentes routes.

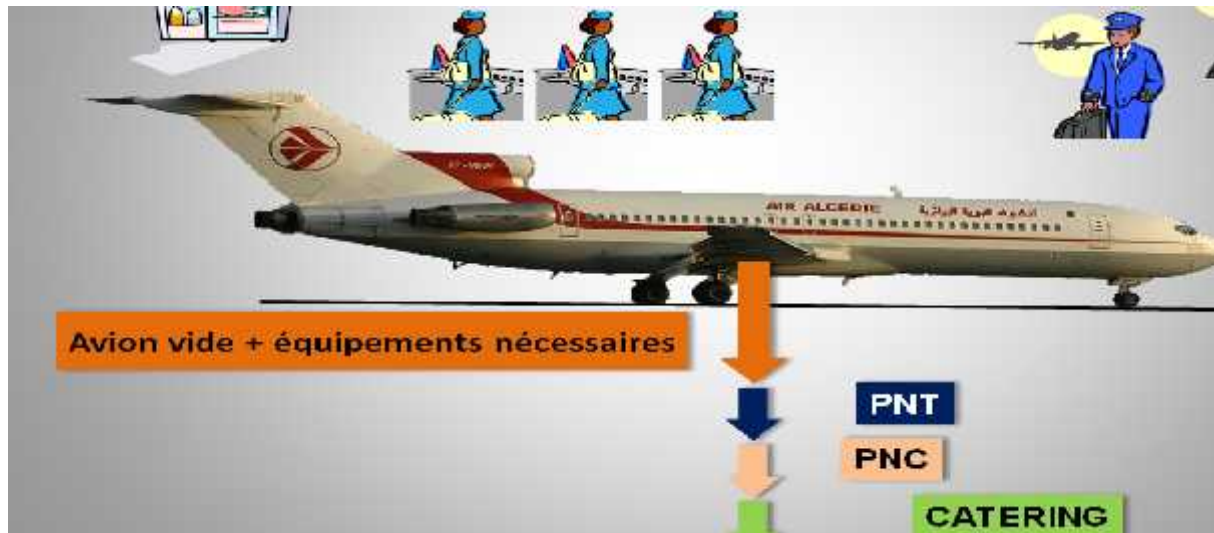


Figure I.5 : Les différentes compositions de masse de base.

1.5.2. Masse maximale sans carburant (MZFW) :

C'est la masse maximale de l'avion autorisé sans carburant utilisable à bord.

Certaines masses de carburant contenues dans certains réservoirs doivent être prises en compte dans la MZFW, lorsque cela explication mentionné dans la partie limitation du manuel UTI.

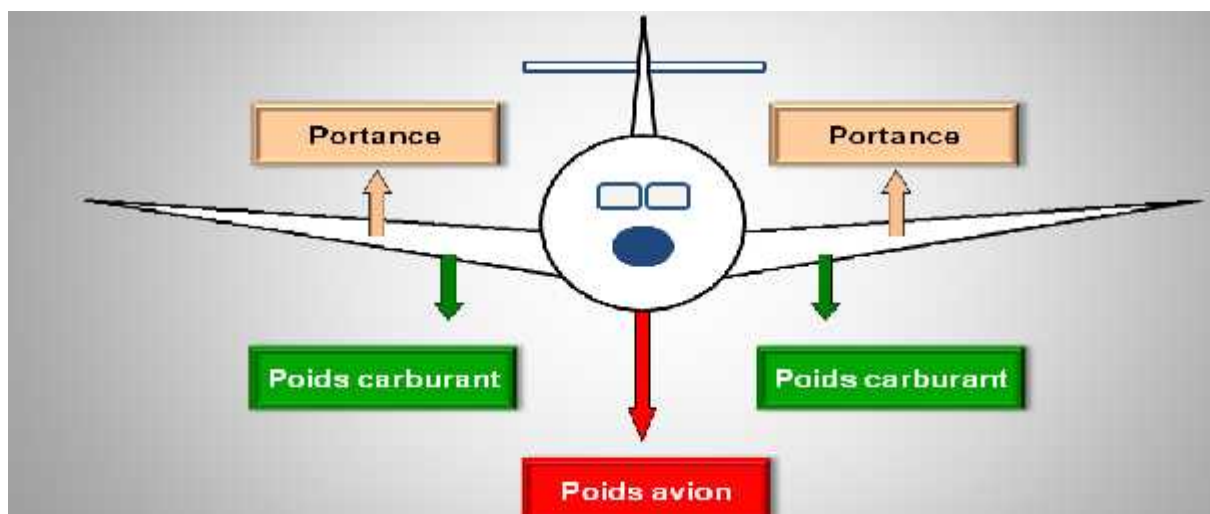


Figure I.6 : Les différentes compositions de massa zéro fuel.

1.5.3. Masse maximale de structure au décollage (MSTOW) :

C'est la masse maximale calculée par le constructeur pour tenir compte de la résistance de la structure et des trains d'atterrissage.

Remarque :

A cette masse les trains d'atterrissage doivent pouvoir subir le choc correspondant à un atterrissage avec une vitesse verticale de -360 ft/mn .



Figure I.7 : Masse maximale de structure au décollage.

1.5.4. Masse maximale à la mise en route (MSSUW) :

C'est la limitation imposée par les efforts sur les amortisseurs et en flexion sur les jambes de train d'atterrissage pendant le roulage. si nous appelons « r » la quantité de carburant nécessaire à la mise en route et au roulage nous avons :

$$\text{Masse maximale de structure à la mise en route} = \text{MSTOW} + r$$

1.5.5. Masse maximale de structure à l'atterrissage MSLM :

C'est la masse maximale calculée par le constructeur pour tenir compte de la résistance de la structure et des trains d'atterrissage.

C'est la masse maximale de l'avion autorisée à l'atterrissage en condition normales (limite structurale).

A cette masse les trains d'atterrissage doivent pouvoir subir le choc correspondant à un atterrissage avec une vitesse verticale de -600 ft/min .



Figure I.8: Masse maximale de structure à atterrissage.

1.5.6. Carburant au décollage (Take-off fuel) :

La masse du carburant à bord au décollage.

1.5.7. Charge marchandise (TL) (Traffic Load) :

C'est la masse totale des passagers bagages, fret, y compris toute charge non commerciale.

1.5.8. Charge commerciale ou payload (PL) :

C'est la masse totale de charge payante (pax, fret, postal).

1.6. Composition de la masse de l'avion :

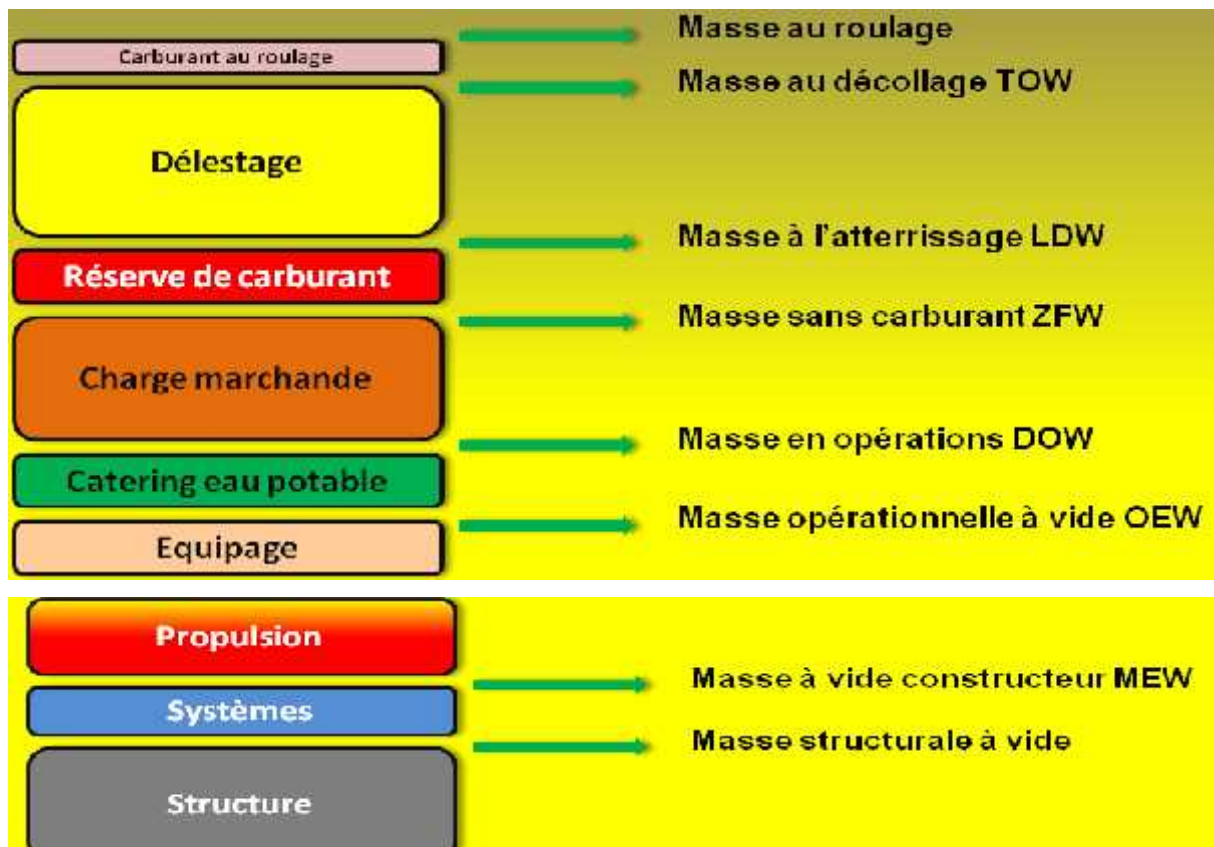


Figure (I.9) : Les différentes compositions de la masse d'avions.

1.7. Différentes parties du devis de masse :

a) partie « paramètre spécifiques de l'avion » :

- ❖ Masse de base + corrections à la masse de base (équipage) = masse de base corrigée + carburant de décollage = poids en opération.

Poids de base	
+ ou - Corrections	
= P de base corrigé	
+ Carb au Décollage ►	
= Poids en OPS ►	

b) partie « calcul de la limitation utile » :

- ❖ Maxi ZFW + Carburant au décollage = limitation ZFW.
- ❖ Masse maximale au décollage = limitation décollage.
- ❖ Max LDW + Délestage = limitation atterrissage.
- ❖ limitation utile = la plus faible des 3.

Poids maximum	Sans carb	- Délestage ▶	Atterrissage
+Carburant au Déc ▶			
		Décollage	
Lim Utile ▶			

c) partie « calcul de charge offerte » :

Lim Utile ▶			
- Poids en OPS ▶			
=Charge offerte ▶			

d) partie «calcul de la charge transportée » :

- ❖ poids pax = poids forfaitaire (M , F , CHD,INF) × Nombre.
- ❖ poids bagages :selon DCS (Departur Control System) (résultas de l'enregistrement).
- ❖ poids fret : selon LTA.
- ❖ poids courrier : selon LTA.

Dest	Nb de Pax				P Total	Distribution des Poids par soutes					PAX par Classe		
	M	F	CHD	INF		1	2	3	4	5	F	C	Y
					Tr								
					B								
					C								
					M								
T					T								

Masse des passagers à bord, déterminée à laide du système forfaitaire approuvé:

- ❖ Homme ou femme : 80 Kg.
- Enfant (2 à 12 ans inclus) : 35 Kg.
- Bébé (moins de 2 ans) :10 Kg.

e) Partie « calcul des masse avion » :

- ❖ poids pax +total soute = charge transportée.
- ❖ poids de basse corrigé +charge transportée = poids sans carburant (ZFW).
- ❖ poids sans carburant + carburant au décollage= masse au décollage.
- ❖ poids au décollage – délestage= poids à l'atterrissage.

Total soute	
+ Poids passagers	
= Charge transportée	
+ P de base corrigé	
= P sans carburant	
≤ Max	
+ Carburant au décollage	
= Poids au décollage	
≤ Max	
- Délestage total	
= Poids à l'atterrissage	

1.8. Chargement de dernière minute (LMC) :

Toute modification de dernière minute qui implique un chargement dans la masse de l'avion et son centrage, mais qui n'est pas nécessaire de faire de nouveaux devis de masse et de centrage, quand ces modification restent à l'intérieure des limites autorisées.

1.9. Limites certifiées du centre de gravité :

Les limites entre lesquelles le centre de gravité de l'avion peut se trouver, correspondent aux positions extrêmes du centre de gravité pour lesquelles l'avion a été certifié. L'usage de la plage complète des positions possibles de gravité, présume que la position du centre de gravité a été calculée sans aucune erreur.

Les limites de centrage certifiées sont données en pourcentage de RC de la masse de l'avion. Elles apparaissent dans le WBM (Weight and Ballance Manual), dans deux tableaux (pour les limites avant et un pour les limites arrière).

1.10. Limites de centrage opérationnelles :

La section **limitation** du manuel de l'avion spécifie les limites avant et arrière de centrage. Ces limites garantissent de respect des critères de certification à la stabilité et au contrôle tout au long du vol et le réglage approprié de compensation pour le décollage.

Celle-ci est plus restreinte que l'enveloppe certifiée pour tenir compte compenser que les erreurs et écarts tels que les écarts tels que les différences existant entre les masses forfaitaires et les masse réelles de passagers.

Un exploitant devrait s'assurer que ses limites sont respectées en définissant une enveloppe opérationnelle de centrage aux erreurs et les écarts ci-après :

- ❖ erreurs sur la masse de base (Dow).
- ❖ erreurs sur les passagers.
- ❖ erreurs sur le fret.
- ❖ écart causé par le mouvement des trains.
- ❖ écart causé par les mouvements des hypersustentateurs (becs et volets).
- ❖ écart causé par les mouvements en cabine.

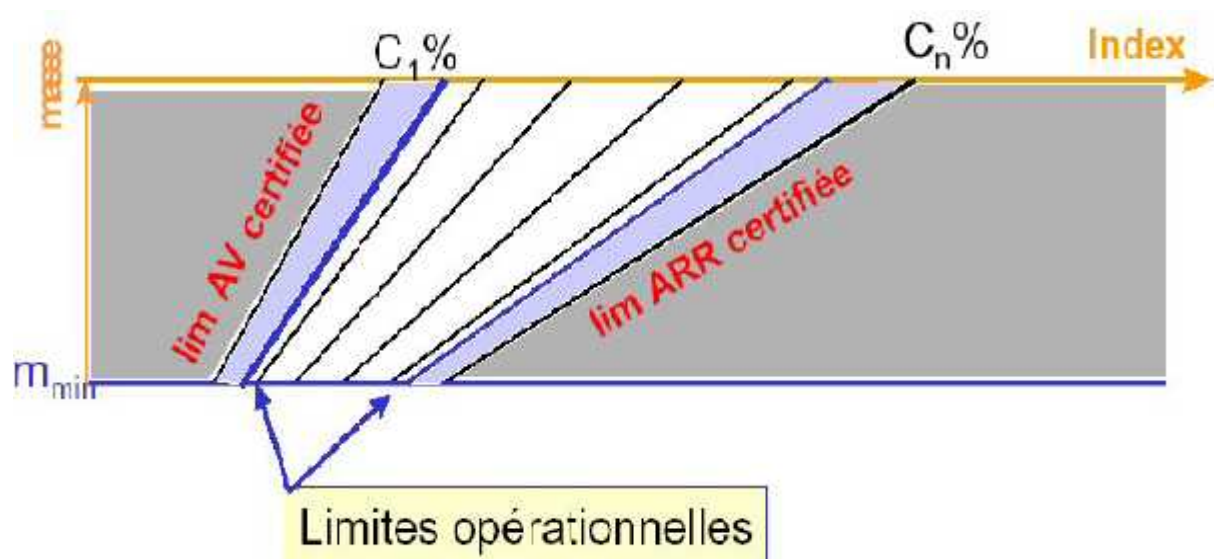


Figure I.10 : Les limites certifiées et opérationnelles.

Remarque :

Les écarts et les erreurs vers l'avant sont de signe négatif.

1.11. Procédure de pesé l'avion :

Au moment de la livraison, la piper Aircraft corporation fournit avec chaque avion sa masse de base à vide et l'emplacement du centre de gravité.

L'enlèvement ou l'addition d'équipements ou les modifications effectuées sur l'avion peuvent affecter la masse de base à vide et le centre de gravité. La procédure suivante est une procédure de pesée pour déterminer la masse de base à vide l'emplacement de centre de gravité :

1-S'assurer que tous les articles figurant sur la liste des équipements de l'avion se trouvent à l'endroit approprié dans l'avion.

2-Enlever les dépôts excessifs de saleté .de graisse, d'humidité, les éléments étrangers tels que chiffons et outils avant d'effectuer la pesée.

3-Vider les réservoirs de l'avion, ouvrir ensuite tous les orifices de purge de carburant jusqu'à ce que le carburant restant soit vidangé. Faire fonctionner le moteur sur chaque réservoir jusqu'à ce que le carburant ne pouvant pas être vidange soit utilisé et que le moteur s'arrête.

4-faire Le plein d'huile.

5- placer le siège de pilote et du Co- pilote, placer les volets en position totalement rentrer et les gouvernes en position neutre, tous les portes d'entrer et de soute à bagages doivent être fermées.

6- pesé l'avion à l'intérieure de bâtiment fermé pour éviter tous les erreurs de lecteur sur la bascule dues au vent.

7-le centre de gravité du poids à vide de base (comprend le poids des équipements optionnels, le plein d'huile et le carburant uni-utilisable) peut être déterminé en utilisant la formule suivant :

Bras de levier - Origine de la Corde

$$\text{MAC\%} = 100 \times \frac{\text{Bras de levier - Origine de la Corde}}{\text{Longueur de la Corde}}$$

Longueur de la Corde



Figure I.11 : Schéma explicatif de pesé L'avions.

Figure I.12 : Fiche D'enregistrement de masse et centrage.

[illegible]

Figure I.13 : Dossier de masse et centrage.

I.12 Conclusion:

Pour assurer la sécurité du vol d'un aéronef, il est primordial de tenir compte de sa masse et de son 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.

II.1. Introduction :

L'un des objectifs de sécurité de vol la stabilité du vol, la stabilisation de l'avion autour de son centre de gravité. Certaines avions sont équipés de commandes automatiques du vol servent à stabiliser l'avion latéralement et longitudinalement, ce qui existant depuis longtemps à travers les stabilisateurs de lacet et de tangage.

Ces commandes automatiques commencent à placer les anciennes méthodes pas dans leurs manières de fonctionner mais la nouveauté vient de la technologie.

On va voir par suite l'influence du centre de gravité et son déplacement sur la stabilité de l'avion.

II.2. Définitions :

Le **foyer** est le point particulier où s'appliquent les variations de portance dues au pilotage ou à la masse d'air. C'est à partir de ce point de référence que dépend la stabilité d'un avion, la position du centre de gravité par rapport au foyer détermine la stabilité ou la maniabilité de l'avion.

II.2.1. Marge statique :

On appelle marge statique la distance entre le foyer et le centre de gravité.

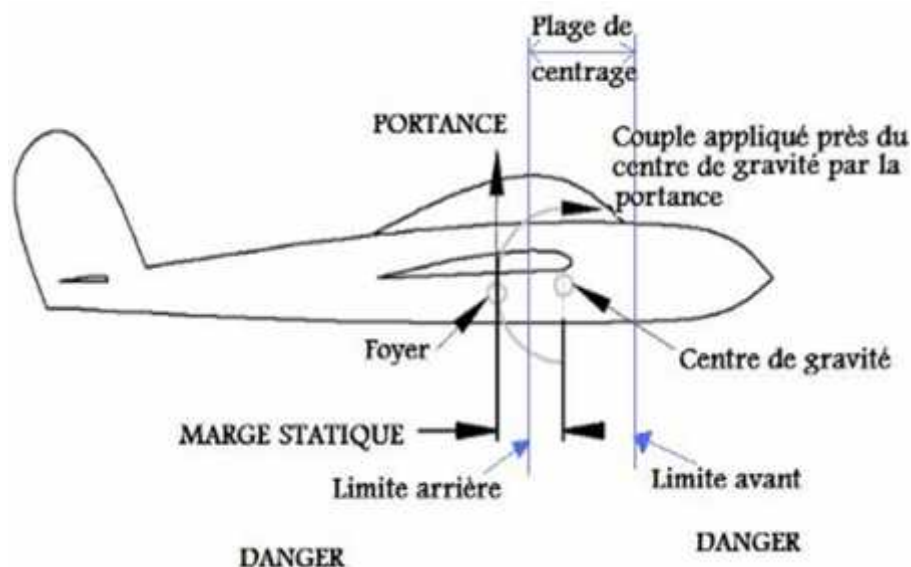


Figure II.1 : Marge statique de l'avion.

II.3. Les limites du centrage (centrage avant/arrière) :

II.3.1. Centrage avant :

Dans ce cas, on voit qu'un déplacement du centre de gravité vers l'avant a pour effet d'augmenter le bras de levier (D) et diminuer la distance (d) par conséquent les moments stabilisant ceci évidemment favorable à la stabilité.

Il ya cependant une limite au centrage avant car plus le centre de gravité avance, plus les efforts à exercer sur le gouverne (Trim) l'avion devient donc de moins en moins maniable. A la limite le braquage complète de profondeur vers le haut ne suffira plus à équilibre le moment piqueur. Donc le constructeur définit également une limite de centrage avant qui garanti une maniabilité suffisante dans toutes les configurations.

II.3.2. Centrage arrière :

Dans ce cas la distance (d) augmente, de même le moment cabrer, la distance (D) diminue, ce qui réduit le moment piqueur de l'empennage donc son effet stabilisateur.

Pour maintenir l'équilibre, il faut augmenter le braquage de la gouverne de profondeur vers le bas.

L'angle de braquage étant limité, on en déduit aisément qu'il existe une limite de centrage arrière pour laquelle le moment piqueur de l'empennage ne peut plus augmenter, la stabilité n'est plus assurée.

Pour des raisons évidentes de sécurité, le constructeur définit une limite de centrage arrière garantissant une stabilité suffisante dans toutes les configurations de vol.

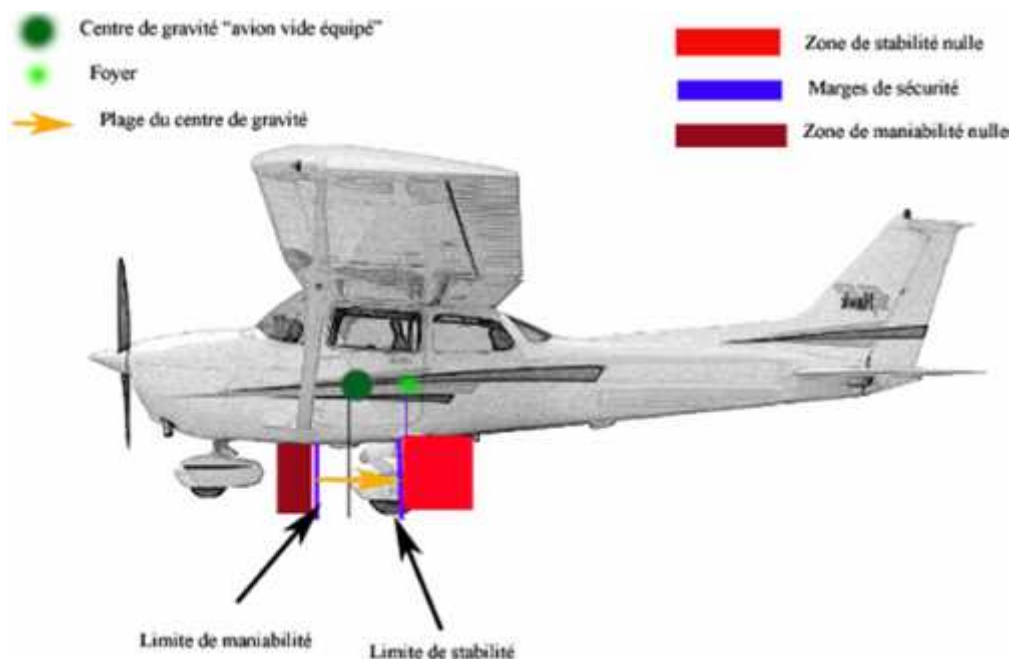


Figure II.2 : Les limites de centrage.

II.4. L'influence du centrage sur la consommation de carburant :

Avec un centrage très en avant, le moment résultant des forces aérodynamiques (Portance) et massiques (Poids) par rapport à l'axe de tangage de l'avion (Point neutre) est fortement piqueur. C'est a- que le « nez » de l'avion a tendance à descendre. Pour équilibrer cette tendance, il faut rendre l'empennage horizontal fortement « sous porteur ». Tout revient de fait à « rajouter du poids » sur l'avion, donc à augmenter sa consommation de carburant.



Figure II.3 : L'influence de centrage avant sur la consommation du carburant.

L'idéal est de centrer l'avion suffisamment vers l'arrière pour que le moment résultant soit le plus faible possible et donc que l'empennage soit faiblement sous porteur voire neutre, ce qui est la situation optimale.

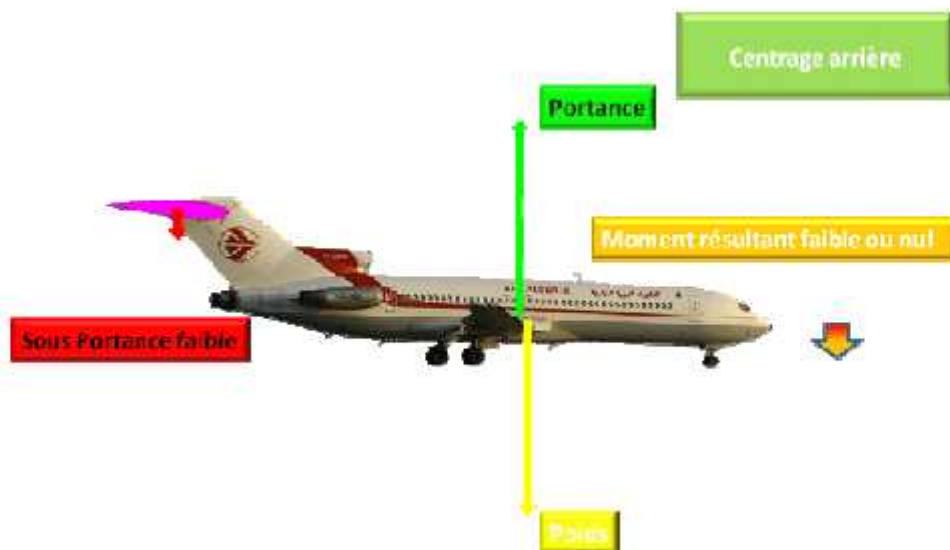


Figure II.3 : L'influence de centrage arrière sur la consommation du carburant.

II.5. Les Limites :

La limite arrière du centrage est fixée par la limite de stabilité tandis que la limite avant est déterminée par la limite de maniabilité.

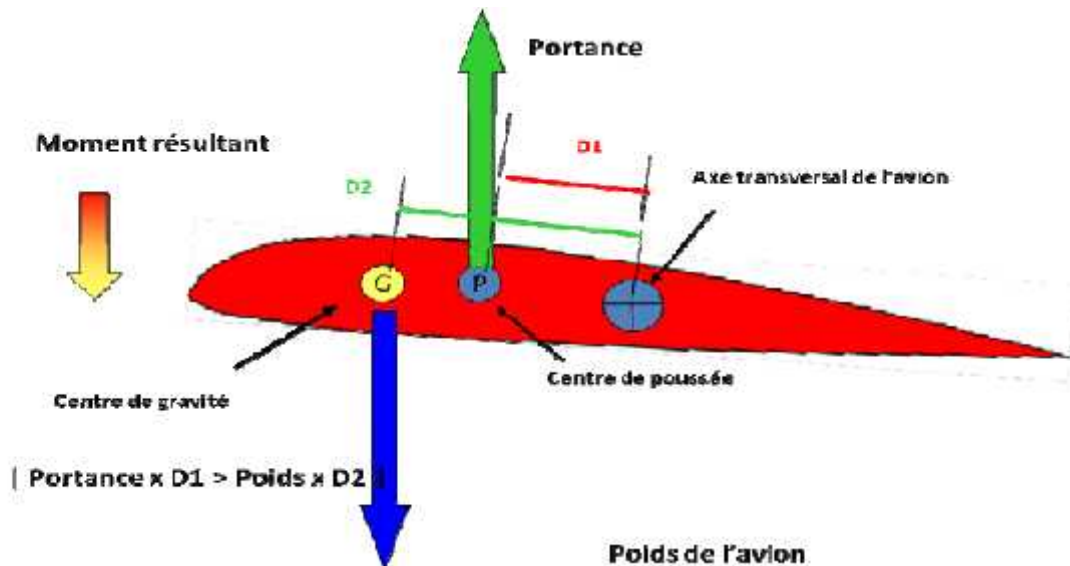


Figure II.4 : Stabilité et Maniabilité d'avion.

Le moment résultant dépend de la position centre de gravité G par rapport au centre de poussé.

Si le centre de gravité avance le moment résultant redevient « piqueur » et l'avion est à nouveau déséquilibré. Pour le rééquilibrer il faut braquer à nouveau le compensateur de profondeur (Trim).

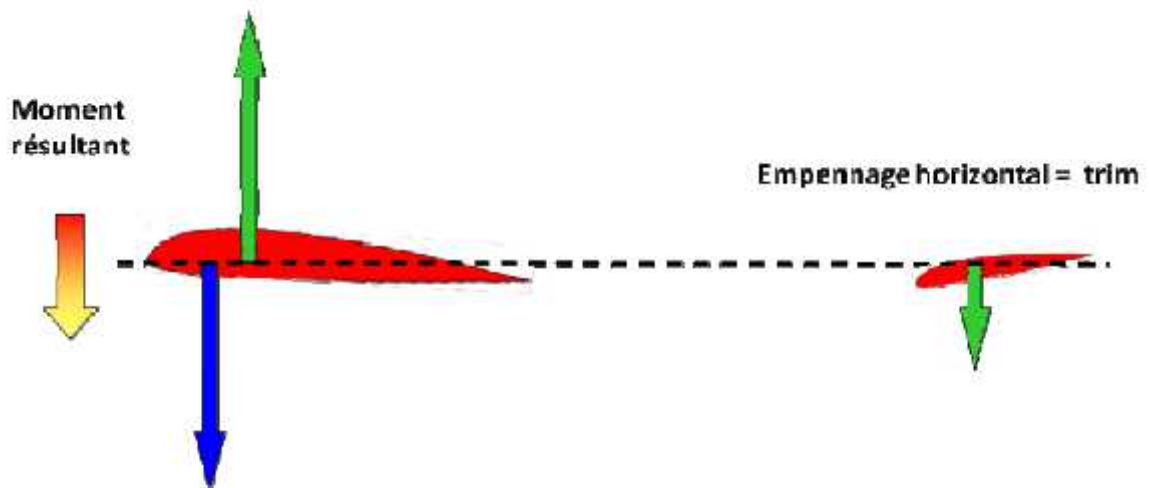


Figure II.5 : Gouverne de profondeur (Trim) .

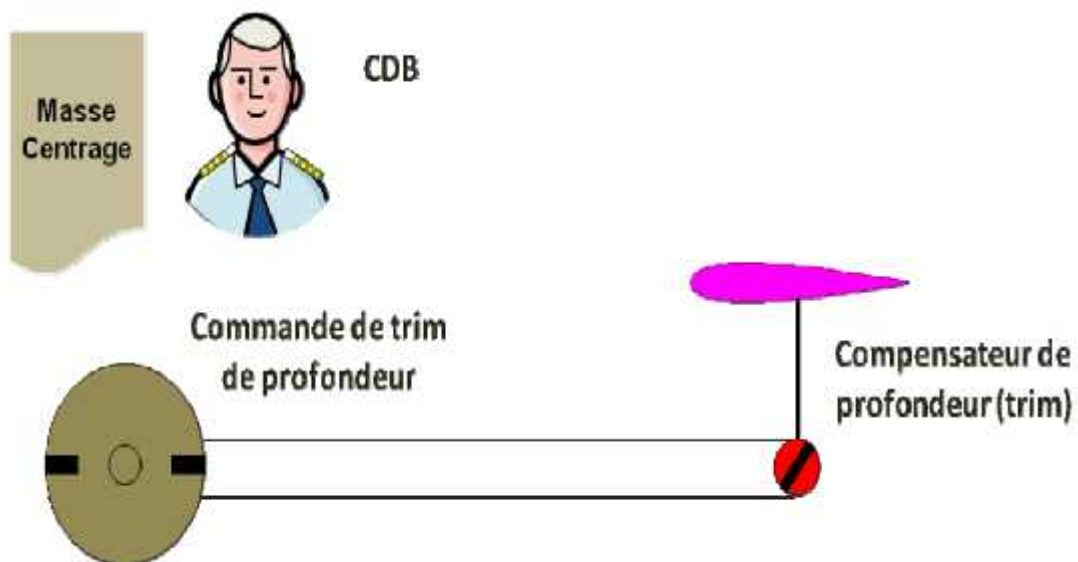
II.6. Conclusion :

	zone avant de la plage	zone arrière de la plage
Stabilité	augmente	diminue
Manœuvrabilité	diminue	augmente
Braquage gouverne de profondeur	plus important	moins important
Traînée	augmente	diminue
Consommation	augmente	diminue

Tableau II.1 : l'influence de centrage sur la stabilité et la manœuvrabilité.**II.7. Le Commandant de bord et le centrage :**

Le commandant de bord règle le compensateur de profondeur de sorte que l'empennage génère la portance nécessaire à l'équilibrage de l'avion.

Pour ce faire, il utilise une table qui en fonction du braquage des volets et de la position du centre de gravité, indique le nombre d'unités de « Trim » à afficher.

**Figure II-6 : Réglage de « Trim » par le commandant de bord.**

II.8. Feuille de chargement et centrage (Load and Trim Sheet) :

II.8.1. Définition :

La feuille de chargement est le document qui résume tous les éléments de la préparation du vol il établit au minimum, en deux exemplaires avant chaque vol.

- ❖ Un exemplaire dans la sacoche de bord.
- ❖ Et un conservé pour la compagnie à la disposition des services compétents.

Le commandant doit s'assurer qu'avant chaque vol une " feuille de chargement et centrage " est établie sous une forme correcte et est conforme aux masses avion et aux limitations du CG certifiées.

- ❖ Le chargement correct de l'avion est la responsabilité légale du commandant. Dans la pratique, les dispatchers accomplissent la préparation de la feuille de chargement et centrage. La personne établissant la feuille de chargement et centrage confirme la répartition correcte de la charge avec sa signature sur le formulaire.
- ❖ Le commandant doit s'assurer que la charge est distribuée d'une façon correcte et sûre et est correctement arrimée et fixée.

Le commandant doit considérer les hypothèses suivantes :

- ❖ Le rapport de pesée donnant le poids et l'index de base de l'avion à vide a été correctement vérifié.
- ❖ Le fret a été correctement pesé et chargé selon la feuille de chargement et centrage.

Le commandant est personnellement responsable de :

Vérifier que des quantités suffisantes de carburant et de lubrifiant, avec la catégorie voulue, sont à bord, et sont chargées et distribuées correctement.

- ❖ Vérifier le calcul de la feuille de chargement et centrage.
- ❖ Accepter et signer la feuille de chargement et centrage.
- ❖ S'il est nécessaire, le commandant a la pleine autorité de modifier le chargement de l'avion, le nombre et distribution des passagers, de sièges cabine utilisables et de soutes.

La méthode pour la préparation de la feuille de chargement et centrage est donnée dans l'OPS manuel - chapitre CHARGEMENT.

Les limites du CG données dans la feuille de chargement et centrage incluent des tolérances pour faire face à la combinaison de l'erreur indépendante.

II.9. Les différentes parties de la feuille de centrage version papier :

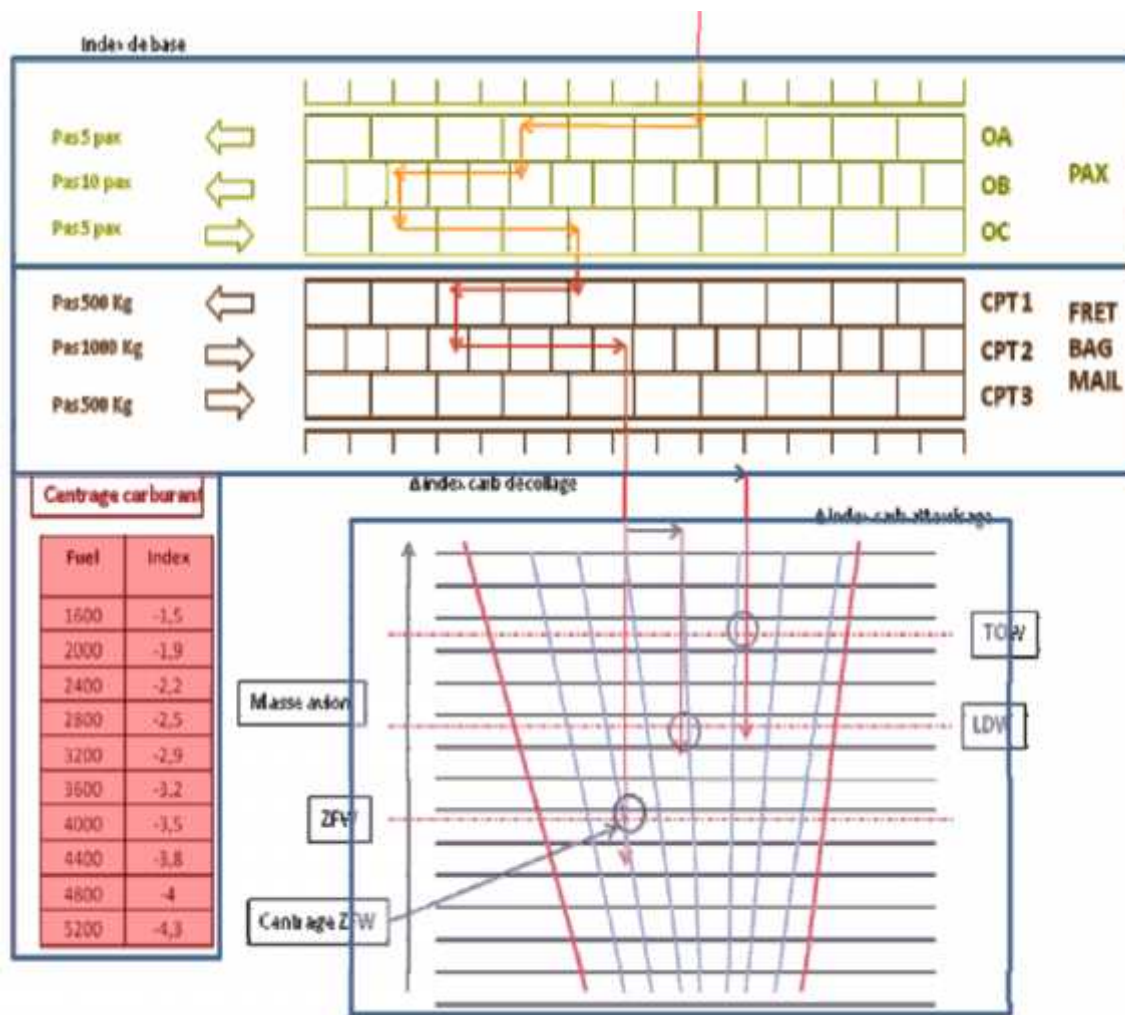


Figure II-7 : Les différentes parties de feuille de centrage.

a-Partie centrage des passagers : ZONE

On entre dans cette partie avec l'index de base corrigé et on fait évoluer l'index en fonction du nombre de passagers dans chacune des sections cabine en respectant la valeur et le sens du pas.

b. Partie centrage des soutes : ZONE

On entre dans cette partie avec l'index de base corrigé auquel on a appliqué la variation d'index due aux passagers, et on fait évoluer l'index en fonction du poids des charges placées dans les différents compartiments en respectant la valeur et le sens du pas.

c. Partie centrage du carburant : ZONE

On entre dans ce graphique avec l'index ZFW et on trace une ligne descendante jusqu'à intercepter la ligne horizontale correspondant au ZFW on lit le centrage ZFW en % de MAC.

d. Partie détermination graphique du centrage : ZONE

On entre avec l'index ZFW augmenté de la variation d'index due au carburant au décollage, c'est à- dire l'index du TOW et on trace une ligne descendante jusqu'à intercepter la ligne horizontale correspondant au TOW on lit le centrage TOW en % de MAC.

On entre avec l'index ZFW augmenté de la variation d'index due au carburant à l'atterrissage, c'est-à-dire l'index du LDW et on trace une ligne descendante jusqu'à intercepter la ligne horizontale correspondant au LDW on lit le centrage LDW en % de MAC.

II.10. Instruction générale pour la vérification de la feuille de chargement :

Le commandant de bord recalculera la feuille de chargement et centrage en considérant le changement de dernière minute et en prêtant une attention particulière à :

- ❖ L'immatriculation et type de l'avion.
- ❖ Numéro de vol et date.
- ❖ Identité du commandant de bord.
- ❖ Identité de la personne qui a préparé le document.
- ❖ Masse de base et centrage correspondant de l'avion.
- ❖ Masse du carburant au décollage et masse carburant d'étape.
- ❖ Masse des produits consommables autres que le carburant.
- ❖ Composition du chargement, comprenant passagers, bagages, fret et ballast.
- ❖ Masse au décollage, masse à l'atterrissage et masse sans carburant.
- ❖ Répartition du chargement.
- ❖ Positions applicables du centre de gravité de l'avion.
- ❖ Et limites des valeurs de masse et de centrage.

Au cas où une feuille automatisée de chargement et centrage est produite, les données ci-dessus peuvent être vérifiées, le calcul est supposé être correct.

Le commandant de bord signera la feuille de chargement et centrage après l'avoir vérifié.

II-11 Conclusion:

Le centre de gravité est un facteur de première importance en ce qui concerne les caractéristiques aérodynamiques :

- ✓ Centré trop à l'avant, votre avion piquera irrémédiablement du nez, vous obligeant à exercer une action à cabrer sur le manche de la profondeur pour tenir une ligne de vol.
- ✓ Centré trop à l'arrière, votre avion volera « sur la queue » vous obligeant à exercer une action à pousser sur le manche de la profondeur pour tenir une ligne de vol, de plus si le centrage arrière de l'appareil est trop important, il pourra entraîner le décrochage de l'avion « Perte de la portance ».

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:

1-Chapitre 0 : Disposition des pages d'introduction :

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

2- Chapitre 1 : Poids et contrôle d'équilibre :

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

3-Chapitre 2 : rapport de pesé :

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

III.2. 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 (dimensions de l'avion principales) (main aircraft dimensions)

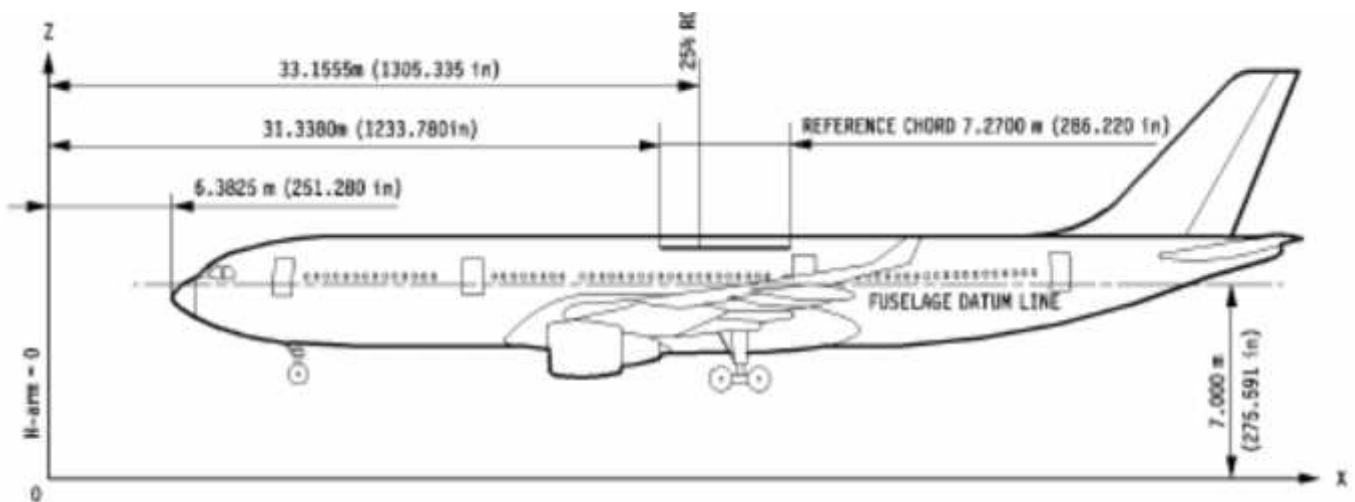


Figure III-1 : dimensions de l'avion principales.

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 1.00.09 :

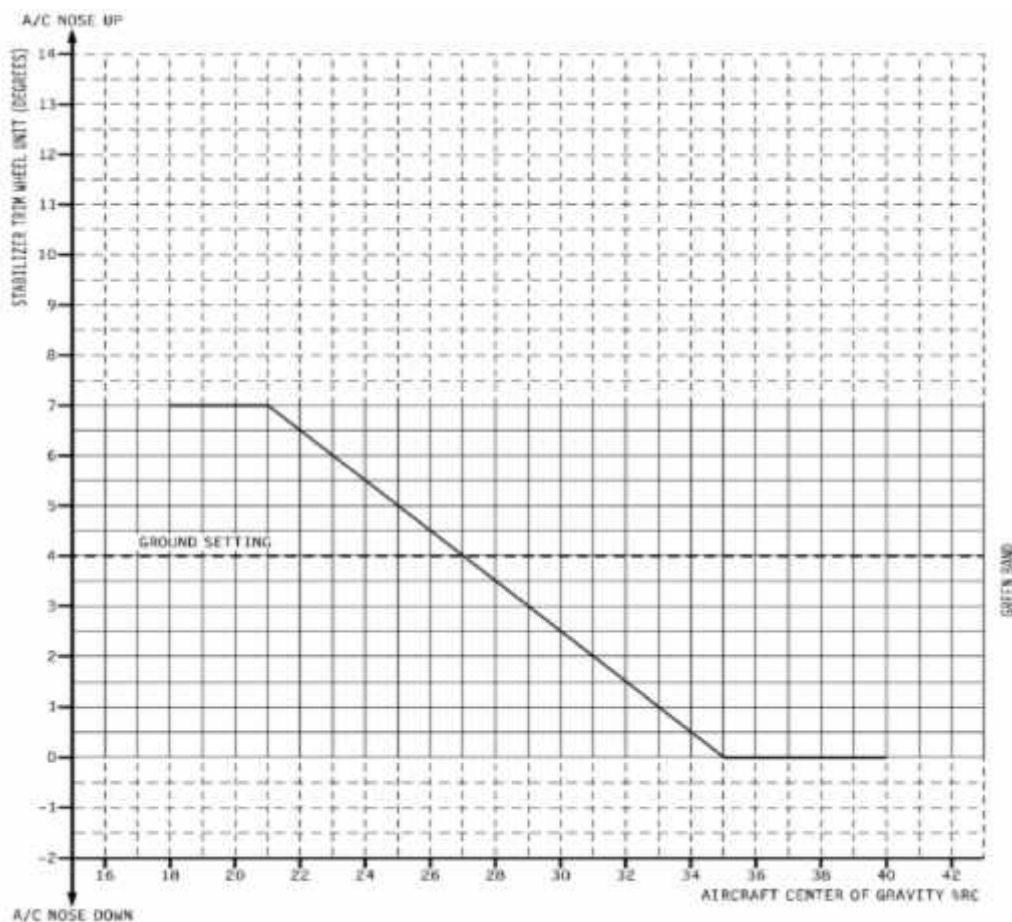


Figure III-2 : Réglage stabilisateur horizontale avant le décollage.

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.

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

Tableau III-1 : L'influence des becs et de volets.

Exemple : A330-200 :**B. Thrust reverser extension**

Thrust reverser = Nègligible

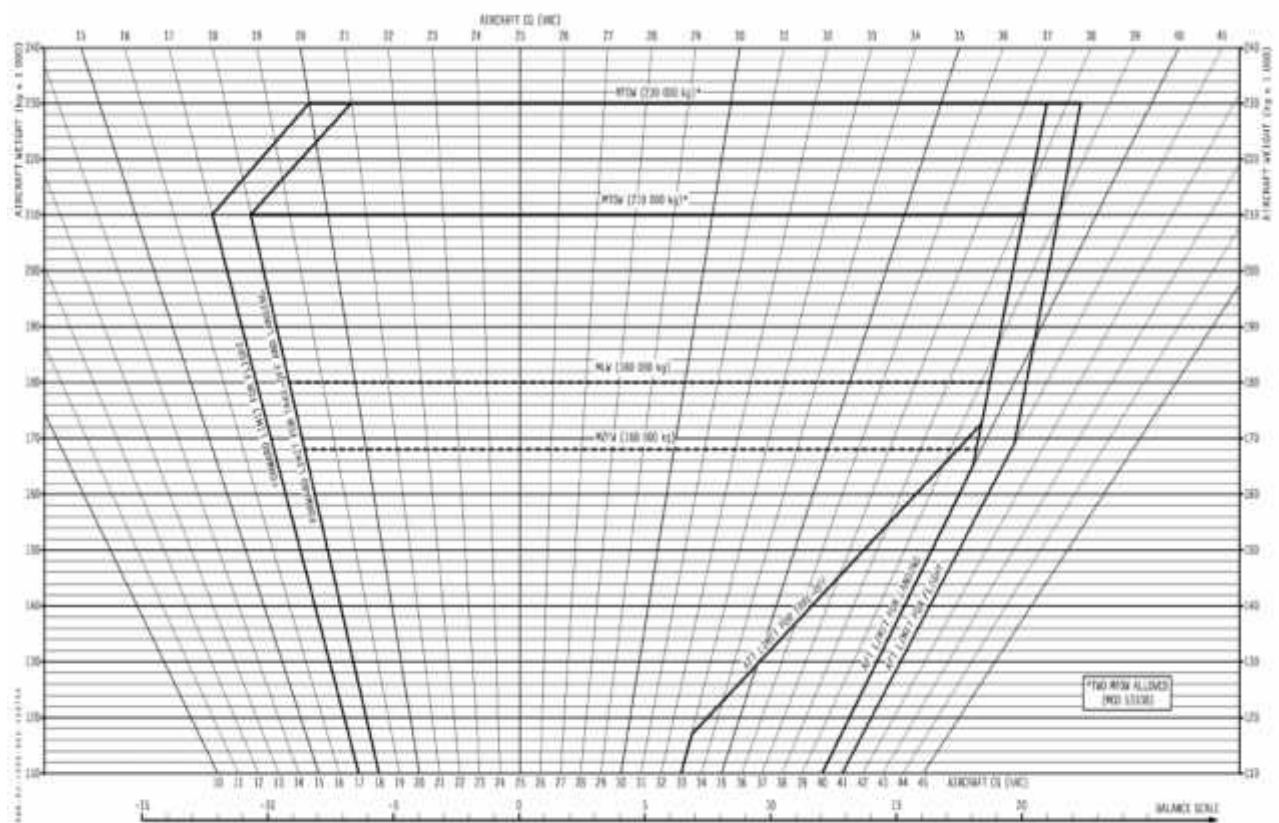
C. Landing gear retraction

Nose landing gear = - 1 018 kgm

Main landing gear = - 5 659 kgm

NOTE : The aircraft is weighed with slats, flaps and thrust reverser retracted.**III.3. Limitations :**

Ce chapitre traite les différentes limitations de poids et d'équilibre appliquées à l'avion. Les premières limites certifiées, c.-à-d. les poids maximum et les limites certifiées de CG sont le point de départ pour détermination de l'enveloppe opérationnelle de vol.

Exemple A330 -200 : WBM 1.00.10 :**Figure III-3 : Limites de centrage certifié.**

D'autres limitations 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 (compartiment 5)

SECTION DESIGNATION	FRAME STATION	MAX LOAD CAPACITY	
		(kg)	(lb)
51	65A to 67	339	748
52	65A to 69/69A	1 413	3 113
53	69/69A to 73	1 716	3 784
Total	65A to 73	3 468	7 645

Tableau III-2 : Limite de charge compartiment 5.

Les paragraphes 1.10.05 à 1.10.07 traitent le chargement de soute et donner les règles et les recommandations pour les limitations de poids, endroit, attachant vers le bas de chaque type de charge (nombre de récipient, poids maximum, facteur de charge).

III.4. Carburant :

Ce chapitre 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.

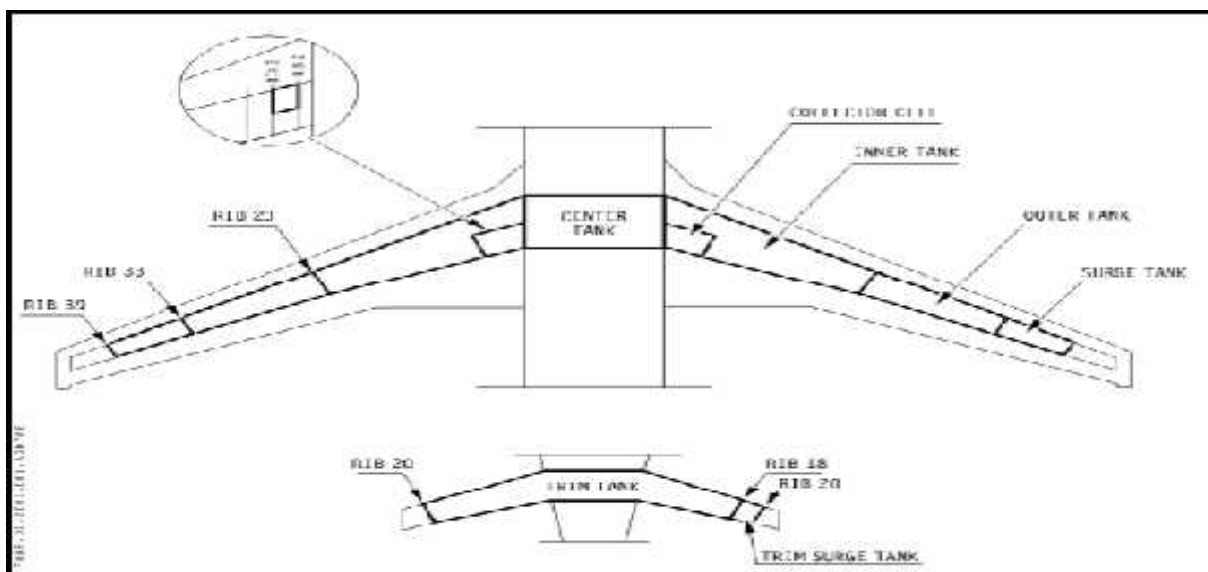


Figure III-4 : Aménagement des réservoirs du carburant.

Note :

Il est important de noter la valeur de densité utilisé dans le WBM.

Le détail le réapprovisionnement en combustible d'avion de l'ordre de réservoirs :

Exemple : A330-200**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.

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

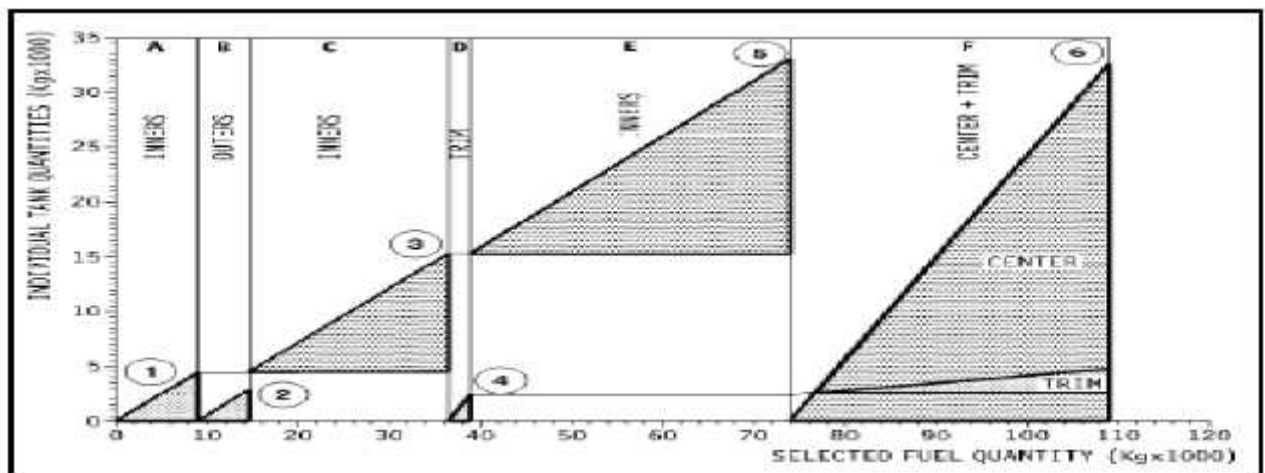


Figure III-5 : Distribution du carburant dans les réservoirs.

Comme remarquable au-dessous du graphique dans cet exemple :

- ❖ 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 choisie, il pourrait être plus ou moins de carburant dans un réservoir donné en fonction de la valeur de la densité du carburant.

L'addition au graphique ci-dessus, un deuxième graphique présente les variations de la CG. Du carburant chargé sur l'avion et une table donne toutes les coordonnées de ce graphique.

Exemple : A330-200

Quantity (l)	H-arm (m)	Y-arm (m)
200	37.386	18.020
400	37.494	18.144
600	37.556	18.229
800	37.610	18.313
1 000	37.655	18.390
1 200	37.705	18.480
1 400	37.742	18.547
1 600	37.806	18.669
1 800	37.856	18.767
2 000	37.926	18.898
2 200	37.986	19.014
2 400	38.062	19.158
2 600	38.135	19.295
2 800	38.212	19.439
3 000	38.295	19.592
3 200	38.378	19.745
3 400	38.463	19.902
3 600	38.555	20.069
3 650	38.579	20.111

Tableau III-3 : Les différentes H-arm du réservoir extérieur.

Remarque:

Le tableau et graphique correspondant sont conçus pour la densité standard de carburant de WBM (0.78kg/l ou 0.782 kg/l), toutes les fois que cette table doit être faire pour une autre densité.

III.5. Fluides :

Ce chapitre décrit dans WBM (1.30.00) 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 WBM fournit l'information sur le poids et le H-arm des fluides.

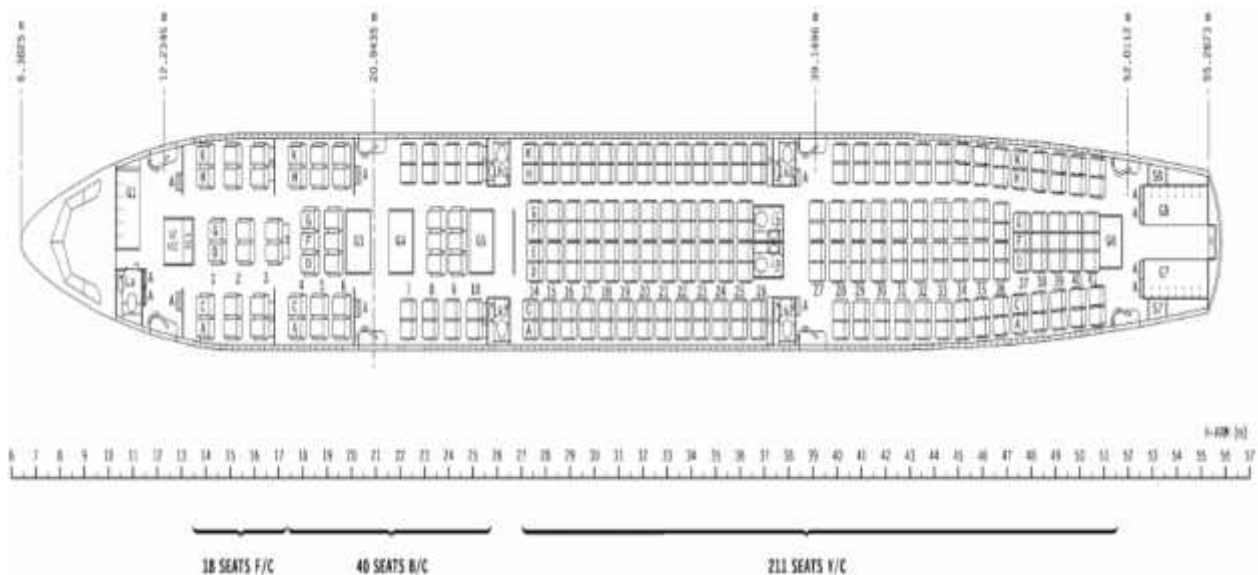
Exemple : A330-200**A. Engine Oil**

LOCATION	QUANTITY		WEIGHT		H-ARM	
	(l)	(US gal)	(kg)	(lb)	(m)	(in)
Engine 1	35	9.25	35	77.16	27.953	1100.51
Engine 2	35	9.25	35	77.16	27.953	1100.51

Tableau III-4: La masse, quantité, H-arm d'huile des moteurs 1et 2.**III.6. Personnelles :**

Cette section décrit dans WBM (1.40.00) 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 les WBM (1.40.03).

**Figure III-6: Aménagement de la cabine.**

Dans la section 1.40.04 on trouve tous les positions des sièges :

ROW N°	WINDOW SEATS (lines A, C, H, K)			CENTER SEATS (lines D, E, F, G)	
	H-ARM (m)	NUMBER PAX		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	-	-
7	22.317	2	2	-	-
8	23.231	2	2	23.460	3
9	24.146	2	2	24.374	3
10	25.060	2	2	-	-
14	27.383	2	2	27.536	4
15	28.196	2	2	28.348	4
16	29.009	2	2	29.161	4
17	29.796	2	2	29.974	4
18	30.584	2	2	30.787	4
19	31.371	2	2	31.600	4
20	32.158	2	2	32.412	4
21	32.946	2	2	33.225	4
22	33.733	2	2	34.038	4
23	34.521	2	2	34.851	4
24	35.308	2	2	35.664	4
25	36.095	2	2	36.476	4
26	36.883	2	2	-	-
27	-	-	-	39.270	4
28	40.236	2	2	40.083	4
29	41.048	2	2	40.896	4
30	41.861	2	2	41.709	4
31	42.674	2	2	42.496	4
32	43.487	2	2	43.284	4
33	44.300	2	2	44.071	4
34	45.133	2	2	44.858	4
35	45.919	2	2	45.646	4
36	46.730	2	2	46.433	4
37	47.515	2	2	47.271	3
38	48.301	2	2	48.059	3
39	49.087	2	2	48.846	3
40	49.874	2	2	49.634	3
41	50.659	2	2	50.421	3

Tableau III-5: Les H-arm de tous les sièges de passagers.

III.7. Aménagement intérieur:

Cette section 1.50.00 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.

Exemple A333-200 :**A. Briefcase stowages**

LOCATION	H-ARM		MAX LOAD	
	(m)	(in)	(kg)	(lb)
Left hand (Captain)	8.920	351.18	12.0	26.46
Right hand (First officer)	8.920	351.18	12.0	26.46

Tableau III-6: H-arm de bagage de capitane et first officer.**III.8. Galleys :**

La position de chaque galley est trouvée dans les figures 1.40.03.

La table ci-dessous donne le H-arm de chaque galley et le poids maximum.

CABIN LOCATION	REF N°	H ARM (m)	MAX LOAD (kg)
Fwd	G1	10.765	931.0
Fwd	G2	12.838	902.0
Fwd	G3	20.258	756.0
Mid	G4	22.087	728.0
Mid	G5	25.363	706.0
Aft	G6	51.260	856.0
Aft	G7	53.968	1650.0
Aft	G8	53.968	1647.0

Tableau III-7: H-arm et masse chaque Galley.**III.9. Toilette :**

Aircraft est équipée de plusieurs toilettes donnée dans la figure 1.40.03.

La table ci-dessous donne la moyenne H-arm pour chaque toilette.

CABIN LOCATION	REF	H-ARM (m)
Fwd	La	10.800
Mid	Lh1	26.086
Mid	Lk1	26.086
Mid	Lo	37.444
Mid	Lp	37.444
Mid	Lh2	38.100
Mid	Lk2	38.100

Tableau III-8: H-arm de chaque toilette.**III.10. La soute :**

Dans WBM 1.60.00 on distingue 3 soutes :

- Soute 1 en avant comprendre les compartiments (1et2).
- Soute 2 en arrière comprendre les compartiments (3et4).
- Soute VRAQ comprendre le compartiment (5).

La position de chaque soute est présentée dans le schéma ci-dessous :

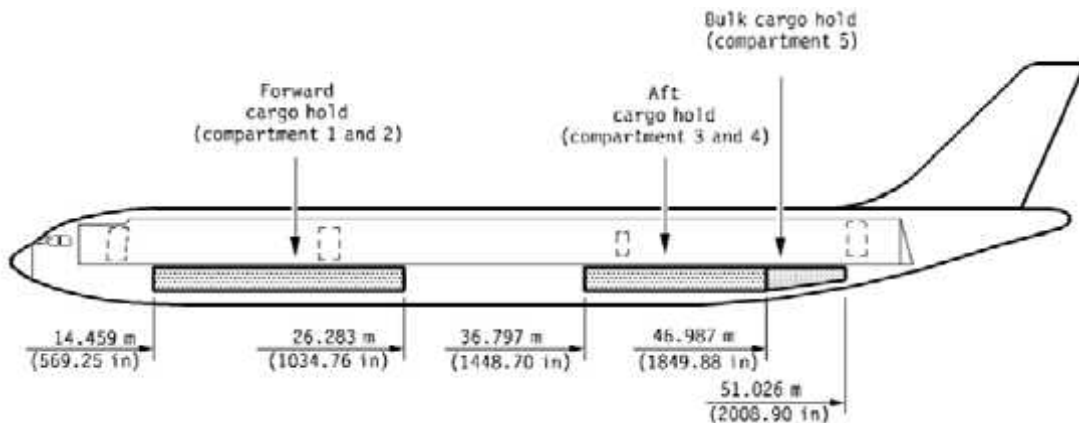


Figure III-7 : Distribution des soutes dans avion.

III .11. Action sur sol :

Cette section contient l'information sur des appuis de levage, pesant sur des crics ou sur les roues, et le CG calculs.

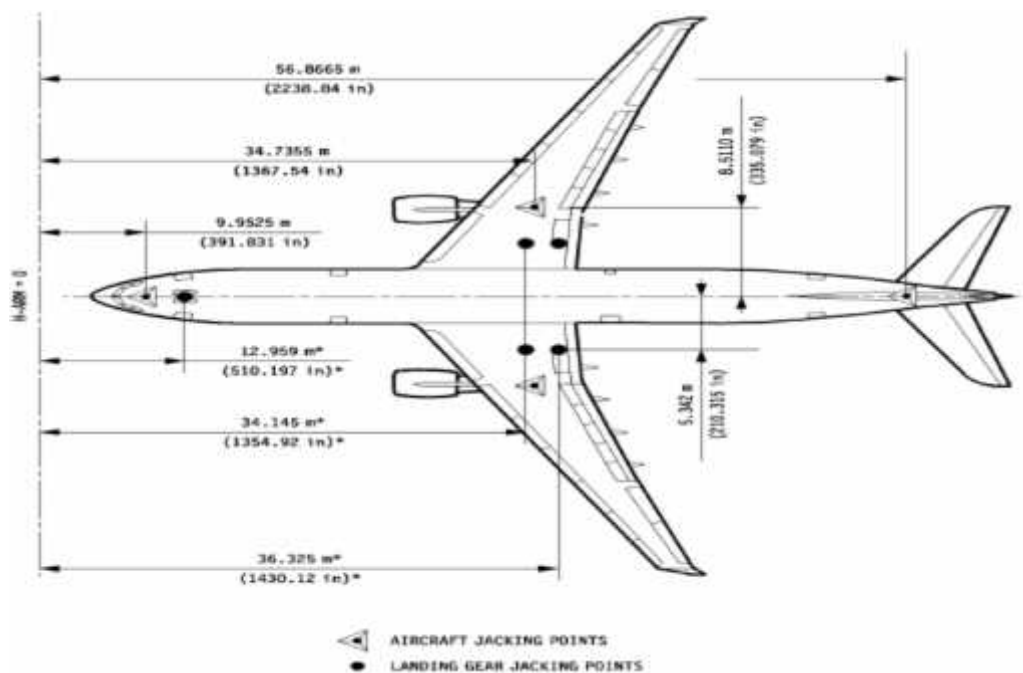
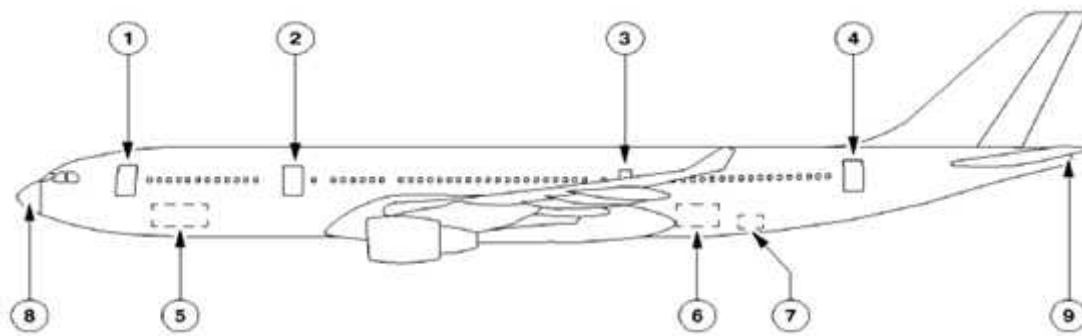


Figure III-8 : Les différents points de levages.

- ❖ Elle décrit d'abord les endroits pesant de point 1.80.02 et donne ensuite toutes les formules nécessaires au calcul du point et du CG d'un avion pesé sur les roues 1.80.0 et pesé sur les crics 1.80.05.
- ❖ La section (1.80.06) donne la liste de déplacement d'équipement /component :

L'information sur le Poids et le H-arm d'équipement normalement démontable de l'avion pour des entretiens. Ceux -ci l'équipement font partie de t'aile, d'une partie du pylône de moteur et de nacelle, portes.

Exemple : A330-200 :**FUSELAGE**

REF N°	EQUIPPED COMPONENT	WEIGHT		H-ARM	
		(kg)	(lb)	(m)	(in)
1	CABIN DOOR FWD	131	289	12.180	479.53
2	CABIN DOOR MID	124	273	20.836	820.28
3	EMERGENCY EXIT	68	150	39.109	1539.72
4	CABIN DOOR AFT	125	276	51.891	2042.95
5	CARGO DOOR FWD	190	419	15.913	626.50
6	CARGO DOOR AFT	201	443	45.479	1790.51
7	BULK CARGO DOOR	34	75	48.363	1904.06
8	RADOME	28	62	7.140	281.10
9	APU EXHAUST	41	90	63.163	2486.73

Figure III-9 : Quelques parties de fuselage.**III.12. Chapitre 2 (Portes du poids) :**

Ce sous chapitre contient les documents fournis avec l'avion à la livraison :

- ❖ **2.10** : Rapport pesant de la livraison qui contient des données pour établir l'avion poids à vide opérationnelle (OEW) (Operational Empty Weight) et poids à vide de fabricant (MEW) (Manufacturer's Empty Weight).
- ❖ **2.20** : pesant la liste de contrôle qui décrit chaque position et unité d'article poids. Au cas où l'article ne serait pas présent pendant l'avion pesant il devrait être mentionné dans cette section.

Exemple : A330-200 :

ITEM	WEIGHT (kg)	H-ARM (m)	MOMENT (kgm)
MEW	108 540	33.259	3 609 963
<u>Operator items</u>			
– Unusable fuel	397	31.725	12 595
– Oil for engines, IDG and APU	110	29.955	3 295
– Water for galleys and toilets	700	45.431	31 802
– Fluids for toilets	36	51.978	1 871
– Aircraft documents and tool kits	46	41.765	1 921
– Passenger seats and life jackets	6 037	30.749	185 632
– Galley structure & fixed equipment	1 967	35.243	69 323
– Catering allow. & removable equipment	3 334	34.906	116 377
– Emergency equipment	686	29.338	20 126
– Crew (2 Cockpit + 12 Cabin)	1 140	32.499	37 049
OEW	122 993	33.253	4 089 953

Tableau III-9 : Indication de poids opérationnelle et poids structural.**III.13. Définitions de moment et l'index :****III.13.1 Moment :****a) moment d'article :**

Moment = poids × référence d'axe à l'article de la position CG de la distance.

Note 1:

Dans le processus entier que la notion de moment a été, normalement un moment est déterminé par une force multipliée par une distance. Dans ce cas –ci la force est simplifiée à la masse de l'avion.

Note 2:

Car le vocabulaire commun emploi le terme de poids au lieu de la masse, les mots sont gardés partout le document.

b) moment (Article1+Article2) :

Moment=Moment Article1 +Moment Article2

c)comment déterminer la position de CG de l'ensemble (Article+ article Additionnel) :

$$H\text{-arm}_{(Article + Article Additionne)} = \frac{W \times H\text{-arm}_{Article} + W' \times H\text{-arm}_{Article Additionnel}}{W + W'}$$

c) Détermination de ZFCG et TOCG :

Déterminer ainsi le zéro fuel et le décollage de l'avion nous utilisera ce qui suit :

$$\text{ZFCG} = \frac{\text{Moment de masse à vide} + \text{Moment des passagers} + \text{Moment de chargement des soutes}}{\text{WEIGHT}}$$

$$\text{TOCG} = \frac{\text{Moment de masse à vide} + \text{Moment des passagers} + \text{Moment de chargement des soutes} + \text{Moment fuel}}{\text{WIGHT}}$$

Pour calculer chaque moment individuellement, un axe commun de référence doit être fixe. Pour tout les avions d'Airbus courant la référence a été placée pour la conception de standard de diagramme d'équilibre à 25% du moyenne Corde Aérodynamique comme il est approximativement au milieu des enveloppes certifiées d'avion D'Airbus.

$$\text{Moment Article} = W \times (\text{H-arm Article} - H_{25}).$$

Note:

Néanmoins, les figures obtenues en calculant chaque moment sont individuellement très grandes et par conséquences non facile à manœuvre.

Afin de ramener les figures des moments à l'avantage de grandeur réalisable, nous employons l'index.

III.13.2. Index :

L'index est le moment par rapport a une nouvelle origine située en milieu d'avion est représentent le poids et l'endroit de chaque article.

$$\text{Index Article} = \frac{\text{Moment Article}}{C} + K = \frac{W \times (\text{H-arm Article} - H_{25})}{C} + K$$

Note :

Dans cette formule deux constantes apparaissent.

C : constante qui laisse avoir des figures plus réalisable. Elle a les mémés unités que le moment (kgm ou lb.in).

K : la constante qui est placée de sorte que la valeur index final n'est jamais négative.

La valeur de ces constantes dépende du type d'avion et de la politique de ligne aérienne .mais habituellement, Airbus applique les constantes suivantes à son avion :

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

Tableau III-10 : Les différentes valeurs de C et K.

III.13.2.1. Variation d'index :

variation d'index pour tout les article additionnel chargé pour n'importe quel article chargé à bord de l'avion, la variation d'index due à ce chargement spécifique peut être déterminer :

$$\Delta \text{ Index Article Additionnel} = \frac{\text{Moment d'article Additionnel}}{C}$$

III.13.2.2. Index de ZF et TO :

ZF Index = Index de masse à vide + Index des passagers + Index de chargement des soutes.

TO Index = Index de masse à vide + Index des passagers + Index de chargement des soutes + Index fuel.

Alors il peut déterminer le moment correspondant à l'index résultant et puis la position correspondante de CG.

Dont les paragraphes suivantes, la méthode pour déterminer l'index pour n'importe quel article a chargé sur l'avion est détaillé (les passagers, les soutes, le carburant).

III.13.3. Calcul de variation d'index :**III.13.3.1. Index pour un article :**

$$\Delta \text{ Index Article} = \frac{\text{Moment Article}}{C} = \frac{\text{Weight Article} \times (\text{H-arm Article} - \text{H25})}{C}$$

- ❖ l'index est calculé pour toute personne ou l'article qui peuvent être chargé à bord.

III.13.3.2. Index pour un le membre additionnel d'équipage :

Le chapitre WBM 1.40.00 fournit les informations concernant l'équipage de vol, et passagers.

Exemple : A330-200

Le compartiment loger quatre occupants :

- ❖ Deux pilotes (Captin et First officer).
- ❖ Occupant 3 : située on arrière de compartiment gauche.
- ❖ Occupant 4 : située on arrière de compartiment droit.

La position de H-arm à l'atterrissage et décollage du membre de l'équipage de vol sont représentées dans la table ci-dessous :

NUMBER SEAT	FLIGHT CREW	H-ARM	
		(m)	(in)
1	Captain	8.872	349.29
1	First officer	8.872	349.29
1	Third occupant	9.800	385.83
1	Fourth occupant	9.850	387.80



Figure III-10 : Position de chaque membre d'équipage.

Donc : H25: 33.1555m, C=2500, K= 100

$$\Delta \text{ Index (1kg) de occupant 3} = \frac{1 \times (9.8 - 33.155)}{2500} = -0.00934 \text{ kgm.}$$

Donc pour une personne dans le cockpit avec une masse (85kg) :

$$\Delta \text{Index}_{85\text{kg}} = \frac{85 \times (9.8 - 33.155)}{2500} = -0.79407 \text{ kgm.}$$

Note:

Le principe de calcul est le même pour des membres d'équipage de carlingue.

➤ **Cockpit :**

La valeur d'index est pour le H-arm moyen des 4 positions de cockpit.

H-arm capitaine + H-arm first officer + H-arm de occupant 3 + H-arm de occupant 4

$$\text{H-arm}_{\text{cockpit}} = \frac{\quad}{4}$$

$$8.872 + 8.872 + 9.800 + 9.850$$

$$\text{H-arm}_{\text{cockpit}} = \frac{\quad}{4} = 9.384 \text{ m.}$$

$$(\text{H-arm}_{\text{Cockpit}} - \text{H}_{25})$$

$$\Delta \text{Index}_{(1\text{kg}) \text{ Cockpit}} = \frac{\quad}{C}$$

$$9.383 - 33.155$$

$$\Delta \text{Index}_{(1\text{kg}) \text{ Cockpit}} = \frac{\quad}{2500} = -0.00952 \text{ kgm.}$$

II.13.3.3. Index pour embarquer les passagers:

Le chapitre 1.40.00 de WBM fournit les informations sur le H-arm de chaque position CG de rangée de siège de passager, Pour chaque rangé de siège de fenêtre et chaque rangée centrale de siège, l'index est calculée.

Exemple : A330-200 position rangée de siège

Zone OA :

ROW N°	WINDOW SEATS (lines A, C, H, K)			CENTER SEATS (lines D, E, F, G)	
	H-ARM (m)	NUMBER PAX		H-ARM (m)	NUMBER PAX
		LH	RH		
1	14.051	2	2	14.534	2
2	15.118	2	2	15.601	2
3	16.185	2	2	16.667	2

Tableau III-11 : Le H-arm de cabine OA.

$$\text{H-arm}_{\text{cabine OA}} = \frac{(\text{H-arm C1} \times 2 + \text{H-arm C2} \times 2 + \text{H-arm C3} \times 2) + (\text{H-arm W1} \times 4 + \text{H-arm W2} \times 4 + \text{H-arm W3} \times 4)}{18}$$

D'après la table précédente :

$$\text{H-arm}_{\text{cabine OA}} = \frac{(14.534 \times 215.601 \times 2 + 16.667 \times 2) + (14.051 \times 4 + 15.118 \times 4 + 16.185 \times 4)}{18} = 15.27 \text{ m.}$$

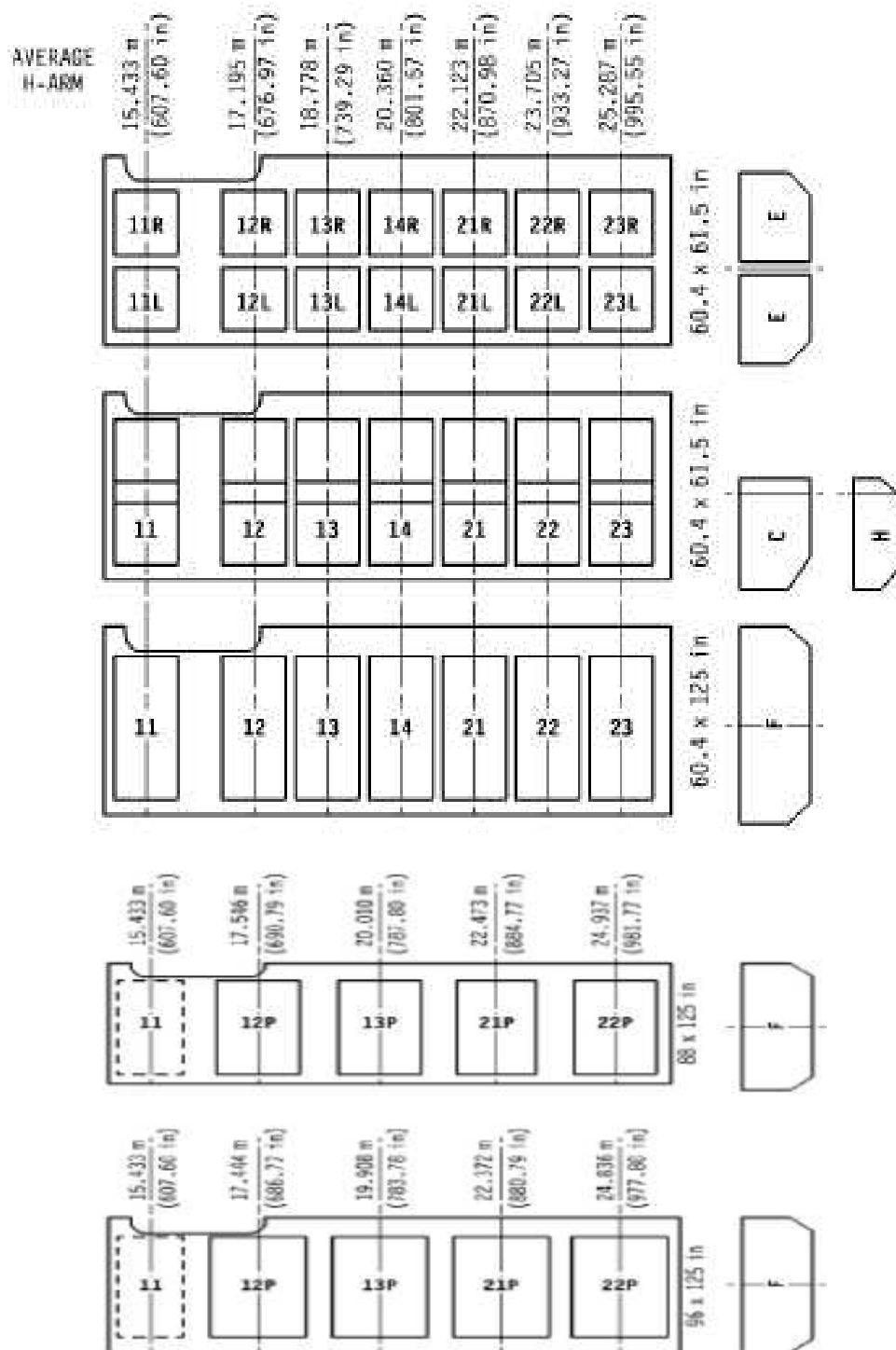
$$\Delta \text{ Index (1kg)}_{\text{cabine OA}} = \frac{1 \times (15.27 - 33.155)}{2500} = - 0.007154 \text{ kgm.}$$

Ainsi la carlingue d'avion est divisée en plusieurs sections de pièces (habituellement 2 à 4) et influence générique est déterminé pour chaque carlingue.

III.13.3.4. Index pour le chargement de soute:

Le chapitre 1.60.00 de cargaison de WBM fournit le H-arm de la position de CG cargaison. Pour chaque type de cargaison (réipient, palette).

Pour chaque type de cargaison et sur chaque position de cargaison l'index est calculé.

Exemple : A330-200**1- la soute avant (compartimente 1et2) :****Figure III-11 : Aménagement de Soute N°1.**

III.13.3.4.1. compartiment 1 :

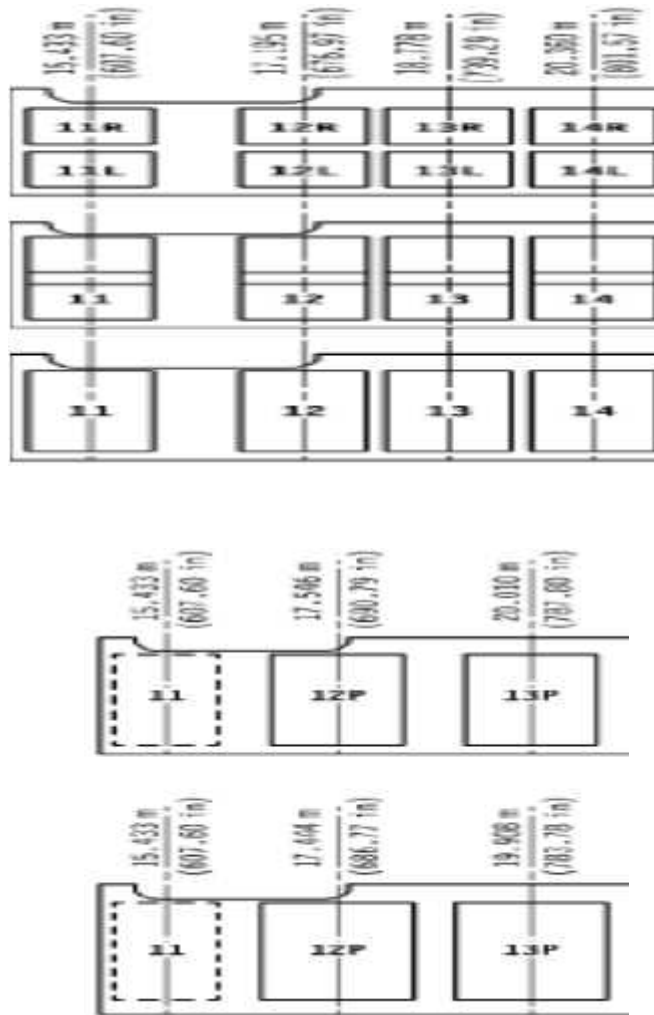


Figure III-12 : Compartiment N°1.

La première étape est de déterminée chaque H-arm de compartiment :

- ❖ Recipient: Max weight: $2 \times 1587 = 3147$ kg.
- ❖ Pallets 88: Max weight: 4626kg
- ❖ Pallets 96: Max weight: 5103kg.

➤ H-arm compartiment 1:

$$(H_{11}+H_{12}+H_{13}+H_{14}) \times 3174 + H_{11} \times 3174 + (H_{12p88}+H_{13p88}) \times 4626 + H_{11} \times 3174 + (H_{12p96}+H_{13p96}) \times 5103$$

=

$$4 \times 3174 + (2 \times 4626 + 3174) + (2 \times 5103 + 3174)$$

$$(15.433+17.195+18.778+20.360) \times 3174 + (15.433 \times 3174) + (17.546+20.010) \times 4626 + (15.433 \times 3174) + (17.44+19.908) \times 5103$$

=

$$(4 \times 3174) + (2 \times 4626 + 3174) + (2 \times 5103 + 3174)$$

$$= 17.923m.$$

$$1 \times (17.923 - 33.155)$$

➤ $\Delta \text{ Index (1kg)}_{\text{compartiment 1}} = \frac{\quad}{2500} = -0.00609 \text{ kgm}$

III.13.3.4.2. compartiment 2:

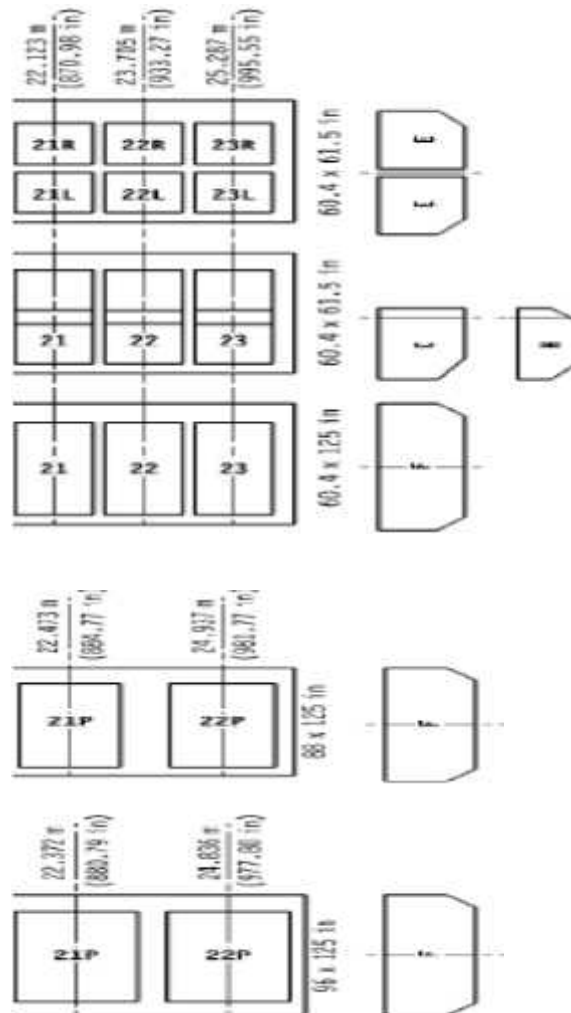


Figure III-13: Compartiment N°2.

- ❖ Recipient: Max weight: $2 \times 1587 = 3147 \text{ kg}$.
- ❖ Pallets 88: Max weight: 4626 kg.
- ❖ Pallets 96: Max weight: 5103 kg.

➤ H-arm compartiment 2:

$$= \frac{(H_{21} + H_{22} + H_{23}) \times 3147 + (H_{21p88} + H_{22p88}) \times 4626 + (H_{21p96} + H_{22p96}) \times 5103}{3 \times 3174 + 2 \times 4626 + 2 \times 5103}$$

$$\begin{aligned}
 & (22.123+23.705+25.287) \times 3147 + (22.473+24.937) \times 4626 + (22.372+24.836) \times 5103 \\
 = & \frac{3 \times 3174 + 2 \times 4626 + 2 \times 5103}{2500} \\
 = & 23.669 \text{ m.}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & 1 \times (23.669 - 33.155) \\
 \text{➤ } \Delta \text{ Index (1kg) }_{\text{compartiment 2}} = & \frac{2500}{2500} = -0.00379 \text{ kgm.}
 \end{aligned}$$

2-La soute arrière compartiment 3et 4 :

III.13.3.4.3. compartiment 3:

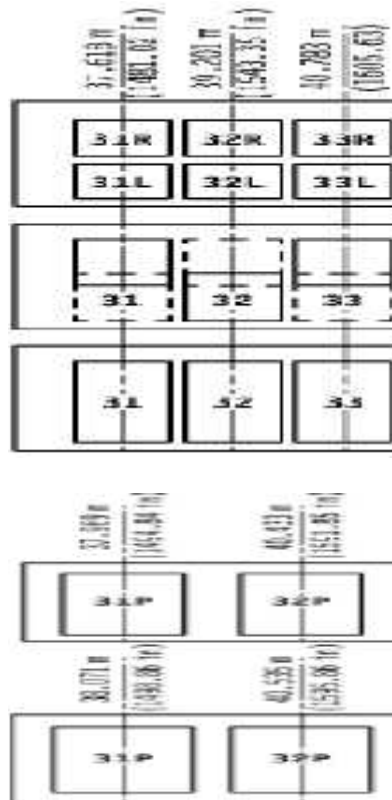


Figure III-14: Compartiment N°3.

- ❖ Recipient: Max weight: $2 \times 1587 = 3147$ kg.
- ❖ Pallets 88: Max weight: 4626 kg.
- ❖ Pallets 96: Max weight: 5103 kg.

➤ H-arm compartiment 3:

$$\begin{aligned}
 & (H_{31}+H_{32}+H_{33}) \times 3147 + (H_{31p88}+H_{32p88}) \times 4626 + (H_{21p96}+H_{22p96}) \times 5103 \\
 = & \frac{3 \times 3174 + 2 \times 4626 + 2 \times 5103}{2500}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & (37.618+39.201+40.783) \times 3147 + (37.969+40.433) \times 4626 + (38.071+40.535) \times 5103 \\
 = & \frac{3 \times 3174 + 2 \times 4626 + 2 \times 5103}{39.220 \text{ m.}}
 \end{aligned}$$

$$1 \times (39.220 - 33.155)$$

$$\begin{aligned}
 \text{➤ } \Delta \text{ Index (1kg) }_{\text{compartiment 3}} &= \frac{1 \times (39.220 - 33.155)}{2500} = +0.0024 \text{ kgm.}
 \end{aligned}$$

III.13.3.4.4. compartiment 4:

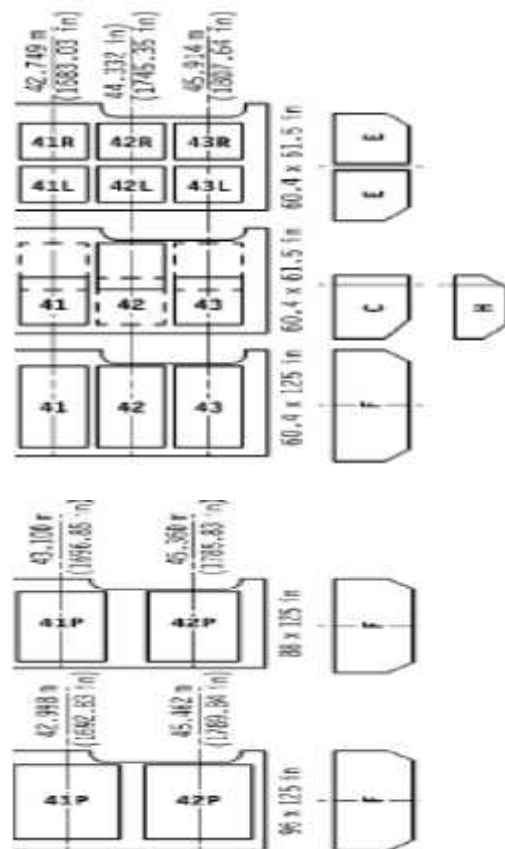


Figure III-15: Compartiment N°4

- ❖ Recipient: Max weight: $2 \times 1587 = 3147$ kg.
- ❖ Pallets 88: Max weight: 4626 kg.
- ❖ Pallets 96: Max weight: 5103 kg.

➤ H-arm compartiment 4:

$$\begin{aligned}
 & (H_{41} + H_{42} + H_{43}) \times 3147 + (H_{41p88} + H_{42p88}) \times 4626 + (H_{41p96} + H_{42p96}) \times 5103 \\
 = & \frac{3 \times 3174 + 2 \times 4626 + 2 \times 5103}{39.220 \text{ m.}}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & (42.749+44.332+45.914) \times 3147 + (43.100+45.360) \times 4626 + (42.998+45.462) \times 5103 \\
 = & \frac{3 \times 3174 + 2 \times 4626 + 2 \times 5103}{1 \times (44.263 - 33.155)} \\
 = & 44.263 \text{ m.}
 \end{aligned}$$

$$\Delta \text{ Index (1kg) }_{\text{compartiment 4}} = \frac{1 \times (44.263 - 33.155)}{2500} = +0.0044 \text{ kgm.}$$

III.13.3.4.5. Soute vrac compartiment 5:

La soute est utilisé pour transporter le vrac chargement et les bagages. Elle est utilisée si tous les autres soutes sont complètement chargées.

Ce cargo est utilisé comme une cale de volume (voir le schéma III-18) :

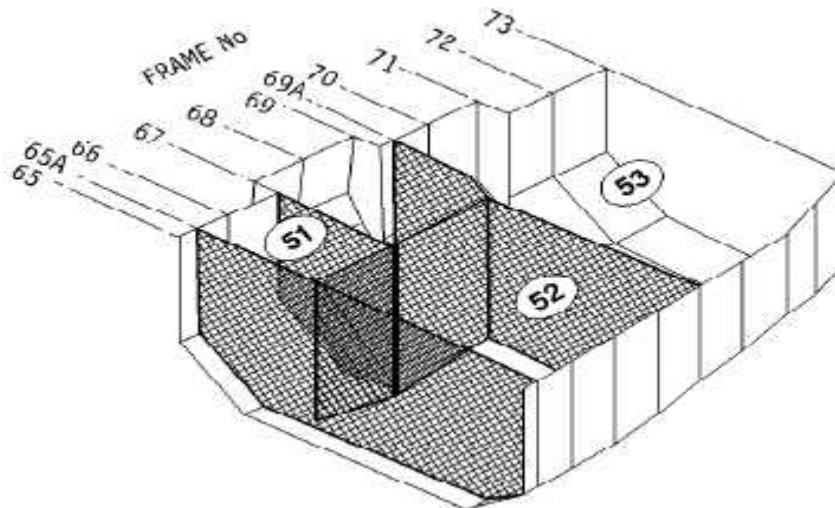


Figure III-16: Compartiment N°5.

- ❖ Masse maximal 51 : 339 kg.
- ❖ Masse maximal 52 : 1413 kg.
- ❖ Masse maximal 53 : 1716 kg.

Le H-arm moyenne de cette soute est donnée dans le tableau ci-dessous :

SECTION DESIGNATION	FRAME STATIONS	LENGTH (m)	USABLE VOLUME		H-ARM (m)		
			(m ²)	(ft ²)	From	To	Average
51	65A to 67	0.880	1.870	66	46.987	47.867	47.427
52	65A to 69	1.940	7.870	278	46.987	48.927	47.957
53	69/69A to 73	2.049	9.940	351	48.977	51.026	50.002
Total	65A to 73	4.039	19.680	695	46.987	51.026	49.007

Tableau III-12 : Les démenions de compartiment N°5.

H-arm moyenne = 49.007m.

$$\Delta \text{ Index (1kg)}_{\text{compartiment 5}} = \frac{1 \times (49.007 - 33.155)}{2500} = +0.0063 \text{ kgm.}$$

III.13.3.5. Index pour chargement du carburant:

Le chapitre 1.20.00 dans le WBM fournit les informations sur les réservoirs de carburant d'avion, le H-arm du carburant dans chaque réservoir.

De ces données il est possible de déterminer pour chaque quantité totale du carburant, tout d'abord la quantité de carburant qui sera dans chaque réservoir après que l'ordre de réapprovisionnement en combustible soit accompli et la seconde remettre la position correspondante du CG total carburant et enfin pour chaque quantité de carburant total l'index est calculé.

- a) Détermination de la distribution de carburant dans le réservoir après le processus de réapprovisionnement en combustible :

D'abord il est nécessaire de savoir la quantité de carburant dans chaque réservoir. Grâce au système de réapprovisionnement en combustible automatique, l'expédition de carburant dans les multiples réservoirs de l'avion est automatique et mène toujours à la même distribution de carburant dans chaque réservoir pour donnée la quantité de carburant total et une densité de carburant.

Exemple : A330-200

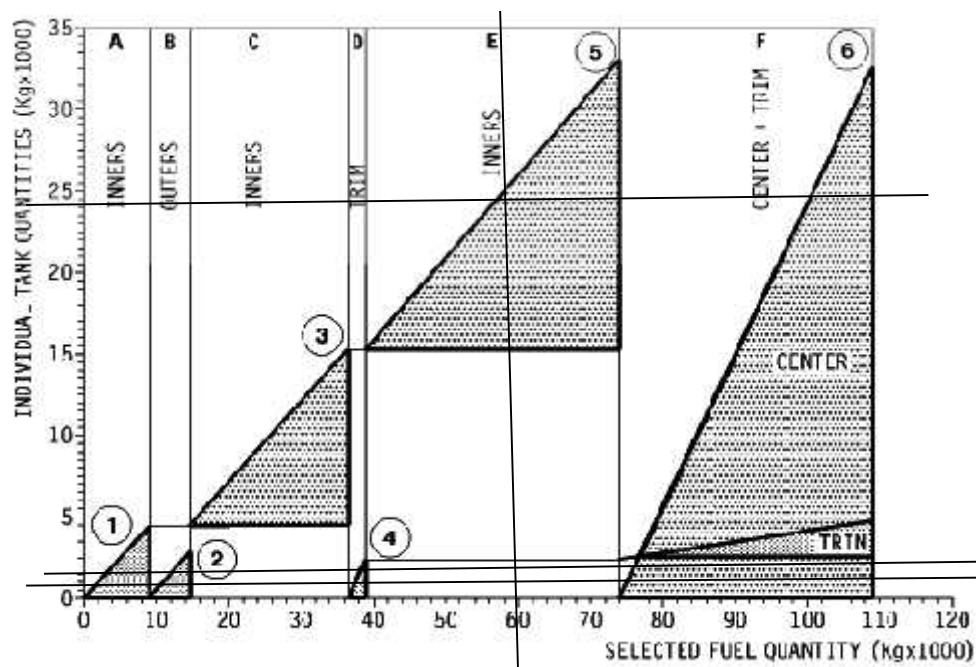


Figure III-17 : Distribution de carburant de chaque réservoir.

Dans l'exemple ci-dessous, FOB=60000 kilogrammes, il mène à la distribution de réservoir de carburant suivante (quand la densité de carburant est égale à 0.785 kg /l) :

- ✓ Intérieure (un coté): 25935 kg.
- ✓ Externe (un coté): 2865 kg correspondance à plain externe (3650 litres) au carburant standard.
- ✓ Densité : 0.785 kg/l.
- ✓ Trim : 2400 kg.

Car l'ordre de réapprovisionnement en combustible automatique contient des points d'arrêt définis dans le volume (les réservoirs externes sont rempli de combustible à l'interruption de niveau élevé par exemple), la quantité de carburant correspondante dans le poids dépendra de la densité de carburant. Sur l'exemple ci-dessus, si la densité étaient 0.76 kg/l, alors le poids externe été 2774 kilogrammes et ainsi le poids intérieur aurait été de 26026 kilogrammes :

$$\text{Poids -Interieure} = \frac{60000 - (2774 \times 2 + 2400)}{2} = 26026 \text{ kg.}$$

En conséquence, la distribution de poids de carburant par réservoir dépend de la densité de carburant.

b) Détermination de la position CG du carburant. Par réservoir après le processus de réapprovisionnement en combustible :

Une fois que la distribution de poids de carburant par réservoir individuel est connue, le CG carburant. Par réservoir peut être déduite grâce à la table individuelle de réservoir de carburant éditée dans la section 1.20.03 de WBM. Pour faire ainsi, nous devront convertir le poids de carburant dans chaque réservoir dans la limite du volume par réservoir. En fait, la position CG. Carburant par réservoir dépend du volume de carburant en elle.

Comme fait général, parce qu'à la forme de réservoirs de carburant le CG carburant.

Dans le réservoir dépend de la réelle quantité duel dans lui cela est pourquoi les différentes tables de réservoir de carburant de WBM donnent le H-arm du réservoir comme une fonction du volume de carburant.

• **Exemple: WBM A330-200 table of fuel H-ARM reservoir extérieure.**

Quantity (l)	H-arm (m)	Y-arm (m)
200	37.386	18.020
400	37.494	18.144
600	37.556	18.229
800	37.610	18.313
1 000	37.655	18.390
1 200	37.705	18.480
1 400	37.742	18.547
1 600	37.806	18.669
1 800	37.856	18.767
2 000	37.926	18.898
2 200	37.986	19.014
2 400	38.062	19.158
2 600	38.135	19.295
2 800	38.212	19.439
3 000	38.295	19.592
3 200	38.378	19.745
3 400	38.463	19.902
3 600	38.555	20.069
3 650	38.579	20.111

Corresponding to 2865 kg at
fuel density = 0.785 kg/l

Outer fuel CG position is obtained

Tableau III-13 : Les différentes H-arm de carburant.

De nouveau, à l'exemple précédent, la quantité de carburant externe (un coté) était de 2865 kg c.-à-d. 3650 l à 0.785 kg /l.

Le H-arm correspondant est donc de 38.579 m.

En utilisant les tables correspondantes pour les réservoirs intérieur et équilibrer, nous peut déduire :

- ✓ Intérieure : 25935 kilogrammes centrés à 31.287 m.
- ✓ Equilibre : 2400 kilogrammes centrés à 59.096 m.

Grace à ces différentes tables de réservoir de carburant, nous pouvons maintenant déterminer la position CG du carburant total égale à la moyenne pesée des différentes positions CG du réservoir.

- ✓ Total fuel = 60000 kg.
- ✓ Extérieure (un coté) = 2865 kg centrée à 38.579 m.
- ✓ Intérieure (un coté) = 25935 kg centrée à 31.287 m.
- ✓ Trim = 2400 kg centré à 59.096 m.

La position de CG est :

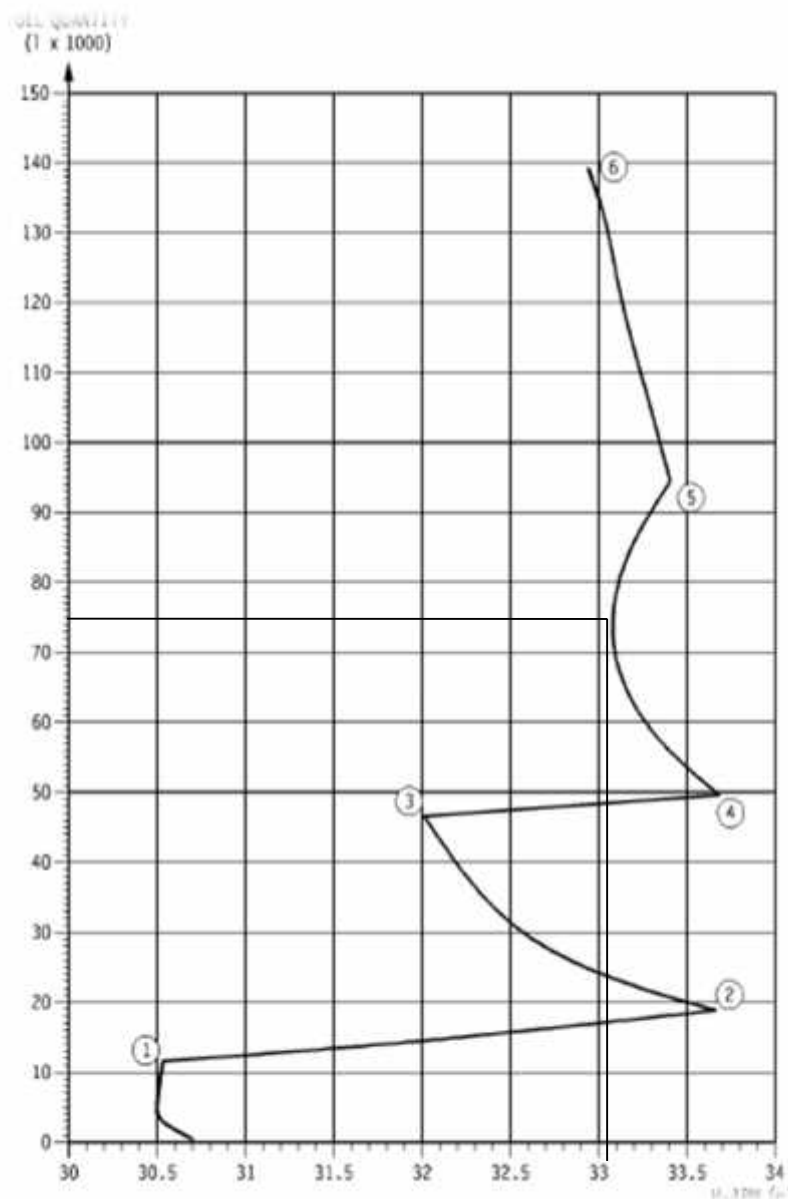
$$\text{CG de fuel} = \frac{2 \times 2865 \times 38.579 + 2 \times 25935 \times 31.287 + 2400 \times 59.096}{60000} = 33.096 \text{ m.}$$

c) Détermination du vecteur de carburant après le processus de réapprovisionnement en combustible :

Dont WBM, le vecteur de réapprovisionnement en combustible automatique de carburant est représenté seulement à la densité de carburant standard, 0.785 kg/l.

Pour obtenir le vecteur de carburant à une autre densité de carburant, la totalité au-dessus du processus doit être répétée pour différentes valeurs des points d'arrêt de réapprovisionnement en combustible d'ordre automatique.

- Ex : WBM A330-200 Automatic Refueling Fuel Vector at standard Fuel density 0.785 kg/l



33.093 mètres

(Correspondent à 6000 kg)

Figure III-18 : H-arm du carburant total.

Grace au vecteur de carburant et d'une densité donnée de carburant (ici, 0.785 kg/l), pour toute Quantité de carburant, la position correspondante du CG carburant peut être facilement trouvée.

Selon l'exemple précédent, pour 60000 kg de FOB (équivalent à 76433 litres à la densité de carburant 0.785 kg/l) la position correspondante du CG carburant est 33.093 m (comme calculé ci-dessus).

d) Détermination du vecteur de carburant exprimé en index après le processus de réapprovisionnement en combustible :

Maintenant, pour le but de production de diagramme d'équilibre, nous devons faire exprimer ce vecteur de carburant dans l'index en fonction du poids de carburant. Ceci est réalisé que on convertit les valeurs de volume en valeurs poids et valeurs convertissant de H-arm dans l'index.

$$\Delta \text{Index}_{\text{Fuel weight}} = \frac{W_{\text{Fuel}} \times (H\text{-arm}_{\text{Fuel}} - H_{\text{Ref}})}{C}$$

Un nouveau vecteur de carburant est obtenu on donnant pour n'importe quel poids de carburant l'impact dans la limite de l'index. Quand au vecteur de carburant de WBM (exprimé en H-arm en fonction du volume de carburant), ce nouveau vecteur de carburant dépend également de la densité de carburant.

Le graphique ci-dessous présente deux vecteurs de carburant pour deux densité différentes de carburant : le standard 0.785 kg/l et un plus haut 0.83 kg/l.

Les différences entre les deux vecteurs de carburant sont dues à la définition des points d'arrêt de l'ordre de réapprovisionnement en combustible automatique.

Du graphique ci-dessus, il peut noter que la variation de densité de carburant à un double effet sur le vecteur de carburant :

1. Une déformation verticale (déformation de poids) augmentant avec la quantité de carburant et affectant des points définis en volume (2, 5 et 6).
2. Une déformation horizontale (déformation d'index) augmentant avec le H-arm de réservoir comparé à la référence de H et affectant le point défini dans le poids (1, 3 et 4).

II.14. Détermination opérationnelle de limites :

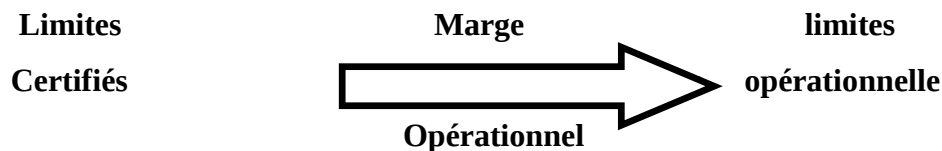
III.14.1. Principe de calcul :

La détermination de la position CG de l'avion. En utilisant un papier ou une feuille d'équilibre automatisée est affecté par inexactitude sur l'influence du chargement d'article sur la position finale de CG de l'avion.

En outre la position de CG de l'avion change pendant le vol en raison de se déplacer les différent d'articles.

Avant le vol la position CG de l'avion doit être vérifiée contre les trois enveloppes certifiées

Du aux incertitudes de position de CG, quelques marges doivent être déterminées entre les enveloppes certifié et celles utilisées sur l'équilibre couvrent : les limites opérationnelles



Sur la feuille de centrage deux limites opérationnelles sont représentées :

- ❖ Limite opérationnelle de décollage.
- ❖ Limite opérationnelle zéro fuel.

La limite zéro fuel est déterminée pour s'assurer que pendant le vol entier et à débarquer l'avion le CG demeure dans les limites.

Une inexactitude sur la valeur finale de CG peut être présentée en raison d'un manque de précision l'un ou l'autre dans le poids d'article, ou sur son endroit et/ou position de CG.

Toute l'inexactitude possible faite sur l'évolution de CG résultera d'une combinaison de toutes les différentes erreurs :

- 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.

En plus des ces sources l'inexactitude, la méthode employée pour déterminer le centre de gravité peut également ajouter une source d'inexactitude si elle besoin d'index arrondissant ou classe d'interpolation.

III.15. Détermination résultante de moment :

Après l'évolution des différents moments correspondant à chaque manque de précision et/ou à chacun du mouvement il est nécessaire de déterminer leur effet total.

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 dépendantes ou systématique : $E_r = |E_1| + |E_2| + \dots + |E_n|$.

Si les erreurs sont indépendantes ou non systématique : $E = \sqrt{E_1^2 + E_2^2 + E_3^2 + \dots + E_n^2}$.

III.15.1. Erreur sur la masse de base :

A livraison de chaque avion est pesé pour déterminer son poids à vide, et la position correspondent de CG.

En utilisant ces valeurs l'opérateur peut déterminer la masse de base (Dow) et la position correspondent de CG de chaque avion.

Selon le règlement d'aviation européenne (JAR-OPS1), et américaine (FAR AC120-27) peut être défini à condition que pour chacun de ces avions de la flotte.

L'avion de Dow et l'avion de DOCG les déviations suivant :

Une déviation maximum de Dow de $\pm 0.5\%$ de masse maximum d'atterrissage.

Une déviation maximum de position de CG de $\pm 0.5\%$ de longueur de corde de référence.

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

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

Alors pendant la vie d'avion, son poids et position de CG. Peuvent être modifié après des tâches d'entretien ou des modifications intérieures de carlingue, peintures.

Dans ce cas le Dow et des valeurs DOCG employées pour écrire les documents de chargement et de réglage devraient être modifiées.

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

DOW_{flotte} : masse de base fixée pour la flotte.

DOCG_{flotte} : centre de gravité de base fixé pour la flotte.

Exemple: A330-200.

MLM = 230 900 kg.

DOW = 120 000 kg.

$$RC = 7.27 \text{ m.}$$

$$DOW_{\text{flotte}} - 1154.5 < DOW_{\text{avion}} < DOW_{\text{flotte}} + 1154.5.$$

$$DOCG_{\text{flotte}} - 0.03635 < DOCG_{\text{avion}} < DOCG_{\text{flotte}} + 0.03635.$$

Pour déterminer l'erreur de centre de gravité de la masse de base on doit définir cette erreur :

E_{DOCG} : vrais Moment d'avion-Moment supposé d'avion.

On considère que le poids vrais $\approx$ le poids assumé.

$$E_{DOCG} = DOW_{\text{supposé}} \times (H\text{-arm}_{\text{réel}} - H\text{-arm}_{\text{supposé}})$$

Selon le règlement :

$$(H\text{-arm}_{\text{réel}} - H\text{-arm}_{\text{supposé}}) = 0.5\%RC.$$

Donc : $0.5 \times \text{longueur de la corde de référence}$

$$E_{DOCG} = DOW_{\text{supposé}} \times \frac{\quad}{100}$$

Note:

La valeur dépend du Dow supposé ainsi chaque fois que le Dow doit être changé alors le CG détermine de l'avion sera également modifiée. Afin d'éviter la modification continue de documentation d'équilibre, l'opérateur peut prendre une valeur de poids de (Dow+marge de sécurité) comprenant les modifications possible de poids.

Exemple: A330-200.

$$\checkmark \text{ MLM} = 230\,900 \text{ kg.}$$

$$\checkmark \text{ DOW} = 120\,000 \text{ kg.}$$

$$\checkmark \text{ RC} = 7.27 \text{ m.}$$

$$E_{DOCG} = (120\,000 + 5000) \times \frac{0.5 \times 7.27}{100} = \pm 4543.75 \text{ kgm.}$$

III.15.2. Erreur sur le fret:

La masse du fret embarqué dans chaque compartiment est considérée comme étant comme par pesée donc avec une précision suffisante pour ne pas induire d'erreur sur le centrage de l'avion.

Le calcul de l'erreur sur fret passe par deux étapes :

- ❖ 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).

III.15.2.1. Erreur sur la répartition du fret :

Cette erreur provient être de l'écart entre la position des conteneurs chargés dans le compartiment et le centre de gravité du compartiment.

Le moment d'erreur est :

$$\text{Moment} = W \times (\text{H-arm réel} - \text{H-arm supposé}).$$

Note :

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 :

III.15.2.1.1. Erreur avant :

a) Pour le conteneur :

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

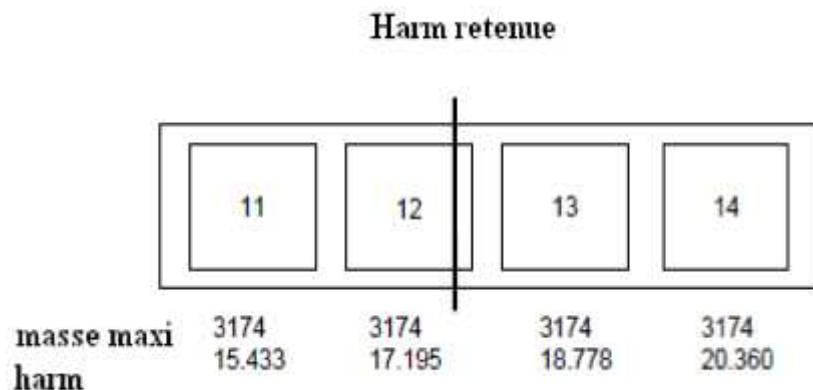


Figure III-19 : Moment d'erreur avant pour le conteneur1.

➤ **Moment** = $3174 \times (15.433 - 17.923) + 3174 \times (17.195 - 17.923) = -10213.923 \text{ kgm}$.

b) Pour la palette 88 :

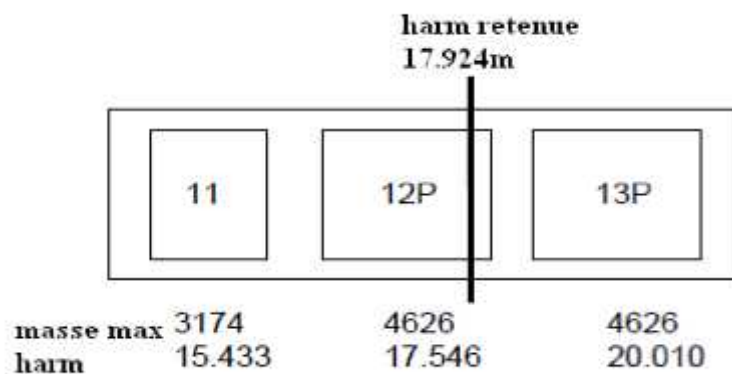


Figure III-20 : Moment d'erreur avant de palette 88.

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

- **Moment** = $3174 \times (15.433 - 17.923) + 4626 \times (17.546 - 17.923) = -9647.262 \text{ kgm}$.

c) Pour la palette 96:

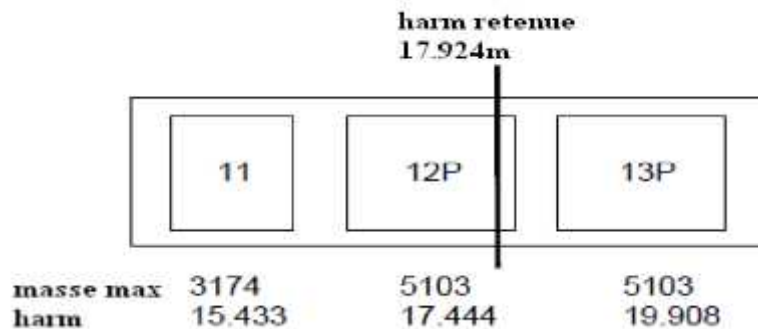


Figure III-21: Moment d'erreur avant de palette 96.

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

- **Moment** = $3174 \times (15.433 - 17.923) + 5103 \times (17.444 - 17.923) = -10347.597 \text{ kgm}$.

On choisit l'erreur maximale en valeur absolue. L'erreur avant pour la 1^{ère} soute correspond à la palette 96 : **- 10347.597 kgm**.

III.15.2.1.2. Erreur arrière :

a) Pour le conteneur :

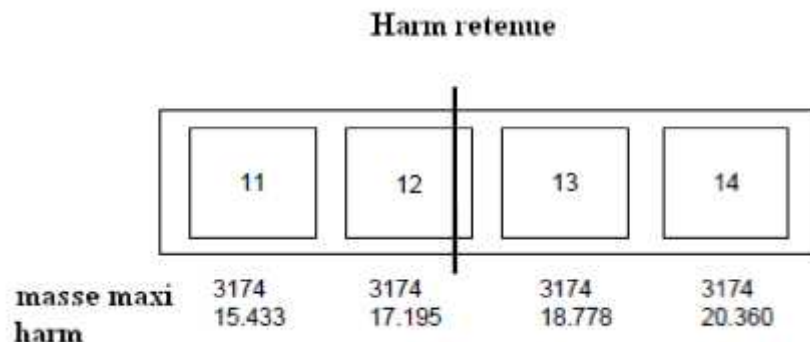


Figure III-22 : Moment d'erreur arrière de 1^{ère} conteneur.

- **Moment** = $3174 \times (18.778 - 17.923) + 3174 \times (20.360 - 17.923) = +10448.808 \text{ kgm}$.

On choisit l'erreur maximale en valeur absolue. L'erreur arrière pour la 1^{ère} soute correspond à la 1^{ère} conteneur : **+10448.808 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 III-14 : Les erreurs avant et arrière des soutes.

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

$$\text{Erreur avant} = -\sqrt{231977972.8} = -15230.823 \text{ kgm.}$$

$$\text{Erreur arrière} = +\sqrt{229417829.8} = +15146.545 \text{ kgm.}$$

III.15.2.2. Erreur due à la tolérance de centrage propre à chaque équipement :

Pour cette détermination d'inexactitude les différents chargements doit être étudiés, pour chacun endroit d'article l'erreur est déterminé avec la formule suivante :

$$E = (H\text{-arm}_{\text{article réel}} - H\text{-arm}_{\text{article supposé}}).$$

Cette tolérance est décrit dans le WBM dans la section 1.10 pour chaque plaque de base le CG n'est jamais juste au centre géométrique de la plaque de base.

L'allocation longitudinale est égale $\pm 10\%$ de longueur d'équipement.

Le procédé pour vérifier la configuration différente est le suivant :

1-Etudier chaque configuration séparant (conteneur, palette 88, palette 96).

2-Pour chaque configuration déterminer toute l'inexactitude, considérant cela pour chaque position de l'inexactitude est indépendant de l'autre.

$$E = \sqrt{E_1^2 + E_2^2 + E_3^2 + \dots + E_n^2}$$

4-choisit l'erreur la plus élevée en valeur absolue

Exemple : A330-200**➤ Soute N°1 :****a) Première compartiment (4 conteneurs 60.4 pouces) :****1-(4 conteneurs 60.4 pouces) :**

La plage permissible est $10\% \times 60.4 = 6.04$ pouce = 0.15342 m.

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

$E_{re11, 12, 13, 14} = \pm 0.15342 \times 3174 = \pm 486.95$ kgm.

$E_{resoute1} = \sqrt{486.95^2 \times 4} = \pm 973.9$ kgm (Première conteneur).

2-Palette 88 : (1 conteneur de 60.4 pouces et 2 palettes 88 pouces) :

position11 : La plage permissible est : $10\% \times 60.4 = 6.04$ pouce = 0.153416 m

❖ Position 12P et13P : La plage permissible est : $10\% \times 88 = 8.8$ pouce=0.22352 m

❖ position11: $E_{re11} = \pm 0.153416 \times 3174 = \pm 486.95$ kgm.

❖ Position 12P: $E_{re12P} = \pm 0.22352 \times 4626 = \pm 1034.00$ kgm.

❖ Position 13P: $E_{re13P} = \pm 0.22352 \times 4626 = \pm 1034.00$ kgm.

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

3-Palette96 (1 conteneur de 60.4 pouces et 2 palettes 96 pouces) :

❖ position11: La plage permissible est : $10\% \times 60.4 = 6.04$ pouce = 0.15342 m.

❖ Position 12P et13P: La plage permissible est : $10\% \times 96 = 9.6$ pouce= 0.24384 m.

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

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

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

✓ $E_{resoute1} = \sqrt{486.95^2 + 1244.31^2 + 1244.31^2} = \pm 1825.85$ kgm.

On choisit l'erreur la plus élevée : Donc l'erreur due à la tolérance de centrage de chaque équipement de la 1^{ère} soute est : **± 1825.85 Kgm.**

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

Soute N°2 : ± 1759.73 kgm.

Soute N°3 : ± 1759.73 kgm.

Soute N°4 : ± 1759.73 kgm.

Soute N°5 : ± 446.83 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.

Remarque :

Erreur avant(-), Erreur arrière(+).

III .15.2.3. Erreur finale sur le fret :

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

<i>Nature d'erreur</i>	<i>Erreur avant (kgm)</i>	<i>Erreur arrière (kgm)</i>
Erreur de répartition	-15230.283	15146.545
Erreur de tolérance	-3580.96	+3580.96

Tableau III-15 : Les erreurs avant et arrière de fret.

✓ Erreur avant= $-\sqrt{(15230.283)^2 + (3580.96)^2} = -15645.599 \text{ kgm.}$

✓ Erreur arrière= $+\sqrt{(15146.545)^2 + (3580.96)^2} = +15559.75 \text{ kgm.}$

III.15.3. Erreur sur les passagers :

Les écarts de disposition réelle des passagers par rapport à la disposition prévue au moment de la préparation de la documentation de masse et centrage.

Des erreurs importantes affectant le centrage peuvent se produire avec un non attribution des sièges (liberté des passagers de choisir un siège quelconque lorsqu'ils pénètrent dans l'avions).

En effet bien que dans la plupart des cas les passagers se répartissent de manière équilibre longitudinalement.il peut avoir un risque extrême à l'avant ou l'arrière, ce qui engendre des erreurs grave et inacceptables de centrage.

L'erreur résultante sur le centrage de l'avion due aux passagers est la somme quadratique des erreurs dues à :

- La dispersion de masse admise pour les passagers.
- La répartition de ceux-ci à l'intérieur de chaque zone.

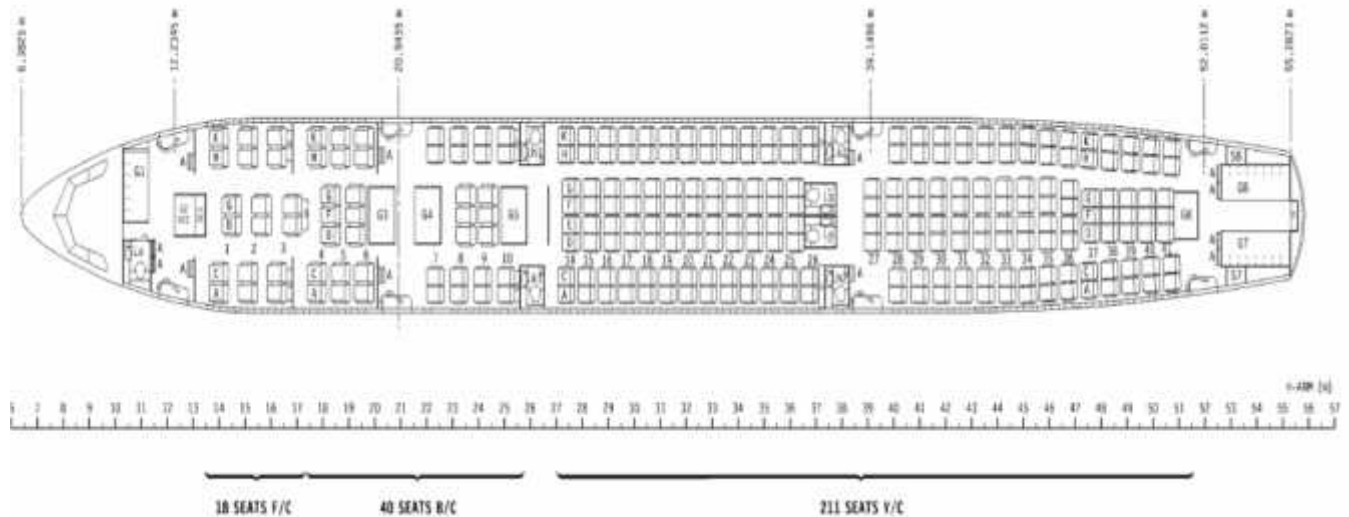


Figure III-23 : Centre de gravité de chaque Zone.

III.15.3.1. Détermination de centre de gravité retenue pour chaque compartiment :

- Zone OA : de rang n°1 à 3.
- Zone OB : de rang n°4 à 10.
- Zone OC : de rang n°14 à 41.

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

a) Zone OA : de rang n°1 à 3 :

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

Tableau III-16 : Les H-arm de cabine OA.

$$(H\text{-arm } C1 \times 2 + H\text{-arm } C2 \times 2 + H\text{-arm } C3 \times 2) + (H\text{-arm } W1 \times 4 + H\text{-arm } W2 \times 4 + H\text{-arm } W3 \times 4)$$

$$H\text{-arm}_{\text{cabine OA}} = \frac{(14.534 \times 2 + 15.601 \times 2 + 16.667 \times 2) + (14.051 \times 4 + 15.118 \times 4 + 16.185 \times 4)}{18}$$

$$H\text{-arm}_{\text{cabine OA}} = \frac{(14.534 \times 2 + 15.601 \times 2 + 16.667 \times 2) + (14.051 \times 4 + 15.118 \times 4 + 16.185 \times 4)}{18}$$

➤ H-arm OA supposée = 15.39 m.

b) Cabine OB rang 4 à 10 :

4	17.763	2	2	18.271	3
5	18.678	2	2	19.186	3
6	19.592	2	2	-	-
7	22.317	2	2	-	-
8	23.231	2	2	23.460	3
9	24.146	2	2	24.374	3
10	25.060	2	2	-	-

Tableau III-16 : Les H-arm de cabine OB.

$$(18.271+19.186+23.460+24.374) \times 3 + (17.763+18.678+19.592+22.317+23.231+24.146+25.060) \times 4$$

=

40

➤ H-arm OB supposée = 21.47m.

c) Cabine OC range 14 à 41 :

14	27.383	2	2	27.536	4
15	28.196	2	2	28.348	4
16	29.009	2	2	29.161	4
17	29.796	2	2	29.974	4
18	30.584	2	2	30.787	4
19	31.371	2	2	31.600	4
20	32.158	2	2	32.412	4
21	32.946	2	2	33.225	4
22	33.733	2	2	34.038	4
23	34.521	2	2	34.851	4
24	35.308	2	2	35.664	4
25	36.095	2	2	36.476	4
26	36.883	2	2	-	-
27	-	-	-	39.270	4
28	40.236	2	2	40.083	4
29	41.048	2	2	40.896	4
30	41.861	2	2	41.709	4
31	42.674	2	2	42.496	4
32	43.487	2	2	43.284	4
33	44.300	2	2	44.071	4
34	45.133	2	2	44.858	4
35	45.919	2	2	45.646	4
36	46.730	2	2	46.433	4
37	47.515	2	2	47.271	3
38	48.301	2	2	48.059	3
39	49.087	2	2	48.846	3
40	49.874	2	2	49.634	3
41	50.659	2	2	50.421	3

Tableau III-17 : Les H-arm de cabine OC.

$$1054.807 \times 4 + 812.825 \times 4 + 244.231 \times 3$$

$$\text{H-arm cabine OC} =$$

211

➤ H-arm OC supposé = 38.877m.

III.15.3. 2. Erreur due à la dispersion de masse :

L'erreur sur le centrage due à la dispersion de masse doit être donc étudiée par compartiment.

Cette erreur exprimée en moment, est l'erreur multipliée par la différence d'abscisses entre le centrage moyen du compartiment étudié :

- ❖ La limite de centrage avant certifiée pour le calcul de l'erreur avant.
- ❖ La limite de centrage arrière certifiée pour le calcul de l'erreur arrière.

En ce qui concerne l'erreur de masse, on prend comme hypothèse que statiquement la masse des passagers suit une loi normale de moyenne 75 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.

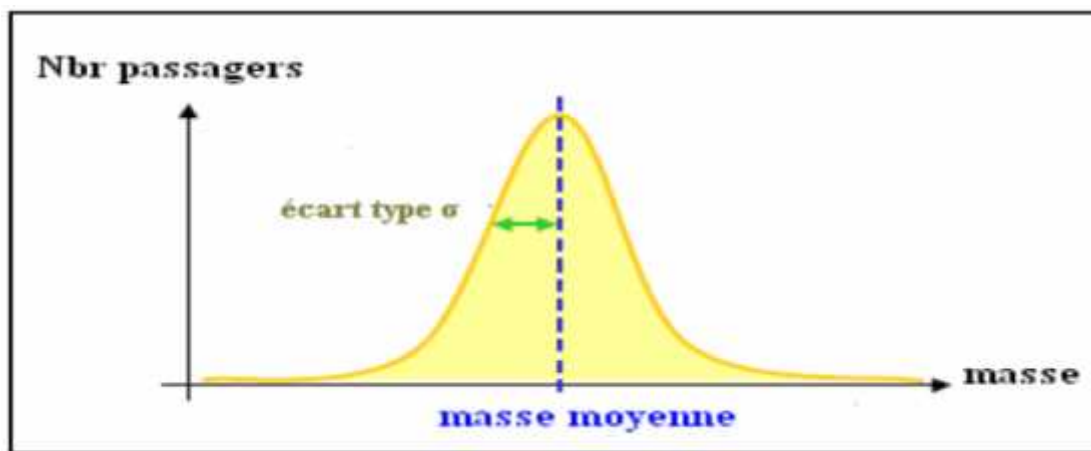


Figure III-24 : Écart type.

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

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

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

$$E_{\text{avant}} = - E_{\text{masse passagers}} \times |L_{\text{avant}} - H_{\text{arm}}_{\text{supposée}}|.$$

$$E_{\text{arrière}} = + E_{\text{masse passagers}} \times |L_{\text{arrière}} - H_{\text{arm}}_{\text{supposée}}|.$$

Avec :

- E_{avant} : erreur avant.
- $E_{\text{arrière}}$: erreur arrière.
- $E_{\text{masses passagères}}$: 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.
- $H_{\text{arm}}_{\text{supposée}}$: centre de gravité retenue de chaque compartiment.

a) 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 :

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

$$L_{\text{arrière}} = 41\%$$

Nous avons :

$$H\text{-arm} = (\%RC \times 0.0727) + 31.338.$$

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

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

La zone OA à une capacité maximale de 18 passagers soit :

$$E_{\text{masse pax}} = \pm 45 \sqrt{18} = 190.918 \text{ kg.}$$

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

$$E_{\text{avant}} = -190.918 \times |32.865 - 15.39| = -3336.292 \text{ kgm.}$$

$$E_{\text{arrière}} = + E_{\text{masse passagers}} \times |L_{\text{arrière}} - H\text{-arm Supposée}|.$$

$$= + 190.918 \times |34.319 - 15.39| = +3613.886 \text{ kgm.}$$

La zone OB à une capacité maximale de 40 passagers soit :

$$E_{\text{masse pax}} = \pm 45 \sqrt{40} = 284.604 \text{ kg.}$$

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

$$E_{\text{avant}} = -284.604 \times |32.865 - 21.47| = - 3243.062 \text{ kgm.}$$

$$E_{\text{arrière}} = + E_{\text{masse passagers}} \times |L_{\text{arrière}} - H\text{-arm supposée}|.$$

$$E_{\text{arrière}} = + 284.604 \times |34.319 - 21.47| = + 3656.876 \text{ kgm.}$$

b) Zone OC :

Pour la zone OC les limites certifiées sont :

➤ $L_{\text{avant}} = 17 \%$.

➤ $L_{\text{arrière}} = 32\%$.

Nous avons :

$$H\text{-arm} = (\%RC \times 0.0727) + 31.338.$$

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

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

La zone OC à une capacité maximale de 211 passagers soit :

$$E_{\text{masse pax}} = \pm 45 \sqrt{211} = 653.662 \text{ kg.}$$

$$E_{\text{avant}} = -653.662 \times |32.574 - 38.877| = -4120.031 \text{ kgm.}$$

$$E_{\text{arrière}} = +653.662 \times |33.664 - 38.877| = +3420.613 \text{ kgm.}$$

III.15.3. 3. 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.

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

➤ $M = \text{nombre de passagers} \times 80 \times (\text{H-arm réel} - \text{H-arm supposée}).$

III.15.3. 3. 1. Erreur avant :

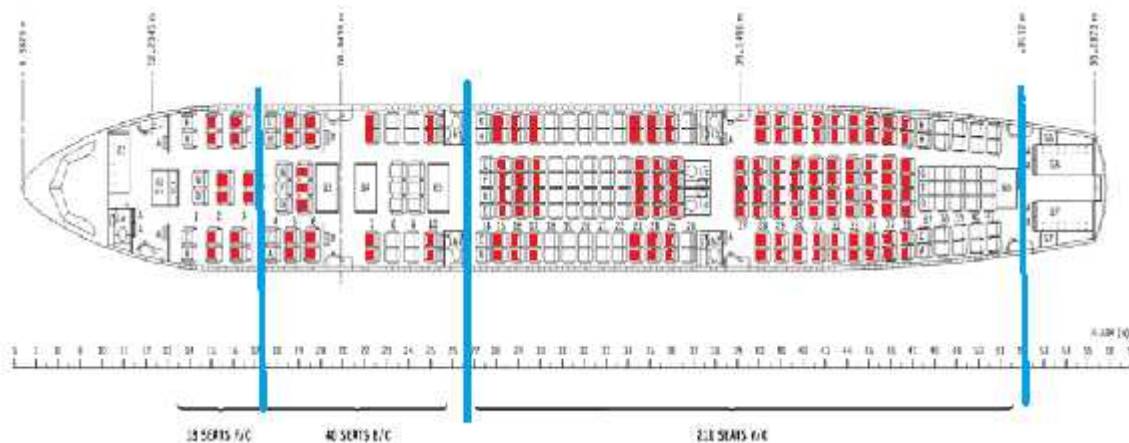


Figure III-25 : Répartition avant des passagers.

a) Zone OA :

Calcul du centre de gravité qui correspond au chargement (H-arm réel) :

ROW N°	WINDOW SEATS (lines A, C, H, K)			CENTER SEATS (lines D, E, F, G)	
	H-ARM (m)	NUMBER LH	NUMBER 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			16.667	

Tableau III-19 : Le H-arm réel de cabine OA.

$$14.534 \times 2 + 15.601 \times 2 + 14.051 \times 4 + 15.118 \times 4$$

$$\text{H-arm}_{\text{cabine OA}} = \frac{\quad}{12} = 14.745 \text{ m.}$$

12

L'écart avant, de la cabine OA est :

$$M = \text{nombre de passagers} \times 80 \times (\text{H-arm réel} - \text{H-arm supposée}).$$

➤ $M = 12 \times 80 \times (14.745 - 15.39) = -619.2 \text{kgm.}$

b) Zone OB :

Calcul du centre de gravité qui correspond au chargement (h-arm réel) :

4	17.763			18.271	
5	18.678	2	2	19.186	3
6	19.592	2	2	—	—
7	22.317	2	2	—	—
8	23.231			23.460	
9	24.146			24.374	
10	25.060	2	2	—	—

Tableau III-20 : Le H-arm réel de cabine OB.

$$19.186 \times 3 + (18.678 + 19.592 + 22.317 + 25.060) \times 4$$

$$\text{H-arm}_{\text{cabine OB}} = \frac{\quad}{19} = 21.27 \text{m.}$$

L'écart avant, de la cabine **OB** est :

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

➤ $M = 19 \times 80 \times (21.27 - 21.47) = -304 \text{kgm.}$

c) Zone OC :

14	27.383			27.536	
15	28.196	2	2	28.348	4
16	29.009	2	2	29.161	4
17	29.796	2	2	29.974	4
18	30.584	2	2	30.787	4
19	31.371			31.600	
20	32.158			32.412	
21	32.946			33.225	
22	33.733			34.038	
23	34.521	2	2	34.851	4
24	35.308	2	2	35.664	4
25	36.095	2	2	36.476	4
26	36.883			—	—
27	—	—	—	39.270	4
28	40.236	2	2	40.083	4
29	41.048	2	2	40.896	4
30	41.861	2	2	41.709	4
31	42.674	2	2	42.496	4
32	43.487	2	2	43.284	4
33	44.300	2	2	44.071	4
34	45.133	2	2	44.858	4
35	45.919	2	2	45.646	4
36	46.730	2	2	46.433	4
37	47.515			47.271	
38	48.301			48.059	
39	49.087			48.846	
40	49.874			49.634	
41	50.659			50.421	

Tableau III-21 : Le H-arm réel de cabine OC.

$$584.313 \times 4 + 623.191 \times 4$$

$$\text{H-arm}_{\text{cabine OC}} = \frac{\quad}{124} = 38.79 \text{ m.}$$

L'écart avant, de la cabine OC est :

$$M = \text{nombre de passagers} \times 80 \times (\text{H-arm réel} - \text{H-arm supposée}).$$

➤ $M = 124 \times 80 \times (38.79 - 38.87) = -793.6 \text{ kgm}.$

III.15.3. 3. 2. Ecart arrière :

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

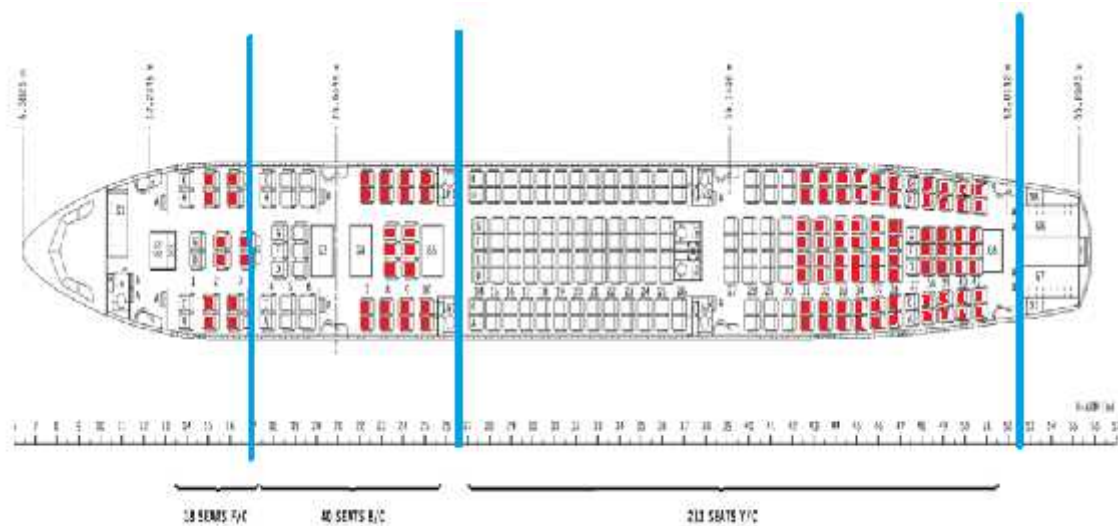


Figure III-26: Répartition arrière des passagers.

a) Zone OA :

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			14.534	
2	15.118	2	2	15.601	2
3	16.185	2	2	16.667	2

Tableau III-22 : Le H-arm réel de cabine OA.

$$(15.601 + 16.667) \times 2 + (15.118 + 16.185) \times 4$$

$$\text{H-arm cabine OA} = \frac{\quad}{12} = 15.81\text{m}.$$

12

$$M = 12 \times 80 \times (\text{H-arm réel} - \text{H-arm Supposée}).$$

➤ $M = 12 \times 80 \times (15.81 - 15.27) = +518.4 \text{ kgm}.$

b) Zone OB :

4	17.763			18.271	
5	18.678			19.186	
6	19.592			-	-
7	22.317	2	2	-	-
8	23.231	2	2	23.460	3
9	24.146	2	2	24.374	3
10	25.060	2	2	-	-

Tableau III-23 : Le H-arm réel de cabine OB.

$$(23.460+24.374) \times 3 + (22.317+23.231+24.146+25.060) \times 4$$

$$\text{H-arm}_{\text{cabine OB}} = \frac{\quad}{22}$$

L'écart arrière, de la cabine OB est :

M=nombre de passagers $\times$ 80 $\times$ (H-arm réel – H-arm Supposée).

➤ $M = 22 \times 80 \times (23.75 - 21.37) = +4188.8 \text{kgm.}$

c) Zone OC :

14	27.363			27.536	
15	28.196			28.348	
16	29.009			29.161	
17	29.796			29.974	
18	30.584			30.787	
19	31.371			31.600	
20	32.158			32.412	
21	32.946			33.225	
22	33.733			34.038	
23	34.521			34.851	
24	35.308			35.664	
25	36.095			36.476	
26	36.883			-	-
27	-	-	-	39.270	
28	40.236			40.083	
29	41.048			40.896	
30	41.861			41.709	
31	42.674	2	2	42.496	4
32	43.487	2	2	43.284	4
33	44.300	2	2	44.071	4
34	45.133	2	2	44.858	4
35	45.919	2	2	45.646	4
36	46.730	2	2	46.433	4
37	47.515	2	2	47.271	3
38	48.301	2	2	48.059	3
39	49.087	2	2	48.848	3
40	49.874	2	2	49.634	3
41	50.659	2	2	50.421	3

Tableau III-24 : Le H-arm réel de cabine OC.

$$513.76 \times 4 + 266.788 \times 4 + 244.231 \times 3$$

$$\text{H-arm}_{\text{cabine OC}} = \frac{\quad}{76} = 50.717 \text{m.}$$

L'écart arrière, de la cabine OC est :

$M = \text{nombre de passagers} \times 80 \times (\text{H-arm réel} - \text{H-arm Supposée}).$

➤ $M = 76 \times 80 \times (50.171 - 38.877) = +68667.52 \text{ kgm}.$

III.15.3. 3. Erreur finale sur les passagers :

L'erreur finale est donc exprimée par :

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

	Erreur avant		Erreur arrière	
	Ere (kgm)	Ere ²	Ere (kgm)	Ere ²
Dispersion de masse				
OA	-3336.292	11130844.31	+3613.886	13060172.02
OB	-3243.026	1051745.14	+3656.876	13372742.08
OC	-4120.031	16974655.44	+3420.613	11700593.3
Répartition des passagers				
OA	-619.2	383408.64	+518.4	268738.56
OB	-304	92416	+4188.8	17546045.44
OC	-793.6	629800.96	+68667.52	4715228303
Σ		30262870.49		4771176594

Tableau III-25 : Erreur final des passagers.

Erreur avant = $-\sqrt{30262870.49} = -5501.169 \text{ kgm}.$

Erreur arrière = $+\sqrt{4771176594} = +69073.70 \text{ kgm}.$

III.15.4. Erreur sur le carburant :

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

- Erreur sur l'endroit de carburant.
- Erreur sur le poids de carburant.

a) Erreur sur l'endroit de carburant :

Sur le WBM l'influence de carburant est prise en considération comme delta d'index par le quantité de carburant total, cet delta d'index est basé sur un H-arm de carburant pour le poids de carburant correspondant .maintenant le H-arm carburant dépend du volume de carburant contenu dans chaque réservoir et ce volume est lié au poids de carburant par la densité de

carburant .Ainsi une inexactitude sur la densité de carburant produira une inexactitude sur H-arm de carburant et par conséquent sur le CG de l'avion.

a-1) Erreur de densité de carburant :

La table d'index de carburant peut être disponible pour une densité simple de carburant (habituellement pour avion simple de bas-côté) ou pour une gamme discrète des densités de carburant (pour l'avion équipé d'un réservoir d'équilibre).

En conséquence, une variation de densité de carburant peut impliquer une variation significative d'index pour une valeur donnée de poids. C'est pourquoi, les tables d'index de carburant sont habituellement établies pour une gamme discrète des densités de carburant.

La densité réelle du jour peut être la densité intermédiaire et une interpolation seront exigées pour obtenir l'index de carburant. Pour couvrir l'erreur potentielle d'interpolation, une moitié de la variation d'index maximum vers l'arrière entre deux densités consécutives de carburant doit être incluses dans l'allocation de carburant.

a-2) Erreur sur la conception de limite zéro fuel :

Le processus de conception de limite zéro fuel, utilisé en référence à mettre le vecteur de carburant qui est penchée sur des limites opérationnelles de vol et d'atterrissage.

Pendant que le vecteur réel de carburant peut être différent d'une de référence (due à une densité différente de carburant), les allocations opérationnelles de vol et atterrissage doivent inclure une marge additionnelle couvrant la conception de limite zéro fuel.

Pour faire ainsi, variation maximum d'index vers l'avant et vers l'arrière aux points critiques (parce qu'elles sont les points utilisé dans la conception de limite zéro fuel) entre le vecteur de référence de carburant et les vecteurs extrêmes de carburant doivent être inclus dans l'allocation de carburant.

b) Erreur sur le poids de carburant :

Sur le WBM l'influence de carburant est prise en considération comme delta d'index par la quantité de carburant total qui est la somme du delta par différents réservoirs. Pour chaque réservoir la quantité du carburant est connue avec une certaine exactitude. Cette inexactitude est liée à la quantité du carburant.

Cette différence entre le poids estimé et le carburant vrais par réservoir produira d'une inexactitude sur la détermination de CG de l'avion cette inexactitude est appelée Inexactitude de poids de carburant, Le vrais poids de carburant est :

$$\text{La masse fuel réelle} = \text{masse fuel estimé} \pm \Delta \text{ masse fuel.}$$

Pour chaque réservoir, l'inexactitude est $\pm 1\%$ de la capacité de réservoir, plus $\pm 1\%$ de la quantité de carburant réelle dans le réservoir.

Note :

Si un réservoir est vide Δ fuel de réservoir est considéré comme zéro fuel.

Une telle déviation de poids par réservoir a un impact sur la forme réelle de vecteur de carburant, quelques points de vecteur étant décalés en avant ou l'arrière.

III.15.4.1. Points critiques :

Ces points correspondant à une quantité de carburant pour $\pm W$ fuel peut causer le CG de l'avion soit décalé hors des limites certifiées. Les points critiques sont définis phase par phase.

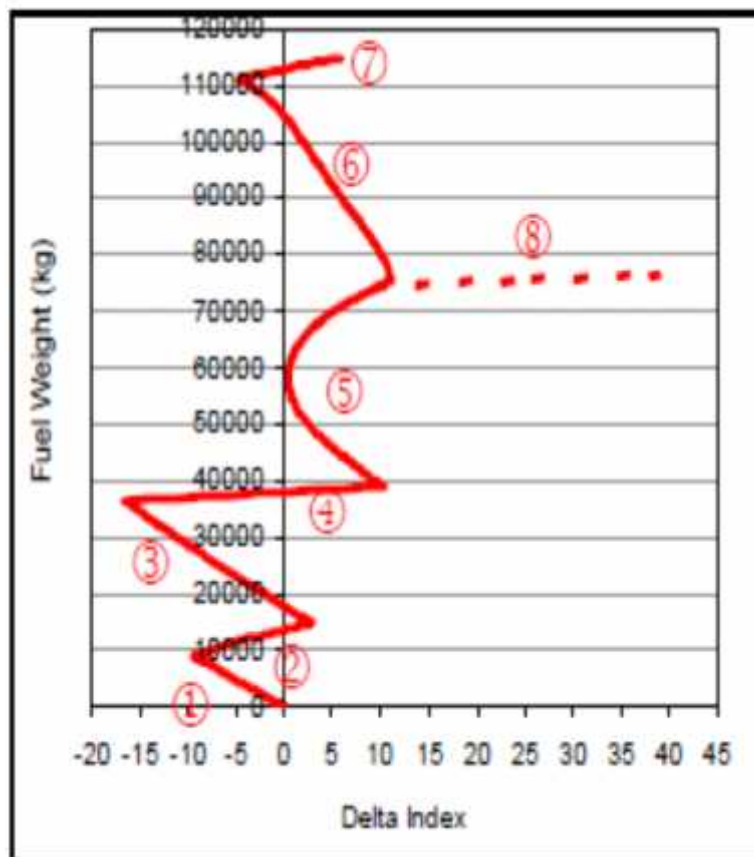


Figure III-27: Vecteur carburant A330-200.

III.15.4. 2. Erreur final de carburant :

L'allocation finale de carburant inclut les trois inexactitudes mentionnées :

- 1-Remplir erreur de poids.
- 2- Erreur sur la détermination d'index de carburant.
- 3-Erreur sur la conception de limite Zéro fuel.

III.15.5. Ecart due aux mouvements des trains :

La 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. Effets des trains = -1018 - 5659 = **-6677 kgm.**

III.15.6. Ecarts dus aux mouvements des becs et volets :

Dans WBM, on trouve les divers braquages des becs et volets et leurs 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 III-26 : Ecart du aux mouvements des becs et des volets.

Ces configurations ne sont pas utilisées dans toutes les phases de vol, le tableau suivant montre les configurations des becs et volets utilisé 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 III-27 : Configuration des becs et des volets.

Dans chaque cas on retient les valeurs correspondant aux braquages maximum, pour plus sécurité :

III.15.6.1. Décollage :

Erreur avant = **325 kgm.**

Erreur arrière = **368 kgm.**

III.15.6.2. Atterrissage :

Erreur avant = **368 kgm.**

Erreur arrière = **476 kgm.**

III.15.7. Ecarts dus aux mouvements en cabine :

Les mouvements en cabine ont trois origines :

- les mouvements PNC.
- les mouvements trolley(Chariot).
- les mouvements passagers.

On va étudier les trois cas séparément :

1- Mouvements PNC :

Les données à entrer dans le fichier avion :

- ❖ position PNC (leur bras de levier).
- ❖ nombre de PNC par position.

2-Mouvement trolley :

Les données à entrer dans le fichier avion :

- ❖ La position de galley (leur bras de levier).
- ❖ nombre de trolley par galley.

3-Mouvement des passagers :

Les données à entrer dans le fichier avion :

- ❖ nombre de classe dans la cabine.
- ❖ position des toilettes.
- ❖ nombre des toilettes par position.

Dans cette étude, on considéré les différentes classes de la cabine toilettes sont assignées par classe.

La formule suivante est utilisée pour l'estimation d'influence de ces mouvements :

➤ **Moment = masse × (H-arm extrême – H-arm originale), avec :**

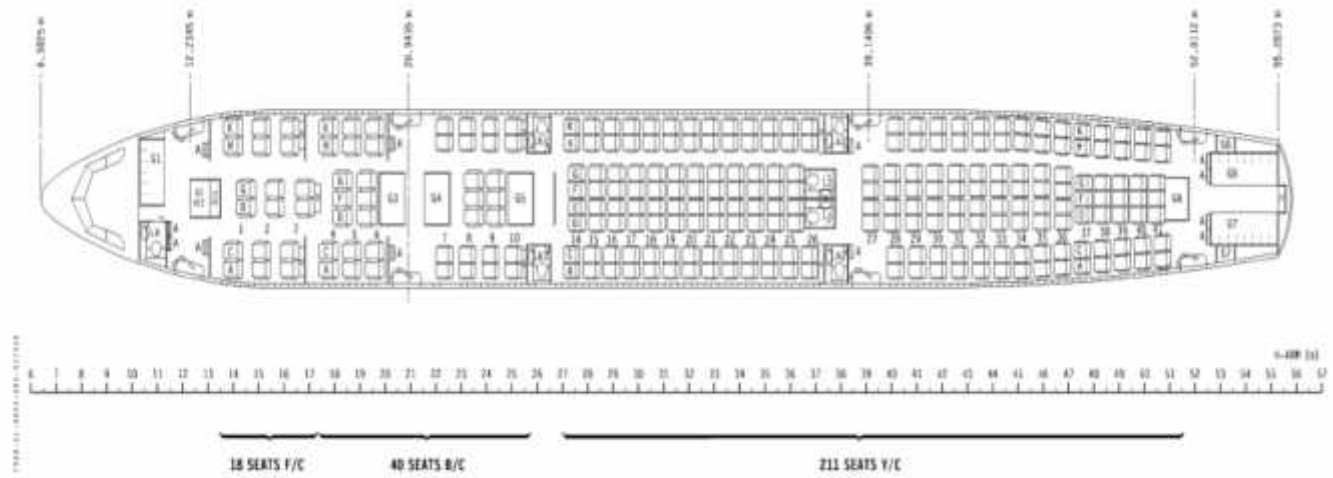
- ❖ H-arm extrême : abscisse de la position extrême.
- ❖ H-arm originale : abscisse de la position finale.
- ❖ Les masses seront prises comme suite :

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.

Exemple d'A330-200 :**Figure III-28: Aménagement intérieur de l'avions.****a) Mouvements de l'avant vers l'arrière de la cabine :**

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

<i>Mouvements</i>	<i>Position initiale</i>	<i>Position finale</i>
1 passager	Rang n° 3 à droite	Toilette-La
2 passagers	Rang n°16 à gauche	Toilette Lh1 et Lk1
2 passagers	Rang n°40 au milieu	Toilette Lh2 et Lk2
2 chariots	Gallets G6, G7 et G8	Centre rang n°15
2 PNC	Gallets G4	Centre rang n°4
1 PNT	Porte LH	Siège commandant de bord

Tableau III-28 : Mouvements de l'arrière vers l'avant de la cabine.

1- Moment1 (1 passager):

-H-arm originale = 16.4 m.

-H-arm extreme = 10.9 m.

$$\checkmark \text{ moment}_1 = 74 \times (10.9 - 16.4) = -407 \text{ kgm.}$$

2-Moment2 (2 passagers):

-H-arm originale = 28.4 m.

-H-arm extreme = 26.1 m.

$$\checkmark \text{ moment}_2 = 74 \times 2 \times (26.1 - 28.4) = -340.4 \text{ kgm.}$$

3-Moment3 (2 passagers):

-H-arm originale = 49.8 m.

-H-arm extreme = 37.9 m.

$$\checkmark \text{ moment}_3 = 74 \times 2 \times (37.9 - 49.8) = -1761.2 \text{ kgm.}$$

4-Moment4 (2 chariots):

-H-arm originale = 53 m (abscisse moyen G6, G7 et G8).

-H-arm extrême = 28.1 m.

$$\checkmark \text{ moment}_4 = 2 \times 80 \times (28.1 - 53) = -4984.4 \text{ kgm.}$$

5-Moment5 (2 PNC):

-H-arm originale = 22.2m.

-H-arm extrême = 18.4m.

$$\checkmark \text{ moment}_5 = 2 \times 62 \times (18.4 - 22.2) = -471.2 \text{ kgm.}$$

6-Moment6 (1PNT)

-H-arm originale = 12.2345 m.

-H-arm extrême = 8.872.

$$\checkmark \text{ moment}_6 = 77 \times (8.872 - 12.2345) = -258,912 \text{ kgm.}$$

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

$$\text{➤ E avant} = -407 - 340.4 - 1761.2 - 3087.6 - 3984 - 471.2 = -10051.4 \text{ kgm.}$$

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

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

<i>Mouvements</i>	<i>Positions initiale</i>	<i>Positions finale</i>
2 passagers	Rang n° 10 à gauche	Toilette Lh1 et lk1
2 passagers	Rang n°18 à droite	Toilette Lh2 et Lk2
2PNC	G3	Centre Range N°9
2 PNC	G4	Centre Range N°14
2 chariots	G5	Centre Range N°19
1 PNT	Siège comandant de bord	Porte LH

Tableau III-29 : Mouvements de avant vers l'avant de la cabine.

1-Moment1 (2 passagers) :

-H-arm originale = 23.4 m.

-H-arm extreme = 26.1 m.

$$\checkmark \text{ moment}_1 = 74 \times 2 \times (26.1 - 23.4) = +399.6 \text{kgm.}$$

2-Moment2 (2 passagers):

-H-arm originale = 30.5 m.

-H-arm extreme = 37.9 m.

$$\checkmark \text{ moment}_2 = 74 \times 2 \times (37.9 - 30.5) = + 1095.2 \text{kgm.}$$

3-Moment3 (2 PNC):

-H-arm originale = 20.1m.

-H-arm extreme = 24.08m.

$$\checkmark \text{ moment}_3 = 62 \times 2 \times (24.08 - 20.1) = +493.52 \text{kgm.}$$

4-Moment4 (2 PNC):

-H-arm originale = 22.08 m.

-H-arm extrême = 27.5 m.

$$\checkmark \text{ moment}_4 = 2 \times 62 \times (27.5 - 22.08) = +672.08 \text{kgm.}$$

5-Moment5 (2 chariots):

-H-arm originale = 25.5 m.

-H-arm extrême = 31.4 m.

$$\checkmark \text{ moment}_5 = 2 \times 80 \times (31.4 - 25.5) = +944 \text{kgm.}$$

6-Moment6 (1PNT):

-H-arm originale = 8.872 m.

-H-arm extreme = 12.2345 m.

$$\checkmark \text{ moment}_6 = 77 \times (12.23 - 8.87) = +258.72 \text{ kgm.}$$

L'écart arrière total des mouvements en cabine est :

$$\diamond \text{ E arrière} = +399.6 + 1095.2 + 493.52 + 672.08 + 944 + 258.72 = +3863.12 \text{kgm.}$$

III.15.8. Conclusion :

Pour des raisons de sécurité, un avion doit dans ses différentes phases de vol (décollage, atterrissage, vol) respecter des limitations de masses et de centrage. Le centre de gravité peut se déplacer au cours de vol de manière significative.

Une erreur dans la détermination du centrage peut avoir des conséquences graves sur la sécurité du vol :

- ❖ Si le centrage réel se trouve hors du domaine autorisé pendant le vol
- ❖ Si le centrage réel de décollage s'est différent de la valeur déterminée (difficultés de pilotage à la rotation)

Il est donc important qu'un soin tout particulier soit à la détermination et au contrôle des valeurs du centrage.

IV.1. Introduction :

Lors de la réalisation de cette étude, nous avons été amenés à concevoir un logiciel dans le but d'appliquer au problème posé. La conception d'un logiciel performant est une étape très importante et indispensable dans notre étude. L'implémentation du modèle et la programmation de son système de résolution représentent une étape primordiale pour la réalisation de ce travail. La réalisation du logiciel a été faite en langage de programmation DELPHI 7 version d'évolution gratuite, fonctionnant sous Windows XP.

IV.2. Le langage de programmation Delphi :

Delphi est un environnement de programmation visuel orienté objet pour le développement rapide d'application. En utilisant Delphi, nous pouvons créer de puissantes applications sur (Windows XP, vista, Unix,...etc.) avec un minimum de programmation. Delphi fournit tous les outils nécessaires pour développer, tester et déployer des applications, notamment une importante bibliothèque de composants réutilisables, une suite d'outils de conception, des modèles d'applications et de fiches et des experts de programmation. Delphi permet de concevoir tout type d'application 32 bits, qu'il s'agisse d'un utilitaire de portée générale, d'un programme complexe de gestion de données ou d'une application distribuer. Delphi est actuellement reconnu comme l'outil de développement visuel par excellence. Il est même cité comme référence dans des séminaires de Microsoft [20].

IV.3. Le choix du langage de programmation :

Beaucoup des langages s'avéraient capables d'assurer le meilleur choix, le C++ builder, Delphi, Matalab...etc. Mais vu la richesse bibliothèque de Delphi en terme d'interface, on a choisis de programmer en Delphi avec notre peu de connaissance en Delphi.

IV.4. Description de programme :

La programmation correspondant à la méthode exposée dans les chapitres présente les caractéristiques suivantes :

- ❖ Non de projet : Delphi 7.
- ❖ Non de première unité : projet 1 (contient la page d'accueil).
- ❖ Non de deuxième unité : projet 2 (contient la feuille de chargement).

- ❖ projet 1 : contient la page d'accueil.
- ❖ projet 2 : contient la feuille de chargement.

IV.5. Organigrammes du programme :

IV.5. 1. Organigramme générale :

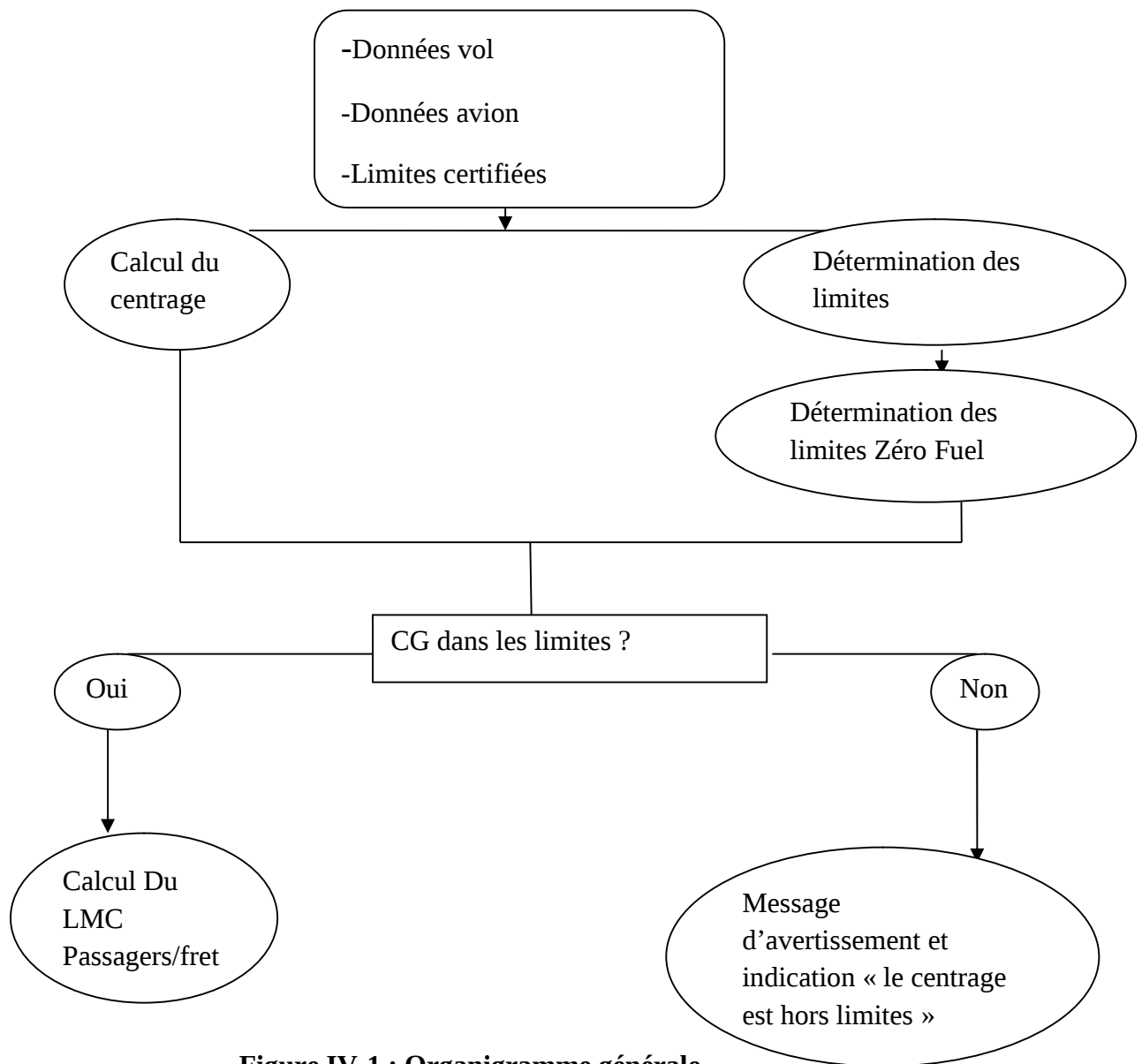


Figure IV-1 : Organigramme générale.

IV.6. Description des parties important du programme :

Dans cette partie, on détaille chaque partie de l'organigramme général (les organigrammes secondaires) en faisant apparaître les procédures et fonctions important utilisée.

1-**Procédure TForm2.Buton5 Click** : qui calcul l'index des cargos IdT, CGT.

2- **Procédure TForm2.Buton1 Click** : qui calcul :

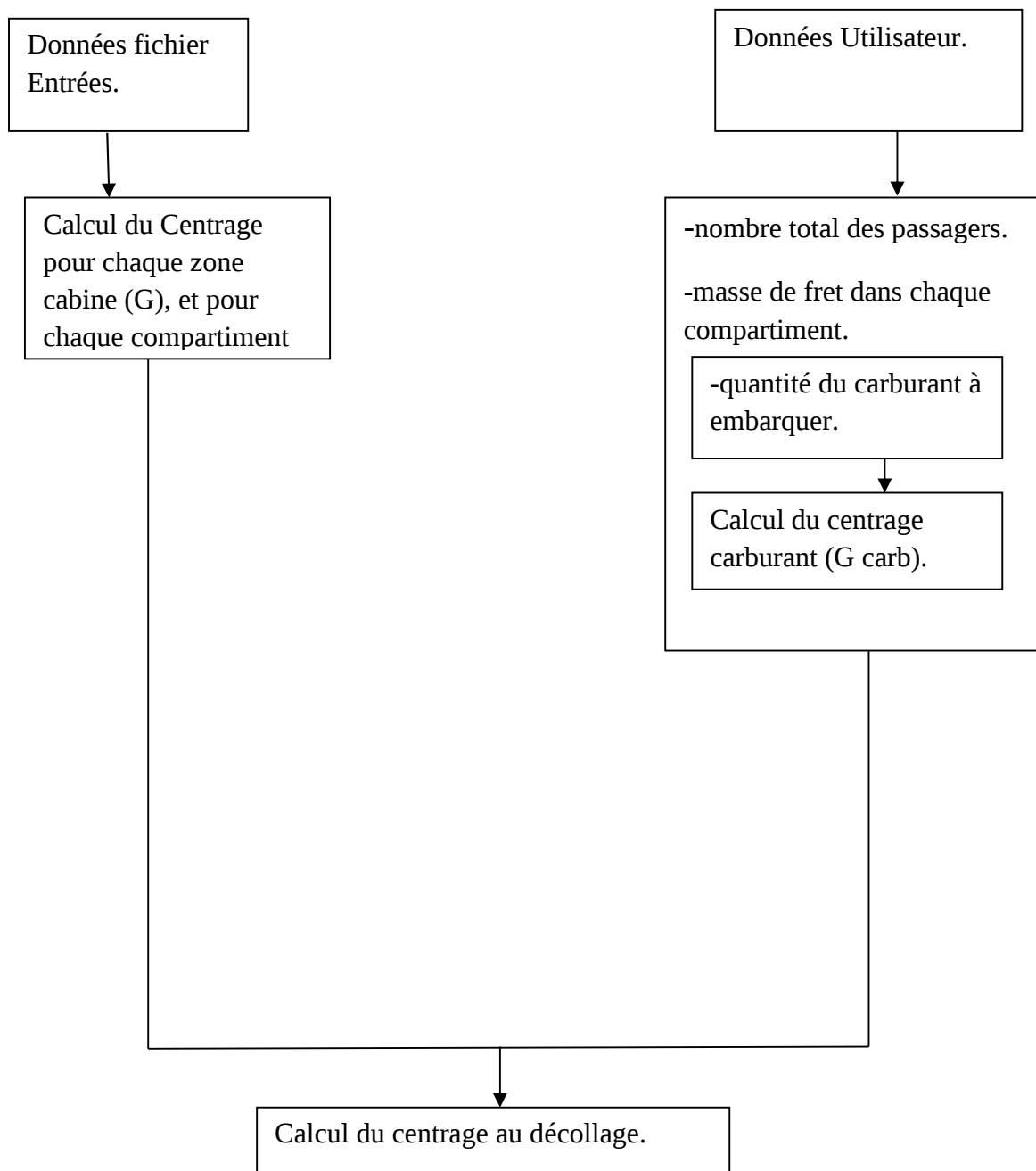
- ❖ la charge totale (TTL).
- ❖ la masse maximale sans carburant (ZFWA).
- ❖ la masse maximale décollage (TOWA).
- ❖ la masse maximale d'atterrissage (LAW).

- ❖ MAC.
- ❖ d.
- ❖ limitation utile (LU).
- ❖ le centrage de la masse de base (DOCG).
- ❖ l'erreur de centrage de masse de base (EDCG).

3-procédure TForme2.Button6Click : qui calcul le centrage et l'index de passagers.

IV.7. Les organigrammes secondaires :

IV.7. 1. Calcul du centrage :



IV-2 : Organigramme secondaire.

IV.7. 2. Détermination du domaine zéro fuel :

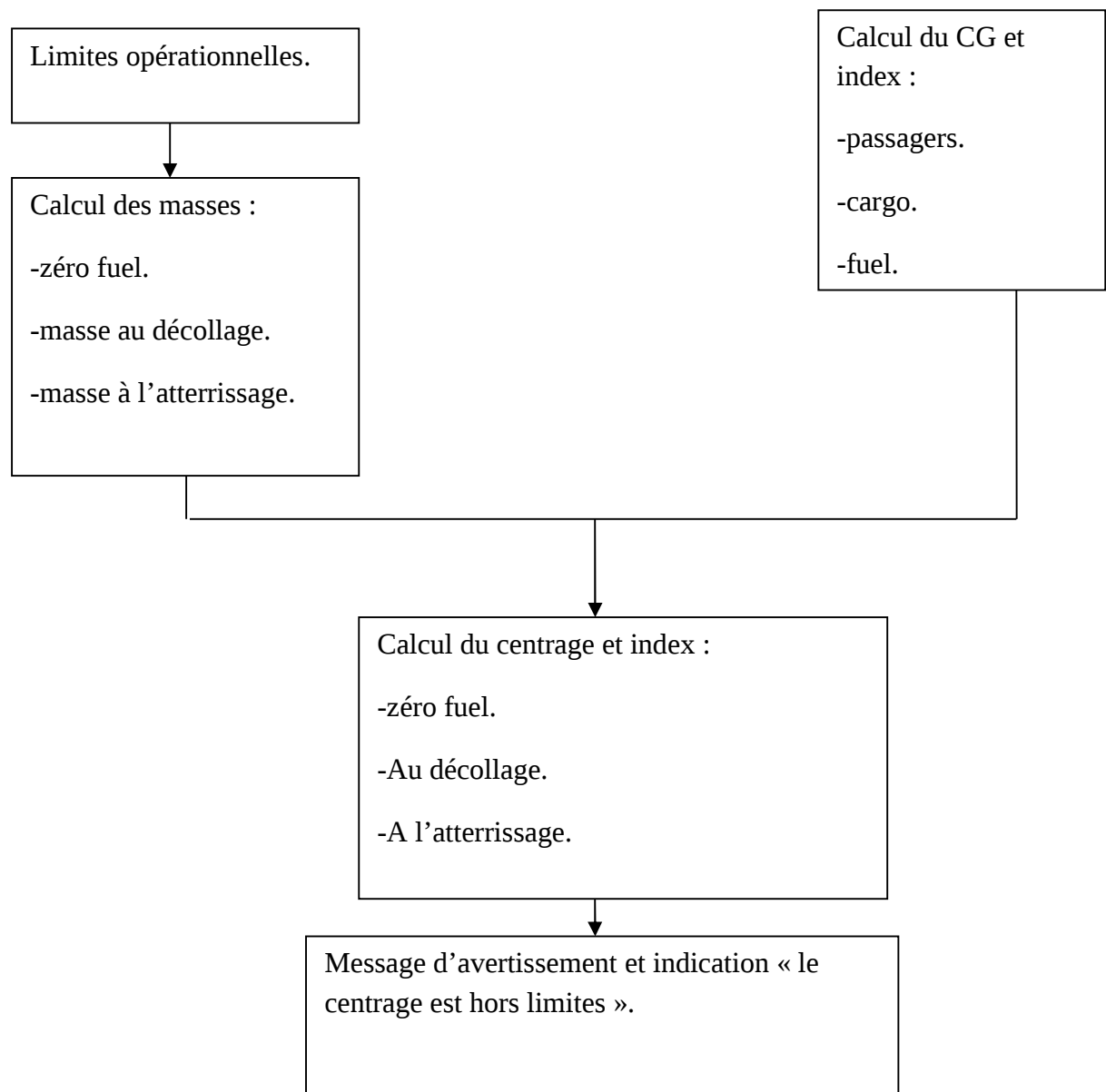


Figure IV-3 : Organigramme Zéro fuel.

Pour mieux exploiter cette application nous avons représenté Les étapes et leurs interfaces de la manière suivante :

- En cliquant sur le fichier exécutable, la fenêtre suivante apparaît :

1-Page d'accueil :

On clique sur le bouton “centrage ” on à une fenêtre principale qui s’affiche :

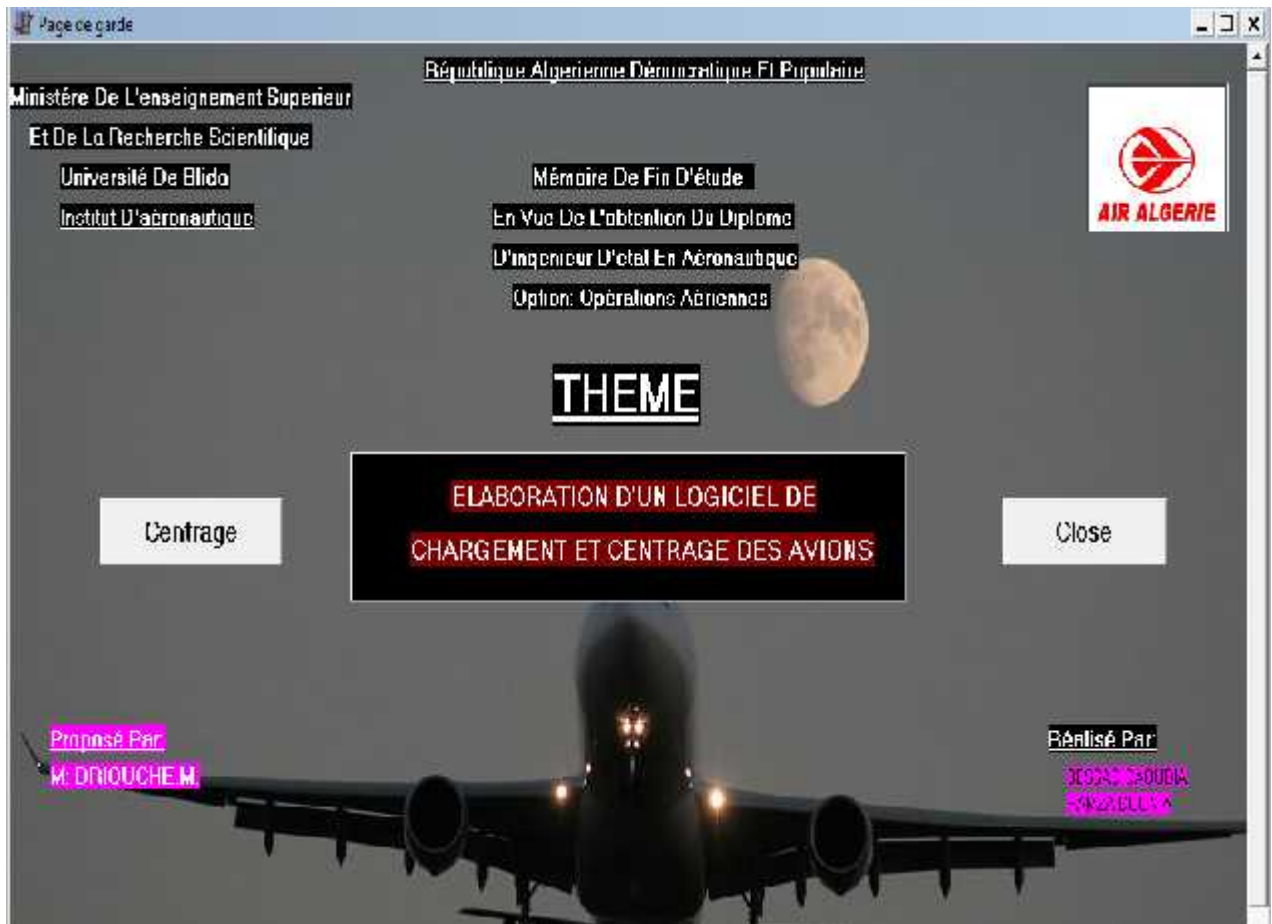


Figure : IV-4 : Page d'accueil.

2- Page principale :

C'est la page principale de l'application, pour continuer l'exécution de l'application on choisit le type d'avions suivant les données d'entrées.

IV.8. Les entrées du programme :

Deux types de données sont précis en compte par le logiciel :

1-données fixes caractérisant l'avion utilisé :

Ces données sont stockées de manière précise dans une fiche d'entrée (pour ne pas faire un conflit entre les fichiers avions), que l'utilisateur choisit avant d'exécuter le programme.

2-données propre a chaque vol :

Ces données sont entrées directement par l'utilisateur sur une fiche.

Et l'utilisateur peut modifier le chargement de fret ou le nombre des passagers ou n'importe quelles données.

L'utilisateur peut remplir n'importe quelle données du programme , ce qui est important c'est qu'il doit remplir tous les zones de la fiche pour éviter les message d'erreurs , et des message d'avertissement apparaitre lorsqu'il dépasse une limite de l'une des données du vol.

IV.8.1. Caractéristique de l'avion :

- **DOW** : masse de base.
- **TTL** : la charge totale.
- **TFO** : le carburant de décollage.
- **TF** : le délestage.

IV.8.2. Données passagers :

1-Donnés d'entrées :

- **PAXA** : nombre de passagers dans la zone **OA**.
- **PAXB** : nombre de passagers dans la zone **OB**.
- **PAXC** : nombre de passagers dans la zone **OC**.

2-Données de sortie :

- **CGPXA** : le centrage de passagers.
- **IPXA** : l'index de passagers.

Calcul de CG et index

MPAX: 13650

Diagram: OA (green), OB (orange), OC (yellow)

15.39 21.27 38.7

PAXA PAXB PAXC

18 40 124

CGPAX: 32,7236263736264

IPAX: -2,0058873626373

Calcul CG PAX

Figure IV- 5: le centre de gravité et index de passagers.

IV.8.3. Données cargos :

1-Donnés d'entrées :

- ✓ **md1** : masse de compartiment 1.
- ✓ **md2** : masse de compartiment 2.
- ✓ **md3** : masse de compartiment 3.
- ✓ **md4** : masse de compartiment 4.
- ✓ **mVRAQ** : masse de compartiment 5.
- ✓ **d1** : la distance de compartiment 1.
- ✓ **d2** : la distance de compartiment 2.

- ✓ **d3** : la distance de compartiment 3.
- ✓ **d4** : la distance de compartiment 4.
- ✓ **dVRAQ** : la distance de compartiment 5.

2-Données de sortie :

- ✓ **CGT** : le centrage de cargo totale.
- ✓ **IdT** : L'index total de cargo.



Figure IV- 6: le centre de gravité et index des soutes.

IV.8.4. Données fuel :

1-Données d'entrée :

- **TF**: le carburant total.
- **IOF**: Index de réservoir Extérieure.
- **IIT**: Index de réservoir intérieur.
- **ITT**: Index de réservoir Trim.
- **ICT**: Index de réservoir centre.

2- Données de sortie:

- **CGFT**: le centre de carburant.
- **ITF** : l'index de carburant.

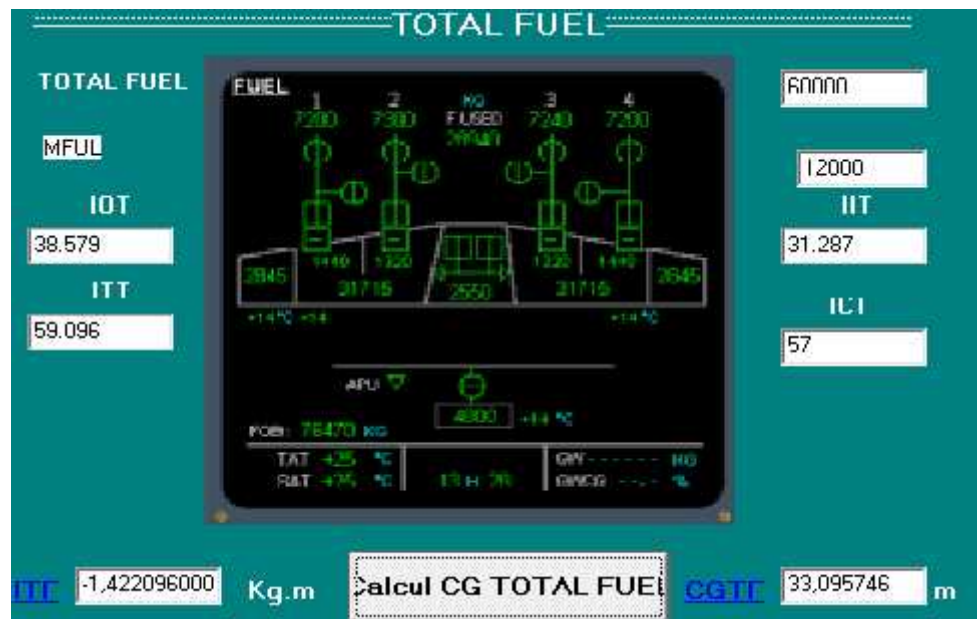


Figure IV- 7: le centre de gravité et index du carburant.

IV.8.5. Données entrées à l'écran :

L'utilisateur doit préciser sur la fiche de centrage les données suivant :

- le non du fichier d'entrée (les données caractérisant l'avion, comme l'immatriculation...ect).
- nombre total des passagers.
- la masse du carburant à embarqué en kilogramme.
- la masse de fret chargé en chaque compartiment.

1-Données d'entrées :

- **Dow** : masse de base.
- **TTL** : la charge totale
- **TOF** : carburant embarqué au décollage.
- **TF** : le délestage.

	WEIGHT		DISTRIBUTION	
LOAD IN COMPARTMENTS	20500	1 / 600	4 / 0	0 / 0
PASSENGER/CABIN BAG	13650	18 / 40 / 211	TTL 269	CAB 0
TOTAL TRAFFIC LOAD	34150			
DRY OPERATING WEIGHT	122993			
ZERO FUEL WEIGHT ACTUAL	157143	MAX	225443	
TAKE OFF FUEL	60000			
TAKE OFF WEIGHT ACTUAL	275743	MAX	344043	
TRIP FUEL	58600			
LANDING WEIGHT ACTUAL	217143	MAX	285443	

Figure IV- 8: Données entrée sur l'écran.

2-Donnée de sortie :

- **ZFWA** : masse actuel zéro fuel.
- **TOWA** : masse actuel au décollage.
- **LWA** : masse actuel à l'atterrissage.
- **LU** : limitation utile.
- **C/O** : Charge Offerte.
- **LMC** : chargement de dernière minute.
- **d** : le bras de levier.
- **DOCG** : le centrage de la masse de base.
- **EDOCG** : l'erreur de centrage de la masse de base.

-----DRY OPERATING WEIGHT CORRECTION-----

DOW	122993	DOCG	26,45116918E	d	32,9976E
		EDOCG	4652,54555	MAC	22,9389E
DOW _{real} =DOW _{assumed} +DOW					
limitation utile	217143	MTL	34150	LMC	68300

Figure IV- 9: Données sortie sur l'écran.

1-Données d'entrées :

- **CGPAX** : le centrage de passagers qui est déjà calculé.
- **IPAX** : le centrage de passagers qui est déjà calculé.
- **IdT** : index de carburant total.
- **CGT** : le centrage total de soute.
- **ITF** : index total fuel qui est déjà calculé.
- **CGTF** : le centrage total fuel.

CGPAX	32,72362637E
IPAX	-2,005887362
CGT	33,15497560E
IdT	-0,000199999
ITF	-1,422096000
CGTF	33,095746

Figure IV- 10: Données entrée sur l'écran.

2-Données sorties :

- **LIZFW**: index au zéro fuel.
- **LITOW**: index au décollage.
- **LILAW**: index a l'atterrissage.
- **MACZFW**: le centrage a zéro fuel.
- **MACTOW**: le centrage au décollage.

- **MACLAW**: le centrage a l'atterrissage.

BALANCE AND SEATING CONDITIONS					
DOI	104,8213				
LIZFW	104,8211	MACZFW	26,04813	dZFW	33,23169965572
LITOW	103,3990	MACTOW	25,14558	dTOW	33,15808170071
LILAW	72,54606	MACLAW	24,66838	dLAW	33,12339186692
Calcul					

Figure IV- 11: Données sortie sur l'écran.

Pour des raisons de sécurité, un avion doit dans ses différentes phases de vol (décollage, atterrissage, vol) respecter des limitations de masses et de centrage. Le centre de gravité peut se déplacer au cours de vol de manière significative par suite du délestage.

Une erreur dans la détermination du centrage peut avoir des conséquences graves sur la sécurité du vol :

- Si le centrage réel se trouve hors du domaine autorisé pendant le vol
- Si le centrage réel de décollage s'est différent de la valeur déterminée (difficultés de pilotage à la rotation).

Il est donc important qu'un soin tout particulier soit à la détermination et au contrôle des valeurs du centrage.

Donc le chargement d'un avion passe par deux phases :

❖ **Phase1 :**

Elle consiste en une prévision au sol afin de déterminer en fonction :

- de la charge fret (poste, bagage, ect).
- du nombre de passagers prévu.
- du carburant nécessaire.

Des conditions d'emports :

- les charges possibles.
- leurs emplacements associés.

❖ **Phase 2 (contrôle) :**

Il s'effectue généralement au moyen d'une « feuille de chargement ». La réglementation impose pour les avions civils avant chaque vol, le contrôle des masses et des centrages de

l'avion au moyen d'une feuille de chargement (LOAD AND TRIM SHEET), approuvée par le commandant de bord.

Le feuille de chargement est élaborée à partir des données réelles de chargement, nombre de passagers, fret et carburant, peut de temps avant la fermeture des portes de l'avion. Elle est visée par le commandant de bord qui de ce fait atteste avoir pris connaissance du chargement.

Aussi bien lors de la prévision que de l'élaboration de feuille de chargement le seul objectif des méthodes actuelles est le calcul de la masse du centrage de l'avion chargé, à partir duquel on déduit que les limites de centrages seront ou non respectées dans les différentes phases du vol.

Mais ces méthodes sont relativement non précises.

Au niveau du résultat obtenu :

- si le chargement ne respecte pas les limites, aucune solution n'est proposée.
- si le chargement respecte les limites, l'utilisateur ne lit pas les marges explicitement.

Le développement des moyens informatiques peut résoudre ces problèmes, et permet d'envisager de proposer un moyen au chargement des avions, sur et facile à utiliser.

Des logiciels de calcul de centrage plus ou moins performants ont été développés au cours des dernières années. Et plusieurs compagnies importantes (américaines et européennes), se sont dotées récemment de leurs propres systèmes au chargement.

Ces logiciels présentent tous un intérêt réel par rapport aux méthodes classiques de calcul et il est intéressant de poursuivre dans la voie en développant un programme minimisant les marges opérationnelles et analysant les résultats obtenue surtout actuellement ou l'informatique à évolué d'une façon remarquable.

IV.9. Objectifs du système propose :

Ce système devra répondre aux besoins de la plupart des exploitants désireux de disposer d'un système de gestion de chargement informatique.

En plus il pourra être utilisé pour tous les avions commerciaux et s'adapter à toutes les configurations d'aménagement cabine possibles.

Le logiciel se divisé en quatre parties principales :

1- Calcul des masses et centrage :

A partir d'un changement donnée et caractéristique de l'avion le logiciel calcule le centrage et la masse de l'avion.

2- Détermination des domaines opérationnels :

A partir d'un chargement donné, des données avion et des limites certifiées, le logiciel calcule les erreurs de centrage pour chaque phase du vol (DEC, ATT, CROISIERE) et détermine les limites opérationnelles.

3- Détermination du domaine ZF (zéro fuel) :

Ce domaine est déterminé à partir de la connaissance des limites opérationnelles et de la courbe de centrage du carburant.

4- Analyse de la position de la position du centrage par rapport aux domaines déterminés :

En comparant la position du centrage avec celle des limites opérationnelles, le logiciel indique à l'utilisateur s'il est à l'intérieur ou en dehors des limites.

- S'il est à l'intérieur des limites : indication du chargement de dernières minutes (LMC) en fret ou en passagers.
- S'il est en dehors des limites :

Avertissement et indication de message suivant « le centrage est hors limites ».

IV.10. Conclusion :

Lorsque les données de masse et centrage sont générées par un logiciel de masse et centrage l'exploitant doit vérifier l'intégrité des données ainsi obtenues. Il doit établir un système permettant de vérifier que les modifications des données d'entrée sont intégrées sans erreur dans le système et que le système fonctionne correctement de manière continue.

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

Description de la feuille de centrage (Load and Trim Sheet).

La feuille de centrage est le document qui résume tous les éléments de la préparation du vol, il est établi au minimum, en deux exemplaires avant chaque vol.

- ❖ Un exemplaire dans la sacoche de bord.
- ❖ Et un conservé au sol par la compagnie à la disposition des services compétents.

Ce document doit être obligatoirement contresigné par le commandant de bord, on prend comme exemple d'étude la feuille de chargement de l'A330-200, présentée ci –après.

Le remplissage de cette feuille exige les connaissances de données suivantes :

- ❖ L'index de l'avion : à lire dans le manuel d'utilisation.
- ❖ Les charges de soute et répartitions.
- ❖ Les charges en cabine et répartitions : en trouve un tableau dans le manuel d'utilisation chapitre chargement et centrage.
- ❖ Quantité de carburant embarquée : obtenu après l'élaboration du plan de vol technique.

Les parties importantes de feuille sont numérotées dans la page suivante, et se remplissent comme suit :

- 1- Se remplit par l'index de base.
- 2- La correction éventuelle s'il y a lieu.
- 3- L'index de base corrigé qui est la somme de deux précédentes, se transmet dans (4).
- 4- Répartitions des passagers et fret.
- 5- L'influence du carburant embarqué.
- 6- Le domaine du centrage, dans lequel on lit la valeur du centrage au décollage qui est l'intersection entre la valeur de l'index finale et masse de l'avion au décollage.
- 7- Se remplit par la valeur du centrage au décollage.

Remarque :

La valeur du centrage sans carburant n'est pas indiquée, mais l'utilisateur doit vérifier que cette valeur se situe dans la zone du domaine sans carburant délimitée par le trait.

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 centre 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 maintien 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 visé 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.

Bibliographie

➤ Les ouvrages :

- ➔ Cours d'opération : « centrage 5^{ème} Ingénieure ».
- ➔ Cours Mécanique de vol : « 4^{ème} Ingénieure »

➤ Les manuels :

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

« Manuel de poids et chargement de 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 ».

➤ Les Thèses :

- ➔Projet de fin d'étude, opérations 1999 (DA. Blida).
 - ❖ Par Mr: OULD SIDI MOHAMED MAHMOUD.
 - ❖ Encadré par: Mr : DRIOUECHE MOULOUD.
- ➔Projet de fin d'étude, opérations 2008 (DA. Blida).
 - ❖ Par Ms: Djahlat Simraz.
 - ❖ Encadré par: Mr : DRIOUECHE MOULOUD.

➤ Les sites Internet :

Www .Méthode de centrage d'avions Airbus.com

Www.Wikipidia.com

Www.recherche.enac.fr/opti/facile

Conclusion Générale

Cette étude nous a permis de se rapprocher de près des méthodes informatiques utilisées pour déterminer le centre de gravité et 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 réaliser un logiciel qui sera capable de produire 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.

Ce logiciel ne constitue qu'un petit progrès dans le domaine de l'informatisation du plan de chargement des avions.

On peut envisager dans cette voie 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 la future notre société et notre administration.

Chapitre I

*Généralités sur le
Centrage.*

Chapitre II

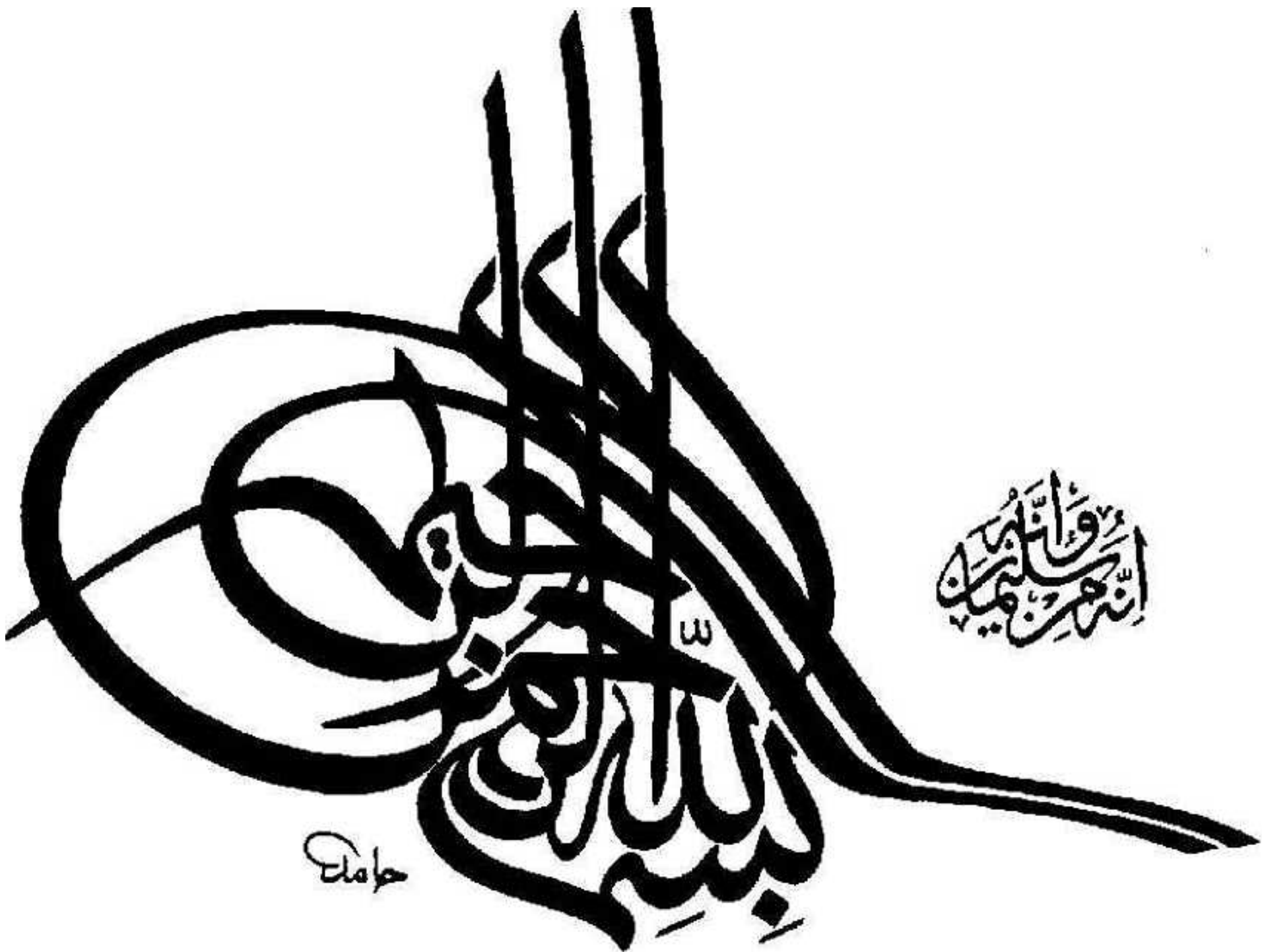
*Influence de Centrage sur
la Stabilité d'avion.*

Chapitre III

*Méthode de calcul le
Centrage.*

Chapitre IV

*Description de
l'application de centrage.*



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 بلية
Université SAAD DAHLAB de Blida



كلية علوم المهندس
Faculté des Sciences de l'Ingénieur



قسم علم الطيران
Département d'Aéronautique

===== :

Mémoire de Fin d'Études En vue de l'Obtention du Diplôme

D'Ingénieur d'État en Aéronautique

Spécialité : Navigation Aérienne.

Option : OPEARTION.

Thème



Présenté par :

Mlle : Bessad Daoudia.

Mlle : Hamza Dounia.

Encadrer par :

Mr : Mouloud Driouche.

Promotion

2010 - 2011

Introduction Générale

Pour bénéficier des caractéristiques de performance et de qualité de vol calculées pour un avion, on devra le piloter avec une masse et une position du centre de gravité (CG) se trouvant dans les limites autorisées d'utilisation, tout en se prêtant à différentes versions de chargement, l'avion ne peut pas voler avec un nombre maximum de passagers, des réservoirs à carburant pleins et une masse maximum de bagage, le pilote devra s'assurer avant le décollage que l'avion est chargé dans les limites prescrites.

Et pour ce faire, les exploitants et les constructeurs font de plus en plus recours à l'outil informatique, A cet effet, les plans de chargement et de centrage n'ont pas échappé à cette règle, donc l'automatisation de ces derniers est devenue un impératif car on ne peut pas envisager une exploitation rationnelle d'un avion sans assurer une marge de sécurité importante et minimiser les risques d'erreurs.

Le présent mémoire est le résultat du travail effectué durant notre stage à l'aéroport (Houari Boumediene) nous avons organisé ce dernier en quatre chapitres :

- Notre étude débute par le premier chapitre nous donnons une vue globale sur le centrage.
- Dans le deuxième chapitre, en présentant l'influence de centrage sur la stabilité d'avion.
- Le troisième chapitre est consacré à la présentation du manuel (Weight and Balance Manual) avec des méthodes bien détaillées pour calculer le centrage en passant par le calcul des erreurs et des écarts « passagers, fret, carburant, mouvements des trains d'atterrissage, mouvement des becs et des voiles et les mouvements en cabine ».
- Dans le chapitre quatre L'application pratique d'un logiciel de chargement et centrage de l'avion A330 -200.
- Nous terminerons par une conclusion.

PLAN DE TRAVAIL

Chapitre I : Généralités sur le Centrage

Chapitre II : Influence de Centrage sur la Stabilité d'avion

Chapitre III : Méthode de calcul le Centrage

Chapitre IV : Description de l'application de centrage

Chapitre I

Généralités sur le Centrage

1. Calcul des masses et centrages :

Définitions :

A. Centre de gravité (CG) :

Le centre de gravité ou le CG, est le point où le poids d'avions est appliqué. La position du CG doit rester dans certaines limites pour assurer la manœuvrabilité et la stabilité de l'avion et aussi l'intégrité de la structure de l'avion.

B. Corde aérodynamique moyenne :

Le MAC est une ligne de référence défini par le constructeur. La position et les dimensions de cette ligne de référence sont mentionnées de la manuelle de poids et d'équilibre (chapitre 1.00.05de WBM)

Le centrage sera exprimé en pourcentage de cette MAC

Remarque :

A et L permettent la détermination du corde moyenne de référence.

$$\text{MAC}\% = \frac{d-a}{L} \times 1000$$

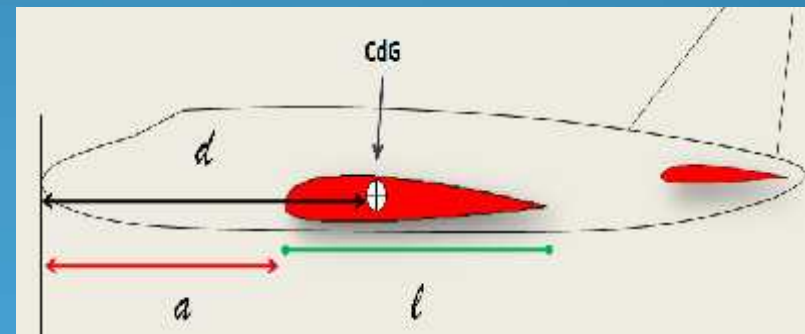


Figure I.1: Les différentes démentions de l'avion

2. Méthode de calcul de centrage :

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

$$M_0^t (mg) = \sum_{i=0}^n M_0^t = (m_i g) ; \text{ avec } m = \sum_{i=0}^n m_i$$

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

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

Comme on a :

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

Donc :

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

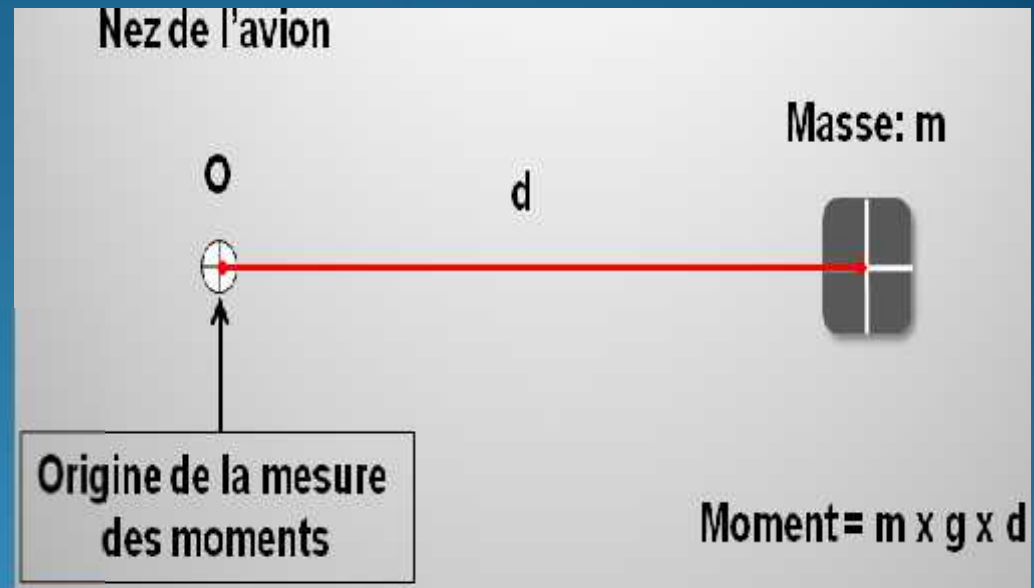


Figure 1.2 : les différentes démentions de l'avion

3. Le Principe d'index :

$$M \times d_1 \neq 0$$

$$M \times d_2 \neq 0$$

$$I = A - \frac{m \cdot g}{B} (D-d)$$

Remarque:

A et B constants.

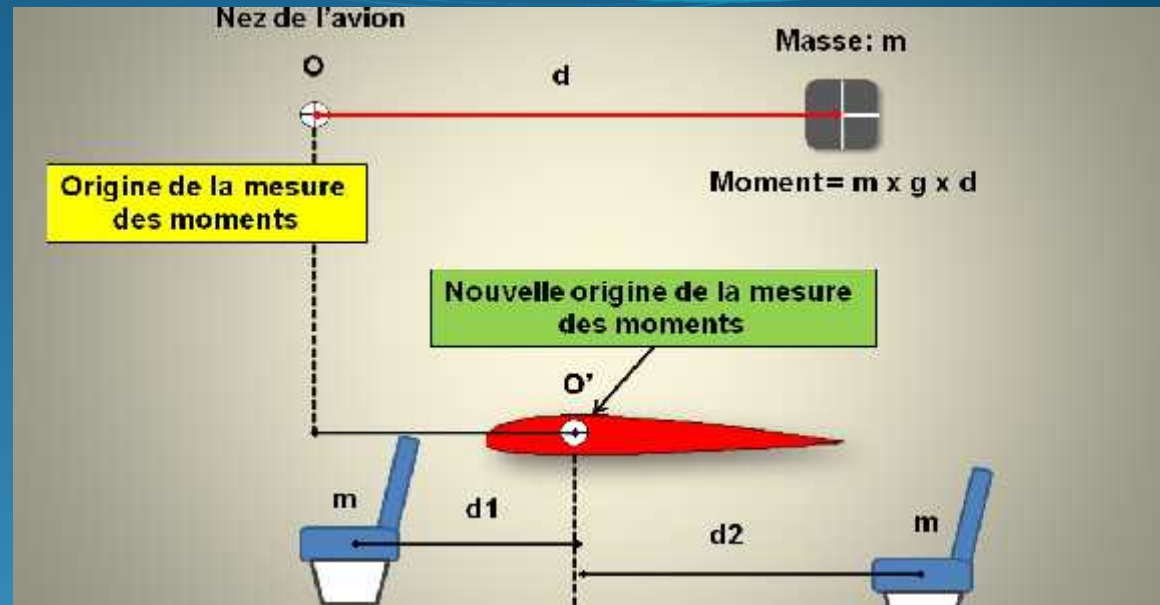


Figure I.3 : Principe d'index

4.1. Masse maximale sans carburant (MZFW) :

C'est la masse maximale de l'avion autorisé sans carburant utilisable à bord.

4.2. Masse maximale de structure au décollage (MSTOW) :

C'est la masse maximale calculée par le constructeur pour tenir compte de la résistance de la structure et des trains d'atterrissage.

4.3. Masse maximale de structure de structure à l'atterrissage MSLM :

C'est la masse maximale calculée par le constructeur pour tenir compte de la résistance de la structure et des trains d'atterrissage.

5. Différentes parties du devis de masse :

a) partie « paramètre spécifiques de l'avion » :

Masse de basse + corrections à la masse de basse (équipage) = masse de base corrigée + carburant de décollage = poids en opération

Poids de base	
+ ou - Corrections	
= P de base corrigé	
+ Carb au Décollage ▶	
= Poids en OPS ▶	

b) partie « calcul de la limitation utile » :

- ❖ Maxi ZFW + Carburant au décollage = limitation ZFW.
- ❖ Masse maximale au décollage = limitation décollage.
- ❖ Max LDW + Délestage = limitation atterrissage.
- ❖ limitation utile = la plus faible des 3.

	Sans carb		Atterrissage
Poids maximum		- Délestage ▶	
+Carburant au Déc ▶			
		Décollage	
Lim Utile ▶			

c) partie « calcul de charge offerte » :

Lim Utile ▶			
- Poids en OPS ▶			
= Charge offerte ▶			

d) partie « calcul de la charge transportée » :

- ❖ poids pax = poids forfaitaire (M , F , CHD, INF) × Nombre.
- ❖ poids bagages : selon DCS (Departur Control System) (résulta de l'enregistrement).
- ❖ poids fret : selon LTA.
- ❖ poids courrier : selon LTA.

Dest	Nb de Pax				Distribution des Poids par soutes						PAX par Classe			
	M	F	CHD	INF	P Total		1	2	3	4	5	F	C	Y
					Tr									
					B									
					C									
					M									
T					T									

e) Partie « calcul des masse avion » :

- ❖ poids pax + total soute = charge transportée
- ❖ poids de base corrigé + charge transportée = poids sans carburant (ZFW)
- ❖ poids sans carburant + carburant au décollage = masse au décollage
- ❖ poids au décollage – délestage = poids à l'atterrissage

Total soute	
+ Poids passagers	
= Charge transportée	
+ P de base corrigé	
= P sans carburant	
≤ Max	
+ Carburant au décollage	
= Poids au décollage	
≤ Max	
- Délestage total	
= Poids à l'atterrissage	

6. Chargement de dernière minute (LMC) :

Toute modification de dernière minute qui implique un chargement dans la masse de l'avion et son centrage, mais qui n'est pas nécessaire de faire de nouveaux devis de masse et de centrage, quand ces modification restent à l'intérieure des limites autorisées.

7. Limites certifiées du centre de gravité :

Les limites entre lesquelles le centre de gravité de l'avion peut se trouver, correspondent aux positions extrêmes du centre de gravité pour lesquelles l'avion a été certifié.

8. Limites de centrage opérationnelles :

Celle-ci est plus restreinte que l'enveloppe certifiée pour tenir compte compenser que les erreurs et écarts tels que les écarts tels que les différences existant.

Chapitre II

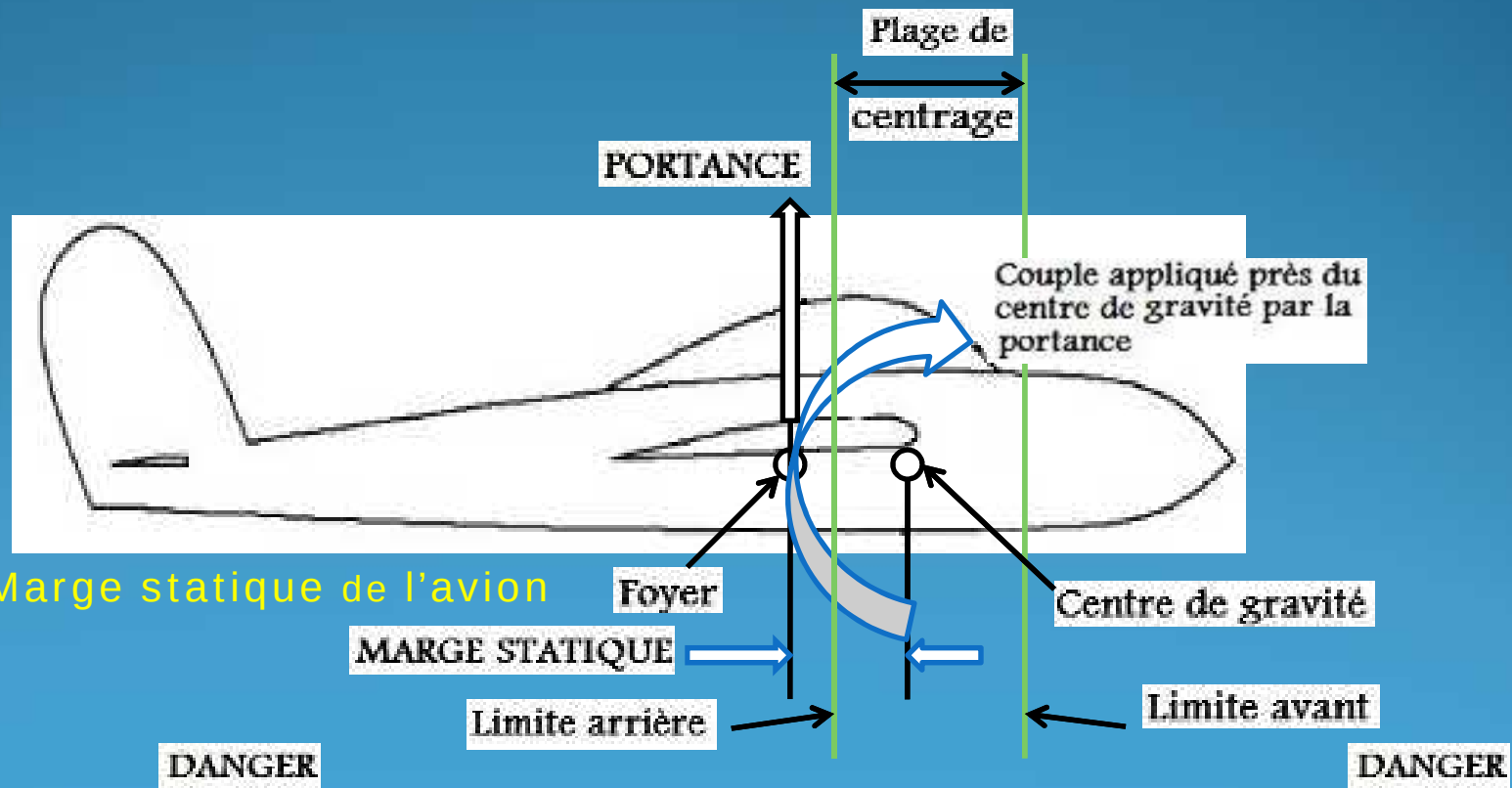
Influence de Centrage sur la Stabilité d'avion

1. Définitions :

Le foyer est le point particulier où s'appliquent les variations de portance dues au pilotage ou à la masse d'air. C'est à partir de ce point de référence que dépend la stabilité d'un avion, la position du centre de gravité par rapport au foyer détermine la stabilité ou la maniabilité de l'avion.

Marge statique :

On appelle marge statique la distance entre le foyer et le centre de gravité



2. Les limites du centrage (centrage avant/arrière) :

2.1. Centrage avant :

Dans ce cas, on voit qu'un déplacement du centre de gravité vers l'avant a pour effet d'augmenter le bras de levier (D) et diminuer la distance (d) par conséquent les moments stabilisant ceci évidemment favorable à la stabilité.

2.2. Centrage arrière :

Dans ce cas la distance (d) augmente, de même le moment cabrer, la distance (D) diminue, ce qui réduit le moment piqueur de l'empennage donc son effet stabilisateur.

Pour maintenir l'équilibre, il faut augmenter le braquage de la gouverne de profondeur vers le bas

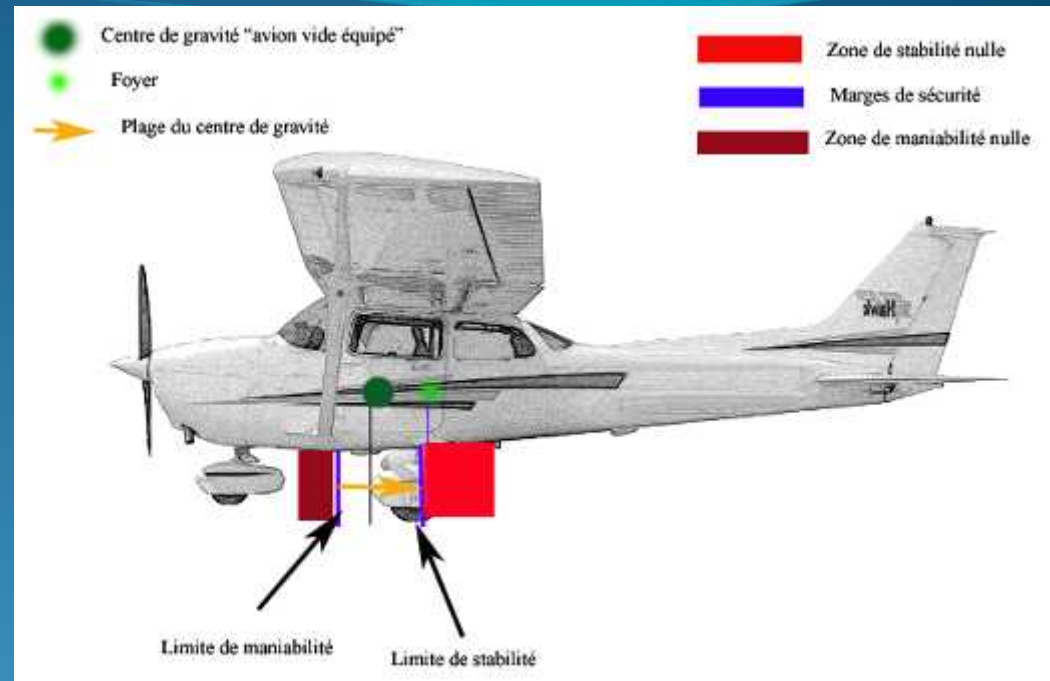


Figure II.2 : Les limites de centrage

Le moment résultant dépend de la position centre de gravité CG par rapport au centre de poussé.

Si le centre de gravité avance le moment résultant redevient « piqueur » et l'avion est à nouveau déséquilibré. Pour le rééquilibrer il faut braquer à nouveau le compensateur de profondeur (Trim).

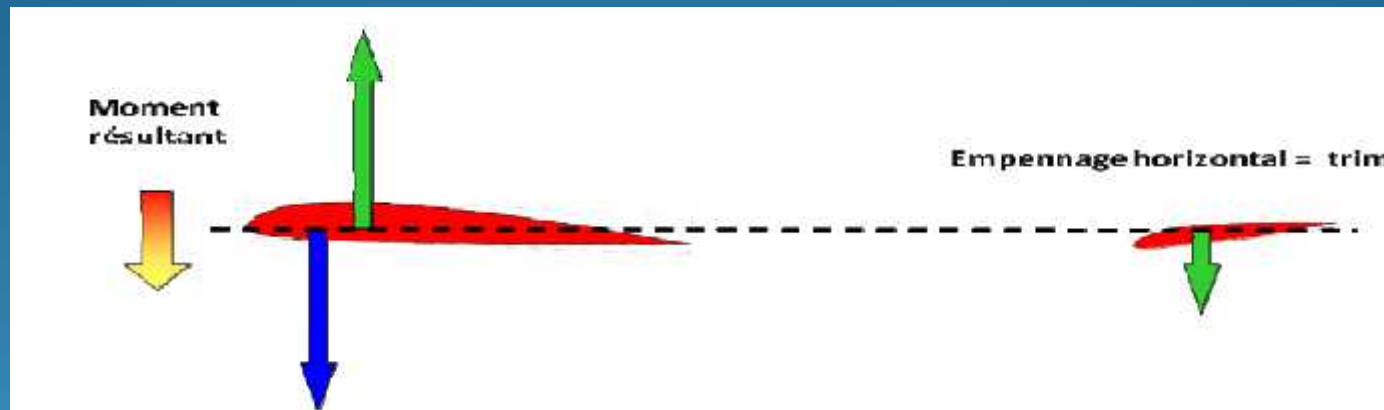


Figure II.3 : Gouverne de profondeur (Trim)

3. Feuille de chargement et centrage (Load and Trim Sheet) :

Définition :

La feuille de chargement est le document qui résume tous les éléments de la préparation du vol il établit au minimum, en deux exemplaires avant chaque vol.

- ❖ Un exemplaire dans la sacoche de bord.
- ❖ Et un conservé pour la compagnie à la disposition des services compétents.

4. Les différentes parties de la feuille de centrage version papier :

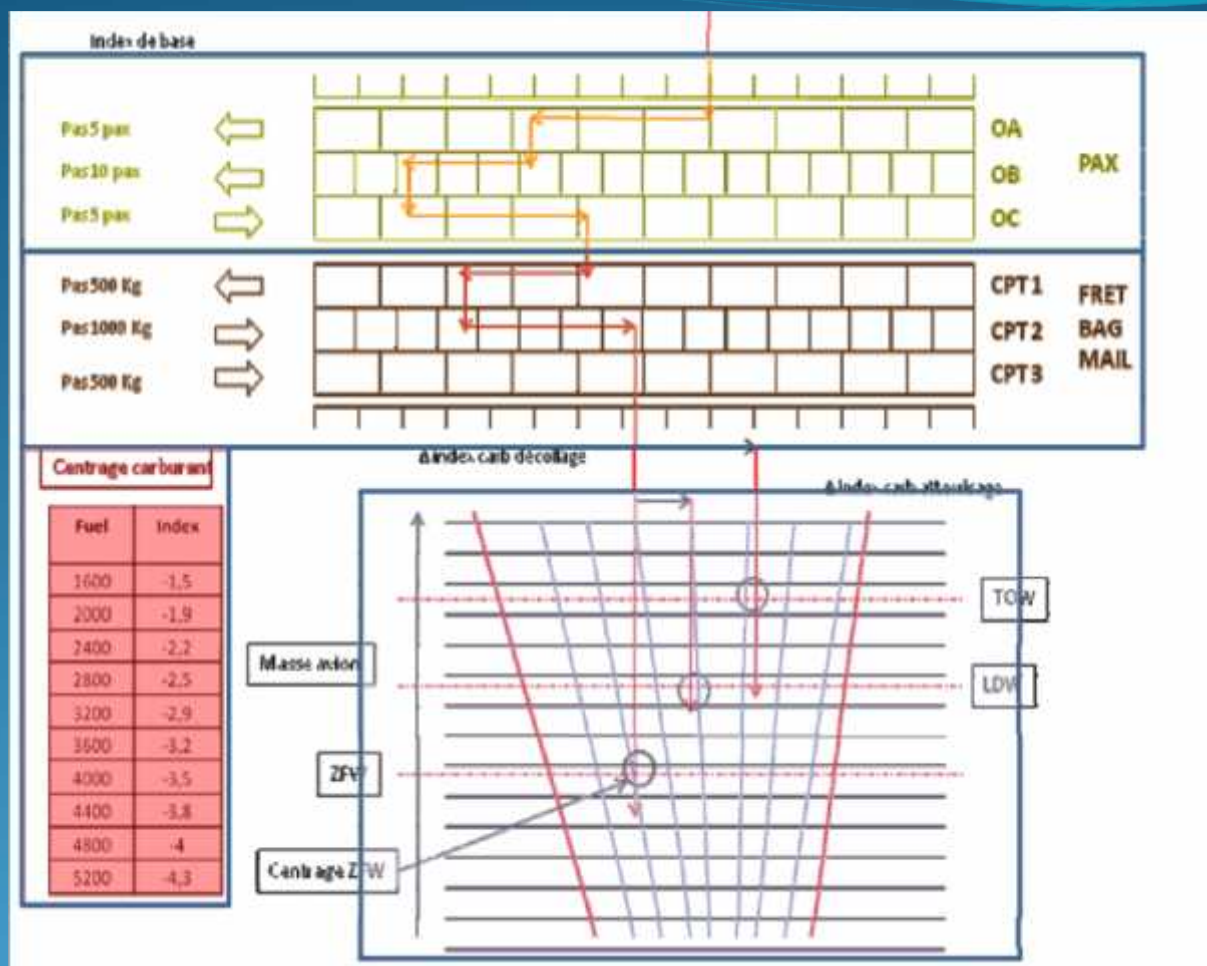


Figure II.4 : Les différentes parties de feuille de centrage

A. Partie centrage des passagers : ZONE

On entre dans cette partie avec l'index de base corrigé et on fait évoluer l'index en fonction du nombre de passagers dans chacune des sections cabine en respectant la valeur et le sens du pas.

B. Partie centrage des soutes : ZONE

On entre dans cette partie avec l'index de base corrigé auquel on a appliqué la variation d'index due aux passagers, et on fait évoluer l'index en fonction du poids des charges placées dans les différents compartiments en respectant la valeur et le sens du pas.

C. Partie centrage du carburant : ZONE

On entre dans ce graphique avec l'index ZFW et on trace une ligne descendante jusqu'à intercepter la ligne horizontale correspondant au ZFW on lit le centrage ZFW en % de MAC.

D. Partie détermination graphique du centrage : ZONE

On entre avec l'index ZFW augmenté de la variation d'index due au carburant au décollage, c'est à- dire l'index du TOW et on trace une ligne descendante jusqu'à intercepter la ligne horizontale correspondant au TOW on lit le centrage TOW en % de MAC.

Chapitre III

Méthode de calcul le Centrage

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:

A-Chapitre 0 : Disposition des pages d'introduction :

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

B- Chapitre 1 : Poids et contrôle d'équilibre :

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

C-Chapitre 2 : rapport de pesé :

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

2. Définitions de moment et l'index :

2.1. Moment :

moment d'article :

Moment = poids × référence d'axe à l'article de la position CG de la distance.

Pour calculer chaque moment individuellement, un axe commun de référence doit être fixe. Pour tout les avions d'Airbus courant la référence a été placée pour la conception de standard de diagramme d'équilibre à 25% du moyenne Corde Aérodynamique comme il est approximativement au milieu des enveloppes certifiées d'avion D'Airbus.

$$\text{Moment Article} = W \times (\text{H-arm}_{\text{Article}} - H25).$$

2.2. Index :

L'index est le moment par rapport a un nouvelle origine située en milieu d'avion est représentent le poids et l'endroit de chaque article.

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

C : constante qui laisse avoir des figures plus réalisable. Elle a les mémés unités que le moment (kgm ou lb.in).

K : la constante qui est placée de sorte que la valeur index final n'est jamais négative.

Variation d'index :

La variation d'index due à ce chargement spécifique peut être déterminée :

$$\Delta \text{Index}_{\text{Article Additionnel}} = \frac{\text{Moment}_{\text{d'article Additionnel}}}{C}$$

2.3. Calcul de variation d'index :

A. Index pour un article :

$$\Delta \text{ Index}_{\text{Article}} = \frac{\text{Moment}_{\text{Article}}}{C} = \frac{\text{Weight}_{\text{Article}} \times (\text{H-arm}_{\text{Article}} - \text{H25})}{C}$$

B. Index pour embarquer les passagers :

Le chapitre 1.40.00 de WB M fournit les informations sur le H-arm de chaque position CG de rangée de siège de passager, Pour chaque rangé de siège de fenêtre et chaque rangée centrale de siège, l'index est calculée.

Exemple : A330-200 position rangée de siège

H25= 33.1555, C=2500, K=100.

Zone OA:

ROW N°	WINDOW SEATS (lines A, C, H, K)			CENTER SEATS (lines D, E, F, G)	
	H-ARM (m)	NUMBER PAX		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

Tableau III.1 : Le H-arm de cabine OA

$$\text{H-arm}_{\text{cabine OA}} = \frac{(\text{H-arm C1} \times 2 + \text{H-arm C2} \times 2 + \text{H-arm C3} \times 2) + (\text{H-arm W1} \times 4 + \text{H-arm W2} \times 4 + \text{H-arm W3} \times 4)}{18}$$

D'après le tableau précédente :

$$\text{H-arm}_{\text{cabine OA}} = \frac{(14.534 \times 2 + 15.601 \times 2 + 16.667 \times 2) + (14.051 \times 4 + 15.118 \times 4 + 16.185 \times 4)}{18}$$

$$\Delta \text{ Index (1kg)}_{\text{cabine OA}} = \frac{1 \times (15.27 - 33.155)}{2500} = - 0.007154 \text{ kgm}$$

C. Index pour le chargement de soute:

Le chapitre 1.60.00 de cargaison de WBM fournit sur H-arm de la position de CG cargaison. Pour chaque type de cargaison (récipient, palette).

Pour chaque type de cargaison et sur chaque position de cargaison l'index est calculé.

Dans WBM 1.60.00 on distingue 3 soutes :

- Soute 1 en avant comprendre les compartiments (1 et 2).
- Soute 2 en arrière comprendre les compartiments (3 et 4).
- Soute VRAQ comprendre le compartiment (5).

Exemple : A330-200

1. La soute avant (compartiments 1 et 2) :

compartiment 1 :

La première étape est de déterminer chaque H-arm de compartiment :

- ❖ Recipient: Max weight: $2 \times 1587 = 3147 \text{ kg}$
- ❖ Pallets 88: Max weight: 4626 kg
- ❖ Pallets 96: Max weight: 5103 kg

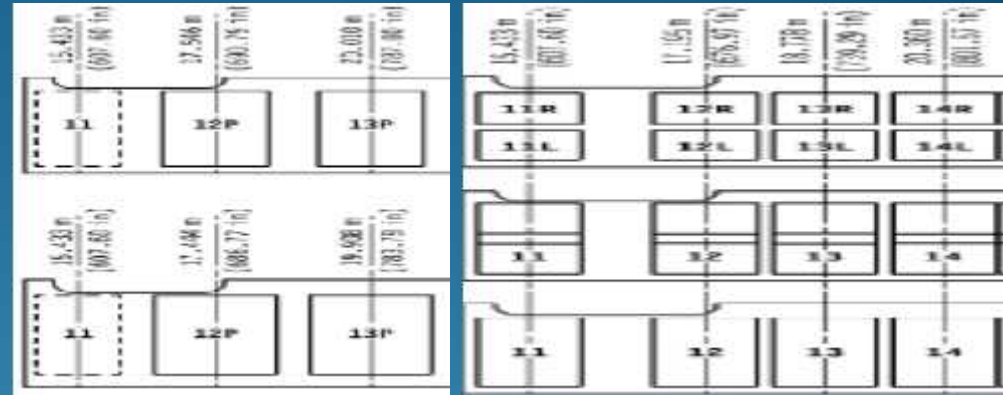


Figure III-1 : Compartiment 1

➤ H-arm compartiment 1

$$\begin{aligned}
 &= \frac{(H_{11} + H_{12} + H_{13} + H_{14}) \times 3174 + H_{11} \times 3174 + (H_{12_{p88}} + H_{13_{p88}}) \times 4626 + H_{11} \times 3174 + (H_{12_{p96}} + H_{13_{p96}}) \times 5103}{4 \times 3174 + (2 \times 4626 + 3174) + (2 \times 5103 + 3174)} \\
 &= \frac{(15.433 + 17.195 + 18.778 + 20.360) \times 3174 + (15.433 \times 3174) + (17.546 + 20.010) \times 4626 + (15.433 \times 3174) + (17.44 + 19.908) \times 5103}{(4 \times 3174) + (2 \times 4626 + 3174) + (2 \times 5103 + 3174)} = 17.923 \text{ m}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 \text{➤ } \Delta \text{ Index (1kg)}_{\text{compartiment 1}} &= \frac{1 \times (17.923 - 33.155)}{2500} = -0.00609 \text{ kgm}
 \end{aligned}$$

Avec la même méthode en déterminer le compartiment 2.

2. La soute arrière compartiment 3 et 4 :

Compartiment 3 :

➤ H-arm compartiment 3

$$\begin{aligned}
 & \frac{(H_{31}+H_{32}+H_{33}) \times 3147 + (H_{31p88}+H_{32p88}) \times 4626 + (H_{21p96}+H_{22p96}) \times 5103}{3 \times 3174 + 2 \times 4626 + 2 \times 5103} \\
 &= \frac{(37.618+39.201+40.783) \times 3147 + (37.969+40.433) \times 4626 + (38.071+40.535) \times 5103}{3 \times 3174 + 2 \times 4626 + 2 \times 5103} = 39.220 \text{ m} \\
 & 1 \times (39.220 - 33.155)
 \end{aligned}$$

$$\Delta \text{ Index (1kg)}_{\text{compartiment 3}} = \frac{1 \times (39.220 - 33.155)}{2500} = +0.0024 \text{ kgm}$$

Avec la même méthode en déterminer le compartiment 4

Compartiment 5 :

Le H-arm moyenne de cette soute est donnée dans le tableau ci-dessous :

SECTION DESIGNATION	FRAME STATIONS	LENGTH (m)	USABLE VOLUME		H-ARM (m)		
			(m³)	(ft³)	From	To	Average
51	65A to 67	0.880	1.870	66	46.987	47.867	47.427
52	65A to 69	1.940	7.870	278	46.987	48.927	47.957
53	69/69A to 73	2.049	9.940	351	48.977	51.026	50.002
Total	65A to 73	4.030	19.680	695	46.987	51.026	49.007

Tableau III.2 : Les démenions de compartiment N°5

$$\Delta \text{ Index (1kg)}_{\text{compartiment 5}} = \frac{1 \times (49.007 - 33.155)}{2500} = +0.0063 \text{ kgm}$$

D. Index pour chargement du carburant:

Le chapitre 1.20.00 dans le WBM fournit les informations sur les réservoirs de carburant d'avion, le H-arm du carburant dans chaque réservoir.

Détermination de la position CG du carburant. Par réservoir après le processus de réapprovisionnement en combustible :

Une fois que la distribution de poids de carburant par réservoir individuel est connue, le CG carburant. Par réservoir peut être déduite grâce à la table individuelle de réservoir de carburant éditée dans la section 1.20.03 de WBM. En fait, la position CG. Carburant par réservoir dépend du volume de carburant en elle.

Exemple: WBM A330-200 table of fuel H-ARM
reservoir extérieure.

De nouveau, à l'exemple précédent, la quantité de carburant externe (un coté) était de 2865kg c.-à-d 3650 l à 0.785 kg /l.

Le H-arm correspondant est donc de 38.579 m En utilisant les tables correspondantes pour les réservoirs intérieur et équilibrer, nous peut déduire :

Intérieure : 25935 kg centrés à 31.287 m

Equilibre : 2400 kg centrés à 59.096 m

Quantity (l)	H-arm (m)	Y-arm (m)
200	37.386	18.020
400	37.494	18.144
600	37.556	18.229
800	37.610	18.313
1 000	37.655	18.390
1 200	37.705	18.480
1 400	37.742	18.547
1 600	37.806	18.669
1 800	37.856	18.767
2 000	37.926	18.898
2 200	37.986	19.014
2 400	38.062	19.155
2 600	38.135	19.295
2 800	38.212	19.439
3 000	38.295	19.592
3 200	38.378	19.745
3 400	38.463	19.902
3 600	38.555	20.069
3 650	38.579	20.111

Corresponding to 2865 kg at
fuel density = 0.785 kg/l

Outer fuel CG position
is obtained

Tableau III-3 : Les différentes H-arm de carburant

Grace à ces différentes tables de réservoir de carburant, nous pouvons maintenant déterminer la position **CG** du carburant total égale à la moyenne pesée des différentes positions **CG** du réservoir

Total fuel = 60000 kg

Extérieure (un coté) = 2865 kg centrée à 38.579 m

Intérieure (un coté) = 25935 kg centrée à 31.287 m

Trim = 2400 kg centré à 59.096 m

La position de CG est :

$$\text{CG de fuel} = \frac{2 \times 2865 \times 38.579 + 2 \times 25935 \times 31.287 + 2400 \times 59.096}{60000} = 33.096 \text{ m}$$

3. Principe de calcul :

La détermination de la position CG de l'avion. En utilisant un papier ou une feuille d'équilibre automatisée est affecté par inexactitude sur l'influence du chargement d'article sur la position finale de CG de l'avion.

Une inexactitude sur la valeur finale de CG peut être présentée en raison d'un manque de précision l'un ou l'autre dans le poids d'article, ou sur son endroit et/ou position de CG.

Toute l'inexactitude possible faite sur l'évolution de CG résultera d'une combinaison de toutes les différentes erreurs :

- 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.

4. a. Erreur sur la masse de base :

Selon le règlement :

$$(H\text{-arm}_{\text{réel}} - H\text{-arm}_{\text{supposé}}) = 0.5\%RC$$

Donc :

$$EDOCG = DOW_{\text{supposé}} \times \frac{0.5 \times \text{longueur de la corde de référence}}{100}$$

Exemple: A330-200

MLM = 230 900 kg

DOW = 120 000 kg

RC = 7.27 m

$$EDOCG = (120\,000 + 5000) \times \frac{0.5 \times 7.27}{100} = \pm 4543.75 \text{ kgm}$$

4.b. Erreur sur le fret:

Cette erreur provient être de l'écart entre la position des conteneurs chargés dans le compartiment et le centre de gravité du compartiment.

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

➤ Soute N°1 :

1. Erreur avant :

a) Pour le conteneur :

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

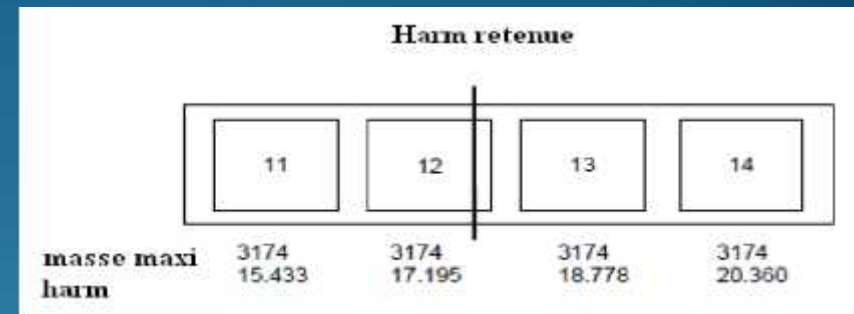


Figure III-2 : Moment d'erreur avant pour le conteneur 1

$$\text{Moment} = 3174 \times (15.433 - 17.923) + 3174 \times (17.195 - 17.923) = -10213.923 \text{ kgm}$$

b) Pour la palette 88 :

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

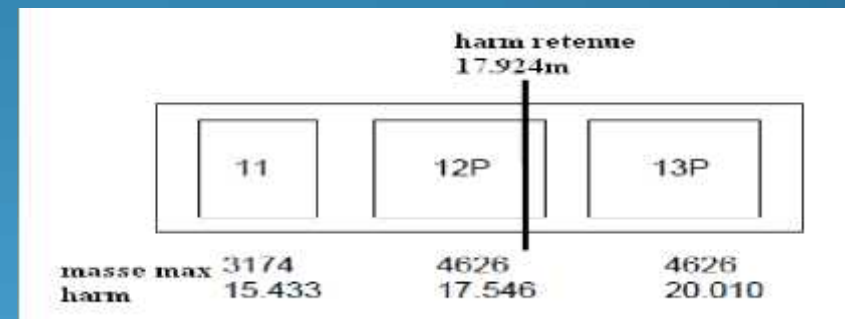


Figure III-3 : Moment d'erreur avant de palette 88

$$\text{Moment} = 3174 \times (15.433 - 17.923) + 4626 \times (17.546 - 17.923) = -9647.262 \text{ kgm}$$

c) Pour la palette 96:

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

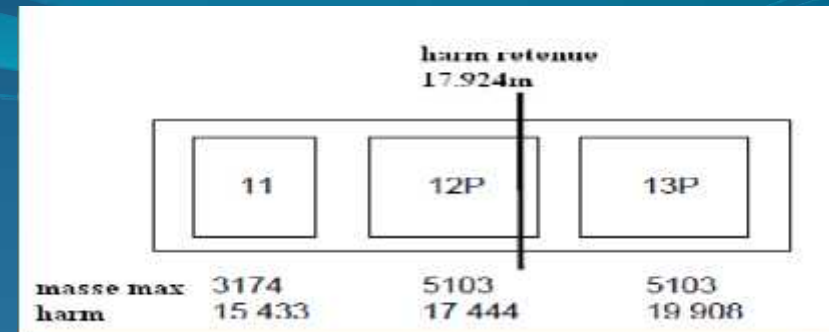


Figure III- 4 : Moment d'erreur avant de palette 96

$$\text{Moment} = 3174 (15.433 - 17.923) + 5103 \times (17.444 - 17.923) = - 10347.597 \text{ kgm}$$

On choisit l'erreur maximale en valeur absolue L'erreur avant pour la 1^{er} soute correspond à La palette 96 : - 10347.597 kgm

2. Erreur arrière :

a) Pour le conteneur :

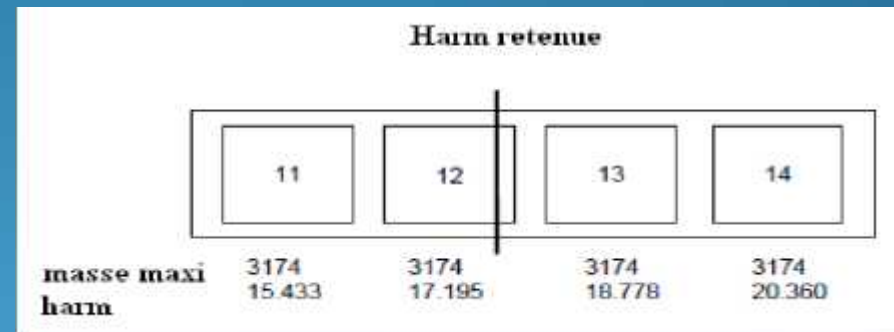


Figure III-5 : Moment d'erreur arrière de 1^{er} conteneur

$$\text{Moment} = 3174 \times (18.778 - 17.923) + 3174 \times (20.360 - 17.923) = +10448.808 \text{ kgm}$$

On choisit l'erreur maximale en valeur absolue. L'erreur arrière pour la 1^{er} soute correspond à la 1^{er} conteneur : +10448.808 kgm.

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

<i>Soute</i>	<i>Configuration de chargement possible</i>	<i>Configuration requise pour le calcul d'erreur</i>	<i>Erreur avant Kgm</i>	<i>Configuration requise pour le calcul d'erreur</i>	<i>Erreur arrière Kgm</i>
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 III- 4 : Les erreurs avant et arrière des soutes

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

Erreur avant $= - \sqrt{231977972.8} = - 15230.823 \text{ kgm}$

Erreur arrière $= + \sqrt{229417829.8} = + 15146.545 \text{ kgm}$

4.C. Erreur due à la tolérance de centrage propre à chaque équipement :

Cette tolérance est décrit dans le WBM dans la section 1.10 pour chaque plaque de base le CG n'est jamais juste au centre géométrique de la plaque de base.

L'allocation longitudinale est égale $\pm 10\%$ de longueur d'équipement.

Le procédé pour vérifier la configuration différente est le suivant :

- ❖ Etudier chaque configuration séparant (conteneur, palette 88, palette 96)
- ❖ Pour chaque configuration déterminer toute l'inexactitude, considérant cela pour chaque position de l'inexactitude est indépendant de l'autre.

Exemple : A330-200

➤ Soute N°1 :

a) Première compartiment (4 conteneurs 60.4 pouces) :

La plage permisible est $10\% \times 60.4 = 6.04$ pouce $= 0.15342$ m

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

$E_{re11, 12, 13, 14} = \pm 0.15342 \times 3174 = \pm 486.95$ kgm

$E_{re_{soute1}} = \sqrt{(486.95)^2 \times 4} = \pm 973.9$ kgm (Première conteneur)

B) Palette 88 : (1 conteneur de 60.4 pouces et 2 palettes 88 pouces) :

Position 11 : La plage permissible est : $10\% \times 60.4 = 6.04$ pouce = 0.153416 m

Position 12P et 13P : La plage permissible est : $10\% \times 88 = 8.8$ pouce = 0.22352 m

Position 11 : $E_{re11} = \pm 0.153416 \times 3174 = \pm 486.95$ kgm

Position 12P : $E_{re12P} = \pm 0.22352 \times 4626 = \pm 1034.00$ kgm

Position 13P : $E_{re13P} = \pm 4626 = \pm 1034.00$ kgm

$E_{re_{soute1}} = \sqrt{(486.95)^2} + \sqrt{(1034)^2} + \sqrt{(1034)^2} = \pm 1541.24$ kgm

C) Palette96 : (1 conteneur de 60.4 pouces et 2 palettes 96 pouces) :

Position 11 : La plage permissible est : $10\% \times 60.4 = 6.04$ pouce = 0.15342 m

Position 12P et 13P : La plage permissible est : $10\% \times 96 = 9.6$ pouce = 0.24384 m

Position 11 : $E_{re11} = \pm 0.15342 \times 3174 = \pm 486.95$ kgm

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

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

$E_{re_{soute1}} = \sqrt{(486.95)^2} + \sqrt{(1244.31)^2} + \sqrt{(1244.31)^2} = \pm 1825.85$ kgm

On choisit l'erreur la plus élevée : Donc l'erreur due à la tolérance de centrage de chaque équipement de la 1^{ère} soute est : ± 1825.85 Kgm

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

Soute N°2 : ± 1759.73 kgm

Soute N°3 : ± 1759.73 kgm

Soute N°4 : ± 1759.73 kgm

Soute N°5 : ± 446.83 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

4.D. Erreur finale sur le fret :

Erreur avant = $-\sqrt{(15230.283)^2 + (3580.96)^2} = -15645.599$ kgm

Erreur arrière = $+\sqrt{(15146.545)^2 + (3580.96)^2} = +15564.096$ kgm

4.E. Erreur sur les passagers :

L'erreur résultante sur le centrage de l'avion due aux passagers est la somme quadratique des erreurs dues à :

- La dispersion de masse admise pour les passagers.
- La répartition de ceux-ci à l'intérieur de chaque zone.

Zone OA : de rang N° 1 à 3 :

ROW N°	WINDOW SEATS (lines A, C, H, K)			CENTER SEATS (lines D, E, F, G)	
	H-ARM (m)	NUMBER PAX		H-ARM (m)	NUMBER PAX
		LH	RH		
1	14.051	2	2	14.534	2
2	15.118	2	2	15.601	2
3	16.185	2	2	16.667	2

Tableau III-5 : Les H-arm de cabine OA

$$H\text{-arm}_{\text{cabine OA}} = \frac{(H\text{-arm C1} \times 2 + H\text{-arm C2} \times 2 + H\text{-arm C3} \times 2) + (H\text{-arm W1} \times 4 + H\text{-arm W2} \times 4 + H\text{-arm W3} \times 4)}{18}$$

$$H\text{-arm}_{\text{cabine OA}} = \frac{(14.534 \times 2 + 15.601 \times 2 + 16.667 \times 2) + (14.051 \times 4 + 15.118 \times 4 + 16.185 \times 4)}{18}$$

➤ $H\text{-arm}_{\text{OA supposée}} = 15.39 \text{ m}$

Avec la même méthode en déterminer les H-arm supposées des autres zones.

❖ Zone OA :

Calcul du centre de gravité qui correspond au chargement (H-arm réel) :

ROW N°	WINDOW SEATS (lines A, C, H, K)			CENTER SEATS (lines D, E, F, G)	
	H-ARM (m)	NUMBER PAX		H-ARM (m)	NUMBER PAX
		LH	RH		
1	14.051	2	2	14.534	2
2	15.118	2	2	15.601	2
3	16.185			16.667	

Tableau III-6 : Le H-arm réel de cabine OA

$$\text{H-arm}_{\text{cabine OA}} = \frac{14.534 \times 2 + 15.601 \times 2 + 14.051 \times 4 + 15.118 \times 4}{12} = 14.745 \text{ m}$$

L'écart avant, de la cabine OA est :

$M = \text{nombre de passagers} \times 80 \times (\text{H-arm réel} - \text{H-arm supposée}).$

➤ $M = 12 \times 80 \times (14.745 - 15.39) = - 619.2 \text{ kgm}$

Avec la même en déterminer les erreurs des autres Zone OB OC.

4.F. Erreur due à la dispersion de masse :

En ce qui concerne l'erreur de masse, on prend comme hypothèse que statiquement la masse des passagers suit une loi normale de moyenne **75 kg** et d'écart type $\sigma = \pm 15 \text{ kg}$, (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**.

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

$E_{\text{arrière}} = + E_{\text{masse passagers}} \times |L_{\text{arrière}} - \text{H-arm supposé}|.$

Exemple de Zone OC :

❖ Zone OC :

Pour la zone OC les limites certifiées sont :

➤ L avant = 17 %

➤ L arrière = 32%

Nous avons :

$$H\text{-arm} = (\%RC \times 0.0727) + 31.338$$

➤ L avant = 32.574m

➤ L arrière = 33.664 m

La zone OC à une capacité maximale de 211 passagers soit :

$$E \text{ masse pax} = \pm 45 \sqrt{211} = 653.662 \text{ kg}$$

$$E \text{ avant} = - 653.662 \times |32.574 - 38.877| = - 4120.031 \text{ kgm}$$

$$E \text{ arrière} = + 653.662 \times |33.664 - 38.877| = + 3420.613 \text{ kgm}$$

4.G. Erreur sur le carburant :

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

➤ Erreur sur l'endroit de carburant.

➤ Erreur sur le poids de carburant.

4.H. Ecart des aux mouvements en cabine :

Les mouvements en cabine ont trois origines :

- les mouvements PNC.
- les mouvements trolley(Chariot).
- les mouvements passagers.

$$\text{Moment} = \text{masse} \times (\text{H-arm extrême} - \text{H-arm originale})$$

Chapitre VI

Description de l'application de centrage

1. Organigrammes du programme :

Organigramme générale :

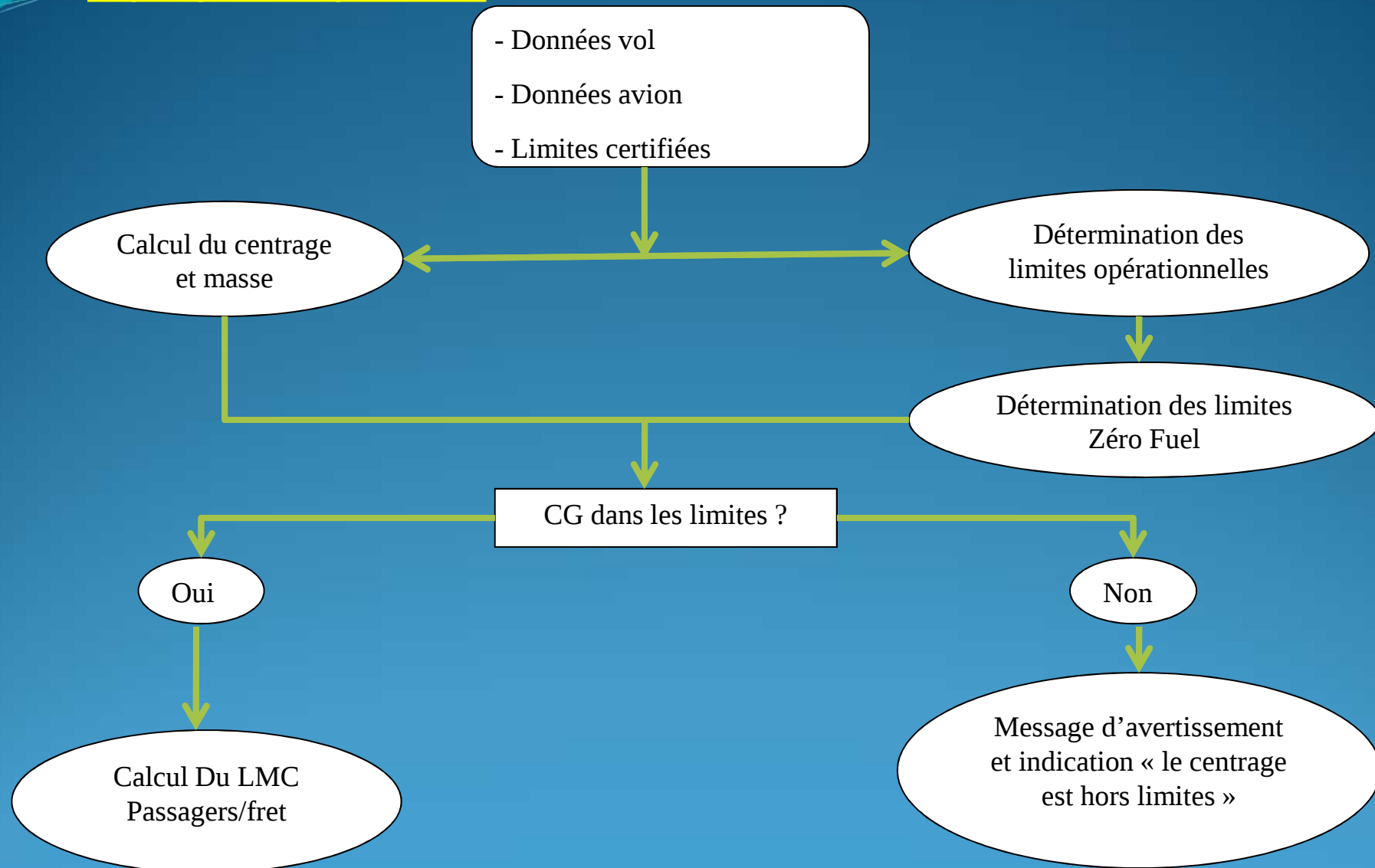


Figure IV-1 : Organigramme générale

2. Description des parties important du programme :

Dans cette partie, on détaille chaque partie de l'organigramme général (les organigrammes secondaires) en faisant apparaître les procédures et fonctions important utilisée.

A- Procédure TForm2.Buton5 Click : qui calcul l'index des cargos IdT, CGT.

B- Procédure TForm2.Buton1 Click : qui calcul :

- la charge totale (TTL).
- la masse maximale sans carburant (ZFWA).
- la masse maximale décollage (TOWA).
- la masse maximale d'atterrissage (LAW).
- (MAC).
- (d) .
- limitation utile (LU).
- le centrage de la masse de base (DOCG).
- l'erreur de centrage de masse de base (EDCG).

C- procédure TForm2.Button6Click : qui calcul le centrage et l'index de passagers.

1-Page d'accueil :

On clique sur le bouton “centrage ” on a une fenêtre principale qui s'affiche :



Figure : IV-2 : Page d'accueil

2- Page principale :

C'est la page principale de l'application, pour continuer l'exécution de l'application on choisit le type d'avions suivant les données d'entrées .

3. Les entrées du programme :

Deux types de données sont précis en compte par le logiciel :

A- données fixes caractérisant l'avion utilisé :

Ces données sont stockées de manière précise dans une fiche d'entrée (pour ne pas faire un conflit entre les fichiers avions), que l'utilisateur choisit avant d'exécuter le programme.

B- données propre a chaque vol :

Ces données sont entrées directement par l'utilisateur sur une fiche. Et l'utilisateur peut modifier le chargement de fret ou le nombre des passagers ou n'importe quelles données.

L'utilisateur peut remplir n'importe quelle données du programme , ce qui est important c'est qu'il doit remplir tous les zones de la fiche pour éviter les message d'erreurs , et des message d'avertissement apparaitre lorsqu'il dépasse une limite de l'une des donnés du vol.

3.1. Caractéristique de l'avion :

- ❖ DOW : masse de base.
- ❖ TTL : la charge totale.
- ❖ TFO : le carburant de décollage.
- ❖ TF : le délestage.

3.2. Données passagers :

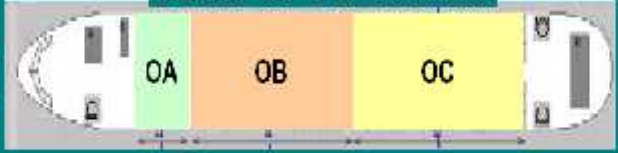
A- Données d'entrées :

- **PAXA** : nombre de passagers dans la zone OA.
- **PAXB** : nombre de passagers dans la zone OB.
- **PAXC** : nombre de passagers dans la zone OC.

B- Données de sortie :

- **CGPXA** : le centrage de passagers.
- **IPXA** : l'index de passagers.

Calcul de CG et index



MPAX
13650

15.39	21.27	38.7
PAXA	PAXB	PAXC
18	40	124

CGPAX
32.7236263736264

IPAX
-2.0058873626373

Calcul CG PAX

Figure IV-3: le centre de gravité et index de passagers

3.3. Données cargos :

A- Données d'entrées :

- **md1** : masse de compartiment 1.
- **md2** : masse de compartiment 2.
- **md3** : masse de compartiment 3.
- **md4** : masse de compartiment 4.
- **mVRAQ** : masse de compartiment 5.
- **d1** : la distance de compartiment 1.
- **d2** : la distance de compartiment 2.
- **d3** : la distance de compartiment 3.
- **d4** : la distance de compartiment 4.
- **dVRAQ** : la distance de compartiment 5.

B- Données de sortie :

- **CGT** : le centrage de cargo totale.
- **IdT** : L'index total de cargo.

Cargo

MC	20500
CGd1=	33.151
CGd2=	33.153
CGd3=	33.156
CGd4=	33.157
CGVRAQ=	33.186
md1=	5000
md2=	5000
md3=	6000
md4=	4000
mVRAQ=	500



IdT -0,00019999999 Kg.m Calcul CGTIdT CGT 33,154975605 m

Figure IV- 4: le centre de gravité et index des soutes

3.4. Données fuel :

A- Données d'entrée :

- TF: le carburant total.
- IOF: Index de réservoir Extérieure.
- IIT: Index de réservoir intérieur.
- ITT: Index de réservoir Trim.
- ICT: Index de réservoir centre.

B- Données de sortie:

- CGFT: le centre de carburant.
- ITF : l'index de carburant.



Figure IV-5: le centre de gravité et index du carburant

3.5. Données entrées à l'écran :

L'utilisateur doit préciser sur la fiche de centrage les données suivant :

- Le nom du fichier d'entrée (les données caractérisant l'avion, comme l'immatriculation ...ect).
- Nombre total des passagers.
- La masse du carburant à embarqué en kilogramme.
- La masse de fret chargé en chaque compartiment.

A- Données d'entrées :

- Dow : masse de base
- TTL : la charge totale
- TOF : carburant embarqué au décollage
- TF : le délestage

WEIGHT		DISTRIBUTION	
LOAD IN COMPARTMENTS	20500	1 / 600	4 / 0 0 / 0
PASSENGER/CABIN BAG	13650	18 / 40 / 211	TTL 269 CAB 0
TOTAL TRAFFIC LOAD	34150		
DRY OPERATING WEIGHT	122993		
ZERO FUEL WEIGHT ACTUAL	157143	MAX	225443
TAKE OFF FUEL	60000		
TAKE OFF WEIGHT ACTUAL	275743	MAX	344043
TRIP FUEL	58600		
LANDING WEIGHT ACTUAL	217143	MAX	285443

Figure IV- 6: Données entrée sur l'écran

B- Donnée de sortie :

- ZFWA : masse actuel zéro fuel
- TOWA : masse actuel au décollage
- LWA : masse actuel à l'atterrissage
- LU : limitation utile
- C/O : Charge Offerte
- LMC : chargement de dernière minute
- d : le bras de levier.
- DOCG : le centrage de la masse de base
- EDOCG : l'erreur de centrage de la masse de base

DRY OPERATING WEIGHT CORRECTION			
DOW	122993	DOCG	26,45116318°
		d	32,9376°
		EDOCG	4652,54535°
		MAC	22,93392°
DOW _{real} =DOW _{assumed} +DOW			
limitation utile	217143	LU	34°50'
		LMC	68000

Figure IV- 7: Données sortie sur l'écran

C- Données d'entrées :

- **CGPAX** : le centrage de passagers qui est déjà calculé
- **IPAX** : le centrage de passagers qui est déjà calculé
- **IdT** : index de carburant total.
- **CGT** : le centrage total de soute.
- **ITF** : index total fuel qui est déjà calculé.
- **CGTF** : le centrage total fuel.

CGPAX	32,723626373
IPAX	-2,005887362
CGT	33,154975609
IdT	-0,000199999
ITE	-1,422096000
CGTF	33,095746

Figure IV-8: Données entrée sur l'écran

D- Données sorties :

- **LIZFW** : index au zéro fuel.
- **LITOW** : index au décollage.
- **LILAW** : index a l'atterrissage.
- **MACZFW** : le centrage a zéro fuel.
- **MACTOW** : le centrage au décollage.
- **MACLAW** : le centrage a l'atterrissage.

BALANCE AND SEATING CONDITIONS					
DOI	104,8213				
LIZFW	104,8211	MACZFW	26,04813	dZFW	33,23169965572
LITOW	103,3990	MACTOW	25,1455E	dTOW	33,15808170071
LILAW	72,5460E	MACLAW	24,6683E	dLAW	33,12339186692
Calcul					

Figure IV-9: Données sortie sur l'écran

Conclusion Générale

Cette étude nous a permis de se rapprocher de près des méthodes informatiques utilisées pour déterminer le centre de gravité et 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 réaliser un logiciel qui sera capable de produire 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.

Ce logiciel ne constitue qu'un petit progrès dans le domaine de l'informatisation du plan de chargement des avions.

On peut envisager dans cette voie 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 la future notre société et notre administration.

The background is a solid blue color with a gradient. At the top, there are several wavy, horizontal lines in shades of blue and teal, creating a sense of movement or a horizon line. The rest of the background is a uniform medium blue.

MARCI POUR VOTRE ATTENTION