

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE  
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEURE ET DE LA RECHERCHE  
SCIENTIFIQUE

UNIVERSITÉ – BLIDA 1 –



*INSTITUT D'AERONAUTIQUE ET DES ETUDES SPATIALES*

*PROJET DE FIN D'ETUDE EN VUE DE L'OBTENTION DU DEPLOME  
DE MASTER EN AERONAUTIQUE*

*OPTION: OPERATIONS AERIENNES*

**AUTOMATISATION DU PROCESSUS DU POIDS  
ET CENTRAGE DE L'AVION BOMBARDIER  
DASH8-Q400**

**PRESENTER PAR :**

- TENIOU AYMEN

- BOUBENDIRA MOUFDI

**ENCADRE PAR :**

- Mr DRIOUCH MOULOU

- Mr RAMDANI OMAR

Promotion – 2020 –

## **TABLE DES MATIÈRES**

**REMERCIEMENT**

**RESUME**

**ABRÉVIATIONS / ACRONYMES**

**LISTE DES FIGURES**

**LISTE DES TABLES**

<b>INTRODUCTION GÉNÉRALE.....</b>	<b>1</b>
<b>CHAP I : PRESENTATION DE L'EXISTANT.....</b>	<b>3</b>
<b>I.1 Présentation de la compagnie.....</b>	<b>3</b>
I.1.1 Introduction .....	3
I.1.2 Activité .....	3
I.1.3 Tassili airline .....	6
<b>I.2 Présentation de l'avion.....</b>	<b>7</b>
I.2.1 Description de produit.....	7
I.2.2 Caractéristiques et performances du Dash8-Q400 .....	8
<b>CHAPITRE II : IMPORTANCE DU PROCESSUS DU POID ET DE CENTRAGE .....</b>	<b>12</b>
<b>II.1 Définition du poids et centrage .....</b>	<b>12</b>
<b>II.2 Pourquoi le poids et centrage est important ? .....</b>	<b>12</b>
<b>II.3 Influence du Centrage sur la performance de l'avion .....</b>	<b>14</b>
<b>II.4 Influence du centrage sur les qualités de manipulation des avions .....</b>	<b>16</b>
<b>II.5 Réglage du compensateur horizontal du décollage .....</b>	<b>17</b>
<b>CHAPITRE III : DESCRIPTION DU PROCESSUS DU POIDS ET CENTRAGE.....</b>	<b>18</b>
<b>III.1 Introduction .....</b>	<b>18</b>
<b>III.2 Calcul du centre de gravité C.G.....</b>	<b>19</b>
III.2.1 La corde aérodynamique moyenne (MAC).....	20
III.2.2 Calcul de la corde aérodynamique moyenne.....	21
III.2.3 Corde aérodynamique moyenne et le C.G .....	21

<b>III.3 Limites du centre de gravité.....</b>	<b>23</b>
III.3.1 Charge d'aile constante.....	24
III.3.2 Charge de queue constante.....	24
III.3.3 Charge constante du train d'atterrissage avant.....	24
III.3.4 Charge constante du train d'atterrissage principal .....	25
<b>III.4 Limites de chargements .....</b>	<b>26</b>
III.4.1 Définitions des masses et des limites certifiées .....	26
III.4.2 Masse à vide du fabricant (MEW) .....	26
III.4.3 Masse à vide de base (BEW).....	26
III.4.4 Masse à vide opérationnelle (OEW) .....	27
<b>III.5 Les limitations structurelles .....</b>	<b>28</b>
<b>III.6 Limitations de masse supplémentaires.....</b>	<b>29</b>
<b>III.7 Limites opérationnelles de masse.....</b>	<b>30</b>
III.7.1 Les capacités du réservoir de carburant .....	31
III.7.2 Les limites de chargement de la cargaison.....	33
III.7.3 L'unité de chargement (ULD) .....	34
 <b>CHAPITRE IV : DESCRIPTION DES STANDARDS AHM 560 DU POIDS ET CENTRAGE .....</b>	 <b>37</b>
<b>IV.1 Programme de chargement .....</b>	<b>37</b>
IV.1.1 Définition du programme de chargement.....	37
IV.1.2 Importance du programme de chargement.....	37
IV.1.3 Composants principaux du programme de chargement .....	38
IV.1.3.1 Feuille de chargement et message de chargement (Loadsheets and Loadmessages) ..	39
IV.1.3.2 Feuille de centrage (Balance and Trim Chart).....	40
IV.1.3.3 Feuille de chargement et centrage électronique.....	41
<b>IV.2 Concept de l'Index .....</b>	<b>41</b>
IV.2.1 Définition de l'Index .....	42
IV.2.2 Méthode de l'Index .....	42
IV.2.3 Développement des Équations de l'Index.....	43
 <b>CHAP V : AUTOMATISATION DES POIDS ET CENTRAGES DE Q400 .....</b>	 <b>48</b>
<b>V.1 Introduction.....</b>	<b>48</b>

<b>V.2 Les inputs</b> .....	<b>50</b>
V.2.1 Les informations de vol.....	50
V.2.2 Les informations sur l'appareil .....	50
V.2.3 Le carburant : .....	54
V.2.4 Le chargement .....	55
V.2.5 L'enveloppe opérationnelle.....	57
<b>V.3 Les Outputs</b> .....	<b>59</b>
<b>V.4 Intégrité du programme (Autocontrôle)</b> .....	<b>61</b>
V.4.1 Différents cas d'erreur.....	62
<b>CONCLUSION</b> .....	<b>69</b>
<b>BIBLIOGRAPHIE</b> .....	<b>70</b>

## REMERCIEMENT

Nous tenons tout d'abord à remercier Dieu le tout puissant et miséricordieux, qui nous a donné la force et la patience d'accomplir ce modeste travail.

En second lieu, nous tenons à remercier nos parents pour la contribution, le soutien et la patience dont ils ont fait preuve en plus de nous avoir encouragés, supportés, épaulés et avoir cru en nous tout au long de ces années. Sans eux, nous ne serions pas là.

Nous tenons également à remercier notre encadreur **MR. RAMDANI OMAR** et notre promoteur **MR. DRIUCHE MOULOUE** , à qui nous sommes très reconnaissants d'avoir accepté de diriger notre travail de master, ainsi que pour ses précieux conseils et son aide durant toute le période du travail.

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

Enfin, nous adressons nos plus sincères remerciements à tous nos proches et amis, qui nous ont toujours encouragés au cours de la réalisation de ce mémoire.

## 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 DASH8-Q400 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, DASH8-Q400

## 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 DASH8-Q400 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, DASH8-Q400

## ملخص

عنصرا حاسما و أساسيا لسلامة الطيران , إدارة الوزن و التوازن للطائرة عملية هامة أثناء إعداد رحلة لأنه ببساطة قد تفشل طائرة لها حمولة سيئة أو توسيطها سيء للإقلاع .

الهدف المنشود من خلال هذا المشروع هو جعل عملية الكتلة و التوازن HSAD8-Q400 لشركة طيران الطاسيلي تلقائية بغية زيادة سلامة و سرعة تنفيذ العمليات المحددة, مع التقليل من الأخطاء .

الكلمات الرئيسية : التلقائية, وزن الطائرة و التوازن, تطبيق HSAD8-Q400

## LISTE DES FIGURES

Figure I-1 Bombardier dash8 - Q400 ( Tassili airline) .....	8
Figure I-2 Aircraft Dimensions.....	11
Figure II-1 Courbe du coefficient de portance CL en fonction de l'incidence $\alpha$ .....	14
Figure II-2 Forces de la gouverne de direction.....	16
Figure III-1 Moment d'une force.....	19
Figure III-2 Moment total des forces.....	19
Figure III-3 Calcul de la corde aérodynamique moyenne.....	21
Figure III-4 Corde Aérodynamique Moyenne et le Balance Arm. ....	22
Figure III-5 Balance Arm du Centre de Gravité de l'avion.....	23
Figure III-6 Enveloppe certifiée du centre de gravité.....	25
Figure III-7 Masses non structurales. ....	28
Figure III-8 Masses structurales .....	31
Figure III-9 Masses structurales .....	32
Figure III-10 Marchandises en vrac. ....	33
Figure III-11 Marchandises conteneurisées.....	33
Figure III-12 Limite de charge du compartiment. ....	34
Figure III-13 Limite de charge linéaire.....	35
Figure IV-1 Feuille de chargement et message de chargement.....	39
Figure IV-2 Feuille de centrage.....	40
Figure IV-3 Leodsheets électroniques .....	41
Figure IV-4 Bras de Levier.....	43
Figure IV-5 Allure des limites graphiques du CG en (Poids/Moment).....	44
Figure IV-6 Bras de Levier de Référence.....	44
Figure IV-7 Allure graphique des limites du CG après avoir introduire le BAREF.....	45
Figure IV-8 Allure graphique des limites du CG après avoir introduire le Moment Cst. ....	46
Figure IV-9 Allure graphique des limites du CG après avoir introduire le Cste REF.....	47
Figure V-1 Les informations de vol .....	50
Figure V-2 L'équipage .....	52
Figure V-3 Catering .....	53

<b>Figure V-4 Carburant.....</b>	<b>54</b>
<b>Figure V-5 Chargement .....</b>	<b>55</b>
<b>Figure V-6 Enveloppe opérationnelle .....</b>	<b>57</b>
<b>Figure V-7 Enveloppe opérationnelle de Q400.....</b>	<b>57</b>
<b>Figure V-8 L’interface du programme.....</b>	<b>59</b>
<b>Figure V-9 E-Loedsheet. ....</b>	<b>60</b>
<b>Figure V-10 L’Interface vierge du programme.....</b>	<b>61</b>
<b>Figure V-11 Fuel tank capacity exceeded. ....</b>	<b>62</b>
<b>Figure V-12 Error fuel quantity. ....</b>	<b>63</b>
<b>Figure V-13 Cabin pax capacity exceeded. ....</b>	<b>63</b>
<b>Figure V-14 Oa zone pax capacity exceeded.....</b>	<b>64</b>
<b>Figure V-15 Ob zone pax capacity exceeded. ....</b>	<b>64</b>
<b>Figure V-16 OC zone pax capacity exceeded.....</b>	<b>65</b>
<b>Figure V-17 OD zone pax capacity exceeded.....</b>	<b>65</b>
<b>Figure V-18 Forward hold 1 compartment overloaded.....</b>	<b>66</b>
<b>Figure V-19 AFT hold 2 compartment overloaded.....</b>	<b>66</b>
<b>Figure V-20 AFT hold 3 compartment overloaded.....</b>	<b>67</b>
<b>Figure V-21 Mac ZFW off limits .....</b>	<b>68</b>

## LISTE DES TABLES

Table I-1 Flotte de TASSILI AIRLINES .....	6
Table I-2 Caractéristique de l'avion.....	10
Table V-1 Les informations sur l'appareil.....	51
Table V-2 L'équipage .....	51
Table V-3 Nombre d'équipage dans le cockpit et emplacement moyen . .....	52
Table V-4 Nombre de siège d'équipage de cabin et emplacement . .....	52
Table V-5 Répartition et code de l'équipage. ....	53
Table V-6 Effet du carburant.....	55
Table V-7 Catégories des passagers .....	56
Table V-8 Division des sièges .....	56
Table V-9 Division des soutes .....	56
Table V-10 Limites de feuille de chargement . .....	58

## Abréviations / Acronymes

<b>Abréviation</b>	<b>Signification en ANGLAIS</b>	<b>Signification FRANCAIS</b>
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
LM	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 GÉNÉRALE

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 maintenance 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 DASH8-Q400 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 cinq (05) chapitres. Dans le premier chapitre on a présenter la compagnie et l'avion .le deuxième chapitre est expliqué l'importance du processus de masse et centrage et son effet sur le comportement de l'avion. Puis dans le troisième chapitre, nous expliquons le phénomène physique de ce processus, tout en exposant les différentes limitations (structurelles, opérationnelles, ...). Quant au quatrième 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 cinquième 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.

# CHAP I : PRESENTATION DE L'EXISTANT

## I.1 Présentation de la compagnie

### I.1.1 Introduction

TASSILI AILINES (IATA : SF , OACI : DTH) 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 AILINES 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 AILINES a étendu son réseau au service du grand public pour des vols charters internationaux et le transport régulier national et international.

### I.1.2 Activité

#### ➤ **Marchés de TASSILI AIRLINES:**

##### a) **Segment charter :**

##### • Charter pétrolier :

Principale activité de ce segment (génère 80% du chiffre d'affaires).

TAL transportent 90% de la Grande relève du Groupe Sonatrach, filiales et associations (les 10% concernent principalement ENTP pris en charge initialement par Air Algérie avant de conclure en novembre 2018 un nouveau contrat TAL suite à l'acquisition des nouveaux Boeing.

##### • Navette pétrolière :

Vendue en allotement sur les vols

Alger–Hassi Messaoud (quotidien),

Alger–Oran–In Amenas (hebdomadaire)

Et Constantine-Touggourt-In Amenas (hebdomadaire)

- Charter touristique :

Programme de vols charters touristiques réalisé en partenariat avec des opérateurs touristiques durant la saison estivale

**b) Segment régulier :**

- Réseau domestique (lancé en 2013) :

Réseaux renforcés en 2016 pour atteindre 29 lignes :

Commercialisation des capacités résiduelles issues du charter pétrolier.

- Réseau international (lancé en 2014) :

Développement du réseau international en 2016 qui a atteint 05 lignes sur le réseau France, à partir des capacités résiduelles issues du charter pétrolier et domestique :

- Alger – Nantes
- Alger – Strasbourg
- Alger – Paris
- Alger – Marseille (période estivale)
- Constantine – Strasbourg
- Oran – Strasbourg
- Alger – Lyon (fermé en 2015 en raison de la forte concurrence)

➤ **Mise à disposition :**

TASSILI AILINES propose des contrats de mise à disposition d'appareils pour une période donnée, généralement d'une (01) année ou plus, où TASSILI AILINES « 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 :**

Nous proposons 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 2013, TASSILI AIRLINESa investi le segment grand public en desservant 22 villes a traverslignes dont (29) concernentle réseaudomestique :

- (16) Nord-Sud et intra-sud
- (05) Intra-Nord
- (08) (Mises en place des lignescharters et (04) à l'international (capacités résiduelles des programmes charters) .

avec priorisation du désenclavement des villes du Sud, conformément aux orientationspouvoirs des publics.

- Navette quotidienne ALG-HME-ALG
- Navette hebdomadaire ALG-ORN-IAM-ORN-ALG
- Navette hebdomadaire CZL-TGR-IAM-TGR-CZL

### I.1.3 Tassili airline

➤ **Moyens de production ( Flotte ) :**

Nombre	Type d'appareil	Capacité	age
7	Boeing 737-800	155 sièges	4
4	Bombardier Q400	74 sièges	11
4	Bombardier Q200	37 sièges	9
15	Totale	1529 sièges	6

**Table I-1 Flotte de TASSILI AIRLINES**

\* **NB** : 03 Boeing représentant une acquisition neuve.

➤ **Travail aérien :**

Ses segment du 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 hélicoptère des installations industrielles .
- lavage des isolateurs des lignes électriques HT et THT, la thermographie et les inspections visuelles .

✓ **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 héliportés par satellite «laser» .
- Du service de prises de vue aériennes, documentaires, publicités, film,.....

## **I.2 Présentation de l'avion**

### **I.2.1 Description de produit**

Les De Havilland Canada DHC 8 ou Bombardier Q – Series, plus connus sous le nom Dash 8 sont une famille d'avions de ligne, développés par le constructeur canadien DHC puis par Bombardier Aéronautique, quand ce dernier rachète la filiale de Boeing en 1992. Ce sont des avions civils courts-courriers doté de deux turbopropulseurs. Le Bombardier Q400, initialement appelé DHC-8-400, est renommé ainsi après l'acquisition de DHC par Bombardier.

Le Dash 8-Q400 est une version allongée, avec une longueur de 32,80 m, pouvant accueillir de 70 à 78 passagers. Cette version est entrée en service en 2000. Il est le plus gros appareil de la série Dash 8 avec 10,1 mètres plus long que le Dash 8-Q100. Depuis le rachat de Havilland Canada, Bombardier Aéronautique continue de produire le Dash 8. Depuis 1996, un système actif de réduction de bruit et de vibrations est installé à bord, et l'avion est commercialisé sous le nom de Série Q (Q comme Quiet) : Q100, Q200, Q300 et Q400. Les avions de la série « Q » consomment moins de carburant et émettent moins de gaz.

Le Q400 offre un très grand espace par passager qui, combiné au système NVS, rend le voyage nettement plus confortable et plus agréable que sur les autres avions turbo propulsés régionaux. Il peut embarquer de 68 à 78 passagers, selon la configuration, répartis dans deux rangées de deux sièges chacune. Il ressemble et concurrence particulièrement l'ATR 42, à l'ATR 72 et au Fokker F50.



**Figure I-1 Bombardier dash8 - Q400 ( Tassili airline)**

## **I.2.2 Caractéristiques et performances du Dash8-Q400**

Le Dash 8-Q400 possède 2 turbopropulseurs PW150A à 6 pales, contrairement aux autres moteurs de Dash 8, dont les moteurs ont quatre pales. La lettre « Q » dans Q400 est pour quiet (« silencieux »). Effectivement, l'utilisation de 6 pales réduit l'émission sonore. Le Q400 possède aussi le Noise and Vibration Suppression (NVS), un système réduisant les vibrations et le bruit. Il consomme moins de carburant et émet moins de gaz polluant. Il est aussi l'un des plus rapides avions turbo propulsés avec sa vitesse de croisière moyenne de 670 kms/h, ce qui lui permet d'être presque aussi rapide qu'un jet sur un trajet de moins d'une heure, tout en demandant moins de carburant.

La longueur de cet appareil est de 32,8 mètres, et son envergure est de 28,40 mètres.

➤ **Vitesse :**

- Vitesse de croisière : 667 Km/h (360 kt) .
- VMO : 286 kt
- Vitesse d'atterrissage : 185,2 Km /h (100 kt) .
- Vitesse au décollage à plein : 370,4 Km /h(200kt) .

➤ **Masses :**

- Masse maximale au décollage : 29257 Kg.
- Masse maximale à l'atterrissage : 28009 Kg.
- Masse maximale sans carburant : 25855 Kg.
- Masse à vide : 17508,684 Kg.
- Réservoir (kérosène) : 5318 Kg.

➤ **Dimensions :**

- Envergure : 28,42 m .
- Longueur : 32,83 m .
- Hauteur : 8,34 m .
- Empattement : 8,80 m .
- Voie : 13,94 m .

➤ **Endurance :**

**Cycles de vie sans fissure :**

- Heures de vol : 40000 HDV .
- Nombre de cycles : 80000 cycles .

- Equivalent en années : 18 ans .

**Cycles de vie en exploitation :**

- Equivalent en années : 36 ans .
- Heures de vol : 80000 HDV .
- Nombre de cycles : 160000 cycles .

L'équivalence en années est calculée sur la base d'une utilisation annuelle de 2200 heures de vol.

➤ **Caractéristique de l'avion :**

Sièges	74
Longueur	32,83
Hauteur	8,34
Envergure	28,42
Poids maxi au décollage	29257
Poids maxi à l'atterrissage	28009
Poids à vide	17508,684
Réservoir (kérosène)	5318
Consommation de carburant par heure de vol	1000
Portée maxi. Km	2415
Hauteur de vol maxi	25000 ft
Moteurs	PW150A
Poussée au point fixe maxi	5071 SHP
Vitesse au décollage (à plein)	200 Kt
Vitesse d'atterrissage	100 Kt
Vitesse de croisière	360 Kt

**Table I-2 Caractéristique de l'avion.**

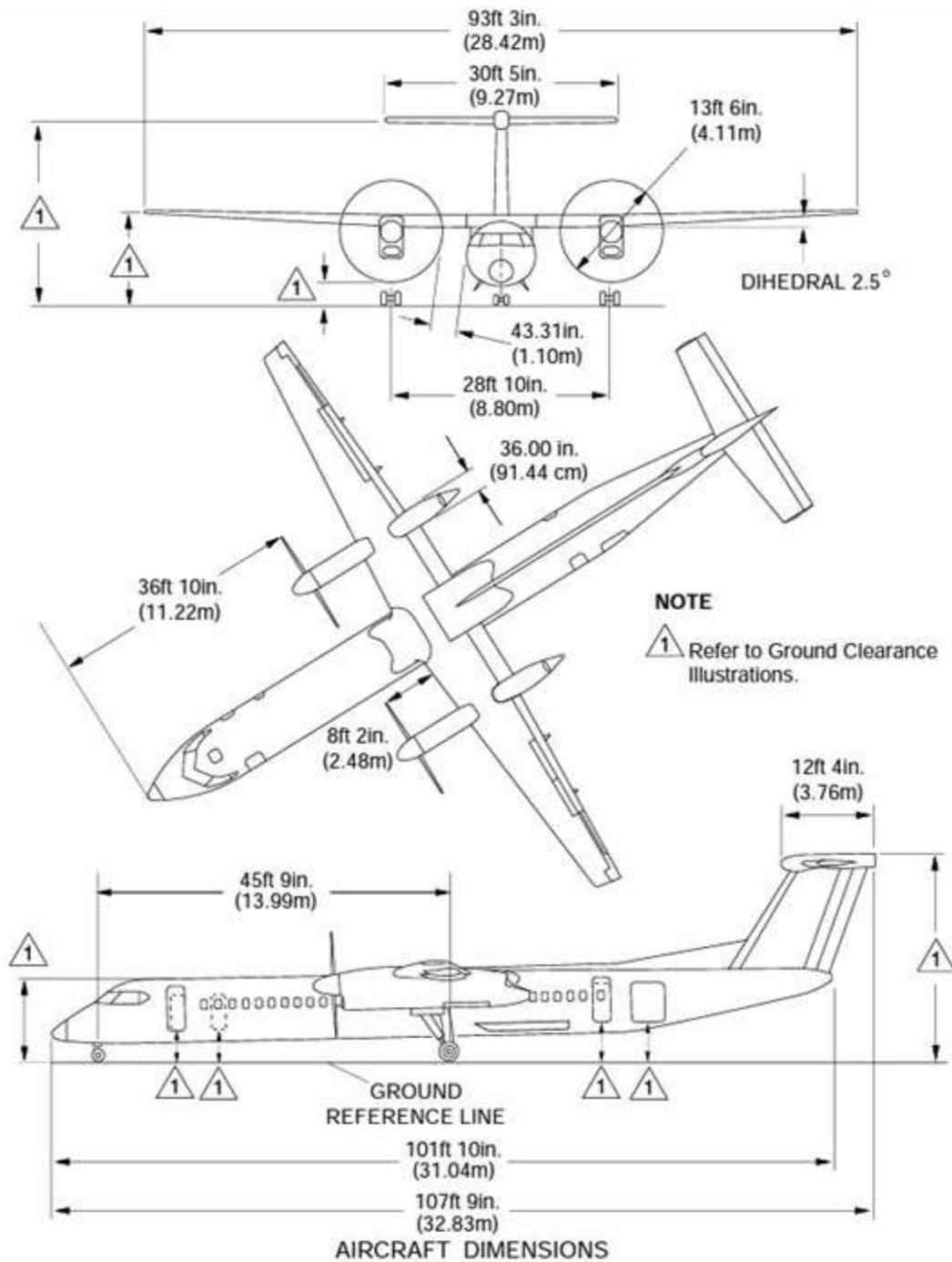


Figure I-2 Aircraft Dimensions

# CHAPITRE II : IMPORTANCE DU PROCESSUS DU POID ET DE CENTRAGE

## II.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.

## II.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 f / s (360 ft / min) ;
  - MLW = 10 f / s (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 : VMO / MMO 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 (V1, VR, V2) 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 ;

### II.3 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).

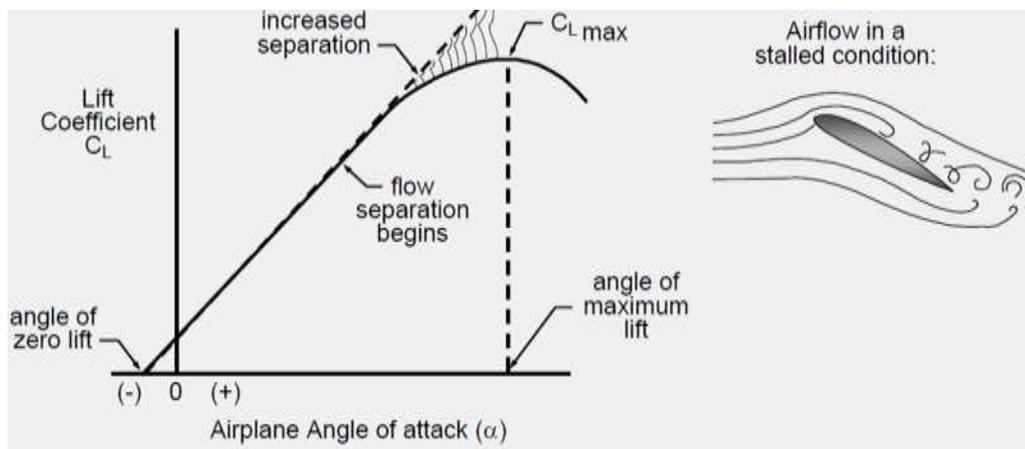
On aura alors l'équation :

**Portance totale = portance de l'aile + charge de l'empennage = 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 II-1 Courbe du coefficient de portance  $C_L$  en fonction de l'incidence  $\alpha$**

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

Sachant que :  $\rho$  = Densité de l'air ;

$V$  = Vitesse de l'air ;

**CL** = Coefficient de portance ;

**SREF** = Surface de l'aile.

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

$$V_{\min} = \sqrt{\text{Poids} / \frac{1}{2} \rho \text{ CL SREF}}$$

- ✓ 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).

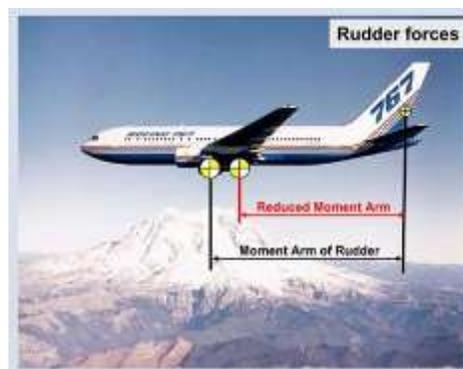
✓ La traînée de croisière de l'avion est calculée à une position médiane nominale du centre de gravité, sachant que :

- 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.

## **II.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 II-2 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 manipulation acceptables ;

- Fournit un poids au décollage précis pour la détermination des vitesses de décollage (V1, VR, V2), et des performances requises ;
- Fournit un poids et un centrage précis pour une bonne sélection du réglage du compensateur horizontal du décollage.

## **II.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)  $V2 + 15$  à  $25$  kts ( $V2 + 10$  à  $20$  kts pour les avions à 3 ou 4 moteurs) ;
- La vitesse de montée  $V2$  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.

# CHAPITER III : DESCRIPTION DU PROCESSUS DU POIDS ET CENTRAGE

## III.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.

### ➤ **La masse :**

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

### ➤ **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 :  $\mathbf{P} = \mathbf{mg}$  .

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

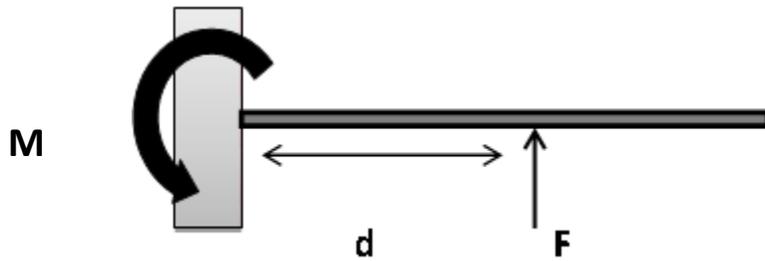
### ➤ **Le centre de gravité :**

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).

### ➤ **Calcul du moment :**

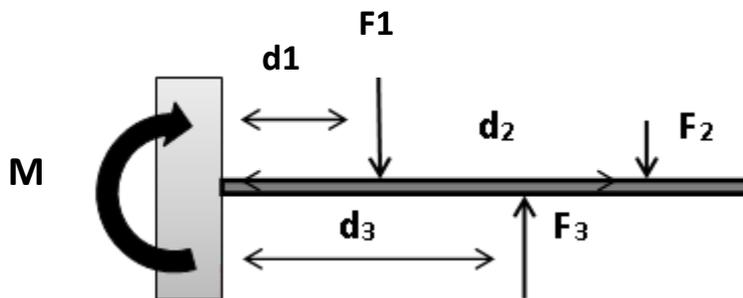
Le «moment» d'un point donné (d'un système en équilibre) dû à une force appliquée peut être déterminé en multipliant la force par la distance entre son point d'application et le point donné :

$$\mathbf{MOMENT} = \mathbf{F * D}$$



**Figure III-1 Moment d'une force**

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 III-2 Moment total des forces.**

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.

$$\text{Moment total} = (F1 * d1) + (F2 * d2) - (F3 * d3).$$

### **III.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 :

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

Ou :

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

Donc on peut en déduire que :

$$\text{Position du C.G} = \text{moment total} \div \text{poids total}$$

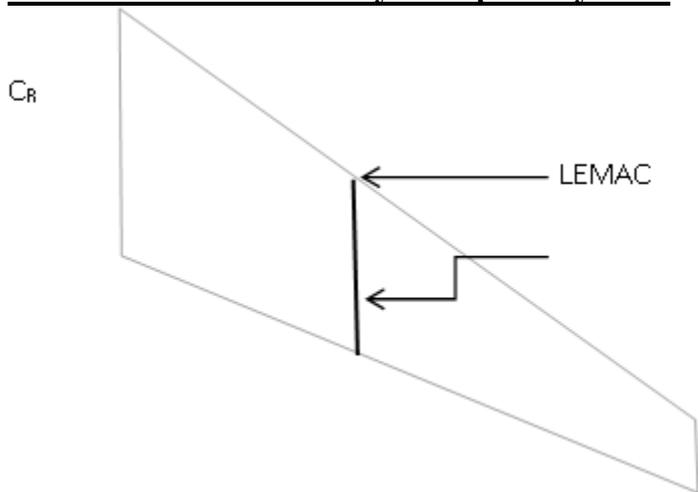
Notons que quel que la référence choisie, le centre de gravité résultant du même système solide ne se change jamais.

### **III.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.

### **III.2.2 Calcul de la corde aérodynamique moyenne**



**Figure III-3 Calcul de la corde aérodynamique moyenne**

Avec :

CT = Pointe de la corde ; CR = Racine de la corde ;

$\lambda$  = Allongement de l'aile ;  $\lambda = CT / CR$  ;

LEMAC = Leading edge of the MAC (bord d'attaque du MAC); Le MAC est calculé en utilisant la formule suivante :

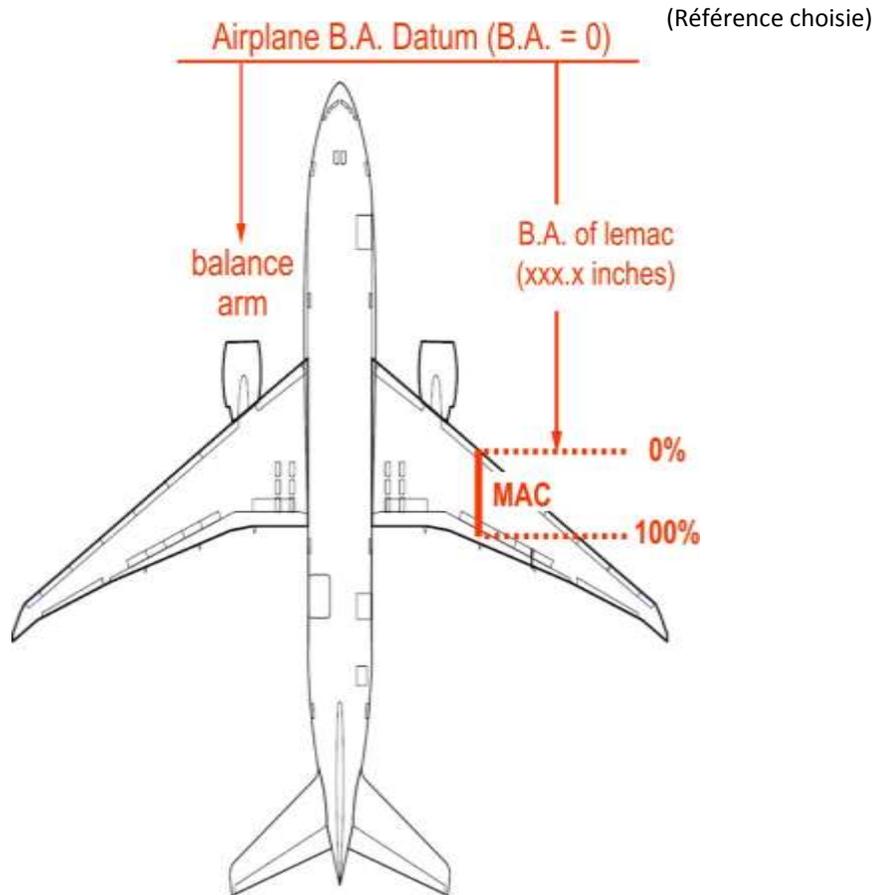
$$MAC = 2/3 * [\lambda + 1 / (\lambda + 1)] * CR$$

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

### **III.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 III-4 Corde Aérodynamique Moyenne et le Balance Arm.**

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 :

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

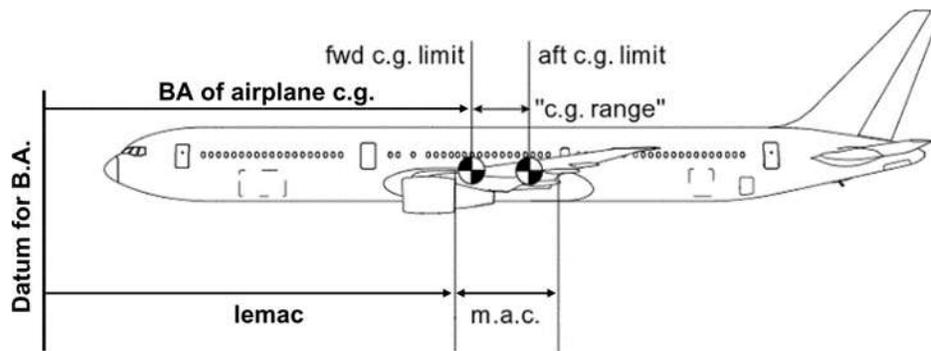


Figure III-5 Balance Arm du Centre de Gravité de l'avion.

### III.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).

### **III.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.

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

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.

### **III.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.

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

### **III.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.

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

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.

### III.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.

$$\sum M_{NLG} = \text{PORTANCE MLG} * (\text{BA MLG} - \text{BA NLG}) - \text{POIDS} * (\text{BA C.G} - \text{BA NLG}) = 0$$

$$\text{PORTANCE MLG} = \text{POIDS} * (\text{BA C.G} - \text{BA NLG}) / (\text{BA MLG} - \text{BA NLG})$$

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 :

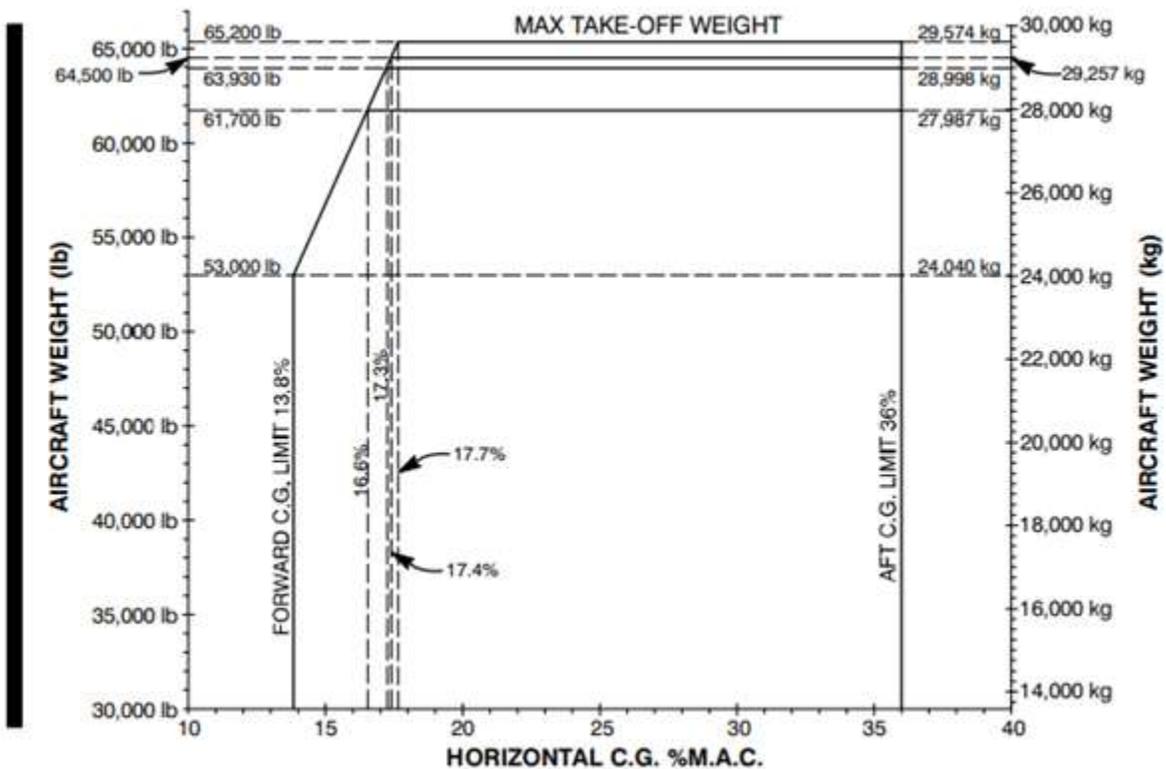


Figure III-6 Enveloppe certifiée du centre de gravité.

### **III.4 Limites de chargements**

#### **III.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.

#### **III.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.

#### **III.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 trousse 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.

#### **III.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.

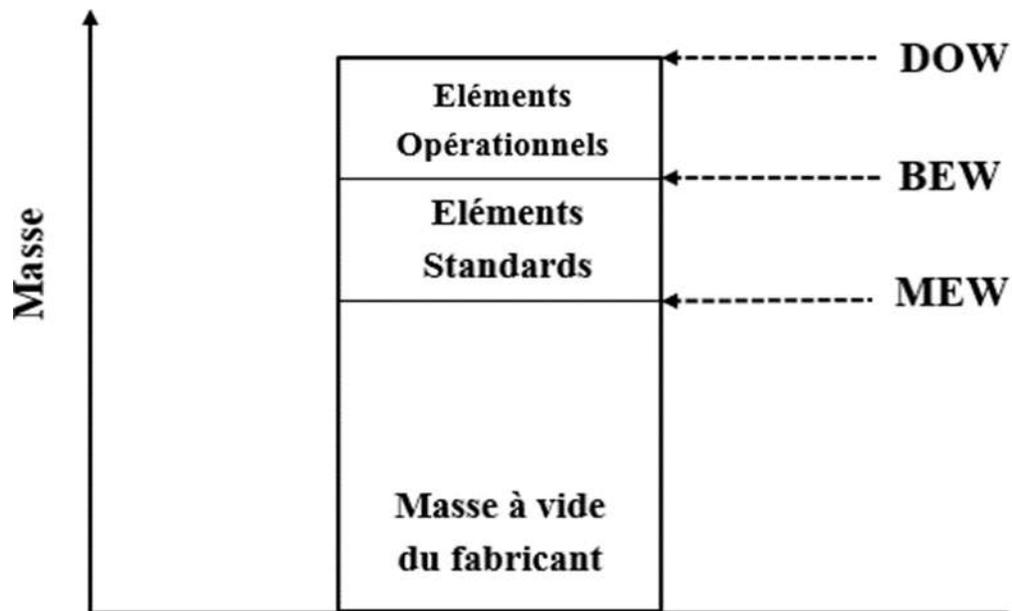


Figure III-7 Masses non structurales.

### **III.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.

➤ **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).

➤ **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).

➤ **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.

➤ **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.

### **III.6 Limitations de masse supplémentaires**

➤ **Masse maximale en vol :**

C'est la masse maximale pour le vol avec les volets d'atterrissage déployés.

➤ **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).

### **III.7 Limites opérationnelles de masse**

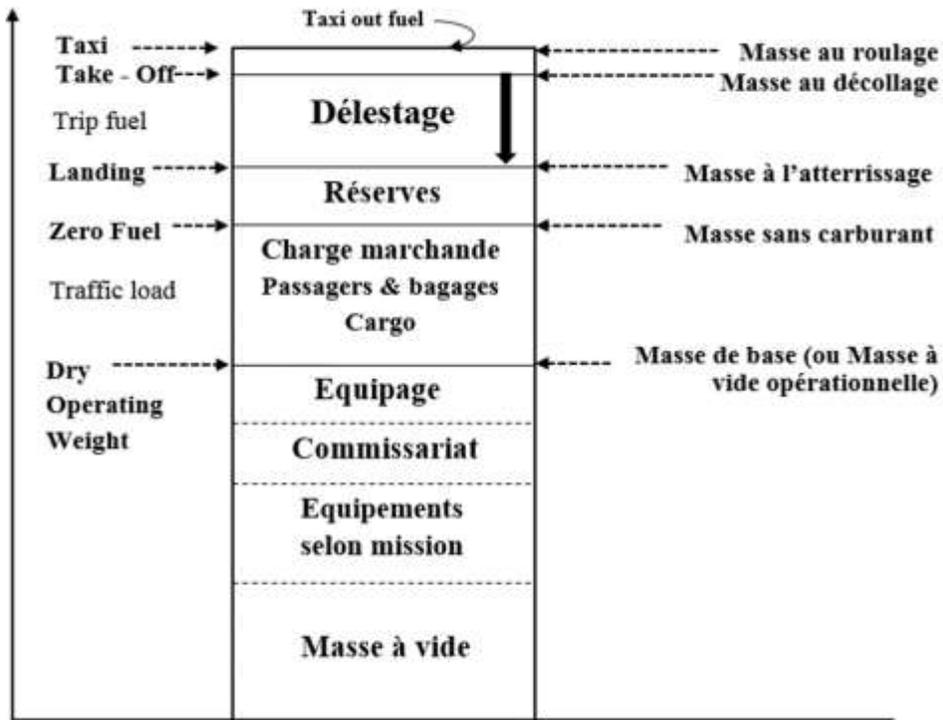
La masse maximale opérationnelle autorisée au décollage peut être limitée à un poids inférieur au poids maximal certifié, par la plus restrictive des exigences suivantes :

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

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



**Figure III-8 Masses structurales .**

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

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

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.

### **III.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

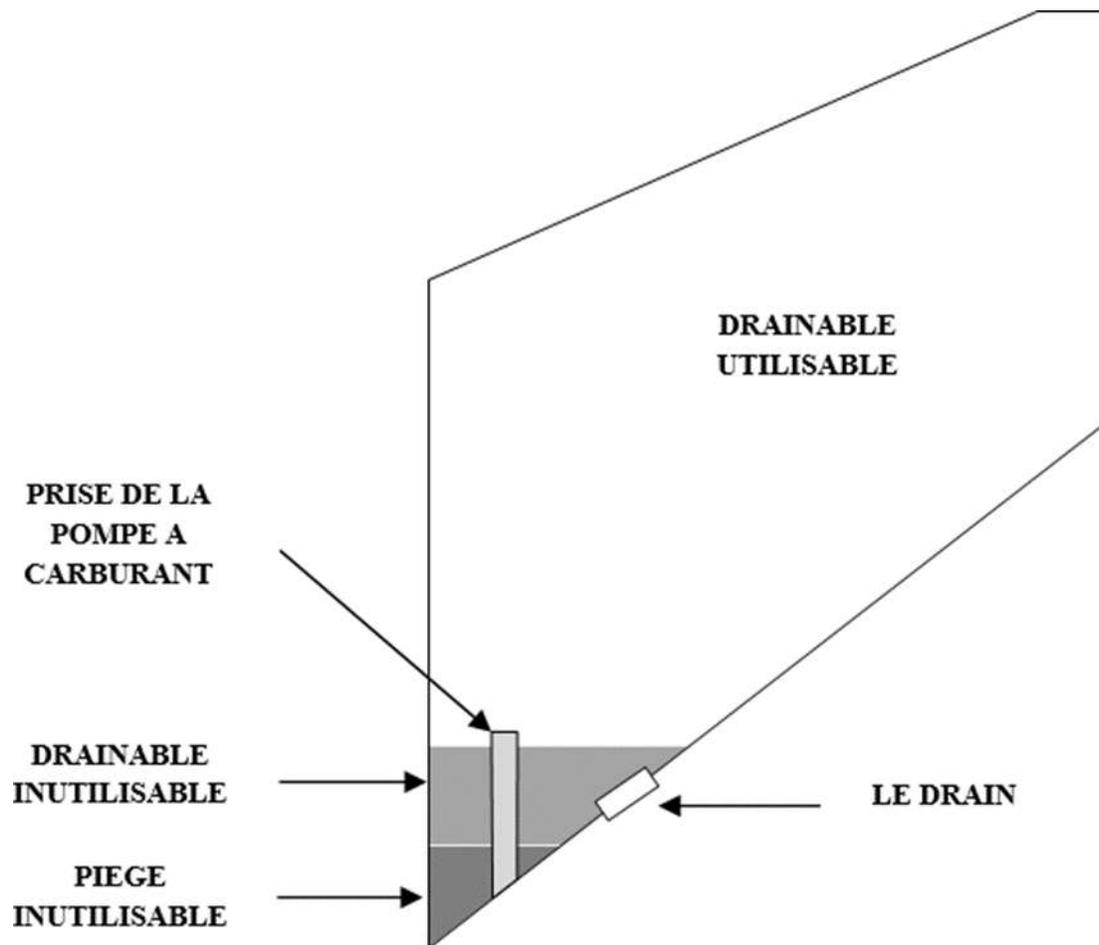


Figure III-9 Masses structurales

### **III.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.

#### **➤ Compartiment chargé en vrac**

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



**Figure III-10 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 III-11 Marchandises conteneurisées**

### **III.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.

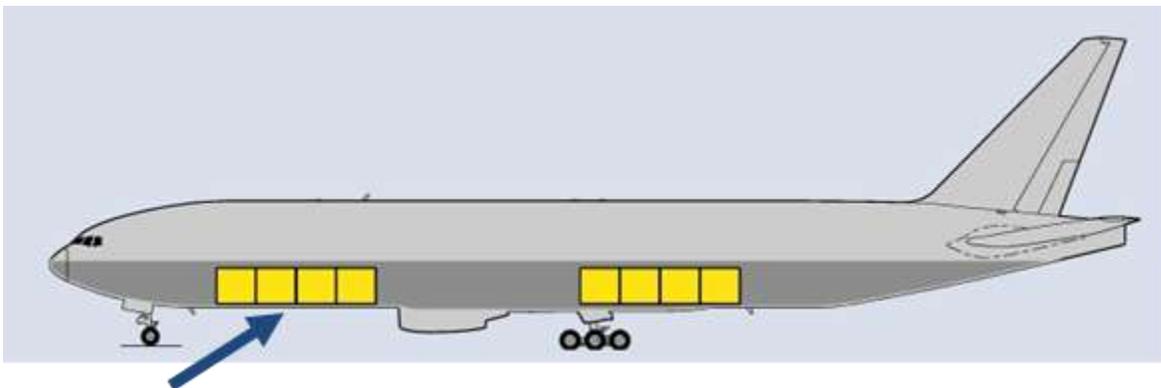
Les limites sont donc les suivantes :

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

#### **➤ La limite de charge du compartiment**

La charge «compartiment» est la charge totale transportée dans un compartiment donné.

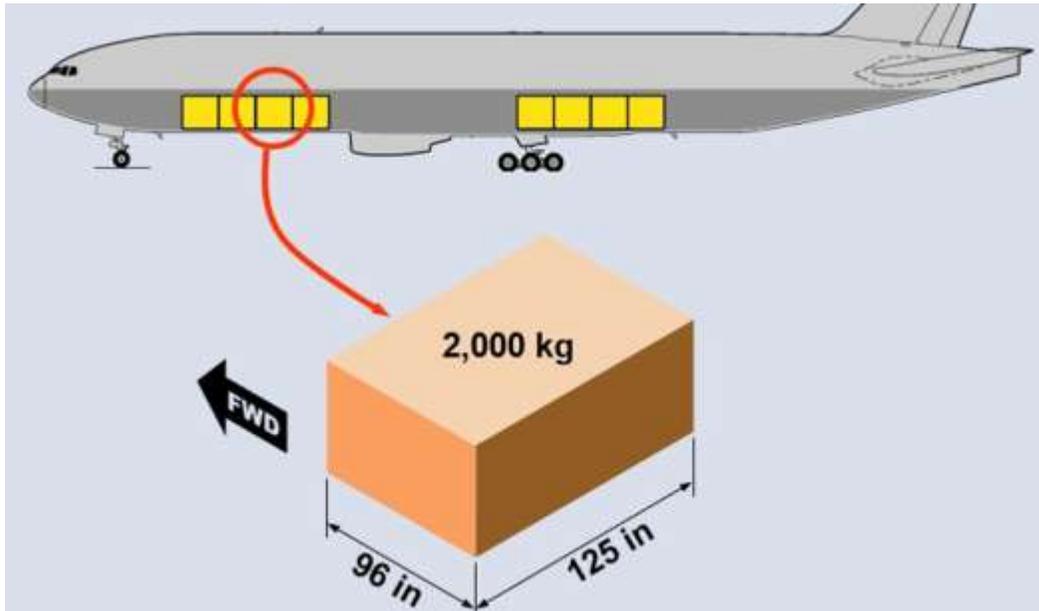
La charge totale transportée dans une soute ou dans un sous-compartiment de la soute ne doit pas dépasser les limites de charge de compartiment prévues dans le manuel de masse et centrage (WBM).



**Figure III-12 Limite de charge du compartiment.**

➤ **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 III-13 Limite de charge linéaire.**

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

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

➤ **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 au dessus ( figure.3.10 ), on aura l'équation pour calculer la charge de zone :

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

➤ **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 IV : DESCRIPTION DES STANDARDS AHM 560 DU POIDS ET CENTRAGE**

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 560. 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.

### **IV.1 Programme de chargement**

#### **IV.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.

#### **IV.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 (V1, VR, V2) 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.

#### **IV.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).
- Feuille de chargement et centrage électronique

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.



### IV.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.

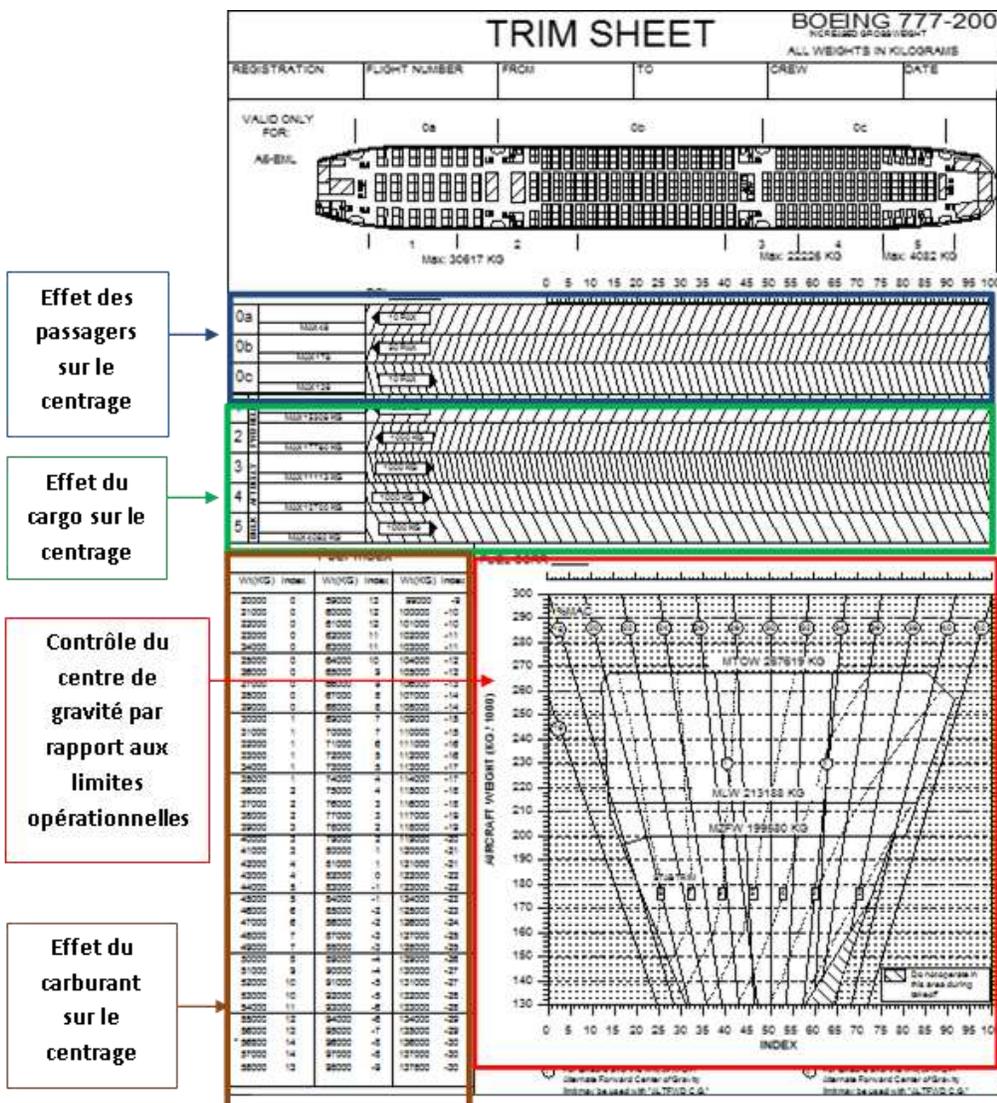


Figure IV-2 Feuille de centrage.

### IV.1.3.3 Feuille de chargement et centrage électronique

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

Loadsheet		checked	approved	edno
all weights in kilogram				01
from/to flight	a/c reg	version	crew	date
zrh lis ab767/27	xyabc	b40/322	3/3/17	27aug74
weight				time
				1112
load in compartments	20417	1/2340	2/6633	3/8376
				4/1938
passenger/cabin bag	14305	180/11/6	t197	cab 182
		fy 9/182	soc 0/3	
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	
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				
underload before lmc	5488		lmc total + -	
captains information/notes				
cg limit tow fwd 20.0 aft 90.0				
law fwd 24.0 aft 88.0				
loadmessage before lmc				

Figure IV-3 Leodsheet électronique

Le schéma ci-dessous illustre son contenu et ventilation.

## IV.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 :

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

#### **IV.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.

#### **IV.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.

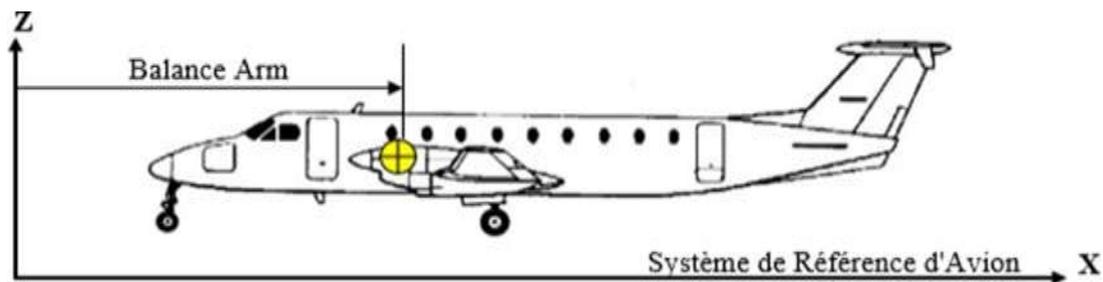
La méthode d'index est basé sur le choix des variables et des constantes lors du développement de l'équation de l'index par le concepteur du programme de chargement, et sont spécifiques à ce programme de chargement seulement :

- 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.

### IV.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 × BA**.



**Figure IV-4 Bras de Levier.**

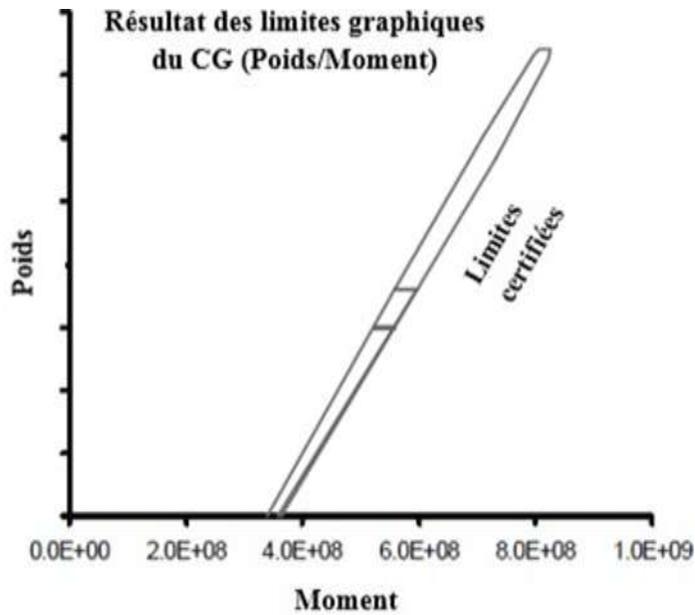


Figure IV-5 Allure des limites graphiques du CG en (Poids/Moment).

On a aussi :

$$\text{MOMENT} = \text{POIDS} \times (\text{BA} - \text{BAREF})$$

Avec :

$$(\text{BA} - \text{BAREF}) = \Delta \text{ Arm}$$

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.

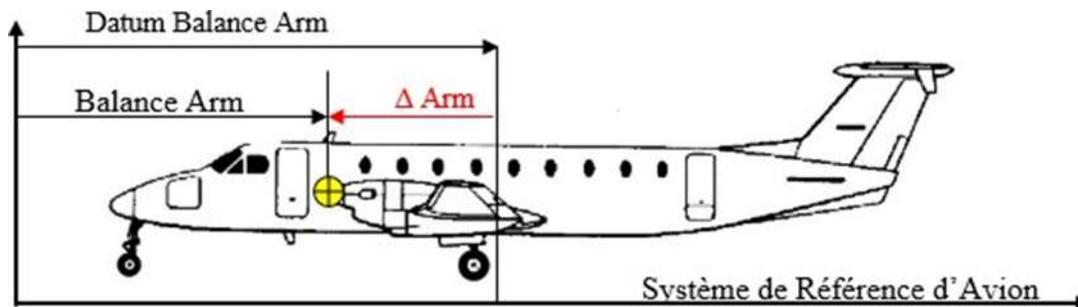
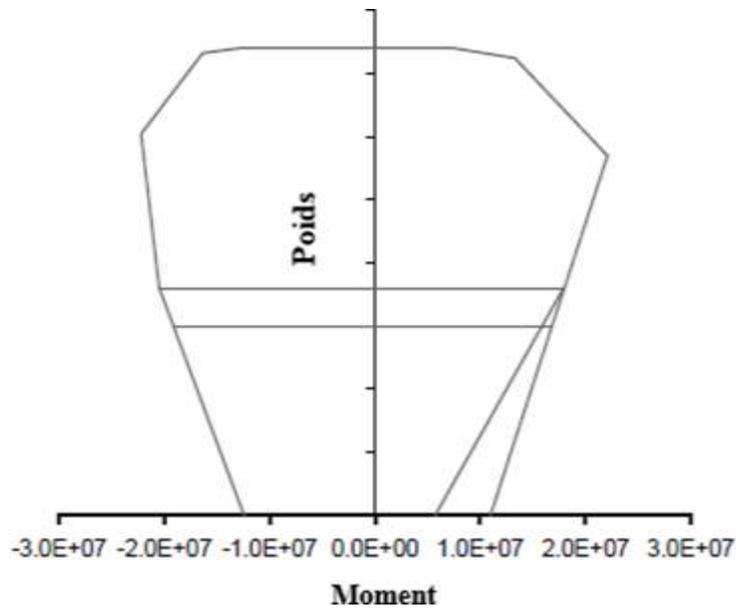


Figure IV-6 Bras de Levier de Référence.

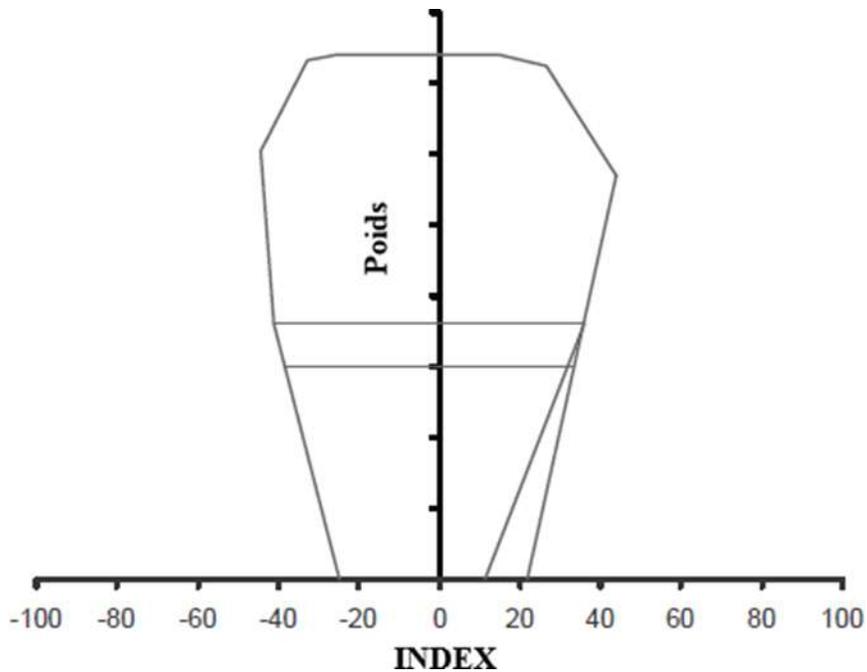


**Figure IV-7 Allure graphique des limites du CG après avoir introduire le BAREF.**

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

$$\text{INDEX} = \text{MOMENT} / \text{MOMENT CONSTANT} \quad \text{INDEX} = \text{POIDS} \times (\text{BA} - \text{BAREF}) / \text{MOMENT CONSTANT}$$

Cela donnera des nombres faciles à utiliser et à gérer en créant se 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.

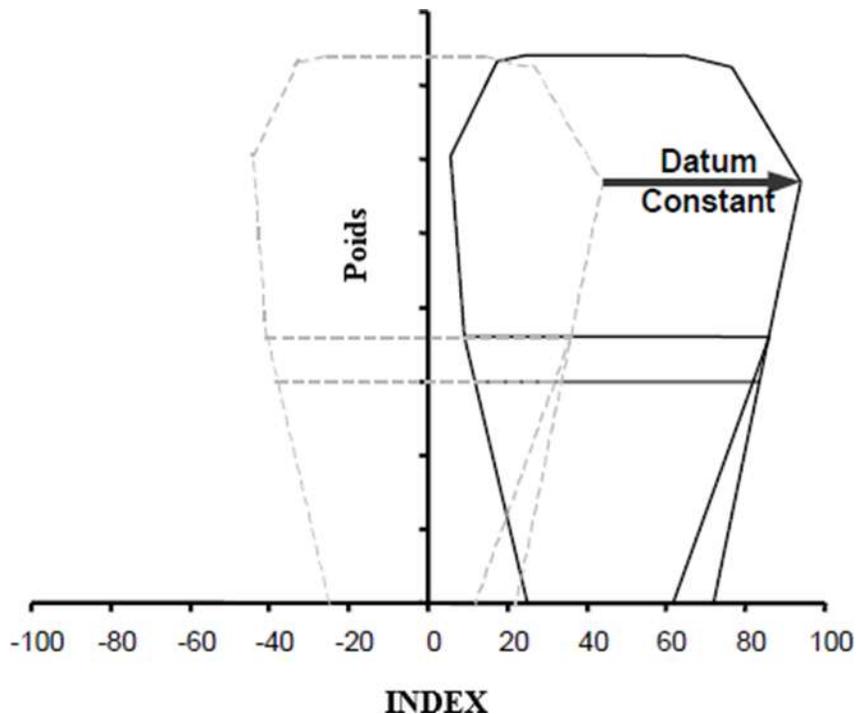


**Figure IV-8 Allure graphique des limites du CG après avoir introduire le Moment Cst.**

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

$$\mathbf{INDEX = [POIDS \times (BA - B_{REF}) / MOMENT \ CONSTANT] + CONSTANT_{REF}}$$

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



**Figure IV-9 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 :

$$\mathbf{Index = [Poids \times (BA - BAREF) / Moment Constant] + Constante REF}$$

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 :

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

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.

# **CHAP V : AUTOMATISATION DES POIDS ET CENTRAGES DE Q400**

## **V.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 DASH8-Q400 se fait jusqu'alors manuellement.

Pour cela on a utilisé un langage de programmation très connue qui est le MATLAB

(version 2015a).

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'AHM560.



## V.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 :

### V.2.1 Les informations de vol

- **Le numéro de vol :**

TASSILI AILINES doit utiliser son code IATA « SF » dans le début de ses numéros de vol, suivies de 4 chiffres.

- **L'aérodrome de départ /destination :**

Ces menus contiennent les codes IATA des aérodromes desservies par la compagnie TASSILI AILINES. Ces codes sont composés de 3 lettres majuscules, en sachant que chaque aérodrome dans le monde n'a qu'un seul et unique code.



The image shows a screenshot of a 'Flight Info' form. It has a light blue header with the text 'Flight Info'. Below the header, there are three rows of input fields. The first row is labeled 'FLIGHT NUMBER' and contains a text box with the value 'SF'. The second row is labeled 'DEPARTURE' and contains a dropdown menu with 'AAE' selected. The third row is labeled 'DESTINATION' and also contains a dropdown menu with 'AAE' selected.

Figure V-1 Les informations de vol

### V.2.2 Les informations sur l'appareil

#### 1) **Immatriation 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.

TASSILI AILINES exploite 4 avions de type DASH8-Q400 dont leurs poids et index de base se diffèrent.

<b>Immatriculation</b>	<b>Weight Adjustment</b>	<b>Index Adjustment</b>
7T-VCL	18014.70	97.83
7T-VCM	18005.19	96.77
7T-VCN	18042.61	97.27
7T-VCO	18023.78	96.74

**Table V-1 Les informations sur l'appareil**

**2) 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 :

	Poids
PNT	<b>85</b>
PNC	<b>75</b>

**Table V-2 L'équipage .**

- Les configurations de l'équipage seront comme suit :



**Figure V-2 L'équipage**

- ❖ 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 :

- Nombre d'équipage dans le cockpit et emplacement moyen :

Nombre de sièges max (cockpit)	Longueur du bras de la station de référence		Influence sur l'index (par Kg)	
	±	Inches	±	/
3	±	Inches	±	/

**Table V-3 Nombre d'équipage dans le cockpit et emplacement moyen .**

- Nombre de siège d'équipage de cabine et emplacement :

Disposition des sièges (cabine)	Nombre de sièges max (cabine)	Longueur du bras de la station de référence		Influence sur l'index (par Kg)	
		±	Inches	±	
Porte avant (FWD)	1	±	Inches	±	-0 .03365
Porte arrière (AFT)	1	±	inches	±	+0.02877

**Table V-4 Nombre de siège d'équipage de cabine et emplacement .**

- Répartition de l'équipage / code de l'équipage :

Code équipage	PNT	PNC	Disposition du PNC
2/2	2	2	1 FWD / 1 AFT
2/3	2	3	2 FWD / 1 AFT
3/2	3	2	1 FWD / 1 AFT
3/3	3	3	2 FWD / 1 AFT

**Table V-5 Répartition et code de l'équipage.**

### 3) 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 V-3 Catering**

**Premier cas** : des rafraichissements sont servis aux passagers (eau potable, jus, soda). On estime leurs poids à 0.65 Kg par passager.

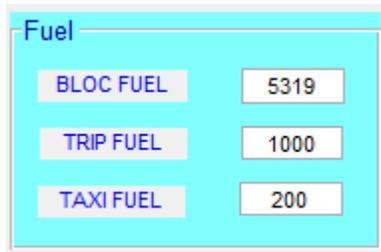
**Deuxième cas** : petit déjeuner ou snack, dont le poids est estimé à 1 Kg par passager.

**Troisième cas** : un repas chaud (déjeuner ou dîner). Son poids est d'environ 1.7 Kg.

**Quatrième cas :** un repas VIP qui avoisinera les 2.5 Kg.

### **V.2.3 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	5319
TRIP FUEL	1000
TAXI FUEL	200

**Figure V-4 Carburant**

Ces tendances sont conformes aux  $\Delta$  index répertoriés dans le tableau suivant :

Fuel Weight	Index
100	0.1
500	0.3
800	0.4
1000	0.6
1200	0.7
1400	0.8
1600	0.9
1800	1.0
2000	1.1
2200	1.2
2400	1.3
2600	1.4
2800	1.5

3000	1.7
3200	1.8
3400	1.9
3600	2.0
3800	2.1
4000	2.2
4200	2.3
4400	2.4
4600	2.5
4900	2.7
5318	2.9
<b>Taxi Fuel</b>	<b>100 kg / 0.0 index</b>

**Table V-6 Effet du carburant**

Des pentes appropriées sont dérivées pour chaque nouvelle variation du  $\Delta$  index.

#### **V.2.4 Le chargement**

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

The image shows a software interface titled "Loading" with the following input fields:

- PAX ADULT**: AD [ ] CHD [ ] INF [ ]
- PAX TOWNS**: 0a [ ] 0b [ ] 0c [ ] 0d [ ]
- BAG**: 1 [ ] 2 [ ] 3 [ ]

**Figure V-5 Chargement**

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.

Catégories	Normes
Adulte	84
Enfant	35
Bébé	0

**Table V-7 Catégories des passagers .**

Le tableau ci-dessous explique la configuration des sièges dans la cabine de telle façon qu'on aura un maximum de 74 sièges en total .

Name of cabin section	Class	Total per cabin section
Oa	10	10
Ob	16	16
Oc	32	32
Od	16	16
Total per class	74	74

**Table V-8 Division des sièges .**

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

Numéro de la soute	Codification	Poids maximal
FWD soute	5	413
AFT soute 1	6	1724
AFT soute 2	7	454

**Table V-9 Division des soutes .**

### V.2.5 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 :

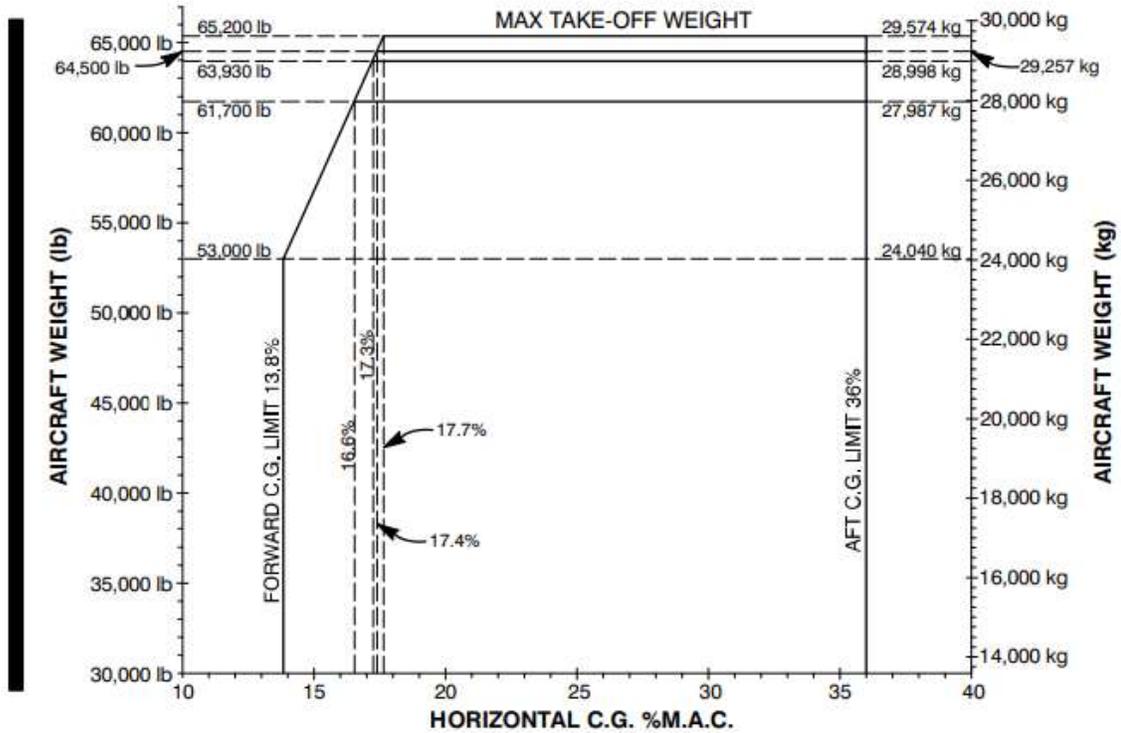


Figure V-6 Enveloppe opérationnelle

Ou en index et pour la poussée des moteurs des DASH8-Q400 de Tassili :

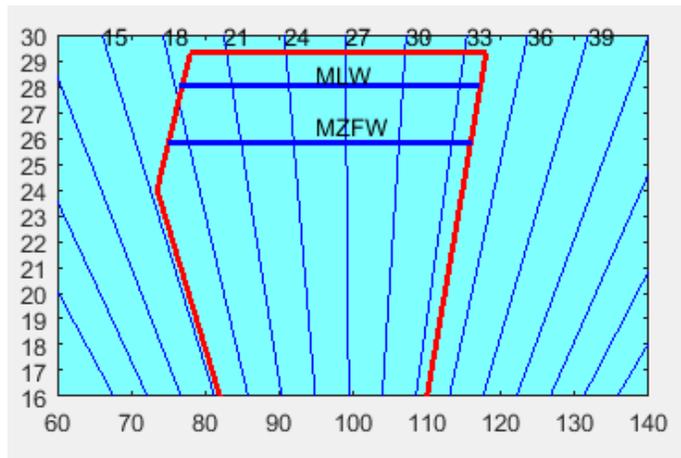


Figure V-7 Enveloppe opérationnelle de Q400

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

<b>AVANT</b>		
<b>Applicabilité</b>	<b>Poids</b>	<b>Index</b>
<b>Décollage</b>	16000	82
	24000	73.5
	29257	78
<b>En vol</b>	16000	78
	24000	82
	29257	73.5
<b>Atterrissage</b>	16000	82
	24000	73.5
	28009	76.5
<b>Zero Fuel</b>	16000	82
	24000	73.5
	258885	76.5

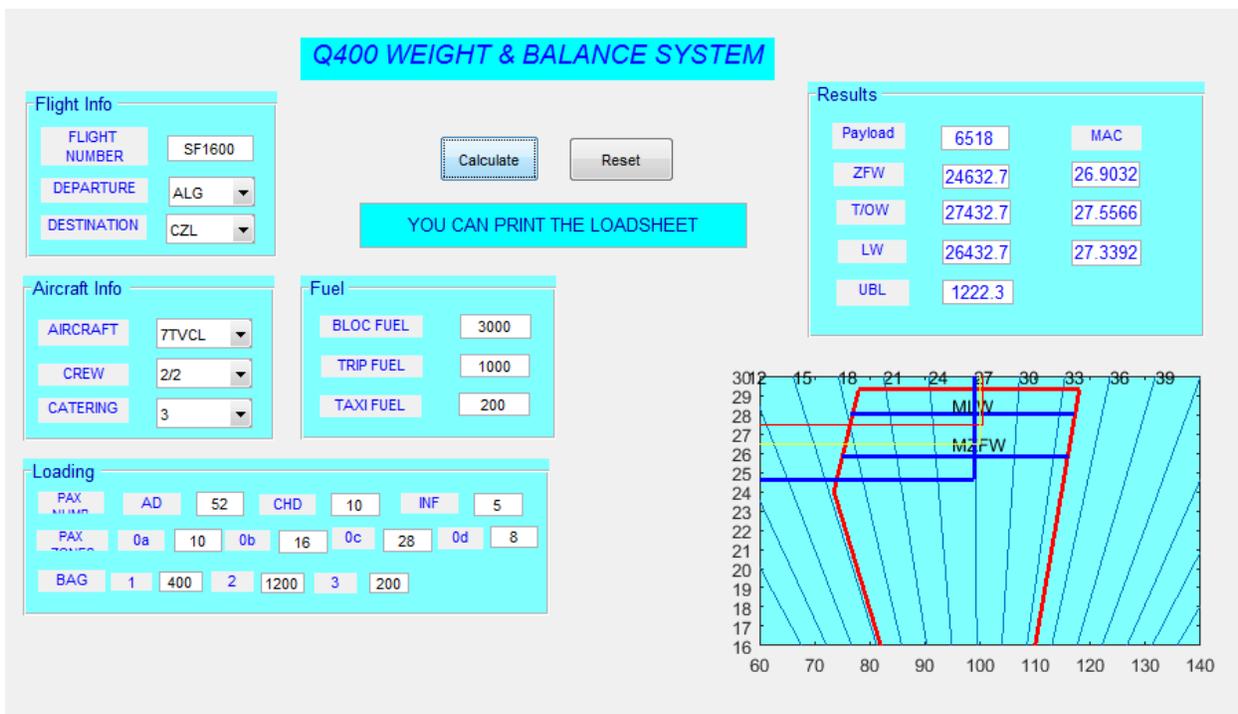
<b>ARRIERE</b>		
<b>Applicabilité</b>	<b>Poids</b>	<b>Index</b>
<b>Décollage</b>	16000	110
	29257	118
<b>En vol</b>	16000	110
	29257	118
<b>Atterrissage</b>	16000	110
	28009	117
<b>Zero Fuel</b>	16000	110
	25885	116

**Table V-10 Limites de feuille de chargement .**

### V.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 560).



**Figure V-8 L'interface du programme.**

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

- En bleu c'est le MACZFW ;
- En rouge c'est le MACTOW ;
- 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 .

( La figure ci-dessus ) ;

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

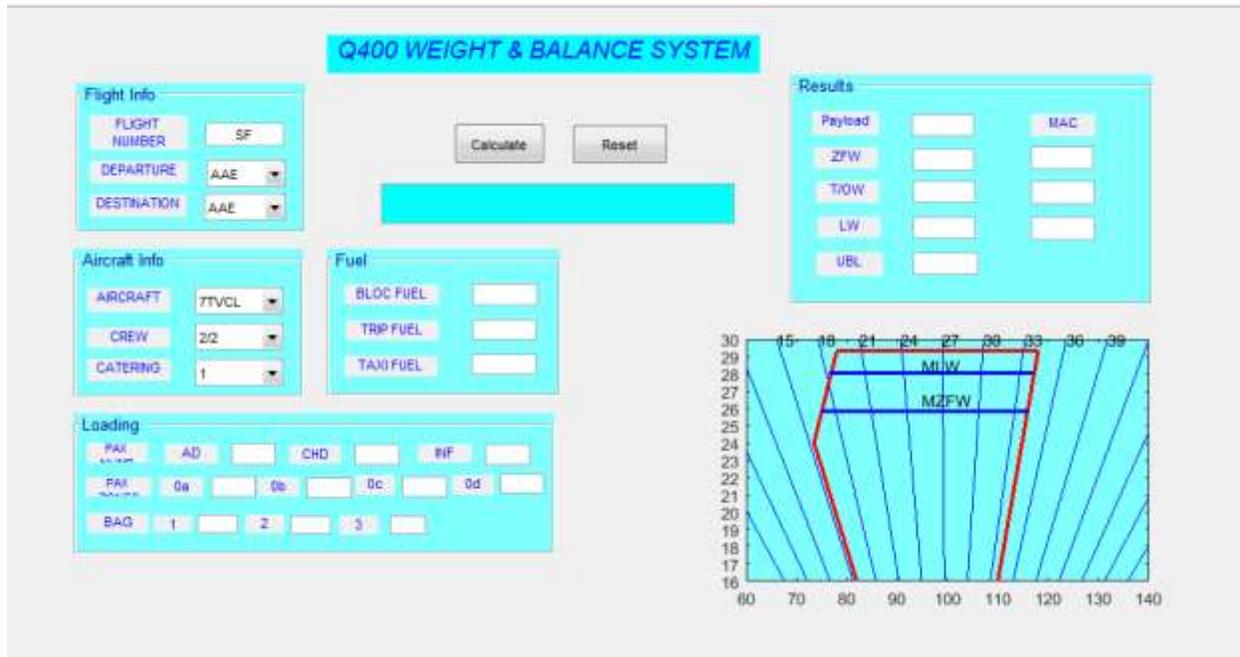


Figure V-10 L'Interface vierge du programme.

#### V.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.

## V.4.1 Différents cas d'erreur

**1er Cas** : Si on introduit une quantité de BLOC FUEL supérieure à la limite du réservoir (qui est de 5318 Kg), on aura le message « FUEL TANK CAPACITY EXCEEDED » :

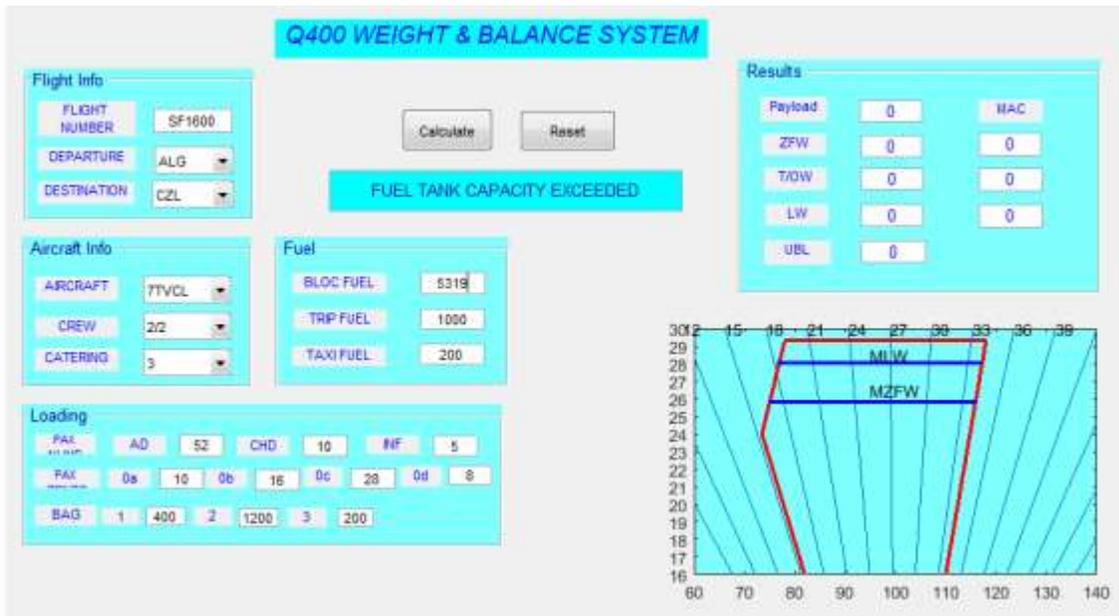
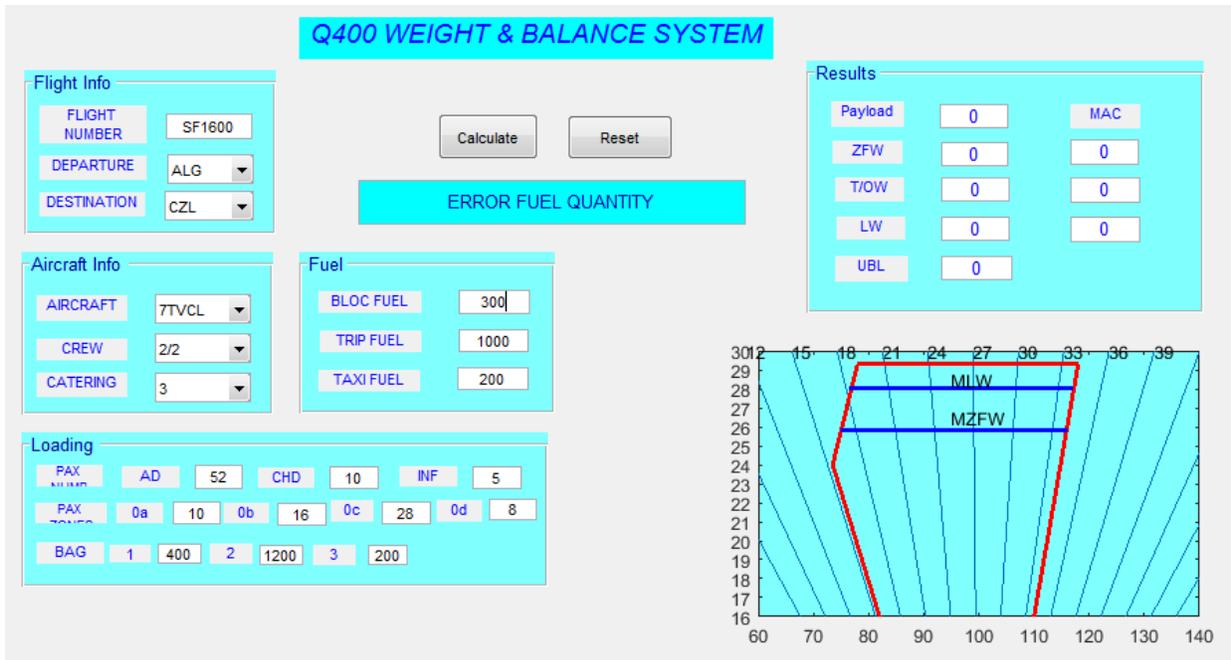


Figure V-11 Fuel tank capacity exceeded.

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.

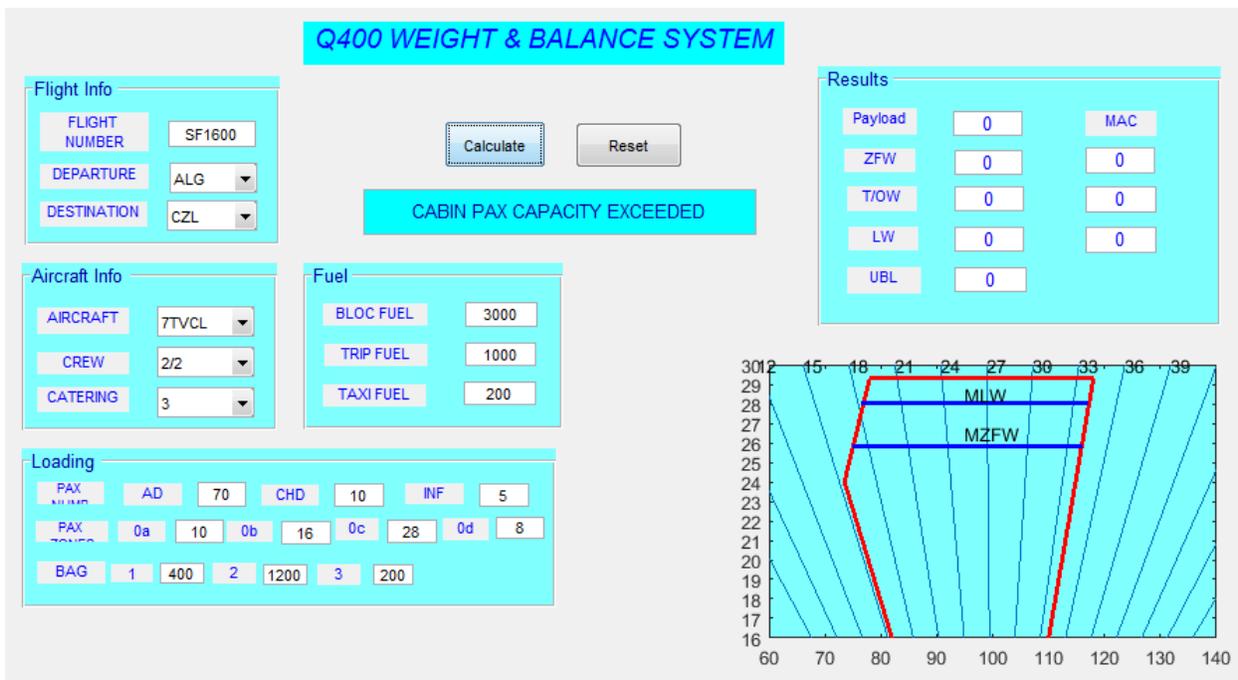
**2ème Cas** : Si on saisit des valeurs de TRIP FUEL et TAXI FUEL, de telle façon que la somme de ces deux (2) sera supérieure au BLOC FUEL, on aura le message d'erreur :

« ERROR FUEL QUANTITY »



**Figure V-12 Error fuel quantity.**

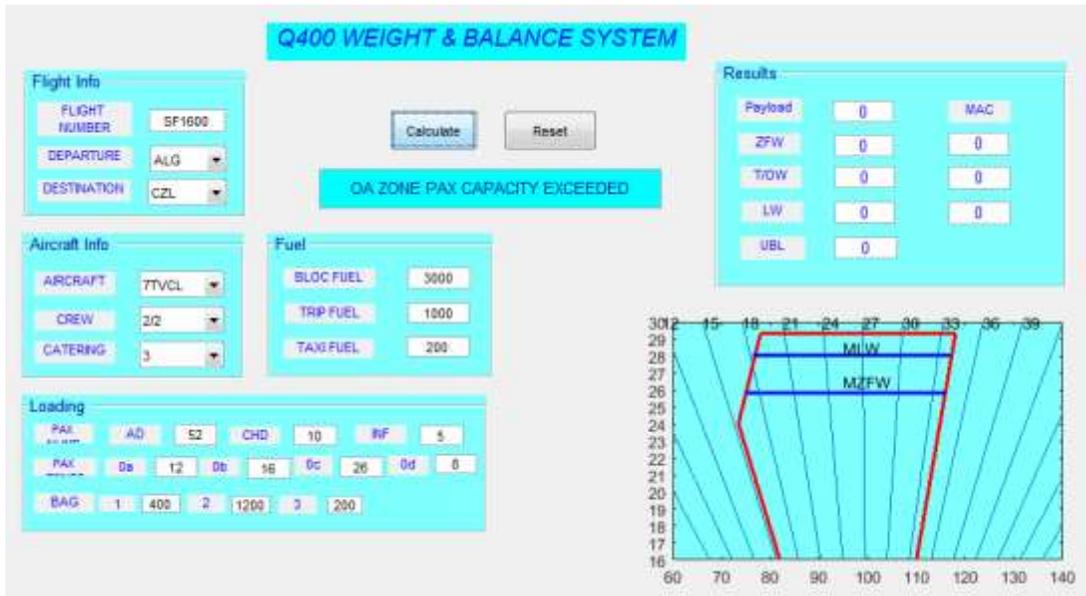
**3ème Cas :** Si le nombre de passagers (Adulte + Enfant) est supérieur au nombre maximum de sièges de l'avion (74 sièges), le message d'erreur dira « CABIN PAX CAPACITY EXCEEDED », et on aura des résultats nuls (0).



**Figure V-13 Cabin pax capacity exceeded.**

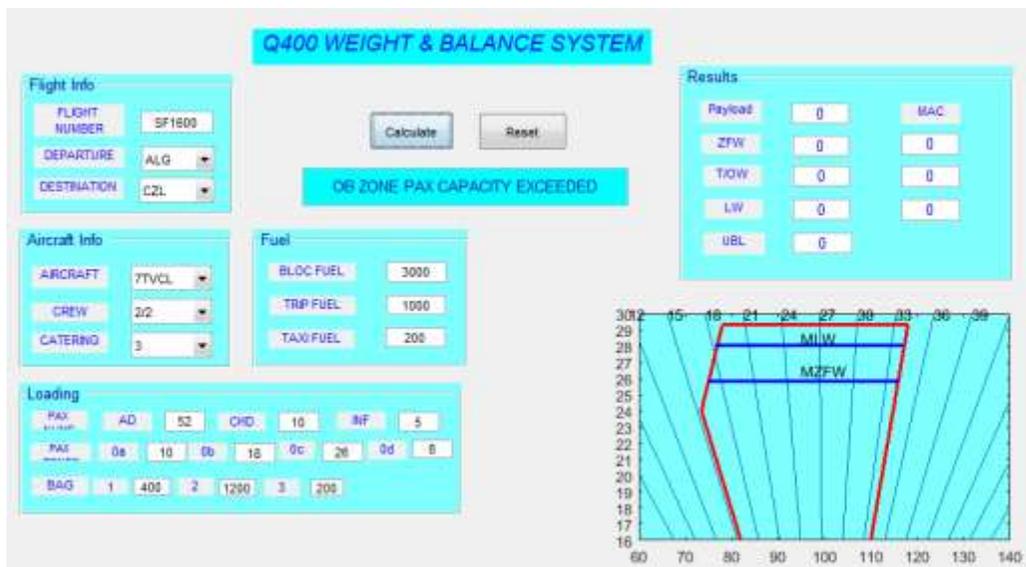
**4ème Cas :** Si le nombre de passagers par zone dépasse la limite de ladite zone, un message d’erreur spécifiera la zone concernée, par exemple :

- « OA ZONE PAX CAPACITY EXCEEDED »



**Figure V-14** Oa zone pax capacity exceeded.

- « OB ZONE PAX CAPACITY EXCEEDED »



**Figure V-15** Ob zone pax capacity exceeded.

- « OC ZONE PAX CAPACITY EXCEEDED »

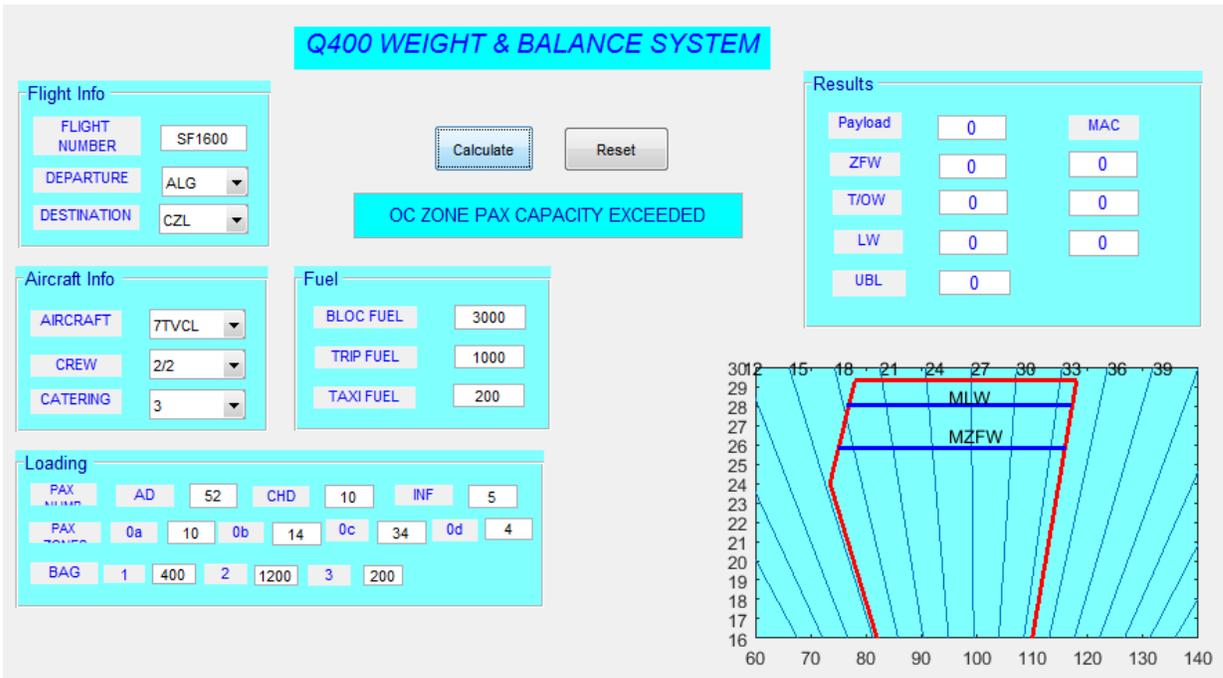


Figure V-16 OC zone pax capacity exceeded.

- « OD ZONE PAX CAPACITY EXCEEDED »

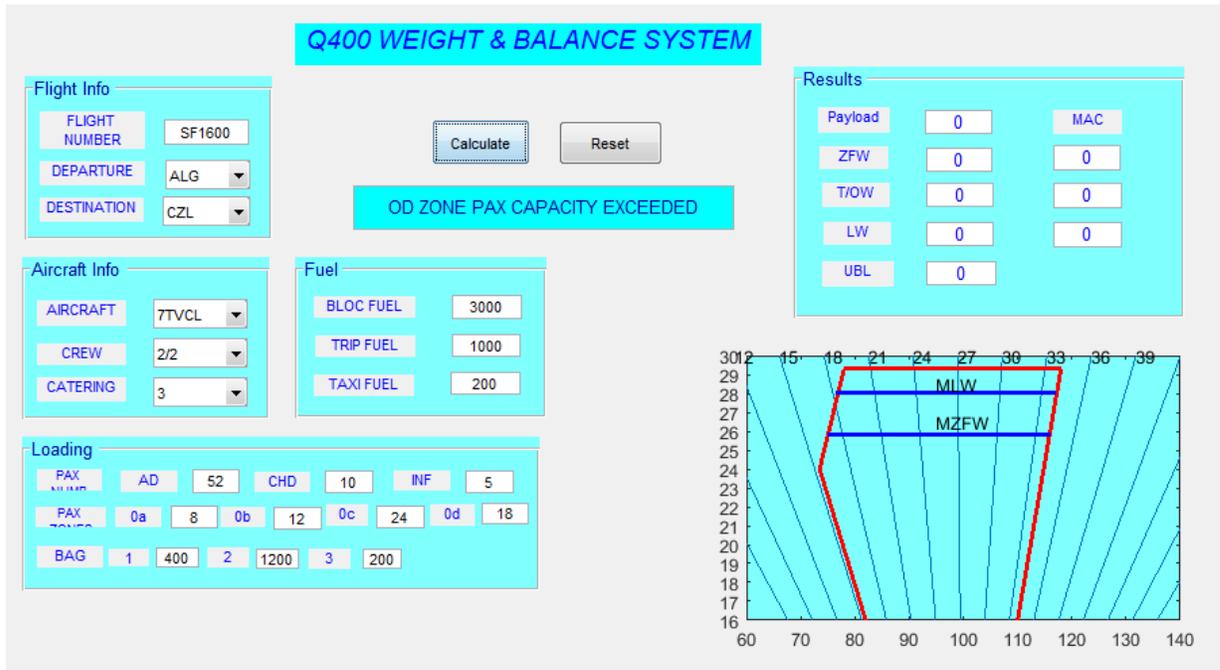
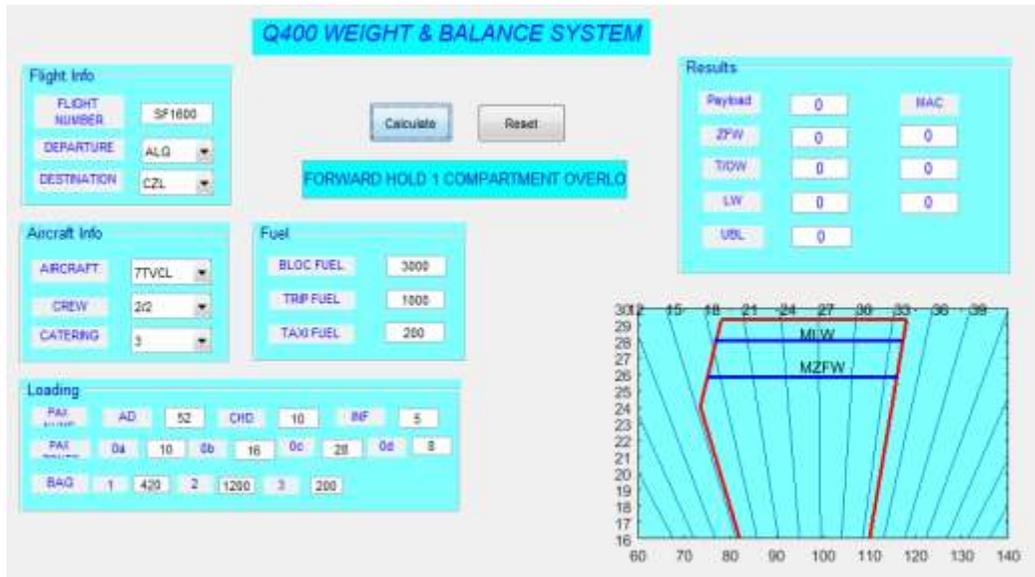


Figure V-17 OD zone pax capacity exceeded.

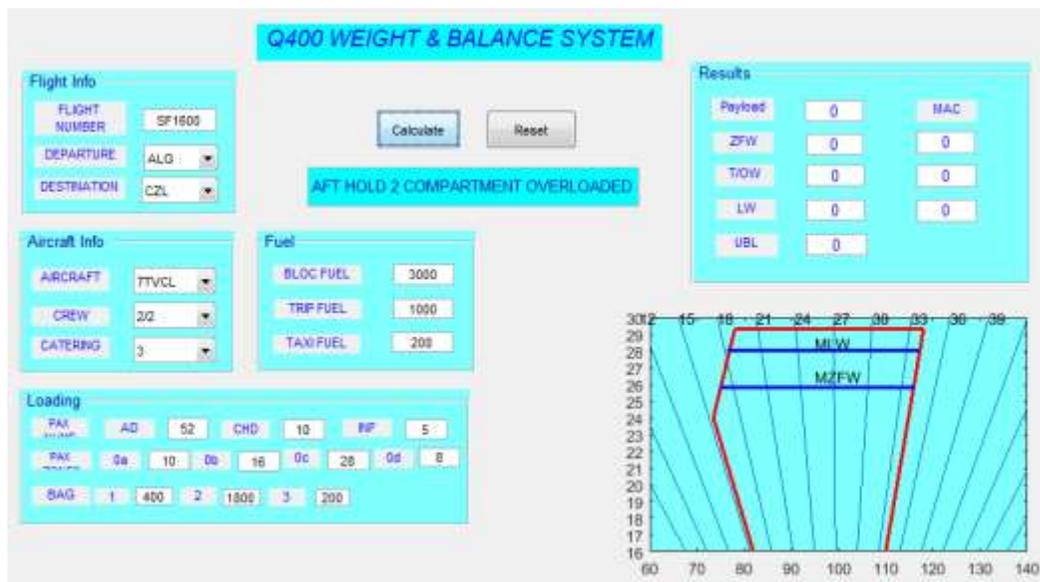
**5ème Cas :** Si les valeurs introduites dans les champs réservés aux bagages dépassent les capacités des soutes, le message d’erreur désignera la soute en question :

- « FORWARD HOLD 1 COMPARTMENT OVERLOADED ».



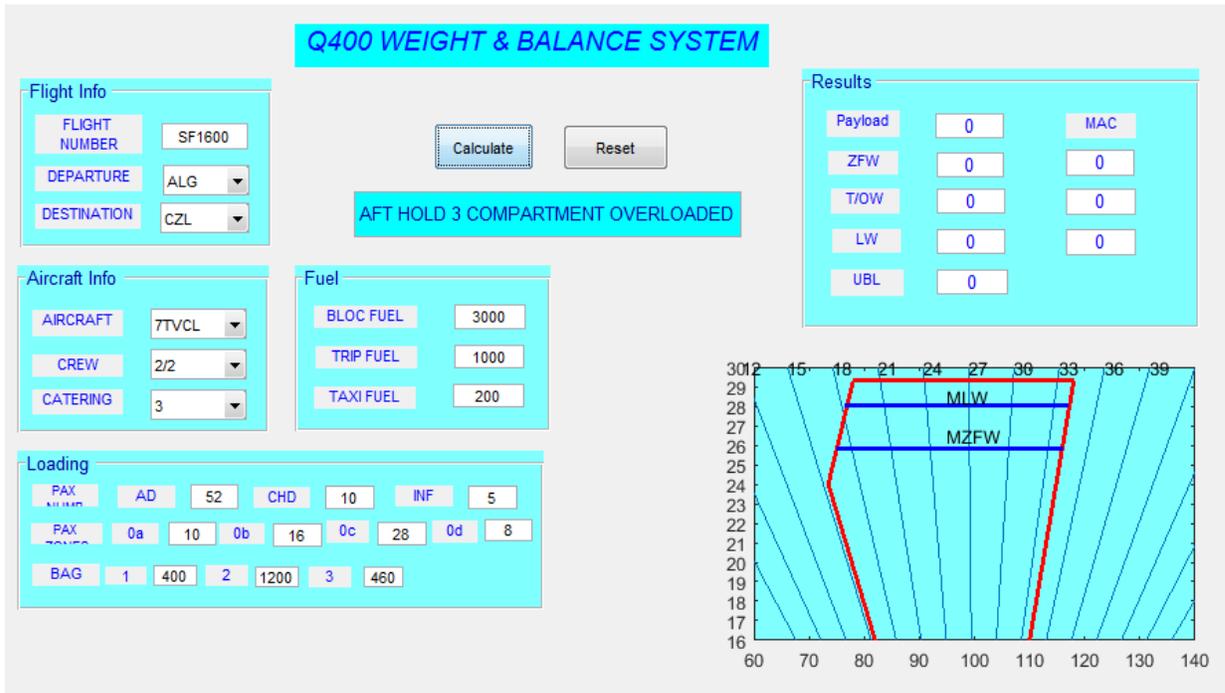
**Figure V-18 Forward hold 1 compartment overloaded**

- «AFT HOLD 2 COMPARTMENT OVERLOADED ».



**Figure V-19 AFT hold 2 compartment overloaded**

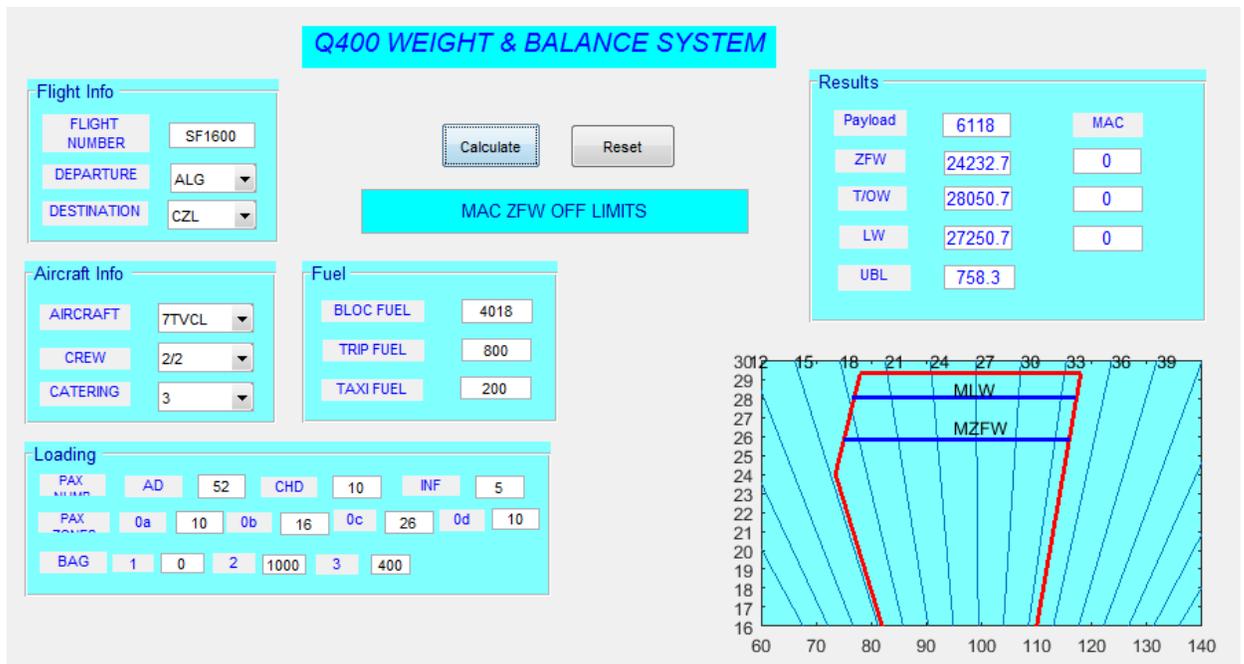
- « AFT HOLD 3 COMPARTMENT OVERLOADED ».



**Figure V-20 AFT hold 3 compartment overloaded**

**6ème 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 V-21 Mac ZFW off limits**

Dans cet exemple-là, c'est le MACZFW qui est hors limites, donc le programme fait les calculs et donne les premiers résultats (Payload, UBL et les masses) 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 DASH8-Q400 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 2015a) 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.

## Bibliographie

- [1] : Manuel d'exploitation de Tassili Airlines « 24/04/2012 », Révision 05.
- [2] : Manuel d'exploitation de Tassili Airlines technique , Edition 01 : 20/02/2011,  
Revision 01 : 03/10/2011.
- [3] : Airplane Flight Manual DASH8-Q400 .
- [4] : Projet de fin d'étude, exploitation 2014 (DA. Blida). Par Mohamed Lamine HANNACHI.
- [5] : Projet de fin d'étude, opérations aériennes 2014 (DA. Blida). Par Ilham DJELLALI.
- [6] : projet de fin d'étude, opérations aériennes 2019 (DA Blida). Par HALOUANE Wissem.
- [7] : cours d'opérations aériennes ENAC « Exploitation technique des avions de transport public » « Février 2005 ».
- [8] : Mouloud DRIUCHE, Cours Masse et Centrage « 2011 ».
- [9] : Weight and Balance Control and Loading Manual « 23/03/2011».
- [10] : AFM – Manuel de vol de l'avion bombardier dash8-q400.
- [11] : Document standards AHM 560 du poid et centrage , REV 1 « 15/07/2012 » .