

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
UNIVERSITE SAAD DAHLEB BLIDA
Institut d'Aéronautique et des Etudes Spatiales



Projet de Fin d'Etude

En vue de l'obtention du Diplôme de MASTER en Aéronautique
Option : Opérations Aériennes

Thème

CONCEPTION ET REALISATION D'UN LOGICIEL QUI CALCULE
LE CARBURANT DE L'ETAPE, CHARGEMENT ET CENTRAGE
ET LES PERFORMANCE AU DECOLLAGE DES AVIONS
B737-800W DE LA COMPAGNIE TASSILI AIRLINES

Réalisée Par :

Promoteur: **Mr.DRIOUCHE Mouloud**

Mr. **BERIACHE Ilyas**

Mr. **TIOUICHICHINE Lyes**

Blida, Juin 2015



Remerciements :

Ce jour Marque la fin d'une période d'étude à l'université Saad Dahleb de Blida au sein de l'Institut d'Aéronautique et des Etudes Spatiales.

Au terme de notre formation en général et de notre Projet de fin d'étude en particulier, On tiens à adresser nos vifs remerciement à Allah (mon dieu) pour nous avoir donné le courage, et la patience pour terminer ce travail.

Nos chers Parents pour leur aide, leur compréhension et surtout leur soutien.

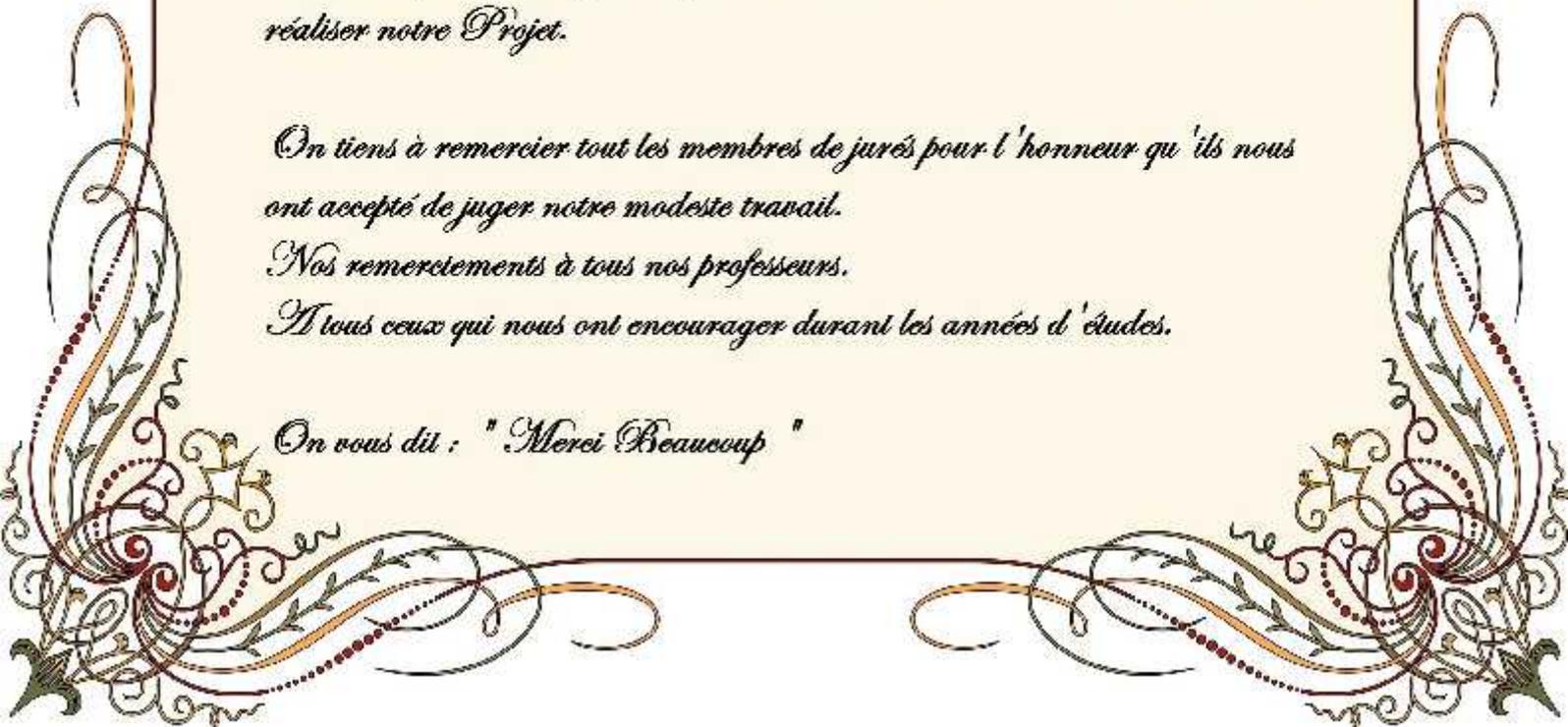
nos gratitude et nos chaleureuses remerciements vont d'abord à monsieur Driouche qu'il nous a fait le grand honneur de nous encadrer et orienter à réaliser notre Projet.

On tiens à remercier tout les membres de jurés pour l'honneur qu'ils nous ont accepté de juger notre modeste travail.

Nos remerciements à tous nos professeurs.

A tous ceux qui nous ont encourager durant les années d'études.

On vous dit : " Merci Beaucoup "



Dédicaces

A mes très chers parents qui ont toujours été la pour moi, et qui m'ont donné un magnifique modèle de labeur et de persévérance.

A mes frères et mes sœurs.

A mes meilleurs amis (LNI).

A mes profs.

Je dédie ce mémoire.

TIOUICHICHINE LYES

J'adresser mes remerciements les plus sincères a mes très chers parents qui ont contribué à l'élaboration de ce modeste travail.

A mes meilleurs amis

A mes professeurs

Je dédie ce mémoire

BERIACHE ILYAS

Table des matières

Résumé

Remerciements

Dédicaces

Liste des abréviations

Table des matières

Listes des tableaux et des figures

Introduction générale

Chapitre I : Présentation de la compagnie et de l'avion B737-800W.....1

1. Présentation de la compagnie.....1

1.1 Historique1

1.2 IOSA 1

1.3 structure de l'organisation.....1

1.4 La flotte exploitée par la compagnie aérienne.....7

1.5 Activités.....9

1.6 Partenariats.....9

2. Présentation du type d'avion B737-800W10

2.1 Présentation du constructeur Boeing.....10

2.2 Historique de la compagnie.....10

2.3 Description générale sur la famille Boeing 737.....12

2.4 Description de l'avion B737-800.....13

Chapitre II : Notions et définitions

1. Performances de décollage18

1.1 Introduction.....18

1.2 Limitation structure.....18

1.3 Limitation Décollage.....24

1.4 Limitation Atterrissage.....38

2. Carburant Réglementaire.....40

2.1 Introduction..... 40

2.2 Politique d'emport carburant selon JAR-OPS-125.....40

2.3 Détermination de la masse maximale au lâcher des freins, limitation utile UL.....48

2.4 Calcul de la charge offerte C/O.....	48
3. Chargement et centrage.....	49
3.1 Définitions.....	49
3.2 Factures déterminants les limites du centre de gravité.....	52
3.3 Calcul de base de centrage.....	53
3.4 Influence du centrage sur la stabilité d'un aéronef.....	55
3.5 L'influence de centrage sur la consommation de carburant.....	56
3.6 Enveloppe opérationnelle du centrage.....	56
3.7 Limites certifiées du centre de gravité.....	58
3.8 Limites opérationnelle de centrage.....	58
3.9 Conséquences d'un centrage hors limite.....	59
3.10 Effets d'une surcharge	60

Chapitre III : Conception du Logiciel

1. Introduction.....	63
2. Choix des outils de conception.....	63
2.1 Microsoft Access.....	63
2.2 Visual Basic.....	64
3. Calcul des performances de décollage, quantité de carburant et le temps de vol dans l'FPPM.....	66
3.1 Introduction.....	66
3.2 Limitation piste.....	66
3.3 Limitation 2 ^{ème} segment.....	68
3.4 Limitation Obstacle.....	69
3.5 Vitesses associées.....	70
3.6 Calcul de quantité de carburant.....	71
4. Chargement et Centrage.....	75
4.1 Présentation des masses forfaitaires passagers et bagages.....	75
4.2 Présentation des masses forfaitaires des personnels navigants.....	76
4.3 Formules de l'index et de centre de gravité.....	76
4.4 Les masses et les index de base des appareils B737-800W de Tassili Airlines.....	77
4.5 Les masses maximales des appareils B737-800W de Tassili Airlines.....	78
4.6 Calcul de la charge et de centrage.....	78

Chapitre IV : Présentation du Logiciel

1. Introduction.....	80
2. Interface graphique.....	80
2.1 Onglet « Aircrafts ».....	81
2.2 Onglet « Airports ».....	82
2.3 Onglet « Flight Planning ».....	84
2.4 Onglet « Weight & Balance ».....	85
2.5 Onglet « Take-Off Limitation ».....	86

3. Présentation des résultats.....	87
4. Conclusion.....	89

Conclusion Générale

Références

Liste des figures

Figure (1.3.1.1) : Organisation de l'ensemble de la compagnie aérienne TAL.....	2
Figure (1.3.2.1) : Organisation générale de la direction exploitation.....	3
Figure (2.3.1) : Evolution de la famille de Boeing 737.....	12
Figure (2.4.1.1) : Arrangement générale et les premières dimensions pour une configuration avec Winglets B737-800.....	14
Figure (2.4.2.1) : Vue en coupe du moteur CFM56-7B.....	15
Figure (2.4.3.1) : Le Boeing 737-800W de la compagnie TAL.....	16
Figure (2.4.4.1) : Plan de la cabine.....	17
Figure (1.2.2.1) : Les différentes masses de l'aéronef dans la réglementation.....	20
Figure (1.2.2.2) : Soulagement de la flexion de l'aile avec le poids du carburant.....	21
Figure (1.2.3.1) : Exemple d'une enveloppe opérationnelle d'un avion.....	22
Figure (1.2.4.1) : La poussée au décollage en fonction de l'OAT et de l'Altitude pression...23	
Figure (1.3.1.1) : Résumé des vitesses de décollage.....	25
Figure (1.3.2.1.1) : Distance de décollage.....	26
Figure (1.3.2.1.2) : Distance de roulement au décollage.....	27
Figure (1.3.2.1.3) : Distance accélérations-arrêt.....	27
Figure (1.3.2.1.4) : Influence de V_1 sur les distances de décollage.....	28
Figure (1.3.2.2.1) : Définition des longueurs de piste.....	29
Figure (1.3.2.2.2) : Influence de V_1 sur une masse de décollage limitée piste.....	30
Figure (1.4.1.1) : Distance d'atterrissage utilisable.....	38
Figure (1.4.1.2) : Surface d'approche.....	39
Figure (1.4.1.3) : Seuil décalé.....	39
Figure (2.2.1) : Profil de mission.....	41
Figure (2.2.8.1) : Scénario critique pour un vol ETOPS.....	45
Figure (2.2.9.1) : Explication préparation de vol avec technique facultative.....	47
Figure (3.1.1) : Moment d'une force.....	49

Figure (3.1.2) : Corde aérodynamique moyenne « MAC ».....	50
Figure (3.1.3) : Représentation du centre de poussée.....	51
Figure (3.2.1) : Effet de la consommation sur la position du centre de gravité.....	53
Figure (3.3.1) : Point de référence fixé par le constructeur.....	54
Figure (3.3.2) : Position du centre de gravité par rapport au point de référence.....	54
Figure (3.4.1) : Influence du centrage sur la stabilité d'un aéronef.....	55
Figure (3.6.1) : Enveloppe opérationnelle limitative du centrage de B737-800.....	57
Figure (3.8) : Les limites certifiées et opérationnelles du centrage.....	58
Figure (3.2.1) : Exemple d'une base de données sur Access.....	64
Figure (3.3.1) : Logigramme de la masse limitative piste.....	67
Figure (3.3.2) : Logigramme de la masse limitative 2 ^{ème} segment.....	68
Figure (3.3.3) : Logigramme de la masse limitative obstacle.....	69
Figure (3.3.4) : Logigramme de calcul des vitesses associées.....	70
Figure (3.3.5) : Logigramme de calcul de distance.....	73
Figure (3.3.6) : Logigramme de calcul de quantité de carburant et le temps de vol de l'étape74	
Figure (3.4.1) : Logigramme de calcul de la charge et de centrage.....	79
Figure (4.1.1) : Ecran d'accueil du logiciel.....	80
Figure (4.1.2) : Présentation des onglets principaux.....	81
Figure (4.1.3) : Présentation d'onglet « Aircrafts ».....	81
Figure (4.1.4) : Choix de l'aéroport.....	82
Figure (4.1.5) : Choix des aéroports et affichage de propriétés.....	83
Figure (4.1.6) : Présentation de l'onglet « Flight Planninig ».....	84
Figure (4.1.7) : Présentation de l'onglet « Weight & Balance ».....	85
Figure (4.1.8) : Présentation de l'onglet « Take-Off Limitation ».....	86
Figure (4.3.3) : Comparaison des résultats pour le vol DAAG-DAOO.....	89

Liste des tableaux

Tableau (1.4.1) : Caractéristique de Boeing 737-800 utiliser par TAL.....	7
Tableau (1.4.2) : Caractéristique de Bombardier DASH8-Q400 utiliser par TAL.....	7
Tableau (1.4.3) : Caractéristique de Bombardier DASH8-Q200 utiliser par TAL.....	7
Tableau (1.4.4) : Caractéristique de Beech craft 1900D utiliser par TAL.....	8
Tableau (1.4.5) : Caractéristique de Cessna 208G/C utiliser par TAL.....	8
Tableau (1.4.6) : Caractéristique de Pilatus PCG utiliser par TAL.....	8
Tableau (1.4.7) : Caractéristique de Bell 206 LR utiliser par TAL.....	8
Tableau (2.4.1.1) : Dimensions de B737-800.....	13
Tableau (2.4.4.1) : Caractéristique de Boeing 737-800W de TAL.....	16
Tableau (1.3.4.1.1) : Les épaisseurs des contaminants d'une piste applicable pour Airbus....	38
Tableau (2.4.1) : Récapitulatif pour le calcul de la charge offerte.....	49
Tableau (3.5.1) : L'influence du centrage sur la stabilité, la manœuvrabilité et la consommation.....	57
Tableau (3.4.1) : Les masses forfaitaires passagers utilisées par la compagnie TAL.....	79
Tableau (3.4.2) : Les masses forfaitaires PN utilisées par la compagnie TAL.....	80
Tableau (3.4.3) : Les masses et les index des appareils B737-800W de TAL.....	81
Tableau (3.4.4) : Les masses maximales des appareils B737-800W de TAL.....	82
Tableau (4.3.1) : Comparaison des résultats pour le vol SF 1915 de TAL.....	87
Tableau (4.3.2) : Comparaison des résultats pour le vol SF 1913 de TAL.....	88
Tableau (4.3.3) : Comparaison des résultats pour le vol SF 1810de TAL.....	88

Liste d'Abréviations

AFM: Aircraft Flight Manuel.

ADD: Additional

AP: Altitude Pression.

ASD: Distance Accélérer-arrêt.

ASDA : Accelerate Stop Distance Available.

Ch : Consommation horaire.

CG : Centre de Gravité.

CL : Climb.

C/O : Charge Offerte.

CWY: Clear Way.

d: délestage.

DOW: Dry Operating Weight.

ETF: Escale Technique Facultative.

ETOPS: Extended range for Twin engines Operations.

F: Force.

f: finesse.

FSB: Flight Safety Bureau.

FPPM: Flight Planning and Performance Manual

ft: Pied.

HSE: Hygiène, Santé, Sécurité et Environnement.

IATA : International Air Transport Association.

IMC: Vol aux Instruments.

IOSA: IATA Operational Safety Audit.

Kg: Kilogramme.

Km: Kilometer.

LDA: Landing Distance Available.

LU: Limitation Utile.

LW: Landing Weight.

M: Moment.

m: mètre.

MAC : Corde Aérodynamique Moyenne.

Mb: Masse de base.

MCT: Maximum Continues Thrust.

MDH: Hauteur Minimal de descente.

MEW: Manufacturers Empty Weight.

Min: minute.

mm: millimeter.

MZFW: Maximum Zero Fuel Weight.

NG: Nouvelle Génération.

OACI : Organisation de l'Aviation Civile International.

OAT: Temperature extérieur.

OEW: Operating Empty Weight.

Qlf: Quantité de carburant au point de lâcher des freins.

r : roulage.

RC : Corde de Référence.

RD : Reserve Dégagement.

DF : Reserve Finale.

RR : Reserve de Route.

RWY: Run Way.

s :second.

SGQ: System de Gestion Qualité.

SGS : System de Gestion de la Sécurité.

Supp: supplementary.

SWY: Stop Way.

TAL: Tassili Airlines.

TOW: Take-Off Weight.

TOGA: Take-Off and Go Around.

TOD: Take-Off Distance.

TOR: Distance de roulement au décollage.

TORA: Take-Off Run Available.

TODA: Take-Off Distance Available.

VMO: Maximum Operating Limit Speed.

VFE: Flaps Extended Speed.

VLO: Landing Gear Operating Speed.

VLE: Landing Gear Extended Speed.

VMCG: Minimum Control Speed on the Ground.

VMCA: Minimum Control Speed on the Air.

VMU: Minimum Unstuck Speed.

VS: Stalling Speed.

VEF: Engine Failure Speed.

V1: Decision Speed.

VR: Rotation Speed.

V2: Take-Off Safety Speed.

VLOF: Maximum Brake Energy Speed.

V_{Pneu} : Vitesse Maximale Des Pneus.

VMC : Condition de vol a Vue.

VREF: Vitesse de Référence.

WBM: Weight and Balance Manual.

ZFW: Zero Fuel Weight.

Introduction Générale

La préparation des vols est une tâche primordiale, pour les agents techniques d'exploitation ainsi que les pilotes, cette tâche reste délicate et longue et doit être effectuée avant chaque vol, de plus elle est exposée aux erreurs dues à la fatigue et au facteur humain.

La préparation des vols a pour but de déterminer la limitation la plus contraignante au décollage, ainsi que la masse maximale opérationnelle en fonction des conditions de jour et de la piste utilisée.

Pour atteindre un seuil élevé de la sécurité des vols, et afin de faciliter la tâche de l'agent technique d'exploitation, du pilote et de gagner de temps dans la préparation des vols nous proposons dans ce mémoire d'automatiser cette opération.

Notre travail consiste à réaliser un logiciel qui en prenant les caractéristiques de l'avion Boeing 737-800W, les données des aéroports ainsi que les conditions météorologiques du jour et de la piste permettra de calculer la masse maximale au décollage, le chargement, le centrage et la quantité de carburant à embarquer tout en respectant la réglementation avec une précision comparable à la méthode manuelle.

Ce mémoire s'articule autour de quatre chapitres. Le deux premiers présentent la compagnie aérienne TASSILI AIRLINES, le type d'avion B737-800W et quelques notions et définitions. Le troisième chapitre traitera de la manière dont a été conçue le logiciel et enfin le quatrième et dernier chapitre porte sur l'emploi de logiciel et représentation des résultats.

INTRODUCTION GENERALE

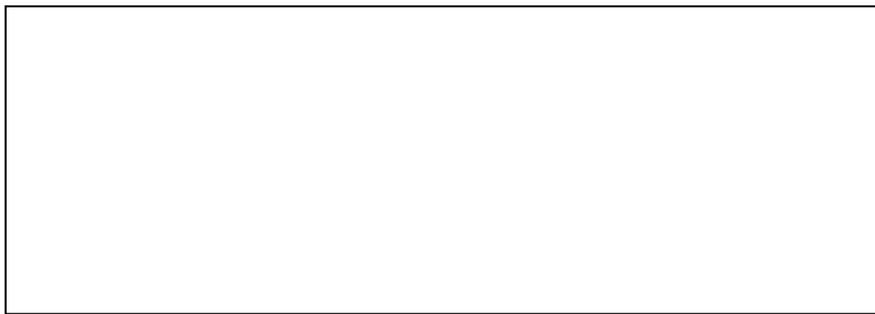
CHAPITRE I :
PRESENTATION DE LA
COMPAGNIE ET DE
L'AVION B737-800W

CHAPITRE II :
NOTIONS
ET
DEFINITIONS

CHAPITRE III :
CONCEPTION
DU
LOGICIEL

CHAPITRE VI :
PRESENTATION DU
LOGICIEL

CONCLUSION GENERALE





1. Présentation de la compagnie

TASSILI AIRLINES est une compagnie aérienne parapétrolière, sous l'action de l'entreprise SONATRACH, elle assure les services du Travail Aérien ainsi que le transport du personnel SONATRACH et ses partenaires des sociétés étrangères.

1.1 Historique :

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

Sa mission était de réaliser des services aériens dédiés aux sociétés pétrolières et parapétrolières en Algérie.

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

1.2 IOSA :

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

1.3 Structure de l'organisation :

La compagnie aérienne TASSILI AIRLINES englobe quatre départements généraux qui sont :

- S/Direction Qualité ;
- S/Direction d'Informatique et Télécommunications ;
- Bureau Sûreté Aérienne ;
- Bureau Sécurité des vols.

Ainsi que six directions qui sont les suivantes :

- Direction Etudes Planification ;
- Direction des Ressources Humaines ;
- Direction Finances et Comptabilité ;
- Direction Commerciale ;
- Direction Technique ;
- Direction Exploitation.

Le tout étant sous le patronat du Président Directeur Général (voir l'organigramme de l'organisation de la compagnie).

1.3.1 Organisation de l'ensemble de la compagnie aérienne TAL :

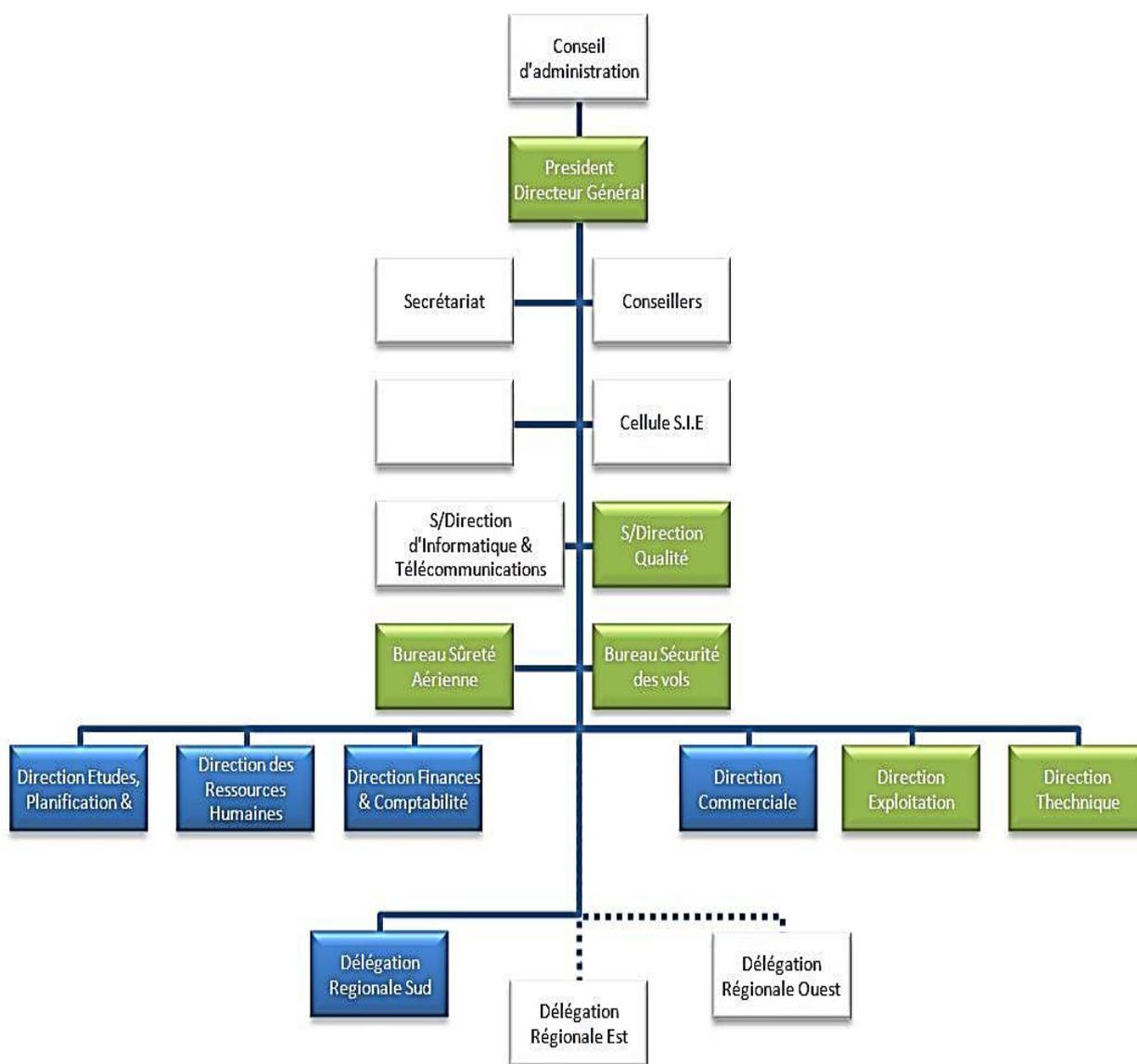


Figure 1-3-1-1 : Organisation de l'ensemble de la compagnie aérienne TAL

1.3.2 Organisation générale de la Direction Exploitation :

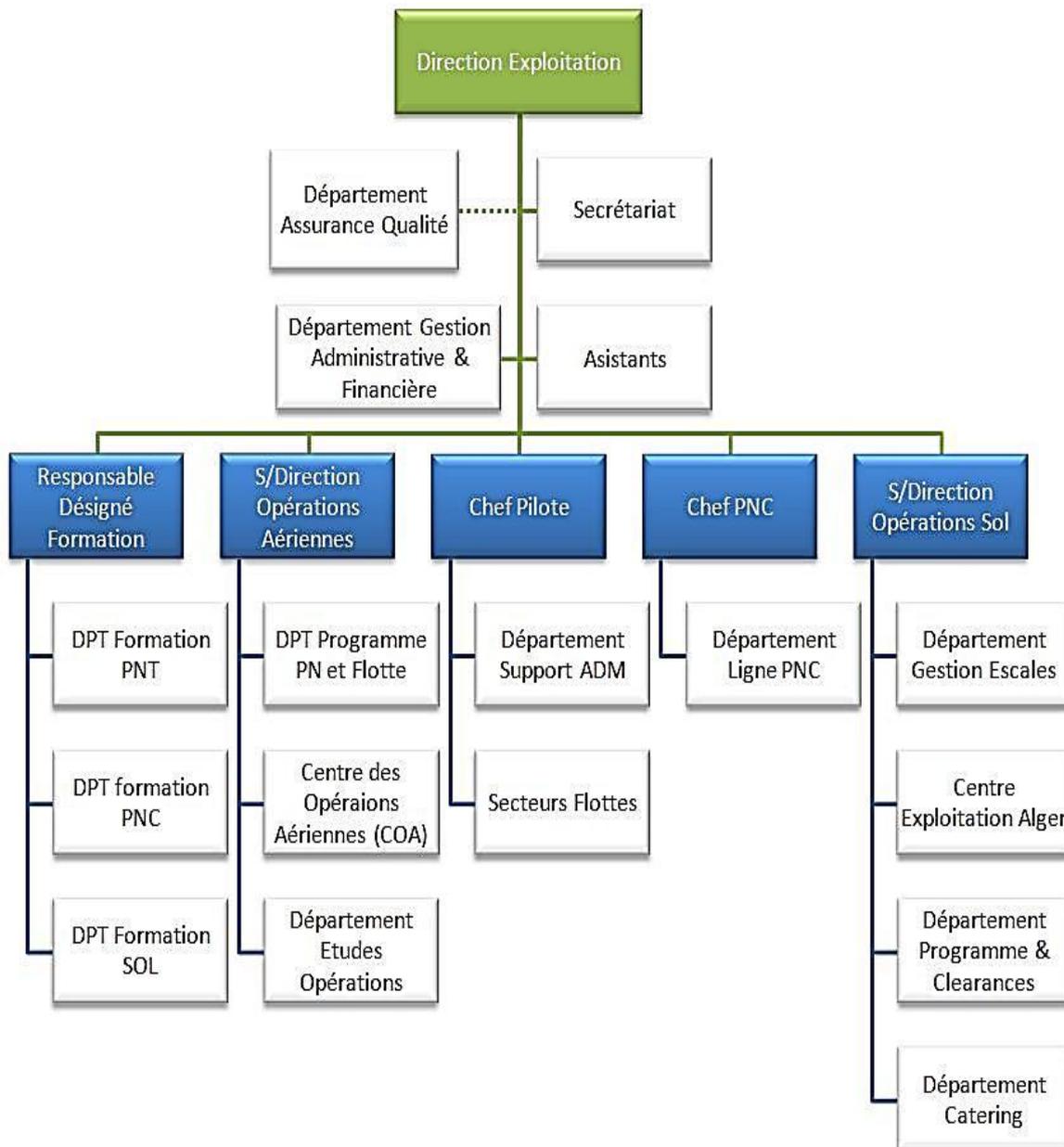


Figure 1-3-2-1 : Organisation générale de la Direction Exploitation

1.3.3 Politique de TASSILI AIRLINES

Une politique articulée autour de 5 engagements fondamentaux :

- Sécurité des vols
- Sureté aérienne
- Qualité
- Hygiène, santé, sécurité, et environnement HSE
- Certification IOSA (IATA Operational Safety Audity)
- L'implication collective garante de l'efficacité maximale

1.3.3.1 Sécurité des vols

- Implémentation du système de gestion de la sécurité SGS exigé par l'OACI :
- Création de la structure chargée du suivi de l'analyse et de la sécurité des vols (Flight Safety bureau/ FSB)
- Mise en place d'un comité de sécurité des vols pour l'identification des dangers et la gestion des risques
- Mise en place d'une cellule de traitement des incidents et prise en considération du retour expérience (recommandations)
- Mise en place d'un plan d'urgence qui décrit et précise les taches, responsabilité et action à entreprendre face aux conséquences d'un accèdent.

1.3.3.2 Sureté Aérienne

Le programme de sureté aérienne est une exigence résultant de l'annexe 17 de l'OACI et concerne la protection des personnes et des biens contre tout acte d'intervention illicite.

1.3.3.3 Qualité

Implémentation du Système de Gestion Qualité SGQ exigé par la réglementation nationale et internationale.

Programme d'Audit Qualité 2011 approuvé et en cours d'exécution sensibilisation de personnel de TASSILI ARLINSE en matière de qualité et de facteur humain.

Surveillance permanente de l'application des procédures réglementaires et l'application du principe de l'amélioration continue.

1.3.3.4 Hygiène, Santé, Sécurité et environnement HSE :

Application effective de la politique de groupe SONATRACH en matière, santé, sécurité et environnement.

Maitrise des risques professionnels en entreprise

Coordination des travaux en vue de l'obtention de certification ISO 14001 et OHSAS 18001 dès 2012

1.3.3.5 IOSA :

TASSILI AIRLINES s'est inscrit volontairement dans le programme IOSA en vue de rehausser le niveau de sécurité de ses activités.

1.3.4 Ressource humaines :

❖ Recrutement

Une démarche de développement des ressource est mise en œuvre en appui à la stratégie de la compagnie.

- Plan annuels de recrutement et de formation ciblant en priorité les métiers clés (maintenance, exploitation et commercial)
- Outils modernes de GRH (Bourse de l'emploi pour les postes de responsabilité et sélection pour les postes clés de la compagnie)

❖ Formation

Poursuite des efforts de valorisations du potentiel humain et amélioration constant de ses performances techniques par des actions de formation et de perfectionnement.

Effort focalisée sur les formations qualifiantes du personnel navigant et de maintenance.

1.3.5 Stratégie :

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

- La modernisation de son organisation
- La mise en conformité de pratique et de procédure
- Le renforcement de tous ses moyens matériels et humains

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

1.3.6 Les services de TASSILI AIRLINES :

❖ Vols charters pétrolier

C'est la vocation première de TASSILI AIRLINES qui collabore avec les sociétés pétrolières parapétrolières et toutes celles du secteur de l'énergie et des mines en mettant à leur disposition des vols charters dédiés à leurs besoins spécifiques.

❖ Vols à la demande :

La compagnie met à la disposition de toutes institutions demandeuses un service location d'avion ou d'hélicoptère suivant plusieurs formules un vol une série de vol évacuation sanitaire.

❖ Travail Aérien

Une multitude de service Aérien

- Balayage laser par hélicoptère
- Prise de vues aérienne sur CESSNA ou PILATUS
- Thermographie
- Surveillance des Lignes à Haute Tension et très Haute Tension sur un réseau de 27 000 Km
- Surveillance de pipeline sur un réseau de 16 000 Km extensible à 21 000 Km

- Traitement phytosanitaires fertilisation ensemencement prospection et lutte anti acridienne lutte contre incendies de forêts en collaboration avec la protection civile Algérienne
- Pour les services aériens particuliers comme la surveillance des ouvrages industriels, les relevés topographiques, la photographie, la lutte contre les incendies de forêts, les évacuations sanitaires et autres, TASSILI AIRLINES dispose des aéronefs adaptés à tout besoins

1.4 La flotte exploitée par la compagnie aérienne

1.4.1 Boeing 737-800W :

Tableau 1-4-1 : Caractéristique de Boeing 737-800 utiliser par TAL

Immatriculation	Capacité	Rayon d'action	Vitesse de croisière
7T-VCA	155	5000 km	900 km/h
7T-VCB			
7T-VCC			
7T-VCD			

1.4.2 Bombardier DASH 8-Q400 :

Tableau 1-4-2 : Caractéristique Bombardier DASH 8-Q400 utiliser par TAL

Immatriculation	Capacité	Rayon d'action	Vitesse de croisière
7T-VCL	74	2415 km	667 km/h
7T-VCM			
7T-VCN			
7T-VCO			

1.4.3 Bombardier DASH 8-Q200 :

Tableau 1-4-3 : Caractéristique de Bombardier DASH 8-Q200 utiliser par TAL

Immatriculation	Capacité	Rayon d'action	Vitesse de croisière
7T-VCP	37	1802 km	537 km/h
7T-VCQ			
7T-VCR			
7T-VCS			

1.4.4 Beechcraft 1900D :

Tableau 1-4-4 : Caractéristique de Beechcraft 1900D utiliser par TAL

Immatriculation	Capacité	Rayon d'action	Vitesse de Croisière
7T-VIO	18	2000 km	480 km/h
7T-VIP			
7T-VIQ			

1.4.5 Cessna 208 G/C :

Tableau 1-4-5 : Caractéristique de Cessna 208 G/C utiliser par TAL

Immatriculation	Capacité	Autonomie	Vitesse de croisière
7T-VIG	09	5h00	280 km/h
7T-VII			
7T-VIL			
7T-VIM			

1.4.6 Pilatus PC6 :

Tableau 1-4-6 : Caractéristique de Pilatus PC6 utiliser par TAL

Immatriculation	Capacité	Autonomie	Vitesse de croisière
7T-VCG	07	7h40	220 /h
7T-VCH			
7T-VCI			
7T-VCJ			
7T-VCK			

1.4.7 Bell 206 LR :

Tableau 1-4-7 : Caractéristique de Bell 206 LR utiliser par TAL

Immatriculation	Capacité	Autonomie	Vitesse de croisière
7T-WUE	05	3h00	200 /h
7T-WUF			
7T-WUH			
7T-WUJ			
7T-WUK			
7T-WUL			
7T-WUM			

1.5 Activités :

- Charters pour la SONATRACH et ses filiales (Groupements ou Associations inclus)
- Mises à disposition permanente (hélicoptères, Beechcraft et STOL)
- EVASAN / Évacuations Sanitaires (en moyenne 2 par mois en Beechcraft)
- Vols à la demande (travail aérien, taxi aérien, VIP ou sensibles)
- Navettes SUD quotidiennes (depuis avril 2009) au départ d'Alger.

1.6 Partenariats :

- Tassili Airlines entretient un partenariat avec Air Algérie à travers des conventions d'assistance :
 - Maintenance
 - Assistance au Sol
 - Assistance Technique
 - Catering.
 - Contacts avec plusieurs entités en vue de développer des partenariats durables (compagnies aériennes, hôtels, aéroports, etc...).
-

2 Présentation du Type d'avion B737-800

2.1 Présentation du constructeur Boeing :

Boeing (nom officiel en anglais The Boeing Company) est l'un des plus grands constructeurs aéronautiques et aérospatiaux au monde. Son siège social est situé à Chicago, dans l'Illinois. Ses deux plus grandes usines sont situées à Wichita au Kansas et à Everett, près de Seattle. Cet avionneur s'est spécialisé dans la conception d'avions civils, mais également dans l'aéronautique militaire, les hélicoptères ainsi que dans les satellites et les fusées avec sa division Boeing Integrated Defense Systems.

2.2 Historique de la compagnie :

La compagnie est née le 15 juillet 1916 grâce à ses deux pères William E. Boeing et George Conrad Westervelt et est baptisée « B&W ». Peu après, son nom deviendra « Pacific AeroProducts », et enfin « Boeing Airplane Company ».

En 1917, avec l'entrée en guerre des États-Unis, la Navy commanda 50 hydravions d'entraînement Model C, la première commande de Boeing. En 1923 Boeing fabriqua un avion de transport postal le Model 40A et en 1927 elle remporta un contrat pour assurer la liaison aéropostale San Francisco-Chicago.

Boeing créa alors « Boeing Air Transport » pour s'occuper de ses activités de transports aériens. Pendant la première année, près de 2 000 passagers furent transportés et on entreprit alors de créer des avions spécialement étudiés pour le transport des passagers, c'est ainsi que le Model 80 fut lancé. Dans les années qui suivirent, Boeing se mit à acquérir de nombreuses entreprises de fabrication d'avions, de moteurs, des compagnies aériennes et en 1929, Boeing changea son nom en United Aircraft and Transport Corporation.

En 1934, Boeing est devenu une grande entreprise fabriquant des avions, des moteurs, transportant le courrier postal, s'occupant des aéroports et assurant de nombreuses lignes aériennes. Mais, sous la pression d'une loi anti-trust interdisant aux constructeurs d'exploiter des lignes aériennes, ses créateurs vendent leurs participations et « United Aircraft and Transport » est scindée en trois entités :

- United Airlines responsable du transport aérien ;
- United Aircraft responsable de la fabrication dans l'Est du pays ;
- Boeing Airplane Company responsable de la fabrication dans l'Ouest du pays.

Peu après, un accord avec la compagnie aérienne Pan American World Airways fut signé, pour développer et produire un hydravion commercial capable de transporter des passagers sur les routes transatlantiques. Le Boeing 314 Clipper fit son premier vol en juin 1938. C'était le plus gros avion civil de son temps, il pouvait transporter 90 passagers sur les vols de jour et 40 passagers sur les vols de nuit. Un an après, la première ligne commerciale des États-Unis au Royaume-Uni fut inaugurée. D'autres routes aériennes furent ouvertes qui exploitaient le Boeing 314.

En 1938, Boeing mit en service le 307 Stratoliner, c'était le premier avion de transport à cabine pressurisée ; il était capable de voler à une altitude de croisière de 20 000 pieds, donc au-dessus de la plupart des perturbations météorologiques. Ce qui fait de lui l'avion le plus résistant de la flotte Boeing.

Pendant la Seconde Guerre Mondiale, Boeing construisit un grand nombre de bombardiers B-17 et B-29. Beaucoup de travailleurs étaient des femmes dont les maris étaient partis à la guerre.

Quelques Chiffres :

Ses effectifs au 28 avril 2011 s'élèvent à 164 495 personnes, répartis à travers le monde. Son chiffre d'affaires est de 68,595 milliards US\$ (2011).

2.3 Description générale sur la famille Boeing 737 :

Le Boeing 737 Next Génération, communément appelé Boeing 737NG, est le nom donné aux versions 600, 700, 800 et 900 du Boeing 737. C'est la troisième génération dérivée du 737, et suit la série 737 Classique (200,300, 400 et 500), dont la production a commencé dans les années 1980. Ils ont une courte ou moyenne autonomie, sont de petits-porteurs. Produit depuis 1996 par Boeing, le 737NG est vendu dans quatre tailles différentes, de 110 à 210 passagers.

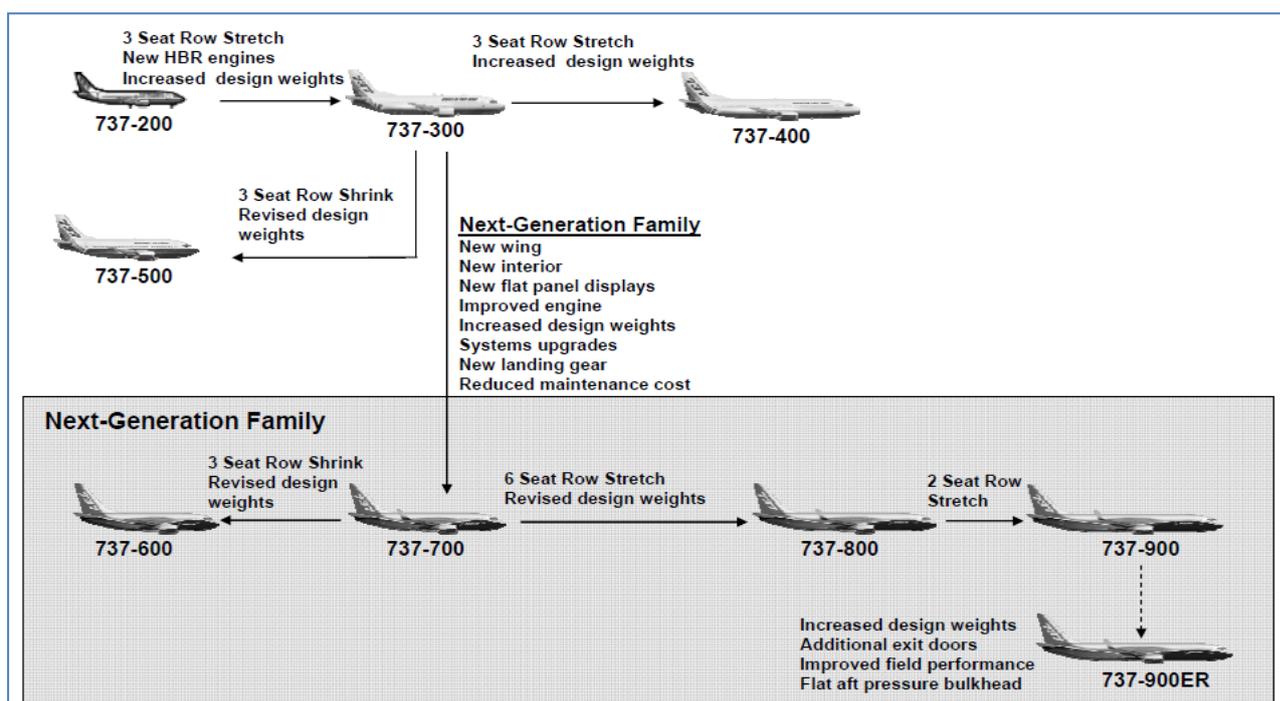


Figure (2.3.1) : Evolution de la famille Boeing 737

Il existe 9 modèles du B737 répartis en trois générations : Les modèles originaux sont les 737-100 et 200 ; Les classiques sont le 737-300, le 737-400 et le 737-500. Enfin la Nouvelle Génération comporte le 737-600, le 737-700, le 737-800 et le 737-900.

2.4 Description de l'avion B737-800 :

Le Boeing 737-800 est la version la plus vendue de la famille 737 Next-Génération, reconnu pour sa fiabilité, l'efficacité énergétique et la performance économique, le 737-800 est sélectionné par les transporteurs de premier plan à travers le monde, car il fournit aux opérateurs la flexibilité nécessaire pour desservir un large éventail de marchés. Le jet des monocouloirs, qui peut accueillir entre 155 à 189 passagers, peut voler 260 miles nautiques plus loin et de consommer de carburant de 7 pour cent de moins tout en transportant 12 passagers de plus que le modèle concurrent.

Le 737-800 a été lancé le 5 septembre 1994, avec des engagements de clients pour plus de 40 avions. La première livraison était de transporteur allemand Hapag-Lloyd au printemps 1998. Le 13 Mars 1998, le 737-800 obtenu la certification de type de la Fédérale Aviation Administration américaine. Validation de type JAA de 737-800 suivi sur Avril 9, 1998.

2.4.1 Les dimensions de B737-800 :

Tableau (2.4.1.1) : Dimensions du B737-800

Dimensions	
Longueur hors tout	39.47 M
Longueur du fuselage	38.02 M
Envergure	35.79 M
Hauteur	12.55 M
Empattement	15.60 M
Largeur	3.76 M
Largeur cabine	3.53 M
Surface alaire	124.58 M ²
Envergure Stabilo	14.35 M

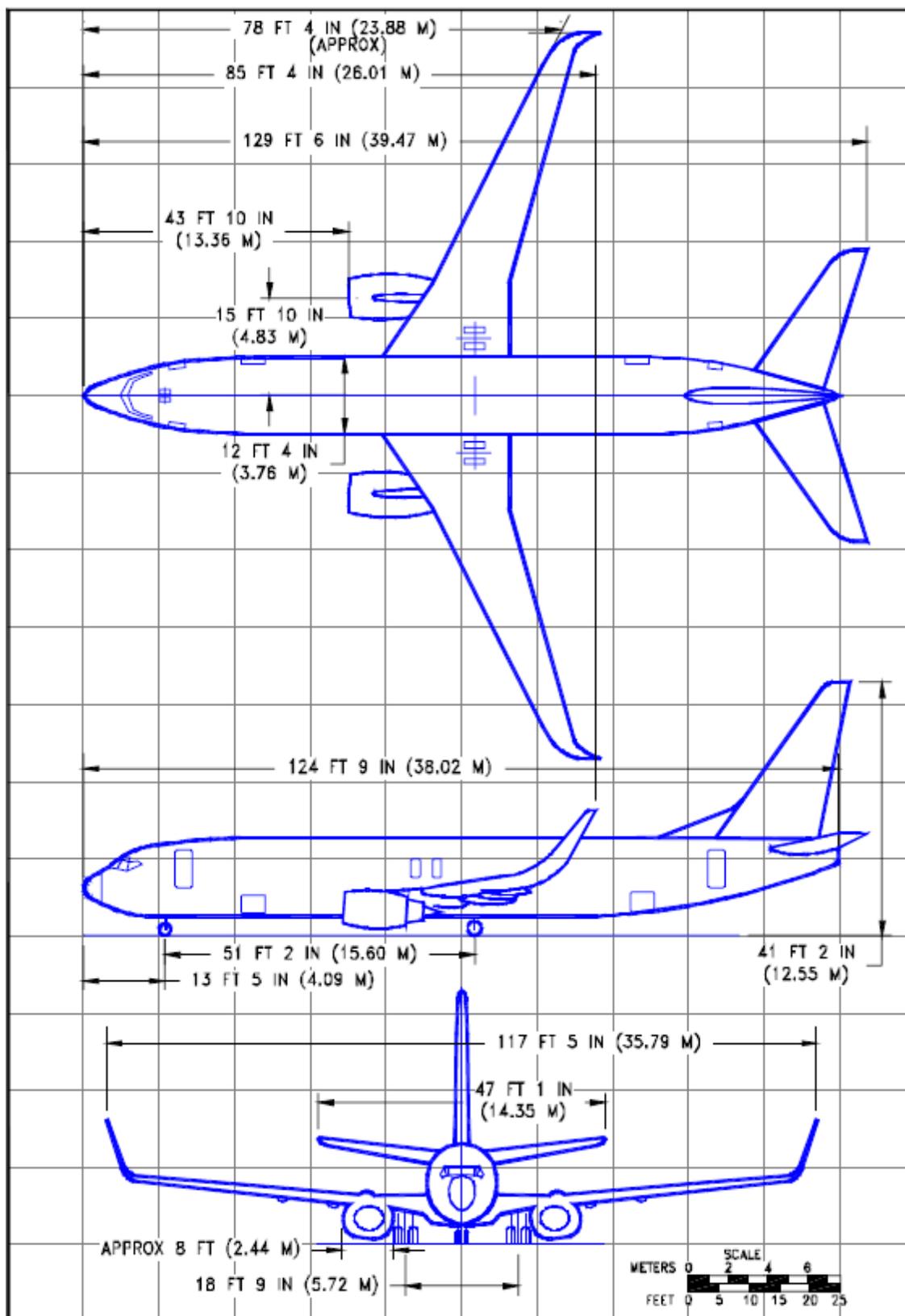


Figure (2.4.1.1) : Arrangement générale et les premières dimensions pour une configuration avec Winglets B737-800

2.4.2 Motorisation du B737-800 :

Le B737-800 est motorisé par deux turbo-fans (CFM56-7B 24-27), Le CFM56-7B est un turbo fan, double corps à flux axial à haut taux de dilution, court et léger et d'une conception entièrement modulaire pour faciliter sa maintenance. Il délivre une poussée à l'avion et assure la puissance des circuits de bord.

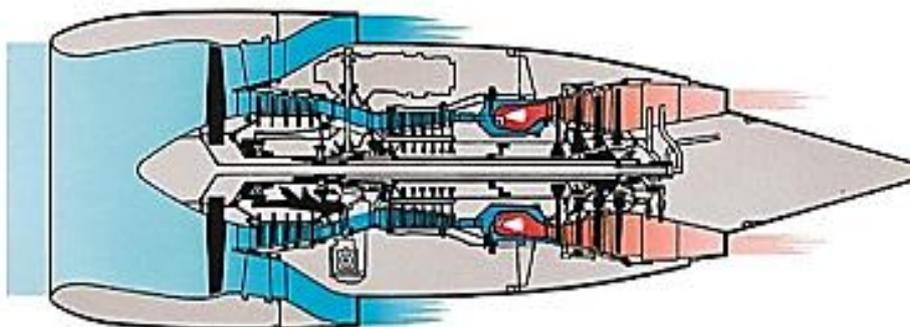


Figure (2.4.2.1) : Vue en coupe du moteur CFM56-7B

2.4.3 Description générale de Boeing 737-800W de Tassili Airlines :



Figure (2.4.3.1) : Le Boeing 737-800W de la compagnie TASSILI AIRLINES

Tableau 2.4.3.1 : Caractéristiques de Boeing 737-800W de TAL

Manufacturer	BOEING
Model	737-800 W
Type	Twin-Engine Jet Transport
Wing span	35.79 m
Total length	39.50 m
Maximum number of passenger	155
Maximum Taxi Weight	79242 Kg
Max Take-Off Weight	79015 kg
Max Landing Weight	65317 kg
Max Zero Fuel Weight	62731 kg
Maximum operating altitude	41000 ft
V_{MO}	340 KIAS
M_{MO}	0.82
Engines	CFM 56-7B27

2.4.4 Cabine des passagers :



Figure (2.4.4.1) : Plan de la cabine

Le plan de La cabine est divisé en deux classes :

- 20 sièges pour la première classe (20C).
- 135 sièges pour la classe économique (135Y).

1. Performances de décollage

1.1 Introduction :

Dans ce chapitre nous allons voir un rappel général sur les exigences réglementaires et quelques définitions concernant le calcul de performances au décollage et à l'atterrissage. Ce calcul de performance prend obligatoirement en considération la panne du moteur critique selon la réglementation FAR/JAR.

1.2 Limitations structure :

Pendant l'exploitation de l'avion, la structure subit des forces générées par sources telles que les moteurs, les forces aérodynamiques et inertielles. Quand l'avion manœuvre dans l'air stable ou pendant un vol turbulent, un facteur de charge apparaît ce qui augmente la charge de l'avion. Cela mène à l'établissement de vitesses maximales et de masses maximales.

1.2.1 Limitations de vitesses :

V_{MO} : «Maximum Operating limit Speed », c'est la vitesse qui ne doit pas être dépassée délibérément dans tous les régimes de vol (montée, croisière et descente).

V_{FE} : «Flaps Extended Speeds », ce sont des vitesses déterminées pour chaque configuration des hypersustentateurs sortis afin que celles-ci ne soient pas dépassées.

V_{LO} : «Landing Gear Operating Speed », c'est la vitesse à laquelle le train d'atterrissage peut être en mouvement (rétraction ou extension) en toute sécurité.

V_{LE} : «Landing Gear Extended Speed », c'est la vitesse à laquelle le vol peut s'effectuer en toute sécurité avec le train d'atterrissage en position totalement sorti et verrouillé.

V_{MCG} : «Minimum Control Speed on the Ground », c'est la vitesse à laquelle, quand le moteur critique tombe subitement en panne durant le roulage pour le décollage, il est possible de garder le contrôle de l'avion en utilisant seulement les commandes primaires afin de permettre la poursuite du décollage en toute sécurité.

V_{MCA} : «Minimum Control Speed in the Air », c'est la vitesse à laquelle, quand le moteur critique tombe subitement en panne, il est possible de garder le contrôle de l'avion et de maintenir un vol rectiligne avec un angle d'inclinaison qui ne dépasse pas 5 degrés.

V_{MU} : «Minimum Unstick Speed », c'est la vitesse à laquelle et au-delà de laquelle l'avion peut se soulever du sol en toute sécurité et continuer la décollage.

V_S : « Stalling Speed », c'est la vitesse de vol avec un minimum de stabilité.

1.2.2 Les masses maxi structurales :

a. Définitions des masses de l'avion

- *Manufacturer's Empty Weight (MEW)*: La masse de la structure, des moteurs, les ameublements, les systèmes et d'autres éléments des équipements qui sont considérés parties intégrantes de l'avion. C'est une masse ne considérant que les fluides contenus dans les systèmes fermés (ex: fluide hydraulique) .

- *Operational Empty Weight (OEW)*: cette masse est la masse à vide du constructeur plus les éléments de l'exploitant, c'est-à-dire : Les équipages de vol et de cabine ainsi que leur bagages, le carburant inutilisable, l'huile moteur, les équipements d'urgence, les liquides et produits de toilette, les galets, les équipements de restauration, les sièges, les documents, etc ...

- *Dry Operating Weight (DOW)*: c'est la masse totale d'un aéronef prêt pour un type d'opération spécifique à l'exception du carburant utilisable et de la charge offerte. C'est-à-dire c'est la masse OEW plus des éléments spécifiques au type de vol, i.e. catering, journaux en papier, équipements de garde-manger, etc ...

- *Zero Fuel Weight (ZFW)*: c'est la masse obtenue en ajoutant la charge marchande totale (cargo, passagers et leurs bagages) à la DOW.

- *Landing Weight (LW)* : c'est la masse à l'atterrissage à l'aéroport de destination. Cette masse est égale à la masse sans carburant plus les réserves de carburant.

- *Take-off Weight (TOW)*: c'est la masse au décollage de l'aéroport de départ. Elle est égale à la masse à l'atterrissage à destination plus le délestage (carburant du vol), ou bien la masse sans carburant plus le carburant au décollage (carburant au lâché des freins en incluant les réserves).

$TOW = DOW + \text{charge marchande} + \text{réserves de carburant} + \text{délestage}$.

$LW = DOW + \text{charge marchande} + \text{réserves de carburant}$

$ZFW = DOW + \text{charge marchande}$.

La figure qui suit montre les différentes masses de l'aéronef:

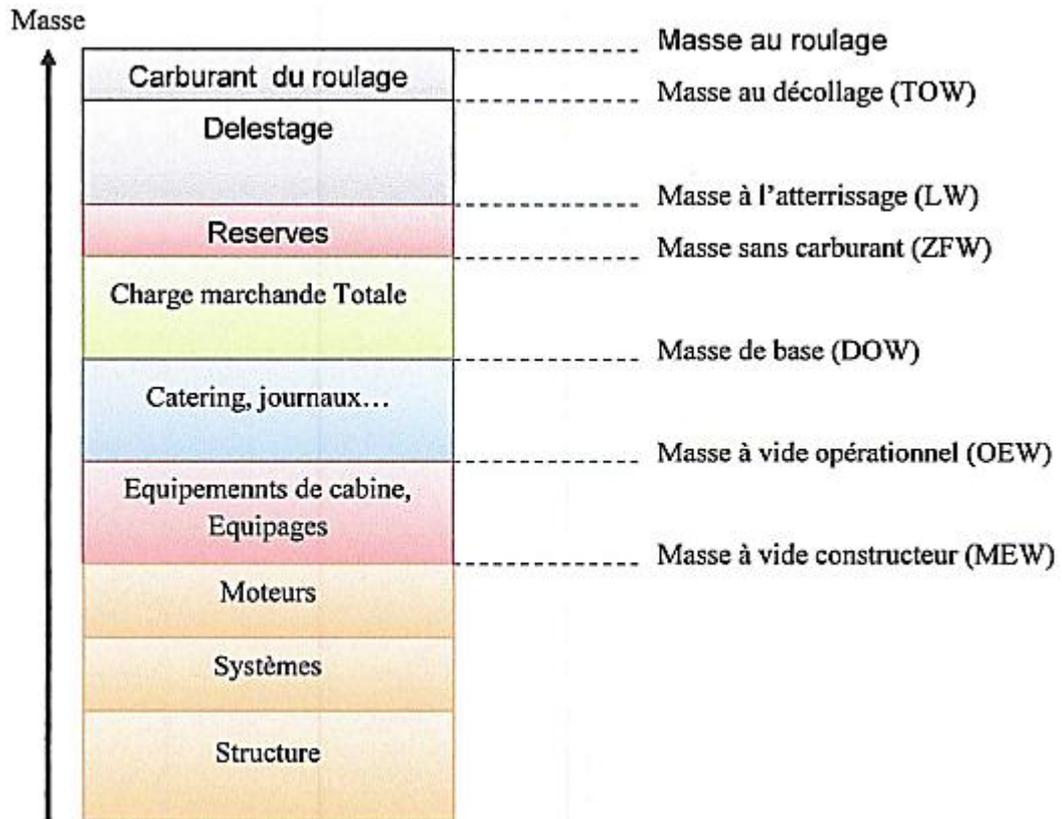


Figure (1.2.2.1) : Les différentes Masses de l'aéronef dans la réglementation.

b. Masse maxi structure au décollage

La masse au décollage (TOW) ne doit jamais dépasser la masse maxi structure au décollage (MTOW) qui est déterminée selon le critère de résistance de structure en vol, la résistance du train d'atterrissage et le critère de structure à l'impact à l'atterrissage avec une vitesse verticale égale à $-1,83 \text{ mis}$ (-360 ft/min).

c. Masse maxi structure à l'atterrissage

La masse à l'atterrissage (LW) est limitée, en considérant un impact à l'atterrissage avec une vitesse verticale égale à $-3,05 \text{ mis}$ (-600 ft/min). Cette limite est la masse maxi structure à l'atterrissage (MLW). La masse à l'atterrissage doit satisfaire la relation:

$$LW = TOW - \text{Délestage} \leq MLW \quad , \text{ Ou}$$

$$TOW \leq MLW + \text{Délestage}$$

d. Masse maxi structure sans carburant

Les moments de flexion, qui s'appliquent à l'emplanture des ailes, sont maxima quand la quantité de carburant dans les ailes est minimum. Durant le vol, la quantité de carburant dans les ailes diminue. En conséquence, il est nécessaire de limiter la masse quand il n'y a pas de carburant dans les réservoirs. Cette limite est la masse maxi sans carburant (MZFW).

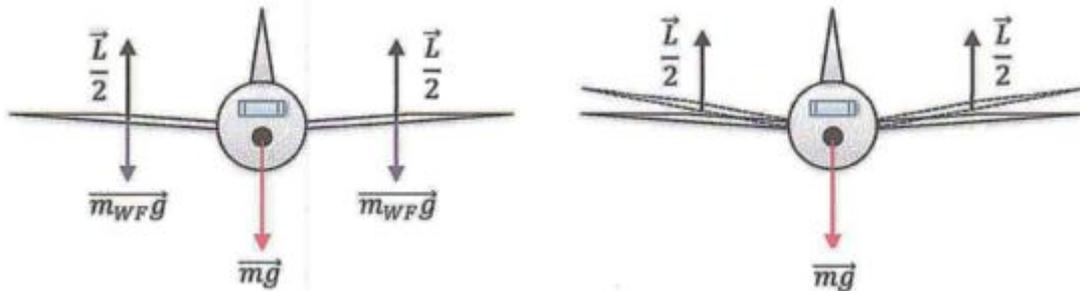


Figure (1.2.2.2) : Soulagement de la flexion de l'aile avec le poids du carburant.

Donc, cette limitation est définie par: ZFW réelle \leq MZFW

Le carburant au décollage est la somme du délestage et des réserves, d'où:

$$\text{TOW} \leq \text{MZFW} + \text{carburant au décollage}$$

e. Masse maxi structure à la mise en route:

C'est la masse maximale imposée notamment par les efforts sur les amortisseurs et la flexion potentielle du train d'atterrissage lors des virages au roulage. Néanmoins, cette masse n'est pas un facteur limitatif et est définie par la masse maxi au décollage.

1.2.3 Enveloppe opérationnelle:

Les limites de la température de l'air ambiante et de l'altitude opérationnelle pour lesquelles l'exploitation est autorisée, doivent être établies en tenant compte des spécifications de vol, de structure, de la motorisation, de la fonctionnalité, ou bien des équipements.

En conséquence on obtient des plages de températures et d'altitudes admissibles, qui ensemble sont connus sous le nom *d'enveloppe opérationnelle*, cette enveloppe est l'ensemble des deux limites (température et altitude) tracés en fonction de l'altitude pression et de la température. A l'intérieur de cette enveloppe, les performances de l'aéronef ont été atteintes et les systèmes de l'aéronef répondent aux exigences de certification, donc tous les vols doivent être effectués dans les limites indiquées c'est à dire à l'intérieur de cette enveloppe.

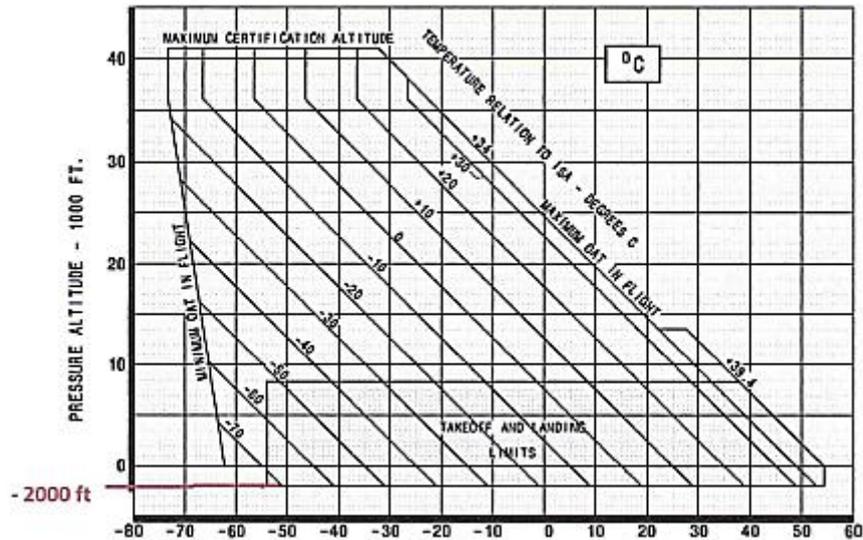


Figure (1.2.3.1) : Exemple d'une enveloppe opérationnelle d'un avion.

1.2.4 Limitations moteurs :

• Niveaux de poussées et limitation EGT :

La cause principale des limitations motrices est due à la limite de la température des gaz d'échappement « Exhaust Gas Temperature limit ».

Les niveaux de poussées selon cette limitation EGT sont comme suit:

Maxi décollage: "TakeOff and Go Around" (TOGA) c'est la poussée maximale que peut fournir les moteurs pour le décollage ou une approche interrompu. Cette poussée est certifiée pour une durée maximale de 10 minutes en cas de panne d'un moteur, ou 5 minutes tous les moteurs en marche.

Maxicontinu: "Maximum Continuous Thrust" (MCT) c'est la poussée maximale utilisable sans limitation de durée en cas de panne moteur en vol.

Maximontée : "Climb" (CL) c'est la poussée maximale utilisable pour la phase de montée normale.

• **Limitations de poussée au décollage :**

La Figure suivante montre l'influence de l'altitude pression et de la température de l'air extérieur sur la poussée max de décollage, pour un type de moteur donné.

A une altitude pression donnée, la température n'affecte pas la poussée du moteur au décollage en dessous d'une température désignée comme une température de référence (T_{ref}) Au-delà de cette température la poussée du moteur est limitée par EGT ; par conséquent la poussée disponible diminue avec l'augmentation de la température.

D'un autre coté, à une température donnée, une augmentation d'altitude pression mène une diminution de la poussée disponible pour le décollage.

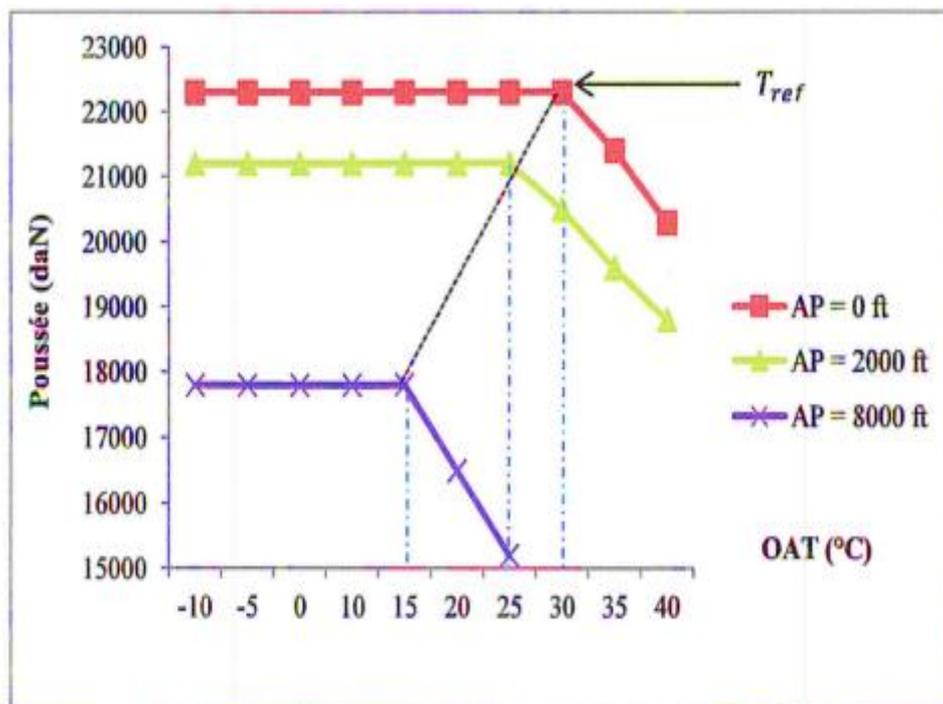


Figure (1.2.4.1) : La poussée au décollage en fonction de l'OAT et de l'Altitude pression.

1.3 Limitation décollage :

On doit toujours considérer la possibilité d'avoir une panne moteur durant le décollage, et l'équipage doit avoir les moyens adéquats pour décider de la procédure la plus sûre à entreprendre dans de tels circonstances. Pour les aéronefs certifiés FAR/JAR, la panne du *moteur le plus critique* doit être prise en considération.

1.3.1 Les vitesses de décollage :

a. Vitesses de décollage opérationnelles:

V_{EF} : « *Engine Failure speed* » c'est la vitesse à laquelle le moteur critique est supposé tomber en panne, et elle doit être supérieure ou égale à V_{MCG}

V_1 : « *Decision speed* » la vitesse de décision est la vitesse maximale à laquelle l'équipage peut décider de stopper le décollage en s'assurant que l'aéronef s'arrête dans les limites de la piste.

V_R : « *Rotation speed* » la vitesse de rotation est la vitesse à laquelle la rotation est initiée, avec un taux adéquat, afin d'atteindre une vitesse de sécurité à 35 ft au-dessus de la surface de décollage. V_R doit être supérieur à V_1 et à 105% de V_{MCA} .

V_{LOF} : « *Lift-Off speed* » la vitesse de décollage est la vitesse à laquelle l'avion quitte le sol, la sustentation étant assurée. Cette vitesse doit être supérieure à 110% de V_{MU} (tous les moteurs opérationnels) et supérieure à 105% de V_{MU} (un moteur en panne).

V_2 : « *Take-off Safety speed* » la vitesse de sécurité au décollage est la vitesse de montée minimale qui doit être atteinte au plus tard à la hauteur de 35 ft au-dessus de la surface de la piste dans le cas d'une panne moteur et doit être maintenu au moins jusqu'à 400 ft . V_2 doit être supérieur ou égale à 120% de la vitesse de décrochage ou à 110% de V_{MCA}

b. Les limites des vitesses de décollage:

V_{MBE} : «Maximum Brake Energy speed » quand le décollage est arrêté, les freins doivent absorber et dissiper la chaleur qui correspond à l'énergie cinétique de l'avion au point de décision ($1/2 \cdot TOW \cdot V_1^2$) pour une masse de décollage donnée, V_1 doit être inférieure à V_{MBE} , sinon la masse de décollage doit être diminuée afin de remplir cette condition.

V_{PNEU} : la vitesse maximale des pneus, le constructeur des pneus spécifie la vitesse maximale au sol qui peut être atteinte, afin de limiter les forces centrifuges et l'élévation de température qui peuvent endommager la structure des pneus, donc V_{LOF} doit être inférieure à V_{PNEU} .

c. Résumé des vitesses:

La figure suivante montre les relations et les limites réglementaires entre les vitesses certifiées ($V_S, V_{MCG}, V_{MCA}, V_{MU}, V_{MBE}, V_{PNEU}$) et les vitesses de décollage opérationnelles (V_1, V_R, V_2)

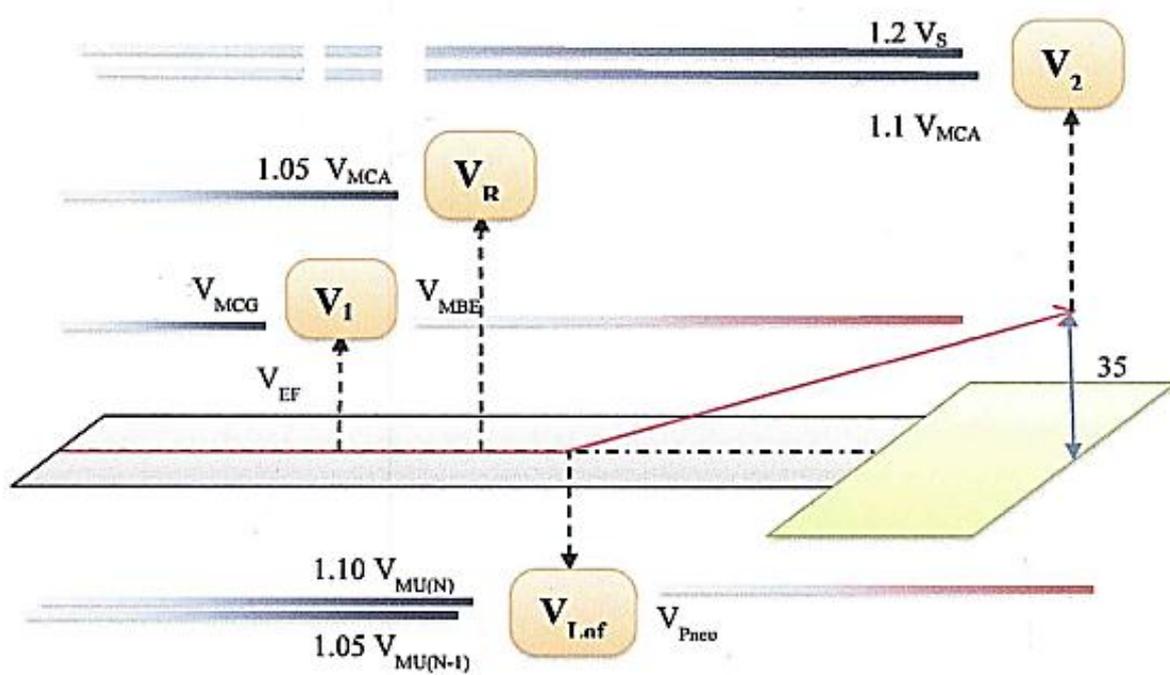


Figure (1.3.1.1) : Résumé des vitesses de décollage

1.3.2 Les distances de la piste:

1.3.2.1 Les distances de décollage:

a. Distance de Décollage (TOD)

Pour des conditions opérationnelles données (température, altitude pression, masse, etc ...), on a les exigences suivantes sur la distance de décollage :

- La distance de décollage dans une piste sèche « dry » : est la distance mesurée entre le lâché des freins et le point de passage des 35 ft ; cette distance est la plus grande valeur entre :
 - $TOD_{N-1 DRY}$ qui est la TOD_{DRY} en supposant la panne du moteur critique à V_{EF} ,
 - $1.15 * TOD_{N DRY}$ c'est-à-dire 115% de la TOD_{DRY} en supposant toutes les moteurs en marche.

$$TOD_{dry} = \max \text{ de } \{ TOD_{N-1 dry} , 1.15 * TOD_{N dry} \}$$

- la distance de décollage dans une piste mouillée « wet » est la plus grande valeur entre :
 - TOD_{DRY} distance de la piste sèche,
 - $TOD_{N-1 WET}$ la distance mesurée entre le lâché des freins et le passage de 15 ft, qui assure atteindre V_2 avant le passage des 35 ft, tout en supposant la panne du moteur critique à V_{EF} .

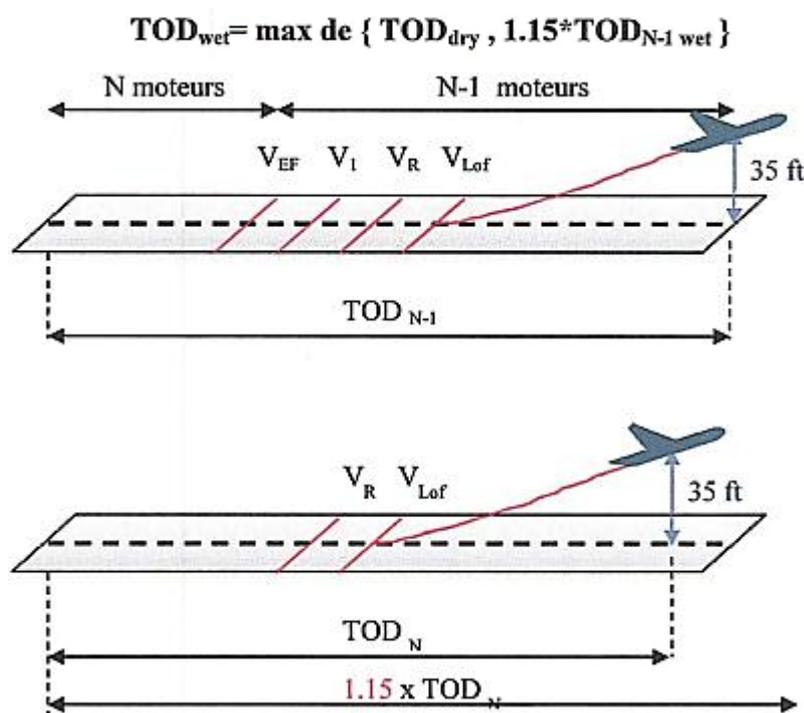


Figure (1.3.2.1.1) : Distance de décollage

b. Distance de roulement au décollage (TOR)

C'est la distance mesurée entre le lâché des freins et le point équidistant entre V_{LOF} et le passage des 35 ft ; cette distance est la plus grande des valeurs suivantes :

- TOR_{N-1} en supposant la panne du moteur critique à V_{EF} ,
- $1.15 * TOR_N$ en supposant toutes les moteurs en marche.

Ceci est valable pour les pistes sèches ou mouillées.

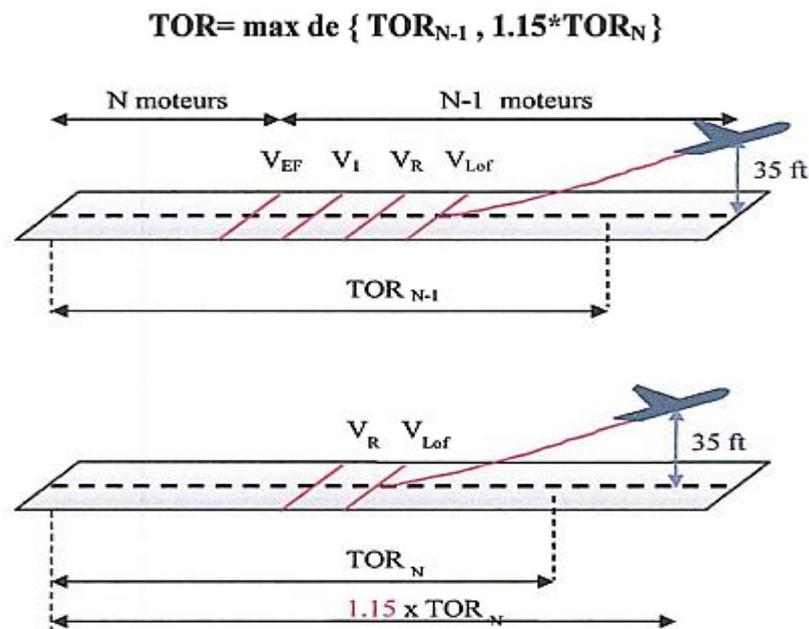


Figure (1.3.2.1.2) : Distance de Roulement au décollage

c. Distance accélération-arrêt (ASD)

C'est la distance nécessaire à l'avion pour accélérer jusqu'à V_1 , puis à s'arrêter en utilisant les premières actions de freinage plus une distance équivalente à 2 secondes à vitesse constante V_1 .

$$ASD = \max \text{ de } \{ ASD_{N-1} , ASD_N \}$$

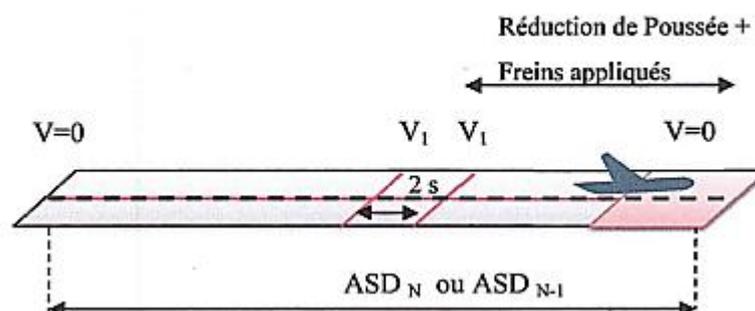


Figure (1.3.2.1.3) : Distance accélération-arrêt

d. Influence de V_1 sur les distances de décollage

Pour une masse de décollage donnée, toute augmentation de V_1 induit à une réduction de TOD_{N-1} et TOR_{N-1} (panne moteur à V_{EF}), mais sans la panne moteur TOD_N et TOR_N sont indépendants de V_1 .

D'un autre côté, pour une même masse de décollage donnée, une augmentation de V_1 induit à une augmentation de la distance d'accélération arrêt ASD, avec ou sans panne moteur.

La figure ci-dessous montre les distances de décollage et d'arrêt du décollage en fonction de V_1 . On peut voir la distance équilibrée atteinte à une vitesse particulière qui est la V_1 équilibrée.

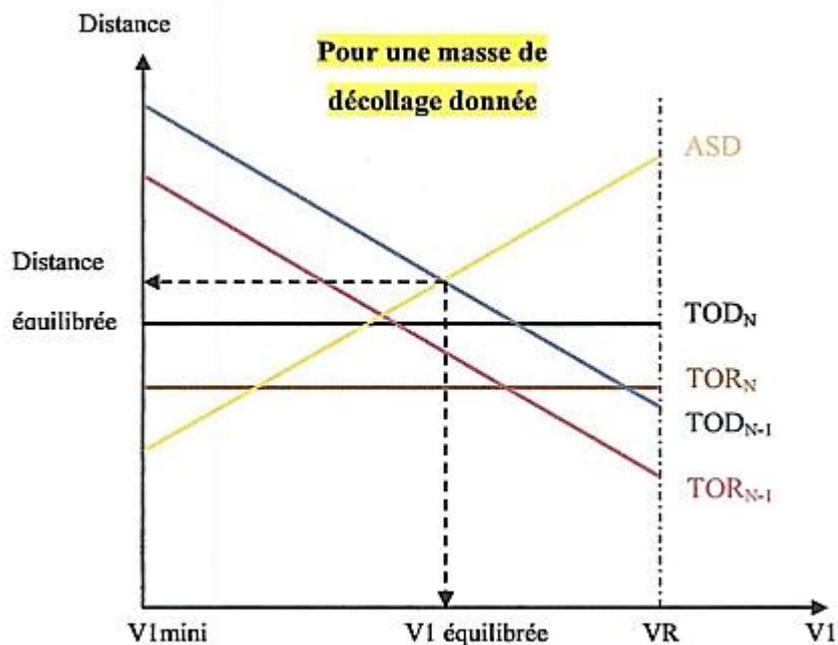


Figure (1.3.2.1.4) : Influence de V_1 sur les distances de décollage

1.3.2.2 Les distances de décollage utilisables:

a. Distance de roulement au décollage utilisable (TORA) :

TORA : «*Take-Off Run Available* » c'est la longueur de piste qui est déclarée utilisable par l'autorité et qui est appropriée au roulement au sol pour le décollage d'un avion. TORA est égale à la longueur de la piste ou une partie de celle-ci.

$$TOR \leq TORA$$

b. Distance de décollage utilisable (TODA) :

TODA : «*Take-Off Distance Available* » c'est la longueur de la piste ou TORA plus la longueur d'un prolongement dégagé d'obstacles «*Clear way(CWY)*» si utilisable.

Ce prolongement dégagé doit remplir les conditions suivantes:

- ✓ Sa longueur maximale est de 50% de TORA.
- ✓ Sa pente ne doit pas dépasser 1.25%.
- ✓ Sa largeur minimale est de 150 m.
- ✓ Ne contient pas d'obstacles qui dépassent le niveau du terrain à l'exception du balisage lumineux si sa hauteur ne dépasse pas 66 cm.

$$TOD \leq TODA$$

c. Distance accélération arrêt utilisable (ASDA) :

ASDA : «*Accelerate Stop Distance Available* » c'est la longueur de roulement au décollage utilisable plus la longueur du prolongement d'arrêt, si ce dernier est déclaré utilisable par l'autorité compétente et est capable de supporter le poids de l'avion dans les conditions d'exploitation.

$$ASD \leq ASDA$$

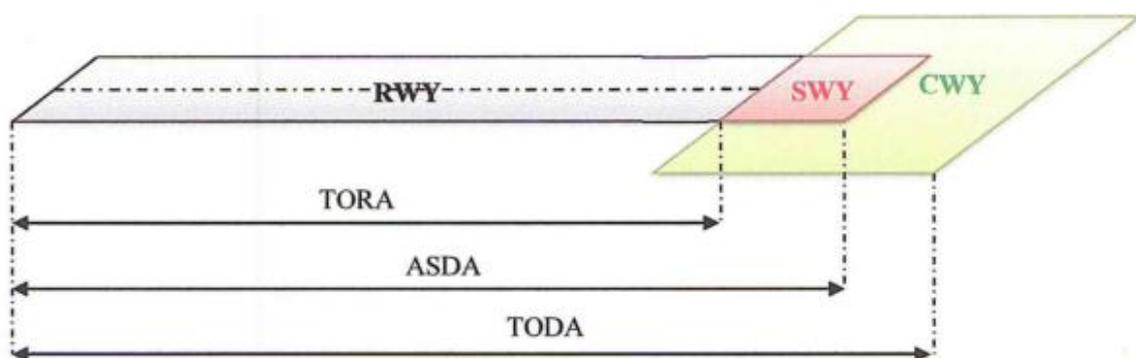


Figure (1.3.2.2.1) : Définition des longueurs de piste

d. Influence de V_1 sur la masse de décollage limitée piste

En considérant les exigences sur la piste ($TOR \leq TORA$, $TOD \leq TODA$ et $ASD \leq ASDA$), une masse maxi au décollage (MTOW) peut être obtenue pour chaque limitation piste.

Comme on a vu précédemment, pour une masse de décollage, toute augmentation de V_1 induit à la diminution de TOD_{N-1} et TOR_{N-1} , et augmentation de ASD, mais n'a pas d'influence sur TOD_N et TOR_N .

Donc, pour une piste donnée (TORA, TODA et ASDA), toute augmentation de V_1 induit à une augmentation de $MTOW_{TOD(N-1)}$ et $MTOW_{TOR(N-1)}$, et à une diminution de $MTOW_{ASD}$, mais sans influence sur $MTOW_{TOD(N)}$ et $MTOW_{TOR(N)}$. La figure suivante montre les masses de décollage limitée piste en fonction de V_1 . On peut voir la masse maxi décollage obtenue pour une plage de V_1 .

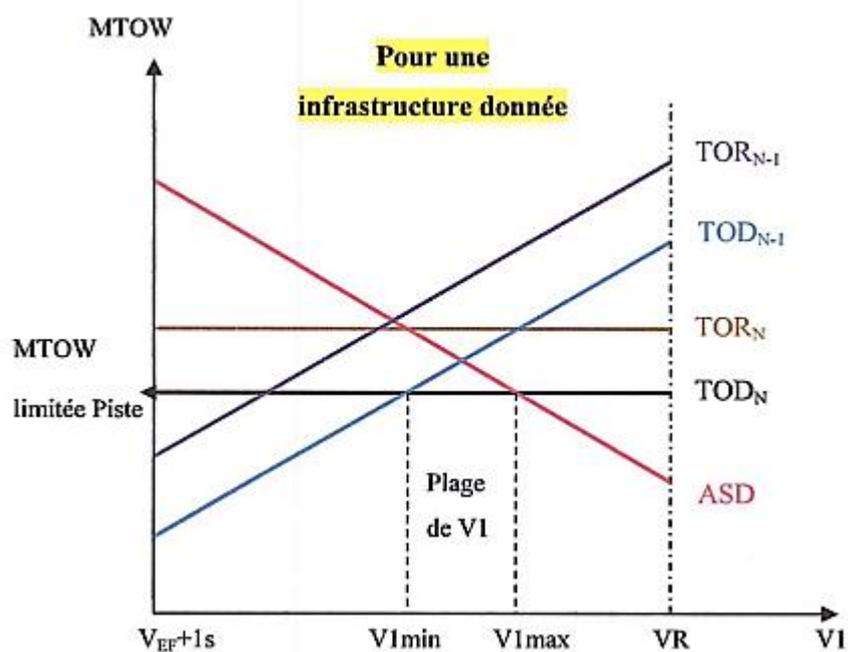


Figure (1.3.2.2.2) : Influence de V_1 sur une masse de décollage limitée piste

1.3.3 Performances ascensionnelles et Limitation obstacle :

1.3.3.1 Trajectoire de décollage:

a. Définition :

La trajectoire de décollage s'étant depuis le lâché des freins jusqu'au point où l'avion atteint une hauteur:

- De 1500 ft au-dessus de la surface de décollage, ou
- A laquelle la transition de la configuration de décollage à la configuration en route est terminée,

Le point le plus élevé des deux.

b. Segments de décollage et exigences ascensionnelles

La trajectoire de décollage se divise principalement en deux parties, la distance de décollage et la trajectoire d'envole. La trajectoire d'envole elle-même peut être divisée en plusieurs segments. Chaque segment est caractérisé par un changement précis de la configuration, de la poussée et de la vitesse. En plus la configuration, la masse et la poussée de l'aéronef doivent correspondre à la condition la plus critique du segment.

Après une panne moteur à VEF, quelles que soient les conditions d'exploitation, l'aéronef doit respecter les pentes de montée minimales, telles exigées pas la JAR/FAR 25.

Le schéma suivant résume les différentes exigences et les conditions de l'aéronef pendant les segments de décollage ...

c. Procédure de virage au décollage

Certain aéroports se trouvent dans des milieux avec des obstacles pénalisants, qui nécessitent des virages comme procédures de départ. Ces procédures sont conditionnées. Ces conditions de virages diffèrent entre les réglementations JAR et FAR :

Pour la FAR on suppose que l'avion ne s'incline pas avant d'atteindre la hauteur de 50 ft, et après cela l'inclinaison maximale ne doit pas dépasser les 15 degrés.

Pour la JAR on suppose aussi que l'avion ne s'incline pas avant une hauteur égale au mi envergure de l'avion mais pas moins de 50 ft, après cela jusqu'à 400 ft, l'avion ne doit pas dépasser une inclinaison de 15 degrés, au-delà de 400 ft on peut aller jusqu'à 25 degrés. Aussi un exploitant peut utiliser une procédure spéciale approuvée par l'autorité, qui permet d'aller jusqu'à 20 degrés entre 200 ft et 400 ft et 30 degrés au-delà de 400 ft.

1.3.3.2. Franchissement d'obstacle :

a. Trajectoires d'envol brute et net

La plus part du temps, les pistes sont entourées d'obstacles qui doivent être pris en considération avant le décollage, pour être sur l'aéronef les franchisse. Une marge verticale doit être considérée entre l'aéronef et chaque obstacle sur la trajectoire d'envol. Cette marge, basée sur la réduction de la pente de montée, mène à la définition de la trajectoire d'envol brute et la trajectoire d'envol nette.

Trajectoire Brute: c'est la trajectoire d'envol réellement parcouru par l'aéronef.

Trajectoire Nette: c'est trajectoire d'envol Brute moins la réduction obligatoire.

Cette pente de pénalisation est égale à 0.8 % pour les bimoteurs et de 1% pour les quadriréacteurs. et elle doit être prise en considération pendant le premier, le deuxième et segments finale

b. Franchissement d'obstacle en vol rectiligne:

L'exploitant doit s'assurer que la trajectoire d'envol nette franchisse les obstacles avec une distance verticale d'au moins 35 ft.

Par exemple, pour un bimoteur la pente de montée minimale dans le second segment doit être 2.4%. Mais en appliquant la réglementation, parfois cela nécessite une pente du second segment plus grande que 2.4% et en conséquence, la masse de décollage maximale peut être réduite.

C'est le cas d'une limitation obstacle.

c. Franchissement d'obstacle en virage:

Une fois encore, les marges de franchissement d'obstacle en virage diffèrent entre la réglementation JAR et FAR. La réglementation FAR ne considère aucune marge additionnelle en virage, comme l'inclinaison est limitée à 15 degrés.

Mais dans la réglementation JAR, toute partie de la trajectoire d'envol nette où l'avion s'incline plus que 15 degrés doit franchir tous les obstacles avec une distance verticale de 50 ft.

d. Trouée d'envol:

C'est une surface centrée sur la trajectoire d'envol, permettant de repérer les obstacles à prendre en considération pour le décollage, en supposant que ces obstacles sont rabattus sur l'axe. Là encore on retrouve une divergence entre la réglementation JAR et FAR sur les limites de la trouée d'envol.

Dans la JAR :

L'exploitant doit s'assurer que la trajectoire d'envol nette franchisse les obstacles avec une demi largeur de la trouée d'envol minimale de :

- 90 m + D/8, ou
- 60 m + D/8 pour les avions d'envergure inférieur à 60 m.

Où D est la distance horizontale que l'avion a traversé depuis l'extrémité de TODA ou l'extrémité de TOD si un virage est prévu avant l'extrémité de TODA.

La demi largeur maximale de cette trouée d'envol est de:

- 300m en VMC ou 600m en IMC, si le changement de trajectoire est inférieur à 15°,
- 600m en VMC ou 900m en IMC, si le changement de trajectoire est supérieur à 15°.

Dans la FAR :

La masse de décollage d'un avion ne dépassera jamais les masses citées dans l'AFM, ce qui permet à la trajectoire d'envol nette de franchir les obstacles avec au moins une distance de 200 ft (60 m) horizontalement dans les limites de l'aéroport et avec au moins 300 ft (90 m) horizontalement après ces limites.

1.3.4 Paramètres à prendre en compte pour la détermination des performances de décollage :

1.3.4.1 Paramètres extérieurs (subis) :

Pour la détermination de la limitation décollage, on doit prendre en considération les conditions externes du jour. Ces conditions affectent la MTOW, qui peut varier considérablement de jour en jour.

a. Le vent:

La composante de vent le long de l'axe de piste est importante pour le décollage. Elle affecte la vitesse sol de décollage et les distances de décollage, qui diminuent si c'est un vent de face et augmentent si c'est un vent arrière.

La MTOW calculée avant le décollage, est déterminée en considérant 50% de la composante réelle de vent de face, ou 150% de la composante réelle de vent arrière.

La composante du vent de travers n'affecte pas les performances de décollage. Néanmoins, il est nécessaire de s'assurer de la sécurité de la procédure de décollage en comparant la valeur de cette composante de travers avec celle publiée dans l'AFM.

b. L'altitude pression et température:

L'altitude pression et la température influencent sur la cellule et les performances du moteur.

Quand l'altitude pression et la température augmentent, la pression statique et la densité diminuent.

- Effet sur l'aérodynamique: $poids = m \cdot g = portance = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_L$

Quand l'altitude pression ou la température augmente pour une masse donnée, la vitesse (V) doit augmenter pour compenser la diminution de la densité de l'air. Ce qui implique une augmentation de la distance de décollage.

- effet sur les moteurs : Quand l'altitude pression augmente, la poussée utilisable au décollage diminue. Ce qui veut dire que les distances de

décollage augmentent et les pentes de montée diminuent. Pour la température, la poussée maxi décollage reste constante jusqu'à une température de référence. Au-delà de cette température, la poussée commence à diminuer. Par conséquent, quand la température augmente, les distances de décollage augmentent et les pentes de montée diminuent.

- *en résumé:*

Quand l'altitude pression ou la température extérieure augmentent

Les distances de décollage \longrightarrow augmentent

MTOW diminue.

Les pentes de montée \longrightarrow diminuent.

c. Le prélèvement d'air

Dans des conditions météorologiques extrêmes, l'avion sera confronté au givrage. Afin d'effectuer un dégivrage des parties sensibles (ailes et moteurs), un prélèvement d'air doit se faire au niveau du moteur. Ce qui implique une diminution de la poussée utilisable, donc une augmentation de la distance de décollage.

d. La pente piste

La pente est généralement exprimée en pourcentage (%), précédé par le signe + quand elle est montante, ou le signe - quand elle est descendante. Ces pentes varient généralement entre -2% et +2%.

D'un point de vue de performance, une pente positive dégrade la capacité d'accélération d'un aéronef, donc augmente la distance de décollage. D'un autre côté, en cas d'un décollage annulé, la distance d'arrêt est diminuée.

C'est pourquoi, selon la limitation de décollage, une pente positive peut soit améliorer soit diminuer la MTOW.

Pente positive \longrightarrow Distance de décollage augmente

\longrightarrow Distance accélération arrêt diminue

Pente négative \longrightarrow Distance de décollage diminue

\longrightarrow Distance accélération arrêt augmente.

e. L'état de la piste

Définitions:

Piste sèche: c'est une piste ni mouillée ni contaminée, incluent les pistes en bitume qui sont spécialement conçues avec des rainures ou un revêtement poreux et entretenus pour maintenir l'action de freinage efficace même lorsque l'humidité est présente.

Piste mouillée : c'est une piste dont la surface est recouverte d'eau ou équivalent, (avec une épaisseur inférieur ou égale à 3 mm), ou quand il y a de l'humidité suffisante sur la surface pour lui donner un aspect brillant, mais sans flaques importantes d'eau.

Piste contaminée : une piste est dite contaminée, lorsque plus de 25 % de la surface de la piste utilisée est couverte par :

- Eau stagnante: causée par de fortes pluies et/ou drainage insuffisant de la piste, avec une épaisseur supérieur à 3 mm.
- Slash : eau saturée avec de la neige, qui éclabousse en marchant dessus fermement. On la retrouve à une température de 5°C, et sa densité est de 0.85 Kg/l.
- neige mouillée: si on la tasse à la main, la neige se serre et a tendance à former une boule de neige. Sa densité est de 0.4 Kg/l.
- neige poudreuse: la neige peut être soufflée, ou si on essaie de la tasser à la main elle ne tient pas. Sa densité est de 0.2Kg/l.
- neige compacte: la neige a été comprimée (un coefficient de frottement typique est 0.2).
- glace: le coefficient de frottement est de 0.05 ou moins.

Données du constructeur de l'aéronef:

Le constructeur de l'aéronef doit fournir les données applicables aux opérations sur des pistes contaminées par l'un des contaminants cités au-dessus. Voici un exemple de données fournies par Airbus sur les contaminants de la piste et leurs épaisseurs maximales :

Tableau (1.3.4.1.1) : les épaisseurs des contaminants d'une piste applicable pour

Contaminant	Piste mouillée	Piste contaminée
Eau (liquide)	< 3 mm (0.12 in)	3 to 12.7 mm (0.5 in)
Slush (liquide)	< 2 mm (0.08 in)	2 to 12.7 mm (0.5 in)
Neige mouillée (liquide)	< 4 mm (0.16 in)	4 to 25.4 mm (1 in)
Neige poudreuse (liquide)	< 15 mm (0.59 in)	15 to 50.8 mm (2 in)
Neige compacte (solide)	/	Toutes épaisseurs
Glace (solide)	/	Toutes épaisseurs

Il faut noter que le décollage est déconseillé, quand les conditions sont pires que celles citées dans ce tableau.

1.3.4.1 Paramètres choisis :

a. La vitesse de décision V_1

Comme discuté précédemment, la variation de la vitesse V_1 influe sur les distances de décollage pour une masse donnée, ou sur la Masse maxi au décollage pour une piste donnée.

b. Le braquage des volets

Pour une masse donnée, si on augmente le braquage des volets la portance augmente donc la distance de décollage diminue mais la traînée aussi augmente (diminution de la finesse) d'où diminution des pentes de montée.

Dans le cas d'une limitation piste, une augmentation de braquage nous permet d'augmenter la masse au décollage. Tandis que dans le cas d'une limitation obstacles, une augmentation de braquage ne fera que pénaliser la masse de décollage.

c. La vitesse de sécurité au décollage V_2

Pour une masse de décollage donnée, une augmentation de V_2 induit à une augmentation de la distance de décollage et une augmentation de la pente de montée. A paramètres opérationnels et à infrastructure fixés, une augmentation de V_2 a pour effet une réduction de la masse en limitation piste, freins ou pneus, mais une augmentation de la masse en limitation 2^{ème} segment ou obstacle.

d. Le conditionnement d'air

Pour le conditionnement d'air on a recourt au prélèvement d'air. Ce dernier doit se faire au niveau du moteur. Ce qui implique une diminution de la poussée utilisable, donc une augmentation de la distance de décollage.

1.4. Limitation atterrissage :

1.4.1 Distance d'atterrissage Utilisable (LDA):

Dans le cas général la distance d'atterrissage utilisable LDA est égale à la distance de la piste (TORA) tout en négligeant la présence d'un stop way pour les calculs d'atterrissage.

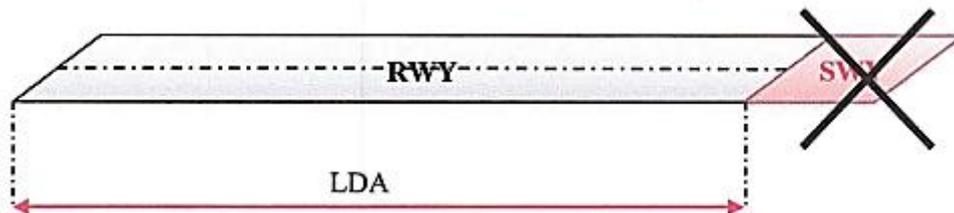


Figure (1.4.1.1) : Distance d'atterrissage utilisable

Mais à la présence d'un obstacle dans la trajectoire d'atterrissage, cette distance LDA pourra être diminuée. Pour cela une surface d'approche est définie (comme le montre la *Figure 1.4.1.2*), si on ne trouve pas d'obstacle dans celle-ci, la longueur de la piste est utilisée. Dans le cas contraire un seuil décalé est défini en considérant un plan de 2% tangent à l'obstacle le plus pénalisant, plus une marge de 60m comme le montre la *Figure 1.4.1.3*

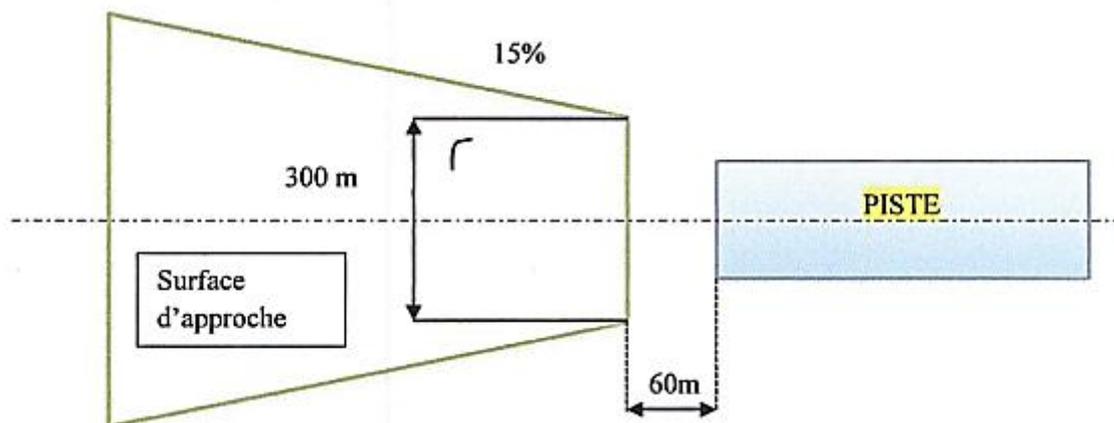


Figure (1.4.1.2) : Surface d'approche

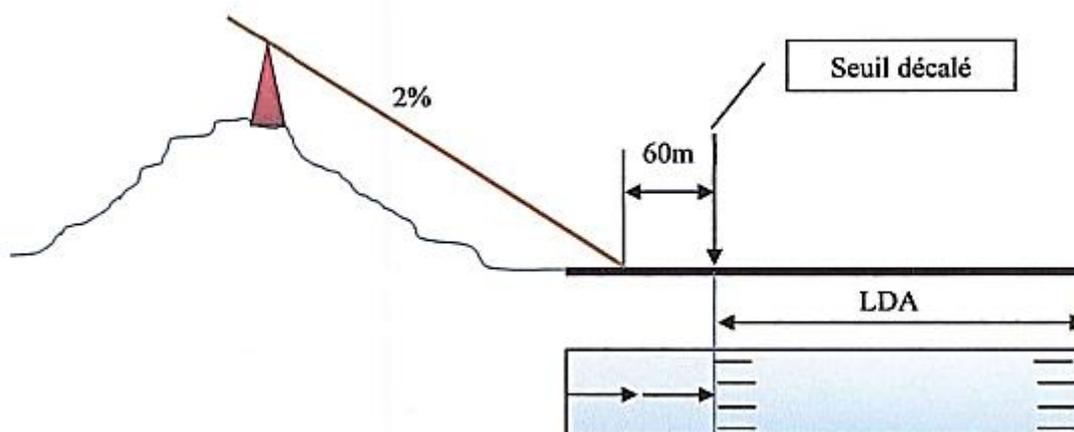


Figure (1.4.1.3) : Seuil décalé

1.4.2 Vitesse de Référence (V_{REF}):

En cas de panne en vol, urgence ou configuration anormale, les calculs de performances sont basés sur une configuration de référence et une vitesse de référence. V_{REF} correspond à une vitesse d'approche d'atterrissage stable à 50 ft pour une configuration d'atterrissage connue.

1.4.3 Distance d'atterrissage requise :

Avant le décollage, l'exploitant doit vérifier que la distance d'atterrissage utilisable « LDA » à destination est au moins égale à la distance d'atterrissage requise pour les conditions et la masse à l'atterrissage prévues.

On doit prendre en compte la pente piste que si celle-ci est plus grande que $\pm 2\%$.

2. Carburant Règlementaire

2.1 Introduction :

La réglementation aéronautique impose, en plus de délestage prévu sur une étape certaines réserves de carburant pour effectuer cette étape en toutes sécurités en prenant compte des paramètres suivants:

- Conditions météorologiques
- Trajectoire de l'étape
- Charges
- Altitudes du vol
- Contraintes dues au trafic aérien

Les calculs de carburant sont réalisés à partir des données de consommation fournies par le constructeur de l'avion sous forme d'abaques pour les calculs manuels ou des formules pour les calculs par ordinateur. Les quantités sont fixées dans le paragraphe 7-10, chapitre 3 de l'arrête du 5 novembre 1987 du règlement du transport aérien.

2.2 Politique d'emport carburant selon JAR-OPS-125 :

A) Un exploitant doit établir une politique carburant pour les besoins de la planification vol et de planification en vol pour s'assurer qu'à bord, sur chaque vol, une quantité de carburant suffisante pour le vol prévu et de réserve pour convenir les écarts par rapport à l'opération envisagée.

B) Un exploitant doit s'assurer que lors la préparation du vol le calcul de la quantité minimum de carburant utilisable nécessaire pour le vol comprend:

- Le carburant pour le roulage { r }
- La consommation d'étape {Délestage}
- Les réserves de carburants
 - ✓ Réserve de route { RR }
 - ✓ Réserve de dégagement { RD }
 - ✓ Réserve finale { RF }

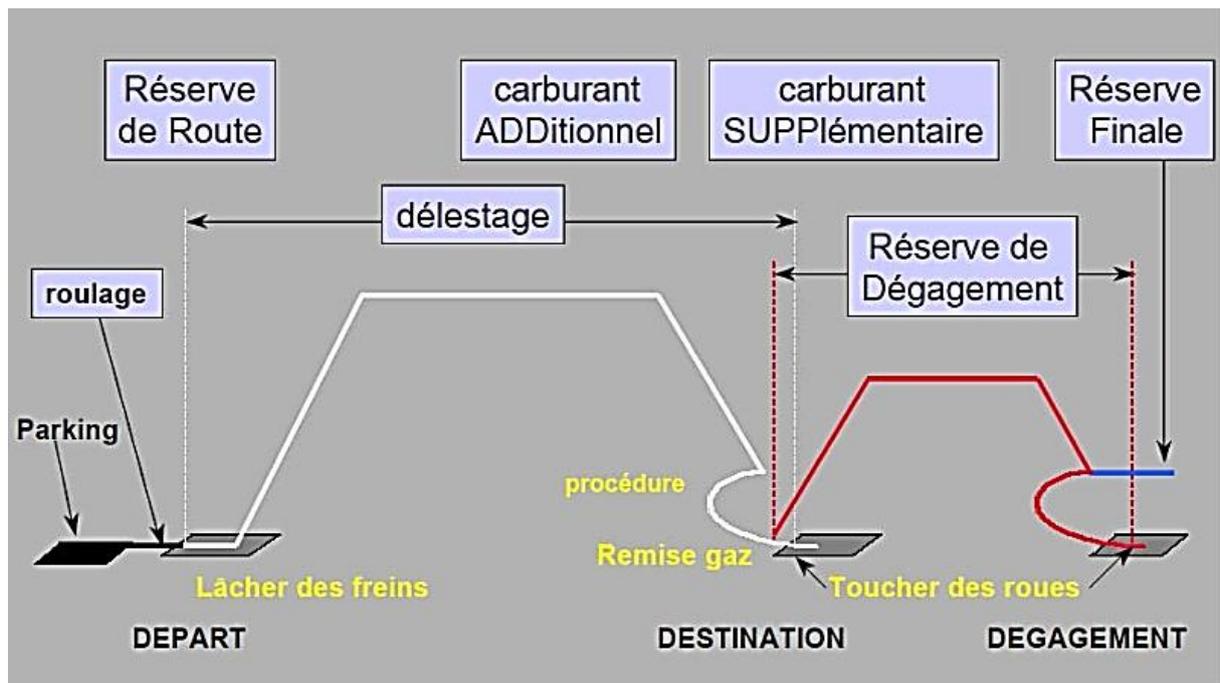


Figure (2.2.1) : Profil de mission

La quantité de carburant au lâcher des freins est notée Q_{LF} :

$$Q_{LF} = d + RR + RD + RF + ADD + SUPP$$

2.2.1 Le Carburant Pour Le Roulage (r) :

La quantité de carburant nécessaire pour assurer la mise en route jusqu'au point de lâcher des *freins*. Cette consommation doit comprendre le démarrage du moteur, le roulage et la consommation du groupe auxiliaire de puissance (APU), et en tenant compte des conditions locales de l'aérodrome. La quantité de carburant au roulage dépend de l'avion.

2.2.2 Consommation De L'Etape, Délestage(d) :

Consommation d'étape, carburant utilisé pour décollage, cheminement de départ, montée, croisière (en tenant compte des éventuels changements de niveau), descente, procédure d'arrivée, approche et l'atterrissage sur l'aérodrome de destination.

Donc elle doit inclure:

- ✓ Le carburant utilisé pour le décollage et la montée jusqu'au niveau de croisière compte tenue du départ prévu;
- ✓ Le carburant utilisé du début de la descente jusqu'au début de la procédure d'approche et compte tenu de la procédure d'arrivée prévue
- ✓ Le carburant utilisé de la fin de la montée (TOC) jusqu'au début de la descente (TOO) en tenant compte de toute montée ou descente par paliers;
- ✓ Le carburant nécessaire pour rapproche et l'atterrissage sur l'aérodrome de destination.

2.2.3 La Réserve De Route(RR) :

La réserve de route doit être la plus élevée des quantités suivantes (A) et (B)

A- soit:

- 5% de la consommation d'étape ou en cas de déplanification en vol 5% de la consommation prévu pour le reste de l'étape;
- Au moins de 3% de la consommation d'étape, en cas de déplanification en vol 3% de la consommation prévue pour le reste de l'étape, sous réserve de l'approche de l'autorité et qu'un aérodrome de dégagement en route soit disponible;
- Une quantité correspondant à 20 mn de la consommation d'étape prévue pour ce vol;
- Une quantité au moins égale à 15 mn à la vitesse à 1500ft (450m) au-dessous de l'aérodrome de destination, en condition standard, lorsque l'exploitant établit un programme approuvé par l'autorité de suivi de carburant pour chaque combinaison individuelle avion/route et que ce programme entre dans une statistique permettant la détermination de réserve de route pour cette combinaison avion/route.

B- Soit:

- Le carburant nécessaire pour voler pendant 5 mn à la vitesse d'attente à 1500ft (450m) au-dessous de l'aérodrome de destination en condition standard.

Pour TASSILI AIRLINES la quantité est fixée à 5% de la consommation prévue pour un vol jusqu'à l'aérodrome de destination.

2.2.4 La Réserve De Dégagement (RD) :

Quantité de carburant nécessaire pour rejoindre l'aérodrome de dégagement, cette quantité est définie avant le vol, on doit tenir compte d'une panne moteur et une panne de pressurisation dans le point le plus critique de la route.

Le carburant de dégagement suffisant pour effectuer:

- Une approche interrompue à partir de la décision applicable à l'aérodrome de destination jusqu'au point MAPT (ou l'altitude d'approche interrompue) compte tenu de la trajectoire effectuée pour rejoindre celle de rapproche interrompue;
- Une montée de l'altitude d'approche interrompue jusqu'au de croisière;
- La croisière entre la fin de la montée et le début de la descente;
- La descente du début de la descente (TOD) jusqu'au début de rapproche compte tenu de la procédure d'approche d'arrivée prévue;
- L'approche et l'atterrissage sur l'aérodrome de dégagement sélectionné en accord avec le JAR OPS 1-295.

REMARQUE :

Si conformément au JAR OPS 1-295 deux aérodromes de dégagement sont nécessaires, le carburant pour le dégagement doit être suffisant pour voler jusqu'à l'aérodrome de *dégagement exigeant une quantité de dégagement plus importante.*

2.2.5 La Réserve Finale (RF) :

Carburant nécessaire à un vol de 30mn à la vitesse d'attente en ISA à 1500ft au-dessus de l'aérodrome de dégagement ou de l'aérodrome de destination, si le dégagement n'est pas exigé.

Il faut prévoir une quantité suffisante Qui doit être:

- Pour les avions équipés de moteurs à hélice, la quantité de carburant nécessaire à un vol de 45 minutes;
- Pour les avions équipés de moteurs à turbines, la quantité de carburant nécessaire à un vol de 30 minutes, à la vitesse d'attente, à 1500 ft (450 m) au-dessus de l'aérodrome, en conditions standard, calculée en fonction de la masse estimée à l'arrivée à l'aérodrome de dégagement ou à l'aérodrome de destination, si aucun aérodrome de dégagement n'est exigé.

2.2.6 Le Carburant Supplémentaire :

Le carburant supplémentaire, qui doit être laissé à rentière discrétion du commandant de bord.

2.2.7 Le Carburant Additionnel :

Quantité de carburant emportée en plus et devrait permettre:

- Une attente de 15 minutes, à 1500 ft (450 m) au-dessus de l'aérodrome, en conditions standard, lorsque le vol est en régime IFR, sans l'exigence d'un aérodrome de dégagement à destination;
- Et suite à une panne éventuelle d'un moteur ou du système de pressurisation, en supposant que la panne se produit au point le plus critique de la route, à l'avion:
 - ✓ De descendre autant que nécessaire et poursuivre le vol jusqu'à un aérodrome adéquat;
 - ✓ Et d'attendre ensuite pendant 15 minutes à 1500 ft (450m) au-dessus de l'aérodrome en conditions standards;
 - ✓ Et d'effectuer une approche et un atterrissage.

Cependant, l'emport de carburant additionnel est requis uniquement si la quantité minimale calculée en application des paragraphes ci-dessus ne permet pas de faire face à une telle défaillance.

REMARQUE:

Aérodrome de dégagement non exigé si:

- Temps de vol (décollage/atterrissage) \leq 6h
 - Deux pistes distinctes à destination c.à.d:
-

- ✓ Aires d'atterrissage séparées qui peuvent se superposer ou se couper de façon telle le blocage de runde des pistes n'interfère pas avec les possibilités d'utiliser l'autre piste pour l'exploitation prévue;
 - ✓ Chacune de ces aires d'atterrissage possède sa propre procédure d'approche basée sur sa propre aide radioélectrique.
- De 1 heure avant jusqu'à après l'ETA:
 - ✓ Visibilité \geq 5km
 - ✓ Plafond \geq la plus élevée des 2 valeurs:
 - 2000 ft;
 - 500 ft au-dessus de la MDH de manœuvre à vue.

2.2.8 Carburant Réglementaire Pour Vol ETOPS :

En cas de vol ETOPS la JAR OPS 1-255 précise qu'en tout point de la route ,l'avion doit disposer du carburant nécessaire pour rejoindre un aéroport accessible avec un moteur en panne et une panne du système de pressurisation et avec des réserves réglementaires.

La panne du système de pressurisation implique une descente d'urgence et une fin de croisière au FL 100, d'où une surconsommation en carburant.

Au niveau de la préparation du vol, il faut envisager un « **scénario critique** » qui consiste en une panne moteur et pressurisation sur le point équidistant entre les deux derniers aéroports accessibles prévus comme support du vol ETOPS, ce point est critique, car l'avion est en fin de croisière, il dispose donc de peu de carburant.

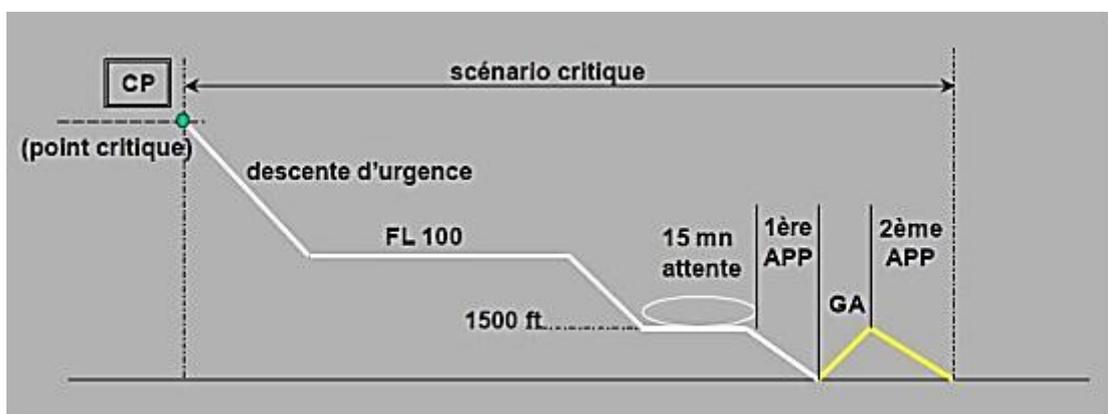


Figure (2.2.8.1) : Scénario critique pour un vol ETOPS

Le carburant réglementaire au décollage (JAR OPS 1.255) « scénario critique ETOPS », doit comprendre au minimum:

- Le délestage du décollage jusqu'au point équitemps le plus critique;
- Le délestage, depuis ce point critique jusqu'au terrain de déroutement avec descente et croisière à FL100. Majoré de :
 - 5 % pour tenir compte des imprécisions des données météorologiques;
 - ✓ $X_1\%$ pour tenir compte de la dégradation des performances de l'avion (adapté au type d'avion) ;
 - ✓ $X_1\%$ pour les conditions givrantes (adapté au type d'avion).
- La consommation de L' APU ;
- Sur l'aérodrome de déroutement, une attente de 15mn à 1500 ft + une approche avec remise des gaz + une seconde approche avec atterrissage complet.

2.2.9 Préparation de vol avec escale technique facultative (ETF) :

- Utilisée pour les étapes longues:
 - limitation décollage
 - Limitation capacité réservoirs
- But:
 - Réduire le carburant embarqué pour augmenter la charge offerte
- Méthode:
 - Choix d'un aérodrome plus proche de l'ETF pour réduire la quantité de carburant embarquée
 - Point de décision pour poursuite de vol en fonction du carburant restant (reclairance en vol)

2.2.9.1 Explication:

Vol prévu: AB, décollage D

ETF: C, décollage: D'

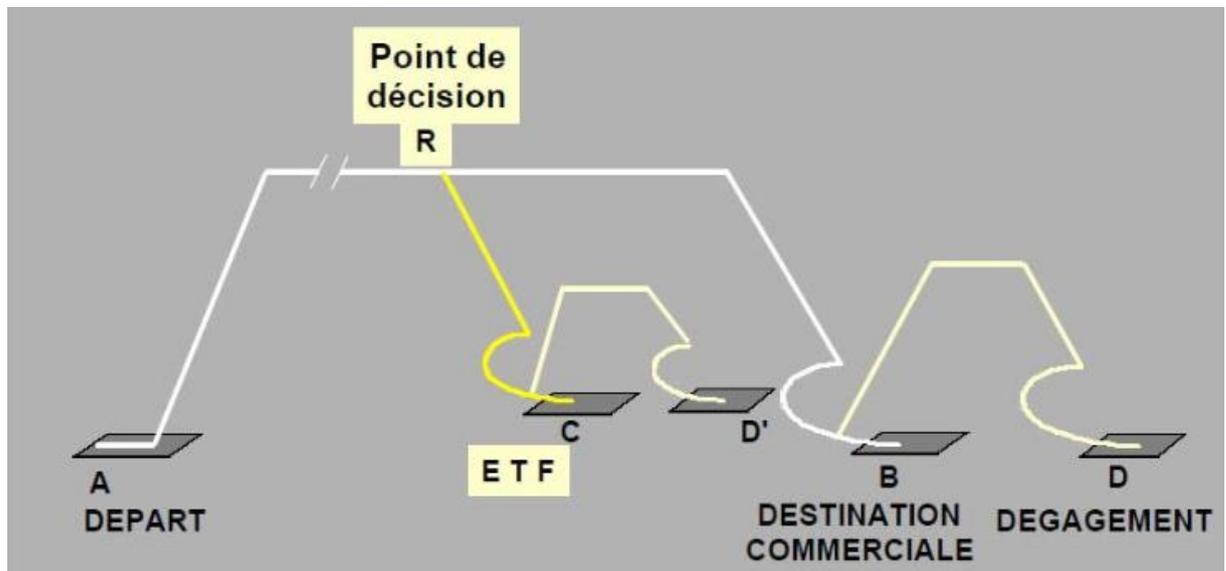


Figure (2.2.9.1) : Explication préparation de vol avec escale technique facultative

On suppose que $add=supp= 0$

- Quantité réglementaire sur le trajet direct AB :

$$Q_{DIR} = r + d_{AB} + RR + RD_{BD} + RF$$
- Quantité réglementaire sur le trajet direct AC (ETF) :

$$Q_{ETF} = r + d_{AC} + RR_{AC} + RD_{CD'} + RF$$
- Quantité réglementaire pour une reclairance :
 - Avec décollage: $Q_{MIN1} = d_{RB} + RR_{RB} + RD_{BD} + RF$
 - Sans décollage: $Q_{MIN2} = d_{RB} + RR_{RB} + RF + Add$
- Dépôt d'un plan de vol avec ETF :
 - La quantité commerciale de carburant à embarquer doit être telle que: $Q_{ETF} < Q_{EMB} < Q_{DIR}$
 - La quantité commerciale de carburant est fonction de la probabilité de réaliser le vol direct et des conditions prévues pour la reclairance en vol.

2.3 Détermination de la masse maximale au lâcher des freins, limitation utile LU

Pour tenir compte des limitations, nous devons vérifier le respect simultané des relations suivantes:

- Masse réelle au décollage (lâcher des freins) \leq MMSD
- Masse réelle au décollage (lâcher des freins) \leq MMSA+d
- Masse réelle au décollage (lâcher des freins) \leq MMSC+Q_{LF}

La masse maximale au décollage qui sera la plus petite des quantités (MMSD, MMSA + d, MMSC + Q_{LF}) sera appelée par définition Limitation Utile (L/U).

Donc:

$$\text{Limitation Utile (L/U)} = \text{Min (MMSD, MMSA + d, MMSC + Q}_{LF}\text{)}$$

2.4 Calcul de la Charge Offerte C/O :

Sachant que la masse de l'avion est constituée par:

- Masse de base (m_{base}).
- Quantité de carburant au lâcher des freins (Q_{LF}).
- Charge marchande.

Nous devons vérifier que:

$$L/U \leq M_b + Q_{LF} + \text{Charge marchande}$$

- Si on appelle C/O la charge telle que l'égalité soit vérifiée, on aura:

$$C/O = L/U - (m_{\text{base}} + Q_{LF})$$

- La quantité ($M_b + Q_{LF}$ est appelée masse opérations m_{OPS})

$$m_{OPS} = m_{\text{base}} + Q_{LF}$$

Les différentes masses citées plus haut sont regroupées et représentées dans le tableau ci-dessous:

Tableau (2.4.1) : Récapitulatif pour le calcul de la charge offerte

M_b		$MZFW$			MLW
Q_{lf}	+	Q_{lf}	+		d
m_{ops}	=	L/U	=	$MTOW$	=
		m_{ops}	-	-	-
		C/O	=	=	=

3. Chargement et Centrage

3.1 Définitions:

Masse:

Une mesure de la quantité de matière dans un objet. Dans le système métrique, elle est mesurée en kilogrammes.

La masse est constante, c'est-à-dire, elle ne varie pas avec l'endroit dans l'espace.

Poids:

C'est la force exercée sur un objet par l'accélération de la gravité. Le poids est le produit de l'accélération et de la masse de la gravité.

Le poids est donné par la relation suivante:

$P = m \cdot g$, il est exprimé en newton (N), la masse m est en kilogrammes (kg), et g représente l'accélération de la gravité qui vaut $9.8 \text{ kg} \cdot \text{s}^{-2}$ au niveau de la mer.

A la différence de la masse, Le poids varie avec l'endroit en raison des variations de l'accélération de la gravité « g ».

Moment d'une force:

C'est le produit d'une force appliquée par la distance entre son point d'application et l'axe de rotation. Un moment s'exprime donc en "newton mètres".

Le moment est donné par la relation suivante:

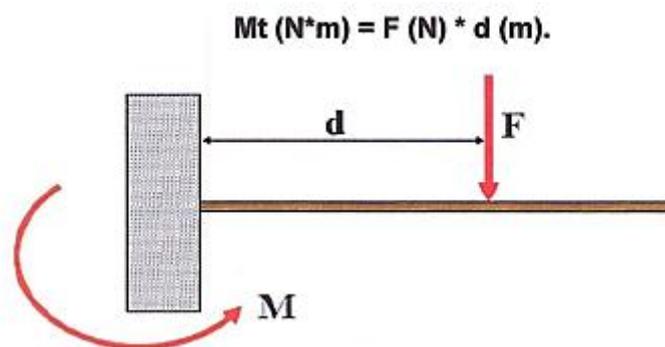


Figure (3.1.1) : Moment d'une force.

Corde aérodynamique moyenne « MAC » :

Toutes les limitations et les définitions qui ont une relation avec les aspects de la pesée et la balance (weight and balance aspects) utilisent ce qui appelle la corde moyenne aérodynamique (MAC) ou la corde de référence (RC).

La MAC est une ligne de référence définie par le constructeur. La position et les dimensions de cette ligne de référence sont mentionnées dans le Manuel Weight and Balance (WBM.Chapitre 1.00.05. page2).

Le centre de gravité (CG) est exprimé habituellement en pourcentage de cette corde de référence.

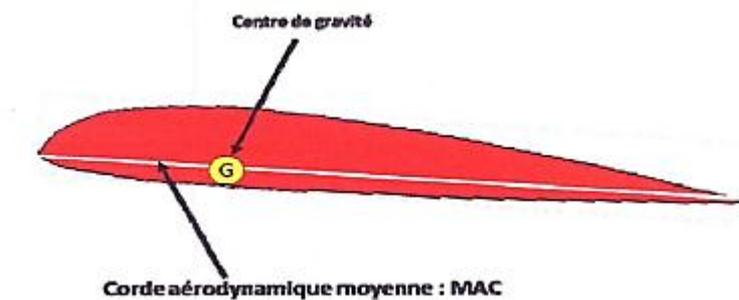


Figure (3.1.2) : Corde aérodynamique moyenne « MAC ».

Centre de gravité :

Le Centre de Gravité ou le CG est le point où le poids de l'avion est appliqué.

D'une autre façon c'est le point de l'équilibre de la masse entière.

La position du centre de gravité CG doit rester dans certaines limites pour assurer la manœuvrabilité et la stabilité de l'avion et aussi l'intégrité de la structure de l'avion.

La limite arrière du centrage est fixée par la limite de stabilité tandis que la limite Avant est déterminée par la limite de maniabilité.

Si le centre de gravité est confondu avec le centre d'inertie, le centre de gravité représente alors le point d'équilibre de l'avion, et toute force appliquée à l'avion qui ne passe pas par le centre de gravité aura tendance à faire pivoter l'avion autour de son centre de gravité.

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

Centre de poussée:

Assimilable au Centre de gravité qui regroupe l'ensemble des masses d'un corps en un seul point, le centre de poussée représente le point d'application de la résultante de toutes les forces de portance.

Il est également le point d'application de la résultante aérodynamique et a pour particularité qu'il se déplace en fonction de l'incidence.

La position du centre de poussée varie selon les éléments suivants:

- Le type du profil.
- L'angle d'incidence et le coefficient du moment.
 - $C_m > 0$, il avance lorsque l'angle d'incidence augmente.
 - $C_m = 0$, il est invariant.
 - $C_m < 0$, il s'éloigne du bord d'attaque lorsque l'angle d'incidence augmente.

L'allongement : quel que soit l'incidence, si l'allongement augmente, le centre de poussée se rapproche du bord d'attaque.

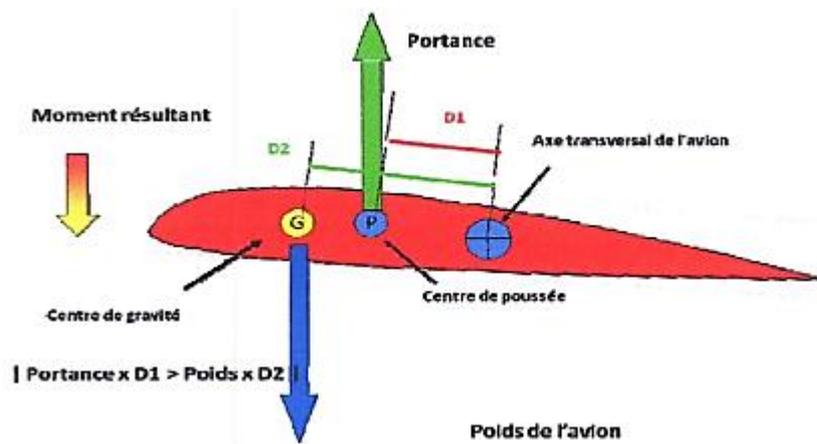


Figure (3.1.3) : représentation du centre de poussée.

Le moment résultant dépend de la position du centre de gravité CG par rapport au centre de poussée. Plus cette distance est importante, plus le moment résultant est important et mieux l'écart en incidence sera amorti.

Foyer:

Le foyer est le point d'application des variations de portance dues aux turbulences, ascendances etc.

Sa position est fixe et déterminée en soufflerie, Il se situe près de la limite arrière du centre de gravité.

3.2 Facteurs déterminant les limites du centre de gravité:

3.2.1 Au sol:

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

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

3.2.2 Au décollage :

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

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

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

3.2.3 En croisière :

Stabilité statique longitudinale: en vol, le centre de gravité se trouve en général en avant du point d'application de la portance de la voilure principale. Dans cette configuration apparaît un moment piqueur. Pour équilibrer l'avion en tangage, on utilise la gouverne de profondeur (ou le plan horizontal, s'il est réglable) pour compenser le moment à piquer de la voilure. Le braquage de l'empennage crée localement une force dirigée vers le bas (déportance).

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

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

3.2.4 En approche et remise des gaz :

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

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

En cas de remise des gaz, un avion ayant les réacteurs en nacelle sous les ailes subit un moment à cabrer important; cette fois, c'est la position arrière du centre de gravité qui peut être limitée par cette phase.

3.2.5 Effet de la consommation du carburant:

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

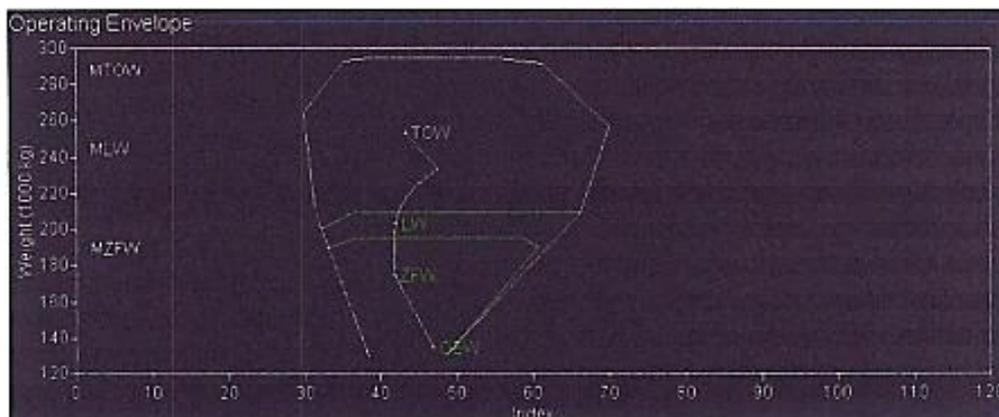


Figure (3.2.1) : Effet de la consommation sur la position du CG.

3.3 Calcul de base du centrage:

Le constructeur définit un point de référence qui peut être fixé au niveau de la cloison pare-feu, ou au niveau du nez de l'avion, ou en avant du nez de l'avion, c'est au choix du constructeur.

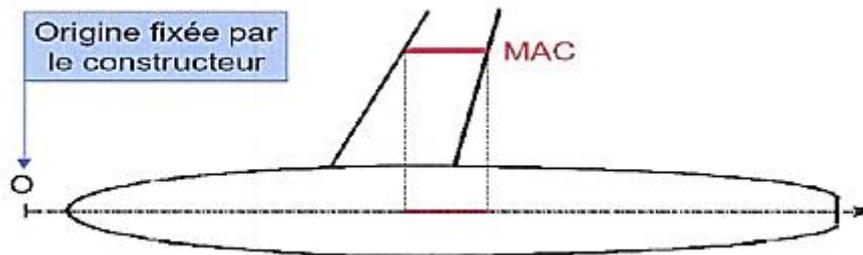


Figure (3.3.1) : Point de référence fixé par le constructeur.

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

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

Le constructeur définit aussi sur l'aile de l'avion une corde de référence (reference chord RC).

Si le centre de gravité se trouve à la position du bord d'attaque de cette corde, il vaut 0 %, et s'il se trouve à la position du bord de fuite de cette corde, il vaut 100%.

La corde de référence RC est caractérisée par deux constantes:

- ✓ Sa longueur MAC.
- ✓ La position du bord d'attaque LEMAC.

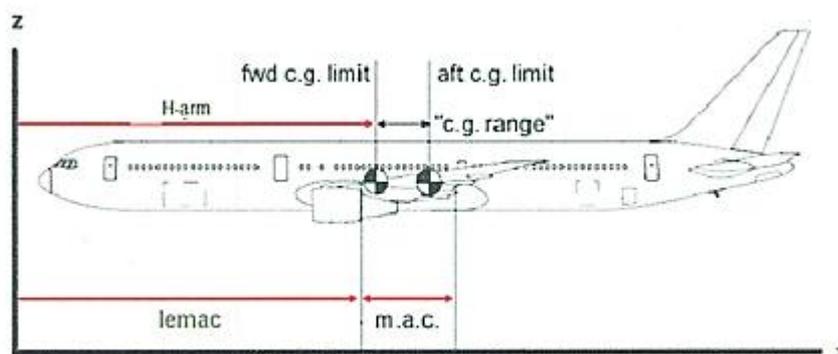


Figure (3.3.2) : Position du centre de gravité par rapport au point de référence.

Le centrage donc est donné par la relation suivante:

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

Pour le Boeing 737-800 :

- MAC = 155.8 inches.
- LEMAC = 627.1 inches.

3.4 Influence du centrage sur la stabilité d'un aéronef :

L'un des objectifs de la sécurité de vol est la stabilité. Certains avions sont équipés de commandes automatiques du vol servent à stabiliser l'avion latéralement et longitudinalement, ce qui existant depuis longtemps à travers les stabilisateurs de lacet et de tangage.

Un avion est dit stable si, sollicité par un élément extérieur, il revient de lui-même à son régime de vol antérieur.

La maniabilité d'un avion est sa capacité à changer de trajectoire, sans de gros effort aérodynamique.

On peut dire que la maniabilité est l'inverse de la stabilité.

La distance qui sépare le foyer du centre de gravité est appelée la marge statique.

Le centre de gravité d'un avion n'est pas fixe, il dépend notamment du plan de chargement de l'avion: passagers, charges en soutes, carburant.

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

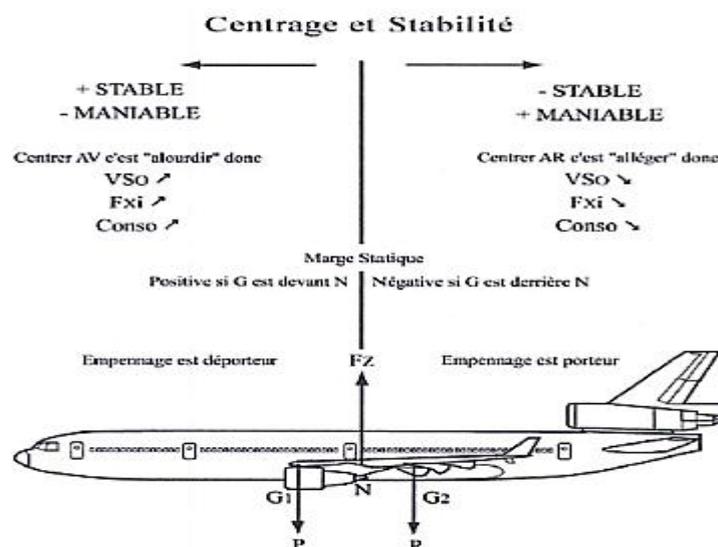


Figure (3.4.1) : Influence du centrage sur la stabilité d'un aéronef.

Pour cela, Le constructeur certifie une plage utilisable pour le centre de gravité avec une limite avant (forward limit) qui permet de garantir une maniabilité acceptable, et une limite arrière (after limit) pour éviter l'instabilité.

Et pour que l'avion soit stable, il faut que le centre de gravité soit en avant du foyer.

3.5 L'influence du centrage sur la consommation de carburant :

Avec un centrage très en avant, le moment résultant des forces aérodynamiques (Portance) et massiques (Poids) par rapport à l'axe de tangage de l'avion (Point neutre) est fortement piqueur. C'est-à-dire que le «nez» de l'avion a tendance à descendre. Pour équilibrer cette tendance, il faut rendre l'empennage horizontal fortement «sous porteur». Tout revient de fait à rajouter du poids sur l'avion, donc à augmenter sa consommation de carburant.

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

Tableau (3.5.1) : L'influence du centrage sur la stabilité, la manœuvrabilité et la consommation.

	Centrage avant	Centrage arrière
Stabilité	Augmente	diminue
Manœuvrabilité	diminue	augmente
Braquage gouverne de profondeur	Plus important	Moins important
consommation	augmente	diminue

3.6 Enveloppe opérationnelle du centrage :

C'est l'enveloppe du 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 ;
- ✓ 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.

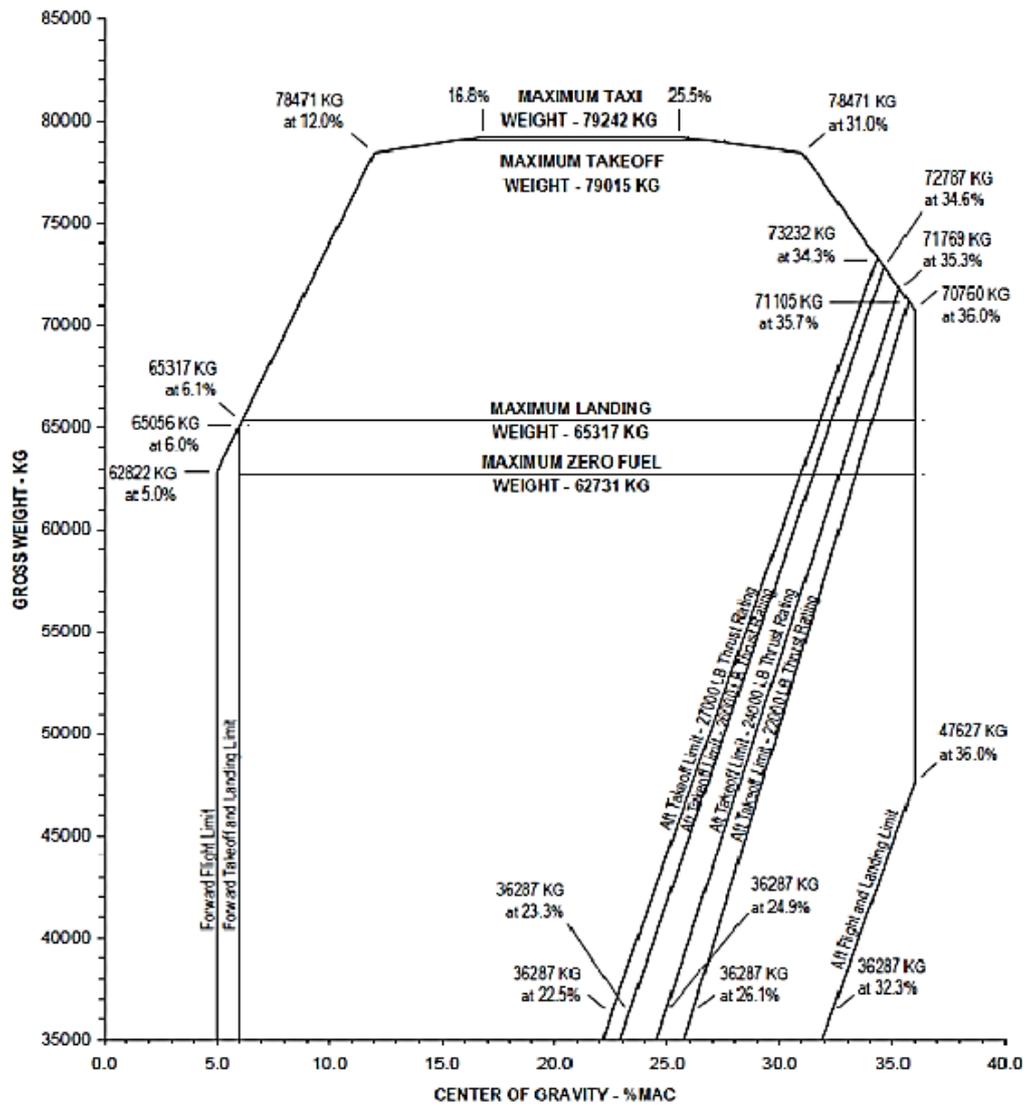


Figure (3.6.1) : Enveloppe opérationnelle limitative du centrage de B737-800.

3.7 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.

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

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

3.8 Limites opérationnelles du centrage:

La section « Limitations » du manuel de vol de l'avion spécifie les limites avant et arrière du centrage.

Ces limites garantissent le respect des critères de certification relatifs à la stabilité et au contrôle tout au long du vol et le réglage de compensation approprié pour le décollage.

L'exploitant devrait s'assurer que ces limites sont respectées en définissant des procédures opérationnelles ou une enveloppe de centrage afin de pallier les erreurs et les écarts ci-après :

- ✓ Erreurs sur les conditions initiales (DOW) ;
- ✓ Erreurs sur les passagers ;
- ✓ Erreurs sur le fret ;
- ✓ Erreur sur le carburant.

Et des mouvements suivants :

- ✓ Mouvement des trains;
- ✓ Mouvement des hypersustentateurs (becs et volets) ;
- ✓ Mouvement en cabine (passagers, équipage, trolleys) ;
- ✓ Mouvement de l'eau.

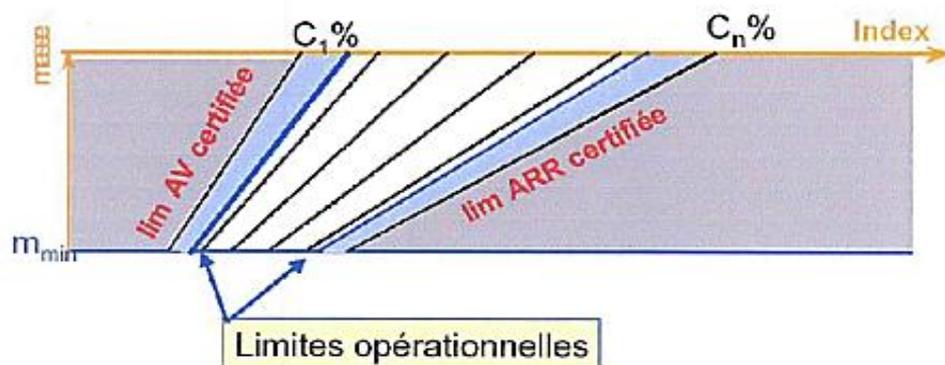


Figure (3.8) : Les limites certifiées et opérationnelles du centrage.

3.9. Conséquences d'un centrage hors limite :

Si l'avion est centré en dehors des limites autorisées, il devient inapte au vol stabilisé et les conséquences pour la sécurité de l'avion peuvent être catastrophiques. Il est donc dangereux d'entreprendre un vol dans ces conditions.

a. Le centre de gravité se trouve hors limite arrière:

- Le moindre effort sur la profondeur peut entraîner pour la structure de l'avion des facteurs de charge importants, du fait de la réaction excessive de l'avion.
- Si le manche est en butée avant, l'incidence peut croître jusqu'à l'incidence de décrochage sans que le pilote ne puisse rien y faire.
- Si le manche est en butée arrière, l'avion peut s'engager à piquer. A ce stade d'extrême instabilité longitudinale, la vigilance et la réactivité requises excèdent parfois les capacités du pilote.
- En cas de décrochage, l'avion peut facilement entrer en vrille à plat dont il est peu aisé de sortir.
- Pour un train d'atterrissage classique, il y a écrasement anormal de la béquille arrière qui rend impossible le lever de la queue et occasionne alors un décollage prématuré trois points.
- Pour un train d'atterrissage tricycle, il y a un délestage anormal de la roulette de nez, qui manque d'adhérence et qui peut poser aussi des problèmes lors du « taxiing », notamment sur l'herbe.
- En vol, il y a position inhabituelle du manche et possibilité de voir l'incidence diverger.
- Un centrage trop arrière peut entraîner au sol un "tailstrike" (toucher de queue).

b. Le centre de gravité se trouve hors limite avant:

- La déportance de l'empennage devient très importante, la traînée de l'avion est fortement augmentée, les performances sont très dégradées.
 - La maniabilité est fortement diminuée, exigeant des efforts importants sur la profondeur pouvant y amener des facteurs de charge extrêmes.
 - La marge vis-à-vis du décrochage est réduite du fait de l'augmentation de l'incidence.
-

- Pour un train d'atterrissage classique, il y a un soulagement excessif de la roulette de queue qui favorise le passage en pylône.
- Pour un train d'atterrissage tricycle, il y a un écrasement de l'amortisseur avant.
- En outre, il est impossible de commander la rotation à V_R , car la gouverne de profondeur est trop peu efficace pour déjauger la roulette de nez.
- Il arrive aussi que le pilote efface la piste sans parvenir à décoller.

3.10 Effets d'une surcharge:

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

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

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

a. Vitesses liées au décollage et à l'atterrissage

Le premier effet concerne la vitesse réelle de décrochage, la masse réelle étant plus élevée que la masse calculée, la vitesse réelle de décrochage sera elle aussi plus élevée que celle calculée.

Or, les vitesses utilisées au décollage ou à l'atterrissage sont déterminées en prenant une marge de sécurité par rapport à la vitesse de décrochage.

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

b. Distances de décollage et d'atterrissage:

L'avion étant en réalité plus lourd, l'accélération diminue, et les distances associées au décollage et à l'atterrissage seront plus longues que prévu. Pour les

multi-moteurs, la situation peut devenir particulièrement critique en cas de panne moteur au décollage, on peut ne pas avoir atteint « V_R » avant l'extrémité de piste.

A une vitesse proche de V_1 :

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

c. Taux de montée:

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

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

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

Si le poids augmente, la pente diminue.

d. Croisière:

Une surcharge se traduit, on risque de ne pas accrocher le niveau de vol assigné.

Donc problème d'Air Traffic Control. Les consommations horaire (Ch) et distance (Cd) vont augmenter, les réserves seront entamées et l'endurance de l'avion va diminuer.

De plus, il y aura une dégradation des performances en cas de panne moteur, car l'altitude de rétablissement est plus basse que prévue et les marges de survol des obstacles sont également réduites.

e. Dommages structuraux:

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

Les surcharges vont se répercuter au niveau des trains d'atterrissage qui devront supporter une charge qui peut dépasser les masses maximales au décollage ou à l'atterrissage. Un atterrissage trop brutal peut causer des dommages structuraux importants.

L'arrimage est très important, car s'il y eu une charge mal arrimée qui se détache et se déplace brutalement peut provoquer des dégâts structuraux importants et qui mène à modifier le centrage de l'avion jusqu'à l'amener parfois hors limite.

Les charges lourdes au niveau du plancher des avions cargo provoquent le cisaillement du fuselage (shearloads).

Ou bien la création de moments de flexion (bending moment) lorsque une charge importante est placée à grande distance du centre de gravité.

En résumant tous ces effets:

- ✓ Une dégradation des performances avion ;
 - ✓ Un abaissement sensible du niveau de sécurité.
-

1. Introduction

L'exploitation d'un nouvel appareil nécessite l'étude approfondie de toutes les performances pour le réseau de lignes des aéroports desservis par la compagnie. Pour cela, on se base sur les paramètres suivants :

- Consommation carburant
- Temps de vol
- Charge offerte
- Masse de décollage
- Chargement et centrage de l'avion
- Limitations du jour

2. Choix des outils de conception

En ce qui concerne notre application, elle sera dotée d'une interface graphique assez simple afin de faciliter son utilisation d'où la nécessité d'utiliser un système de développement visuel ou d'un environnement de développement d'interface qui sera le VISUAL BASIC, d'autre part, il nous faut un système de gestion de base de données afin de conserver et de gérer les données nécessaire au calcul des performances et qui sera MICROSOFT ACCESS.

2.1 Microsoft Access :

Microsoft Access 2007 est un système de gestion de base de données édité par Microsoft. Il fait partie de la suite bureautique MS Office. Il est composé d'un éditeur graphique, une interface pour manipuler les bases de données et le langage de programmation Visual Basic for Applications.

C'est un logiciel utilisant des fichiers au format Access (extensions .mdb ou .accdb depuis la version 2007). Comme beaucoup de SGBDR, ses données peuvent être utilisées dans des programmes écrits dans divers langage tels que VBA, Delphi, Visual Basic, C++ sous Visual Studio.

The screenshot shows the Microsoft Access interface with a table named 'Aero_etudiant' displayed in Datasheet view. The table contains the following data:

NOM	PRENOM	DAT_NAISS	LIEU_NAISS	ADRESSE	VILLE	WILAYA	SPECIALITE	NIVEAU	MODULE1	MODULE2	MODULE3	MOI
BERIACHE	ILYES	12-11-1992	CHLEF	hay nasr zone	chlef	chlef	OPERATION	M1	17,00	18,00	15,00	
HOUASSNIA	IMED	05-07-1991	SOUG AHRAS	sedrara, 2000	Soug ahras	soug ahras	STRUCTURE	M1	14,00	15,00	17,00	
MEROUCHI	BENALI	13-12-1990	CHLEF	ouled ben aek	chlef	chlef	STRUCTURE	M1	14,00	15,00	17,00	
bouabada	faicel	14-05-1992	chlef	hay zonelgaz n	chlef	chlef	STRUCTURE	M1	20,00	8,00	17,00	
zidane	zineddine	14-10-1969	bedjaya	ouled amirouc	bedjaya	bedjaya	OPERATION	L3	0,00	10,00	9,00	
kouriche	eljouidi	14-12-1990	MSILA	village de tigh	msila	msila	OPERATION	M1	20,00	20,00	13,50	
zairi	imed	10-11-1990	sedrata	village left	sedrata	hong kong	STRUCTURE	L3	10,00	15,50	13,50	
mohamed	monsef	10-12-1920	relizane	hay hranfa	relizane	relizane	STRUCTURE	L3	5,00	6,00	20,00	
BENTALEB	DJAHID	17-07-1992	ALGER	ESS UNITED	ALGER	ALGER	OPERATION	M1	12,00	13,00	10,00	
ammari	elkahlouch	01-02-1996	reghaya	blad miki ghir	tamenrasset	elhend	AVIONIQUE	M1	14,00	17,00	15,25	
kechamli	kada	10-09-1999	canada	Rue bouhafer	florida	bourouba	AVIONIQUE	L1	15,50	10,00	10,00	
messi	mohammed la	17-07-1979	argentine	douar 3ZAZga	barcelone	barcelone	AVIONIQUE	L3	14,00	10,00	3,00	
ronaldo	crisina	14-07-1000	Portugal	Rue fin du moi	madrid	madrid	OPERATION	M1	17,00	0,00	1,00	
fabregas	cesc	18-09-1960	spain	Rue abban ren	barcelone	catalone	AVIONIQUE	L3	18,00	10,00	19,00	
mnouer	abdessamie	13-06-1832	telemcen	rue1962 nume	telemcen	telemcen	AVIONIQUE	M1	15,00	15,00	15,00	
belkhir	mohamed	15-11-1991	chlef	ouled moham	chlef	chlef	EXPLOITATION	M1	10,00	11,00	12,00	
deriouch	aek	14-10-1970	blida	bab errahba n	blida	blida	EXPLOITATION	M2	12,00	10,00	11,00	
abid	sidehmed	19-09-1992	alger	rue 1er mai nu	alger	alger	EXPLOITATION	L3	10,50	11,25	12,75	
benamira	khaled	17-08-1991	batna	rue elbekkouc	batna	batna	EXPLOITATION	M1	14,00	10,00	12,00	
kati	amine	14-08-1990	chlef	la cité ruisse	chlef	chlef	EXPLOITATION	L3	19,00	10,00	10,00	
ouali	oussama	16-04-1989	annaba	pont blanc n40	annaba	annaba	PROPULSION	L3	14,00	15,00	10,00	
bachouden	fatima	25-11-1989	chlef	la cité olympic	chlef	chlef	PROPULSION	L3	15,00	4,00	3,00	
lahlouh	soumia	30-11-2012	adrar	rue café houri	adrar	adrar	PROPULSION	M1	18,00	9,00	8,00	
benheni	mostapha	16-05-1988	setif	ain fouara cité	setif	setif	PROPULSION	M2	10,00	18,00	15,00	
jeddaini	samira	17-08-1899	cherchel	rue la musée n	tipaza	tipaza	PROPULSION	L1	13,00	15,00	17,00	

Figure (3.2.1) : Exemple d'une base de données sur Access.

2.2 Visual Basic :

Visual Basic s'est développé à partir du langage BASIC (Beginner's All-purpose Symbolic Instruction Code, Larousse : " Langage de programmation conçu pour l'utilisation interactive de terminaux ou de micro-ordinateurs ", 1960). Le but du langage BASIC Etait d'aider les gens à apprendre la programmation. Son utilisation très répandue conduisit à de nombreuses améliorations. Avec le développement (1980-1990) de l'interface utilisateur graphique (*Graphical User Interface - GUI*) de Windows Microsoft, BASIC a naturellement évolué pour donner lieu à Visual Basic (1991). Depuis, plusieurs versions ont été proposées, Visual Basic 6 est apparue en 1998.

Visual Basic est un langage de programmation existant actuellement en trois versions (*Learning, Professional, Entreprise*). Les programmes (aussi appelées *applications*) sont créés dans un environnement de développement intégré (*Integrated Development Environment - IDE*), ceci dans le but de créer, exécuter et déboguer les programmes d'une manière efficace. Ce langage est réputé pour permettre un développement rapide d'applications. Outre une interface utilisateur

graphique, il dispose de caractéristiques telles que la manipulation d'évènements, un accès à Win32 API, la programmation orienté objet, la gestion d'erreurs, la programmation structuré. C'est un langage interprété, notons que les éditions *Professional* et *Entreprise* permettent une compilation en *code natif* (*code machine*).

Il existe d'autre système de développement rapide sous Windows. Visual Basic est particulièrement bien placé :

- ✓ Moins de lignes de code et rapidité de compilation
 - ✓ Possibilité d'utiliser des procédures événementielles partagées
 - ✓ Notion de modèles réutilisables (fiches, menus, objets)
 - ✓ Orientation objet totale et native
 - ✓ Richesse des composantes fournis : par d'OCX à acheter en complément
 - ✓ Assembleur intégré, compilateur en ligne de commande
 - ✓ Débogage facile au niveau de source et du processeur
 - ✓ Possibilité d'allocation dynamique de la mémoire en utilisant les pointeurs
-

3. Calcul des performances de décollage, quantité de carburant et le temps de vol dans l'FPPM

3.1 Introduction :

Avant de commencer à construire notre logiciel il a fallu définir les procédures qu'elle va effectuer pour la détermination des performances de décollage, quantité de carburant et le temps de vol. Pour cela, on prenant l'FPPM comme référence, nous avons essayé de définir l'enchaînement des tâches qui devraient être appliquées manuellement sous forme de logigrammes.

Toutes les données sont représentées dans l'FPPM sous forme de graphes.

3.2 Limitation Piste :

Pour une combinaison altitude pression / température extérieure OAT, les masses dans les graphes assurent au minimum une pente brute de 2.4%.

Dans ce logigramme nous avons besoin initialement de quatre paramètres afin d'obtenir la masse limitative initiale M_{in} (avant correction). Ces quatre paramètres sont respectivement : L'état de piste, configuration des Flaps, température (OAT) et Altitude Pression (AP).

Après avoir la masse limitative initiale M_{in} , on fait des corrections par rapport à d'autres paramètres qui sont : Longueur de piste, la pente de piste et la vitesse du vent.

Si le système d'antigivrage est en marche « ON », on a une correction à faire à la masse obtenue de graphe, selon le cas nous avons : (voir l'annexe correspondante), même chose si le conditionnement d'air est sur « OFF ».

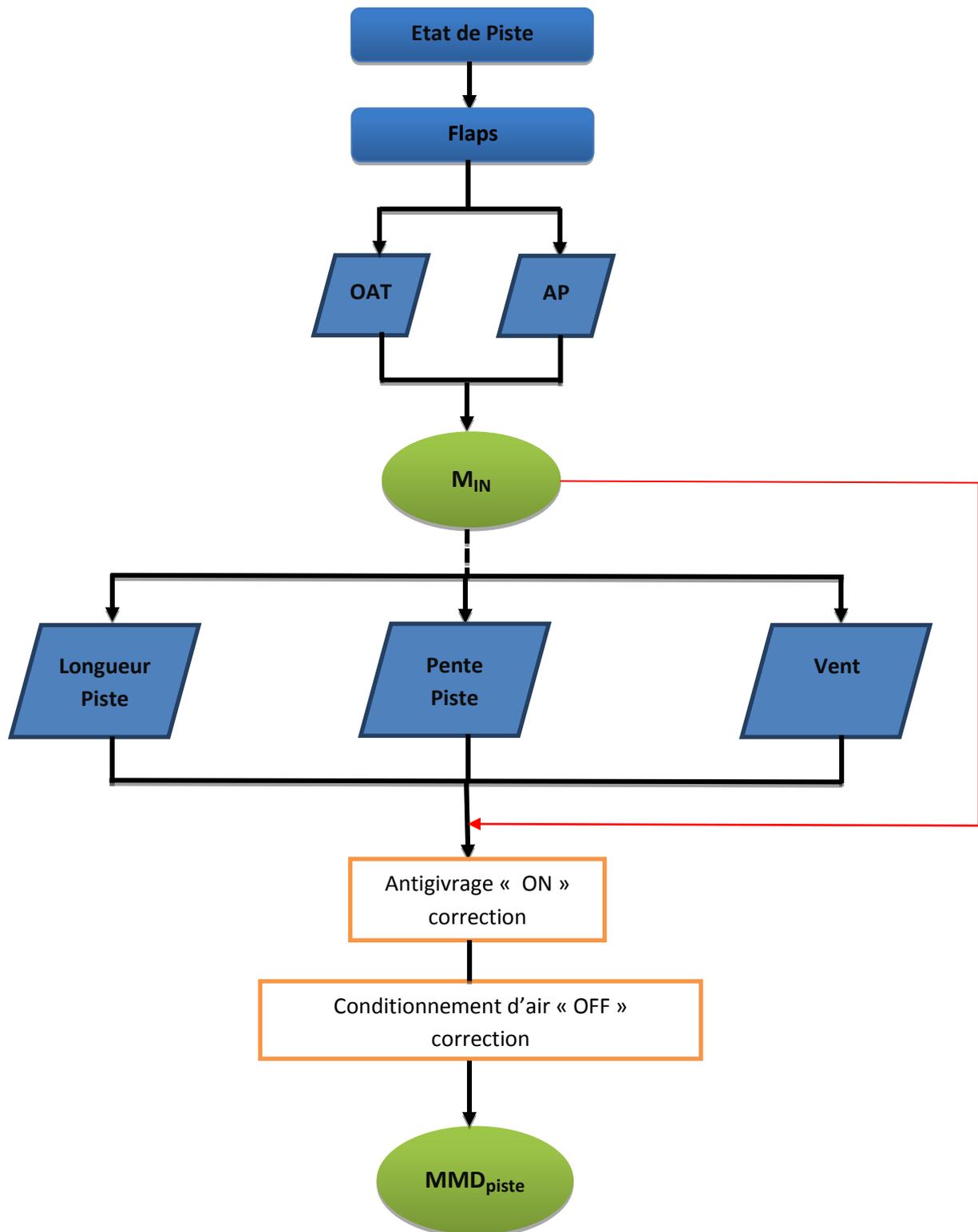


Figure (3.3.1) : Logigramme de la masse limitative Piste.

3.3 Limitation 2^{ème} segment :

Dans ce logigramme nous avons besoin juste de trois paramètres afin d'obtenir la masse limitative de 2^{ème} segment « $MMD_{2segment}$ ». Ces trois paramètres sont respectivement : Configuration des Flaps, température (OAT) et Altitude Pression (AP).

Si le système d'antigivrage est en marche « ON », on a une correction à faire à la masse obtenue de graphe, selon le cas nous avons : (voir l'annexe correspondante), même chose si le conditionnement d'air est sur « OFF ».

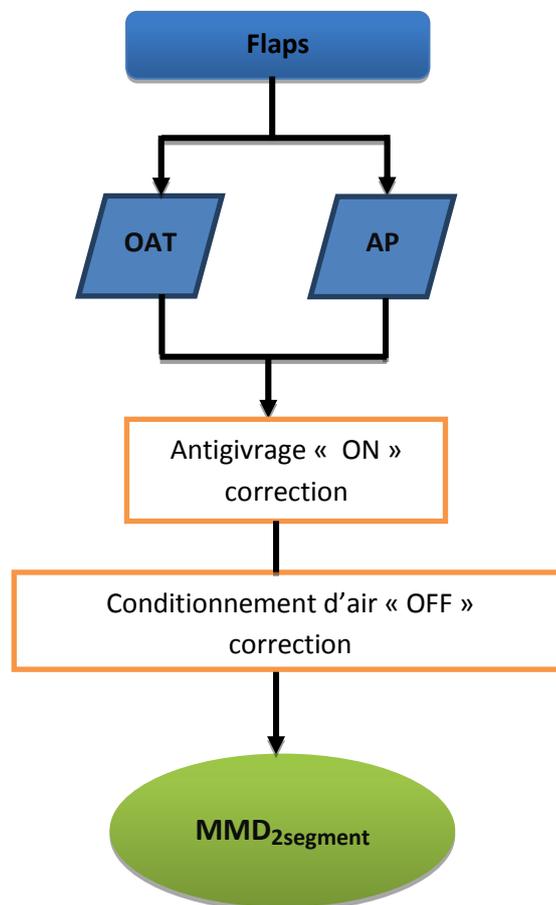


Figure (3.3.2) : Logigramme de la masse limitative 2^{ème} segment.

3.4 Limitation obstacle :

Pour déterminer la masse limitative obstacle, on doit définir les dimensions de l'obstacle (sa Hauteur et sa Distance par rapport au point de lâcher des freins)

Ensuite, on réintègre la configuration des flaps et les conditions du jour (Température OAT, Altitude Pression AP et le vent), Finalement on obtient la masse limitative obstacle.

Si le système d'antigivrage est en marche « ON », on a une correction à faire à la masse obtenue de graphe, selon le cas nous avons : (voir l'annexe correspondante), même chose si le conditionnement d'air est sur « OFF ».

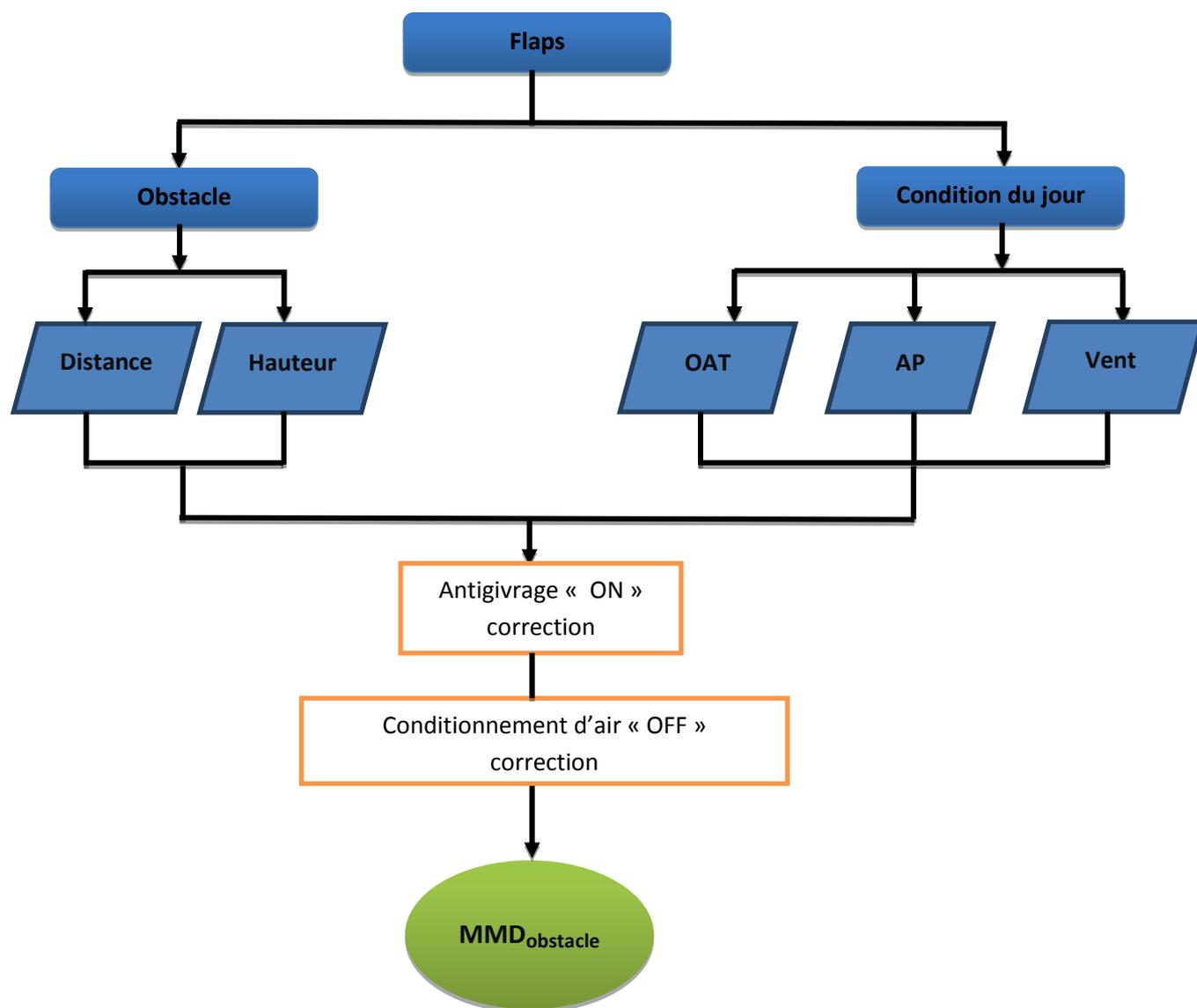


Figure (3.3.3) : Logigramme de la masse limitative Obstacle.

3.5 Vitesses associées :

Après détermination des masses maximales au décollage (piste, 2^{ème} segment, obstacle), la masse limitative du jour **MMD** sera la plus faible entre les trois masses précédentes, Les vitesses importantes au décollage sont : V_1 , V_R et V_2 .

Dans cette partie nous avons une présentation simplifiée sous forme de tableaux permettant de déterminer les vitesses associées au décollage, pour cela on fait une combinaison entre Configuration des flaps et MMD afin de trouver les vitesses avant correction. En faisant intervenir d'autres paramètres (Température OAT, Altitude pression AP, la Pente de piste et le vent.), On trouve finalement les vitesses associées au décollage.

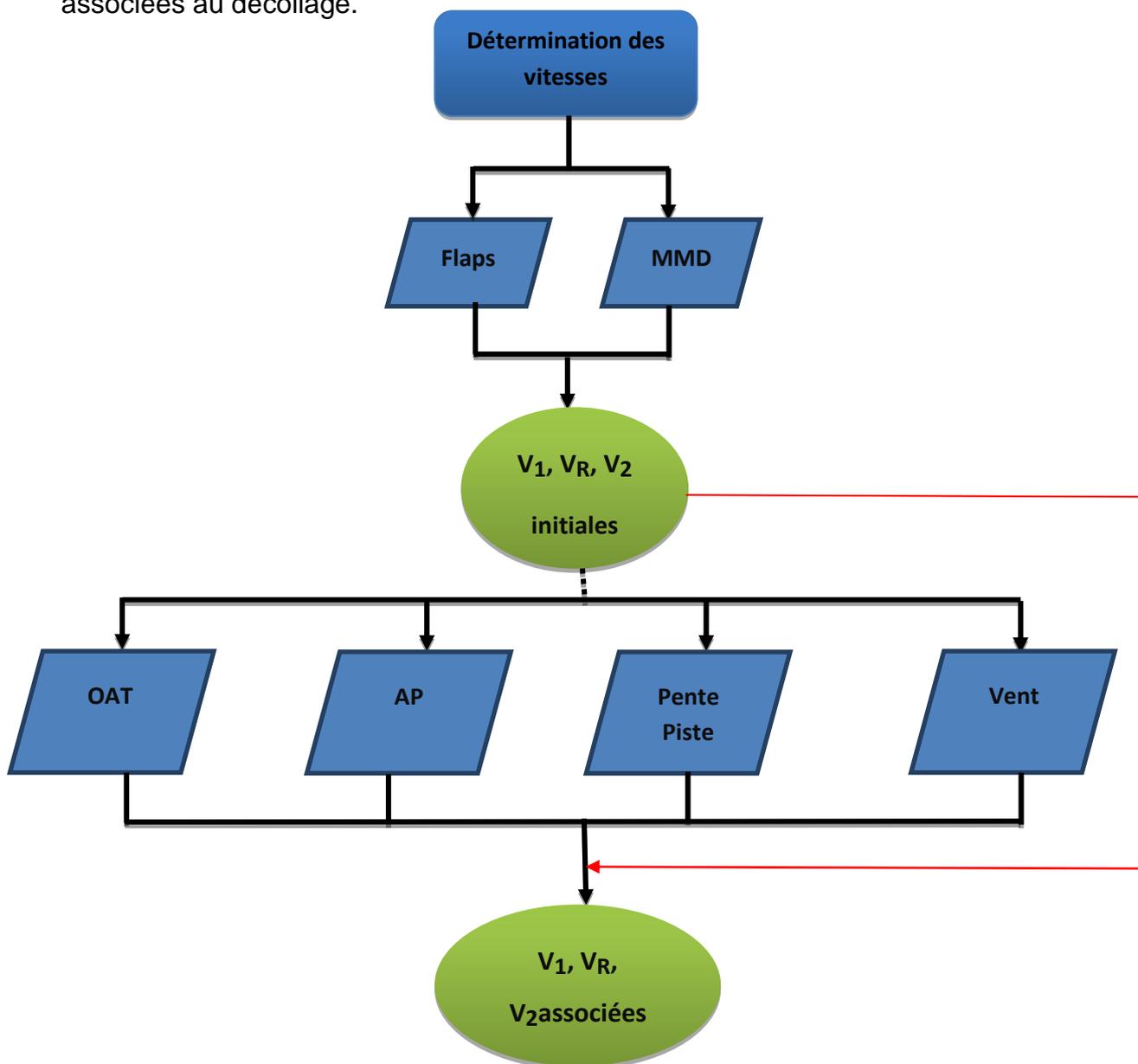


Figure (3.3.4) : Logigramme de calcul des vitesses associées.

3.6 Calcul de quantité de carburant :

3.6.1 Les entrées de l'application :

Afin de calculer les performances de l'avion, la manipulation de plusieurs entrées est nécessaire et parmi ces entrées on trouve celle des aéroports. Le choix d'un aéroport de départ, d'un aéroport de destination et d'un aéroport de décollage est obligatoire. C'est pour cette raison qu'on a mis en place un élément majeur dans cette partie du calcul des performances qui est la gestion de la base de données aéroports.

Dans ce segment on pourra consulter la base de données aéroports; modifier les données d'un aéroport et même l'ajout d'un nouvel aéroport sera possible.

Les entrées de la partie performances sont:

- L'aéroport de décollage;
- L'aéroport de destination;
- Le niveau de vol étape;
- La force du vent en croisière ;
- L'aéroport de décollage;
- Le niveau de vol en décollage;
- La force du vent en décollage.

3.6.2 Déroulement des calculs :

Calcul de la distance

Quelle que soit la distance à calculer (étape ou décollage) la procédure est la même, Le calcul de cette distance entre deux aéroports, nécessite la connaissance des coordonnées géographiques de ces derniers. Ces coordonnées sont obtenues à partir du choix des aéroports effectué par l'utilisateur, ce qui entraîne une interrogation dans la base de données aéroports. La distance calculée est une distance orthodromique.

La distance orthodromique

Points sont repérés sur le globe par leurs coordonnées géographiques, c'est à dire leurs latitudes et leurs longitudes. Soit M la longueur de l'orthodromie exprimée en « NM » entre A et B ; où ρ désigne la latitude et λ La longitude, elles sont exprimées en « Rad ».

$$M = \text{Sin}^{-1} ((\text{Sin } \rho_A * \text{Sin } \rho_B) + (\text{Cos } \lambda_A * \text{Cos } \lambda_B * \text{Cos } (\lambda_B - \lambda_A))) * \left(\frac{180}{\pi} * 60\right)$$

Calcul de la distance air

Identique au calcul de la distance sol, la procédure est exactement la même pour la distance air étape et la distance air dégagement. Les entrées sont la distance sol et la force du vent. Après faire un choix sur l'équation qui correspond aux entrées, et interpolation linéaire (s'il y a lieu de la faire), la sortie sera la distance air étape ou bien la distance air dégagement.

Calcul de réserve finale

Pour la réserve finale nous allons considérer une attente à 1500ft verticale dégagement pendant 30min ou au-dessus de l'aérodrome de destination si l'aérodrome de dégagement n'est pas exigé. Il y aura qu'une seule entrée qui sera la masse d'atterrissage et qui sera égale à MSC. Après faire un choix sur l'équation qui correspond aux entrées, et interpolation linéaire (s'il y a lieu de la faire), la sortie sera la réserve finale **RF**.

A présent tous les éléments sont disponibles pour le calcul de la masse d'atterrissage au dégagement: $M_{att\ Dégagement} = MSC + RF$

Calcul de la réserve de dégagement et du temps de vol dégagement

Les entrées sont la distance air dégagement, le niveau de vol dégagement et la masse d'atterrissage prévue en dégagement; qui est $M_{att\ Dégagement}$.

Après faire un choix sur l'équation qui correspond aux entrées, et interpolation linéaire (s'il y a lieu de la faire), il y a lieu de procéder à une correction de la consommation carburant qui est facteur de la masse d'atterrissage.

Les sorties seront la réserve de dégagement **RD**.

A présent tous les éléments sont disponibles pour le calcul de la masse d'atterrissage au dégagement: $M_{att\ Destination} = MSC + RF + RD$

Calcul du délestage et du temps de vol étape

Les entrées seront la distance air étape, le niveau de vol et la masse d'atterrissage à destination $M_{att\ Destination}$. Après faire un choix sur l'équation qui correspond aux entrées, et interpolation linéaire (s'il y a lieu de la faire), Les sorties seront le délestage et le temps de vol étape.

Calcul de la réserve de route

La réserve de route est égale à 5% du délestage: $RR = d * (5/100)$

La quantité de carburant pour le roulage est égale à: $r = 12 \text{ Kg/min}$

Donc la quantité de carburant au lâcher des freins est: $Q_{lf} = d + RR + RD + RF$

La masse de décollage égale à: $M_{D\acute{e}c} = MSC + Q_{lf}$

La charge Offerte égale à: $C/O = MSC - M_{Base}$

Dans ces logigrammes, on représente les étapes à suivre pour la détermination de la quantité de carburant et le temps de vol de l'étape.

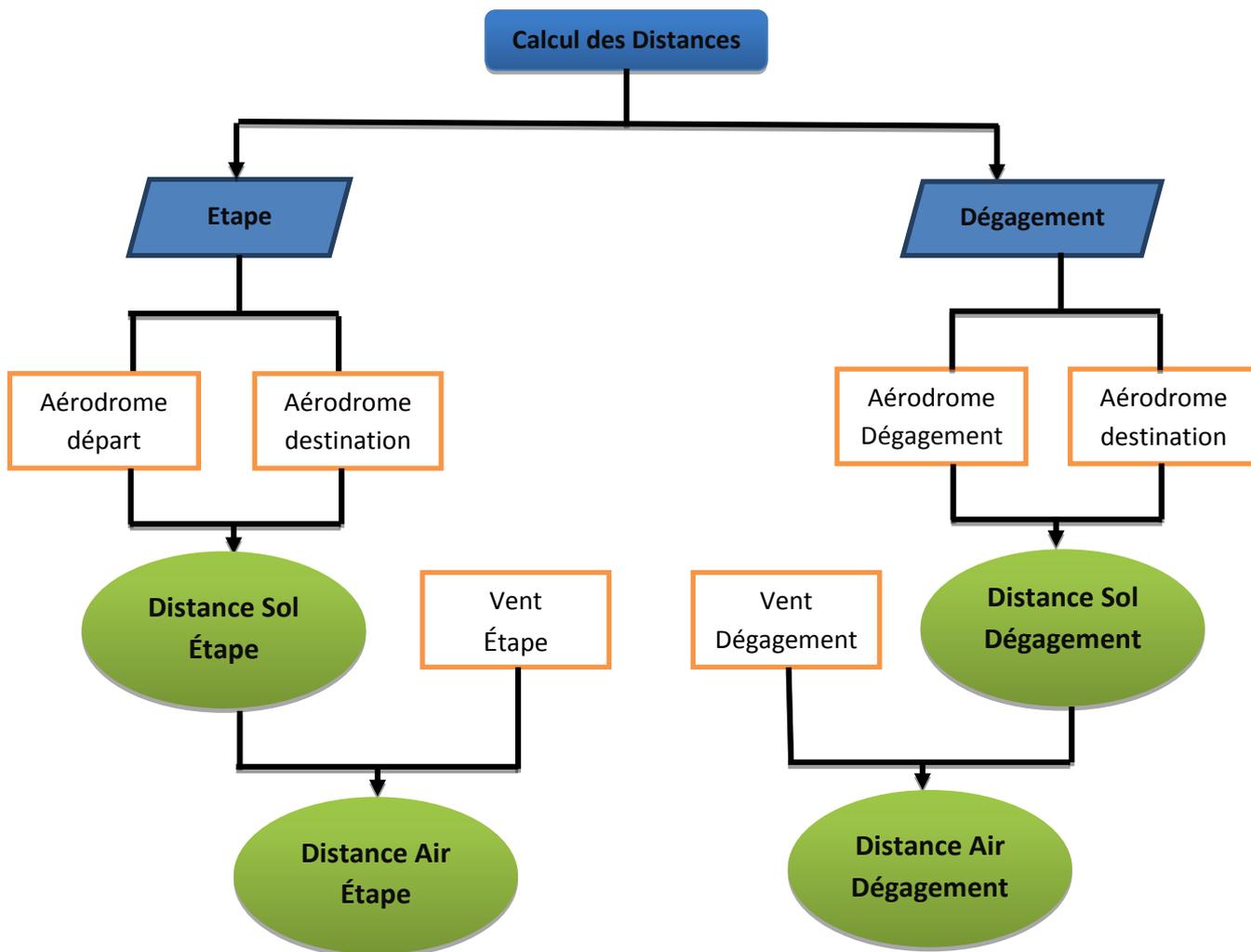


Figure (3.3.5) : Logigramme de calcul des distances.

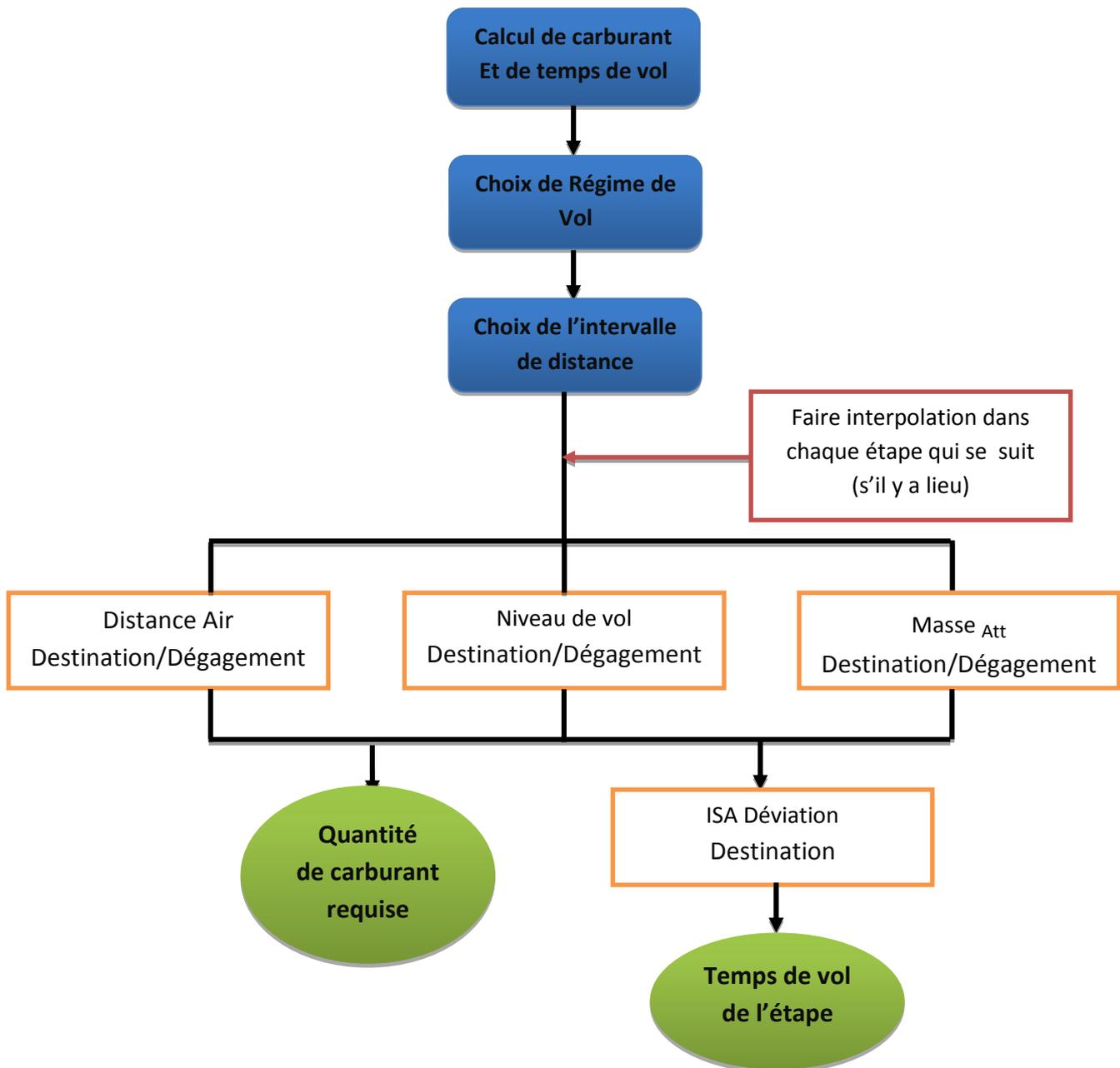


Figure (3.3.6) : Logigramme de calcul de quantité de carburant et le temps de vol de l'étape.

4. Chargement et Centrage

Après la définition des procédures qu'elle va effectuer pour la détermination des performances de décollage, quantité de carburant et le temps de vol. On passe à la partie chargement et centrage de notre logiciel. Pour cela, on prenant l'AHM 560 de l'appareil B737-800W de Tassili Airlines comme référence, nous avons essayé de définir l'enchaînement des tâches qui devraient être appliquées manuellement. Toutes les données sont représentées dans l'AHM 560 sous forme des tableaux. Toutes les masses sont en Kilogrammes (KG).

4.1 Présentation des masses forfaitaires passagers et bagages :

Pour déterminer la charge et le centrage, on a pris les masses forfaitaires utilisé par la compagnie Tassili Airlines qui sont regroupé dans le tableau suivant :

Tableau (3.4.1) : les masses forfaitaires passagères utilisées par la compagnie Tassili Airlines.

	Standard	Charter
Adulte homme	84	76
Adulte femme	84	76
Enfant	35	35
Bébé	0	0
Bagage cabine	6	6

4.2 Présentation des masses forfaitaires des personnels navigants :

Les masses des personnels navigants utilisés par la compagnie de Tassili Airlines sont regroupé dans le tableau suivant :

Tableau (3.4.2) : les masses forfaitaires PN utilisées par la compagnie Tassili Airlines.

	Standard	Homme	Femme
Cockpit	85	85	85
Cabine	75	75	75

4.3 Formules de l'index et de centre de gravité :

L'index est représenté sans unité.

Le Centrage (MAC) est représenté en pourcentage (%).

Les formules utilisées pour le calcul de l'index et de centrage sont définis comme suit :

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

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

W = Masse actuelle

Sta. = Station, distance horizontale entre la station de référence et la position actuelle en unité de mesure de distance.

Ref. Sta. = station de référence.

K = Constante utilisée pour éviter les valeurs négatives.

C = Constante utilisée comme dénominateur pour convertir les valeurs des moments à des valeurs d'index.

I = Valeur d'index correspondante à la masse actuelle.

MAC = corde aérodynamique moyenne (Mean Aerodynamic Chord)

LEMAC = Distance horizontale entre la station de référence et la position principale de force aérodynamique.

Pour la formule de l'index :

Ref. Sta. : **658,3**Inch par rapport à zéro.

K (constante) = **45**

C (constante) = **35000**

Pour la formule de MAC :

LEMAC =**627,1** Inch par rapport à zéro.

4.4 Les masses et les index de base des appareils B737-800W de Tassili Airlines :

Tableau (3.4.3) : Les masses et les index de base des appareils B737-800W de Tassili Airlines.

Immatriculation	masse corrigée	L'index de base
7T-VCA	42998.00	52.72
7T-VCB	43015.00	52.58
7T-VCC	43067.00	54.13
7T-VCD	43181.00	53.74

Remarque : Les masses et les index de base peuvent être changées après chaque pesée (ou autres changements).

4.5 Les masses maximales des appareils B737-800W de Tassili Airlines :

Tableau (3.4.4) : Les masses maximales des appareils B737-800W de Tassili Airlines.

Immatriculation	MMSR	MMSD	MMSC	MMSA
7T-VCA	79242	79015	62731	65317
7T-VCB	79242	79015	62731	65317
7T-VCC	79242	79015	62731	65317
7T-VCD	79242	79015	62731	65317

4.6 Calcul de la charge et de centrage :

Basant sur les tableaux précédents, ce logigramme représente les étapes à suivre pour déterminer la charge et le centrage.

La loi de répartition des passagers utilisée est N :

$$N = \frac{\text{nombre maximal de passagers par cabine} * \text{nombre totale des passagers}}{\text{Nombre maximal de passagers de l'avion}}$$

La répartition des autres charges (bagages et Cargo) se fait de telle façon à mettre le centrage dans des intervalles requis (Acceptables)

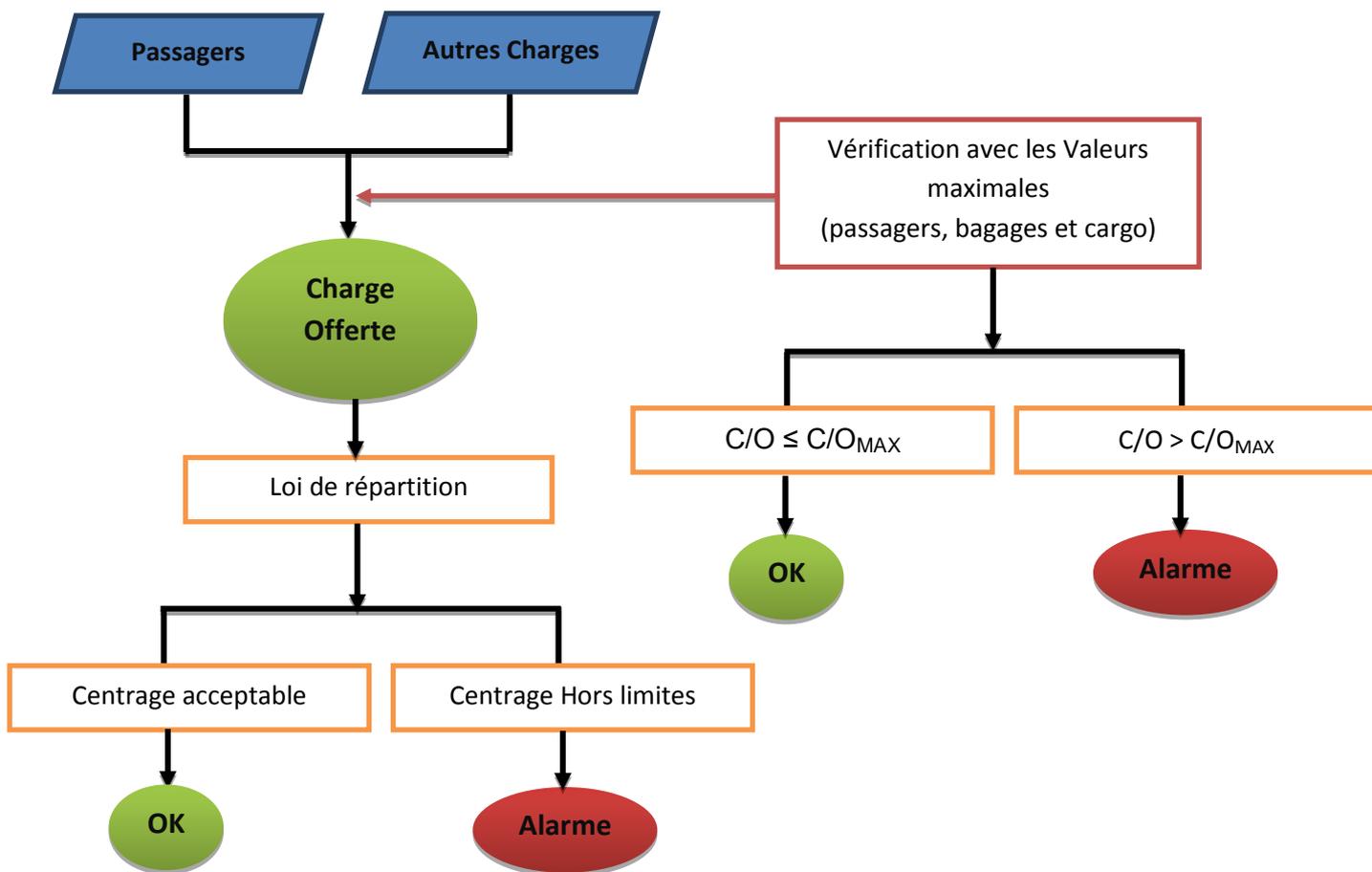


Figure (3.4.1) : Logigramme de calcul de la charge et de centrage.

1- Introduction

Ce chapitre sera entièrement dédié à une création, analyse et validation des résultats. Il aura des comparaisons des résultats de la compagnie de Tassili Airlines avec les résultats obtenus par notre logiciel.

2- L'interface graphique du Logiciel

Le logiciel est créé en Langue Anglaise, la langue universelle.

L'interface graphique de notre logiciel se résume à quelques petites fenêtres qui permettent une certaine interactivité entre l'utilisateur et le logiciel. Tout d'abord en l'exécutant on aperçoit un écran de démarrage (Figure 4.1.1) sur lequel on doit appuyer sur le bouton « OK » si on veut accéder comme administrateur (Avec un nom et un mot de passe) ou bien cliquer sur le bouton « Continue As Users » pour continuer vers la fenêtre principale logiciel ou bien la quitter en appuyant sur le bouton « Cancel ».

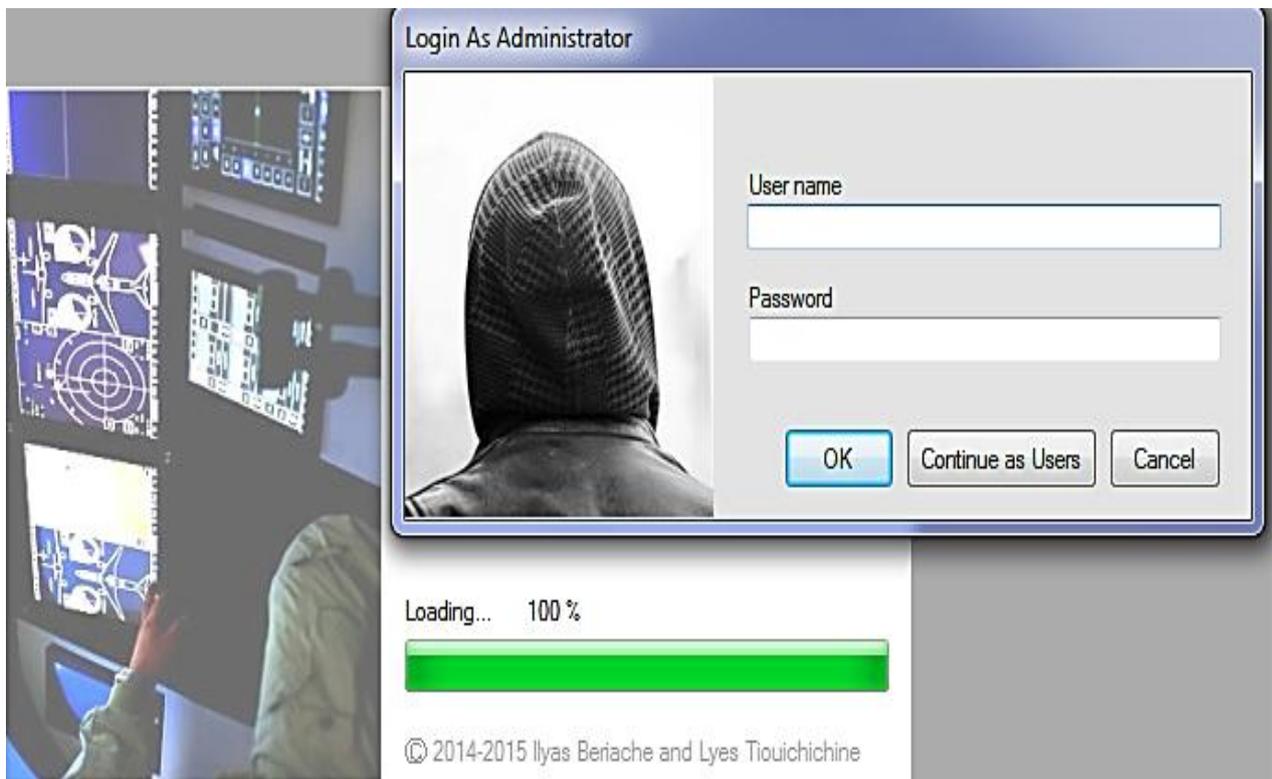


Figure (4.1.1) : Ecran d'accueil du logiciel (Fenêtre Pré-logiciel).

La fenêtre principale contient 5 onglets (Check boxes) qui sont : Aircraft, Airports, Flight Planning, Weight & Balance et Take-Off limitations. Comme présente la figure suivante :

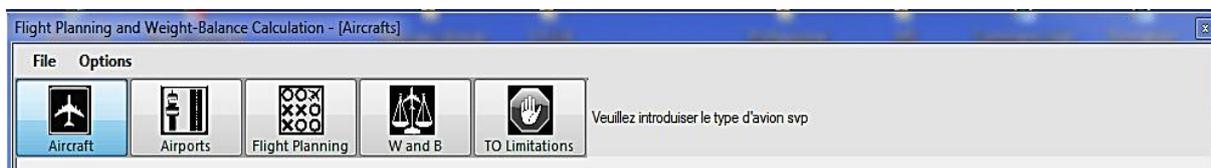


Figure (4.1.2) : Présentation des Onglets Principaux.

a. Onglet « Aircraft » :

Le premier onglet « Aircraft » nous permet de choisir un aéronef parmi une petite base de données contenant les différents aéronefs avec leurs différentes caractéristiques dont on a besoin pour effectuer nos calculs.

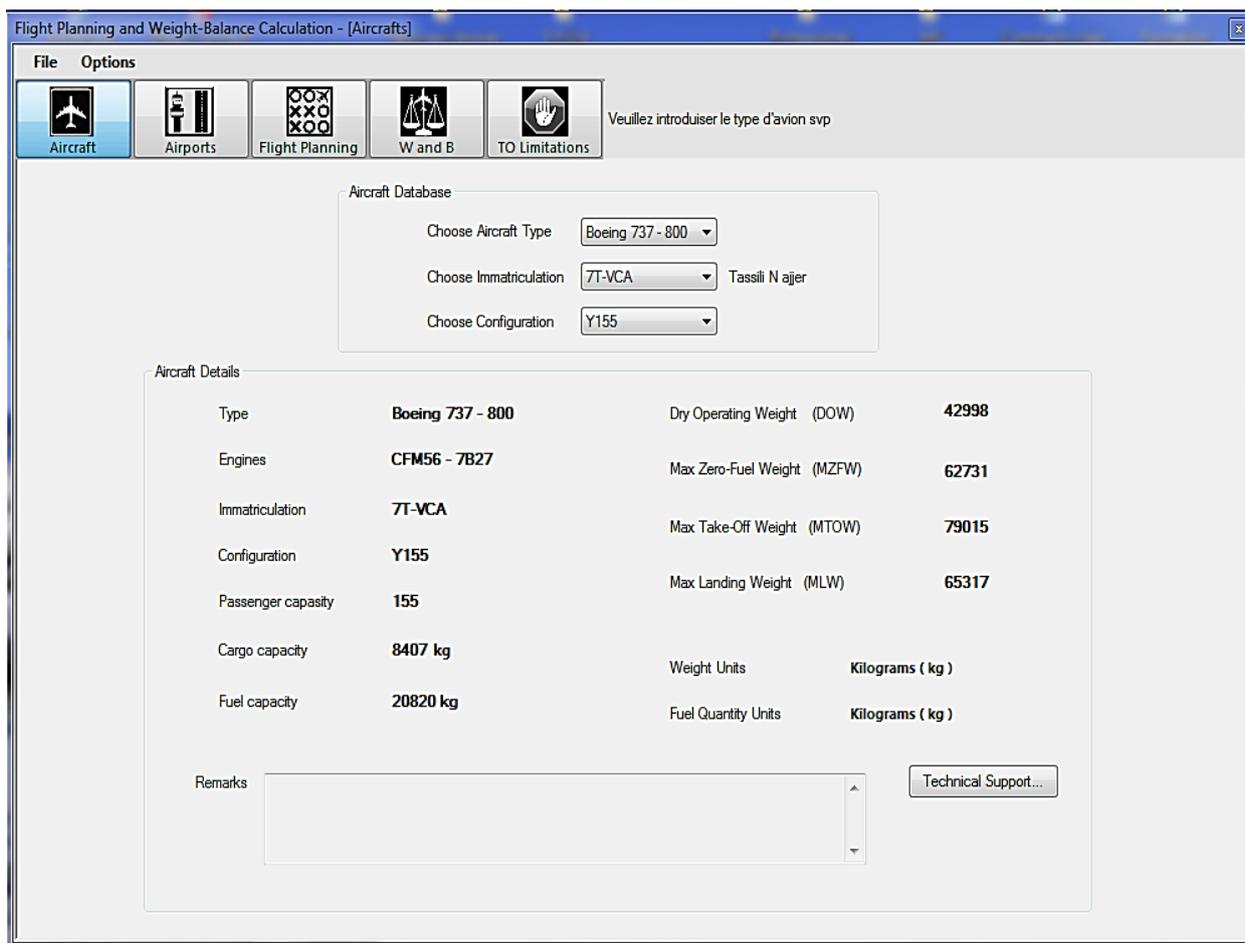


Figure (4.1.3) : Présentation d'OngletAircraft.

Le choix se fait sur le Type d'avion (on a que Boeing 737-800), sur l'immatriculation (4 différents Aéronefs équivalent à 4 immatriculations) et sur la configuration de la cabine qu'on veut (Y155 ou C20Y135).

Quand on fait un Choix sur l'une des Trois « Combo boxes », y aura un changement automatique des caractéristiques (Sur le « Group box » Détail de L'aéronef) qui correspond à notre choix.

b. Onglet « Airports » :

Le deuxième onglet « Airports », nous permet de choisir l'aérodrome de départ, aérodrome de destination et deux différents aérodromes de dégagement, à partir d'une base de données qui contient plus de 4000 aéroports.

Une fenêtre de recherche d'aéroport apparaîtra lorsqu'on clique sur l'un des codes OACI. Cette fenêtre nous permettra de chercher un aérodrome par son code OACI, IATA, par pays ou bien par villes (Comme montre la figure 4.1.4).

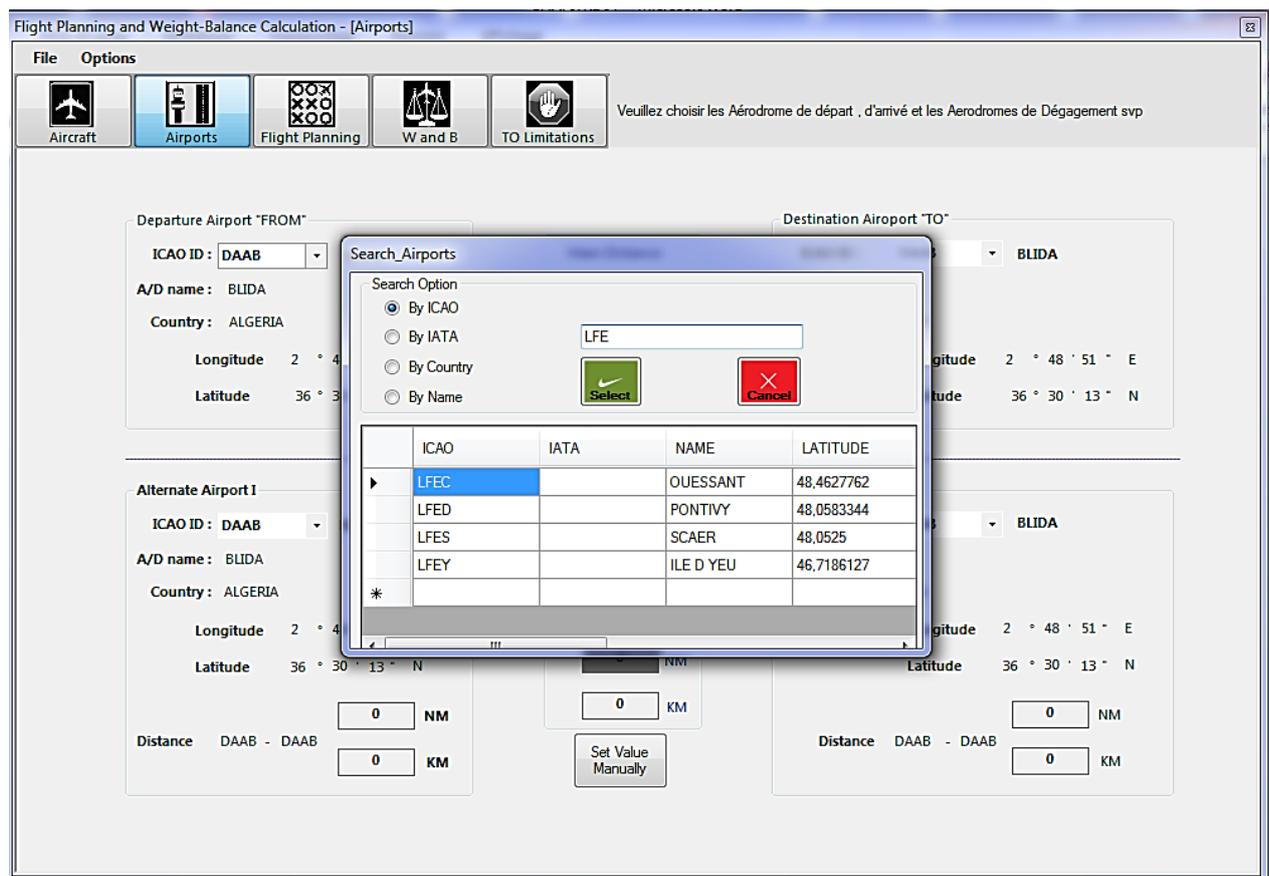


Figure (4.1.4) : Choix de l'aéroport.

Lors le choix d'un aéroport des informations supplémentaire apparaitre à côté de code OACI de l'aéroport (le pays de l'aéroport, le nom de l'aéroport, la ville et les coordonnées géographiques). Un affichage des distances sera effectué sur des « text boxes ». Ces distances peuvent être modifier si on appuyé sur les « check boxes (set value manually) ». La figure qui suit explique clairement ce point de vue.

Flight Planning and Weight-Balance Calculation - [Airports]

File Options

Aircraft Airports Flight Planning W and B TO Limitations

Veuillez choisir les Aérodrodome de départ, d'arrivé et les Aerodromes de Dégagement svp

Departure Airport "FROM"

ICAO ID: DAAG ALGIER

A/D name: HOUARI BOUMEDIENE

Country: ORAN

Longitude 3 ° 12 ' 55 " E

Latitude 36 ° 41 ' 27 " N

Main Distance

832,308 NM

1541 KM

Set Value Manually

Destination Airport "TO"

ICAO ID: LFAT LE TOURQUET

A/D name: LE TOUQUET PARIS PLAGES

Country: FRANCE

Longitude 1 ° 37 ' 38 " E

Latitude 50 ° 30 ' 53 " N

Alternate Airport I

ICAO ID: DAOO ORAN

A/D name: ES SENIA

Country: ALGERIA

Longitude 0 ° 37 ' 16 " W

Latitude 35 ° 37 ' 25 " N

Distance DAOO - DAAG

196,569 NM

364 KM

Alternate Airport

LFPG

Alternate Distance

739,942 NM

1370 KM

Set Value Manually

Alternate Airport II

ICAO ID: LFPG PARIS

A/D name: CHARLES DE GAULLE

Country: FRANCE

Longitude 2 ° 33 ' 0 " E

Latitude 49 ° 0 ' 46 " N

Distance LFPG - DAAG

739,942 NM

1370 KM

Figure (4.1.5) : Choix des aéroports et affichage des propriétés.

c. Onglet « Flight Planning » :

Le troisième onglet (Flight Planning), nous permet de choisir la charge offerte, en introduisant le nombre des passagers (adulte, enfant et bébé) et la masse fret (bagages, cargo ou autres). La charge totale sera affichée au-dessous de la fenêtre.

L'information des distances calculées précédemment (onglet « Airports ») sera affichée comme paramètre qui sert à calculer le carburant de l'étape et le temps de vol (avec une possibilité de modification).

Autres paramètres seront inclus pour le calcul de carburant de l'étape et le temps de vol. Ces paramètres sont : le régime de vol, le niveau de vol, la déviation de température, le vent. Même chose pour le dégagement (le régime de vol est toujours Long Range, la déviation de la température n'est pas incluse).

Les résultats seront affichées dans le « groupe box : results » et qui sont : le carburant de l'étape (délestage, les réserves (finale, de dégagement et de route)), le temps de vol de l'étape. La fenêtre suivante nous montre un exemple d'exécution.

Figure (4.1.6) : Présentation de l'onglet « Flight Planning ».

d. Onglet « Weight & Balance » :

Dans cet onglet l'information de la charge offerte, le nombre des passagers (adulte, enfant et bébé) et le carburant de l'étape seront affichées sur la nouvelle fenêtre (avec une possibilité de modification). Ces paramètres nous aident à calculer le centrage de l'avion.

Le calcul de centrage est basé sur la loi indiquée dans le chapitre précédent (III.4), avec une possibilité de modification de la répartition des passagers et de charges sera disponible.

Un autre bouton nous permet de modifier le nombre des PN (personnel navigant) qui faisant le vol (par exemple 2/6 ou bien 2/4....etc.). On peut aussi changer les masses forfaitaires des passagers selon la nature de vol (Standard ou Charter).

Les résultats seront affichés dans le « groupe box : weight& balance summary » et qui sont : les masses et les centrages (zéro fuel, de décollage et d'atterrissage). La fenêtre suivante nous montre un exemple d'exécution.

The screenshot displays the 'Weight & Balance' tab of a flight planning software. It includes a menu bar with 'File' and 'Options', and a toolbar with icons for Aircraft, Airports, Flight Planning, W and B (selected), and TO Limitations. The main interface is divided into several sections:

- Aircraft:** Type: Boeing 737 - 800, Engine: CFM56 - 7B27, Configuration: Y155, Immatriculation: 7T-VCA, Flight N°: SF 215.
- Passengers Load:** Adults: 117, Children: 22, Infants: 9. Total: 139 + 9 = 148, 10598 KG. Max: 155.
- Cargo Load:** Baggage: 1668, Cargo: 2282, Other: 439. Total: 4389 KG. Max: 8407 Kg.
- Payload Distribution / Balancing Conditions:** Configuration: Y155, Payload To Distribute: 139 (passenger icon), 4389 kg (cargo icon). Includes an 'Auto Distribute' button.
- Weight and Balance Summary:**

Dry Operating Weight	DOW	42998	KG	
Payload		14987	KG	
Zero Fuel Weight	ZFW	57985	KG	20,38 % MAC
Take-Off Fuel		11130	KG	
Take-Off Weight	TOW	69115	KG	21,75 % MAC
Trip Fuel		5042	KG	
Landing Weight	LDW	64073	KG	21,78 % MAC

The summary table also includes buttons for 'Payload Distribution' and 'LoadSheet'. A diagram of the aircraft shows passenger and cargo distribution across the fuselage with maximum weight limits for each section.

Figure (4.1.7) : Présentation de l'onglet « Weight& Balance ».

e. Onglet «Take-Off Limitation » :

Dans cet onglet plusieurs paramètres sont importants pour le calcul de la masse limitative de jour. Au début il faut choisir la piste de décollage et la direction de décollage (l'aérodrome de départ sera le même comme celle choisi dans l'onglet « Airports » avec une possibilité de modification), ensuite il faut introduire des paramètres liés aux conditions météorologiques (le vent, la température et l'état de piste) et autres paramètres liés à la configuration de l'aéronef (configuration des flaps, l'état de système d'antigivrage et de conditionnement d'air).

L'existence des obstacles autour des aérodromes nous oblige à faire la possibilité d'ajouter un ou plusieurs obstacles afin de déterminer la masse limitative obstacles.

Les résultats affichés sont : la masse limitative de décollage et les vitesses associées (V_1 , V_R et V_2). La fenêtre suivante nous montre un exemple d'exécution.

Flight Planning and Weight-Balance Calculation

File Options

Aircraft Airports Flight Planning W and B **TO Limitations** Calcul des limitations

Aircraft

Type **Boeing 737 - 800**

Engine **CFM56 - 7B27**

Configuration **Y155**

Flight N° **SF**

Airport and Runway

Airport **DAAV** **JJEL** Length **2400 m** Longitude **5.8715**

Runway **17** Width **45 m** Latitude **36.8058**

Heading **171** Elevation **20 ft (6 m)** Surface **ASP**

Slope **0** Obstacles **1**

Conditions

Wind (Kts) **0** Min(-15), Max(40)

Temperature (°C) **15** Min(-54), Max(70)

Runway Condition **DRY**

Obstacles

Height (m) **250** Min(0), Max(300)

Distance (m) **6000** Min(3000), Max(9000)

Add Clear All

Distance From Brake Release

Flaps	Height	Distance
OPTIMUM	250	6000

Configuration

Take-off Weight (Kg) **55770** Auto Max

Flaps Configuration **OPTIMUM**

Air Conditioning **ON**

Anti Ice **OFF**

Results

Flaps Choice: **OPTIMUM (FLAPS 5)** Calculate

Takeoff Field Weight Limit **80700,8** KG

Takeoff Climb Weight Limit **86190** KG

Obstacle Weight Limit **66071,52** KG

Perf. Weight Limit: **66071,52** KG

Limited By: **Obstacle Weight Limit**

V1 - VR - V2: **122 - 123 - 138**

Conclusion

UnderLimit by 10301,52 KG and Underload 7081 KG

Figure (4.1.8) : Présentation de l'onglet « Take-Off Limitation ».

3- Présentation des résultats

On va essayer d'approuver nos résultats calculés d'après notre logiciel avec ceux calculés par le Jet Plan de la compagnie Tassili Airlines pour en cas d'urgence ou bien de panne ils peuvent utiliser notre logiciel avec un haut niveau de précision et de sécurité.

Pour cela on prend des résultats réels des vols de la compagnie de Tassili Airlines.

La présentation des résultats sera effectuée sur un document d'extension .txt, en cliquant sur le bouton « loadsheet » situé dans l'onglet « Weight& Balance »

Voici des Tableaux qui regroupent quelques résultats :

Tableau (4.3.1) : Comparaison des résultats pour le vol SF 1915 de TAL.

	Les résultats de jet plan	Les résultats du logiciel
Masse sans carburant (kg)	44352	44352
Centrage sans carburant	22%	22.01%
Masse au décollage (kg)	51652	51652
Centrage au décollage	23.9%	23.98%
Qlf (kg)	10000	10000
MMD piste (kg)	88340	88342.85
MMD 2 ^{ème} segment (kg)	86198	86194
MMD obstacle (kg)	84687	84688.79
V1 (kt)	148	148
Vr (kt)	151	151
V2 (kt)	158	158

Tableau (4.3.2) : Comparaison des résultats pour le vol SF 1913 de TAL.

	Les résultats de jet plan	Les résultats du logiciel
Masse sans carburant (kg)	44326	44326
Centrage sans carburant	18.95%	19%
Masse au décollage (kg)	61176	61176
Centrage au décollage	21.3%	21.34%
Qlf (kg)	5651	5602
MMD piste (kg)	86910	86906.37
MMD 2 éme segment (kg)	86190	86194
MMD obstacle (kg)	88050	88054.27
V1 (kt)	148	148
Vr (kt)	151	151
V2 (kt)	158	158

Tableau (4.3.3) : Comparaison des résultats pour le vol SF 1810 de TAL.

	Les résultats de jet plan	Les résultats du logiciel
Masse sans carburant (kg)	50356	50356
Centrage sans carburant	18.95%	18.85%
Masse au décollage (kg)	61206	61206
Centrage au décollage	21%	20.91%
Qlf (kg)	5350	5342
MMD piste (kg)	88540	88534.32
MMD 2 éme segment (kg)	86190	86194
MMD obstacle (kg)	79980	79971.19
V1 (kt)	148	148
Vr (kt)	151	151
V2 (kt)	158	158

Pour avoir mieux la précision de nos calculs on va présenter les résultats sous forme de graphe, on prend comme exemple le vol Alger-Oran:

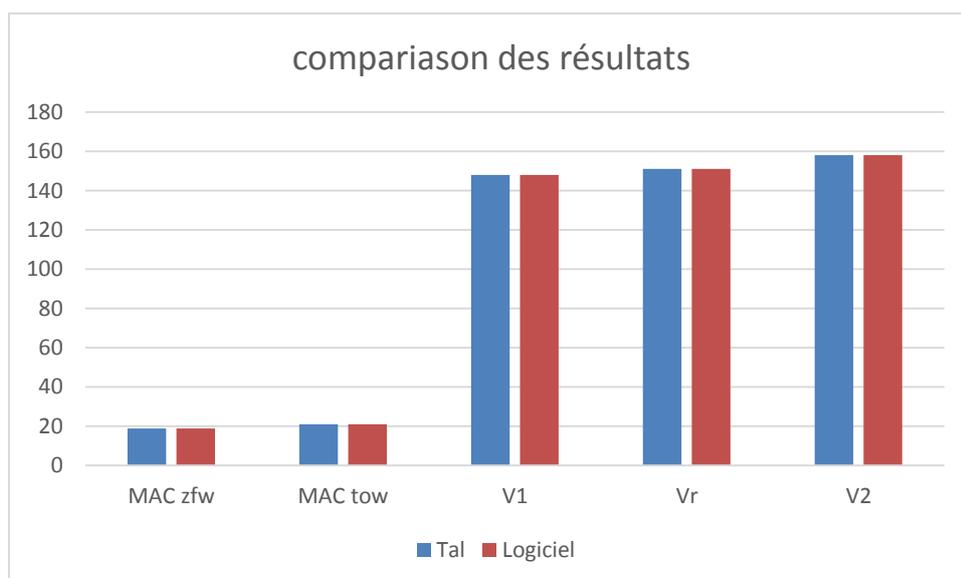
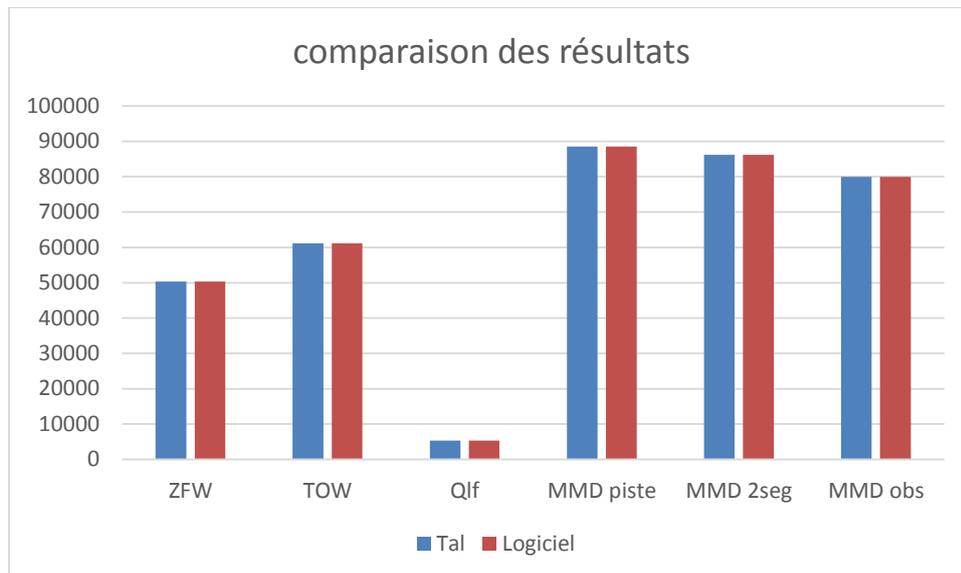


Figure (4.3.3) : Comparaison des résultats pour le vol DAAG-DAOO

4- Conclusion

D'après les résultats obtenus on peut dire que notre logiciel peut être exploitable au sein de la compagnie de Tassili Airlines pour facilite les taches aux agents techniques d'exploitation, les pilotes et gagner un gain de temps.

Les erreurs retenues sont dues aux équations des courbes qui ne sont pas précises malgré qu'on a pris au minimum 10 points de chaque courbe et 24 chiffres après la virgule.

Conclusion Générale

Au cours de notre travail, nous avons atteint le but cherché en réalisant un logiciel, avec une interface simplifiée pour les calculs des performances au décollage, centrage et de quantité de carburant à embarquer pour l'avion B737-800 en basant sur les manuels de constructeurs comme bases de données et en respectant les normes et les règles en matière des opérations aériennes.

Notre travail a été facile à utiliser ainsi qu'il a été précis dans les calculs tout en permettant un gain de temps considérable dans la préparation des vols.

Il est évident qu'un projet de cette nature ne se termine jamais, le prototype que nous avons réalisé pourra être amélioré et pourra contenir de nouvelles entrées, Donc ce travail laisse les portes ouvertes à ceux qui veulent prendre le relais pour améliorer l'application, afin de faire d'autres calculs de performances tels que les limitations de croisière, d'atterrissage et généraliser le logiciel sur toute la flotte de Tassili Airlines. Cette application pourrait aussi être intégrée sur des tablettes utilisables par les pilotes en vols.

Finalement, nous espérons que notre modeste travail pourra être exploitable au sein de la compagnie, et que nous avons supporté toutes les questions entourant ce sujet qui permettraient aux futurs étudiants de poursuivre ce travail pour des améliorations qui feront l'objet d'un nouveau sujet.