

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
Université SAAD DAHLAB de Blida
Faculté de Technologies
Institut d'Aérospatiales

Mémoire

Pour l'Obtention du diplôme de
MASTER II EN AÉRONAUTIQUE

Spécialité : Opérations aériennes

Sujet :

**Élaboration d'un logiciel pour calculer le devis de masse
et le centrage**

Présenté par :

ZIGHA Karim

LAIOUER Izzeddine

Encadré par :

M. DRIOUCHE M.

M. BOUAMRANI F.

Promotion : 2013

Dédicace

Je dédie ce modeste travail :

À mes très chers parents,

Pour leurs sacrifices et leurs aides

Pour leurs conseils qui m'ont guidé tout au long de mes études

Aucun mot ne peut exprimer mon amour envers vous.

À mes chères sœurs,

À toute ma famille,

À mes professeurs,

Pour leurs efforts et aides afin de m'assurer une formation convenable et cohérente.

À mon ami: Rachid Fates

À toute la promotion, je vous dis MERCI

Karim Zigha

Dédicace

Je dédie ce modeste travail :

À ma très chère mère,

À mon cher père.

À mes frères et mes sœurs.

*À toute la famille : **Laiouer***

*À mon ami : **Rachid Fates***

À mes professeurs,

*Pour leurs efforts et aides afin de m'assurer une formation convenable et
cohérente.*

*À toute la promotion, je vous dis **MERCI***

Izzeddine Laiouer

Remerciements

Nous insistons d'emblée, à préciser que ce travail est le fruit d'une contribution soutenue et guidée par un personnel actif et dynamique à qui nous exprimons une grande et profonde gratitude.

Ainsi, nous tenons à remercier tout le personnel de Tassili Airlines, pour leur accueil chaleureux, leur soutien, et leur gentillesse.....du fond du cœur merci.

Nos remerciements les plus sincères vont à Monsieur **Mouloud Driouche**, notre encadrant et enseignant à l'université de Blida, pour ses encouragements, ses conseils, son assistance, ainsi que son aide précieuse, qui nous ont guidés dans notre travail et même dans la vie.

Nos très chers remerciements vont aussi à Monsieur **Farid Bouamrani**, notre encadrant au sein de Tassili Airlines, pour les conseils qu'il nous a prodigués, son judicieux encadrement ainsi que son assistance pour la rédaction du rapport.

Nous tenons également à adresser nos sincères remerciements à l'ensemble du corps enseignant, pour avoir porté un vif intérêt à notre formation, et pour avoir accordé le plus clair de leur temps, leur attention et leur énergie, et ce dans un cadre agréable de complicité et de respect.

Enfin, que tous ceux et celles qui ont contribué de près ou de loin à l'accomplissement de ce travail trouvent l'expression de nos remerciements les plus sincères.

Merci à tous

Résumé

Le développement actuel de l'informatique s'étend à tous les secteurs et particulièrement au sein des compagnies aériennes importantes, aussi bien pour la gestion des réservations, que pour les plans de vol, ou pour la maintenance des appareils.

Il reste cependant pas mal de tâches qui sont encore accomplies d'une manière manuelle, telles que le chargement de l'avion ainsi que le calcul du centrage, ou le traitement des données.

L'objectif de ce mémoire consiste à automatiser le chargement et le calcul du centrage de manière à : diminuer les risques d'erreur, obtenir des réponses rapides, améliorer la précision et la fiabilité des calculs.

ملخص

إن التطور الحالي للإعلام الآلي يمتد إلى جميع القطاعات وخاصة في شركات الطيران الكبرى، سواء لإدارة حجز التذاكر، أو في خطط الطيران، أو في صيانة الطائرات.
و مع ذلك لا تزال الطريقة التقليدية تستعمل في معالجة البيانات المعتمد عليها في تحميل و حساب مركز ثقل الطائرات.

الهدف من هذه الدراسة هو، تحميل وحساب مركز الثقل باستعمال الطريقة الآلية، وذلك من أجل الحد من الأخطاء، الحصول على حلول سريعة، وتحسين دقة العمليات الحسابية.

Abstract

The informatics current development extends to all sectors and particularly within the important airlines companies, as well as for the reservation management, than for the flight plans, or equipment maintenance.

However, there is a lot of spots which are still done as manual way, as the aircraft loading and the centering calculation and data processing.

The objective of this thesis is to automate the loading and centering calculation in order to: reduce the mistake risk, get quick answers, improve the accuracy, and reliability of the calculations.

Table des matières

Dédicace

Remerciements

Résumé

Liste des Figures

Liste des Tableaux

Liste des abréviations

Introduction générale..... 1

Chapitre I : Présentation de la compagnie et des types d'avions 2

1. Présentation de Tassili Airlines 3

2. Composition de la Flotte 5

3. Caractéristiques des avions concernés par l'étude..... 9

4. Note d'information concernons le (Weight, Index) 9

Chapitre II : Introduction aux notions de masses et centrage..... 11

1. Centre de gravité 12

1.1. Définitions 12

1.2. Facteurs déterminant les limites du centre de gravité..... 13

2. Calcul de base du centrage 16

3. Influence du centrage sur la stabilité d'un aéronef 18

4. Limites de masses et centrage 19

5. Conséquences d'un centrage hors limite..... 19

6. Masses maximales de structure d'un avion	20
7. Masse maximale sur le plancher	24
8. Effets d'une surcharge	26
9. Masse maximale réglementaire	29
10. Composition de la masse d'un avion	29
11. Détermination de la masse de base d'un avion	31
12. Carburant	32
13. Décompte, répartition, et calcul de la charge transportée et des masses réelles	34
14. calcul de devis de masse.....	34
14.1. Chargements de dernière minute (last minute charges).....	35
14.2. Évolution de la charge offerte en fonction de la distance d'étape	36
Chapitre III : Méthode de calcul du centrage	41
1. Détermination du centrage	42
1.1. Calcul théorique du centrage	42
1.2. Méthode de l'index	43
2. Le moment	43
3. Détermination de ZFCG et TOCG	44
4. Définition de l'index	45
4.1. Formule générale de l'index.....	45
4.2. Variation d'index pour tout article additionnel chargé	45
4.3. Détermination de l'index ZF et de l'index de TO	46

5. Élaboration de la feuille de centrage	46
6. Limites de centrage certifié	49
7. Limite de centrages opérationnels	50
Chapitre IV : Description de l'AHM 560.....	52
1. Présentation de l'AHM 560.....	53
2. Généralités.....	53
3. Partie A : Adresses de communication	54
4. PARTIE B : Informations générales	54
5. PARTIE C : Données de l'avion	55
6. PARTIE D : Données de planification du chargement	58
Chapitre V : Validation des données.....	60
1. Réalisation de la LoadSheet	61
1.1. Création de la base de données.....	61
1.2. Réalisation des graphes	61
1.3. Répartition des passagers.....	61
1.4. Gestions d'erreurs	62
2. Présentation de la LoadSheet réalisé avec Excel 2007.....	62
3. Utilisation de notre LoadSheet:	66
4. Détermination de la nouvelle répartition pour le Q400 et le Q200	69
5. Résumé de la nouvelle répartition	71
6. Réalisation du manifeste passager avec Excel	71

Chapitre VI : Présentation du logiciel.....	75
1.Caractéristique du logiciel.....	76
2. Organigramme.....	76
2.1. Organigramme général	76
2.2. Descriptions des parties importantes du logiciel	77
3. Bienvenue dans le Starloader	77
4. Installation.....	78
5. Comment créer une nouvelle LoadSheet	78
6. les messages d'erreurs.....	87
Conclusion générale et perspectives	91

Bibliographie

Liste des Figures

Figure I.1 : Composition de la flotte de Tassili Airlines	5
Figure I.2 : Représentation du B737-800	6
Figure I.3 : Représentation du Q400	7
Figure I.4 : Représentation du Q200	7
Figure II.1 : Représentation du CG.....	12
Figure II.2 : Représentation d'un moment piqueur.....	13
Figure II.3 : Compensation du facteur de charge par le braquage de la profondeur	15
Figure II.4 : Déplacement du CG avion	16
Figure II-5 : Corde moyenne de l'aile	17
Figure II-6 : Influence du centrage sur la stabilité d'un aéronef.....	18
Figure II-7 : Enveloppe limitative d'un avion	19
Figure II-8 : Les forces agissant sur un avion	22
Figure II-9 : Remplissage des réservoirs.....	23
Figure II-10 : Gestion des réservoirs en vol.....	24
Figure II-11 : Répartition de la charge.....	25
Figure II-12 : Flexion et cisaillement du fuselage.....	26
Figure II-13 : Composition de la masse d'un avion	30
Figure II-14 : Pesée d'un avion	32
Figure II-15 : Distance franchissable en fonction de la masse décollage	37
Figure II-16 : Évolution de la C/O en fonction de la distance d'étape	38
Figure III.1 : Ajouts de charges à un avion	42
Figure III.2 : Représentation du nouveau CG.....	42
Figure III.3 : Moment d'un article	44
Figure III.4 : Moment de l'ensemble d'articles	44
Figure III.5 : Impacte de la masse sur la variation d'index	46
Figure III.6 : Représentation du ΔI sur la feuille de centrage	47

Figure III.7 : Calcul de $I_{\text{sans carburant}}$ sur la feuille de centrage	47
Figure III.8 : Conception du diagramme centrage partie 1	48
Figure III.9 : Conception du diagramme centrage partie 2	48
Figure III.10 : Détermination du MAC sur la feuille de centrage	49
Figure IV.1 : Lecture de l'AHM560	53
Figure IV.2 : Exemple de message requis	54
Figure IV.3 : Calcul de l'index et du MAC	55
Figure IV.4 : Influence des FLAPS sur le MAC	56
Figure V.1 : Données initiales du vol	62
Figure V.2 : Affichage de l'index de base.....	64
Figure V.3 : diagramme variation index.....	65
Figure V.4 : Enveloppe et représentation des résultats des résultats sur le graphe	65
Figure V.5 : étape N°1 saisir les donnés du vol.....	66
Figure V.6 : Étape n°6 calcul et représentation des ΔI sur le diagramme	68
Figure V.7 : Étape n°7 résultats final.....	68
Figure V.8 : Répartition des passagers Q200 partie2	72
Figure V.9 : Répartition des passagers Q400 partie2	73
Figure VI.1 : Organigramme général	76
Figure VI.2 : Fenêtre principale du logiciel.....	78
Figure IV.3 : Données du vol.....	79
Figure IV.4 : Fenêtre utilisée pour le calcul.....	80
Figure IV.5 : Données de base.....	81
Figure IV.6 : Données sur le fuel	81
Figure IV.7 : Sélection de la destination	82
Figure IV.8 : Nombre des passagers.....	82
Figure IV.9 : Repartions des passagers.....	82
Figure IV.10 : Repartions de la charge	83

Figure IV.11 : Les résultats obtenus.....	83
Figure IV.12 : Représentation des résultats sur l’enveloppe	84
Figure IV.13 : Affichage de la LoadSheet	85
Figure IV.14 : Enregistrement de la LoadSheet.....	86
Figure IV.15 : Imprimer la LoadSheet.....	86
Figure IV.16 : Message d’erreur.....	87

Liste des Tableaux

Tableau I.1 : Caractéristiques des avions concernés par l'étude.....	9
Tableau I.2 : Information concernons le (Weight, Index)	9
Tableau II.1 : Exemple de MMSD	20
Tableau II.2 : Exemple de MMSA	21
Tableau II.3 : Exemple de MMSC.....	22
Tableau II.4 : Exemple de MMSR.....	24
Tableau II.5 : Nombre d'avions a pesé.....	31
Tableau II.6 : Calcul de la charge offerte	35
Tableau IV.1 : Exemple d'information générale	54
Tableau IV.2 : Donnée de base pour chaque immatriculation	55
Tableau IV.3 : Limitation maximale de masses	56
Tableau IV.4 : Information sur les limites opérationnelles.....	57
Tableau IV.5 : Variation d'index et H-arm des cabines.....	57
Tableau IV.6 : Variation d'index et H-arm des cabines.....	58
Tableau V.1 : Contrôle de limitation	63
Tableau V.2 : Nombre et répartition des passagers.....	63
Tableau V.3 : Masse et répartition du chargement.....	64
Tableau V.4 : Masse et répartition du chargement.....	64
Tableau V.5 : Étape n°2 saisir le FKT, pantry, carburant décollage, et le délestage	66
Tableau V.6 : Étape n°3 saisir le nombre des passagers	67
Tableau V.7 : Étape n°4 Masse du chargement totale et répartition de la charge	67
Tableau V.8 : Étape n°5 calcul automatique des masses	67
Tableau V.9 : Nouvelle répartition Q400	71
Tableau V.10 : Nouvelle répartition Q200	71
Tableau V.11 : Manifeste passager Q400.....	71
Tableau V.12 : Manifeste passager Q200.....	72

Tableau V.13 : Répartition des passagers Q200 partie1..... 72
Tableau V.14 : Répartition des passagers Q400 partie1..... 73

Liste des abréviations

AHM	Airport Handling Manual
Add	Carburant Additionnel
C	Classe business
CR	Capacité des réservoirs
C/O	Charge offerte
CG	Centre de graviter
CMA	Corde moyenne de l'aile
DOW	Dry Operating Weight
DOI	Dry operating Index
d	Délestage
f	Finesse
FSB	Flight Safety Bureau
G	Graviter
H_arm	Bras de levier
I	Index
IATA	International Air Transport Association
$K_1 = K_2 = C$	Constantes
LDW	Landing Weight
L/U	Limitation utile
LEMAC	Horizontal distance from the station zero
m_{ops}	Masse opération
$m_{déc}$	Masse décollage

m_{att}	Masse atterrissage
MMSD	Masse maximale de structure au décollage
MMSA	Masse maximale de structure a l'atterrissage
MMSC	Masse maximale de structure sans carburant
MMSR	Masse maximale de structure au roulage
MAC	Mean aerodynamic chord
N	Newton
OACI	Organisation de l'aviation civile internationale
PNC	Personnel navigant commercial
PNT	Personnel navigant technique
$Q_{déc}$	Quantité de carburant au décollage
Q_{park}	Quantité de carburant au parking
Q_{att}	Quantité de carburant a l'atterrissage
r	Quantité de carburant pour le roulage
RD	Réserve de dégagement
RR	Réserve de route
RF	Réserve finale
RLM	regulated landing mass
RTOM	regulated take OFF-mass
Ref.Sta	Référence station/axis
RC	Référence corde
SGS	Système de Gestion de la Sécurité
SGQ	Système de Gestion Qualité

Supp	Carburant supplémentaire
TOW	Take-off weight
TOCG	centre de graviter au décollage
V1	Vitesse de décision décollage
W	Weight
WBM	Weight and Balance Manual
Y	Classe touriste
ZFW	Zéro fuel weight
ZFCG	centre de graviter au zéro fuel

Introduction générale

Dans notre projet, nous allons automatiser le chargement ainsi que le calcul du centrage, pour trois types avion :

- Boeing B737-800.
- Bombardier Q400.
- Bombardier Q200.

Mais avant de commencer l'élaboration du logiciel, nous devons avant tout comprendre la conception et le fonctionnement d'une LoadSheet, pour cela nous utiliserons Excel 2007 pour réaliser une LoadSheet de A a Z.

Une nouvelle répartition pour le Q400 et le Q200 devra être aussi déterminée pour nous faciliter le travail lors de la réalisation du logiciel.

Visual Studio 2010 a été retenue pour la mise en place du système automatisé de la LoadSheet.

L'outil intégrer visuel basic sera utiliser comme langage de programmation, ces avantages sont nombreux ont peut citer :

- Application avec un minimum de bugs.
- Développements rapides.
- Facilité d'installations.
- Fonctionnalités infinies.
- Facilité de développements de contrôles personnalisable.

Le dernier chapitre sera réservé pour une description du fonctionnement de notre logiciel.

Chapitre I

Présentation de la compagnie et des types d'avions

Introduction

Dans la première section de ce chapitre, nous présenterons la compagnie aérienne Tassili Airlines. La deuxième section sera consacrée à la composition de la flotte aérienne de la compagnie. La dernière section sera dédiée à une description détaillée des avions qui sont concernés par le projet, à savoir le B737-800, le Q400, et le Q200.

1. Présentation de Tassili Airlines

1.1. Historique de la compagnie

Tassili Airlines est une compagnie aérienne algérienne elle a été créée le 30 mars 1998, à l'origine il s'agissait d'une joint - venture entre le groupe pétrolier algérien Sonatrach (51% du capital social) et la compagnie aérienne Air Algérie (49% du capital social).

En avril 2005, le groupe Sonatrach a racheté les parts que détenait Air Algérie pour en faire une filiale à part entière, et arriver à la création d'une Société de transport aérien pour la prise en charge de la relève pétrolière et parapétrolière dans les meilleures conditions de sécurité, ponctualité, qualité, flexibilité et confort, son hub principal est l'aéroport d'Alger.

Le 28 septembre 2011, Tassili Airlines reçoit l'autorisation du ministère des Transports algériens d'effectuer des vols grand public.

Le 4 octobre 2011, la compagnie aérienne réceptionne son quatrième Boeing 737-800 et procède à l'inauguration de sa première agence commerciale, à l'aéroport d'Alger.

Depuis fin novembre 2011, la compagnie aérienne a obtenu le label international de qualité IOSA (IATA Operational Safety Audit), délivré par l'Association internationale du transport aérien (IATA).

Le 28 septembre 2012, la compagnie a inauguré son premier vol international à destination de Rome.

1.2. Politique de Tassili Airlines

a) Sécurité des Vols

Pour assurer la sécurité des vols Tassili Airlines compte sur le Système de Gestion de la Sécurité (SGS) qui est exigée par l'OACI, ainsi que sur la création de structure chargée du suivi, de l'analyse et de la sécurité des vols (Flight Safety Bureau / FSB).

La mise en place d'un Comité de Sécurité des Vols, d'une cellule de traitement des incidents, et d'un plan d'urgence qui décrit et précise les tâches, les responsabilités et actions à entreprendre face aux conséquences d'un accident.

b) Sûreté Aérienne

Le Programme de sûreté aérienne est une exigence résultant de l'Annexe 17 de l'OACI et concerne la protection des personnes et des biens contre tout acte d'intervention illicite. Tassili Airlines assure la sûreté aérienne par :

- La création de la structure chargée de la Sûreté Aérienne ;
- L'élaboration du programme de sûreté de la Compagnie.

c) Qualité

La qualité est assurée par l'implémentation du Système de Gestion Qualité (SGQ) exigé par la réglementation nationale et internationale.

La sensibilisation du personnel de Tassili Airlines en matière de Qualité et de Facteur Humain, et la surveillance permanente de l'application des procédures réglementaires, ainsi que l'application du principe de l'amélioration continue assure une qualité en conformité avec les normes nationale et internationale.

Le programme d'Audit Qualité 2011 approuvé et en cours d'exécution.

d) HSE

Elle est basée sur la maîtrise des risques professionnels en entreprise, ainsi que sur l'application effective de la politique du Groupe SONATRACH en matière d'hygiène, santé, sécurité et environnement.

e) IOSA

Tassili Airlines s'est inscrite volontairement dans le programme IOSA (IATA Operational Safety Audit) en vue de rehausser le niveau de sécurité de ses activités.

1.3. Stratégie

Tassili Airlines a concentré ses efforts sur la poursuite de son développement dans tous les domaines et en particulier :

- La modernisation de son organisation.
- La mise en conformité des pratiques et des procédures.
- Le renforcement de tous ses moyens matériels et humains.

Sur le plan de l'activité commerciale, un programme de développement ciblant aussi bien le marché pétrolier que celui du grand public est envisagé en vue d'augmenter les parts de marché de Tassili Airlines, tout en intensifiant l'exploitation des segments de marché existants.

2. Composition de la Flotte

Tassili Airlines possède aujourd'hui, en toute propriété, une flotte d'aéronefs de divers types qui lui permet de répondre, de façon adaptée, à la demande du marché aérien en Algérie.

La flotte de la compagnie est composée de 31 aéronefs dont la capacité va de 4 à 155 sièges :

- 4 Boeing 737-800 SFP (8ZQ) : 7T-VCA, 7T-VCB, 7T-VCC et 7T-VCD ;
- 4 Dash8-Q400 (DH8D) ;
- 4 Dash8-Q200 (DH8B) ;
- 3 Beechcraft 1900D ;
- 5 Pilatus PC-6 ;
- 4 Cessna C208B ;
- 7 Bell Hélicoptères 206 Long Ranger.



Figure I.1 : Composition de la flotte de Tassili Airlines

2.1. Boeing 737-800

Le Boeing 737 est un avion de ligne construit par la société Boeing depuis 1965. Le Boeing 737 est un avion court à moyen-courrier. Il s'agit d'un biréacteur. Il effectua son premier vol le 9 avril 1967.

LA nouvelle génération de Boeing (737-600, 737-700, 737-700ER, 737-800, 737-900ER), est équipée de réacteurs CFM56-7B et d'un cockpit ultramoderne entièrement numérique, déjà plus de 4 000 appareils de cette génération ont été produits.

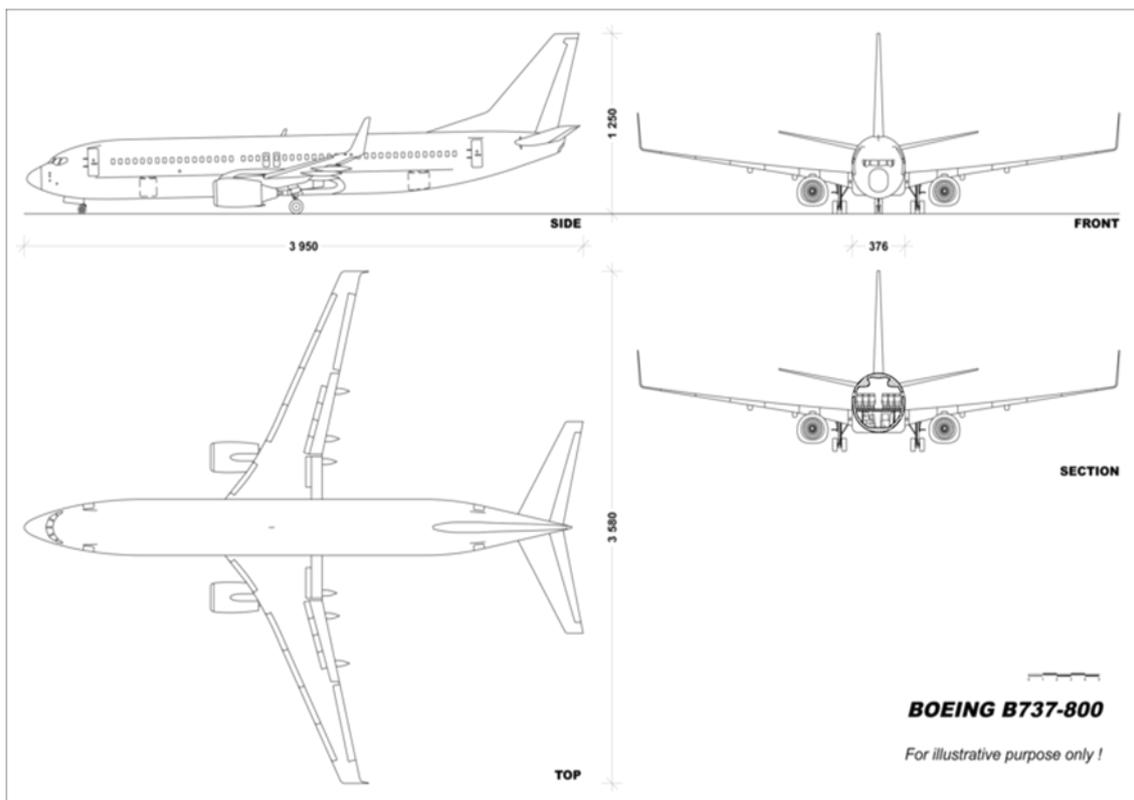


Figure I.2 : Représentation du B737-800

2.2. Bombardier Q400

Le Q400, fabriqué par Bombardier Aéronautique, est un avion destiné au transport des personnes. Appelé initialement DHC-8-400 lorsque fabriqué par de Havilland Canada (DHC), il a été renommé Q400 après l'acquisition de DHC par Bombardier. Le Dash 8-Q400 ressemble particulièrement à l'ATR 42, à l'ATR 72 et au Fokker F50.

La lettre « Q » dans Q400 est pour quiet (« silencieux »), l'utilisation de 6 pales réduisant l'émission sonore. Le Q400 possède aussi le Noise and Vibration Suppression

(NVS), un système réduisant les vibrations et le son. Il consomme moins de carburant et émet moins de gaz polluant. Il est aussi l'un des plus rapides avions turbopropulsés avec sa vitesse de croisière moyenne de 670 km/h.

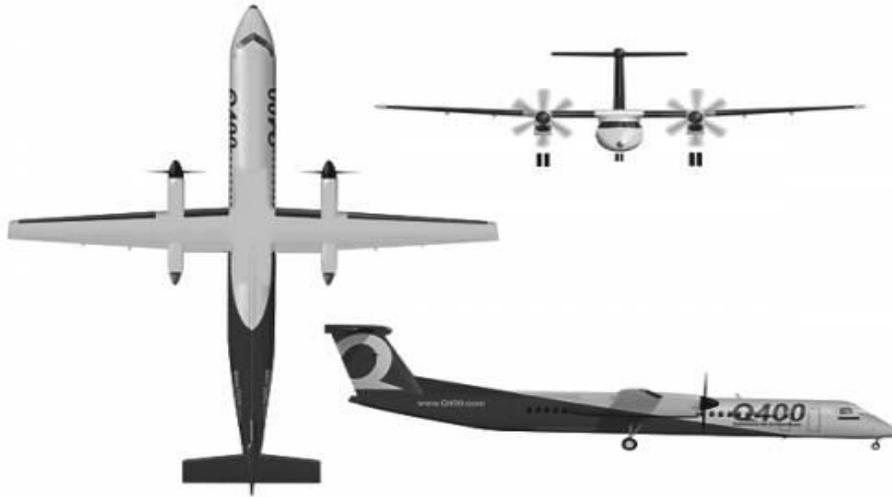


Figure I.3 : Représentation du Q400

2.3. Bombardier Q200

L'appareil de type Série 200 est équipé de moteurs Pratt & Whitney Canada PW123 plus puissants que se de la première série 100.



Figure I.4 : Représentation du Q200

2.4. Beechcraft 1900D

Le Beechcraft 1900D est un avion de transport régional à turbopropulseurs de 18 places. La version initiale A n'a été produite qu'à trois exemplaires, dont un seul est encore en service au sein de l'Escuadrón de Ejecutivos 310 bolivien. À fuselage agrandi, permettant la station debout des passagers, le Beechliner est également apparenté au Beech King Air. Fabriqué à plus de 450 exemplaires par Raytheon Aircraft, le 1900D a été commercialisé à partir de 1991.

2.5. Cessna C208

Le Cessna 208 Caravan est un avion de transport de fabrication américaine conçu en vue de remplacer les avions de brousse Beaver et Otter et les premiers Cessna, le C208 Caravan est un appareil économique bénéficiant d'une grande capacité d'emport de charge et ne nécessitant qu'une maintenance très légère. Il est aussi d'une catégorie ADAC (avion à décollage et atterrissage court).

2.6. Pilatus PC-6

Le Pilatus PC-6 est un avion utilitaire ADAC (avion à décollage et atterrissage court) à ailes hautes construit par la société suisse Pilatus Aircraft.

Parfois surnommé la Jeep des airs, il a réalisé son premier vol le 4 mai 1959 avec un moteur à pistons Lycoming. Face à des performances remarquables de maniabilité, le prototype est engagé dans une expédition vers l'Himalaya en mars 1960. On peut encore y voir l'avion resté "là-haut". Il démontre son utilité dans la région et est amené à atteindre des plateaux à 5 700 m d'altitude où les limites de la motorisation se font sentir.

2.7. Bell 206 LR

La version allongée six passagers du populaire Jet Ranger. Cet hélicoptère intermédiaire confortable et efficace offre une faible consommation de carburant tout en déplaçant six passagers ou 545 kg de chargement externe. Le Long Ranger excelle dans des situations pour lesquelles il faut transporter de grandes équipes ou il faut faire du transport à avec une élingue de plus grande capacité.

3. Caractéristiques des avions concernés par l'étude

Tableau I.1 : Caractéristiques des avions concernés par l'étude

	B738	Q400	Q200
Capacité (passager)	155 sièges	74 sièges	37 sièges
Cargo (volume)	44 m ³	14.2 m ³	8,5 m ³
Longueur	39,5 m	32,83 m	22,3 m
Envergure	34,32 m	28,48 m	25,9 m
Hauteur	12,5 m	8,33 m	7,49 m
Diamètre extérieur	3,53 m	2.69 m	2,69 m
Poids maximal au décollage	79 010 kg	29 257 kg	16 466 kg
Vitesse de croisière	Mach 0,785	667 km/h	537 km/h
Vitesse maximale	Mach 0,82	685 km/h	551 km/h
Altitude maximale	12 500 m	7 620 m	7 620 m
Rayon d'action maximal	5000 km	2 415 km	1 802 km
Capacité du réservoir max	26 020 l	6 526 l	3 160 l
Moteurs	CFMI CFM56-7	2 Pratt & Whitney CanadaPW150A	Two Pratt & Whitney Canada PW123C/D
Type de moteur	Turboréacteur	Turbopropulseur	Turbopropulseur

4. Note d'information concernons le (Weight, Index)

Les données importantes qui vont nous permettre de calculer le devis de masse et le centrage sont, la masse (Weight), l'Index (Index), et le tableau si dessous résumant ses données pour le B737-800, Q400, Q200.

Tableau I.2 : Information concernons le (Weight, Index)

	Registration	Index	Weight (kg)
B737-800	7T-VCA	50,63	MMSC = 62731
	7T-VCB	50,49	MMSD = 79015
	7T-VCC	52,04	MMSL = 65317
	7T-VCD	51,64	
Q400	7T-VCL	87,5	MMSC = 25855
	7T-VCM	86,4	MMSD = 29257
	7T-VCN	86,6	MMSL = 28009
	7T-VCO	87,2	
Q200	7T-VCP	93,98	MMSC = 14515
	7T-VCQ	93,58	MMSD = 16465
	7T-VCR	94,12	MMSL = 15649
	7T-VCS	95,49	

Conclusion

Durant ce premier chapitre nous avons commencé par une représentation générale de la compagnie aérienne Tassili Airlines, qui soulignons le est une jeune compagnie qui petit à petit se renforce avec du personnel qualifier, et des avions adaptés a tous les types de missions. Nous avons présenté les avions qui constituent la flotte de la compagnie, avec une description des caractéristiques des avions concernés par le projet.

Le second chapitre sera réservé pour un rappel général et complet des notions de masses et centrage.

Chapitre II

Études du devis de masse et centrage

Introduction

Ce chapitre sera entièrement dédié aux notions de masses et centrage. En premier lieu, il y'aura un rappel général sur le centre de gravité, puis on enchainera avec les paramètres limitatifs d'un avion, on évoquera les méthodes utiliser lors du chargement, il sera aussi question de sensibiliser l'utilisateur aux dangers que peut représenter une surcharge ou bien un centrage qui se trouve hors limite.

1. Centre de gravité

1.1. Définitions

Tous systèmes matériels est constitué de n points matériels chacun de ces points ont une masse m_i et un poids p_i , l'ensemble de ces poids élémentaires constitue un système de forces parallèles et de mêmes sens dont la résultante P est donnée par la somme vectorielle :

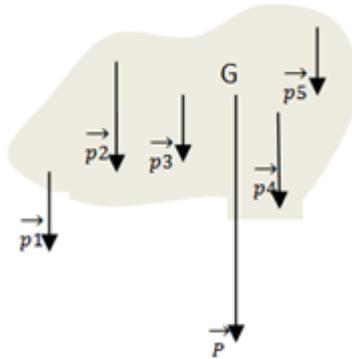


Figure II.1 : Représentation du CG

$$\vec{P} = \vec{p}_1 + \vec{p}_2 + \vec{p}_3 + \vec{p}_4 + \dots + \vec{p}_1 + \dots + \vec{p}_n$$

$$\vec{P} = \sum_1^n \vec{p}_i$$

La résultante \vec{P} représente le poids du système matériel considéré, et le point d'application G de cette résultante est le centre de gravité du système.

Unité de mesure: le poids est donné par la relation suivante : $\vec{P} = m \cdot g$, il est exprimé en newton (N), la masse m est en kilogrammes (Kg), g représente l'accélération de la pesanteur, qui vaut $9.8 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-2}$ au niveau de la mer.

Donc pour un avion le centre de gravité est le point d'application du poids sur celui-ci. Si le centre de gravité est confondu avec le centre d'inertie, le centre de gravité représente alors le point d'équilibre de l'avion, et toute force appliquée à l'avion qui ne passe pas par le centre de gravité aura tendance à faire pivoter l'avion autour de son centre de gravité.

Exemple : si la portance de la voilure s'applique en un point différent du centre de gravité, et en avant de ce dernier, elle provoque un moment cabreur, le contraire provoquera un moment piqueur comme la montre la figure ci-après :

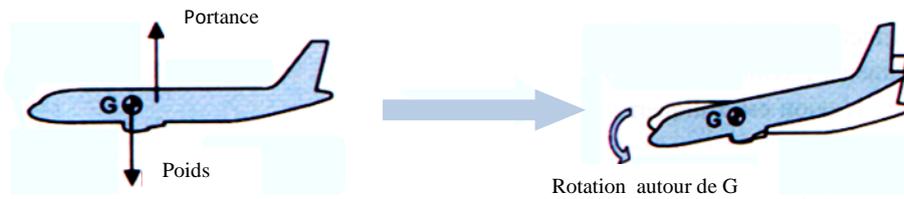


Figure II.2 : Représentation d'un moment piqueur

1.2. Facteurs déterminant les limites du centre de gravité

1.2.1. Au sol

Plus le centre de gravité est arrière, plus le poids de l'avion est concentré sur le train principal. À l'opposé, plus le centre de gravité avance, et plus le poids de l'avion charge le train avant.

C'est pourquoi, pour les masses importantes. La résistance du train principal fixe la limite arrière de centrage, et celle du train avant fixe la limite avant de centrage.

1.2.2. Au décollage

Au début de l'accélération au décollage, le contrôle de l'avion sur la piste doit être assuré par le train avant (tant que la vitesse est insuffisante pour que la gouverne de direction ne soit aérodynamiquement efficace). L'adhérence du train avant, qui diminue lorsque le centrage recule, limite donc la position arrière de centrage à basse vitesse.

La position du centre de gravité va également influencer la capacité de rotation au décollage : en centrage trop avant, la rotation est difficile, voire impossible, en centrage trop arrière, la rotation devient trop rapide avec le risque que l'extrémité du fuselage touche la piste.

De plus, à forte masse, les charges sur la voilure (résistance structurale) imposent des limitations en centrages avant et arrière.

1.2.3. En croisière

Stabilité statique longitudinale : En vol, le centre de gravité se trouve en général en avant du point d'application de la portance de la voilure principale. Dans cette configuration apparaît un moment piqueur.

Pour équilibrer l'avion en tangage, on utilise la gouverne de profondeur (ou le plan horizontal, s'il est réglable) pour compenser le moment à piquer de la voilure. Le braquage de l'empennage crée localement une force dirigée vers le bas (déportance).

Plus le centre de gravité avance, plus le moment piqueur augmente, et plus la déportance de l'empennage horizontal doit être accentuée.

C'est pourquoi un centrage trop avant entraîne une diminution sensible de la maniabilité due à la trop grande déflexion de la profondeur jusqu'au point où l'avion ne répond plus aux sollicitations à cabrer.

Par ailleurs, le braquage de profondeur est plus marqué à basse vitesse : les phases d'attente et d'approche seront d'autant plus critiques.

La limite avant de centrage est donc déterminée par l'intensité maximale de la force que peut développer l'empennage horizontal, et par la butée de la gouverne de profondeur.

Lorsque l'avion effectue des manœuvres apparaît un facteur de charge qui amène une augmentation proportionnelle de la portance qui s'applique en un point de la voilure principale, appelée point de manœuvre (maneuver point). L'emplacement de ce point dépend notamment du type de manœuvre (ressource, virage), de la masse de l'avion, et se trouve habituellement en arrière du point neutre.

Pour des raisons de stabilité, il s'avère que le centre de gravité doit se trouver largement en avant du point de manœuvre. La marge habituellement utilisée est naturalisée par un autre point nommé point à 1 degré par g (point at 1° per g).

L'apparition du facteur de charge en manœuvre est compensée par le braquage de la profondeur : pour un facteur de charge donné, le braquage doit être d'autant plus important que le centre de gravité est placé vers l'avant ; pour une position donnée du centre de gravité, le braquage doit être d'autant plus fort que le facteur de charge est élevé.

On peut représenter ces tendances sur le graphique ci-après :

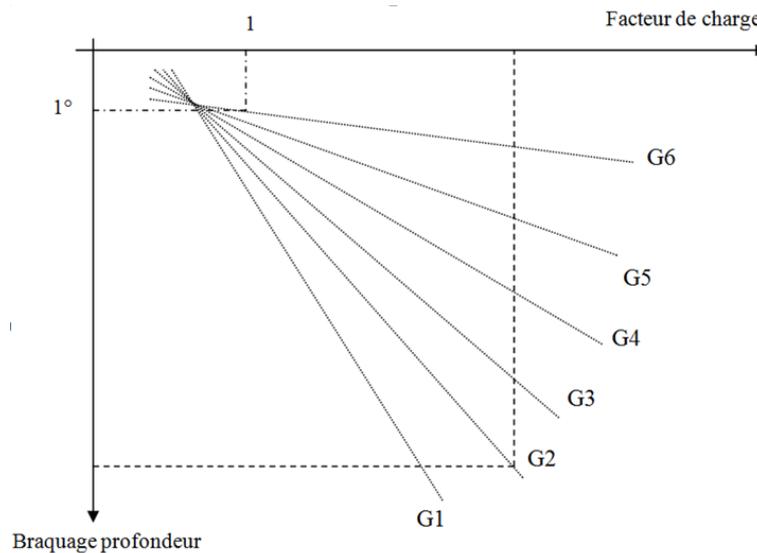


Figure II.3 : Compensation du facteur de charge par le braquage de la profondeur

Il existe une position du centre de gravité (G_5 sur le schéma) pour laquelle un braquage de 1 degré de la profondeur compense un facteur de charge de 1 : c'est le point à 1 degré par g, qui limite la position arrière du centre de gravité.

Par ailleurs, la structure doit pouvoir supporter un facteur de charge de 2.5 (certification) : lorsque la profondeur de charge est atteinte pour un centrage avant limite (G_2 sur le schéma).

Ces deux conditions vont donc fixer les limites arrière et avant de centrage pour les manœuvres en vol.

1.2.4. En approche et remise des gaz

Plus la configuration de l'avion est hyper sustentée, plus le moment piqueur est important en raison du déplacement vers l'arrière de la portance. Le braquage du plan horizontal doit être accentué, ce qui peut entraîner un risque de décrochage de ce dernier.

Ceci limite donc la position avant du centrage.

De plus, il faut tenir compte des effets de sortie (et de rentrée) du train d'atterrissage sur la position du centre de gravité : selon la cinématique dont est doté le train (en fonction de l'avion) le centrage peut se déplacer soit vers l'avant, soit vers l'arrière.

En cas de remise des gaz, un avion ayant les réacteurs en nacelle sous les ailes subit un

moment à cabrer important : cette fois, c'est la position arrière du centre de gravité qui peut être limitée par cette phase.

1.2.5. Effet de la consommation du carburant

Au fur et à mesure que le carburant est consommé, le centre de gravité se déplace, le sens du déplacement dépend de la position du réservoir utilisé.

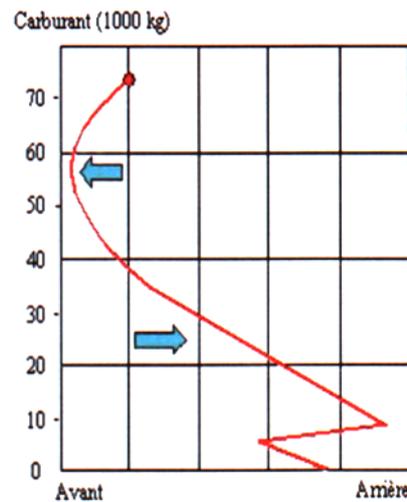


Figure II.4 : Déplacement du CG avion

Ainsi, le schéma ci-contre représente, en descendant le long de la courbe, un exemple d'évolution de la position du centre de gravité d'un avion bimoteur long-courrier en fonction de l'utilisation des différents réservoirs (ou en fonction du remplissage de ceux-ci, en lecture de bas en haut), sachant que la variation de centrage va dépendre bien entendu de la valeur du centrage sans carburant initial, et de la masse volumique du carburant.

2. Calcul de base du centrage

Pour repérer tout élément de l'avion toute charge placée dans celui-ci, le constructeur définit un point de référence qui peut être fixé au niveau de la cloison pare-feu, ou au niveau du nez de l'avion, ou en avant du nez de l'avion, au choix du constructeur.

Après avoir fixé le point de référence, toute charge placée dans l'avion a une position donnée qui sera repérée horizontalement par rapport à celui-ci, la distance mesurée entre le point de référence et le centre de gravité de la charge sera comptée positivement vers l'arrière de l'avion, cette distance au point de référence est en général nommée bras de levier (H-arm, or arm).

Toute charge placée dans l'avion crée un moment égal au produit du bras de levier par le poids de cette charge.

Le constructeur définit aussi sur l'aile de l'avion une corde de référence (reference chord RC) ou une corde moyenne de l'aile CMA (mean aerodynamic chord : MAC)

Le centrage s'exprime en pourcentage, si le centre de gravité se trouve à la position du bord d'attaque de cette corde, le centrage vaut 0%, et s'il se trouve à la position du bord de fuite de cette corde, le centrage vaut 100%.

La corde de référence, où la corde moyenne de l'aile est définie par deux constantes :

- Sa longueur MAC;
- La position de son bord d'attaque : LEMAC.

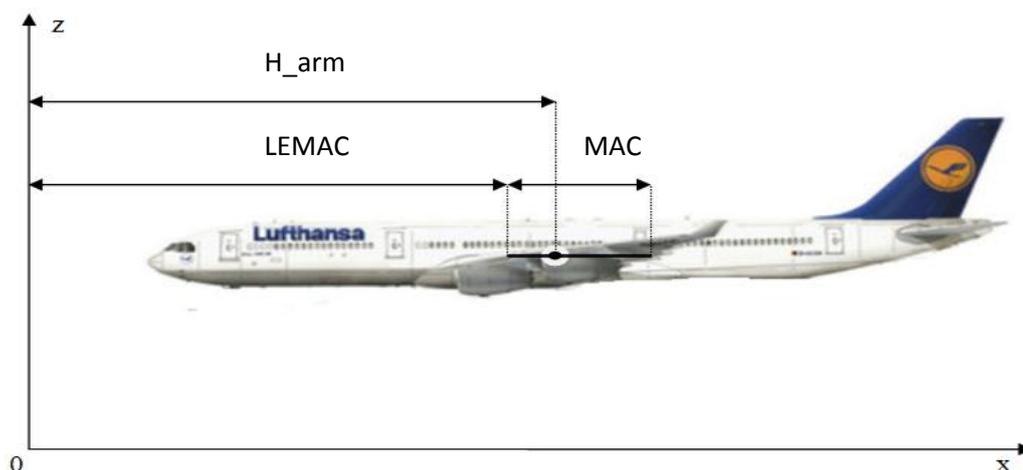


Figure II-5 : Corde moyenne de l'aile

Si le centre de gravité de l'avion se trouve à la position d , le centrage s'exprime par la relation :

$$\text{MAC}\% = 100 \times \frac{H_{\text{arm}} - \text{LEMAC}}{\text{MAC}}$$

Exemple de calcul : La corde de référence a une longueur de 4.1935 m et son bord d'attaque se trouve à 17.8015 m du point de référence, si le centre de gravité de l'avion se trouve à 17.7500 m du point de référence, le centrage en pourcentage de MAC vaut:

$$\text{MAC}\% = 100 * \frac{18.4000 - 17.8015}{4.1935} = 14.27\%$$

3. Influence du centrage sur la stabilité d'un aéronef

La position du centre de gravité par rapport au foyer de l'avion a un impact très important sur la stabilité et la maniabilité de l'avion en vol.

Noter que la position du centre de gravité change en fonction du chargement de l'avion: passagers, charges en soutes, carburant.

Pour que l'avion soit stable, il faut que le centre de gravité soit en avant du foyer, le constructeur certifie une plage utilisable pour le centre de gravité, avec une limite avant (forward limit) qui permet de garantir une maniabilité acceptable, et une limite arrière (aft limit) pour éviter l'instabilité.

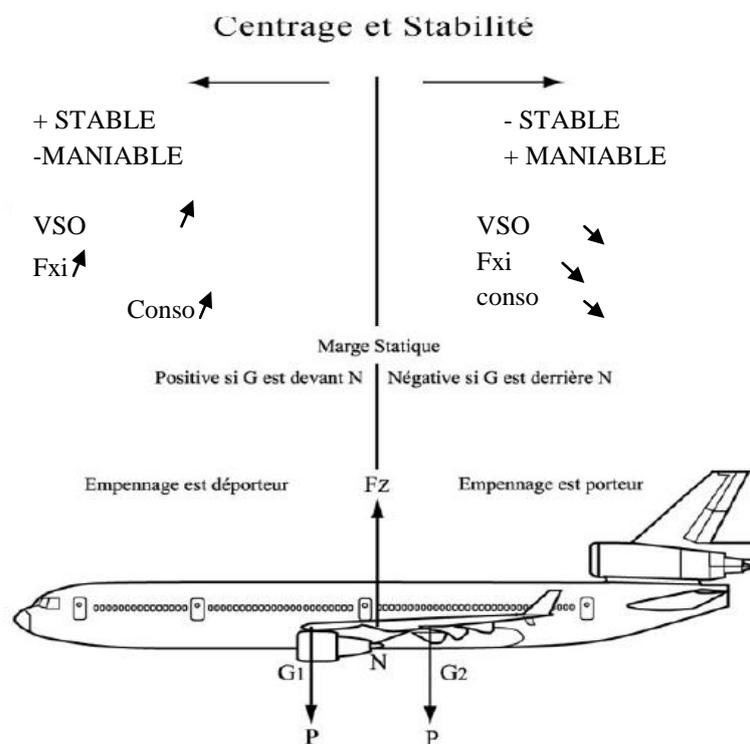


Figure II-6 : Influence du centrage sur la stabilité d'un aéronef

Pour résumer l'importance du centre de gravité vis à vis de la stabilité, on considère que dans la plage utilisable :

- lorsque le centre de gravité avance, la stabilité augmente et la maniabilité diminue, la consommation augmente;
- lorsque le centre de gravité recule, la stabilité diminue et la maniabilité augmente, la consommation diminue.

L'ordre de grandeur de cette plage est relativement étroit ; il est de 50 cm pour l'ATR42, 120 cm pour l'A340-200, 160 cm pour le B747-400.

4. Limites de masses et centrage

l'avion est régulièrement pesé et son centrage déterminé Au cours de la campagne d'essais réalisée sur chaque type d'avion, les limites de masse et de centrage figurent dans la section "limitations" du manuel de vol de l'avion, et sont reprises dans la section de même nom de la partie B du manuel d'exploitation, l'exemple suivant est tiré du manuel de l'avion:

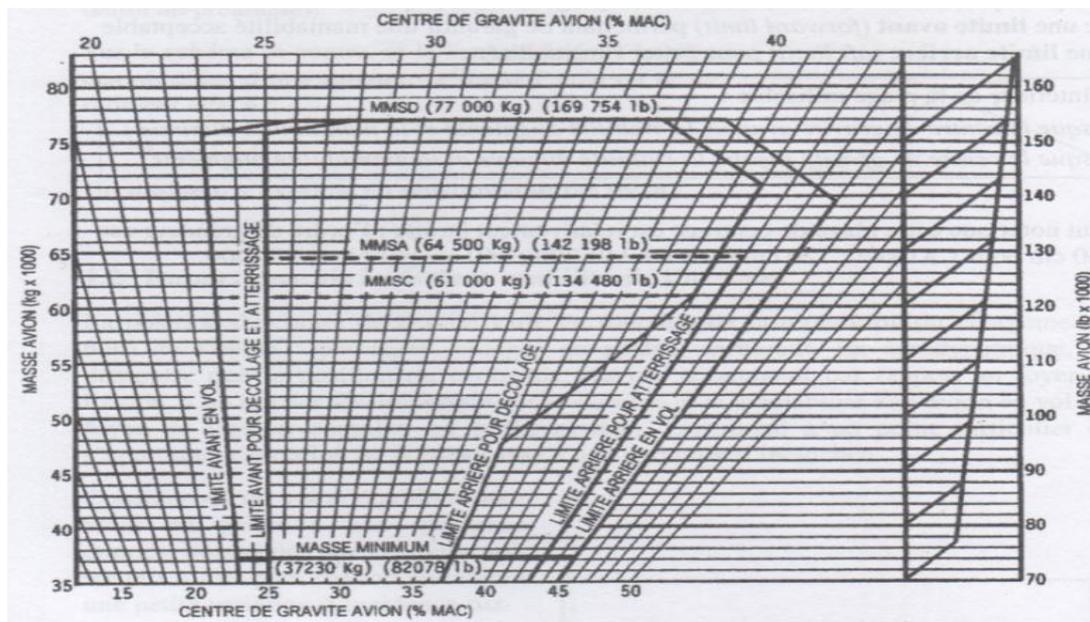


Figure II-7 : Enveloppe limitative d'un avion

On voit apparaître sur le diagramme ci-dessus :

- des limites en masses maximales de structure : MMSD au décollage, MMSA à l'atterrissage, MMSC sans carburant.
- différentes limites avant et arrière du centrage en fonction de la phase du vol.

5. Conséquences d'un centrage hors limite

Dans le cas où le centre de gravité sortirait des limites, les conséquences pour la sécurité de l'avion en vol peuvent être catastrophiques.

5.1. Le centre de gravité se trouve hors limite avant

- la déportance de l'empennage devient très importante, la traînée de l'avion est fortement

augmentée, les performances sont très dégradées.

- la maniabilité est fortement diminuée, exigeant des efforts importants sur la profondeur, pouvant y amener des facteurs de charge extrêmes.
- la marge vis-à-vis du décrochage est réduite du fait de l'augmentation de l'incidence.

5.2. Le centre de gravité se trouve hors limite arrière

- le moindre effort sur la profondeur peut entraîner pour la structure de l'avion des facteurs de charge importants, du fait de la réaction excessive de l'avion .
- la stabilité longitudinale est fortement réduite, et l'avion peut devenir incontrôlable.
- en cas de décrochage, l'avion peut facilement entrer en vrille à plat dont il est peu aisé de sortir.

6. Masses maximales de structure d'un avion

Elles garantissent la résistance de la structure de l'avion face aux efforts qu'il subit au sol, ou en vol. Les masses maximales de la structure sont définies par le constructeur qui prend en compte les efforts subis dans la conception de la structure et va la soumettre à différents essais, l'exploitant a l'obligation de rester à l'intérieur du domaine de résistance calculé. Les masses maximales de structure pour un avion type sont certifiées par l'autorité.

6.1. Masse maximale de structure au décollage MMSD

La MMSD ou MSTOM (maximum structural take off mass), est la masse maximale totale de l'avion autorisé au début du roulement au décollage, elle est calculée de telle sorte que la structure de l'avion et du train d'atterrissage puisse supporter les efforts résultant d'un atterrissage à cette masse avec une vitesse verticale de -360 ft/mn (-1.83 m/s) (JAR/FAR 25).

Tableau II.1 : Exemple de MMSD

Avion	MMSD
ATR 42	16,15 t
A320-200	77 t
Q200	16,46 t
Q400	29,25 t
BEECH B1900D	17,12 t
B 737-800	79,01 t

Dans tous les cas on devra donc avoir :

$$\text{Masse réelle au décollage (ou lâcher des freins) } m_{\text{déc}} \leq \text{MMSD}$$

6.2. La masse maximale de structure a l'atterrissage MMSA

La MMSA ou MSLM (maximum structural landing mass) est la masse totale de l'avion autorisée a l'atterrissage dans les conditions normales, elle est calculée pour les gros avions de telle sorte que la structure de l'avion et du train d'atterrissage puisse supporter les efforts résultant d'un atterrissage à masse avec une vitesse verticale de -600 ft/mn (-3.05 m/s) (JAR/FAR 25).

Tableau II.2 : Exemple de MMSA

Avion	MMSA
ATR 42	16 t
A320-200	64,5 t
Q200	15,56 t
Q400	28t
BENCH B1900D	16,76 t
B 737-800	65,31 t

Dans tous les cas on devra donc avoir :

$$\text{Masse réelle a l'atterrissage } m_{\text{att}} \leq \text{MMSA}$$

Nous avons: $m_{\text{déc}} = m_{\text{att}} + d \iff m_{\text{att}} = m_{\text{déc}} - d$

D'où la relation :

$$\text{Masse réelle au décollage (ou lâcher des freins) } m_{\text{déc}} \leq \text{MMSA} + d$$

d : est le délestage prévu pour effectuer le vol depuis le lâcher des freins jusqu'a l'atterrissage.

6.3. Masse maximale sans carburant MMSC

La MMSC ou MZFM (maximum zero fuel mass), est la masse maximale admissible de l'avion sans carburant utilisable. Dans la phase terminale d'un vol la quantité du carburant contenu dans les réservoirs tend vers zéro, et comme notre travail consiste a assuré la sécurité des vols il faut tenir compte de cette situation.

6.3.1. Principe

Soit un avion en vol sans carburant, transportant une masse m :

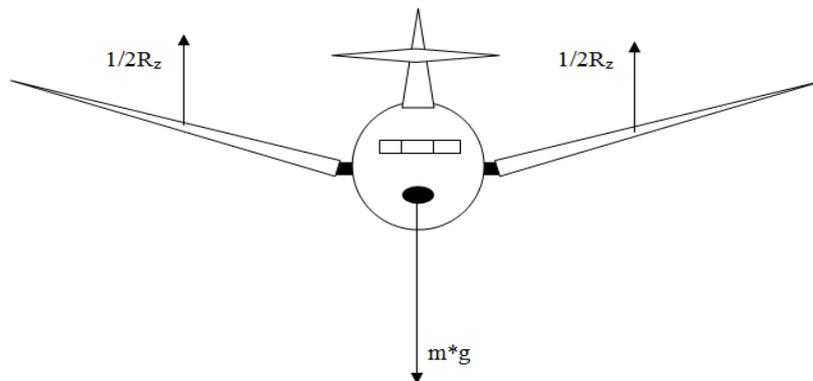


Figure II-8: Les forces agissant sur un avion

Si on considère que le poids d'un avion s'applique au niveau du fuselage, la portance quant à elle se répartit sur chaque aile, ce qui provoque un moment de flexion à l'emplanture de l'aile. Ce moment est encore plus élevé si la masse du fuselage est très importante par conséquent, il faut limiter la valeur de m lorsqu'il n'y a pas de carburant dans la voilure, cette valeur limite est appelée masse maximale sans carburant.

Tableau II.3 : Exemple de MMSC

Avion	MMSC
ATR 42	14.8 t
A320-200	61 t
Q200	14,51 t
Q400	25,85 t
BEECH B1900D	15,16 t
B 737-800	62,73 t

Dans tous les cas on devra donc avoir :

$$\text{Masse réelle sans carburant } m_{sc} \leq \text{MMSC}$$

Nous avons : $m_{d\acute{e}c} = m_{sc} + Q_{LF} \iff m_{sc} = m_{d\acute{e}c} - Q_{LF}$

D'où la relation :

$$\text{Masse réelle au décollage (ou lâcher des freins) } m_{d\acute{e}c} \leq \text{MMSC} + Q_{LF}$$

Q_{LF} : quantité de carburant au lâcher des freins.

6.3.2. Impactes sur l'exploitation

Dans le cas où un avion est doté d'un réservoir de fuselage, le carburant contenu dans ce réservoir ne soulage pas la structure de l'avion vis à vis des efforts en flexion à l'emplanture, contrairement au carburant contenu dans la voilure, deux cas peuvent se produire :

1. Le carburant se trouvant dans le fuselage sert le lest (pour des problèmes de centrage par exemple, et il n'est donc pas utilisé en vol), ou il y a du carburant dans le fuselage alors que les réservoirs de voilure ne sont pas pleins. Dans ces conditions, le carburant de fuselage doit être inclus dans la masse sans carburant : on utilise alors en pratique une MMSC corrigée qui est égale à la valeur initiale de la MMSC diminuée de la masse du carburant contenu dans le fuselage.

2. Il y a le plein voilure, et le carburant situé dans le(s) réservoir(s) de fuselage est utilisé en vol avant d'entamer les réservoirs de voilure. La répartition des efforts dans cette configuration permet souvent de garantir la résistance de la structure. Dans ce deuxième cas, il n'y a donc pas lieu généralement de modifier la MMSC.

Une autre conséquence concernant l'utilisation des réservoirs de voilure : plus le centre de gravité de ce carburant est situé loin de l'emplanture, et plus le moment de flexion diminue.

Pour le remplissage des réservoirs on commence par remplir les réservoirs situés en extrémités de la voilure, puis les réservoirs de voilure situés plus près de l'emplanture, et une fois la voilure remplie, en complète si nécessaire le(s) réservoir(s) de fuselage.

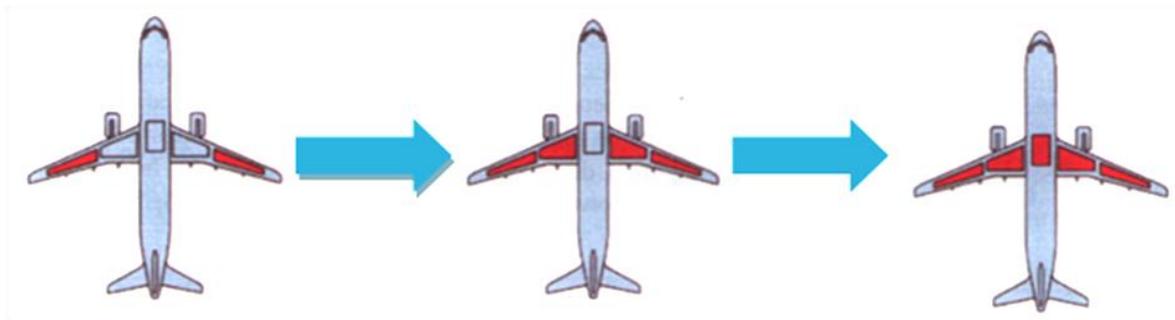


Figure II-9 : Remplissage des réservoirs

Pour la gestion des réservoirs en vol, on emploie l'ordre inverse : on utilise en priorité le carburant situé dans le fuselage, puis celui des réservoirs internes de voilure, pour terminer

par les réservoirs externes, ceci dans le but de maintenir le centre de gravité du carburant le plus loin possible de l'emplanture pour réduire les efforts sur cette emplanture.

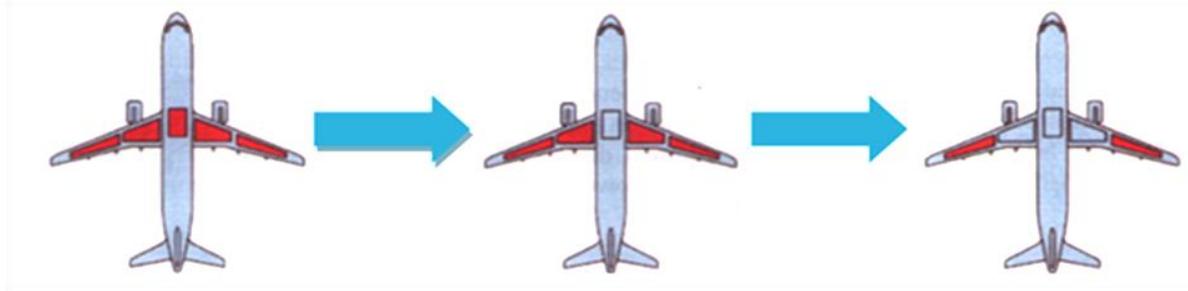


Figure II-10 : Gestion des réservoirs en vol

6.4. Masse maximale de structure au parking MMSR

La MMSR ou MSTM (maximum structurale taxi mass, or ramp mass), est la masse maximale totale de l'avion autorisée au parking pour la mise en route et le roulage jusqu'à l'alignement sur la piste de décollage.

Tableau II.4 : Exemple de MMSR

Avion	MMSR
Q200	16,55 t
Q400	29,34 t
BEECH B1900D	17,23 t
B 737-800	79,24 t

7. Masse maximale sur le plancher

L'exploitant a l'obligation de respecté des limes de structure supplémentaires telles que: la résistance du plancher, la charge maximale par mètre linéaire, la charge par compartiment cargo et les limitations maximales places assises, un dépassement des limites spécifier dans le manuel de vol peut crée des dommages localisés, accélération de la fatigue de la structure, et même la rupture.

7.1. Charge maximale par mètre linéaire

Elle permet de mieux répartir la charge, est éviter de surcharger un cadre particulier. Cette charge maximale linéaire est comptée dans le sens longitudinal du fuselage, elle est exprimée généralement en kg/m, son ordre de grandeur est de 250 kg/m a 800 kg/m selon le

type d'avion.

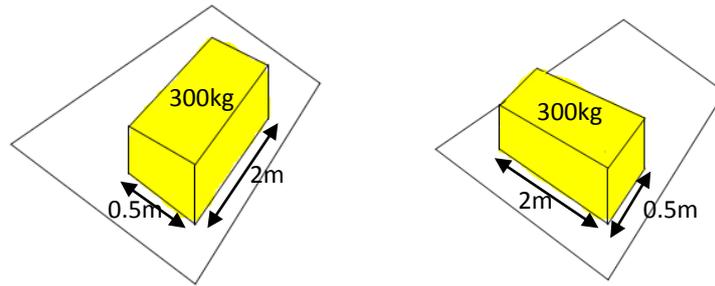


Figure II-11 : Répartition de la charge

Sur la figure si dessus on considère un colis de 300 kg mesurant 2 m de long et 0.5 m de large, deux cas de figure se présentent alors :

1. Le colis est positionné dans le sens longitudinal du fuselage, et dans cette configuration la masse totale de 300 kg est répartie sur 2 m de long, la charge linéaire vaut donc : 150 kg/m

2. Le colis est positionné dans le sens transversal du fuselage, et dans cette configuration la masse totale de 300 kg est répartie sur 0.5 m de long, la charge linéaire vaut donc : 600 kg/m.

D'après cet exemple on constate qu'il est important de s'assurer que les charges denses sont correctement orientées pour éviter de dépasser la charge maximale admissible.

7.2. La charge maximale surfacique

D'autres types de limitations sont définies par le constructeur pour éviter toute déformation au niveau du plancher à savoir :

La résistance maximale du plancher (area load limitation) est une limite de masse surfacique, exprimée en général en kg/m^2 .

En soute: la résistance de la structure du plancher détermine une masse maximale admissible par mètre carré, pour la vérifier il suffit de diviser la masse du colis par la surface des contours extérieurs de ses points de contact avec le plancher, en prend comme exemple un colis de 260 kg avec une base carrée de 0.2 m^2 de surface, la charge sur le plancher est donc égale a $260/0.2 = 1300 \text{ kg/m}^2$.

La charge maximale au contact (contact load limitation), est la charge maximum admissible en contact direct avec le plancher, elle permet de respecter la résistance des panneaux horizontaux de plancher.

La charge maximale ponctuelle (point load limitation), est la charge a laquelle les panneaux de plancher peuvent résister sans subir un enfoncement (poinçonnement) localisé.

En cabine : le poids des sièges passagers avec leurs occupants doit être supporté sur la structure du plancher sans subir quelle conque déformation.

7.3. Cas des avions cargo

Dans le cas des avions cargo d'autres limitations non pénalisantes sur les avions passagers vont apparaitre, car en général les avions cargo transportent une charge plus importante que les avions destinés au transport des passagers.

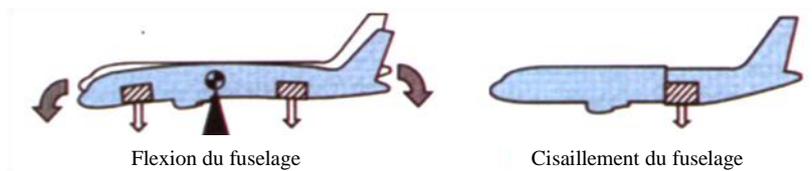


Figure II-12 : Flexion et cisaillement du fuselage

Le manuel de masse et centrage (mass and balance manuel) de l'avion cargo précise les valeurs maximales admissibles en fonction du centre de gravité, pour éviter les problèmes de cisaillement (shear loads) que provoquent les charges lourdes au niveau du plancher, ou bien la création de moments de flexion (bending moment) lorsqu'une charge importante est placée à grande distance du centre de gravité.

8. Effets d'une surcharge

Malgré toutes les précautions prises, des erreurs peuvent être commises sur le calcul du chargement entraînant une surestimation ou une sous-estimation de la masse de l'avion.

Le cas le plus critique étant généralement la sous-estimation de la masse : la masse calculée est inférieure à la masse réelle, et l'avion se trouve donc en surcharge par rapport à cette masse calculée.

Les conséquences vont se faire sentir sur toutes les phases du vol, et c'est pourquoi les personnels responsables du chargement de l'avion doivent être particulièrement vigilants.

8.1. Vitesses de décollage et d'atterrissage

Le premier effet concerne la vitesse réelle de décrochage : la masse réelle étant plus élevée que la masse calculée, la vitesse réelle de décrochage sera elle aussi plus élevée que la vitesse calculée. Or, les vitesses utilisées au décollage ou à l'atterrissage sont déterminées en prenant une marge de sécurité par rapport à la vitesse de décrochage.

Par conséquent, les vitesses de décollage et d'atterrissage utilisées seront trop faibles compte tenu de la masse réelle de décollage, et les marges vis-à-vis du décrochage seront réduites.

8.2. Distances de décollage et d'atterrissage

L'avion étant en réalité plus lourd que la valeur calculée, les distances associées au décollage et à l'atterrissage seront plus longues que prévu. Pour les multi moteurs, la situation peut devenir particulièrement critique en cas de panne moteur au décollage à une vitesse proche de V_1 :

- si la panne survient juste avant V_1 , l'accélération-arrêt peut dépasser l'extrémité de piste (ou du prolongement d'arrêt s'il existe).
- si la panne survient juste après V_1 , le point d'envol risque de s'approcher dangereusement de l'extrémité de piste.

8.3. Taux de montée

La pente de montée et le taux de montée vont se trouver dégradés par rapport aux valeurs escomptées, calculées avec une masse avion plus faible que la masse réelle. La distance de montée et le temps de montée seront donc plus longs que prévu. De plus, si des obstacles sont limitatifs au cours de la montée initiale, les marges de survol seront réduites.

8.4. Pente

Que ce soit au décollage (pente 2ème segment) ou à l'atterrissage (pente à la remise des gaz) les pentes diminuent :

$$\text{pente \%} = 100 * \left[\frac{\text{poussée}}{\text{poids}} - \frac{1}{f} \right]$$

Si le poids augmente, la pente diminue.

8.5. Croisière

Une surcharge se traduit donc par une surconsommation en croisière les réserves seront entamées.

8.6. Performances en cas de panne moteur

La surcharge réduit tout autant les performances en cas de panne moteur :

- panne moteur après décollage : les pentes de montée sont plus faibles et les marges de survol des obstacles éventuels sont réduites
- panne moteur en croisière : l'altitude de rétablissement est plus basse que prévue, les marges de survol des obstacles éventuels sont également réduites.

De plus, l'avion évoluant à une masse plus élevée et à une altitude inférieure après la panne, la consommation sera, là encore, plus élevée que prévu.

8.7. Dommages structuraux

Dans les cas extrêmes, des dommages structuraux peuvent apparaître, au niveau de la résistance des planchers tout d'abord.

Les surcharges vont se répercuter au niveau des trains d'atterrissage qui devront supporter une charge qui peut éventuellement dépasser les masses maximales au décollage ou à l'atterrissage pour les quelles ils ont été conçus. Un atterrissage dur accélère les risques de dommages structuraux dans ces conditions.

L'arrimage est également important : une charge mal arrimée qui se détache et se déplace brutalement peut provoquer des dégâts structuraux importants et modifier le centrage de l'avion jusqu'à l'amener parfois hors limite, avec les conséquences catastrophiques que l'on peut imaginer.

8.8. Résumé

Une surcharge non détectée a pour effets :

- une diminution des performances avion .
- un abaissement sensible du niveau de sécurité.

9. Masse maximale réglementaire

9.1. La masse maximale réglementaire au décollage (regulated take OFF-mass RTOM)

Est la plus petite entre :

- la masse maximale de structure au roulage diminuée de la masse de carburant prévu pour la mise en route et le roulage.
- la masse maximale de structure au décollage.
- la masse maximale au décollage limitée par la longueur de piste.
- la masse maximale au décollage limité par les performances ascensionnelles, masse maximale au décollage garantissant le survol des obstacles avec les marges réglementaires, tous moteurs en fonctionnement ou moteur critique en panne.
- la masse maximale au décollage limitée par l'énergie frein ou la vitesse de rotation maximale des pneumatiques.

9.2. La masse maximale réglementaire à l'atterrissage (regulated landing mass RLM)

Est la plus petite entre :

- la masse maximale de structure à l'atterrissage.
- la masse maximale à l'atterrissage limitée par la longueur de piste.
- la masse maximale à l'atterrissage limitée par les performances ascensionnelles exigées en cas de remise des gaz, tous moteurs en fonctionnement et moteur critique en panne.

10. Composition de la masse d'un avion

Un avion se compose des masses suivantes:

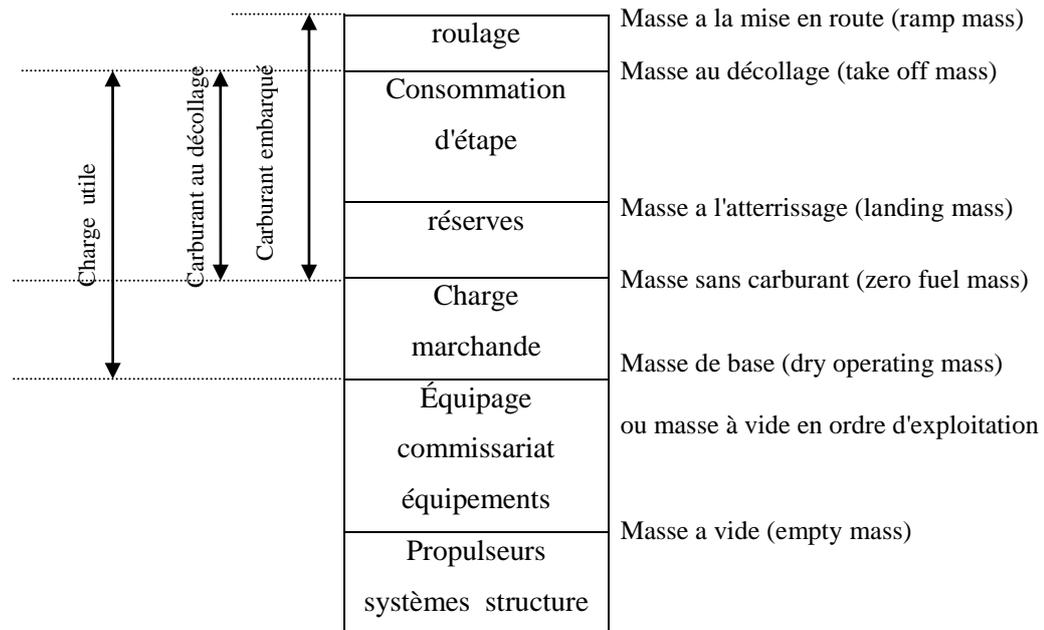


Figure II-13 : Composition de la masse d'un avion

Comme le montre le schéma ci-dessus en distinguant :

1) Masse à vide

Avion nu comprenant les fluides non utilisables (huile dans circuits, carburant non utilisable).

2) Masse à vide équipée

Masse à vide complétée de la quantité normale d'huile, des fluides vidangeables autres que le carburant, l'armement commercial, le lot de bord permanent, le matériel de sécurité sauvetage permanent et des unités de chargement vides.

3) Masse de base ou Masse à vide en ordre d'exploitation

La masse totale de l'avion, à l'exclusion de tout carburant utilisable et de toute charge marchande, prêt pour un type spécifique d'exploitation. Cette masse inclut des éléments tels que:

- 1) l'équipage et les bagages de l'équipage.
- 2) le commissariat de bord et les équipements amovibles pour le service aux passagers.
- 3) l'eau potable et les produits chimiques pour toilette.

4) Masse en opérations

La masse opérations = masse de base + masse de carburant au décollage.

5) Masse sans carburant

La masse totale de l'avion, à l'exclusion de tout carburant utilisable :

masse sans carburant = masse de base + charge marchande

6) Masse a l'atterrissage

La masse a l'atterrissage = masse sans carburant + réserve

7) Masse au décollage

La masse au décollage = masse sans carburant+ carburant au décollage

8) Masse a la mise en route

La masse de la mise en route = masse sans carburant + carburant embarqué

11. Détermination de la masse de base d'un avion**11.1. Pesée d'un avion**

Les avions neufs sont en général pesés en usine, ils peuvent être mis en service sont qu'une nouvelle pesée soit nécessaire, l'intervalle maximal est défini par l'exploitant, mais ne doit pas dépassée un certain délai.

11.2. Nombre d'avions a pesé

Si on considère que n est le nombre d'avions au sein de la flotte, l'exploitant doit peser au moins un certain nombre d'avions défini dans le tableau ci-après :

Tableau II.5 : Nombre d'avions a pesé

Nombre d'avions de la flotte	Nombre minimal de pesées
2 ou 3	n
4 a 9	$\frac{n + 3}{2}$
10 ou plus	$\frac{n + 51}{10}$

Lors du choix des avions à peser, les avions de la flotte qui n'ont pas été pesés pendant la période la plus longue devraient être sélectionnés.

11.3. Techniques de pesée

L'avion est pesé soit par l'utilisation de bascules séparées placées sous chaque train d'atterrissage, soit en soulevant l'avion sur vérins.

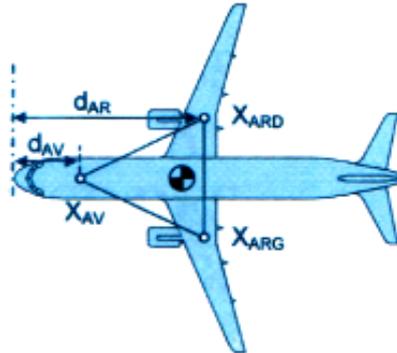


Figure II-14 : Pesée d'un avion

Quelle que soit la technique utilisée, une fois les valeurs des réactions mesurées, on obtient :

- La masse de l'avion en sommant les trois réactions.
- La position du centre de gravité en calculant le barycentre des charges s'appliquant aux points de mesure, dont les positions sont définies avec précisions.

$$m_{\text{BASE}} = X_{\text{AV}} + X_{\text{ARD}} + X_{\text{ARG}}$$

$$d_{\text{BASE}} = H_{\text{arm Base}} = \frac{X_{\text{AV}} * d_{\text{AV}} + (X_{\text{ARD}} + X_{\text{ARG}}) * d_{\text{AR}}}{m_{\text{BASE}}}$$

12. Carburant

12.1. Le carburant au décollage

Il se compose des différents postes suivants (OPS 1 .255):

- a) la consommation d'étape (trip fuel), notre d ou c. également dénommé délestage, qui inclut le carburant nécessaire pour accomplir le vol dans les conditions prévues depuis le lâcher des freins à l'aérodrome de départ jusqu'à l'atterrissage sur l'aérodrome de destination ;
- b) la réserve de route (contingency fuel or en-route reserve fuel). notre RR, qui est en général un pourcentage (5% ou 3%) de la consommation d'étape, avec une valeur minimale égale à la quantité de carburant nécessaire pour effectuer une attente de 5 mn à destination ;

- c) le carburant de dégagement ou réserve de dégagement (alternate fuel), notée RD, lorsqu'au moins un aérodrome de dégagement est nécessaire ;
- d) la réserve finale (final reserve fuel, or holding fuel), notée RF permettant une attente de 30 mn au-dessus de l'aérodrome de dégagement, ou au-dessus de l'aérodrome de destination si aucun aérodrome de dégagement n'est exigé (sauf pour les avions, équipés de moteurs à pistons : quantité de carburant nécessaire à un vol de 45 mn) ;
- e) le carburant additionnel (additional fuel), noté Add, si le type d'exploitation l'exige (par exemple pour un vol ETOPS) ;
- f) le carburant supplémentaire (extra fuels), noté Supp, si le commandant de bord le requiert.

Donc en la fin en aura :

$$Q_{\text{déc}} = d + RR + RD + RF + \text{Add} + \text{Supp}$$

12.2. Le carburant embarqué à bord de l'avion

Le carburant embarqué à bord de l'avion est la somme du carburant au décollage (take off fuel) et du carburant qu'il est prévu de consommer pour la mise en route et le roulage (start and taxi fuel), noté r :

$$Q_{\text{park}} = r + Q_{\text{déc}}$$

Au stade de la préparation des vols, le carburant à l'atterrissage est égal au carburant au décollage diminué seulement de la consommation d'étape (délestage), on considère qu'aucune des réserves n'est consommée en vol :

$$Q_{\text{att}} = RR + RD + RF + \text{Add} + \text{Supp}$$

La masse de carburant doit être déterminée sur la base de la densité réelle. Si la densité réelle du carburant n'est pas connue, l'exploitant peut utiliser les valeurs standards de densité du carburant spécifiées dans le manuel d'exploitation. De telles valeurs standard devraient être fondées sur des mesures à jour de la densité du carburant pour les aéroports ou zones concernas. Les valeurs typiques de la densité carburant sont (OPS1.605(e)) :

- Carburant JP1 : 0.79 ;
- Carburant JP4 : 0.76 ;
- Huile : 0.88.

13. Décompte, répartition, et calcul de la charge transportée et des masses réelles

Le devis de masse permet de préciser, destination par destination, la répartition des passagers selon leur catégorie, afin de faciliter le calcul de la masse des passagers par l'utilisation du système de masses forfaitaire approprié. Les charges placées en soute sont réparties entre les différents compartiments en précisant leur nature : charges en transit (Tr), bagages (B), fret ou cargo (C), et sacs postaux (M)

Ensuite il faut calculer les masses réelles pour le vol considéré, et de vérifier que les masses obtenues restent inférieures, ou au plus égales, aux masses maximales correspondantes:

- masse sans carburant.
- masse réglementaire au décollage.
- masse réglementaire à l'atterrissage.

14. Calcul de devis de masse

L'objectif principal du devis de masse est de vérifier le respect des différentes limitations en masse. Comme ces limitations interviennent aux différents stades du vol, on se fixe un point de référence qui servira à effectuer les comparaisons : ce point est choisi lorsque l'avion est aligné sur la piste, au moment du lâcher des freins pour le décollage.

On définit alors la limitation utile, notre L/U, comme étant la plus petite des trois valeurs :

- masse maximale réglementaire au décollage;
- masse maximale réglementaire à l'atterrissage, augmentée de la masse de la consommation d'étape ;
- masse maximale sans carburant augmentée de la masse de carburant au décollage.

La limitation utile est donc la masse maximale à laquelle l'avion peut décoller pour l'étape considérée.

La charge marchande transportable sur l'étape considérée, également nommée charge

offerte (allowed traffic load) noté C/O est telle que :

$$C/O = L/U - \text{masse en opérations}$$

Tableau II.6 : Calcul de la charge offerte

M_{base} $+ Q_{\text{LF}}$ $= M_{\text{ops}}$		MMSC		MMSA
		$+ Q_{\text{LF}}$		$+ d$
	L/U	=	MMSC	=
		-	-	-
	C/O	=	=	=

14.1. Chargements de dernière minute (last minute charges)

Si l'avion transporte une charge inférieure a la charge offerte sur l'étape, il est possible d'accepter des charges en dernière minute LMC qui ne doit pas dépasser la charge résiduelle :

$$\text{Charge résiduelle} = \text{Charge offerte} - \text{Charge transporter}$$

Chaque modification doit figurer sur le devis de masse, en précise s'il s'agit d'un ajout ou bien d'un retrait, en spécifiant la nature de la charge, l'emplacement concerné et la variation correspondante du centrage.

Comme en la déjà vue :

$$\text{charge offerte} = \text{limitation utile} - \text{masse en opérations}$$

Avec :

$$\text{masse en opérations} = \text{masse de base} + \text{carburant au décollage}$$

Donc la charge offerte est liée directement à la limitation utile et a la quantité de carburant au décollage, qui dépend elle-même de la distance d'étape.

14.2. Évolution de la charge offerte en fonction de la distance d'étape

Avant de commencer l'étude de l'évolution de la charge offerte en fonction de la distance d'étape il convient de fixer les hypothèses suivantes :

- 1) seules la : MMSD, MMSA, et la MMSC, interviennent sur l'étape ;
- 2) le délestage est calculé pour un régime de marche économique, et le vol s'effectue a une altitude optimale ;
- 3) la réserve de route est égale à 5% du délestage, $RR = 0.05d$;
- 4) la réserve de dégagement RD sera fixée a une valeur qui permettra de rejoindre un aérodrome de dégagement ;
- 5) la réserve finale RF sera également fixée à une valeur permettant d'effectuer une attente de 30 minutes à 1500 ft en ISA au-dessus de l'aérodrome de dégagement ;
- 6) le carburant additionnel ainsi que le carburant supplémentaire seront nuls: $Add = Supp = 0$
- 7) le carburant nécessaire au roulage sera fixé a une valeur forfaitaire ;
- 8) pour finir la masse de carburant correspondant a la capacité maximale des réservoirs CR dépend de la masse volumique du carburant : on fixera cette dernière a $0,78 \text{ kg/m}^3$.

En respectant, les hypothèses ci-dessus en aura :

$$Q_{\text{déc}} = d + RR + RD + RF$$

Le carburant au décollage dépend de la consommation, elle-même dépendante de la distance de l'étape. La formule de Breguet-Leduc permet de relier la distance et la consommation d'étape :

$$D_{\text{air}} = \frac{aMf}{C_{\text{sp}}g} \ln \left(\frac{m_{\text{déc}}}{m_{\text{att}}} \right)$$

Avec:

- a : célérité du son ;
- M : nombre de Mach ;
- f : finesse ;
- C_{sp} : consommation spécifique.

A niveau de vol et Mach fixé, on peut considérer en que les quatre valeurs a , M , f , C_{sp} , sont constante :

$$D_{air} = K \ln \left(\frac{m_{déc}}{m_{att}} \right)$$

K : constante.

D'après la relation obtenue on peut déduire que pour une consommation donnée, plus la masse au décollage est élevée, et moins la distance franchissable est grande :

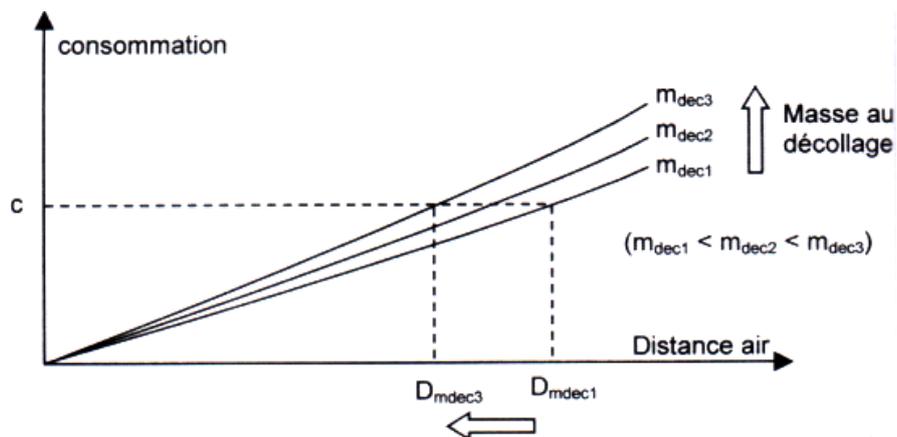


Figure II-15 : Distance franchissable en fonction de la masse décollage

Contrôle de limitation :

Il convient de vérifier simultanément :

- masse sans carburant \leq MMSC
- masse à l'atterrissage \leq MMSA
- masse au décollage \leq MMSD
- carburant embarqué \leq CR

En développant les premiers membres de chaque inégalité pour faire apparaître la charge marchande, on obtient :

- masse de base + charge marchande \leq MMSC
- masse de base + charge marchande + RD + RF + RR \leq MMSA
- masse de base + charge marchande + RD + RF + RR + d \leq MMSD
- RD + RF + RR + d + r \leq CR

Ou encore :

- charge marchande \leq MMSC - masse de base
- charges marchandes \leq MMSA - masse de base - RD - RF - 0,05 d
- charge marchande \leq MMSD - masse de base - RD - RF
- $1,05 d \leq$ CR - RD - RF - r

Les trois premières relations limitent donc directement la charge marchande, tandis que la quatrième exprime que la consommation d'étape est limitée par la capacité des réservoirs.

Tracé de la courbe ;

La charge offerte C/O représente le maximum de charge marchande transportable sur l'étape. Si on traite chacune des relations précédentes de manière indépendante pour faire apparaître la charge offerte correspondant à chaque limitation, on peut écrire :

(1) $C/O = MMSC - m_{base}$ —————→ pour la limitation MMSC

(2) $C/O = (MMSA - m_{base} - RD - RF) - 0,05 d$ —————→ pour la limitation MMSA

(3) $C/O = (MMSD - m_{base} - RD - RF) - 1,05 d$ —————→ pour la limitation MMSD

(4) $d_{max} = (CR - RD - RF - r) / 1,05$ —————→ pour la limitation CR

Au final, le tracé des quatre limites dans le plan (distance ; charge offerte) a l'allure suivante :

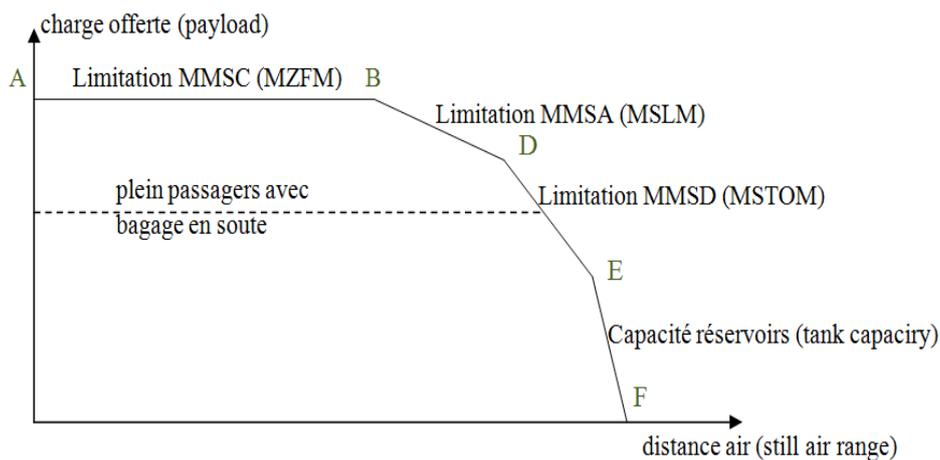


Figure II-16 : Évolution de la C/O en fonction de la distance d'étape

Segment (AB)

Les étapes concernées par cette limitation sont les étapes courtes, les masses au décollage et à l'atterrissage sont inférieures aux masses maximales structurales respectives, en

B l'avion atterrit à MMSA. Il y a peu de carburant dans les réservoirs. Il est possible de transporter une charge maximale offerte maximale ($MMSC - m_{base}$).

Segment (BD)

Pour la limitation MMSA la distance d'étape augmente, l'avion atterrit à la masse maximale de structure à l'atterrissage, et il décolle à une masse inférieure à la masse maximale de structure au décollage, sauf en E où il atterrit à la masse maximale de structure au décollage.

La charge offerte diminue et le carburant embarqué augmente sans atteindre le plein réservoir.

Segment (DE)

Les étapes concernées sont plutôt longues, l'avion décolle à la masse maximale de structure au décollage, il atterrit à une masse inférieure la masse maximale de structure à l'atterrissage.

Avec l'augmentation de la distance d'étape la charge offerte diminue rapidement, la quantité de carburant embarquée est très importante elle atteint même la capacité du réservoir au point E.

Segment (EF)

Les étapes concernées sont très longues, l'avion décolle à une masse inférieure à la masse maximale de structure au décollage, il atterrit à une masse inférieure la masse maximale de structure à l'atterrissage.

La charge offerte est réduite pour diminuer la masse au décollage, et en atteint le plein réservoir

Conclusion

Au cours de ce chapitre, nous avons fait le tour de tout ce qu'il faut savoir sur le devis de masse et le centrage, et comme vous l'avez compris en lisant le chapitre, l'erreur n'est pas permise lorsque l'exploitant calcul le devis de masse et le centrage, donc une automatisation de la feuille de centrage ne sera que bénéfique.

Dans le chapitre suivant, nous allons voir qu'il existe plusieurs méthodes qui nous permettent de calcul le centrage.

Chapitre III

Méthode de calcul du centrage

Introduction

Une fois les notions de base acquises, nous allons essentiellement nous intéresser dans le chapitre III aux méthodes utilisées pour calculer le centrage, une section de ce chapitre sera réservée pour détailler l'élaboration de la feuille de centrage ainsi que le calcul des variations d'index.

1. Détermination du centrage

La base de la détermination du centrage est l'utilisation du théorème des moments.

1.1. Calcul théorique du centrage

Pour un avion la valeur de la masse de base m_0 et la position du centre de gravité correspondant d_0 sont défini par la pesée de celui-ci.

Dans cet avion, on ajoute différentes charges de masses $m_1, m_2, \dots, m_i, \dots, m_n$ aux positions respectives $d_1, d_2, \dots, d_i, \dots, d_n$.

La masse m_i est connue soit par pesée, soit en utilisant des valeurs forfaitaires, chacune des positions d_i est également connue : rangez de siège mixte pour un passager, soute choisie pour les bagages ou le fret, réservoir donné pour le carburant, etc.

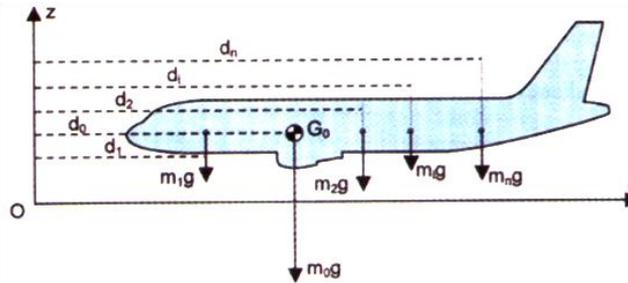


Figure III.1 : Ajouts de charges à un avion

Le centre de l'avion se trouve finalement a une position d qu'il s'agit de déterminer par calcul.

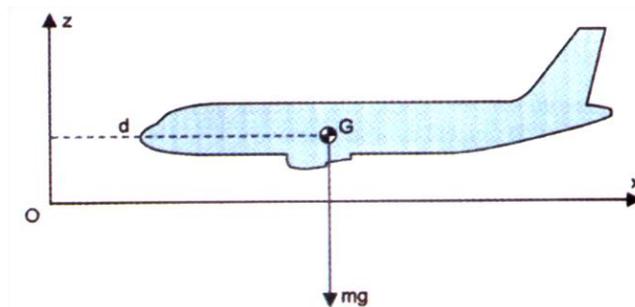


Figure III.2 : Représentation du nouveau CG

Donc le moment final est la somme de tous les moments élémentaires :

$$m \times g \times d = m_0 \times g \times d_0 + m_1 \times g \times d_1 + m_2 \times g \times d_2 + \dots + m_i \times g \times d_i + \dots + m_n \times g \times d_n$$

Et comme : $m = m_1 + m_2 + \dots + m_i + \dots + m_n$.

On déduit la position du centre de gravité d :

$$d = H_{\text{arm}} = 100 * \frac{\sum m_i * d_i}{\sum m_i}$$

Si en veut exprimer le centrage en pourcentage de la corde de référence, on remplace :

$d = C\% * l + a$, dans la formule :

$$MAC\% = 100 * \frac{\frac{\sum m_i * d_i}{\sum m_i} - a}{l}$$

1.2. Méthode de l'index

Pour les gros avions en utilise de préférence un procédé graphique de détermination du centrage, la feuille de centrage (balance sheet), pour éviter les risques d'erreurs importants, cette méthode est basée sur l'utilisation de l'index.

2. Le moment

2.1. Définition du moment

Le moment est le résultat du produit d'une force par un bras de levier.

2.2. Le moment d'un article

Moment = poids x distances du centre de graviter de l'article par rapport a la référence.

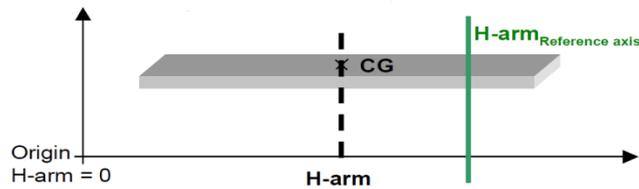


Figure III.3 : Moment d'un article

Le moment d'un article = poids de l'article \times ($H_arm_{\text{article}} - H_arm_{\text{référence axe}}$)

2.3. Le moment de deux articles

Moment Article 1 + Article 2 = Moment Article 1 + Moment Article 2

2.4. La position du centre de graviter de l'ensemble (Article + Article additionnel)

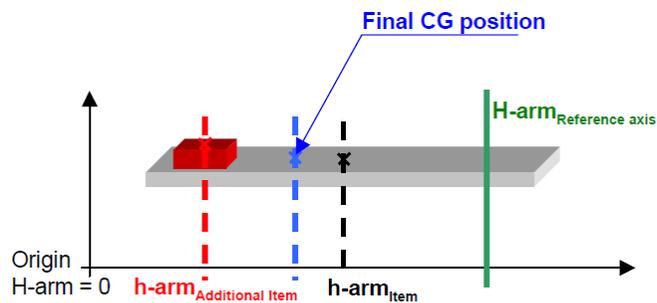


Figure III.4 : Moment de l'ensemble d'articles

La position du CG de l'ensemble sera donnée par la relation suivante :

$$H_arm_{(\text{Article}+\text{Article additionnel})} = \frac{W \times H_arm_{\text{Article}} + W' \times H_arm_{\text{Article additionnel}}}{W + W'}$$

3. Détermination de ZFCG et TOCG

À fin de déterminer le centre de graviter au zéro fuel et au décollage nous allons utilisés ce qui suit :

$$ZFCG = \frac{\text{Moment}_{\text{masse a vide}} + \text{Moment}_{\text{passagers}} + \text{Moment}_{\text{chargement des soutes}}}{WEIGHT_{\text{zero fuel}}}$$

$$\text{TOCG} = \frac{\text{Moment}_{\text{masse a vide}} + \text{Moment}_{\text{passagers}} + \text{Moment}_{\text{chargement des soutes}} + \text{Moment}_{\text{fuel}}}{\text{WEIGHT}_{\text{au décollage}}}$$

Un axe comment de référence doit être fixé, pour calculer chaque moment individuellement :

$$\text{Le moment d'un article} = W \times (\text{H}_{\text{arm article}} - \text{H}_{\text{arm référence axe}})$$

4. Définition de l'index

L'index est un nombre compris entre zéro et cent, c'est une valeur homogène à un moment, obtenu en apportant quelques modifications au calcul du moment.

4.1. Formule générale de l'index

La formule générale du centrage est obtenue en suivant les étapes suivantes :

- On choisit une nouvelle origine O' placée à une distance D du point de référence de telle sorte qu'elle soit située à un emplacement proche de la position finale du centre de gravité de l'avion au décollage ;
- Le moment par rapport à cette nouvelle origine = $W \times (\text{H}_{\text{arm}} - \text{Ref.sta})$
- Ce moment est ensuite divisé par une constante k_1 judicieusement choisie ;
- En fonction du choix de la nouvelle origine, on peut éventuellement être amené à ajouter une constante k_2 pour décaler les résultats vers les valeurs positives.

La formule générale de l'index peut ainsi s'écrire :

$$I = \frac{W}{k_1} \times (\text{H}_{\text{arm}} - \text{Ref. Sta}) + k_2$$

4.2. Variation d'index pour tout article additionnel chargé

Pour n'importe quel article chargé à bord des avions, la variation d'index due à ce chargement spécifique peut être déterminée :

$$\Delta \text{Index}_{\text{Article additionnel}} = \frac{\text{Moment}_{\text{Article additionnel}}}{C}$$

4.3. Détermination de l'index ZF et de l'index de TO

Pour déterminer l'index zéro fuel et l'index au décollage on utilise se qui suit :

$$ZF_{\text{index}} = \text{Index}_{\text{masse a vide}} + \Delta\text{Index}_{\text{passagers}} + \Delta\text{Index}_{\text{chargement des soutes}}$$

$$TO_{\text{index}} = \text{Index}_{\text{masse a vide}} + \Delta\text{Index}_{\text{passagers}} + \Delta\text{Index}_{\text{chargement des soutes}} + \Delta\text{Index}_{\text{fuel}}$$

Dans le paragraphe suivant, la méthode pour déterminer le Δ Index pour n'importe quel article chargé sur les avions est détaillée.

5. Élaboration de la feuille de centrage

À partir de la valeur de la masse de base m_0 et de la position du centre de gravité de base d_0 , on calcule la valeur de l'index de base I_0 , en appliquant la formule précédente.

À cet index de base s'ajouteront algébriquement les variations d'index ΔI_i due a l'ajout des différentes masses m_i aux positions d_i dans l'avion :

$$\Delta I_i = \frac{W}{k_1} * (H_{\text{arm}_i} - \text{Ref. Sta})$$

Comme l'origine des index se trouve située au centre de l'avion, ces variations d'index pourront être soit positives, soit négatives, selon l'emplacement de la zone considérée.

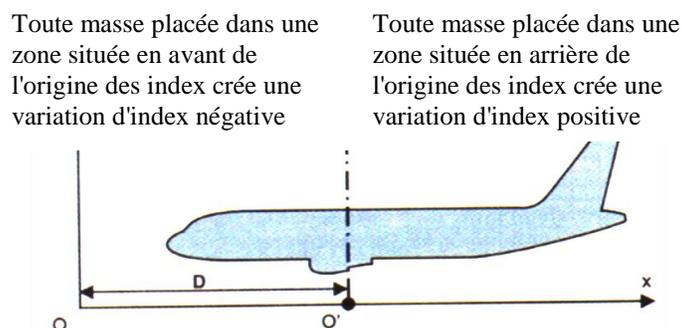


Figure III.5 : Impacte de la masse sur la variation d'index

Ces valeurs précalculées sont ensuite reportées linéairement, zone après zone, par rapport à un axe gradué en valeur d'index.

Si la variation d'index pour 1000 kg vaut $\Delta I_i = -12$ pour la soute avant, on trace sur la ligne correspondant a cette zone des graduations régulièrement espacées de 12 points d'index, et on précise par une flèche le sens de variation : vers la gauche si la variation d'index est négative, vers la droite dans le cas contraire.

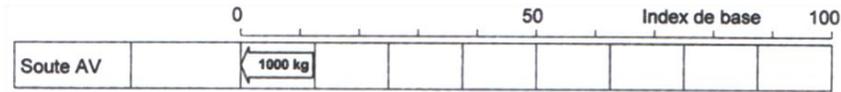


Figure III.6 : Représentation du ΔI sur la feuille de centrage

Le même travail sera effectué pour les autres zones (soute ou bien cabine), ceci nous permettra de déterminer la valeur de l'index sans carburant à partir de l'index de base, par corrections successives tenant compte du chargement de l'avion zone par zone.

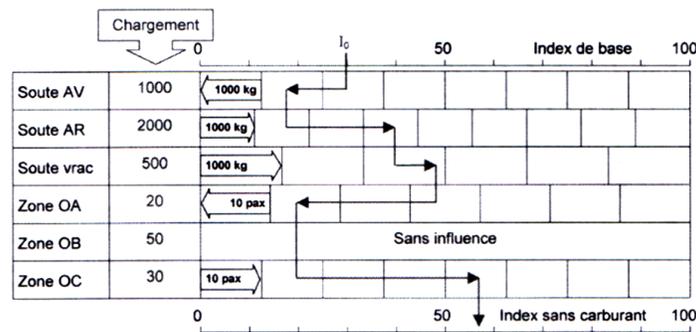


Figure III.7 : Calcul de $I_{\text{sans carburant}}$ sur la feuille de centrage

La correction d'index due au carburant est fournie, soit sous forme de graphique, soit sous forme de tableau.

Une fois l'index sans carburant corrigé de la variation d'index due au carburant, on obtient l'index au décollage, et à partir de ce dernier on peut déterminer le centrage, pour cela on rappelle les deux relations définissant l'index et le centrage :

$$I = \frac{W}{k_1} * (H_{\text{arm}} - \text{Ref. Sta}) + k_2 \quad \text{Et} \quad \text{MAC}\% = 100 * \frac{H_{\text{arm}} - \text{LEMAC}}{\text{MAC}}$$

En éliminant d entre ces deux relations, on obtient une relation unique liant l'index, la masse et le centrage :

$$I = \frac{W}{k_1} * \left(\frac{\text{MAC} * \text{MAC}\%}{100} + \text{LEMAC} - \text{Ref. Sta} \right) + k_2$$

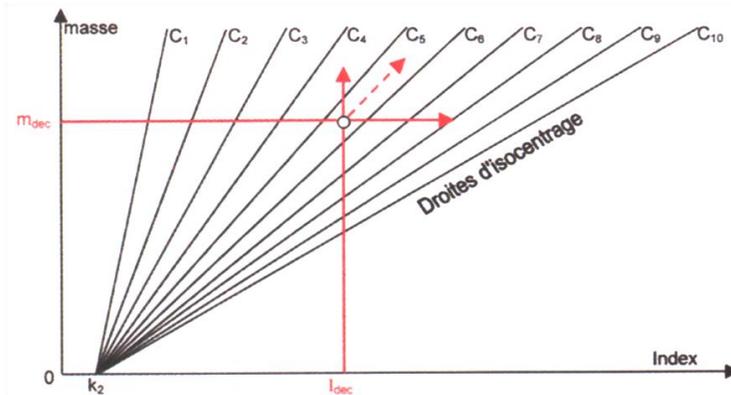


Figure III.8 : Conception du diagramme centrage partie 1

Cette équation représente un faisceau de droites dans le plan (masse ; index), passant toutes par le point de coordonnées ($m = 0 ; I = k_2$), et dont le coefficient directeur dépend de la valeur de centrage MAC%.

À partir de m_{dec} et de I_{dec} on peut directement lire la valeur du centrage par interpolation sur ce faisceau de droites d'isocentrage.

A fin de s'assurer que le centrage est correct, on fait la figure des limites avant et arrière de centrage directement sur le graphique, l'échelle sera comprise entre la masse minimale de vol m_{mini} et la masse maximale de structure au décollage MMSD, au final on obtient :

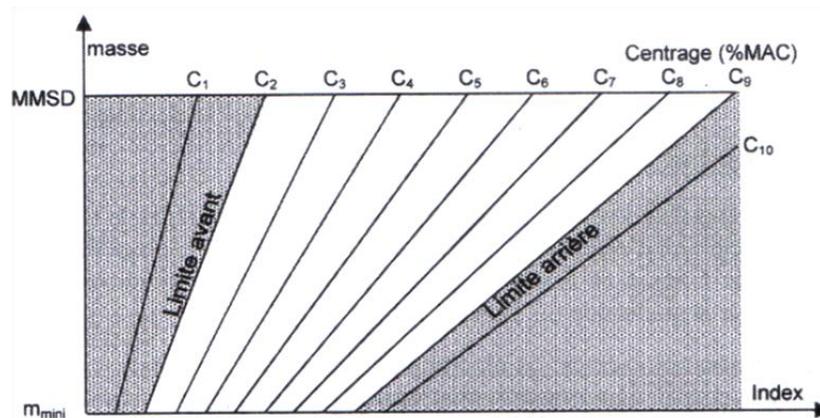


Figure III.9 : Conception du diagramme centrage partie 2

Nous obtenant au final tous les éléments nécessaires pour composer la feuille de centrage.

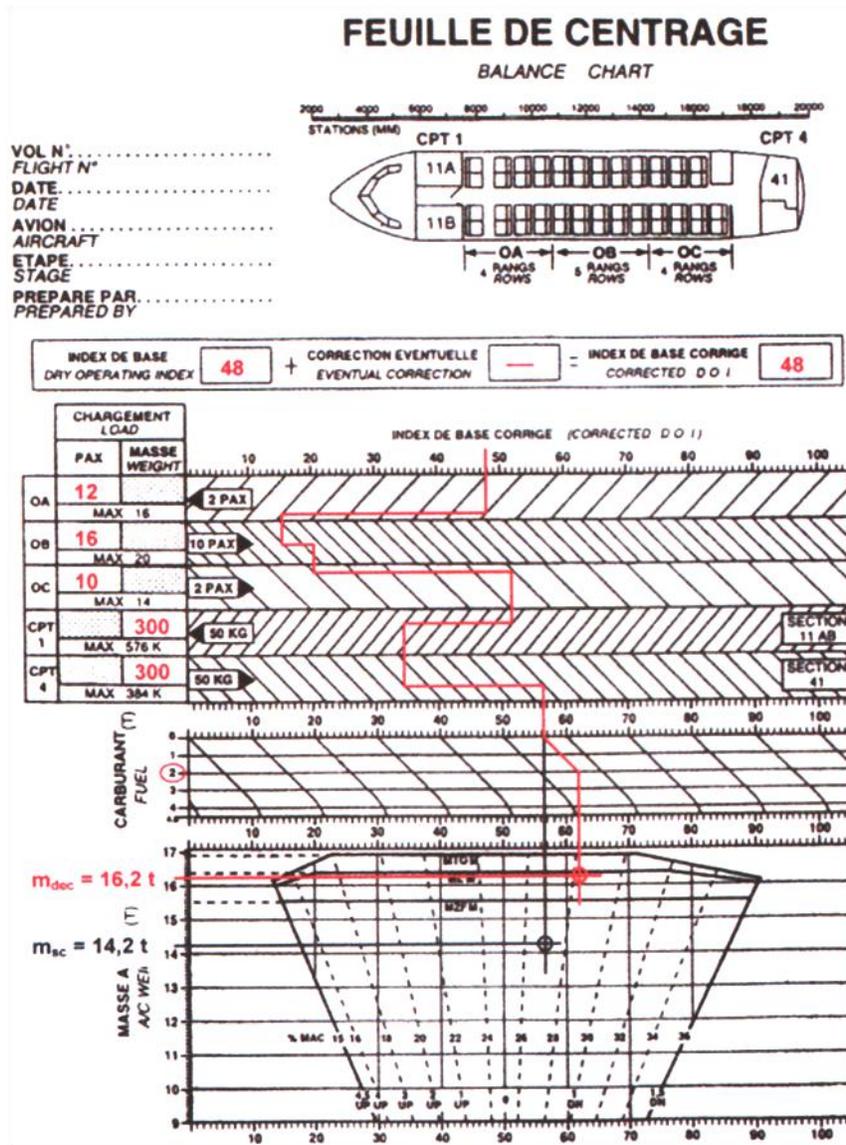


Figure III.10 : Détermination du MAC sur la feuille de centrage

6. Limites de centrage certifié

Les limites de centrage certifiées sont données en % de RC en fonction de la masse de l'avion.

Elles apparaissent dans le WBM, dans deux tableaux (un pour les limites avant, un pour les limites arrière).

7. Limite de centrages opérationnels

La section "Limitations" du manuel de vol de l'avion spécifié les limites avant et arrière de centrage. Ces limites garantissent le respect des critères de certification relatifs à la stabilité et au contrôle tout au long du vol et le réglage de compensation approprié pour le décollage. L'exploitant devrait s'assurer que ces limites sont respectées en définissant des procédures opérationnelles ou une enveloppe de centrage afin de pallier les erreurs et les écarts ci-après (IEM a. l'Appendice 1 au paragraphe OPS1.605 sous paragraphe d).

Donc le calcul du chargement doit prendre en compte les erreurs et le différent mouvement susceptibles de modifier le centrage au cours du vol.

Ces erreurs élémentaires, combinées en fonction de chaque phase du vol, induisent des erreurs résultantes et les marges opérationnelles.

Les tolérances à prendre en compte dans les différentes phases de vol résultent de la combinaison :

Des erreurs ci-après :

1. Erreurs sur les conditions initiales (DOW)
2. Erreurs sur les passagers
3. Erreurs sur le fret
4. Erreur sur le carburant

Et des mouvements suivants :

1. Mouvement des trains
2. Mouvement des hypersustentateurs (becs et volets)
3. Mouvement en cabine (passager, équipage, trolleys)
4. Mouvement de l'eau

Les limites opérationnelles réelles sont définies par la compagnie aérienne, il est donc inutile de les calculer.

Conclusion

Dans ce chapitre nous avons présenté les différentes méthodes qui permettent de calculer le centrage. La conception de la feuille de centrage et son utilisation ainsi que les limites définissant le centrage sont évoquées dans le chapitre.

L'AHM 560 sera utilisé pour l'automatisation de la feuille de centrage. Le chapitre qui suit consiste à décrire le manuel.

Chapitre IV

Description de l'AHM 560

Introduction

L'AHM 560 sera utilisé tout au long du projet, que se soit pour le calcul des variations d'index, le calcul du centrage, les données qui seront entrées dans la base de données du logiciel, ou bien la réalisation de l'enveloppe opérationnelle.

Dans le chapitre qui suit, nous décortiquerons page par page le contenu du manuel. Noter que les figures et les tableaux sont tirés de l'AHM 560 du B737-800, et il faut savoir que tous les manuels sont structurés de la même façon.

1. Présentation de l'AHM 560

L'AHM560 est un document normalisé de l'A.I.T.A contenant les données nécessaires pour la détermination de la position du CG des avions et les calculs de limites opérationnelles.

Les systèmes automatisés de la feuille de centrage (systèmes d'informatique) sont basés sur les données fournies dans l'AHM560.

Une partie de ce document contient les résultats du processus de conception de la LoadSheet.

Un AHM560 spécifique devrait être employé pour chaque type d'avions que la compagnie aérienne possède, les informations fournies dans l'AHM560 peuvent être appliquées à différentes immatriculations d'avions, si ces avions ont les mêmes caractéristiques de masse et centrage (les mêmes variantes de masse, les mêmes limites certifiées, la même disposition de carlingue, etc.).

2. Généralités

L'AHM560 est divisé en quatre parties principales :

PARTIE A : Communication Adresses ;

PARTIE B : Informations générales ;

PARTIE C : Données de l'avion ;

PARTIE D : Données de planification du chargement.

Chaque partie est divisée en plusieurs feuilles, qui correspondent à différents types de données. Le type d'avions, le code de ligne aérienne, la partie et le nombre de feuilles de chaque page sont écrits dans l'en-tête comme suit :

AIRCRAFT DATA	C Sheet 1
A/C Type AXXX-XXX	Carrier XXX

Figure IV.1 : Lecture de l'AHM560

3. Partie A : Adresses de communication

Cette partie contient les adresses nécessaires. Elle énumère également tous les documents qui doivent être produits par le système informatique ainsi que les messages. Les documents produits sont par exemple une Loadsheet, une instruction de chargement/rapport, LMD, CPM, MVT...

AUTOMATICALLY PRODUCED DOCUMENTS
(tick as required)

NOTOC
 SEATPLAN
 LOADPLAN
 PASSENGER INFO LIST
 LOADSHEET
 LOADING INSTRUCTION/REPORT

MESSAGE REQUIREMENTS
(tick as required)

LPM Load Planing message AHM 580
 LDM Load Message AHM 583
 ALI Abbreviated Load Information Message AHM 587
 CPM ULD Control Message AHM 388 (dispatch only)
 MVT Movement Message AHM 011 and 780

Figure IV.2 : Exemple de message requis

4. PARTIE B : Informations générales

La partie B est un résumé des données de poids qui sont appliqué par la compagnie comme : le poids des passagers (mâle/ femelle/ enfants/ enfants en bas âge), poids d'équipage et poids carlingue, ainsi que la liste d'articles qui sont pris en compte dans le calcul de la masse de base (DOW), et le calcul de l'index de base (DOI).

Tableau IV.1 : Exemple d'information générale

Cockpit crew	85	Adult male	84
Cabin crew	75	Adult female	84
		Child	35
		Infant	00

Item	DOW		DOI		Remarks
	incl.	Excl.	incl.	Excl.	
Basic weight	√		√		
Crew	√		√		
Crew baggage	√		√		
Pantry	√		√		
Containers		√		√	
Pallets		√		√	

5. PARTIE C : Données de l'avion

C'est la partie la plus importante et qui nous intéresse le plus, car elle définit la limite de masse, de l'index, du MAC, ainsi que les données comme le H-arm, qui sont appliqués à l'avion.

Feuille1: Contient les informations que l'opérateur doit montrer à la sortie du système informatique de la Loadsheets et la manière que l'opérateur a choisi pour déterminer l'influence du chargement des passagers sur la position du CG de l'avion.

Feuille2: Contient la liste d'avions pour laquelle le document est applicable, et définit leurs masses de base DOW, index de base DOI, ainsi que le MAC de base.

Tableau IV.2 : Donnée de base pour chaque immatriculation

Registration	DOW (Kg)	DOI	MAC %
7T-VCA	42951.00	50.63	22.97
7T-VCB	42968.00	50.49	22.90
7T-VCC	43020.00	52.04	23.70
7T-VCD	43134.00	51.64	23.49

Feuille3: Rappel de la formule d'index ainsi que celle du MAC, avec les valeurs exactes des constantes et les données d'avions qui entrent dans cette formule.

$$\text{Index} = \frac{W \cdot (\text{Sta.} - \text{Ref. Sta.})}{C} + K$$

$$\% \text{MAC} = \frac{\left(\frac{C \cdot (I - K)}{W} \right) + \text{Ref. Sta.} - \text{LEMAC}}{\text{MAC}} \times 100$$

W = Weight, actual
 Sta. = Station, horizontal distance in meters from station zero to location.
 Ref. Sta. = Reference station/axis. Selected station around which all index values are calculated.
 K = Constant used as a plus value to avoid negative index figures.
 C = Constant used as a denominator to convert moment values into index values.
 I = Index value corresponding to respective weight.
 MAC = Length of the Mean Aerodynamic Chord in meters.
 LEMAC = Horizontal distance in meters from the station zero to location of the Leading Edge of the MAC.

Figure IV.3 : Calcul de l'index et du MAC

Le stabilisateur d'équilibre est donné en fonction de la valeur de MAC au décollage.

Engine Thrust Rating 27000 Lb Short Field Performance (Winglets Installed).

MAC Range Minimum 6.0 % MAC Maximum 36.0%
 STAB Range Minimum 2.65 Maximum 8.5
 Stabilizer change item per 1% MAC
 (Attach a table or diagram if item changing at different weights.)

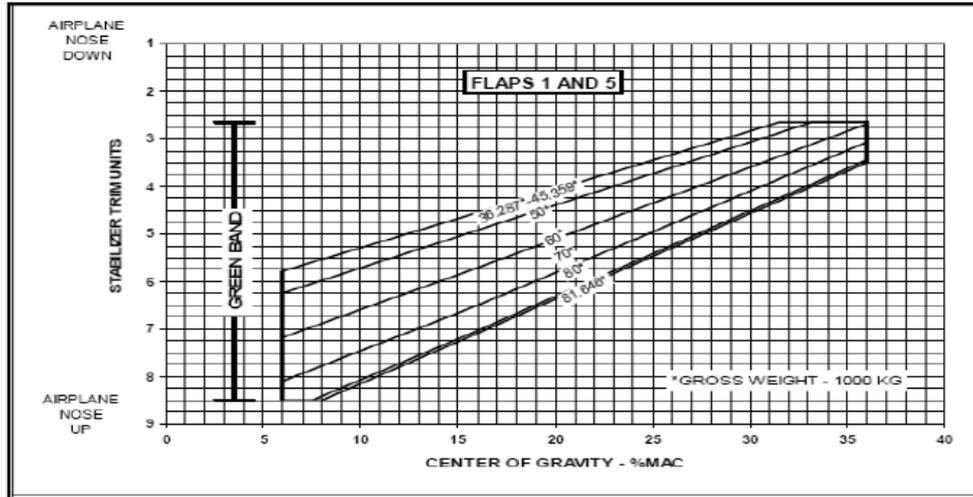


Figure IV.4 : Influence des FLAPS sur le MAC

Feuille4: Tableaux qui contiennent les index liés au carburant, ils sont donnés en fonction de la densité.

Feuille5: Donne la variation d'index qui peut être utilisée pour déterminer l'influence des articles ou des personnes dans l'habitacle.

Feuille6: La liste d'avions pour laquelle le document s'applique, et leur limite maximale de masses.

Tableau IV.3 : Limitation maximale de masses

Aircraft Reg. or Subtype No.	Ramp/Taxi (kg)	Design take-off wet* (kg)	Design take-off Dry (kg)	Zero fuel (kg)	Design landing (kg)
7T-VCA	79242	N/A	79015	62731	65317
7T-VCB	79242	N/A	79015	62731	65317
7T-VCC	79242	N/A	79015	62731	65317
7T-VCD	79242	N/A	79015	62731	65317

Feuille13: Donne le Δ Index utilisé pour déterminer l'influence du chargement de cargaison par soute.

Tableau IV.6 : Variation d'index et H-arm des cabines

Bay/Section	Maximum capacity			+/-	Index value Per 1 Kg
	Gross Weight (Kg)	Volume * (Cubic feet ft ³)	Arm (In)		
Fwd Bag Compt (1)	888	155	234.8	-	0.01210
Fwd Bag Compt (2)	2670	517	398.4	-	0.00743
Aft Bag Compt (3)	4086	733	867.2	+	0.00597
Aft Bag Compt (4)	763	136	1077.8	+	0.01199

Feuille14: Donne le Δ Index utilisé pour déterminer l'influence du chargement de cargaison par position de cargaison.

Feuille15: Détaille le procédé en ce qui concerne le chariot.

6. PARTIE D : Données de planification du chargement

La partie D se compose de feuilles pour écrire des informations diverses générales telles que la ligne idéale donnée d'équilibre dans la feuille 1 de D, les détails au sujet d'ULD (des récipients et des palettes) en feuille 2 de D, et les règlements au sujet du transport de charges spécial en feuille 3 de D.

Conclusion

Durant ce quatrième chapitre, nous avons décrit l'AHM 560 ainsi que ces différentes sections.

Arriver à ce stade, nous avons acquis les connaissances nécessaires qui nous permettent de commencer l'automatisation de la LoadSheet. Dans le chapitre V l'automatisation est effectuée avec Excel 2007.

Chapitre V

Validation des données

Introduction

Notre but est de réaliser l'automatisation et la gestion d'erreurs d'une LoadSheet, le B737-800 a été pris comme exemple à cause des inconvénients et des difficultés qui peuvent se présenter lors de l'élaboration du logiciel, Le AHM 560 est pris comme référence pour :

- 1) la création d'une base de données;
- 2) la réalisation des graphes.

Concernons la répartition des passagers et la gestion d'erreurs, d'autres méthodes et paramètres seront utilisés et pris en compte.

1. Réalisation de la LoadSheet

Les étapes à suivre pour créer une LoadSheet sont :

1.1. Création de la base de données

La base de données contiendra:

- La masse de base et l'index de base propre à chaque immatriculation (7T-VCA, 7T-VCB, 7T-VCC, 7T-VCD);
- Les masses maximales de structure (MMSA, MMSD, MMZF);
- La masse des passagers selon le type de vol (charter ou bien standards);
- La masse de l'équipage selon le nombre de PNC/PNT;
- la masse maximale de chargement supporteurs par les soutes;
- la capacité du réservoir fuel;
- Le nombre maximal des passagers par cabine;
- l'influence du fuel sur la variation d'index;
- l'influence des passagers sur la variation d'index.

1.2. Réalisation des graphes

Les graphes qui doivent être représentés sont :

- L'enveloppe qui détermine les limites des masses maximales de structure : MMSD au décollage, MMSA a l'atterrissage, MMSC sans carburant, ainsi que les différentes limites avant et arrière du centrage en fonction de la phase du vol, a l'intérieure de la qu'elle se trouve les lignes du centrage.
- les diagrammes de l'influence du fuel, des passagers, du chargement sur la variation d'index.

1.3. Répartition des passagers

Pour la répartition des passagers nous avons opté pour une répartition homogène est automatique basé sur la loi suivante:

Nombre de Pax = (nombre de Pax totale × le nombre de sièges dans la zone) / le nombre total de sièges

Si la répartition automatique ne permet pas d'avoir la répartition souhaiter, il et possible d'utiliser une répartition manuelle.

1.4. Gestions d'erreurs

Les erreurs doivent être signalées à l'utilisateur, soit par une couleur rouge ou bien un message, les erreurs qui seront signalées sont:

- Le dépassement de la capacité du réservoir fuel.
- Nombre de passagers supérieur ou bien inférieur au nombre total des passagers, au nombre de sièges par zone lors d'une répartition manuel.
- Dépassement de la charge offerte lors du chargement.
- La masse du chargement est supérieure à la capacité des soutes.
- Répartition incomplète du chargement.
- Charge dernière minute supérieure à la charge restante.

2. Présentation de la LoadSheet réalisée avec Excel 2007

2.1. Les données du vol

Date	Time	N° de vol	Départ	Destination
Immatriculation	Version	Equipage	Type de vol	

Figure V.1 : Données initiales du vol

C'est l'entête de la LoadSheet, elle se compose de :

1. **La date:** Où sont mentionnés le jour le mois et l'année du vol.
2. **Time:** Donné en quatre chiffres il représente l'heure du départ.
3. **Le numéro de vol:** Code de la compagnie suivie d'une série de chiffres.
4. **Le départ:** Code de l'aéroport de départ.
5. **La destination:** Code de l'aéroport de destination.
6. **Immatriculation:** La compagnie aérienne Tassili Airlines possède quatre B737-800, il y'aura donc quatre immatriculations
7. **Version:** Selon la classe 155Y ou bien 20C/135Y.

8. Equipage: Nombre de PNT/PNC.

9. Le type de vol: Charter ou bien standard.

2.2. Control des limitations

Tableau V.1 : contrôle de limitation

MASSE A VIDE EQUIPEE	0		MASSE MAXIMALE	Masse Sans Carburant	TAKE OFF DECOLLAGE	LANDING ATTERISSAGE
Crew/Equipage +	0			0		0
pantry +			Carburant au Decollage +	0	Délestage +	
FKT +				0	0	0
MASSE DE BASE =	0		LIMITATION UTILE	0		
Carburant au Décollage +			MASSE EN OPERATION -	0		
MASSE en OPERATIONS =	0		CHARGE OFFERTE	0		

Les données entrées par l'utilisateur sont la masse de la pantry, du FKT, et du carburant au décollage, ainsi que le délestage.

La masse en opérations, la limitation utile, et la charge offerte seront calculées automatiquement.

2.3. Nombre et répartition des passagers

Tableau V.2 : Nombre et répartition des passagers

Nombre de passager	Adulte	Child	Infant	Bag/cabine	Version	Version
0					0	
Répartition automatique	OA	OB	OC			
	0	0	0			
Manuel						

Le nombre d'Adultes, de Child, d'Infant, et la masse des bagages cabine doivent être entrés par l'utilisateur. La répartition des passagers s'effectue automatiquement selon la classe, une répartition manuelle peut être utilisée.

2.4. Masse et répartition de la charge

Tableau V.3 : Masse et répartition du chargement

	Total	Diff	H-1	H-2	H-3	H-4
Transit		0				
Bagage		0				
Cargo		0				
Mail		0				
Total	0	0	0	0	0	0
	Max Winght Cpt		888	2670	4086	763

La masse des bagages, cargo, mail, transit, doivent être réparties par l'utilisateur selon le centrage de l'avion.

2.5. Calcul automatique des masses

Tableau V.4 : Masse et répartition du chargement

Masse Tr/B/C/M	0				
Masse Totale passager +	0		CHARGE OFFERTE		0
CHARGE TRANSPORTEE =	0		CHARGE TRANSPORTEE -		0
MASSE DE BASE +	0		CHARGE RESTANTE =		0
MASSE SANS CARBURANT	0				
Carburant au Decollage +	0		RECTIFICATION DERNIERE MINUTE		
MASSE AU DECOLLAGE	0		passager	(+/-)	Weight
Déléstage -	0				0
MASSE A L'ATTERISSAGE	0				

La charge transportée, la masse sans carburant, la masse au décollage, la masse a l'atterrissage, et la charge restante sera calculer automatiquement

2.6. Index de base

INDEX DE BASE	0	ADJUSTMENTS		ADJORY OPERATING INDEX	0
---------------	---	-------------	--	------------------------	---

Figure V.2 : Affichage de l'index de base

L'index de base et automatiquement afficher selon l'immatriculation de l'avion, s'il y'a ajustement l'utilisateur doit le saisir dans la case approprier.

2.7. Graphe et résultat final

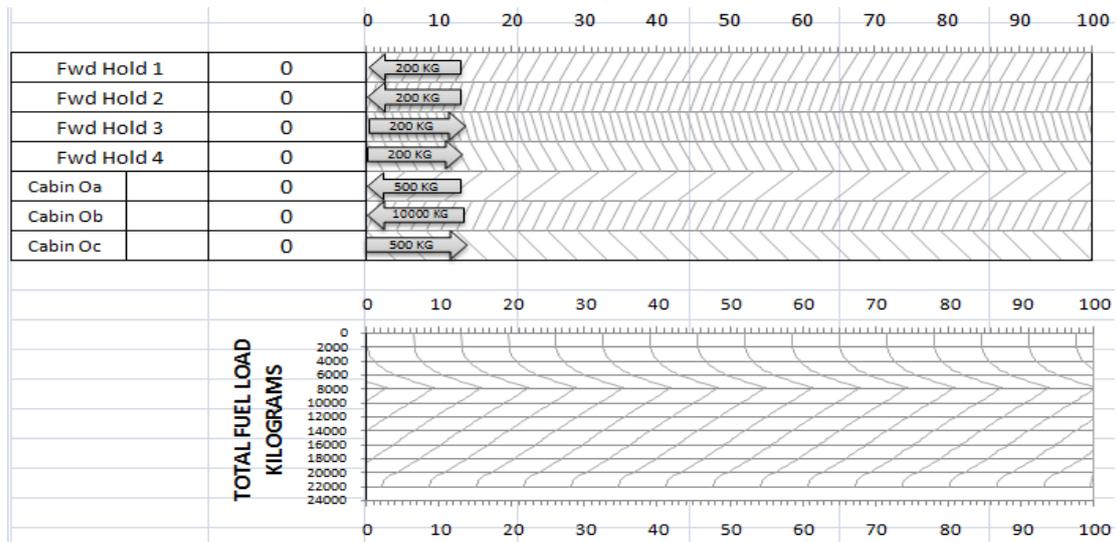


Figure V.3 : Diagramme variation index

La variation d'index pour les passagers, la charge, le carburant sera tracée dans le diagramme, et l'index final sera donné.

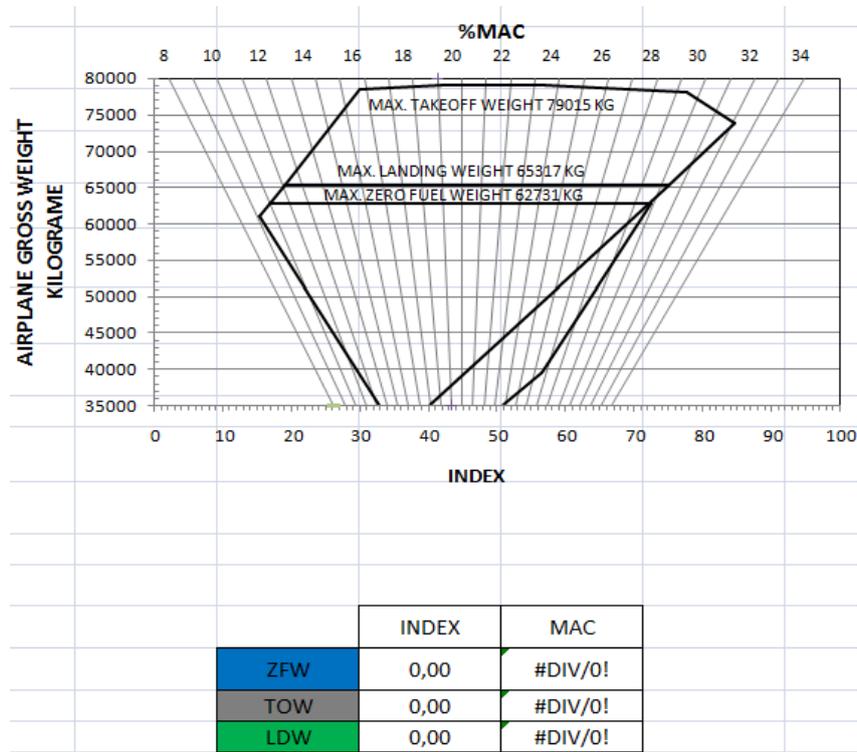


Figure V.4 : Enveloppe et représentation des résultats des résultats sur le graphe

C'est la partie la plus importante et qui nous intéresse le plus, l'index ainsi que le MAC (ZFW, TOW, LDW), seront afficher dans un tableau et tracer dans l'enveloppe, les points tracer doivent êtres a l'intérieur de l'enveloppe du centrage.

3. Utilisation de notre LoadSheet:

A fin d'expliquer le mode d'emploi de notre LoadSheet, nous prendrons l'exemple d'un vol réel tiré de l'archive de la compagnie aérienne :

Date	Time	N° de vol	Départ	Destination
16/02/2013	10 00	SF 1811	ALG	HRM
Immatricumation	Version	Equipage	Type de vol	
7T-VCB	155Y	2/4	Standard	

Figure V.5 : étape N°1 saisir les donnés du vol

Le vol considère part d'Alger à destination de Hassi R Mel à 10 heures le 16 février 2013, le nombre d'équipages 2/4, le type de vol standard.

Tableau V.5 : Étape n°2 saisir le FKT, pantry, carburant décollage, et le délestage

MASSE A VIDE EQUIPEE	42968		MASSE MAXIMALE	Masse Sans Carburant	TAKE OFF DECOLLAGE	LANDING ATTERISSAGE
Crew/Equipage +	0			62731		65317
pantry +	0		Carburant au Decollage +	8850	↓ Délestage +	2200
FKT +	60			71581	79015	67517
MASSE DE BASE =	43028		LIMITATION UTILE	67517		
Carburant au Décolage +	8850		MASSE EN OPERATION -	51878		
MASSE en OPERATIONS =	51878		CHARGE OFFERTE	15639		

La masse de l'équipage et afficher automatiquement, et après la saisie des donnés élémentaire le calcul s'effectue automatiquement, pour notre vol en a obtenue les résultats suivants :

masse de base = 43028 kg ;

masse en opérations = 51878 ;

limitation utile = 67517 ;

charge offerte = 15639.

Tableau V.6 : Étape n°3 saisir le nombre des passagers (A/C/I), et la masse des bagages cabine

Nombre de passager	Adulte	Child	Infant	Bag/cabine	155Y	0C
59	55	4	0	50	59	0
Répartition automatique	OA	OB	OC			
	8	27	24			
Manuel						

Comme l'on constate, la répartition est effectuée automatiquement.

Tableau V.7 : Étape n°4 Masse du chargement totale et répartition de la charge

	Total	Diff	H-1	H-2	H-3	H-4
Transit		0				
Bagage	400	0	400			
Cargo	600	0		600		
Mail		0				
Total	1000	0	400	600	0	0
	Max Winght Cpt		888	2670	4086	763

En choisie la répartition qui nous conviens tout on respectant les limites maximales de chaque compartiment.

Tableau V.8 : Étape n°5 calcul automatique des masses

Masse Tr/B/C/M	1000				
Masse Totale passager +	4810		CHARGE OFFERTE		15639
CHARGE TRANSPORTEE =	5810		CHARGE TRANSPORTEE -		5810
MASSE DE BASE +	43028		CHARGE RESTANTE =		9829
MASSE SANS CARBURANT	48838				
Carburant au Decollage +	8850		RECTIFICATION DERNIERE MINUTE		
MASSE AU DECOLLAGE	57688		passager	(+/-)	Weight
Déléstage -	2200		0	0	0
MASSE A L'ATTERISSAGE	55488				

La charge transportée, la masse sans carburant, la masse au décollage, la masse a l'atterrissage, et la charge restante seront calculer automatiquement, dans notre cas :

charge transporter = 5810 kg ;

la masse sans carburant = 48838kg ;

la masse au décollage = 57688 kg ;

la masse a l'atterrissage = 55488 kg ;

la charge restante = 9829 kg.

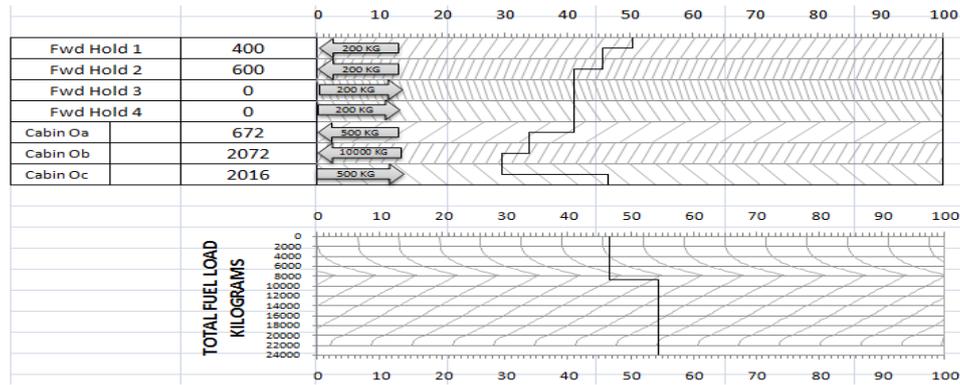


Figure V.6 : Étape n°6 calcul et représentation des ΔI sur le diagramme

Les variations d'index seront calculées et représentées dans le diagramme des variations d'index pour les passagers, le chargement, et le fuel.

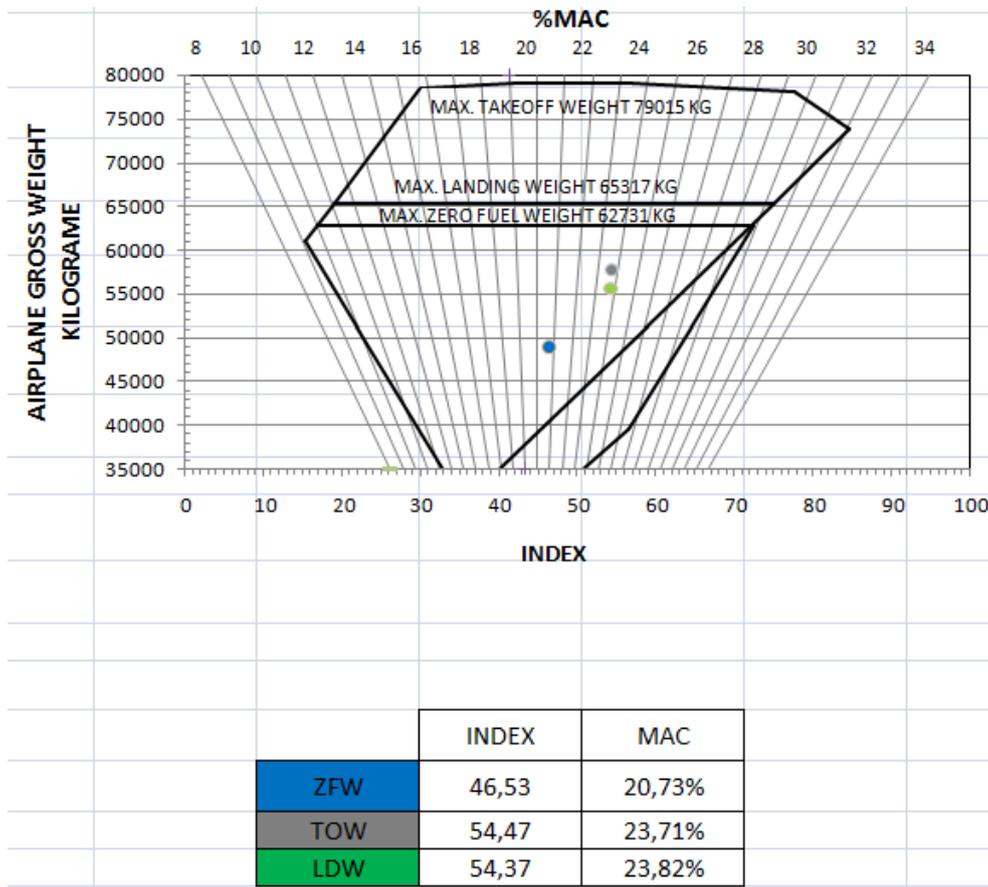


Figure V.7 : Étape n°7 résultats final

Comme le montre la figure, l'index final et le MAC final sont représentés dans l'enveloppe et leur valeur donnés dans un tableau, en ce qui concerne notre vol les résultats obtenus sont satisfaisant :

- ZFW : Index = 46,53 , MAC = 20,83% ;
- TOW : Index = 54,47 , MAC = 23,71% ;
- LDW : Index = 54,37 , MAC = 23,83% .

4. Détermination de la nouvelle répartition pour le Q400 et le Q200

Pour faciliter la répartition des passagers dans le logiciel, une nouvelle répartition des passagers doit être mise en place tout en respectant les limites et les cas critiques.

Avec Excel nous allons mettre en place une nouvelle répartition et une automatisation du manifeste passager. Pour le Q400 l'avion a été découpé en quatre cabines, Oa (14 Pax), Ob (20 Pax), Oc (20 Pax), Od (20 Pax), le Q200 en trois cabines, Oa (12 Pax), Ob (12 Pax), Oc (13 Pax)

Une nouvelle variation d'index et un nouveau H-arm doivent être déterminés pour chaque configuration.

4.1. Détermination du H-arm

Le nouveau H-arm sera déterminée en utilisant la formule suivante :

$$\text{H-arm}_{\text{Zone}} = (\text{Nombre de sièges}_{\text{ranger}} \times \text{H-arm}_{\text{ranger}}) / \text{Nombre de sièges dans la zone}$$

4.1.1. H-arm Q400

Cabin Oa (14 Pax):

$$\text{H-arm}_{\text{Oa}} = (2 \times 71 + 4 \times 105,5 + 4 \times 140 + 4 \times 171) / 12 = 129,14$$

Cabin Ob (20Pax):

$$\text{H-arm}_{\text{Ob}} = (4 \times 202 + 4 \times 233 + 4 \times 264 + 4 \times 295 + 4 \times 326) / 20 = 264$$

Cabin Oc (20Pax):

$$\text{H-arm}_{\text{Oc}} = (4 \times 357 + 4 \times 388 + 4 \times 419 + 4 \times 450 + 4 \times 481) / 20 = 419$$

Cabin Od (20Pax):

$$\text{H-arm}_{\text{Od}} = (4 \times 511 + 4 \times 541 + 4 \times 571 + 4 \times 601 + 4 \times 631) / 20 = 571$$

4.1.2. H-arm Q200

Cabin Oa (12Pax):

$$H\text{-arm}_{Oa} = (4 \times 276 + 4 \times 307 + 4 \times 338) / 12 = 307$$

Cabin Ob (12Pax):

$$H\text{-arm}_{Ob} = (4 \times 371 + 4 \times 402 + 4 \times 433) / 12 = 402$$

Cabin Oc (13Pax):

$$H\text{-arm}_{Oc} = (4 \times 464 + 4 \times 495 + 5 \times 526) / 13 = 497,38$$

4.2. Détermination du Δ Index

Le nouveau Δ Index sera déterminé en utilisant la formule suivante :

$$\Delta \text{ Index}_{\text{zone}} = W \times (\text{Sta.} - \text{Ref. Sta.}) / C$$

Avec :

$$W = 1 \text{ kg}$$

$$\text{Ref.Sta.} = 400$$

$$C = 10000$$

4.2.1. Δ Index Q400

Cabin Oa (14 Pax):

$$\Delta \text{ Index}_{Oa} = (129,4 - 400) / 10000 = -0,027086$$

Cabin Ob (20Pax):

$$\Delta \text{ Index}_{Ob} = (264 - 400) / 10000 = -0,0136$$

Cabin Oc (20Pax):

$$\Delta \text{ Index}_{Oc} = (419 - 400) / 10000 = 0,0019$$

Cabin Od (20Pax):

$$\Delta \text{ Index}_{Od} = (571 - 400) / 10000 = 0,0171$$

4.2.2. Δ Index Q200

Cabin Oa (12Pax):

$$\Delta \text{Index}_{Oa} = (307 - 400) / 10000 = -0,0093$$

Cabin Ob (12Pax):

$$\Delta \text{Index}_{Ob} = (402 - 400) / 10000 = 0,0002$$

Cabin Oc (13Pax):

$$\Delta \text{Index}_{Oc} = (497,38 - 400) / 10000 = 0,009738$$

5. Résumé de la nouvelle répartition

Les tableaux ci après résume la nouvelle répartition ainsi que la variation d'index et le H-arm :

Tableau V.9 : Nouvelle répartition Q400

Zone	Nombre de passagers dans la zone	Variation d'index pour 1 kg	H-arm de chaque Zone
Oa	14 Pax	-0,027086	129,4
Ob	20 Pax	-0,0136	264
Oc	20 Pax	0,0019	419
Od	20 Pax	0,0171	571

Tableau V.10 : Nouvelle répartition Q200

Zone	Nombre de passagers dans la zone	Variation d'index pour 1 kg	H-arm de chaque Zone
Oa	12 Pax	-0,0093	307
Ob	12 Pax	0,0002	402
Oc	13 Pax	0,009738	497,38

6. Réalisation du manifeste passager avec Excel

Le manifeste passager a été réalisé avec Excel pour le Q400 et le Q200 ainsi que l'automatisation de la répartition des passagers, avec le numéro de siège de chaque passager.

Tableau V.11 : Manifeste passager Q400

Passengers Seating				
Nombre de PAX	Oa	Ob	Oc	Od
1-20 PAX			1-20	
21-40 PAX		31-40	20	21-30
41-60 PAX		10 + (51-60)	20	10 + (41-50)
61-74 PAX	61-74	20	20	20
74 PAX	14	20	20	20

Tableau V.12 : Manifeste passager Q200

Passengers Seating			
Nombre de Passagers	Oa	Ob	Oc
1-6 PAX			1-6
7-12 PAX		7-12	6
13-18 PAX	17-18	6 + (13-14)	6 + (15-16)
19-24 PAX	2 + (21-24)	8	8 + (19-20)
25-30 PAX	6 + (29-30)	8 + (25-26)	10 + (27-28)
31-36	8 + (34-36)	10 + (31-32)	12 + (33)
37 PAX	12	12	13

Avec le manifeste automatiser l'utilisateur n'aura donc qu'à entrer le nombre de passagers.

Exemple 1

Pour le Q200, si le nombre de passagers est de 25 Pax, les résultats obtenus sont :

Tableau V.13 : Répartition des passagers Q200 partiel

Nombre totale pax			
25			
Répartition			
	Oa	Ob	Oc
	6	9	10
PASSENGER	SEAT POSITION		PASSENGER SEAT POSITION
1	7A		20 9C
2	7C		21 3B
3	7B		22 3D
4	7D		23 2A
5	8A		24 2C
6	8C		25 4A
7	6A		26
8	6C		27
9	6B		28
10	6D		29
11	5A		30
12	5C		31
13	5B		32
14	5D		33
15	8B		34
16	8D		35
17	3A		36
18	3C		37
19	9A		

La position de chaque passager est donnée par une couleur et le chiffre 1 :

	A	B	E	D	C	
Oa	0	0		0	0	1
	1	0		0	1	2
	1	1		1	1	3
Ob	1	0		0	0	4
	1	1		1	1	5
	1	1		1	1	6
Oc	1	1		1	1	7
	1	1		1	1	8
	1	0	0	0	1	9

Figure V.8 : Répartition des passagers Q200 partiel2

Exemple 2

Pour le Q400, si le nombre de passagers et de 57 Pax, les résultats obtenus sont :

Tableau V.14 : Répartition des passagers Q400 partie1

Nombre totale pax				
57				
Répartition	Oa	Ob	Oc	Od
	0	17	20	20
PASSENGER	SEAT	PASSENGER	SEAT	POSITIO
1	10A	38		8D
2	10C	39		7A
3	10B	40		7C
4	10D	41		17B
5	11A	42		17D
6	11C	43		18A
7	11B	44		18C
8	11D	45		18B
9	12A	46		18D
10	12C	47		19A
11	12B	48		19C
12	12D	49		19B
13	13A	50		19D
14	13C	51		7B
15	13B	52		7D
16	13D	53		6A
17	14A	54		6C
18	14C	55		6B
19	14B	56		6D
20	14D	57		5A
21	15A	58		
22	15C	59		
23	15B	60		
24	15D	61		
25	16A	62		
26	16C	63		
27	16B	64		
28	16D	65		
29	17A	66		
30	17C	67		
31	9A	68		
32	9C	69		
33	9B	70		
34	9D	71		
35	8A	72		
36	8C	73		
37	8B	74		

La position de chaque passager est donnée par une couleur et le chiffre 1 :

PLAN CABINE Q400 / DH8

DEPA-DEPU-INAD	PANTRY		LAVATORY		
	EXIT A	B	D	C	
Oa	1	0	0	0	1
	2	0	0	0	2
	3	0	0	0	3
	4	0	0	0	4
Ob	5	1	0	0	5
	6	1	1	1	6
	7	1	1	1	7
	8	1	1	1	8
	9	1	1	1	9
Oc	10	1	1	1	10
	11	1	1	1	11
	12	1	1	1	12
	13	1	1	1	13
	14	1	1	1	14
Od	15	1	1	1	15
	16	1	1	1	16
	17	1	1	1	17
	18	1	1	1	18
	19	1	1	1	19
	GALLEY 1		GALLEY 2		
	EXIT			EXIT	

Figure V.9 : Répartition des passagers Q400 partie2

Conclusion

Comme vous pouvez le constater la nouvelle répartition pour le Q400, et le Q200, ainsi que l'élaboration de la LoadSheet avec Excel sont réussies avec succès, nous pouvons donc passer à l'élaboration de notre logiciel pour le calcul du devis de masse et le centrage.

Chapitre VI

Présentation du logiciel

Introduction

Le logiciel a été réalisé avec Visual Studio 2010, et on utilise l'outil intégré Visual Basic (VB) créé par Microsoft.

Visual Basic est un des langages les plus utilisés pour l'écriture d'applications commerciales, il est notamment utilisé par la compagnie aérienne Tassili Airlines.

Il a également été très utilisé dans le monde de l'ingénierie et de la recherche appliquée en raison de sa capacité à permettre des développements très rapides et très efficaces permettant ainsi aux scientifiques de se consacrer davantage à l'algorithmique et moins aux aspects formels du codage.

Bill Gates y était particulièrement attaché, probablement parce que son premier succès avait été un programme écrit en Basic pour l'Altair, premier ordinateur grand public.

1. Caractéristique du logiciel

Les principales caractéristiques de notre logiciel sont :

- Nom du logiciel : Starloader
- Langage de programmation : Visual Basic
- Encombrement mémoire :
 - fichier source : 11,22 Mo
 - fichier exécutable : 4,54 Mo
- Temps de compilation : en cas de modification 20 sec
- Ordinateur utilisé : PC de bureau avec 4 Go de ram, et un processeur I5 2500k.
- Système d'exploitation : Windows 7 (64bit)

2. Organigramme

2.1. Organigramme général

L'organigramme qui va suivre a été simplifié, afin que chacun puisse comprendre le fonctionnement du logiciel :

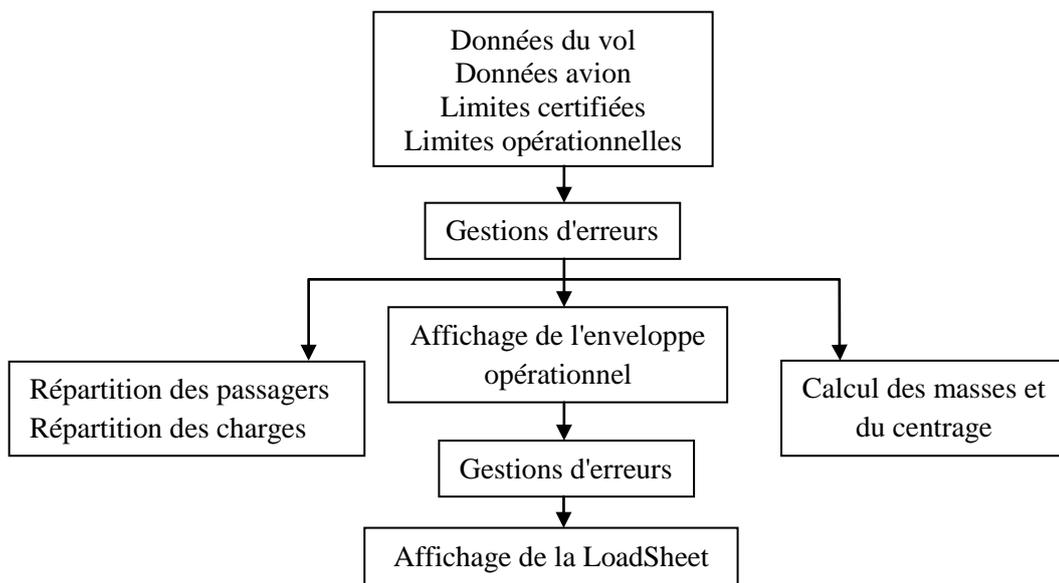


Figure VI.1 : Organigramme général

2.2. Descriptions des parties importantes du logiciel

Les données du vol sont entrées par l'utilisateur par l'intermédiaire de questions posées à l'écran, il représente les données propres à chaque vol.

Les données de l'avion, les limites certifiées, et les limites opérationnelles sont entrées dans la base de données, il représente les données fixes caractérisant l'avion utilisé, ces données sans tiré de l'AHM 560 propre à chaque avion.

La répartition des passagers est effectuée automatiquement de manière homogène, et si elle ne convient pas à l'utilisateur une répartition manuelle peut être utilisée.

Affichage de l'enveloppe qui détermine les limites des masses maximales de structure: MMSD au décollage, MMSA à l'atterrissage, MMSC sans carburant, ainsi que les différentes limites avant et arrière du centrage en fonction de la phase du vol, à l'intérieur de cette enveloppe la masse, l'index, le MAC pour ZFW, TOW, LDW évoluent sous forme de point de couleur différente.

Le calcul des différentes masses et du centrage sera effectué automatiquement par le logiciel.

La LoadSheet sera générée par le logiciel, elle pourra être sauvegardée, imprimée, utilisée pour une éventuelle comparaisonetc.

3. Bienvenue dans Starloader

Starloader est un logiciel qui permet de contrôler la masse et le centrage d'un avion, le système est rapide, facile à utiliser, clair, et génère des loadsheets à partir des informations fournies par l'utilisateur sur le vol, et les informations qui se trouve dans la base de données.

Starloader tire pleinement parti de la puissance graphique de Visual Studio 2010, les informations les calculent, les graphes, et les loadsheets sont représentés sur des fenêtres de manière simple, claire, et directe.

4. Installation

Insérer Starloader qui se trouve sur CD-ROM, ou bien sur une Clé USB. Exécuter le programme d'installation en sélectionnant la commande installer, à la fin de l'installation une fenêtre s'ouvre elle représente l'interface du logiciel :



Figure VI.2 : Fenêtre principale du logiciel

5. Comment créer une nouvelle LoadSheet

Pour créer une nouvelle LoadSheet choisissez New LoadSheet qui se trouve dans la barre de menu sous File, ou bien sur la barre d'outil sélectionné l'icône , ou en appuyant simultanément sur Ctrl+N, une nouvelle boîte de dialogue apparaît :

The screenshot shows a 'New Loadsheet' dialog box with the following data:

Flight		Route				
Date:	Flight number:	Nr. Dest:	From :	Dest 1 :	Dest 2 :	Dest 3 :
27/07/2013	SF 1987	3	ALG	BJA	HRM	HME

Aircraft & Crew				
Airline :	Registration :	Version :	Crew:	Pax constants:
B737-800	7T-VCA	20C/135Y	3/4	Standard
B737-800	7T-VCA	155Y	2/0	Standard
Q400	7T-VCB	20C/135Y	2/4	Charter
Q200	7T-VCC		2/5	
	7T-VCD		2/6	
			3/0	
			3/4	
			3/5	
			3/6	

Captaine Name(Not Required)
Karim Izzeddine

Figure IV.3 : Données du vol

Flight:

Date: Entrer la date qui correspond au jour du vol.

Flight number: Entrer le numéro de vol.

Route:

Nr. Dest: Sélectionné le nombre de destinations.

From: Entrer le nom de l'aéroport de départ.

Dest 1-3: Entrer le nom de l'aéroport ou bien des aéroports de destinations.

Aircraft and Crew:

Airline: Sélectionné le type d'avion.

Registration: Sélectionné l'immatriculation de l'avion.

Version: Selon la classe, sélectionnée la version.

Crew: Sélectionné la combinaison de l'équipage.

Pax constants: Selon le type de vol standard ou Charter sélectionné le Pax constants.

Captaine Name: Entrées le nom de l'utilisateur.

Validation des données:

OK : Validation des données.

Cancel: Annuler et fermer la boîte de dialogue.

Si l'utilisateur valide les données en sélectionnons le Bouton OK, il y'aura un contrôle d'erreurs, s'il n'y'a pas d'erreurs une fenêtre va être affichée a l'écran, tous les calculs se feront dans cette nouvelle fenêtre :

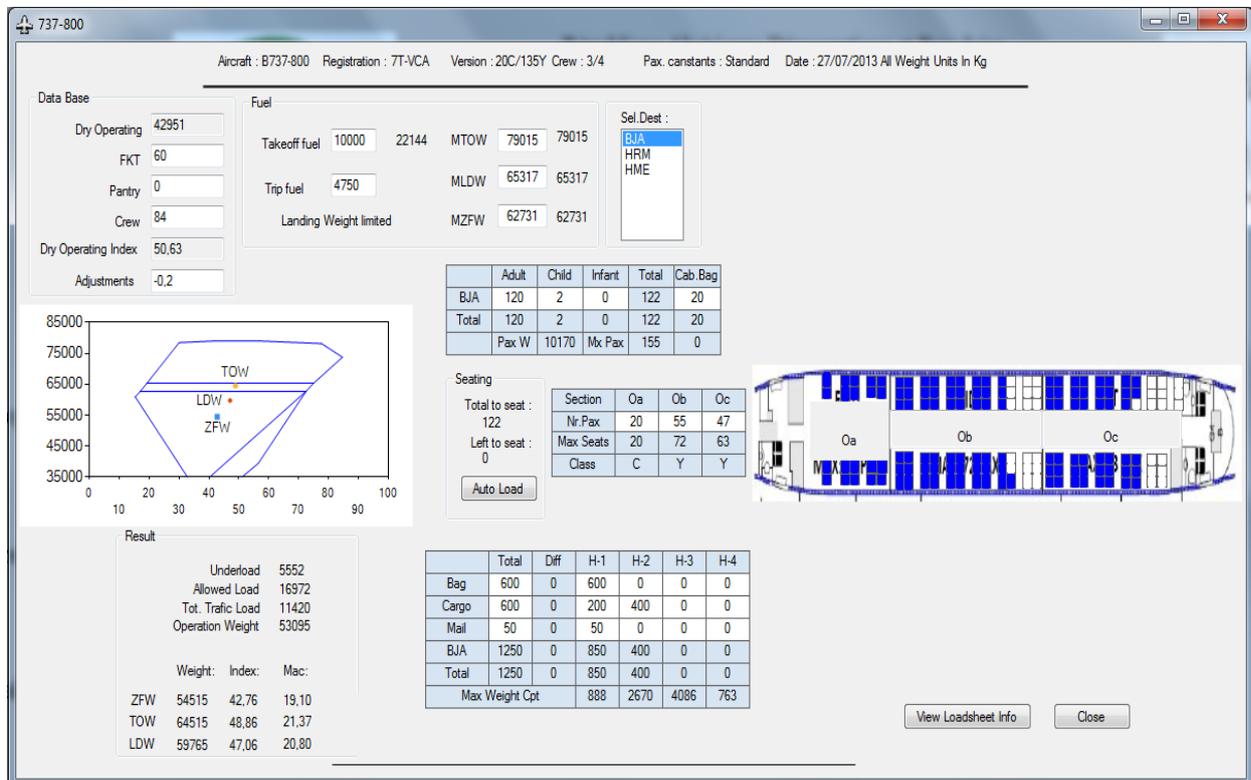


Figure IV.4 : Fenêtre utilisée pour le calcul

Data Base	
Dry Operating	42951
FKT	60
Pantry	0
Crew	84
Dry Operating Index	50,63
Adjustments	-0,2

Figure IV.5 : Données de base

Data Base:

Dry operating: Selon le type d'avion et l'immatriculation, la masse de bases sera affichée automatiquement.

FKT: Entrés la masse du FKT en Kg.

Pantry: Entrés la masse du pantry.

Crew: Selon la conbinésons sélectionnée, la masse du Crew sera affichée automatiquement.

Dry Operating Index: Selon le type d'avion et l'immatriculation, l'index de base sera affiché automatiquement.

Adjustments: Ajustement de l'index de base.

Feul					
Takeoff feul	10000	22144	MTOW	79015	79015
Trip feul	4500		MLDW	65317	65317
Landing Weight limited			MZFW	62731	62731

Figure IV.6 : Données sur le fuel

Feul:

Takeoff feul: Entrés la quantité du carburant au décollage.

Trip feul: Entrés la quantité du délestage.

MTOW: Selon le type d'avion, la masse maximale au décollage sera affichée automatiquement.

MLDW: Selon le type d'avion, la masse maximale à l'atterrissage sera affichée automatiquement

MZFW: Selon le type d'avion, la masse maximale sans carburant sera affichée automatiquement.

Le type de limitation sera affiché automatiquement par le logiciel.

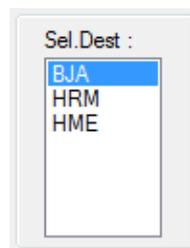


Figure IV.7 : Sélection de la destination

Sel.Dest: Sélectionné la destination.

	Adult	Child	Infant	Total	Cab.Bag
BJA	70	6	2	76	20
Total	70	6	2	76	20
	Pax W	6110	Mx Pax	155	0

Figure IV.8 : Nombre des passagers

Selon la destination: Entrés le nombre de passagers, et la masse des bagages cabines.

Pax W : Représente la masse totale des passagers + la masse des bagages cabines.

Mx Pax : Nombre maximal de passagers autorisés dans l'avion.



Figure IV.9 : Repartitions des passagers

Seating:

Total to seat: Nombre total de passagers qui doivent être embarqués.

Left to seat: Nombre de passagers qui sont en attente d'être embarqués à bord de l'avion.

Section : Nom de la zone.

Nr.Pax: Nombre de passagers dans chaque zone.

Max Seats: Nombre maximal de passagers dans chaque zone.

Class: La class sera affiché automatiquement.

	Total	Diff	H-1	H-2	H-3	H-4
Bag	600	0	600	0	0	0
Cargo	600	0	200	400	0	0
Mail	50	0	50	0	0	0
BJA	1250	0	850	400	0	0
Total	1250	0	850	400	0	0
Max Weight Cpt			888	2670	4086	763

Figure IV.10 : Repartions de la charge

Total : Masse totale du chargement

Diff: La différence doit être égale à 0, pour que la répartition du chargement soit correcte.

Max Weight Cpt : Capacité maximale de chaque compartiment.

Result			
	Underload	5302	
	Allowed Load	16722	
	Tot. Traffic Load	11420	
	Operation Weight	53095	
	Weight:	Index:	Mac:
ZFW	54515	42,76	19,10
TOW	64515	48,86	21,37
LDW	60015	47,36	20,91

Figure IV.11 : Les résultats obtenus

Result:

Underload: Charge restante.

Allowed Load: Charge offerte.

Tot.Traffic Load: Charge transporter.

Operation Weight: Masse en operation.

Weight: La masse est donnée pour le ZFW, TOW, LDW.

Index: L'index est donné pour le ZFW, TOW, LDW.

Mac: Le MAC est donné pour le ZFW, TOW, LDW.

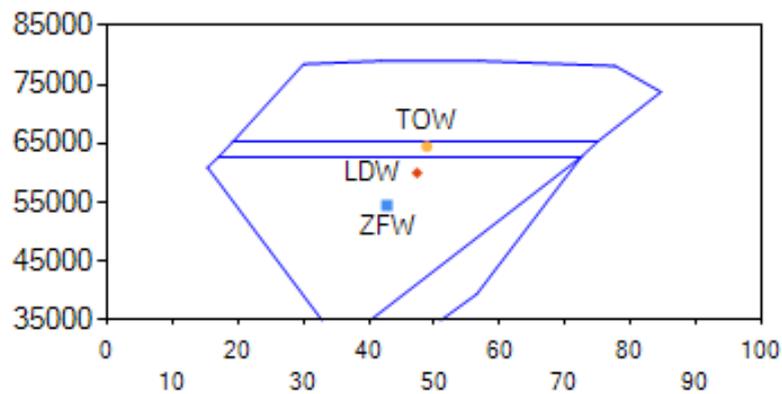


Figure IV.12 : Représentation des résultats sur l'enveloppe

Une fois les calculs effectués et les résultats obtenus, l'utilisateur peut quitter la fenêtre en appuyant sur Close, ou bien générer la LoadSheet avec un simple click sur view Loadsheet info, s'il n'y a pas d'erreurs une fenêtre va être affichée à l'écran, tous les résultats seront affichés dans cette fenêtre :

LOADSHEET B737-800

ALL WEIGHTS IN KILOS

FROM / TO	FLIGHT	A/C-REG	VERSION	CREW	DATE
ALG Dest1: BJA Dest2: HRM Dest3: HME	SF / 1987	7T-VCA	20C/135Y	3/4	27/07/2013

LOAD IN COMPARTMENTS	WEIGHT	DISTRIBUTION			
	1250	1/ 850	2/ 400	3/ 0	4/ 0

PASSENGER /CABIN BAG	PAX : 122	20 / 55 / 47
	Cabin Bagage : 20	

.....

TOTAL TRAFFIC LOAD	11420		
ALLOWED LOAD	16722		
UNDERLOAD	5302		
DRY OPERATION WEIGHT	43095		
ZERO FUEL WEIGHT ACTUAL	54515	MAX	62731
TAKE OFF FUEL	10000		
TAKE OFF WEIGHT ACTUAL	64515	MAX	79015
TRIP FUEL	4500		
LANDING WEIGHT ACTUAL	60015	MAX	65317

BALANCE AND SEATING CONDITIONS

DOI	50,43	MAC	22,856
LIZFW	42,769	MACZFW	19,106
LITOW	48,869	MACTOW	21,373
LILDW	47,369	MACLDW	20,912

L : Landing Weight limited APPROVED: Karim Izzeddine

Figure IV.13 : Affichage de la LoadSheet

Une fois la LoadSheet affichée, l'utilisateur peut quitter la fenêtre en appuyant sur Close, ou bien enregistrer la LoadSheet avec un simple click sur Save, sous forme de texte dans le Word, ou bien dans le Bloc-notes :

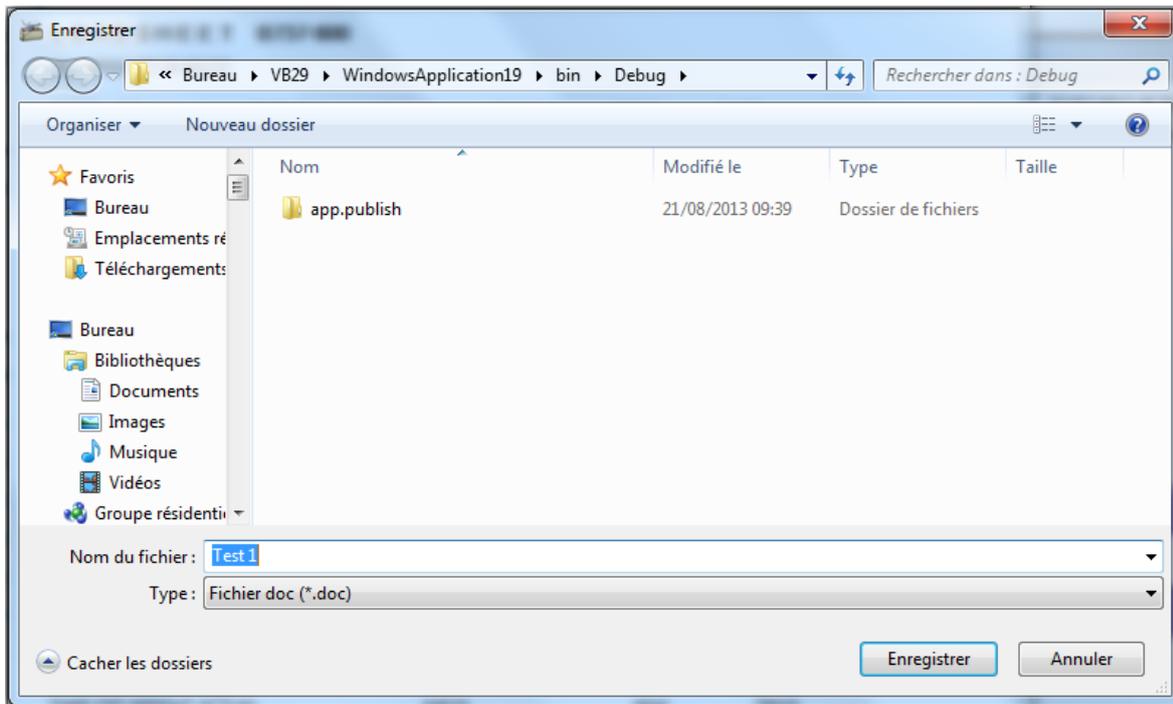


Figure IV.14 : Enregistrement de la LoadSheet

La loadSheet peut être imprimé à partir du Word ou bien directement sur la fenêtre afficher, en appuyant sur le Print :

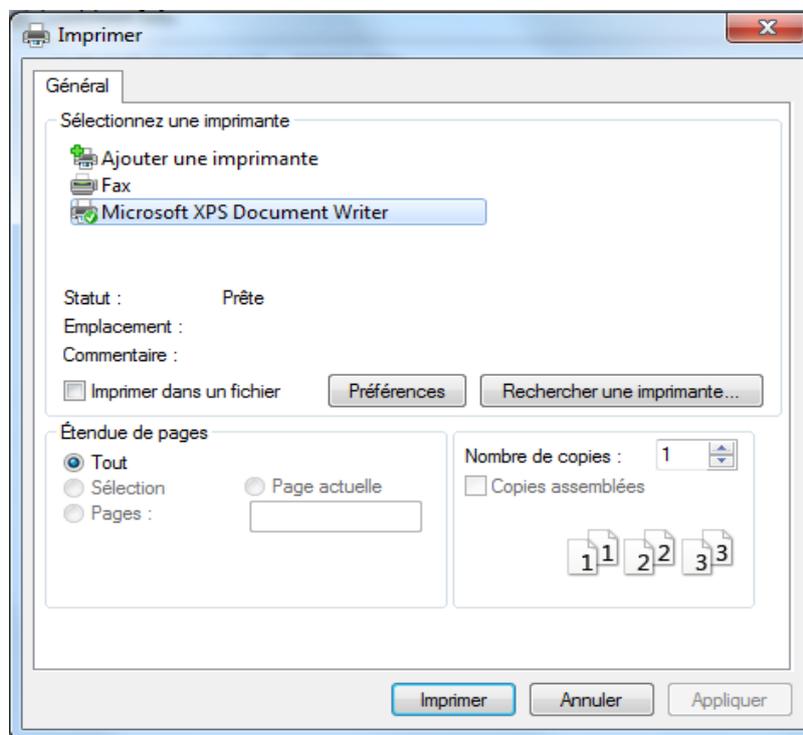


Figure IV.15 : Imprimer la LoadSheet

6. les messages d'erreurs

Les messages d'erreurs affichés par le logiciel sont:

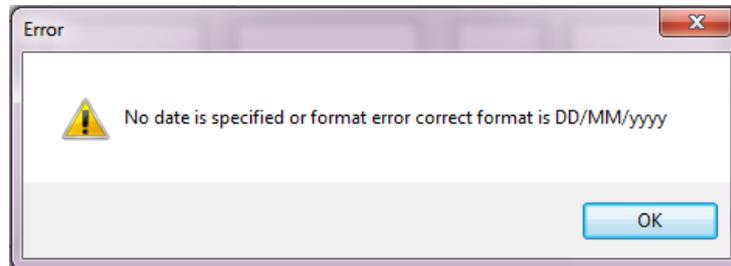


Figure IV.16 : Message d'erreur

No date is specified or format error correct format is DD/mm/yyyy: Aucune date n'est spécifiée, veuillez entrer la date du vol.

No flight number is specified: Aucun numéro de vol n'est spécifié, veuillez entrer le numéro de vol.

No point origin is specified: La case est vide, L'utilisateur doit saisir le code de l'aéroport de départ.

No first destination is specified: La case est vide, L'utilisateur doit saisir le code de l'aéroport de la première destination.

No second destination is specified: La case est vide, L'utilisateur doit saisir le code de l'aéroport de la deuxième destination.

No third destination is specified: La case est vide, L'utilisateur doit saisir le code de l'aéroport de la troisième destination.

No airline selected: Le type d'avion n'est pas défini, sélectionnez un type d'avion.

No Registration selected: Immatriculation non définie, sélectionnez une immatriculation pour le type d'avion choisi.

No version and configuration are specified: Selon le type de classe, sélectionnez la version.

No crew combination is specified: Nombre d'équipage non spécifié, sélectionnez une combinaison d'équipage.

No pax constants selected: Sélectionnez le type de vol standard ou bien charter .

The trip fuel is higher than takeoff fuel: Le délestage est plus élevé que la quantité du carburant au décollage.

Takeoff fuel is higher than structural Max Tow: La quantité du carburant au décollage a dépassé la capacité maximale du réservoir.

The total of passengers is higher than seats available .please correct this before printing:
Le nombre de totales de passagers a dépassé le nombre total de sièges dans l'avion.

To many passengers are seated the aircraft cabin 'Oa': Le nombre de passages dans la zone Oa a dépassé le nombre de sièges dans cette zone.

To many passengers are seated the aircraft cabin 'Ob':Le nombre de passages dans la zone Ob a dépassé le nombre de sièges dans cette zone.

To many passengers are seated the aircraft cabin 'Oc': Le nombre de passages dans la zone Oc a dépassé le nombre de sièges dans cette zone.

To many passengers are seated the aircraft cabin 'Od': Le nombre de passages dans la zone Od a dépassé le nombre de sièges dans cette zone.

The distribution of the passengers not just in the cabin : La répartition des passagers est incomplète.

One or more cargo holds are overweight'H-1'. please correct this before printing: La charge a dépassé la capacité du compartiment H-1.

One or more cargo holds are overweight'H-2'. please correct this before printing: La charge a dépassé la capacité du compartiment H-2.

One or more cargo holds are overweight'H-3'. please correct this before printing: La charge a dépassé la capacité du compartiment H-3.

One or more cargo holds are overweight'H-4'. please correct this before printing: La charge a dépassé la capacité du compartiment H-4.

One or more cargo holds are overweight 'compt5': La charge a dépassé la capacité du compartiment 5.

One or more cargo holds are overweight 'compt6': La charge a dépassé la capacité du compartiment 6.

One or more cargo holds are overweight 'compt7': La charge a dépassé la capacité du compartiment 7.

Total max baggage aft compartments combined (6&7) 1724 kg: La charge a dépassé la capacité du compartiment (6+7).

Total max baggage aft compartments combined (6&7) 907 kg : La charge a dépassé la capacité du compartiment (6+7).

The total of the load is higher than the load to certify: Le chargement a dépassé la capacité de l'ensemble des compartiments de l'avion.

The Bag/Mail/Cargo are not correctly placed: La répartition du chargement est incomplète.

The total traffic load is higher than the allowed traffic load .please correctly before printing: La charge offerte est dépassée.

Conclusion

Dans la première partie de ce chapitre, nous avons présenté notre logiciel d'une manière générale, dans la partie suivante nous avons expliqué son fonctionnement, et la dernière partie regroupe les messages d'erreur qui peuvent être affichés par le logiciel.

Conclusion générale et perspectives

Notre mission a consisté en l'étude, l'analyse, et l'élaboration d'une solution informatique permettant le chargement et le calcul du centrage.

Pour réaliser ce projet, nous avons commencer par une étude de l'existant avant d'aborder le coter pratique, notre stage au sein de la compagnie aérienne Tassili Airlines, nous a permis de comprendre les problèmes due a l'utilisation de la méthode manuelle pour le chargement et le calcul du centrage.

Nous avons abordé le coter pratique en commençons par la réalisation d'une LoadSheet avec Excel 2007, dans le but de mieux comprendre la conception ainsi que le fonctionnement d'une LoadSheet, puis nous avons utilisé visuel basic 2010 pour l'élaboration de notre logiciel qui s'intitule : Starloader.

Dans un environnement très utile pour notre formation et de grandes qualités professionnelles, le logiciel que nous avons développé constitue ainsi une solution complète et fiable permettant le chargement et le calcul du centrage.

En perspective de ce travail, nous envisageons de développer une deuxième version, a qui on ajoutera, d'autres types d'avions, l'affichage des messages dans la LoadSheet, une base de données qui contient les routes aériennes, l'influence des FLAPS sur le centrage, le minimum fuel par destination, et le LoadPlan (chargement et fuel).

Bibliographie

1. Yves PLYAS, Opérations Aériennes Masse et Centrage Tome 3, 1ère édition 2006.
2. Michel MARTIN, Opérations Aériennes Préparation des vols Tome 4, 1ère édition 2007.
3. Mouloud DRIUCHE, Cours Masse et centrage (2011).
4. Manuel: Weight and balance B737-800 (23/3/2011).
5. Document: getting to grips with Weight and balance (2008).
6. Document: AHM 560 B737-800, Rev 1 (15/07/2012).
7. Document: AHM 560 Q400, Rev 2 (27/07/12).
8. Document: AHM 560 Q200, Rev 2 (22/07/2012).