

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

**MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEURE ET
DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE**

UNIVERSITÉ SAAD DAHLAB - BLIDA 1



Institut d'Aéronautique et des études spatiales

Département Navigation Aérienne

Mémoire de fin de cycle

En vue de l'obtention du diplôme de Master en Aéronautique

Option : Exploitation Aéronautique

**CONCEPTION DE LA LOADSHEET
GRAPHIQUE AHM 516/519
DU BE 1900D DE TASSILI AIRLINES**

Par :

HALOUANE Wissem

Dirigé par:

M^r DRIOUCHE Mouloud

M^r RAMDANI Omar

Blida, Promotion 2019

Remerciements

Je souhaite adresser mes remerciements les plus sincères aux personnes qui m'ont apporté leur aide et qui ont contribué à l'élaboration de ce mémoire ainsi qu'à la réussite de cette formidable année universitaire.

Ces remerciements vont tout d'abord à Monsieur **DRIOUCHE Mouloud**, à qui je suis très reconnaissante d'avoir accepté de diriger mon travail de Master. Merci pour tout ce que vous avez fait pour me rendre la tâche facile durant toute cette année en étant disponible et accessible.

Une reconnaissance très particulière à celui qui m'a encadré durant mon stage, Monsieur **RAMDANI Omar** qui a été d'une aide très précieuse et a été disponible et efficace et m'a permis d'avoir toutes les informations nécessaires pour réussir mon modeste travail.

Mes vifs remerciements vont également aux membres du jury pour l'intérêt qu'ils ont porté à mon travail en acceptant d'examiner ce mémoire et de l'enrichir par leurs propositions.

A mes parents de m'avoir encouragés, supportés, épaulés et avoir cru en moi tout au long de ces années. Sans eux, je ne serai pas là.

A mes collègues et amis de la promo de 2019 et en particulier la spécialité d'EXPLOITATION AÉRONAUTIQUE.

Je remercie enfin tous ceux qui, d'une manière ou d'une autre, ont contribué à la réussite de ce travail et qui n'ont pas pu être cités ici.

Merci à tous

Résumé

La gestion de la masse et du centrage des avions est une opération cruciale lors de la préparation d'un vol car un avion mal chargé ou mal centré peut tout simplement ne pas réussir à décoller.

L'objectif de ce projet est de répondre aux besoins opérationnels de la compagnie aérienne Tassili Airlines, en matière de planification des vols, calcul des masses et centrage à travers la conception de la LoadSheet graphique AHM 516/519 du BE 1900D. On a d'abord développé une équation d'Index puis on a convertit l'enveloppe certifiée en formule (Moments/Mac) en (Poids/Index) pour concevoir une feuille de centrage graphique à l'aide de MATLAB, et cela afin d'accroître la flexibilité opérationnelle, économie, efficacité et sécurité.

Mots clés: Centrage avion, Masse de base, Index, BE 1900D.

Abstract

The management of the weight and balance of aircraft is an important operation during the preparation of a flight because a poorly loaded or poorly centered aircraft may simply fail to take off. The purpose of this project is to answer the operational needs of Tassili Airlines in flight planning, calculation of weight and balance through the design of the graphic Loadsheet AHM 516/519 of the BE 1900D. We first developed an Index equation, then converted the certified envelope (Moments/Mac) into (Weight/Index) to design a graphic centering sheet using MATLAB, in order to increase operational flexibility, economy, efficiency and security.

Key words: Aircraft Weight and Balance, Basic weight, Index, BE 1900D.

ملخص

إن عملية إدارة وزن ومركز ثقل الطائرة عملية هامة ولازمة عند التحضير لرحلة ما لأن الطائرة إذا حملت بشكل سيء او لم يتم تحديد مركز ثقلها بدقة قد لن تتمكن حتى من الإقلاع.

إن الهدف من هذا التقرير تلبية الحاجيات العملية لشركة طيران الطاسيلي فيما يتعلق بالتخطيط للرحلات مع حساب الوزن ومركز الثقل وذلك من خلال تصميم ورقة الحمولة الخاصة بالطائرة بيتش 1900د. لقد قمنا في البداية بتطوير معادلة المؤشر ثم بتحويل المغلف المعتمد من صيغة (العزم / ماك) الى (الوزن / المؤشر) من اجل تصميم ورقة الحمولة بواسطة مطلب، والتي ستسمح لنا بزيادة مرونة العمليات، رفع الاقتصاد، الكفاءة والامن.

الكلمات المفتاحية: الوزن ومركز الثقل، الوزن الأساسي، المؤشر، بيتش 1900د.

Abréviations et Acronymes

Abréviation	Signification en Anglais	Signification en Français
AFM	Aircraft Flight Manual	Manuel de vol de l'avion
AHM	Airport Handling Manual	Manuel de gestion des aéroports
BA	Balance Arm	Bras de levier
BEW	Basic Empty Weight	Masse à vide équipée
CG	Center of Gravity	Centre de gravité
DOW	Dry Operating Weight	Masse de base opérationnelle
IATA	International Air Transport Association	Association Internationale du Transport Aérien
LEMAC	Leading Edge of Mean Aerodynamic Chord	Bord d'attaque de la corde aérodynamique moyenne
LW	Landing Weight	Masse à l'atterrissage
MAC	Mean Aerodynamic Chord	Corde Aérodynamique Moyenne
MANEX	/	Manuel d'Exploitation de la compagnie
MEW	Manufacturer Empty Weight	Masse à vide du fabricant
MLG	Main Landing Gear	Train d'atterrissage principal
MLW	Maximum Landing Weight	Masse maximale à l'atterrissage
MTOW	Maximum Take-Off Weight	Masse maximale au décollage

MTW	Maximum Taxi Weight	Masse maximale au roulage
MZFW	Maximum Zero Fuel Weight	Masse maximale sans carburant
NLG	Nose Landing Gear	Train d'atterrissage avant
QLF	/	Quantité de carburant au Lâcher des freins
TOW	Take-Off Weight	Masse au décollage
ULD	Unit Load Device	Unité de chargement
V_{MO}	Velocity <small>Maximum Operating</small>	Vitesse Maximale Opérationnelle
V_R	Velocity <small>Rotation</small>	Vitesse de Rotation
WBM	Weight and Balance Manuel	Manuel de masse et centrage
ZFW	Zero Fuel Weight	Masse sans carburant

Table des matières

Remerciements	
Résumé	
Abréviations / Acronymes	
Liste des Figures	
Liste des Tableaux	
Introduction Générale	01
 CHAPITRE I : ÉTUDE DU CONTEXTE ET LA NÉCESSITÉ DU PROCESSUS MASSE ET CENTRAGE	
I.1. Contexte de l'étude	03
I.2. Présentation de la compagnie	04
I.2.1. Introduction	04
I.2.2. Activités	04
I.2.3. Tassili Travail Aérien	07
I.3. Présentation de l'avion	07
I.3.1. Histoire de l'appareil	07
I.3.2. Caractéristiques et Performances du BE 1900D	09
I.4. Définition masse et centrage	11
I.5. Importance de la masse et le centrage de l'avion	11
I.6. Influence du centrage sur la performance de l'avion	12
I.7. Influence du centrage sur les qualités de maniabilité de l'avion	16
I.8. Réglage du compensateur horizontal du décollage	17

CHAPITRE II : DESCRIPTION PHYSIQUE DU PROCESSUS MASSE ET CENTRAGE

II.1. Définitions et concepts généraux	18
II.1.1. Terminologie	18
II.1.2. Calcul du moment	19
II.1.3. Calcul du Centre de Gravité CG	20
II.1.4. Corde Aérodynamique Moyenne MAC	21
II.2. Masses et limitations	24
II.2.1. Masses non structurales	24
II.2.2. Masses structurales	27
II.2.3. Limites opérationnelles de masse	29
II.3. Limites du centre de gravité	29
II.3.1. Charge d'aile constante	31
II.3.2. Charge de queue constante	31
II.3.3. Charge constante du train d'atterrissage avant	32
II.3.4. Charge constante du train d'atterrissage principal	32
II.4. Limites de chargement	35
II.4.1. Capacité du réservoir de carburant	35
II.4.2. Chargement de la cargaison	36

CHAPITRE III : DESCRIPTION DES STANDARDS AHM 516/519

III.1. Programme de chargement	41
III.1.1. Définition du programme de chargement	41
III.1.2. Importance du programme de chargement	41
III.1.3. Composants principaux du programme de chargement	42
III.1.4. Plan de chargement « Instruction et rapport de chargement »	45
III.2. Concept de l'Index	46
III.2.1. Définition de l'Index	47

III.2.2. Méthode de l'Index	47
III.2.3. Développement des Équations de l'Index	48
III.3. Types de programme de chargement	52
III.3.1. Systèmes manuels	52
III.3.2. Systèmes informatisés	55

CHAPITRE IV : CONCEPTION ET PRÉSENTATION DE LA LOADSHEET GRAPHIQUE AHM516/519 DU BE 1900D

IV.1. Développement de l'Équation d'Index du BE 1900D	56
IV.1.1. Choix des coefficients de la formule d'Index	59
IV.1.2. Conversion de l'enveloppe certifiée du poids et centrage en formule « Moments/MAC » en « Poids/Index »	66
IV.1.3. Schématisation graphique de l'enveloppe opérationnelle	68
IV.2. Définition des zones de passagers	70
IV.2.1. Calcul des deltas index des différentes zones et soutes	70
IV.2.2. Schématisation graphique des Δ Index de zones passagers et soutes bagages	74
IV.2.3. Proposition d'un modèle de seating des passagers à bord	74
IV.3. Développement du profil du fuel	75
IV.4. Développement du changement de dernière minute (LMC)	78
IV.5. Adaptation de la partie « Load Message » AHM519 à la configuration du BE 1900D	78
IV.6. Comparaison entre la méthode basique et la méthode de l'index universel	79
Conclusion Générale	84
Références Bibliographiques	
Annexes	

Liste des Figures

Figure 1.1 : Beechcraft 1900D de Tassili Airlines	8
Figure 1.2 : Cabine passagers du BE 1900D	9
Figure 1.3 : Dimensions du BE 1900D	10
Figure 1.4 : Centrage et performance avion	13
Figure 1.5 : Courbe du coefficient de portance C_L en fonction de l'incidence α	14
Figure 1.6 : Forces de la gouverne de direction	16
Figure 2.1 : Moment d'une force	19
Figure 2.2 : Moment total des forces	20
Figure 2.3 : Corde Aérodynamique Moyenne	21
Figure 2.4 : Calcul de la Corde Aérodynamique Moyenne	22
Figure 2.5 : Corde Aérodynamique Moyenne et le Balance Arm	23
Figure 2.6 : Balance Arm du Centre de Gravité de l'avion	24
Figure 2.7 : Masses non structurales	26
Figure 2.8 : Masses structurales	28
Figure 2.9 : Limitations en masse de l'enveloppe du centre de gravité	30
Figure 2.10 : Contraintes de l'enveloppe du centre de gravité	33
Figure 2.11 : Enveloppe certifiée du centre de gravité	34
Figure 2.12 : Enveloppe opérationnelle du centre de gravité	35
Figure 2.13 : Capacité du réservoir de carburant	36
Figure 2.14 : Marchandises en vrac	37
Figure 2.15 : Marchandises conteneurisées	37
Figure 2.16 : Conteneurs	38
Figure 2.17 : Palettes et filet	38
Figure 2.18 : Limite de charge du compartiment	39

Figure 2.19 : Limite de charge linéaire	.40
Figure 3.1 : Feuille de chargement et message de chargement	43
Figure 3.2 : Feuille de centrage	44
Figure 3.3 : Instruction et rapport de chargement	45
Figure 3.4 : Limites du centre de gravité	46
Figure 3.5 : Bras de Levier	48
Figure 3.6 : Allure des limites graphiques du CG en (Poids/Moment)	48
Figure 3.7 : Bras de Levier de Référence	49
Figure 3.8 : Allure graphique des limites du CG après avoir introduire le BA_{REF}	49
Figure 3.9 : Allure graphique des limites du CG après avoir introduire le Moment Cst	50
Figure 3.10 : Allure graphique des limites du CG après avoir introduire le $Cste_{REF}$	51
Figure 3.11 : Feuille de centrage remplie en utilisant la barre d'alignement	53
Figure 3.12 : Feuille de centrage remplie en utilisant l'Index universel	54
Figure 3.13 : Tableaux fournis avec la feuille de centrage	55
.Figure 3.14 : Feuille de chargement électronique	55
Figure 4.1 : Station Référence du BE 1900D	58
Figure 4.2 : Allure Finale de l'enveloppe opérationnelle du centre de gravité	70
Figure 4.3 : Bras de Levier des rangées passagers de la cabine	71
Figure 4.4 : Allure Finale des Δ Index de zones passagers et soutes bagages	74
Figure 4.5 : Allure des Δ Index du Fuel	77
Figure 4.6 : Schéma des Δ Index du Fuel	77
Figure 4.7 : Message de chargement (Loadmessage)	78

Liste des Tableaux

Tableau 4.1 : Limites structurales	57
Tableau 4.2 : Limites Arrière du CG	58
Tableau 4.3 : Limites Avant de l'enveloppe opérationnelle du CG	69
Tableau 4.4 : Limites Arrière de l'enveloppe opérationnelle du CG	69
Tableau 4.5 : Masses forfaitaires des passagers	71
Tableau 4.6 : Variation d'Index de la cabine passagers	73
Tableau 4.7 : Variation d'Index des soutes bagages	73
Tableau 4.8 : Seating passagers	74
Tableau 4.9 : Variation d'Index du fuel	75

Introduction

Générale

Pour que les vols puissent se dérouler en toute sécurité, le centrage d'un avion est essentiel et indispensable avant tout décollage, l'exploitant doit tenir compte de nombreuses données tel que le nombre de passagers, poids des bagages et/ou du fret et de leur répartition dans la soute, quantité de fuel. En effet, un chargement mal fait peut vite tourner à l'incident, voire l'accident. Aussi, le plan de chargement détermine l'état de charge définitif d'un vol, sa préparation joue un rôle important dans la sécurité des vols, particulièrement à l'atterrissage et au décollage, car c'est lui qui permet de s'assurer que le poids maximal autorisé de l'avion n'est pas dépassé et le centre de gravité de l'avion se situera entre les limites fixées par le constructeur.

Pour obtenir les performances, les qualités de vol et une mise en œuvre en toute sécurité comme décrite dans le manuel de vol, l'aéronef doit être utilisé à l'intérieur de la plage de centrage et de chargement indiquée. Un devis de masse et de centrage doit être établi, qui consiste à placer, bien souvent, les poids des passagers, du carburant et des bagages sur un diagramme en fonction de leur position dans l'avion par rapport à un point de référence : soit la corde de l'aile, soit la cloison pare-feu du moteur. Ce devis est indispensable pour s'assurer que les pistes de départ et d'arrivée sont compatibles avec les performances de l'avion dans les conditions météo du jour.

En outre, le résultat du calcul de centrage n'est pas un simple "permis de décoller" mais plutôt un indice qui doit immédiatement alerter le pilote sur le comportement qu'adoptera l'avion durant le vol.

Pour des besoins d'uniformité et sécurité, le support documentaire du processus masse et centrage est uniformisé mondialement par les bonnes pratiques recommandées par l'IATA dans son manuel AHM « Aéroport Handling Manual ». La Loadsheet graphique est commandée par le modèle « Universal Index » présenté dans les rubriques AHM 516 et 519.

Le Beech 1900D du Tassili, utilise actuellement un fichier d'Excel accompagné de l'enveloppe certifié du poids et centrage en modèle : Moments/Mach, avec le recours à chaque fois au moment du carburant dans le manuel avion, ce dernier n'est pas disponible dans les escales hors Alger. En plus de la complexité de ce travail, les agents d'opérations sont familiarisés qu'avec les modèles universels (AHM516/519) inclus les sous-traitants.

Pour cela, qu'il est impérativement d'uniformiser ce processus du BE 1900D avec celui du monde entier, pour plus de flexibilité opérationnelle, économie, efficacité et sécurité.

L'étude présentée dans ce mémoire vise à concevoir une feuille de centrage et de chargement du BEECH1900D du Tassili Airlines qui soit uniforme avec les modèles AHM 516/519.

On exposera le déroulement ainsi que la feuille de route suivie à travers, les données traitées et les études réalisées dans les différents chapitres qui suivent pour l'aboutissement de notre projet.

Le manuscrit présente au chapitre I une revue bibliographique qui précise le contexte de l'étude et l'environnement général du travail ainsi qu'à la description de l'opération du calcul du poids et centrage et la nécessité de ce processus pour la conduite du vol en toute sécurité ainsi que son effet sur les performances et le comportement de l'avion.

Le chapitre II expliquera le phénomène physique du processus masse et centrage et par la même occasion une entrée en matière concernant les opérations aériennes, particulièrement les opérations de calcul des masses et de centrage des avions tout en exposant les différentes limitations qui affectera la position du centre de gravité de l'avion.

Le chapitre III permettra la familiarisation avec les standards AHM 516/519, en faisant rappel sur les bases théoriques nécessaires pour mieux comprendre le programme de chargement et ses composants, le concept d'index et le développement de son équation afin d'établir une feuille de centrage et de chargement.

Le chapitre IV présentera les étapes de la réalisation du projet ainsi que de la conception et la concrétisation du produit final, c'est-à-dire la LoadSheet graphique AHM 516/519 du BE 1900D du Tassili Airlines.

Finalement la conclusion générale dresse à la fois un bilan de ce qui a été réalisé et avance plusieurs perspectives des méthodes suivies.

Chapitre I

CONTEXTE DE L'ÉTUDE ET LA NÉCESSITÉ DU PROCESSUS MASSE ET CENTRAGE

« La tendance la plus profonde de toute activité
humaine est la marche vers l'équilibre. »

Jean Piaget

Aperçu

1	Contexte de l'étude.....	03
2	Présentation de la compagnie.....	04
3	Présentation de l'avion.....	07
4	Définition masse et centrage.....	11
5	Importance de la masse et le centrage de l'avion.....	11
6	Influence du centrage sur la performance de l'avion.....	12
7	Influence du centrage sur les qualités de maniabilité de l'avion.....	16
8	Réglage du compensateur horizontal du décollage.....	17

Le contenu de ce chapitre expose dans un premier temps une brève présentation de la compagnie Tassili Airlines ainsi que l'avion choisi qui est le Beech 1900D. Ensuite, il regroupe des généralités sur le processus masse et centrage, une description de son importance et sa nécessité pendant la préparation d'un vol. Finalement, on présente l'interaction entre le centrage et les performances d'avions ainsi que ses qualités de maniabilité.

Chapitre I : Contexte de l'étude et la Nécessité du processus masse et centrage

Avant toute étude, il est important d'avoir une connaissance globale sur le sujet traité du point de vue historique et technique ainsi que l'environnement dans lequel le travail a été effectué. Ce premier chapitre a pour rôle de présenter brièvement la compagnie aérienne et cerner plusieurs approches concernant l'avion choisi, à savoir le Beech 1900D. Il fournit aussi une introduction sur le processus masse et centrage et sa nécessité pour la conduite du vol en toute sécurité, le résultat de ce processus est néanmoins pour vérifier les limites du poids opérationnelles et de l'enveloppe certifiée du poids et centrage, est un indice important pour optimiser les performances en vol notamment en contrôlabilité et économie du carburant.

I.1. Contexte de l'étude :

La subdivision des opérations aériennes de la compagnie Tassili Airlines a exprimé le besoin d'améliorer la méthode de calcul du chargement et centrage lors de la préparation de ses vols afin de rendre meilleure les procédures actuelles, pour un gain de temps et d'efficacité et plus d'économie. En effet, l'introduction d'un support documentaire uniformisé mondialement par les bonnes pratiques recommandées par l'IATA dans son manuel AHM comptent parmi les principaux clés de réussite et de développement. La compagnie utilise actuellement un fichier d'Excel accompagné de l'enveloppe certifié du poids et centrage en modèle : Moments/Mach, avec le recours à chaque fois au moment du carburant dans le manuel avion, une méthode fastidieuse et très longue. On leur a proposé de concevoir une Loadsheet graphique selon les formats standards de l'AHM 516/519 qui permettra de déterminer la répartition des masses et la position du centre de gravité plus rapidement et donnera plus de flexibilité opérationnelle.

En effet, les normes du manuel de gestion des aéroports sont les seules approuvées par l'industrie pour l'exploitation des aéroports sûrs et efficaces, et la référence pour les dernières politiques de gestion du sol et les consignes de sécurité. En appliquant ces normes, l'exploitant bénéficie d'une performance de sécurité améliorée et un accès aux meilleures pratiques, examinées, discutées et approuvées par les autres professionnels du secteur des compagnies aériennes, des fournisseurs de services au sol et des fabricants.

L'objectif de la normalisation est de fluidifier les processus de travail, pas de les complexifier. Cela passe par un document qui s'inscrit de manière simple dans l'environnement.

On a donc été accueilli au sein de la compagnie Tassili « Direction Etudes Planification & Stratégie » pour développer ce thème et récupérer toutes les données nécessaires à la conception et au développement de l'équation de la feuille de centrage. Un personnel qui nous a permis de poser toutes les questions possibles mais également y trouver des réponses.

Ce projet de standardisation de la méthode de calcul du centrage et la répartition des masses sur le Beech 1900D du Tassili Airlines a été bien accueilli par l'équipe qui nous a pris en charge.

I.2. Présentation de la compagnie :

I.2.1. Introduction :

Tassili Airlines (code IATA : SF ; code OACI : DTH) a été créée en Mars 1998. La compagnie concentre l'essentiel de ses activités au profit du secteur pétrolier en opérant des Charters et Navettes aussi bien en Domestique qu'en International.

Les activités principales de Tassili Airlines sont les vols Charters pour la société pétrolière Sonatrach et ses filiales, les compagnies pétrolières internationales et le travail aérien à travers sa filiale «Tassili Travail Aérien». Plus récemment, Tassili Airlines a étendu son réseau au service du grand public pour des vols charters internationaux et le transport régulier national et international. [1]

I.2.2. Activités :

La compagnie concentre l'essentiel de ses activités au profit du secteur pétrolier en opérant des charters et navettes aussi bien en domestique qu'en international.

- **Vols réguliers :**

Depuis Mars 2013, Tassili Airlines s'ouvre au Grand Public. La compagnie propose des destinations variées qui satisferont le besoin de déplacement de chaque passager. [1]

- **Destination :**

- ✓ **Nationale :**

- Alger ;
- Annaba ;
- Bechar ;
- Biskra ;
- Constantine ;
- Djanet ;
- El Oued ;
- Ghardaïa ;
- Hassi Messaoud ;
- Hassi R'mel ;
- Illizi ;
- Oran ;
- Sétif ;
- Tamanrasset.

- ✓ **Internationale (France) :**

- Lyon ;
- Marseille ;
- Nantes ;
- Paris – CDG ;
- Strasbourg. [1]

- **Mise à disposition :**

Tassili Airlines propose des contrats de mise à disposition d'appareils pour une période donnée, généralement d'une (01) année ou plus, où Tassili Airlines « Fréteur » affecte au client « Affréteur » des aéronefs contre le paiement d'un forfait mensuel représentant un volume horaire appelé aussi « Minimum Garanti ». Le seuil horaire est fixé en commun accord entre les parties contractantes en tenant compte de deux principaux facteurs

- Le besoin du client en matière de transport aérien (estimation de l'exploitation de l'appareil) ;
- Le potentiel mensuel devant être réalisé par l'aéronef.

- **Vols à la demande :**

La compagnie propose une panoplie de services consistant à mettre à la disposition du client, de façon ponctuelle, des aéronefs pour assurer la réalisation de missions variées telles que :

- Le transport des délégations ;
- Les prises de vue aériennes ;
- Les levées topographiques ;
- Divers missions conjoncturelles.

- **Navette :**

Depuis Avril 2009, une navette quotidienne a été mise en place par Tassili Airlines, pour assurer la liaison Alger – Hassi Messaoud et retour destinée exclusivement aux entreprises.

- Vol quotidien en Boeing 737-800 ou Bombardier Q400
- Alger – Hassi Messaoud : Départ à 18h15 ; Arrivée à 19h30
- Hassi Messaoud – Alger : Départ à 7h00 ; Arrivée à 8h15

La compagnie propose ainsi un contrat de prestations de service donnant la possibilité de réserver un quota de sièges passagers suivant les jours qui leurs conviennent. [1]

- **Vols charters :**

Etant une Agence de Tourisme, de voyage ou Tour-Opérateurs, Tassili Airlines a la possibilité de mettre en place pour sa clientèle des vols charters internationaux suivant la période qui leur convient et à des tarifs concurrentiels pour avoir une offre de service personnalisée et de haute qualité.

I.2.3. Tassili Travail Aérien :

Filiale de Tassili Airlines, qui s'occupe du travail aérien. Ses segments de marché sont :

- **Hydrocarbures :**
 - Transport de la petite relève du personnel du secteur des hydrocarbures
 - Transport de délégations du secteur des hydrocarbures (TAXI et VIP) ;
 - EVASAN (Evacuation sanitaires) ;
 - La surveillance hélicoptérée des installations industrielles ;
 - Lavage des isolateurs des lignes électriques HT et THT, la thermographie et les inspections visuelles ;
 - De l'offshore hélicoptéré.

- **Agricole :**
 - Traitement phytosanitaire par voie aérienne ;
 - La lutte contre les feux de forêts.

- **Autres :**
 - Transport de passagers version TAXI et VIP ;
 - EVASAN (Evacuation sanitaires) ;
 - Des levés topographiques et modélisation en 3D hélicoptérés par satellite laser ;
 - Du service de prises de vue aériennes, documentaires, publicités, film. [1]

I.3. Présentation de l'avion :

I.3.1. Histoire de l'appareil :

Le Beech 1900 est un avion bimoteur de transport régional, à ailes basses cantilever, muni d'empennages en "T", d'un train d'atterrissage tricycle et pouvant transporter jusqu'à dix-neuf passagers. La lignée du Beech 1900 commence en 1949 avec le "Twin Bonanza", appareil pouvant emporter cinq passagers et propulsé par deux moteurs à pistons. Cet appareil est ensuite amélioré pour donner le "Queen Air", puis le "King Air" et le "Super King Air". Afin de rivaliser avec des appareils d'entreprises concurrentes, Beechcraft décide de développer un appareil dérivé du "Super King Air" possédant une cabine plus vaste afin de transporter plus de passagers.

Le Beechcraft 1900 reprend de nombreuses caractéristiques du King Air. Les commandes de vols sont similaires, et même s'il est demandé deux pilotes pour les vols de lignes, l'appareil est certifié pour être piloté que par un seul pilote.

Les moteurs sont des turbopropulseurs Pratt & Whitney Canada, munis d'hélices quadripales Hartzell en composite. Les nacelles des moteurs sont situées sur les ailes en position basses de l'appareil. Ces nacelles contiennent également le train d'atterrissage principal, entièrement rétractable, chaque jambe étant munie de deux roues en diabolos. Le train avant, muni d'une seule roue, s'escamote vers l'arrière dans le nez de l'appareil.

Deux ailettes placées à l'arrière du fuselage augmentent la stabilité de l'appareil. L'appareil est équipé de systèmes de dégivrage et en général il est également muni d'un radar météorologique. Grâce à sa cabine pressurisée, il est certifié pour voler jusqu'à 7600 m d'altitude. Les sièges peuvent être disposés de façon à laisser de la place pour installer une cabine WC à l'arrière. Un compartiment à bagage, accessible depuis l'extérieur par une petite porte latérale, est situé à l'arrière de la cabine.

Avec des vitesses de croisière de plus de 500 km/h, le Model 1900 est très apprécié pour des trajets de 150 à 1000 km. En effet, avec cet appareil la durée de vol n'est pas beaucoup plus longue qu'avec un jet, tout en permettant une économie de carburant importante. De plus, il décolle et atterrit sur d'assez faibles distances, même sur l'herbe.

Les compagnies aériennes favorisant de plus en plus les appareils de 50 à 90 sièges, les chaînes de montage sont finalement arrêtées en 2002. Avec 695 appareils, le Beechcraft 1900 est l'avion de ligne de la catégorie 19 passagers le plus construit dans l'histoire. [2]



Figure 1.1 : Beechcraft 1900D de Tassili Airlines. [1]

I.3.2. Caractéristiques et Performances du BE 1900D :

Puisque la cabine du 1900D est plus grande et donc plus lourde que celle des Beechcraft 1900 ou 1900 C, des éléments ont été changés sur cette version. Des moteurs plus puissants et des propulseurs modifiés ont été installés, les winglets ont été ajoutés pour réduire la traînée et augmenter l'efficacité des ailes et la queue a été faite plus grande en réponse aux moteurs plus puissants. La cabine a été mise à jour avec un Système d'Instrument de Vol Électronique (EFIS). Le Beechcraft 1900D a une longueur de 17,61 mètres, pour une envergure de 17,64 mètres. Sa hauteur est de 4,72 mètres. [3]

- Principales caractéristiques :
 - Masse maxi au décollage : 7 765 kg (17 120 lbs) ;
 - Masse à vide : 4 733 kg (10 434 lbs) ;
 - Hauteur : 4,72 m (15,48 ft) ;
 - Envergure : 17,648 m (57,98 ft) ;
 - Longueur : 17,617 m (57,83 ft). [3]
- Cabine :
 - Incroyable Confort : Le Beech 1900D dispose d'une cabine confortable, de sièges avec inclinaison et accoudoirs, de plateaux et d'un espace de rangement sous le siège ;
 - Versatilité : Cet avion a une grande porte cargo et une cloison mobile qui permet différentes combinaisons de passagers / cargo ;
 - Commuter standard : La cabine pressurisée et climatisée avec la disposition à une seule allée procure à chaque passager le confort d'une fenêtre et d'un siège dans l'allée. [3]



Figure 1.2 : Cabine passagers du BE 1900D. [3]

- Performances :
 - Vitesse de croisière : 519 km/h (322 mph, 280 kts) ;
 - Distance de décollage : 1 160 m (3 806 ft) ;
 - Distance d'atterrissage : 850 m (2 789 ft) ;
 - Distance franchissable : 707 km (439 mi, 382 nm) ;
 - Distance de convoyage : 2 306 km (1 433 mi, 1 245 nm) ;
 - Plafond opérationnel : 7 620 m (25 000 ft) ;
 - Vitesse ascensionnelle : 13,28 m/s (43,57 ft/s) ;
 - Vitesse maximale HA : 530 km/h (329 mph, 286 kts).

- Motorisation :
 - 2 turbopropulseurs Pratt & Whitney Canada PT6A-67D;
 - Puissance unitaire : 955 kW (1 298 ch, 1 281 hp). [3]

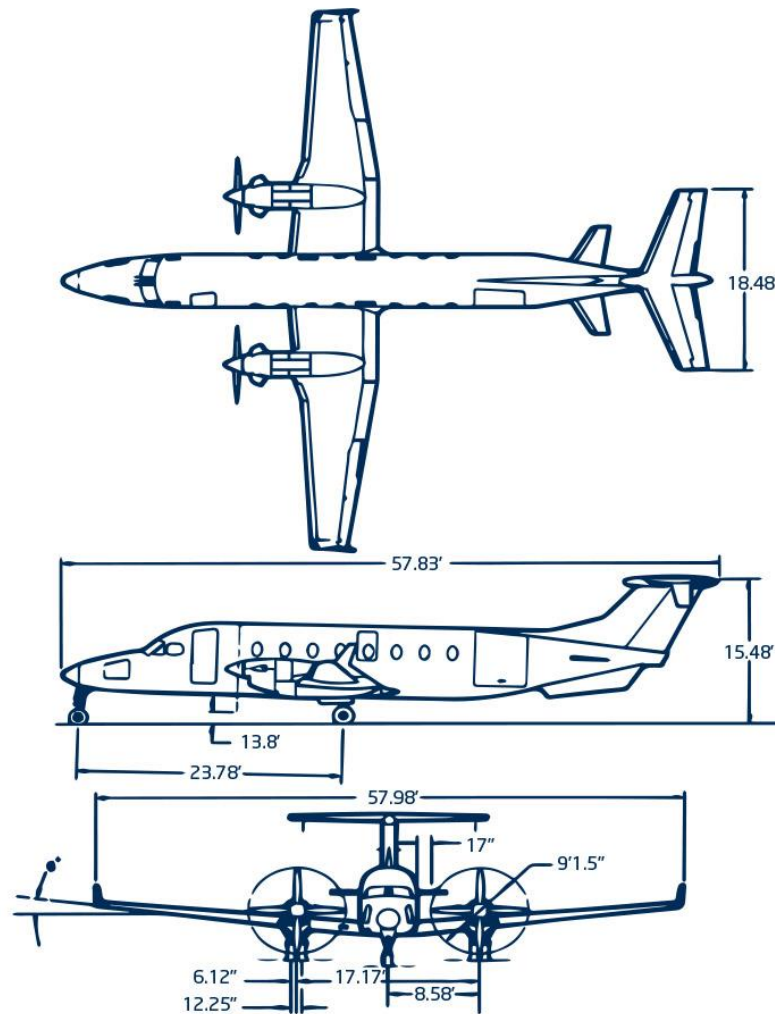


Figure 1.3 : Dimensions du BE 1900D. [3]

I.4. Définition masse et centrage :

La masse fait référence au processus de détermination de la masse totale de l'avion afin de calculer les performances de l'avion et de déterminer si les limitations structurales de ce dernier n'ont pas été dépassées. Ce processus est généralement effectué en utilisant un certain type de Load Sheet.

Le centrage fait référence au processus de détermination du centre de gravité de l'avion et veiller à ce qu'il ne dépasse pas les limites certifiées à tout moment pendant l'opération. Ce processus est généralement effectué en utilisant un certain type de bilan qui additionne les moments produits par les éléments prévus à bord de l'avion à l'heure du départ.

I.5. Importance de la masse et le centrage de l'avion :

L'avion doit toujours être exploité dans l'enveloppe certifiée du centre de gravité, L'enveloppe certifiée du centre de gravité est basée sur un certain ensemble des limites de conception des facteurs de charge, qui sont :

- Positif : 2,5 g ;
- Négatif : 1,0 g.

Avec des vitesses verticales de toucher :

- MTOW = 6 pieds par seconde (1,8 m/s) ;
- MLW = 10 pieds par seconde (3,05 m/s).

Un calcul précis de la masse et du centre de gravité de l'avion permet de s'assurer que:

- Les limites de masse et de centrage certifiées ne sont pas dépassées ;
- Les limites de chargement ne sont pas dépassées (Compartiments individuels et total de l'avion) ;
- L'intégrité structurale est maintenue aux vitesses limites :
 - Basse vitesse: Décrochage (vitesse minimale à laquelle l'aile peut créer suffisamment de portance pour soutenir l'avion) ;
 - Haute vitesse : V_{MO} / M_{MO} et au-delà (par exemple, la vitesse de piqué).

- Les calculs de la performance sont précis ;
- La masse au décollage est précise pour déterminer les vitesses de décollage appropriées (V_1 , V_R , V_2) afin d'obtenir les performances requises ;
- Les qualités de maniabilité sont acceptables ;
- Le poids et le centrage sont précis pour une bonne sélection du réglage du compensateur horizontal au décollage.

La performance de l'avion est affectée par sa masse et son centre de gravité :

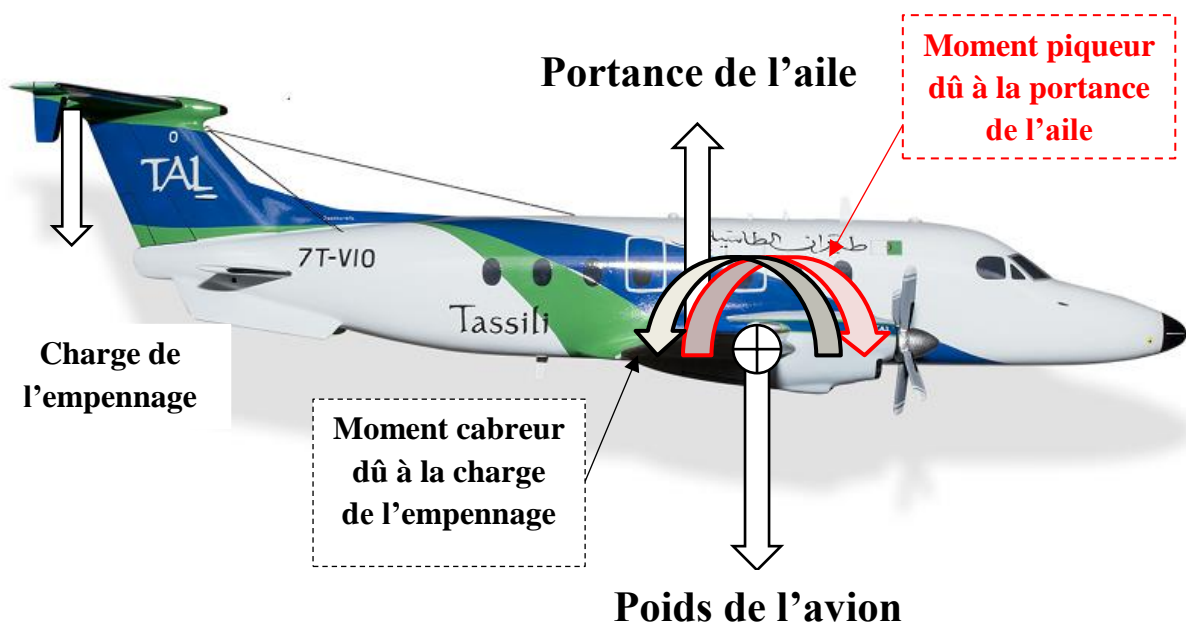
- Longueur de la piste et performances de montée au décollage et à l'atterrissage sont affectées par la vitesse de décrochage et les effets de traînée ;
- L'efficacité de la consommation de carburant en croisière est affectée par les effets de traînée.

Ainsi que, les qualités de maniabilité de l'avion sont affectées par la masse et le centrage de l'avion entre autres :

- Les forces de la colonne de commande de décollage sont affectées par la masse, le centrage, la poussée, les volets et le réglage du compensateur du décollage ;
- La limite d'un centrage arrière est souvent restreinte par les caractéristiques de cabrage à l'application de la poussée maximale ;
- Les vitesses de contrôle minimales sont plus élevées à un centrage arrière ;
- La manœuvrabilité de l'avion dans un vent de travers est plus mauvaise à un centrage arrière qu'à un centrage plus avancé.

I.6. Influence du centrage sur la performance de l'avion :

La portance de l'aile crée un moment piqueur autour du centre de gravité. La déportance d'empennage quant à elle, crée un moment cabreur, ce qui permet de contrer le moment piqueur et donc d'être en équilibre statique (en l'absence de variations de l'incidence ou du vent relatif).



$$\text{Portance totale} = \text{portance de l'aile} + \text{charge de l'empennage} = \text{Poids}$$

Figure 1.4 : Centrage et performance avion.

On aura alors l'équation :

$$\text{Portance totale} = \text{portance de l'aile} + \text{charge de l'empennage} = \text{Poids}$$

Donc si la portance de l'aile augmente, la charge de l'empennage doit augmenter pour équilibrer l'avion et vice versa, on en arrive au résultat suivant :

➔ Plus la portance de l'aile est faible, plus l'avion peut voler à un angle d'incidence plus faible.

D'une autre part, Le coefficient de portance augmente à mesure que l'angle d'incidence augmente jusqu'à ce que le flux d'air sur l'aile ne peut plus rester attaché et commence à se séparer.

À des angles d'incidences élevés, cette séparation augmente jusqu'à ce que finalement l'aile atteigne son angle de décrochage.

A noter que la courbe présentée ci-dessous est celle d'un profil dissymétrique car à incidence nulle, la portance est encore positive. La portance deviendra nulle pour une incidence négative.

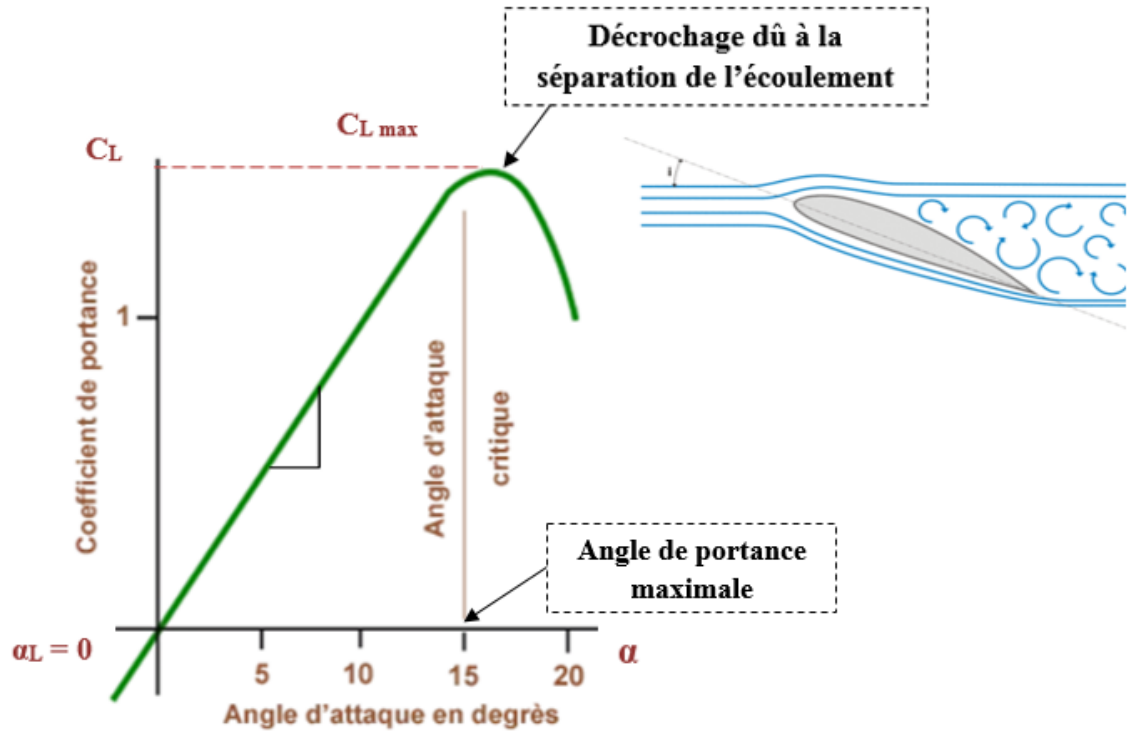


Figure 1.5 : Courbe du coefficient de portance C_L en fonction de l'incidence α .

La force de la portance est donnée par : $L = 1/2 \rho V^2 \times S \times C_L$

Sachant que : ρ = Densité de l'air ;

V = Vitesse de l'air ;

C_L = Coefficient de portance ;

S = Surface de l'aile.

En croisière, la vitesse requise pour produire une portance suffisante est :

$$V_{min} = \sqrt{\text{Poids} / \frac{1}{2} \rho \times C_L \times S}$$

Pour que l'avion produise une quantité donnée de portance, on a :

- Pour une vitesse fixe : un centrage avant nécessite un angle d'incidence plus élevé qu'un centrage arrière causant plus de traînée ;
- Pour un angle d'incidence fixe : un centrage avant nécessite une vitesse plus élevée qu'un centrage arrière. C'est-à-dire qu'un centrage arrière peut produire la même portance à une vitesse moins élevée.

Pour les calculs de performance au décollage et à l'atterrissage, les vitesses sont définies en fonction des caractéristiques de décrochage de l'avion à la limite avant du centrage à un poids connu :

- Un changement de 5% dans le centrage est équivalent à ~ 1 nœud de vitesse de décrochage sur un avion de transport ;
- 1% d'erreur de poids équivaut à ~ 1 nœud de vitesse de décrochage sur avion de transport ;
- Un centrage avant et un poids très important réduisent le jeu de l'empennage au décollage.

Pour les gradients de montée de l'avion durant le décollage et l'atterrissage, ils sont basés sur la traînée calculée à un centrage avant :

- Un centrage avant réduira la capacité de montée par rapport à un centrage arrière (5% de variation dans le centrage est équivalent à un gradient de ~ 0,06% en matière d'aptitude) ;
- Un poids important réduira la capacité de montée par rapport à un poids plus léger (1% d'erreur dans le poids équivaut à un gradient de ~ 0,12 % en matière d'aptitude).

La traînée de croisière de l'avion est calculée à une position médiane nominale du centre de gravité, sachant que :

- Un centrage avant va augmenter la traînée et augmenter la consommation de carburant par rapport à un centrage arrière ;
- Un centrage arrière diminuera la traînée et diminuera la consommation de carburant par rapport à un centrage avant.

I.7. Influence du centrage sur les qualités de maniabilité de l'avion :

Les vitesses minimales de contrôle et les recommandations de vent de travers sont calculées par rapport à limite arrière du centrage de l'avion.

Si le centre de gravité de l'avion est en dehors de la limite arrière du centrage, le contrôle de l'avion ne va pas être le même que celui démontré lors de la certification ou supposé pendant les études de vent de travers.

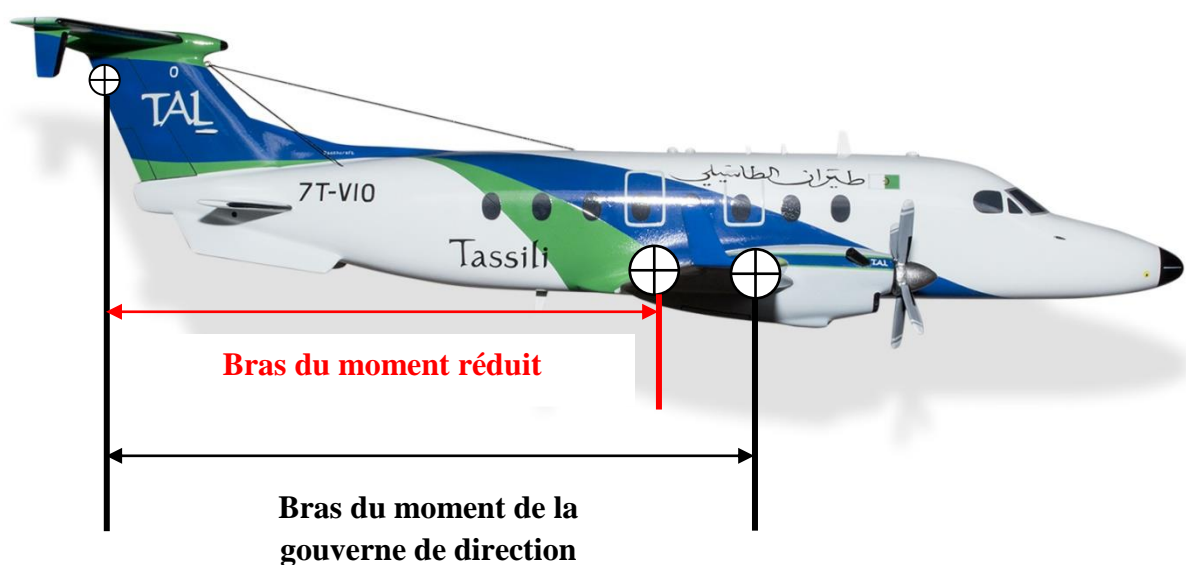


Figure 1.6 : Forces de la gouverne de direction.

Un calcul précis du poids de l'avion et du centrage :

- Assure des calculs de performance précis ;
- Assure des qualités de maniabilité acceptables ;
- Fournit un poids au décollage précis pour la détermination des vitesses de décollage (V_1 , V_R , V_2), et des performances requises ;
- Fournit un poids et un centrage précis pour une bonne sélection du réglage du compensateur horizontal du décollage.

I.8. Réglage du compensateur horizontal du décollage :

La charge de l'empennage horizontal de la queue d'avion est utilisée pour :

- La rotation de l'avion autour du train principal pour une rotation au décollage ;
- Maintenir l'avion dans une assiette de tangage ajustée pendant la montée initiale après le décollage.

Un réglage de compensation de stabilisateur horizontal est utilisé pendant tous les décollages. Ces paramètres sont conçus pour produire une condition d'équilibre à :

- La vitesse de montée (tous les moteurs en marche) $V_2 + 15$ à 25 kt ($V_2 + 10$ à 20 kt pour les avions à 3 ou 4 moteurs)
- La vitesse de montée V_2 avec panne d'un moteur.

Ces paramètres sont également conçus pour produire des colonnes de force raisonnables pour les pilotes.

Le réglage de la compensation est fourni en fonction : du poids de l'avion, de son centrage, du réglage des volets et du niveau de poussée du moteur.

Les informations de réglage du compensateur horizontal de décollage sont publiées dans le WBM et AFM, et sont programmées dans le FMC.

Chapitre II

DESCRIPTION PHYSIQUE DU PROCESSUS MASSE ET CENTRAGE

« Il est important que les étudiants portent un regard neuf et irrévérencieux sur leurs études ; ils ne doivent pas vénérer le savoir mais le remettre en question.»

Jacob Chanowski

Aperçu

1	Définitions et concepts généraux.....	18
2	Masses et limitations	24
3	Limites du centre de gravité	29
4	Limites de chargement	35

Dans ce chapitre, on présentera les concepts généraux du processus masse et centrage ainsi que les masses associées à chaque avion de transport public qui beaucoup d'entre elles apparaissent dans le calcul des limitations et de la charge offerte qui ont pour but d'assurer la sécurité des vols et vérifier les limitations de masse opérationnelles et l'enveloppe certifiée du poids et centrage.

Chapitre II : Description physique du processus masse et centrage

Ce n'est un secret pour personne, dans l'aviation, le poids (chargement) est un soucis de tous les instants ! C'est pourquoi il est très important de connaître, le plus précisément possible, le poids global d'un avion et la répartition des différentes charges qui le compose. Les équations fondamentales du vol, et particulièrement l'équation de sustentation, montrent qu'il est très important de connaître le poids de l'avion, et donc sa masse puisque c'est elle qui permet de le déterminer. En aviation, ce sera plutôt le poids en introduisant le facteur de charge.

L'opération du calcul du poids et centrage étant cruciale pour la conduite du vol dans toute sécurité, on a consacré ce chapitre d'une part pour faire quelques rappels, présenter des notions de bases relatives à l'étude afin de décrire les opérations de calcul des masses et de centrage des avions en examinant tous les éléments ainsi que leur influence sur les performances en vol notamment en contrôlabilité et économie du carburant.

II.1. Définitions et concepts généraux :

II.1.1. Terminologie :

La masse : La masse est une propriété physique fondamentale d'un corps. Elle rend compte, dans une bonne approximation, de la quantité de matière contenue dans ce corps indépendamment de l'endroit où il se trouve. Elle se représente par le symbole m et, dans le Système International, son unité est le kilogramme (kg).

Le poids : Le poids d'un objet se rapporte à l'action de la force de gravitation sur ce corps. De fait, le poids est une grandeur toujours dirigée vers le centre de la Terre (ou d'un autre corps céleste) et qui dépend de la distance qui sépare l'objet de la Terre (ou d'un autre corps céleste) et de la masse des corps en question. Dans le système international, l'unité de mesure du poids est le Newton (N).

Si la masse et le poids sont deux grandeurs différentes, elles sont reliées par une expression simple :

$$Poids = masse \times g$$

Où : g l'intensité de la pesanteur dont la valeur dépend de l'endroit où l'on se trouve.

Le moment : Le moment d'une force appliquée à un point est une grandeur qui caractérise l'aptitude de la force à tourner autour du point. Son sens donne le sens de la rotation. On l'exprime dans le Système Internationale en Newton-mètre (Nm).

Le centre de gravité : C'est le point unique où, pour des raisons pratiques, la masse entière d'un objet ou d'un groupe d'objets peut être considérée comme concentrée. Le point d'équilibre de l'objet ou du groupe d'objets ; s'applique à des objets simples tel qu'un petit dé de jeu mais aussi à des objets complexes tel qu'un avion.

II.1.2. Calcul du moment :

Le « moment » d'un point donné (d'un système en équilibre) dû à une force appliquée peut être déterminé en multipliant la force par la distance entre son point d'application et le point donné.

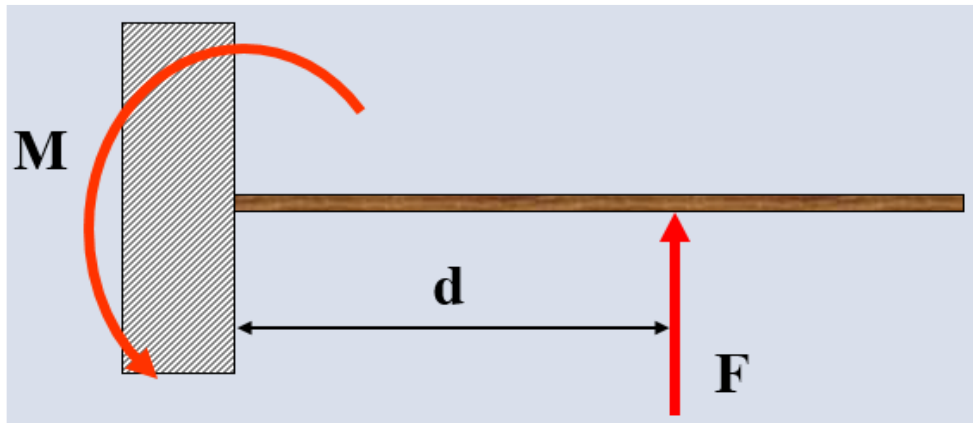


Figure 2.1 : Moment d'une force. [4]

Moment dans le sens des aiguilles d'une montre autour du point d'intersection entre la poutre et le mur en raison d'une force est égale à : $Moment = F \times d$

Le moment total sur un point donné dû à l'application d'un certain nombre de forces peut être déterminé en additionnant les moments produits par chaque force individuelle. [4]

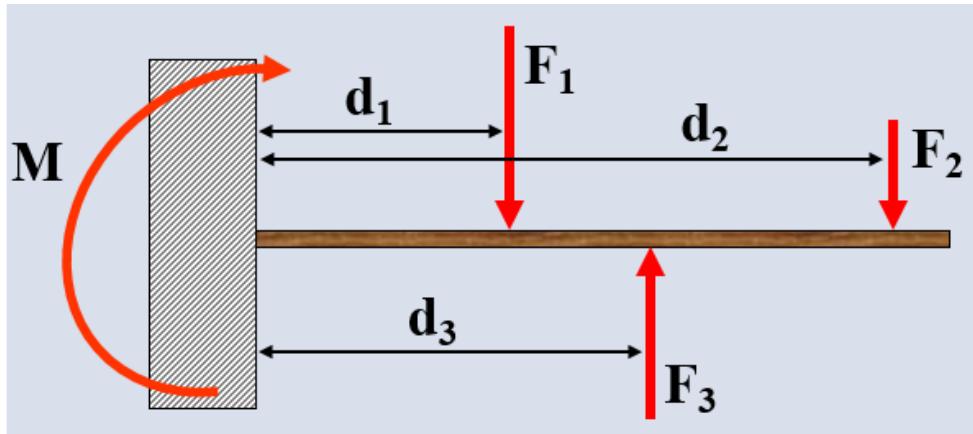


Figure 2.2 : Moment total des forces. [4]

Moment total dans le sens des aiguilles d'une montre autour du point d'intersection entre la poutre et le mur en raison des forces combinées est égale à :

$$\text{Moment total} = (F_1 \times d_1) + (F_2 \times d_2) - (F_3 \times d_3)$$

II.1.3. Calcul du Centre de Gravité CG :

Le centre de gravité est le point autour duquel aucun mouvement ou rotation ne se produit si l'objet, ou le groupe d'objets, est théoriquement supporté à ce point.

La somme des forces et des moments produits par la répartition du poids d'un groupe d'objets sur leur centre de gravité combiné serait égale à zéro si les objets pouvaient être supportés exactement à cet endroit.

Pour déterminer l'emplacement du centre de gravité d'un groupe d'objets, nous devons déterminer le point auquel le groupe d'objets serait en équilibre s'il était supporté à cet endroit.

Cet emplacement peut être déterminé par :

- Le choix d'une référence et d'une convention de signe (+) et (-) ;
- Le calcul du moment produit par le poids de chaque objet par rapport à cette référence ;
- Additionner le poids total des objets ;
- Additionner tous les moments du système ;

- La détermination de l'emplacement où le moment total produit par un support placé à cet endroit serait égale et opposé au total des moments produits par tous les objets.

On sait que :

$$\text{Poids total} \times \text{position du C.G} = (F1 \times d1) + (F2 \times d2) + (F3 \times d3) + \dots$$

$$\text{Poids total} \times \text{position du C.G} = \text{moment total}$$

Donc on peut en déduire que :

$$\text{Position du Centre de Gravité} = \text{moment total} \div \text{poids total}$$

Notons que quel que soit la référence choisie, le centre de gravité résultant du même système solide ne changera jamais.

II.1.4. Corde Aérodynamique Moyenne MAC :

II.1.4.1. Définition de la Corde Aérodynamique Moyenne MAC:

La corde d'une aile est une ligne imaginaire représentant une distance en ligne droite du bord d'attaque au bord de fuite d'un profil aérodynamique.

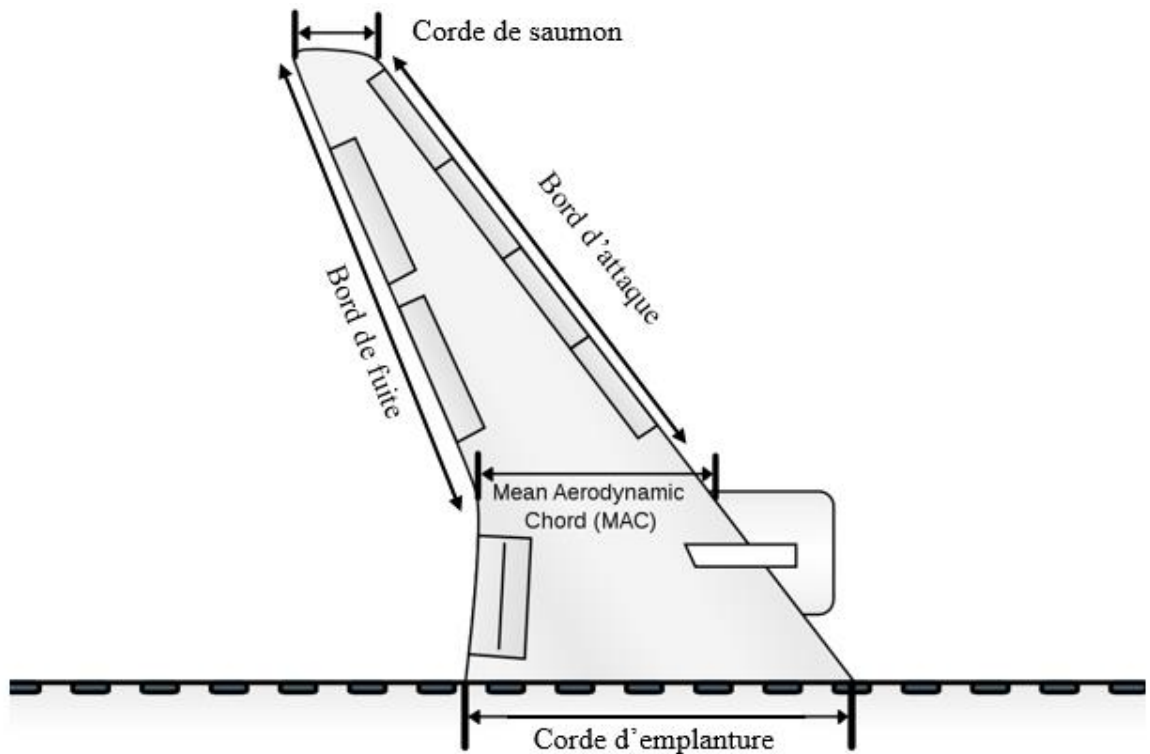
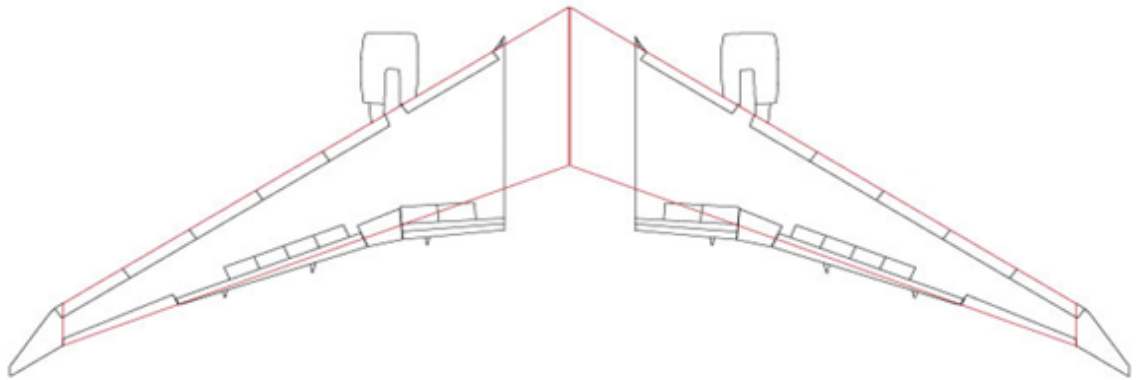


Figure 2.3 : Corde Aérodynamique Moyenne.

La corde aérodynamique moyenne représente à elle seule l'aile dans sa totalité, du point de vue des forces qui s'y appliquent. Elle est utilisée pour examiner les caractéristiques du moment de tangage et les problèmes de masse et de centrage. [5]

Dans le processus de la masse et centrage, elle est utilisée comme un moyen d'exprimer l'emplacement du centre de gravité.

II.1.4.2. Calcul de la Corde Aérodynamique Moyenne MAC :



Avec :

M.A.C. ou C.A.M.: Mean Aerodynamic Chord
ou Corde Aérodynamique Moyenne ;

C_e : Corde d'emplanture ;

C_s : Corde de saumon ;

λ : Allongement de l'aile ; $\lambda = C_e / C_s$

LEMAC : Leading Edge of the M.A.C (Bord d'attaque du C.A.M.) ;

Le MAC est calculé en utilisant la formule suivante :

$$MAC = \frac{2}{3} \times [\lambda + 1 / (\lambda + 1)] \times C_s$$

Il est exprimé soit en Pouce (inch) soit en Mètre (m).

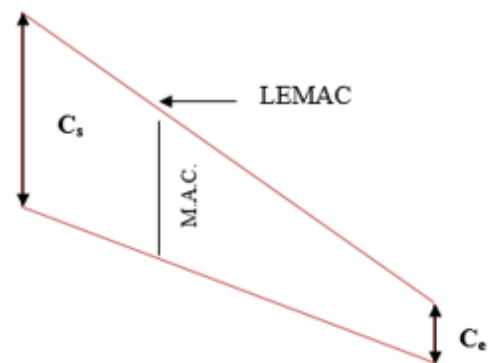


Figure 2.4 : Calcul de la Corde Aérodynamique Moyenne.

II.1.4.3. Relation entre la Corde Aérodynamique Moyenne et le Centre de Gravité :

Dans le processus de la masse et centrage, la corde aérodynamique moyenne MAC est utilisée comme un moyen d'exprimer l'emplacement du centre de gravité CG.

on exprime le C.G. en termes de % MAC.

La distance à partir de la station référence de l'avion est appelée Bras de Levier ou Balance Arm B.A. en anglais.

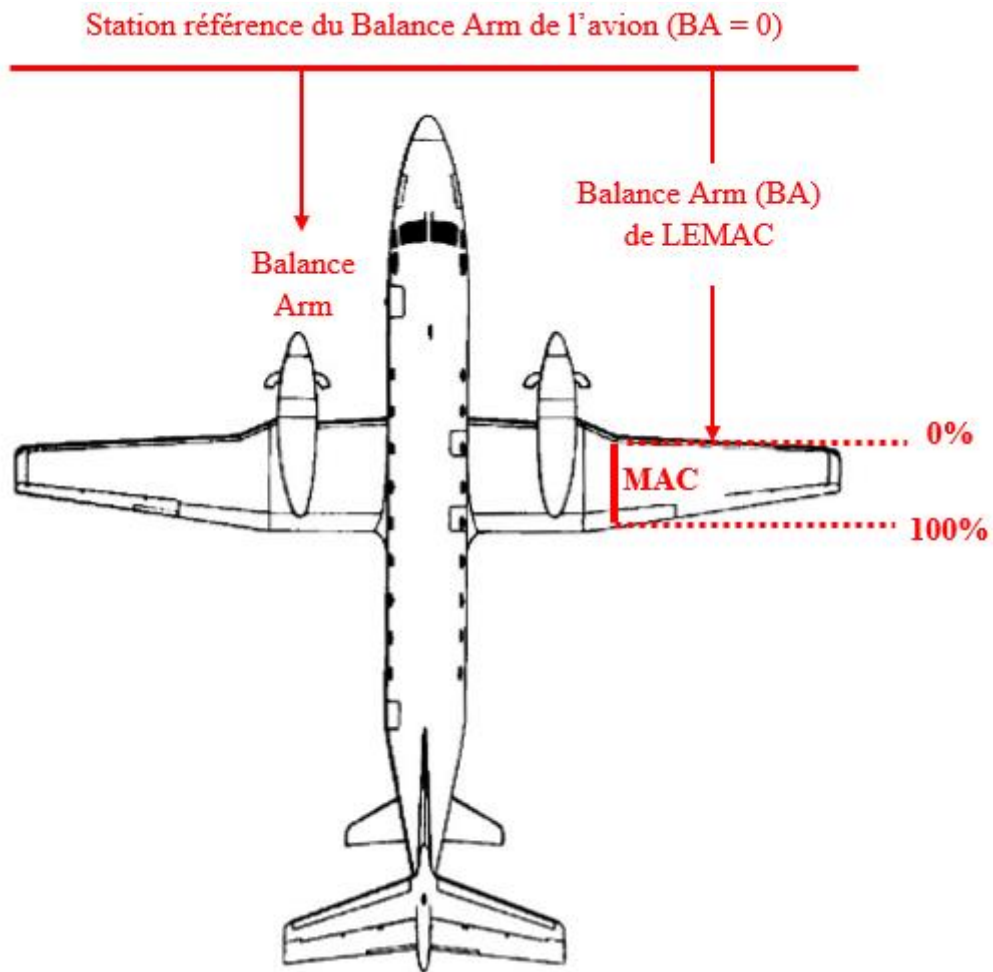


Figure 2.5 : Corde Aérodynamique Moyenne et le Balance Arm.

On peut faire la conversion entre BA et %MAC comme suit :

$$[(BA - LEMAC) / MAC] \times 100 = \%MAC$$

Le centre de gravité d'avion est généralement exprimé en ce MAC ci-dessous :

$$C.G. \text{ en } \%MAC = [(BA - LEMAC) / MAC] \times 100$$

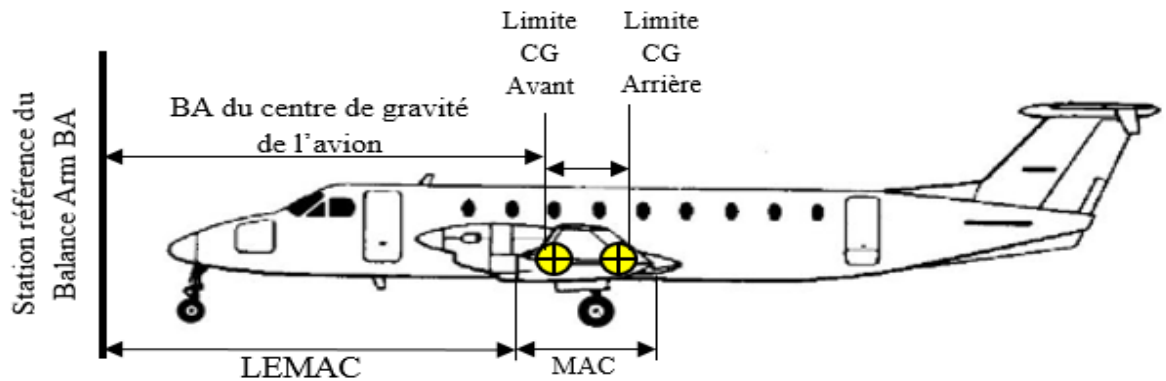


Figure 2.6 : Balance Arm du Centre de Gravité de l'avion.

II.2. Masses et limitations :

Les efforts imposés à la structure d'un avion sont essentiellement des efforts d'inertie et aérodynamique. Par conséquent, pour éviter toute déformation de la cellule au cours du vol il faudra limiter le chargement de l'avion, d'où l'existence des limitations en masse.

Ces masses sont définies par une réglementation internationale.

II.2.1. Masses non structurales :

II.2.1.1. Masse à vide du fabricant (MEW) :

Elle est définie comme étant la masse de la structure, des groupes de propulseurs, des systèmes d'ameublement et des autres équipements faisant partie intégrante d'une configuration d'avion donnée. Il s'agit essentiellement d'un poids « sec », ne comprenant que les fluides contenus dans des systèmes fermés. Elle comprend aussi le poids des :

- Les fluides en circuit fermé (hydraulique) ;
- Les sièges, ceintures de sécurité ;
- Les équipements d'urgence fournis par le constructeur ;
- Les extincteurs. [6]

Cette masse ne tient pas compte des éléments suivants :

- La totalité du carburant et des autres fluides, à l'exception des quantités contenues dans les circuits, des quantités non utilisables dans les réservoirs et de l'huile éventuellement utilisée pour la variation de pas des hélices ;
- L'armement commercial comprenant notamment les sièges banquettes, panneaux, offices, filets et fixations, rideaux, moquettes, etc ;
- Le commissariat constitué par le matériel de stockage ou de distribution et par le matériel consommable comme la nourriture, les boissons et tout ce qui est mis au service des passagers (revues, articles à la vente, etc.) ;
- Le matériel de sécurité et de sauvetage permanent (toboggans) et en particulier (canots, équipements de survie, etc.) ;
- Le lot de bord (pièces de rechange, outillage) permanent et occasionnel ;
- Les unités de chargement vides ;
- L'équipage et des bagages ainsi que la documentation ;
- Les passagers et leurs bagages ainsi que le fret (marchandises, postes, etc.).

II.2.1.2. Masse à vide équipée (BEW) :

Cette masse correspond à la masse à vide à laquelle s'ajoute la masse des éléments standards suivants correspondant à l'armement minimal valable pour tout vol, qui sont définis étant des fluides d'équipement et de système qui ne sont pas considérés comme faisant partie intégrante d'une configuration d'aéronef particulière, qui ne sont pas inclus dans le MEW, mais qui ne varient normalement pas pour des aéronefs du même type :

- La quantité normale d'huile ;
- Les fluides vidangeables autres que le carburant et les fluides nécessaires à l'augmentation de puissance ;
- L'armement commercial ;
- Le lot de bord permanent ;
- Le matériel de sécurité et de sauvetage permanent ;
- Les unités de chargement vides si elles ne sont pas incluses dans le chargement. [6]

II.2.1.3. Masse de base ou masse à vide opérationnelle (DOW) :

Cette masse correspond à la masse à vide équipée à laquelle s'ajoutent les éléments fixes opérationnels nécessaires pour l'exécution d'un vol déterminé et qui peuvent donc varier en composition et en nombre selon la nature de l'étape :

- Le commissariat : équipements de service amovible, cabine (couvertures, oreillers, papier, etc.) et catering (nourriture, boissons, eau potable, etc.);
- Le matériel de sécurité et de sauvetage particulier : les radeaux de sauvetage, gilets de sauvetage, émetteurs d'urgence ;
- Le lot de bord occasionnel : les conteneurs de fret, palettes et /ou équipements d'arrimage de cargaison s'ils sont utilisés ;
- L'équipage technique et commercial et leurs bagages ;
- La documentation de bord, manuels et équipements de navigation. [6]

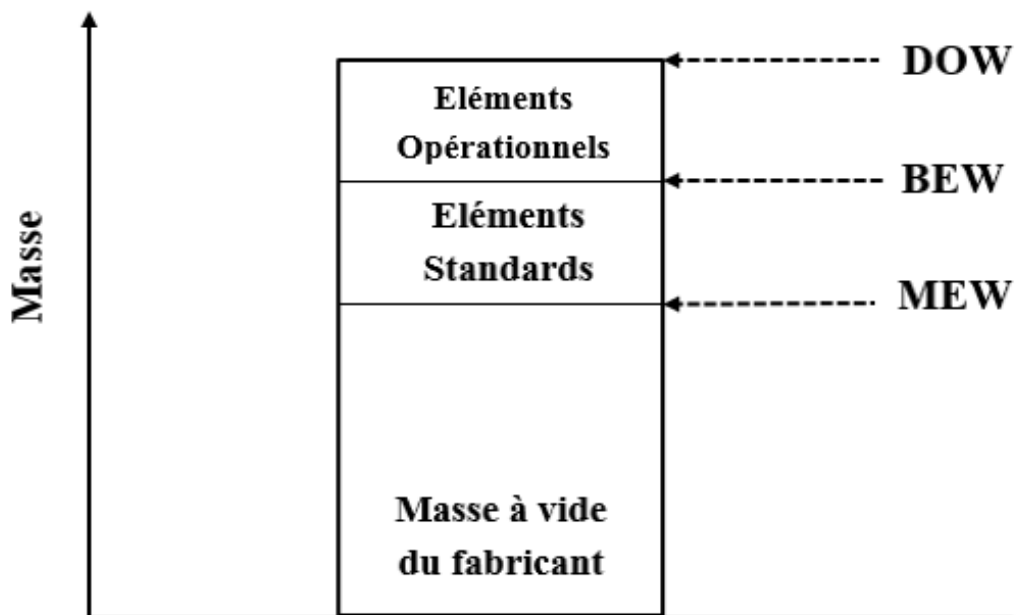


Figure 2.7 : Masses non structurales.

II.2.2. Masses structurales :

Ces masses sont le résultat des calculs de résistance des matériaux effectués conformément aux règlements de certification.

II.2.2.1. Masse maximale structurale au roulage (MMSR) (MTW) :

Masse maximale à laquelle l'avion peut évoluer au sol, de son aire de stationnement au point de début de la manœuvre de décollage (en principe le lâcher des freins (ou mise en puissance), en entrée de piste). [6]

Dans tous les cas on devra donc avoir :

$$\text{Masse réelle au roulage} \leq \text{MMSR}$$

II.2.2.2. Masse maximale structurale au décollage (MMSD) (MTOW) :

Masse maximale autorisée au début de la manœuvre de décollage. (En principe au lâcher des freins (ou mise en puissance), en entrée de piste). Cette limitation est liée à la résistance structurale et en particulier celle du train d'atterrissage. A la MTOW, l'avion doit pouvoir supporter une vitesse verticale de descente de 6 pieds par seconde (1,8 m/s) à l'atterrissage.[6]

II.2.2.3. Masse maximale structurale à l'atterrissage (MMSA) (MLW) :

Masse maximale autorisée à laquelle l'avion peut atterrir en conditions normales d'utilisation. Les règlements de certification imposent qu'à la MLW la structure des avions, notamment trains et amortisseurs, puisse encaisser des efforts d'inertie correspondant à une vitesse verticale de descente de 10 pieds par seconde (3,05 m/s) à l'atterrissage. [7]

D'où conséquence sur la masse au décollage, on suppose d est le délestage prévu, c'est-à-dire la quantité de carburant prévue pour effectuer le vol depuis le lâcher des freins jusqu'à l'atterrissage nous devons avoir :

$$\text{Masse réelle au décollage} \leq \text{MMSA} + d$$

II.2.2.4. Masse maximale structurale sans carburant (MMSC) (MZFW) :

Un avion ne volera jamais sans carburant, mais dans la phase terminale d'un vol cette quantité tendra vers zéro. La sécurité devant être assurée durant tout le vol il faudra tenir compte de cette situation. Par conséquent, il faudra limiter la valeur de la masse transporté lorsqu'il n'y aura pas de carburant dans la voilure, cette valeur limite est la masse maximale autorisée

En général, l'existence de cette limitation résulte de la résistance des longerons de l'aile à son emplanture (moment de flexion et cisaillement).

Dans certains cas la masse maximale sans carburant n'est pas liée à la résistance de la voilure mais se déduit de la masse maximale à l'atterrissage. En effet, la masse maximale sans carburant ne peut dépasser la masse maximale à l'atterrissage diminuée du carburant. [7]

Pour un QLF prévu, c'est-à-dire la quantité totale de carburant au lâcher des freins;

$$Q_{park} = r + d + RR + RD + RF + Add + Supp$$

Suivant les règlements nous devons avoir :

$$Masse\ réelle\ au\ décollage \leq MMSC + QLF$$

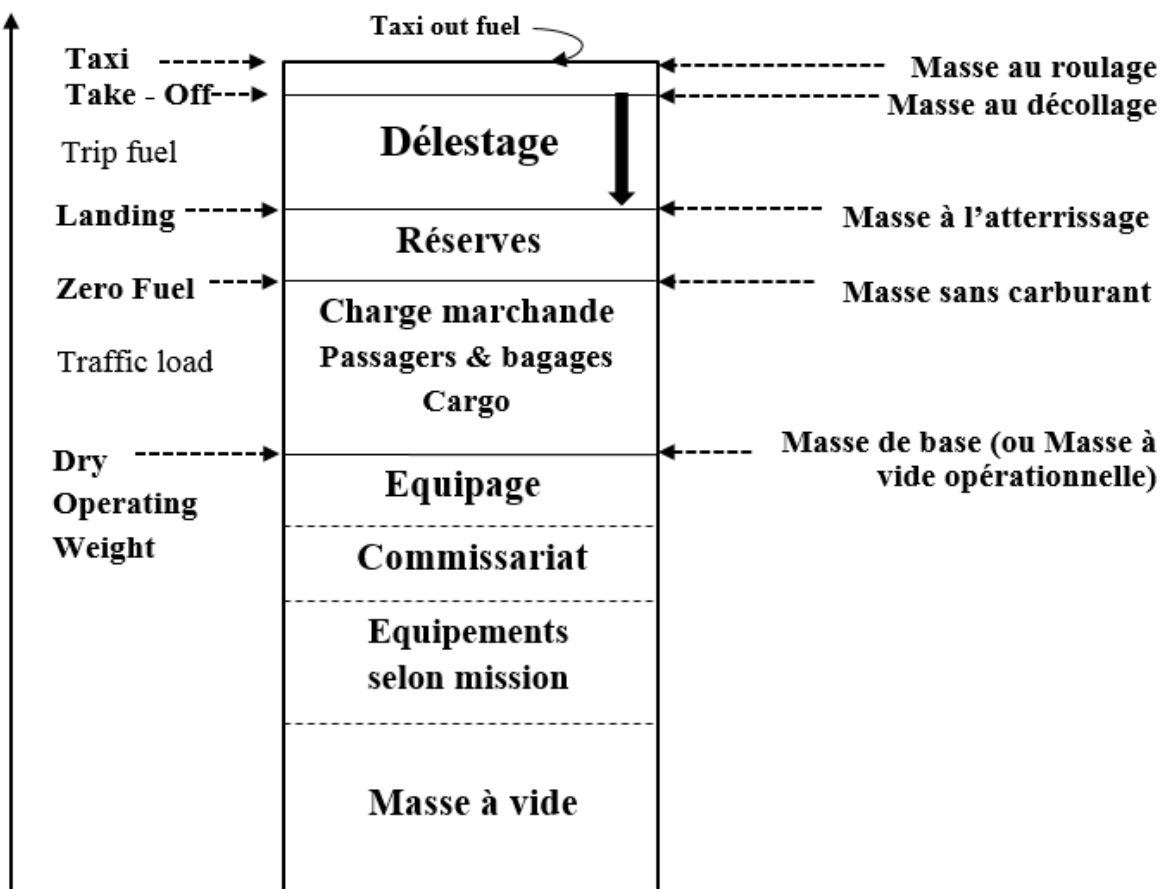


Figure 2.8 : Masses structurales. [8]

II.2.3. Limites opérationnelles de masse :

La masse maximale opérationnelle autorisée au décollage peut être limitée à un poids inférieur au poids maximal certifié, par la plus restrictive des exigences suivantes :

- Exigences de performances de l'avion pour une altitude et une température données :
 - Longueur de la piste de décollage disponible ;
 - Limites de vitesse et de freinage ;
 - Exigences minimales de montée ;
 - Exigences de dégagement d'obstacles ;
- Exigences de bruit ;
- Limites du C.G.

La masse maximale opérationnelle autorisée à l'atterrissage peut être limitée à un poids inférieur au poids maximal certifié, par la plus restrictive des limitations suivantes :

- Exigences de performances de l'avion pour une altitude et une température données ;
- Longueur de la piste d'atterrissage disponible ;
- Exigences en matière d'approche ;
- Exigences de bruit.

II.3. Limites du centre de gravité :

Chaque avion a ses propres limites en ce qui concerne la position du centre de gravité.

Les limites avant et arrière du C.G pour un type d'avion donné sont choisies lors de la conception de l'avion, et sont destinées à permettre des variations entre les compagnies aériennes selon :

- La masse à vide opérationnelle (DOW) ;
- L'arrangement des sièges intérieurs ;
- le chargement du cargo-vrac, palettes, conteneurs ;
- Chargement et utilisation du carburant ;
- Restrictions structurales ;
- Restrictions opérationnelles.

La structure et la disposition de l'avion sont alors conçues pour permettre le chargement de l'avion dans les limites sélectionnées (et éventuellement certifiées).

Après avoir pris en compte tous ces paramètres, on aura temporairement une enveloppe correspondante à celle représentée sur la figure ci-dessous :

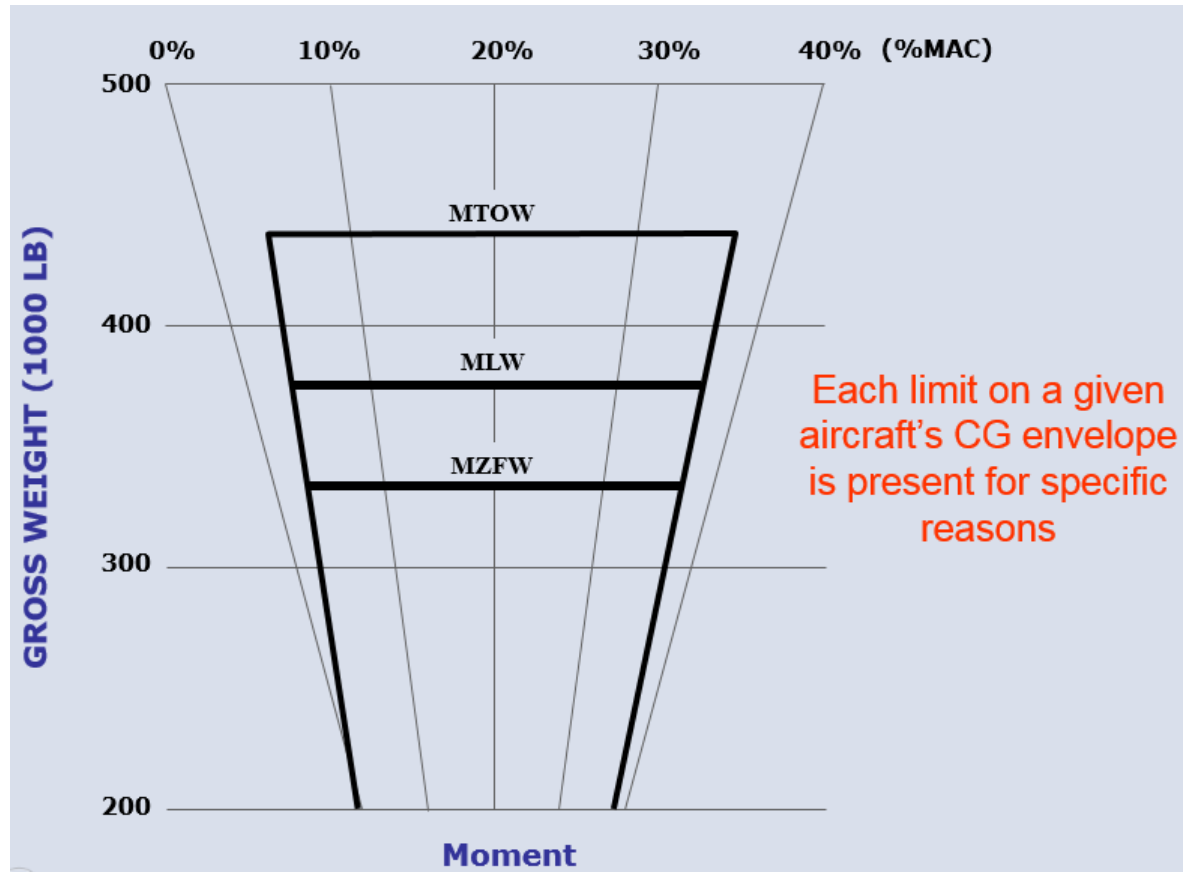


Figure 2.9 : Limitations en masse de l'enveloppe du centre de gravité. [5]

L'enveloppe opérationnelle du centre de gravité de l'avion peut être limitée par :

- La force de la structure de ses composants ;
 - Fuselage ;
 - Train d'atterrissage ;
 - Ailes ;
 - Empennage vertical ou horizontal.
- Stabilité et maniabilité ;
- Conception et performances de l'avion.

Comment ces limites sont-elles déterminées pour un modèle d'avion donné ?

Nous allons voir quels sont les facteurs à prendre en compte pour définir ces limites.

II.3.1. Charge d'aile constante :

La force de la structure de l'aile peut imposer une limitation sur les limites avant du centre de gravité.

Pour que l'avion soit en équilibre, la somme des moments autour de la queue doit être égale à 0.

$$\sum M_{QUEUE} = POIDS \times (BA_{QUEUE} - BA_{C.G}) - PORTANCE_{AILE} \times (BA_{QUEUE} - BA_{AILE}) = 0$$

$$\Rightarrow PORTANCE_{AILE} = POIDS \times (BA_{QUEUE} - BA_{C.G}) / (BA_{QUEUE} - BA_{AILE})$$

La charge sur l'aile est augmentée à la fois par l'augmentation du poids de l'avion et par le mouvement vers l'avant du centre de gravité. Finalement, les limites de l'aile sont atteintes.

II.3.2. Charge de queue constante :

La force de la structure de l'empennage peut également imposer une limitation sur les limites avant du centre de gravité.

Pour que l'avion soit en équilibre, la somme des moments autour de l'aile doit être égale à 0.

$$\sum M_{AILE} = POIDS \times (BA_{AILE} - BA_{C.G}) - PORTANCE_{QUEUE} \times (BA_{QUEUE} - BA_{AILE}) = 0$$

$$\Rightarrow PORTANCE_{QUEUE} = POIDS \times (BA_{AILE} - BA_{C.G}) / (BA_{QUEUE} - BA_{AILE})$$

La charge sur la queue est augmentée à la fois par l'augmentation du poids de l'avion et par le mouvement vers l'avant du centre de gravité. Finalement, les limites de la queue sont atteintes.

II.3.3. Charge constante du train d'atterrissage avant :

La force de la structure du train d'atterrissage avant (Nose Landing Gear) peut imposer une limitation des limites avant du centre de gravité.

Pour que l'avion soit en équilibre, la somme des moments autour du train d'atterrissage principal (Main Landing Gear) doit être égale à 0.

$$\sum M_{MLG} = POIDS \times (BA_{MLG} - BA_{C.G.}) - PORTANCE_{NLG} \times (BA_{MLG} - BA_{NLG}) = 0$$

$$\Rightarrow PORTANCE_{NLG} = POIDS \times (BA_{MLG} - BA_{C.G.}) / (BA_{MLG} - BA_{NLG})$$

La charge sur le train d'atterrissage avant est augmentée à la fois par l'augmentation du poids de l'avion et par le mouvement vers l'avant du centre de gravité. Finalement, les limites du train d'atterrissage avant sont atteintes.

II.3.4. Charge constante du train d'atterrissage principal :

La force de la structure du train d'atterrissage principal (MLG) peut imposer une limitation des limites arrière du centre de gravité.

Pour que l'avion soit en équilibre, la somme des moments autour du train d'atterrissage avant (NLG) doit être égale à 0.

$$\sum M_{NLG} = PORTANCE_{MLG} * (BA_{MLG} - BA_{NLG}) - POIDS * (BA_{C.G.} - BA_{NLG}) = 0$$

$$\Rightarrow PORTANCE_{MLG} = POIDS * (BA_{C.G.} - BA_{NLG}) / (BA_{MLG} - BA_{NLG})$$

La charge sur le train d'atterrissage principal est augmentée à la fois par l'augmentation du poids de l'avion et par le mouvement vers l'arrière du centre de gravité. Finalement, les limites du train d'atterrissage principal sont atteintes.

Suite au calcul de toutes ces charges, ainsi que le calcul de la charge d'inclinaison au décollage, on aura une enveloppe opérationnelle comme suit :

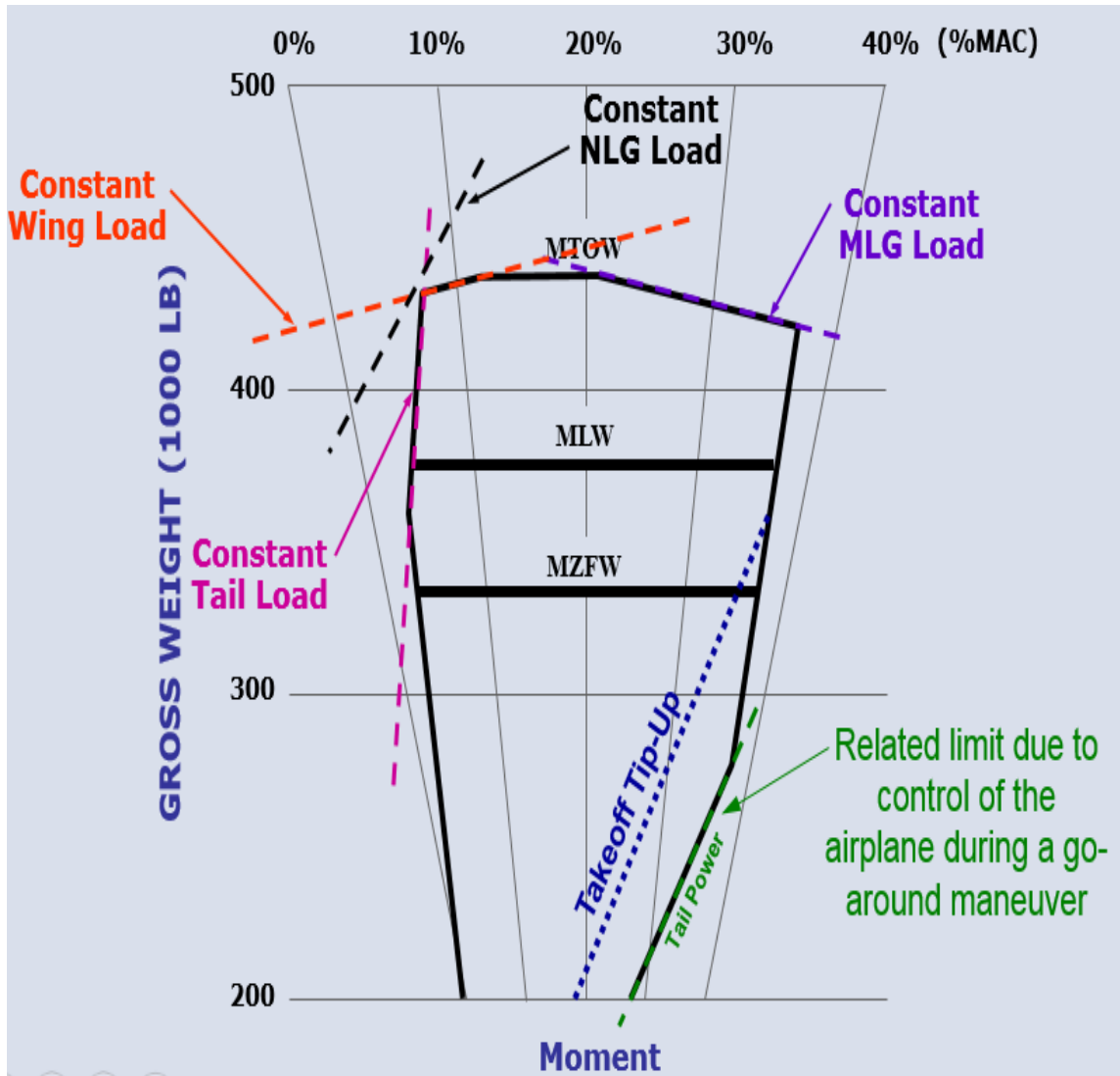


Figure 2.10 : Contraintes de l'enveloppe du centre de gravité. [5]

Et son apparence finale sera telle que dans la figure ci-après :

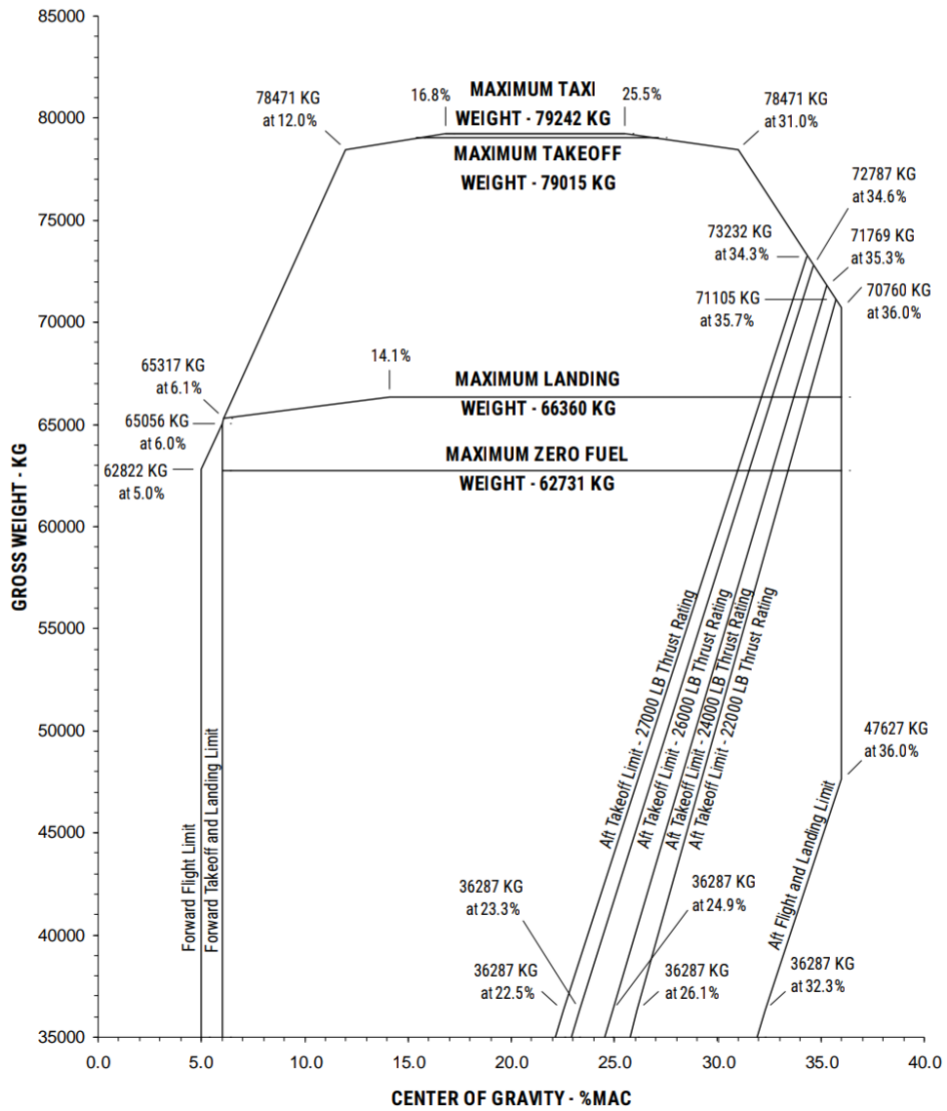


Figure 2.11 : Enveloppe certifiée du centre de gravité. [4]

Mais des réductions sur ces limitations certifiées sont appliquées afin de prévenir un déplacement possible du centre de gravité due au mouvement de l'équipage ou passagers à bord, l'eau de l'hygiène, service catering, mouvement du train d'atterrissage et des volets, au cours du vol, l'enveloppe résultante s'appelle opérationnelle.

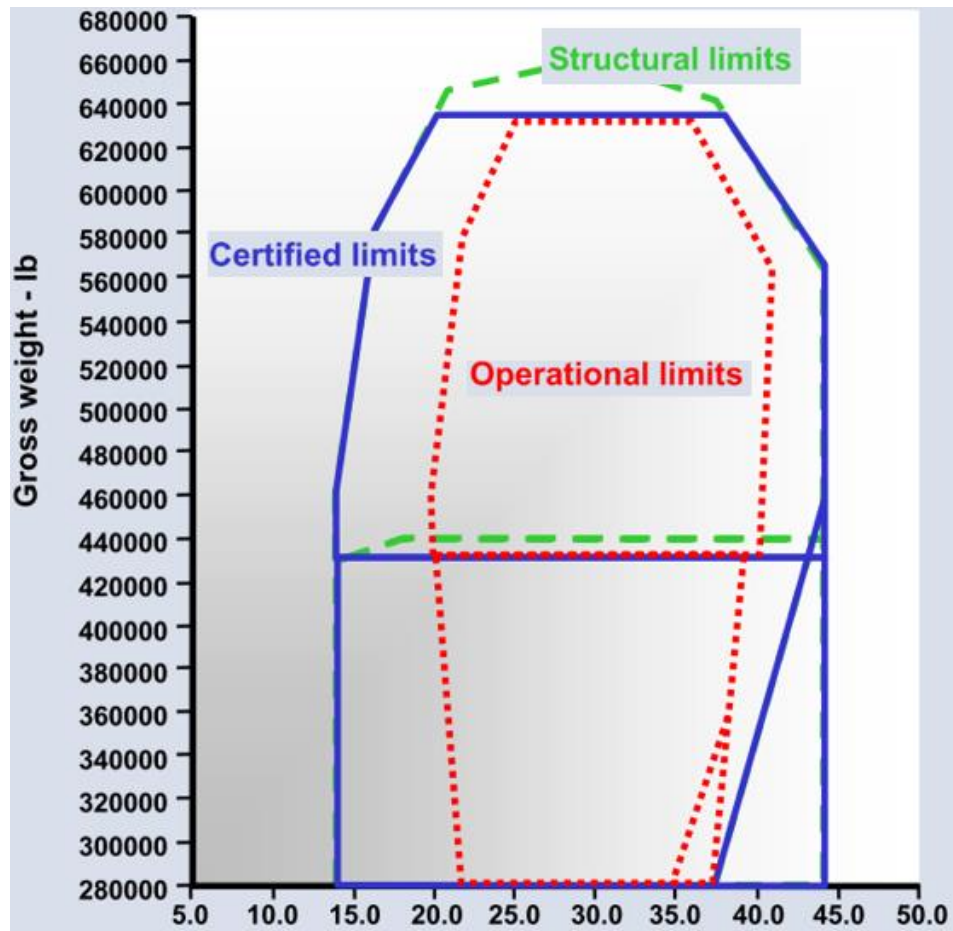


Figure 2.12 : Enveloppe opérationnelle du centre de gravité. [4]

II.4. Limites de chargement :

II.4.1. Capacité du réservoir de carburant :

Les capacités maximales du réservoir de carburant sont publiées en termes de volume et de poids dans le manuel de masse et centrage (WBM).

Les quantités de carburant sont organisées dans les catégories suivantes dans le manuel de masse et centrage :

- Drainable utilisable (jaugé et non jaugé) ;
- Piégé utilisable ;
- Drainable inutilisable ;
- Piégé inutilisable.

Le carburant jaugé est le carburant utilisable drainable dans les réservoirs, tout autre carburant est non jaugé (même s'il est utilisable).

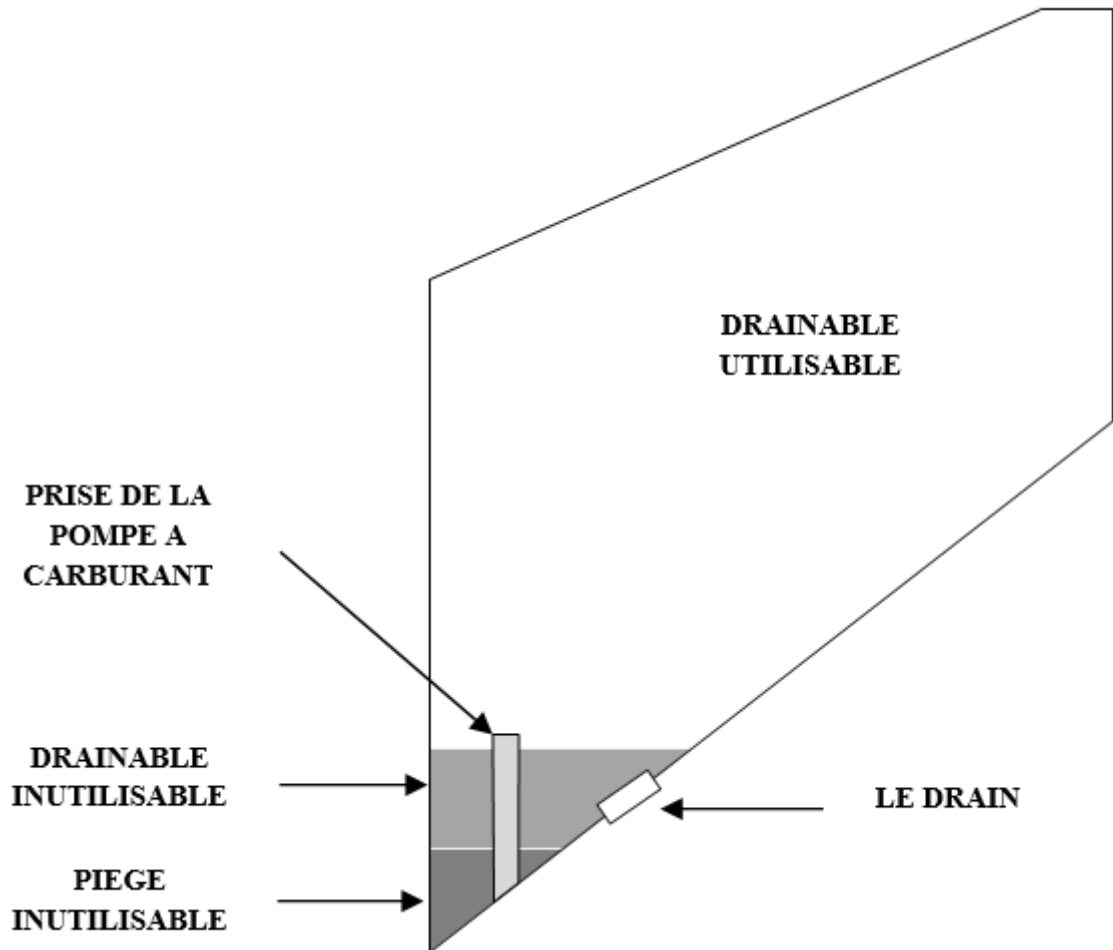


Figure 2.13 : Capacité du réservoir de carburant.

II.4.2. Chargement de la cargaison :

II.4.2.1. Equipements et moyens de chargement :

Le fret est classé en fonction de la façon dont il est chargé dans l'avion :

- Marchandises en vrac ;
- Marchandises conteneurisées.

Compartiment chargé en vrac : La marchandise en vrac est chargée directement dans la soute inférieure de l'avion.



Figure 2.14 : Marchandises en vrac.

Compartiment chargé en unité : La cargaison conteneurisée est assemblée et fixée à un dispositif de chargement unitaire (ULD) avant d'être chargée en tant qu'unité sur l'avion.



Figure 2.15 : Marchandises conteneurisées.

L'unité de chargement ULD : C'est une unité de chargement qui se constitue généralement de l'un des éléments suivants :

- Conteneurs ;
- Palettes et filet.

L'objectif de l'unité est de permettre l'assemblage de pièces individuelles de bagages et / ou de marchandises en une unité de taille standard pour un chargement et un déchargement rapide.

Conteneurs : Ensembles rigides pouvant contenir les bagages des passagers ou du fret. Les conteneurs sont de dimensions très variables mais sont normalisés pour pouvoir être chargés à bord de différents types d'avions.



Figure 2.16 : Conteneurs.

Palettes et filet : Plateaux équipés de filets et surmontées d'un dôme rigide, sont essentiellement utilisés pour le fret. Comme pour les conteneurs, les dimensions des palettes sont normalisées.



Figure 2.17 : Palettes et filet.

II.4.2.2. Limitations :

On constate cinq (05) types de limites qui sont les suivantes :

- **Limite de charge du compartiment :**

La charge « compartiment » est la charge totale transportée dans un compartiment donné. La charge totale transportée dans une soute ou dans un sous-compartiment de la soute ne doit pas dépasser les limites de charge de compartiment prévues dans le manuel de masse et centrage (WBM). Elle est généralement limitée par la force du compartiment avant et arrière des cloisons, panneaux et parfois le pont principal, les poutres du plancher et les filets.

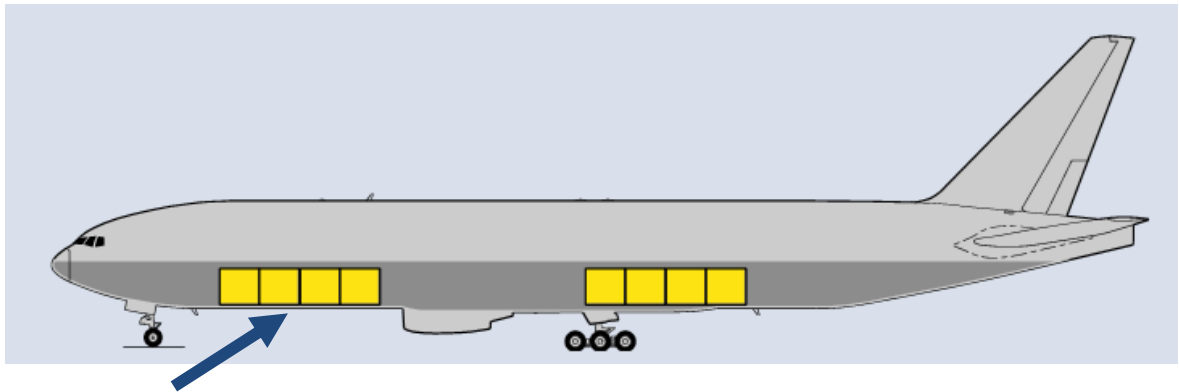


Figure 2.18 : Limite de charge du compartiment. [4]

Si pour 04 unités de chargement d'une capacité de 2000 Kg, alors on aura une capacité de charge de compartiment égale à 8000 Kg.

- **Limite de charge linéaire :**

La charge totale transportée sur une longueur donnée du plancher de la soute ou du plancher de la cabine principale ne doit pas dépasser les limites de charge linéaires prévues dans le manuel de masse et centrage (WBM). Elle est généralement limitée par la force des poutres et des panneaux de plancher de la soute ou de la cabine, glissières de sièges.

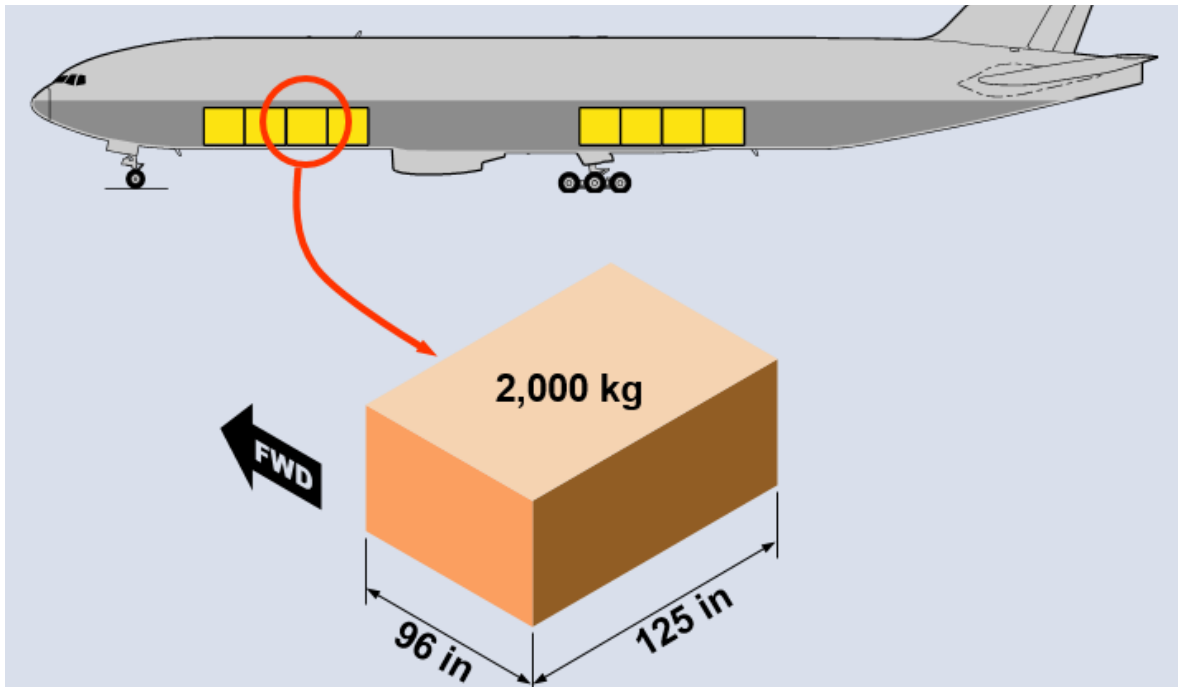


Figure 2.19 : Limite de charge linéaire. [4]

Selon la figure au-dessus, la charge linéaire est calculée ainsi : $2000 \text{ Kg} / 96 \text{ in} = 20.8 \text{ Kg/in}$

- **Limite de charge de zone :**

La charge totale transportée sur une surface donnée du plancher de la soute ou du plancher de la cabine principale ne doit pas dépasser les limites de charge surfacique prévues dans le manuel de masse et centrage (WBM).

Selon la figure (2.19), la charge de zone est calculée comme suit :

$$(2000 \text{ Kg} / 96 \text{ in} \times 125 \text{ in}) \times (144 \text{ in}^2 / \text{ft}^2) = 24 \text{ Kg} / \text{ft}^2$$

- **Limite de charge linéaire combinée :**

La charge totale combinée transportée sur une longueur donnée du plancher de la soute et du plancher de la cabine principale ne doit pas dépasser les limites de charge linéaires combinées prévues dans le manuel de masse et centrage (WBM).

- **Limite de charge cumulée :**

La charge totale cumulée transportée vers l'amont ou vers l'aval d'un emplacement donné sur le plancher de la soute et de la cabine principale combinée ne doit pas dépasser les limites de charge admissibles prévues dans le manuel de masse et centrage (WBM).

Chapitre III : Description des standards AHM 516/519

Le Manuel de gestion des aéroports (AHM) est une source définitive d'informations sur les dernières politiques et normes approuvées par l'industrie, couvrant tous les aspects des opérations aéroportuaires. En étant les seules normes approuvées par l'industrie pour l'exploitation des aéroports sûrs et efficaces, et la référence pour les dernières politiques de gestion du sol et les consignes de sécurité. En appliquant ces normes, l'exploitant bénéficie d'une performance de sécurité améliorée et un accès aux meilleures pratiques, examinées, discutées et approuvées par les autres professionnels du secteur des compagnies aériennes, des fournisseurs de services au sol et des fabricants.

L'AHM couvre une gamme de sujets assez riche, on va nous intéresser de plus près à la partie 516 (Manual Loadsheet) qui s'agit d'un manuel pour la feuille de chargement et la partie 519 (Balance Calculation Methods) qui regroupe toutes les méthodes de calcul du centrage. Dans un premier temps, on va présenter le chargement et son importance étant le soucis de tous les instants en aviation, ensuite, décrire les différentes méthodes de chargement et de centrage pour terminer avec les différentes étapes du développement de l'équation d'Index.

III.1. Programme de chargement :

III.1.1. Définition du programme de chargement :

Le programme de chargement est un moyen pour calculer et contrôler le poids et le centre de gravité au cours des opérations quotidiennes des aéronefs. Il permet d'assurer la conformité avec les limitations d'avion, les procédures de l'exploitant et les exigences régulières des opérations des aéronefs.

III.1.2. Importance du programme de chargement :

Un programme de chargement correctement conçu et utilisé, associé à des calculs de performance appropriés, garantit que l'équipage de conduite dispose des performances et des marges structurales nécessaires pour faire face à une situation d'urgence, entre autres :

- Assurer que les limites de poids et de centre de gravité certifiées ne sont pas dépassées ;
- Assurer que les limites de chargement ne sont pas dépassées :
 - Compartiments à bagages individuels ;
 - Totalité de l'avion.
- Fournit un poids précis et un centre de gravité pour la sélection correcte du réglage du stabilisateur horizontale au décollage ;
- Fournit une masse au décollage précise pour déterminer les vitesses de décollage (V_1 , V_R , V_2) et les performances requises ;
- Une capacité de manœuvre adéquate, capacité de manœuvre du facteur de charge de +2,5 g à -1 g avec les volets relevés ;
- Une marge de décrochage adéquate ;
- Des performances en montée et en distance de piste adéquates ;
- Des qualités de manipulation acceptables dans les axes de tangage et de lacet ;
- Vitesse de contrôle minimale acceptable en cas de vent de travers.

III.1.3. Composants principaux du programme de chargement :

Les programmes de chargement incluent généralement les deux composants principaux suivants :

- Feuille de chargement et message de chargement (Loadsheet and Loadmessage) ;
- Feuille de centrage (Balance and Trim Chart).

Les programmes de chargement peuvent également inclure un plan de chargement « instruction et rapport de chargement », ce document est plus communément utilisée avec les avions conteneurisés.

Il existe de nombreuses variantes et formats de présentation pour ces trois composants.

III.1.3.1. Feuille de chargement et message de chargement (Loadsheets and Loadmessage) :

Elle est utilisée pour s'assurer que les limites de poids ne sont pas dépassées pendant le chargement, pour calculer et vérifier les différentes masses liées à l'aéronef. Elle n'inclut pas le centrage.

Figure 3.1 : Feuille de chargement et message de chargement.

III.1.3.2. Feuille de centrage (Balance and Trim Chart) :

Elle est utilisée pour calculer et vérifier le centre de gravité de l'avion par rapport aux limites certifiées du centre de gravité pendant le fonctionnement et à diverses conditions de masses. Ce centre de gravité sera utilisé pour calculer le réglage du stabilisateur horizontal au décollage (qui peut être inclus dans la feuille).

De nombreux formats de la feuille de centrage existent comme les systèmes graphiques qui permettent de visualiser les effets de la charge, ou encore les systèmes numériques qui utilisent des tableaux dans lesquels des nombres sont ajoutés ou soustraits.

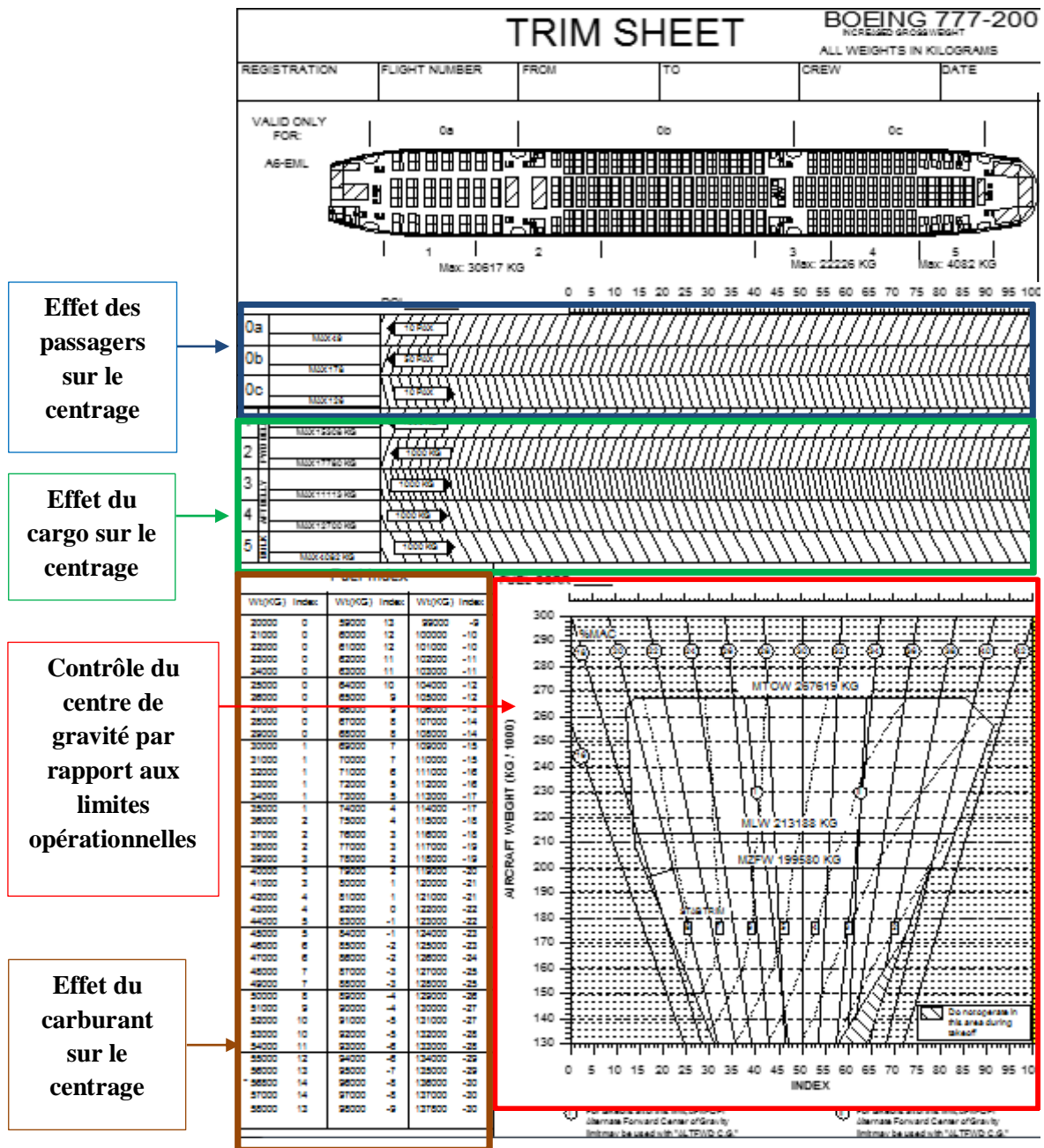


Figure 3.2 : Feuille de centrage. [4]

III.1.4. Plan de chargement « Instruction et rapport de chargement » :

Il est utilisé pour garantir que les limites de chargement de la cargaison ne sont pas dépassées et pour demander au personnel de chargement où charger les articles de cargaison. Il est principalement utilisé pour les avions conteneurisés. Il comporte :

- L’instruction de chargement : Ce sont des instructions données par le Load Planner à la personne responsable du chargement de l'aéronef (Load Controller).
- Le rapport de chargement : C’est l’instruction de chargement signée, avec les écarts enregistrés, et renvoyée au Load Planner pour que l’action soit exécutée.

Le document « Instruction et rapport de chargement » incluent généralement :

- Un aperçu de la disposition des soutes de l’avion ;
- Des instructions pour la charge de transit, le déchargement, le rechargement, la charge à bord ;
- L’enregistrement des écarts par rapport aux instructions d'origine ;
- Un résumé des charges spéciales ;
- Une représentation de toutes les positions de chargement ;
- La signature de la personne responsable du chargement ;


LOADING INSTRUCTIONS / REPORT				CPM	FLT NO.	A/C REGN	FROM	TO	DATE	PREPARED BY										
 <p>B 777-300</p>				This aircraft has been offloaded / loaded in accordance with instructions, including the deviations shown on the REPORT. All containers pallets and bulk load have been secured in accordance with Emirates regulations specified in Weight and Balance Manual.																
				Signature / Staff No. : _____ Loading Supvr / Ramp Agent Staff																
BULK HOLD 4082 kg				AFT HOLD (COMP. 3 & 4) MAX CUMULATIVE CAPACITY - 31,751 KG				FWB HOLD (COMP. 1 & 2) MAX CUMULATIVE CAPACITY - 40,823 KG												
ARRIVAL	51		52		COMPARTMENT 4				COMPARTMENT 3				COMPARTMENT 2				COMPARTMENT 1			
	44L 43L 42L 41L 36L 35L 34L 33L 32L 31L		43R 42R 34R 33R 32R 31R		44R 43R 42R 41R 36R 35R 34R 33R 32R 31R		28L 27L 26L 25L 24L 23L 22L 21L 14L 13L 12L 11L		25R 24R 23R 22R 21R 13R 12R 11R		28R 27R 26R 25R 24R 23R 22R 21R 14R 13R 12R 11R									
	DOOR		DOOR		DOOR		DOOR		DOOR		DOOR		DOOR		DOOR		DOOR			
DEPARTURE	51		52		COMPARTMENT 4				COMPARTMENT 3				COMPARTMENT 2				COMPARTMENT 1			
	44L 43L 42L 41L 36L 35L 34L 33L 32L 31L		43R 42R 34R 33R 32R 31R		44R 43R 42R 41R 36R 35R 34R 33R 32R 31R		28L 27L 26L 25L 24L 23L 22L 21L 14L 13L 12L 11L		25R 24R 23R 22R 21R 13R 12R 11R		28R 27R 26R 25R 24R 23R 22R 21R 14R 13R 12R 11R									
	DOOR		DOOR		DOOR		DOOR		DOOR		DOOR		DOOR		DOOR		DOOR		DOOR	
REPORT	51		52		COMPARTMENT 4				COMPARTMENT 3				COMPARTMENT 2				COMPARTMENT 1			
	44L 43L 42L 41L 36L 35L 34L 33L 32L 31L		43R 42R 34R 33R 32R 31R		44R 43R 42R 41R 36R 35R 34R 33R 32R 31R		28L 27L 26L 25L 24L 23L 22L 21L 14L 13L 12L 11L		25R 24R 23R 22R 21R 13R 12R 11R		28R 27R 26R 25R 24R 23R 22R 21R 14R 13R 12R 11R									
	DOOR		DOOR		DOOR		DOOR		DOOR		DOOR		DOOR		DOOR		DOOR		DOOR	
BULK HOLD (COMPARTMENT 5) MAXIMUM HOLD CAPACITY 4,082 KG DOOR DIMS: 81.78 CMS x 111.76 CMS (33.2" x 44.0") AREA MAX GROSS WT. KG MAX VOL. PER UNIT				AFT HOLD (COMPARTMENT 3 & 4) MAXIMUM CUMULATIVE CAPACITY - 31,751 KG ULD MAX GROSS WT. KG MAX VOL. PER UNIT				FWB HOLD (COMPARTMENT 1 & 2) MAXIMUM CUMULATIVE CAPACITY - 40,823 KG ULD MAX GROSS WT. KG MAX VOL. PER UNIT				TYPE CODES B - BAGGAGE followed by FUJ/VT N - No ULD at Position QTB - Quick Transfer (Short / Long) E - Equipment S - Rummage Transfer (Short / Long) L - Left C - Cargo R - Right M - Mail P - Pallet D - Crew Baggage U - ULS Container Q - Courier X - Empty ULD W - Cargo in security controlled ULD Y - Load for Transfer								
51 1,701 5.92 CU.M (209 CU.FT) 52 2,776 9.67 CU.M (341 CU.FT)				AKE 1,587 4.3 CU.M / 152 CU.FT ALF 3,174 8.7 CU.M / 307 CU.FT AMP 5,000 14.5 CU.M / 512 CU.FT PLA 3,174 7.1 CU.M / 250 CU.FT PAG/PAJ** 4,676 10.0 CU.M / 353 CU.FT PMC** 5,102 10.9 CU.M / 385 CU.FT **See Overleaf - Certified Pallet Weight on each Location				AKE 1,587 4.3 CU.M / 152 CU.FT ALF 3,174 8.7 CU.M / 307 CU.FT AMP 5,000 14.5 CU.M / 512 CU.FT PLA 3,174 7.1 CU.M / 250 CU.FT PAG/PAJ** 4,676 10.0 CU.M / 353 CU.FT PMC** 5,102 10.9 CU.M / 385 CU.FT **See Overleaf - Certified Pallet Weight on each Location												
ULD ALLOCATED FOR THE FLIGHT																				
TOTAL																				
Destination	Planned				Actual				Planned				Actual							
No. of ULDs	AKE	ALF	PLT	AMP	AKE	ALF	PLT	AMP	AKE	ALF	PLT	AMP	AKE	ALF	PLT	AMP				
Baggage																				
Cargo/Mail																				
Other Load																				
Empty																				
Total																				

Figure 3.3 : Instruction et rapport de chargement. [4]

Sur le manuel de vol de l'avion (AFM) et le manuel de masse et centrage (WBM), le centre de gravité est exprimé en termes de %MAC, ceci est représenté sur la figure ci-dessous :

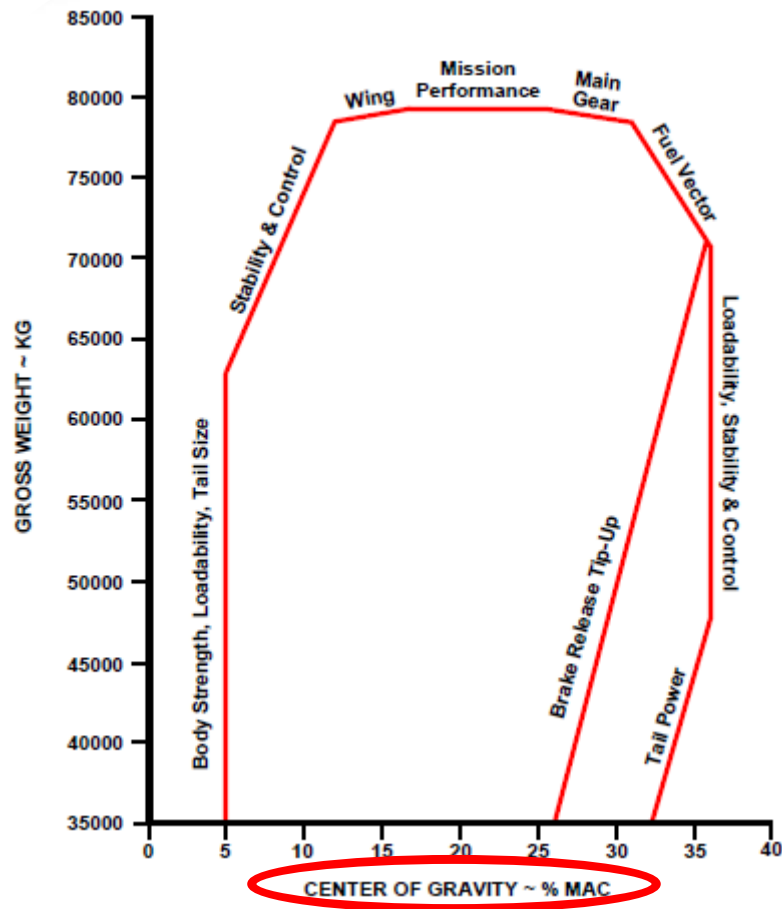


Figure 3.4 : Limites du centre de gravité.

Par contre sur la feuille de centrage (Balance and Trim Chart) illustré sur la figure 3.2, l'échelle du centre de gravité est en unité d'Index. Comment et pourquoi change-t-on l'échelle de %MAC en unité d'Index ?

III.2. Concept de l'Index :

Lors du chargement d'un avion, la sommation des moments est nécessaire pour déterminer avec précision le centre de gravité de l'avion chargé :

- Le moment dû au poids à vide de l'avion ;
- Changement de moment dû à tous les éléments chargés : Equipage de vol et de cabine, passagers, bagages à main, cargo, carburant, restauration, etc.

Une équation d'index est utilisée pour simplifier la présentation des données des moments sur le planning de chargement.

Pour convertir une échelle de % MAC en index, une équation d'index doit être développée.

On rappelle que le moment est calculé par l'équation suivante :

$$MOMENT = POIDS \times BA$$

III.2.1. Définition de l'Index :

L'index est un moment, dont l'ampleur est facile à ajouter et à soustraire en fonction d'une échelle qui est décalée de telle sorte que les valeurs de l'index sont généralement positives.

III.2.2. Méthode de l'Index :

L'utilisation de la méthode d'index au lieu de la méthode basique (Moments/MAC) nous permet de calculer les changements du centre de gravité de l'avion indépendamment du poids actuel de l'appareil et/ou la position du centre de gravité avant toute modification.

Les changements apportés à la position du centre de gravité de l'avion peuvent être attribuables aux facteurs suivants :

- Charger un poids donné à un endroit donné sur l'avion ;
- Mouvement ou déplacement d'une masse donnée en vol.

Cette capacité est nécessaire pour créer des systèmes de chargement manuels pratiques et efficaces.

La méthode d'index est basé sur le choix des variables et des constantes lors du développement de l'équation de l'index par le concepteur du programme de chargement, et sont spécifiques à ce programme de chargement seulement :

- Le « Balance Arm de Référence » ou ce qu'on appelle aussi le Bras de Levier de Référence à propos duquel les calculs des moments sont effectués pour créer une forme d'enveloppe du centre de gravité convenable à la feuille de centrage.

- Le « Moment Constant » sur lequel tous les moments sont divisés est choisi pour créer une échelle d'index appropriée (ex. de 0 à 100, ou de 100 à 1000).
- La « Constante de Référence » est une valeur à ajouter lors de la conversion de l'enveloppe du centre de gravité de %MAC à Index, ou lors de la détermination de l'index de base de l'avion. Il est choisi pour créer une échelle d'index constituée de valeurs positives uniquement.

III.2.3. Développement des Équations de l'Index :

En utilisant l'avion comme référence pour les calculs des moments, on aura de très grands nombres sur la feuille de chargement, et le graphe du CG sera incliné vers la droite. On rappelle que le moment est calculé par l'équation suivante : $Moment = Poids \times BA$.

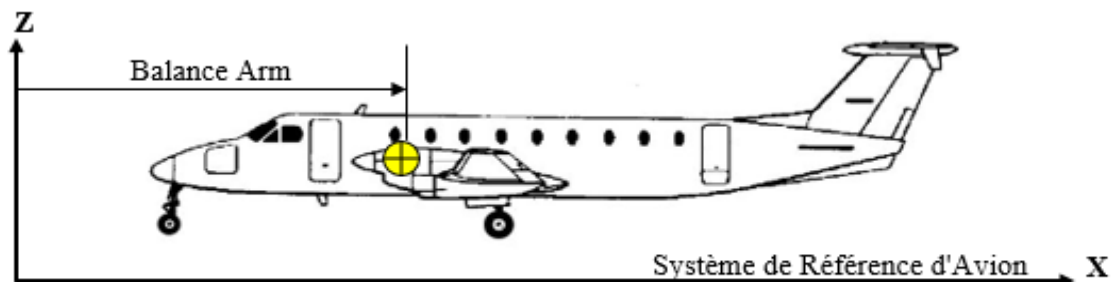


Figure 3.5 : Bras de Levier.

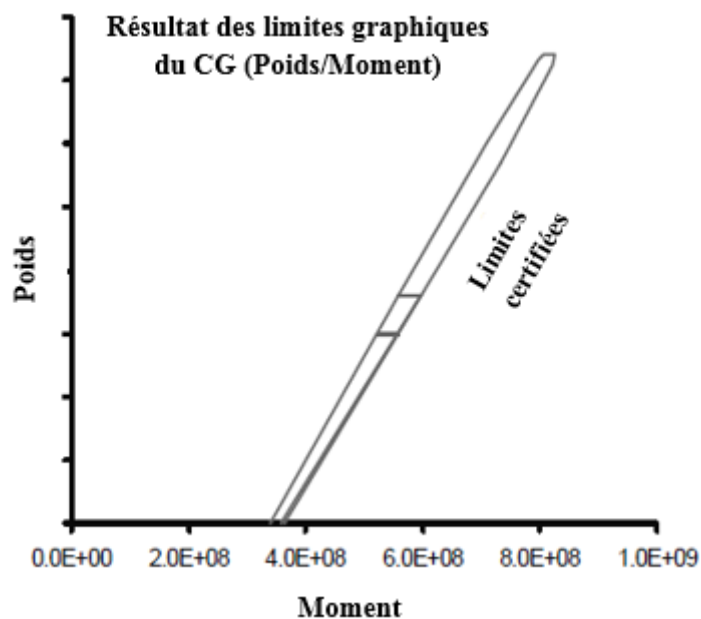


Figure 3.6 : Allure des limites graphiques du CG en (Poids/Moment).

On a aussi :

$$MOMENT = POIDS \times (BA - BA_{REF})$$

Avec :

$$(BA - BA_{REF}) = \Delta Arm$$

Cette étape va nous permettre de centrer et ouvrir l'enveloppe, mais il sera plus facile de travailler avec des valeurs plus petites que celles de l'échelle de la figure ci-dessous.

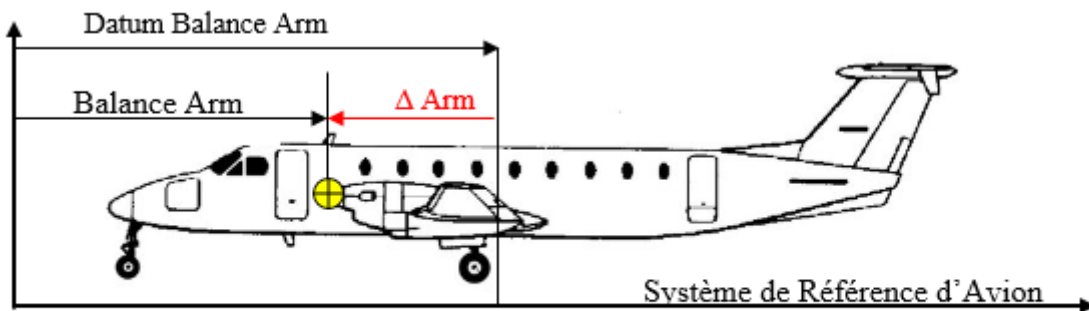


Figure 3.7 : Bras de Levier de Référence.

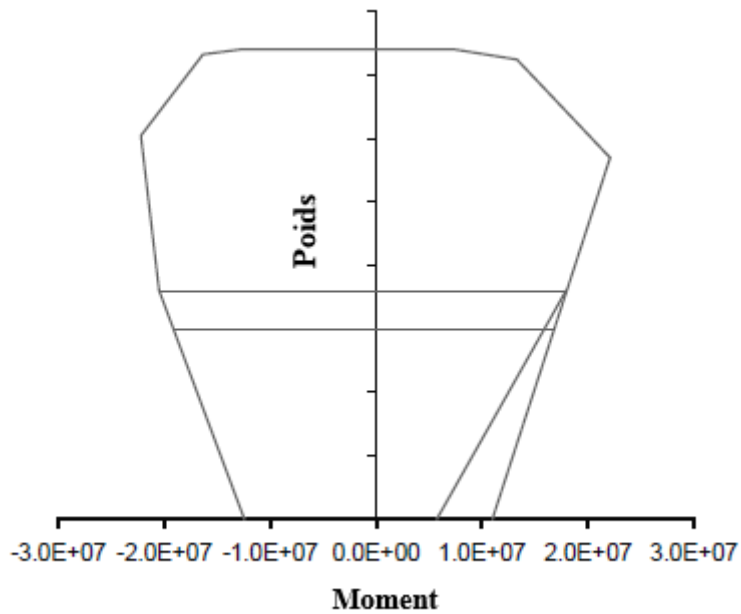


Figure 3.8 : Allure graphique des limites du CG après avoir introduire le BA_{REF} .

Alors pour avoir des nombres assez petits et plus gérables, on divise l'équation précédente par un moment constant :

$$INDEX = MOMENT / MOMENT CONSTANT$$

$$INDEX = POIDS \times (BA - BA_{REF}) / MOMENT CONSTANT$$

Cela donnera des nombres faciles à utiliser et à gérer en créant ce qu'on appelle « Equation d'Index », mais on a quand-même des valeurs négatives et on voudrait traiter que des nombres positifs pour faciliter la tâche.

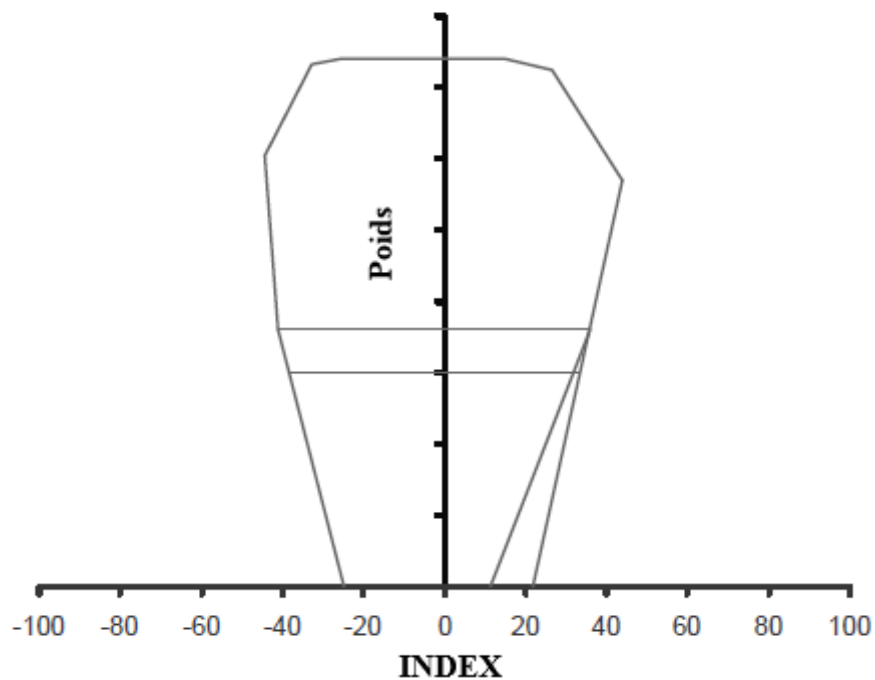


Figure 3.9 : Allure graphique des limites du CG après avoir introduire le Moment Cst.

Afin d'y remédier, on ajoute à l'équation de l'Index une autre constante de référence, ce qui donnera le résultat suivant :

$$INDEX = [POIDS \times (BA - BA_{REF}) / MOMENT CONSTANT] + CONSTANTE_{REF}$$

En ajoutant cette constante, le graphe du CG sera lisible facilement, avec des nombres raisonnables et positifs.

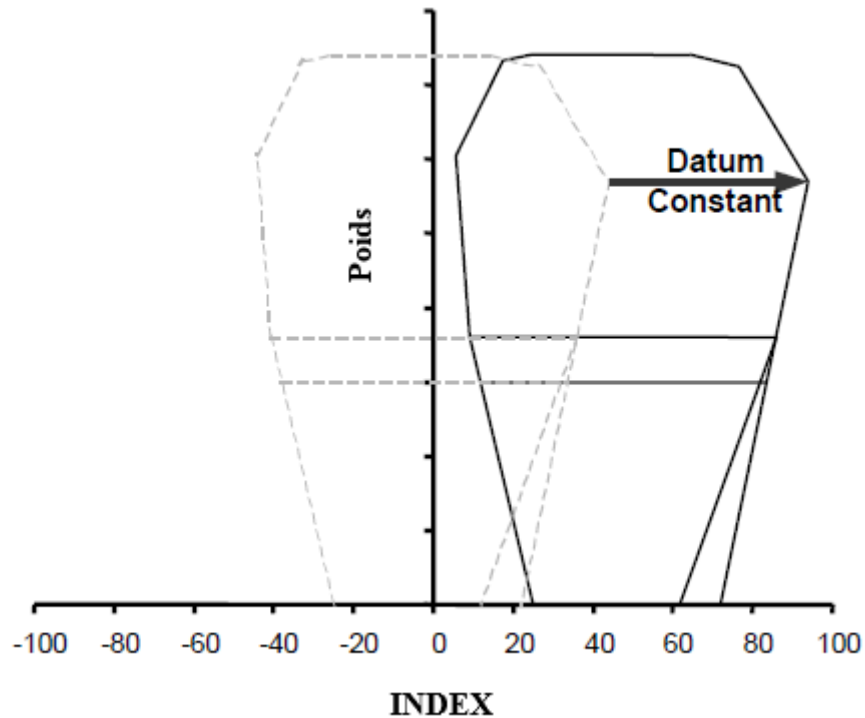


Figure 3.10 : Allure graphique des limites du CG après avoir introduire le Cste $_{REF}$.

Cette dernière étape fournit une forme pratique à utiliser dans une feuille de centrage :

$$Index = [Poids \times (BA - BA_{REF}) / Moment\ Constant] + Constante_{REF}$$

Cette forme de l'équation d'index n'est utilisée que pour calculer les valeurs absolues de l'index.

Généralement, les limites du centre de gravité et l'index de base de l'avion sont les seules valeurs qui doivent être déterminées à l'aide de cette forme d'équation.

NOTA :

Le changement d'index dû aux éléments chargés: Equipage de vol et de cabine, Passagers, Cargaison, Carburant, etc.) est calculé avec la forme suivante de l'équation d'index :

$$\Delta Index = Poids \times (BA - BA_{REF}) / Moment\ Constant$$

Aucune constante de référence n'est requise pour le calcul des valeurs du changement d'index $\Delta Index$ parce que la constante tombe hors calculs.

III.3. Types de programme de chargement :

Parmi les types de programme de chargement les plus courants, on distingue deux différents types de systèmes l'un est manuel qui regroupe la méthode de la barre d'alignement et de l'Index universel et l'autre est informatisé.

III.3.1. Systèmes manuels :**III.3.1.1. Barre d'alignement :**

Cette méthode est représentée par une addition et/ou soustraction mathématique des masses en utilisant la feuille de chargement, ainsi qu'une addition graphique des moments en utilisant la barre d'alignement pour déterminer le centre de gravité de l'avion. Elle permet d'effectuer une vérification graphique du TOW et ZFW pour s'assurer que les opérations sont à l'intérieur des limites certifiées du centre de gravité.

Ce système de papier est le plus couramment utilisé pour les petits avions à monocouloir.

Dans le cas de cette méthode, la feuille de chargement est définie par le format standard recommandé AHM 516, quant à la feuille de centrage est basée sur le format standard recommandé AHM 519 et le centrage est calculé à partir d'une barre d'alignement, son avantage est de nous permettre d'effectuer des vérifications graphiques sur les limitations opérationnelles de l'appareil.

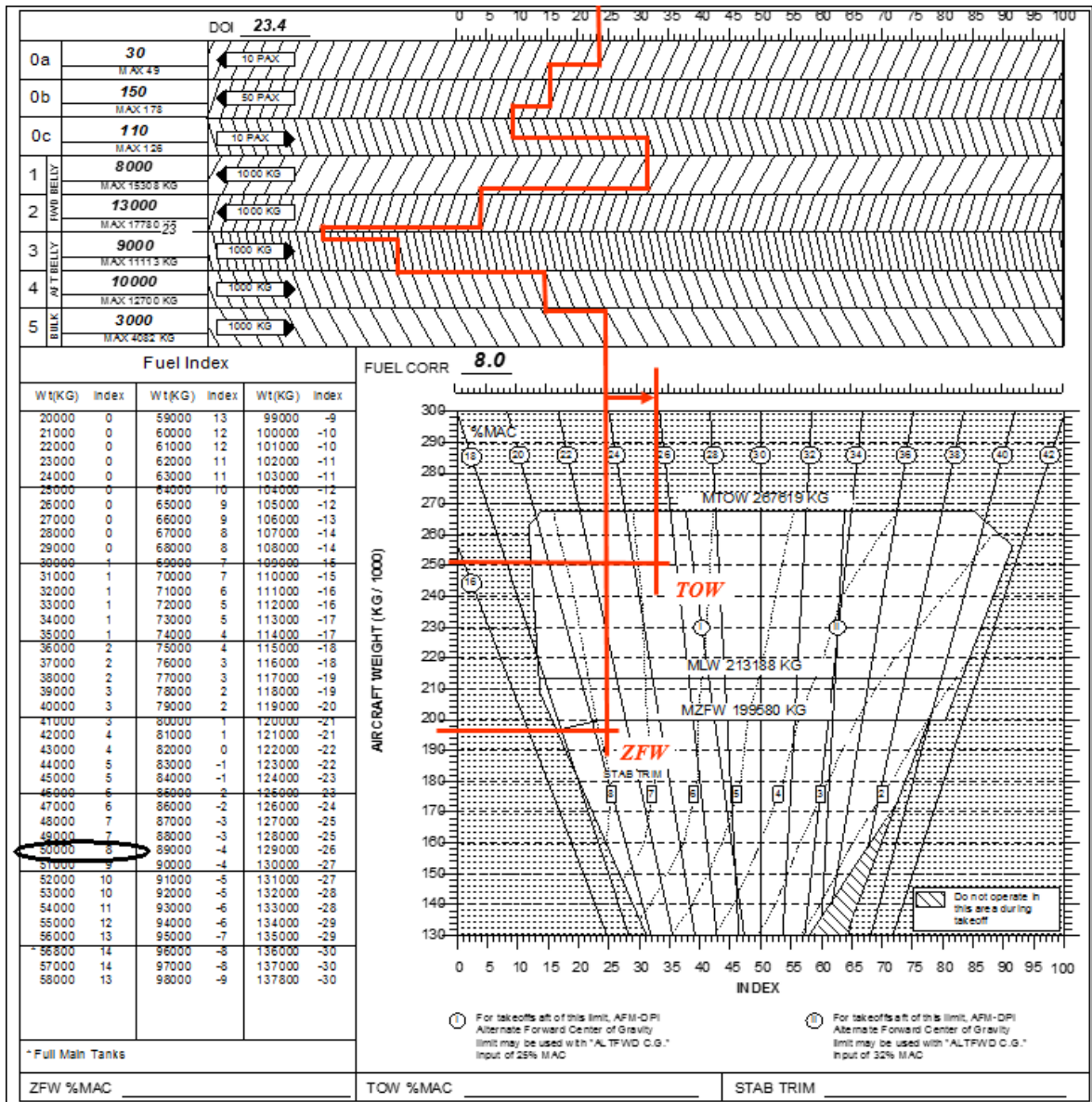
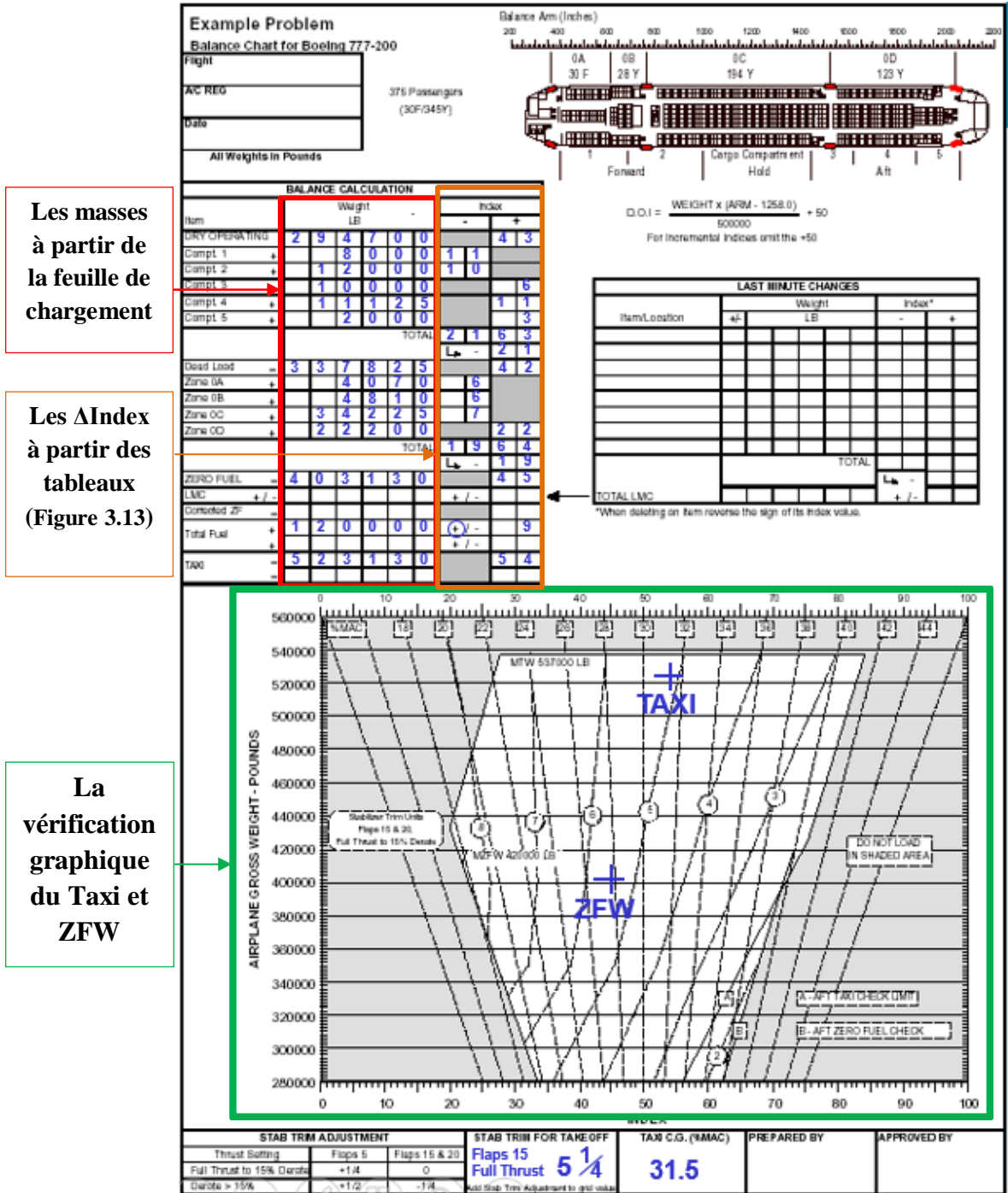


Figure 3.11 : Feuille de centrage remplie en utilisant la barre d'alignement.

III.3.1.2. Index universel :

Elle est représentée par une addition et/ou soustraction mathématique des masses en utilisant la feuille de chargement (généralement, elle a le même format d'une feuille de chargement de la méthode de la barre d'alignement) ainsi qu'une addition et/ou soustraction des Δ Index (moments) pour déterminer le centre de gravité de l'avion. Elle permet d'effectuer une vérification graphique du TOW et ZFW pour s'assurer que les opérations sont à l'intérieur des limites certifiées du centre de gravité.

Ce système de papier est le plus couramment utilisé pour les avions de ligne spécialement conçus pour le transport des passagers aussi bien pour les avions de gros tonnage destiné uniquement au transport de fret.



Les masses à partir de la feuille de chargement

Les ΔIndex à partir des tableaux (Figure 3.13)

La vérification graphique du Taxi et ZFW

Figure 3.12 : Feuille de centrage remplie en utilisant l'Index universel. [4]

Des tableaux distincts sont fournis pour déterminer les effets liés au chargement des passagers, du fret et du carburant sur le centrage de l'avion.

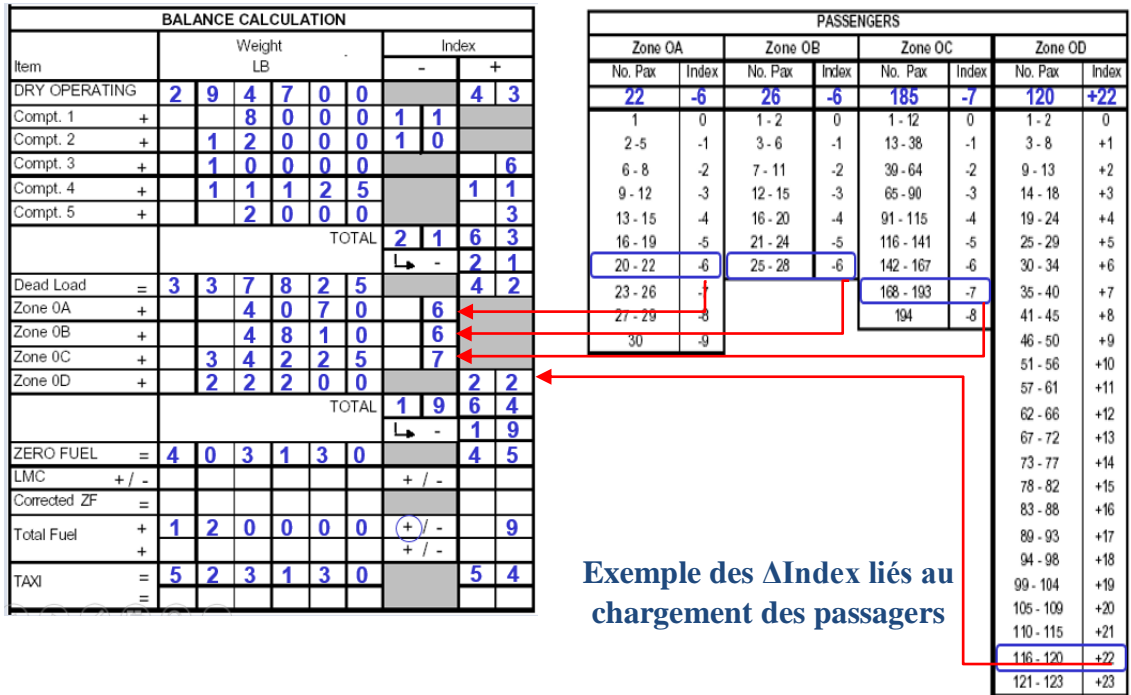


Figure 3.13 : Tableaux fournis avec la feuille de centrage. [4]

III.3.2. Systèmes informatisés :

La Loadsheet électronique est définie par le format standard recommandé AHM 517, cette de feuille de chargement est produite par une machine de traitement de données électroniques qui contient les calculs du chargement et de centrage.

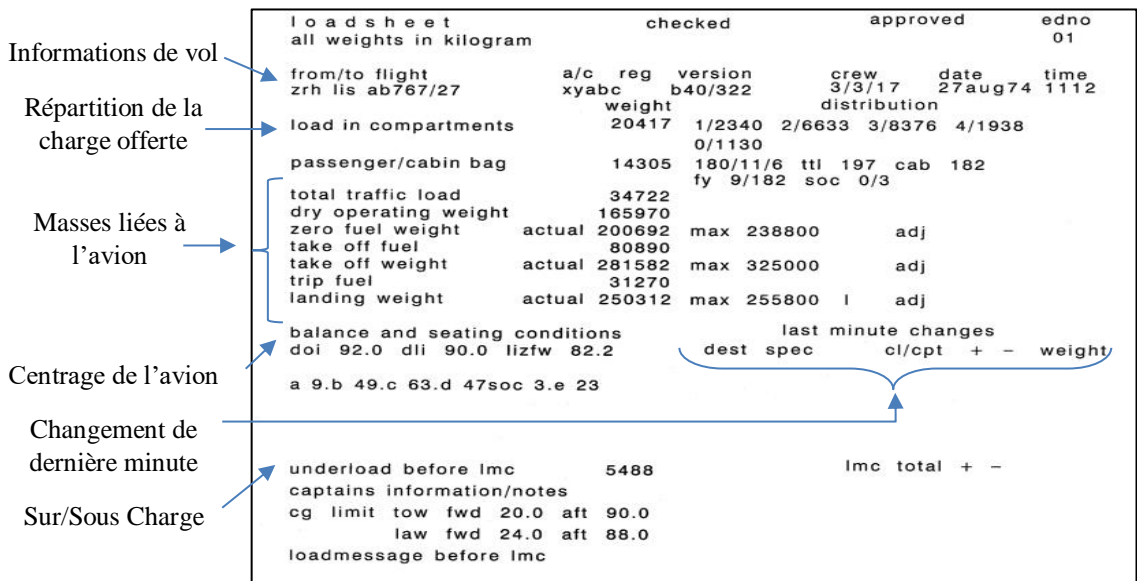


Figure 3.14 : Feuille de chargement électronique.

Chapitre IV

CONCEPTION ET PRÉSENTATION DE LA LOADSHEET GRAPHIQUE AHM 516/519 DU BE 1900D

“On donne généralement le nom de découverte à la connaissance d'un fait nouveau ; mais je pense que c'est l'idée qui se rattache au fait découvert qui constitue en réalité la découverte.”

Claude Bernard

Aperçu

1	Développement de l'Equation d'Index du BE 1900D.....	56
2	Définition des zones de passagers	70
3	Développement du profil du fuel	75
4	Développement du changement de dernière minute (LMC).....	78
5	Adaptation de la partie « Load Message » AHM519 à la configuration du BE 1900D.....	78
6	Comparaison entre la méthode basique et la méthode de l'index universel.....	79

Ce chapitre sera dédié à la présentation de la Loadsheet graphique conçue ainsi que toutes les étapes de réalisation.

Chapitre IV : Conception et Présentation de la Loadsheet graphique AHM 516/519 du BE 1900D

Pour des besoins d'uniformité et sécurité, le support documentaire du processus masse et centrage est uniformisé mondialement par les bonnes pratiques recommandées par l'IATA dans son manuel AHM « Aéroport Handling Manual ». La Loadsheet graphique est commandée par le modèle « Universal Index » présenté dans les rubriques AHM 516 « Manual Loadsheet » et 519 « Balance Calculation Methods ».

Le Beech 1900D du Tassili, utilise actuellement un fichier d'Excel accompagné de l'enveloppe certifié du poids et centrage en modèle : Moments/MAC, avec le recours à chaque fois au moment du carburant dans le manuel avion, la compagnie a exprimé le besoin d'améliorer la méthode de calcul du chargement et centrage lors de la préparation de ses vols afin de rendre meilleure les procédures actuelles, pour un gain de temps et d'efficacité et plus d'économie. Ce dernier chapitre va présenter toutes les étapes de l'étude suivies afin de concevoir une Loadsheet graphique conforme au format édicté par l'IATA dans l'AHM 516 et 519 qui permettra de déterminer la répartition des masses et la position du centre de gravité plus rapidement et donnera plus de flexibilité opérationnelle.

IV.1. Développement de l'Equation d'Index du BE 1900D :

Notre projet consiste à concevoir une feuille de centrage du BE 1900D de la compagnie Tassili Airlines, qui nous permet d'obtenir les performances, les qualités de vol et une mise en œuvre en toute sécurité comme décrite dans le manuel de vol, l'aéronef doit être utilisé à l'intérieur de la plage de centrage et de chargement indiquée.

L'exploitant doit s'assurer que quelle que soit la phase de l'exploitation, le chargement, la masse et le centrage de l'avion sont en conformité avec les limites spécifiées dans le manuel de vol approuvé (AFM), ou le manuel d'exploitation (MANEX Partie B).

- **Détermination de la masse de base d'un avion :**

Avant de livrer un aéronef, la masse à vide et son centrage sont déterminés. La pesée est reportée sur une fiche de pesée et sur un rapport de centrage. Cette dernière fait l'objet de la section VI qui définit la méthode de calcul du centrage et la liste des équipements approuvés sur cet avion, quant aux limites du centre de gravité sont déterminés à la section II consacrée aux Limitations. (Voir Annexe 01).

- **Limites de masses :**

Tableau 4.1 : Limites structurales.

Limitations	Masse (Lb)
Max Décollage (Take-Off)	17 120
Max Atterrissage (Landing)	16 765
Max Sans Carburant (ZeroFuel)	15 165
Masse de base opérationnelle	10 000

- **Limites du centre de gravité :**

Les informations suivantes nous assurent l'utilisation de notre BE 1900D à l'intérieur des limites de masse et de centrage autorisés.

- Station Référence :

La station ou plan de référence est un plan perpendiculaire à l'axe longitudinal de l'avion vers l'avant quand on regarde dans le sens du vol. L'axe longitudinal de l'avion est parallèle au-dessus d'une cale posée sur le dos du fuselage devant le plan fixe vertical. Quand la cale est à niveau, le plan de référence est vertical.

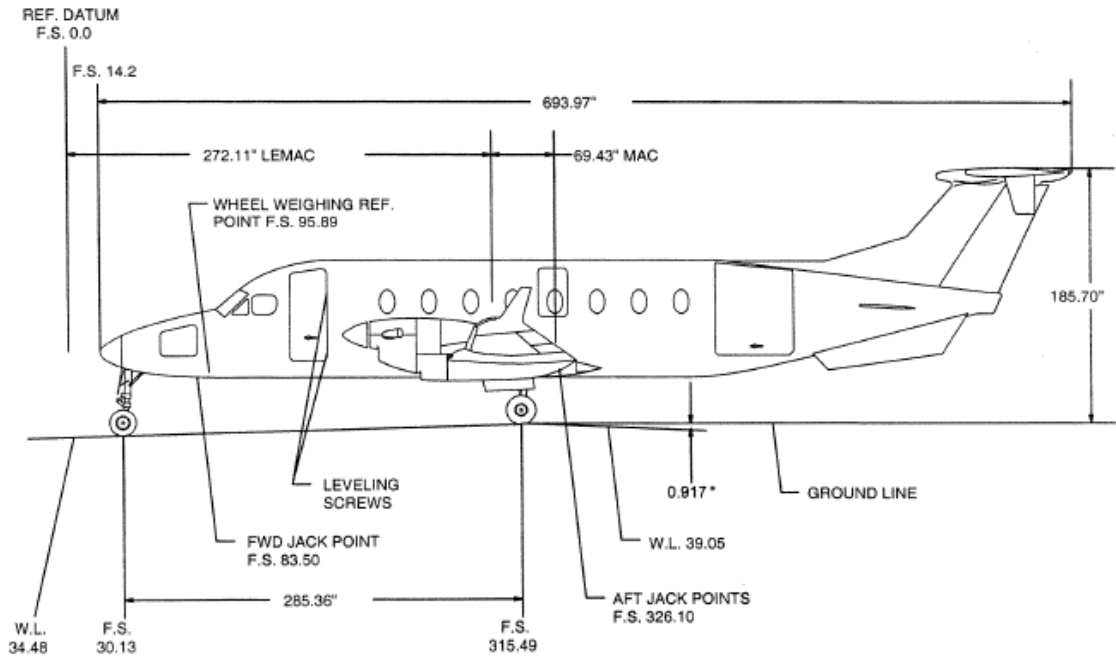


Figure 4.1 : Station Référence du BE 1900D

Le constructeur définit une limite de centrage avant qui garantit une maniabilité suffisante dans toutes les configurations de vol.

- Limites Avant du CG :

283.0 Pouces (718.8 cm) en arrière de la station de référence à la masse 17 120 Livres (7765 Kg), avec une variation en ligne droite vers 274.5 Pouces (697.2 cm) en arrière de la station de référence à une masse égale à 11 600 Livres (5262 Kg).

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

- Limites Arrière du CG :

Tableau 4.2 : Limites Arrière du CG.

Décollage, Montée et Atterrissage	299.9 Pouces (761.8 cm) en arrière de la station de référence pour toutes les masses.
Croisière (En vol) et Approche	303.0 Pouces (769.6 cm) en arrière de la station de référence pour les masses : à partir de 17 120 Livres jusqu'à 12 313 Livres. 299.9 Pouces (761.8 cm) en arrière de la station de référence pour les masses égales et inférieures à 12 312 Livres.

- **Rapport masse et centrage :**

La masse à vide et le centrage correspondant sont établis avant la livraison de l'avion. Ces données sont utilisées en premier dans le rapport de masse et centrage. Chaque changement dans les équipements fixes, et toutes les réparations de l'avion affectant la masse à vide ou le centrage doivent être enregistrées à la suite dans le rapport de masse et centrage. Pour le calcul de la masse en vol et du centrage correspondant, la masse à vide et le centrage à jour sur le rapport de masse et centrage, doivent toujours être utilisés.

- Exemple (Voir Annexe 01).

REMARQUE : Après un changement d'équipement, une nouvelle masse à vide et le centrage correspondant doivent être déterminés par calcul ou pesée. Après chaque réparation, peinture, la masse à vide doit être déterminée par une nouvelle pesée.

NOTA : Le Beech 1900D est standardisé en Livres (Lb), tous les calculs effectués sont en unités de mesure anglo-saxonnes ; c'est-à-dire :

- Les longueurs : en Pouce (Inch) équivalent à 2.54 cm, symbole (in) ou (") ;
- Les masses : en Livre (Pound) équivalent à 0,453592 Kg, symbole (Lb) ;
- Les volumes : en Gallon équivalent à 3.7854 L, symbole (Gal).

IV.1.1. Choix des coefficients de la formule d'Index :

- **Station de référence (B_{REF}) :**

A partir de la fiche de pesée du manuel de vol du BE 1900D, on a :

- ✓ Masse de base opérationnelle de l'avion égale à 10 000 Lb ;
- ✓ Station de référence du constructeur égale à 288.25" ;
- ✓ Basic Index par rapport à la station de réf de base =288.25" est de 96.5.

Pour déterminer la position la plus convenable du nouveau B_{REF} qui va nous permettre d'élargir l'enveloppe du centre de gravité, on a pris en considération les limites avant et arrière du CG. qui sont 274.5" et 299.9" et on a opté pour $B_{REF} = 290$, pour diminuer le

bras de levier et assurer un centrage qui tend vers l'arrière afin d'avoir plus de maniabilité) et réduire la consommation du carburant (Politique de la compagnie).

A titre d'exemple, on calcule ci-dessous les moments de quelques masses de l'avion en question :

On rappelle que : $MOMENT = POIDS \times (BA - BA_{REF})$

Et : que les limitations de masse ainsi que leur Bras de Levier (Avant et Arrière) sont déjà présentées sur le Tableau 4.1. et 4.2.

Commençant par la Masse de base de l'avion (Basic Weight) = 10 000 Lb, limite Avant du CG. = 274.5" et limite Arrière du CG. = 299.9".

$$\text{Min Moment}_{\text{masse de base}} = 10\,000 \times (274.5 - 290) = -155\,000 \text{ Lb} - \text{In} ;$$

$$\text{Max Moment}_{\text{masse de base}} = 10\,000 \times (299.9 - 290) = +99\,000 \text{ Lb} - \text{In}.$$

Ensuite, on enchaîne les limitations de masse comme suit :

MTOW :

$$\text{Min Moment}_{\text{masse max décollage}} = 17\,120 \times (283.0 - 290) = -119\,840 \text{ Lb} - \text{In} ;$$

$$\text{Max Moment}_{\text{masse max décollage}} = 17\,120 \times (299.9 - 290) = +169\,488 \text{ Lb} - \text{In}.$$

MLW :

$$\text{Min Moment}_{\text{masse max atterrissage}} = 16\,765 \times (286.6 - 290) = -57\,001 \text{ Lb} - \text{In} ;$$

$$\text{Max Moment}_{\text{masse max atterrissage}} = 16\,765 \times (299.9 - 290) = +165\,973 \text{ Lb} - \text{In}.$$

MZFW :

$$\text{Min Moment}_{\text{masse max sans carburant}} = 15\,165 \times (280.0 - 290) = -151\,650 \text{ Lb} - \text{In} ;$$

$$\text{Max Moment}_{\text{masse max sans carburant}} = 15\,165 \times (299.9 - 290) = +150\,133 \text{ Lb} - \text{In}.$$

$$\boxed{BA_{REF} = 290''} \dots\dots\dots (*)$$

- **Moment Constant (C) :**

Après avoir déterminé le BA_{REF} , cette étape va nous permettre de centrer et ouvrir l'enveloppe, mais il sera plus facile pour nous de travailler avec des valeurs plus petites que celles calculées dans le paragraphe précédent.

Alors pour avoir des nombres assez petits et plus gérables, on divise sur le moment constant, pour cela on va diviser sur 10 000, ensuite 7000 et en dernier 5000 afin d'avoir le moment constant qui va nous permettre d'avoir la largeur appropriée de l'enveloppe et qui fournit des index ne dépassant pas les 100.

On rappelle que :

$$INDEX = MOMENT / MOMENT CONSTANT$$

$$INDEX = POIDS \times (BA - BA_{REF}) / MOMENT CONSTANT$$

- 1^{er} cas : $C = 10\,000$;

$$\text{Min Index}_{\text{masse de base}} = 10\,000 \times (274.5 - 290) / 10\,000 = -15.50 ;$$

$$\text{Max Index}_{\text{masse de base}} = 10\,000 \times (299.9 - 290) / 10\,000 = +9.90 ;$$

$$\text{Min Index}_{\text{masse max décollage}} = 17\,120 \times (283.0 - 290) / 10\,000 = -11.98 ;$$

$$\text{Max Index}_{\text{masse max décollage}} = 17\,120 \times (299.9 - 290) / 10\,000 = +16.94 ;$$

$$\text{Min Index}_{\text{masse max atterrissage}} = 16\,765 \times (286.6 - 290) / 10\,000 = -5.70 ;$$

$$\text{Max Index}_{\text{masse max atterrissage}} = 16\,765 \times (299.9 - 290) / 10\,000 = +16.59 ;$$

$$\text{Min Index}_{\text{masse max sans carburant}} = 15\,165 \times (280.0 - 290) / 10\,000 = -15.16 ;$$

$$\text{Max Index}_{\text{masse max sans carburant}} = 15\,165 \times (299.9 - 290) / 10\,000 = +15.01.$$

- 2^e cas : $C = 7000$;

$$\text{Min Index}_{\text{masse de base}} = 10\,000 \times (274.5 - 290) / 7000 = -22.4 ;$$

$$\text{Max Index}_{\text{masse de base}} = 10\,000 \times (299.9 - 290) / 7000 = +14.14 ;$$

$$\text{Min Index}_{\text{masse max décollage}} = 17\,120 \times (283.0 - 290) / 7000 = -17.12 ;$$

$$\text{Max Index}_{\text{masse max décollage}} = 17\,120 \times (299.9 - 290) / 7000 = +24.21 ;$$

$$\text{Min Index}_{\text{masse max atterrissage}} = 16\,765 \times (286.6 - 290) / 7000 = - 8.14 ;$$

$$\text{Max Index}_{\text{masse max atterrissage}} = 16\,765 \times (299.9 - 290) / 7000 = +23.71 ;$$

$$\text{Min Index}_{\text{masse max sans carburant}} = 15\,165 \times (280.0 - 290) / 7000 = - 21.66 ;$$

$$\text{Max Index}_{\text{masse max sans carburant}} = 15\,165 \times (299.9 - 290) / 7000 = +21.44.$$

- 3^e cas : C = 5000 ;

$$\text{Min Index}_{\text{masse de base}} = 10\,000 \times (274.5 - 290) / 5000 = -31 ;$$

$$\text{Max Index}_{\text{masse de base}} = 10\,000 \times (299.9 - 290) / 5000 = +19.8 ;$$

$$\text{Min Index}_{\text{masse max décollage}} = 17\,120 \times (283.0 - 290) / 5000 = - 23.96 ;$$

$$\text{Max Index}_{\text{masse max décollage}} = 17\,120 \times (299.9 - 290) / 5000 = +33.89 ;$$

$$\text{Min Index}_{\text{masse max atterrissage}} = 16\,765 \times (286.6 - 290) / 5000 = -11.40 ;$$

$$\text{Max Index}_{\text{masse max atterrissage}} = 16\,765 \times (299.9 - 290) / 5000 = +33.19 ;$$

$$\text{Min Index}_{\text{masse max sans carburant}} = 15\,165 \times (280.0 - 290) / 5000 = - 30.33 ;$$

$$\text{Max Index}_{\text{masse max sans carburant}} = 15\,165 \times (299.9 - 290) / 5000 = +30.02.$$

On constate qu'en utilisant 10 000 la différence entre l'index maximal (arrière) et l'index minimal (avant) est trop petite ce qui fait que l'enveloppe n'aura pas la largeur voulue elle sera trop étroite, ensuite lorsque on a utilisé 7000 la différence entre la valeur maximale et minimale de l'index a augmenté c'est-à-dire la largeur de l'enveloppe est plus abordable. Enfin, en utilisant 5000 les valeurs obtenues sont trop grandes du coup sa donnera une enveloppe très large avec index maximal qui dépasse les 100 lorsque on rajoute la dernière constante de l'équation.

C'est pour cela, qu'on a choisi la valeur de 7000 car l'utilisation de ce moment constant, fournit des valeurs qui sont négatives et positives et assez gérables lorsque on effectue les calculs. Et aussi une enveloppe du CG. avec une largeur convenable.

$$\boxed{\text{MOMENT CONSTANT} = 7000} \dots\dots\dots (**)$$

Jusque là, cette formule va nous permettre de calculer le changement d'index dû aux éléments chargés: (Equipage de vol et de cabine, Passagers, Cargaison, Carburant...), qui est de la forme suivante :

$$\Delta Index = Poids \times (BA - BA_{REF}) / Moment\ Constant$$

$$\Leftrightarrow \Delta Index = Poids \times (BA - 290) / 7000$$

- **Constante de Référence (K) :**

Afin de calculer les valeurs absolues de l'index telles que les limites du centre de gravité et l'index de base de l'avion, une constante doit être rajouter à la formule précédente pour éliminer toutes les valeurs négatives ; appelée : « Constante _{REF} ».

Cette dernière va nous permettre de convertir l'enveloppe certifiée du centre de gravité en formule « Moment / MAC » en « Poids / Index », pour cela notre échelle d'Index doit avoir un maximum de 100 et au minimum une cinquantaine de marche pour que le graphe soit clair et aérer et les %MAC ainsi que la position du CG. sont identifier facilement. L'équation va prendre la forme suivante qui est :

$$Index = [Poids \times (BA - BA_{REF}) / Moment\ Constant] + Constante_{REF}$$

Pour vérifier cela, on a calculé les Index des limites du CG. défini dans le diagramme de masse et centrage du manuel de vol (Voir Annexe 03) pour un K égale à 100, 70 et 0.

- 1^{er} cas : C = 100 ;

$$\text{Min Index}_{\text{masse de base}} = [10\ 000 \times (274.5 - 290) / 7000] + 100 = 77.46 ;$$

$$\text{Max Index}_{\text{masse de base}} = [10\ 000 \times (299.9 - 290) / 7000] + 100 = 114.14 ;$$

$$\text{Min Index}_{\text{masse max décollage}} = [17\ 120 \times (283.0 - 290) / 7000] + 100 = 82.88 ;$$

$$\text{Max Index}_{\text{masse max décollage}} = [17\ 120 \times (299.9 - 290) / 7000] + 100 = 124.21 ;$$

$$\text{Min Index}_{\text{masse max atterrissage}} = [16\ 765 \times (286.6 - 290) / 7000] + 100 = 91.86 ;$$

$$\text{Max Index}_{\text{masse max atterrissage}} = [16\ 765 \times (299.9 - 290) / 7000] + 100 = 123.71 ;$$

$$\text{Min Index}_{\text{masse max sans carburant}} = [15\ 165 \times (280.0 - 290) / 7000] + 100 = 78.34 ;$$

$$\text{Max Index}_{\text{masse max sans carburant}} = [15\ 165 \times (299.9 - 290) / 7000] + 100 = 121.44.$$

- 2° cas : $C = 70$;

$$\text{Min Index}_{\text{masse de base}} = [10\,000 \times (274.5 - 290) / 7000] + 70 = 47.6 ;$$

$$\text{Max Index}_{\text{masse de base}} = [10\,000 \times (299.9 - 290) / 7000] + 70 = 84.14 ;$$

$$\text{Min Index}_{\text{masse max décollage}} = [17\,120 \times (283.0 - 290) / 7000] + 70 = 52.88 ;$$

$$\text{Max Index}_{\text{masse max décollage}} = [17\,120 \times (299.9 - 290) / 7000] + 70 = 94.21 ;$$

$$\text{Min Index}_{\text{masse max atterrissage}} = [16\,765 \times (286.6 - 290) / 7000] + 70 = 61.86 ;$$

$$\text{Max Index}_{\text{masse max atterrissage}} = [16\,765 \times (299.9 - 290) / 7000] + 70 = 93.71 ;$$

$$\text{Min Index}_{\text{masse max sans carburant}} = [15\,165 \times (280.0 - 290) / 7000] + 70 = 48.34 ;$$

$$\text{Max Index}_{\text{masse max sans carburant}} = [15\,165 \times (299.9 - 290) / 7000] + 70 = 91.44.$$

- 3° cas : $C = 50$;

$$\text{Min Index}_{\text{masse de base}} = [10\,000 \times (274.5 - 290) / 7000] + 50 = 27.85 ;$$

$$\text{Max Index}_{\text{masse de base}} = [10\,000 \times (299.9 - 290) / 7000] + 50 = 64.14 ;$$

$$\text{Min Index}_{\text{masse max décollage}} = [17\,120 \times (283.0 - 290) / 7000] + 50 = 32.88 ;$$

$$\text{Max Index}_{\text{masse max décollage}} = [17\,120 \times (299.9 - 290) / 7000] + 50 = 74.21 ;$$

$$\text{Min Index}_{\text{masse max atterrissage}} = [16\,765 \times (286.6 - 290) / 7000] + 50 = 41.86 ;$$

$$\text{Max Index}_{\text{masse max atterrissage}} = [16\,765 \times (299.9 - 290) / 7000] + 50 = 73.71 ;$$

$$\text{Min Index}_{\text{masse max sans carburant}} = [15\,165 \times (280.0 - 290) / 7000] + 50 = 28.34 ;$$

$$\text{Max Index}_{\text{masse max sans carburant}} = [15\,165 \times (299.9 - 290) / 7000] + 50 = 71.44.$$

D'après les résultats, pour un $K = 100$ les valeurs d'index sont trop grandes et dépassent 100 par contre pour un $K = 70$ ou 50 on remarque que les valeurs ne dépassent pas la limite de 100 sur l'échelle d'index. Pour le choix final, on va opter pour un $K = 50$ afin d'avoir l'allure graphique de l'enveloppe du CG. adaptée.

Finalement, le point supérieur à une masse égale à 17 120 Lb avec limite Avant du CG. égale à 299.9" et limite Arrière du CG. = 303.0".

Avant : $\text{Index} = [17\ 120 \times (299.9 - 290) / 7000] + 50 = 74.2$;

Arrière : $\text{Index} = [17\ 120 \times (303.0 - 290) / 7000] + 50 = 81.8$.

Sur le diagramme de masse et centrage, l'échelle des Bras de Levier de l'enveloppe du CG. est de 274.5" à 299.9", donc pour vérifier si on a fait le bon choix et si cela va nous permettre d'avoir vraiment l'allure voulue de l'enveloppe opérationnelle, on a calculé la différence entre l'index du point en amont à la masse 11 600 Lb et celui du point en aval à la masse 17 120 Lb.

On calcule l'index du premier point en amont à une masse égale à 11 600 Lb avec limite Avant du CG. égale à 274.5".

Avant : $\text{Min Index de l'enveloppe} = [11\ 600 \times (274.5 - 290) / 7000] + 50 = 24.3$;

Et : le dernier point en aval à une masse égale à 17 120 Lb avec limite Arrière du CG. égale à 299.9".

Arrière : $\text{Max Index de l'enveloppe} = [17\ 120 \times (299.9 - 290) / 7000] + 50 = 74.2$;

$\text{Différence} = 74.2 - 24.3 = 49.9 \approx 50$.

On peut dire alors qu'on a une marge assez large entre la limite avant et la limite arrière, ce qui va aider à déterminer clairement la position du CG.

$$\boxed{\text{CONSTANTE DE RÉFÉRENCE} = 50} \dots\dots\dots (***)$$

En introduisant les trois coefficients (*), (**) et (***) à la formule d'index développée en chapitre III, on aura la forme définitive de l'équation :

$$\text{Index} = [\text{Poids} \times (\text{BA} - 290) / 7000] + 50$$

IV.1.2. Conversion de l'enveloppe certifiée du poids et centrage en formule « Moments/MAC » en « Poids/Index » :

L'enveloppe opérationnelle du centre de gravité de l'avion est représentée avec une échelle de poids (en Livres) en fonction des index sur l'axe des abscisses d'en bas et d'en haut des %MAC.

On a vu précédemment dans le chapitre II, la formule du centre de gravité lorsque il est exprimé en %MAC :

$$\%MAC = [(BA - LEMAC) / MAC] \times 100 \dots\dots\dots (1)$$

Et dans le chapitre III, on a développé l'équation d'Index avec la forme suivante :

$$Index = [Poids \times (BA - BA_{REF}) / Moment\ Constant] + Constante_{REF} \dots (2)$$

Pour qu'on puisse calculer les %MAC relatifs à chaque valeur d'index, ceci n'est pas possible avec la formule (1), car il nous faut une forme d'équation qui regroupe à la fois le %MAC et l'Index. Afin d'y remédier on a écrit la formule (2) en fonction de la (1) et ça a donné le résultat ci-dessous :

A partir de (1) : $\%MAC \times MAC_{Length} = (BA - LEMAC) \times 100\%$

$$\%MAC \times MAC_{Length} = BA \times 100\% - LEMAC \times 100\%$$

$$BA \times 100\% = \%MAC \times MAC_{Length} + LEMAC \times 100\%$$

$$BA = (\%MAC \times MAC_{Length}) / 100\% + (LEMAC \times 100\%) / 100\%$$

$$BA = (\%MAC \times MAC_{Length}) / 100\% + LEMAC \dots \dots \dots (a)$$

On rappelle la formule d'Index : $Index = [Poids \times (BA - BA_{REF}) / C] + K \dots (2)$

On remplace (a) dans (2) :

$$Index = [Poids \times [(\%MAC \times MAC_{Length}) / 100\% + LEMAC - BA_{REF}]] / C + K$$

$$Index = \frac{Poids \times [(\%MAC \times MAC_{Length}) / 100\% - (BA_{REF} - LEMAC) \times (100\% / MAC_{Length}) \times (MAC_{Length} \times 100\%)]}{C} + K$$

On constate que : $(BA_{REF} - LEMAC) \times (100\% / MAC_{Length}) = \%REF$

$$Index = \frac{Poids \times [\%MAC \times (MAC_{Length} / 100\%) - \%REF \times (MAC_{Length} \times 100\%)]}{C} + K$$

$$Index = \frac{Poids \times [(MAC_{Length} / 100\%) \times (\%MAC - \%REF)]}{C} + K \dots \dots \dots (3)$$

Cette forme d'équation de l'Index est utilisée pour convertir les moments calculés en (1).

Pour commencer, on doit calculer le %REF autrement dit la valeur de %MAC de référence qui correspond au BA_{REF}.

On rappelle que notre équation d'Index pour tracer l'enveloppe opérationnelle du centre de gravité de l'avion est : $Index = [Poids \times (BA - 290) / 7000] + 50$

Ce qui fait que le : $BA_{REF} = 290$; $C = 7000$; $K = 50$;

Et : $LEMAC = 272.11$;

$MAC_{Length} = 69.43$;

Avec : $\%REF = [(BA_{REF} - LEMAC) / MAC_{Length}] \times 100\% \dots \dots \dots (1)$

$\%REF = [(290 - 272.11) / 69.43] \times 100\%$

$\Rightarrow \%REF = 25.76 \%$

Ce dernier va nous servir à déterminer les index relatifs à toutes les valeurs possibles du %MAC, pour qu'on puisse tracer sur l'enveloppe du CG les droites qui relient l'échelle des %MAC avec celle des Index. Mais, les droites ne sont pas forcément verticale, sa se peut que les lignes aient des pentes, pour le savoir on doit calculer l'index de chacun avec la masse de basse de l'appareil puis avec la masse maximale qu'on puisse embarquer à bord.

Sachant que : Masse de base = 10 000 Lb ; Et : Masse Maximale = 18 000 Lb ;

Ci-dessous quelques exemples de calculs qu'on a effectué pour les MAC = 26, 28, 24,18,34...

MAC = 26%:

$$I = 10\,000 \times [(26\% - 25.76\%) \times (69.43 / 100)] / 7000 + 50 = 50.2 \approx 50$$

$$I = 18\,000 \times [(26\% - 25.76\%) \times (69.43 / 100)] / 7000 + 50 = 50.4 \approx 50$$

➔ Pour un MAC = 26% la droite est verticale ; index = K.

MAC = 24%:

$$I = 10\,000 \times [(24\% - 25.76\%) \times (69.43 / 100)] / 7000 + 50 = 48.2 \approx 48$$

$$I = 18\,000 \times [(24\% - 25.76\%) \times (69.43 / 100)] / 7000 + 50 = 46.8 \approx 46$$

MAC = 18%:

$$I = 10\,000 \times [(18\% - 25.76\%) \times (69.43 / 100)] / 7000 + 50 = 42.3 \approx 42$$

$$I = 18\,000 \times [(18\% - 25.76\%) \times (69.43 / 100)] / 7000 + 50 = 36.1 \approx 36$$

MAC = 34%:

$$I = 10\,000 \times [(34\% - 25.76\%) \times (69.43 / 100)] / 7000 + 50 = 58.1 \approx 58$$

$$I = 18\,000 \times [(34\% - 25.76\%) \times (69.43 / 100)] / 7000 + 50 = 64.7 \approx 64$$

IV.1.3. Schématisation graphique de l'enveloppe opérationnelle :

L'enveloppe opérationnelle est une représentation graphique des limites structurelles et opérationnelles. Elle est exprimée par des poids en fonction du %MAC et en Index.

Les index des limites avant et arrière de la dite enveloppe qu'on a calculé précédemment sont répertoriés dans les tableaux suivants :

Tableau 4.3 : Limites Avant de l'enveloppe opérationnelle du CG.

Avant		
Applicabilité	Poids (Lb)	Index
Décollage	10 000	27.9
	11 600	24.3
	15 165	28.3
	16 100	30.2
	17 120	32.9
En vol	10 000	27.9
	11 600	24.3
	15 165	28.3
	16 100	30.2
	17 120	32.9
Atterrissage	10 000	27.9
	11 600	24.3
	15 165	28.3
	16 100	30.2
	16 765	41.9
Sans Carburant	10 000	27.9
	11 600	24.3
	15 165	28.3

Tableau 4.4 : Limites Arrière de l'enveloppe opérationnelle du CG.

Arrière		
Applicabilité	Poids (Lb)	Index
Décollage	10 000	64.1
	15 165	71.4
	16 765	73.7
	17 120	74.2
En vol	10 000	64.1
	11 600	66.4
	12 313	72.9
	15 165	71.4
	16 100	72.8
	16 765	73.7
	17 120	81.8
Atterrissage	10 000	64.1
	11 600	66.4
	15 165	71.4
	16 100	72.8
	16 765	73.7
Sans Carburant	10 000	64.1
	11 600	66.4
	15 165	71.4

On introduit les résultats sur MATLAB ; et on aura :

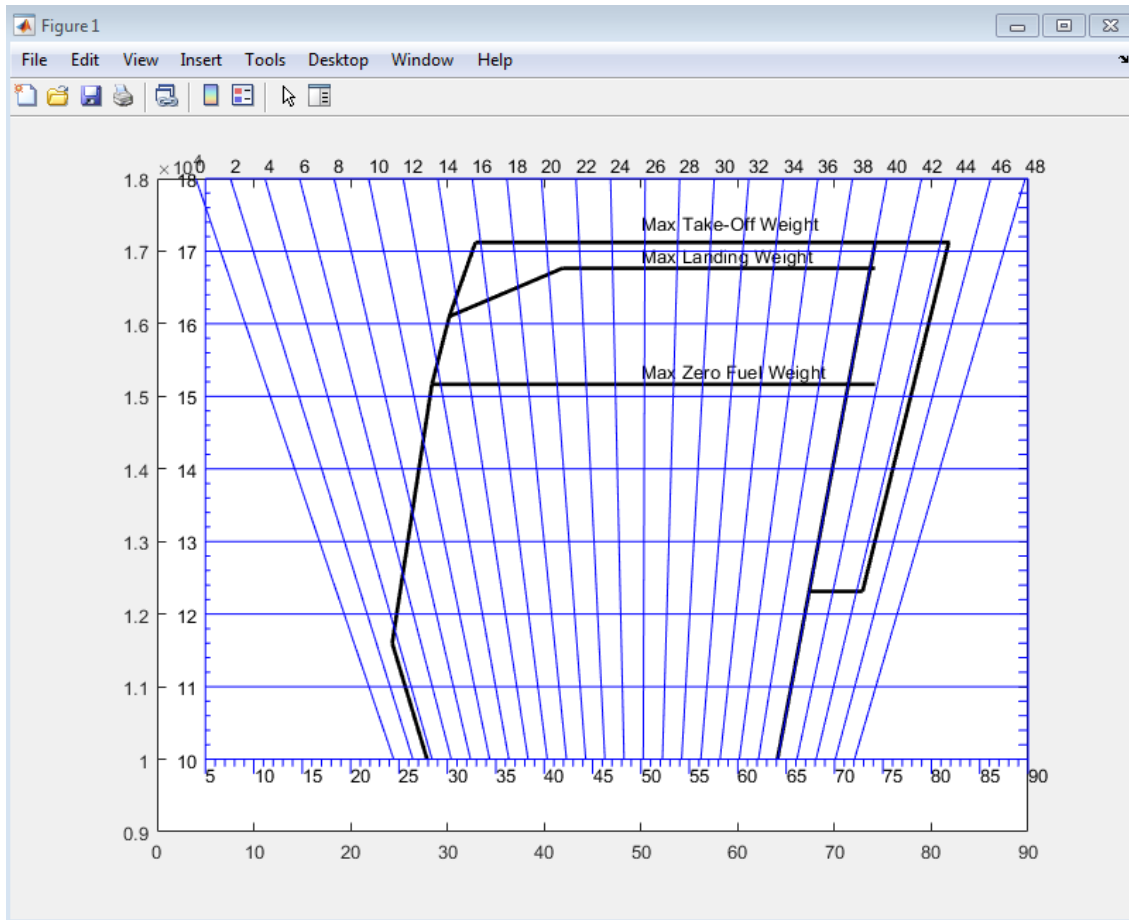


Figure 4.2 : Allure Finale de l’enveloppe opérationnelle du centre de gravité.

IV.2. Définition des zones de passagers :

IV.2.1. Calcul des deltas index des différentes zones et soutes :

Un exploitant doit calculer la masse des passagers et bagages enregistrés, soit sur la base de la masse réelle constatée par pesée de chaque passager et de chaque bagage, soit sur la base des valeurs forfaitaires de masse.

Pour les passagers et leurs bagages à main, il est très rare que les exploitants procèdent à la pesée réelle qui est le cas pour Tassili Airlines. On va avoir recours à des forfaits.

Lorsque le nombre total de sièges passagers disponibles à bord d'un avion est inférieur ou égal à 19, les masses forfaitaires pour les hommes et pour les femmes indiquées dans le tableau 4.5 s'appliquent.

Tableau 4.5 : Masses forfaitaires des passagers. [10]

Sièges passagers	1 - 5	6 - 9	10 -19
Hommes	104 kg / 229 Lb	96 kg / 212 Lb	92 kg / 203 Lb
Femmes	86 kg / 190 Lb	78 kg / 172 Lb	74 kg / 163 Lb
Enfants	35 kg / 77 Lb	35 kg / 77 Lb	35 kg / 77 Lb

On se basant sur la masse la plus pénalisante qui est la masse d'un passager homme adulte avec son bagage à main égale à 203 Lb.

En utilisant l'équation des Δ Index développé précédemment, on calcule l'influence d'une masse équivalente à un seul passager ;

$$\Delta\text{Index} = \text{Poids} \times (\text{BA} - 290) / 7000$$

Sur la figure ci-dessous, on a les bras de levier utilisés lors des calculs des deltas index de chaque rangée de la cabine passagers.

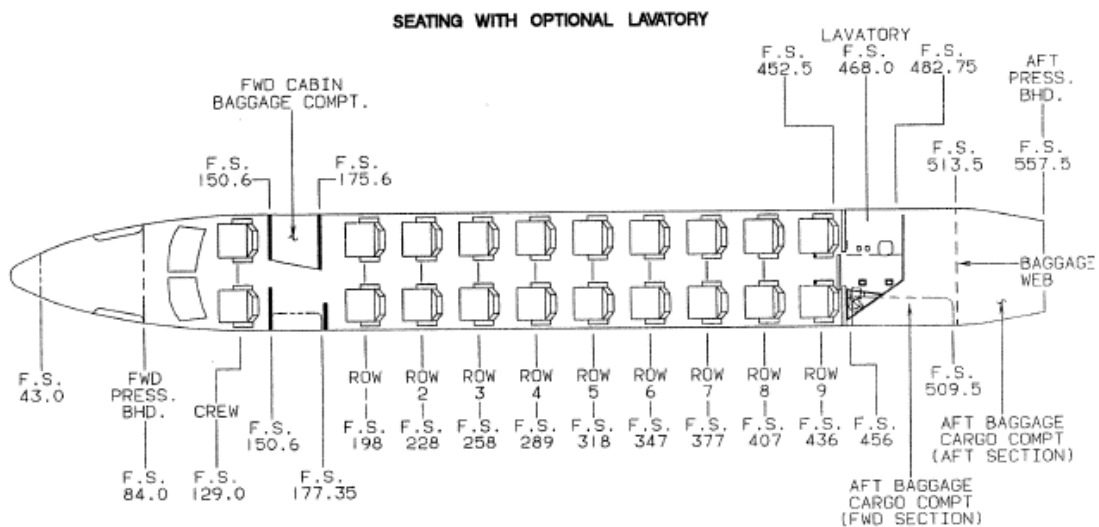


Figure 4.3: Bras de Levier des rangées passagers de la cabine.

1^{ère} rangée : BA = 198"

$$\Delta \text{Index} = 203 \times (198 - 290) / 7000 = -2.67$$

2^e rangée : BA = 228"

$$\Delta \text{Index} = 203 \times (228 - 290) / 7000 = -1.79$$

$$\text{Moy} = [-2.67 + (-1.79)] / 2 = -2.23$$

→ Zone 0a : avec un $\Delta I = -2.23$.

3^e rangée : BA = 258"

$$\Delta \text{Index} = 203 \times (258 - 290) / 7000 = -0.92$$

4^e rangée : BA = 289"

$$\Delta \text{Index} = 203 \times (289 - 290) / 7000 = -0.03$$

5^e rangée : BA = 318"

$$\Delta \text{Index} = 203 \times (318 - 290) / 7000 = +0.81$$

$$\text{Moy} = [-0.92 + (-0.03) + 0.81] / 3 = -0.14$$

→ Zone 0b : avec un $\Delta I = -0.14 \approx 0$

→ Une variation d'Index qui tend vers 0 ; la valeur étant tolérable ; le chargement de la zone 0b n'influence pas le centrage de l'avion.

6^e rangée : BA = 347"

$$\Delta \text{Index} = 203 \times (347 - 290) / 7000 = +1.65$$

7^e rangée : BA = 377"

$$\Delta \text{Index} = 203 \times (377 - 290) / 7000 = +2.52$$

$$\text{Moy} = (+1.65 + 2.52) / 2 = +2.09$$

→ Zone 0c : avec un $\Delta I = +2.09$.

8^e rangée : BA = 407"

$$\Delta \text{Index} = 203 \times (407 - 290) / 7000 = +3.93$$

9^e rangée : BA = 436"

$$\Delta \text{Index} = 203 \times (436 - 290) / 7000 = +4.23$$

$$\text{Moy} = (+3.93 + 4.23) / 2 = +4.08$$

→ Zone 0d : avec un $\Delta I = +4.08$.

Le tableau qui suit définit l'influence du poids des différentes zones sur l'index.

Tableau 4.6 : Variation d'Index de la cabine passagers.

Zone	Longueur du bras de la station de référence		Influence sur l'index (par 203 Lb)	
	Cabine 0a	01	198	-2.67
02		228	-1.79	
Cabine 0b	03	258	-0.92	-0.14
	04	289	-0.03	
	05	318	+0.81	
Cabine 0c	06	347	+1.65	+2.09
	07	377	+2.52	
Cabine 0d	08	407	+3.93	+4.08
	09	436	+4.23	

Ensuite, on a l'influence des charges embarquées en soute en tenant compte des limites suivantes :

Le BE 1900D est doté de deux soutes à l'arrière, numérotée 6 et 7 d'une charge maximale admissible 800 Lb et 630 Lb respectivement.

On calcule l'influence d'une charge égale à 100 Lb.

Soute n°06 : $BA = 495.0''$; $\Delta Index = 100 \times (495 - 290) / 7000 = +2.92$.

Soute n°07 : $BA = 533.0''$; $\Delta Index = 100 \times (533 - 290) / 7000 = +3.47$.

Tableau 4.7 : Variation d'Index des soutes bagages.

Numéro de la soute	Poids maximal (en Lb)	Longueur du bras de la station de référence	Influence sur l'index (par 100 Lb)
Soute 6	800	495.0	+2.92
Soute 7	630	533.0	+3.47

IV.2.2. Schématisation graphique des Δ Index de zones passagers et soutes bagages :

On introduit les résultats répertoriés dans le tableau 4.6 sur MATLAB ; et on aura :

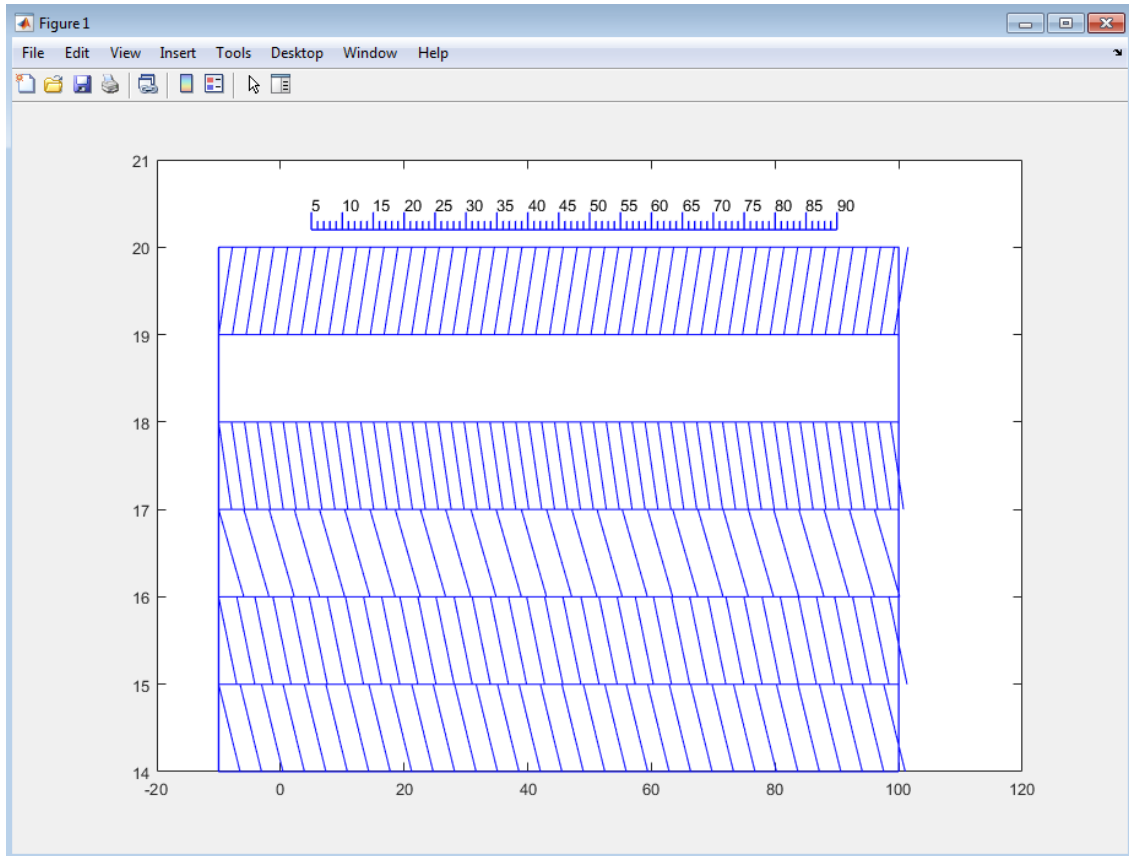


Figure 4.4 : Allure Finale des Δ Index de zones passagers et soutes bagages.

IV.2.3. Proposition d'un modèle de seating des passagers à bord :

Après avoir déterminé les Δ Index de chaque rangée et défini les zones de la cabine, on propose dans le tableau ci-dessous un modèle de seating à respecter lors de l'attribution des sièges aux passagers à bord.

Tableau 4.8 : Seating passagers.

Pax	0a	0b	0c	0d	Pax	0a	0b	0c	0d
1	0	1	0	0	10	2	6	2	0
2	0	2	0	0	11	3	6	2	0
3	1	2	0	0	12	3	6	3	0
4	1	2	1	0	13	4	6	3	0

Pax	0a	0b	0c	0d	Pax	0a	0b	0c	0d
5	1	3	1	0	14	4	6	4	0
6	1	4	1	0	15	4	6	4	1
7	2	4	1	0	16	4	6	4	2
8	2	4	2	0	17	4	6	4	3
9	2	5	2	0	18	4	6	4	4

IV.3. Développement du profil du fuel :

Un exploitant doit déterminer la masse de la charge en carburant sur la base de la densité réelle ou, si celle-ci n'est pas connue, une densité standard calculée conformément à une méthode décrite dans le manuel d'exploitation. Pour le cas de Tassili Airlines, la densité réelle du carburant est de 6.6 Lb/Gal l'équivalent de 0.79 Kg/L.

On a calculé les Δ Index et on les a répertoriés dans le tableau suivant :

Tableau 4.9 : Variation d'Index du fuel.

Gallons	Weight (Lbs)	Moment / 100	Index
10	66	197	0.08
20	132	396	0.19
30	198	595	0.28
40	264	792	0.38
50	330	986	0.42
60	396	1180	0.45
70	462	1375	0.53
80	528	1571	0.60
90	594	1766	0.59
110	726	2157	0.73
120	792	2351	0.79
130	858	2546	0.86
140	924	2741	0.92
150	990	2936	0.99
160	1056	3130	0.91
170	1122	3325	0.96
180	1188	3520	1.02
190	1254	3715	1.07
200	1320	3910	1.13
210	1386	4105	1.19
220	1452	4300	1.24
230	1518	4494	1.30
240	1584	4689	1.36

Gallons	Weight (Lbs)	Moment / 100	Index
250	1650	4884	1.41
260	1716	5080	1.47
270	1782	5275	1.53
280	1848	5470	1.58
290	1914	5665	1.64
300	1980	5860	1.70
310	2046	6054	1.75
320	2112	6249	1.81
330	2178	6443	1.87
340	2244	6637	1.92
350	2310	6832	1.98
360	2376	7026	2.04
370	2442	7222	2.09
380	2508	7418	2.15
390	2574	7614	2.21
400	2640	7810	2.26
410	2706	8006	2.32
420	2772	8202	2.38
430	2838	8397	2.43
440	2904	8591	2.49
450	2970	8786	2.55
460	3036	8980	2.60
470	3102	9175	2.66
480	3168	9369	2.72
481	3175	9389	2.83
500	3300	9771	2.83
510	3366	9972	2.89
520	3432	10173	2.94
530	3498	10374	3.50
540	3564	10575	3.56
550	3630	10776	3.63
560	3696	10977	3.70
570	3762	11178	3.76
580	3828	11379	3.83
590	3894	11580	3.89
600	3960	11782	4.53
610	4026	11983	4.60
620	4092	12184	4.68
630	4158	12385	4.75
640	4224	12586	4.83
650	4290	12786	4.90
660	4356	12986	4.98
665	4392	13096	5.02

A noter que des pentes appropriées sont dérivées pour chaque nouvelle variation du Δ Index.

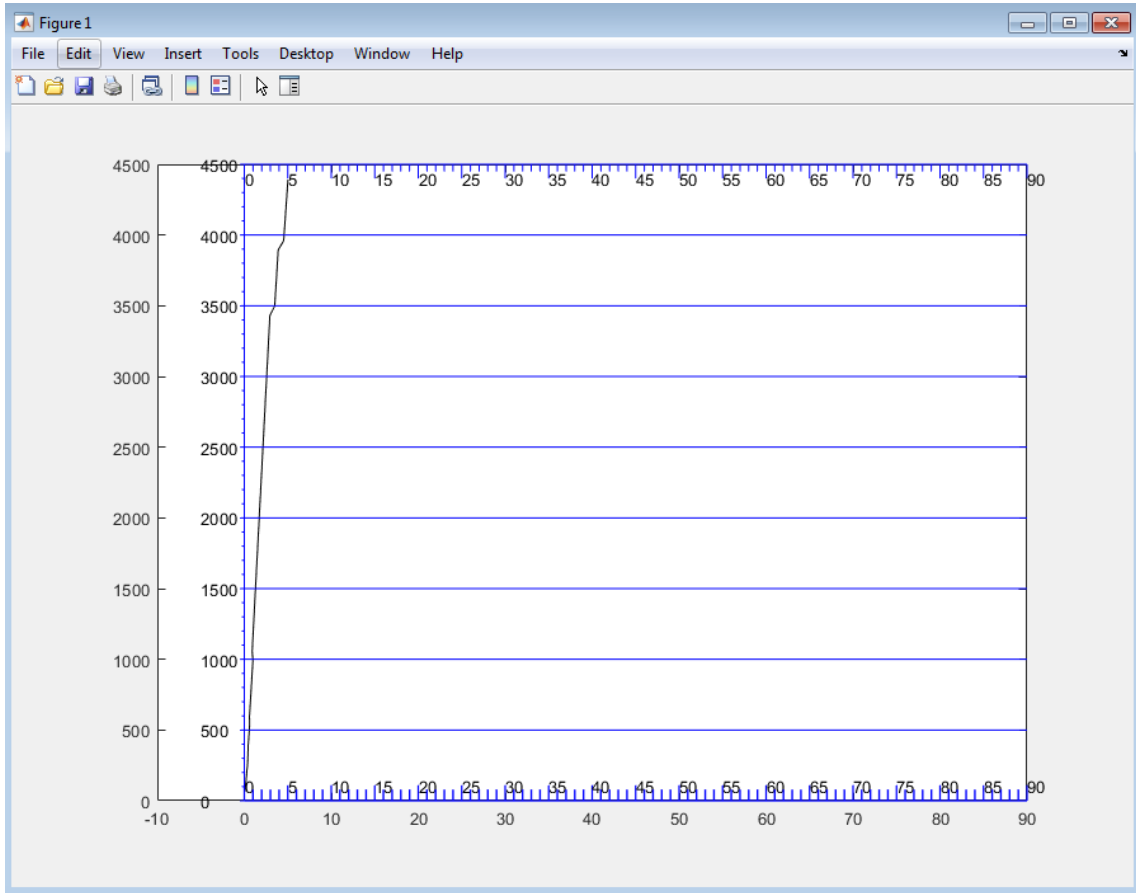


Figure 4.5 : Allure des Δ Index du Fuel.

Le moment crée par le carburant montre 2 tendances linéaires : la première jusqu'à 3450 Livres tend vers l'avant car on commence par le remplissage des réservoirs situés dans les ailes, au-delà de 3450 Livres la deuxième tendance tend vers l'avant avec une pente plus importante à cause du remplissage du réservoir central. Le schéma ci-dessous illustre ces 2 tendances en fonction du poids du carburant.

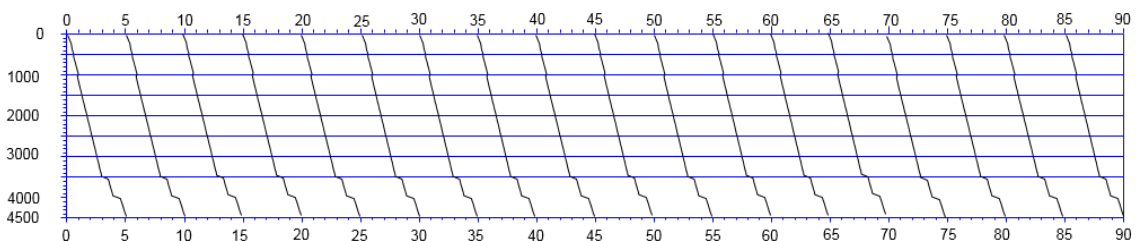


Figure 4.6 : Schéma des Δ Index du Fuel.

IV.4. Développement du changement de dernière minute (LMC) :

Dans le cas d'un changement de dernière minute après établissement de la documentation de masse et centrage, ce changement doit être porté à la connaissance du commandant de bord et inscrit sur la documentation de masse et centrage. Les modifications maximales tolérées en modification de dernière minute sur le nombre de passagers ou la charge admise en soute doivent être spécifiées dans le manuel d'exploitation. Si ce nombre est dépassé, une nouvelle documentation de masse et centrage doit être préparée.

Pour notre cas, toute modification de dernière minute qui dépasse deux passagers avec leurs bagages à main ou l'équivalent de 464 Lb de masse impose une préparation d'une nouvelle feuille de chargement et de centrage.

IV.5. Adaptation de la partie « Load Message » AHM519 à la configuration du BE 1900D :

Le message de chargement qui accompagne la feuille de chargement et de centrage est conçu selon les normes et les bonnes pratiques recommandées de l'IATA dans son manuel AHM, un modèle standard est présenté dans la rubrique 519 qu'on a adapté à la configuration du BE 1900D en matière de zones de la cabine passagers et la soute bagages.

TASSILI AIRLINES										LOADSHEET & LOADMESSAGE Passenger aircraft ALL WEIGHTS IN LIVERS		
Priority Address(es)												
Originator										Recharge/Date/Time		
Initials										Version		
Flight										Crew		
A/C Reg										Date		
BASIC WEIGHT										MAXIMUM WEIGHT FOR		
Crew										ZERO FUEL		
Pantry										TAKE-OFF		
DRY OPERATING WEIGHT										LANDING		
Take-off Fuel										Trip fuel		
OPERATING WEIGHT										ALLOWED TRAFIC LOAD		
No. of Passengers										Distribution Weight		
Dest. M AF CH INF										AFT 7 CABIN 0		
Cab Bag										PAX Y PAD Y		
Total										Remarks		
Tr												
B												
C										,PAX/ ,PAD/		
M												
T										.6/ .7/ 0/		
Tr												
B												
C										,PAX/ ,PAD/		
M												
T										.6/ .7/ 0/		
Σ												
Total Passenger Weight										ALLOWED TRAFIC LOAD		
TOTAL TRAFIC LOAD										UNDERLOAD BEFORE LMC		
Dry operating Weight										LAST MINUTE CHANGE		
ZERO FUEL WEIGHT										Dest Specification Cpt Wt		
Max												
Take-off Fuel										Weight		
TAKE-OFF WEIGHT										Check LMC total with Underload		
Max												
Trip Fuel										Notes		
LANDING WEIGHT										Balance Seating Cond.		
Max										ZFW: CABIN 0a:		
LMC Total +/-										ZFW% MAC: CABIN 0b:		
										TOW: CABIN 0c:		
										TOW% MAC: CABIN 0d:		
										Total Passengers		
										LAW: LAW% MAC:		

Figure 4.7 : Message de chargement (Loadmessage).

IV.6. Comparaison entre la méthode basique et la méthode de l'index universel :

IV.6.1. Méthode basique :

Les limites AVANT et ARRIERE de centrage sont fixées pour chaque avion. Elles sont définies par rapport à une référence fixe qui, pour les avions légers, est souvent la face avant de la cloison pare-feu.

C'est par la méthode indiquée au chapitre II § II.1.2 que l'on peut calculer la position du centre de gravité. Toutefois ce n'est généralement pas la distance du centre de gravité à la référence qui est limitée mais, ce qui revient au même, la somme des moments de toutes les charges, c'est-à-dire le moment du poids total par rapport à la référence.

Le problème sera donc de calculer la somme des moments et de vérifier que le moment total reste à l'intérieur des limites fixées.

Les éléments du calcul sont fournis par le manuel de vol (AFM) sous forme de tableaux ou d'abaques (graphiques) dont l'utilisation fait toujours l'objet d'un exemple figurant dans le manuel. Ce sont :

- Un tableau ou graphique de chargement (loading graph/ weight table) donnant les moments en fonction du poids des divers éléments du chargement ;
- Un tableau ou graphique de centrage (center of gravity moment envelope) donnant les limites du moment en fonction du poids total.

Un chargement ne sera correct que si le poids maximum autorisé n'est pas dépassé et simultanément si le moment obtenu est compris entre les deux limites.

REMARQUE :

Les unités utilisées sont :

- La livre (pound) pour les poids ;
- Ou la livre x pouce (lb.in) pour les moments.

Dans notre cas, les moments sont divisés par 100 pour éviter la manipulation de grands nombres.

• **Exemple de calculs :**

Extraits du manuel de vol du BE 1900D tous les tableaux du moment en fonction du poids des passagers, carburant,...etc. (voir Annexe 01).

NOTA : Le poids à vide figurant sur le Certificat de Navigabilité (fiche de pesée) et qui comprend :

- Le poids de l'avion et de ses équipements fixes ;
- Le carburant non consommable ;
- L'huile, si l'avion a été pesé avec le plein d'huile.

On suppose qu'on a à bord de l'avion les charges suivantes :

- 16 PAX ; avec masse passager de 203 Lb ;
- 400 Lb de bagages dont : 300 Lb dans la soute 6 et 100 Lb dans la soute 7.

	Poids (Lb)	Moment (Lb. In)
Poids à vide	10 000	28 825
Carburant	2310	6832
Passagers	3200	9833.32
Bagages	400	2018

Total au décollage	15 910	47 508.32
Consommation de carburant prévue pour le vol	2112	6249

Total à l'atterrissage.....	13 798	41 259.32

Pour vérifier si cet avion peut décoller dans les conditions suivantes :

Masse au décollage = 15 910 Lb et : Moment au décollage = 47 508.32 Lb. In

Le chargement est correct. Il n'y a pas de surcharge (15 910 Lb < 17 120 Lb)

Par intersection dans le diagramme des Moments limites vs les poids, on détermine le Bras de Levier correspondant à un poids total au décollage de 15 910 Lb et un Moment de 47 508.32 Lb. In et on aura : BA = 296

On remplace dans (1) formule du %MAC : $\%MAC = [(BA - LEMAC) / MAC] \times 100$

Avec : $LEMAC = 272.11''$; et : $MAC_{Length} = 69.43''$

$\%MAC = [(296 - 272.11) / 69.43] \times 100 = 34.40875702 \%$

$\Rightarrow \%MAC = 34.4 \%$

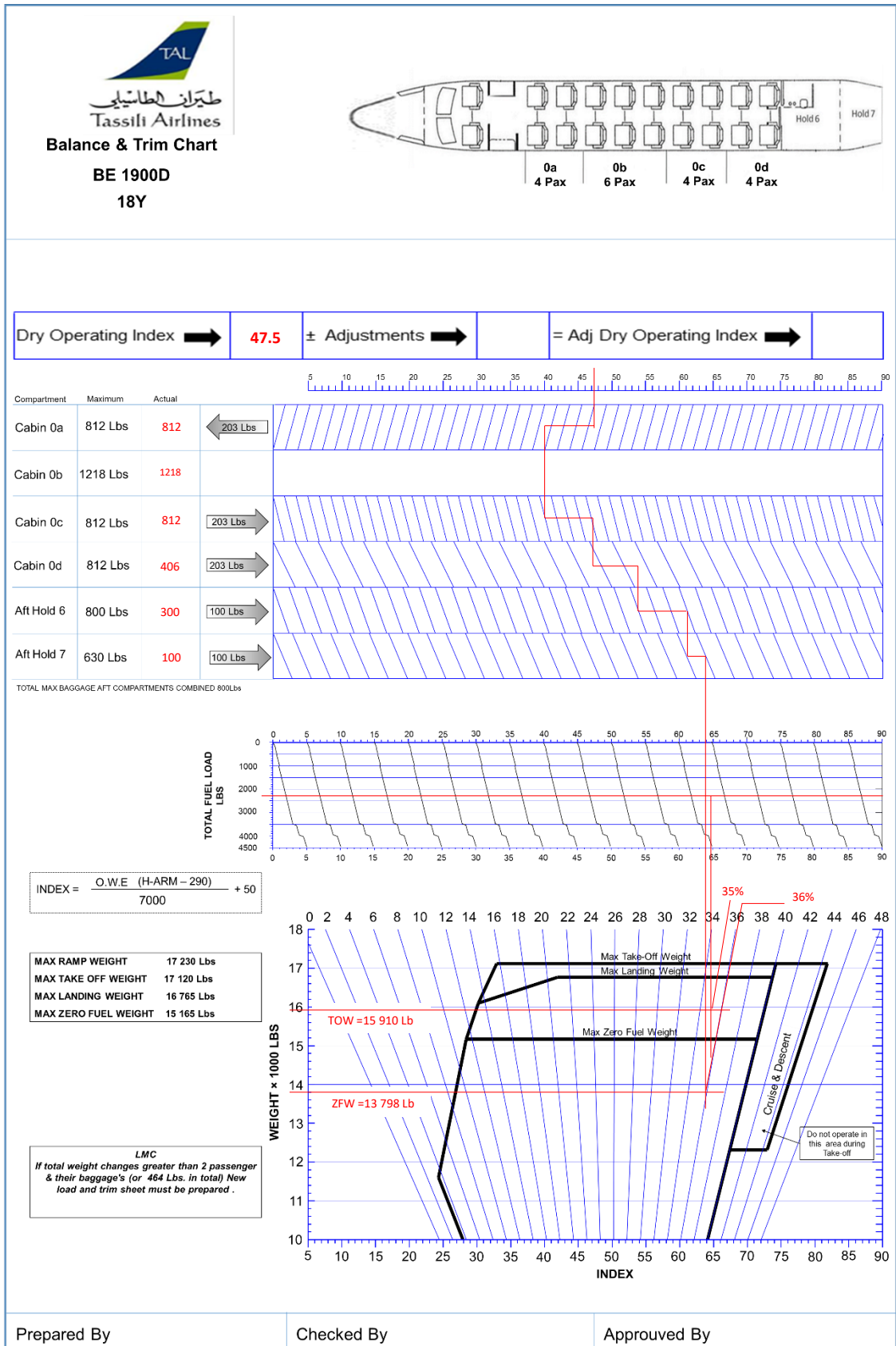
IV.6.2. Méthode de l'index universel :

On va procéder selon la méthode décrite dans le chapitre III § III.2.2, qui détermine et vérifie la position du centre de gravité de l'avion par rapport aux limites certifiées pendant toutes les phases de vol. A partir de l'index de base de l'avion qui représente un moment amoindri dû au poids de l'avion en lui rajoutant le moment dû à tous les éléments chargés en termes d'index ; l'effet des passagers embarqués dans chaque zone de la cabine et l'effet du cargo et bagages dans la soute ainsi que l'effet du carburant nécessaire pour réaliser le vol.

On calcule l'index de base de l'avion à partir de l'équation déterminée en § IV.1.1 :

$$Index = [Poids \times (BA - 290) / 7000] + 50$$

$Index_{base} = [10\,000 \times (288.25 - 290) / 7000] + 50 = 47.5 ;$



⇒ %MAC = 35%

En comparant les résultats des deux différentes méthodes, on constate un écart de +0.6. Ce qui est tolérable lors de la détermination de la position du centre de gravité en tenant compte de la catégorie d'aéronef en question.

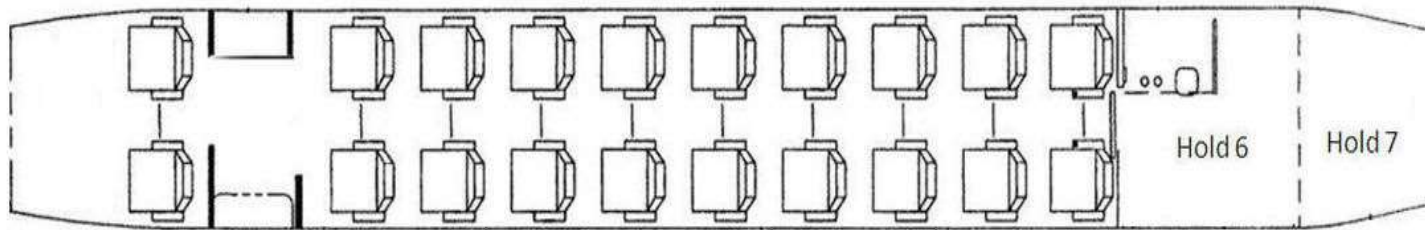


PASSENGERS WEIGHT

BE 1900D

Vol N°/Etape:
Date:
A/C :
ETD :
Client :

	Pax avec Bag à main	Pax sans Bag à main
Homme	203 Lbs	190 Lbs
Femme	163 Lbs	150 Lbs
Child	77 Lbs	77 Lbs



0a

0b

0c

0d

Somme =

Bag:

Préparé par :

PASSENGERS SEATING EQUIVALENT

Pax Number	0A	0B	0C	0D	Pax Number	0A	0B	0C	0D
1	0	1	0	0	10	3	4	3	0
2	0	2	0	0	11	3	5	3	0
3	1	2	0	0	12	3	6	3	0
4	1	2	1	0	13	4	6	3	0
5	1	3	1	0	14	4	6	4	0
6	1	4	1	0	15	4	6	4	1
7	2	4	1	0	16	4	6	4	2
8	2	4	2	0	17	4	6	4	3
9	3	4	2	0	18	4	6	4	4

PASSENGERS WEIGHT

	Pax avec Bag à main	Pax sans Bag à main
Homme	203 Lbs	190 Lbs
Femme	163 Lbs	150 Lbs
Child	77 Lbs	77 Lbs

LAST MINUTE CHANGES

PASSENGERS

Section 0a

	PAX SORT	INDEX CORR
ONLOAD D (+)	H	-3
	F	-2.5
OFFLOAD (-)	F	2.5
	H	3

Section 0b

	PAX SORT	INDEX CORR
ONLOAD D (+)	H	0
	F	0
OFFLOAD (-)	F	0
	H	0

Section 0c

	PAX SORT	INDEX CORR
ONLOAD D (+)	H	3
	F	2
OFFLOAD (-)	F	-2
	H	-3

Section 0d

	PAX SORT	INDEX CORR
ONLOAD D (+)	H	5
	F	4
OFFLOAD (-)	F	-4
	H	-5

DEADLOAD

AFT Hold 6

	Weight of LMC (Lbs)	INDEX CORR
ONLOAD D (+)	150	6
	100	4
	50	2
OFFLOAD (-)	50	-2
	100	-4
	150	-6

AFT Hold 7

	Weight of LMC (Lbs)	INDEX CORR
ONLOAD D (+)	150	7.5
	100	5
	50	2.5
OFFLOAD (-)	50	-2.5
	100	-5
	150	-7.5

Conclusion Générale

Ce travail avait comme objectif principal, la conception d'une Loadsheet graphique AHM 516/519 afin d'uniformiser le processus de masse et centrage pour un avion de transport aérien : le BE 1900D de la compagnie Tassili Airlines.

Pour cela on a commencé par définir l'importance primordiale du calcul du poids et centrage en s'appuyant sur une étude bibliographique complète.

En effet, cette étude bibliographique nous a permis de nous familiariser avec les notions de masse et centrage en comprenant le phénomène physique, puis en le concrétisant lors de la conception.

Ensuite, on a choisi le MATLAB (version 2018b) comme langage de programmation, car il est le mieux adapté pour schématiser tous les profils.

Ainsi, on a réussi à développer des équations d'Index afin de concevoir une feuille de centrage et de chargement qui permet de déterminer la position du centre de gravité, et de manipuler les différents paramètres de masse de façon à trouver la position idéale du centre de gravité.

Cette feuille de centrage va permettre :

- D'améliorer les conditions de travail, en réduisant la complexité de travail du personnel concerné.
- La minimisation des erreurs commises.
- D'économiser du temps.
- D'autres modifications pourront être faites pour optimiser l'équation développée.

Références Bibliographiques

- [1] <http://www.tassilairlines.dz> (consulté en Mai 2019).
- [2] <https://artheauaviation.com/produit/beechn-1900-d/> (consulté en Mai 2019).
- [3] <https://www.air-tecm.com/fleet/beechn-1900d/> (consulté en Mai 2019).
- [4] Pat Swaminatha – Flight Operations Engineering – Boeing Commercial Airplanes - Weight and Balance Course for Tassili Airlines (Janvier 2011).
- [5] Dave Anderson – Operational Performance and Technical Methods - Introduction to Weight and Balance (Août 2014).
- [6] MICHEL BALE, 030 – Performances Masses et Centrage JAR – FCL CPL – ATPL, Jean Mermoz PN (version 3 édition 1999).
- [7] M.MARTIN, Opérations Aériennes Tome 1 - Limites d'utilisation - Cours de l'Ecole Nationale de l'Aviation Civile (3^{ème} édition 1987).
- [8] Exploitation Technique des avions de Transport Public – Mastère Spécialisé en Exploitation Aéronautique et Gestion du Trafic Aérien - Cours de l'Ecole Nationale de l'Aviation Civile (Février 2005).
- [9] <https://www.iata.org> (consulté en Juillet 2019).
- [10] Ministère de Transport – Direction de l'Aviation Civile et de la Météorologie - Circulaire Masse et Centrage N°1826/DACM/2011.
- [11] AFM – Manuel de vol de l'avion Beechcraft Model 1900D Airliner (Raytheon Aircraft Company 2004).

Annexe 01 :

AFM - Manuel de vol de
l'avion BE 1900D

Annexe 02 :

Programmes sur MATLAB


```
%% limites de l'enveloppe opérationnelle %%
```

```
%% Zero Fuel %%
```

```
x=[27.9 24.3];  
y=[10000 11600];  
plot(x,y, 'k', 'linewidth',2);  
hold on;  
x=[24.3 28.4];  
y=[11600 15165];  
plot(x,y, 'k', 'linewidth',2);  
hold on;  
x=[28.4 74.2];  
y=[15165 15165];  
plot(x,y, 'k', 'linewidth',2);  
text (50,15350, 'Max Zero Fuel Weight');  
hold on;
```

```
%% Atterrissage %%
```

```
x=[28.4 30.2];  
y=[15165 16100];  
plot(x,y, 'k', 'linewidth',2);  
hold on;  
x=[30.2 41.9];  
y=[16100 16765];  
plot(x,y, 'k', 'linewidth',2);  
hold on;  
x=[41.9 74.2];  
y=[16765 16765];  
plot(x,y, 'k', 'linewidth',2);  
text (50,16950, 'Max Landing Weight');  
hold on;
```

```
%% Décollage %%
```

```
x=[30.2 32.9];  
y=[16100 17120];  
plot(x,y, 'k', 'linewidth',2);  
hold on;  
x=[32.9 74.2];  
y=[17120 17120];  
plot(x,y, 'k', 'linewidth',2);  
text (50,17400, 'Max Take-Off Weight');  
hold on;  
x=[64.1 74.2];  
y=[10000 17120];  
plot(x,y, 'k', 'linewidth',2);  
hold on;
```

```
%% En vol Approche %%
```

```
x=[67.4 72.9];  
y=[12313 12313];  
plot(x,y, 'k', 'linewidth',2);  
hold on;  
x=[72.9 81.8];  
y=[12313 17120];  
plot(x,y, 'k', 'linewidth',2);  
hold on;
```

```
x=[74.2 81.9];  
y=[17120 17120];  
plot(x,y, 'k', 'linewidth',2);  
hold on;
```

```
%% MAC %%
```

```
ref=25.76;  
C=7000;  
K=50;  
maclength=69.43;  
w1=10000;  
w2=18000;
```

```
for MAC=0:2:48  
    index1=(w1*(MAC-ref)/C)*(maclength/100)+K;  
    index2=(w2*(MAC-ref)/C)*(maclength/100)+K;  
    x=[index1 index2];  
    y=[w1 w2];  
    plot(x,y,'b', 'linewidth' , 0.3);  
    text (index2,18200, num2str(MAC));  
    hold on;  
end
```

```
%% règle horizontale de l'enveloppe opérationnelle d'en bas %%
```

```
x=[5 90];  
y=[10000 10000];  
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.5);  
hold on;  
for I=5:5:90  
    x=[I I];  
    y=[10000 9800];  
    plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.5);  
    text (I,9800, num2str(I));  
    hold on;  
end  
for I=5:90  
    x=[I I];  
    y=[10000 9900];  
    plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.5);  
    hold on;  
end
```

```
% % règle verticale de l'enveloppe opérationnelle à gauche % %
```

```
x=[5 5];  
y=[10000 18000];  
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.5);  
hold on;  
for I=10000:1000:18000  
x=[5 6];  
y=[I I];  
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.5);  
text (2,I, num2str(I/1000));  
hold on;  
end  
for I=10000:200:18000  
x=[5 5.5];  
y=[I I];  
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.5);  
hold on;  
end
```

```
% % règle verticale de l'enveloppe opérationnelle sans chiffres à droite % %
```

```
x=[90 90];  
y=[10000 18000];  
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.5);  
hold on;  
for I=10000:1000:18000  
x=[90 88.5];  
y=[I I];  
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.5);  
hold on;  
end  
for I=10000:200:18000  
x=[90 89];  
y=[I I];  
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.5);  
hold on;  
end
```

```
% % ligne droite verticale % %
```

```
x=[5 5];  
y=[10000 18000];  
plot(x,y, 'b', 'linewidth', 0.5);  
hold on;
```

```
x=[90 90];  
y=[10000 18000];  
plot(x,y, 'b', 'linewidth', 0.5);  
hold on;
```

```
% % ligne droite horizontale % %
```

```
x=[5 90];  
y=[11000 11000];  
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.1);  
hold on;  
x=[5 90];  
y=[12000 12000];  
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.1);  
hold on;  
x=[5 90];  
y=[13000 13000];  
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.1);  
hold on;  
x=[5 90];  
y=[14000 14000];  
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.1);  
hold on;  
x=[5 90];  
y=[15000 15000];  
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.1);  
hold on;  
x=[5 90];  
y=[16000 16000];  
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.1);  
hold on;  
x=[5 90];  
y=[17000 17000];  
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.1);  
hold on;  
x=[5 90];  
y=[18000 18000];  
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.1);  
hold on;
```

```
%% Cabine passagers %%
```

```
% % règle horizontale du Seating d'en haut % %
```

```
x=[5 90];  
y=[20.2 20.2];  
plot(x,y, 'b', 'linewidth',1);  
hold on;  
for I=5:5:90  
x=[I I];  
y=[20.2 20.4];  
plot(x,y, 'b', 'linewidth',1);  
text (I,20.5, num2str(I));  
hold on;  
end  
for I=5:90  
x=[I I];  
y=[20.2 20.3];  
plot(x,y, 'b', 'linewidth',1);  
hold on;  
end
```

```
%% deltaI Cabin Oa %%
```

```
x=[-10,100];  
y1=[20 20];  
y2=[19 19];  
plot(x,y1, 'b');  
hold on,  
plot(x,y2, 'b');  
hold on;  
for i=-10:2.23:100  
x=[i+2.23 i];  
y=[20 19];  
plot(x,y, 'b');  
hold on;  
end
```

```
%% deltaI Cabin Ob %% NO INDEX CHANGE
```

```
%% deltaI Cabin Oc %%
```

```
x=[-10,100];  
y1=[18 18];  
y2=[17 17];  
plot(x,y1, 'b');  
hold on,  
plot(x,y2, 'b');  
hold on;  
for i=-10:2.09:100  
x=[i i+2.09];  
y=[18 17];  
plot(x,y, 'b');  
hold on;  
end
```

```
%% deltaI Cabin Od %%
```

```
x=[-10,100];  
y1=[16 16];  
y2=[17 17];  
plot(x,y1,'b');  
hold on,  
plot(x,y2,'b');  
hold on;  
for i=-10:4.08:100  
    x=[i i+4.08];  
    y=[17 16];  
    plot(x,y,'b');  
    hold on;  
end
```

```
%% deltaI Aft Hold 6 %%
```

```
x=[-10,100];  
y1=[15 15];  
y2=[16 16];  
plot(x,y1,'b');  
hold on,  
plot(x,y2,'b');  
hold on;  
for i=-10:2.93:100  
    x=[i i+2.93];  
    y=[16 15];  
    plot(x,y,'b');  
    hold on;  
end
```

```
%% deltaI Aft Hold 7 %%
```

```
x=[-10,100];  
y1=[14 14];  
y2=[15 15];  
plot(x,y1,'b');  
hold on,  
plot(x,y2,'b');  
hold on;  
for i=-10:3.47:100  
    x=[i i+3.47];  
    y=[15 14];  
    plot(x,y,'b');  
    hold on;  
end  
x=[-10 -10];  
y=[14 20];  
plot(x,y,'b','linewidth',1);  
hold on;  
x=[100 100];  
y=[14 20];  
plot(x,y,'b','linewidth',1);  
hold on;
```



```

%% règle verticale du FUEL à gauche sans chiffres %%
x=[0 0];
y=[0 4500];
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.5);
hold on;
for I=0:500:4500
x=[0 -0.5];
y=[I I];
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.5);
text (-5,I, num2str(I));
hold on;
end
for I=0:100:4500
x=[0 -0.3];
y=[I I];
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.5);
hold on;
end

%% ligne droite horizontale %%
x=[0 90];
y=[4500 4500];
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.1);
hold on;
x=[0 90];
y=[4000 4000];
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.1);
hold on;
x=[0 90];
y=[3500 3500];
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.1);
hold on;
x=[0 90];
y=[3000 3000];
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.1);
hold on;
x=[0 90];
y=[2500 2500];
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.1);
hold on;
x=[0 90];
y=[2000 2000];
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.1);
hold on;
x=[0 90];
y=[1500 1500];
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.1);
hold on;
x=[0 90];
y=[1000 1000];
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.1);
hold on;
x=[0 90];
y=[500 500];
plot(x,y, 'b', 'linewidth',0.1);
hold on;

```