

Table des matières

Remerciements	3
Résumé	4
Abréviations / Acronymes	5
INTRODUCTION GENERALE	7
Chapitre 1 : L'importance du processus de poids et centrage	10
1.1. Définition du poids et centrage	9
1.2. Pourquoi le poids et centrage est important ?	9
1.3. Influence du Centrage sur la performance de l'avion	10
1.4. Influence du centrage sur les qualités de manipulation des avions	13
1.5. Réglage du compensateur horizontal du décollage	13
Chapitre 2 : Description physique du processus poids et centrage	15
2.1. Introduction :	15
2.1.1. La masse :	15
2.1.2 Le poids :	15
2.1.3. Le centre de gravité :	15
2.1.4. Calcul du moment :	15
2.2. Calcul du centre de gravité C.G :	16
2.2.1. La corde aérodynamique moyenne (MAC) :	17
2.2.2 Calcul de la corde aérodynamique moyenne :	17
2.2.3 Corde aérodynamique moyenne et le C.G :	18
2.3. Limites du centre de gravité :	19
2.3.1. Charge d'aile constante :	20
2.3.2. Charge de queue constante :	20
2.3.3. Charge constante du train d'atterrissage avant :	20
2.3.4. Charge constante du train d'atterrissage principal :	21
2.4.1. Définitions des masses et des limites certifiées	23
2.4.2. Masse à vide du fabricant (MEW)	23
2.4.3. Masse à vide de base (BEW)	23
2.4.4. Masse à vide opérationnelle (OEW)	24
2.5. Les limitations structurelles	25
2.5.1. Masse maximale au roulage - MTW (Maximum Taxi Weight) :	25

2.5.2. Masse maximale au décollage – MTOW (Maximum Take Off Weight) :	25
2.5.3. Masse maximale à l’atterrissage – MLW (Maximum Landing Weight) :	25
2.5.4. Masse maximale sans carburant – MZFW (Maximum Zero Fuel Weight) :	25
2.6 Limitations de masse supplémentaires	26
2.6.1 Masse maximale en vol :	26
2.6.2 Masse maximale de transfert de carburant (MFTW) :	26
2.7. Limites opérationnelles de masse	26
2.7.1. Les capacités du réservoir de carburant	27
2.7.2. Les limites de chargement de la cargaison	28
2.7.2.1 Compartiment chargé en vrac	28
2.7.2.2 Compartiment chargé en unité	29
2.7.3. L'unité de chargement (ULD)	29
2.7.4.1. La limite de charge du compartiment	30
2.7.4.2. La limite de charge linéaire	30
2.7.4.3. Limite de charge de zone	31
Chapitre 3 : Les standards des processus du poids et centrage	31
3.1. Introduction :	32
3.2.1. Définition du contrôle de chargement	33
3.2.2. Importance du programme de chargement	33
3.2.3. Composants principaux du contrôle du chargement	34
3.2.3.1 Le plan de chargement « instruction / rapport de chargement »	34
3.2.3.2. La feuille de chargement et message de chargement (Loadsheet & Loadmessage)	36
3.2.3.3. La feuille de centrage	37
3.3. Développement des équations d'index.....	39
Chapitre 4 : Description de l'application et des résultats
4.1. Introduction :	43
4.2. Les inputs :	43
4.3. Les Outputs	53
4.4. Intégrité du programme (Autocontrôle) :	56
4.4.1 Différents cas d’erreur :	56
CONCLUSION.....	61

Remerciements

En préambule à ce mémoire je louange ALLAH qui m'aide et qui me donne la patience et le courage durant les étapes de ma vie.

Mes remerciements vont à toutes les personnes qui ont contribué, de près ou de loin, à l'aboutissement de ce travail par une aide, un conseil, une critique, ou tout simplement un sourire dans un moment difficile.

J'aimerais exprimer ma gratitude à Messieurs et Mesdames les membres du jury pour m'avoir accordé l'honneur de lire mon mémoire et d'assister à ma soutenance.

Si ce travail a pu voir le jour, c'est grâce à Monsieur Mouloud DRIOUCHE, à qui je suis reconnaissant d'avoir accepté de diriger mon travail.

Une reconnaissance très particulière à celui qui m'a encadré durant mon stage, Monsieur Omar Ramdani, qui a été d'une aide très précieuse, et a été disponible et efficace durant tout le stage.

Je tiens à dire merci à mes chers parents, tant pour leur soutien moral que matériel, et pour avoir mis à ma disposition tout ce dont j'avais besoin.

Je remercie aussi mes sœurs ainsi que ma fiancée pour m'avoir encouragé à donner le meilleur de moi-même.

Résumé

Elément critique et indispensable de la sécurité des vols, la gestion de la masse et du centrage des avions est une opération importante 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 recherché à travers ce projet est l'automatisation du processus de masse et centrage du B737-800 de la compagnie Tassili Airlines, et cela afin d'accroître la sécurité et la vitesse d'exécution des opérations spécifiques, tout en minimisant les erreurs.

Mots-clés : Automatisation, Centrage avion, Application, B737-800

Abstract

Critical and essential element of flight safety, 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 objective sought through this project is the automation of the B737-800 mass and balance process of Tassili Airlines, in order to increase the safety and speed of execution of specific operations, while minimizing errors.

Keywords : Automation, Aircraft Weight and Balance, Application, B737-800

ملخص

عنصرا حاسما وأساسياً لسلامة الطيران، إدارة الوزن والتوازن للطائرة عملية هامة أثناء إعداد رحلة لأنه ببساطة قد تفشل طائرة محملة سيئة أو تسيطها سيئة للإقلاع.

الهدف المنشود من خلال هذا المشروع هو جعل عملية الكتلة والتوازن للبوينغ 737-800 لشركة طيران طاسيلي تلقائية بغية زيادة سلامة وسرعة تنفيذ العمليات المحددة، مع التقليل من الأخطاء.

الكلمات الرئيسية: التلقائية، وزن الطائرة والتوازن، تطبيق B 737-800

Abréviations / Acronymes

Abréviation	Signification en ANGLAIS	Signification FRANCAIS
AFM	Aircraft Flight Manual	Manuel de vol de l'avion
AHM	Airport Handling Manual	X
BA	Balance Arm	Bras levier
BAGS	Bagagge	bagages
BEW	Basic Empty Weight	Masse de base à vide
CG	Center of Gravity	Centre de gravité
DOW	Dry Operating Weight	/
FMC	Flight Management Computer	Ordinateur de gestion de vol
LEMAC	Leading Edge of Mean Aerodynamic Chord	Bord d'attaque de la corde aérodynamique
LW	Landing weight	Masse à l'atterrissage
MAC	Mean Aerodynamic Chord	Corde moyenne aérodynamique
MEW	Manufacturer's Empty Weight	Masse du fabricant à vide
MFTW	Maximum Fuel Transfer Weight	Masse maximale de transfert de carburant
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
OEW	Operating Empty Weight	Masse opérationnelle
PAX	Passengers	Passagers
TOW	Take Off Weight	Masse au décollage
ULD	Unit Load Device	Unité de chargement
VMO	Velocity Maximum Operating	Vitesse maximale

VR	Velocity Rotation	Vitesse de Rotation
WBM	Weight and Balance Manual	Manuel de masse et centrage
ZFW	Zero Fuel Weight	Masse sans carburant

INTRODUCTION GENERALE

Elément critique et indispensable de la sécurité des vols, la gestion de la masse et du centrage des avions est une opération importante lors de la préparation d'un vol car un avion mal chargé ou mal centré peut tout simplement ne pas réussir à décoller. En effet, un chargement mal fait peut vite tourner à l'incident, voire à l'accident. Aussi, avant de décoller, il est nécessaire de vérifier le centrage correct de l'avion en effectuant un rapide calcul afin de déterminer si :

- Le poids maximal autorisé de l'avion n'est pas dépassé ;
- La position du centre de gravité ne dépasse pas la limite avant ou arrière de l'enveloppe opérationnelle de l'avion.

Le devis de masse et centrage 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 soient compatibles avec les performances de l'avion dans les conditions météo du jour. C'est dans le manuel de vol de l'avion que le pilote trouve les indications sur le centrage et ses limites.

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.

Toutes les feuilles de chargement ont toujours été réalisées manuellement sur des formulaires spécifiques conçus pour être utilisés avec chaque type d'aéronef, le document complété est présenté au commandant de bord, ce dernier vérifie la conformité en effectuant quelques cross-checks simples.

La plupart des feuilles de centrage utilisées aujourd'hui dans les opérations de transport aérien commercial par avion multi-équipage sont produites par les agents de manutention contractuels, dont des inputs de vol spécifiques sont entrés dans un DCS (Departure Control System).

Mais tout travail manuel demande beaucoup d'efforts et de temps, sans oublier que la marge d'erreur est plus importante, alors que faire ?

Grace à l'avancé technologique il est possible maintenant de numériser n'importe quel problème, et d'automatiser n'importe quel tâche. D'où l'idée de ce projet, qui consiste à automatiser le processus de masse et centrage pour le B737-800 de la compagnie Tassili Airlines, en créant un programme spécialement dédiée à cette tâche. Ce programme peut contribuer à la réduction de la charge de travail du personnel concerné, et donc des erreurs, ainsi qu'un gain de temps considérable,

Notre étude est développée en quatre (04) chapitres. Dans le premier chapitre est expliqué l'importance du processus de masse et centrage et son effet sur le comportement de l'avion. Puis dans le deuxième chapitre, nous expliquons le phénomène physique de ce processus, tout en exposant les différentes limitations (structurelles, opérationnelles, ...). Quant au troisième chapitre, il consiste à expliquer les standards de chargement et les différents documents utilisés, comme la loadsheet manuelle et électronique, plan de chargement. Enfin le quatrième chapitre porte sur la manière dont fonctionne le programme, ainsi que ses inputs et outputs, et sur son intégrité.

Enfin la conclusion générale clôturera cette étude.

1.1. Définition du poids et centrage

Le «poids» fait référence au processus de détermination du poids total de l'avion afin de calculer les performances de l'avion et de déterminer si les limitations structurelles 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.

1.2. Pourquoi le poids et centrage est important ?

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 fps (360 ft / min) ;
- MLW = 10 fps (600 ft / min).

Un calcul précis du poids de l'avion et du centre de gravité doit assurer que :

- les limites de poids et de centrage ne sont pas dépassées ;
- ainsi, les limites de chargement ne sont pas dépassées (Compartiments individuels et total de l'avion) ;
- l'intégrité structurelle aux vitesses limites :
 - Basse vitesse : décrochage (vitesse minimale à laquelle l'aile peut créer assez de portance pour soutenir l'avion) ;
 - Haute vitesse : V_{MO} / M_{MO} et au-delà (par exemple : vitesse de piqué)
- des calculs de performance précis ;
- des qualités de manipulation acceptables ;

- Fournit un poids précis au décollage pour la détermination des vitesses de décollage appropriées (V_1 , V_R , V_2) pour obtenir les performances requises ;
- Fournit un poids et un centrage précis pour une bonne sélection du réglage du compensateur horizontal au décollage.

La performance de l'avion est affectée par son poids et son centrage :

- Longueur de la piste et performances de montée au décollage et atterrissage ;
- Efficacité en croisière - consommation de carburant.

Ainsi, Les qualités de maniabilité de l'avion sont affectées par le poids et centrage de l'avion, entre autres :

- Les forces de la colonne de commande de décollage sont affectées par le réglage du compensateur du décollage ;
- La limite d'un centrage arrière est souvent déterminée par les caractéristiques de cabrage à l'application de la pleine poussée ;
- Les vitesses de contrôle minimales sont plus élevées à un centrage arrière ;
- La contrôlabilité du vent de travers est mauvaise dans le cas d'un centrage arrière ;

1.3. Influence du Centrage sur la performance de l'avion

Comment le centre de gravité affecte-t-il les performances et les qualités de maniabilité de l'avion ? Le secret est dans l'empennage ...

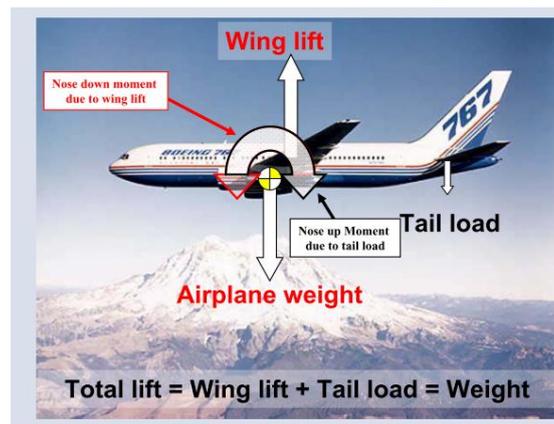


Figure 1-1

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).

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.

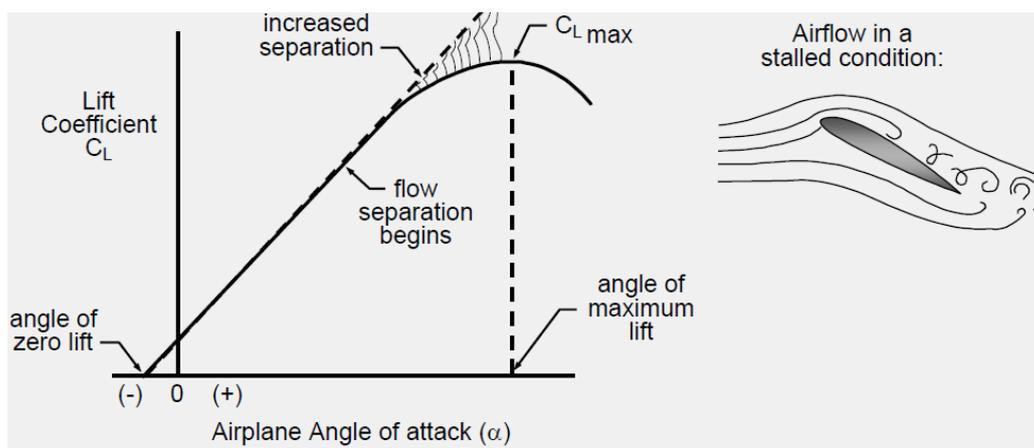


Figure 1-2

La force de la portance est donnée par : $L = \frac{1}{2} \rho V^2 C_L S_{REF}$

Sachant que : ρ = Densité de l'air ;

V = Vitesse de l'air ;

C_L = Coefficient de portance ;

S_{REF} = Surface de l'aile.

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

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

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.

1.4. Influence du centrage sur les qualités de manipulation des avions

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.

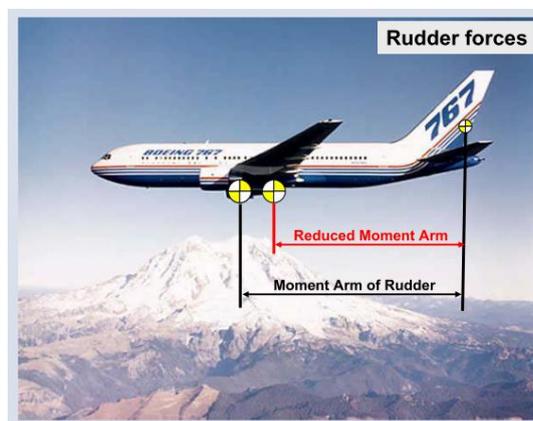


Figure 1-3

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

- Assure des calculs de performance précis ;
- Assure des qualités de manipulation 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.

1.5. Réglage du compensateur horizontal du 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 kts ($V_2 + 10$ à 20 kts 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.

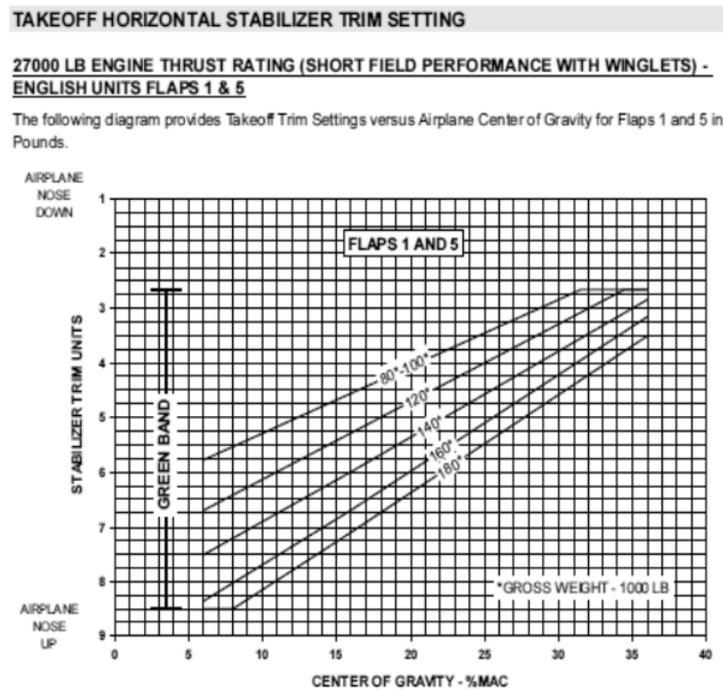


Figure 1-4

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

2.1. Introduction :

L'emplacement longitudinal du C.G d'un avion est habituellement fourni en termes de «corde aérodynamique moyenne» de l'avion, M.A.C. mais avant d'arriver à cela, nous devons définir la méthode générale des moments du calcul d'un CG d'un système solide et tous les inputs qui rentrent dans son développement.

2.1.1. La masse :

C'est la mesure de la quantité de matière dans un objet.

2.1.2 Le poids :

C'est la force exercée sur un objet par l'accélération gravitationnelle. Le poids est le produit de l'accélération gravitationnelle et de la masse : $P = mg$.

Il est exprimé en kilogramme (KG) ou en Livre (Lb).

2.1.3. 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).

2.1.4. 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 : $\text{Moment} = F * d$.

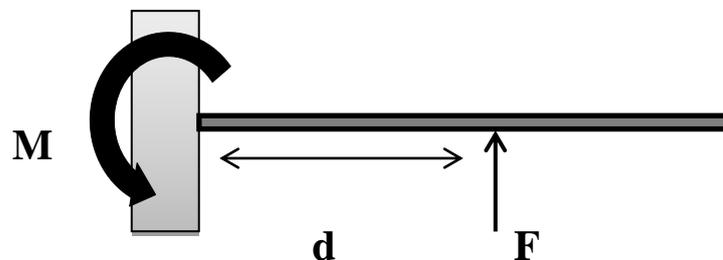


Figure 2-1

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.

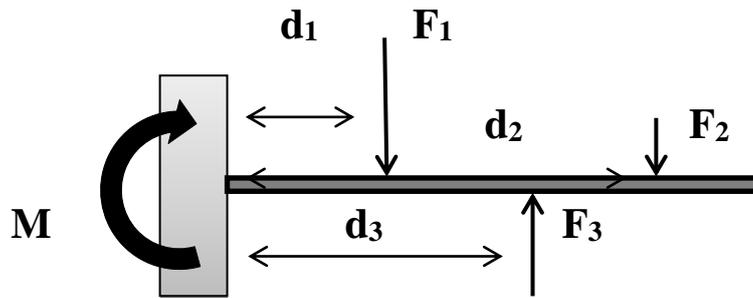


Figure 2-1

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.

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

2.2. Calcul du centre de gravité C.G :

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 ;
- 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 :

$$\text{Poids total} * \text{position du C.G} = (F_1 * d_1) + (F_2 * d_2) + (F_3 * d_3) + \dots \text{ Ou}$$

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

Donc on peut en déduire que :

Position du C.G = moment total ÷ poids total

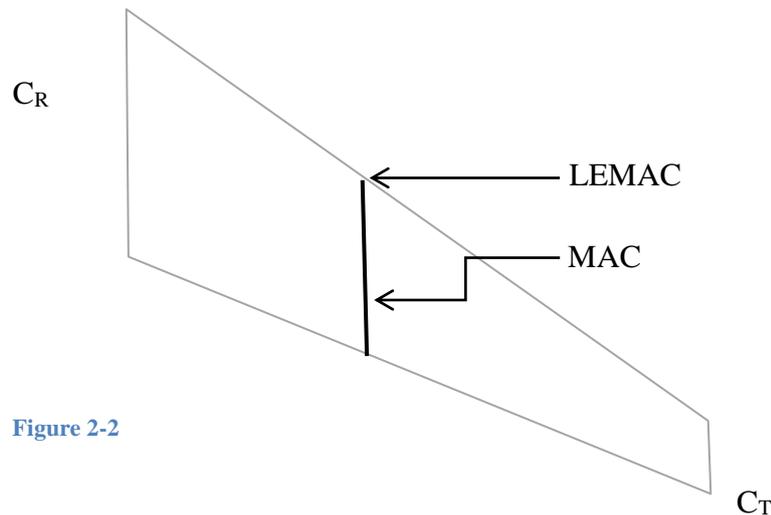
Notons que quel que la référence choisie, le centre de gravité résultant du même système solide ne se change jamais.

2.2.1. La corde aérodynamique moyenne (MAC) :

Le M.A.C. est une valeur pour la corde moyenne efficace et théorique d'une aile utilisée pour examiner les caractéristiques du moment de tangage et les problèmes de masse et de centrage.

Dans le travail de masse et centrage, l'importance du M.A.C. est qu'il est utilisé comme un moyen d'exprimer l'emplacement du C.G.

2.2.2 Calcul de la corde aérodynamique moyenne :



Avec :

C_T = Pointe de la corde ;

C_R = Racine de la corde ;

λ = Allongement de l'aile ; $\lambda = C_T / C_R$;

LEMAC = Leading edge of the MAC (bord d'attaque du MAC);

Le MAC est calculé en utilisant la formule suivante :

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

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

2.2.3 Corde aérodynamique moyenne et le C.G :

Dans le travail de masse et de centrage, MAC est utilisé comme un moyen d'exprimer l'emplacement du C.G.

Nous exprimons le C.G. en termes de % MAC.

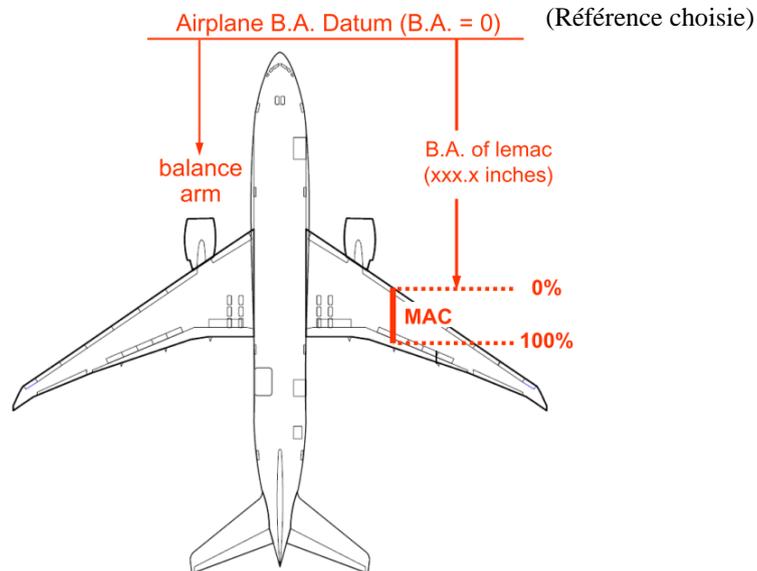


Figure 2-3

La distance par rapport à la référence de l'avion est appelée bras levier ou balance arm (BA) en anglais. Par la suite nous allons noter BA pour le bras levier.

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

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

Le centre de gravité d'avion est généralement exprimé en ce Mac ci-dessus :

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

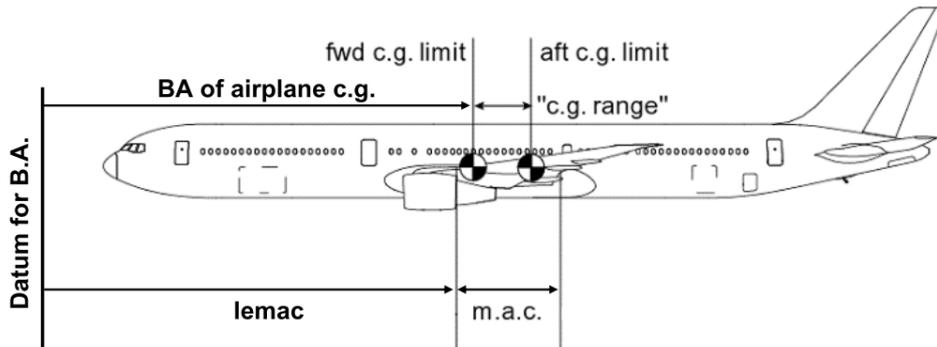


Figure 2-4

2.3. Limites du centre de gravité :

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

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.

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 :

- Le poids vide opérationnel ;
- L'arrangement des sièges intérieurs ;
- le chargement du cargo - vrac, palettes, conteneurs ;
- Chargement et utilisation du carburant ;
- Restrictions structurelles ;
- 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 opérationnelle correspondante à la figure ... (le poids est exprimé en Lb).

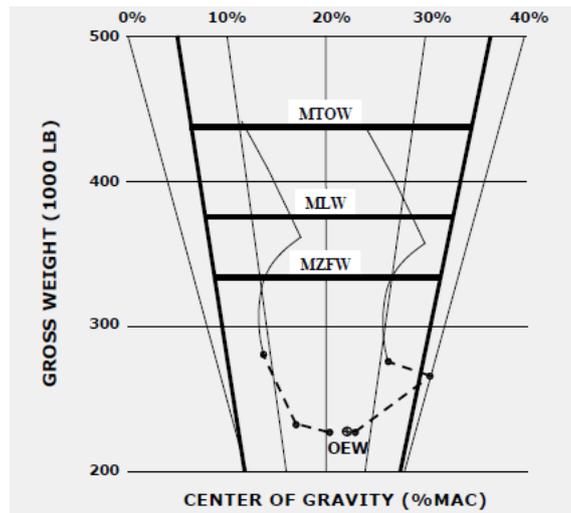


Figure 2-5

2.3.1. Charge d'aile constante :

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

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

$$\sum M_{\text{QUEUE}} = \text{POIDS} * (\text{BA}_{\text{QUEUE}} - \text{BA}_{\text{C.G.}}) - \text{PORTANCE}_{\text{AILE}} * (\text{BA}_{\text{QUEUE}} - \text{BA}_{\text{AILE}}) = 0$$

$$\text{PORTANCE}_{\text{AILE}} = \text{POIDS} * (\text{BA}_{\text{QUEUE}} - \text{BA}_{\text{C.G.}}) / (\text{BA}_{\text{QUEUE}} - \text{BA}_{\text{AILE}})$$

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.

2.3.2. Charge de queue constante :

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

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

$$\sum M_{\text{AILE}} = \text{POIDS} * (\text{BA}_{\text{AILE}} - \text{BA}_{\text{C.G.}}) - \text{PORTANCE}_{\text{QUEUE}} * (\text{BA}_{\text{QUEUE}} - \text{BA}_{\text{AILE}}) = 0$$

$$\text{PORTANCE}_{\text{QUEUE}} = \text{POIDS} * (\text{BA}_{\text{AILE}} - \text{BA}_{\text{C.G.}}) / (\text{BA}_{\text{QUEUE}} - \text{BA}_{\text{AILE}})$$

2.3.3. 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 C.G.

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.

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

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

La charge sur le NLG 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 NLG sont atteintes.

2.3.4. 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 C.G.

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

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

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

La charge sur le MLG 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 MLG 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 ...)

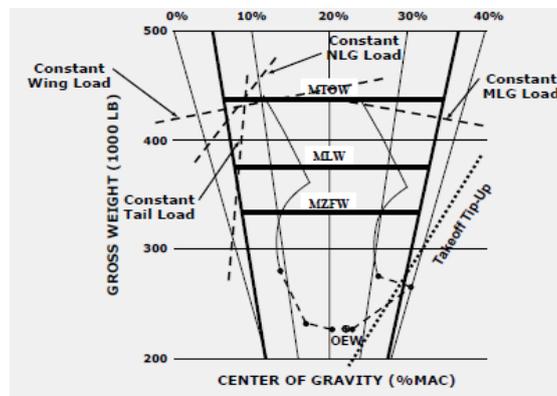


Figure 2-6

Et son apparence finale sera telle que dans la figure suivante :

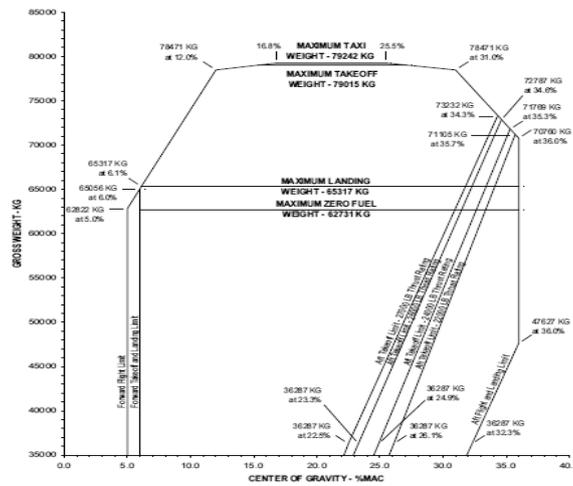


Figure 2-7

Mais des réductions sur ces limitations certifiées 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 résultant s'appelle opérationnel.

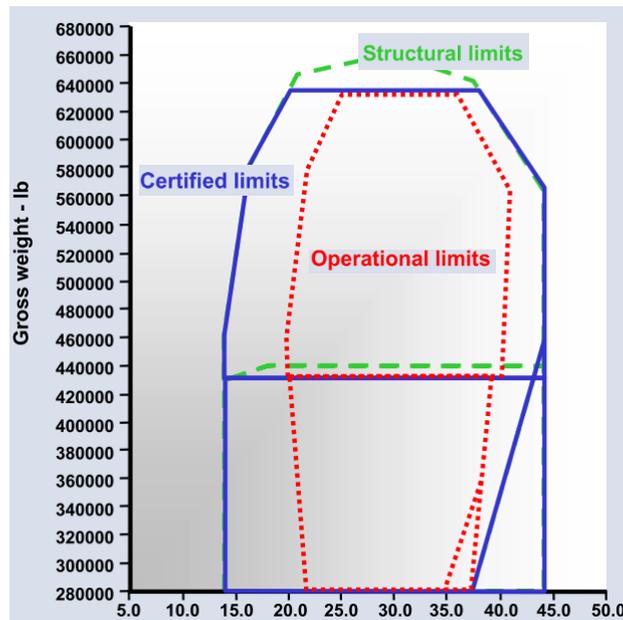


Figure 2-8

2.4.1. Définitions des masses et des limites certifiées

Un certain nombre de masses est associé à un avion de transport public et beaucoup d'entre elles apparaissent dans le calcul des limitations et de la charge offerte. Ces masses sont définies par une réglementation internationale.

2.4.2. Masse à vide du fabricant (MEW)

Elle est définie comme étant le poids 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 vendeur ;
- Les extincteurs.

2.4.3. Masse à vide de base (BEW)

C'est la masse à vide du fabricant (MEW) plus les articles standards, 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.

Les articles standards sont :

- Les fluides d'injection de carburant, huiles, et de carburant inutilisable ;
- L'eau non potable ;
- Les trousseaux de premiers soins, lampes torches, mégaphone, etc ;
- Les équipements d'oxygène d'urgence ;
- Les chariots du catering, fours, etc ;
- Les équipements électroniques requis par l'opérateur.

2.4.4. Masse à vide opérationnelle (OEW)

C'est la masse à vide de base (BEW) plus les articles opérationnels qui sont le personnel, ainsi que les équipements et fournitures nécessaires à une opération particulière, mais non compris dans le poids à vide de base. Certaines compagnie le nomme Dry Operating Weight (DOW) ou encore Basic Operating Weight (BOW)

Les articles opérationnels sont :

- L'équipage de vol et de cabine et leurs bagages ;
- Les manuels et équipements de navigation ;
- Les équipements de service amovible :
 - cabine (couvertures, oreillers, papiers, etc.)
 - cuisine (nourriture, boissons, etc.)
- L'eau potable ;
- Les liquides de toilette et produits chimiques ;
- Les radeaux de sauvetage, gilets de sauvetage, émetteurs d'urgence ;
- Les conteneurs de fret, palettes et / ou équipements d'arrimage de cargaison s'ils sont utilisés.

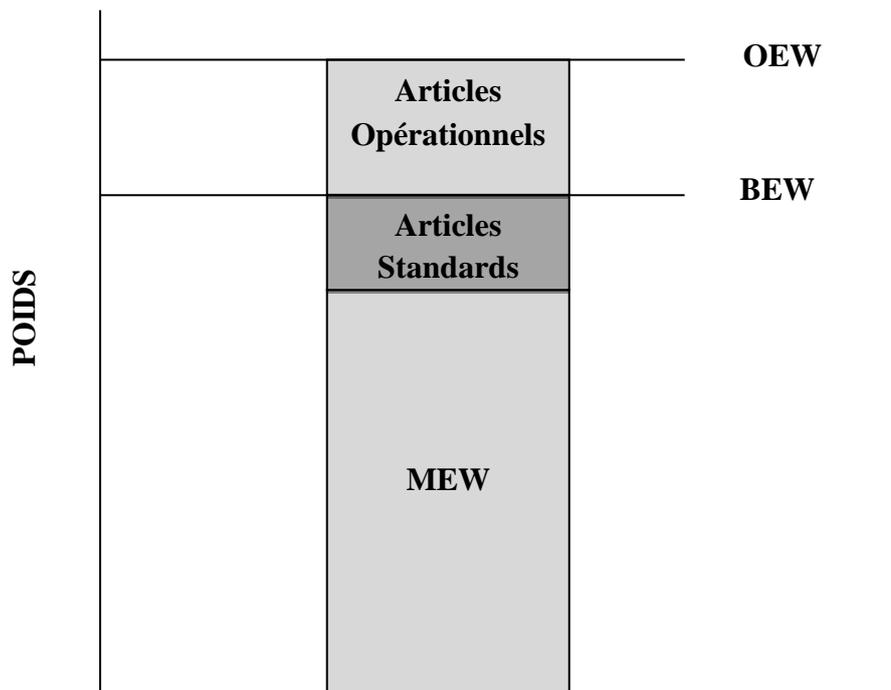


Figure 2-9

2.5. Les limitations structurelles

Les capacités de poids maximum absolu pour un avion donné sont appelées les limites de masse structurelles de l'avion.

Elles sont basées sur la capacité structurelle maximale de l'avion et définissent « l'enveloppe » pour le graphe du C.G (à la fois le poids maximum et les limites de position du C.G).

La capacité structurelle de l'avion est généralement fonction du moment où l'avion a été construit. Mais dans certains cas, la capacité structurelle des avions fabriqués antérieurement peut être améliorée en changeant certaines parties de l'avion.

Les masses maximales admissibles pouvant être utilisées légalement par une compagnie aérienne sont énumérées dans le manuel de vol (AFM) et dans le manuel de masse et centrage (WBM). Ce sont les limites de poids certifiées de l'avion, et sont souvent inférieures aux limites structurelles.

2.5.1. Masse maximale au roulage - MTW (Maximum Taxi Weight) :

C'est la masse maximale autorisée pour le mouvement de l'avion au sol (roulage ou remorquage).

2.5.2. Masse maximale au décollage – MTOW (Maximum Take Off Weight) :

C'est la masse maximale autorisée au début de la course au décollage. (Conçue pour un taux de chute de 6 ft/s (360 pieds / min) au toucher sans dommage structurel).

2.5.3. Masse maximale à l'atterrissage – MLW (Maximum Landing Weight) :

C'est la masse maximale autorisée pour l'atterrissage normal de l'avion. (Conçue pour un taux de chute de 10 ft/s (600 pieds / min) au toucher sans aucun dommage structurel). A noter que dans ce cas-là, l'avion nécessite une inspection avant de refaire un autre vol.

2.5.4. Masse maximale sans carburant – MZFW (Maximum Zero Fuel Weight) :

C'est la masse maximale autorisée avant que le carburant utilisable ne soit chargé dans les sections définies de l'aéronef.

2.6 Limitations de masse supplémentaires

2.6.1 Masse maximale en vol :

C'est la masse maximale pour le vol avec les volets d'atterrissage déployés. (Uniquement sur 747 classique, 737 classique, et 727).

2.6.2 Masse maximale de transfert de carburant (MFTW) :

C'est la masse maximale pour initier le transfert de carburant des réservoirs de réserve aux réservoirs principaux (747 uniquement).

2.7. 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.

La figure suivante (figure...) nous montre les composants des différentes masses de l'avion.

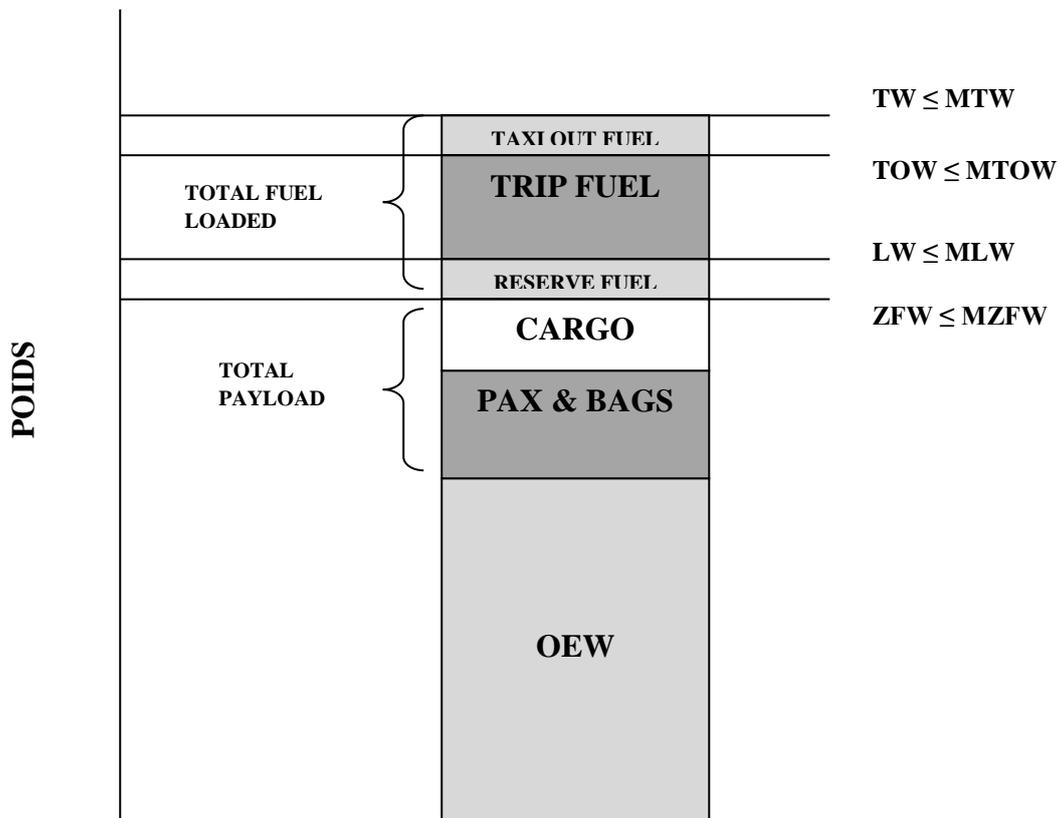


Figure 2-0-10

La formule pour calculer la masse opérationnelle au décollage sera comme suit :

$$TOW = OEW + (PAX \& BAGS) + CARGO + TOTAL FUEL LOADED - TAXI OUT FUEL$$

On a aussi d'autres limitations, comme celle du carburant ou encore celle du chargement du cargo. Dans ce qui suit, on va expliquer ces limitations supplémentaires.

2.7.1. Les capacités 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).

La figure suivante explique ces différentes quantités de carburant (figure...).

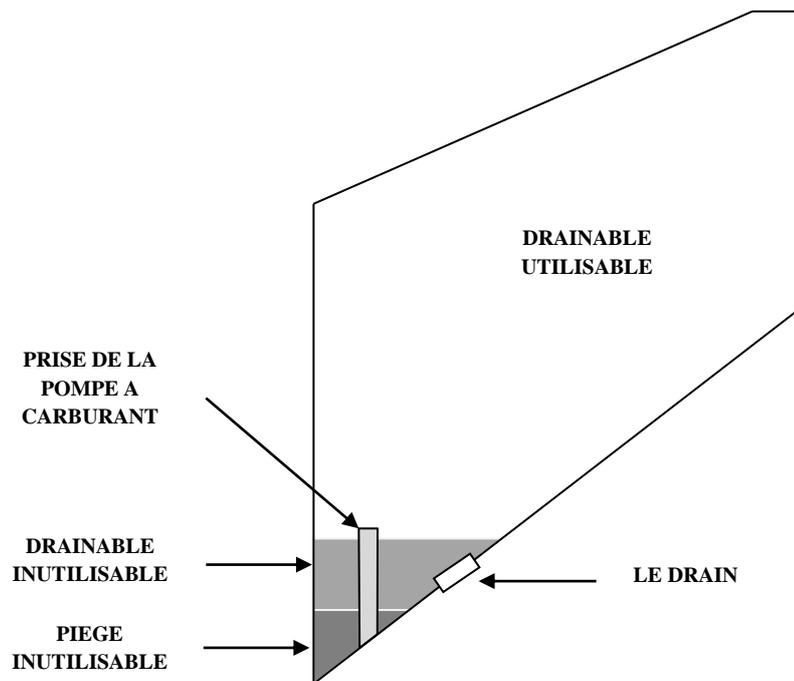


Figure 2-11

Nous allons passer à présent aux limites de chargement d'un avion donné.

2.7.2. Les limites de chargement de la cargaison

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

- Marchandises en vrac ;
- Marchandises conteneurisées.

2.7.2.1 Compartiment chargé en vrac

La marchandise en vrac est chargée directement dans la soute inférieure de l'avion.(figures ...)



Figure 2-12

2.7.2.2 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...)



Figure 2-13

2.7.3. L'unité de chargement (ULD)

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

- Conteneurs ;
- Palette 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 rapides.

Les limites sont donc les suivantes :

- charge du compartiment ;
- charge linéaire ;
- charge de zone ;
- charge linéaire combinée ;
- Charge cumulée.

2.7.4.1. La 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).

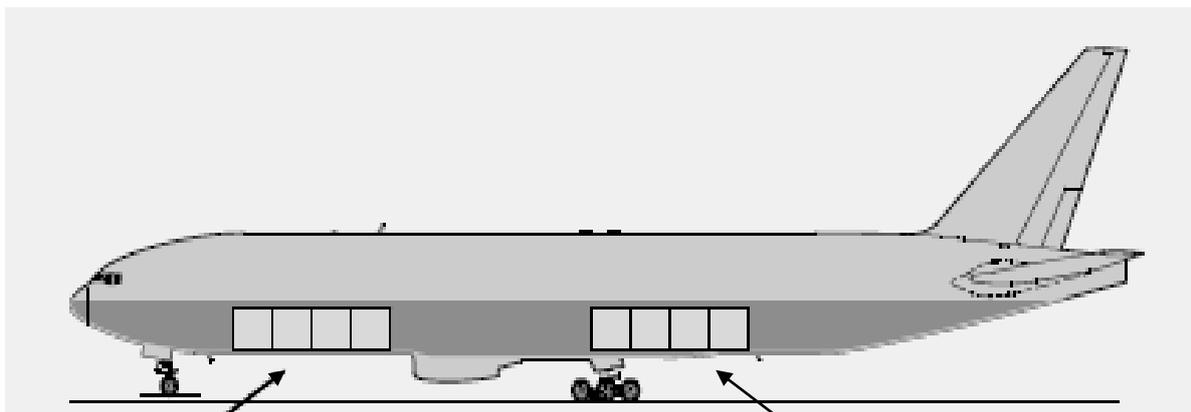


Figure 2-14

2.7.4.2. La 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).

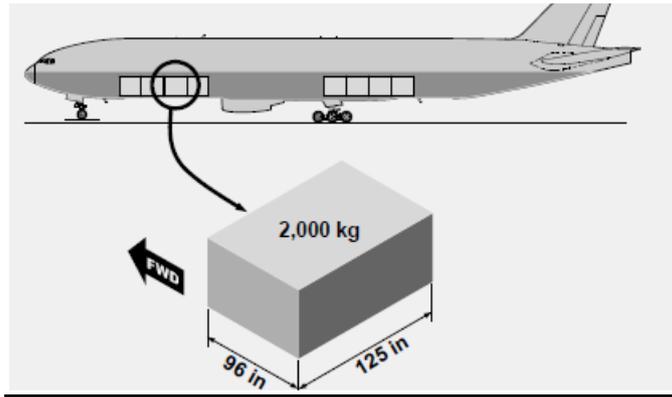


Figure 2-15

Selon la figure au-dessus (figure 2-15), on aura l'équation pour calculer la charge linéaire :

$$\text{Charge linéaire} = 2000 \text{ Kg} / 96 \text{ in} = 20.8 \text{ Kg/in}$$

2.7.4.3. 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).

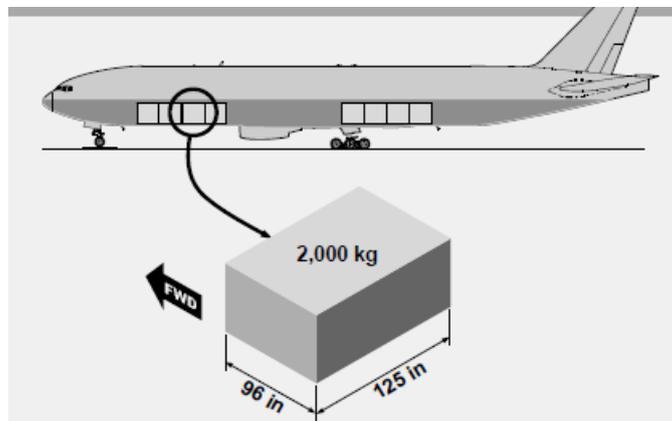


Figure 2-16

Selon la figure au dessus (figure 2-16), on aura l'équation pour calculer la charge de zone :

$$\text{Charge de zone} = (2000 \text{ Kg} / 96 \text{ in} * 125 \text{ in}) * (144 \text{ in}^2 / \text{ft}^2) = 24 \text{ Kg} / \text{ft}^2$$

3.1. Introduction :

La fonction du « Load Control » (contrôle du chargement) inclus les trois tâches suivantes :

- a. **La fonction D1** : préparation de l'état de chargement (feuille prévisionnelle de chargement) et le plan de chargement qui se basent sur des prévisions PX, Bagages, Frets,... en préservant un centrage optimal de sécurité et d'économie.
- b. **La fonction C2 (Load Controller)** : veille à l'exécution et le contrôle du chargement fournie par la fonction D1.
- c. **La fonction D3** : confection du devis de masse et centrage (Load & trim Sheet) en fonction l'état de chargement réel communiqué par le **Load Controller** de la fonction **C2**.

Les deux fonctions D1 & D3 se fait par le même agent, s'appelle : **Load Planner**.

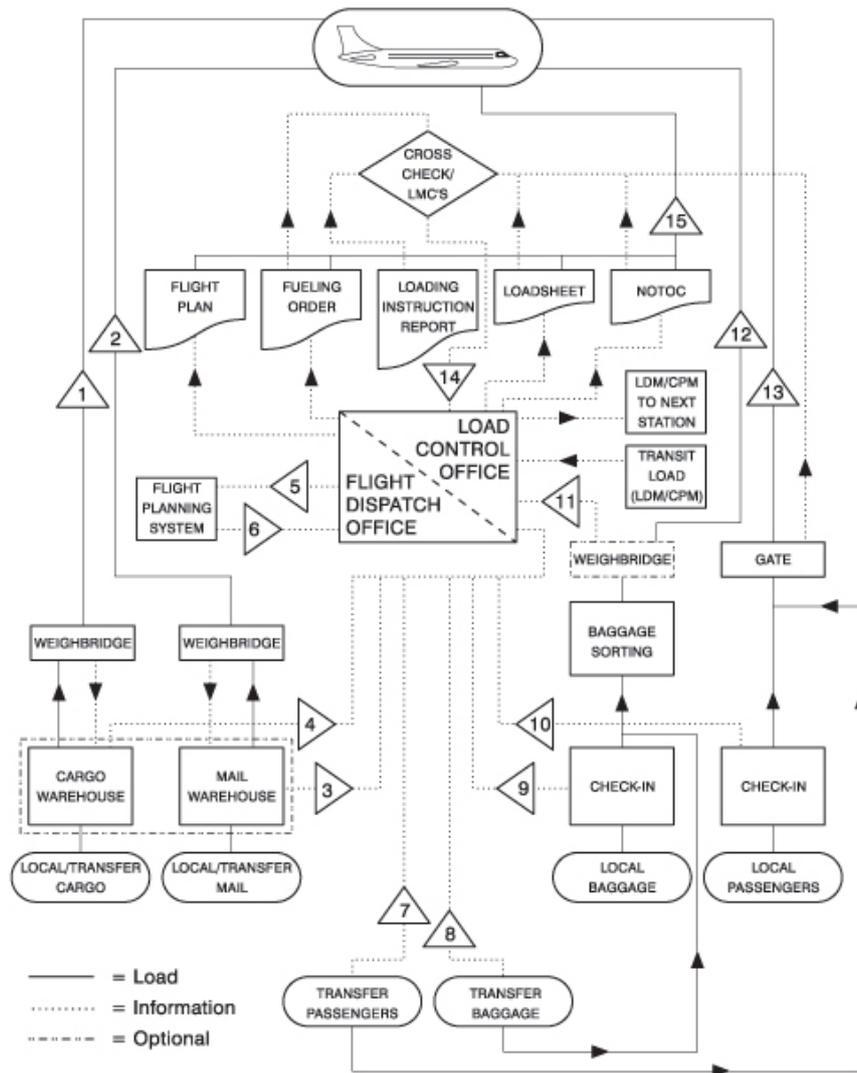


Figure 3-1

3.2.1. Définition du contrôle de chargement

Le programme de chargement est moyen de calculer et contrôler le poids et le centre de gravité au cours des opérations quotidiennes des aéronefs.

3.2.2. 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 structurelles 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 ;

- Avion total.

- Fournit un poids précis et un C.G pour la sélection correcte du réglage du stabilisateur horizontale au décollage ;
- Fournit une masse au décollage précise pour déterminer les vitesses de décollage (V1, VR, V2) et les performances requises ;
- Une capacité de manœuvre adéquate ; Capacité de manœuvre de facteur de charge de +2,5 g à -1 g avec les volets relevés ;
- Une marge de décrochage adéquate ;
- Des qualités de manipulation acceptables dans les axes de tangage et de lacet ;
- Vitesse de contrôle minimale acceptable en cas de vent de travers.

3.2.3. Composants principaux du contrôle du chargement

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

- Feuille de chargement et message de chargement (Loadsheet et Loadmessage).
- Feuille de centrage (Balance and trim chart).

Les programmes de chargement peuvent également inclure un document s'appelle plan de chargement (instruction/rapport de chargement). Plus communément utilisée avec les avions conteneurisés tels que le 767, le 777 et le 747-400.

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

3.2.3.1 Le plan de chargement « instruction / 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.

LOADING INSTRUCTIONS / REPORT		CPM	FLT NO.	A/C REGN	FROM	TO	DATE	PREPARED BY								
 B 777-300		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.														
		(Example Only) 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 DOOR	COMPARTMENT 4			COMPARTMENT 3			COMPARTMENT 2				COMPARTMENT 1				
		44L 43L 42L 41L 36L 35L 34L 33L 32L 31L			26L 27L 26L 25L 24L 23L 22L 21L 14L 13L 12L 11L											
		44R 43R 42R 41R 36R 35R 34R 33R 32R 31R			26R 27R 26R 25R 24R 23R 22R 21R 14R 13R 12R 11R											
DEPARTURE	51 DOOR	44L 43L 42L 41L 36L 35L 34L 33L 32L 31L			26L 27L 26L 25L 24L 23L 22L 21L 14L 13L 12L 11L											
		44R 43R 42R 41R 36R 35R 34R 33R 32R 31R			26R 27R 26R 25R 24R 23R 22R 21R 14R 13R 12R 11R											
		44L 43L 42L 41L 36L 35L 34L 33L 32L 31L			26L 27L 26L 25L 24L 23L 22L 21L 14L 13L 12L 11L											
REPORT	51 DOOR	44L 43L 42L 41L 36L 35L 34L 33L 32L 31L			26L 27L 26L 25L 24L 23L 22L 21L 14L 13L 12L 11L											
		44R 43R 42R 41R 36R 35R 34R 33R 32R 31R			26R 27R 26R 25R 24R 23R 22R 21R 14R 13R 12R 11R											
		44L 43L 42L 41L 36L 35L 34L 33L 32L 31L			26L 27L 26L 25L 24L 23L 22L 21L 14L 13L 12L 11L											
BULK HOLD (COMPARTMENT 5) MAXIMUM HOLD CAPACITY 4,082 KG DOOR DIMS: 81.76 CMS x 111.76 CMS (33.2" x 44.0") AREA MAX GROSS WT. KG MAX VOL. PER UNIT S1 1,701 5.92 CU.M (209 CU.FT) S2 2,778 9.67 CU.M (341 CU.FT)		AFT HOLD (COMPARTMENT 3 & 4) MAXIMUM CUMULATIVE CAPACITY - 31,751 KG ULD MAX GROSS WT. KG MAX VOL. PER UNIT AKE 1,587 4.3 CU.M / 153 CU.FT ALF 3,174 8.7 CU.M / 307 CU.FT AMP 5,000 14.0 CU.M / 493 CU.FT PLA 3,174 7.1 CU.M / 250 CU.FT PAGA/PA** 4,676 10.0 CU.M / 353 CU.FT PMA** 5,102 10.9 CU.M / 385 CU.FT **See Overleaf - Certified Pallet Weight on each Location.			FWB HOLD (COMPARTMENT 1 & 2) MAXIMUM CUMULATIVE CAPACITY - 40,823 KG ULD MAX GROSS WT. KG MAX VOL. PER UNIT AKE 1,587 4.3 CU.M / 153 CU.FT ALF 3,174 8.7 CU.M / 307 CU.FT AMP 5,000 14.0 CU.M / 493 CU.FT PLA 3,174 7.1 CU.M / 250 CU.FT PAGA/PA** 4,676 10.0 CU.M / 353 CU.FT PMA** 5,102 10.9 CU.M / 385 CU.FT **See Overleaf - Certified Pallet Weight on each Location.				TYPE CODES B - BAGGAGE (checked by DUVT) N - No ULD at Position G/B - Quick Transfer (Short / Long) E - Equipment C - Damage L - Load M - Mail P - Pallet D - Crew Baggage U - ULD Container G - Counter X - Empty ULD W - Cargo in security controlled ULD T - Load for Transfer							
ULD ALLOCATED FOR THE FLIGHT																
Destination		Permitted			Actual			Permitted			Actual			TOTAL		
No. of ULD	AKE	ALF	PLT	AMP	AKE	ALF	PLT	AMP	AKE	ALF	PLT	AMP	AKE	ALF	PLT	AMP
Baggage																
Cargo/Mail																
Other Load																
Empty																
Total																

Figure 3-2

Il comporte :

- **L'instruction de chargement :** 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/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 ;

Ci-dessous un exemple du document « instruction/rapport de chargement ».

3.2.3.2. La feuille de chargement et message de chargement (Loadsheets & Loadmessage)

Elle est utilisée pour s'assurer que les limites de poids ne sont pas dépassées pendant le chargement. Elle n'inclut pas le centrage.

MASSE DE BASE ET OPERATIONNELLE

CHARGE OFFERTE

REPARTITION DE LA CHARGE OFFERTE

MASSES BRUTES DE L'AVION

SUR / SOUS CHARGES ET CHANGEMENTS DE DERNIERE MINUTE

LOADSHEET and LOADMESSAGE																	
ALL WEIGHTS IN KILOGRAMS																	
Address																	
Originator			Flight		A/C Type		A/C Reg.		Version		Crew		Date				
Basic Weight			Maximum Weights for			Zero Fuel			Take Off			Landing					
Crew			Take Off Fuel			Trip Fuel											
Pantry			Allowed Weight for Take-off			a			b			c					
Spares			Operating Weight														
Dry Operating Weight =			Corrections +/-														
Take Off Fuel +			Operating Weight														
Operating Weight =			Allowed Traffic Load =														
DEST		No. of Passengers		Cab. Bag		TOTAL					Weight Distribution					Remarks	
		M F Ch Inf				1 2 3 4 0					PAX PAD						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						
Tr						/1 /2 /3 /4 /0											
B																	
C																	
M											Pax / Pad /						

3.2.3.3. La feuille de centrage

Elle est utilisée pour calculer et vérifier le C.G de l'avion par rapport aux limites certifiées du centre de gravité pendant le fonctionnement et à diverses conditions de masses.

Ce C.G 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.

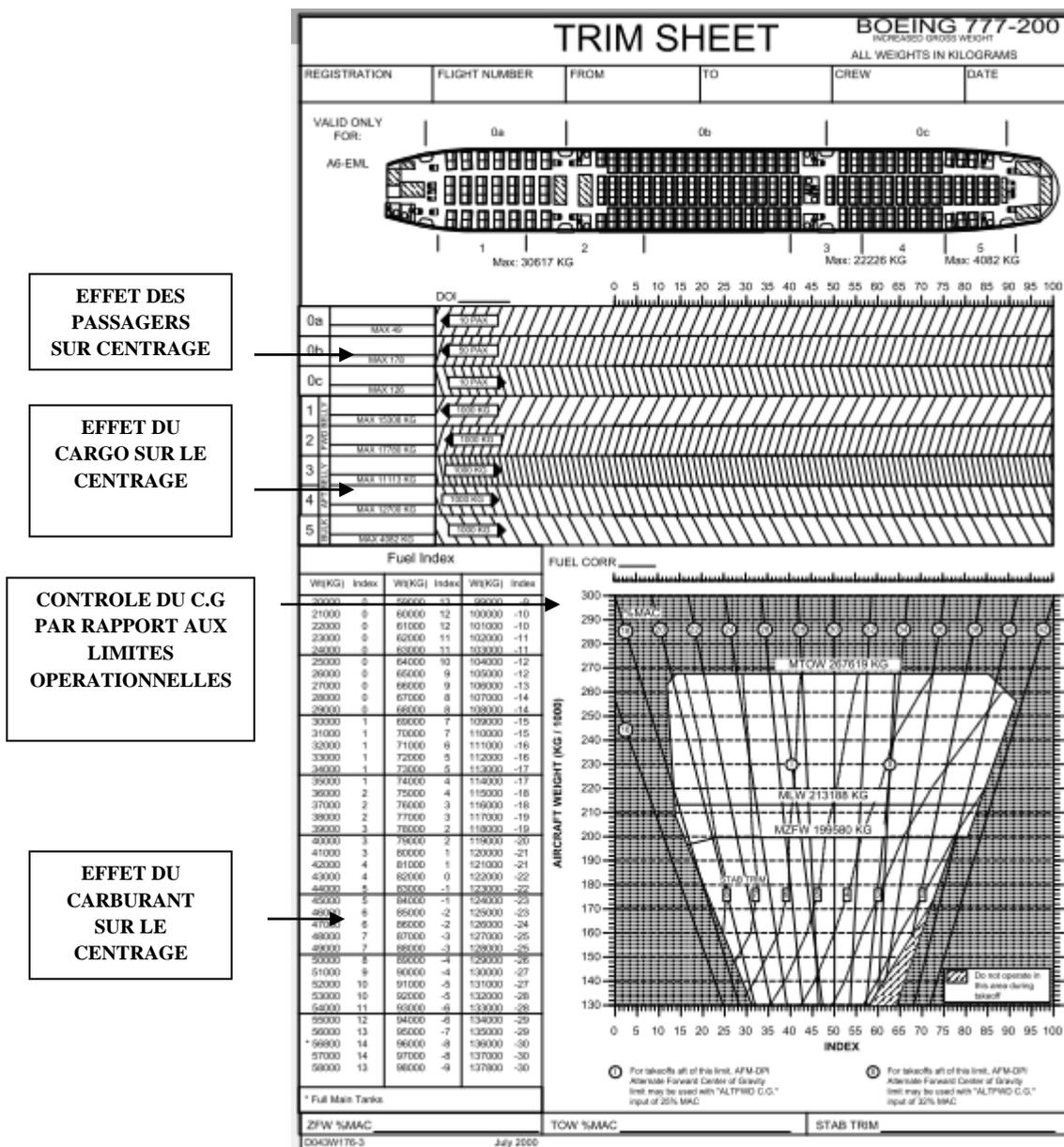


Figure 3-4

Feuille de chargement et centrage électronique :

La Loadsheet électronique définie par l'AHM 517 inclus les deux manifestes du chargement et centrage, ce produit automatisé est notre objectif de ce modeste travail.

Le schéma ci-dessous illustre son contenu et ventilation.

Loadsheet		checked	approved	edno
all weights in kilogram				01
• Flight Information	from/to flight	a/c reg	version	crew date time
	zrh lis ab767/27	xyabc	b40/322	3/3/17 27aug74 1112
• Payload Distribution	load in compartments	weight	distribution	
		20417	1/2340 2/6633 3/8376 4/1938	
	passenger/cabin bag	14305	180/11/6 ttl 197 cab 182	
			fy 9/182 soc 0/3	
• Aircraft weights	total traffic load	34722		
	dry operating weight	165970		
	zero fuel weight	actual 200692	max 238800	adj
	take off fuel	80890		
	take off weight	actual 281582	max 325000	adj
	trip fuel	31270		
	landing weight	actual 250312	max 255800	l adj
• Aircraft Balance	balance and seating conditions		last minute changes	
	doi 92.0 dli 90.0 lizfw 82.2		dest spec	cl/cpt + - weight
	a 9.b 49.c 63.d 47soc 3.e 23			
• Last Minute Changes	underload before lmc	5488		lmc total + -
• Over/Under Load	captains information/notes			
	cg limit tow fwd 20.0 aft 90.0			
	law fwd 24.0 aft 88.0			
	loadmessage before lmc			

Figure 3-5

3.3. Développement des équations d'index

Sur les graphiques de la Loadsheat, le CG est exprimé en unité d'index.

Comment et pourquoi change-t-on l'échelle de % MAC en unités d'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.

L'index est donc 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'indice sont généralement positives.

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 :

$$\text{MOMENT} = \text{POIDS} * \text{BA}$$

En utilisant l'avion comme référence pour les calculs de moment, on aura de très grands nombres sur la feuille de chargement, et le graphe du CG sera incliné vers la droite (figure ...)

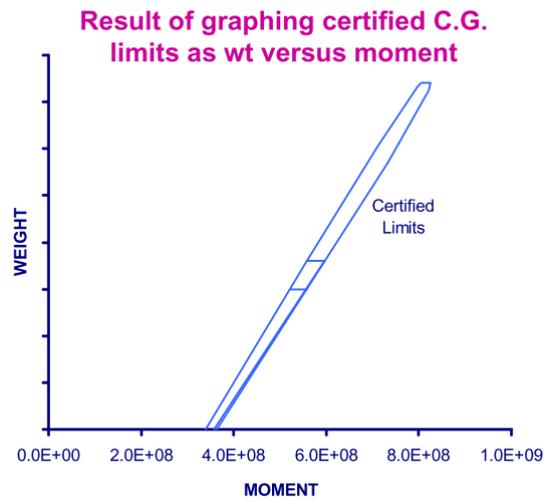


Figure 3-6

On a aussi :

$$\text{MOMENT} = \text{POIDS} * (\text{BA} - \text{BA}_{\text{REF}})$$

Avec : $(\text{BA} - \text{BA}_{\text{REF}}) = \Delta \text{ Arm}$.

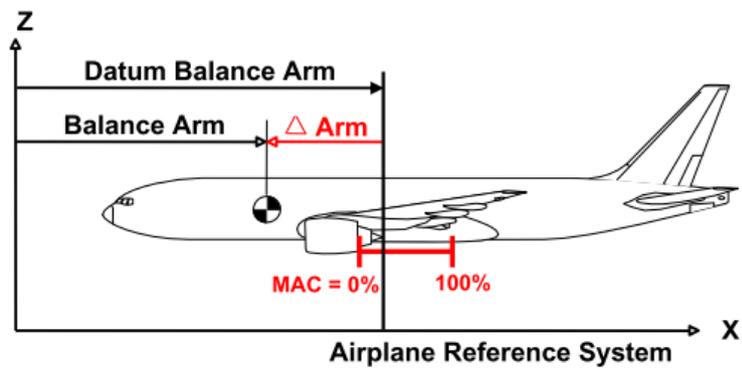


Figure 3-7

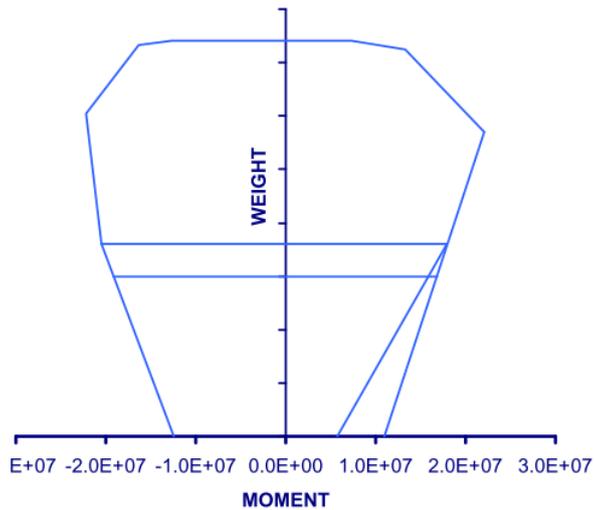


Figure 3-8

Cette étape centre et ouvre l'enveloppe, mais il sera plus facile de travailler avec des valeurs plus petites que celles de cette échelle-là.

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

$$\text{INDEX} = \text{MOMENT} / \text{MOMENT CONSTANT}$$

$$\text{INDEX} = \text{POIDS} * (\text{BA} - \text{BA}_{\text{REF}}) / \text{MOMENT CONSTANT}$$

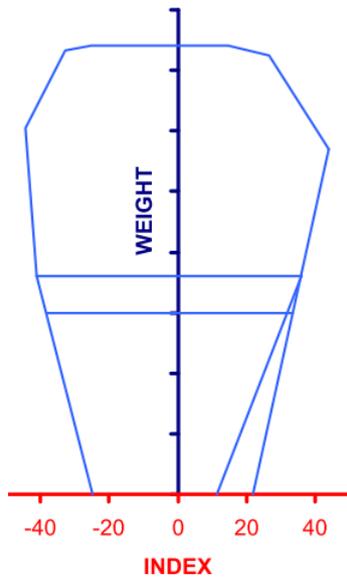


Figure 3-9

Cela donnera des nombres faciles à utiliser, mais on voudrait traiter que des nombres positifs.

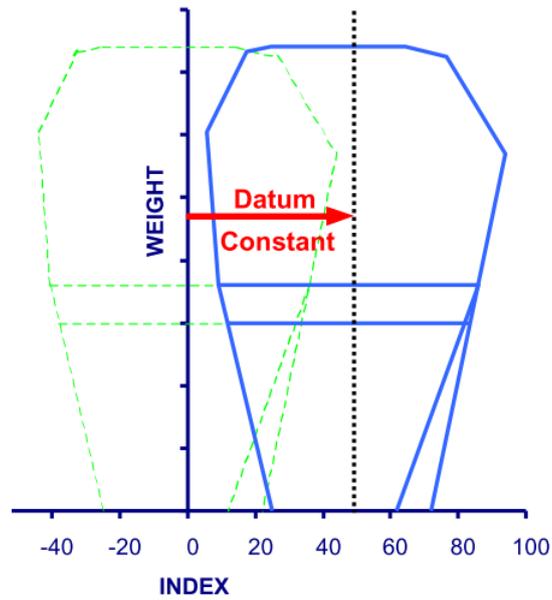


Figure 3-10

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

$$\text{INDEX} = [\text{POIDS} * (\text{BA} - \text{BA}_{\text{REF}}) / \text{MOMENT CONSTANT}] + \text{CONSTANTE}$$

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

Cette dernière étape fournit une forme pratique à utiliser dans une feuille de chargement.

4.1. Introduction :

L'automatisation d'un système de calcul donné dans n'importe quel domaine présente de nombreux avantages.

Il permet d'exécuter la tâche spécifiée en un laps de temps plus court que si elle était faite manuellement. Ainsi, ceci minimise les erreurs de calcul ou d'inattention. Par conséquent la charge de travail sera réduite, qui signifie moins de personnel mobilisé (1 personne qui utilise un logiciel de calcul au lieu de 3 personnes faisant les calculs manuellement).

Et bien tout cela s'applique parfaitement à notre cas. En effet ce logiciel permettra aux TNAO de faciliter le travail de calcul de masse et centrage en l'achevant en un temps record avec le moins d'erreurs possible. A noter que le processus de masse et centrage pour le B737-800 se fait jusqu'alors manuellement.

Pour cela on a utilisé un langage de programmation très connue qui est le MATLAB (version 2014a).

Ce logiciel est utilisé à des fins de calcul numérique. Il permet de manipuler des matrices, d'afficher des courbes et des données, de créer des interfaces utilisateurs, et peut s'interfacer avec d'autres langages comme le C, C++, Java ainsi que Fortran.

On a choisi de créer une seule interface contenant tous les inputs et outputs ainsi qu'une visualisation des résultats obtenus sur l'enveloppe opérationnelle, pour générer à la fin une e-Loadsheet conforme au format édicté par l'IATA dans l'AHM517 (expliqué dans le chapitre précédant).

4.2. Les inputs :

Pour tout logiciel de calcul, on a besoin d'inputs ; c'est-à-dire des données à introduire pour que le programme commence les calculs.

Donc on aura les inputs suivants :

1. Les informations de vol :

- Le numéro de vol : Tassili Airlines doit utiliser son code IATA « SF » dans le début de ses numéros de vol, suivies de 4 chiffres.



Flight Info	
FLIGHT NUMBER	SF
DEPARTURE	AAE
DESTINATION	AAE

Figure 4-1

- L'aérodrome de départ /destination : ces menus contiennent les codes IATA des aéroports desservis par la compagnie Tassili Airlines. Ces codes sont composés de 3 lettres majuscules, en sachant que chaque aéroport dans le monde n'a qu'un seul et unique code.

2. Les informations sur l'appareil :

- Immatriculation de l'appareil : constitué de 5 caractères : 7T pour désigner l'Algérie, V pour spécifier que c'est un avion de transport civil, puis 2 lettres majuscules désignant un appareil en particulier.



Figure 4-2

Tassili Airlines exploite 4 avions de type B737-800 dont leurs poids et index de base se diffèrent.

Tableau 1

Immatriculation	Poids ajustés	Index ajustés
7T-VCA	42971	51.37
7T-VCB	42988	51.23
7T-VCC	42979	51 .43
7T-VCD	42994	51.17

- L'équipage : est présenté sous la forme de 2 chiffres espacés par un slash, le premier désigne le nombre de PNT qui travaillent dans le cockpit, et le deuxième désigne

le nombre de PNC, qui ont 2 postes de travail, un à l'avant (FWD) et l'autre à l'arrière (AFT).

Les poids des PNT et PNC (incluant leurs bagages) sont tel que définies dans le tableau suivant :

Tableau 2

	Poids
PNT	85
PNC	75

Les configurations de l'équipage seront comme suit :

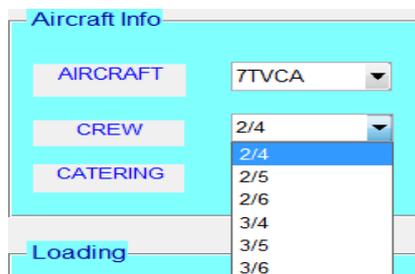


Figure 4-3

Tableau 3

Code équipage	PNT	PNC	Disposition du PNC
2/4	2	4	2 FWD / 2 AFT
2/5	2	5	2 FWD / 3 AFT
2/6	2	6	2 FWD / 4 AFT
3/4	3	4	2 FWD / 2 AFT
3/5	3	5	2 FWD / 3 AFT
3/6	3	6	2 FWD / 4 AFT

Les tableaux ci-dessous donnent l'influence du poids de l'équipage sur l'index ainsi que la longueur de leurs bras par rapport à la station de référence.

Tableau 4

Nombre de sièges max (cockpit)	Longueur du bras de la station de référence		Influence sur l'index (par Kg)	
3	±	- 610.5 inches	±	-0.01744

Tableau 5

Disposition des sièges (cabine)	Nombre de sièges max (cabine)	Longueur du bras de la station de référence		Influence sur l'index (par Kg)	
Porte avant (FWD)	2	±	- 542.3 inches	±	- 0.01549
Porte arrière (AFT)	4	±	512.7 inches	±	0.01465

- Le catering : représente les repas et les boissons servis durant le vol. On compte un chargement de 50kg de catering pour l'équipage (quel que soit l'heure du vol) entreposé dans les galleys G1 et G2 qui se trouvent à l'avant de l'avion. Quant aux passagers, nous avons évalués 4 configurations possibles :



Figure 4-4

- Premier cas : des rafraichissements sont servis aux passagers (eau potable, jus, soda). On estime leurs poids à 0.65 Kg par passager.
- Deuxième cas : petit déjeuner ou snack, dont le poids est estimé à 1 Kg par passager.
- Troisième cas : un repas chaud (déjeuner ou diner). Son poids est d'environ 1.7 Kg.
- Quatrième cas : un repas VIP qui avoisinera les 2.5 Kg.

Le chargement de catering pour les passagers est entreposé dans le galley G4B qui se trouve à l'arrière de l'avion.

Le tableau ci-dessous nous donne l'influence du poids du catering sur l'index, ainsi que leurs longueurs du bras par rapport à la station de référence.

Tableau 6

Disposition des galleys	Longueur du bras de la station de référence		Influence sur l'index (par Kg)	
	±	(inches)	±	Par Kg
G1		-573.3		-0.01638
G2		-508.3		-0.01452
G4B		558.7		0.01596

3. Le carburant : on introduit ici les valeurs du Bloc Fuel, Trip Fuel, et Taxi Fuel. A noter que les valeurs seront en Kg.

Fuel	
BLOC FUEL	<input type="text"/>
TRIP FUEL	<input type="text"/>
TAXI FUEL	<input type="text"/>

Figure 4-5

Le moment crée par le carburant montre 2 tendances non linéaires : la première jusqu'à huit (8) tonnes tend vers l'arrière car on commence par le remplissage des réservoirs situés dans les ailes, au-delà de cette huit (8) tonnes la deuxième tendance tend vers l'avant à cause du remplissage du réservoir central situé à l'avant de l'appareil. Le schéma ci-dessous illustre ces 2 tendances en fonction du poids du carburant.

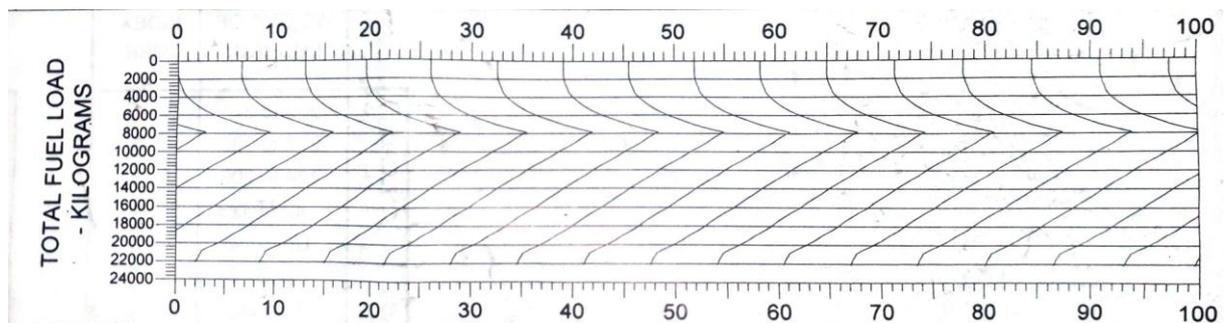


Figure 4-6

Ces tendances sont conformes aux Δ index répertoriés dans le tableau suivant :

Poids du carburant	Index
500	0.0
1000	0.0
1500	0.0
2000	0.1
2500	0.2
3000	0.4
3500	0.6
4000	1.0
4500	1.5
5000	2.1
5500	2.9
6000	3.9
6500	5.1
7000	6.5
7500	8.1
7828	9.4
8000	9.1
8500	8.4
9000	7.7
9500	6.9
10000	6.1
10500	5.3
11000	4.5
11500	3.7
12000	3.0
12500	2.3
13000	1.5

Tableau 7

13500	0.8
14000	0.1
14500	-0.6
15000	-1.3
15500	-2.0
16000	-2.7
16500	-3.5
17000	-4.2
17500	-4.9
18000	-5.6
18500	-6.3
19000	-7.1
19500	-7.9
20000	-8.7
20500	-9.7
20893	-10.4
21000	-10.4
21500	-10.7
22000	-10.9
22140	-11.0
Taxi Fuel	200Kg / 0.0 index

Des pentes appropriées sont dérivées pour chaque nouvelle variation du Δ index.

4. Le chargement :

The image shows a 'Loading' form with two rows of input fields. The first row is labeled 'PAX NUMB' and contains three fields: 'AD' (Adults), 'CHD' (Children), and 'INF' (Infants). The second row is labeled 'PAX ZONES' and contains three fields: '0a', '0b', and '0c'. Each field is a light blue box with a white border and a small white input area to its right.

Figure 4-7

On introduit le nombre de passagers (Adulte, Enfant, et Bébé), ainsi que le nombre de passagers par zone, comme le montre la figure.

Tableau 8

Catégories	Normes
Adulte	84
Enfant	35
Bébé	0

Les passagers seront répertoriés soit dans la catégorie « Adulte » si elle a plus de 12 ans, soit dans la catégorie « Enfant » si elle a moins de 12 ans. Le poids des bébés est négligeable.

Tableau 9

Nom des zones	Nombre de siège par zone			Total par zone
	Classe 1 (F)	Classe 2	Classe 3 (Y)	
0a	20	0	0	20
0b	0	0	72	72
0c	0	0	63	63
Total par classe	20	0	135	155

Le tableau ci-dessus explique la configuration des sièges dans la cabine (20F/135Y), de telle façon qu'on aura un maximum de 20 sièges en Classe 1 dans la zone 0a, 135 sièges en Classe 3 (un maximum de 72 dans la zone 0b et 63 dans la zone 0c). Pour un total de 155 sièges.

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

Tableau 10

Zones	Longueur du bras de la station de référence	Influence sur l'index (par Kg)
Cabin 0a	-375.3	-0.01072
Cabin 0b	-72.6	-0.00207
Cabin 0c	292.1	0.00835

Après cela, on introduit les poids de chaque soute en tenant compte des limites suivantes :

Tableau 11

Numéro de la soute	Codification	Poids maximal	Volume (m ³)	Longueur du bras de la station de référence	Influence sur l'index (par Kg)
Soute 1	1	888	4.39	-423.5	-0.01210
Soute 2	2	2670	14.64	-260.05	-0.00743
Soute 3	3	4086	20.75	208.95	0.00597
Soute 4	4	763	3.85	421.3	0.01199

5. L'enveloppe opérationnelle :

C'est une représentation graphique des limites structurales et opérationnelles. Elle est exprimée par des poids en fonction du %MAC comme montre la figure suivante :

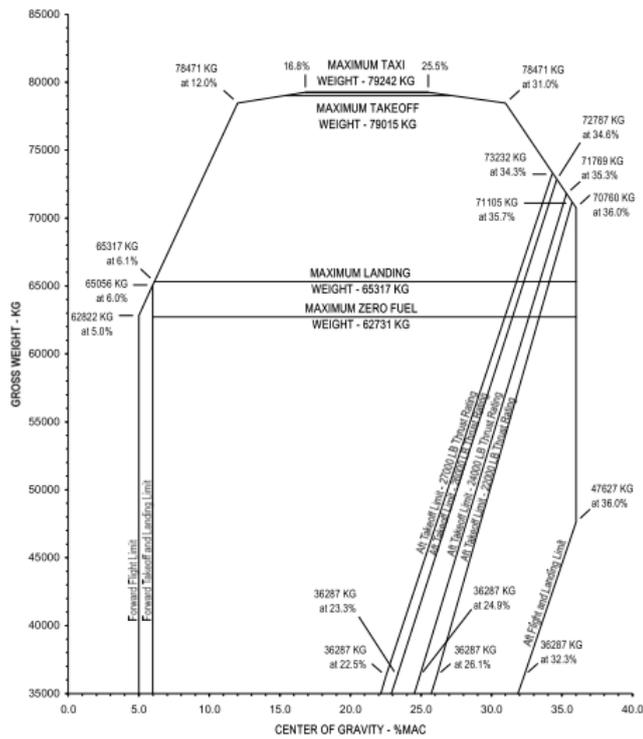


Figure 4-8

Ou en index et pour la poussée des moteurs des B738 de Tassili qu'est de 27 000 LBS :

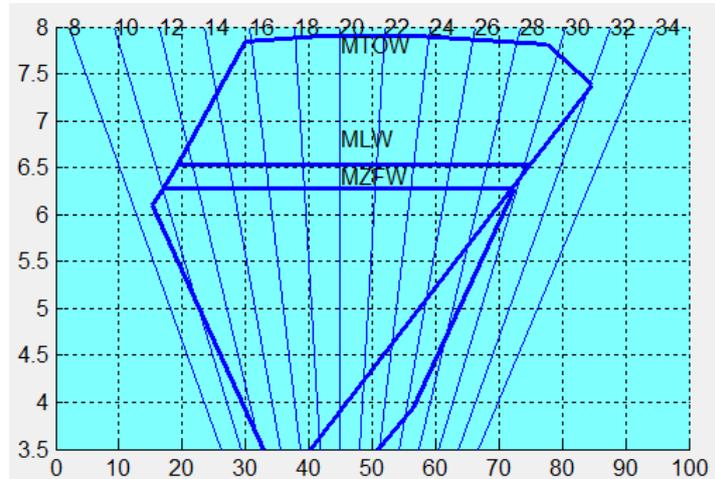


Figure 4-9

Les index des limites avant et arrière de la dite enveloppe sont répertoriés dans le tableau suivant :

Tableau 12

AVANT		
Applicabilité	Poids	Index
Décollage	35000	32.8
	60945	15.3
	62731	17.0
	65317	19.2
	78466	30.0
	79015	41.9
En vol	35000	32.8
	60945	15.3
	62731	17.0
	65317	19.2
	78466	30.0
	79015	41.9
Atterrissage	35000	32.8
	60945	15.3
	62731	17.0
	65317	19.2
Zero Fuel	35000	32.8
	60945	15.3
	62731	17.0

ARRIERE		
Applicabilité	Poids	Index
Décollage	35000	40.2
	65317	75.0
	73753	84.7
	78173	77.7
	79015	56.9
En vol	35000	51.0
	39435	56.5
	62731	72.5
	65317	75.0
	73753	84.7
	78173	77.7
Atterrissage	79015	56.9
	35000	51.0
	39435	56.5
	62731	72.5
	65317	75.0
Zero Fuel	35000	51.0
	39435	56.5
	62731	72.5

4.3. Les Outputs

En appuyant sur le bouton « Calculate », les outputs seront les résultats escomptés et ils se résument à ces données-là :

- La charge offerte, et la charge avant les changements de dernière minute ;
- Les masses ZFW, TOW, LW avec leurs MAC respectifs ;
- Une illustration graphique des MAC sur l'enveloppe opérationnelle ;
- Une E-Loadsheet format IATA (AHM 517).

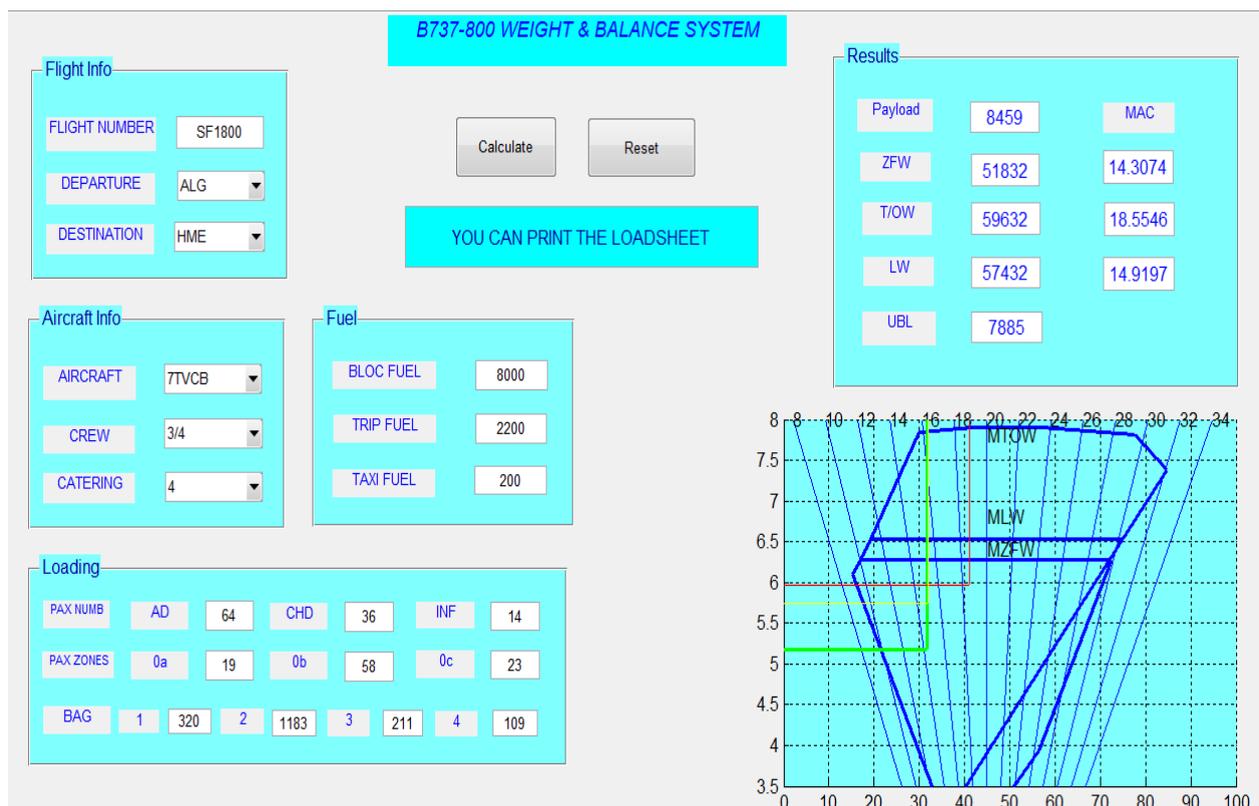


Figure 4-10

Nous aurons donc 3 points situés sur l'enveloppe opérationnelle :

- En vert c'est le MACZFW ;
- En rouge c'est le MACTOW ;
- Et en jaune c'est le MACLW.

Nous avons aussi un message qui dit « YOU CAN PRINT THE LOADSHEET », c'est-à-dire qu'on peut imprimer notre E-Loadsheet à partir de la fenêtre de commande du MATLAB.

TASSILI AIRLINES

L O A D S H E E T
ALL WEIGHTS IN KG

CHECKED BY APPROVED EDNO
01

FROM/TO FLIGHT A/C REG VERSION CREW DATE TIME
ALG HME SF1800/19 7TVCB C20Y135 3/4 19-Sep-2018 11:26

LOAD IN COMPARTMENTS WEIGHT DISTRIBUTION
PASSANGER/CABIN BAG 1823 1/320 2/1183 3/211 4/109
6636 64/36/14 TTL 114 CAB 0
PAX 100

TOTAL TRAFFIC LOAD 8459

DRY OPERATING WEIGHT 43373

ZERO FUEL WEIGHT ACTUAL 51832 MAX 62731 ADJ

TAKE OFF FUEL 7800

TAKE OFF WEIGHT ACTUAL 59632 Max 79015 ADJ

TRIP FUEL 2200

LANDING WEIGHT ACTUAL 57432 MAX 65317 ADJ

BALANCE AND SEATING CONDITIONS LAST MINUTE CHANGES

DOI 52.97 DEST SPEC CL/CPT + - WEIGHT

LIZFW 31.81 MACZFW 14.31

LITOW 41.10 MACTOW 18.55

LILAW 31.95 MACLAW 14.92

SEATING
0a/19 0b/58 0c/23

UNDERLOAD BEFORE LMC 7885 LMC TOTAL + -

LOADMESSAGE AND CAPTAINS INFORMATION BEFORE LMC

THE LOAD AND ITS DISTRIBUTION ARE IN ACCORDANCE WITH
THE LOADING INSTRUCTIONS AND THE AIRLINE DIRECTIVES

SIGNED.....

LDM
SF1800/19.7TVCB.C20Y135.3/4
HME.64/36/14.T1823.1/320.2/1183.3/211.4/109
PAX/100
SI HME B/1823.C/NIL.M/NIL

Figure 4-11

En appuyant sur le bouton Reset, toutes les valeurs sont effacées et on peut refaire d'autres calculs avec de nouveaux chiffres.

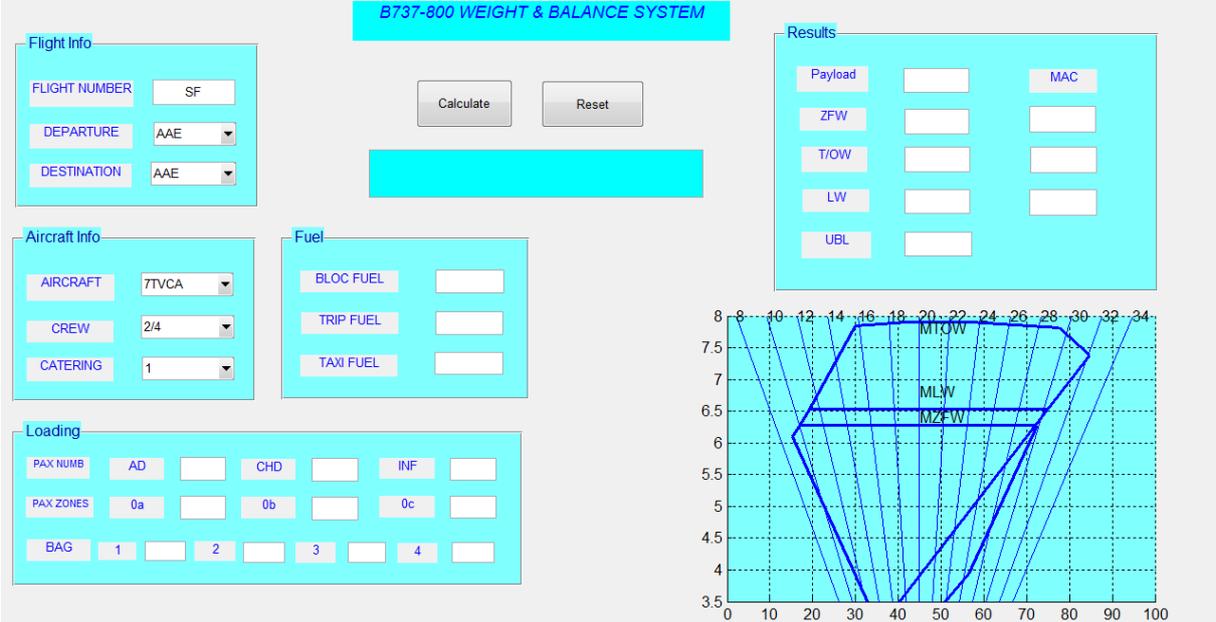


Figure 4-12

4.4. Intégrité du programme (Autocontrôle) :

Ce programme est dit « intègre », c'est-à-dire qu'il vérifie les erreurs en comparant les inputs ou les résultats avec les différentes limites existantes, puis il génère un message spécifiant l'erreur, et affiche 0 dans les champs de l'onglet Résultats. Dans ce qui suit, nous allons donner des exemples sur ce processus.

4.4.1 Différents cas d'erreur :

1^{er} Cas : Si on introduit une quantité de BLOC FUEL supérieure à la limite du réservoir (qui est de 22140 Kg), on aura le message « FUEL TANK CAPACITY EXCEEDED » :

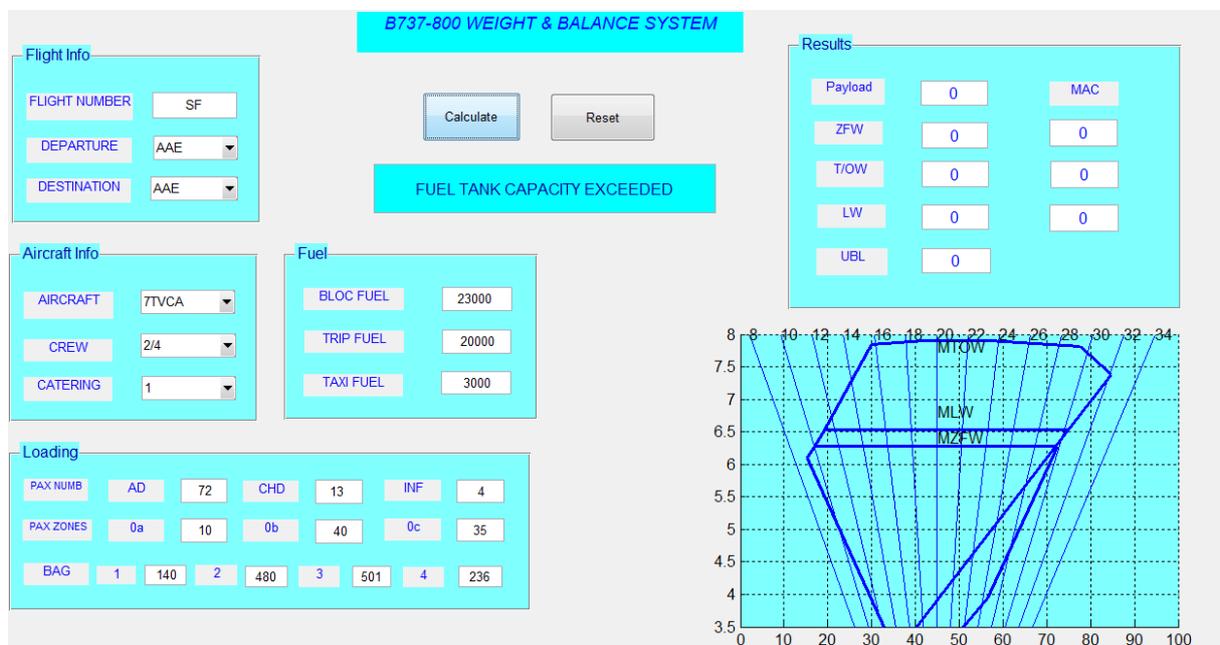


Figure 4-13

On remarque que les valeurs dans l'onglet Résultats sont toutes égales à 0, ceci veut dire que le programme a arrêté les calculs en détectant l'erreur relative à la quantité du carburant.

2^{ème} Cas: si on saisit des valeurs de TRIP FUEL et TAXI FUEL, de telle façon que la somme de ces deux (2) sera supérieure au BLOC FUEL, on aura le message d'erreur : « ERROR FUEL QUANTITY ».

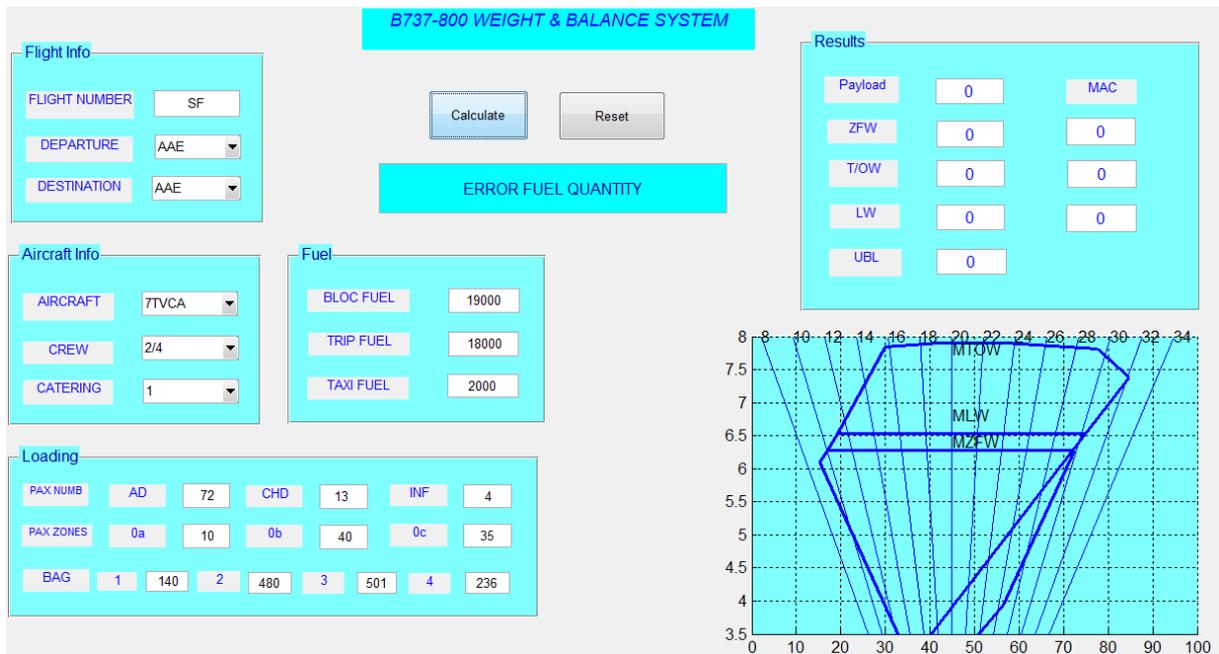


Figure 4-14

3^{ème} Cas : si le nombre de passagers (Adulte + Enfant) est supérieur au nombre maximum de sièges de l'avion (155 sièges), le message d'erreur dira « CABIN PAX CAPACITY EXCEEDED », et on aura des résultats nuls (0).

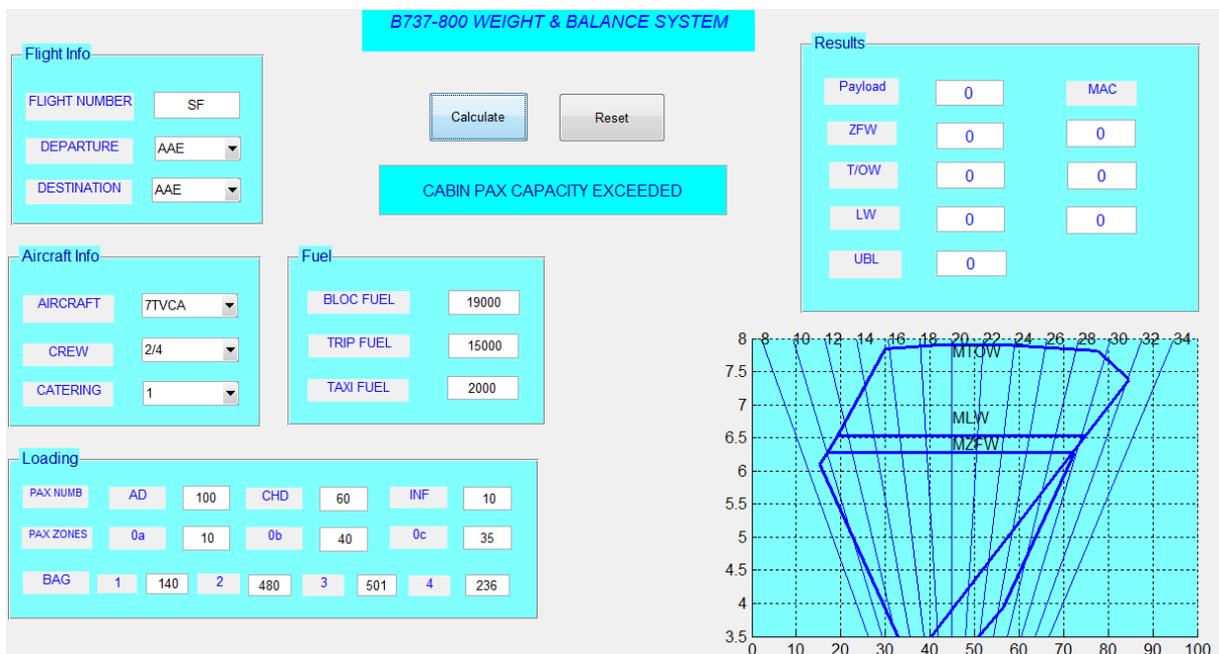


Figure 4-15

4^{ème} Cas : si le nombre de passagers par zone dépasse la limite de ladite zone, un message d'erreur spécifiera la zone concernée, par exemple : « OA ZONE PAX CAPACITY EXCEEDED », et on n'aura toujours pas de résultats.

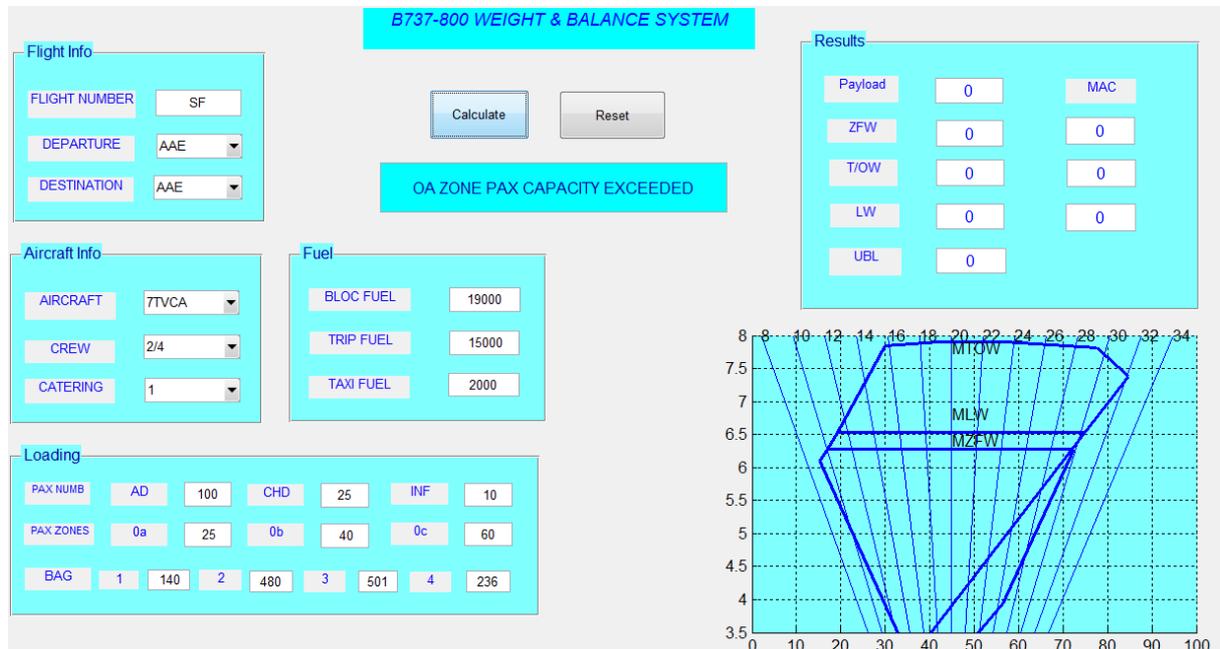


Figure 4-16

5^{ème} Cas : si les valeurs introduites dans les champs réservés aux bagages dépassent les capacités des soutes, le message d'erreur désignera la soute en question : « FORWARD HOLD 2 COMPARTMENT OVERLOADED ».

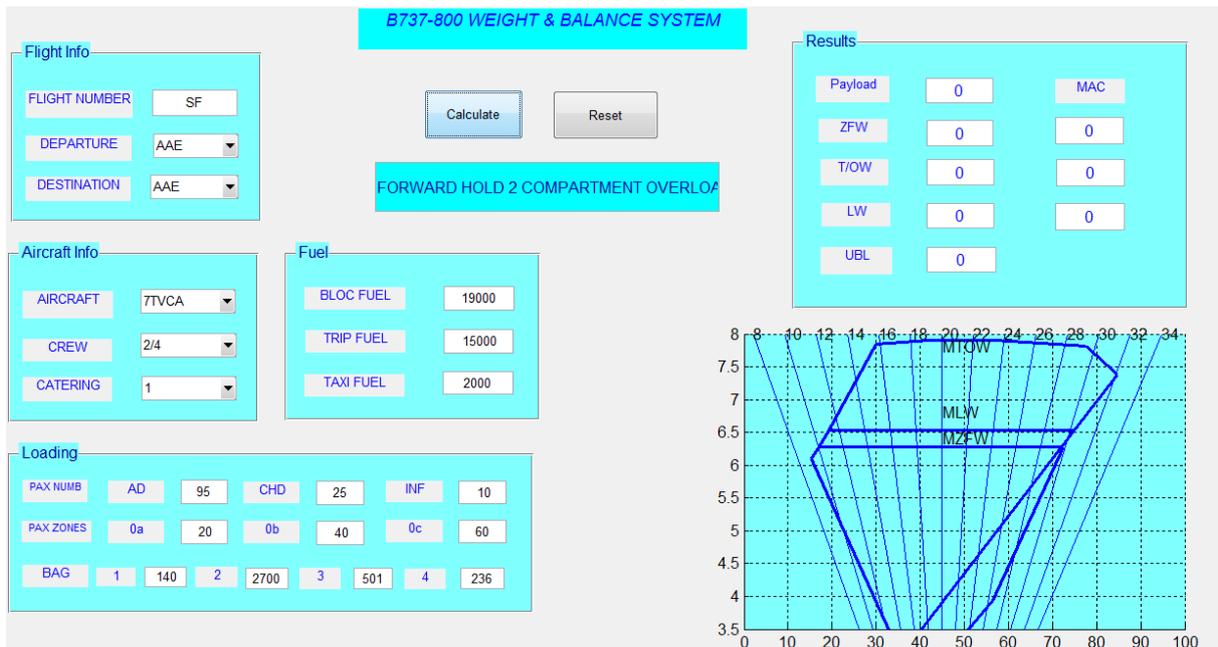


Figure 4-17

6^{ème} Cas : si tous les inputs sont bons, le programme commencera les calculs et vérifiera que les différents MAC résultants du calcul ne dépassent pas les limites de l'enveloppe opérationnelle. Si l'un d'eux dépasse ces limites, on aura un 0 comme résultat avec un message d'erreur indiquant lequel est hors limites : « MAC... OFF LIMITS »

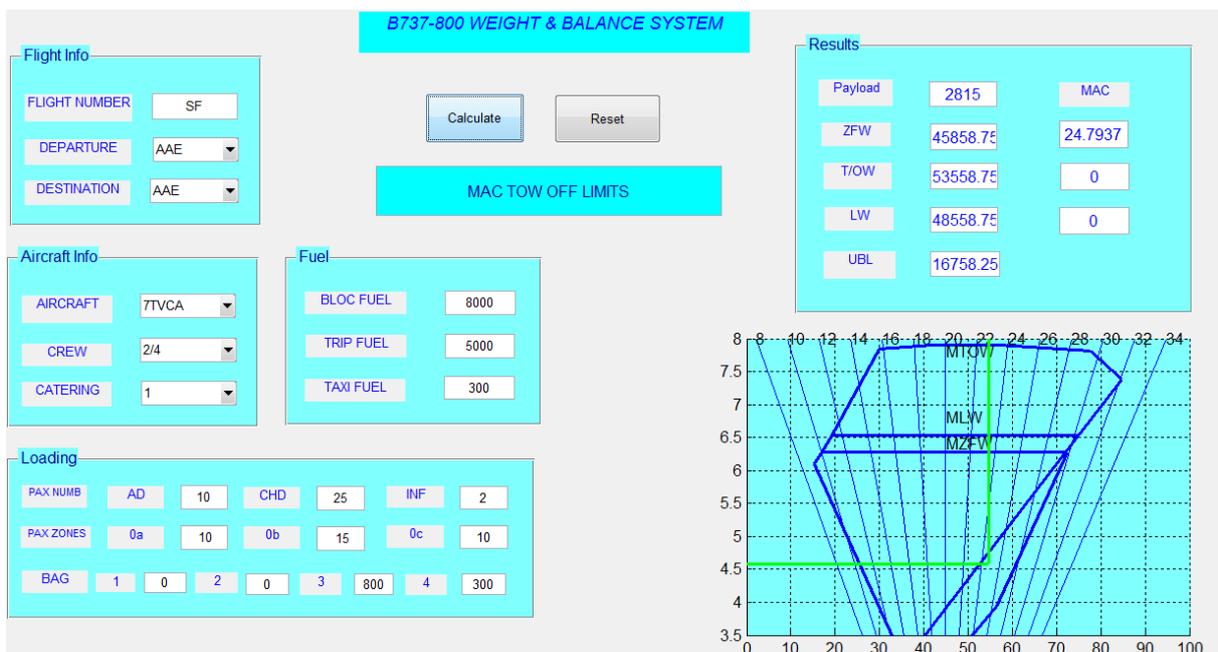


Figure 4-18

Dans cet exemple-là, c'est le MACTOW qui est hors limites, donc le programme fait les calculs et donne les premiers résultats (Payload, UBL, les masses, ainsi que le MACZFW) mais s'arrête quand il détecte un dépassement de la prochaine limite, affichant (0) dans le reste des résultats.

CONCLUSION

Ce travail avait comme objectif principal, l'automatisation du processus de masse et centrage pour un avion de transport aérien public : le B737-800 de la compagnie Tassili Airlines.

Pour cela nous avons 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 numérisant et en automatisant le calcul.

Ensuite nous avons choisi le MATLAB (version 2014a) comme langage de programmation, car il est le mieux adapté pour ces calculs.

Ainsi, nous avons réussi à concevoir et à développer un programme qui calcule le centrage, et qui permet de manipuler les différents paramètres de masse de façon à trouver la position idéale du centre de gravité. Les résultats obtenus se sont révélés très proches de ceux issus de la méthode manuelle. Cette application va permettre :

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