

REPUBLICQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE



UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA
FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR
INSTITUT D'AERONAUTIQUE DE BLIDA

DEPARTEMENT DE NAVIGATION AERIENNE



**MEMOIRE DE FIN D'ETUDES
EN VUE DE L'OBTENTION DU DIPLOME D'INGENIEUR D'ETAT
EN AERONAUTIQUE,
SPECIALITE : OPERATIONS AERIENNES**

THEME

**ETUDE DE LA VARIATION DE L'ENVELOPPE OPERATIONNELLE EN FONCTION
D'AMENAGEMENT CABINE POUR LES B737-800/600**

Présenté par : Melle LAMIA CHIKHAOUI
Encadré par : Mr. MUSTAPHA ACHIR

PROMOTION 2004

Dédicaces

A la mémoire de mon très cher père.

A celle qui s'est sacrifiée pour mon éducation, à qui je dois énormément, à vous très chère mère.

A mon très cher frère et mes très chères sœurs.

A ma famille maternelle ainsi que paternelle.

A une personne qui m'a soutenu, qu'elle trouve ici le témoignage de ma reconnaissance, à toi très cher ABDELGHANI.

A ma meilleure amie SCHANEZ et à tous mes amis ainsi que la promotion 2004.

Je dédie ce travail.

Melle. LAMIA CHIKHAOUI.

Remerciements

Louanges à Dieu pour m'avoir prêter vie et donner la force qui m'a permis de réaliser ce travail.

Ma gratitude et ma reconnaissance vont spécialement à Mr. BERGUEL Directeur de l'Institut d'Aéronautique de Blida de m'avoir donné ma chance de réussir. Merci à vous Monsieur.

Je remercie mon encadreur Mr. M. ACHIR Ingénieur d'état au Département Traitement Exploitation ainsi que l'ingénieur K. AISSAT à Air Algérie pour leur contribution effective à ce projet.

Je remercie également Mr. DRIOUECHE Responsable du Département des Opérations Aériennes à l'Institut d'aéronautique de Blida.

Je remercie très respectueusement les membres du Jury d'avoir examiné et jugé ce travail.

Je me sens enfin redevable envers mes professeurs, auprès desquels j'ai appris.

Sommaire

▪ Introduction	1
▪ chapitre I : Chargement et centrage de l'avion	
I-1/ Définitions	2
I-2/ Le devis de poids et feuille de centrage	3
I-3/ Etat de charge informatique DCS	6
*/ L'importance d'une détermination correcte du centrage	7
I-4/ Notions de chargement	8
I-4.1/ Limitations	8
I-4.2/ Effets de surchargement	8
I-5/ Notions de centrage	9
*/ La position du CG en pourcentage de mac	9
I-6/ La référence station	10
I-7/ Calcul de la corde aérodynamique moyenne mac et Lemac	10
I-8/ Calcul théorique du centrage	12
I-9/ L'index	13
I-10/ L'enveloppe structurale	14
I-10.1/ Chargement constant ; Aile; Empennage; train d'atterrissage avant	14
I-10.2/ Chargement trains d'atterrissage principaux	14
I-10.3/ Limitations additionnelles pour contrôle	14
I-10.4/ Limitations additionnelles pour contrôle, opérations au sol	14
I-11/ L'enveloppe opérationnelle	15
▪ Chapitre II : Développement des écourtements et des limites Opérationnelles	
II-1/ Développement des écourtements	16
II-1.1/ Rétraction des trains d'atterrissage et des volets	16
II-1.2/ Variation des sièges des passagers	17
II-1.3/ Variation de location du cargo	18
II-1.4/ Mouvement des passagers / équipages en vol	18
II-1.5/ Ecourtements du carburant	21
II-1.6/ Résumé des écourtements	30
II-2/ Développement des limites opérationnelles	32
II-2.1/ Limites structurales	32
II-2.2/ Application des écourtements	36
II-2.3/ Développement de la grille préliminaire de vérification	47

▪ **Chapitre III : L'application de l'écourtement de la variation des sièges des pax**

III-1/ Configuration de l'avion D'Air Algérie.....	50
III-2/ Cabines de passagers	50
III-3/ Variation des sièges des passagers.....	55
III-4/ Exemple de calcul du 7T-VJJ (B737-800) d'Air Algérie	62
III-5/ Devis de poids et feuille de centrage du B737-800/600 d'Air Algérie	66

▪ **Chapitre IV : Logiciel de calcul**

IV-1/ Introduction.....	69
IV-2/ Fenêtre principale.....	69
IV-3/ Fenêtre secondaire.....	73
IV-4/ Programme.....	74
IV-5/ Algorithme de calcul.....	76
IV-6/ Description, exemple de calcul du logiciel.....	78

▪ **Conclusion.....** 83

Abréviations et sigles

A

a/c : avion
AHM : Airport Handling Manual

B

BA : balance arm

C

CG: centre de gravité
C : classe club

D

DCS : Departure Control System
déc : décollage
DOI : Dry Operating Index ; index à vide
DOW : Dry Operating Weight ; masse à vide

F

f : first class; première classe
F : limite de vol
FAA : Federal Aviation Administration
FL : fuel loading; chargement carburant
FU : fuel usage; usage carburant

I

in : inche

K

kg : kilogramme

L

L : limite d'atterrissage
Lb : pounds
Lemac : Leading Edge of the MAC
LMC : Last Minute Changes; changements de dernière minute

M

MAC : Mean Aerodynamic Chord ; corde aérodynamique moyenne
MMSZC : Masse Maxi Structurale de Zéro Carburant
MMSD : Masse Maxi Structurale de Décollage
MMSA : Masse Maxi Structurale d'Atterrissage
MTOW, MTW : Maximum take off weight; masse maxi de décollage

MLW : Maximum Landing Weight; Masse Maxi d'atterrissage
MZFW : Maximum Zero Fuel Weight; masse maxi de zéro carburant
MLG : Main landing Gear; trains d'atterrissage principaux

N

NLG : Nose Landing Gear ; trains d'atterrissage avant

O

OEW, OW : masse à vide en ordre d'exploitation

P

PNC : Personnel Navigant Commercial
PNT : Personnel Navigant Technique

R

Réf : Référence
Réfst : Référence Station

S

SITA : Société Internationale des Télécommunications Aéronautiques

T

T : limite de taxi / décollage
TOM : Take Off Mass ; masse de décollage

U

Usgall : Usgallons

V

Vr : rotate speed

Y

Y : calssse économique

Z

Z : limite de zéro carburant
ZFM : Zero Fuel Mass ; masse de zéro carburant

Introduction générale

Introduction générale

Air Algérie à l'instar des autres compagnies aériennes vise en premier lieu à rentabiliser sa flotte et à croître ses bénéfices sans atteindre à la sécurité des passagers.

Pour arriver à cet objectif, la compagnie doit rapidement prendre en charge les demandes de la clientèle en terme d'aménagement et classe de voyage ainsi que des vols spéciaux.

Cependant, pour une telle rapidité, la compagnie doit chercher à développer son système d'exploitation vue le développement de l'informatique tout en respectant les normes de sécurité préconisées, en particulier les changements de l'enveloppe opérationnelle dus aux changements de version cabine.

Afin de faciliter la tâche aux ingénieurs d'exploitation et les agents des opérations. Nous avons proposé un logiciel qui fait le calcul des limites opérationnelles et les différentes masses de tous les B.737-800 & 600 de la flotte d'Air Algérie pour assurer une maniabilité d'exécution en prenant en compte la réglementation en vigueur pour la sécurité aérienne.

Chapitre I
Chargement et centrage de l'avion

I.1. Définitions

Masse à vide équipée :

C'est la masse à vide à laquelle s'ajoute la masse des éléments suivants correspondant à l'armement minimal valable pour tout le vol :

- La quantité normale d'huile
- La quantité normale d'eau
- L'armement commercial comprenant notamment les sièges banquettes, panneaux, offices et fixations, rideaux, moquettes,... etc.
- Les fluides vidangeables
- Produits chimiques pour toilettes
- Le matériel de sécurité et de sauvetage permanent et en particulier (canots, équipement de survie,... etc)
- Les unités de chargement vides (palettes et containers) si elles ne sont pas prises dans la charge transportée
- La documentation de bord

Masse de base :(OEW/ masse à vide opérationnelle) :

C'est la masse à vide équipée à laquelle s'ajoute les éléments nécessaires (équipement variable) pour l'exécution d'un vol déterminé et peuvent donc varier en composition et en nombre selon la nature de l'étape :

- L'équipage de conduite 'PNT' et 'PNC'
- Le lot de bord occasionnel (outillage)
- Le commissariat constitué par le matériel de stockage ou de distribution et par le matériel consommable comme la nourriture, les boissons et tout ce qui est mis au service des pax (revues, articles à la vente....etc)

Masse de base corrigée :

C'est la masse de base plus l'équipement variable en fonction de la ligne exploitée.

Masse en opération :

Elle comprend :

- La masse de base corrigée
- La masse de carburant au décollage

Masse sans carburant :

C'est la masse de base que l'on ajoute les masses suivantes :

- Masse des pax
- Masse des bagages
- Masse du fret
- Les masses du lest
-

Perfo
Definition
 $MZF + G_{LF}$

Masse au décollage :

C'est la masse sans carburant que l'on ajoute à la masse du carburant au décollage.

Masse à l'atterrissage :

C'est la masse au décollage moins le délestage.

Index à vide :

Calculé à partir de la position du centre de gravité de l'avion à vide, il correspond aux masses à vide données pour chaque version.

Index de base :

Calculé à partir de l'index à vide de l'avion équipé, il correspond aux masses de base données pour chaque version.

Index de base corrigé :

Lorsque les versions réelles d'aménagement ou d'équipement diffèrent de celles pour lesquelles l'index de base a été calculé, appliquez les corrections d'index nécessaires (somme algébrique) figurant dans les tableaux de correction.

1.2. Le Devis de poids et feuille de centrage

Dans le but d'assurer la sécurité aérienne, les compagnies aériennes tel que Air Algérie se fondent dans la détermination du centrage de l'avion sur les deux points suivants :

1. repérer la position du centre de gravité
2. vérifier que celui-ci se trouve dans les limites admises réglementaires

Les deux étapes ci-dessus seront accomplies soit manuellement en utilisant la feuille de centrage (devis de poids et feuille de centrage) ou, automatiquement en utilisant les différents systèmes automatiques de chargement tel que le DCS (Departure Control System).

Dans les deux cas, la position du centre de gravité est déduite à partir d'une masse et d'un moment (index).

Le Devis de poids et feuille de centrage est un document comportant deux parties, la partie A et la partie B (voir les fiches des B737 -800/600 à la fin du chapitre III).

La partie gauche de la feuille (partie A) est un document de chargement qui détaille la masse et la distribution de la masse à l'intérieur de l'avion, la masse à vide, le chargement de trafic et le chargement de carburant.

La partie droite de la feuille (partie B) indique comment chaque masse à son tour affecte ultérieurement, la position du CG en relation à la MAC. La ZFM et la TOM doivent être à l'intérieur de la surface appropriée de l'enveloppe du graphique, autrement l'avion n'est pas en sécurité à voler.

Le devis de poids

Le devis de poids est un résumé de chargement, il doit être complété comme suivant :

Section 1 : elle est utilisée pour établir la limite de la masse de décollage, le maximum de chargement autorisé de trafic avant les LMC.

Elle comporte :

- la masse à vide :
- Operating mass (OW) : *Sans*
- MMSZC (masse maxi structurale ~~de~~ zéro carburant)
- MMSD (masse maxi structurale de décollage)
- MMSA (masse maxi structurale à l'atterrissage) :
- le carburant de décollage
- le chargement de trafic autorisé

Section 2 : montre la distribution de chargement de trafic en utilisant les abréviations suivantes :

TR	Transit
B	Baggage
C	Cargo
M	Poste (mail)
Pax	Passagers
Pax F	Première classe
Pax C	Club / business
Pax Y	Economique

Section 3 : résume le chargement et elle est utilisée pour vérifier que les valeurs des limites ne sont pas excédées.

Elle comporte :

- poids total de pax
- chargement total de trafic
- chargement autorisé de trafic
- DOW
- Sous chargement avant les changements de dernière minute (LMC)
- Poids de zéro carburant
- Poids de taxi
- Poids de décollage
- Poids d'atterrissage
- Les changements de dernière minute
- Total carburant
- Carburant de taxi

- Carburant de décollage
- Condition « SI »
- Notes
- Centrage
- Condition des sièges
- Total des pax ; préparé par, approuvé par

La feuille de centrage

La feuille de centrage représente la distribution et le trim, elle permet la détermination graphique du centrage de l'avion par l'utilisation d'un indice associé à chaque masse.

Cette feuille contient :

Section 1 :

A gauche de la section il y a :

- numéro de vol.
- immatriculation de l'a/c.
- date.
- index à vide DOI.

L'index de chargement est une figure non dimensionnelle ; Une valeur d'échelle d'un moment utilisé pour simplifier les calculs du centrage.

A droite de la section on trouve :

Le schéma de la présentation des compartiments et des soutes ainsi que l'échelle de la BA (balance arm) en inches.

Section 2 :

A gauche de la section, il y a :

- la répartition du chargement, les pax dans les compartiments et le bagage dans les soutes en pounds.
- Pitch.

A droite de la section on trouve :

- La projection de DOI.

Section 3 :

A gauche de la section il y a :

- Le poids total et l'index de carburant.

A droite de la section :

- l'ajustement carburant de l'index.
- le graphique de l'enveloppe opérationnelle finale du CG, on l'appelle aussi la grille opérationnelle.

L'axe vertical est présenté en thème de masses en pounds et l'axe horizontal est en thème de %mac.

En bas de la section, on trouve :

- Notes.
- Ajustement de trim du stabilisateur.
- Trim du stabilisateur pour le décollage.
- Le CG de taxi en %mac.
- Préparé par, Approuvé par.

1.3. Etat de charge informatique DCS

Departure control system DCS

Le système de contrôle des départs de SITA (Société Internationale des télécommunications Aéronautiques) est basé sur le système informatique Unisys 1190 situé à Atlanta, Georgie aux Etats Unis d'Amérique. Ses services sont disponibles 24 h / 24 h, 7 jours / 7 jours.

Les calculs par ce système sont en temps réel et ses services sont disponibles à travers toutes les stations (micro-ordinateurs possédant liaison SITATEXT) connectées au réseaux de télécommunication SITA. L'accès aux fonctions de ce système est sécurisé par un code.

Le DCS de SITA permet au client l'accès à sa base de données pour une éventuelle mise à jour sans avoir le recours à une intervention au niveau du site central.

Les caractéristiques des différents aéronefs sont contenues dans l' AHM050 (Airport Handling Manual).

L'exploitation de ce système permet :

- l'amélioration du handling des pax et ;
- l'optimisation de l'utilisation de la charge offerte par l'aéronef.

Ces deux objectifs sont réalisés par l'assistance automatique de ce système pour les actions suivantes :

- Enregistrement & embarquement des pax.
- Etablissement de l'état de charge par un calcul rapide et précis suivant le nombre de pax embarqué à bord.
- L'état de charge est établi suivant la masse réelle des bagages embarqués.

***/ L'importance d'une détermination correcte du centrage**

Avant la mise en route des réacteurs, l'équipage règle le stabilisateur à partir du centrage au décollage indiqué sur la feuille de centrage et de la position des volets retenue pour le décollage.

Une erreur dans l'établissement de la feuille de centrage peut donc conduire à un mauvais réglage du stabilisateur susceptible à provoquer des difficultés de cabrage de l'avion à V_r (rotate).

La répartition des charges indiquées sur la feuille de centrage doit correspondre très exactement à la répartition réelle dans l'avion.

Le centre de gravité doit être entre les limites avant et arrière. Si le CG est en dehors de ces limites ; les forces de contrôle, la stabilité, manoeuvrabilité et performances seront toutes affectées.

1-Si le CG est en dehors de la limite avant :

a) Un grand chargement est exigé à partir de la partie extrémité arrière de l'avion (l'empennage de l'avion) en présence de grandes déflexions de l'élévateur, cela produit une augmentation de traînée par les surfaces de contrôle et à cause de l'augmentation de la portance exigée pour équilibrer le chargement arrière et la force de traînée induite augmentée, cela cause une réduction de performances.

b) La vitesse de décrochage augmente à cause de l'augmentation de la portance exigée.

c) La stabilité longitudinale augmente.

d) La portée et L'endurance diminuent, dû à l'augmentation de la traînée de trim lors de l'utilisation des élévateurs pour trimer l'avion.

e) l'avion a tendance à moins monter à cause des élévateurs qui sont utilisés à maintenir l'avion à niveau de vol droit.

2- Si le CG est en dehors de la limite arrière :

a) la stabilité longitudinale diminue, et si le CG est plus loin, ici ; l'avion devient instable, force de stick plus léger et le phénomène de gravité supplémentaire apparaisse.

b) Il sera plus difficile de redresser l'avion d'un spin

c) La portée et l'endurance diminuent à cause de l'extra- traînée

d) L'angle de glide sera plus difficile à obtenir à cause de la tendance de l'avion à monter (cabrer).

Le centre de gravité doit être entre les limites pendant tout le vol. N'importe quel changement du chargement de l'avion devra être autorisé pour que le CG soit défini à nouveau.

Le changement du CG est dû aux : quantité de carburant, consommation de l'huile, les mouvements des passagers dans l'avion et l'abondant des charges supplémentaires exemple provisions.

Remarque

La zone non tramée de l'abaque de centrage correspond à la zone de centrage autorisée au décollage. Cette plage est plus réduite que celle donnée par le constructeur. Des marges ont été prises pour tenir compte des répartitions éventuellement non uniformes des Passagers ou de PNC en vol (personnel navigant commercial) et de la densité du Carburant.

➤ Vérification du centrage sans carburant :

Le centrage sans carburant s'obtient sur l'abaque en fonction de la masse de l'avion chargé sans carburant et de l'indice sans carburant. Le point figuratif du centrage sans carburant doit être à l'intérieur des limites autorisées.

1.4. Notions de chargement

JAR – OPS subpart J exige que lors de n'importe quelle phase d'une opération, le chargement, masse et centre de gravité d'un avion doivent répondre aux critères des limitations spécifiées dans le manuel de vol approuvé. Et c'est dans la responsabilité du Commandant de bord d'assurer l'application de ce règlement.

1.4.1. Limitations

Les limitations des masses sont appliquées pour assurer les marges des forces et des performances.

Cependant, les limitations de la position du centre de gravité sont appliquées pour assurer une stabilité adéquate et un contrôle de l'avion en vol et au sol.

1.4.2. Effets de surchargement

Si la limite de la masse de l'avion est dépassée

a/- Les performances seront réduites.

- i) les distances aux décollage et atterrissage augmentent
- ii) la vitesse de montée et la hauteur du plafond diminuent
- iii) la portée (range) et l'endurance diminuent
- iv) la vitesse maximale diminue

b/- la vitesse de décrochage augmente.

- c/- La manoeuvrabilité diminue.
- d/- La fatigue au niveau des pneus et les freins augmente.
- e/- Les marges structurales de sécurité diminuent.

1.5. Notions de centrage

Centre de gravité CG :

Le centre de gravité est un point dont la force de gravité s'applique sur une masse. Le centre de gravité est aussi un point d'équilibre qui affecte la stabilité de l'avion sur le sol et en air.

Limites de centre de gravité :

La limite avant et la limite arrière du CG dont l'avion est autorisé à voler sont déterminées par le constructeur et définies dans le manuel de vol de l'avion.

La référence du CG :

C'est le point sur l'avion désigné par le constructeur par rapport auquel toutes les mesures sont prises dans le calcul du CG.

Les limites du CG sont déterminées relativement à la référence. Des fois le CG est additionnellement spécifié comme étant un pourcentage de la corde aérodynamique moyenne (%MAC).

L'arm :

C'est la distance de la référence du CG jusqu'au point où la masse du compartiment est appliquée. Cette référence est en général située au nez de l'avion.

Le moment :

C'est l'effet tournant de la masse autour de la référence, et c'est la masse multipliée par l'arm.

$$M \text{ (KG - IN)} = \text{masse (KG)} \times \text{arm (IN)}.$$

*/ La position du CG en pourcentage de la corde aérodynamique moyenne (%mac)

La position du CG et ses limites sont données comme étant des distances de la référence.

Une méthode alternative est de déclarer la position du CG et ses limites comme un pourcentage de la corde aérodynamique moyenne (mac). Et c'est très commun avec les ailes d'une géométrie de type sweep dans les compagnies aériennes.

La corde aérodynamique moyenne est une corde particulière de l'aile, calculée à partir des caractéristiques aérodynamiques de cette aile. Et parce que le CG affecte plusieurs considérations aérodynamiques - la stabilité particulière - c'est utile de connaître la position du CG en relation des force aérodynamiques.

La longueur de mac est une distance fixe pour l'avion, et elle est à une distance fixe de la référence. Le CG est toujours calculé comme un pourcentage de mac de l'extrémité avant de l'aile.

La position du CG de 25 % mac veut dire que le CG est positionné à un quart de la longueur de la corde mesurée vers l'arrière à partir de l'extrémité avant de mac.

Le %mac est toujours une figure indiquée de l'extrémité avant de mac qui est spécifiée de la référence.

- A = distance du CG de la référence
- B = distance de l'extrémité avant de mac de la référence
- C = longueur de mac

$$\text{Le CG comme \% de mac} = (A - B) \times 100 / C$$

1.6. La référence station :

La référence station est calculée à partir de l'équation du centrage. Chaque constructeur définit la distance du centre de gravité de la référence station ; pour Boeing c'est 25%, Airbus 20%.

$$C\% = (\text{Arm} - \text{Lemac}) / \text{mac} ; \text{ ce qui implique } \text{Arm} = C\% \times \text{mac} + \text{Lemac}$$

$$\text{Donc ; } \text{Réf st} = 25\% \text{ mac} + \text{Lemac}$$

1.7. Calcul de la Chorde Aérodynamique Moyenne (MAC) et Lemac

La location du CG de l'avion est souvent donnée en terme de corde aérodynamique moyenne ; MAC.

En sens pur, le MAC est théoriquement la corde d'une aile variable, ou rectangulaire ayant la même surface et forces aérodynamiques et caractéristiques.

C'est la corde moyenne en sens aérodynamique et pas géométrique.

C'est acceptablement précis de considérer la MAC équivalente à la corde géométrique moyenne de l'aile, l'erreur en le faisant est négligeable.

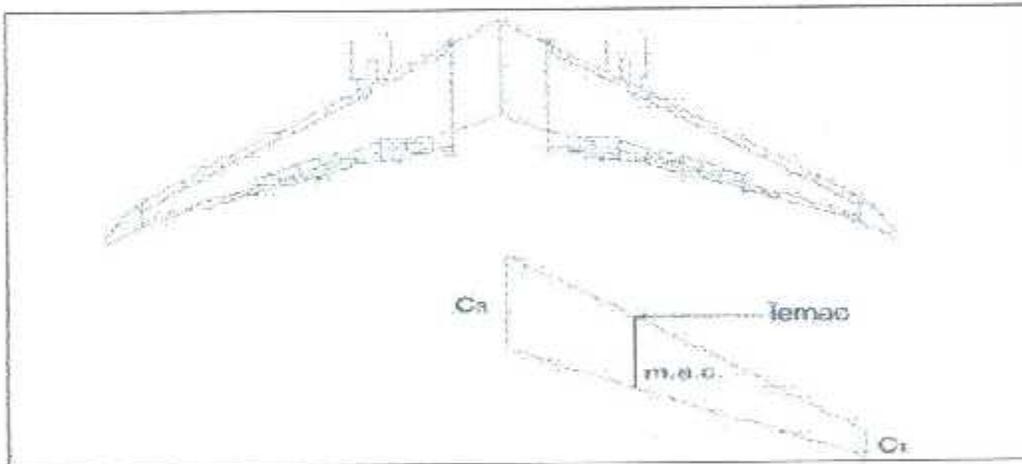
En terme de centrage, la signification de MAC est juste comme étant un moyen d'exprimer la location.

$$MAC = \frac{2}{3} \left[\lambda + \frac{1}{\lambda + 1} \right] C_r$$

$$\lambda = C_t / C_r$$

C_r = extrémité encastrée de l'aile (ou de la corde)

C_t = extrémité libre de l'aile (ou de la corde)



Example

B767-400

$C_r = 337.3$ in

$C_t = 90.0$ in

$\lambda = 0.267$

$m.a.c = \frac{2}{3} \left[0.267 + \frac{1}{0.267 + 1} \right] (337.3)$

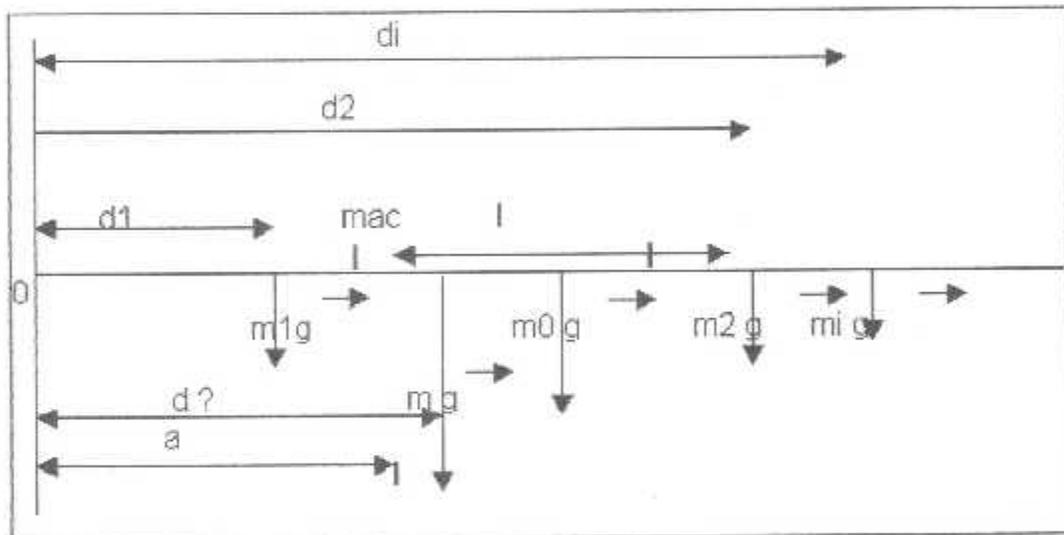
$m.a.c = 237.5$ in

Lemac : c'est la distance de l'extrémité avant de MAC par rapport au nez de l'avion.

Model de l'appareil	Lemac (in)	MAC (in)
737-200/300/400/500	625.6	134.5
737-600/700/800/900	627.1	155.8
747- tous les models	1258.0	327.8
757- tous les models	991.9	199.7
767- tous les models	913.2	237.5
777- tous les models	1174.5	278.5

1.8. Calcul théorique du centrage

m_0 est la masse de l'avion à vide.
 m_i sont les masses qui sont à bord à des distances d_i de l'origine 0.
 l est la longueur de la corde aérodynamique moyenne.



$$M_0(\vec{m}g) = \sum_{i=0}^n M_0(\vec{m}_i g)$$

Avec; $m = \sum_{i=0}^n m_i$.

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

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

Comme $C\% = (d - a) \times 100 / l$;

$C\%$ est le centre de gravité.

$$C\% = \left[\left(\sum_{i=0}^n m_i d_i / m \right) - a \right] l$$

Donc ; **CG = (BA – l_{emac}) / mac × 100 = % mac**

BA est l'arme en inches.

Pour le B737-800 /600 le CG = (BA – 627.1) × 100 / 155.8

En exploitation, il faut des méthodes de travail rapides et sûres, le calcul des moments $m_i d_i$ ne va pas dans ce sens, d'où la méthode la plus répandue que nous allons voir.

1.9.L'index

En pesant un avion, la sommation des moments est nécessaire pour déterminer le CG net de l'avion, chargement et carburant. C'est pour cette raison qu'on utilise l'équation d'index afin de simplifier la présentation des données moments sur le plan de chargement.

Les valeurs des moments sont des chiffres très grands, le système d'index est donc utilisé pour normaliser les moments à ce qu'ils soient plus pratiques en divisant le moment par une constante (C).

La forme de l'enveloppe des limites opérationnelles est contrôlée par la sélection de l'arm de référence d'index, ce qui est différent de l'origine du système référence de l'avion.

L'arm de référence d'index est typiquement sélectionnée près du milieu des limites du CG afin d'obtenir une image équilibrée, cependant, quelques opérateurs préfèrent de sélectionner une arm de référence d'index qui est équivalente à une des centroïdes de compartiments.

La sélection de la constante (k) de la référence d'index est souvent un nombre positif assez grand pour éviter l'apparition des valeurs d'index négatives.

$$\text{Index} = [\text{masse} \times (\text{BA} - \text{arm de référence d'index}) / C] + k$$

Masse en kg.

BA en inches.

C, k : constantes.

Pour le B737-600 : $\text{index} = [\text{masse} \times (\text{BA} - 658.3) / 30000] + 45.0$

Pour le B737-800 : $\text{index} = [\text{masse} \times (\text{BA} - 658.3) / 35000] + 45.0$

I.10. L'enveloppe structurale

Les limites avant et arrière du CG autorisées sont sous contraintes suivantes :

- limitations certifiées de masses – MTW, MTOW, MLW, MZFW.
- Limitations structurales imposées par des différentes parties de la structure d'avion.
- Limitations additionnelles imposées afin de maintenir le contrôle de l'avion durant les opérations.

I.10.1. Chargement constant; Aile ; Empennage; train d'atterrissage avant

La force de structure de ces parties de l'avion impose une limitation en limite avant du CG. Le chargement sur ces parties augmente en augmentant la masse d'avion et par l'effet du mouvement avant du CG.

I.10.2. Chargement constant ; trains d'atterrissage principaux

La force de structure des trains d'atterrissage principaux impose une limitation en limite arrière du CG.

Le chargement sur les trains MLG augmente en augmentant la masse d'avion et aussi par effet du mouvement arrière du CG.

I.10.3. Limitations additionnelles pour contrôle Lâcher des freins;

Le chargement du NLG est réduit par la réduction de la masse d'avion, le mouvement arrière du CG, et l'augmentation de la poussée.

A un chargement des trains avant assez léger, l'efficacité de manoeuvrabilité est réduite, et éventuellement le chargement NLG va donc causer l'avion à être en position cabrant.

I.10.4. Limitations additionnelles pour contrôle Opérations au sol ;

Au sol, si le CG se déplace vers l'arrière des trains MLG, l'avion va donc être en position cabrant.

Pour les effets de remorquage et les opérations au sol, ' une limite de stabilité au sol' est imposée à la limite arrière du CG. Cette limite de stabilité au sol prend en compte 3% de pente, et 40kts vent de devant ... etc.

I.11. L'enveloppe opérationnelle

(On l'appelle aussi la grille opérationnelle de vérification)

Le but d'utilisation des limites opérationnelles est d'éviter l'avion d'excéder les limites structurales.

Les limites opérationnelles sont développées en additionnant les écourtements aux limites structurales.

Chapitre II
Développement des écourtements
et des limites opérationnelles

II.1. Développement des écourtements

Les écourtements sont appliqués aux limites structurales afin de développer les limites opérationnelles et d'éviter que les masses et le CG de l'avion excèdent les limites structurales. Ces écourtements expliquent la variation du centrage de l'avion en opération due aux :

- Rétraction des trains d'atterrissage et des volets.
- Variation des sièges des pax.
- Variation de location du cargo.
- Mouvement des pax et équipages en vol.
- Chargement et usage du carburant.
- Variation de densité du carburant.

Les limites structurales de masses et centre de gravité ont été réparties suivant les phases de vol suivantes :

- taxi / décollage
- Vol
- Atterrissage
- Zéro carburant

II.1.1. Retraction des trains d'atterrissage et des volets

Faire rentrer les trains d'atterrissage et les volets fait déplacer le centre de gravité de l'avion vers l'avant. Donc la limite avant du CG doit être écourtée afin que le CG de l'avion n'excède pas l'enveloppe structurale du CG.

Note : le développement des écourtements dans notre étude est basé sur le fait que l'avion est à configuration trains d'atterrissage et volets sortis.

Rétraction des trains d'atterrissage

Du fait que les trains d'atterrissage de l'avion sont sortis pour l'atterrissage ainsi que pour le taxi, cet écourtement n'est pas appliqué. Par contre il est appliqué durant le vol, dont les trains d'atterrissage sont rentrés.

Tableau7-1 : Variatin du moment au cours de la rétraction des trains d'atterrissage

Composant	Moment kg-in B737-600	Moment kg-in B737-800
Train d'atterrissage avant	-5170	-5170
Trains d'atterrissage principaux	-12880	-13510
Total	-18050	-18680

Rétraction des volets

Du fait que la position des volets varie durant toutes les phases de vol, cet écourtement est appliqué au décollage, zéro carburant, vol et atterrissage.

Tableau 7-2 : Variatin du moment au cours de la rétraction des volets

Composant	Moment kg-in B737-600	Moment kg-in B 737-800
volets 40° à 0°	-5930	-5930
Total	-5930	-5930

On explique le moment négatif sur les tableaux par le déplacement du CG de l'avion vers l'avant.

II.1.2. variation des sièges des pax

Quand les pax sont chargés, leur centroïde vraie peut varier de la centroïde de la zone de pax créant une variation de moment. Ce moment est appelé ' variation des sièges de pax '. Les limites structurales doivent être écourtées pour cette variation de moment .

Les calculs pour la variation des sièges de pax sont basés sur le concept fenêtre/ allée /siège restant, pour chaque zone de pax. C'est que, les pax vont occuper les sièges coté fenêtres en premier, sièges coté allée en deuxième, et les sièges restants à la fin. La variation avant des sièges est déterminée par le chargement des pax de l'avant vers l'arrière dans chaque zone, et la variation arrière des sièges par le chargement des pax de l'arrière vers l'avant.

La variation de moment est calculée en utilisant l'équation (7-1) suivante :

$$\text{Moment} = \sum_{i=1}^n \text{masse d'un pax } i \times (\text{BA actuelle du pax } i - \text{centroïde de zone}).. \quad (7-1)$$

n : est le nombre de pax.

La figure 7-1 ci-dessous montre un exemple de chargement de pax de l'avant vers l'arrière en utilisant le concept fenêtre /allée /siège restant.

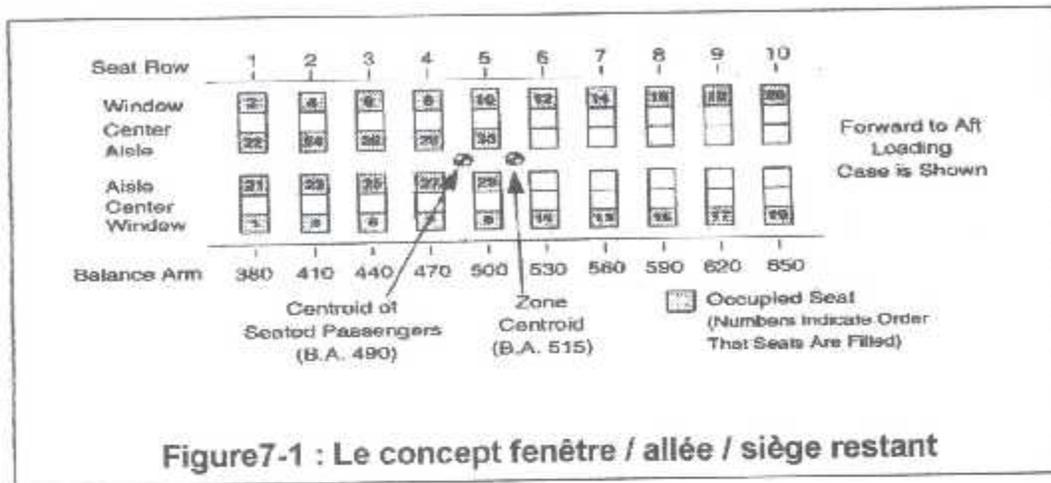


Figure 7-1 : Le concept fenêtre / allée / siège restant

II.1.3. variation de location du cargo

Lors du chargement du cargo et du bagage, leur centroïde vraie peut varier de la centroïde du compartiment. du cargo créant une variation de moment. Ce moment est appelé ' variation de location du cargo '. Les limites structurales doivent être écourtées pour cette variation de moment.

II.1.4. mouvement des pax / équipages en vol

Du fait qu'il y a un mouvement des pax et des équipages durant le vol, un écourtement est appliqué aux limites structurales. Cela assure que la masse et centre de gravité de l'avion n'excèdent pas ces limites.

La cabine se divise en zones des sièges des pax et zones utilitaires (galleys, toilettes, et stations de PNC).

La méthode utilisée pour calculer le mouvement en vol est du fait que :

- Les pax se déplacent des surfaces des sièges, pour occuper les toilettes.
- Le maximum des deux PNC et une charrette de galey se déplacent entre les zones utilitaires vers le point du milieu .

B 737-600 :

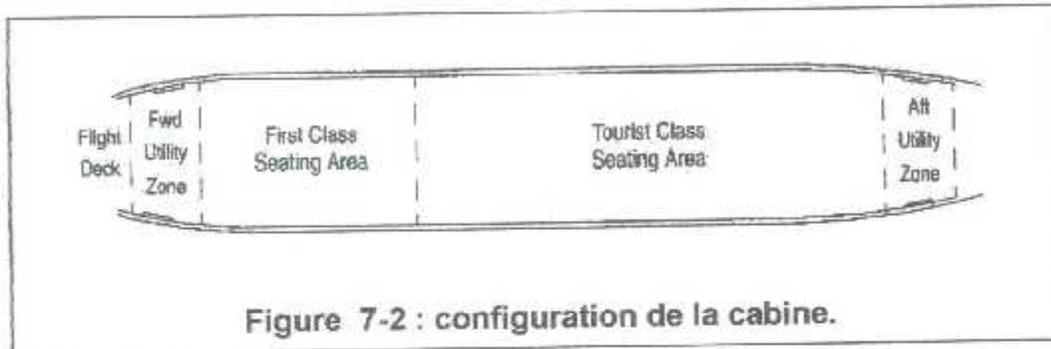


Figure 7-2 : configuration de la cabine.

Tableau 7-3 : Variation du moment du mouvement vers l'avant en vol

Nombre	Poids (kg)	De		A		Moment (kg-in)
		Location	BA(in)	Location	BA(in)	
Equipages						
1	65[a]	Zone utilitaire avant	288.0	Poste pilotage	232.0	-3640
2	65[a]	zone utilitaire arrière	1035.0	Classe touriste	769.5	-34515
Chariots des galeys						
1	90	Zone utilitaire arrière	1035.0	Classe touriste	769.5	-23895
Passagers						
1	75[b]	Première classe	447.0	Zone utilitaire avant	288.0	-11925
Moment total						-73975

[a] poids moyen du PNC

[b] poids moyen du passager adulte moins 5kg de bagage à main

On explique le moment négatif sur le tableau par le déplacement du CG de l'avion vers l'avant.

Tableau 7-4 : Variation du moment du mouvement vers l'arrière en vol

Nombre	Poids (kg)	De		A		Moment (kg-in)
		Location	BA(in)	Location	BA(in)	
Equipages						
1	80[a]	Poste pilotage	232.0	Zone utilitaire avant	288.0	4480
2	65[b]	Zone utilitaire avant	288.0	Première classe	447.0	20670
Chariots des galeys						
1	90	Zone utilitaire avant	288.0	Première classe	447.0	14310
Passagers						
1	75[c]	Classe touriste	769.5	Zone utilitaire arrière	1035.0	19913
Moment total						59373

[a] poids moyen du PNT

[b] poids moyen du PNC

[c] poids moyen du passager adulte moins 5kg de bagage à main

B737-800 :

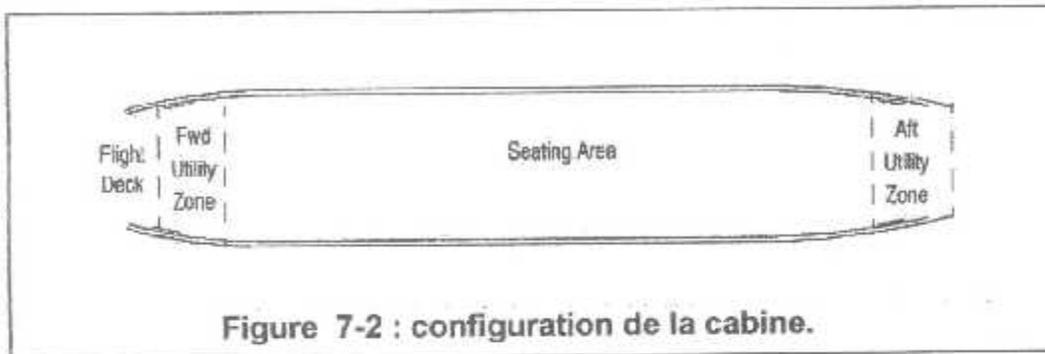


Figure 7-2 : configuration de la cabine.

Tableau 7-3 : Variation du moment du mouvement vers l'avant en vol

Nombre	Poids (kg)	DE		A		Moment (kg-in)
		Location	BA(in)	Location	BA(in)	
Equipages						
1	65[a]	Zone utilitaire avant	116.0	Poste pilotage	50.0	-4290
2	65[a]	Zone utilitaire arrière	1187.0	Cabine	660.0	-68510
Chariots des galeys						
1	90	Zone utilitaire arrière	1187.0	Cabine	660.0	-47430
Passagers						
1	75[b]	Cabine	660.0	Zone utilitaire avant	116.0	-40800
Moment total						-16103

[a] poids moyen du PNC

[b] poids du pax 80kg - 5kg bagage à main

On explique le moment négatif sur le tableau par le déplacement du CG de l'avion vers l'avant.

Tableau 7-4 : Variation du moment du mouvement vers l'arrière en vol

Nombre	Poids (kg)	DE		A		Moment (kg-in)
		Location	BA(in)	Location	BA(in)	
Equipages						
1	80[a]	Poste pilotage	50.0	Zone utilitaire avant	116.0	5280
2	65[b]	Zone utilitaire avant	116.0	Cabine	660.0	70720
Chariots des galeys						
1	90	Zone utilitaire avant	116.0	Cabine	660.0	48960
Passagers						
2	75[c]	Cabine	660.0	Zone utilitaire arrière	1187.0	79050
Moment total						204010

[a] poids moyen du PNT

[b] poids moyen du PNC

[c] poids du pax 80kg - 5kg bagage à main = 75kg

II.1.5. Ecourtements du Carburant

Les écourtements du carburant assurent que durant une opération, le CG de l'avion reste entre les limites structurales.

Les deux types des écourtements du carburant sont :

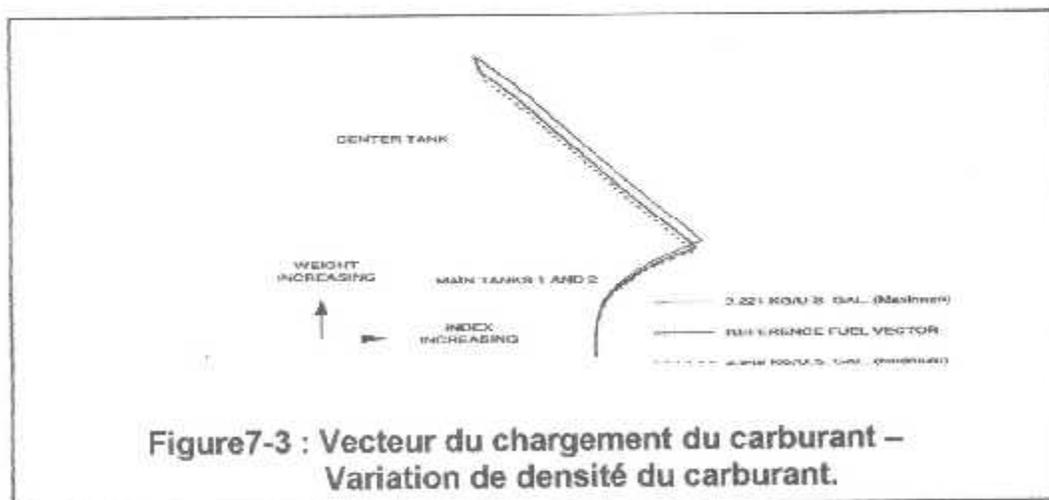
- Ecourtement du chargement et densité du carburant
- Ecourtement d'usage et densité du carburant

Les deux premières lettres, FL ou FU, définissent lequel des points c'est ; le point du chargement du carburant ou le point d'usage du carburant. Le groupe suivant définit la limite structurale dont l'écourtement est appliqué.

Ecourtement du chargement et densité du carburant

Le chargement du carburant à des densités autres que celle définie par le vecteur de chargement crée une variation de moment et les limites structurales de taxi/décollage doivent être écourtées pour cette variation de moment.

B737-600 :



B737-800 :

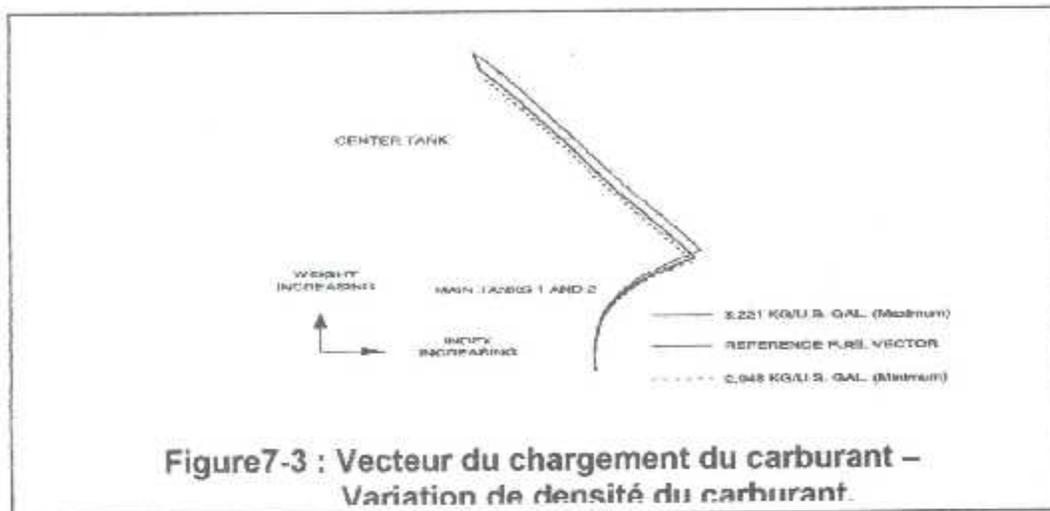


Figure7-3 : Vecteur du chargement du carburant – Variation de densité du carburant.

Le point critique du carburant est un poids et densité spécifiques dont la différence de moment par rapport au vecteur référence défini dans la figure 7-3 est maximum. Les points critiques du chargement du carburant sont illustrés dans la figure 7-4.

B737-600 :

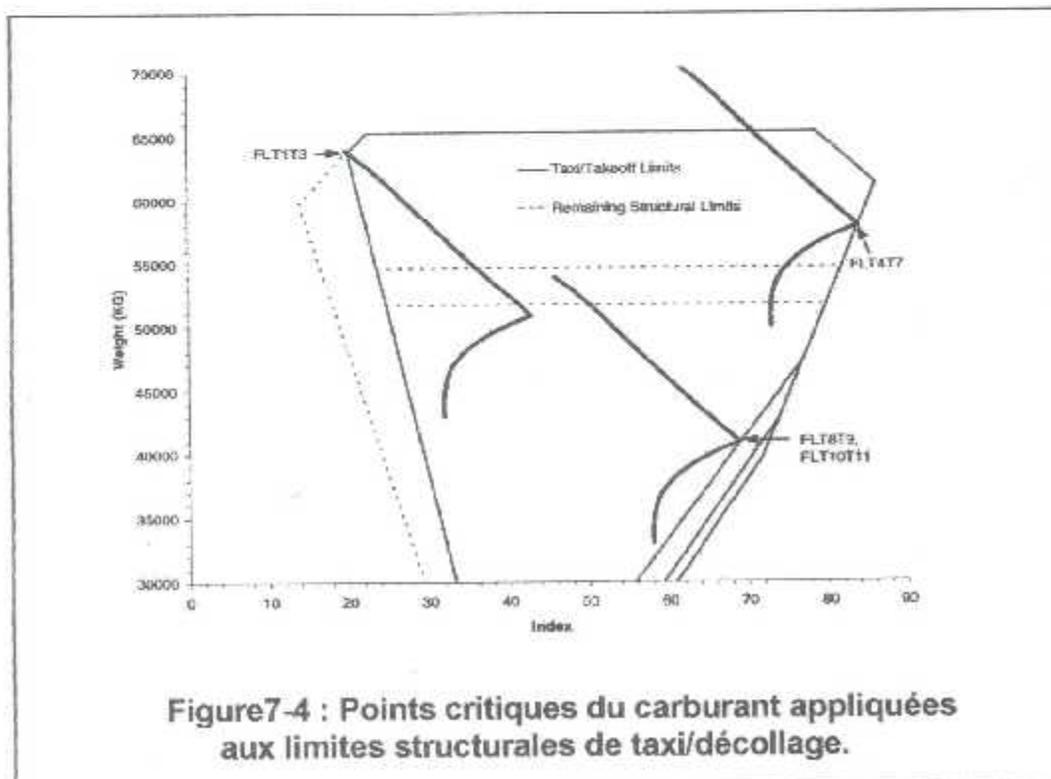
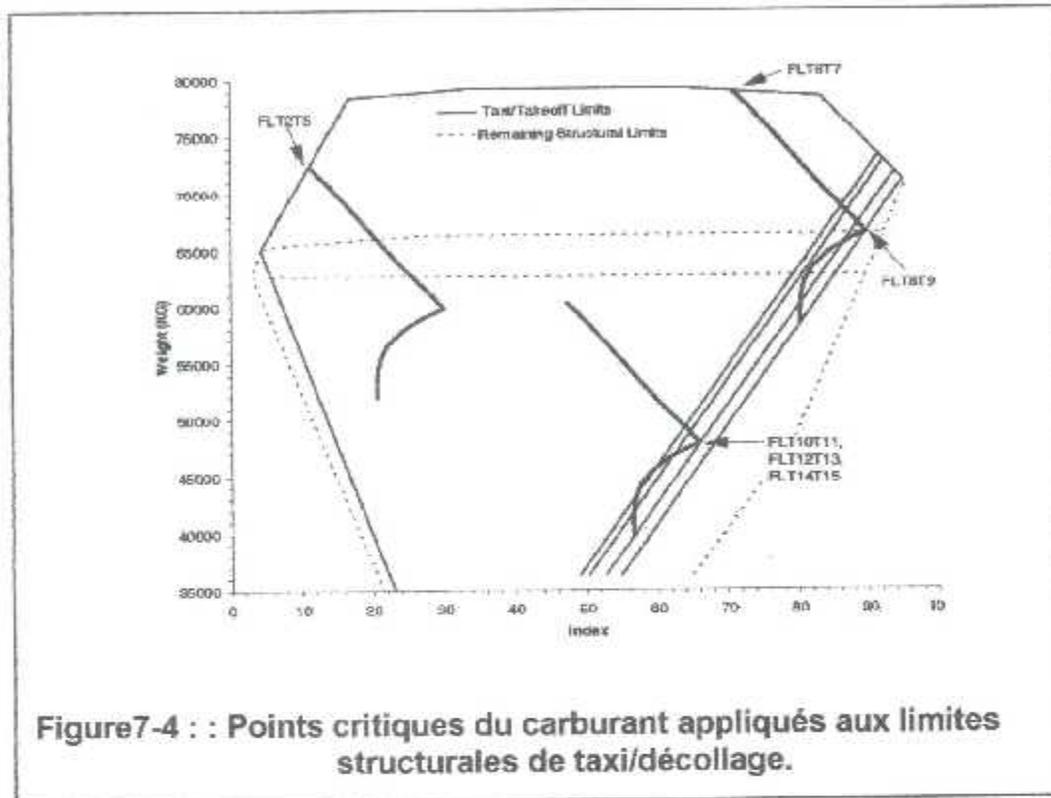


Figure7-4 : Points critiques du carburant appliquées aux limites structurales de taxi/décollage.

B737-800 :



B737-600:

Tableau 7-5 : Chargement du carburant appliquée aux limites structurales de taxi / déc.

Limite de Taxi /déc	Point critique du carburant	Volume Us Gall	Densité Kg/usgall	Poids kg	BA in	Moment Kg-in
T1T3	FL T1T3	6880.5	2.948	20284	640.9	13000016
	Réf. carburant	6600.2	3.039	20058	642.9	12895288
Chargement du carburant				226		104728
T4T7	FL T4T7	2581.5	2.948	7610	700.1	5327761
	Réf. carburant	2429.7	3.039	7384	694.5	5128188
Chargement du carburant				226		199573
T8T9 [a]	FL T8T9	2581.5	3.221	8315	700.1	5821332
	Réf. carburant	2736.1	3.039	8315	695.0	5778925
Chargement du carburant				0		42407
T10T11 [a]	FL T10T11	2581.5	3.221	8315	700.1	5821332
	Réf. carburant	2736.1	3.039	8315	695.0	5778925
Chargement du carburant				0		42407

[a] Limite structurale de décollage seulement.

B737-800:

Tableau 7-5 :Chargement du carburant appliqué aux limites structurales de taxi / déc.

Limite de Taxi/ déc	Point critique du carburant	Volume Us gall	Densité Kg/ usgall	Poids Kg	BA in	Moment Kg-in
T2T5	FL T2T5	6880.5	2.858	19664	640.9	12602658
	Réf.carburant	6396.2	3.039	19438	644.2	12521960
Chargement du carburant				226		80698
T6T7	FL T6T7	6561.9	3.221	21136	643.2	13594675
	Réf.carburant	6880.5	3.039	20910	640.9	13401219
Chargement du carburant				226		193456
T8T9	FL T8T9	2581.5	2.858	7378	700.1	5165338
	Réf.carburant	2353.4	3.039	7152	692.0	4949184
Chargement du carburant				226		216154
T10T11	FL T10T11	2581.5	2.858	7378	700.1	5165338
	Réf.carburant	2353.4	3.039	7152	692.0	4949184
Chargement du carburant				226		216154
T12T13	FL T12T13	2581.5	2.858	7378	700.1	5165338
	Réf.carburant	2353.4	3.039	7152	692.0	4949184
Chargement du carburant				226		216154
T14T15	FL T14T15	2581.5	2.858	7378	700.1	5165338
	Réf.carburant	2353.4	3.039	7152	692.0	4949184
Chargement du carburant				226		216154

Ecourtement d'usage et densité du carburant

L'écourtement d'usage du carburant est appliqué aux limites structurales de vol et d'atterrissage pour assurer que ces limites ne sont pas excédées.

Ecourtement d'usage du carburant appliqué aux limites structurales de vol

La figure 7-5 montre les points critiques du carburant utilisés pour développer les écourtements de l'usage du carburant des limites structurales de vol.

B737-600 :

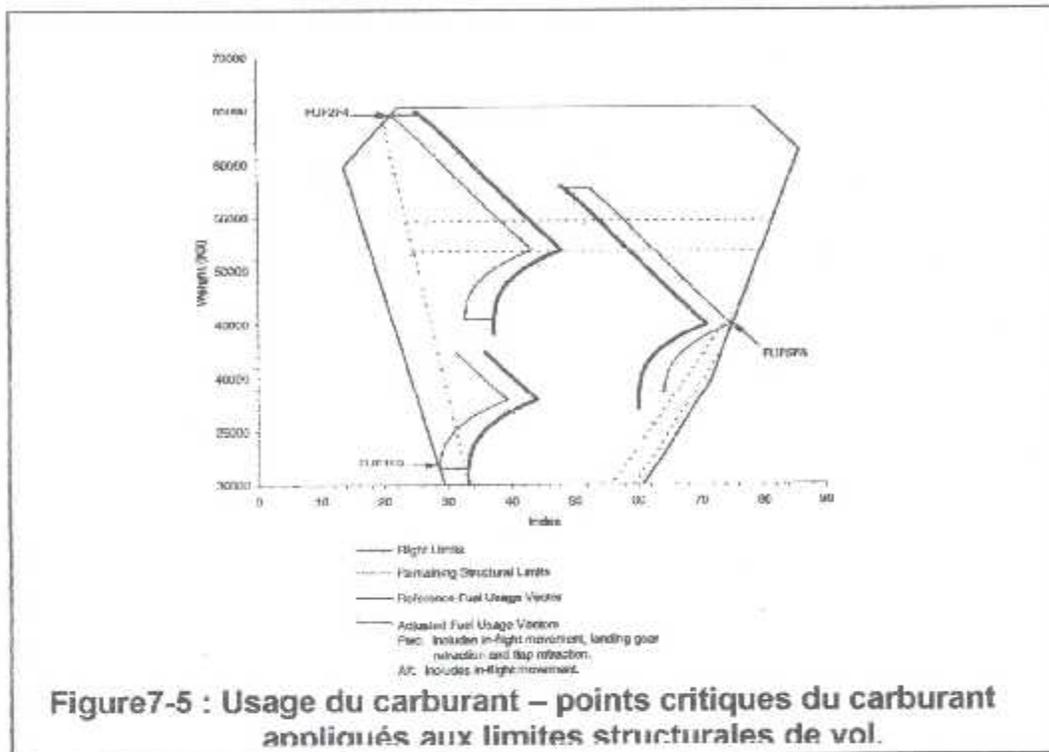


Tableau 7-6 : Usage du carburant appliqué aux limites structurales de vol

Limite de vol	Point critique du carburant	Volume Us gall	Densité Kg/ usgall	Poids Kg	BA in	Moment Kg-in
F1F2	FU F1F2	422.5	3.221	1361	657.5	894858
	Réf. carburant	0.0	3.039	0	0.0	0
Usage du carburant				1361		894858
F5F8	FU F5F8	2581.5	3.221	8315	700.1	5821332
	Réf. carburant	0.0	3.039	0	0.0	0
Usage du carburant				8315		5821332
F2F4	FU F2F4	6803.9	2.948	20058	641.5	12867207
	Réf. carburant	6674.6	3.039	20284	642.3	13028413
Usage du carburant				-226		-161206

B737-800 :

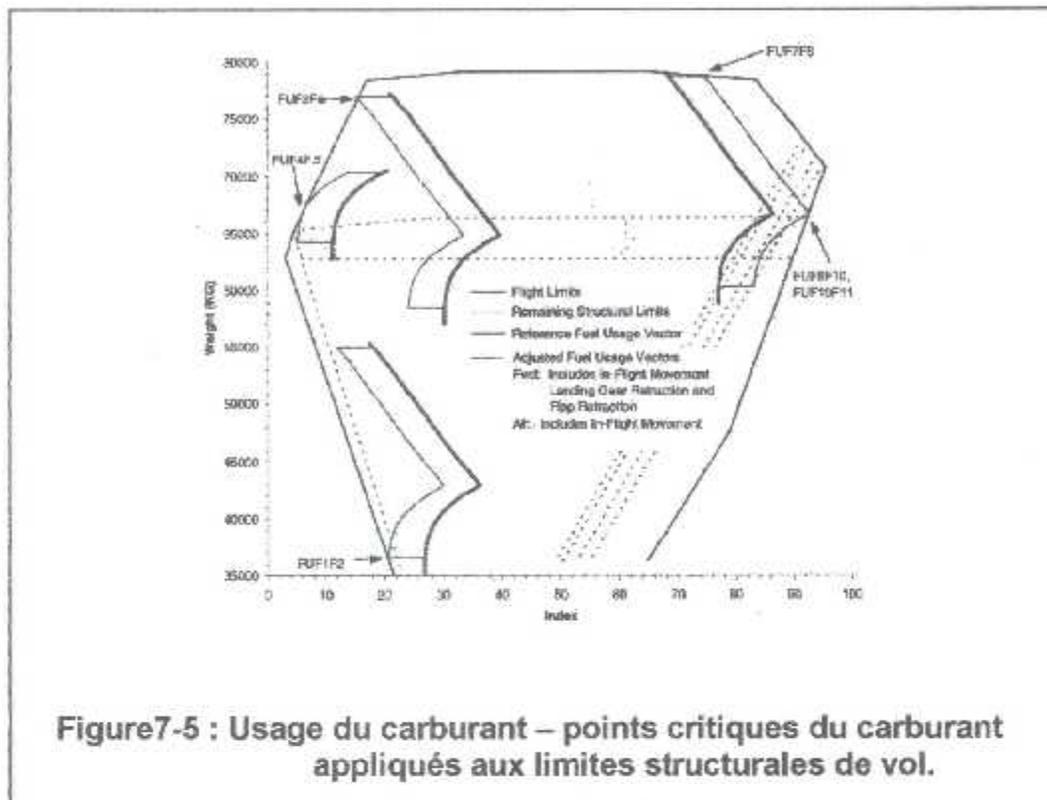


Tableau 7-6 : Usage du carburant appliqué aux limites structurales de vol

Limite de vol	Point critique du carburant	Volume Us gall	Densité Kg/ usgall	Poids Kg	BA in	Moment Kg-in
F1F2	FU F1F2 Réf. carburant	422.5 0.0	3.221 3.039	1361 0	657.5 0.0	894858 0
Usage du carburant				1361		894858
F4F5	FU F4F5 Réf. carburant	1405.5 0.0	3.221 3.039	4527 0	668.4 0.0	3025846 0
Usage du carburant				4527		3025846
F8F10	FU F8F10 Réf. carburant	2581.5 0.0	3.221 3.039	8315 0	700.1 0.0	5821332 0
Usage du carburant				8315		5821332
F10F11	FU F10F11 Réf. carburant	2581.5 0.0	2.858 3.039	7378 0	700.1 0.0	5165338 0
Usage du carburant				7378		5165338
F2F6	FU F2F6 Réf. carburant	6880.5 6470.5	2.858 3.039	19664 19664	640.9 643.7	12602658 12657717
Usage du carburant				0		-55059
F7F8	FU F7F8 Réf. carburant	6491.8 6880.5	3.221 3.039	20910 20910	643.6 640.9	13457676 13401219
Usage du carburant				0		56457

Écourtement d'usage du carburant appliqué aux limites structurales d'atterrissage

B737-600 :

La figure 7-7 montre les points critiques du carburant utilisés pour développer les écourtements de l'usage du carburant appliqués aux limites structurales d'atterrissage.

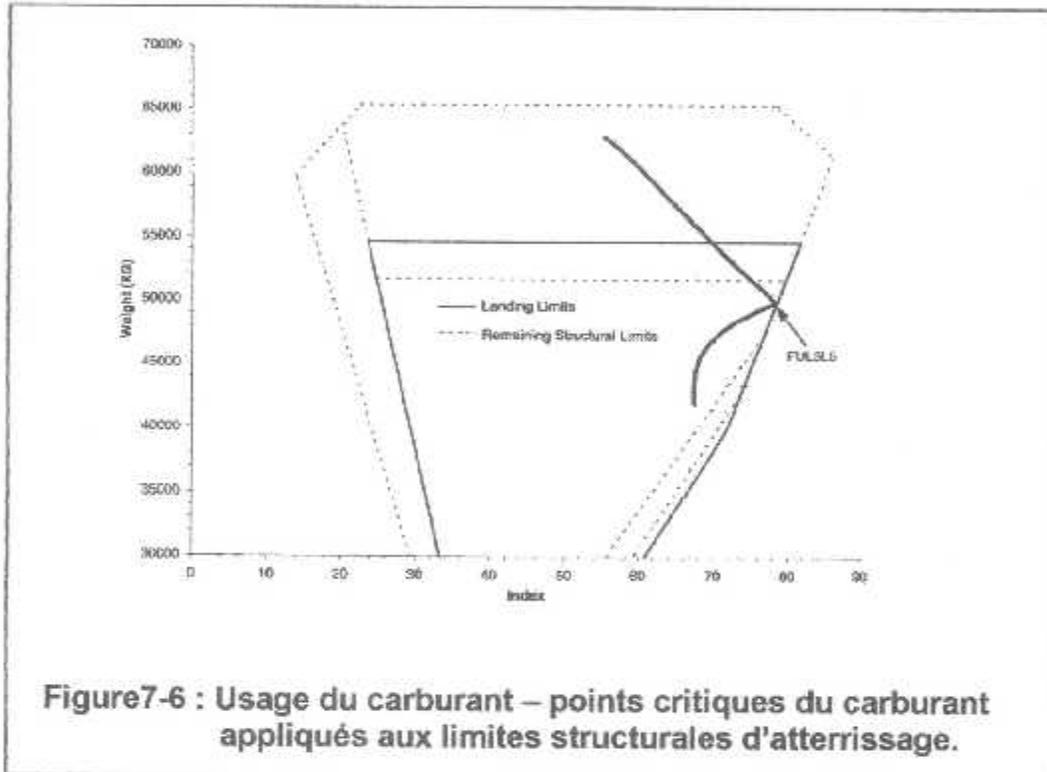


Tableau 7-7 : Usage du carburant appliqué aux limites structurales d'atterrissage

Limite d'atterrissage	Point critique du carburant	Volume Us gall	Densité Kg/Us gall	Poids Kg	BA in	Moment Kg-in
L3L5	FU F3F5	2581.5	3.221	8315	700.1	5821332
	Réf. carburant	0.0	3.039	0	0.0	0
Usage du carburant				8315		5821332

B737-800 :

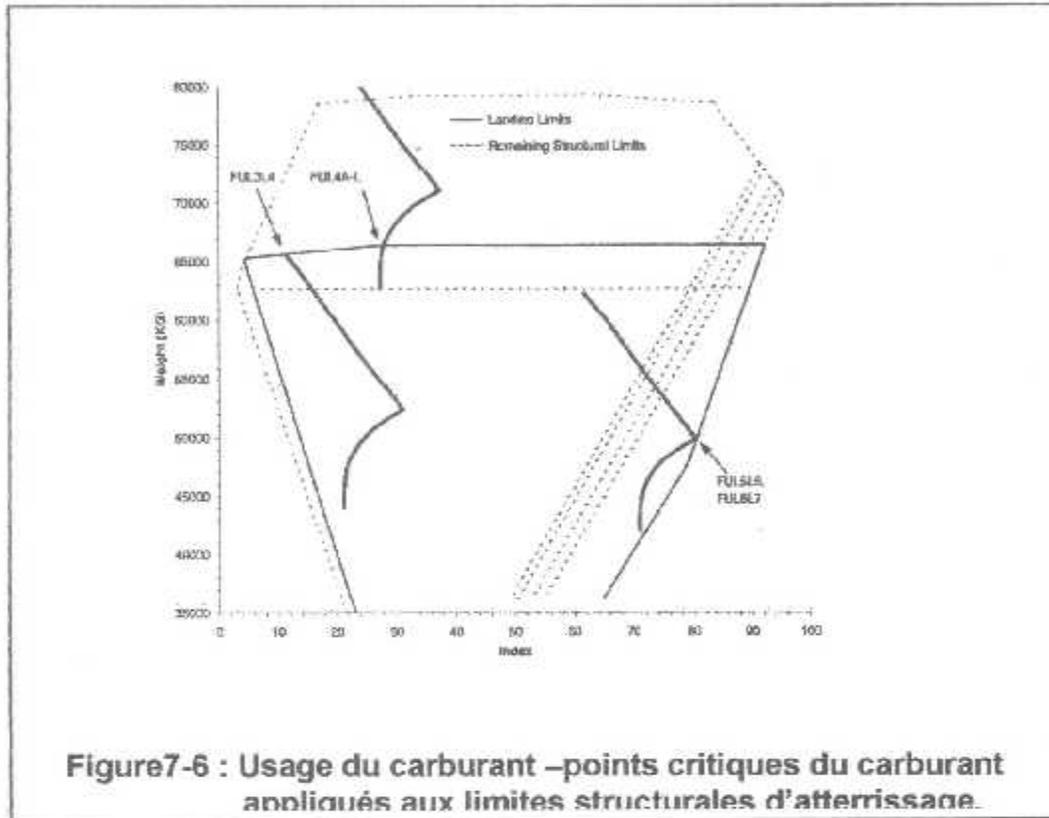


Tableau 7-7 : Usage du carburant appliqué aux limites structurales d'atterrissage

Limite d'atterrissage	Point critique du carburant	Volume Us.gall	Densité KG/Usгал	Poids Kg	BA in	Moment Kg-in
L3L4	FU L3L4	6880.5	3.221	22162	640.9	14203626
	Réf. Carburant	0.0	3.039	0	0.0	0
Usage du carburant				22162		14203626
L4A	FU L4A	6880.5	3.221	22162	640.9	14203626
	Réf. carburant	0.0	3.039	0	0.0	0
Usage du carburant				22162		14203626
L4B	FU L4B	6880.5	2.858	19664	640.9	12602658
	Réf. carburant	0.0	3.039	0	0.0	0
Usage du carburant				19664		12602658
L4C	FU L4C	5773.3	2.858	16500	648.4	10698600
	Réf. carburant	0.0	3.039	0	0.0	0
Usage du carburant				16500		10698600
L4D	FU L4D	4898.5	2.858	14000	655.5	9177000
	Réf. carburant	0.0	3.039	0	0.0	0
Usage du carburant				14000		9177000
L4E	FU L4E	4023.80	2.858	11500	665.9	7657850
	Réf. carburant	0.0	3.039	0	0.0	0
Usage du carburant				11500		7657850
L4F	FU L4F	3149.1	2.858	9000	683.1	6147900
	Réf. carburant	0.0	3.039	0	0.0	0
Usage du carburant				9000		6147900
L4G	FU L4G	2435.6	3.221	7845	694.7	5449922
	Réf. carburant	0.0	3.039	0	0.0	0
Usage du carburant				7845		5449922
L4H	FU L4H	2328.5	3.221	7500	691.2	5184000
	Réf. carburant	0.0	3.039	0	0.0	0
Usage du carburant				7500		5184000
L4I	FU L4I	2018.0	3.221	6500	682.0	4433000
	Réf. carburant	0.0	3.039	0	0.0	0
Usage du carburant				6500		4433000
L4J	FU L4J	1707.6	3.221	5500	674.4	4709200
	Réf. carburant	0.0	3.039	0	0.0	0
Usage du carburant						4709200
L4K	FU L4K	1397.1	3.221	4500	668.2	3006900
	Réf. carburant	0.0	3.039	0	0.0	0
Usage du carburant				4500		3006900
L4L	FU L4L	1126.4	3.221	3628	664.0	2408992
	Réf. carburant	0.0	3.039	0	0.0	0
Usage du carburant				3628		2408992
L5L6	FU L5L6	2581.5	3.221	8315	700.1	5821332
	Réf. carburant	0.0	3.039	0	0.0	0
Usage du carburant				8315		5821332
L6L7	FU L6L7	2581.5	2.858	7378	700.1	5165338
	Réf. carburant	0.0	3.039	0	0.0	0
Usage du carburant				7378		5165338

II.1.6. Résumé des écourtements

Tous les moments sont arrondis et de signes inversés pour obtenir les écourtements. Les tableaux 7-8 suivants résument ces écourtements utilisés pour développer les limites opérationnelles dans la deuxième partie du chapitre II.

Note : la grille préliminaire de vérification dans la deuxième partie du chapitre II n'est pas écourtée pour la variation des sièges. Les écourtements de variation des sièges sont calculés et appliqués dans le chapitre III et sont basés sur l'aménagement de la cabine d'avion.

B737-600 :

Tableau 7-8 : Résumé des écourtements

Écourtement	Limites		Poids Kg	Moment Kg-in / 1000
	Avant/ arrière	Numéro		
Rétraction des trains d'atterrissage	avant	F1F4	0	20
Rétraction des volets	avant	T1T3, Z1Z2, F1F4, L1L2	0	6
Variation des sièges des pax	Avant	Tous	0	Regarder la note au dessus
	Arrière	Tous	0	Regarder la note au dessus
Variation de location du cargo	Avant	Tous	0	0
	Arrière	Tous	0	0
Mouvement au vol	Avant	F1F4	0	109
	Arrière	F5F8	0	-115
Chargement du carburant	Avant	T1T3	-226	-104
	Arrière	T4T7	-226	-200
	Arrière	T8T9	0	-43
	Arrière	T10T11	0	-43
Usage du carburant	Avant	F2F4	226	162
	Avant	F1F2	-1361	-894
	Arrière	F5F8	-8315	-5822
	Arrière	L3L5	-8315	-5822

B737-800 :

Tableau 7-8 : Résumé des écourtements

Écourtement	Limites		Poids Kg	Moment Kg-in / 1000
	Avant/ arrière	Numéro		
Rétraction des trains d'att	avant	F1F6	0	19
Rétraction des volets	avant	T1T4, Z1Z2, F1F6	0	6
Variation des sièges des pax	Avant	Tous	0	Regarder la note au dessus
	Arrière	Tous	0	Regarder la note au dessus
Variation de location du cargo	Avant	Tous	0	0
	Arrière	Tous	0	0
Mouvement au vol	Avant	F1F6	0	162
	Arrière	F7F11	-226	-205
Chargement du carburant	Avant	T2T5	-226	-80
	Arrière	T6T7	-226	-194
	Arrière	T8T9	-226	217
	Arrière	T10T11	-226	217
	Arrière	T12T13	-226	217
	Arrière	T14T15	-226	217
Usage du carburant	Avant	F2F6	0	56
	Arrière	F7F8	0	-57
	Avant	F1F2	-1361	-894
	Avant	F4F5	-4527	-3025
	Arrière	F8F10	-8315	-5822
	Arrière	F10F11	-7378	-5166
	Avant	L3L4	-22162	-14203
	Avant	L4A	-22162	-14203
	Avant	L4B	-19664	-12602
	Avant	L4C	-16500	-10698
	Avant	L4D	-14000	-9177
	Avant	L4E	-11500	-7657
	Avant	L4F	-9000	-6147
	Avant	L4G	-7845	-5449
	Avant	L4H	-7500	-5184
	Avant	L4I	-6500	-4433
	Avant	L4J	-5500	-3709
	Avant	L4K	-4500	-3006
	Avant	L4L	-3628	-2408
	Arrière	L5L6	-8315	-5822
Arrière	L6L7	-7378	-5166	

II.2. Développement des limites opérationnelles

Les limites opérationnelles aussi connues comme étant « la grille de vérification », sont utilisées pour assurer que les limites structurales ne sont pas excédées.

Ces limites sont considérées comme limites opérationnelles préliminaires tant qu'elles n'incluent aucun écourtement de variation des sièges des pax. Les écourtements des sièges des pax sont calculés et appliqués aux limites opérationnelles préliminaires dans le chapitre III pour obtenir les limites opérationnelles finales.

II.2.1 limites structurales

Les limites structurales sont montrées dans les figures 8-1 ci-dessous. Chaque point est présenté dans les tableaux 8-1 qui suivent.

Ces limites structurales sont utilisées pour développer la grille opérationnelle de vérification.

Les notations suivantes sont utilisées tout au long la suite pour définir les points des limites structurales :

- T (n) = limite structurale de taxi / déc
- F (n) = limite structurale de vol
- L (n) = limite structurale d'atterrissage
- Z (n) = limite structurale de zéro carburant
- (n) = est une valeur numérique pour chaque point. La numération commence au poids le plus léger de la limite, et CG le plus en avant; et augmente pour chaque point dans le sens des aiguilles d'une montre autour de la grille de vérification.

Les limites sont identifiées par leurs points finals et incluent n'importe quels points intermédiaires. Par exemple, la limite de taxi/ décollage T1T3 est définie par les points de taxi /décollage T1, T2, et T3 et c'est une combinaison des limites T1T2 et T2T3.

B737-600 :

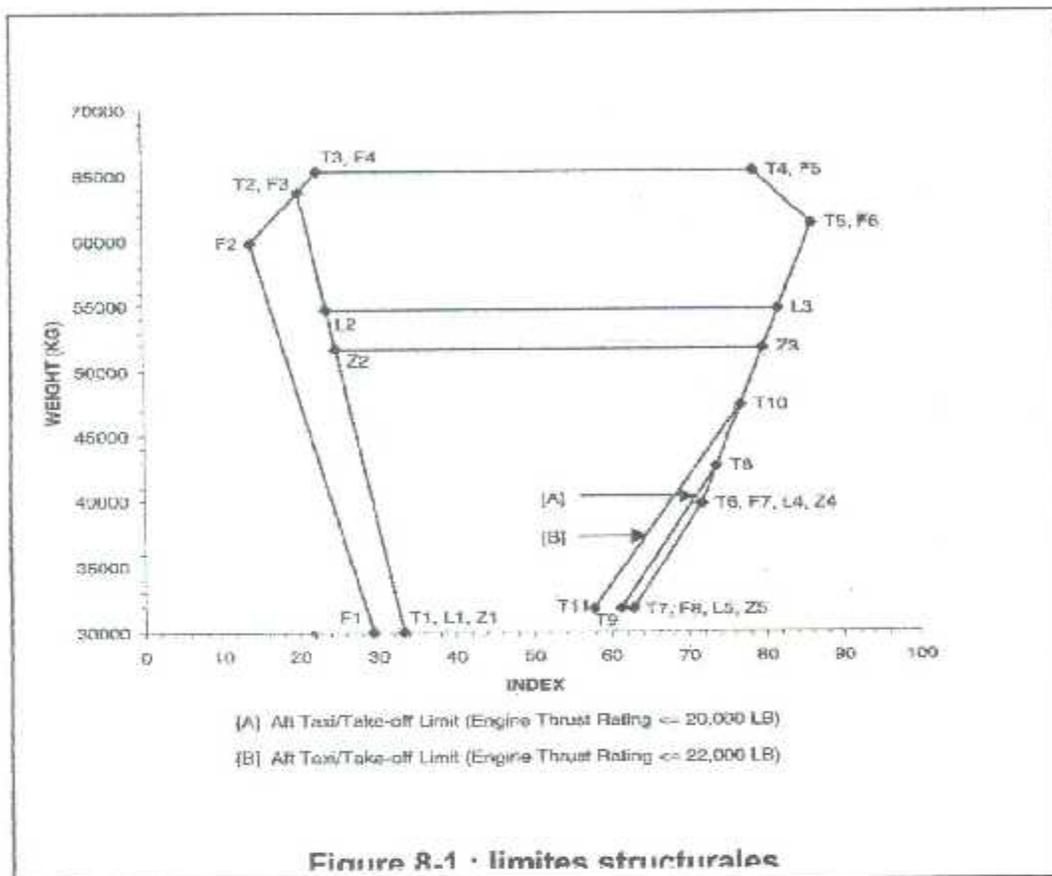


Tableau 8-1 : Les limites structurales

Taxi/ décollage	Points			Poids Kg	%MAC	BA in	Moment Kg-in/ 1000	index
	vol	atterrissage	Zéro carburant					
Limites structurales avant								
	F1			30000	10.0	642.7	19281	
T1		L1	Z1	30000	12.5	646.6	19398	
			Z2	51709	12.5	646.6	33435	
		L2		54657	12.5	646.6	35341	
	F2			59828	10.0	642.7	38451	
T2	F3			63775	12.5	646.6	41237	
T3	F4			65317	13.4	648.0	42325	
Limites structurales arrière								
T4	F5			65317	30.0	673.8	44011	
T5	F6			61234	33.0	678.5	41547	
		L3		54657	33.0	678.5	37085	
			Z3	51709	33.0	678.5	35085	
T6	F7	L4	Z4	39689	33.0	678.5	26929	
T7	F8	L5	Z5	31751	30.9	675.2	21438	
limite arrière de taxi/ décollage avec un taux de poussée moteur ≤ 20000 Lb								
T8				42637	33.0	678.5	28929	
T9				31751	29.9	673.7	21391	
Limite arrière de taxi/ décollage avec un taux de poussée moteur ≤ 22000 Lb								
T10				47355	33.0	678.5	32130	
T11				31751	27.8	670.4	21286	

B737-800 :

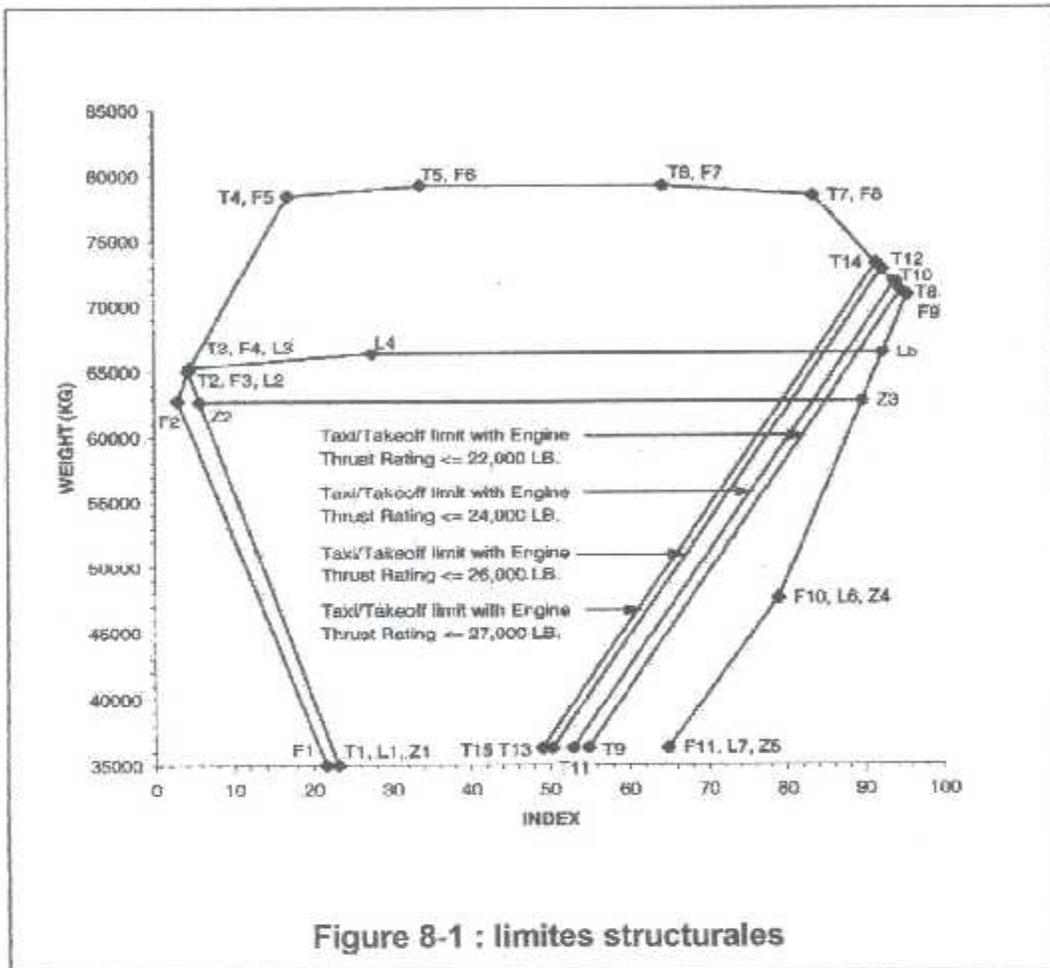


Tableau 8-1 : Les limites structurales

Taxi/ décollage	Points			Poids Kg	%MAC	BA in	Moment Kg-in/ 1000	index
	vol	atterrissage	Zéro carburant					
Limites structurales avant								
	F1			35000	5.0	634.9	22222	21.6
T1		L1	Z1	35000	6.0	636.4	22274	23.1
			Z2	62731	6.0	636.4	39922	5.7
	F2			62822	5.0	634.9	39886	3.0
T2	F3	L2		65056	6.0	636.4	41402	4.3
T3	F4	L3		65317	6.1	636.6	41581	4.5
		L4		66360	14.1	649.1	43074	27.6
T4	F5			78471	12.0	645.8	50677	17.0
T5	F6			79242	16.8	653.3	51769	33.7
Limites structurales arrière								
T6	F7			79242	25.5	666.8	52839	64.2
T7	F8			78471	31.0	675.4	52999	83.3
T8[a]				71105	35.7	682.7	48543	94.6
	F9			70760	36.0	683.2	48343	95.3
		L5		66360	36.0	683.2	45337	92.2
			Z3	62731	36.0	683.2	42858	89.6
	F10	L6	Z4	47627	36.0	683.2	32539	78.9
	F11	L7	Z5	36287	32.3	677.4	24581	64.8
T9[a]				36287	26.1	667.8	24232	54.8
limite arrière de taxi/ décollage avec un taux de poussée moteur ≤ 24000 Lb								
T10				71769	35.3	682.1	48954	93.8
T11				36287	24.9	665.9	24164	52.9
Limite arrière de taxi/ décollage avec un taux de poussée moteur ≤ 26000 Lb								
T12				72787	34.6	681.0	49588	92.2
T13				36287	23.3	663.4	24073	50.3
Limite arrière de taxi/ décollage avec un taux de poussée moteur ≤ 27000 Lb								
T14				73232	34.3	680.5	49834	91.5
T15				36287	22.5	662.2	24029	49.0

[a] limite avant de taxi/ décollage avec un taux de poussée moteur inférieur ou égal à 22000Lb.

II.2.2. Application des écourtements

Les tableaux 8-2, 8-3, 8-4, et 8-5 pour le B737-600 les tableaux 8-2, 8-3, 8-4, 8-5, 8-6, 8-7 pour la B737-800 résument comment les écourtements développés dans la première partie du chapitre II sont additionnés aux limites structurales. Les limites opérationnelles résultantes sont donc désignées par les points O(n), d'où (n) est un entier.

B737-600 :

Tableau 8-2 : Développement des limites opérationnelles préliminaires

Limite	Point	Poids Kg	Moment Kg-in/1000	Index	Point	Poids Kg	Moment Kg-in/1000	index
T1T2	T1	30000	19398	33.3	T2	63775	41237	20.1
Rétraction des volets		0	6			0	6	
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Chargement du carburant		-226	-104			-226	-104	
O1O2	O1	29774	19300	35.0	O2	63549	41139	21.8
T2T3	T2	63775	41237	20.1	T3	65317	42325	22.6
Rétraction des volets		0	6			0	6	
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Chargement du carburant		-226	-104			-226	-104	
O2O3	O2	63549	41139	21.8	O3	65091	42227	24.3
T4T5	T4	65317	44011	78.7	T5	61234	41547	86.2
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Chargement du carburant		-226	-200			-226	-200	
O4O5	O4	65091	43811	77.1	O5	61008	41347	84.5
T5T6	T5	61234	41547	86.2	T6	39689	26929	71.7
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Chargement du carburant		-226	-200			-226	-200	
O5O6	O5	61008	41347	84.5	O6	39463	26729	70.0
T6T7	T6	39689	26929	71.7	T7	31751	21438	62.9
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Chargement du carburant		-226	-200			-226	-200	
O6O7	O6	39463	26729	70.0	O7	31525	21238	61.2
F2F3	F2	59828	38451	13.9	F3	63775	41237	20.1
Rétraction des trains d'att		0	20			0	20	
Rétraction des volets		0	6			0	6	
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Mouvement au vol		0	74			0	74	
Usage du carburant		226	162			226	162	
O8O9	O8	60054	38713	17.6	O9	64001	41499	23.9
F3F4	F3	63775	41237	20.1	F4	65317	42325	22.6
Rétraction des trains d'att		0	20			0	20	
Rétraction des volets		0	6			0	6	
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Mouvement au vol		0	74			0	74	
Usage du carburant		226	162			226	162	
O9O10	O9	64001	41499	23.9	O10	65543	42587	26.3

Taux de poussée moteur $\leq 20000\text{Lb}$:

Tableau 8-3 : Développement des limites opérationnelles préliminaires

Limite	Ecourtement	Point	Poids Kg	Moment Kg- in/1000	Index	Point	Poids Kg	Moment Kg- in/1000	index
T8T9		T8	42637	28929	73.7	T9	31751	21391	6.3
	Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
	Chargement du carburant		0	-43			0	-43	
O11O12		O11	42637	19300	72.3	O12	31751	21348	59.9

Taux de poussée moteur $\leq 22000\text{Lb}$:

Tableau 8-4 : Développement des limites opérationnelles préliminaires

Limite	Ecourtement	Point	Poids Kg	Moment Kg- in/1000	Index	Point	Poids Kg	Moment Kg- in/1000	index
T10T11		T10	47355	32130	76.9	T11	31751	21286	57.8
	Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
	Chargement du carburant		0	-43			0	-43	
O13O14		O13	47355	32087	75.4	O14	31751	21243	56.4

Tableau 8-5 : Développement des limites opérationnelles préliminaires

Limite	Ecourtement	Point	Poids Kg	Moment Kg- in/1000	Index	Point	Poids Kg	Moment Kg- in/1000	Index
Z1Z2		Z1	30000	19398	33.3	Z2	51709	33435	24.8
	Rétraction des volets		0	6			0	6	
	Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
O15O16		O15	30000	19404	33.5	O16	51709	33441	25.0
Z3Z4		Z3	51709	35085	79.8	Z4	39689	26929	71.7
	Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
O17O18		O17	51709	35085	79.8	O18	39689	26929	71.7
Z4Z5		Z4	39689	26929	71.7	Z5	31751	21438	62.9
	Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
O18O19		O18	39689	26929	71.7	O19	31751	21438	62.9

F1F2	F1	30000	19281	29.4	F2	59828	38451	13.9
Rétraction des trains d'att		0	20			0	20	
Rétraction des volets		0	6			0	6	
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Mouvement au vol		0	74			0	74	
Usage du carburant		-1361	-894			-1361	-894	
O20O21	O20	28639	18487	32.8	O21	58467	37657	17.3
F5F6	F5	65317	44011	78.7	F6	61234	41547	86.2
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Mouvement au vol		0	-60			0	-60	
Usage du carburant		-8315	-5822			-8315	-5822	
O22O23	O22	57002	38129	65.2	O23	52919	35665	72.6
F6F7	F6	61234	41547	86.2	F7	39689	26929	71.7
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Mouvement au vol		0	-60			0	-60	
Usage du carburant		-8315	-5822			-8315	-5822	
O23O24	O23	52919	35665	72.6	O24	31374	21047	58.1
F7F8	F7	39689	26929	71.7	F8	31751	21438	62.9
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Mouvement au vol		0	-60			0	-60	
Usage du carburant		-8315	-5822			-8315	-5822	
O24O25	O24	31374	21047	58.1	O25	23436	15556	49.3
L3L4	L3	54657	37085	81.8	L4	39689	26929	71.7
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Usage du carburant		-8315	-5822			-8315	-5822	
O26O27	O26	46342	31263	70.2	O27	31374	21107	60.1
L4L5	L4	39689	26929	71.7	L5	31751	21438	62.9
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Usage du carburant		-8315	-5822			-8315	-5822	
O27O28	O27	31374	21107	60.1	O28	23436	15616	51.3

[a] les écourtements de variation de sièges sont calculés et appliqués aux limites opérationnelles dans le chapitre III.

B737-800 :

Tableau 8-2 : Développement des limites opérationnelles préliminaires

Limite Ecourtements	Point	Poids Kg	Moment Kg- in/1000	Index	Point	Poids Kg	Moment Kg- in/1000	Ind ex
T1T2 Rétraction des volets Variation des sièges	T1	35000 0 0	22274 6 [a]	23.1	T2	65056 0 0	41402 6 [a]	4.3
O1O2	O1	235000	22280	23.3	O2	65056	41408	4.5
T2T3 Rétraction des volets Variation des sièges chargement du carburant	T2	65056 0 0 -226	41402 6 [a] -80	4.3	T3	65317 0 0 -226	41581 6 [a] -80	4.5
O3O4	O3	64830	41328	6.4	O4	65091	41507	6.6
T3T4 Rétraction des volets Variation des sièges chargement du carburant	T3	65317 0 0 -226	41581 6 [a] -80	4.5	T4	78471 0 0 -226	50677 6 [a] -80	17.0
O4O5	O4	65091	41507	6.6	O5	78245	50603	19.1
T4T5 Rétraction des volets Variation des sièges chargement du carburant	T4	78471 0 0 -226	50677 6 [a] -80	17.0	T5	79242 0 0 -226	51769 6 [a] -80	33.7
O5O6	O5	78245	50603	19.1	O6	79016	51695	35.8
T6T7 Variation des sièges chargement du carburant	T6	79242 0 -226	52839 [a] -194	64.2	T7	78471 0 -226	52999 [a] -194	83.3
O7O8	O7	79016	52645	63.0	O8	78245	52805	82.0
T7T8 Variation des sièges	T7	78471 0	52999 [a]	83.3	T8	71105 0	48543 [a]	94.6
O9O10	O9	78471	52999	83.3	O10	71105	48543	94.6
T8T9 Variation des sièges chargement du carburant	T8	71105 0 -226	48543 [a] -217	94.6	T9	36287 0 -226	24232 [a] -217	54.8
O11O12	O11	70879	48326	92.6	O12	36061	24015	52.9

F2F3 rétraction des trains d'att Rétraction des volets Variation des sièges Mouvement au vol Usage du carburant	F2	62822 0 0 0 0	39886 19 6 [a] 162 56	3.0	F3	65056 0 0 0 0 0	41402 19 6 [a] 162 56	4.3
O13O14	O13	62822	40129	10.0	O14	65056	41645	11.2
F3F4 rétraction des trains d'att Rétraction des volets Variation des sièges Mouvement au vol Usage du carburant	F3	65056 0 0 0 0	41402 19 6 [a] 162 56	4.3	F4	65317 0 0 0 0 0	41581 19 6 [a] 162 56	4.5
O14O15	O14	65056	41645	11.2	O15	65317	41824	11.5
F4F5 rétraction des trains d'att Rétraction des volets Variation des sièges Mouvement au vol Usage du carburant	F4	65317 0 0 0 0	41581 19 6 [a] 162 56	4.5	F5	78471 0 0 0 0 0	50677 19 [a] 162 56	17.0
O15O16	O15	65317	41824	11.5	O16	78471	50920	23.9
F5F6 rétraction des trains d'att Rétraction des volets Variation des sièges Mouvement au vol Usage du carburant	F5	78471 0 0 0 0	50677 19 6 [a] 162 56	17.0	F6	79242 0 0 0 0 0	51769 19 6 [a] 162 56	33.7
O16O17	O16	78471	78471	23.9	O17	79242	52012	40.6
F7F8 Variation des sièges Mouvement au vol Usage du carburant	F7	79242 0 0 0	52839 [a] -205 -57	64.2	F8	78471 0 0 0	52999 [a] -2.5 -56	83.3
O18O19	O18	79242	52577	56.8	O19	78471	52737	75.8

Taux de poussée moteur <= 24000Lb :

Tableau 8-3 : Développement des limites opérationnelles préliminaires

Limite Ecourtements	Point	Poids Kg	M Kg- in/1000	Index	Point	Poids Kg	M Kg- in/1000	Index
T10T11 Variation des sièges chargement du carburant	T10	71769 0 -226	48954 [a] -217	93.8	T11	36287 0 -226	24164 [a] -217	52.9
O20O21	O20	71543	48737	91.9	O21	36061	23947	50.9

Taux de poussée moteur <= 26000Lb :

Tableau 8-4 : Développement des limites opérationnelles préliminaires

Limite Ecourtements	Point	Poids Kg	M Kg- in/1000	Index	Point	Poids Kg	M Kg- in/1000	Index
T12T13 Variation des sièges chargement du carburant	T12	72787 0 -226	49568 [a] -217	92.2	T13	36287 0 -226	24073 [a] -217	50.3
O22O23	O22	72561	49351	90.3	O23	36061	23856	48.3

Taux de poussée moteur <= 27000Lb :

Tableau 8-5 : Développement des limites opérationnelles préliminaires

Limite Ecourtements	Point	Poids Kg	M Kg- in/1000	Index	Point	Poids Kg	M Kg- in/1000	Index
T14T15 Variation des sièges chargement du carburant	T14	73232 0 -226	49834 [a] -217	91.5	T15	36287 0 -226	24029 [a] -217	49.0
O24O25	O24	73006	49617	89.5	O25	36061	23812	47.1

Tableau 8-6 : Développement des limites opérationnelles préliminaires

Limite Ecourtements	Point	Poids Kg	M Kg- in/1000	Index	Point	Poids Kg	M Kg- in/1000	Index
Z1Z2	Z1	35000	22274	23.1	Z1	62731	39922	5.7
Rétraction des volets		0	6			0	6	
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
O26O27	O26	35000	22280	23.3	O27	62731	39928	5.9
Z3Z4	Z3	62731	42858	89.6	Z4	47627	32539	78.9
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
O28O29	O28	62731	42858	89.6	O29	47627	32539	78.9
Z4Z5	Z4	47627	32539	78.9	Z5	36287	24581	64.8
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
O29O30	O29	47627	32539	78.9	O30	36287	24581	64.8
F1F2	F1	35000	22222	21.6	F2	62822	39886	3.0
rétraction des trains d'att		0	19			0	19	
Rétraction des volets		0	6			0	6	
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Mouvement au vol		0	162			0	162	
Usage du carburant		-1361	-894			-1361	-894	
O31O32	O31	33639	21515	27.0	O32	61461	39179	8.4
F4F5	F4	65317	41581	4.5	F5	78471	50677	17.0
rétraction des trains d'att		0	19			0	19	
Rétraction des volets		0	6			0	6	
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Mouvement au vol		0	162			0	162	
Usage du carburant		-4527	-3025			-4527	-3025	
O33O34	O33	60790	38743	8.6	O34	73944	47839	21.0
F8F9	F8	78471	52999	83.3	F9	70760	48343	95.3
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Mouvement au vol		0	-205			0	-205	
Usage du carburant		-8315	-5822			-8315	-5822	
O35O36	O35	70156	46972	67.5	O36	62445	42316	79.5
F9F10	F9	70760	48343	95.3	F10	47627	32539	78.9
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Mouvement au vol		0	-205			0	-205	
Usage du carburant		-8315	-5822			-8315	-5822	
O36O37	O36	62445	42316	79.5	O37	39312	26512	63.1
F10F11	F10	47627	32539	78.9	F11	36287	24581	64.8
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Mouvement au vol		0	-205			0	-205	
Usage du carburant		-7378	-5166			-7378	-5166	
O38O39	O38	40249	27168	64.2	O39	28909	19210	50.1

L5L6	L5	66360	45337	92.2	L6	47627	32539	78.9
Mouvement au vol		0	[a]			0	[a]	
Usage du carburant		-8315	-5822			-8315	-5822	
O40O41	O40	58045	39515	82.3	O41	39312	26717	68.9

L6L7	L6	47627	32539	78.9	L7	36287	24581	67.8
Mouvement au vol		0	[a]			0	[a]	
Usage du carburant		-7378	-5166			-7378	-5166	
O42O43	O42	40249	27373	70.1	O43	28909	19415	56.0

Poids d'atterrissage > 65317Kg :

Tableau 8-7 Développement des limites opérationnelles préliminaires

Limite Ecourtements	Point	Poids Kg	M Kg- in/1000	Index	Point	Poids Kg	M Kg- in/1000	Index
L3L4	L3	65317	41581	4.5	L4	66360	43074	27.6
Rétraction des volets		0	6			0	6	
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Usage du carburant		-22162	-14203			-22162	-14203	
O44O45	O44	43155	27384	15.7	O45	44198	28877	38.8
L4	L4	66360	43074	27.6	L4B	66360	43074	27.6
Rétraction des volets		0	6			0	6	
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Usage du carburant		-22162	-14203			-19664	-12602	
O45O46	O45	44198	28877	38.8	O46	46696	30478	37.5
L4	L4B	66360	43074	27.6	L4C	66360	43074	27.6
Rétraction des volets		0	6			0	6	
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Usage du carburant		-19664	-12602			-16500	-10698	
O46O47	O46	46696	30478	37.5	O47	49860	32382	32.4
L4	L4C	66360	43074	27.6	L4D	66360	43074	27.6
Rétraction des volets		0	6			0	6	
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Usage du carburant		-16500	-10698			-14000	-9177	
O47O48	O47	49860	32382	32.4	O48	52360	33903	28.8
L4	L4D	66360	43074	27.6	L4E	66360	43074	27.6
Rétraction des volets		0	6			0	6	
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Usage du carburant		-14000	-9177			-11500	-7657	
O48O49	O48	52360	33903	28.8	O49	54860	35423	25.2

L4	L4E	66360	43074	27.6	L4F	66360	43074	27.6
Rétraction des volets		0	6			0	6	
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Usage du carburant		-11500	-7657			-9000	-6147	
O49O50	O49	54860	35423	25.2	O50	57360	36933	21.4

L4	L4F	66360	43074	27.6	L4G	66360	43074	27.6
Rétraction des volets		0	6			0	6	
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Usage du carburant		-9000	-6147			-7845	-5449	
O50O51	O50	57360	36933	21.4	O51	58515	37631	19.6
L4	L4G	66360	43074	27.6	L4H	66360	43074	27.6
Rétraction des volets		0	6			0	6	
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Usage du carburant		-7845	-5449			-7500	-5184	
O51O52	O51	58515	37631	19.6	O52	58860	37896	20.7

L4	L4H	66360	43074	27.6	L4I	66360	43074	27.6
Rétraction des volets		0	6			0	6	
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Usage du carburant		-7500	-5184			-6500	-4433	
O52O53	O52	58860	37896	20.7	O53	59860	38647	23.3

L4	L4I	66360	43074	27.6	L4J	66360	43074	27.6
Rétraction des volets		0	6			0	6	
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Usage du carburant		-6500	-4433			-5500	-3709	
O53O54	O53	59860	38647	23.3	O54	60860	39371	25.2

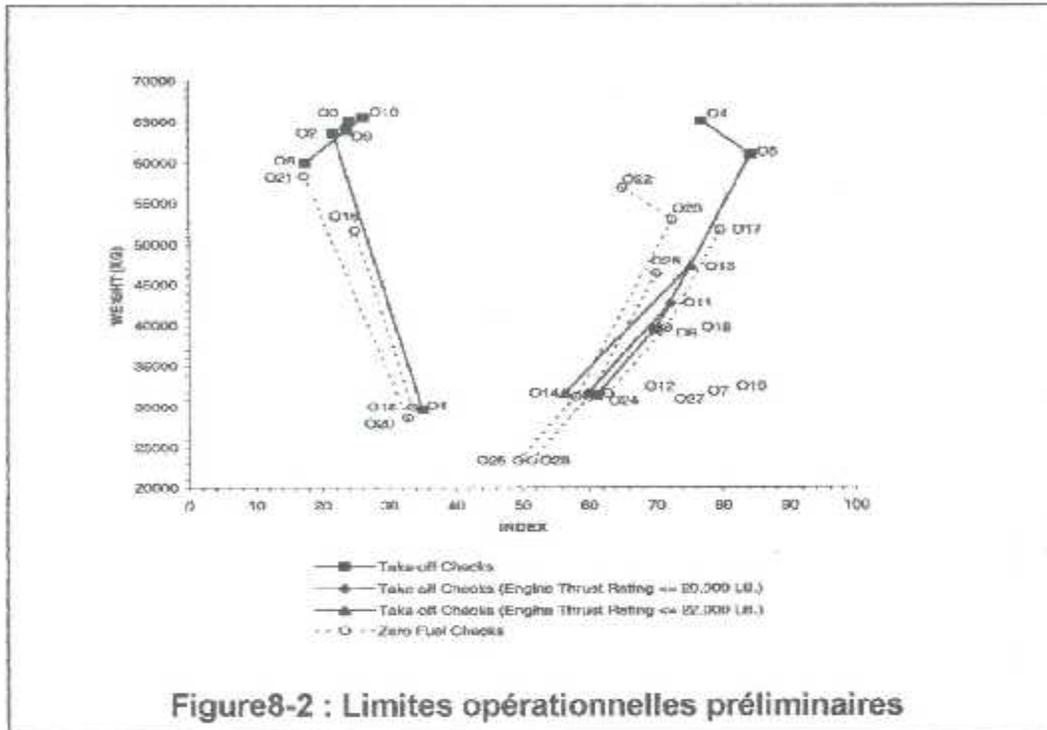
L4	L4J	66360	43074	27.6	L4K	66360	43074	27.6
Rétraction des volets		0	6			0	6	
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Usage du carburant		-5500	-3709			-4500	-3006	
O54O55	O54	60860	39371	25.2	O55	61860	40074	26.5

L4	L4K	66360	43074	27.6	L4L	66360	43074	27.6
Rétraction des volets		0	6			0	6	
Variation des sièges		0	[a]			0	[a]	
Usage du carburant		-4500	-3006			-3628	-2408	
O55O56	O55	61860	40074	26.5	O56	62732	40672	27.2

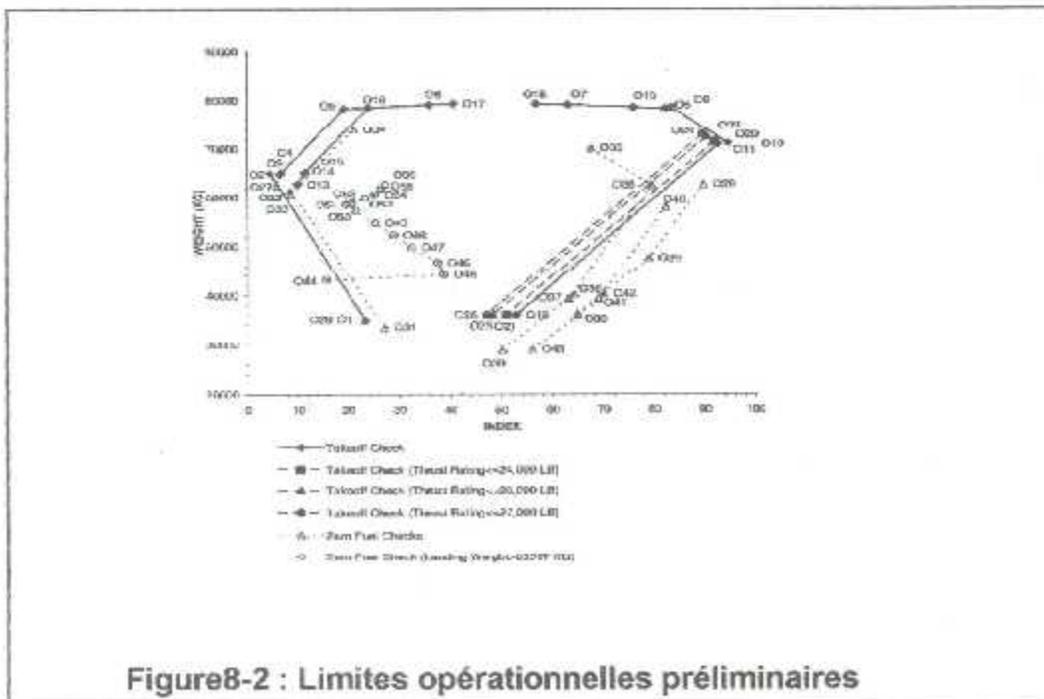
[a] les écourtements de variation des sièges sont calculés et appliqués aux limites opérationnelles et préliminaires dans le chapitre III.

La figure 8-2 montre les limites opérationnelles préliminaires développées dans les tableaux précédents.

B737-600 :



B737-800 :



II.2.3. Développement de la grille préliminaire de vérification

Les limites de la grille préliminaire de vérification sont développées en prenant les valeurs opérationnelles développées dans les tableaux précédents. Ces valeurs sont résumées dans les tableaux 8-6 pour le B 737-600 et 8-8 pour le B 737-800.

B737-600 :

Tableau 8-6 : limites de la grille préliminaire de vérification

Points	limites opérationnelles	Poids Kg	Index
1	O1O2	30000	34.9
2	O1O2, O8O9	62855	22.1
3	O8O9	64001	23.9
4	O9O10	65090	25.6
5	O4O5	65090	77.1
6	O4O5	61008	84.5
7	O5O6, O13O14	47192	75.2
8	O13O14	30000	54.3
1	O1O2	30000	34.9
9	O1O2	51709	26.4
10]	O23O24	51709	71.8
11	O23O24, O13O14	35338	60.8
8	O13O14	30000	54.3

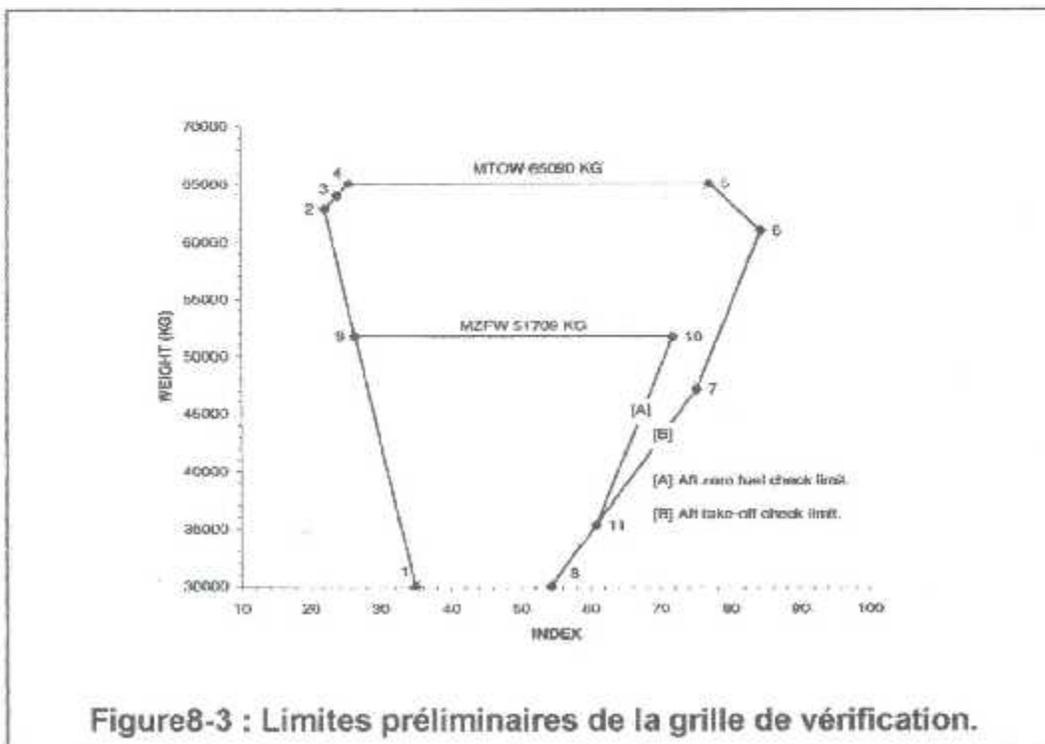


Figure8-3 : Limites préliminaires de la grille de vérification.

B737-800 :

Tableau 8-8 : la grille préliminaire de vérification

Points	limites opérationnelles	Poids Lb	Index
1	O31O32	35000	26.1
2	O31O32, O33O34	60966	8.7
3	O33O34	62731	10.4
4	O14O15	65317	11.5
5	O15O16, O5O6	78417	23.9
6	O5O6	79015	35.8
7	O18O19	79015	62.4
8	O18O19, O9O10	78149	83.8
9	O9O10, O24O25	73819	90.4
10	O24O25	35000	45.9
1	O31O32	35000	26.1
2	O31O32, O33O34	60966	8.7
3	O33O34	62731	10.4
1	O31O32	35000	26.1
15	O31O32, O44O45	43327	20.5
16	O44O45	44198	38.8
17	O45O46	46696	37.5
18	O46O47	49860	32.4
19	O47O48	52360	28.8
20	O48O49	54860	25.2
21	O49O50	57360	21.4
22	O50O51	58515	19.6
23	O51O52	58860	20.7
24	O52O53	59860	23.3
25	O53O54	60860	25.2
26	O54O55	61860	26.5
27	O55O56	62731	27.2
11	O35O36	62731	79.1
12	O35O36	62445	79.5
13	O36O37, O38O39	39396	63.1
14	O38O39	35000	57.7

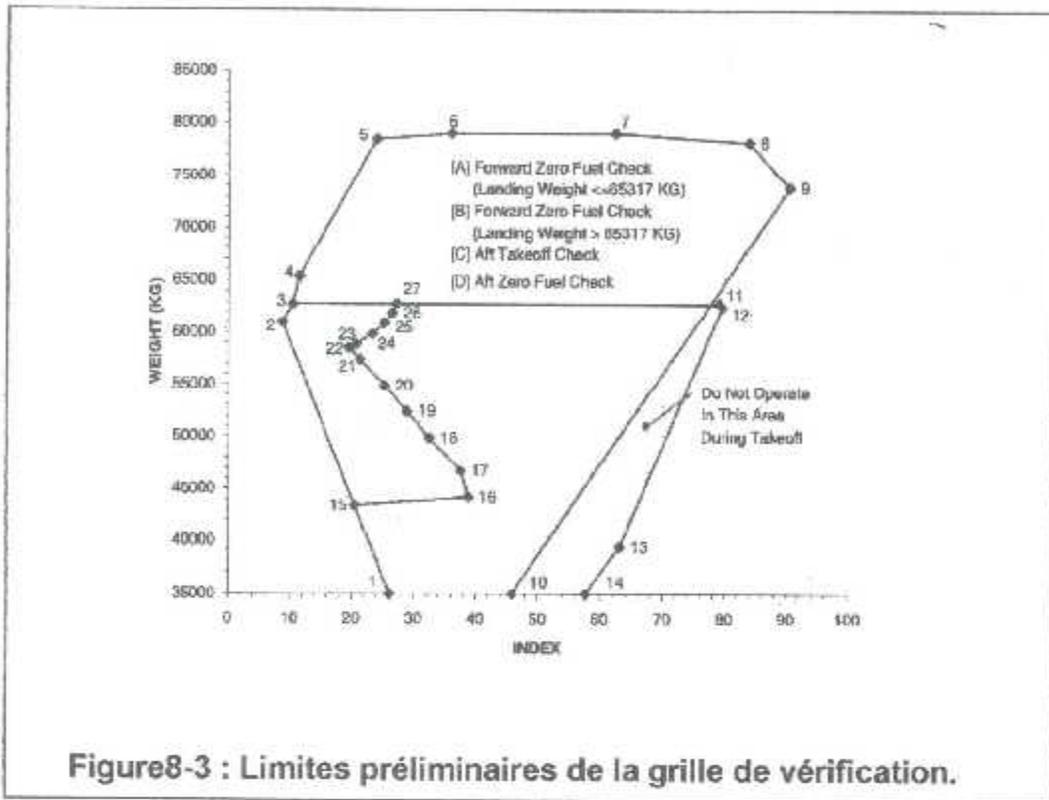


Figure 8-3 : Limites préliminaires de la grille de vérification.

Note : les limites de la grille préliminaire de vérification sont applicables avec des taux de poussée de moteur jusqu'à 27000Lb pour le B737-800 et 22000lb pour le B737-600.

Chapitre III
L'application de l'écourtement de la variation
des sièges des pax

III.1 Configuration de l'avion d'Air Algérie

Limites certifiées

B737-600 :

Masse maxi de taxi	65317 Kg
Masse maxi de décollage	65090 Kg
Masse maxi d'atterrissage	54657 Kg
Masse maxi de zéro carburant	51482 Kg

B737-800 :

Masse maxi de taxi	78471 Kg
Masse maxi de décollage	78244 Kg
Masse maxi d'atterrissage	65317 Kg
Masse maxi de zéro carburant	61688 Kg

Arrangement intérieur de la cabine

Configuration des pax		Configuration de la cabine des pax
B737-600	B737-800	B737-600 et 800
16F/85Y	48 C/114 Y	Référence figure A-1 et tableaux A-1 et A-2 pour le B737-600 et figures A-1 et tableaux A-2 pour le B737-800

Poids des équipages et des pax

Passagers	80 Kg/ passager
Bagage à main	inclus avec le poids du pax
Equipage de vol	80 Kg/ membre d'équipage
Equipage de cabine	65 Kg/ membre d'équipage

La forme générale de l'équation de l'index utilisée est définie dans l'équation A-1 suivante :

$$\text{Index} = [\text{poids} \times (\text{BA} - \text{BA de référence d'index}) / \text{C}] + \text{K} \dots\dots\dots (\text{A-1})$$

Où : BA de référence d'index (appelée aussi référence station) = 658.3 in
 C ; constante de moment = 30000 Kg-in pour le B737-600
 = 35000 Kg-in pour le B737-800(48C/114Y)
 K ; constante de référence d'index = 45.0

III.2 Cabine des pax

La cabine des pax est montrée dans les figures A-1 pour les deux appareils. La location des pax à l'intérieur de la cabine est définie dans les tableaux A-1.

B737-600 :

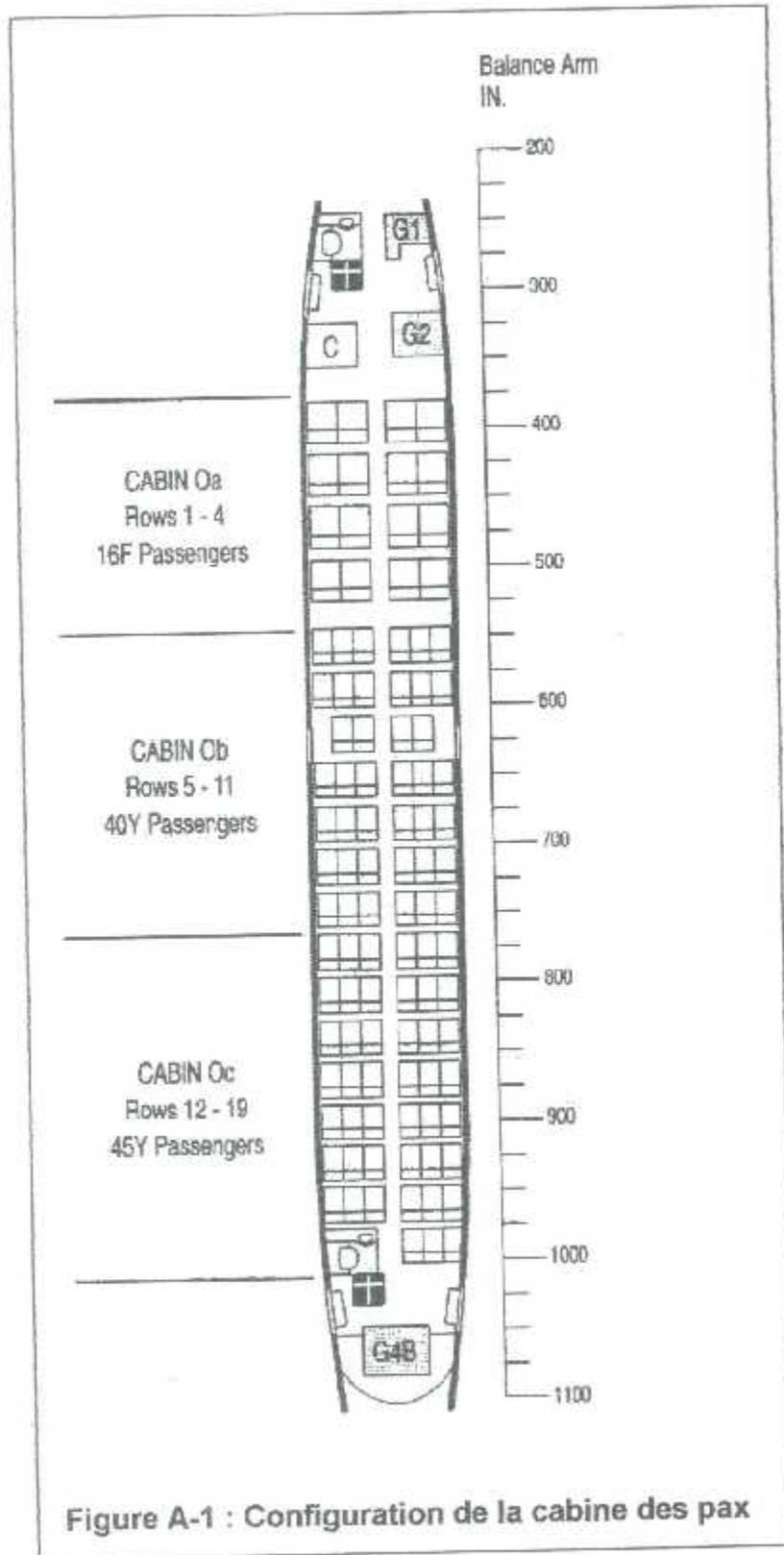
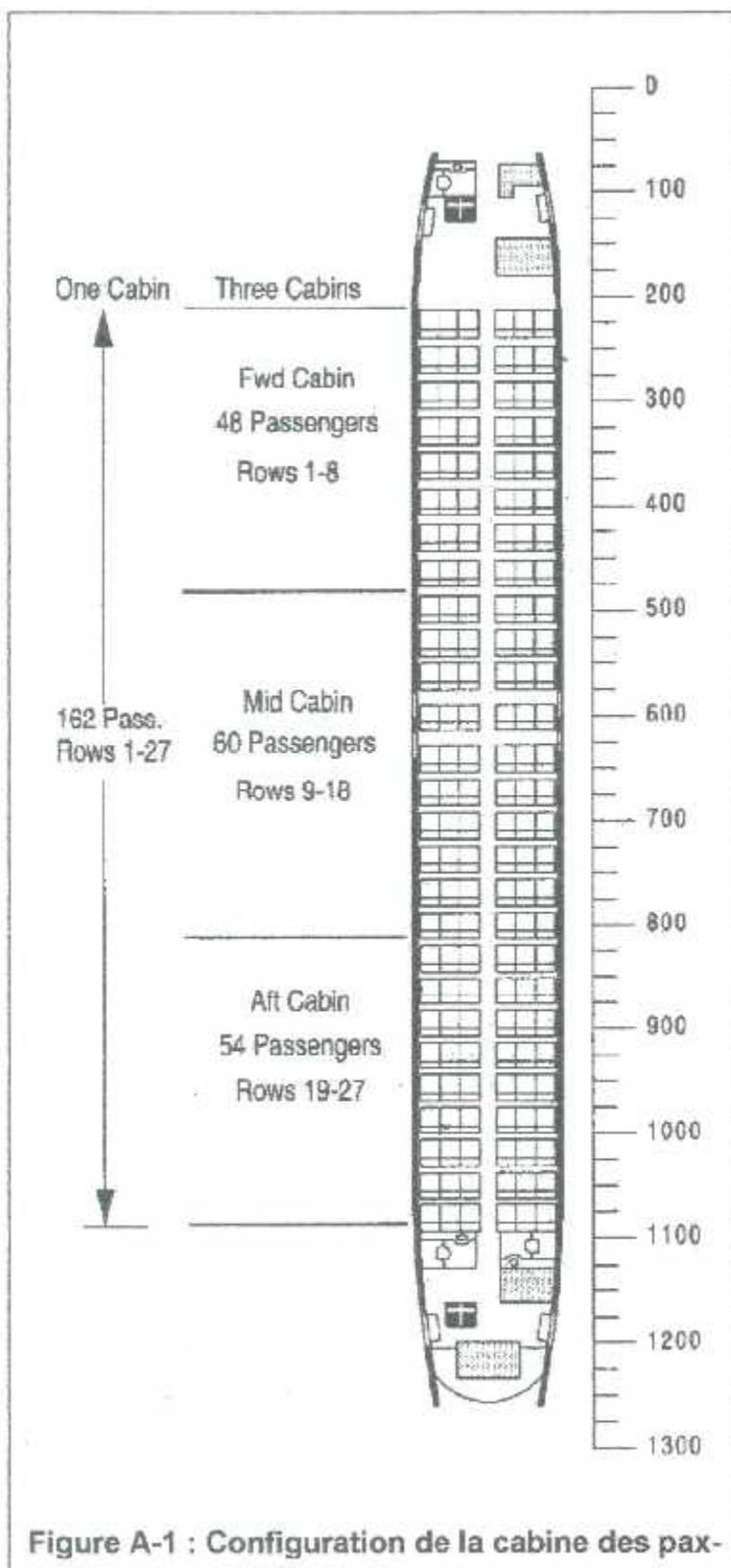


Figure A-1 : Configuration de la cabine des pax

B737-800 :



B737-600:**Tableau A-1 : location des pax**

Rangée	Passagers			
	Gauche		Droite	
	N°	BA in	N°	BA in
1	2	390.0	2	390.0
2	2	428.0	2	428.0
3	2	466	2	466
4	2	504.0	2	504.0
Cabine Oa : 16 passagers à BA 447.0 in				
5	3	554.0	3	554.0
6	3	586.0	3	586.0
7	2	618.0	2	618.0
8	3	650.0	3	650.0
9	3	682.0	3	682.0
10	3	713.0	3	713.0
11	3	744.0	3	744.0
Cabine Ob : 40 passagers à BA 651.2 in				
12	3	775.0	3	775.0
13	3	806.0	3	806.0
14	3	837.0	3	837.0
15	3	867.0	3	867.0
16	3	897.0	3	897.0
17	3	927.0	3	927.0
18	3	957.0	3	957.0
19			3	987.0
Cabine Oc : 45 passagers à BA 874.6 in				
Total : 101 passagers à BA 718.4 in				

Les BA des références des cabines des pax sont définies dans le tableau A-2 suivant :

Tableau A-2 : références des cabines des pax

Cabine	Nombre total des pax	BA (in) des pax	BA (in) de la référence de cabine
Oa	16	447.0	447.0
Ob	40	651.2	658.3 [a]
Oc	45	874.6	874.6

[a] la BA de référence de la cabine est fixée égale à la BA de l'équation d'index, 658.3in (voir l'équation A-1 précédente) pour que le chargement des pax dans la cabine centrale ainsi qu'en configuration une seule cabine n'exige pas des ajustements d'index.

B737-800 :

Tableau A-1 : location des passagers

Rangée	passagers			
	Gauche		Droite	
	N°	BA in	N°	BA in
1	3	224.0	3	224.0
2	3	258.0	3	258.0
3	3	292.0	3	292.0
4	3	326.0	3	326.0
5	3	360.0	3	360.0
6	3	394.0	3	394.0
7	3	428.0	3	428.0
8	3	462.0	3	462.0
Cabine avant des pax : 48 passagers à BA 343.0 in				
9	3	496.0	3	496.0
10	3	528.0	3	528.0
11	3	560.0	3	560.0
12	3	599.0	3	599.0
13	3	638.0	3	638.0
14	3	670.0	3	670.0
15	3	702.0	3	702.0
16	3	734.0	3	734.0
17	3	766.0	3	766.0
18	3	798.0	3	798.0
Cabine centrale des pax : 60 passagers à BA 649.0 in				
19	3	830.0	3	830.0
20	3	861.0	3	861.0
21	3	892.0	3	892.0
22	3	923.0	3	923.0
23	3	954.0	3	954.0
24	3	985.0	3	985.0
25	3	1016.0	3	1016.0
26	3	1047.0	3	1047.0
27	3	1078.0	3	1078.0
Cabine arrière des pax : 54 passagers à BA 954.0 in				
162 passagers à BA 660.0 in				

Les BA des références des cabines des pax sont définies dans le tableau A-2 suivant :

B737-800 :

Tableau A-2 : définition de la référence de la zone cabine de pax

Zone	Nombre total des pax	BA (in) collective des pax	BA (in) de la Référence de la zone
Cabine avant	48	343.0	343.0
Cabine centrale	60	649.1	658.3 [a]
Cabine arrière	54	954.0	954.0

[a] la BA de référence de la cabine est fixée égale à la BA de l'équation d'index, 658.3in (voir l'équation A-1 précédente) pour que le chargement des pax dans la cabine centrale ainsi qu'en configuration une seule cabine n'exige pas des ajustements d'index.

III.3 variation des sièges des pax

Pour le développement des moments de la variation des sièges des pax, on utilise le concept fenêtre / allée / siège restant.

En utilisant le poids de passager et bagage à main, les moments de la variation avant et arrière des sièges ont été calculés basés sur la configuration intérieure des cabines des pax :

B737-600(16F/85Y) :

Le principe de répartition

$$BA = \sum_{i=0}^n (\text{nombre de pax } i \times m \times BA_i) / \text{nombre total de pax} \times m$$

m : la masse moyenne d'un pax.

BA_i : l'arm de la rangée i.

nombre de pax i : nombre de pax de la rangée i

On considère m constante.

$$\text{On aura donc ; } BA = \sum_{i=0}^n (\text{nombre de pax } i \times BA_i) / \text{nombre total de pax}$$

Et c'est la même formule pour tous les calculs de variation des sièges qui suivent.

On considère que si est le nombre de rangées enlevées. Pour cela ;

Variation avant ;

$$Oa : BA = 2 \times (390.0 + 428.0) / [4 - (2 \times s)] = 409.0 \text{ in}$$

$$Ob : BA = [6 \times (554.0 + 586.0) + 4 \times 618.0 + 6 \times 650.0 + 4 \times (682.0 + 713.0 + 774.0)] / [34 - [(6 \times s1) + (4 \times s2)]] = 640.2 \text{ in}$$

$$Oc : BA = 2 \times (775.0 + 806.0 + 837.0 + 867.0) / [8 - (2 \times s)] = 821.3 \text{ in}$$

Variation arrière ;

$$Oa : BA = 2 \times (466.0 + 504.0) / [4 - (2 \times s)] = 485.0 \text{ in}$$

$$Ob : BA = 2 \times (682.0 + 713.0 + 744.0) / [6 - (2 \times s)] = 713.0 \text{ in}$$

$$Oc : BA = [2 \times (897.0 + 927.0 + 957.0) + 1 \times 987.0] / [7 - [(2 \times s1) + (1 \times s2)]] = 935.6 \text{ in}$$

Tableau A-5 : variation avant des sièges

Cabine	Total des pax de la cabine	BA (in) de la référence de cabine	Chargement actuel des pax		
			Nombre	BA (in)	Moment (Kg-in)
Oa	16	447.0	4	409.0	-12160
Ob	40	658.3	34	640.2	-49232
Oc	45	874.6	8	821.3	-34112
Moment total avant = -95504					

Tableau A-6 : variation arrière des sièges

Cabine	Total des pax de la cabine	BA (in) de la référence de cabine	Chargement actuel des pax		
			Nombre	BA (in)	Moment (Kg-in)
Oa	16	447.0	4	485.0	12160
Ob	40	658.3	6	713.0	26256
Oc	45	874.6	7	935.6	34160
Moment total arrière = 72576					

B737-800(48C/114Y) :

Le principe de répartition :

Variation avant :

$$Oa : BA = 6 \times (224.0 + 258.0 + 292.0 + 326.0) / 24 - (6 \times s) = 275.0 \text{ in}$$

$$Ob : BA = [(6 \times (496.0 + 528.0 + 560.0 + 599.0 + 638.0)) + 4 \times (670.0 + 702.0 + 734.0 + 766.0 + 798.0)] / 50 - [(6 \times s1) + (4 \times s2)] = 632.1 \text{ in}$$

$$Oc : BA = [4 \times (830.0 + 861.0 + 892.0 + 923.0) + 2 \times (954.0 + 985.0 + 1016.0 + 1047.0 + 1078.0)] / 26 - [(4 \times s1) + (2 \times s2)] = 930.2 \text{ in}$$

Variation arrière :

$$Oa : BA = 6 \times (360.0 + 394.0 + 428.0 + 462.0) / 24 - (6 \times s) = 411.0 \text{ in}$$

$$Ob : BA = 2 \times (670.0 + 702.0 + 734.0 + 766.0 + 798.0) / 10 - (2 \times s) = 734.0 \text{ in}$$

$$Oc : BA = [2 \times (830.0 + 861.0 + 892.0 + 923.0 + 954.0) + 4 \times (985.0 + 1016.0 + 1047.0 + 1078.0)] / 26 - [(2 \times s1) + (4 \times s2)] = 977.9 \text{ in}$$

Tableau A-4 : variation avant des sièges

Zone	Total des pax de la zone	BA (in) de la référence de la zone	Chargement actuel des pax		
			Nombre	BA (in)	Moment (Kg-in)
Cabine avant	48	343.0	24	275.0	-130560
Cabine centrale	60	658.3	50	632.1	-104800
Cabine arrière	54	954.0	26	930.2	-49504
Moment total avant = -284864					

Tableau A-5 : variation arrière des sièges

Zone	Total des pax de la zone	BA (in) de la référence de la zone	Chargement actuel des pax		
			Nombre	BA (in)	Moment (Kg-in)
Cabine avant	48	343.0	24	411.0	130560
Cabine centrale	60	658.3	10	734.0	60560
Cabine arrière	54	954.0	26	977.9	49712
Moment total arrière = 240832					

Le moment négatif est dû au déplacement du CG de l'avion vers l'avant, cependant, le moment positif est dû au déplacement du CG vers l'arrière.

En inversant les signes des moments, on les convertit à des écourtements. La division de ces écourtements par la constante (C) donnera la valeur de l'index.

B737-600(16F/85Y) :

L'Écourtement de variation avant des sièges = 105000 Kg-in (3.5 unités d'index).
L'Écourtement de variation arrière des sièges = -80000Kg-in (-2.7 unités d'index).

B737-800 (48C/114Y) :

L'Écourtement de variation avant de sièges = 313000 Kg-in (8.9 unités d'index).
L'Écourtement de variation arrière de sièges = -265000 Kg-in (-7.6 unités d'index).

Les écourtements d'index de la variation des sièges sont additionnés directement à toutes les valeurs d'index de la grille préliminaire de vérification pour obtenir la grille opérationnelle finale de vérification (voir les tableaux A-7 et A-8).

B737-600(16F/85Y) :

Tableau A-7 : Développement des limites opérationnelles finales de la grille de vérification

Limites de la grille opérationnelle préliminaire de vérification			Limites de la grille opérationnelle finale de vérification		
Point	Poids Kg	Index (1)	Poids Kg	Index de la variation des sièges(2)	Index opérationnel final (=1+2)
1	30000	34.9			
50	35000	33.0	35000	3.5	36.5
51	54657	25.3	54657	3.5	28.8
2	62855	22.1	62855	3.5	25.6
3	64001	23.9	64001	3.5	27.4
4	65090	25.6	65090	3.5	29.1
5	65090	77.1	65090	-2.7	74.4
6	61008	84.5	61008	-2.7	81.8
52	54657	80.2	54657	-2.7	77.5
7	47192	75.2	47192	-2.7	72.5
53	35000	60.4	35000	-2.7	57.7
8	30000	54.3			
1	30000	34.9			
50	35000	33.0	35000	3.5	36.5
54	51482	26.5	51482	3.5	30.0
9	51709	26.4			
10	51709	71.8			
55	51482	71.6	51482	-2.7	68.9
11	35338	60.8	35338	-2.7	58.1
53	35000	60.4	35000	-2.7	57.7
8	30000	54.3			

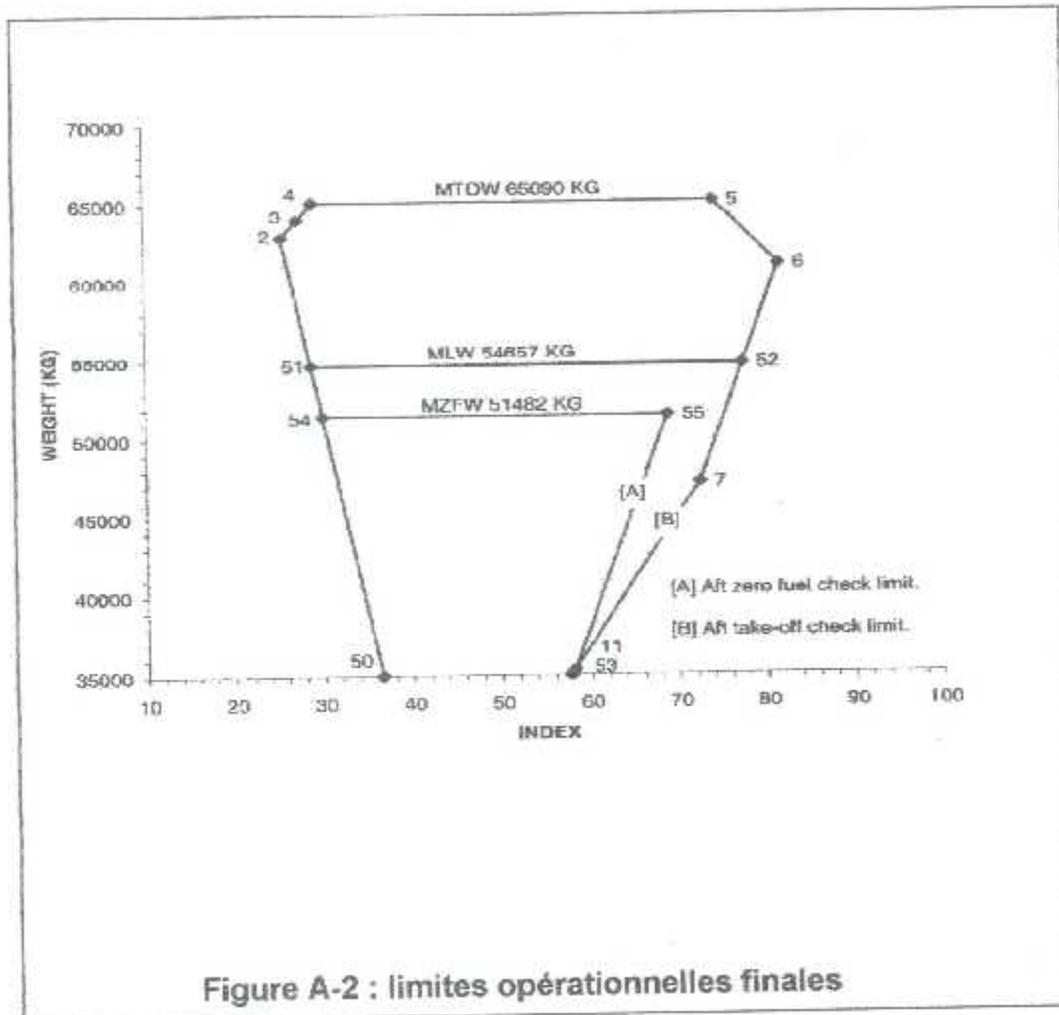
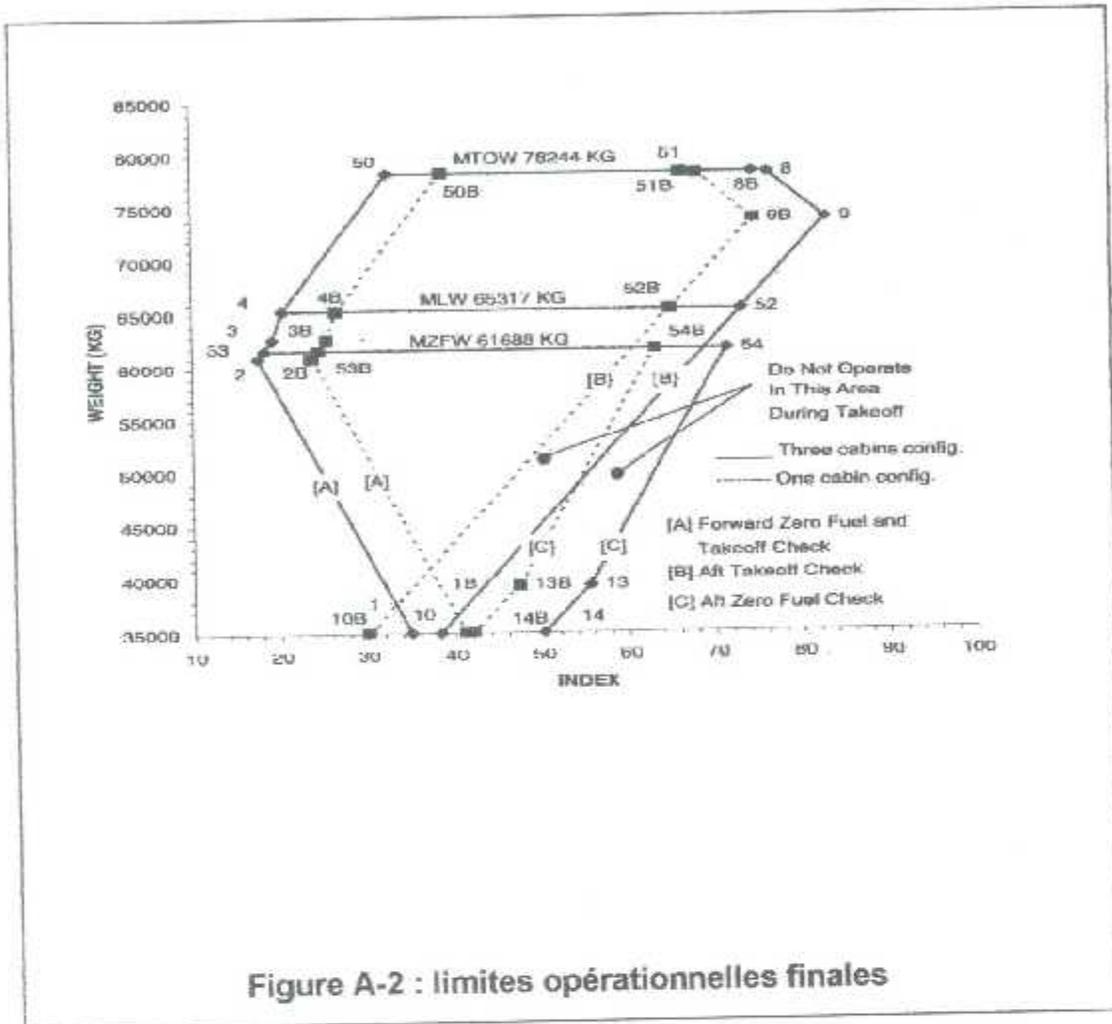


Figure A-2 : limites opérationnelles finales

B737-800(48C/ 114Y) :

Tableau A-8 : Développement des limites opérationnelles finales de la grille de vérification

la grille opérationnelle préliminaire de vérification			La grille opérationnelle finale de vérification			
Point	Poids Kg	Index (1)	Trois cabines			
			Point	Poids Kg	Index de la variation des sièges[c] (2)	Index opérationnel final (=1+2)
1	35000	26.1	1	35000	8.9	35.0
2	60966	8.7	2	60966	8.9	17.6
3	62731	10.4	3	62731	8.9	19.3
4	65317	11.5	4	65317	8.9	20.4
50	78244	23.7	50	78244	8.9	32.6
5	78417	23.9				
6	79015	35.8				
7	79015	62.4				
51	78244	81.5	51	78244	-7.6	73.9
8	78149	83.8	8	78149	-7.6	76.2
9	73819	90.4	9	73819	-7.6	82.8
52	65317	80.7	52	65317	-7.6	73.1
10	35000	45.9	10	35000	-7.6	38.3
1	35000	26.1	1	35000	8.9	35.0
2	60966	8.7	2	60966	8.9	17.6
53	61688	9.4	53	61688	8.9	18.3
3	62731	10.4				
1	35000	26.1				
15	43327	20.5				
16	44198	38.8				
17	46696	37.5				
18	49860	32.4				
19	52360	28.8				
20	54860	25.2				
21	57360	21.4				
22	58515	19.6				
23	58860	20.7				
24	59860	23.3				
25	60860	25.2				
26	61860	26.5				
27	62731	27.2				
11	62731	79.1				
12	62445	79.5				
54	61688	79.0	54	61688	-7.6	71.4
13	39396	63.1	13	39396	-7.6	55.5
14	35000	57.7	14	35000	-7.6	50.1



Note : les limites opérationnelles finales illustrées dans la figure A-2 et définies dans le tableau A-7 pour le B737-600 sont applicables avec un taux de poussée de moteur allant jusqu'à 22000Lb.

Note : les limites opérationnelles finales illustrées dans la figure A-2 et définies dans le tableau A-8 pour le B737-800 sont applicables avec un taux de poussée de moteur allant jusqu'à 27000Lb.

III.4. Exemple de calcul du 7T-VJJ (B737-800(48C/ 114Y)) d'Air Algérie;

Poids / pax = 80Kg.

Masse à vide = 41119 kg.

Index à vide = 48.1

Centrage à vide = 21.7 (%mac).

Masse de base = 42099 kg.

Index de base = 47.66

Lemac = 627.1 in.

mac/100 = 1.558 in.

Réf station = 658.3 in.

C = 35000.

K = 45.

Location des passagers

Rangée	passagers					
	Gauche			Droite		
	N°	Poids d'une rangée (kg)	BA (in)	N°	Poids d'une rangée (kg)	BA (in)
1	3	15.53	229.0	3	15.5	229.0
2	3	13.23	263.0	3	12.93	263.0
3	3	13.36	297.0	3	13.33	297.0
4	3	13.36	331.0	3	13.33	331.0
5	3	13.36	365.0	3	13.33	365.0
6	3	13.36	399.0	3	13.33	399.0
7	3	13.36	433.0	3	13.33	433.0
8	3	13.36	467.0	3	13.33	467.0
Cabine avant des pax : 48 passagers à BA 348.0 in						
9	3	13.36	501.0	3	13.33	501.0
10	3	13.36	533.0	3	13.33	533.0
11	3	12.4	565.0	3	12.3	565.0
12	3	14.96	604.0	3	14.83	604.0
13	3	16.03	643.0	3	15.96	643.0
14	3	13.36	675.0	3	13.33	675.0
15	3	13.36	707.0	3	13.33	707.0
16	3	13.36	739.0	3	13.33	739.0
17	3	13.36	771.0	3	13.33	771.0
18	3	13.36	803.0	3	13.33	803.0
Cabine centrale des pax : 60 passagers à BA 654.1in						
19	3	13.36	835.0	3	13.33	835.0
20	3	13.36	866.0	3	13.33	866.0
21	3	13.36	897.0	3	13.33	897.0
22	3	13.36	928.0	3	13.33	928.0
23	3	13.36	959.0	3	13.33	959.0
24	3	13.36	990.0	3	13.33	990.0
25	3	13.36	1021.0	3	13.33	1021.0
26	3	13.36	1052.0	3	13.33	1052.0
27	3	12.1	1083.0	3	12.1	1083.0
Cabine arrière des pax : 54 passagers à BA 959.0 in						
162 passagers à BA 959.0 in						

Calcul de : La nouvelle masse à vide, nouvelle masse de base et nouveau centrage à vide :

En éliminant les rangées 11, 12, 13, 14, 15, 16, 17, 18 dans la cabine centrale et les rangées 20, 22, 24, 26 dans la cabine arrière, on arrivera aux résultats suivants :

$$\Sigma \text{ masses des sièges des rangées enlevées} = 980.07 \text{ kg.}$$

$$\begin{aligned} \text{Nouvelle masse à vide} &= \text{Ancienne masse à vide} - \Sigma \text{ masses des sièges des} \\ &\quad \text{rangées enlevées} \\ &= 40138.9 \text{ kg.} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Nouvelle masse de base} &= \text{Ancienne masse de base} - \Sigma \text{ masses des sièges des} \\ &\quad \text{rangées enlevées} \\ &= 41118.9 \text{ kg.} \end{aligned}$$

$$\Sigma \text{ index des sièges des rangées enlevées} = 3.29662225714286.$$

$$\begin{aligned} \text{Nouveau index à vide} &= \text{Ancien index à vide} - \Sigma \text{ index des sièges des rangées} \\ &\quad \text{enlevées} \\ &= 44.8 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Nouveau index de base} &= \text{Ancien index de base} - \Sigma \text{ index des sièges des rangées} \\ &\quad \text{enlevées} \\ &= 44.36. \end{aligned}$$

$$\text{Index à vide} = [\text{masse à vide} \times (\text{distance du CG} - \text{Réfst}) / C] + K.$$

$$\begin{aligned} \text{C. à. d ; Distance du CG} &= [C \times (\text{Index vide} - K) / \text{masse à vide}] + \text{Réfst} \\ &= 658.1 \text{ in / au nez de l'avion.} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Nouveau centrage à vide \%} &= (\text{Distance du CG} - \text{lemac}) \times 100 / \text{mac} \\ &= 19.92 \% \text{mac.} \end{aligned}$$

L'enveloppe opérationnelle due à l'élimination des rangées de la cabine :

Variation avant ;

$$Oa : BA = 6 \times (229.0 + 263.0 + 297.0 + 331.0) / 24 = 280.0 \text{ in}$$

$$Ob : BA = (6 \times (501.0 + 533.0) / 50 - [(6 \times 3) + (4 \times 5)]) = 517.0 \text{ in}$$

$$Oc : BA = [4 \times (835.0 + 897.0) + 2 \times (959.0 + 1021.0 + 1083.0)] / 26 - [(4 \times 2) + (2 \times 2)] = 932.4 \text{ in.}$$

$$\text{Moment } Oa = 24 \times 80 \times (280.0 - 348.0) = -130560 \text{ Kg-in.}$$

$$\text{Moment } Ob = 12 \times 80 \times (517.0 - 658.3) = -135648 \text{ Kg-in.}$$

$$\text{Moment } Oc = 14 \times 80 \times (932.4 - 959.0) = -30240 \text{ Kg-in.}$$

$$\Sigma \text{ moments} = -296448 \text{ Kg-in} \quad ; \text{ on arrondit à } -300000 \text{ Kg-in.}$$

$$\text{variation d'index } \Delta I = \Sigma \text{ moments} / 35000 = +8.5$$

Variation arrière ;

$$Oa : BA = 6 \times (365.0 + 399.0 + 433.0 + 467.0) / 24 = 416.0 \text{ in.}$$

$$Ob : BA = 0 \text{ in.}$$

$$Oc : BA = [2 \times (835.0 + 897.0 + 959.0) + 4 \times (1021.0 + 1083)] / 26 - [(2 \times 2) + (4 \times 2)] = 985.6 \text{ in.}$$

$$\text{Moment } Oa = 24 \times 80 \times (416.0 - 348.0) = +130560 \text{ Kg-in.}$$

$$\text{Moment } Ob = 0 \text{ Kg-in.}$$

$$\text{Moment } Oc = 14 \times 80 \times (985.6 - 959.0) = +29792 \text{ Kg-in.}$$

$$\Sigma \text{ moments} = +160352 \text{ Kg-in} \quad ; \text{ on arrondit à } +170000 \text{ Kg-in.}$$

$$\text{variation d'index } \Delta I = \Sigma \text{ moments} / 35000 = -4.8.$$

Ecourtement de variation avant des sièges = 297000Kg - in (+8.5 unités d'index).

Ecourtement de variation arrière des sièges = 161000Kg - in (-4.8 unités d'index).

Tableau A-8 : Développement des limites opérationnelles finales de la grille de vérification

la grille opérationnelle préliminaire de vérification			La grille opérationnelle finale de vérification			
Point	Poids Kg	Index (1)	Trois cabines			
			Point	Poids Kg	Index de la variation de sièges[c] (2)	Index opérationnel final (=1+2)
1	35000	26.1	1A	35000	8.5	34.6
2	60966	8.7	2A	60966	8.5	17.2
3	62731	10.4	3A	62731	8.5	18.9
4	65317	11.5	4A	65317	8.5	20.0
50	78244	23.7	50A	78244	8.5	32.2
5	78417	23.9				
6	79015	35.8				
7	79015	62.4				
51	78244	81.5	51A	78244	-4.8	76.7
8	78149	83.8	8A	78149	-4.8	79.0
9	73819	90.4	9A	73819	-4.8	85.6
52	65317	80.7	52A	65317	-4.8	75.9
10	35000	45.9	10A	35000	-4.8	41.1
1	35000	26.1	1A	35000	8.5	34.6
2	60966	8.7	2A	60966	8.5	17.2
53	61688	9.4	53A	61688	8.5	17.9
3	62731	10.4				
1	35000	26.1				
15	43327	20.5				
16	44198	38.8				
17	46696	37.5				
18	49860	32.4				
19	52360	28.8				
20	54860	25.2				
21	57360	21.4				
22	58515	19.6				
23	58860	20.7				
24	59860	23.3				
25	60860	25.2				
26	61860	26.5				
27	62731	27.2				
11	62731	79.1				
12	62445	79.5				
54	61688	79.0	54A	61688	-4.8	74.2
13	39396	63.1	13A	39396	-4.8	58.3
14	35000	57.7	14A	35000	-4.8	52.9

Remarque :

En supprimant quelques rangées de la cabine, les résultats dont on est arrivé montrés ci- dessus ainsi que l'enveloppe opérationnelle affirme que la grille opérationnelle du centrage de l'avion s'élargit , elle sera affectée d'une variation de -0.4 fwd et +2.8 aft, et c'est due aux changements des limites opérationnelles par conséquence des changements des moments de la variation des sièges des pax.

III .5. Devis de poids et feuille de centrage du B737-800/600 d'Air Algérie (Figures A-3) :

ADRESSE		ORIGINE	N° DU VOL (Flight)	IMMATR. AVION	VERSION	EQUIPAGE CREW	DATE
POIDS DE BASE BASIC WEIGHT		POIDS MAXIMUM (MAXIMUM WEIGHT)	SANS CARBURANT (ZFW)		DECOLAGE (TOW)	ATTERRISSAGE (LAW)	
CORRECTIONS		CARBURANT AU DECOLAGE (TAKEOFF FUEL)	+		TOLESTAGE (TRIP FUEL)	+	
CORRECTIONS BASIC WEIGHT		LIMITATION UTILE (In plus table des SI (ALLOWED MAX TO WEIGHT))	=		2	3	
CHGS DE BASE CORRIGEE (REV OPERATING WEIGHT)		POIDS EN OPERATIONS (OPERATING WEIGHT)	-		-		
CARBURANT AU DECOLAGE (TAKEOFF FUEL)		CHARGE OFFERTE (ALL TRAFFIC LOAD)	=		-		
POIDS EN OPERATIONS (OPERATING WEIGHT)		B. BAGAGES * C. MESSAGERIES (CARGO) * M. POSTE (MAIL)		DISTR. PAX CLASSES (In seats)		BARRAGES	
NOBRE DE PAX (N° OF PAX)		POIDS TOTAL (TOTAL WEIGHT)		1		4	
ADULTES		DISTRIBUTION DES POIDS PAX SOUTES		0		C	
M		T1		T2		Y	
F		B		C		B	
DN		M		M		M	
BT		C		C		C	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B		B		B		B	
C		C		C		C	
M		M		M		M	
M		M		M		M	
T1		T1		T1		T1	
T2		T2		T2		T2	
B							

Chapitre IV
Logiciel de calcul

IV.1. Introduction:

Ce logiciel est conçu pour donner des résultats de la rétrocession en un temps minimal et avec une grande précision. Cependant, le logiciel est composé d'une base de données et d'un programme de calcul.

Pour l'élaboration de ce logiciel, nous avons choisi le Visual Basic Version 6.0 parce qu'il est simple, fiable et maîtrisable pour un utilisateur qui n'est pas informaticien. Et pour cela ; on a mis en œuvre une fenêtre principale et une secondaire.

Dans ce logiciel, on a choisi aussi comme type d'avions les B.737-800 & 600 car les autres types d'appareils ont été mis en vente par Air Algérie et pour la disponibilité de la documentation de cette génération d'avion.

Dans ce chapitre, nous allons expliquer le mode de fonctionnement de ce logiciel ainsi que la gestion de base de données afin de faciliter son utilisation par les étudiants et les ingénieurs de l'Exploitation Aérienne d'Air Algérie.

IV.2. Fenêtre principale :

Pour accéder à cette fenêtre, il faut passer par la commande Database. Elle est constituée par les composants suivants :

2.1 Immatriculation et type d'avion :

On trouve dans cette partie tous les types d'avions qui sont concernés par cette étude ainsi que leur immatriculations.

- B.737-800 (7T-VJJ)
- B.737-800 (7T-VJK)
- B.737-800 (7T-VJL)
- B.737-800 (7T-VJM)
- B.737-800 (7T-VJN)

- B.737-600 (7T-VJQ)
- B.737-600 (7T-VJR)
- B.737-600 (7T-VJS)
- B.737-600 (7T-VJT)
- B.737-600 (7T-VJU)

Remarque :

Les B.737-800 7T-VJO, 7T-VJP ne sont pas inclus dans ce logiciel à cause de l'indisponibilité des documents fournis par Boeing parce que l'installation des sièges a été faite après les pesées de ces derniers par une entreprise Américaine privée (Cascade industry INC.).

2.2. Base de données:

Cette base de données a été conçue pour être mise à jour après chaque pesée d'avion et d'autres modifications spécifiques. Ces modifications concernent :

- La masse à vide
- Index à vide
- Centrage à vide
- Masse de base
- Index de base

2.3. Limitations structurales :

Ce sont des limitations données par le constructeur pour définir les maximums dans l'axe des Y. On peut voir ça dans l'enveloppe opérationnelle dans une feuille de centrage.

Cette partie n'est pas mise à jour sauf dans des cas majeurs comme des modifications exigées par la FAA (Federal Aviation Administration) ou le constructeur pour des raisons de sécurité aérienne. Ces limitations sont :

- **M.T.O.W** (Masse Maximale Structurale au Décollage)
- **M.Z.F.W** (Masse Maximale Structurale Sans Carburant)
- **M.L.W** (Masse Maximale Structurale à l'Atterrissage)

2.4. Données Avions :

Ce sont des données établies par le constructeur et certifiées par la FAA dans le Manuel Weight & Balance et qui caractérisent chaque type d'avion pour l'utilisation dans l'équation d'Index et de Centrage et les calculs des variations, ces données sont :

- **M.A.C** (Mean Aerodynamic chord)
- **L.E.M.A.C** (Leading Edge of the MAC)
- **Refstat** (La Référence Station)
- **C** (constante spécifique pour chaque type d'avion)
- **K** (constante spécifique pour chaque type d'avion)

2.5. variations :

Dans cette partie de la base de données, on trouve toutes les variations qui entrent dans notre calcul sauf la variation de la zone passagère (la cabine) qui va être calculée par le programme pour le développement opérationnel, ces variations sont :

- Variation avant cargo
- Variation arrière cargo
- Variation du mouvement des volets
- Variation du mouvement des trains d'atterrissage
- Variation avant du mouvement en cabine en vol
- Variation arrière du mouvement cabine en vol

2.6. Rangées :

Dans cette partie de la base de données, on trouve le nombre de rangées de chaque zone de la cabine ; Fwd cab, midcab, et aftcab.

2.7. Coordonnées enveloppe :

Ce sont les coordonnées de l'enveloppe structurale qui ont été fixées par le constructeur pour des raisons de stabilité, maniabilité et consommation de carburant écourtées des variations sauf la variation de la zone passagère. Dans cette partie, on trouve des coordonnées Masse et Index de l'enveloppe opérationnelle préliminaire.

2.8. Les icônes :

8.1. Rangées :

Cette icône donne l'accès directement à la table de rangement.

8.2. Supprimer des rangées :

Cette icône donne l'accès directement au programme de calcul que nous allons voir ultérieurement aussi.

8.3. Fermer :

Cette icône est utilisée pour sortir de la fenêtre principale.

8.4. Détails :

Conçue pour cacher la deuxième partie de la base de données et la faire apparaître en cas de besoin.

8.5. Ajouter :

Cette icône est utilisée pour ajouter une nouvelle configuration d'avion à notre base de données.

8.6. Supprimer :

Cette icône est utilisée pour supprimer une configuration d'avion à notre base de données.

8.7. Valider :

cette icône est utilisée pour enregistrer toutes les modifications sur la base de données dans la fenêtre principale.

8.8. Rangées :

Dans cette partie de la base de données, on trouve la configuration des sièges de la cabine des B.737-800 & 600 y compris les rangées, leurs distances par rapport au nez de l'avion ainsi que le poids de chaque siège et la composition de la cabine en 03 zones (OA-OB-OC).

Ce rangement est utilisé par le programme principal pour le calcul des masses, index et le développement de l'écourtement que nous allons voir dans la partie programme.

IV.3. Fenêtre secondaire :

3.1. Supprimer des rangées :

Dans cette fenêtre secondaire, on trouve les listes des rangées à supprimer. En sélectionnant sur le carreau qui correspond au numéro de la rangée, on supprime la rangée.

3.2. Calculer :

En ce qui concerne la fenêtre secondaire, on a accès directement à la répartition des sièges ainsi que les résultats de calcul de :

- Nouvelle Masse à vide
- Nouveau Index à vide
- Nouveau Centrage à vide
- Nouvelle Masse de base
- Nouveau Index de base
- Coordonnées Masse & Index de l'enveloppe opérationnelle ; qu'on va voir dans la partie programme.

3.3.Imprimer :

Cette icône nous permet d'imprimer les résultats du calcul (voir la dernière page du chapitreIV).

IV.4. Programme :

4.1.Calcul des masses et index :

On peut accéder au programme de calcul des limitations en cliquant sur l'icône « calculer » dans la fenêtre secondaire, supprimer des rangées. En sélectionnant les sièges à enlever. Ce programme va chercher les numéros des rangées dans la base de données, Rangement, ensuite nous allons utilisés les équations de calcul qui sont :

Nouvelle masse à Vide = ancienne M.V - \sum masses des sièges à enlever

Nouveau index à Vide = ancien I.V - \sum Index des sièges à enlever

Nouveau centrage à Vide =
$$\frac{(I-K) \times C + \text{Réfstat} - \text{LEMAC}}{M}$$

MAC / 100

Nouvelle masse de base = ancienne M.B - \sum masse des sièges à enlever

Nouveau index de base = ancien I.B - \sum index des sièges à enlever

4.2. Calcul de la variation des sièges des passagers :

Pour le calcul de l'écourtement, notre programme va consulter les rangées dans la base de données pour chercher les rangées à supprimer. Puis en utilisant la loi fondamentale pour le calcul de la variation avant et arrière pour chaque zone on effectue le calcul des points limites (masses, index) de l'enveloppe opérationnelle.

$$\text{Arm de la zone} = \sum_{i=0}^r m_i \text{ dans la rangées restante} \times \text{Arm de la rangée restante } i / (n - \sum_{i=0}^L s_i)$$

m_i : nombre des passagers dans la rangée restante i

r : nombre des rangées restantes

n : nombre des passagers dans la zone

s_i : nombre des pax dans la rangée supprimée i

L : nombre des rangées supprimées

Arm : distance de la rangée par rapport au nez de l'avion

$$\text{Moment} = m_{\text{pax}} * \text{Nbre de pax /zone} * (\text{Arm calculée} - \text{Réf zone})$$

$$m_{\text{pax}} = 80 \text{ kg}$$

$$\Delta I = - \left(\frac{\sum \text{Moment des zones}}{C} \right)$$

ΔI : variation d'index

Calcul des points des limites opérationnelles de l'enveloppe:

$$I_F = \Delta I + I_N$$

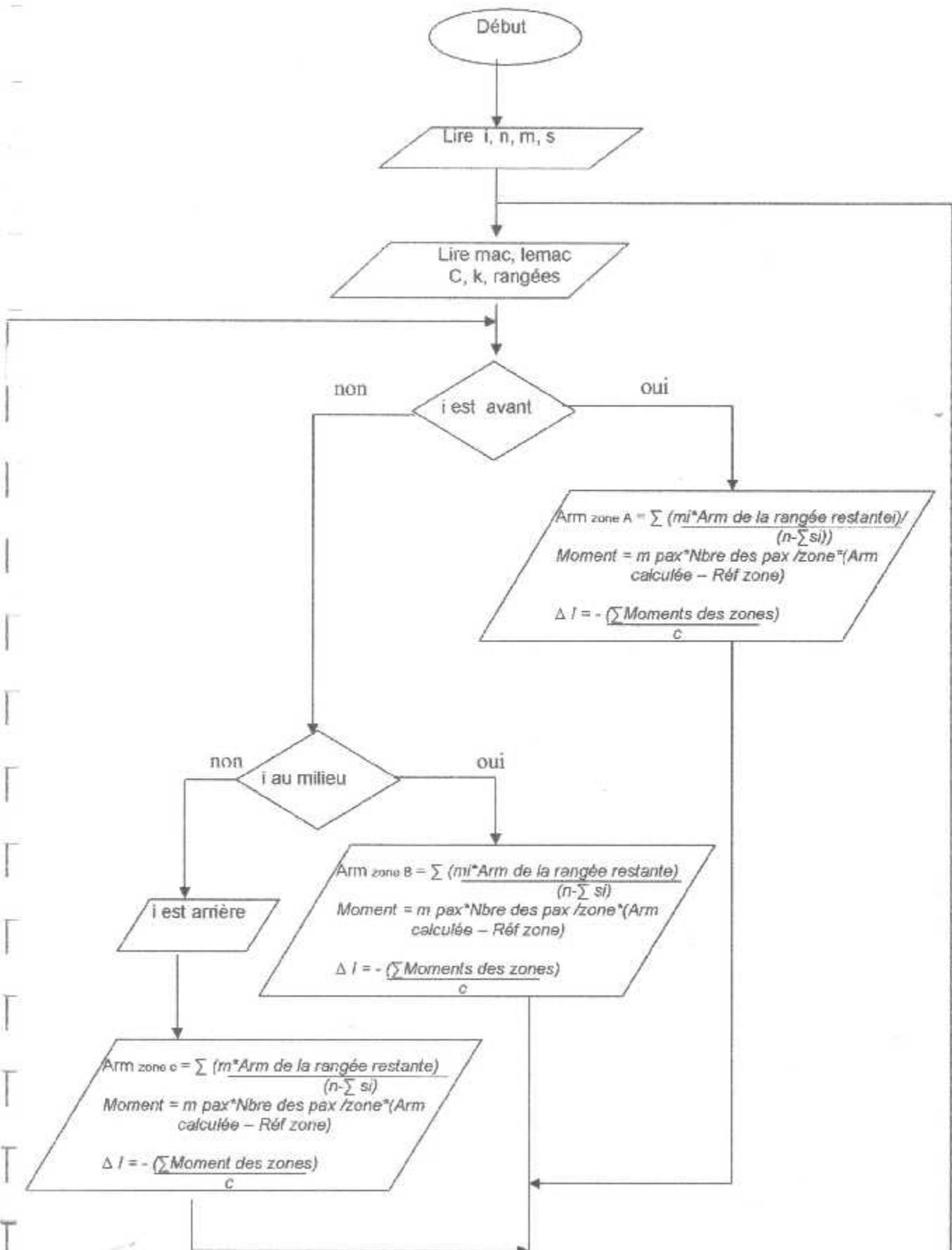
Avec :

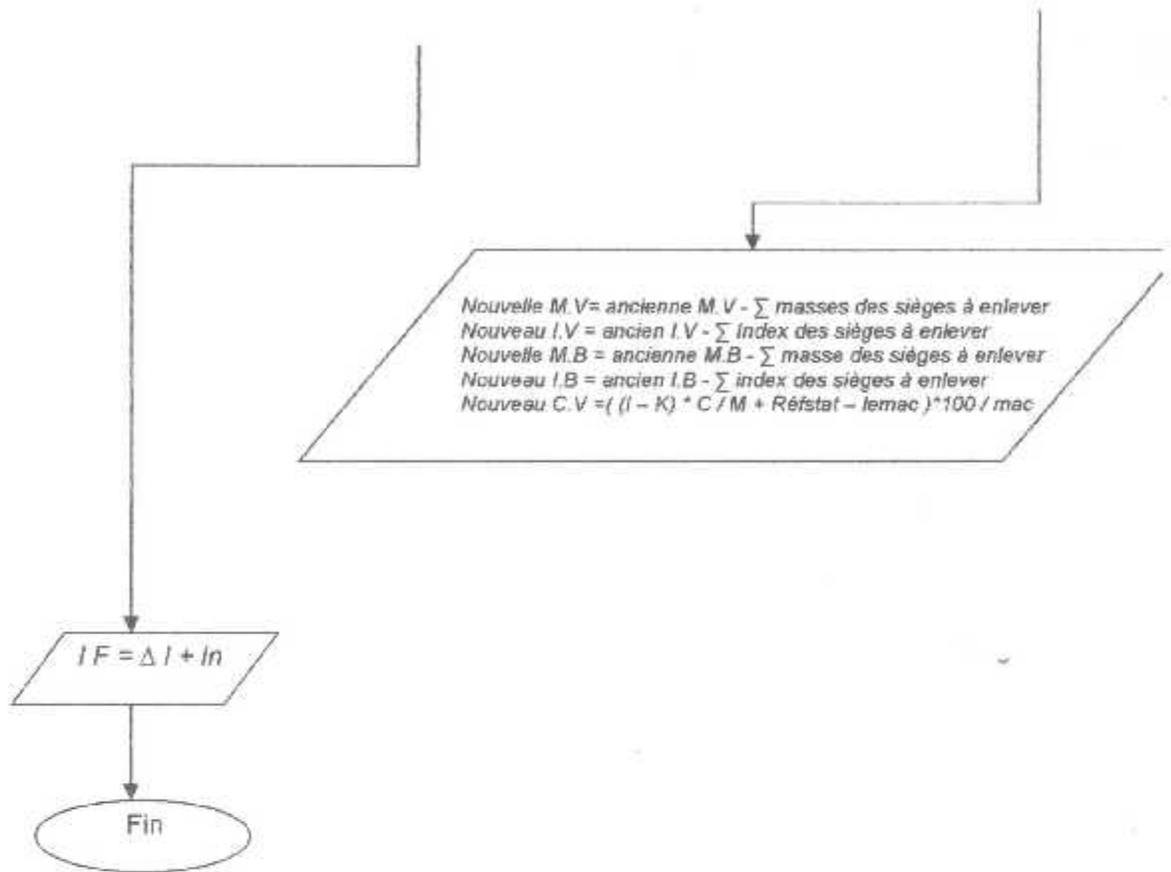
N : index des points de l'enveloppe opérationnelle préliminaire

F : index des points de l'enveloppe opérationnelle finale

Remarque : les calculs sont faits pour la variation avant ainsi que la variation arrière.

VI.5. Algorithme de calcul :





VI.6. Description des interfaces du logiciel, exemple de calcul :

Pour l'exemple, on a choisit le cas du changement d'aménagement du **7T-VJJ (B737-800(48C/ 114Y)) d'Air Algérie**; pour pouvoir comparer les résultats avec les résultats du calcul manuel dans le chapitre III.

Le changement consiste la suppression des rangées 11, 12, 13, 14, 15, 16, 17, 18 dans la cabine centrale et les rangées 20, 22, 24, 26 dans la cabine arrière, on arrivera aux résultats suivants :



6.1. fenêtre principale :

cette fenêtre permet d'afficher les données existantes dans la base de données, elle est accessible par la commande 'database'. Pour notre exemple il s'agit des données du 7T-VJJ d'Air Algérie.

Etude de la variation de l'enveloppe opérationnelle

Fichier Database Outils Sécurité Aide

Base de données

Base de données des avions B.737-600/800 de Air Algérie

Type d'appareil:	737-800	Rangées		Fermer		MZFW (Kg):	61688
Immatriçulation:	7T-VJJ	Supprimer des Rangées		<< Cacher Détails		MLW (Kg):	65317
Masse à Vide (Kg):	41119	Rangées				MTCW (Kg):	78471
Index à Vide:	48.1	Fwd Cabin	Mid Cabin	Aft Cabin		LEMAC (IN):	627.1
Centrage à Vide (%mac):	21.7	8	10	9		MAC/100 (IN):	1.558
Masse de base (Kg):	42099					Réf Stat (IN):	658.3
Index de base:	47.66					C:	35000
						K:	45

Ecourtements en unités d'index appliqués aux limites structurales.

Variation avant du cargo:	1.4	Rétraction des volets:	0.17	myt avant en cabine:	4.62
Variation arrière du cargo:	-1.70	Rétraction des trains d'atterrissage:	0.54	myt arrière en cabine:	-5.86

Limites opérationnelles finales (index, poids Kg).

I1	62.384	I2	44.964	I3	46.634	I4	47.784	I5		I6		I7		I8	48.085	I9	54.685
P1	35000	P2	60966	P3	62731	P4	65317	P5		P6		P7		P8	78149	P9	73819
I10	10.185	I11		I13	27.385	I14	21.985	I50	59.984	I51	45.785	I52	44.985	I53	45.684	I54	43.3
P10	35000	P11		P13	39396	P14	35000	P50	78244	P51	78244	P52	65317	P53	61688	P54	61688
I55		P55															

6.2. fenêtre secondaire :

Elle est conçue spécialement pour le cas de changement d'aménagement cabine dont la suppression des rangées dans la cabine. Cette fenêtre est accessible par la commande 'supprimer des rangées' dans la fenêtre principale.

Pour notre exemple il s'agit de la suppression des rangées 11, 12, 13, 14, 15, 16, 17, et 18 dans la cabine centrale et les rangées 20, 22, 24, et 26 dans la cabine arrière du 7T-VJJ d'Air Algérie.

Etude de la variation de l'enveloppe opérationnelle
 Fichier Database Outils Sécurité Aide

Suppression des rangées

Suppression des rangées

Sélectionnez les Rangées à supprimer

- 18
- 19
- 20
- 21
- 22
- 23
- 24
- 25
- 26

**B737-800
7T-VJJ**

Calculer

Imprimer

Exporter

Nouvelle masse à vide (Kg): **40138.93**

Nouveau Index à vide : **44.8**

Nouveau centrage à vide (%mac): **19.92**

Nouvelle masse de base (Kg): **41118.93**

Nouveau index de base : **44.36**

Points limites (index,poids Kg) de l'enveloppe opérationnelle

I1	70.955	I2	53.555	I3	55.255	I4	56.355	I5		I6		I7		I8	43.228	I9	49.828
P1	35000	P2	60966	P3	62731	P4	66317	P5		P6		P7		P8	78149	P9	73818
I10	5.328	I11		I13	22.528	I14	17.128	I50	68.555	I51	40.928	I52	40.128	I53	54.255	I54	38.44
P10	35000	P11		P13	33396	P14	35000	P50	78244	P51	78244	P52	65317	P53	61688	P54	61688
I55		P58															

Les résultats trouvés sont identiques aux résultats trouvés par le calcul manuel dans le chapitreIII ; la différence c'est le temps pris pour ce calcul ; il a suffit de quelques secondes pour l'affichage de ces résultats par le logiciel, par contre une vingtaine de minutes en utilisant le calcul manuel.

6.3. fenêtre des rangées :

Cette fenêtre permet l'affichage des données des rangées de la base de données. Dans notre exemple il s'agit des données des rangées du 7T-VJJ d'Air Algérie.

Immat	ID	A_Dist	A_Wt	B_Dist	B_Wt	C_Dist	C_Wt	D_Dist	D_Wt	E_Dist	E_Wt
7T-VJJ	1	228	15.53	229	15.53	229	15.53	229	15.5	229	
7T-VJJ	2	263	13.23	263	13.23	263	13.23	263	12.93	263	
7T-VJJ	3	297	13.36	297	13.36	297	13.36	297	13.33	297	
7T-VJJ	4	331	13.36	331	13.36	331	13.36	331	13.33	331	
7T-VJJ	5	365	13.36	365	13.36	365	13.36	365	13.33	365	
7T-VJJ	6	399	13.36	399	13.36	399	13.36	399	13.33	399	
7T-VJJ	7	433	13.36	433	13.36	433	13.36	433	13.33	433	
7T-VJJ	8	467	13.36	467	13.36	467	13.36	467	13.33	467	
7T-VJJ	9	501	13.36	501	13.36	501	13.36	501	13.33	501	
7T-VJJ	10	535	13.36	535	13.36	535	13.36	535	13.33	535	
7T-VJJ	11	569	12.4	569	12.4	569	12.4	569	12.3	569	
7T-VJJ	12	604	14.96	604	14.96	604	14.96	604	14.83	604	
7T-VJJ	13	643	16.03	643	16.03	643	16.03	643	15.96	643	
7T-VJJ	14	675	13.36	675	13.36	675	13.36	675	13.33	675	
7T-VJJ	15	707	13.36	707	13.36	707	13.36	707	13.33	707	
7T-VJJ	16	739	13.36	739	13.36	739	13.36	739	13.33	739	
7T-VJJ	17	771	13.36	771	13.36	771	13.36	771	13.33	771	
7T-VJJ	18	803	13.36	803	13.36	803	13.36	803	13.33	803	
7T-VJJ	19	835	13.36	835	13.36	835	13.36	835	13.33	835	
7T-VJJ	20	866	13.36	866	13.36	866	13.36	866	13.33	866	
7T-VJJ	21	897	13.36	897	13.36	897	13.36	897	13.33	897	
7T-VJJ	22	928	13.36	928	13.36	928	13.36	928	13.33	928	
7T-VJJ	23	959	13.36	959	13.36	959	13.36	959	13.33	959	
7T-VJJ	24	990	13.36	990	13.36	990	13.36	990	13.33	990	
7T-VJJ	25	1021	13.36	1021	13.36	1021	13.36	1021	13.33	1021	

6.4. fenêtre de sécurité du logiciel :

Cette fenêtre est conçue pour la sécurité du logiciel, en cas de violation du territoire, on aura toujours la possibilité de changer le mot de passe pour l'accès au logiciel.



6.5. A propos :

Ça consiste à donner une présentation de la version du logiciel pour la mise à jour afin d'être exploiter par les utilisateurs d'Air Algérie.



6.5. Conclusion :

Notre objectif consiste à remplacer le travail manuel pénible des ingénieurs des compagnies aériennes par ce logiciel qui peut offrir une meilleure vitesse et précision du calcul de la nouvelle enveloppe opérationnelle due au changement d'aménagement cabine avec une possibilité de modification de la base de données.

**RESULTATS DE LA VARIATION DE L'ENVELOPPE OPERATIONNELLE EN FONCTION
DE L'AMENAGEMENT DE LA CABINE**

Date:

Immatriculation : 7T-VJJ
L° : 1
Type : B737-800

EVIS DE POIDS ET CENTRAGE:

Nouvelle masse à vide = 40 880.38
Niveau index à vide = 50.56
Niveau centrage à vide = 23.08
Nouvelle masse de base = 41 860.38
Niveau index de base = 50.12

POINTS LIMTES DE L'ENVELOPPE OPERATIONNELLE:

<u>P1</u> :	35 000.00	<u>I1</u> :	68.10
<u>P2</u> :	60 966.00	<u>I2</u> :	50.70
<u>P3</u> :	62 731.00	<u>I3</u> :	52.40
<u>P4</u> :	65 317.00	<u>I4</u> :	53.50
<u>P5</u> :		<u>I5</u> :	
<u>P6</u> :		<u>I6</u> :	
<u>P7</u> :		<u>I7</u> :	
<u>P8</u> :	78 149.00	<u>I8</u> :	40.94
<u>P9</u> :	73 819.00	<u>I9</u> :	47.54
<u>P10</u> :	35 000.00	<u>I10</u> :	3.04
<u>P11</u> :		<u>I11</u> :	
<u>P13</u> :	39 396.00	<u>I13</u> :	20.24
<u>P14</u> :	35 000.00	<u>I14</u> :	14.84
<u>P50</u> :	78 244.00	<u>I50</u> :	65.70
<u>P51</u> :	78 244.00	<u>I51</u> :	38.64
<u>P52</u> :	65 317.00	<u>I52</u> :	37.84
<u>P53</u> :	61 688	<u>I53</u> :	51.40
<u>P54</u> :	61 688.00	<u>I54</u> :	36.16
<u>P55</u> :		<u>I55</u> :	

Conclusion générale

Conclusion générale

Cette étude nous a permis de mettre en évidence l'importance de ce que peut avoir le changement de l'enveloppe opérationnelle et le centre de gravité sur la sécurité aérienne.

Nous avons utilisé comme langage de programmation le Visual Basic pour que le logiciel et la base de données soient compréhensifs et accessibles par toutes les catégories d'utilisateurs dans l'intérêt de l'exécution des vols.

Ce projet va donner un plus aux opérations aériennes d'Air Algérie dans le but de minimiser le temps de préparation des vols et d'avoir des données très exactes ainsi d'éviter les retards engendrés par les opérations au sol et d'atteindre le niveau des grandes compagnies aériennes.

Références Bibliographiques

Références Bibliographiques

- Boeing, 2000
737 Loading Schedule Substantiation Document D043A680-ALG1C, original release dated July 27, 2000.
- Boeing, 2002
737 Loading Schedule Substantiation Document D043A660-ALG1C, original release dated March 01, 2002.
- Boeing
Weight and Balance Course Notes
Chapitre A, C, et H.
- Boeing, 2000
737 Weight and Balance Manual D043A580-ALG1-30203.
(2-331 page1 et2).
- Boeing, 2002
737 Weight and Balance Manual D043A560-ALG1-30210.
(2-331 page1 et2).
- Direction des Opérations, Sous Direction Etudes et Exploitation, Département Traitement § Exploitation, 2001.
Manuel de Chargement B737-800.
(00.01 et 00.02).
- M..Martin, 1988
Opérations aériennes Limites d'utilisation
(P103 – 112).
- Oxford Aviation Training, 2001
Mass & Balance and Performance
(P2 -1 jusqu'à 2 – 51).
- Oxford Aviation Training, 2001
Principles of Flight
(P5 – 14, 5 – 15).

*

- * Aspect pratique 4 - passer à un stade avancé.
- 3 - Développer une série de projet de m¹ notre
- 1 - Mettre l'objet Département
- 2 - Soutenir dans les modifications qui n'ont pas fait pour l'instant.

*