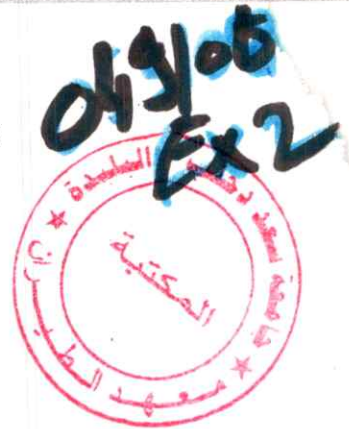


République Algérienne Démocratique Et Populaire

Ministère De L'enseignement Supérieure
Et De La Recherche Scientifique
Université de Blida

Institut D'aéronautique



MEMOIRE DE FIN D'ETUDES
EN VUE DE L'OBTENTION DU DIPLOME
D'INGENIEUR D'ETAT EN AERONAUTIQUE

OPTION : Opération Aériennes

THEME

**ELABORATION D'UN LOGICIEL DE
CHARGEMENT ET CENTRAGE DES AVIONS**

Proposé Par :

M : DRIOUCHE .M .

Réalisé par :

DJAHLAT SIMRAZ

PROMOTION
2007-2008

Sommaire :

Chapitre1 : Systèmes

Introduction.....	01
1. Système carburant.....	02
1.1.installations carburant	
1.1.1 Généralités.....	
1.2. Réservoirs et capacités (A330/A340)	03
1.2.1 A330-200/-300	
1.2.2. Installations carburant.....	04.
1.2.3. Transferts de carburant	
1.3. Commande et indication	05.
1.4. Voyage de CG Pendant le réapprovisionnement en combustible	06
1.4.1. A330-200-300 et A340-200/-300	
1.5. Voyage de CG en vol	07.
1.5.1. Voyage de la brûlure carburant CG	
1.5.2. Système de commande de CG	
2. Descriptions de cargo prises	11
3. moins de papier dans Le poids d'habitacle Et système d'équilibre.....	13.
3.1Généralité.....	
3.2. Présentation général d'interface	14

Chapitre2 : Technologie de poids et d'équilibre

1. Introduction.....	15
2. Définitions	16.

Chapitre3 : le manuel de poids et d'équilibre

1. Poids et commandes d'équilibres	20
1.1 Généralité.....	21.
1.2. Limitations.....	22
1.3. Carburant	24
1.4. Fluides.....	26
1.5. Personnelles.....	27
1.6. Arrangement intérieur.....	28
1.7. Cargaison	
1.8. Action sur sol	30
2. porter du poids	
3. Introduction de conception de diagramme d'équilibre	31
3.1 Conception de diagramme d'équilibre.....	32.
3.1.1. Définitions de moment et de l'index.....	
3.1.2. Moment	
3.1.3. Index	34
4. Calcul de variation d'index	35.
4.1.~ Index pour un article	
4.2.~ Index pour le membre additionnel d'équipage.....	36.
4.3.~ Index pour embarquer de passager.....	37
4.4.~ Index pour le chargement de cargaison	
4.5.~ Index pour le chargement de carburant	41

2.4.1 calcul du centrage	100
2.4.2 .détermination du domaine zéro fuel	
3. Les entrées du programme	101
4.Le programme	
Annexe	
Conclusion	
Bibliographie	

INTRODUCTION :

Le monde de l'aéronautique comme tout autre domaine et depuis des siècles cherche toujours à améliorer ses services en construisant des appareils et matériels d'exploitation plus rapides et plus performants.

Et pour ce faire, les exploitants et les constructeurs font de plus en plus recours à l'outil informatique, à cet effet, les plans de chargement et de centrage n'ont pas échappé à cette règle, donc l'automatisation de ces derniers est devenue un impératif car on ne peut pas envisager une exploitation rationnelle d'un avion sans assurer une marge de sécurité importante et minimiser les risques d'erreurs.

Dans notre étude, nous essayerons de trouver une solution à la problématique de ces plans de chargement et de centrage en concevant un logiciel informatique qui calcule le centrage et analyse automatiquement les résultats.

Dedicate

Je dédie ce modeste travail:

A mes très chères mère et père.

A mes frères et sœurs.

A toutes ma famille de proche ou de loin.

A tous mes amis et a toutes ma promotion de l'opérations aériennes.

Djahlat simraz

Remerciement

Je remercie dieu qui ma donné la volonté et la patience pour terminer ce travail.

Je tient à remercie mon promoteur M : DRIOUCH, pour son suivit durant la réalisation de ce travail.

Mes remerciements s'adressent aussi à tout le personnel de l'institut d'aéronautique, en particulier M : BENNOUD pour son suivit et ces conseilles.

Ainsi, à tous ceux qui m'ont aidé pendent toutes mes années d'études.

Djahlat simraz

Chapitre 1

Systemes

INTRODUCTION :

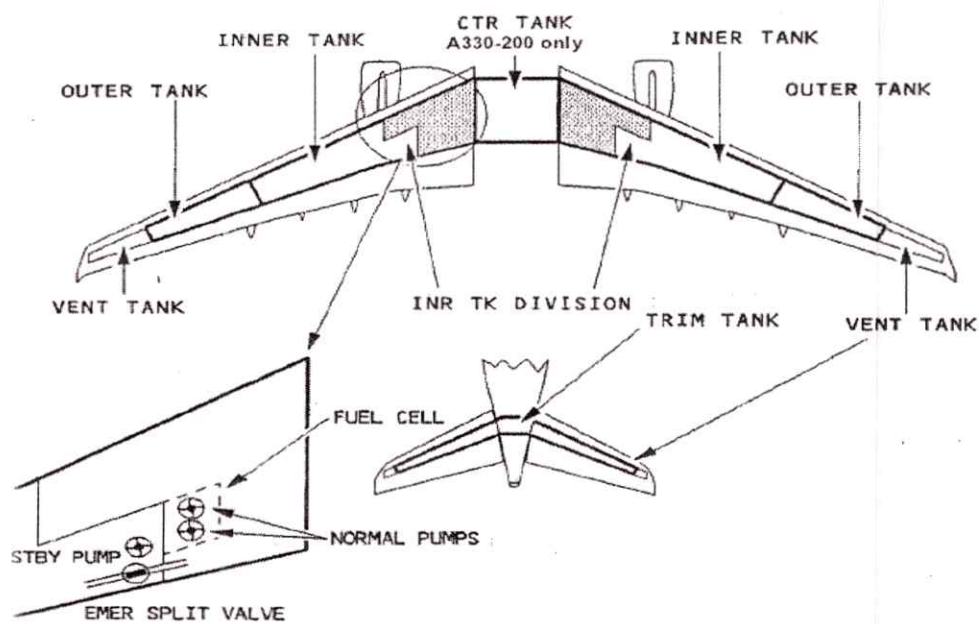
La présente partie décrit des aspects généraux des circuits de carburant d'avion tels que des capacités de carburant, ordinateurs de carburant aussi bien que l'impact sur la position de CG. (Mouvement de CG pendant le réapprovisionnement en combustible et le mouvement CG en vol).

Tous les circuits de carburant d'Airbus décrits dans la présente partie, ont certaines caractéristiques communes, être le plus évident l'endroit des réservoirs de carburant. Ces réservoirs sont placés dans les ailes et le fuselage (réservoir central et réservoirs centraux additionnels. ACTE) et dans un réservoir d'équilibre situé dans le THS (excepté famille A320 et certain avion d'A300/A310). En raison de quelques issues structurales communes à Tout les avions, le réapprovisionnement en combustible et ordres vidangeant suivent les mêmes directives. L'Ordinateurs de carburant à bord de l'avion, contrôlent l'ordre de carburant.

1.2. Réservoirs et capacités (A330/A340) :

1.2.1 A330-200/-300 :

En ce qui concerne du carburant, la différence principale entre les modèles, est que l'A330-200 est adapté avec un réservoir central afin de couvrir des missions de long-gamme que l'A330-300



La table suivante donne le détail de la capacité de réservoirs de carburant sur l'A330.
Capacité de carburant (carburant utilisable). densité : 0.785kg/L

		Outer Tanks (x2)	Inner Tanks (x2)	Trim Tank	Total A330-300	Center Tank	Total A330-200
Volume	Liters	3650	42000	6230	97530	41560	139090
	US Gal	964	11096	1646	25767	10980	36748
Weight	Kg	2865	32970	4890	76560	32625	109185
	Lb	6316	72686	10780	168784	71925	240709

Note : Ces valeurs sont applicables pour tout l'A330-200 et pour A330-300 de MSN 256 et de au-dessus. Pour l'information appropriée, se référer svp au manuel de poids et d'équilibre ou au Manuel De Vol.

1.2.2. Installations carburant :

Tout avion de la famille de longue portée suit fondamentalement les mêmes directives en termes de système carburant. Les différences principales entre les modèles résultent principalement du nombre de moteurs et des réservoirs qui équipent réellement l'avion.

Ordre de n pour tirer profit de la grande quantité du combustible a bord et de l'influence possible cela cette position de carburant peut avoir sur la position de CG, les avions A330/A340 sont équipées d'un Système CG de commande impliquant des transferts de réservoir d'équilibre pendant lequel permet de garder le CG aussi bien que possible à l'arrière pendant le vol pour optimiser la consommation de carburant.

1.2.3. Transferts de carburant :

Ce paragraphe vise à décrire brièvement comment les divers transferts de carburant sont exécutés pendant le vol.

Les cellules de collecteur situées dans les réservoirs intérieurs assurent l'alimentation de moteur. Cela implique que le carburant à partir des autres réservoirs doit être transféré dans les réservoirs intérieurs :

- Deux pompes permettent le transfert à partir du réservoir central (si applicable). Elles fonctionnent sans interruption aussi longtemps qu'il y a du carburant dans le réservoir central.
- Le transfert de carburant à partir des réservoirs externes est fait par gravitation et commandé par des valves de transfert.

Le système de commande de CG. Produit des transferts de réservoir d'équilibre pendant le vol :

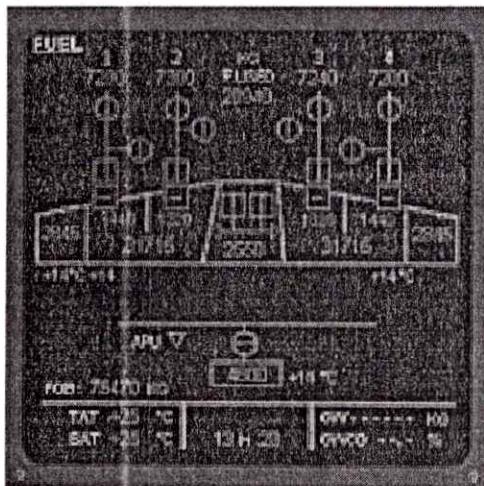
- Expédier les transferts :

Certains avions sont équipés d'un réservoir d'équilibre transfèrent en avant la pompe pour le transferts carburant à partir de réservoir d'équilibre aux réservoirs intérieurs ou au réservoir central. En cas de l'échec de pompe ou si l'avion n'est pas équipé de pompe, ces transferts sont faits par pesanteur.

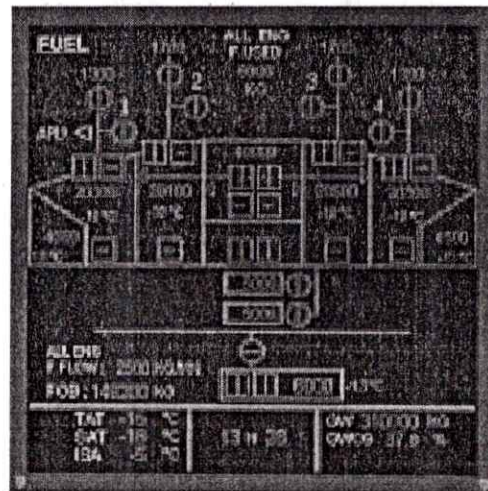
1.3. Commande et indication :

L'avion de famille de longue gamme, l'installation carburant (FCMS : Le système de commande et de surveillance de carburant) est commandé par la commande de deux carburants et les ordinateurs de surveillance (FCMCs). Leurs fonctions principales sont :

- Commande de transfert de carburant
- Poids brut d'avion et calcul de position de CG.
- Centre de la commande de gravité
- Réapprovisionnement en combustible la commande
- La mesure et l'indication de quantité de carburant sur le ECAM et réapprovisionnement en combustible sur le panneau de commande.



A340-200/300 ECAM fuel page



A340-500 ECAM fuel page

Dans L'opération normale, un FCMC est en activité tandis que l'autre est dans la réserve. Le calcul de quantité de carburant exécuté par FCMC est basé sur l'information suivante :

- Volume de carburant des sondes de réservoir
- Densité de carburant des densitomètres
- Angle de stabilisateur horizontal
- Attitude d'avion
- Caractéristiques électriques de carburant des compensateurs

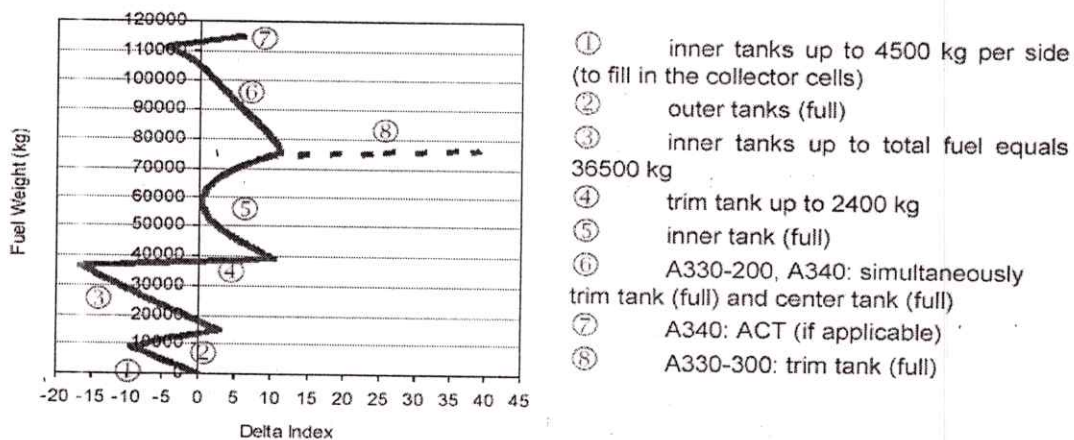
1.4. Voyage de CG Pendant le réapprovisionnement en combustible :

Pendant le réapprovisionnement en combustible automatique, une fois qu'une quantité de carburant a été choisie, tous les réservoirs sont remplis simultanément selon une distribution de carburant donnée.

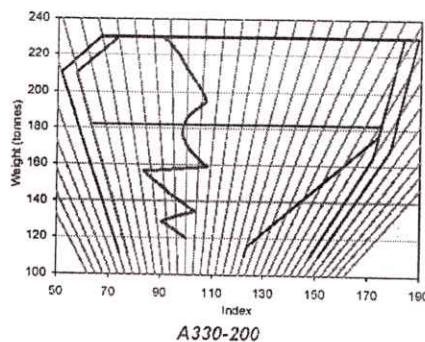
Des modifications de FCMS ont été présentées afin d'optimiser les ordres de carburant par la réduction de gamme de vecteur carburant. L'information suivante est basée sur FCMS 9.0 (10.0), qui est la norme de production à la date de la publication, et sur les capacités de réservoir de carburant mentionnées au-dessus. Veuillez se référer au manuel de poids et d'équilibre pour l'information applicable.

1.4.1. A330-200-300 et A340-200/-300 :

L'ordre de réapprovisionnement en combustible pour A330 et A340-200/-300 est comme suit :



Les graphiques au-dessous illustre l'impact de vecteur carburant sur enveloppes CG Certifié :
 Weight (tonnes)



1.5. Voyage de CG en vol :

1.5.1. Voyage de la brûlure carburant CG :

Ce paragraphe ligne le voyage en vol de CG Dû à l'épuisement, sans la considération du commande CG, qui est détaillée dans le prochain paragraphe.

Comme décrit précédemment, des moteurs sont seulement alimentés des réservoirs intérieurs et ainsi, tout le carburant d'autres réservoirs doit être transférés à l'intérieur, afin d'être brûlés.

En outre, l'ordre de brûlure de carburant pour l'avion de famille long-courrier, et les transferts de carburant associés doivent être conformes avec les contraintes structurales de base (effort de racine d'aile).

Quant aux données de réapprovisionnement en combustible, l'ordre suivant d'épuisement est applicable à la norme de FCMS 9.0 :

a) A330-200/-300 et A340-200/-300 :

- 1/ACTE (si c'est approprié) transféré au réservoir central
- 2/carburant réservoir central (si c'est approprié) transféré aux réservoirs intérieurs
- 3/réservoirs intérieurs vers le bas à un niveau donné (IE 4000 ou 5000 kilogrammes dans chaque réservoir intérieur selon l'avion)
- 4/équilibre de réservoir carburant et transféré aux réservoirs intérieurs
- 5/réservoirs intérieurs est vidés vers le bas à un deuxième donnée de niveau (IE 3500 ou 4000 kilogrammes dedans a chaque réservoir intérieur)
- 6/réservoirs externes remplissent de combustible transféré dans les réservoirs intérieurs
- 7/réservoirs intérieurs (jusqu'à vide)

Tous les transferts mentionnés ici sont contrôlés automatiquement par l'installation carburant.

L'ordre de brûlure de carburant est un vecteur de référence, qui n'est pas strictement suivi en vol comme La position de CG est modifiée par le système de commande CG.

1.5.2. Système de commande de CG :

La position CG de l'avion. Pendant le vol a un impact sur la consommation de carburant. En effet, une position arrière de CG. Réduit la drague et puis implique l'épargne de carburant. C'est la raison pour laquelle le système de commande CG a été présenté sur l'avion de famille Long-courrier

Un transfert arrière finit si une de ces conditions est remplie :

1. le CG Calculé atteint la cible CG. - 0.5%
2. Le réservoir d'équilibre est plein
3. La quantité intérieure de réservoir atteint 6250kg (4000 kilogrammes pour A340-500/-600)
4. L'équipage demande un transfert de carburant manuel (transfert vers l'avant d'équilibre ou transfert à partir des réservoirs centraux ou externes aux réservoirs intérieurs).
5. Le largage est choisi

Puis, pendant la brûlure normale de carburant, le réservoir central et l'épuisement intérieur de réservoirs apporte le CG plus loin à l'arrière. Les transferts automatiques vers l'avant à partir du réservoir d'équilibre (et également du RCT sur A340-500) gardent la position de CG dans la bande de commande de CG. Ces transferts se produisent dans chacune des circonstances suivantes :

1. La position calculée de CG atteint la cible CG. Les arrêts de transfert quand le CG calculé atteint la cible -0.5% de CG.
2. La quantité de carburant dans un des réservoirs intérieurs diminue vers le bas à 4000 kilogrammes (ou 5000 kilogrammes selon l'avion). Les arrêts de transfert quand le niveau atteint 5000 kilogrammes (ou respectivement 6000 kilogrammes).
3. Le FMGS envoie un signal de temps à destination ou l'avion est dans la descente ci-dessous FL245. Dans ce cas-ci, le transfert de carburant continu et s'arrête seulement si les réservoirs d'intérieur débordent.

Ces transferts tiennent compte du déséquilibre potentiel de réservoir qui peut être produit pendant le vol. Au cas où les inners seraient déséquilibrés par plus de 500 kilogrammes, l'un ou l'autre transfèrent en avant est dirigé au réservoir le plus léger ou au transfert arrière est arrêté sur le réservoir le plus léger.

c) Décalages possibles de cible de CG pendant le vol :

Pendant le vol tous les transferts de carburant sont basés sur la position de CG Déterminée par le FCMC, ces positions sont liées au ZFW et les valeurs de ZFCG entrent par le pilote avant vol dans MCDU.

Une détermination indépendante de CG est faite par le FMGC. Si la position de CG calculée par FMGC est trop lointain on arrière, la position de la cible CG dans le FCMC est automatiquement décalé en avant (d'ici 1.5% ou 2%). Si les corrections résultantes ne sont pas assez pour éviter la position de CG à l'excès de FE on déclenche la limite, un avertissement arrière de CG. qui exige un transfert manuel vers l'avant.

l'ordre de n pour protéger la limitation arrière de CG., la cible avance également d'ici 1.5% en cas de dégradation de données FQI ou si FCG/ZFW n'ont pas été écrits ou n'ont pas besoin d'être réinitialisés .

2. Descriptions de cargo prises :

Toutes les plates-formes inférieures d'avion d'Airbus sont divisées en 3 prises de cargaison : expédier (FWD), À L'ARRIÈRE et le VOLUME.

Le FWD et les prises ARRIÈRE sont divisés en 1 ou 2 compartiments, chaque compartiment étant fait de plusieurs place de chargement définir la position de chaque type d'ULD ou la position de la cargaison en bloc charges.

La cargaison tient l'arrangement de position dépend de la longueur de fuselage d'avion.

Systèmes De Chargement De Frêt (CLS) :

La famille de l'avion 2-aisle est équipée d'un chargement semi-automatique et électriquement actionné d système cargaison dans le FWD et les prises ARRIÈRE de cargaison.

Pour la famille A320, excepté l'A318, une option est disponible pour avoir installé le système de chargement de frêt

Ce système de chargement de frêt est compatible avec ULDs conçu pour répondre aux exigences de la classe II conditions des spécifications NAS3610 et fournissent la contrainte individuelle de plaque de base d'ULD. Elles offrent une vraie flexibilité pour le chargement pendant que n'importe quelle position peut être chargée ou restée vide.

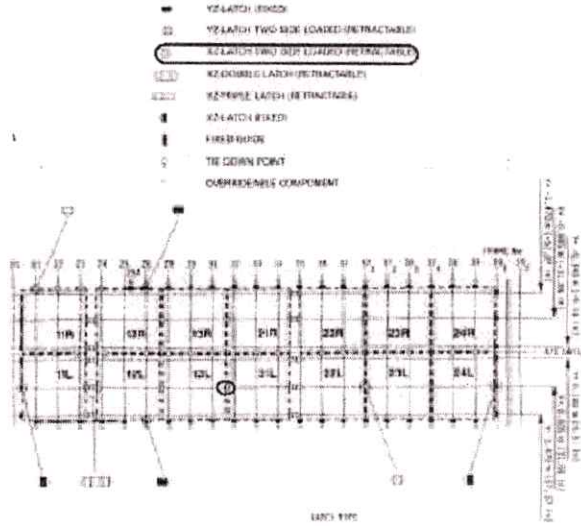
Fermeture et l'ouverture d'ULDs à l'intérieur des soutes est effectué manuellement.

ULDs qui ne s'adaptent pas dans le système de contrainte dû à leur géométrie peuvent être chargés mais elles doit être manipulé de façon que ni l'ULD ni les articles chargés là-dessus ne mette en danger l'avion pendant le vol entier.

Le système de chargement de frêt permet le chargement et le débarquement manuels de l'ULDs si les commandes de puissance être inopérant pour n'importe quelle raison.

Le chargement et le débarquement simultanés du FWD et des prises ARRIÈRE est possible à condition que des critères de stabilité sont rencontrés.

Le système de chargement de fret est équipé de la commande élévation montée par rollertrack Unités de courant électrique (PDU) installées pour le mouvement latéral et longitudinal d'ULDs et commandées par la manche situé dans la porte.



3. moins de papier dans Le poids d'habitacle Et système d'équilibre :

3.1 Généralité :

Moins de papier dans l'habitacle. Le module de poids et d'équilibre est une interface conçue pour le pilote pour l'usage dans l'habitacle de calculer les différents poids et les positions de centre de gravité (CG.) de l'avion et pour les vérifier contre leurs limitations opérationnelles. L'interface fonctionne sur un ordinateur portable équipé du logiciel d'exploitation de Windows.

Moins de paquet de papier d'habitacle est un paquet plus complet comportant du document Consultatif (FCOM et/ou MELS) et de calcul d'exécution (décollage, atterrissage, poids et Équilibre, Vol). Chaque module peut être présent ou pas selon le choix d'opérateur.

L'interface utilisateur de moins de papier dans l'habitacle. Module de poids et d'équilibre (nommé As LPCWBU dans le suivant) emploie les données exclusivement définies par l'administrateur.

En effet, le paquet de LPCWB est fourni pendant qu'une coquille vide et l'administrateur doit alimenter Environnement de LPCWB avec le poids de flotte et les données d'équilibre (caractéristiques principales d'avion, données de carburant réservoirs.) aussi bien que les données opérationnelles (influence des passagers et du chargement de cargaison sur enveloppes opérationnelles CG). L'administrateur définit également la disposition générale et les opérations de l'interface utilisateur en tant que ce dernier est très flexible et peut être adaptée au type de la ligne d'opération aérienne. Pour accomplir ces tâches, l'administrateur emploie les fonctions consacrées du l'interface notamment LPCA d'administrateur et en outre peut sur option employer les fichiers de données complets a produit le logiciel de LTS.

Avec l'interface de LPCWBU, les pilotes définissent la configuration du vol, chargent l'avion avec les passagers, la cargaison et le carburant, et distribuent la charge utile dans la carlingue et dans les prises. Divers des contrôles sont exécutés dans tout le processus de saisie de données et à l'extrémité, le pilote obtient des résultats graphiquement et numériquement.

3.2. Présentation général d'interface :

The screenshot shows a software interface for aircraft performance calculations. It is divided into several sections:

- 1 AIRCRAFT:** Contains fields for Aircraft Type (A340-313), Tail Number (F340A), and Airports (AIP: TLS).
- 2 DEPARTURE <F2>:** A header for the departure section.
- 3 CONFIGURATION <F3>:** Includes dropdown menus for Configuration Code (Summer), Crew (2P), Catering (Type A), and Miscellaneous (NONE). It also displays DDW (134210 kg) and DCGG (28.6 %MAC).
- 4 LOADING <F4>:** Shows PAX (11265/102 To TLS), Cargo (28500 (15600/10 To TLS), Takeoff Fuel (86000), Fuel Density (0.785), Trip Fuel (73000), Underload (3360 kg limited by Landing), Total PAX (11265/102), and Total Cargo (28500 kg).
- 5 INOP ITEM <F5>:** A section for inoperative items, currently showing "NORMAL".
- 6 PAYLOAD DISTRIBUTION <F6>:** Features a diagram of an aircraft with payload distribution points: OA 17 32, OB 8 25 55, OC 26 41 73, CP1 8500, CP2 8500, CP3 8500, CP4 8500, CP5 8500. It also lists various maximum weights: MAX 13308, MAX 28412, MAX 41878, MAX 18208, MAX 5488, MAX FWD 23881, and MAX AFT 18587.
- 7 RESULTS:** A table of calculated values: Payload (40410 kg), Zero Fuel (114520 kg, 33.7 %MAC), Taxi Fuel (86000 kg), Taxi CR (154020 kg, 34.0 %MAC), Trip Fuel (73000 kg), Landing (184620 kg, 34.6 %MAC), and Thrst (8.2 Up). Below the table are navigation buttons: <F2>, <F3>, <All-R>, and <F10>.
- 7 (Graph):** A performance graph showing weight (kg) on the y-axis (0 to 200,000) and MAC (Mean Aerodynamic Chord) on the x-axis (0 to 50). It includes curves for MTOW (134210 kg), MZFW (156000 kg), and MLW (114520 kg).

1. Introduction :

Le but de cette section est de présent l'impact de la position CG de l'avion. Sur l'avion l'exécution et les limites certifiées conçoivent le processus. D'abord il est nécessaire de définir avec précision ce qui est le centre de gravité, la manière de l'exprimer par rapport à la corde de référence (RC) et à détailler les forces appliquées sur l'avion.

2. Définitions :

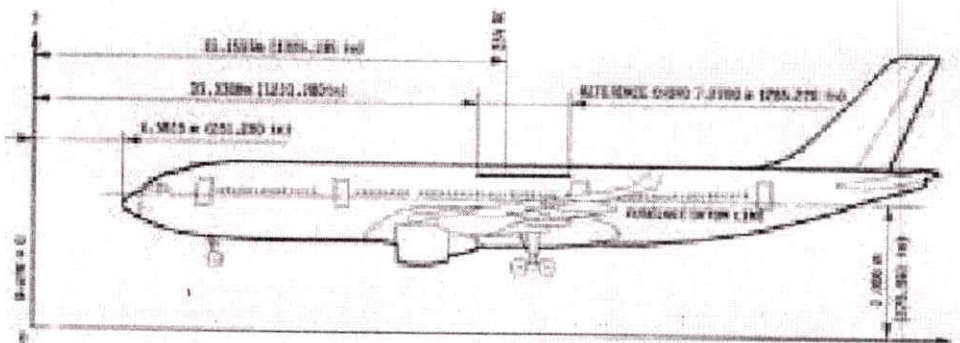
1.1. Centre de gravité (CG.) :

Le centre de gravité ou le CG. est le point où le poids d'avion est appliqué. La position du CG doit rester dans certaines limites pour assurer la manoeuvrabilité et la stabilité de l'avion et aussi l'intégrité de la structure de l'avion.

1.2. Corde Aérodynamique Moyenne (MAC) :

Toutes les limitations et définitions se sont reliées à l'utilisation d'aspects de poids et d'équilibre ce qui s'appelle la Corde aérodynamique moyenne (MAC) ou la corde de référence (RC) Par exemple, la position du centre de gravité (CG.) est habituellement exprimée en termes de pourcentage MAC. Les limites sûr de CG sont également exprimés en termes de pourcentage MAC (le symbole utilisé est %MAC)

Le MAC est une ligne de référence utilisée dans la conception de l'aile ; sa position relativement à l'aile et le fuselage est exactement connue. La position et les dimensions de cette ligne de référence sont mentionné du manuel de poids et d'équilibre (chapitre 1.00.05 page2 de WBM).



- Example of the A330-200 -

Les points importants à noter sont :

1. la position et la dimension de MAC
2. la position du point situé à 25% de la longueur de MAC Ce point est référence quand il vient aux moments de mesure.

Conversion from %MAC to H-arm

$$\%MAC = \left(\frac{H-arm_{CG} - H-arm_{Leading\ Edge\ of\ MAC}}{Length\ of\ MAC} \right) \times 100$$

In the above case, the formula would be: $\%MAC = \frac{H-arm_{CG} - 31.3380}{0.072700}$

$$H-arm_{CG} = H-arm_{Leading\ Edge\ of\ MAC} + \frac{Length\ of\ MAC \times \%MAC}{100}$$

In the above case, the formula would be: $H-arm_{CG} = 31.3380 + \frac{7.27 \times MAC}{100}$

Afin de faciliter le travail d'opérateur, des tables de conversion de H-arm à %RC et la conversion des tables de %RC au H-arm sont disponibles dans le manuel de poids et d'équilibre en chapitre 1.00.06.

1.3 .Masse de base (DOW) :

C'est la masse totale de l'avion en ordre de marche pour une exploitation spécifique déterminée, à l'exclusion du carburant utilisable et de la charge marchande. Cette masse de base comprend :

- L'équipage et ses bagages
- Le commissariat et les équipements mobiles du service passagers
- L'eau potable et les produits chimiques pour les toilettes
- Les équipements de secours spécifiques tels qu'ils sont imposés pour la route prévue
- Le commissariat spécifique tel que Journaux, oreillers, couvertures, etc.

De ce qui vient d'être dit plus haut, il s'ensuit que plusieurs DOW ou corrections à la DOW principale peuvent être publiées dans le manuel d'utilisation (UTI), en fonction de la composition de l'équipage, des équipements passagers, du commissariat, des équipements de secours nécessaires, et en fonction des différentes routes.

1.4. Masse maximale sans carburant (MZFW) :

C'est la masse maximale de l'avion autorisée sans carburant utilisable à bord. Certaines masses de carburant contenues dans certains réservoirs doivent être prises en compte dans la MZFW, lorsque cela est explicitement mentionné dans la partie limitation du manuel UTI.

1.5 .Masse maximale à l'atterrissage (MLW) :

C'est la masse maximale de l'avion autorisée à l'atterrissage en conditions normales (limite structurale).

1.6 Masse maximale au décollage (MTOW) :

C'est la masse maximale de l'avion autorisée au début de roulage avant décollage (limite structurale).

Configuration maximale approuvée en sièges passagers

Pour un avion donné, on détermine le nombre maximum de passagers qu'il est possible de transporter, selon une configuration approuvée par l'autorité et spécifiée dans le manuel UTI. Les sièges de structure réservés à l'équipage de conduite, au poste de pilotage, à l'équipage de cabine, et à l'usage de l'exploitant, ne sont pas pris en compte.

1.7 Carburant au décollage (Take-off fuel) :

La masse du carburant à bord au décollage

1.8 Charge marchande (Traffic Load)(TL) :

C'est la masse totale des passagers bagages, et fret, y compris toute charge non commerciale.

1.9 Charge commerciale ou Payload (PL) :

C'est la masse totale de charge payante (pax, fret, courrier postal).

1.10 Changement de dernière minute (LMC) :

Toute modification de dernière minute qui implique un changement dans la masse de l'avion et son centrage, mais qui ne nécessite pas pour autant de faire de nouveaux devis de masse et de centrage, quand ces modifications de dernière minute restent à l'intérieur des limites autorisées par le manuel UTI.

1.11 Limites certifiées du centre de gravité (CG) :

Les limites entre lesquelles le centre de gravité de l'avion peut se trouver, correspondent aux positions extrêmes du centre de gravité pour lesquelles l'avion a été certifié. L'usage de la plage complète des positions possibles du centre de gravité, présume que la position du centre de gravité a été calculée sans aucune erreur.

1.12 Enveloppe opérationnelle de centrage

C'est l'enveloppe de centrage utilisable en exploitation. Celle-ci est plus restreinte que l'enveloppe certifiée pour tenir compte et compenser les erreurs et écarts tels que les différences existant entre les masses forfaitaires et les masses réelles des passagers, les erreurs dues à l'utilisation du même moment de centrage pour plusieurs rangées de sièges, les écarts de répartition des bagages et du fret dans les différents compartiments, ainsi que la méconnaissance de la masse réelle des bagages, les écarts de centrage causés par la position des trains et des volets, les écarts causés en vol par les déplacements de

l'équipage de cabine et des équipements mobiles des galley, les écarts dus aux procédures d'utilisation du carburant, etc.

L'enveloppe opérationnelle de centrage ne doit jamais être dépassée.

1.13 Index de base (DOI) :

C'est l'index qui correspond à une configuration de masse de base déterminée.

$TOW = DOW + \text{Charge marchande} + \text{Réserves carburant}^* + \text{délestage}$
$LW = DOW + \text{Charge marchande} + \text{Réserves carburant}$
$ZFW = DOW + \text{Charge marchande}$

Remarque :

Les meilleures exécutions de décollage correspondront à une position arrière de CG..

On vol

Plus le CG est on arrière , plus la consommation de carburant est inférieure.

Atterrissage

Plus le CG est on arrière, plus le LD est petit (plus le LW) est grand.

Plus le CG est on arrière, plus l'exécution d'avion est meilleure

Chapitre3

le manuel du poids et d'équilibre

1. Poids et commandes d'équilibres :

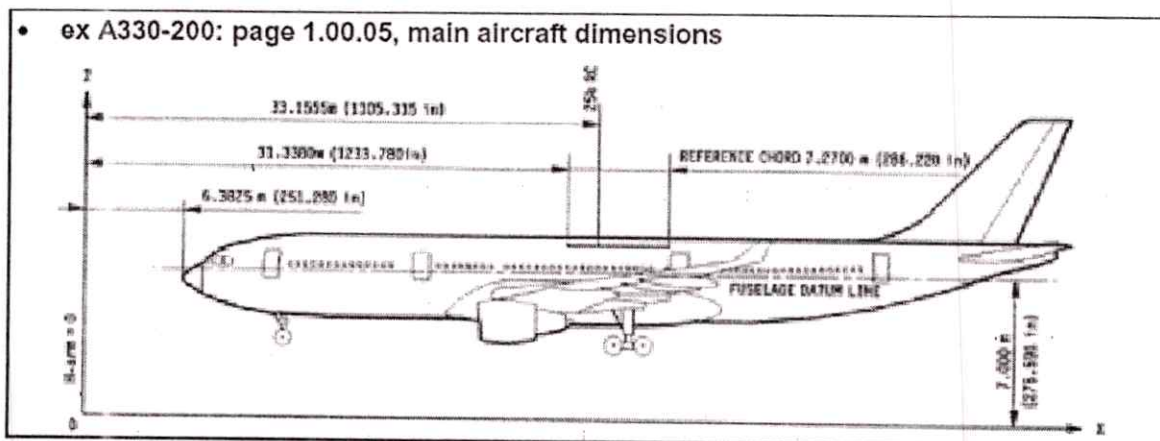
Cette section est divisée en plusieurs parties.

1.1. : GÉNÉRALITÉS :

La présente partie du WBM présente la première information générique telle qu'une liste d'abréviations, différentes définitions de poids et facteurs de conversion.

Alors elle fournit des schémas et une description des caractéristiques générales de l'avion.

A330-200 ex : page 1.00.05, dimensions de l'avion principales

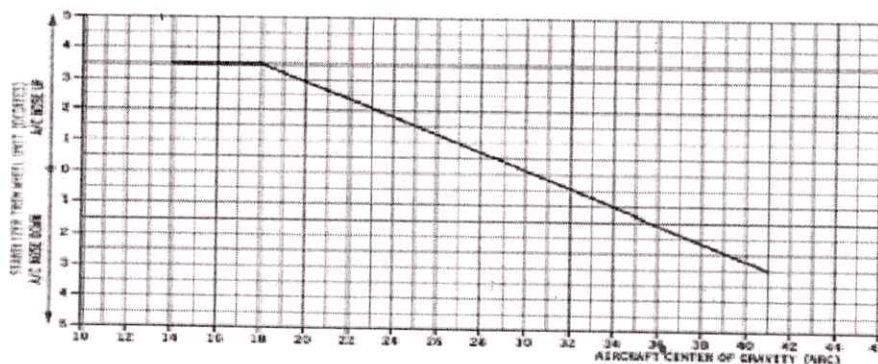


Deux autres informations peuvent être trouvées dans la section 1.00 :

Un graphique important à la page 1.00.09 : l'arrangement de roue d'équilibre de stabilisateur. Ce graphique permet de déterminer l'équilibre correct. Avant le décollage.

09. Stabilizer trim wheel setting

Stabilizer trim wheel setting at take-off may be derived from the figure below for all weights and CG configurations.



L'effet de déplacer les composants (1.00.10) est employé pour déterminer l'influence du rétraction de train d'atterrissage et/ou prolongation de flaps/slats sur la position de CG de l'avion. (voir le B3.1 Principe de calcul d'erreur).

• ex : A330-200

C. Landing gear retraction

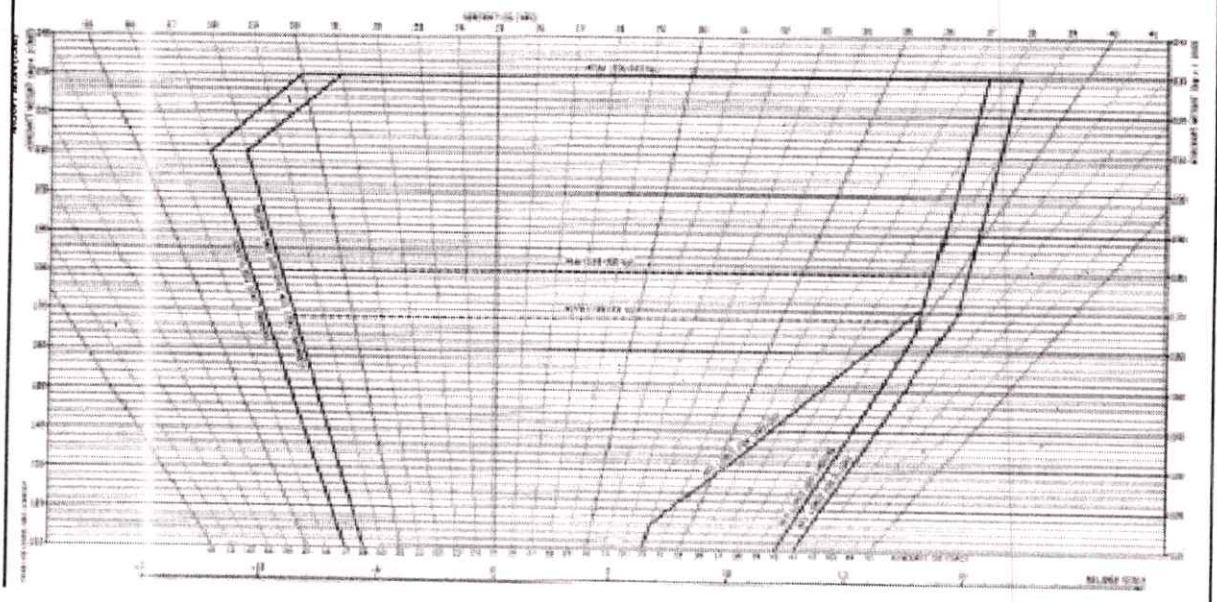
Nose landing gear = - 1 018 kgm
 Main landing gear = - 5 659 kgm

NOTE : *The aircraft is weighed with slats, flaps and thrust reverser retracted.*

1.2. : LIMITATIONS :

Ce chapitre traite les différentes limitations de poids et d'équilibre appliquées à l'avion. Les Premières limites certifiées, c.-à-d. les poids maximum et les limites certifiées de CG. Ces limites certifiées de CG sont le point de départ pour détermination de l'enveloppe opérationnelle de vol

• ex : A330-200



D'autres limitations sont liées au chariot de charge utile : les limites permises pour des charges de cisaillement et des moments de flexion dus à la charge utile (1.10.03) et

1.3 . CARBURANT :

Ce chapitre du WBM décrit l'influence sur la position CG de l'avion de l'utilisation de systèmes du carburant (brûlure de réapprovisionnement en combustible et de carburant).

- **A310, A320 family, A330/340 family**

- C. Fuel volume, density and weight

- All fuel quantities in this manual are given in liters.

- All fuel weights are based on a fuel density of 0.785 kg per liter unless otherwise stated.

- NOTE :** *Variations in actual fuel density due to specific gravity and temperature may result in large weight variations relative to those given in this manual.*

- **A300, A300-600**

- C. Fuel volume, density and weight

- All fuel quantities in this manual are in liters, and all fuel weights are based on a fuel density of 0.782 kg per liter unless otherwise specified.

Il est important de noter la valeur de la densité utilisée dans le WBM

Le détail le réapprovisionnement en combustible d'avion de l'ordre de réservoirs :

- **ex : A330-200**

- 02. Refueling of tanks**

- Refueling is accomplished through two couplings, mounted side by side under the leading edge of the right hand wings.

- The filling of tanks during automatic refueling is performed simultaneously. Refueling is controlled in stages to ensure that a fuel distribution as close as possible to that required is achieved, and that the following order of priority is maintained :

- A. Inner tanks are fueled to 3 000 kg per side.

- B. Outer tanks are fueled to high-level shut-off.

- C. Inner tanks are fueled to 15 385 kg per side.

- D. Trim tank is fueled to 2 400 kg.

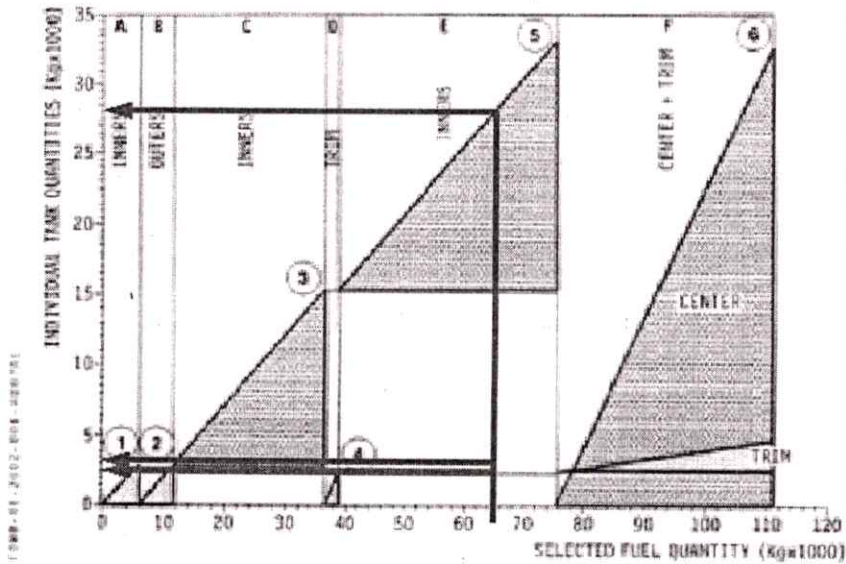
- E. Inner tanks are fueled to high-level shut-off.

- F. Trim tank and center tank are fueled simultaneously, to high-level shut-off.

En utilisant cet ordre il est possible de déterminer pour chaque quantité de carburant à bord de l'avion, comment beaucoup de carburant que chaque réservoir contient.

• ex : A330-200

Selected Fuel quantity 65 000 kg
 25 650 kg per inner tank
 outer full : 2 865 kg per outer tank (density : 0.785 kg/l)
 0.kg in center tank
 2 400 kg in trim tank



Points ① , ③ and ④ are fixed points in kg irrespective of fuel density.

Points ② , ⑤ and ⑥ are variables depending of fuel density.

Refueling is automatically stopped by the Fuel Control and Monitoring System (F.C.M.S) when the selected quantity of fuel has been delivered.

The H-Arm of the fuel as a function of the quantity, after the refueling sequence, is shown in figure 1-20-02A.

Comme remarquable au-dessous du graphique dans cet exemple :

- Des points 1, 3 et 4 sont fixés dans le poids (kilogramme ou livre) indépendamment de la densité de carburant.
- Les points 2, 5 et 6 sont variable dépendre de la densité de carburant.

Ceci explique pourquoi pour une quantité de carburant choisie il pourrait y avoir plus ou moins de carburant dans un réservoir donné selon la valeur de densité de carburant.

C'est particulièrement appréciable pour l'avion d'A330/340, d'A310 et d'A300-600r c'est-à-dire l'avion avec le réservoir de carburant dans le stabilisateur horizontal.

l'addition de n au graphique ci-dessus, un deuxième graphique présente les variations de la position de CG. du carburant chargé sur l'avion et une table donne toutes les coordonnées de ce graphique.

Note : le tableau et le graphique correspondant sont conçus pour la densité standard de carburant de WBM (0.785 kg/l ou 0.782 kg/l), toutes les fois que cette table doit être faite pour une autre densité toute la coupure des points (l'exemple de Cf se dirige 2, 5 et 6) qui dépendent de la densité de carburant doivent être recalculés avec les quantités de carburant correspondantes.

ex : A330-200

OUTER TANK (PER SIDE)

Quantity (l)	H-arm (m)	Y-arm (m)
200	37.386	18.020
400	37.494	18.144
600	37.556	18.229
800	37.610	18.313
1 000	37.655	18.390
1 200	37.705	18.480
1 400	37.742	18.547
1 600	37.806	18.669
1 800	37.856	18.767
2 000	37.926	18.898
2 200	37.986	19.014
2 400	38.062	19.158
2 600	38.135	19.295
2 800	38.212	19.439
3 000	38.295	19.592
3 200	38.378	19.745
3 400	38.463	19.902
3 600	38.555	20.069
3 650	38.579	20.111

Note 1 : Pour les réservoirs internes et externes la quantité est indiquée par côté.

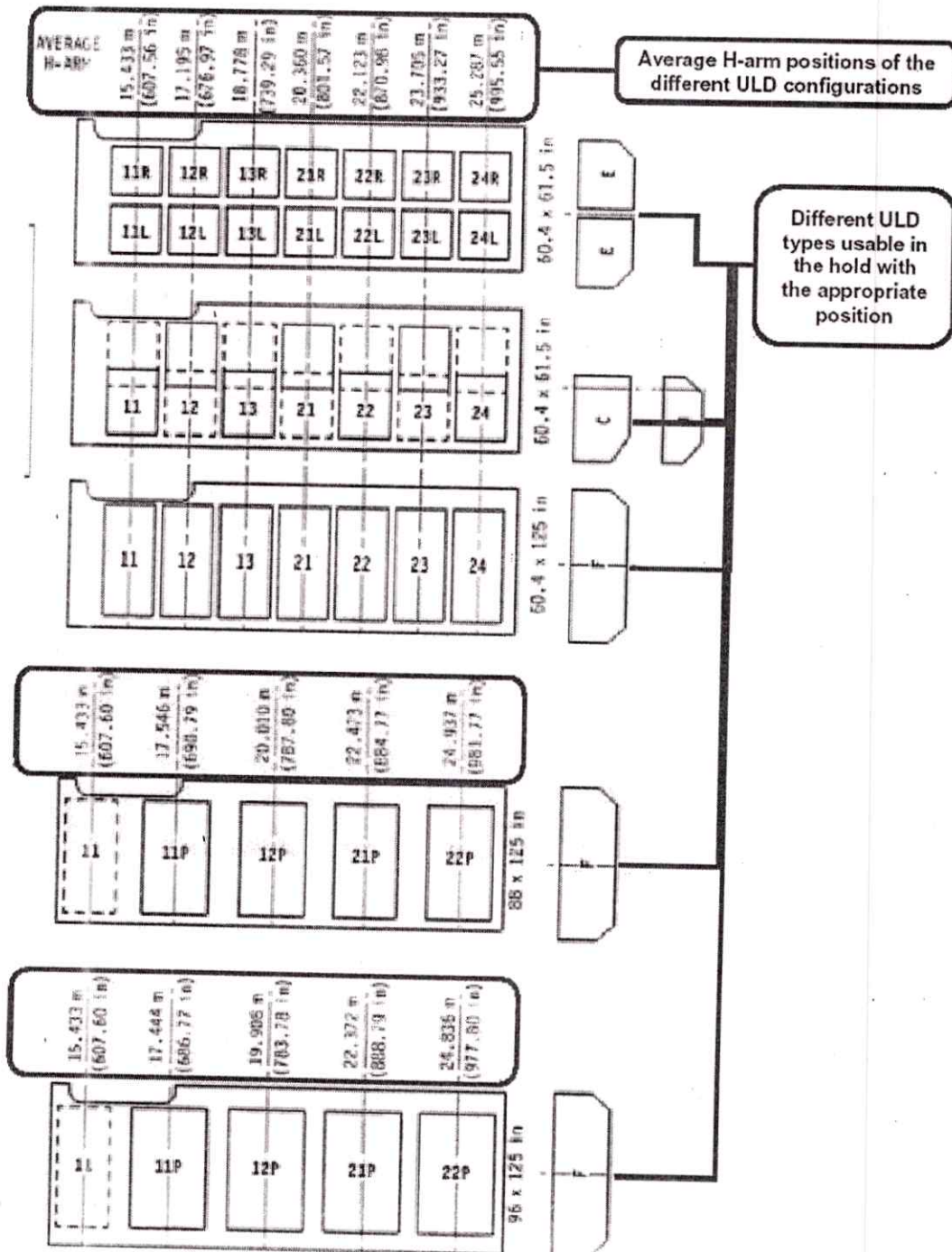
Note 2 : En plus des tables graphiques montrant le CG H-arm et le Y-arm du carburant sont fournis.

1.4. FLUIDES :

Cette section contient l'information sur les fluides à bord de l'avion :

1. Fluides de moteur
2. Huile de APU
3. Fluides de circuits hydrauliques
4. L'eau potable

Ex : A330-200



Note : le paragraphe mentionné ci-dessus peut être présent ou pas selon l'option de cargaison de L'avion.

1.8. Action sur sol :

Cette section contient l'information sur des appuis de levage, pesant sur des crics ou sur des roues, et le CG calculs.

Elle décrit d'abord les endroits pesants de point (1.80.02) et donne ensuite toutes les formules nécessaires au calcul du poids et du CG d'un avion pesé sur les roues (1.80.04) et pesé sur les crics (1.80.05)

La section 1.80.06 donne la liste de déplacement d' Equipment/component : l'information sur le poids et le H-arm d'équipement normalement démontable de l'avion pour des entretiens. Ceux-ci l'équipement font partie de l'aile (lamelles, ailerons), d'une partie du pylône de moteur et de nacelle, portes.

2. porter du poids :

Ce sous chapitre contient les documents fournis avec l'avion à la livraison :

- 2.10 : Rapport pesant de la livraison qui contient des données pour établir l'avion Poids à vide opérationnel (OEW) et poids à vide de fabricant (MIAULER) et positions correspondantes de CG..

- 2.20 : Pesant là liste de contrôle qui décrit chaque position et unité d'article poids. Au cas où l'article ne serait pas présent pendant l'avion pesant il devrait être mentionné dans cette section.

07. OEW and MEW established from weighing

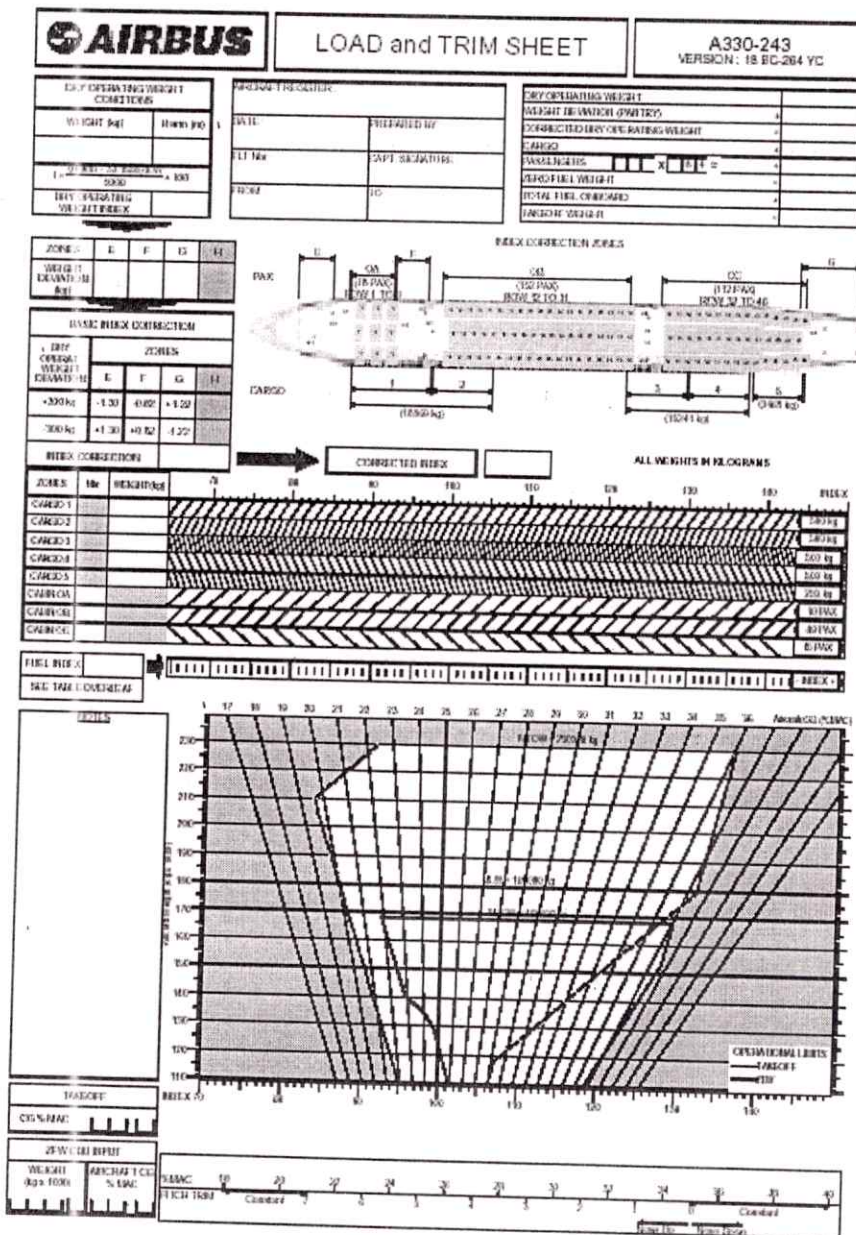
A. Operating Empty Weight (OEW)

ITEM DESCRIPTION	WEIGHT (kg)	H-ARM (m)	MOMENT (kgm)
Basic corrected weight (paragraph 06)			
Operator's items missing (detailed in the weighing check list)			
OEW			
H-arm = % RC = (H-arm - 31.338)/0.0727			

3. Introduction de conception de diagramme d'équilibre :

Le but de cette section est de détailler le processus entier, que cela mène à la production de diagramme d'équilibre et de l'AHM560 correspondant. Il décrit d'abord les outils de calcul qui sont utilisé (moment et index), puis le calcul de l'influence sur le CG de l'avion de tout chargement d'article, et finalement la méthode pour déterminer les limites opérationnelles de l'avion.

Masse Avion (kg x 1000)



3.1.3 Index :

a) Définition :

L'index est des moyens à tous les deux réduisent des figures manoeuvrées par l'utilisateur, et représentent le poids et l'endroit de chaque article.

$$Index_{item} = I_{item} = \frac{Moment_{item}}{C} + K = \frac{W \times (H - arm_{item} - H)}{C} + K$$

C'est une valeur sans unité. Dans le chapitre suivant il peut apparaître comme unité internationale : Unité D'Index.

Deux constantes apparaissent dans cette formule :

C : constante qui laisse avoir des figures plus réalisables. Elle a les mêmes unités que le moment (kg.m ou lb.in).

K : la constante qui est placée de sorte que le ZF final et à la valeur d'index n'est jamais négative.

La valeur de ces constantes dépend du type d'avion et de la politique de ligne aérienne. Mais habituellement,

Airbus applique les constantes suivantes à son avion :

		A300B2 / A300B4	A300-600 / A310	A318	A319 / A320 / A321	A330 / A340	A340-500 / A340-600
C	(kg,m)	2 000	1 000	500	1 000	2 500	5000
	(lb.in)	200 000	100 000	40 000	100 000	200 000	500 000
K		50	40	50	50	100	100

Note : deux formules différentes d'index peuvent être employées selon l'unité du H-arm d'article : longueur (m ou dedans) ou %MAC.

$$Index = \frac{Weight \times (H - arm_{item} - H_{25})}{C} + K = Weight \times (\%MAC_{item} - 25) \times C' + K$$

$$with : C' = \frac{Length\ of\ RC}{100 \times C}$$

b) Index : Variation d'index pour tout article additionnel chargé

Pour n'importe quel article chargé à bord de l'avion, la variation d'index due à ce chargement spécifique peut être déterminer

$$\Delta \text{Index}_{\text{Additional Item}} = \frac{\text{Moment}_{\text{Additional Item}}}{C}$$

c) Index de ZF et TO classer la détermination :

Déterminer ainsi les zéro index de carburant et de décollage de l'avion nous pouvons employer ce qui suit :

$$\text{ZF Index} = \text{Index}_{\text{empty aircraft}} + \Delta \text{Index}_{\text{on board passenger}} + \Delta \text{Index}_{\text{loaded cargo}}$$

$$\text{TO Index} = \text{Index}_{\text{empty aircraft}} + \Delta \text{Index}_{\text{on board passenger}} + \Delta \text{Index}_{\text{loaded cargo}} + \Delta \text{Index}_{\text{fuel on board}}$$

Alors il est possible de déterminer le moment correspondant à l'index résultant et puis position correspondante de CG..

Dont le paragraphe suivant, la méthode pour déterminer l'index pour n'importe quel article a chargé sur l'avion est détaillé (les passagers, la cargaison, le carburant, la restauration additionnelle).

4. Calcul de variation d'index :

Le calcul de variation d'index est employé pour compléter le document AHM560 et pour concevoir Diagramme d'équilibre.

4.1. Index pour un article :

$$\Delta \text{Index}_{\text{item}} = \frac{\text{Moment}_{\text{item}}}{C} = \frac{\text{Weight}_{\text{item}} \times (H - \text{arm}_{\text{item}} - H_{25})}{C}$$

. L'index est calculé pour toute personne ou l'article qui peuvent être chargés à bord de l'avion. Dans l'AHM560, des chiffres d'index sont habituellement donnés pour 1 kilogramme (ou 1 livre) de poids.

l'article de 1 poids et le bras H d'article est lu dans le manuel de poids et d'équilibre.

4.2. Index pour le membre additionnel d'équipage :

Le chapitre de personnel de WBM 1.40 fournit l'information sur la position de tout l'équipage de vol et de carlingue sièges.

- Ex : A330-200 additional Flight crew member

02. Flight crew members

The flight compartment arrangement is shown in figure 1-40-02.

The flight compartment accommodates four occupants :

- Two pilots (Captain and first officer),
- Third occupant : located at the rear of the pedestal,
- Fourth occupant : located at the rear of the compartment on RH side.

The take-off and landing H-arm positions for the flight crew members are shown on the table below.

NUMBER SEAT	FLIGHT CREW	H-ARM	
		(m)	(in)
1	Captain	8.872	349.29
1	First officer	8.872	349.29
1	Third occupant	9.800	385.83
1	Fourth occupant	9.850	387.80

$$H_{25} = 33.1555 \text{ m}, \quad C = 2500 \text{ kg.m}, \quad K = 100$$

$$\Delta \text{Index}(1\text{kg})_{\text{Flight Crew Third occupant}} = \frac{1 \times (9.8 - H_{25})}{C} = \frac{(9.8 - 33.1555)}{2500} = -0.00934 \text{ IU/kg}$$

So for one additional person in the cockpit (85 kg) : $\Delta \text{Index}(85\text{kg}) = -0.794 \text{ IU}$

Note 1 : le principe de calcul est le même pour des membres d'équipage de carlingue.

Note 2 : dans l'AHM560, parce que l'information de membres d'équipage de cockpit est montré comme montré ci-dessous.

. COCKPIT

.1 Number of seats and average station

Maximum number of cockpit seats	Length of arm from reference station	Index influence per 1 kg
	meters	
4	-23.807	-0.00952

Remarque:

La valeur d'index est indiquée pour le H-arm moyen des 4 positions de cockpit.

$$H - arm_{Cockpit\ average} = \frac{H - arm_{Captain} + H - arm_{First\ Officer} + H - arm_{Third\ occupant} + H - arm_{Fourth\ occupant}}{4}$$

$$\Delta Index(1kg)_{Cockpit\ average} = \frac{(H - arm_{Cockpit\ average} - H_{25})}{C}$$

4.3. Index pour embarquer de passager :

Le chapitre de personnel de WBM 1.40 fournit l'information sur le H-arm de chaque position CG rangée de siège de passager

Pour chaque rangée de siège de fenêtre et chaque rangée centrale de siège, l'index est calculé.

• Ex : A330-200 seat row positions

Row N°	WINDOW SEATS (lines A,C,H,K)				CENTER SEATS (lines D,E,F,G)		
	H-ARM		NUMBER PAX		H-ARM		NUMBER PAX
	(m)	(in)	LH	RH	(m)	(in)	PAX
1	-	-	-	-	13.885	546.65	2
2	14.520	571.65	2	2	14.901	588.65	2
3	15.536	611.65	2	2	15.917	626.65	2
4	16.552	651.65	2	2	16.933	666.65	2
5	17.568	691.65	2	2	17.949	706.65	2
6	18.584	731.65	2	2	18.965	746.65	2

Note : passenger seat CG is usually located in the middle of the seat.

$H_{25} = 33.1555\ m, \quad C = 2500\ kg.m, \quad K = 100$

$$\Delta Index(1kg)_{Center\ seat\ row\ 1} = \frac{1 \times (13.885 - H_{25})}{C} = \frac{(13.885 - 33.1555)}{2500} = -0.00771\ IU/kg$$

$$\Delta Index(1kg)_{Window\ seat\ row\ 2\ LH} = \Delta Index(1kg)_{Window\ seat\ row\ 2\ RH}$$

$$= \frac{1 \times (14.520 - H_{25})}{C} = \frac{(14.520 - 33.1555)}{2500} = -0.00745\ IU/kg$$

Ces valeurs d'index par kilogramme sont présentées dans l'AHM560, néanmoins sur le manuel de diagramme d'équilibre il n'est pas possible de tenir compte de l'index de chaque rangée individuelle.

Ainsi la carlingue d'avion est divisée en plusieurs sections de pièces (habituellement 2 à 4) et influence générique est déterminé pour chaque carlingue.

• Ex : A330-200 Cabin OA influence



First step is to determine each cabin weighted average H-arm.

$$H - arm_{OA} = \frac{(H - arm_{C1} \times 2 + H - arm_{C2} \times 2 + \dots + H - arm_{C6} \times 2) + (H - arm_{W1} \times 4 + \dots + H - arm_{W6} \times 4)}{32}$$

$$= 16.5 \text{ m}$$

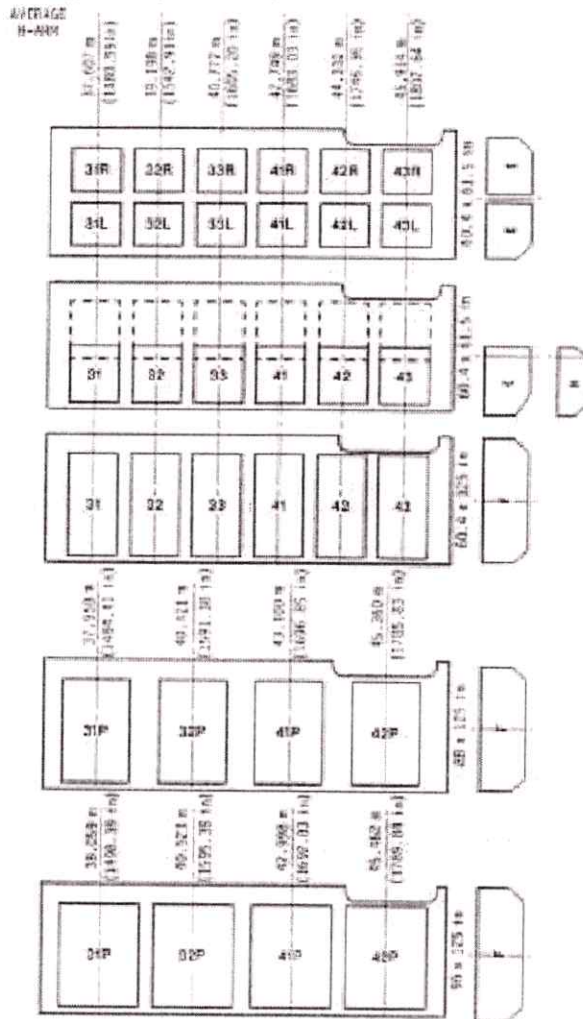
$$\Delta Index(1kg)_{Cabin OA} = \frac{1 \times (16.5 - H_{25})}{C} = \frac{(16.5 - 33.1555)}{2500} = -0.00666 \text{ IU/kg}$$

4.4. Index pour le chargement de cargaison :

Le chapitre 1.60 de cargaison de WBM fournit l'information sur le H-arm de la position de CG cargaison. Pour chaque type cargaison (réceptif, palettes ou volume).

Pour chaque type de cargaison et sur chaque position de cargaison l'index est calculé.

• Ex : A330-200 AFT cargo compartment positions



• Position 31

Containers : H-arm_{average} = 37.607 m

$$\Delta \text{Index}(1\text{kg})_{31} = \Delta \text{Index}(1\text{kg})_{31R} = \Delta \text{Index}(1\text{kg})_{31L}$$

$$= \frac{1 \times (37.607 - H_{25})}{C} = \frac{(37.607 - 33.1555)}{2500} = +0.00178 \text{ IU/kg}$$

Pallets 88" : H-arm_{average} = 37.958 m

$$\Delta \text{Index}(1\text{kg})_{31P \text{ Pallet } 88"} = \frac{1 \times (37.958 - H_{25})}{C} = \frac{(37.958 - 33.1555)}{2500} = +0.00192 \text{ IU/kg}$$

Pallets 96" : $H_{\text{arm}_{\text{average}}}=38.095 \text{ m}$

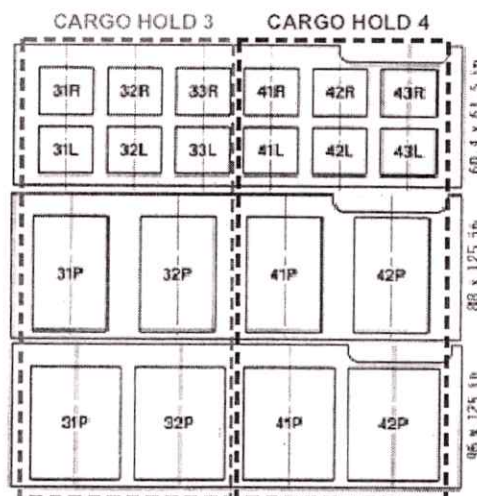
$$\Delta \text{Index}(1\text{kg})_{31\text{P Pallet } 96''} = \frac{1 \times (38.095 - H_{25})}{C} = \frac{(38.095 - 33.1555)}{2500} = +0.00198 \text{ IU/kg}$$

Note : Chaque H-arm d'article représente la position CG de la charge,

Ces valeurs d'index par kilogramme sont présentées dans l'AHM560, néanmoins sur le manuel de diagramme d'équilibre il n'est pas possible de tenir compte de l'index de chaque position individuelle de cargaison et chacun type individuel de cargaison.

Ainsi la cargaison chargée est divisée en prises de cargaison et une influence générique est déterminée pour chacun prise.

- Ex : A330-200 AFT cargo holds



First step is to determine each cargo hold weighted average H-arm.

Containers : Max weight = $2 \times 1587 \text{ kg} = 3174 \text{ kg}$

Pallets 88" : Max weight = 4626 kg

Pallets 96" : Max weight = 5103 kg

$$H_{\text{Cargo3}} = \frac{(H_{31} + H_{32} + H_{33}) \times 3174 + (H_{31\text{P } 88''} + H_{32\text{P } 88''}) \times 4626 + (H_{31\text{P } 96''} + H_{32\text{P } 96''}) \times 5103}{3 \times 3174 + 2 \times 4626 + 2 \times 5103}$$

$$= 39.225 \text{ m}$$

$$\Delta \text{Index}(1\text{kg})_{\text{Cargo3}} = \frac{1 \times (39.225 - H_{25})}{C} = \frac{(39.225 - 33.1555)}{2500} = +0.00243 \text{ IU/kg}$$

De nouveau ,à l'exemple précédent, la quantité de carburant externe (un côté) était de 2865 kilogrammes, c.-à-d. 3650 l à 0.785 kg/l. Le H-arm correspondant est donc de 38.579 m pour les deux réservoirs externes (la même quantité dans tous les deux tanks).

En utilisant les tables correspondantes pour les réservoirs intérieur et équilibrer, nous peut déduire :

inner : 25935 kilogrammes centrés à 31.287 m

Équilibre : 2400 kilogrammes centrés à 59.096 m.

Grâce à ces différentes tables de réservoir de carburant, nous pouvons maintenant déterminer la position CG du carburant total.égale à la moyenne pesée des différentes positions CG du réservoir..

Total fuel = 60000 kg

Outer (one side) = 2865 kg centered at 38.579 m

Inner (one side) = 25935 kg centered at 31.287 m

Trim = 2400 kg centered at 59.096 m

The total fuel CG position is:

$$\text{TotalFuelCG} = \frac{2 \times 2865 \times 38.579 + 2 \times 25935 \times 31.287 + 2400 \times 59.096}{60000} = 33.096 \text{ m}$$

c) Détermination du vecteur de carburant après le processus de réapprovisionnement en combustible :

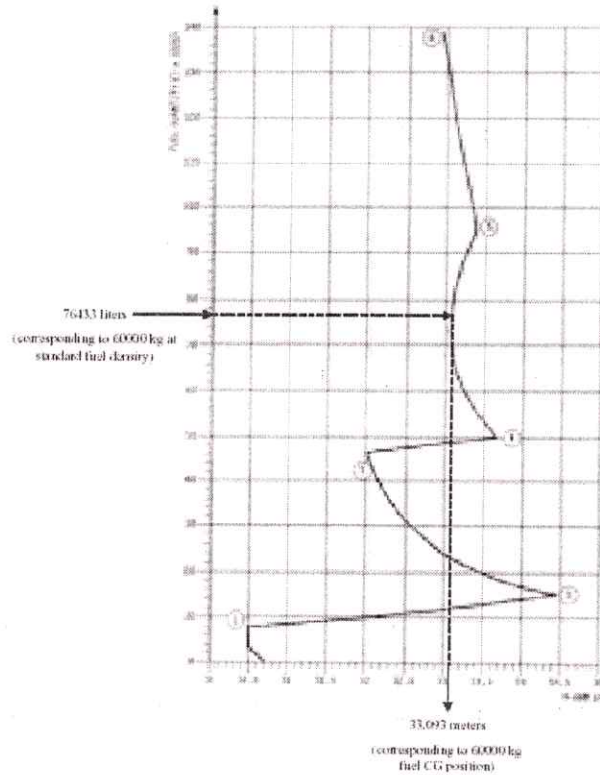
Le processus ci-dessus doit être répété pour des quantités de carburant total de zéro à une valeur complète.

Du manuel de poids et d'équilibre le résultat de vecteur de carburant est montré dans un graphique avec la quantité de carburant en litre on axe verticaux et H-arm on mètre sur l'axe horizontal . C'est important de noter que ce vecteur de carburant dépend de la densité de carburant. En fait, coupure de poids les points de l'ordre de réapprovisionnement en combustible automatique mènent à différents volumes selon la densité de carburant et ainsi, la forme du vecteur de carburant est effectuée.

Dont WBM, le vecteur de réapprovisionnement en combustible automatique de carburant est représenté seulement à la densité de carburant standard:

0.785 kg/l. Pour obtenir le vecteur de carburant à une autre densité de carburant, la totalité au-dessus du processus doit être répété pour différentes valeurs des points d'arrêt de réapprovisionnement en combustible d'ordre automatiques.

- Ex : WEM A330-200 Automatic Refueling Fuel Vector at standard fuel density 0.785 kg/l



Grâce au vecteur de carburant et d'une densité donnée de carburant (ici, 0.785 kg/l), pour toute quantité de carburant, la position correspondante du CG carburant peut être facilement trouvée. Selon l'exemple précédent, pour 60000 kilogrammes de FOB (équivalent à 76433 litres à la densité de carburant 0.785 kg/l) la position correspondante du CG carburant est 33.093m (comme calculé ci-dessus).

d) Détermination du vecteur de carburant exprimé en $\tilde{\text{index}}$ après le processus de réapprovisionnement en combustible :

Maintenant, pour le but de production de diagramme d'équilibre, nous devons faire exprimer ce vecteur de carburant dans l'index en fonction du poids de carburant. Ceci est réalisé que on convertit les valeurs de volume en valeurs poids et valeurs convertissant de H-arm dans l'index.

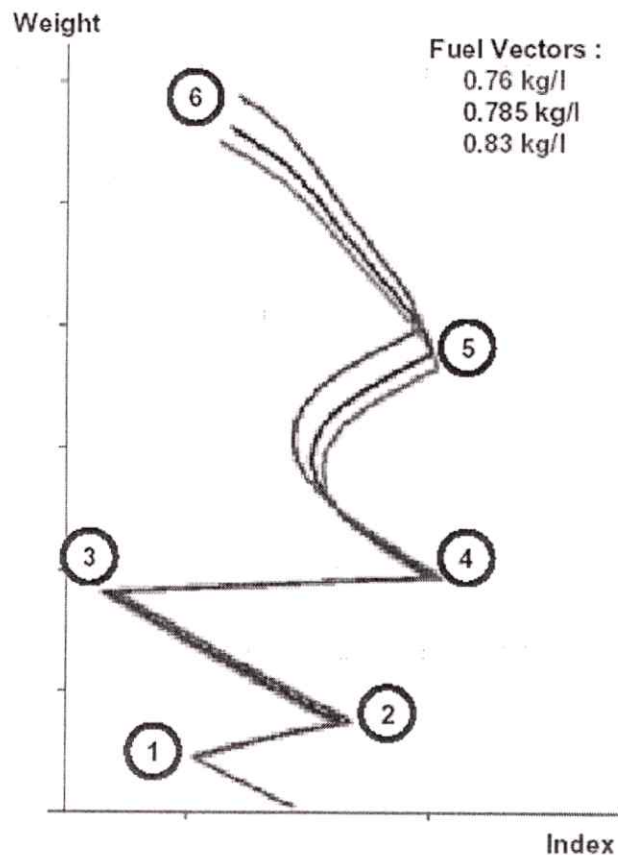
$$\Delta \text{Index}_{\text{fuel Weight}} = \frac{W_{\text{Fuel}} \times (H - \text{arm}_{\text{fuel}} - H_{\text{Ref}})}{C}$$

Un nouveau vecteur de carburant est obtenu on donnant pour n'importe quel poids de carburant l'impact dans la limite de l'index. Quant au Vecteur de carburant de WBM (exprimé en H-arm en fonction du volume de carburant), ce nouveau vecteur de carburant dépend également de la densité de carburant.

le graphique Ci-dessous présente deux vecteurs de carburant pour deux densités différentes de carburant : le standard 0.785kg/l et un plus haut 0.83 kg/l.

Les différences entre les deux vecteurs de carburant sont dues à la définition des points d'arrêt du ordre de réapprovisionnement en combustible automatique. Puis, ces différences sont plus importantes aux points d'arrêt où le tank(s) impliqué a (ont) une grande capacité ou un grand bras de levier comparé au levier référence de bras.

• Ex : A330-200 Automatic Refueling Fuel Vector



Du graphique ci-dessus, il peut noter que la variation de densité de carburant a un double effet sur Le vecteur de carburant :

1. Une déformation verticale (déformation de poids) augmentant avec la quantité de carburant et affectant des points définis en volume (2, 5 et 6)
2. Une déformation horizontale (déformation d'index) augmentant avec le H-arm de réservoir comparé à la référence de H et affectant le point défini dans le poids (1, 3 et 4).

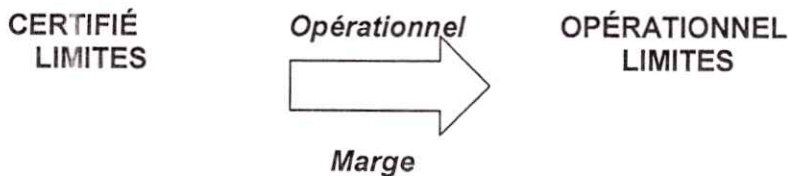
5. DÉTERMINATION OPÉRATIONNELLE DE LIMITES :

5.1. Principe de calcul :

La détermination de la position CG de l'avion. en utilisant un papier ou une feuille d'équilibre automatisée est affecté par inexactitude sur l'influence du chargement d'article sur la position finale de CG de l'avion..

En outre la position de CG de l'avion change pendant le vol en raison de se déplacer les différent d'articles (train d'atterrissage.)

Avant le vol la position CG de l'avion doit être vérifié contre les trois enveloppes certifiées. Dû aux incertitudes de position de CG. Quelques marges doivent être déterminées entre les enveloppes certifié et celles utilisées sur l'équilibre couvrent : les limites opérationnelles.



Sur le diagramme d'équilibre les 3 limites opérationnelles. Décollage, atterrissage et en vol. ne pas être représenté parce que même si le contrôle de position CG du décollage contre sa limite correspondante peut être fait d'après un manuel ou un calcul automatisé, la détermination de CG d'atterrissage et en outre les positions CG en vol sur un document de papier est beaucoup plus difficile, il est impossible de vérifier ces positions CG contre leurs limites CG correspondantes. Ainsi sur des diagrammes d'équilibre deux limites opérationnelles sont représentées :

- Limite opérationnelle de décollage
- Limite opérationnelle zéro fuel

La limite zéro fuel est déterminé pour s'assurer que pendant le vol entier et à débarquer l'avion Le CG demeure dans les limites.

5.2. Met en marge la méthode de détermination :

5.2.1. Méthode :

Pour déterminer l'avion ZFW, la position de REMORQUAGE et de CG pendant le vol on doit savoir :

- position CG et poids de l'avion avant de charger tout article
- poids et position de chaque article chargé sur l'avion (cargaison, Pax, carburant, quel article additionnel)
- mouvements possibles de CG dus aux articles mobiles pendant le vol.

Une inexactitude sur la valeur finale de CG peut être présentée en raison d'un manque de précision l'un ou l'autre dans le poids d'article, ou sur son endroit et/ou position de CG.

Toute l'inexactitude possible faite sur l'évaluation de CG résultera d'une combinaison de tout les différentes erreurs :

- en raison des conditions initiales (avion Dow et DOCG)

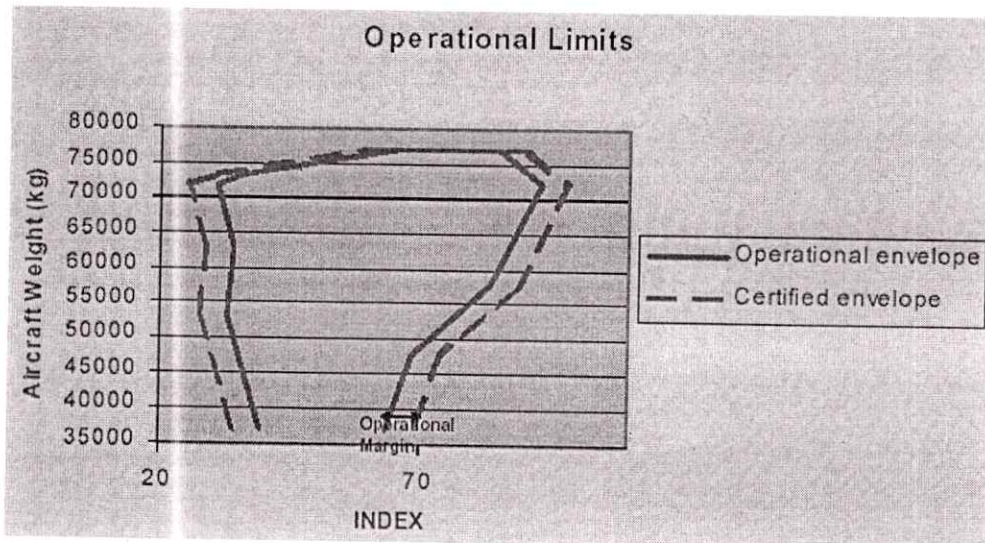
- en raison du chargement de cargaison
- en raison d'embarquer de passager
- en raison du chargement de carburant.

En plus de ces sources d'inexactitude, la méthode employée pour déterminer le CG de l'avion peut également ajouter une source d'inexactitude si elle a besoin d'index arrondissant ou classer l'interpolation.

L'avion ZFW, calcul de position de REMORQUAGE et de CG est basé sur la correspondance configuration initiale d'avion au Dow et au DOCG. En raison de quelques mouvements d'article pendant le vol la configuration de l'avion peut changer, ce mouvement de CG doit être prise en considération dans la détermination limite opérationnel.

Les marges opérationnelles sont la somme de toute les inexactitude possible et le Mouvements CG de l'avion possible dus à :

- mouvements de train d'atterrissage
- mouvements de flaps/slats
- mouvements de l'eau
- mouvements dans la carlingue.



Les paragraphes suivants détaillent chaque évaluation d'erreur et de mouvement de CG.

La méthode est de déterminer l'influence que chaque manque de précision ou de chaque mouvement de CG avoir sur la position finale de CG de l'avion. Cette influence peut être mesurée comme différence entre l'index final de document de réglage et l'index sans lequel résulterait d'un calcul exactitude.

Marges opérationnelles = (vrai moment d'avion). (Assumé Moment D'Avion)

Note : les inexactitudes et les mouvements peuvent décaler le CG de l'avion, en avant ou en arrière. Si le CG, décale expédier les diminutions de H-arm de CG, et ainsi les diminutions résultantes de moment. L'inexactitude du décalage du CG, réduit en avant le moment total de l'avion ainsi ces résultats d'inexactitude ou de mouvement dans un moment négatif.

<i>CG moves FWD</i>	<i>moment < 0</i>
<i>CG moves AFT</i>	<i>moment > 0</i>

5.2.2. Détermination résultante de moments :

Après l'évaluation des différents moments correspondant à chaque manque de précision et/ou à chacun mouvement il est nécessaire de déterminer leur effet total du moment en limite. Cette définition totale d'effet dépend du type de situation.

Laisse considérer tout effet (e) est fait de plusieurs effets E1, d'individu... en E2, par exemple l'effet résultant de chargement de cargaison est a fait des effets dus à la cargaison différente, compartiments.

Quand les différents effets sont **SYSTÉMATIQUES** (s'ils se produisent sûrement à chaque vol) puis ils **CUMULÉ** et tout effet est, $E = E_1 + E_2 + \dots + E_n$
on lui dit également qu'ils sont **NON ALÉATOIRES** ou **DÉPENDANTS**,

Quand les différents effets sont **NON SYSTÉMATIQUES** (s'ils peuvent se produire ou pas à chaque vol) alors ils peuvent **COMPENSER** et tout effet est,

$$E = \sqrt{E_1^2 + E_2^2 + \dots + E_n^2}$$

Alors pendant la vie d'avion, entre deux weighings, son poids et position de CG. peuvent être modifiés après des tâches d'entretien ou des modifications intérieures de carlingue, peintures. Dans ce cas le Dow et Des valeurs de DOCG employées pour écrire les documents de chargement et de réglage devraient être modifiées. Selon des règlements d'aviation le document de Dow et amendement de valeurs de document de DOCG est obligatoire dès que

$$DOW_{document} - 0.5\%MLW \leq DOW_{aircraft} \leq DOW_{document} + 0.5\%MLW$$

$$DOCG_{document} - 0.5\%Length\ of\ RC \leq DOCG_{aircraft} \leq DOCG_{document} + 0.5\%Length\ of\ RC$$

b) Inexactitude sur des données initiales :

En conclusion aux rapports ci-dessus, le Dow et le DOCG ont supposé utilisé dans le chargement et équilibrer des documents des avion avec une inexactitude tolérable de $\pm 0.5\%MLW$ pour le poids et 0.5% de la longueur de référence de la corde pour la position de CG.

• **Ex: A320 in the following configuration:**

MLW = 64 500 kg,
DOW = 39 400 kg
RC = 4.1935 m

The weight allowance is $\pm 0.5\%$ of 64 500 kg = ± 322.5 kg

The CG position allowance is $\pm 0.5\%$ of 4.1935m = ± 0.0210 m

Then the aircraft weight and CG position can vary within the following values:

$$DOW_{document} - 322\ kg \leq DOW \leq DOW_{document} + 322\ kg$$

$$DOCG_{document} - 0.021\ m \leq CG \leq DOCG_{document} + 0.021\ m$$

5.3.2. Effet sur la position finale de CG de l'avion :

L'inexactitude sur la position CG initiale de l'avion produira d'une inexactitude sur le CG final placé (ZFCG ou TOCG) qui peut être déterminé dans la limite du moment (E DOCG)

$E\ DOCG = \text{Vrai Moment D'Avion} - \text{Moment Assumé D'Avion}$

$$E_{\text{DOCG}} = \text{Real Aircraft Moment} - \text{Assumed Aircraft Moment}$$

$$E_{\text{DOCG}} = \text{DOW}_{\text{real}} \times (\text{H-arm}_{\text{real}} - H_{25}) - \text{DOW}_{\text{assumed}} \times (\text{H-arm}_{\text{assumed}} - H_{25})$$

In the following we consider that $\text{DOW}_{\text{real}} \approx \text{DOW}_{\text{assumed}}$ so

$$E_{\text{DOCG}} = \text{DOW}_{\text{assumed}} \times (\text{H-arm}_{\text{real}} - H_{25}) - \text{DOW}_{\text{assumed}} \times (\text{H-arm}_{\text{assumed}} - H_{25})$$

$$E_{\text{DOCG}} = \text{DOW}_{\text{assumed}} \times (\text{H-arm}_{\text{real}} - \text{H-arm}_{\text{assumed}})$$

As per regulation $(\text{H-arm}_{\text{real}} - \text{H-arm}_{\text{assumed}})$ cannot exceed $\pm 0.5\%$ of the Reference Chord length

$$E_{\text{DOCG}} = \text{DOW}_{\text{assumed}} \times \frac{\pm 0.5 \times \text{Length}_{\text{Reference Chord}}}{100}$$

Note : la valeur d'effet dépend du Dow assumé ainsi chaque fois que le Dow doit être changé l'effet doit être recalculé et ainsi tout effet sur le CG déterminent de l'avion sera également modifié. Afin d'éviter la modification continue de documentation d'équilibre, l'opérateur peut prendre une valeur de poids de (Dow assumé + marge) comprenant les modifications possibles de poids.

$$E_{\text{DOCG}} = (\text{DOW}_{\text{assumed}} + \text{margin}) \times \frac{\pm 0.5 \times \text{Length}_{\text{Reference Chord}}}{100}$$

- Ex: A320 in the following configuration:

MLW = 64 500 kg,

DOW = 39 400 kg

RC = 4.1935 m

$$E_{\text{DOCG}} = (39400 + 4000) \times \frac{0.5 \times 4.1935}{100} = \pm 910 \text{ m.kg}$$

5.4. Inexactitude sur des articles de l'avion chargeant à bord (passagers, cargaison, carburant) :

N'importe quel article chargé à bord de l'avion a un poids et un endroit donnés. Néanmoins, ce poids et/ou la position de CG ne pourrait pas être connue avec assez de précision. Donc il y a une inexactitude dans la détermination de delta d'index dû au chargement d'article qui est dû à une inexactitude sur l'un ou d'autre poids d'article ou sur l'endroit d'article.

dans les paragraphes suivants la méthode pour déterminer l'effet de chaque inexactitude est développé.

Note : Des effets sont censés être indépendants : l'endroit est censé être exactement connu à calculer l'effet de l'erreur dans le poids, et le poids est censé être exactement connu à déterminer l'effet de l'erreur sur l'endroit.

• **Inexactitude sur l'endroit d'article**

L'inexactitude sur la position d'article produit d'une inexactitude sur la position finale de CG de l'avion. cela peut être déterminé en termes de moment (endroit d'article de E).

Note : le poids d'article est considéré être exactement connu.

$$E_{\text{item location}} = \text{Real Aircraft Moment} - \text{Assumed Aircraft Moment}$$

$$E_{\text{item location}} = (\text{Aircraft Moment} + \text{Real Item Moment}) - (\text{Aircraft Moment} + \text{Assumed Item Moment})$$

$$E_{\text{item location}} = \text{Real Item Moment} - \text{Assumed Item Moment}$$

$$E_{\text{item location}} = W_{\text{item}} \times (H\text{-arm}_{\text{item real}} - H\text{-arm}_{\text{ref}}) - W_{\text{item}} \times (H\text{-arm}_{\text{item assumed}} - H\text{-arm}_{\text{ref}})$$

$$E_{\text{item location}} = W_{\text{item}} \times (H\text{-arm}_{\text{item real}} - H\text{-arm}_{\text{item assumed}})$$

• **Inexactitude sur le poids d'article :**

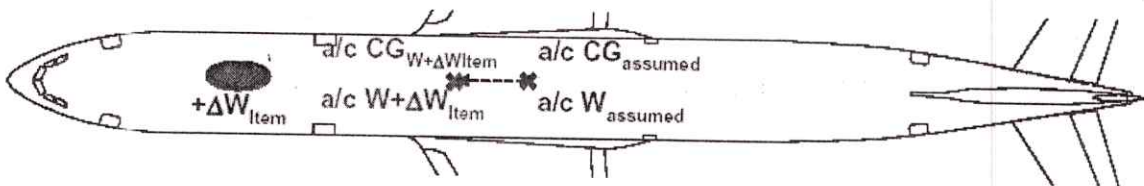
Chaque poids d'article est connu avec une certaine inexactitude (\tilde{W}_{item}) ainsi pour chaque article :

$$W_{\text{item real}} = W_{\text{item assumed}} \pm \Delta W_{\text{item}}$$

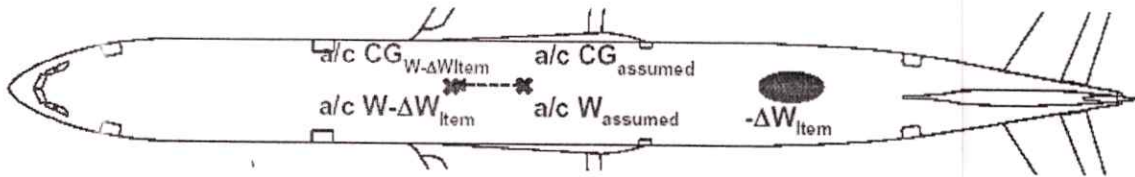
L'inexactitude sur le poids d'article produit d'une inexactitude sur la masse avion et le CG finals placer qui peut être déterminé dans la limite du moment ($E_{\text{item weight}}$).

La valeur d'inexactitude dépend de la relation entre la position de l'article de \tilde{W} et la position final prise de CG de l'avion

- Si ΔW_{item} est vers l'avant de CG final assumé. puis l'inexactitude positive de peser $+\tilde{W}_{\text{item}}$ feront avancer le CG, une inexactitude négative de poids $-\tilde{W}_{\text{item}}$ déplacera le CG à l'arrière



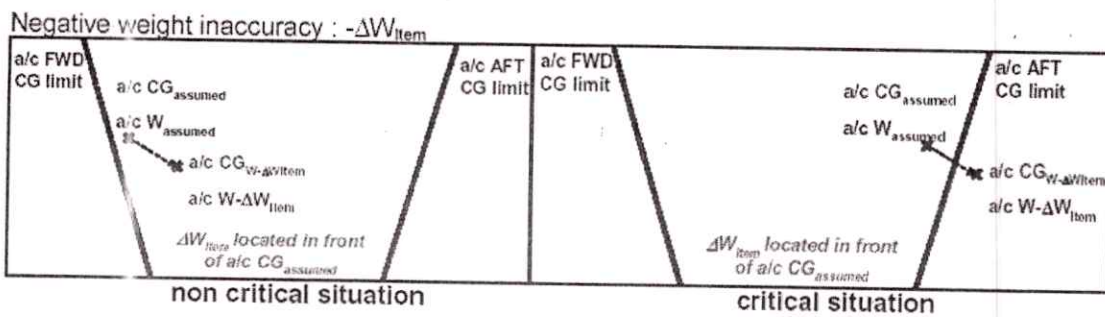
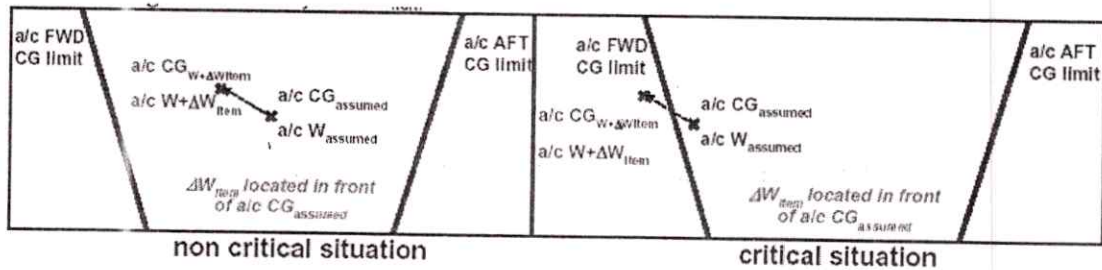
Si ΔW_{item} est à l'arrière de CG avion final assumé puis un poids inexactitude positif final $+\tilde{W}_{\text{item}}$ déplacera le CG à l'arrière, une inexactitude négative de poids $-\tilde{W}_{\text{item}}$ volonté déplacer le CG vers l'avant



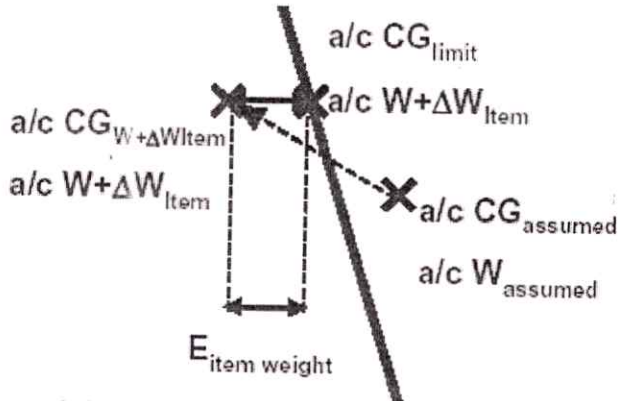
Note : la position d'article est considérée être exactement connue.

L'impact d'article de ΔW_{item} est critique quand l'avion a supposé que le CG est près des limites, parce que l'inexactitude de poids peut mener à un vrai CG hors des limites.

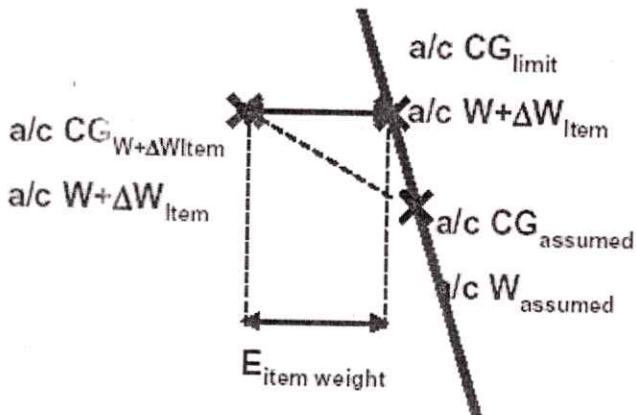
Par exemple : impact de $\tilde{\Delta W}_{item}$ si $\tilde{\Delta W}_{item}$ est localisé devant CG assumé.
Inexactitude positive de poids: $+\tilde{\Delta W}_{item}$



L'impact dans la limite du moment (Eitem weight) de cette inexactitude est déterminé par la différence entre le moment vrai de l'avion à la masse avion : W_{item} assumé $\pm \tilde{\Delta W}_{item}$ et le moment d'avion si CG de l'avion reste dans la limite à la masse avion: W_{item} assumé $\pm \tilde{\Delta W}_{item}$.



Poids Eitem est maximum quand a/c CG assumé est sur la limite de CG avion..



Ainsi Eitem weight est déterminé par la différence entre le moment de l'avion $+ \tilde{\Delta W}_{Item}$ embarquer et le moment de l'avion à (Waircraft assumed $+ \tilde{\Delta W}_{Item}$) au cas où $+ \tilde{\Delta W}_{Item}$ n'a aucun impact sur le CG de l'avion., en d'autres termes dans le cas quand avec l'inexactitude dans le CG du poids de l'avion restes à la même position, sur la limite.

$$E_{\text{item weight}} = (\text{Moment}_{\text{aircraft assumed}} + \text{Moment}_{\Delta W_{\text{item}}}) - \text{Moment}_{\text{aircraft on the limit}}$$

$$E_{\text{item weight}} = [W_{\text{aircraft}} \times (\text{H-arm}_{\text{aircraft}} - \text{H-arm}_{\text{Ref}}) \pm \Delta W_{\text{item}} \times (\text{H-arm}_{\Delta W_{\text{item}}} - \text{H-arm}_{\text{Ref}})] - (W \pm \Delta W_{\text{item}}) \times (\text{H-arm}_{\text{aircraft}} - \text{H-arm}_{\text{Ref}})$$

$$E_{\text{item weight}} = \pm \Delta W_{\text{item}} \times (\text{H-arm}_{\Delta W_{\text{item}}} - \text{H-arm}_{\text{aircraft}})$$

With $\text{H-arm}_{\text{aircraft}} = \text{H-arm}_{\text{limit}}$

$$E_{\text{item weight}} = \pm \Delta W_{\text{item}} \times (\text{H-arm}_{\Delta W_{\text{item}}} - \text{H-arm}_{\text{limit}})$$

5.4.1. Inexactitude sur le chargement de cargaison à bord de l'avion :

a) Inexactitude sur l'endroit de cargaison :

Pour le chargement de cargaison, deux sources des inexactitudes doivent être considérées.

1. D'une part, sur le diagramme d'équilibre l'influence de cargaison est prise en considération comme delta de l'index par soute (CARGAISON 1, CARGO2.), cet delta de l'index est basé sur un H-arm moyen pour le compartiment correspondant. Maintenant le vrai chargement peut avoir un H-arm moyen différent pour le compartiment correspondant. Ceci produira la différence d'une inexactitude sur la détermination de CG de l'avion. ici l'inexactitude est appelée inexactitude de distribution de cargaison.
2. D'autre part, en déterminant le H-arm moyen de soute, chaque position CG de cargaison est connue avec une certaine inexactitude, cette inexactitude produira d'une inexactitude sur la détermination de CG de l'avion.. Cette inexactitude est nommée de tolérance de CG cargo.

- **Inexactitude de distribution de cargaison :**

$$E_{\text{item location}} = W_{\text{item}} \times (\text{H-arm}_{\text{item real}} - \text{H-arm}_{\text{item assumed}})$$

Pour cette détermination d'inexactitude les différents scénarios de chargement doivent être étudiés. Pour chacun deus, $E_{\text{item location}}$ est déterminé avec $\text{H-arm}_{\text{item}}$ assumé, étant $\text{H-arm}_{\text{CargoX}}$ et $\text{H-arm}_{\text{item}}$ vrai, étant H-arm de la configuration étudiée.

Le procédé pour vérifier la différente configuration est le suivant :

- Déterminer le H-arm moyen de soute : se référer à Δ_{index} du paragraphe 2.5 pour le chargement de cargaison.
- Étudier chaque configuration séparément (récipients, palettes 88, pallets 96. et/ou Le volume)
- Pour chaque configuration, l'inexactitude vers l'avant est déterminée quand toutes les positions devant le H-arm moyen sont pleines et toutes les positions à l'arrière de H-arm moyen sont vides.

Pour chaque configuration, l'inexactitude arrière est déterminée quand toutes les positions à l'arrière du H-arm moyen sont pleines et toutes les positions devant le H-arm moyen être vides.

- Déterminer la configuration produisant de l'inexactitude la plus élevée.

Cette inexactitude doit être déterminée pour chaque soute qui est représentée sur le diagramme d'équilibre. Alors toute l'inexactitude est déterminée considérant chaque soute inexactitude indépendante de l'autre.

$$E_{\text{cargo distribution fwd}} = -\sqrt{E^2_{\text{cargo1 fwd}} + E^2_{\text{cargo2 fwd}} + E^2_{\text{cargo3 fwd}} + E^2_{\text{cargo4 fwd}} + E^2_{\text{cargo5 fwd}}}$$

$$E_{\text{cargo distribution aft}} = +\sqrt{E^2_{\text{cargo1 aft}} + E^2_{\text{cargo2 aft}} + E^2_{\text{cargo3 aft}} + E^2_{\text{cargo4 aft}} + E^2_{\text{cargo5 aft}}}$$

Note : quand un système d'informatique est employé pour calculer la position et le poids de CG de l'avion., puis delta de l'index de cargaison peut être déterminé pour chaque position individuelle de cargaison, dans ce cas-ci l'inexactitude de distribution cargaison est zéro.

Ex : Le chargement A320 en vrac dans le compartiment 1.

Détermination du H-arm moyen du compartiment 1 :

Ex : Chargement A330-200 containerisé dans le compartiment 1.

Le compartiment 1 de l'A330-300 a 3 différentes positions (11, 12, 13). Il peut être chargé avec : 6 récipients LD3 (AKE) ou 3 récipients LD1 (AKC) ou 3 containers LD6 (ALF) Ou 3 palettes 60.4 x 125 dedans (PKx) ou 2 palettes 88 x 125 dedans (Pax) ou 2 palettes 96 x 125 dedans (PMx)

Les récipients (LD3, LD1 et LD6) et les palettes PKx ont le même bras de levier. Ainsi, nous emploierons juste un de ces ULDs, laissant le poids chargé le plus élevé, dans cet exemple LD6. La table suivante donne le H-arm pour chaque position d'ULD sur le compartiment 1.

		H-arm (m)		
		Container (LD6)	Pallet 88"	Pallet 96"
POSITION	11 or 11P	15.432	15.738	15.885
	12 or 12P	17.218	18.450	18.348
	13	18.801	-	-
Maximum allowable weight (kg) per ULD		3174	4626	5103

The average center of gravity position of this compartment is 17.128 meters $H_{\text{cargo1}} = 17.128$ m.

FORWARD INACCURACY:

LD6 configuration

Position 11 is the only position in front of the average H-arm.

$$E_{\text{Cargo1 distribution fwd}} = W_{11} \times (H_{11} - H_{\text{cargo1}})$$

$$E_{\text{Cargo1 distribution fwd}} = 3174 \times (15.432 - 17.128) = - 5383 \text{ kg.m}$$

Pallet 88" configuration

Position 11P is the only position in front of the average H-arm.

$$E_{\text{Cargo1 distribution fwd}} = 4626 \times (15.738 - 17.128) = - 6222 \text{ kg.m}$$

Pallet 96" configuration

Position 11P is the only position in front of the average H-arm.

$$E_{\text{Cargo1 distribution fwd}} = 5103 \times (15.885 - 17.128) = - 6343 \text{ kg.m}$$

The highest inaccuracy is obtained for Pallet 96" configuration, this value is retained as $E_{\text{Cargo1 distribution fwd}} = - 6343 \text{ kg.m}$

AFT INACCURACY:

LD6 configuration

Position 12 and 13 are aft of the average H-arm.

$$E_{\text{Cargo1 distribution aft}} = W_{12+13} \times (H_{12+13} - H_{\text{cargo1}})$$

$$W_{12+13} = W_{12} + W_{13} = 2 \times 3174 = 6348 \text{ kg}$$

$$H_{12+13} = \frac{H_{12} \times W_{12} + H_{13} \times W_{13}}{W_{12} + W_{13}} = \frac{17.218 \times 3174 + 18.801 \times 3174}{3174 + 3174} = 18 \text{ m}$$

$$E_{\text{Cargo1 distribution aft}} = 6348 \times (18.0095 - 17.128) = + 5595 \text{ kg.m}$$

Pallet 88" configuration

Position 12P is the only position in front of the average H-arm.

$$E_{\text{Cargo1 distribution aft}} = 4626 \times (18.450 - 17.128) = + 6115 \text{ kg.m}$$

Pallet 96" configuration

Position 12P is the only position in front of the average H-arm.

$$E_{\text{Cargo1 distribution aft}} = 5103 \times (18.348 - 17.128) = + 6225 \text{ kg.m}$$

The highest inaccuracy is obtained for Pallet 96" configuration, this value is retained as $E_{\text{Cargo1 distribution aft}} = + 6225 \text{ kg.m}$

Note : Dans ce cas particulier (A330), le scénario avec l'inexactitude la plus élevée correspond a

la configuration de palettes la plus lourde, néanmoins ce n'est pas toujours le cas et tous les scénarios doivent être vérifié au chaque calcul individuel.

2. Pour chaque configuration déterminer toute l'inexactitude ,considérant cela pour chaque position de l'inexactitude d'ULD/bulk est indépendante de l'autre.

$$E = \sqrt{E_1^2 + E_2^2 + \dots + E_n^2}$$

3. Déterminer la configuration produisant de l'inexactitude la plus élevée.

2. Pour chaque configuration déterminer toute l'inexactitude ,considérant cela pour chaque position de l'inexactitude d'ULD/bulk est indépendante de l'autre.

$$E = \sqrt{E^2_1 + E^2_2 + \dots + E^2_n}$$

3. Déterminer la configuration produisant de l'inexactitude la plus élevée.

• **Ex: A330-200 containerized loading in the compartment 1.**

The compartment 1 of the A330-300 has 3 individual positions (11, 12, 13). It can be loaded with:
 Either 6 containers LD3 (AKE) or 3 containers LD1 (AKC) or 3 containers LD6 (ALF)
 Or 3 pallets 60.4 x 125 in (PKx) or 2 pallets 88 x 125 in (PAX) or 2 pallets 96 x 125 in (PMx)

The longitudinal allowance for each type of ULD is :

Container (LD3, LD1, LD6)	± 0.153 m (± 6.04 in)
Pallet 88" (PAX: 88 x 125 in)	± 0.2235 m (± 8.8 in)
Pallet 96" (PMx: 96 x 125 in)	± 0.244 m (± 9.6 in)

The maximum allowable weight (kg) per ULD is

Container (LD3, LD1)	1587 kg
Container (LD6)	3174 kg
Pallet 88" (PAX: 88 x 125 in)	4626 kg
Pallet 96" (PMx: 96 x 125 in)	5103 kg

LD3 configuration

6 LD3 can be loaded

$$E_{\text{item CG tolerance}} = W_{\text{item}} \times \text{tolerance}$$

$$E_{\text{LD3 CG tolerance}} = 1587 \times \pm 0.153 = \pm 242.8 \text{ kg.m}$$

$$E_{\text{LD3 configuration CG tolerance}} = \pm \sqrt{E_{\text{LD3 CG tolerance}}^2} \times 6 = \pm 242.8 \times \sqrt{6} = \pm 594.8 \text{ kg.m}$$

LD1 configuration

3 LD1 can be loaded

$$E_{\text{item CG tolerance}} = W_{\text{item}} \times \text{tolerance}$$

$$E_{\text{LD1 CG tolerance}} = 1587 \times \pm 0.153 = \pm 242.8 \text{ kg.m}$$

$$E_{\text{LD1 configuration CG tolerance}} = \pm \sqrt{E_{\text{LD1 CG tolerance}}^2} \times 3 = \pm 242.8 \times \sqrt{3} = \pm 420.5 \text{ kg.m}$$

LD6 configuration

3 LD6 can be loaded

$$E_{\text{item CG tolerance}} = W_{\text{item}} \times \text{tolerance}$$

$$E_{\text{LD6 CG tolerance}} = 3174 \times \pm 0.153 = \pm 485.6 \text{ kg.m}$$

$$E_{\text{LD6 configuration CG tolerance}} = \pm \sqrt{E_{\text{LD6 CG tolerance}}^2} \times 3 = \pm 485.6 \times \sqrt{3} = \pm 841.1 \text{ kg.m}$$

Pallet 88" configuration

2 pallets can be loaded

$$E_{\text{item CG tolerance}} = W_{\text{item}} \times \text{tolerance}$$

$$E_{\text{Pallet 88" CG tolerance}} = 4626 \times \pm 0.2235 = \pm 1033.9 \text{ kg.m}$$

$$E_{\text{Pallet 88" configuration CG tolerance}} = \pm \sqrt{E_{\text{Pallet 88" CG tolerance}}^2} \times 2 = \pm 1033.9 \times \sqrt{2} = \pm 1462.1 \text{ kg.m}$$

Pallet 96" configuration

2 pallets can be loaded

$$E_{\text{item CG tolerance}} = W_{\text{item}} \times \text{tolerance}$$

$$E_{\text{Pallet 96" CG tolerance}} = 5103 \times \pm 0.244 = \pm 1245.2 \text{ kg.m}$$

$$E_{\text{Pallet 96" configuration CG tolerance}} = \pm \sqrt{E_{\text{Pallet 96" CG tolerance}}^2} \times 2 = \pm 1245.1 \times \sqrt{2} = \pm 1760.9 \text{ kg.m}$$

The highest inaccuracy is obtained for Pallet 96" configuration, this value is retained as $E_{\text{Cargo1 CG tolerance}} = \pm 1760.9 \text{ kg.m}$

Note : Dans ce cas particulier (A330), le scénario avec l'inexactitude la plus élevée correspond au configuration de palettes la plus lourde, néanmoins ce n'est pas toujours le cas et tous les scénarios doivent être vérifier à chaque calcul individuel.

b) Inexactitude sur le poids de cargaison :

Le poids de cargaison est censé être connu sans inexactitude : pour des lignes aériennes de chargement de fret habituellement peser les palettes et le récipient après qu'ils soient préparés, puis pour des bagages, tout le poids des bagages par vol sont exactement connus pendant que chaque bagage individuel est pesé.

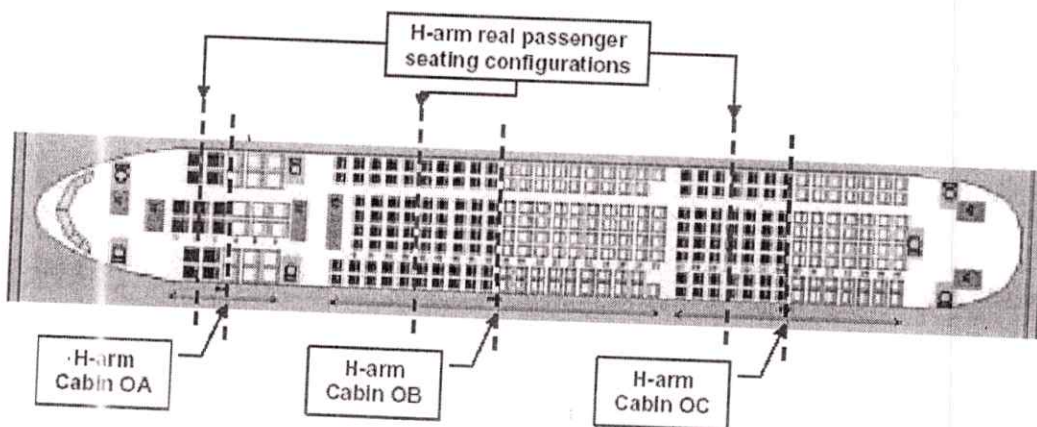
Ainsi le poids de cargaison de E est habituellement censé être zéro.

Note : au cas où le poids de cargaison ne pourrait pas être exactement connu il peut être nécessaire pour présenter à l'inexactitude de poids de cargaison, cette inexactitude peut être due au fait que le poids d'ULD est estimé et non pesé ou au fait que le poids de bagages par position de cargaison est estimé, habituellement employer un poids moyen par morceau de bagages. Dans le cas que une inexactitude de poids de cargaison doit être déterminée la méthode à appliquer est semblable à celui a décrit dans le prochain chapitre pour l'inexactitude de poids de passager.

5.4.2. Inexactitude sur le chargement de passager à bord de l'avion :

a) Inexactitude sur l'endroit des passagers :

Sur le diagramme d'équilibre l'influence de passager est prise en considération comme delta d'index par la section de cabine passagers (bureautique de CARLINGUE, CARLINGUE OB,), cet delta d'index est basée sur un H-arm pour la section correspondante de carlingue. Maintenant le vrai chargement peut avoir comme conséquence un moyen H-arm différent . Cette différence produira d'une inexactitude sur la détermination. du CG de l'avion. Cette inexactitude est appelée inexactitude de distribution de passager.



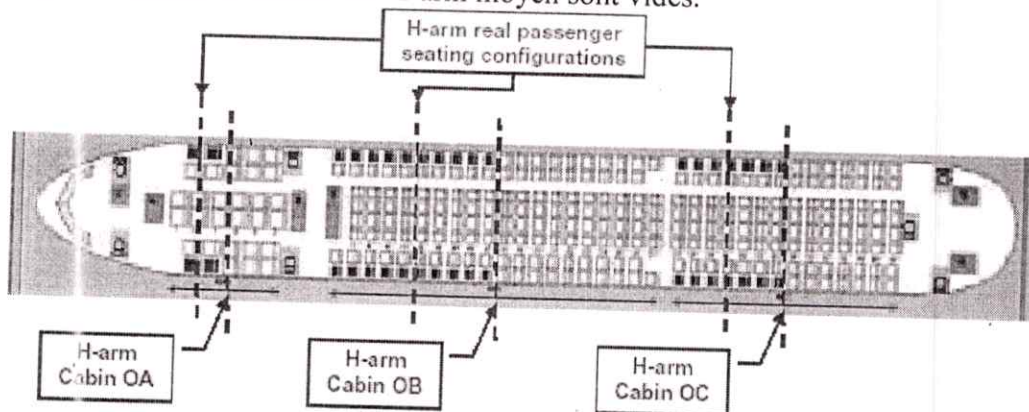
Le scénario embarquant suivant est pris en considération :

- 1 Les passagers embarquent d'abord sur (ou demander d'abord) des sièges de fenêtre.

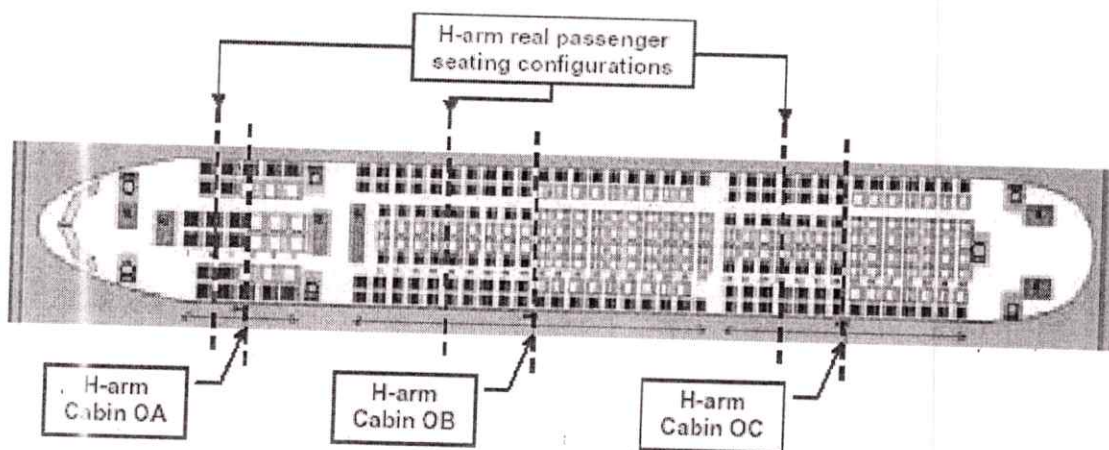
2. Les passagers embarquent alors sur des sièges de bas-côté
3. Enfin les passagers embarquent sur les sièges moyens.

Après ce scénario l'inexactitude vers l'avant est déterminé quand

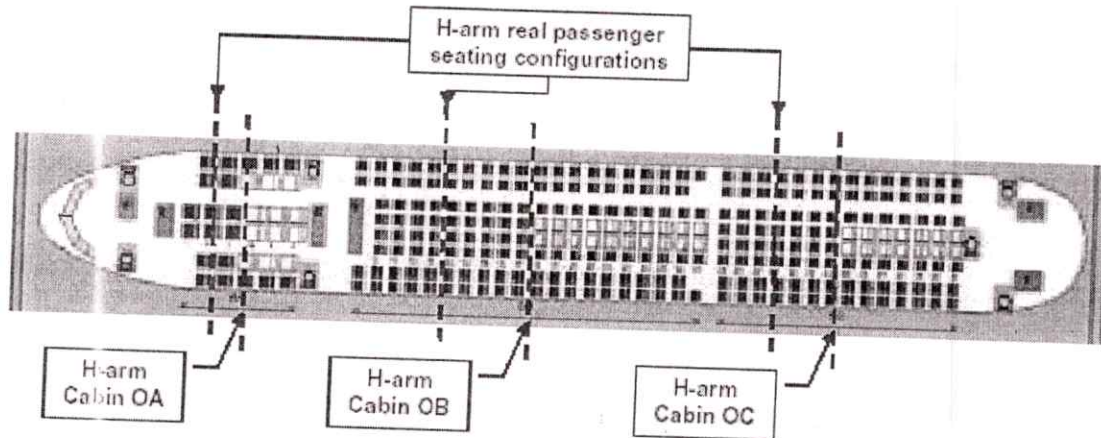
- L'un ou l'autre, tous les sièges de fenêtre devant le H-arm moyen sont pleins et tout les sièges de fenêtre à l'arrière du H-arm moyen sont vides.



Ou tous les sièges de fenêtre sont pleins et tous les sièges de bas-côté devant le H-arm moyen est plein et tous les sièges de bas-côté à l'arrière du H-arm moyen sont vides.



Ou tous les sièges de fenêtre et de bas-côté sont pleins et tous les sièges de centre devant le H-arm moyen sont plein et tous les sièges centraux à l'arrière du H-arm moyen sont vide.



L'inexactitude arrière est calculée avec la même configuration d'allocation des places de passager mais avec passagers d'abord assis dans la partie arrière de la section de carlingue.

Note : sur la majorité de dispositions de carlingue la deuxième option produit du plus haut inexactitude significatif.

L'inexactitude de distribution de passager est déterminée pour chaque section de carlingue qui est représentée sur le diagramme d'équilibre. Alors toute l'inexactitude est déterminée considérant chaque section d'inexactitude de carlingue indépendante de l'autre.

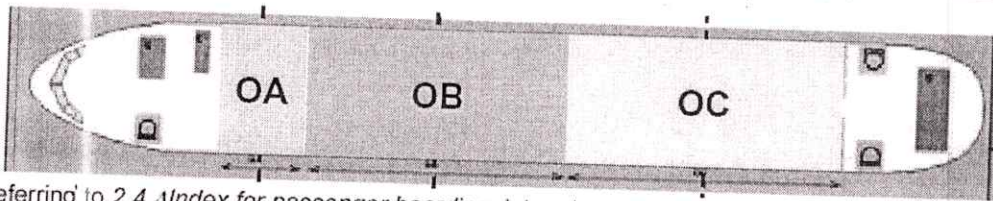
$$E_{\text{passenger distribution fwd}} = -\sqrt{E^2_{\text{Cabin OA fwd}} + E^2_{\text{Cabin OB fwd}} + E^2_{\text{Cabin OC fwd}} + \dots}$$

$$E_{\text{passenger distribution aft}} = +\sqrt{E^2_{\text{Cabin OA aft}} + E^2_{\text{Cabin OB aft}} + E^2_{\text{Cabin OC aft}} + \dots}$$

Note : quand un système d'informatique est employé pour calculer la position et le poids de CG de l'avion., puis delta d'index de passager peut être déterminé pour chaque rangée individuelle de siège de passager, dans ce cas-ci l'inexactitude de distribution de passager est zéro.

- Ex : A320 forward inaccuracy with the following cabin layout

	ROW	H.ARM (m)	LHPAX	RHPAX		ROW	H.ARM (m)	LHPAX	RHPAX
OA	01	9.475	2	2	OC	15	20.416	3	3
	02	10.440	2	2		16	21.204	3	3
	03	11.405	2	2		17	21.991	3	3
OB	04	12.390	3	3		18	22.779	3	3
	05	13.177	3	3		19	23.566	3	3
	06	13.965	3	3		20	24.353	3	3
	07	14.752	3	3		21	25.141	3	3
	08	15.540	3	3		22	25.928	3	3
	09	16.327	3	3		23	26.716	3	3
	10	17.191	3	3		24	27.503	3	3
	11	18.054	3	3		25	28.290	3	3
	12	18.842	3	3		26	29.078	3	3
	13	19.629	3	3		27	29.865	3	3



Referring to 2.4 Δ Index for passenger boarding determine.

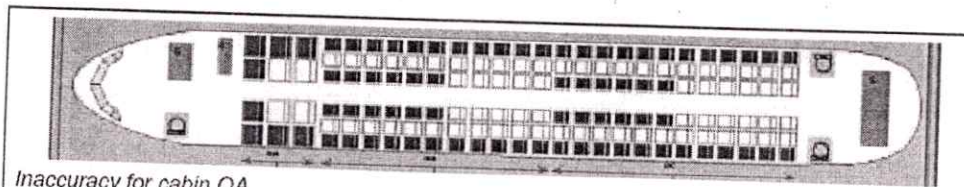
$$H_{OA} = 10.44 \text{ m}$$

$$H_{OB} = 16.39 \text{ m}$$

$$H_{OC} = 25.53 \text{ m}$$

FORWARD INACCURACY

Considering the following loading scenario



Inaccuracy for cabin OA

$$E_{\text{cabin OA distribution fwd}} = W_{\text{pax in cabin OA fwd}} \times (H\text{-arm}_{\text{pax in cabin OA fwd}} - H\text{-arm}_{\text{OA}})$$

$$W_{\text{pax in cabin OA fwd}} = 8 \times \text{Pax average weight} = 8 \times 84 = 672 \text{ kg}$$

$$H\text{-arm}_{\text{pax in cabin OA fwd}} = \frac{H_{\text{overhead}} \times 4 \times \text{Pax average weight} + H_{\text{seat}} \times 2 \times \text{Pax average weight} + H_{\text{floor}} \times 2 \times \text{Pax average weight}}{8 \times \text{Pax average weight}}$$

$$H\text{-arm}_{\text{pax in cabin OA fwd}} = \frac{9.475 \times 4 \times 84 + 10.44 \times 2 \times 84 + 11.405 \times 2 \times 84}{8 \times 84} = 10.2 \text{ m}$$

$$E_{\text{cabin OA distribution fwd}} = 672 \times (10.2 - 10.44) = -161.28 \text{ kg.m}$$

Inaccuracy for cabin OB

$$E_{\text{cabin OB distribution fwd}} = W_{\text{pax in cabin OB fwd}} \times (H\text{-arm}_{\text{pax in cabin OB fwd}} - H\text{-arm}_{\text{OB}})$$

$$W_{\text{pax in cabin OB fwd}} = 34 \times \text{Pax average weight} = 34 \times 84 = 2856 \text{ kg}$$

$$H\text{-arm}_{\text{pax in cabin OB fwd}} = 15.37 \text{ m}$$

$$E_{\text{cabin OB distribution fwd}} = 2856 \times (15.37 - 16.39) = -2913.12 \text{ kg.m}$$

Inaccuracy for cabin OC

$$E_{\text{cabin OC distribution fwd}} = W_{\text{pax in cabin OC fwd}} \times (H\text{-arm}_{\text{pax in cabin OC fwd}} - H\text{-arm}_{\text{OC}})$$

$$W_{\text{pax in cabin OC fwd}} = 36 \times \text{Pax average weight} = 36 \times 84 = 3024 \text{ kg}$$

$$H\text{-arm}_{\text{pax in cabin OC fwd}} = 24.35 \text{ m}$$

$$E_{\text{cabin OC distribution fwd}} = 3024 \times (24.35 - 25.53) = -3568.32 \text{ kg.m}$$

Total inaccuracy for all the cabins

$$E_{\text{passenger distribution fwd}} = -\sqrt{161.23^2 + 2931.12^2 + 3568.32^2} = -4620.64 \text{ kg.m}$$

b) Inexactitude sur le poids des passagers :

Sur le diagramme d'équilibre, l'influence de passager est prise en considération comme delta d'index par la section de cabine passagers (bureautique de CARLINGUE, CARLINGUE OB,..), cet delta d'index est basée sur une moyenne du poids de passager pour la section correspondante de carlingue. Maintenant le vrai chargement peut avoir un peser total différent de l'un moyen poids déterminé employant. Cette différence produira de l'inexactitude sur la détermination de CG de l'avion.. Cette inexactitude est appelée inexactitude poids de passager.

L'inexactitude dans le poids est maximum quand la section de carlingue est pleine ainsi des passagers

$$\Delta W_{\text{passengers in cabin XX}} = 3\sigma \sqrt{\text{maximum number of passengers in section XX}}$$

Alors toute l'inexactitude est déterminée considérant chaque inexactitude indépendant des autres section de carlingue .

$$E_{\text{passenger weight fwd}} = -\sqrt{E^2_{\text{Cabin OA fwd}} + E^2_{\text{Cabin OB fwd}} + E^2_{\text{Cabin OC fwd}} + \dots}$$

$$E_{\text{passenger weight aft}} = +\sqrt{E^2_{\text{Cabin OA aft}} + E^2_{\text{Cabin OB aft}} + E^2_{\text{Cabin OC aft}} + \dots}$$

5.4.3. Inexactitude sur le chargement de carburant à bord de l'avion :

a) Inexactitude sur l'endroit de carburant :

Sur le diagramme d'équilibre l'influence de carburant est prise en considération comme delta d'index par la quantité de carburant total , cet delta d'index est basée sur un H-arm de carburant pour le poids de carburant correspondant. Maintenant le H-arm carburant dépend du volume de carburant contenu dans chaque réservoir et ce volume est lié au poids de carburant par la densité de carburant. Ainsi une inexactitude sur la densité de carburant produira d'une inexactitude sur H-arm de carburant et par conséquent sur la détermination de CG de l'avion.

Dans l'addition de la conception de la limite zéro fuel est basée sur le vecteur théorique de carburant à une densité choisie (habituellement 0.785 kg/l). Cette limite zéro fuel est employée pour assurer ce CG vol tout le long du vol et le CG d'atterrissage sont dans leurs propres limites opérationnelles. Comme une valeur de densité standard est utilisé pour la détermination de limite zéro fuel il est nécessaire de tenir compte des différences possible sur le CG réel de l'avion dû à la densité effectuent.

Cette inexactitude est appelée inexactitude de densité de carburant.

Note : La densité de carburant s'appelle également densité de carburant , dans ce document que la densité de mot sera utilisé.

- **Inexactitude de densité de carburant :**

1. Inexactitude sur la détermination d'index de carburant.

La table d'index de carburant peut être disponible pour une densité simple de carburant (habituellement pour l'avion simple de bas-côté) ou pour une gamme discrète des densités de carburant (pour l'avion équipé d'un réservoir d'équilibre).

Sur l'avion de longue gamme (A330/A340), l'avion de large-corps (A300/A310) et l'avion simple de bas-côté équipé d'ACTs les valeurs les plus élevées d'extensions de quantité de carburant total et les réservoirs de carburant loin de pouvoir de la corde de référence (particulièrement réservoir d'équilibre et ACTs). En conséquence, une variation de densité de carburant peut impliquer une variation significative d'index pour une valeur donnée de poids. C'est pourquoi, les tables d'index de carburant sont habituellement établi pour une gamme discrète des densités de carburant. La densité réelle du jour peut être la densité intermédiaire et une interpolation seront exigées pour obtenir l'index de carburant. Pour couvrir l'erreur potentielle d'interpolation, moitié de la variation d'index maximum vers l'avant et arrière entre deux densités consécutives de carburant doit être incluses dans l'allocation de carburant

Exemple :

• Ex : A330-200

WEIGHT (kg)	DENSITY (kg/l)														
	0.760	0.765	0.770	0.775	0.780	0.785	0.790	0.795	0.800	0.805	0.810	0.815	0.820	0.825	0.830
000	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2
4000	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4
6000	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6
8000	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8
10000	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8
12000	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4
14000	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1
16000	+1	+1	+1	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+3	+3	+3
18000	-1	-1	-1	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+1	+1	+1
20000	-3	-3	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-1	-1	-1
22000	-5	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-3	-3	-3	-3
24000	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-5	-5	-5	-5	-5	-5
26000	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-7	-7	-7	-7	-7	-7	-7
...
87000	+2	+2	+2	+2	+2	+3	+3	+3	+3	+3	+3	+3	+3	+4	+3
89000	+1	+1	+1	+1	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+3	+3
91000	+0	+0	+0	+0	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+2	+2
93000	-1	-1	-1	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+1	+1
95000	-2	-2	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	+0	+0
97000	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-1	+0	-1
99000	-3	-3	-3	-3	-3	-3	-3	-3	-3	-3	-3	-2	-2	-1	-2
101000	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-3	-3	-3	-2	-3
103000	-6	-6	-5	-5	-5	-5	-5	-5	-4	-4	-4	-4	-4	-3	-4
105000	-8	-7	-7	-6	-6	-6	-6	-6	-5	-5	-5	-5	-5	-4	-5
107000			-9	-8	-8	-8	-8	-7	-7	-6	-6	-6	-6	-5	-6
109000					-9	-9	-8	-8	-8	-8	-7	-7	-7	-6	-7
111000															
113000								-10	-9	-9	-9	-8	-7	-8	
115000										-10	-10	-10	-10	-9	
FULL	-9	-9	-9	-9	-9	-9	-9	-9	-10	-10	-10	-10	-10	-10	-10

Maximum fwd and aft index difference between two consecutive fuel densities: 1 i.u. Consequently, to cover interpolation, a 0.5 i.u fwd and aft margin will be included into the fuel allowance.

2. Inexactitude sur la conception de limite zéro fuel :

Le processus de conception de limite zéro fuel , utilisé en référence a mettre le vecteur de carburant qui est penché sur des limites opérationnelles de vol et d'atterrissage. Pendant que le vecteur réel de carburant peut être différent d'une de référence (due à une densité différente de carburant), les allocations opérationnelles de vol et d'atterrissage doivent inclure une marge additionnelle couvrant la conception de limite zéro fuel.

Pour faire ainsi, variation maximum d'index vers l'avant et vers l'arrière aux points critiques (parce qu'elles sont les points utilisé dans la conception de limite zéro fuel) entre le vecteur de référence de carburant et les vecteurs extrêmes de carburant doivent être inclus dans l'allocation de carburant.

b) Inexactitude sur le poids de carburant :

Sur le diagramme d'équilibre l'influence de carburant est prise en considération comme delta d'index par la quantité de carburant total qui est la somme du classe delta par différents réservoirs. Pour chaque réservoir la quantité du carburant est connue avec une certaine exactitude. Cette inexactitude est liée au jaugeur quantité de carburant (FQI) inexactitude de système quoi qu'une inexactitude de la phase de vol ait besoin pour être prise en considération.

Cette différence entre le poids estimé et le carburant vrai par réservoir produira d'une inexactitude sur la détermination de CG de l'avion.. Cette inexactitude est appelée inexactitude de poids de carburant

• **Inexactitude de poids de carburant :**

Le vrai poids de carburant est $W_{fuel\ real} = W_{fuel\ estimé} + \tilde{\Delta}W_{fuel}$

pour chaque réservoir, l'inexactitude est +-1% de la capacité de réservoir, plus +-1% de la quantité de carburant réelle dans le réservoir.

$$\Delta W_{fuel\ tank\ n} = +1\% \text{ Total_weighttank } n \pm 1\% \text{ Actual_weighttank } n$$

Note : si un réservoir est vide est $\tilde{\Delta}W_{fuel\ tank}$ est considéré comme un zéro.

Note : Ces figures sont ceux conservatrices (se référer à la section de manuel d'entretien des avions 28-42-00).

Chaque quantité de réservoir est indépendante de l'un autre réservoir.

Une telle déviation de poids par réservoir a un impact sur la forme réelle de vecteur de carburant, quelques points de vecteur étant décalé en avant ou à l'arrière.

Quelques points sont plus critiques que d'autres : ces points correspondant à une quantité de carburant pour $\tilde{\Delta}W_{fuel}$ peut causer le CG de l'avion soit décalé hors des limites certifiées. Là s'appellent les points critiques.

Des points critiques sont définis phase par phase, une étant critique pour la limite certifiée vers l'avant et des autres pour la limite certifiée arrière.

Ils sont déterminés se penchant le vecteur de carburant sur les limites certifiées par avion, en effet dans tout le vecteur entier de CG carburant de l'avion. doit demeurer dans les limites.

c) Inexactitude de carburant total :

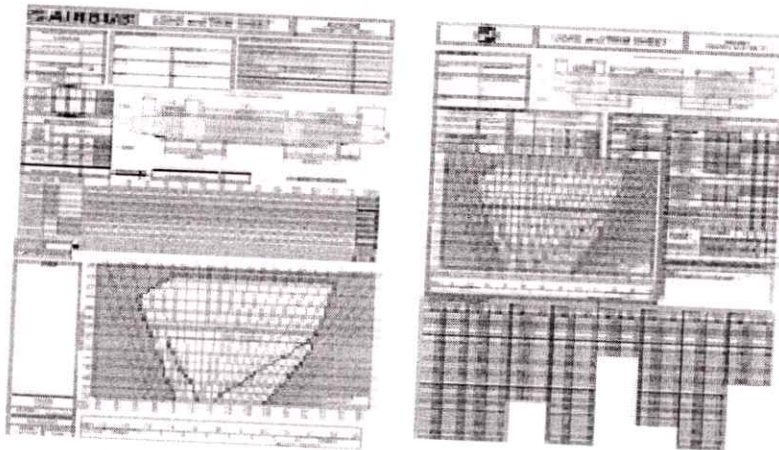
L'allocation finale de carburant inclut les trois inexactitudes mentionnées ci-dessus :

1. Remplir l'inexactitude de poids de combustible liée à l'inexactitude de FQI (toutes les phases de vol)
2. Inexactitude sur la détermination $\tilde{}$ d'index de carburant (phase de décollage)
3. Inexactitude sur la conception de limite zéro fuel Alors toute l'inexactitude est déterminée considérant chaque inexactitude indépendante à partir de celle de l'autre

5.5. Inexactitude due à la méthode de calcul de CG :

Le diagramme d'équilibre employé pour déterminer la position de CG de l'avion peut être :

1. graphique
2. sous forme de tableaux
3. automatisé



Dans chaque cas le calcul est basé sur

- une somme de poids = DOW + Poids De Charge utile + Poids De Carburant
- une somme d'index = DOI + Index de charge utile + Index de carburant

Chaque poids de la somme est arrondi à la valeur d'unité la plus étroite.

Chaque index et $\tilde{}$ index de la somme peuvent être arrondis :

1. l'unité d'index la plus étroite dans le cas des systèmes de papier (graphique ou sous forme de tableaux)
2. la décimale la plus étroite (dixième ou centième) dans le cas des systèmes automatisés.

La somme de poids est alors considérée comme précise et aucune inexactitude n'est prise en considération.

Dépendre du système d'arrondissement de l'index et sur la méthode pour déterminer la valeur d'index pour chaque valeur de poids, une inexactitude d'index doit être prise en considération.

Note1 : les systèmes automatisés arrondis au dixième ou au centième, sont considérés habituellement à être assez précis, ne pas tenir compte de n'importe quelle inexactitude.

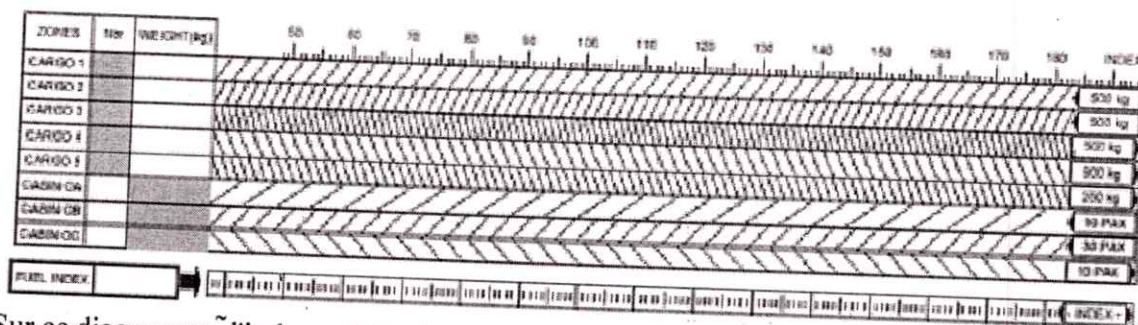
Note2 : quelques systèmes automatisés peuvent être basés directement sur chaque valeur de H-arm d'article et pas sur l'index d'article, dans ce cas-ci le calcul est habituellement beaucoup plus précis (sans précomputation) et aucune inexactitude n'est considérée.

L'inexactitude d'index est d'abord déterminée analysant le diagramme d'équilibre en tant qu'un certain nombre d'unités d'index.

La valeur de l'inexactitude dans la limite du moment dépend de la formule d'index choisie

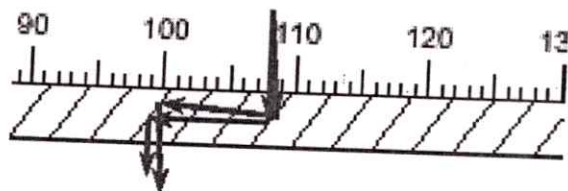
5.5.1. Inexactitude graphique de diagramme d'équilibre :

Sur le diagramme d'équilibre graphique la valeur d'index pour chaque article chargé est lue sur un diagramme.



Sur ce diagramme l'index est dessiné manuellement sur chaque ligne pour chaque article chargé. Le schéma de manuel produit d'un dessin dû d'inexactitude à la précision comme illustré ci-dessous :

la ligne bleue étant le schéma idéal et la ligne rouge un schéma manuel.



L'inexactitude due à cette entrée manuelle dépend fortement de la lisibilité de balance d'index sur le diagramme d'équilibre et la balance d'index est lié au choix de la constante C de la formule d'index.

Des constants standards d'AIRBUS sont déterminés afin d'avoir une étape importante dans la longueur d'index dessinée sur le diagramme entre 1 et 1.5 centimètre, chaque étape principale est divisée en 10 étapes mineures ainsi la longueur d'étape mineur est entre 1 et 1.5 millimètre. Alors le poids de cargaison fait un pas et les étapes de nombre de passager sur le diagramme sont

déterminés de sorte qu'entre deux lignes obliques sur l'échelle il n'y ait pas plus que 5mm pour assurer l'exactitude suffisante en interpolant.

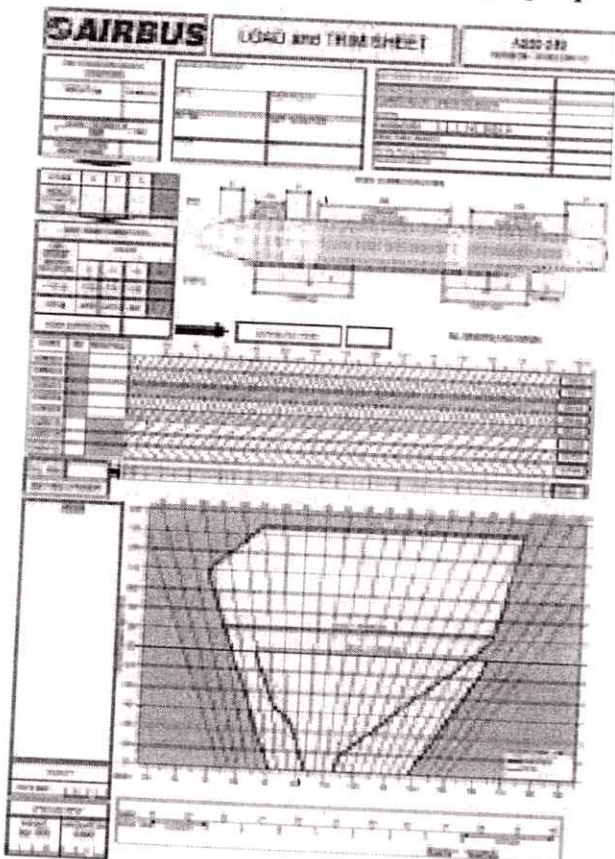
Après ces règles de conception on le suppose que sur chaque échelle l'inexactitude maximum est de 0.5 unité d'index.

L'inexactitude due à une balance est indépendante des inexactitudes dues ainsi aux autres balances

$$E_{\text{cargo index tables}} = \pm \sqrt{E^2_{\text{cargo1 index table}} + E^2_{\text{cargo2 index table}} + E^2_{\text{cargo3 index table}} + E^2_{\text{cargo4 index table}} + E^2_{\text{cargo5 index table}}}$$

$$E_{\text{passenger index tables}} = \pm \sqrt{E^2_{\text{cabin OA index table}} + E^2_{\text{cabin OB index table}} + E^2_{\text{cabin OC index table}} + \dots}$$

5.5.2. exemple sur le diagramme graphique de l'équilibre A330 :



Sur ce diagramme d'équilibre le CG final est déterminé
 écrire l'index de base dans l'équilibre.
 initiale

- déterminations de l'index pour chaque cargaison compartiment (5 équilibres)
 - déterminations de l'index pour chaque section de carlingue (3 équilibres)
 - déterminations de l'index de carburant dans la table d'index carburant
- (L'inexactitude dépend de l'étape de poids dans la table, et sur le procédé interpolation d'interpolation/no) dans cet exemple inexactitude = 2 unités d'index.
- décrire l'index de carburant dans la l'équilibre de carburant

Chaque inexactitude d'équilibre est indépendante de l'autre

$$E_{CG \text{ determination method}} = \pm \sqrt{E^2_{\text{initial scale}} + 5 \times E^2_{\text{Cargo scale}} + 3 \times E^2_{\text{Cabin section scale}} + E^2_{\text{fuel table}} + E^2_{\text{fuel scale}}}$$

$$E_{CG \text{ determination method}} = \pm \sqrt{0.5^2 + 5 \times 0.5^2 + 3 \times 0.5^2 + 2^2 + 0.5^2} = \pm \sqrt{10 \times 0.5^2 + 2^2}$$

$$E_{CG \text{ determination method}} = \pm 2.55 \text{ index unit}$$

$$\Delta \text{Index} = \frac{\text{Moment}}{C} = \frac{\text{Moment}}{2500}$$

$$E_{CG \text{ determination method}} = \pm 2.55 \text{ index units} = \pm 2.55 \times 2500 = \pm 6374 \text{ kg.m.}$$

6. PRINCIPE Du CERF DESSIN D'ÉQUILIBRE :

Un diagramme d'équilibre est fait de plusieurs pièces. Les balances d'index ou les tables et les limites opérationnelles graphiques. Le but de ce sous chapitre est d'expliquer la manière de dessiner les différentes pièces.

AIRBUS

LOAD and TRIM SHEET

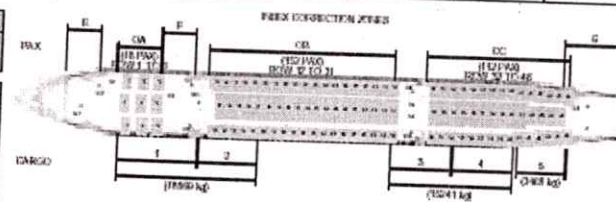
A330-243
VERSION : 18 BC-264 V0

DRY OPERATING WEIGHT COMPARISONS	
WIGHT Ref	Home Ref
1 - 2000 kg / 4400 lb	
DRY OPERATING WEIGHT INDEX	

DATE:	REVISION BY:
FILE No:	CAFT SERIAL No.:
FROM:	TO:

OPERATIONAL LIMITS	
WEIGHT DEVIATION (PERCENT)	0
CARGO (EXCESS OPERATING WEIGHT)	0
PASSENGERS	1 2 3 4 5
STEERING WEIGHT	0
TOTAL FUEL CHARGES	0
TANDEM WEIGHT	0

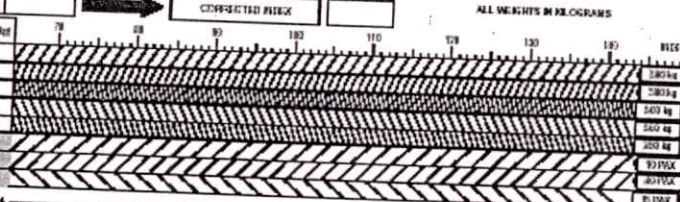
ZONES	E	F	G	H
WEIGHT DEVIATION Ref				



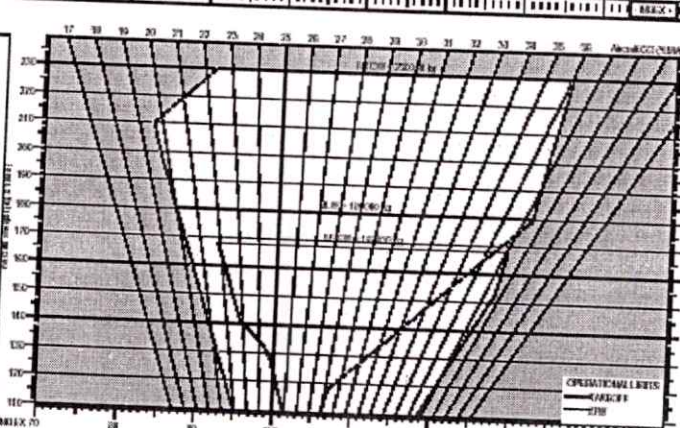
DRY OPERATING WEIGHT DEVIATION	
<300kg	-1.30 0.00 +1.50
>300kg	+1.30 +0.00 -1.50

INDEX CONNECTION	
INDEX CONNECTION	CONNECTION INDEX

ZONES	NO	DESCRIPTION
CARGO 1		
CARGO 2		
CARGO 3		
CARGO 4		
CARGO 5		
CARGO A		
CARGO B		
CARGO C		



INDEX INDEX	
SEE TABLE OVERLEAF	



WEIGHT (kg + lb)	ANCHOR POINT
INDEX	INDEX

INDEX	INDEX
INDEX	INDEX

-74-

Chapitre4
Charge et logiciel de la feuille d'équilibre

1. Introduction :

Le logiciel de la feuille de charge et d'équilibre permet aux opérateurs d'Airbus de produire une charge et une feuille d'équilibre et ses documents AHM560, AHM516 et AHM515 associés pour tout modèle d'Airbus : A319, A320, A321, A300, A310, A330 et A340 excepté le cargo et l'avion de combi.

Ceux-ci des documents de chargement et de réglage sont produits du poids et de l'équilibre , Caractéristiques de l'avion fourni dans une base de données, à partir des prétentions réglées par l'utilisateur et de l'arrangement de carlingue défini pour l'avion.

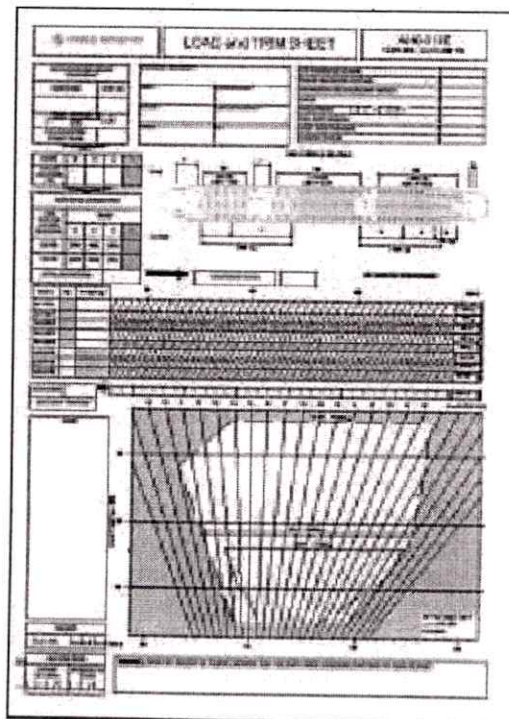
Ce logiciel permet aux opérateurs d'Airbus de produire rapidement et mettre à jour ces documents après toute modification d'avion affectant les limites certifiées, la distribution de passager, distribution de cargaison ou la gestion de carburant.

Le logiciel de LTS permet également de produire les fichiers de données spécifiques qui sont employés par Module de Weight&Balance de moins de paquet de papier de cockpit.

2. OBJECTIVES :

Les objectifs principaux de ce logiciel sont la distribution et la mise à jour électroniques du Données de Weight&Balance d'avion d'Airbus et du calcul et création du chargement et documents de réglage.

Ce logiciel laisse :



- Pour améliorer le temps d'accès à l'information.
- Pour assurer l'exactitude technique de données
- Pour proposer une interface facile à utiliser pour visualiser et mettre à jour les données de poids et d'équilibre.
- Pour exécuter le calcul d'erreur requis pour la détermination d'enveloppes opérationnelle.
- Pour réduire la période de production du chargement et documents de réglage.

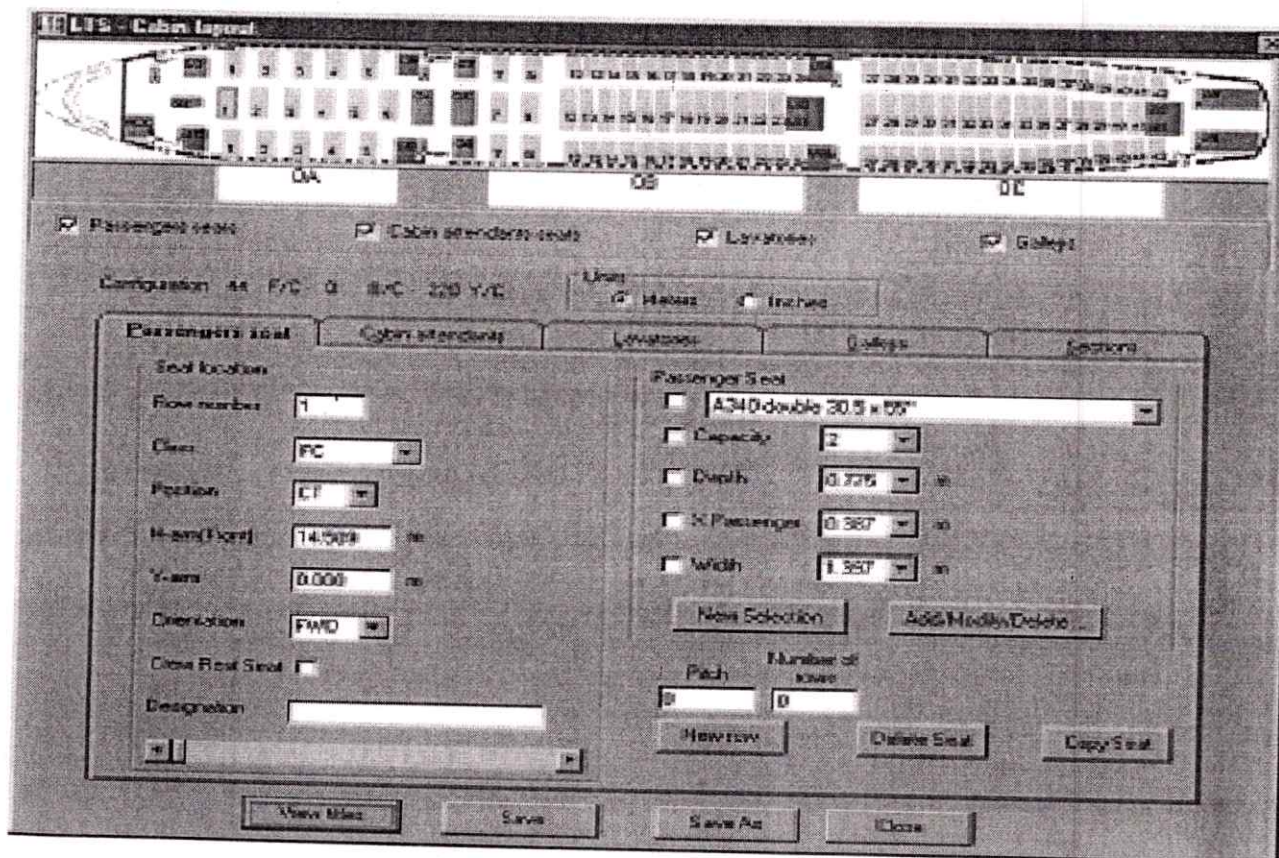
Par l'armature de configuration d'avion, l'utilisateur peut :

- Placer la formule d'index.
- Définir les poids moyens pour les passagers, l'équipage et le chariot.
- Consulter les caractéristiques de réservoirs et la courbe de gestion de carburant.
- Consulter et mettre à jour la cargaison tient des caractéristiques. La fonction de mise à jour permet pour tenir compte des modifications qui peuvent être effectuées dans les prises de cargaison :

installation d'un nouveau système de cargaison, installation d'un ACTE (réservoir central auxiliaire) ou un UCRC (sous le récipient de repos d'équipage). Par exemple, pour la famille A320, le programme peut choisir n'importe laquelle des options disponibles de cargaison : Le Volume, CLS (Cargaison Système de chargement), CLS et volume occasionnel.

- consulter et mettre à jour les poids de calcul certifiés et la conception limites CG certifiée.
- . La fonction de mise à jour laisse choisir une nouvelle variante de poids et/ou une nouvelle enveloppe certifiée de CG. qui a été approuvée du manuel de vol.

3.4. Disposition de carlingue :



1. LOADSHEET

1.1. Introduction

Le loadsheet est un document préparé et signé par l'agent de loadsheet au aéroport de départ. Cette forme fournit des informations sur le poids de l'avion aussi bien que la distribution de la charge dans les différentes prises de cargaison. En cas de vols multisectoriels, le poids qui doit être déchargé aux différentes stations est indiqué.

Le loadsheet laisse vérifier, avant chaque départ, que le poids de l'expédition est conforme aux limitations structurales de l'avion. Le loadsheet doit refléter l'état réel de l'avion avant décollage. Il est souvent nécessaire de l'ajuster à la fin pour tenir compte Des Changements de dernières minutes. (LMC).

Le loadsheet doit être publié dans pas plus que de 4 fois, distribué comme suit :

- une copie pour l'avion
- une copie pour le dossier de station de départ
- un ou deux copies pour le porteur, s'il y a lieu

Les lignes aériennes emploient souvent leur propre format de loadsheet. Néanmoins, l'A.I.T.A AHM 516 donne la recommandations au sujet du genre d'information qui doit apparaître sur un loadsheet, qui peut être manuel ou automatisé (loadsheet d'informatique).

1.2. Loadsheet manual :
Exemple manuel de Loadsheet :

Priority Address(es) LOADSHEET & LOADMESSAGE									
ALL WEIGHTS IN KILOGRAMS									
Originator Recharge/Date/Time Initials A									
Flight A/C Reg Version Crew 6									
BASIC WEIGHT ADJUSTMENT B									
DRY OPERATING WEIGHT 1 =									
TAKE-OFF FUEL 2 +									
OPERATING WEIGHT 3 =									
MAXIMUM WEIGHTS FOR ZERO FUEL TAKE OFF LANDING									
TAKE-OFF FUEL +									
ALLOWED WEIGHT FOR TAKE-OFF (lowest of a, b, or c)									
OPERATING WEIGHT C									
ALLOWED TRAFFIC LOAD =									
No. of passengers CAB BAG TOTAL DISTRIBUTION WEIGHT REMARKS									
DEST M A/F CH INF Tr B C M PAX B Y PAD B Y									
1 2 3 4 5 6 7 8 9 10									
TOTAL PASSENGER WEIGHT +									
TOTAL TRAFFIC LOAD = 1 E									
DRY OPERATING WEIGHT +									
ZERO FUEL WEIGHT MAX. LMC ± 2									
TAKE OFF FUEL (Ramp Fuel Minus Taxi Fuel) +									
TAKE OFF WEIGHT MAX. LMC ± 3									
TRIP FUEL (-)									
LANDING WEIGHT MAX. LMC ± 4									
ALLOWED TRAFFIC LOAD D									
UNDERLOAD BEFORE LMC = 5									
LAST MINUTE CHANGES									
DEST SPECIFICATION Cl. of Carg. +/- WEIGHT 1 2 3 4 5 F									
LMC TOTAL +/- 6									
1 G									
Balance Seating Const. 2 3 4									
Total Passengers 5									
Prepared by: 6 Approved by: 7									

A : Adresses et titre :

- 1 - Code prioritaire (QU = urgent, QD = Standard)
- 2 - Adresse de télétype pour le loadmessage comme requis (XXXYYZZ)
 - . XXX : aéroport de destination (3 letters IATA code)
 - . YY : département de destination. Comme exemple :
 - . eg KL (K= Operations department, L = Load control department)
 - . eg KK (K = Département d'opérations, K = station Directeur)
 - . ZZ: code de la compagnie (code de ligne aérienne ou XH pour les compagnies de manipulation externes)
- 3 - Adresse de télétype de créateur (XXXYYZZ)
- 4 - Recharge facility/Date/Time: eg AF/251005
 - . Service de recharge: AF
 - . Date : 25
 - . Temps: 10h05 AM
- 5 - opérateurs Initiale
- 6 - Indicateur standard de message (LDM pour le loadmessage)
- 7 - nombre de vol/identifier : eg SN551/25
 - . Numéro de vol: SN551
 - . Marque : 25 (date comme exemple)
- 8 - Immatriculation de l'avion
- 9 - Code de version de l'avion utilisé: eg C42Y218
 - . C42 : 42 sièges d'affaires
 - . Y218 : 218 sièges économiques
- 10 - Nombre d'équipage d'habitacle/d'équipage de carlingue: eg 2/9 or 2/2/7
 - . 2/9 : 2 équipage d'habitacle + 9 équipage de carlingue
 - . 2/2/7 : 2 équipage cockpit + 2 mâle d'équipage de carlingue + 7 femelle d'équipage de carlingue

B : Calcul fonctionnant de poids :

- 1 - Dry Operating Weight = Basic weight + Crew + Pantry
- 2 - Carburant de décollage de l'ordreremplir de combustible
- 3 - Operating weight = Dry operating weight + Takeoff fuel

C : Calcul permis de charge de la circulation :

- 1 - MZFW = Certified Maximum Zero Fuel Weight
- 2 - MTOW = Certified Maximum TakeOff Weight
- 3 - MLW = Certified Maximum Landing Weight
- 4 - Trip fuel from dispatch
- 5 - Allowed weight for takeoff = Lowest of (MZFW+Takeoff Fuel), MTOW, (MLW+Trip Fuel)
- 6 - Allowed traffic load = Allowed weight for takeoff (C5) - Operating weight (B3)

Généralement, seulement changements du poids ou répartition de la charge de la circulation (passagers, bagages, la cargaison et le courrier) devraient être mentionnés dans la boîte de LMC. Néanmoins, toute déviation du Dow des conditions ont pu être aussi bien ajoutées.

- 1 - Dest : Destination de LMC
- 2 - Specification : Genre de LMC (nombre de passagers, de poids de deadload)
- 3 - Cpt: Section de carlingue ou soute en laquelle le LMC est ajouté
- 4 - +/-: L'indication de dessus ou débarquent
- 5 - Weight : Peser l'incrément ou la décroissance pour le LMC spécifique
- 6 - LMC Total +/- : Somme de tous les poids de LMC (sur ou débarquer)

Toute l'augmentation de poids due à LMC (F6) ne doit pas excéder l'underload avant LMC (E5). Non des corrections suivantes doivent être faites au ZFW calculé précédemment (E2), au REMORQUAGE (E3) et LW (E4), si l'incrément de poids demeure au-dessous d'une tolérance prédéterminée. Ceci la tolérance devrait être établie par type d'avion (politique de compagnie). Quand la tolérance est excédée, un nouveau loadsheet doit être publié.

G : L'information et supplémentaires de notes :

- 1 - SI: l'information supplémentaire transmise par LDM (format libre)
- 2 - Notes: L'information non transmise par LDM
- 3 - État d'équilibre: conditions d'équilibre selon la condition de porteurs (MACZFW, ACTOW.) selon AHM 050.
- 4 - États d'allocation des places: selon la condition de porteur
- 5 - Passagers totaux: Nombre total des passagers à bord (LMC y compris)
- 6 - Préparé par: Signature de Loadsheets agent.
- 7 - Approuvé par: Signature de capitaine

1.3. Informatique Loadsheets :

Avec les systèmes de commande de charge automatisés, l'information de cargaison embarquant, de courrier et de passager sont relié ensemble. Des loadsheets d'informatique peuvent être publiés très rapidement à la dernière minute, généralement en outre de l'avion. Cela pourquoi il est recommandé d'ajuster des chiffres de passager et de charge avant la version finale est imprimée ou envoyée à l'avion. Ceci permet d'éviter de changements de derniers minutes sur loadsheet.

Selon l'A.I.T.A AHM 517, un loadsheet informatique doit ressembler à l'exemple suivant :

• Exemple de loadsheet informatique :

LOADSHEET		CHECKED	APPROVED	EDNO
ALL WEIGHTS IN KILOS				02
FROM/TO	FLIGHT	A/C REG	VERSION	CREW
CDG JFK	AI0533	OOTPA	C18Y264	2/9
			DATE	TIME
			30DEC00	1405
LOAD IN COMPARTMENTS	WEIGHT	DISTRIBUTION		
	10785	1/3830 2/6955 4/4300		
PASSENGER/CABIN BAG	16905	190/ 27/ 3	TTL 220	CAB
	PAX CY	16/204	SOC	BLKD

TOTAL TRAFFIC LOAD	27690			
DRY OPERATING WEIGHT	123250			
ZERO FUEL WEIGHT	150940	MAX	168000	
TAKE OFF FUEL	65500			
TAKE OFF WEIGHT ACTUAL	216440	MAX	230000	
TRIP FUEL	58600			
LANDING WEIGHT ACTUAL	157840	MAX	180000	
BALANCE AND SEATING CONDITIONS		LAST MINUTE CHANGES		
According to carrier requirement		DEST SPEC CL/CPT WEIGHT		
(Refer to "Balance calculation methods")				
UNDERLOAD BEFORE LMC	13560	LMC TOTAL		

CAPTAIN INFORMATION/NOTES				
.....				
LOAD MESSAGE BEFORE LMC				
.....				
END LOADSHEET EDNO 02 AI0533 30DEC00 140535				

Deadload information		Passenger information	
Cargo 1	: 3830 kg	Adult	: 190 / Children : 27 / Infant : 3
Cargo 2	: 6955 kg	Business class (C)	: 16 pax
Cargo 4	: 4300 kg	Economic class (Y)	: 204 pax
Total	: 10785 kg	Total number	: 220 pax
		Total weight	: 16905 kg

1.4. Acars Loadsheet:

Le format de acars loadsheet est conçu pour fournir seulement des données essentielles. Selon l'A.I.T.A AHM 518. le loadsheet doit être Prelim Dirigé. ou Final. pour empêcher de toute confusion. Quand Le loadsheet d'ACARS est produit par un système d'informatique, ce système doit assurer que seulement le loadsheet finale sera transmis.

La transmission par l'agent de loadsheet doit être faite à la fois qui assure que pas plus D'ajustements seront nécessaires. On lui recommande d'obtenir la reconnaissance de l'équipage d'habitacl. Après la transmission du loadsheet final, n'importe quelle correction devrait être faite verbalement.

Une copie du loadsheet final doit être imprimée au sol, signée par l'agent de loadsheet et entreposé dans le dossier de vol.

ACARS loadsheet example

```
LOADSHEET FINAL 1505
AI05333/30 30DEC00
CDG JFK OOTPA 2/9
ZFW 150940 MAX 168000
TOF 65500
TOW 216440 MAX 230000
TIF 58600
LAW 157840 MAX 180000
UNDLD 13560
PAX /0/16/204 TTL220

BALANCE AND SEATING
CONDITIONS
According to carrier requirement
(Refer to "Balance calculation
methods")

SI
..
ENDAI0533
```



```
ACARS loadsheet status : Final
Sent at : 15h05
Flight Number/Day : AI0533/30
Date : 30 DEC 2000
Departure : CDG
Arrival : JFK
A/C Registration : OOTPA
Crew : 2 cockpit / 9 cabin
Zero Fuel Weight : 150940 kg
Max Zero Fuel Weight : 168000 kg
Take Off Fuel : 65500 kg
Take Off Weight : 216440 kg
Max Take Off Weight : 230000 kg
Trip Fuel : 58600 kg
Landing weight : 157840 kg
Max Landing Weight : 180000 kg
Underload : 13560 kg
Passengers per class : 16 B / 204 Y
Total number of pax : 220
SI : Supplementary
Information
```


2. Méthodes de calcul d'équilibre :

2.1. Introduction :

Il est nécessaire de déterminer, avant décollage, la position de centre de gravité de l'avion. La raison principale est la sûreté du vol. En effet, il est nécessaire de s'assurer que le CG d'avion restera dans les limites prédéterminées pendant le vol entier. Une autre raison est une raison opérationnelle : l'équipage doit pouvoir équilibrer correctement l'avion pour le décollage en choisissant le THS approprié (Trimable Angle de stabilisateur horizontal), directement déduit de la position du centre de gravité de l'avion.


Un avion est une combinaison de plusieurs articles qui ont un poids particulier, différentes méthodes sont disponibles pour déterminer l'influence de chaque article sur l'équilibre de l'avion :

- 1 méthode manuelle : Diagramme d'équilibre/table d'équilibre
- 2 méthodes informatiques

2.2. Méthode manuelle de calcul d'équilibre :

2.2.1. Diagramme d'équilibre :

- Balance chart example



LOAD and TRIM SHEET

A330-243
VERSION: 18 0C 264 YC

A

DRY OPERATING WEIGHT REGISTER

WEIGHT (kg) Markings

DATE PREPARED BY

TYPE PART NUMBER/REV

FROM TO

DRY OPERATING WEIGHT INDEX

INDEX CORRECTION ZONES

ZONES	E	F	G	H
WEIGHT DEVIATION (kg)				

BASIC INDEX CORRECTION

DRY OPERAT WEIGHT DEVIATION	ZONES			
	E	F	G	H
+100 kg	-0.85	-0.55	+0.97	
-100 kg	+0.85	+0.55	-0.97	

INDEX CORRECTION

DRY OPERATING WEIGHT

WEIGHT DEVIATION (PARTIAL):

CORRECTED DRY OPERATING WEIGHT

CARGO

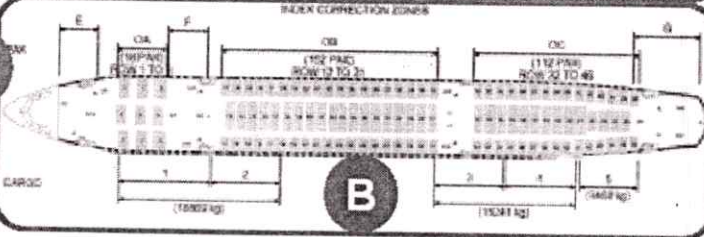
PASSENGERS: x =

ZERO FUEL WEIGHT

TOTAL FUEL ONBOARD

ENGINE WEIGHT

INDEX CORRECTION ZONES



B

ALL WEIGHTS IN KILOGRAMS

ZONES	No	WEIGHT (kg)	INDEX
CARGO 1			500 kg
CARGO 2			500 kg
CARGO 3			500 kg
CARGO 4			500 kg
CARGO 5			500 kg
CABIN CA			30 PAX
CABIN CB			30 PAX
CABIN CC			10 PAX

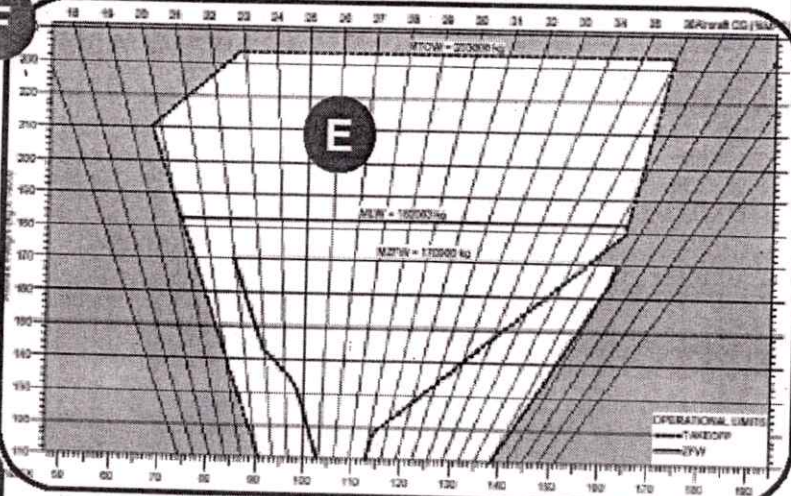
C

FUEL INDEX

SEE TABLE OVERLEAF

INDEX CORRECTION

INDEX



E

OPERATIONAL LIMITS

TAKEOFF

ZFW

WEIGHT AND BALANCE

WEIGHT (kg x 1000)

AIRCRAFT CG (% MAC)

WEIGHT AND BALANCE

WEIGHT (kg x 1000)

AIRCRAFT CG (% MAC)

Fuel index table example

WEIGHT (kg)		DENSITY (kg/l)													
		0.790	0.795	0.770	0.775	0.790	0.785	0.790	0.795	0.800	0.805	0.810	0.815	0.820	0.825
4000	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4
5000	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
6000	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8
7000	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8	-8
8000	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4
9000	+2	+2	+2	+2	+2	+2	+3	+3	+3	+3	+3	+3	+3	+3	+3
10000	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1
11000	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0	+0
12000	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
13000	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2
14000	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2
15000	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2
16000	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2
17000	+1	+1	+0	+0	+0	+0	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	-1
18000	+3	+2	+2	+1	+1	+1	+0	+0	+0	-1	-1	-1	-1	-1	-1
19000	-5	-5	-5	-5	-5	-5	-5	-5	-5	-4	-4	-4	-4	-4	-4
20000	-6	-7	-7	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-5	-5	-5	-5	-5	-5
21000			-9	-8	-8	-7	-7	-7	-7	-6	-6	-6	-6	-6	-6
22000						-9	-9	-9	-9	-8	-8	-7	-7	-7	-7
23000									-10	-9	-9	-9	-9	-9	-9
24000												-10	-10	-10	-10
FULL	-8	-9	-9	-9	-9	-9	-9	-9	-9	-10	-10	-10	-10	-10	-11

Exemple numérique :

• **Numerical example:**

DOW conditions: Weight: 123 500 kg
 H-arm : 33.378 m

⇐ Data coming from the weighing report (refer to WBM)

Weight deviations : Zone E : +150 kg
 Zone F: +150 kg
 Zone G : +200 kg

⇐ Pantry adjustment in the galley zones if not included in DOW

Cargo distribution : Cargo 1 : 3 500 kg
 Cargo 2 : 4 000 kg
 Cargo 3 : 7 000 kg
 Cargo 4 : 5 500 kg
 Cargo 5 : 750 kg

⇐ Deadload distribution in the cargo holds

Pax distribution : Cabin OA : 15 pax
 Cabin OB : 120 pax
 Cabin OC : 105 pax

⇐ Passengers distribution in the cabin sections

Fuel data : Takeoff fuel : 54 000 kg
 Fuel density : 0.79 kg/l

⇐ Fuel on board at takeoff and fuel density



LOAD and TRIM SHEET

A330-243
VERSION : 18 BC-204 YC

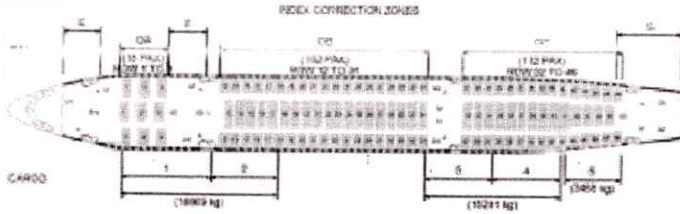
DRY OPERATING WEIGHT CONDITIONS	
WEIGHT (kg)	MuWt (kg)
123 500	33.378
(+100kg -33 33000 kg) / 100	
DRY OPERATING WEIGHT INDEX	
105.5	

AIRCRAFT REGISTER	
DATE	PREPARED BY
12 FEB 2001	Jones
AUT. REG.	CRPT. CONTROL NO.
AI523	J-14
FROM	TO
CDG	JFK

DRY OPERATING WEIGHT	123 500 kg
WEIGHT DEVIATION (MAXIMUM)	500 kg
CORRECTED DRY OPERATING WEIGHT	124 000 kg
CARGO	20 750 kg
PASSENGERS (240) x (86 kg)	20 760 kg
ZERO FUEL WEIGHT	164 910 kg
TOTAL FUEL ONBOARD	54 000 kg
TAREOFF WEIGHT	218 910 kg

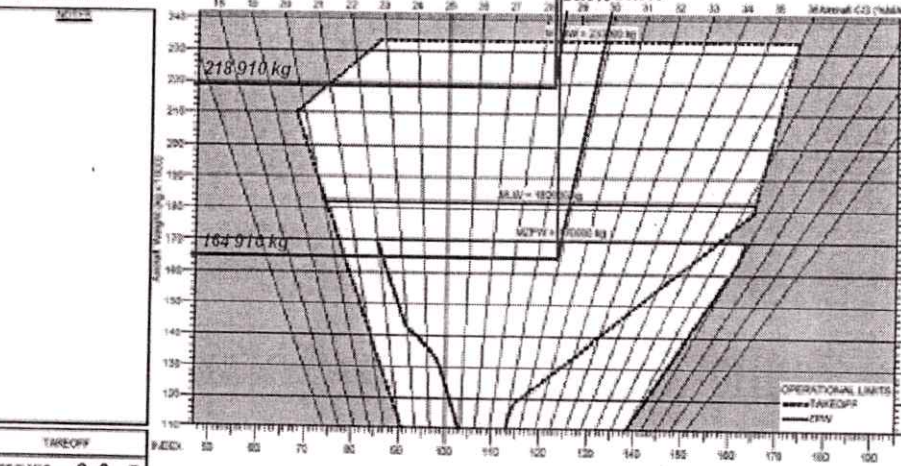
ZONES	E	F	G	H
HEIGHT DEVIATION (kg)	+150	+150	+200	

BASIC INDEX CORRECTION	
DRY OPERATING WEIGHT DEVIATION	ZONES
+100kg	E F G H
-100kg	+0.84 +0.95 +0.81
	+0.86 +0.92 +0.81
INDEX CORRECTION	-0.247



ZONES	NO	WEIGHT (kg)	INDEX
CARGO 1		3500	800 kg
CARGO 2		4000	800 kg
CARGO 3		7000	800 kg
CARGO 4		5500	800 kg
CARGO 5		750	250 kg
CABIN C1	15		89 PAS
CABIN C2	120		89 PAS
CABIN C3	105		89 PAS

FUEL INDEX	-1
SEE TABLE OVERLEAF	



TAREOFF	
CG'S MAC	(2.8; 15)
ZFW CG INPUT	
WEIGHT (kg x 1000)	AIRCRAFT CG %MAC
116.4 (9)	2.9 (9)

2.2.2. Table d'équilibre :

a) Table standard d'équilibre :

Dans la table d'équilibre, les corrections d'index dues à une charge dans une soute ou dans une section de carlingue de passagers sont indiquées grâce aux tables, au lieu des balances graphiques comme dans un diagramme d'équilibre.

L'utilisateur doit commencer à partir de l'index de Dow et puis ajouter ou soustraire les différentes corrections d'index pour obtenir l'index de ZFW.

ATA AHM 519 fournit des informations sur le genre d'information qui doit apparaître sur une table d'équilibre (se référer à la prochaine page) :

A – Le type de l'avion et de version

B – Un schéma de l'apparence de disposition de l'avion :

. La section de cabine passagers.

. La position et la numérotation des prises et des compartiments

C – Corrections sous forme d'index de tableaux pour chaque section de cabine passagers

D – Corrections sous forme de tableaux d'index pour chaque soute

E – Un diagramme d'équilibre avec des secteurs ombragés en dehors des limites d'équilibre vers l'avant et l'arrière.

F – Un diagramme d'équilibre avec des secteurs ombragés en dehors des limites d'équilibre vers l'avant et l'arrière

G – L'influence du carburant sur le poids et l'équilibre. Il peut fournir sur une table d'index de carburant séparé (identique à celle utilisée avec un diagramme d'équilibre)

H – Valeurs finales de ZFW et de REMORQUAGE CG. dans le pourcentage de la corde aérodynamique moyenne (%MAC).

I – Formule d'index pour le calcul d'index de Dow

Quant au diagramme d'équilibre, l'information facultative peut apparaître sur la table d'équilibre selon des conditions, telles que la formule d'index pour le calcul d'index de Dow (i).

- Exemple numérique

DOI : 105

CPT2 : 4000 kg

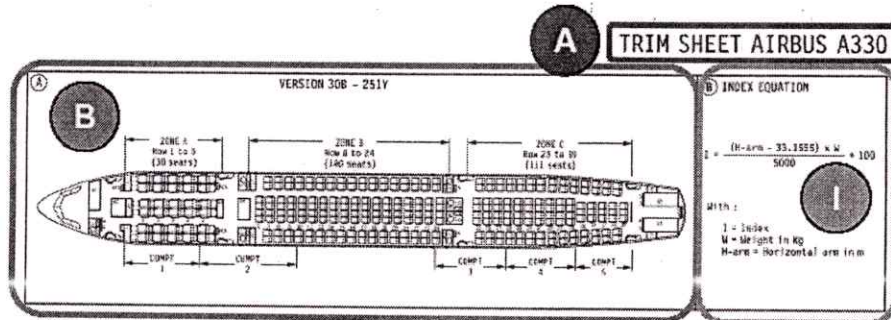
CAB ZONE C : 105 pax

ZFW Index : $105 - 8 + 19 = 116$

Exemple de table d'équilibre

COMPT. 2	
WEIGHT	INDEX (-)
0 to 263	0
264 to 790	-1
791 to 1317	-2
1318 to 1844	-3
1845 to 2372	-4
2373 to 2899	-5
2900 to 3426	-6
3427 to 3953	-7
3954 to 4480	-8
4481 to 5007	-9
5008 to 5534	-10
5535 to 6061	-11
6062 to 6588	-12
6589 to 7115	-13
7117 to 7643	-14
7644 to 8170	-15
8171 to 8697	-16
8698 to 9224	-17
9225 to 9751	-18
9752 to 10206	-19

TOTAL NUMBER OF PAX ZONE C	INDEX CORR. (+)
Up to 2	0
3 to 8	1
9 to 13	2
14 to 19	3
20 to 24	4
25 to 30	5
31 to 35	6
36 to 41	7
42 to 46	8
47 to 52	9
53 to 57	10
58 to 62	11
63 to 68	12
69 to 73	13
74 to 79	14
80 to 84	15
85 to 90	16
91 to 95	17
96 to 101	18
102 to 106	19
107 to 111	20



C PASSENGERS

TOTAL NUMBER OF PAX ZONE A	INDEX CORR. (-)	TOTAL NUMBER OF PAX ZONE C	INDEX CORR. (+)
Up to 2	0	Up to 2	0
3 to 6	1	3 to 6	1
7 to 10	2	9 to 13	2
11 to 14	3	14 to 19	3
15 to 18	4	20 to 24	4
19 to 22	5	25 to 30	5
23 to 26	6	31 to 35	6
27 to 30	7	36 to 41	7
		42 to 46	8
		47 to 52	9
		53 to 57	10
		58 to 62	11
		63 to 68	12
		69 to 73	13
		74 to 79	14
		80 to 84	15
		85 to 90	16
		91 to 95	17
		96 to 101	18
		102 to 105	19
		107 to 111	20

TOTAL NUMBER OF PAX ZONE B	INDEX CORR. (-)
Up to 13	0
14 to 19	1
20 to 25	2
26 to 31	3
32 to 37	4
38 to 43	5

D LOAD IN LOWER COMPARTMENTS - UCRG NOT INSTALLED.

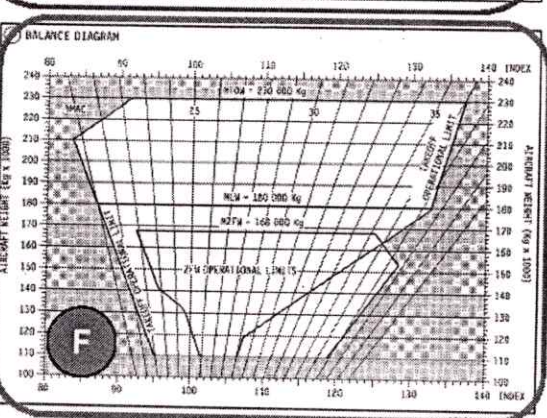
COMPT. 1	COMPT. 2	COMPT. 3	COMPT. 4
WEIGHT	WEIGHT	WEIGHT	WEIGHT
INDEX (-)	INDEX (-)	INDEX (+)	INDEX (+)
0 to 164	0 to 263	Up to 411	Up to 274
165 to 492	264 to 790	412 to 1235	275 to 673
493 to 820	791 to 1317	1236 to 2059	674 to 1370
821 to 1148	1318 to 1844	2060 to 2883	1371 to 1991
1149 to 1477	1845 to 2372	2884 to 3707	1992 to 2470
1478 to 1806	2373 to 2900	3708 to 4530	2471 to 3018
1807 to 2135	2901 to 3426	4531 to 5354	3019 to 3568
2136 to 2464	3427 to 3953	5355 to 6178	3569 to 4117
2465 to 2790	3954 to 4480	6179 to 7002	4118 to 4665
2791 to 3115	4481 to 5007	7003 to 7826	4666 to 5214
3116 to 3440	5008 to 5534	7827 to 8649	5215 to 5763
3441 to 3775	5535 to 6061	8650 to 9473	5764 to 6312
3776 to 4102	6062 to 6589		6313 to 6861
4103 to 4431	6590 to 7116		6862 to 7410
4432 to 4759	7117 to 7644		7411 to 7959
4760 to 5088	7645 to 8172		7960 to 8508
5089 to 5416	8173 to 8700		8509 to 9057
5417 to 5745	8701 to 9227		9058 to 9606
5746 to 6072	9228 to 9754		9607 to 10155
6073 to 6401	9755 to 10281		10156 to 10704
6402 to 6729			
6730 to 7057			
7058 to 7386			
7387 to 7714			
7715 to 8042			
8043 to 8370			
8371 to 8699			
8700 to 9027			
9028 to 9355			
9356 to 9683			
9684 to 10011			
10012 to 10340			
10341 to 10668			
10669 to 10996			
10997 to 11324			
11325 to 11652			
11653 to 11981			
11982 to 12310			
12311 to 12638			
12639 to 12966			

COMPT. 5	WEIGHT	INDEX (+)
Up to 158		0
159 to 475		1
476 to 793		2
794 to 1110		3
1111 to 1427		4
1428 to 1744		5
1745 to 2061		6
2062 to 2378		7
2379 to 2694		8
2695 to 3011		9
3012 to 3328		10
3329 to 3644		11

E INDEX CALCULATION TABLE

OPERATIONAL ITEMS	CRFV	PARTY	OTHERS
ABS. EOT			
PASSENGER ZONES	QA	QB	QC
CARGO & BAGGAGE	CPT1	CPT2	CPT3
	EDT4	CPT5	
TOTAL			

FUEL INDEX (+/-)	
INDEX	
INDEX	
INDEX	



3. Méthodes informatique de calcul d'équilibre :

L'information d'équilibre sera imprimée sur le loadsheet informatique ou le loadsheet d'ACARS dans un détail enfermer dans une boîte Appelée Balance et condition d'allocation des places selon la condition de porteur selon AHM 560.

Le système devrait pouvoir vérifier les limitations de poids et d'équilibre, et interdire la copie hors de loadsheet quand les limites sont dépassées.

- L'information d'équilibre sur un exemple de loadsheet – exemple

LOADSHEET	CHECKED	APPROVED	EDNO
ALL WEIGHTS IN KILOS			02
FROM/TO	FLIGHT	A/C REG	VERSION
CDG JFK	AI0533	OOTPA	C18Y264
		CREW	DATE
		2/9	30DEC00
		TIME	1405
LOAD IN COMPARTMENTS	WEIGHT	DISTRIBUTION	
	10785	1/3830 2/6955 4/4300	
PASSENGER/CABIN BAG	16905	190/ 27/ 3	TTL 220 CAB
	PAX CY	16/204	SOC
			BLKD

TOTAL TRAFFIC LOAD	27690		
DRY OPERATING WEIGHT	123250		
ZERO FUEL WEIGHT	150940		
TAKE OFF FUEL	65500		
TAKE OFF WEIGHT ACTUAL	216440		
TRIP FUEL	58600		
LANDING WEIGHT ACTUAL	157840		

BALANCE AND SEATING CONDITIONS			
DOI 105	LIZFW 118		
LITOW 117	MACZFW 32.8		
MACTOW 30.5			
STAB TO 2.2 NOSE UP			
BASED ON FUEL DENSITY .790 KG/LTR			
A16.B120.C84			
CABIN AREA TRIM			

UNDERLOAD BEFORE LMC	13560		

**BALANCE INFORMATION
(AHM 050)**

DOW Index : 105
 ZFW Index : 118
 TOW Index : 117
 ZFW CG : 32.8% MAC
 TOW CG : 30.5% MAC
 THS setting : 2.2° NOSE UP
 Fuel density : 0.79 kg/liter
 Cabin OA : 16 pax
 Cabin OB : 120 pax
 Cabin OC : 84 pax

Équilibrer l'information sur un loadsheet d'ACARS - exemple

LOADSHEET FINAL 1505
AI05333/30 30DEC00
CDG JFK OOTPA 2/9
ZFW 150940 'MAX 168000
TOF 65500
TOW 216440 MAX 230000
TIF 58600
LAW 157840 MAX 180000
UNDLD 13560
PAX /0/16/204 TTL220
LIZFW 118
LITOW 117 MACZFW 32.8
MACTOW 30.5
ENDAI0533

BALANCE INFORMATION
(AHM 050)

ZFW Index : 118
TOW Index : 117
ZFW CG : 32.8% MAC
TOW CG : 30.5% MAC

Chapitre6 :
Programme de calcul

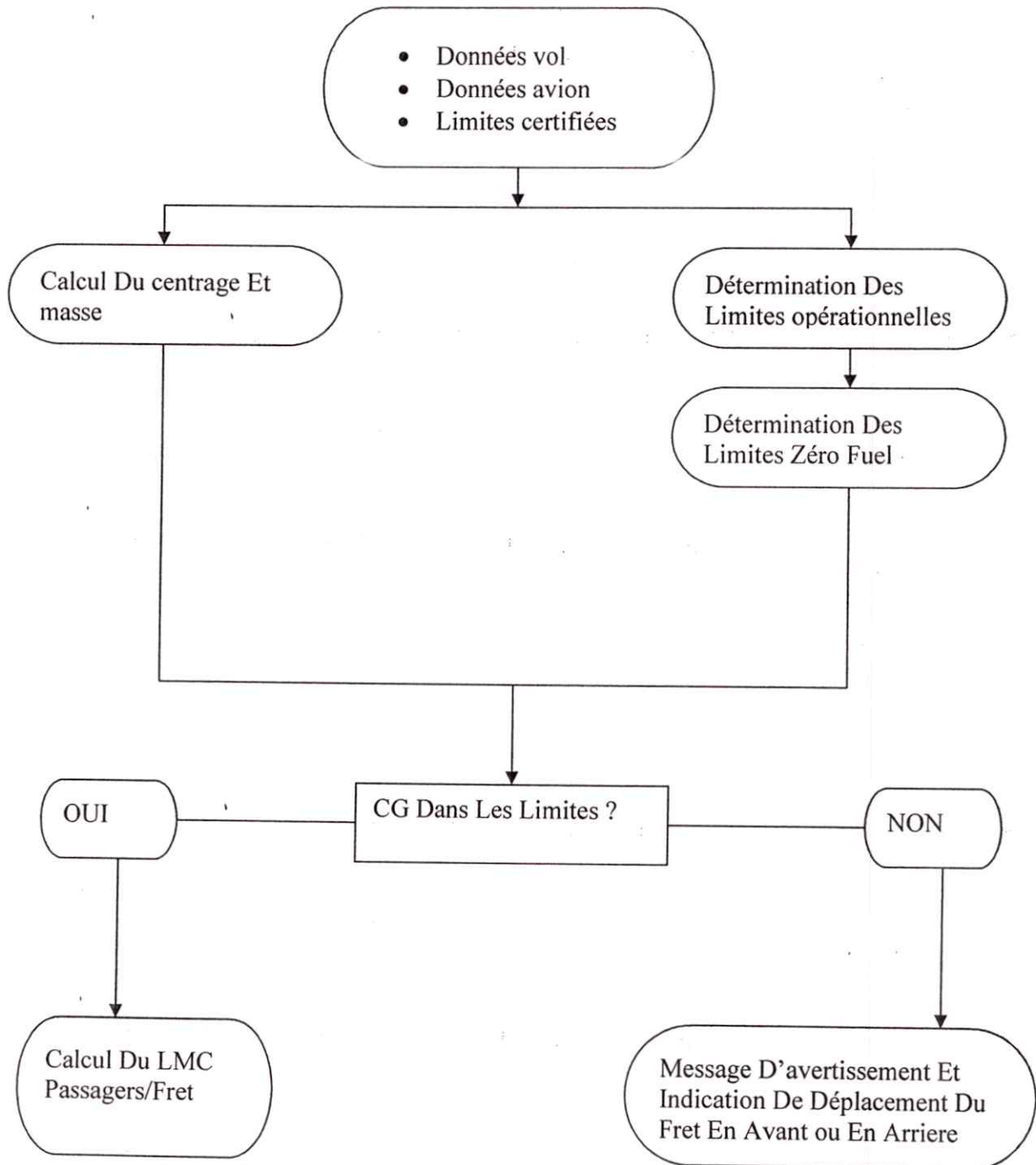
1. Généralités :

La programmation correspondant à la méthode exposée dans les chapitres précédents présente les caractéristiques suivantes :

- Langage de programmation : DELPHI 7
- Nom du projet : projet
- Nom de première unité : projet1
- Nom de deuxième unité : projet2
- Nom de troisième unité : projet3

1. Projet1 : contient la page de garde
2. projet2 : contient la feuille de chargement
3. projet3 : contient quelque exemple des feuilles de chargement

2. Organigrammes du programme :
2.2 Organigramme général :



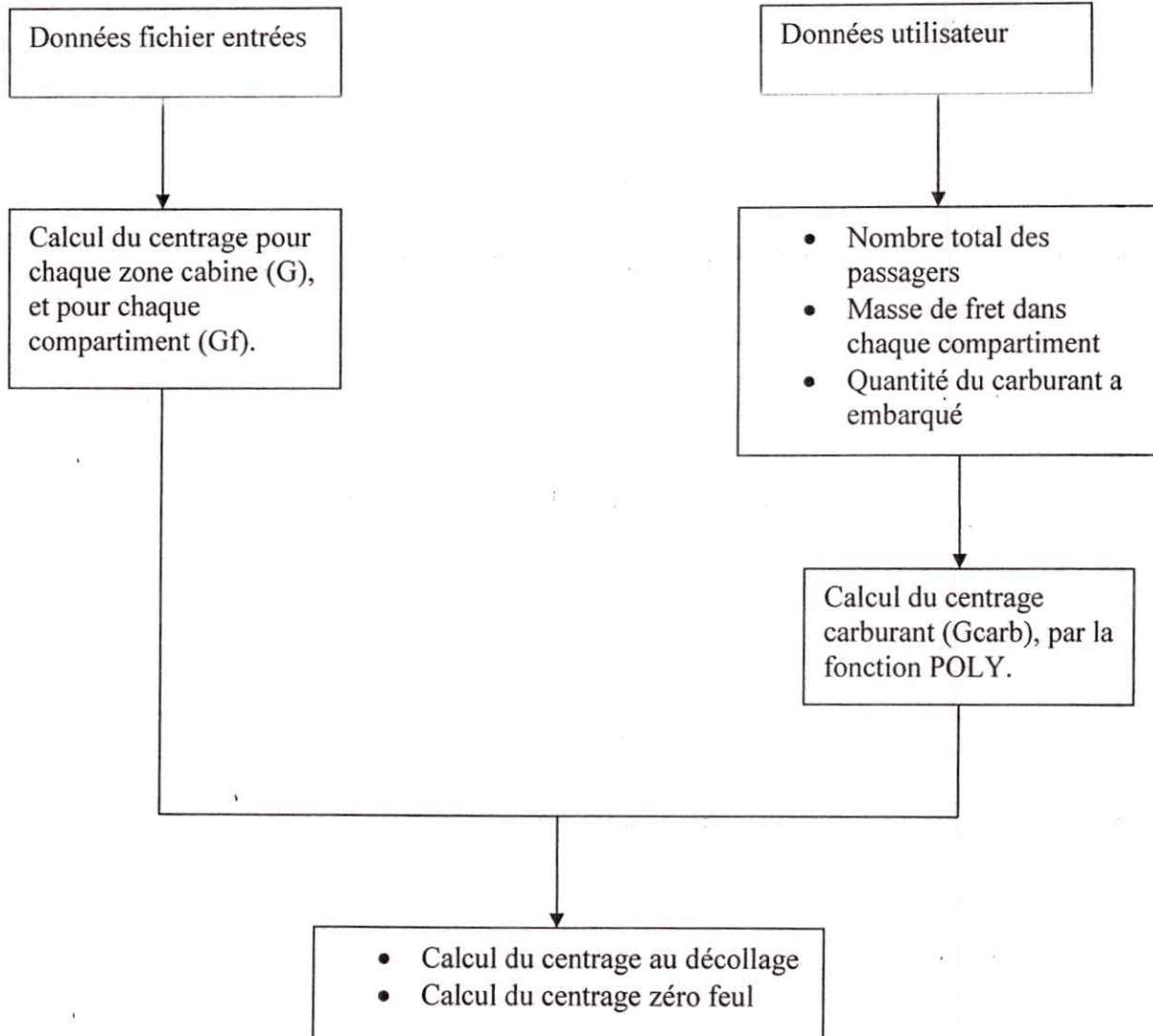
2.3 Description des parties importantes du programme :

Dans cette partie, on détaille chaque partie de l'organigramme général (les organigrammes secondaires) en faisant apparaître les procédures et fonctions importantes utilisées.

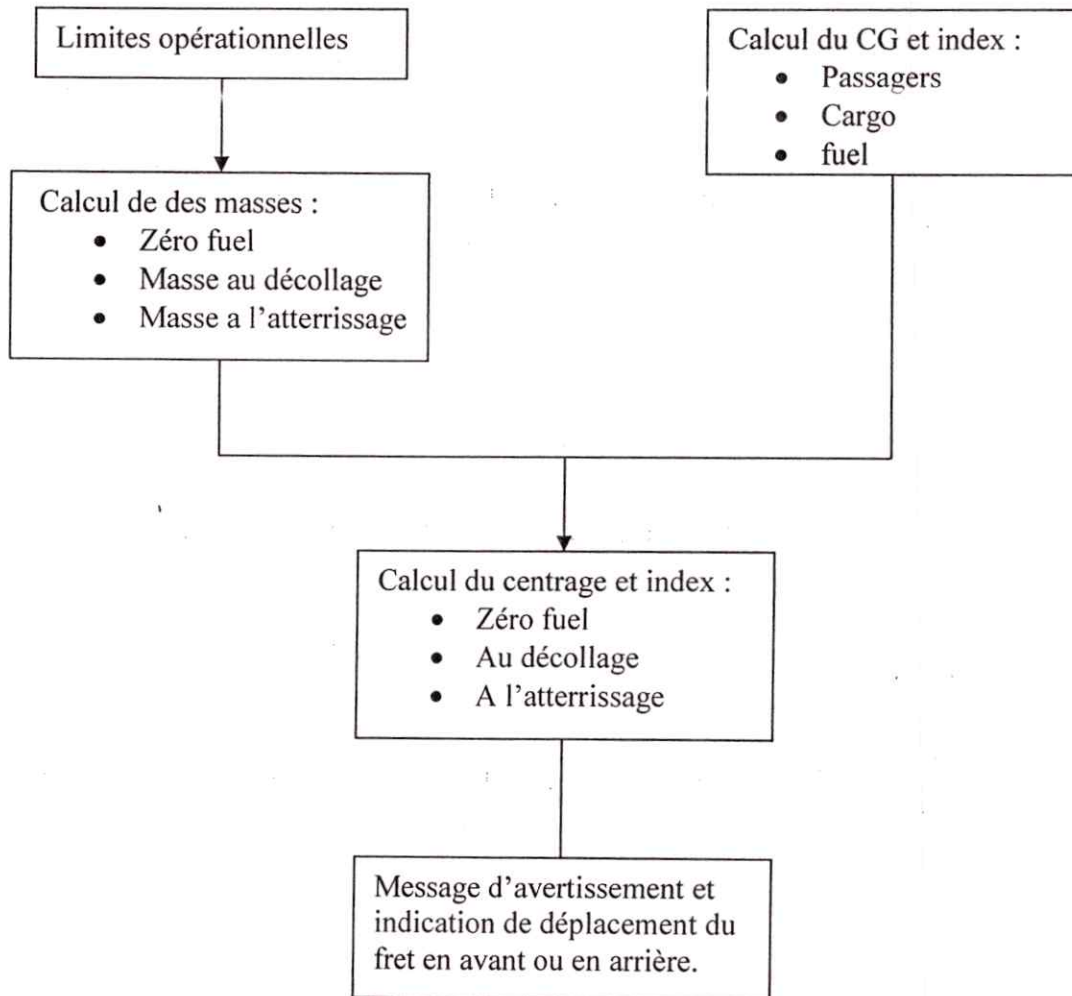
1. **procédure TForm2.Button5Click:** qui calcul l'index des cargos d1,d4.
2. **procédure TForm2.Button1Click:** qui calcul
 - la charge totale (TTL)
 - la masse maximale sans carburant (ZFWA)
 - la masse maximale au décollage (TOWA)
 - la masse maximale a l'atterrissage (LAW)
 - (MAC)
 - (d)
 - Limitations utile (LU)
 - Le centrage de la masse de base (DOCG)
 - L'erreur de centrage de la masse de base (EDOCG)
3. **procédure TForm2.Button6Click:** qui calcul le centrage et l'index des passagers

2.4 les organigrammes secondaires :

2.4.1 calcul du centrage :



2.4.2 .détermination du domaine zéro fuel :



3 Les entrées du programme :

Deux types de données sont précises en compte par le logiciel :

1. données fixes caractérisant l'avion utilisé :

Ces données sont stockées de manière précise dans un fichier d'entrée (pour ne pas faire un conflit entre les fichiers avions), que l'utilisateur choisit avant d'exécuter le programme.

2. données propres à chaque vol :

Ces données sont entrées directement par l'utilisateur sur une fiche.

Et l'utilisateur peut modifier le chargement de fret ou le nombre des passagers ou n'importe quelle données.

L'utilisateur peut remplir n'importe quelle données du programme, ce qui est important c'est qu'il doit remplir toutes les zones de la fiche pour éviter les messages d'erreurs, et des messages d'avertissements apparaissent lorsqu'il dépasse une limite de l'une des données du vol.

Caractéristique de l'avion :

- DOW : masse de base de l'avion.
- TTL : la charge total.
- TOF : le carburant au décollage
- TF : le délestage

Données passagères :

1. Données d'entrées :

- PAXA : nombre de passagers dans la zone OA
- PAXB : nombre de passagers dans la zone OB
- PAXC : nombre de passagers dans la zone OC

2. Données de sortie :

- CGPAX : le centrage de passagers
- IPAX : l'index de passagers

Données cargos :

1. Données d'entrées :

- **md1** : masse de cargo 1
- **md2** : masse de cargo 2
- **d1** : distance de cargo 1
- **d2** : distance de cargo 2
- **CGd1** : le centrage de cargo 1
- **CGd2** : le centrage de cargo 2

3. Données de sortie :

- **Id1** : index de cargo 1
- **Id2** : index de cargo 2

Données fuel :

1. Données d'entrées :

- **TF** : le carburant total
- **IOT** :
- **IIT** :
- **ITT** :
- **ICT** :

2. Données de sortie :

- **CGTF** : le centrage de carburant
- **ITF** : l'index de carburant

Données d'états d'équilibre :

1. Données d'entrées :

- **Id1** : index de cargo 1, qui sont déjà calculé
- **Id4** : index de cargo 4, qui sont déjà calculé
- **ITF** : index total fuel, qui est déjà calculé
- **IPAX** : index passagers, qui est déjà calculé
- **DOW** : masse de base
- **TTL** : la charge total
- **TOF** : le carburant embarqué au décollage

- **PAXA** : le nombre de passagers dans la zone OA
- **PAXB** : le nombre de passagers dans la zone OB
- **PAXC** : le nombre de passagers dans la zone OC
- **OA** : la distance de la zone OA
- **OB** : la distance de la zone OB
- **OC** : la distance de la zone OC
- **md1** : masse de cargo 1
- **md4** : masse de cargo4
- **d1** : la distance de cargo 1
- **d4** : la distance de cargo4
- **MPAX** : masse total des passagers
- **TF** : masse total du carburant
- **CGPAX** : le centrage de passagers
- **CGd1** : centrage de cargo d1
- **CGd4** : Le centrage de cargod4
- **CGTF** : le centrage total fuel
- **ZFWA** : masse actuel zéro fuel
- **TOWA** : masse maximal au décollage
- **LAW** : masse maximal a l'atterrissage

2. **Données de sortie :**

- **LIZFW** : index au zéro fuel
- **LITOW** : index au décollage
- **LILAW** : index a l'atterrissage
- **MACZFW** : le centrage a zéro fuel
- **MACTOW** : le centrage au décollage
- **MACLAW** : le centrage a l'atterrissage
- **MAC** : le centrage

Données entrées à l'écran :

L'utilisateur doit préciser sur la fiche de centrage les données suivantes :

- Le nom du fichier d'entrée (les données caractérisant l'avion, comme l'immatriculation....ect)
- Le nombre total des passagers.
- La masse du carburant à embarquer en kilogramme
- La masse de fret chargée dans chaque compartiment

- PAXA : le nombre de passagers dans la zone OA
- PAXB : le nombre de passagers dans la zone OB
- PAXC : le nombre de passagers dans la zone OC
- OA : la distance de la zone OA
- OB : la distance de la zone OB
- OC : la distance de la zone OC
- md1 : masse de cargo 1
- md4 : masse de cargo 4
- d1 : la distance de cargo 1
- d4 : la distance de cargo 4
- MPAX : masse total des passagers
- TF : masse total du carburant
- CGPAX : le centrage de passagers
- CGd1 : centrage de cargo d1
- CGd4 : Le centrage de cargo d4
- CGTF : le centrage total fuel
- ZFWA : masse actuel zéro fuel
- TOWA : masse maximal au décollage
- LAW : masse maximal a l'atterrissage

2. Données de sortie :

- LIZFW : index au zéro fuel
- LITOW : index au décollage
- LILAW : index a l'atterrissage
- MACZFW : le centrage a zéro fuel
- MACTOW : le centrage au décollage
- MACLAW : le centrage a l'atterrissage
- MAC : le centrage

Données entrées à l'écran :

L'utilisateur doit préciser sur la fiche de centrage les données suivantes :

- Le nom du fichier d'entrée (les données caractérisant l'avion, comme l'immatriculation....ect)
- Le nombre total des passagers.
- La masse du carburant à embarquer en kilogramme
- La masse de fret chargée dans chaque compartiment

Les sorties du programme :

Les sorties du programme comme les entrées apparaissent sur la fiche de centrage, le logiciel indique en sortie :

- Le centrage de l'avion a zéro fuel
- Le centrage de l'avion au décollage
- Le centrage de l'avion a l'atterrissage
- Un message d'indication que le centrage est en avant ou en arriere

Bibliographie :

Manuel d'utilisation Load and trim sheet (A330-2200) d'air algerie

Document weight and balance (service à la clientèle)

<http://www.tsb.gc.ca/fr/reports/air/1998/a98h0003/02sti/06aircraft/weightandbalance.asp#fnr01>

http://www.tsb.gc.ca/fr/reports/air/1998/a98h0003/02sti/visual_library/actualloadedindexgraph.as

p

<http://www.tsb.gc.ca/fr/reports/air/1998/a98h0003/01report/99back/glossary.asp#kg>