

République algérienne démocratique & populaire

Ministère de l'enseignement supérieur
& de la recherche scientifique

INSTITUT D'AERONAUTIQUE DE BLIDA



DEPARTEMENT DE NAVIGATION AERIENNE

MEMOIRE DE FIN D'ETUDE EN VUE DE L'OBTENTION DU
DIPLOME D'INGENIEUR D'ETAT EN OPERATIONS AERIENNES

Thème :

**CONCEPTION & REALISATION D'UN
OUTIL D'ETABLISSEMENT D'UN PLAN
DE VOL TECHNIQUE AUTOMATISE**

Encadré par Mr :
TERMELLIL Farid

Etabli par Mrs :
BERRABIA Mokrane
KHALI Nadjib

Promotion Octobre 2002

REMERCIEMENTS

Nous tenons à remercier très vivement :

Notre promoteur Monsieur Farid TERMELLIL :

Chef de département de Navigation aérienne à la DOA d'AIR ALGERIE.

Nous avons toujours admiré à travers les cours qu'il nous a assurés sa grande intelligence et ses connaissances pratiques très étendues.

Nous lui exprimons ici toute notre gratitude pour le soutien qu'il nous a toujours accordés, et le remercions de l'honneur qu'il nous a faits en acceptant la présidence de ce projet.

Les membres de notre jury :

Le Docteur BERGUEL SAID (Président) :

Le Directeur de notre institut.

Nous sommes particulièrement heureux de le compter parmi nos juges. Qu'il trouve ici l'expression de notre reconnaissance pour ce que nous lui devons.

Monsieur DRIOUECHE :

Chef de département de Navigation aérienne de notre institut.

Sa présence au sein de ce jury nous comble énormément. Il nous a dès nos premières années de spécialité, toujours accueillis avec compréhension et bienveillance. Qu'il trouve ici un témoignage de notre admiration et de notre reconnaissance.

Le Docteur REZZOUG (Examineur) :

Chargé de la post graduation de notre institut.

Nous avons été sensible au cours de notre formation à sa culture et son extrême accessibilité

Nous reconnaissons sa bonté et l'intérêt soutenu qu'il a toujours porté à ceux qui l'entourent.

Nous aimerions qu'ils sachent notre respect et nous les remercions d'avoir bien voulu accepter de juger ce travail.

En fin nous remercions tous ceux dont la collaboration nous a permis de réaliser ce travail qui leur est dédiés.

Dédicaces

- ✓ *A mes très chers parents, en reconnaissance filiale et pour les remercier du dévouement et de la disponibilité dont ils ont toujours fait preuve à mon égard ;*
- ✓ *A mes frères et sœurs sans oublier ma nièce Amira ;*
- ✓ *A tous mes amis notamment ceux de l'université ;*
- ✓ *A toute personne ayant goûté la misère du savoir ;*
- ✓ *A tous ceux qui me sont chers ;*

je dédie ce travail.

Mokrane.

ABREVIATIONS

L : Latitude.
G : Longitude.
 m : Masse avion.
 m_b : Masse de base de l'avion.
TOC : Top Of Climb.
TOD : Top Of Descente.
 T : Température.
 t : Temps.
 Q_{LF} : Quantité de carburant au lâcher des freins.
RF : Réserve finale.
RD : Réserve de dégagement.
 d : délestage d'étape.
D : Distance.
RR : Réserve de dégagement.
L/U : Limitation utile.
C/O : Charge offerte.
MMSLF : Masse maximale structurale au lâcher des freins.
M_{MSC} : Masse maximale sans carburant.
MMSA : Masse maximale structurale à l'atterrissage.
ETF : Escale technique facultative.
 r : Carburant de roulage.
 k : Coefficient de transport.
 T_u : Poussée utile.
 v : Vitesse avion.
 R_x : Force de traînée.
 R_z : Force de portance.
 α : Angle d'attaque.
 γ : Pente aérodynamique.
 θ : Assiette longitudinale.
 w : Puissance.
 f : Finesse avion.
 Z_p : altitude pression.
CAS : Calibrated Air speed (Vitesse calibrée).
GS : Ground Speed (Vitesse sol v_s).
TAS : True Air Speed (Vitesse propre v_p).
EAS : Equivalent Air Speed (Vitesse équivalente).
FL : Flight level (Niveau de vol).
 M : Nombre de Mach.
LR : Régime de marche Long-range.
PRM : Régime de marche à prix de revient minimal.
MR : Régime de marche Maximum-range.
Waypoint : Point de report.
 C_d : Consommation distance.
 C_h : Consommation horaire.
 C_{sp} : Consommation spécifique.
ATC : Air Traffic Control (Contrôle de la circulation aérienne).
IFR : Instrument Flight Rules (Règles de vol aux instruments).

VFR : Visual Flight Rules (Règles de vol à vue).
 R_s : Rayon d'action spécifique.
ETA : Estimated Time of Arrival (Heure estimée d'arrivée).
ETD : Estimated Time of Departure (Heure estimée de départ).
 D_m : Déclinaison magnétique.
 N_v, N_m, N_c : Nord Vrai, Magnétique, Compas.
W : Variation du compas.
C : Cap.
R : Route.
Z : Relèvement.
 G^t : Gisement.
X : Dérive.

SOMMAIRE

INTRODUCTION GENERALE	1
Partie I: <u>ETUDE THEORIQUE:</u>	
Chapitre I : <u>Généralités :</u>	3
I. FORMAT GENERAL D'UN PLAN DE VOL TECHNIQUE	3
1- Entête du plan de vol	3
2- La partie Fuel	3
3- La rubrique limitations et masses	4
1. Masses estimées	4
2. Limitations structurales	5
4- La rubrique route	5
II. NIVEAUX DE VOL EN CROISIERE	7
1- Définition	7
2- Séparation verticale des avions en vol	8
3- Règle semi-circulaire	8
III. METEOROLOGIE	9
Dossier de vol météorologique	10
IV. ROUTES AERIENNES	10
1- La loxodromie	11
2- L'orthodromie	11
V. CONSOMMATIONS	11
Chapitre II : <u>Préparation des vols :</u>	14
I. REGLES GENERALES DE PREPARATION DES VOIS	14
1- Etude de la charge offerte en fonction de la distance	14
2- Les différents types de préparation	15
II. QUANTITE REGLEMENTAIRE DE CARBURANT À EMBARQUER	17
1- Cas général	17
1. Délestage d'étape « d »	18
2. Réserve de dégagement « RD »	18
3. Réserve de route « RR »	19
4. Réserve finale « RF »	19
2- Cas particuliers	19
1- Cas de l'aérodrome isolé	19
2- Dégagement à partir d'un point de parcours désigné à l'avance	20
3- Cas de l'escale technique facultative	21
3- Quantités supplémentaires éventuelles	22
4- Modification du plan de vol en cours de route	22
III. TRANSPORT DE CARBURANT	23
1- Coefficient du transport	23
2- Intérêt du transport de carburant	24
Chapitre III : <u>Profil du vol :</u>	26

I. LA MONTEE.....	26
1. EQUATIONS.....	26
2. MONTEE EN EXPLOITATION.....	27
3. MONTEE CABINE.....	30
II. LA CROISIERE.....	31
1. ETUDE DES COURBES DE $R_s = f(M, m)$ à $Z_p = c^{ste}$	31
2. REGIMES DE MARCHÉ.....	33
1- Maximum-Range MR.....	33
2- Long-Range LR.....	33
3- Mach à prix de revient minimal M_{PRM}	34
4- Mach constant.....	35
5- Mach limite en croisière à $Z_p = c^{ste}$	35
3. ALTITUDE DE VOL OPTIMALE.....	35
1- Vol à Mach constant.....	35
2- Vol au Maxi-Range, Long-Range et Mach PRM	37
3- Influence du vent.....	38
4. NOTION D'ALTITUDE D'ACCROCHAGE.....	40
5. CHOIX DES NIVEAUX DE VOL.....	40
III. LA DESCENTE.....	41
1. EQUATIONS :.....	41
2. DESCENTE CABINE.....	42
3. DESCENTE EN EXPLOITATION.....	42
IV. L'ATTENTE.....	42
1. Vitesse d'attente.....	42
2. Altitude optimale d'attente.....	42

Partie II : CONCEPTION ET REALISATION :

Chapitre IV : <u>Routes aériennes :</u>	44
I. FORMULATION DU PROBLEME.....	44
II. RAPPEL DE NAVIGATION.....	44
1. ORIENTATIONS A LA SURFACE DE LA TERRE.....	44
1- Définition d'une direction.....	44
2- Les directions origines.....	44
3- Les différentes directions.....	46
4- Relations entres les différentes directions.....	47
2. LE TRIANGLE DES VITESSES.....	48
1- Les angles du triangle des vitesses.....	48
2- Résolution du triangle des vitesses.....	48
3. TRAJECTOIRES A CAP MAGNETIQUE CONSTANT.....	49
III. PROCEDE DE TRAÇAGE DES ROUTES SUR UNE CARTE.....	50
IV. CONCEPTION.....	51
1. Création de la base de données.....	51
2. Limitation de l'aire.....	52
3. La station la plus proche.....	53
4. Les différentes routes entre deux aérodromes.....	53
5. Réalisation.....	54

1- Géométrie de base	54
2- Rappel sur les arbres et la récursivité	56
3- Analyse	57
4- Fonctions sur les arbres	58
5- Organigrammes	59
Chapitre V : <u>Estimation du carburant et du temps de vol</u> :	68
I. POSITION DU PROBLEME	68
II. TABLEAUX DE MARCHE	68
1- Tableaux de Montée	68
2- Tableaux de Croisière	70
a- Mach Long range	70
b- Mach constant M .80	71
3- Tableau de Descente	72
4- Tableau d'Attente	73
III. PRESENTATION DE LA METHODE D'ESTIMATION	74
IV. ALGORITHME ET ORGANIGRAMME	78
1- Organigramme	80
2- Algorithme	81
V. EXEMPLE DE CALCUL	82
Chapitre VI : <u>PLAN DE VOLTECHNIQUE</u> :	86
I- Présentation du plan de vol technique	86
II- Réalisation d'un plan de vol technique automatisé	87
III- Présentation du logiciel	88
1- Base de données	88
a- Aéroports	88
b- Waypoints	89
c- Performances	89
d- Tableaux de marche	90
2- Plan de vol technique	90
a- Automatique	90
b- Manuel	93
3- Calculatrice	95
IV- Exemples	97
CONCLUSION	104

INTRODUCTION GENERALE :

Avant d'entreprendre un vol, le pilote doit disposer de tous les paramètres opérationnels nécessaires pour la réalisation de son vol.

Les paramètres opérationnels relatifs à un vol projeté sont tous réunis et regroupés par rubriques au sein de ce qu'on appelle « PLAN DE VOL TECHNIQUE ». Le plan de vol ATC est établi à partir du plan de vol technique, ce dernier doit être déposé environ une heure avant l'heure prévue de départ au niveau des services de la circulation aériennes. Ce dépôt permet de bénéficier des services d'information du vol.

Jadis, c'étaient les pilotes eux mêmes qui préparaient leurs plans de vol techniques, tout en se référant aux cartes aéronautiques et météorologiques de prévision des vents et des températures en altitude. Ces cartes leurs permettaient de déterminer les paramètres relatifs à la route (distance, cap...), le niveau de vol et par la suite la quantité de carburant nécessaire pour le vol.

Ce procédé assez lent, constituait une charge de travail en plus aux pilotes. Il a prouvé ses échecs notamment pour les pertes financières résultant des surconsommations provoquées par les surplus sécuritaires du carburant. Ces surplus s'embarquaient pour pallier à l'incertitude de la méthode et la non disposition en temps réel des données météorologiques.

C'est la raison qui a poussé les concepteurs des applications informatiques de mettre en place des applications réseaux pour l'établissement des plans de vol techniques (on cite à titre d'exemple les plans de vol JET PLAN, SITA..) et auxquelles les services de préparation des vols des compagnies aériennes sont connectés. A leur tour, ces applications sont connectées aux bases de données météorologiques couvrant toute la surface du globe ; ce qui leur a permis de prouver leur succès surtout en matière de rapidité et de précision.

Il est à signaler que la connexion à ces réseaux revient assez chère pour les compagnies aériennes, et là un autre coût qui vient s'ajouter aux coûts d'exploitation connus.

Notre projet rentre dans un cadre purement pédagogique. Il a pour objectif l'exploitation de nos connaissances théoriques acquises le long de notre formation

en vue de la mise en place d'une application informatique permettant l'automatisation des plans de vol techniques.

Le plan que nous avons adopté pour la réalisation de notre projet se divise en deux principales parties dont chacune est constituée de trois chapitres.

Partie (1) : Etude théorique :

Dans cette partie, nous exposerons le contenu général d'un plan de vol, ainsi que les normes minimales d'exploitation exigées par la réglementation en ce qui concerne la quantité de carburant réglementaire à embarquer pour une étape donnée. Les conditions optimales d'utilisation de l'avion dans les différentes phases du vol y seront aussi présentées.

Partie (2) : Conception et réalisation :

C'est dans laquelle nous présenterons toutes les étapes de réalisation de notre travail, à savoir le traçage de toutes les routes aériennes pouvant joindre les deux aéroports de l'étape, l'estimation de la quantité de carburant nécessaire pour une étape donnée et par la suite, la combinaison de ces deux aboutissements au sein du logiciel d'établissement des plans de vol techniques.

Partie première

Etude théorique

CHAPITRE 1

GENERALITES

I. FORMAT GENERAL D'UN PLAN DE VOL TECHNIQUE:

Les renseignements techniques relatifs à un vol projeté sont présentés et regroupés par rubriques sur le plan de vol technique. On distingue essentiellement :

- L'entête du plan de vol.
- La rubrique Fuel renfermant tous les paramètres liés au carburant.
- La rubrique limitations et masses.
- La rubrique route.
- La partie plan de vol ATC.

1- Entête du plan de vol :

On y trouve les renseignements suivants :

- La dénomination exacte (code OACI ou IATA) des aéroports de départ et d'arrivée ainsi que le type et le matricule de l'avion choisi pour le vol.
- La date et l'heure d'établissement du plan de vol.
- Régime de vol (IFR / VFR).
- L'heure de départ prévue notée ETD (Estimated Time of Departure) : Heure à laquelle il est prévu que l'aéronef décollera, s'il ne subit aucun retard.
- L'heure d'arrivée prévue notée ETA (Estimated Time of Arrival) : Heure à laquelle il est prévu que l'aéronef atterrira à l'aéroport de destination s'il ne subit aucun retard. Le calcul de cette heure doit éventuellement tenir compte du temps moyen nécessaire à effectuer une procédure d'approche aux instruments sur l'aéroport de destination.
- Le Mach du vol.
- L'élévation en pieds du terrain de départ.

2- La partie Fuel :

Dans la partie carburant sont représentées toutes les quantités de carburant estimées à embarquer pour le voyage ainsi que le temps de consommation de chacune d'elles. La quantité de carburant nécessaire pour un éventuel dégagement vers lequel le vol peut être poursuivi lorsqu'il devient inopportun d'atterrir à l'aéroport d'atterrissage prévu est aussi figurée.

Les indications suivantes y figurent aussi :

- Les niveaux de vol ainsi que les distances air (NAM) et sol (NM) pour l'étape du vol (Départ/Destination) et l'étape de dégagement (Destination/Dégagement).
- Le nom de la compagnie (code OACI ou IATA).
- L'indice de coût ou Cost index noté CI, ce dernier est défini comme le rapport entre le coût d'une heure de vol (paye du personnel navigant...) à celui d'un kilogramme de carburant. C'est le paramètre de référence pour le FMS (Flight Management System) qui sert à l'optimisation économique du vol.
- La quantité de carburant consommée résultante d'une surcharge au décollage de 1000kgs.

3- La rubrique limitations et masses :

Les masses qui figurent dans cette rubrique sont de deux catégories : masses estimées et masses maximales structurales (MMSLF, MMSA, MMSC...).

3-1. Masses estimées :

3-1.1. La masse de base :

La masse de base notée m_b est la masse de l'appareil à vide avec ses équipements permanents (hydrauliques, oxygène..) majorée de la masse des équipements techniques et commerciaux qui sont fonction de la ligne (équipage canots, commissariat, eau, gilets de sauvetage..).

3-1.2. La charge marchande (Pay load) :

C'est la valeur estimée de la masse des passagers avec leurs bagages, de la poste et du fret. Pour l'évaluation de cette masse l'OACI admet la méthode suivante :

Hommes: 75 kgs.
 Femmes: 65 kgs.
 Bagage à mains: 3kgs.
 Enfants: 35kgs.
 Bébé: 10kgs.

On signale que la charge marchande estimée ne doit en aucun cas dépasser une valeur maximale appelée charge offerte maximale. Cette dernière, comme nous la verrons plus tard, est en fonction directe avec la distance de l'étape.

3-1.3. La masse sans carburant :

C'est la somme des deux masses citées précédemment (m_b + payload). La masse estimée sans carburant ne doit en aucun cas être supérieure à celle maximale structurale fournie par le constructeur (MMSC).

3-1.4. La masse au décollage :

C'est la masse estimée sans carburant plus la quantité de carburant au lâcher des freins.

3-2. Limitations structurales:

3-2.1. Masse maximale de structure au lâcher des freins MMSLF :

C'est la valeur limite calculée en fonction de la résistance de la structure et en particulier de celle du train d'atterrissage qui doit pouvoir subir une vitesse verticale de -1.83 m/s ou 360 ft/min.

Cette limite est calculée au moment où l'avion lâche les freins, aligné sur la piste et les moteurs mis en puissance.

Dans tous les cas on devra avoir :

$$\text{Masse réelle au lâcher des freins} \leq \text{MMSLF.}$$

3-2.2. Masse maximale de structure à l'atterrissage MMSA :

Elle est définie comme étant la masse maximale à laquelle la structure, notamment trains et amortisseurs, puisse encaisser des efforts d'inertie correspondant à une vitesse verticale de -3.05 m/s ou -600 ft/min.

La relation suivante doit être vérifiée dans tous les cas :

$$\text{Masse réelle au lâcher des freins} \leq \text{MMSA} + d.$$

3-2.3. Masse maximale sans carburant MMSC :

C'est la valeur maximale de la masse de l'avion en l'absence du carburant dans la voilure. Cette valeur est calculée en fonction de la résistance des longerons assurant l'assemblage Ailes/Fuselage.

4- La rubrique route :

Dans cette rubrique figurent tous les waypoints constituant les segments de la route. Automatiquement les premier et dernier waypoints sont les verticales des terrains de départ et d'arrivée. Les waypoints sont de deux catégories :

- Les balises radioélectriques.
- Les points géographiques.

Pour chaque waypoint, les valeurs des éléments suivants sont affichées :

- L'identificateur.
- Les coordonnées géographiques (Latitude et Longitude).
- La fréquence.
- Les niveaux de vol et de la tropopause.
- La température statique ainsi que sa déviation (écart) par rapport à ce qu'elle doit être en standard (ISA) au niveau de vol.
- Le vent au niveau de vol: Il est exprimé par un groupe de deux nombres. Le premier représente la direction d'où souffle le vent par rapport au nord vrai tandis que Le deuxième traduit sa force exprimée en nœuds. La force de la composante Longitudinale (parallèle à la route suivie) est aussi affichée, et est précédée par la lettre M dans le cas d'un vent debout.
- Le cap magnétique à adopter pour rejoindre la prochaine radiobalise.
- Les routes vraie et magnétique.
- Les vitesses air (TAS) et sol (GS).
- La distance (NM) du waypoint précédent ainsi que celle restante pour rejoindre le terrain d'arrivée.
- Le temps exprimé en minutes mis depuis le waypoint antérieur ainsi que celui accumulé depuis le terrain de départ.
- La quantité de fuel consommée depuis le waypoint antérieur et celle délestée à partir du terrain de départ. La quantité restante à bord est aussi affichée.

On distingue les radiobalises des points géographiques sur la liste des waypoints de la route par la présence ou l'absence de la fréquence (présente pour les radiobalises et absente pour les points géographiques).

Les types de balises radioélectriques les plus répandues sont les suivants :

- VOR :

Le VOR (VHF Omnidirectionnal Range) est un radiophare omnidirectionnel assurant une navigation à courte et moyenne distance. Les VOR fonctionnent dans la gamme VHF de 108 à 117,975 Mhz.

Les limites d'utilisation d'un VOR sont généralement les limites de portée optique données par la formule suivante :

$$\text{Distance maximale (NM)} = 1,23 \times \sqrt{\text{Hauteur (ft)}}$$

- NDB :

Le NDB (Non Directional Beacon) est un moyen MF de radionavigation de grande portée (environ 150 à 200 NM).

La liste des waypoints de la route comprend aussi deux qui sont virtuels, à savoir le TOC et le TOD.

TOC (Top Of Climb) :

Désigne l'endroit dans l'espace où l'avion termine le vol ascendant, pour entamer ensuite la phase de la croisière.

TOD (Top Of Descent) :

Désigne l'endroit à partir duquel l'avion entamera sa phase de descente vers l'aérodrome de destination.

II. NIVEAUX DE VOL EN CROISIÈRE :

II.1- Définition :

Le niveau de vol noté FL est par définition une surface isobare, liée à une pression de référence spécifiée, soit 1013.25 hpa et séparée des autres surfaces analogues par des intervalles de pression spécifiés.

Le niveau de vol est le niveau auquel un aéronef se maintient pendant une partie appréciable d'un vol, soit pendant la phase de la croisière. Ce niveau est choisi dans la mesure du possible de telle sorte qu'il permette les meilleures performances de l'avion en croisière en terme de consommation du carburant.

II.2- Séparation verticale des avions en vol :

Dans toutes les phases de vol les avions circulent en fonction des normes minimales d'espacement destinées à rendre impossible tous risques de collision en vol.

La séparation verticale pendant la phase de la croisière est assurée en attribuant aux aéronefs entrant en conflit des FL différents, choisis d'après la règle semi-circulaire résumée dans le tableau ci-après. La séparation verticale maintient donc entre deux aéronefs un écart vertical de 1000 ft jusqu'au FL 290 puis 2000 ft au-delà de ce FL.

II.3- Règle semi-circulaire :

Pour limiter les risques d'abordages, tout aéronef doit respecter son niveau de vol attribué par les services ATC.

Les niveaux de vol réglementaires dépendent de l'orientation magnétique de la route suivie (R_m) et du régime du vol (VFR ou IFR) :

- Si la route magnétique est comprise entre 000° et 179° , le niveau à adopter est impair :
 - ± 500 ft en VFR : FL35, FL55,..... FL195.
 - ± 000 ft en IFR : FL30, FL50,..... FL190.
- Si la route magnétique suivie est comprise entre 180° et 359° , le niveau de vol à adopter est pair :
 - ± 500 ft en VFR : FL25 (si QNH ≥ 1031.7), FL45, FL65,.....FL185.
 - ± 000 ft en IFR : FL40, FL60,..... FL180.

		IFR		VFR	
		Chiffres pairs	Chiffres impairs	Chiffres pairs	Chiffres impairs
ESPACE SUPERIEUR	FL 300	470	490		
		430	450		
		390	410		
		350	370		
		310	330		
		280	290		
		260	270		
		240	250		
		220	230		
		200	210		
ESPACE INFERIEUR	FL 200	180	190	185	195
		160	170	165	175
		140	150	145	155
		120	130	125	135
		100	110	105	115
		080	090	085	095
		060	070	065	075
		040	050	045	055
		020	030	025	035

Les VFR au-dessus de FL200 n'existent pas.

III. METEOROLOGIE :

La réglementation de la circulation aérienne stipule que pour les vols hors du circuit d'aérodrome et pour les vols IFR (Instrument Flight Rules), l'action préalable au vol doit comprendre l'étude attentive des bulletins et prévisions météorologiques les plus récents.

Dossier de vol météorologique :

Pour un voyage, la composition du dossier de vol météorologique est la suivante :

- Soit un imprimé de prévision météorologique d'aérodrome et de vol, comprenant un résumé succinct de la situation, précédé éventuellement d'une coupe verticale du trajet, et les TAF.
- Soit une carte TEMSI, une carte des vents et températures dont dépendent les performances de l'avion présentées sous forme de tableaux dits tableaux de marche qu'on verra plus tard, et les TAF.
- Soit le bulletin de prévision pour l'aviation générale.

Parmi les paramètres météorologiques indispensables pour l'établissement du plan de vol technique, on peut citer :

- La valeur maximale du cisaillement du vent (Wind Shear) exprimée en nœuds à différents niveaux de vol.
- La température statique, le vent (force et direction), et le vent effectif à différentes altitudes.

IV. ROUTES AERIENNES:

La route aérienne est la projection à la surface de la terre de la trajectoire d'un aéronef. Elle est définie par :

- Une distance (Départ-Arrivée), mesurée à l'aide d'une réglette graduée en NM sur une carte aéronautique à une échelle appropriée.
- L'orientation exprimée en degrés mesurée par rapport au méridien du lieu (nord géographique) R_v , ou par rapport au nord magnétique (R_m). Cette orientation, appelée aussi angle de route est mesurée sur la carte à l'aide d'un rapporteur.

Les routes aériennes sont jalonnées par des balises radioélectriques qui sont d'une diversité qui n'a cessé de croître avec le développement du trafic aérien et le perfectionnement de l'électronique.

Parmi l'infinité de routes possibles joignant deux (02) points quelconques de la terre, il y en a deux particulières :

- La loxodromie.
- L'orthodromie.

IV.1- La loxodromie :

La loxodromie est la plus petite partie d'une trajectoire suivant un arc de petit cercle coupant tous les méridiens sous un angle constant appelé angle de route.

La route vraie suivie par un avion volant à cap compas constant peut être assimilée sur une petite distance à une loxodromie. Donc pour les étapes de courtes distances, la relation suivante est vérifiée :

$$R_v = C^{ste} \Rightarrow \text{Loxodromie.}$$

IV.2- L'orthodromie :

On appelle orthodromie entre deux (02) points le plus petit des arcs du grand cercle passant par ces deux points.

Entre deux points A et B il n'y a qu'une orthodromie. La distance la plus courte entre deux points est la distance orthodromique.

A souligner que les ondes radioélectriques se propagent en suivant l'orthodromie.

Choix de la route :

Lors de la préparation d'un vol, le choix de la route, si cela est possible n'est pas arbitraire. En effet, on doit prendre en compte les critères suivants :

- Les renseignements météorologiques les plus récents et précis.
- La distance du parcours dans un souci de réaliser une économie de carburant et de minimiser le temps de vol qui se traduira par un gain sur la paye du personnel navigant et la durée de vie de l'avion qui est fonction du nombre d'heures de vol effectuées.
- Les redevances du survol.
- Le survol des zones réglementées, dangereuses et interdites.
- Le survol des villes et les taxes des nuisances sonores qui en découlent.

V. CONSOMMATIONS :

V.1- Consommation horaire C_h :

C'est la quantité du carburant consommée par unité du temps exprimée en général en kgs/Heure.

V.2- Consommation spécifique C_{sp} :

Soit dq la masse de carburant consommée dans le temps dt . Pour une turbomachine : $dq = C_{sp} \times T_u \times dt$ ne dépend, en première approximation que de la poussée. Elle est donc indépendante de la vitesse. C_{sp} est la consommation spécifique exprimée en kgs/N.H.

Notons que si l'on augmente le nombre de tours N , $T_u \nearrow \Rightarrow dq \nearrow$ mais $C_{sp} \searrow$. Le rendement étant optimal pour N_{opt} , C_{sp} sera minimale.

$$C_{sp} = C_H / T_u$$

T_u : poussée des moteurs exprimée en Newtons.

Paramètres agissant sur C_{sp} :

N donné : $Z_p \nearrow \Rightarrow C_{sp} \nearrow$.

Z_p donnée : $T_u \nearrow$ soit $N \nearrow \Rightarrow C_{sp} \searrow$ (C_{spmin} pour N_{opt}).

T_u donnée : si $Z_p \nearrow$ (alors $C_{sp} \nearrow$), il faudra rajouter des tours (alors $C_{sp} \searrow$) pour garder T_u constante. Les deux paramètres jouent en sens inverse. Généralement le bilan est le suivant :

$$T_u \text{ donnée : } Z_p \nearrow \Rightarrow C_{sp} \searrow \text{ jusqu'au } N_{opt}, \text{ en suite } C_{sp} \nearrow.$$

V.3- Consommation distance C_d :

C'est la quantité de carburant consommée par unité de distance parcourue, exprimée généralement en kgs/NM.

$$C_d = C_H / v_s \quad \text{où } v_s = \text{Vitesse sol.}$$

$$\text{Par vent nul : } C_d = C_H / v_p$$

On démontre facilement, qu'en palier stabilisé par vent nul, C_d peut s'écrire sous la forme :

$$C_d = \sqrt{\frac{Sg}{2}} C_{sp} \sqrt{m} \sqrt{\rho} \frac{C_x}{\sqrt{C_H}}$$

V.4- Rayon d'action spécifique R_s :

C'est la distance parcourue par unité de consommation exprimée, généralement en NM/kg.

$$R_{Sol} = \frac{I}{C_d} = \frac{v_s}{C_H}$$

Par vent nul : $R_s = \frac{v_p}{C_h}$.

En palier stabilisé, par vent nul, le rayon d'action spécifique peut aussi s'écrire sous sa forme la plus utilisée suivante :

$$R_s = \frac{a_0 \times M \times f}{mg \times \frac{C_{sp}}{\sqrt{T}} \sqrt{T_0}}$$

CHAPITRE 2

PRÉPARATION DES VOLS

I. REGLES GENERALES DE PREPARATION DES VOLS :

Pour la préparation du vol, un certain nombre d'éléments doivent être connus :

- Les routes et points de report.
- Les données météorologiques les plus récentes.
- La charge à transporter.

La variation de la charge en fonction de la distance est un élément déterminant pour les méthodes utilisées dans la préparation des vols.

I.1- Etude de la charge offerte en fonction de la distance :

I.1.1- Calcul de la charge offerte :

La masse maximale au lâcher des freins – Limitation utile.

La limitation utile peut être, suivant les cas, égale à :

$$\begin{aligned} & \text{MMSLF} \\ & \text{ou } \text{MMSA}+d \\ & \text{ou } \text{MMSC}+Q_{LF}. \end{aligned}$$

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

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

Nous devons vérifier que : Limitation utile $>$ $m_b + Q_{LF} + \text{charge}$.

Si on appelle charge offerte C/O la charge telle que l'égalité soit vérifiée nous aurons : $L/U = m_b + Q_{LF} + C/O$.

Soit :
$$C/O = L/U - (m_b + Q_{LF})$$

I.1.2- Variation de la charge offerte en fonction de la distance:

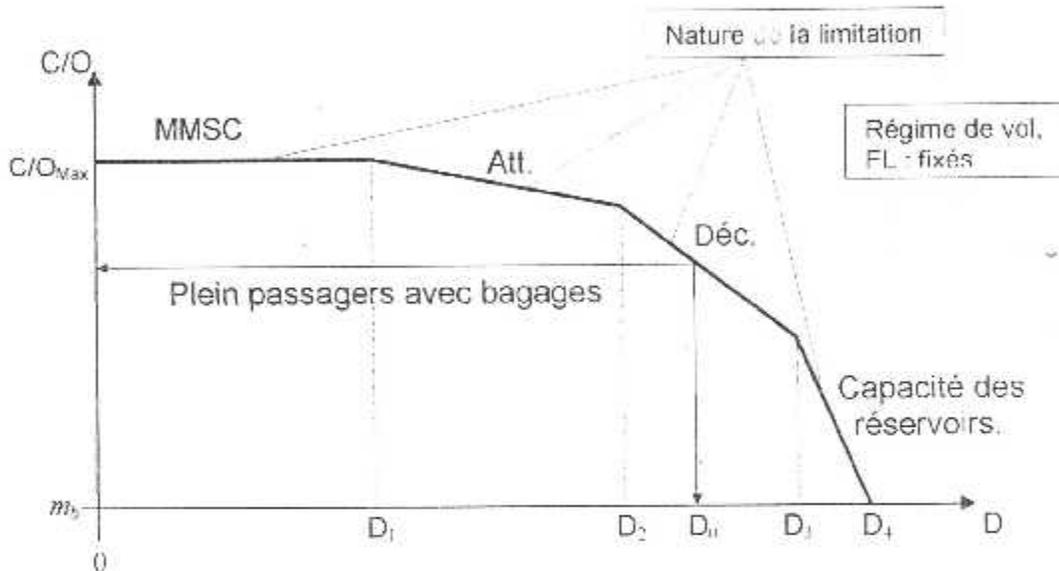
Pour l'étude de la variation de la charge offerte qui sera fonction de la limitation utile et de la quantité de carburant au lâcher des freins (Q_{LF}) nous allons considérer que :

1. La réserve de route (RR=5% d) ne soit pas consommée à l'atterrissage.
2. La réserve de dégagement (RD)= C^{ste} quelque soit l'étape.

Très souvent dans les études, le décollage retenu est de 200 NM et la consommation correspondante est calculée par vent nul et température standard.

$$\text{Donc : } Q_{LF} = d + 5\% d + (RF+RD).$$

A signaler que le délestage d est calculé pour un régime de vol donné (Maxi-Range, Long-Range, PRM...) et un niveau de vol fixé.



Nous voyons, par lecture du graphique que le plein de passagers peut être embarqué sur la distance D_0 et pour une étape de ce type nous serons en « Limitation décollage ».

I.2- Les différents types de préparation :

D'une manière générale, on peut retenir trois (03) méthodes possibles de préparation des vols :

CATEGORIE D'ETAPE	CONDITIONS DETERMINANTES	PREPARATION	REMARQUES
Courte	Limitation MMSC ou $M_{\text{Atterrissage}}$	Type	
Moyenne	Limitation $M_{\text{Atterrissage}}$	Normale	
Longue ou océanique	Limitation $M_{\text{Décollage}}$ Temps de vol élevé	Longue distance	Recherche possibilité d'ETF

I.2.1- Préparation type :

Ce mode de préparation s'applique aux étapes courtes où intervient la limitation MMSC (soit $C/O=C/O_{\text{Max}}$) sur la courbe $C/O=f(D)$. on dit que pour toute distance inférieure à D_1 , on est en « limitation MMSC ».

Cette préparation comprend toutes les données pré calculées nécessaires pour fixer :

- Un niveau de vol.
- Délestage.
- Dégagement.
- Total des réserves.
- Carburant définitif à embarquer.

I.2.2- Préparation normale :

Ce mode de préparation s'applique généralement aux étapes pour lesquelles la charge offerte est conditionnée par la masse maximale admissible au décollage.

Dans ce cas, sur la courbe $C/O=f(D)$, interviennent la « limitation atterrissage » ou la « limitation décollage » ou bien on est à la frontière des deux limitations.

Pour une étape d'une distance D comprise entre D_1 et D_2 , il est dit qu'on est en « limitation atterrissage ».

Pour une étape telle que ($D_2 < D < D_3$), il est dit qu'on est en « limitation décollage ».

I.2.3- Préparation longue distance :

Comme nous le verrons plus tard, la consommation du carburant augmente avec la masse. Par conséquent pour aller plus loin avec la même quantité de carburant, il faut diminuer la masse au lâcher des freins.

La préparation des vols sur les étapes long-courriers où intervient sur la courbe $C/O=f(D)$ la « limitation décollage » ou « capacité des réservoirs » utilise en général l'RTF (Escaie technique facultative) pour des raisons de sécurité, de régularité et d'économie.

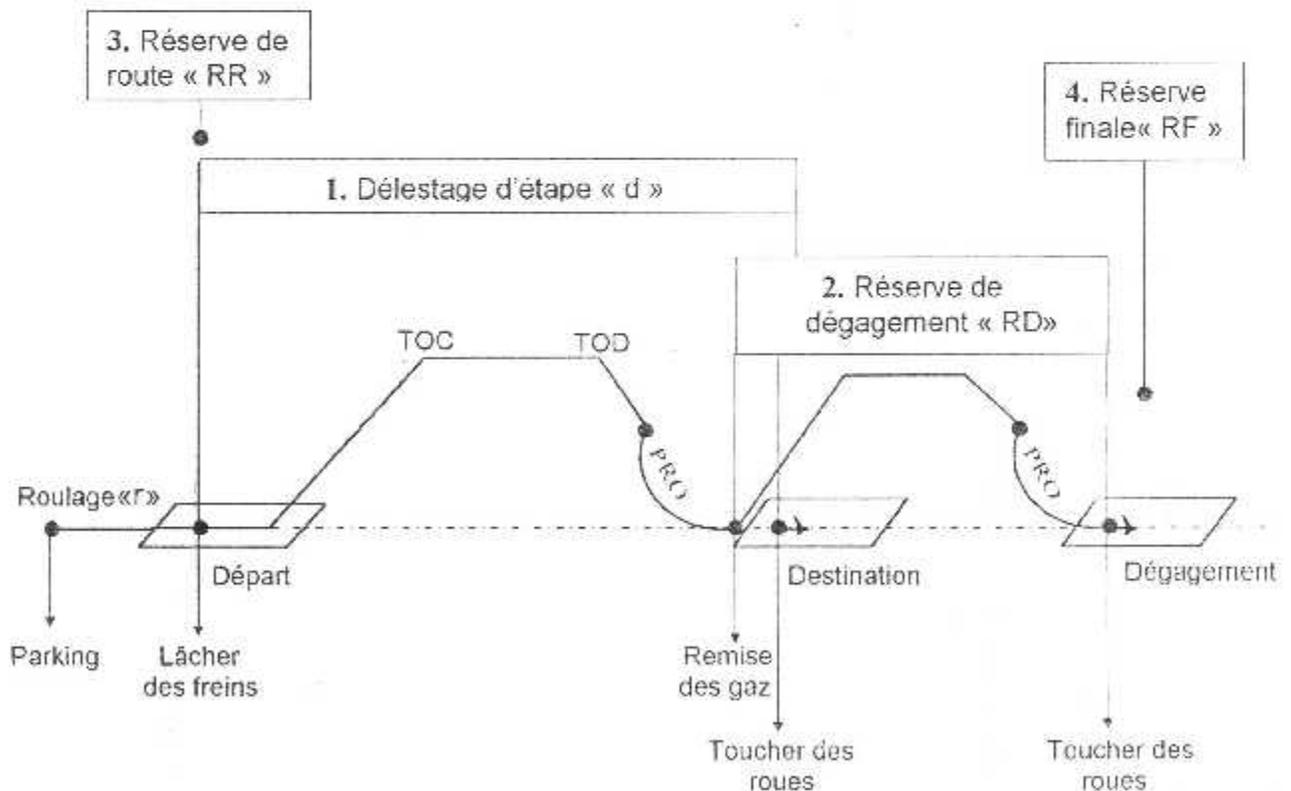
II. QUANTITE DE CARBURANT REGLEMENTAIRE À EMBARQUER :

Les quantités réglementaires de carburant à embarquer pour une étape donnée sont fixées par l'arrêté du 05 Novembre 1987, paragraphe 7-10 figurant au chapitre 03 du règlement de transport aérien.

La réglementation impose, en plus du délestage prévu sur une étape, certaines réserves de carburant pour faire face à certaines situations. Les calculs de carburant sont effectués à partir des données de consommation fournies par le constructeur de l'avion (sous forme de tableaux). Ces données correspondent à un avion standard (déterminées pour un type d'avion par le calcul et lors d'essais en vol).

Il s'avère en pratique que chaque matricule avion s'éloigne légèrement de ces performances standards. Par mesure de sécurité, a priori on considère que les performances de l'avion sont moins bonnes que celles annoncées, ce qui conduit à embarquer un surplus de carburant par rapport à la quantité calculée.

II.1- Cas général :



La quantité de carburant au lâcher des freins (notée Q_{LF}) doit être la somme des quatre (04) quantités suivantes :

1. Délestage d'étape (noté d).
2. Réserve de dégagement (notée RD).
3. Réserve de route (notée RR).
4. Réserve finale (notée RF).

La quantité nécessaire pour la mise en route et le roulage (notée r) est embarquée en supplément de la quantité au lâcher des freins.

$$\text{Quantité totale embarquée} = r + Q_{LF}$$

En général, r est une quantité forfaitaire.

1. Délestage d'étape « d » :

Il se définit par la quantité de carburant nécessaire depuis le lâcher des freins à l'aérodrome de départ, jusqu'au toucher des roues à l'aérodrome de destination compte tenu d'une approche aux instruments.

Cette quantité doit être fonction des conditions de vol prévues (météorologie, circulation aérienne, procédure antibruit, performances avion...).

2. Réserve de dégagement « RD » :

Destinée à couvrir la consommation depuis le début de la remise des gaz à l'aérodrome de destination jusqu'à l'atterrissage à l'aérodrome de dégagement s'il est nécessaire d'en prévoir un (ce qui n'exclut pas de retenir l'aérodrome de départ comme aérodrome de dégagement). Cette quantité est fonction des conditions de vol prévues.

Cas où il n'est pas nécessaire de prévoir de terrain de dégagement :

Les conditions suivantes doivent être simultanément remplies :

- Durée de vol n'excède pas trois (03) heures.
- L'aérodrome de destination comporte au moins deux (02) pistes utilisables par l'avion.
- Pendant les deux (02) heures qui précèdent ou qui suivent l'heure prévue d'atterrissage à destination :
 - La visibilité est ≥ 5 kms.
 - Le plafond est au moins égal à la plus élevée des deux (02) valeurs suivantes :

- 1500 ft au-dessus de la DH ou de la MDH correspondant au type d'approche prévue.
- 2000 ft au-dessus de l'aérodrome.

3. Réserve de route « RR » :

Destinée à couvrir les écarts entre les conditions réelles du vol et les conditions prévues, la réserve de route est calculée en pourcentage du délestage d'étape prévu. Pourcentage qui doit tenir compte de la route suivie, des conditions opérationnelles, de l'expérience de l'exploitant et être approuvé par les services officiels.

4. Réserve finale « RF » :

Cette quantité est destinée à faire face pour certaines situations imprévues dans la phase finale du vol. Elle correspond à un vol de 30 minutes à la vitesse d'attente en température standard à 450 m (1500 ft) au-dessus de l'aérodrome de décollage (ou de destination si le décollage n'étant pas nécessaire).

La quantité de carburant au lâcher des freins est alors :

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

II.2- Cas particuliers :

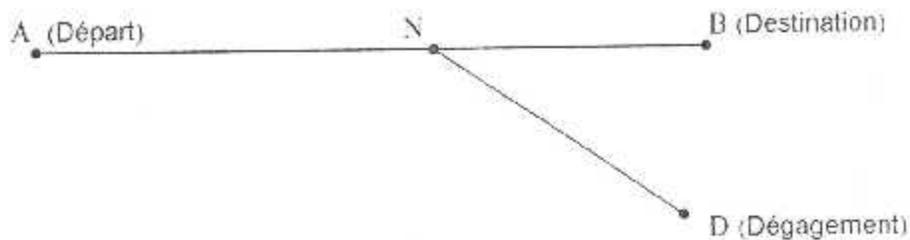
II.2.1- Cas de l'aérodrome isolé :

La quantité de carburant au lâcher des freins doit être la somme des quantités suivantes :

- 1- Délestage d'étape « d » : calculé comme dans le cas général.
- 2- Réserve de route « RR » : calculée comme dans le cas général.
- 3- Une quantité de carburant nécessaire pour effectuer un vol de deux (02) heures à une consommation de croisière.

$$Q_{LF} = d + RR + 2h \text{ (Croisière)}$$

II.2.2- Dégagement à partir d'un point de parcours désigné à l'avance :



La quantité nécessaire pour le vol, doit être la plus élevée des quantités suivantes :

Quantité 1 :

- 1- Délestage d'étape « d_{AB} » sur le parcours AB (calculé comme dans le cas général).
- 2- Réserve de route « RR_{AB} » sur AB (calculée comme dans le cas général).
- 3- Quantité de carburant nécessaire pour voler pendant deux (02) heures à une consommation de croisière.

Soit :
$$Q_1 = d_{AB} + RR_{AB} + 2h \text{ (Croisière)}$$

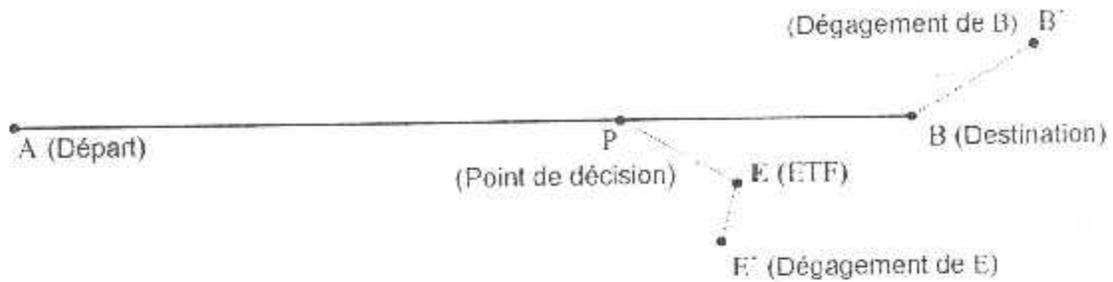
Quantité 2 :

- 1- Délestage d'étape « d_{AND} » sur le parcours AND.
- 2- Réserve de route « RR_{AND} » sur AND (calculée comme dans le cas général).
- 3- Réserve finale « RF » (calculée comme dans le cas général).

Soit :
$$Q_2 = d_{AND} + RR_{AND} + RF$$

Donc :
$$Q_{LF} = \text{Max} (Q_1, Q_2)$$

II.2.3- Cas de l'escale technique facultative :



La pratique de l'ETF se fait lorsqu'il y a des problèmes de charge, ou de carburant. Ne sont donc concernées que les étapes où intervient la limitation décollage ou capacité des réservoirs.

Elle permet, par diminution de la quantité de carburant à embarquer, soit d'augmenter la charge, soit pour une charge donnée d'augmenter le rayon d'action.

Au lieu de déposer un plan de vol sur l'étape AB, il est déposé sur le trajet APE de manière à diminuer la quantité de carburant embarquée. Au point P retenu comme point de décision, le pilote fait le point sur la quantité de carburant restant à bord, alors deux possibilités s'offrent à lui :

- Si la quantité est suffisante il demande une modification au plan de vol pour poursuivre vers B.
- Dans le cas contraire il se pose en E (ETF) pour se ravitailler en carburant.

La quantité de carburant réglementaire à embarquer au départ A est Q_1 telle que :

$$Q_1 = r + d_{APE} + RR_{APE} + RF - RD_{E'}$$

Sur le plan commercial, la quantité Q_1 peut néanmoins s'avérer insuffisante pour rejoindre presque à tout coup le terrain B. Aussi, pour assurer la régularité des vols les compagnies embarquent souvent une quantité Q_2 telle que :

$$Q_1 \leq Q_2 \leq Q$$

Q étant la quantité réglementaire pour effectuer le trajet AB.

Conditions pour le choix du E :

Le terrain choisi comme ETF doit :

- Etre suffisamment près de B (Destination) pour que l'avion ne soit pas limité à l'atterrissage en E.

- Etre suffisamment près de la route AB.

II.3- Quantités supplémentaires éventuelles :

Les quantités précédemment énoncées peuvent être complétées pour pouvoir faire face aux exigences suivantes :

a- Panne moteur :

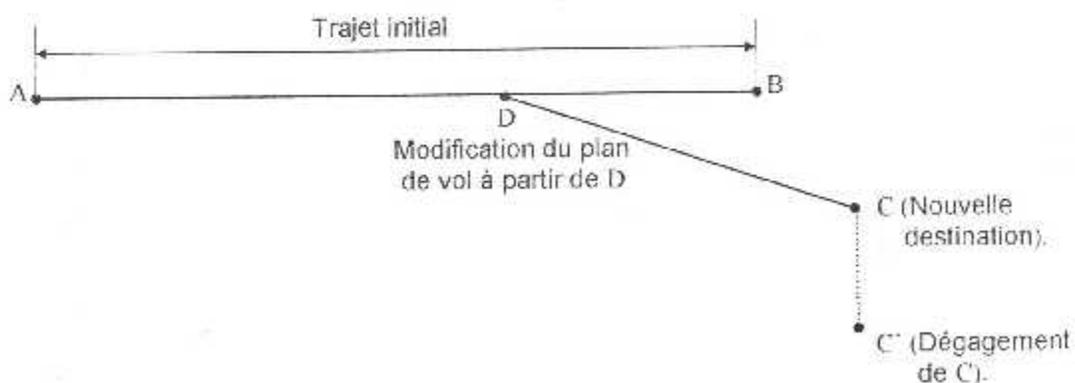
De tout point de la route et des déroutements prévus, un avion avec un moteur en panne doit pouvoir rejoindre un aéroport accessible et disposer de la réserve finale « RF » à la verticale de cet aéroport.

b- Panne de pressurisation :

De tout point de la route et des déroutements prévus, en cas d'incident de pressurisation, l'avion doit pouvoir rejoindre un aéroport accessible.

II.4- Modification du plan de vol en cours de route :

Le plan de vol peut être modifié en cours de route à condition que la quantité de carburant restante permette de satisfaire la réglementation vue précédemment, sur le nouveau trajet.



Si on applique le cas général sur le nouveau parcours DC, au point D :

$$\text{Carburant restant} \geq d_{DC} + RR_{DC} + RD_{(sur\ C)} + RF$$

Cette possibilité de modifier le plan de vol en cours de route peut être exploitée lors de la préparation de certains vols long-courriers ; C'est la méthode de l'Escale Technique Facultative (ETF).

III. TRANSPORT DE CARBURANT :

Etant donné que la consommation de carburant est fonction de la masse avion, il faut éviter les surcharges au décollage qui entraîneraient une augmentation de la consommation de carburant sur une étape donnée.

Cependant, il peut être intéressant d'embarquer du carburant supplémentaire lorsque les prix du carburant, entre les aéroports de départ et de destination, sont très différents.

La perte due à l'augmentation de consommation peut être largement compensée par le gain réalisé sur la quantité achetée au terrain de destination, à condition bien sûr, que cela n'affecte pas la charge marchande.

III.1- Coefficient du transport :

1- Définition :

Le coefficient du transport « k » est égal à :

$$k = \frac{\Delta (\text{Masse au décollage})}{\Delta (\text{Masse à l'atterrissage})} = \Delta MD / \Delta MA.$$

Exemples :

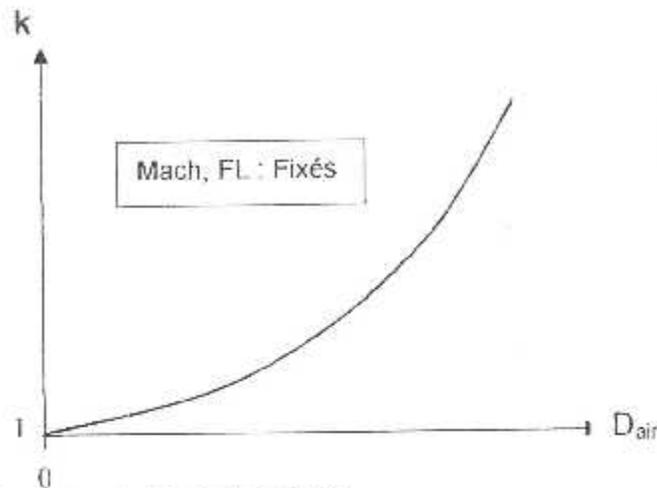
1) Si : $\Delta MD = 1t$, $\Delta MA = 0.8t \Rightarrow k = (1/0.8) = 1.25$

2) Si : $\Delta MD = 2t$ avec $k = 1.25 \Rightarrow \Delta MA = (2/1.25) = 1.6t$

Cela veut dire que l'embarquement de deux (02) tonnes supplémentaires de carburant entraînera une différence de consommation de 0.4 tonnes sur l'étape considérée.

2- Variation de k en fonction de la distance :

k est une fonction croissante de la distance.



III.2- Intérêt du transport de carburant :

1- Principe du calcul de gain ou de perte :

Soient P_a et P_d les prix du carburant respectifs aux terrains d'arrivée et de départ

Posons :

ΔMD : La surcharge du carburant au décollage.

ΔC : La surconsommation de carburant due à la surcharge.

ΔT : La variation du temps de vol due à la variation de masse MD, en valeur algébrique.

P_H : Coût marginal à l'heure de vol.

Du fait qu'il faudra acheter moins de carburant au terrain d'arrivée, l'économie réalisée sera :

$$(\Delta MD - \Delta C) P_a$$

Par contre au terrain de départ nous aurons un coût d'achat supplémentaire : $\Delta MD \times P_d$, quant au coût lié à la variation du temps de vol, il sera égal à :

$$\Delta T \times P_H \text{ avec } \Delta T > 0 \text{ pour une augmentation du temps de vol.}$$

D'où le bilan économique :

$$(\Delta MD - \Delta C) P_a - (\Delta MD \times P_d) + (\Delta T \times P_H)$$

$$\text{ou } \boxed{\Delta MD (P_a - P_d) - \Delta C \times P_a + \Delta T \times P_H} \quad (1)$$

Si le résultat de la relation (1) est supérieur à zéro, il y a gain, dans le cas contraire il y a perte financière.

En exprimant le gain ou la perte par tonne embarquée en supplément, ce qui veut dire $\Delta MD = I$ nous aurons :

$$\text{Gain ou perte en (UM/Tonne)} = (P_a - P_d) - \Delta C \times P_a + \Delta T \times P_H \quad (1')$$

avec P_a et P_d exprimés en UM/Tonne, ΔC en Tonnes et ΔT l'augmentation du temps de vol par tonne supplémentaire embarquée.

2- Cas du vol à Mach constant ($M = C^{ste}$) :

Dans ce cas $\Delta T = 0$, d'où la formule de bilan :

$$\text{Gain ou perte} = \Delta MD (P_a - P_d) - \Delta C \times P_a \quad (2)$$

A partir du quel rapport P_a/P_d le bilan peut-il se traduire par un gain ?

Soit ΔMA la variation de la masse à l'atterrissage :

$$\Delta C = \Delta MD - \Delta MA$$

$$(2) \Rightarrow \Delta MD (P_a - P_d) - (\Delta MD - \Delta MA) \times P_a$$

$$\text{ou encore : } \Delta MA \times P_a - \Delta MD \times P_d$$

$$\text{En mettant } \Delta MA \text{ en facteur : } (2) \Rightarrow \Delta MA (P_a - (\Delta MD/\Delta MA) P_d)$$

$$\text{Il y aura gain si : } P_a - k \times P_d > 0 \text{ ou}$$

$$(P_a/P_d) > k \text{ pour un vol à Mach constant}$$

Conclusion :

Pour de courtes étapes où $k \neq 1$, une petite différence de prix se traduira par un bilan financier positif, par contre pour des étapes longues, la différence de prix devra être très importante.

3- Cas des vols au Long-Range ou PRM :

Dans ces cas $\Delta T \neq 0$, ainsi le rapport (P_a/P_d) qui permettra de réaliser un gain sera fonction de la variation du temps de vol et du coût marginal à l'heure de vol.

CHAPITRE 3

PROFIL DU VOL

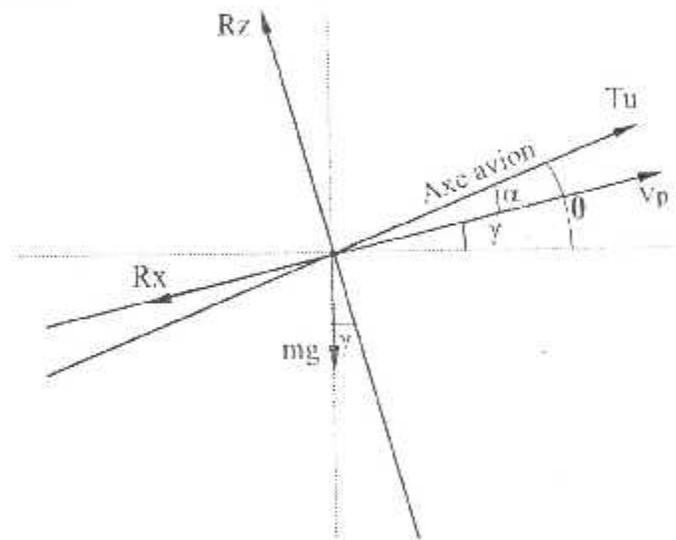
Introduction :

Le profil du vol est généralement constitué de trois (03) phases du vol distinctes, soient : la montée, la croisière et la descente. Cependant, certains vols court-courriers peuvent se satisfaire uniquement de deux phases, à savoir la montée et la descente. Ces dernières sont obligatoires pour toute mission aérienne.

Nous allons dans ce chapitre décrire successivement la montée, la croisière puis la descente et donner les différentes caractéristiques de chacune d'elles.

I. LA MONTEE :

I.1. EQUATIONS :



T_u est supposé porté par l'axe avion. Arithmétiquement :

- Propulsion (P) : $T_u = R_x + mg \times \sin \gamma$.
- Sustentation (S) : $mg \times \cos \gamma = R_z$.

Multiplions (P) par $v_p = v$:

$$T_u \times v = R_x \times v + mg \times v \times \sin \gamma.$$

$v \times \sin \gamma = v_z =$ vitesse verticale.

$T_u \times v$: représente la puissance nécessaire à la montée de pente γ . C'est la puissance que devra développer la turbomachine ou encore la puissance utile.

$mg \times v_z$ est le supplément de puissance qu'il faut ajouter au vol horizontal si l'on veut monter en maintenant la même vitesse.

$$w_u = w_h + \Delta w.$$

$$v_z = \frac{W_u - W_a}{mg}$$

Puisqu'en vol horizontal : $w_u = R_x \times v$ et $mg = R_z$ alors :

$$v_z = v \times \frac{T_u - T_a}{mg} = v \times \frac{T_u - R_x}{R_z} = v \times \left[\frac{T_u}{mg} - \frac{1}{f} \right]$$

$\frac{v_z}{v}$ (Pente en %) = $\sin \gamma \approx \gamma$ si γ est faible.

Soit : Pente (en %) = γ radian = $\left(\frac{T_u}{mg} - \frac{1}{f} \right) \times 100$.

I.2. MONTEE EN EXPLOITATION :

Dans le cas le plus général, les montées se font au régime moteur Maxi-Montée défini par le constructeur.

A vitesse donnée, ce régime nous permet les meilleures performances ascensionnelles.

I.2.1- Montée à pente maximale :

Régime moteur : Maxi-montée.

Vitesse à afficher : vitesse correspondant au vol à incidence de finesse max (α de f_{max}). Cette montée est surtout utilisée pour atteindre un niveau minimal en un point donné (Balise ou obstacle) proche du terrain de décollage.

I.2.2- Montée à vitesse ascensionnelle maximale :

Régime moteur : Maxi-montée.

Vitesse à afficher : Fonction de la masse et de l'altitude.

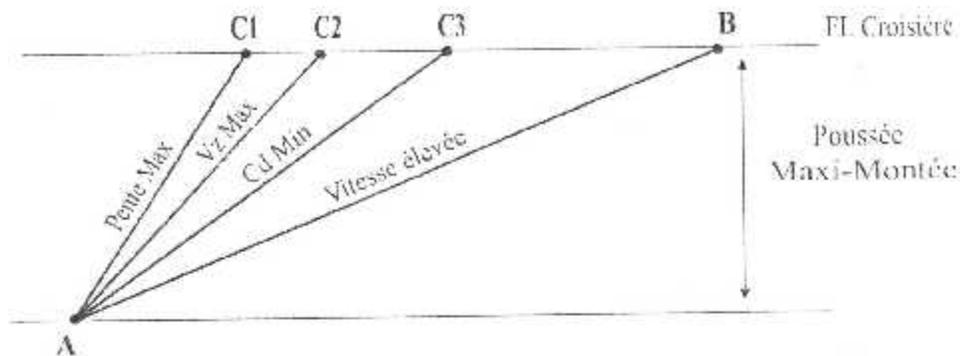
A masse fixée, lorsque l'altitude augmente la vitesse correspondant à v_{zmax} diminue et tend vers la vitesse correspondant à la finesse maximale. Ce sens de variation établi pour l'équivalent de vitesse n'est pas modifié pour la vitesse exprimée en CAS.

De plus à Z_p fixée, lorsque m augmente, la vitesse CAS de v_{zmax} augmente.

Ce type de montée est utilisé le plus souvent, à la demande du contrôleur pour rejoindre un niveau de vol dans un minimum de temps.

1.2.3- Montée à consommation distance minimale :

Régime moteur : Maxi-Montée.



Il s'agit sur le parcours AB de minimiser la consommation, il faut donc trouver la vitesse à afficher pour ceci.

En général, ce type de montée est assez proche de la montée à v_{zmax} . En effet, à la poussée Maxi-montée le moteur consomme à peu près deux fois plus qu'en croisière, il faut donc minimiser le temps d'affichage de cette poussée. Le temps minimal s'obtient à v_{zmax} (AC_2) mais comme les courbes de v_z sont assez plates au voisinage de maximum $t_{AC3} \approx t_{AC2}$ pour une distance parcourue supérieure, d'où une meilleure consommation distance.

1.2.4- Montée à prix de revient minimal dite « Normale » :

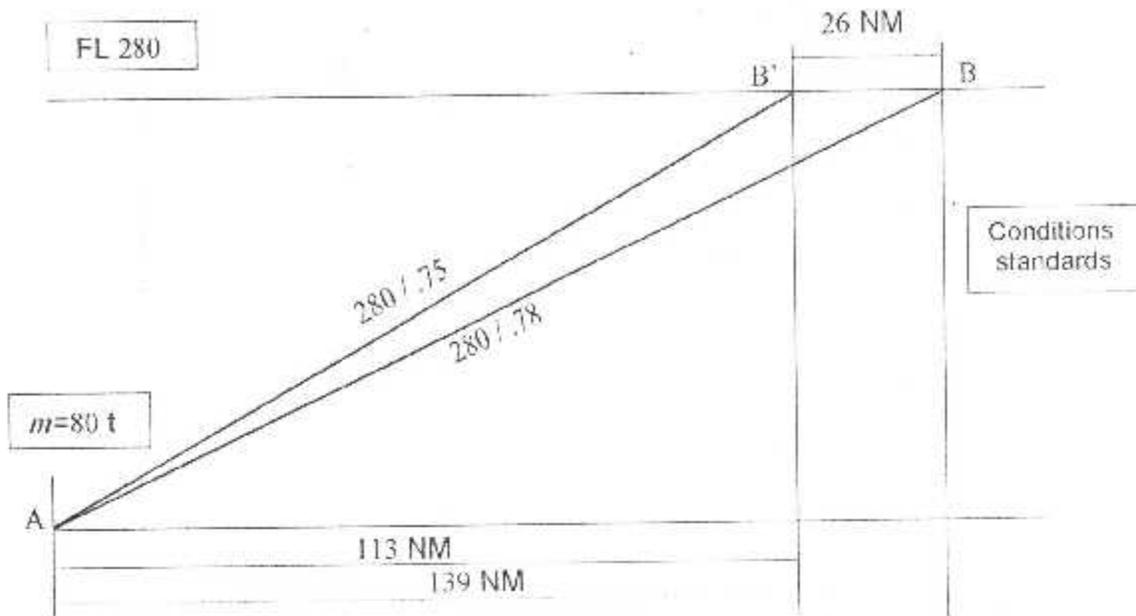
Régime moteur : Maxi-montée.

Il s'agit pour ce type de montée de réaliser le meilleur compromis Temps/ Consommation distance. Pour cela, il faudra afficher une vitesse supérieure à la précédente de manière à moins se pénaliser sur le temps tout en perdant un peu sur la consommation.

Exemple de montée normale :

B727/200 : 340 kt (CAS) IM 78.

Nous allons comparer ces deux types de montée de *B727*.



Montée à $C_{d\ min}$:

$D_{AB'}$ = 113 NM ; t = 21 min ; consommation = 2550 kgs.

Palier B'B à $M=0.80$. C_h = 4685 kgs/h.
 v_p = 473 kt.

La Consommation sur B'B = $\frac{4685 \times 26}{473}$ = 260 kgs ; $t_{B'B}$ = 3.5 min.

La consommation sur AB'B = 2810 kgs.

$t_{AB'B}$ = 24.5 min.

Montée normale :

D_{AB} = 139 NM ; t_{AB} = 22 min ; Consommation = 2850 kgs.

	$C_{d\ min}$	Normale
Temps de vol	24.5 min	22 min
Consommation	2810 kgs	2850 kgs

Nous voyons donc que la montée à $C_{d\ min}$ nous fait économiser 40 kgs de carburant (1.4%) mais nous fait perdre 2.5 min sur le temps de vol.

Lorsque le prix de carburant augmente, la montée Normale se rapproche de la montée $C_{d\ min}$, la différence devenant moins significative, une seule montée est alors préconisée.

I.2.5- Montée à vitesse élevée dite « Rapide » :

Régime moteur : Maxi-Montée.

Elle est utilisée surtout pour les vols court-courriers où le gain sur le temps de vol est important.

I.2.6- Montée à poussée réduite :

Un paramètre qui intervient dans les coûts directs à l'heure de vol est le coût d'entretien.

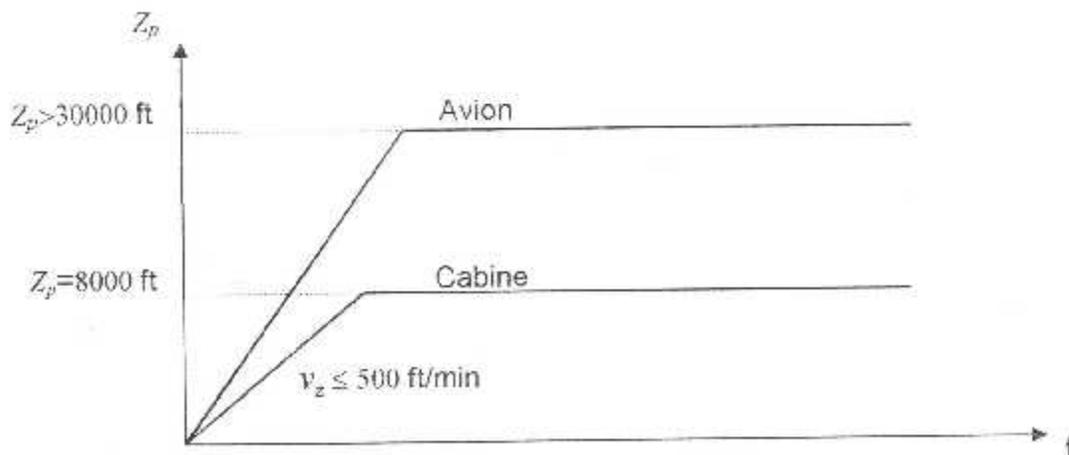
Nous avons vu jusqu'alors que pour toutes les montées définies précédemment on utilisait le régime Maxi-Montée.

Dans un but d'augmenter la durée de vie des moteurs on diminue la poussée, de ce fait, la température des parties chaudes diminue, ce qui va se traduire par une meilleure tenue de celles-ci. Cette procédure est surtout utilisée pour les gros porteurs.

I.3. MONTEE CABINE :

La cabine est pressurisée, c'est à dire que la pression qui règne à l'intérieur ne doit pas dépasser (pour des raisons de confort passagers) celle qui correspond à une altitude pression de 8000 ft.

D'autre part le taux de montée cabine doit rester inférieur à 500 ft/min d'où :



II. LA CROISIÈRE :

Etant donné que c'est la phase de croisière qui dure le plus longtemps par rapport aux phases de la montée et de la descente pour la plus part des vols, rentabiliser son vol revient à rechercher les paramètres du vol en croisière qui permettent de réduire au maximum les coûts directs d'exploitation. Ces coûts sont fonction de deux paramètres sur lesquels il est possible d'agir au niveau de la conduite de l'avion :

- Le coût carburant.
- Le coût lié au temps de vol.

Comme ces deux paramètres sont liés, l'étude de la croisière se ramènera à une étude de la consommation de carburant en fonction de la vitesse de l'avion.

D'après l'équation : $R_s = \frac{a_0 \times M \times f}{mg \times \frac{C_{sp}}{\sqrt{T}} \sqrt{T_0}}$ nous voyons clairement que la

consommation du carburant dépend de :

- La conduite du moteur (C_{sp}).
- La masse avion (m).
- L'aérodynamique (finesse f).
- La vitesse de l'avion (Mach M).
- L'altitude de vol ($\frac{C_{sp}}{\sqrt{T}}$ varie en fonction de Z_p).

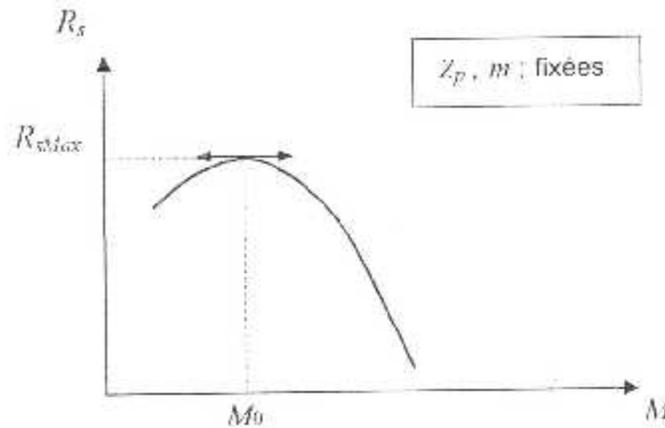
II.1. ETUDE DES COURBES DE $R_s = f(M, m)$ à $Z_p = c^{ste}$:

I- Cas où la masse $m = c^{ste}$:

Le rayon d'action spécifique : $R_s = \frac{a_0 \times M \times f}{mg \times \frac{C_{sp}}{\sqrt{T}} \sqrt{T_0}}$ s'écrit, dans le cas où la masse

$m = c^{ste}$, sous la forme $R_s = k \times \frac{M \times f}{\frac{C_{sp}}{\sqrt{T}} \sqrt{T_0}}$ avec k est une constante.

La variation de R_s en fonction de M passe alors par un maximum dont le Mach correspondant est inférieur à celui pour lequel le produit $M \times f$ est maximal, d'où l'allure des courbes $R_s = f(M)$:



M_0 est appelé, comme nous le verrons plus tard, Mach de Maximum-Range.

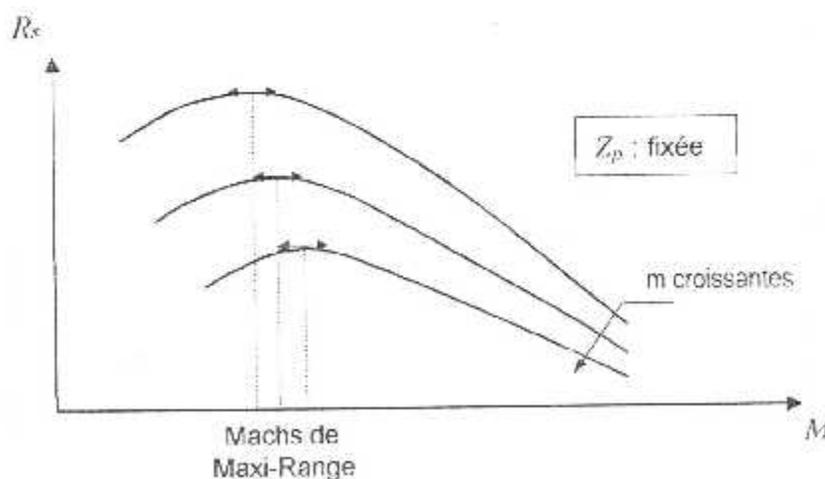
A noter que C_{Lmin} (ou R_{smax}) est obtenu à une incidence telle que $\frac{C_x}{\sqrt{C_L}}$ soit mini.

2- Variation de R_s en fonction de la masse m :

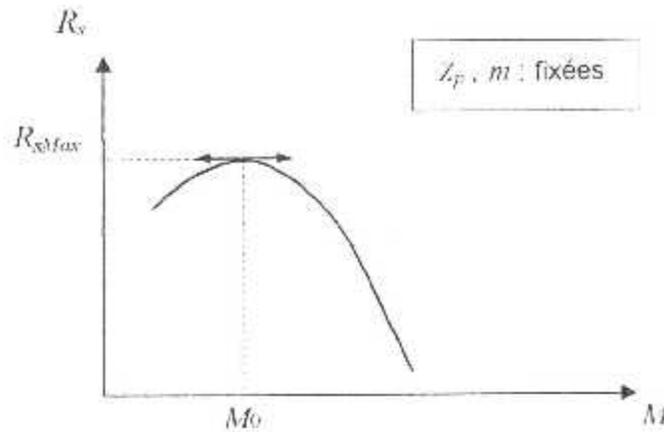
Le rayon d'action spécifique R_s est inversement proportionnel à la masse m de l'avion d'où : $m \nearrow \rightarrow R_s \searrow$.

Variation du Mach correspondant à R_{smax} :

Le nombre de Mach de Maximum-Range aura tendance à augmenter à mesure que la masse augmente, d'où l'allure des courbes à altitude pression fixée :



La variation de R_s en fonction de M passe alors par un maximum dont le Mach correspondant est inférieur à celui pour lequel le produit $M \times f$ est maximal, d'où l'allure des courbes $R_s = f(M)$:



M_0 est appelé, comme nous le verrons plus tard, Mach de Maximum-Range.

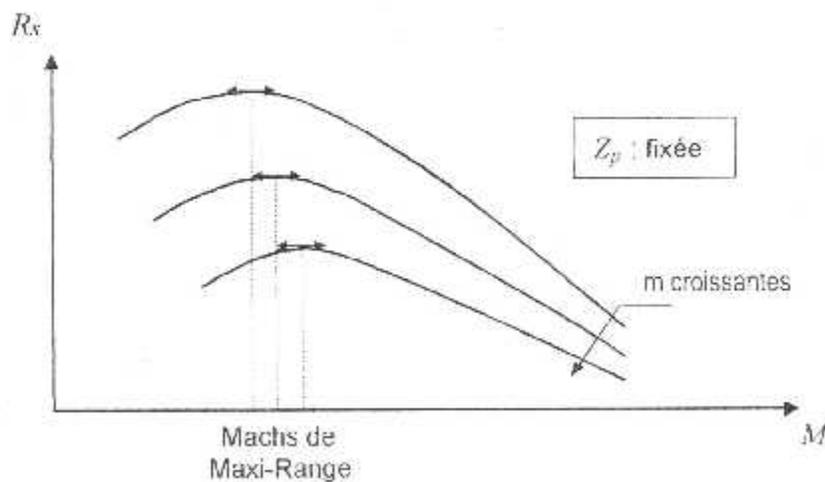
A noter que C_{dmin} (ou R_{smax}) est obtenu à une incidence telle que $\frac{C_x}{\sqrt{C_T}}$ soit mini.

2- Variation de R_s en fonction de la masse m :

Le rayon d'action spécifique R_s est inversement proportionnel à la masse m de l'avion d'où : $m \nearrow \Rightarrow R_s \searrow$.

Variation du Mach correspondant à R_{smax} :

Le nombre de Mach de Maximum-Range aura tendance à augmenter à mesure que la masse augmente, d'où l'allure des courbes à altitude pression fixée :



3- Influence de la température sur R_s :

A M donné et $Z_p = c^{ste}$, la quantité $\frac{C_{xp}}{\sqrt{T}}$ est pratiquement indépendante de T^o pour

les avions actuels.

Pour une masse m , la valeur de C_x est indépendante de T^o donc f l'est aussi. D'où pour les avions actuels Les courbes R_s en fonction du Mach M sont indépendantes de la température.

II.2. REGIMES DE MARCHÉ :

1- Maximum-Range MR :

Il s'agit d'aller le plus loin possible. Le Mach de Maximum-Range est alors celui qui correspond à R_{smax} ou C_{dmin} .

Le Mach de Maximum-Range varie en fonction de la masse et de l'altitude pression.

En général :

A $Z_p = c^{ste}$, lorsque $m \nearrow \Rightarrow M_{Max-Range} \nearrow$.

A $m = c^{ste}$, lorsque $Z_p \nearrow \Rightarrow M_{Maxi-Range} \nearrow$.

Le régime de Maximum-Range n'est utilisé qu'en secours au cours du vol, on programme rarement un vol à ce régime là.

2- Long-Range LR :

Par convention, le Long-Range est obtenu à un Mach supérieur tel que :

$$R_s (LR) = 0.99 \times R_s (MR).$$

En général, le Mach de Long-Range varie dans le même sens que celui de Maximum-Range.

La rentabilité du vol est meilleure au Long-Range qu'au Maxi-Range, en effet, pour une perte faible sur la consommation compensée par un gain sur le temps de vol, la tenue des paramètres peut être moins précise.

En effet tout Mach du vol affiché inférieur au Mach de Long-Range se traduit par une diminution de la consommation du carburant.

Avec un coût de carburant croissant et grâce aux efforts entrepris pour diminuer les autres coûts, nous allons voir pourquoi le régime de Long-Range a tendance à être remplacé.

3- Mach à prix de revient minimal M_{PRM} :

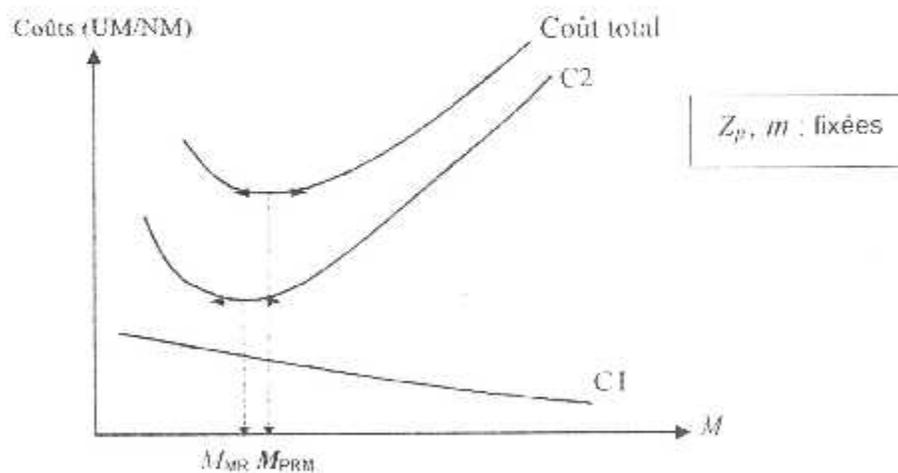
On a vu que $C_d = C_M/v_s$. En fait, en une heure le vol coûte plus que C_M . Il faut y rajouter l'amortissement de l'avion, la paye du PN, etc. Ces coûts sont liés aux deux éléments suivants :

- Temps de vol.
- Carburant consommé.

Soit k le coût marginal (entretien, PN) à l'heure de vol et P_c le prix d'un kilogramme de carburant.

- Le coût (Entretien-PN)/NM : $C_1 = \frac{k}{a \times M}$. C_1 est alors exprimé en UM/NM (air).
- Le coût carburant /NM : $C_2 = P_c \times C_d$. C_2 est aussi exprimé en UM/NM (air).

D'où les courbes des coûts :



$$\text{Coût total} = C_1 + C_2 = \frac{k}{a \times M} + P_c \times C_d$$

Paramètres ayant une influence sur M_{PRM} :

- La masse : Lorsque m augmente, le Mach de Maxi-Range croît donc le $Mach_{PRM}$ croît également (à $Z_p = c^{ste}$).
- L'altitude pression Z_p : à masse c^{ste} , lorsque $Z_p \nearrow$ le $M_{MR} \nearrow \Rightarrow M_{PRM} \nearrow$.
- Le coût carburant : A k fixé quand $P_c \nearrow$, le M_{PRM} tend vers le M_{MR} .

A P_c fixé lorsque $k \nearrow$, le $M_{PRM} \nearrow$.

4- Mach constant :

Une croisière peut également se faire à Mach constant. Ce régime est utilisé dans un but de suivi des paramètres liés à la vitesse.

5- Mach limite en croisière à $Z_p = c^{ste}$:

Pour chaque moteur est défini un régime maxi-croisière à ne pas dépasser. Celui-ci est fonction de la température maxi turbine (EGT). Par conséquent lorsque la température extérieure augmentera, la poussée obtenue à la température limite diminuera.

- A masse fixée, lorsque $T^\circ \nearrow$, le Mach limite \searrow .
- A T° fixée, lorsque $m \nearrow$, le Mach limite \searrow .

II.3. ALTITUDE DE VOL OPTIMALE :

1- Vol à Mach constant:

a- Etude de la variation de R_s à masse $m = c^{ste}$ en fonction de Z_p :

$$M = c^{ste}, m = c^{ste} \Rightarrow R_s = k \times \frac{f}{C_D} \cdot \frac{1}{\sqrt{T_a}} \text{, Où } k \text{ est une constante.}$$

- Etude de la variation de f en fonction de Z_p :

L'équation de sustentation peut s'écrire :

$$\frac{mg}{\sigma} = \frac{1}{2} \rho v^2 C_z M^2 \text{ avec } \sigma = \frac{\rho}{\rho_0}$$

Donc à $M = c^{ste}$, pour que la sustentation soit assurée, il faut :

$$\frac{mg}{\sigma C_z} = c^{ste} \Rightarrow \text{à } m = c^{ste}, \sigma C_z = c^{ste}$$

Lorsque $Z_p \nearrow$, $\sigma = \frac{\rho}{\rho_0} \searrow$. D'où obligation d'augmenter C_z .

Lorsque C_z augmentera, la valeur de la finesse passera par son maximum $(f_{Max})_{M}$.

La courbe de finesse f en fonction de Z_p aura la même allure et passera donc par un maximum.

- Etude de la variation de $\frac{C_{sp}}{\sqrt{\frac{T}{T_0}}}$ en fonction de Z_p :

A $M=c^{ste}$, $\frac{C_{sp}}{\sqrt{\frac{T}{T_0}}}$ est fonction de Z_p et de T_0 .

Vol en palier $\Rightarrow T_n = T_0$.

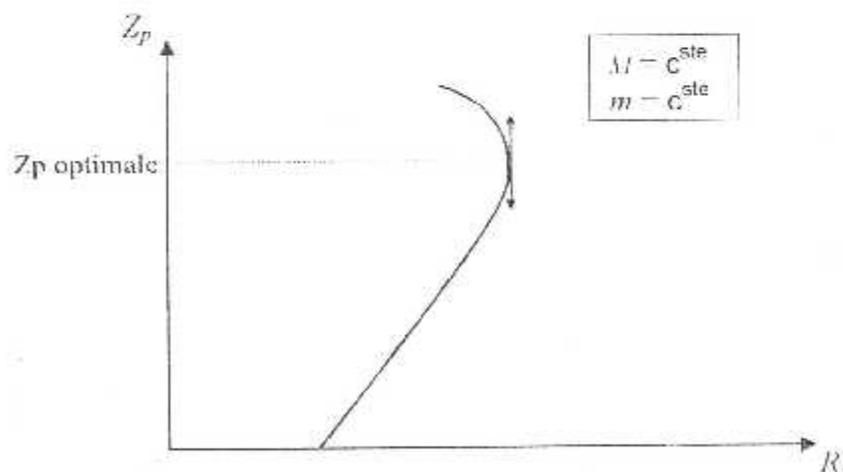
A masse $m=c^{ste}$ lorsque $Z_p \nearrow \Rightarrow \frac{m}{\sigma} \nearrow$.

A $M=c^{ste}$, d'après les courbes $\frac{T_n}{\sigma} = f(M)$ vues dans le chapitre 1, lorsque $\frac{m}{\sigma} \nearrow$
 $\Rightarrow \frac{T_n}{\sigma} \nearrow$.

Pour les turboréacteurs actuels, $\frac{C_{sp}}{\sqrt{\frac{T}{T_0}}}$ ne varie pratiquement pas en fonction de

$\frac{T_n}{\sigma}$, et ce dans un large domaine de variation d'altitude.

D'où, la courbe de variation de $R_s = f(Z_p)$:



Pour fixer les idées, la poussée nécessaire pour voler au sol à la vitesse v_0 sera la même que celle nécessaire pour voler deux fois plus vite à 12000 m où la densité est pratiquement quatre fois plus faible qu'au sol. Ceci explique l'intérêt fondamental du

vol en altitude qui permet avec une même poussée utilisable, soit avec une même consommation, de voler à une vitesse beaucoup plus grande puisque inversement proportionnelle à la racine carrée de la densité.

b- Effet de la variation de masse :

Lorsque m augmente, R_s diminue.

D'autre part $\frac{C_{sp}}{\sqrt{T_0}} \approx c^{ste}$ lorsque Z_p varie. Donc : le maximum de R_s sera obtenu à

$(f_{max})_{R_s}$ soit : à $Z_p = c^{ste}$.

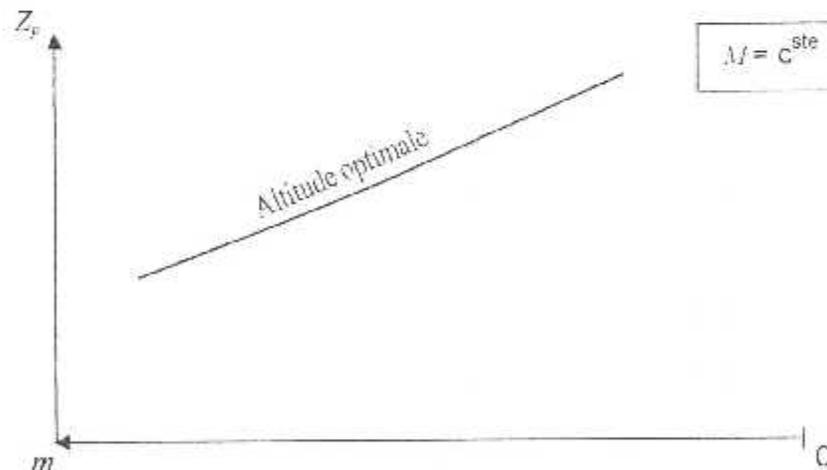
L'équation de sustentation peut s'écrire sous la forme : $\frac{mg}{\sigma} = k C_z \times M^2$. Donc

$\frac{mg}{\sigma} = k C_z (M=c^{ste})$. Cela nous fait dire que R_{smax} est obtenu à une Z_p telle que :

$$\frac{mg}{\sigma} = c^{ste}$$

Si $m \nearrow \Rightarrow \sigma \nearrow$ aussi (Pour que l'équation précédente soit vérifiée), donc Z_p correspondante diminue, d'où : l'altitude optimale est telle que :

$$\frac{mg}{\sigma} \approx c^{ste} \text{ ou encore } \frac{m}{p} \approx c^{ste}$$



2- Vol au Maxi-Range, Long-Range et Mach PRM :

Prenons le cas du vol au $Mach_{MR}$, le maximum de R_s est obtenu avec $(M, f)_{MR}$.

$$R_{sMax} \cong \frac{a_0 (M.f)_{Max}}{mg \times \frac{C_{sp}}{\sqrt{\frac{T}{T_0}}}}$$

A $m=c^{ste}$, lorsque $Z_p \nearrow \rightarrow (M.f)_{Max}$ passe par un maximum pour une altitude pression donnée et le Mach correspondant croit.

A $M=c^{ste}$, $\frac{C_{sp}}{\sqrt{\frac{T}{T_0}}}$ varie peu et augmente ensuite. D'où :

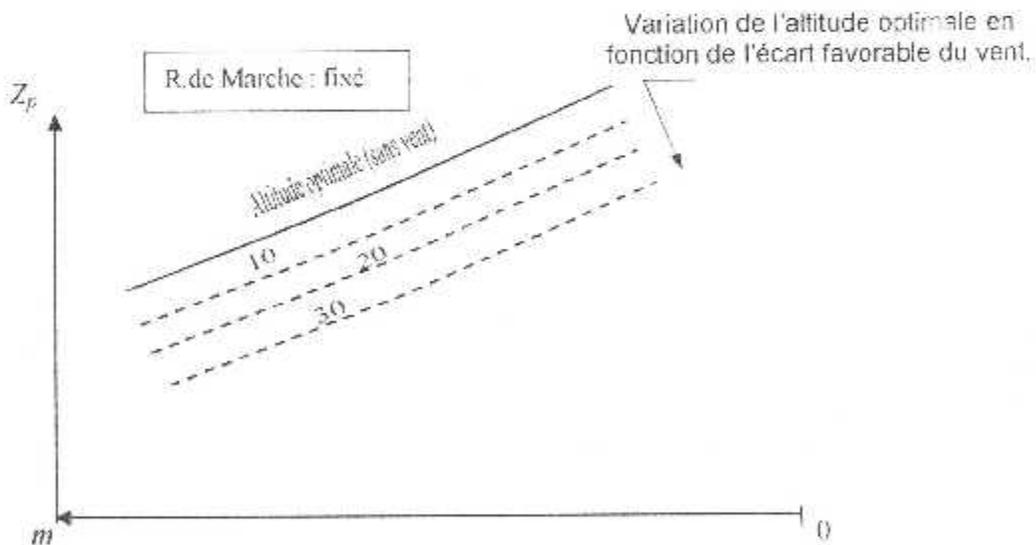
A $m=c^{ste}$, $Z_p \nearrow \Rightarrow (M.f)$ passe par un maximum. $\frac{C_{sp}}{\sqrt{\frac{T}{T_0}}}$ varie peu.

$\Rightarrow R_{sMax}$ passe par un maximum.

Les Mach de Maxi-Range, Long-Range ou PRM sont très proches les uns des autres, par conséquent, pour ces régimes là $(M.f) \approx (M.f)_{Max}$, ce qui veut dire que le raisonnement est valable, mais les résultats sont bien sur sensiblement différents.

3- Influence du vent :

a- Sur l'altitude optimale :



En l'absence du vent, toute altitude inférieure à l'altitude optimale provoque une dégradation du rayon d'action spécifique.

Par contre si le vent devient plus favorable, le rayon d'action spécifique sol va s'améliorer. Ce qui fait que suivant l'écart de vent entre les deux altitudes, le rayon d'action spécifique sol à l'altitude inférieure peut dépasser celui de l'altitude optimale

et c'est la raison pour laquelle il faut prendre connaissance des vents à différentes altitudes au moment de la préparation des vols.

b- Sur le Mach de Maxi-Range :

Par vent nul, le Mach de Maxi-Range est déterminé par le maximum de la courbe $R_s = f(M)$.

Que devient ce Mach par un vent effectif $v_e \neq 0$?

Nous aurons :

$$R_{ssol} = \frac{v_s}{C_{D_0}} \quad \text{et} \quad R_s = \frac{v_p}{C_{D_0}}$$

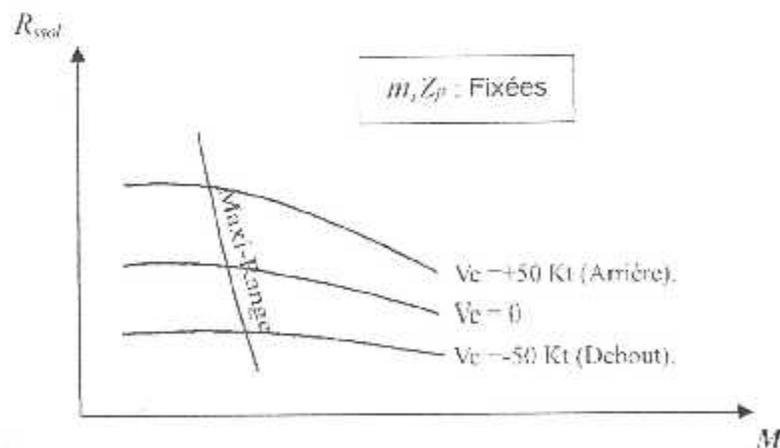
$$\text{Soit : } R_{ssol} = R_s \times \frac{v_s}{v_p} = R_s \times \frac{v_p + v_e}{v_p}$$

Soit en divisant par la célérité du son a :

$$R_{ssol} = R_s \times \frac{M + \frac{v_e}{a}}{M}$$

Dans ce cas nous aboutissons à une équation $R_{ssol} = f(M, v_e)$.

En fixant v_e , le Mach de Maxi-Range est celui qui correspond au maximum de R_{ssol} .



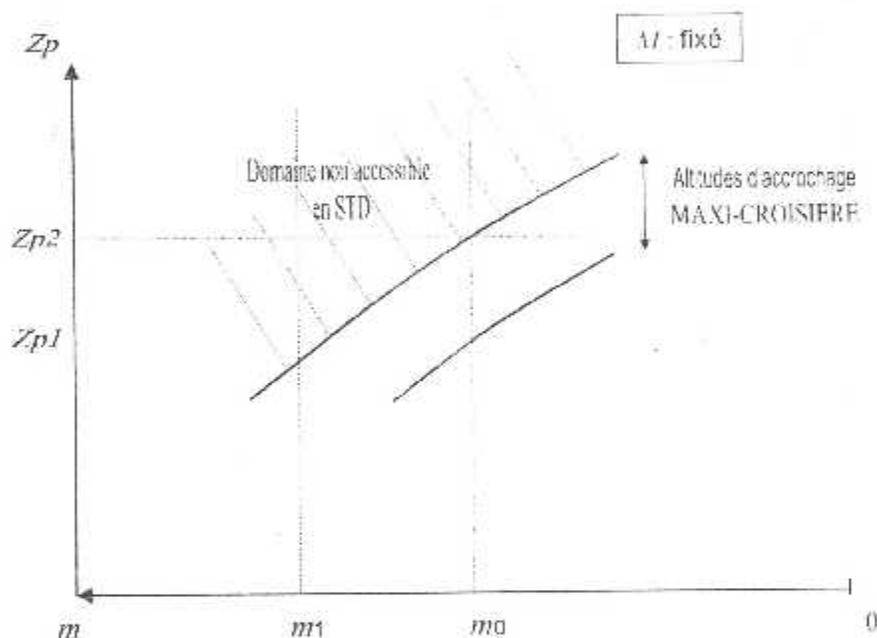
II.4. NOTION D'ALTITUDE D'ACCROCHAGE :

Par définition, l'altitude d'accrochage est l'altitude maximale à la quelle il est possible de voler en palier stabilisé selon des conditions fixées à l'avance (Mach, masse...) en utilisant la poussée maximale de croisière. Cette altitude dépend :

- Du Mach de vol désiré (M).
- De la masse avion (m).
- De la température extérieure (T°).

A m , T fixées, l'altitude d'accrochage \nearrow si $M \nearrow$.

A m , M fixés, l'altitude d'accrochage \nearrow si $T^{\circ} \nearrow$.

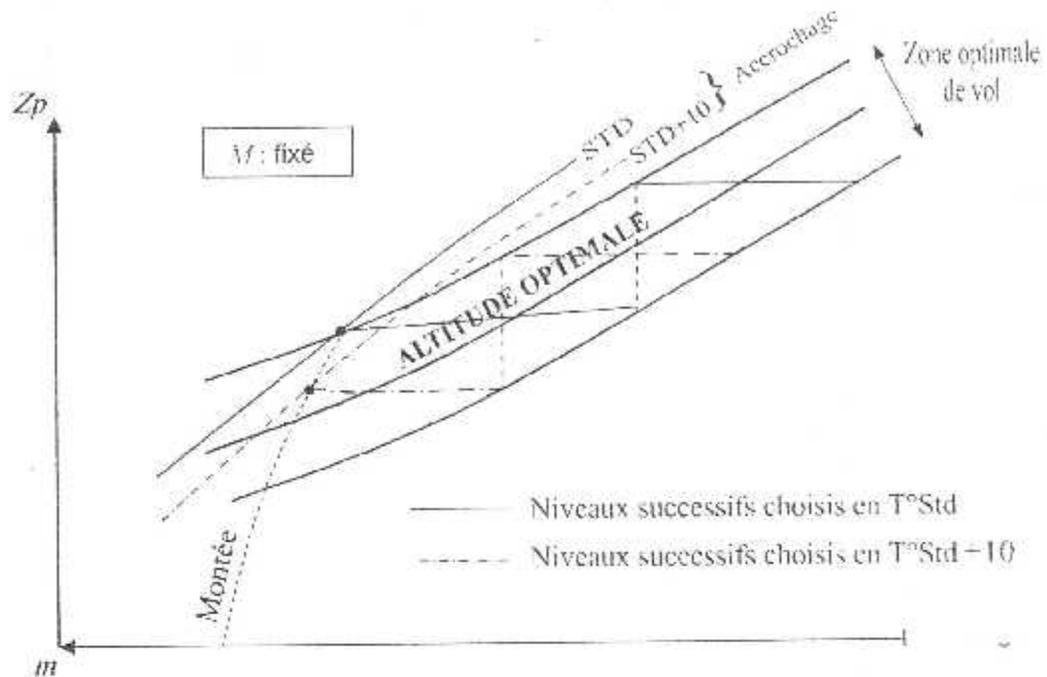


II.5. CHOIX DES NIVEAUX DE VOL :

Le niveau de vol de croisière doit être choisi autant que possible dans la plage d'altitude optimale quelque soit le type de croisière adopté (± 2000 ft).

Cependant, il peut être parfois avantageux de choisir un niveau moins élevé :

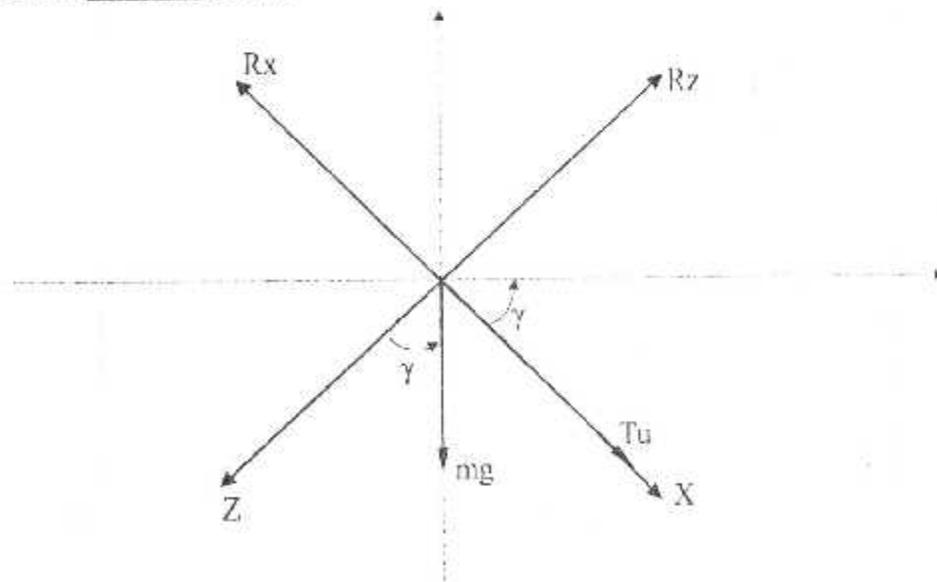
- Soit pour profiter d'un vent plus favorable.
- Soit pour profiter d'une température plus élevée qui permet d'avoir une vitesse propre plus forte dans le cas où l'on recherche une vitesse élevée.



Le premier niveau de vol est choisi de telle façon que le palier débute en bordure supérieure de la zone optimale, mais si l'altitude d'accrochage est plus pénalisante, le premier palier débutera à l'altitude d'accrochage.

III. LA DESCENTE :

III.1. EQUATIONS :



Une des composantes du poids s'ajoute à la traction. On peut maintenir la puissance affichée (augmentation de la vitesse) ou réduire la puissance (vitesse maintenue constante).

$$\gamma = \frac{T_u}{mg} - \frac{1}{f}$$

$$\gamma\% = 100 \left(\frac{T_u}{mg} - \frac{1}{f} \right)$$

$$V_z = \frac{W_u - W_p}{mg}$$

III.2. DESCENTE CABINE :

Le taux de descente réglementaire (pour des raisons du confort des passagers) est de 300 ft/min, et ne doit en aucun cas dépasser 500 ft/min.

III.3. DESCENTE EN EXPLOITATION :

Suivant les objectifs recherchés on pourra adopter :

- Une descente économique ou lente : meilleure consommation distance.
- Une descente rapide : meilleur temps.
- Une descente normale : compromis entre les deux types précédents. elle est dite aussi « descente à prix de revient minimal ».
- Une descente de secours : qui permet une très forte vitesse verticale de descente. Pour cela, il faut afficher la v_{Max} et avoir les moteurs réduits. Ce type de descente est utilisé en cas de panne brutale de pressurisation.

IV. L'ATTENTE :

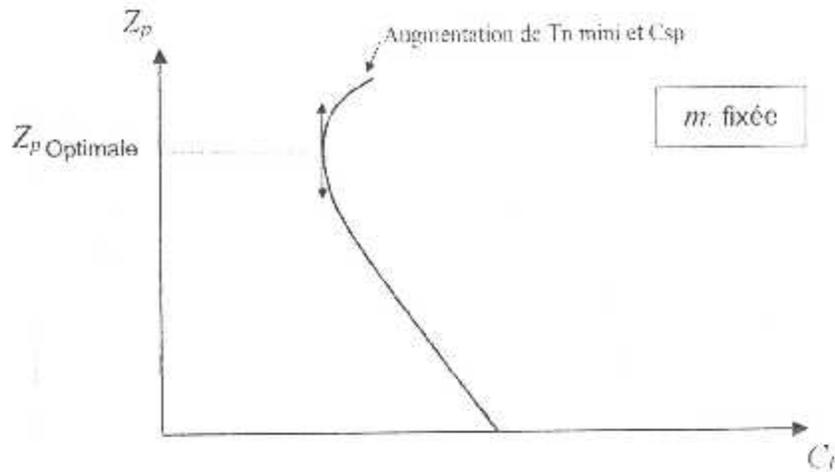
IV.1. Vitesse d'attente :

Le régime d'attente est le régime de C_{Lmin} . Par conséquent, il faudra minimiser T_u , c'est-à-dire voler à l'incidence de finesse Max.

IV.2. Altitude optimale d'attente :

L'altitude optimale d'attente est telle que C_D soit minimale. La variation de cette dernière en fonction de l'altitude est comme suit :

$Z_p \nearrow \Rightarrow C_{sp}$ passe par un minimum et $T_{h, \text{mini}}$ reste constante puis augmente, la consommation horaire passe alors par un minimum. D'où la courbe de variation de C_h en fonction de Z_p :



A noter que la variation de l'altitude optimale d'attente est inversement proportionnelle avec la masse m de l'avion. C'est-à-dire lorsque $m \nearrow \Rightarrow C_h \searrow$ et $Z_p \text{ optimale} \searrow$

Partie deuxième

Conception et réalisation

CHAPITRE 4

ROUTES AÉRIENNES

I. INTRODUCTION :

Etant demandé, dans le cadre de la préparation d'un vol, de tracer toutes les routes possibles pouvant joindre les aérodromes de départ et de destination, tout en disposant de toutes les informations relatives aux stations d'aide à la navigation implantées sur l'aire géographique à laquelle les deux aérodromes appartiennent.

On rappelle qu'une route aérienne liant deux aérodromes est constituée d'un ou plusieurs segments appelés tronçons de route. Donc tracer une route aérienne revient à construire ses segments à partir des waypoints situés dans l'aire géographique contenant les deux aérodromes. Ceci doit se faire en respectant une réglementation bien définie :

- Les altitudes minimales de sécurité.
- Le survol des villes.
- Le survol des zones interdites, réglementées et dangereuses.
- La portée maximale des balises radioélectriques.

II. RAPPEL DE NAVIGATION :

II.1. ORIENTATIONS A LA SURFACE DE LA TERRE :

II.1.1- Définition d'une direction :

Une direction est définie ou matérialisée par une mesure angulaire comptée de 0 à 360° dans le sens rétrograde, à partir d'un axe bien déterminé pris pour origine. Cet axe s'appelle la direction origine.

II.1.2- Les directions origines :

II.1.2.1- Le nord vrai N_v (ou nord géographique) :

En un point, le nord vrai est défini par la droite orientée vers le pôle nord, formée par l'intersection du plan tangent à la terre en ce point et le plan méridien.

Toute orientation mesurée à partir du nord vrai sera qualifiée de « vraie ».

II.1.2.2- Le nord magnétique N_m :

Tous les points de la surface de la terre sont soumis à l'action du champ magnétique terrestre. Le nord magnétique N_m en un point est matérialisé par la

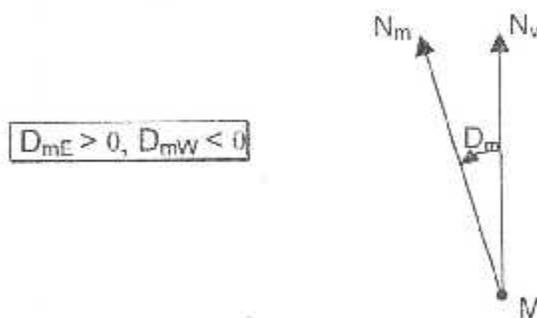
projection horizontale (projection sur le plan horizontal) du champ magnétique terrestre.

Toute orientation mesurée à partir du nord magnétique sera qualifiée de magnétique.

En un point, l'angle formé entre le nord vrai et le nord magnétique s'appelle la « déclinaison magnétique D_m ».

Par convention :

- La déclinaison magnétique est « Est » (positive) si le N_m est dans l'est du N_v .
- La déclinaison magnétique est « Ouest » (négative) si le N_m est dans l'ouest du N_v .



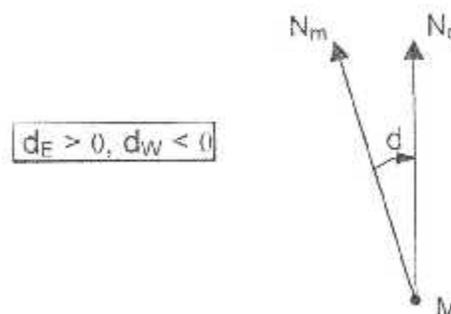
II.1.2.3-Le nord compas N_c :

Le nord compas est la direction matérialisée par la ligne de référence de l'instrument (Compas) à l'aide duquel on mesure les directions.

L'angle formé entre le nord magnétique et le nord compas s'appelle déviation du compas d .

Par convention :

- La déviation est « Est » (positive) si le N_c est dans l'est du nord magnétique.
- La déviation est « Ouest » (négative) si le N_c est dans l'ouest du nord magnétique.



Si le compas était parfait (frottements nuls et maintenu parfaitement horizontal), le nord compas serait confondu avec le nord magnétique.

La variation du compas W :

La variation du compas est l'angle entre le nord vrai et le nord compas.

La variation W est positive ou « Est » si le N_c est dans l'est du N_v , et est négative ou « Ouest » si le N_c est dans l'ouest du N_v .

$$W_E > 0, W_W < 0$$

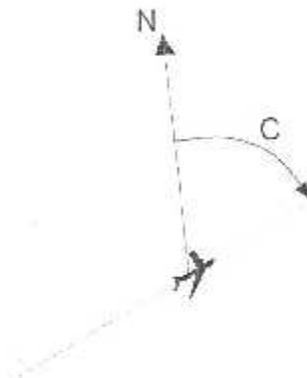
Relation entre D_m , d et W :

$(N_v, N_c) = (N_v, N_m) + (N_m, N_c)$. Soit :

$$W = D_m + d$$

II.1.3- Les différentes directions :**II.1.3.1- Le cap C :**

Angle entre la direction origine et l'axe de l'avion. Compté de 0 à 360 dans le sens rétrograde.

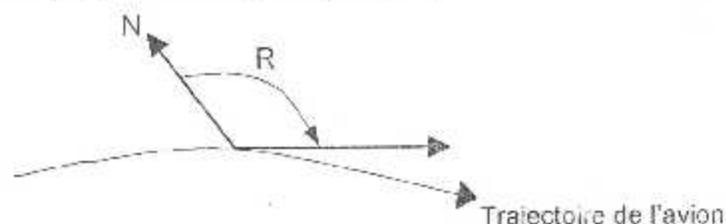


Le cap peut être vrai, magnétique ou compas (C_v , C_m , C_c) suivant que la direction origine est le nord vrai, le nord magnétique ou le nord compas.

II.1.3.2- La route R :

Angle entre la direction origine et la tangente à la trajectoire suivie au point considéré.

On distingue aussi route vraie (R_v), route magnétique (R_m).

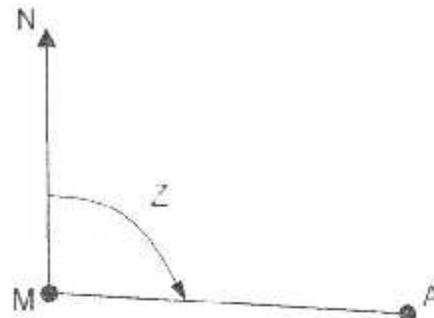


II.1.3.3- Le relèvement Z :

Angle entre la direction origine et la direction d'un repère.

On distingue relèvement vrai (Z_v), relèvement magnétique (Z_m) et relèvement compas (Z_c).

On dit que A est dans le Z de M ou A relève M de Z.



II.1.3.4- Le gisement G^t :

Angle entre l'axe de l'avion pris comme origine et un repère (Balise, avion...). Il est compté de 0 à 360° dans le sens rétrograde.



Le gisement n'est pas mesuré à partir du nord, donc il ne peut pas être qualifié de vrai, magnétique ou compas.

II.1.4- Relations entre les différentes directions :

II.1.4.1- La dérive X :

C'est l'angle entre l'axe longitudinal de l'avion (cap) et la trajectoire (route).

La dérive est droite ou positive si l'axe de l'avion tourne à droite pour venir sur la route. Elle est gauche ou négative si l'axe de l'avion tourne à gauche pour venir sur la route.

Algébriquement :

$$\left(R \right)_c^v = \left(C \right)_c^v + X.$$

II.1.4.2- Autres relations :

(Direction origine, station) = (Direction origine, axe de l'avion) + (Axe de l'avion, station). Soit :

$$\left(\begin{array}{c} v \\ m \end{array} \right)^c = \left(\begin{array}{c} v \\ m \end{array} \right)^a + G^t$$

II.II. LE TRIANGLE DES VITESSES :

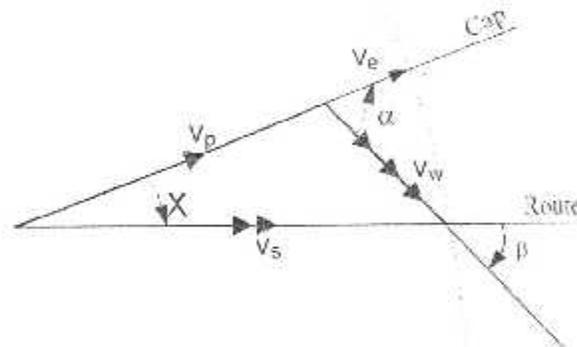
Un avion en vol se déplace dans une masse d'air, laquelle est en mouvement par rapport à la terre.

Nous avons donc à tout moment :

Vitesse sol = vitesse propre + vitesse du vent.

Soit :

$$\vec{V}_s = \vec{V}_p + \vec{V}_w$$

II.II.1- Les angles du triangle des vitesses :

X = Dérive.

α : Gisement du vent.

β : Angle au vent.

II.II.2- Résolution du triangle des vitesses :

v_w , β , et v_p étant connus, on en déduit X et v_s .

$$\frac{v_p}{\sin \beta} = \frac{v_w}{\sin X} \Rightarrow X = \text{Arcsin} \left(\frac{v_w \sin \beta}{v_p} \right)$$

Connaissant X et β on en déduit α : $\alpha = X + \beta$.

Puis on calcule v_s par la formule suivante :

$$v_s = \sqrt{v_p^2 + v_w^2 - 2 \times v_p \times v_w \times \cos \alpha}$$

Le vent effectif v_e montré dans le schéma ci-devant est la quantité qu'il faut ajouter au module de la $\overline{v_p}$ pour obtenir le module de la $\overline{v_s}$. Le vent effectif est un nombre et non un vecteur. Sa valeur, positive s'il est arrière et négative s'il est debout (de face), permet la conversion des distances sol en distances air et vis versa par la formule suivante :

$$\frac{D_s}{D_{air}} = \frac{v_s}{v_p} = \frac{v_p + v_e}{v_p}$$

II.III. TRAJECTOIRES A CAP MAGNETIQUE CONSTANT :

En général, les avions volent à cap compas constant. Si on admet que la déviation est constante, ils volent à cap magnétique constant.

Etant donné 2 points (2 waypoints) A et B, comment calculer le cap magnétique à adopter au départ de A, conserver pendant tout le vol et qui va nous amener en B ?

1- La D_m est constante entre A et B :

Si la déclinaison magnétique est constante, il suffit d'adopter un cap magnétique C_m tel que : $C_m = C_v - D_m$.

Si $X = c^{ste}$, la trajectoire sera une loxodromie, dans le cas contraire elle tournera de ΔX par rapport à la loxodromie.

2- La D_m varie régulièrement entre A et B :

2.1- X constante entre A et B :

Dans ces conditions, il existe bien cap magnétique constant à adopter au départ de A pour rejoindre le point B tel que :

$$C_m = C_{vlox} - D_{mM} \text{ où :}$$

$$D_{mM} = \frac{D_{mA} + D_{mB}}{2} \text{ La déclinaison magnétique moyenne entre A et B.}$$

C_{vlox} : Le cap vrai de la trajectoire loxodromique AB.

La trajectoire suivie tourne de ΔD_m par rapport à la loxodromie.

2.2- X varie entre A et B :

Dans ce cas, la variation de dérive va entraîner une courbure supplémentaire de la trajectoire qui va s'ajouter ou se retrancher à la courbure due à la variation de D_m , suivant que X et D_m varient ou ne varient pas dans le même sens.

Guide pour déterminer un C_m constant entre deux points A et B :

a- Calculer ou mesurer la route vrai loxo entre ces deux points. Pour ce faire il faut connaître d'abord l'angle V sous lequel la loxodromie coupe les méridiens. V est calculé par la première formule de l'estime suivante :

$$V = \text{Arctg} \left(\frac{G_B - G_A}{\ln \left| \text{tg} \left(\frac{L_B}{2} + \frac{\pi}{4} \right) \right| - \ln \left| \text{tg} \left(\frac{L_A}{2} + \frac{\pi}{4} \right) \right|} \right)$$

- 1- $G_B > G_A$ & $L_B > L_A \Rightarrow R_{\text{vloxo}} = V$.
- 2- $G_B > G_A$ & $L_B < L_A \Rightarrow R_{\text{vloxo}} = 180 - V$.
- 3- $G_B < G_A$ & $L_B < L_A \Rightarrow R_{\text{vloxo}} = 180 + V$.
- 4- $G_B < G_A$ & $L_B > L_A \Rightarrow R_{\text{vloxo}} = 360 - V$.

b- Déterminer v_w moyenne entre ces deux points

c- Connaissant v_p , R_{vloxo} , v_{wtr} . En déduire la dérive moyenne X_M entre A et B.

d- Calculer $D_{mM} = \frac{D_{mA} + D_{mB}}{2}$.

La formule de C_m est donc :

$$C_m = R_{\text{vloxo}} - X_M - D_{mM}$$

III. PROCÉDE DE TRACAGE DES ROUTES SUR UNE CARTE :

Une route aérienne est un itinéraire bien déterminé suivi par un avion, lors d'un vol effectué entre deux aéroports. Cet itinéraire est préparé sur une carte aéronautique, dans le cadre de la préparation du vol.

Sur une carte, le traçage se fait sans prendre en considération l'effet du vent, ce qui fait que le cap sera confondu avec la route.

La technique de traçage d'une route sur une carte aéronautique est la suivante :

- Porter sur la carte les points de départ et de destination.
- Déterminer le cap.
- Calculer la distance entre les deux points.
- Déterminer les altitudes minimales de sécurité des secteurs survolés.
- Prendre en considération les zones dangereuses, réglementés et interdites.

Tout ce travail doit se faire par un personnel qualifié au sol lors de la préparation du vol. Cette méthode manuelle demeure assez lente notamment pour les vols long-courriers où le nombre de stations (segments) à considérer est très important.

IV. CONCEPTION :

Les étapes essentielles de réalisation de notre travail de création de multitudes de routes joignant deux aérodromes sont dans l'ordre suivant :

1. Création d'une base de données des moyens radio, aérodrome.
2. Limitation de l'aire.
3. Détermination du point le plus proche par rapport à l'aérodrome de départ.
4. Traçage de différentes routes qui existent entre les deux aérodromes.

IV.1. Création de la base de données :

Toutes les informations relatives aux aérodromes, stations d'aide à la navigation (VOR, NDB et points géographiques) ont été extraites du logiciel « *Flight simulator 2000* ».

Informations aéroports :

- Nom de l'aéroport ainsi que son indicateur OACI ou IATA.
- Coordonnées géographiques.
- Élévation en pieds.
- Déclinaison magnétique.

Informations balises :

- La région d'implantation.
- Le code.
- Les coordonnées géographiques.
- La fréquence.
- Le Type (VOR, NDB, VOR+DME).
- L'élévation en pieds par rapport au niveau de la mer.
- La déclinaison magnétique.

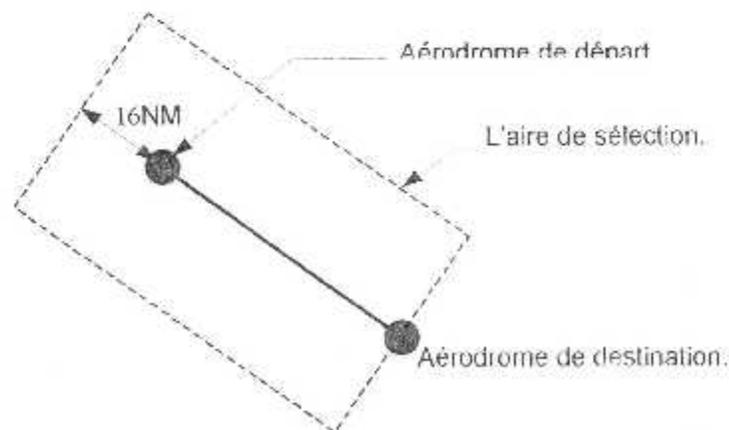
Informations points géographiques :

- Le code (identificateur).
- Les coordonnées géographiques.

IV.2. Limitation de l'aire :

Pour la limitation de l'aire on a élaboré une technique personnelle associée aux certains principes de base de la géométrie. Cette technique s'explique comme suit :

On fixe un point situé à une distance de 16NM en avant de l'aérodrome de départ (voir schéma ci-après), puis on trace deux droites, une perpendiculaire au point de 16NM et l'autre perpendiculaire au point de la verticale de l'aérodrome de destination. Sur la première on choisit deux points situés à trois degrés de longitude et de trois degrés de latitude de part et d'autre du point de 16NM, et ça sera la même chose pour la deuxième perpendiculaire. La surface délimitée par le rectangle formé par ces quatre points, sera notre aire de sélection.



Ce travail a pour intérêt de limiter le nombre de stations (balises) à considérer, c'est-à-dire ne considérer que les stations contenues dans cette aire de sélection, et par conséquent réduire le temps d'exécution au niveau de la recherche des balises dans la base de données.

IV.2.1- Sélection des routes entre stations :

Pour qu'une route entre deux stations appartenant à l'aire de sélection soit retenue, il faut qu'elle ne traverse pas une zone interdite et que les portées des deux stations s'intersectionnent .

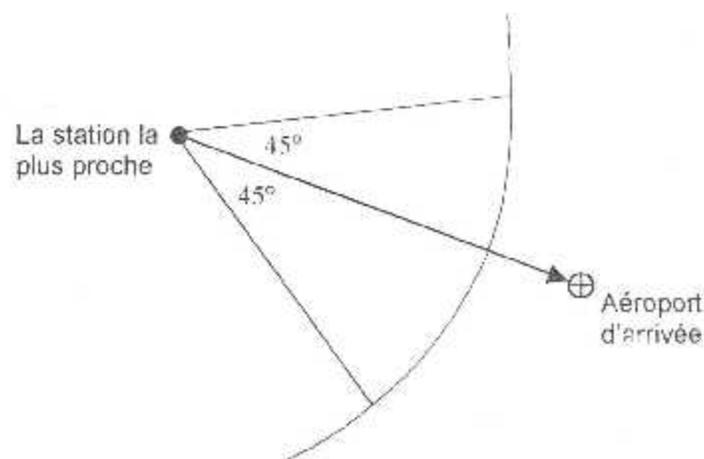
IV.3. La station la plus proche :

La réglementation stipule que dans un cercle ayant pour centre l'aérodrome de départ et pour rayon 16NM, doit exister une station radio. Cette dernière est appelée la station la plus proche.

La station la plus proche sera la première station qu'il faut joindre à partir du point de départ.

IV.4. Les différentes routes entre deux aérodromes :

Le premier segment de route qui sera tracé est celui entre l'aérodrome de départ et la station la plus proche, le Cap est ensuite calculé entre cette station et l'aérodrome d'arrivée. A partir de cette station on essaye de déterminer une aire sous forme de portion de cercle d'un rayon égal à la portée de la balise, et intercepté d'un angle au centre de 90° (voir schéma ci-dessous), cette aire sera appelée l'aire de balayage, à l'intérieur de laquelle seront tracées toutes les routes entre les différentes stations qui s'y trouvent à condition qu'elles satisfassent les exigences déjà citées dans le paragraphe (sélection des routes entre deux stations).



Pour le traçage des autres segments de route entre la station courante et les autres stations on a eu recours aux techniques de la récursivité et des forêts (les arbres).

Si l'aérodrome de destination existe dans la première aire de balayage, la route entre l'aérodrome de départ et celui de destination sera tracée, bien sûr avec vérification des conditions déjà citées dans le paragraphe (sélection des routes entre deux stations). Cette procédure se répète pour chaque station sélectionnée jusqu'à l'aérodrome d'arrivée (le cas trivial).

Il faut souligner que pour chaque segment de route tracé, le cap et la distance sont calculés par les deux formules suivantes :

- Formule de la distance :

La distance entre deux points (L_1, G_1) et (L_2, G_2) est calculée par la formule suivante :

$$\text{Dist}((L_1, G_1), (L_2, G_2)) = \text{Arccos}(\sin(L_1) \times \sin(L_2) + \cos(L_1) \times \cos(L_2) \times \cos(G_2 - G_1))$$

- Formule de cap:

Dans notre travail on a tenu compte uniquement du vent effectif, c'est-à-dire la composante du vent longitudinale au cap ce qui fait que la route est confondue durant tout le vol avec le cap en d'autres termes la dérive sera nulle.

La formule de cap vue dans la partie (rappel de navigation) se simplifie donc à la suivante :

$$C_m = R_{V_{\text{exo}}} - D_{mV}$$

IV.5. Réalisation :

Avant d'entamer les organigrammes, nous avons jugé nécessaire de présenter quelques notions de base sur les arbres, la récursivité et la géométrie.

IV.5.1- Géométrie de base :

Durant la programmation, on a élaboré des fonctions (procédures) qui traitent certains principes de base de la géométrie, ces fonctions sont :

situe:

C'est un simple programme associé à une équation de la géométrie de base, il va nous permettre de positionner un point sur une droite à partir d'un point donné (x_0, y_0) .

$$[x, y] = \text{situe}(x_0, y_0, a, b, \text{dist})$$

$$\text{On a : } y = ax + b$$

$$y_0 = ax_0 + b \quad \text{donc } (x - x_0)^2 + (y - y_0)^2 = \text{dist}^2$$

cdroite :

Ce programme nous sert à obtenir l'équation de la droite joignant deux points donnés.

$$[a, b] = \text{cdroite}(x_1, y_1, x_2, y_2).$$

$$\text{On a : } y_1 = ax_1 + b$$

$$y_2 = ax_2 + b$$

donc

$$a = (y_1 - y_2) / (x_1 - x_2);$$

$$b = \frac{(x_1 y_2) - (x_2 y_1)}{(x_1 - x_2)}.$$

Perp :

Ce programme sert à déterminer une droite perpendiculaire, à une autre déjà existante dont les coordonnées du point d'intersection sont connues.

$$[a_p, b_p] = \text{perp}(a, b, x_i, y_i).$$

$$a_p = -\frac{b(ax_i + b)}{a - bx_i}$$

$$b_p = \frac{a^2 x_i + ab - ax_i}{a - bx_i}$$

IV.5.2- Rappel sur les arbres et la récursivité :

Le traçage d'une multitude de routes nous a poussé à la création des fonctions ou sous programmes qui traitent différentes opérations sur les arbres et l'utilisation de la récursivité.

IV.5.2.1- La récursivité :

Disposant des notions de procédures et fonctions, il est possible d'introduire de nouvelles classes d'algorithmes (récursivité) que nous étudierons dans ce paragraphe.

Un programme est dit récursif s'il fait appel à lui-même en cours d'exécution. La récursivité est simple si les appels récursifs ont lieu dans le corps du sous programme, elle est croisée si les appels récursifs ont lieu à travers des appels de sous programmes intermédiaires.

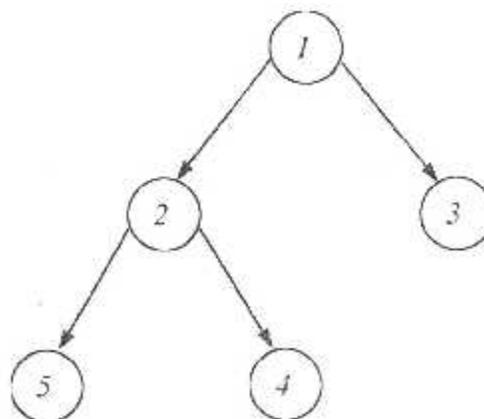
Dans la définition des fonctions récursives, on doit spécifier un ou plusieurs cas particuliers (trivial) et un cas général. Il faut aussi s'assurer que le cas général arrive toujours au cas particulier (trivial).

IV.5.2.2- Les arbres :

Définition :

Par définition, un arbre binaire est vide, dans le cas contraire c'est un nœud contenant une valeur et ayant un fils gauche et droit qui sont eux même des arbres binaires. La taille d'un arbre est le nombre de ses nœuds.

Arbre binaire



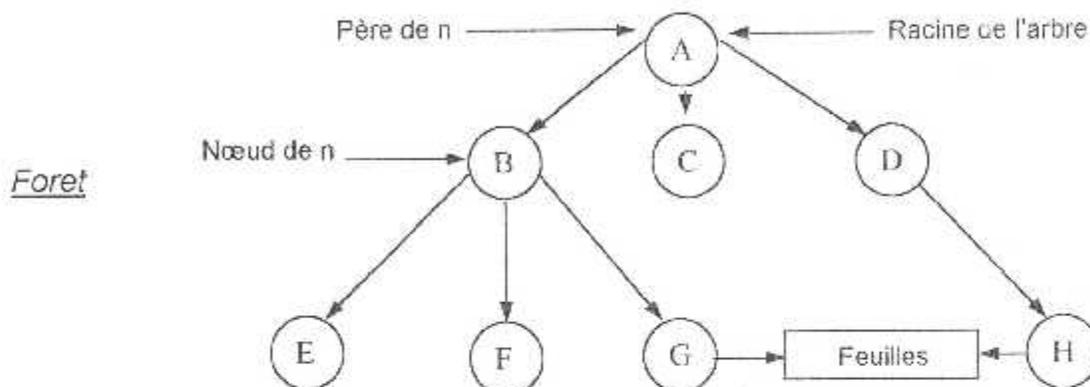
Terminologie :

Arbre (fils, père, grand-père, frère).

Racine : nœud qui n'a pas de prédécesseur.

Feuilles : les nœuds qui n'ont pas de fils.

Forêt : ensemble d'arbres.

Terminologie :

Arbre (premier fils, père, grand-père, frère).

Racine (n'a pas de prédécesseur).

Feuille (les nœuds qui n'ont pas de premier fils).

IV.5.3- Analyse :

Le but de cette analyse est d'une part présenter les différentes techniques de conception de l'organigramme et d'autre part faciliter la compréhension de l'organigramme au lecteur.

Les champs info de l'arbre :

Les champs info de l'arbre qui va construire la multitude de routes sont :

Catégorie : représente la catégorie de la balise (VOR, NDE, DME ou Point géographique) ;

Id : Identificateur de la balise;

Nom : Nom de la balise;

L : Latitude;

G : Longitude ;

Alt : Altitude;
Cap : Le Cap;
Dist : La Distance ;

Choix du cas trivial dans la récursivité :

Dans notre cas, le cas trivial signifie l'existence de l'arrivée, le programme sort de la récursivité, mais dans le cas général il doit joindre la balise suivante.

IV.5.4- Fonctions sur les arbres :

Créer arbre :

Cette fonction ou sous programme crée un arbre en forêt à partir de l'info.

Arbre = créer arbre (info).

Arbre^.Info = Info.

Arbre^.F1 = NIL.

Arbre^. père = NIL.

Arbre^. Frère = NIL.

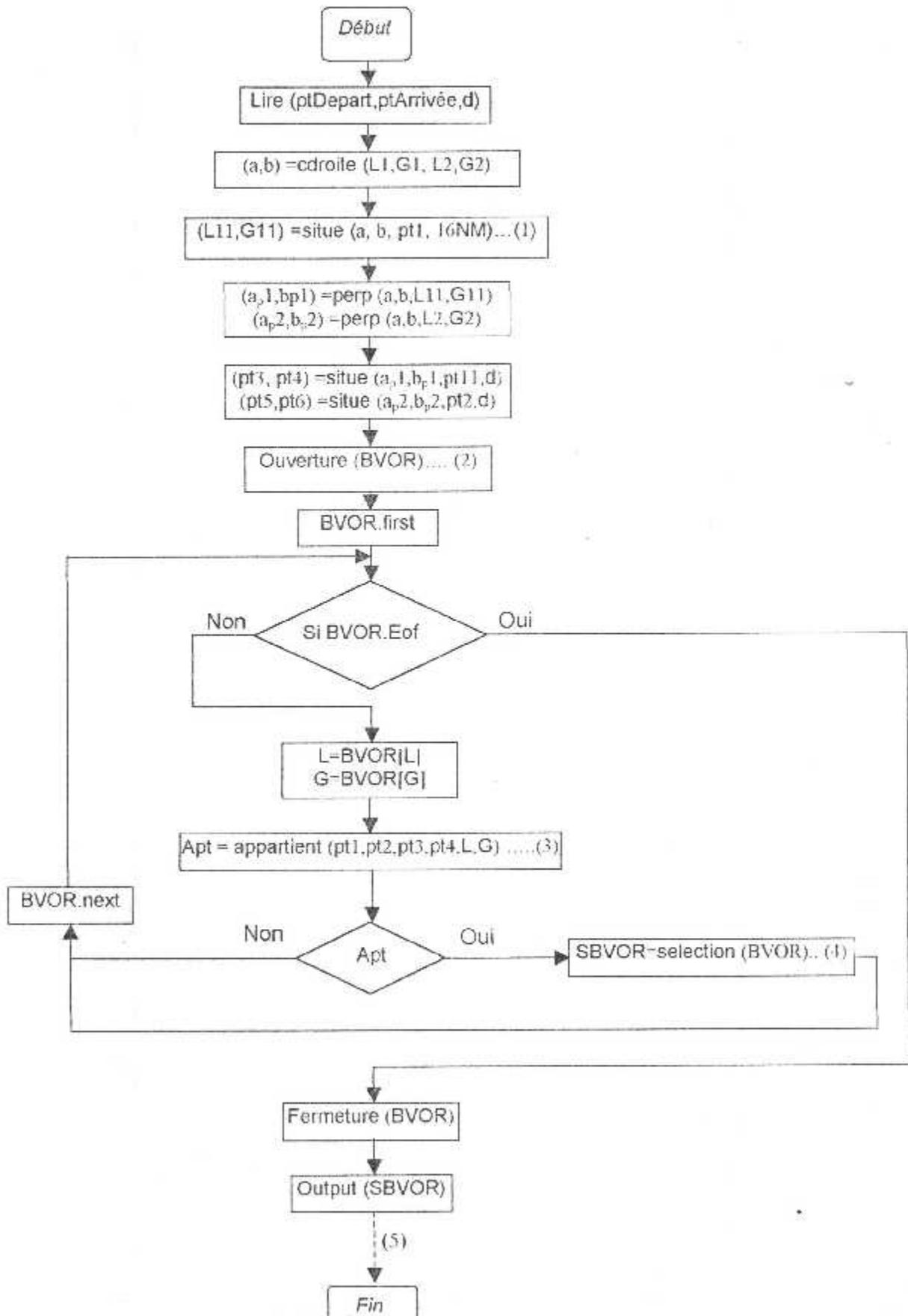
Créer fils :

[arbre, Q] = Créer fils (arbre, P, info)

Ce programme crée un fils du nœud P dans l'arbre avec info dans le champ info et sa position est Q c'est à dire $Q^.père = P$.

IV.5.5- Organigrammes :

IV.5.5.a-Organigramme de sélection de l'aire :



L'organigramme ci-devant sert à limiter le secteur de la sélection des balises, des points géographiques et des aérodromes par la création D'une sous base de données (SBVOR). Ceci afin de minimiser le temps de recherche.

Commentaires :

(1) : C'est de positionner le point (L11,G11) qui se situe à 16 Nm par rapport au point de départ « pt1 » sur la droite qui joint le point de départ à celui de destination.

(2) : L'ouverture de la table **BVOR** par l'instruction **BVOR.open** « Delphi »

(3) : Appartient : c'est un autre sous programme qui teste si le point (L,G) appartient au rectangle [pt1, pt2, pt3, pt4].

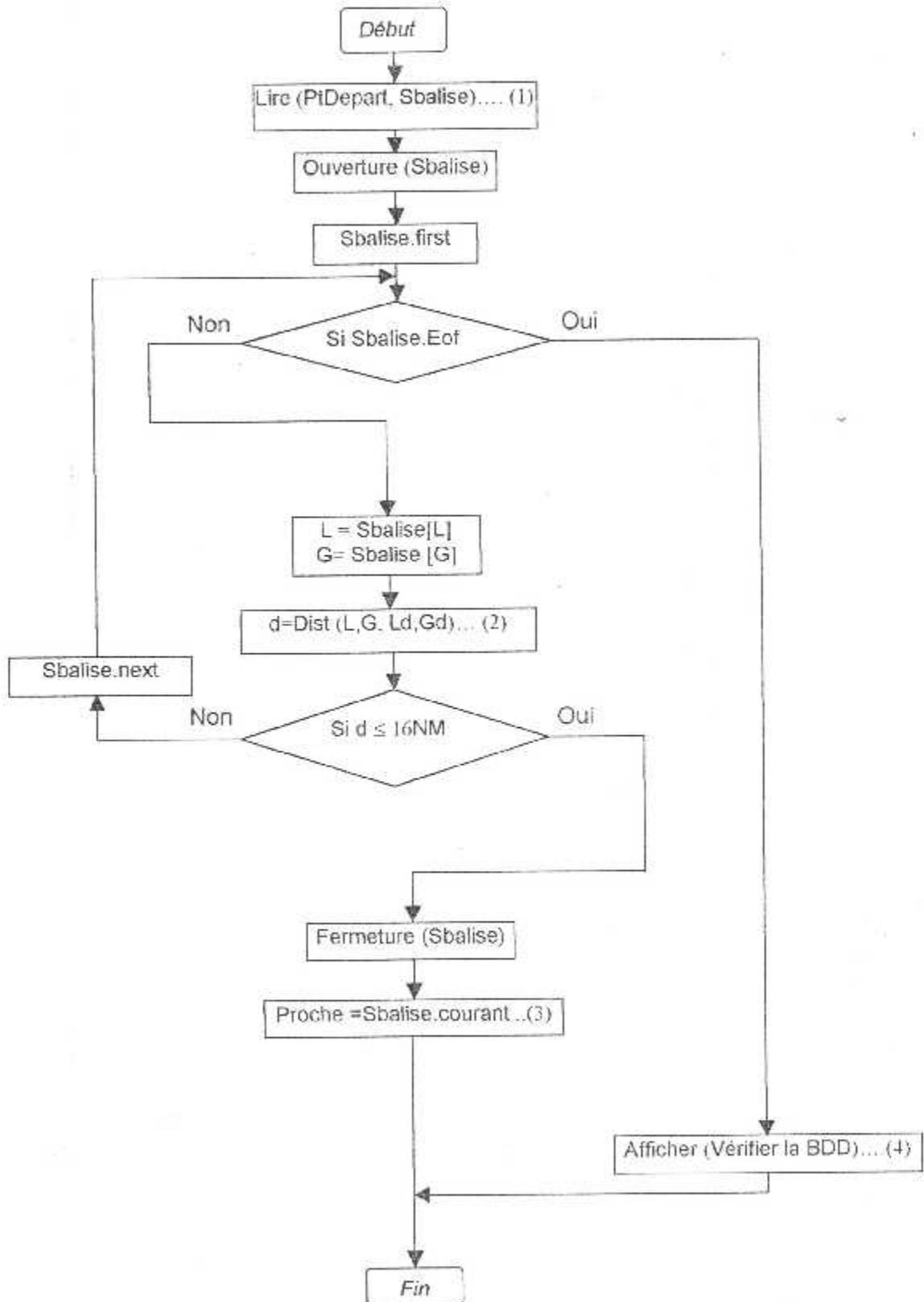
Apt = vraie → le point appartient à l'aire.

Apt = faux → le contraire.

(4) : Ajout de l'enregistrement courant de la table **BVOR** dans la sous base de données **SBVOR** par l'instruction **SBVOR.appendrecord**.

(5) : Le même travail que précédemment pour les autres tables *points géographiques, Aérodromes*.

IV.5.5.b- Organigramme de la station la plus proche :



Cet organigramme sert à sélectionner la balise la plus proche de l'aérodrome de départ à l'intérieur d'un cercle ayant pour centre l'aéroport de départ et de rayon de 16 NM.

Commentaires :

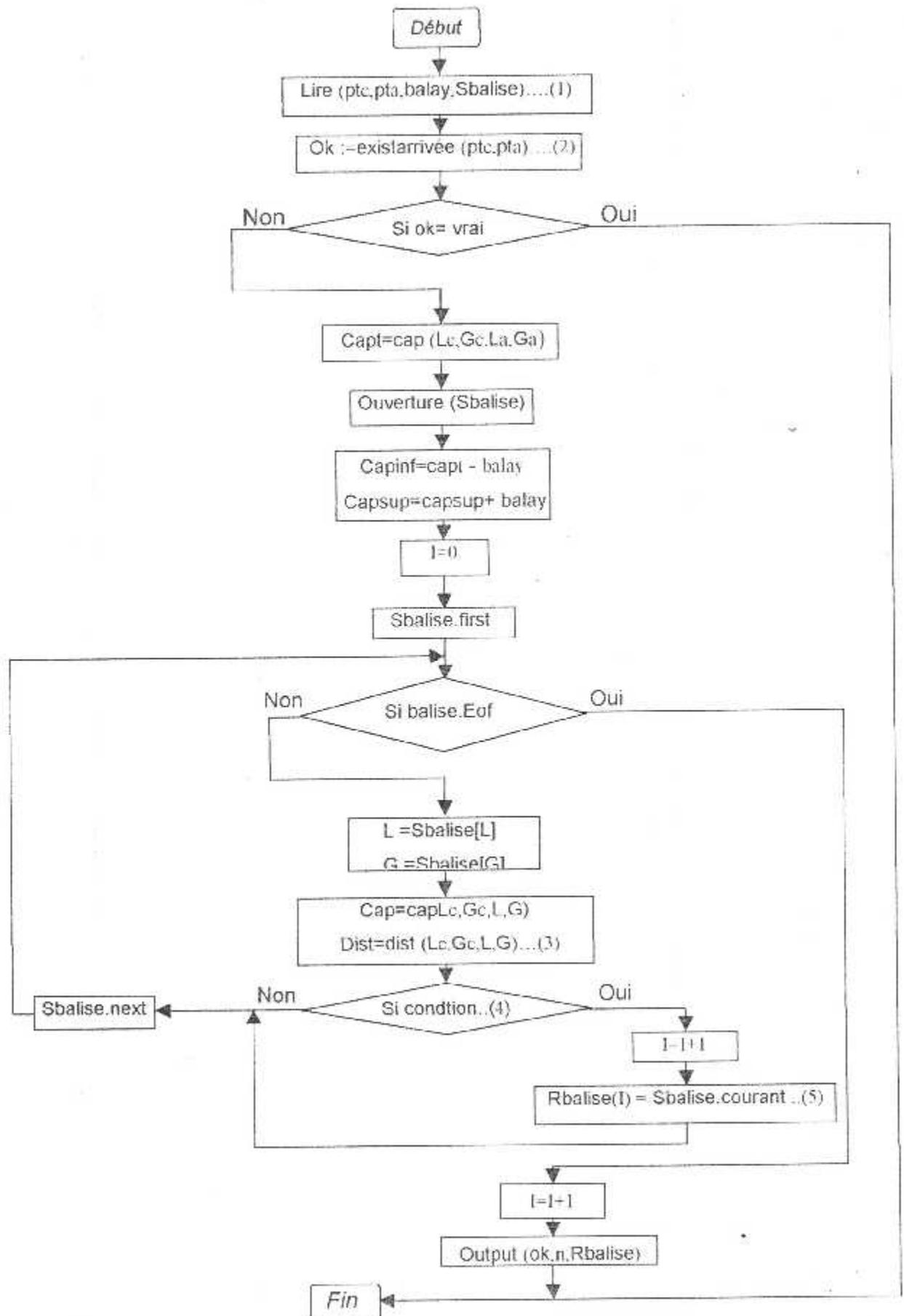
(1) : Lecture des coordonnées de l'aéroport de départ (ptdépart) et la sous base de données « Sbalise ».

(2) : calcul de la distance « d » entre le point de départ (Ld,Gd) et la balise(L,G) courante dans la sous base de données.

(3) : Affectation des données de la balise courante remplissant la condition ($d \leq 16$ NM) dans la variable « Proche ».

(4) : Impossibilité de ne pas avoir une balise dans un rayon inférieur à 16 NM par rapport à un aéroport.

IV.5.5.c- Organigramme de sélection des balises :



Cet organigramme sert à la sélection des balises qui appartiennent à la portion de sélection citée précédemment à partir d'une balise.

Commentaires :

(1) : Lecture de la balise courante (ptc) et les coordonnées de l'aérodrome de destination.

(2) : Test d'existence de l'arrivée.

(3) : Calcul de cap et de la distance pour pouvoir tester.

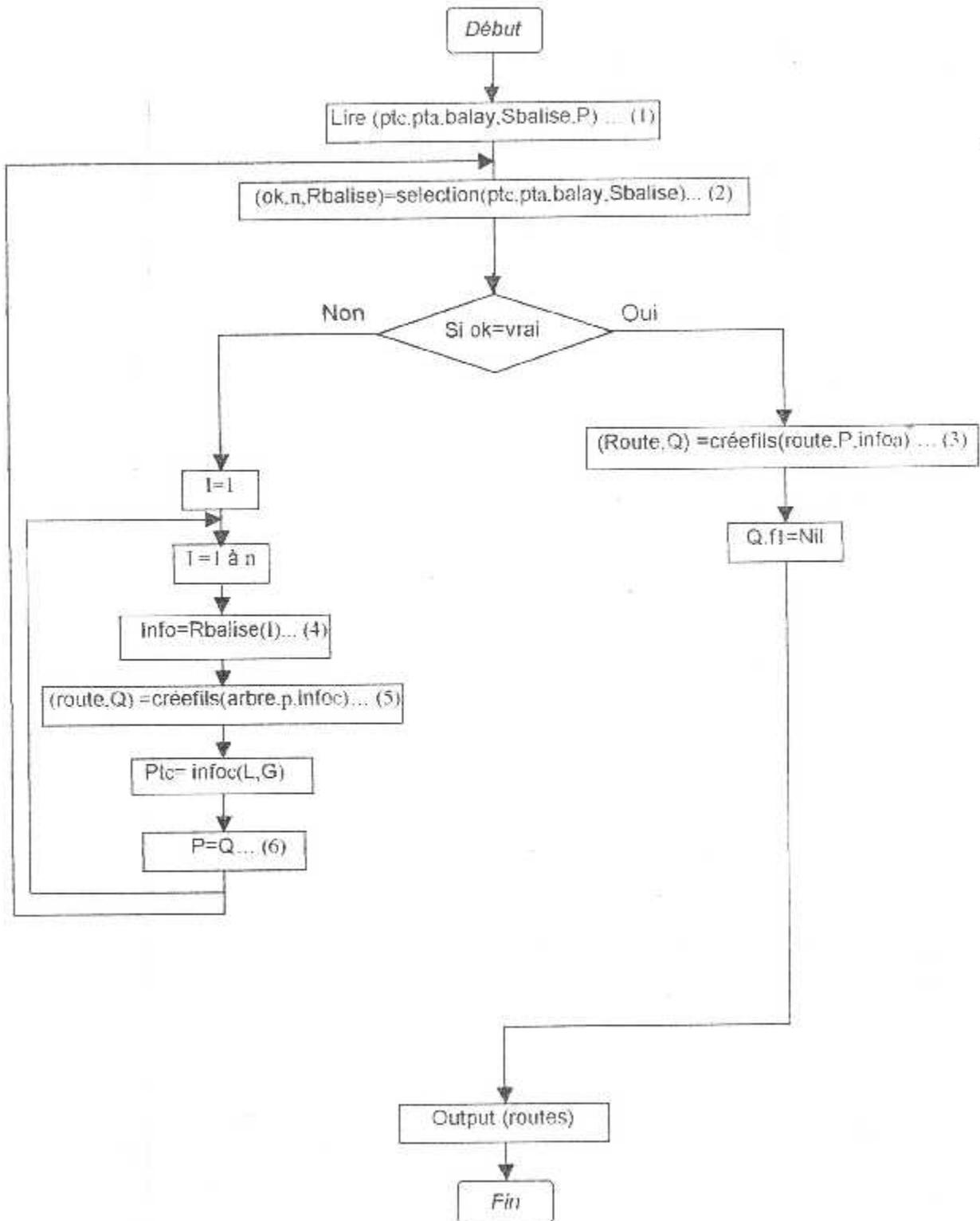
(4) : Test d'appartenance de la balise à la portion de sélection.

(5) : stockage de la balise appartenant à la portion de sélection dans un vecteur structuré.

Remarque :

Les zones interdites ne sont pas prises en considération dans cet organigramme vu le Manque de données (documentation et AIP des autres pays).

IV.5.5.d- Organigramme de la multitude de routes :



Cet organigramme sert à créer des fils d'un nœud qui représentent la multitude de routes entre la balise courante et les balises qui appartiennent à la portion de sélection centrée par la balise courante et limitée par $(\text{cap}+45^\circ)$ et $(\text{cap}-45^\circ)$, c'est-à-dire le cap entre la balise courante et l'aéroport d'arrivée augmenté de part et d'autre d'un angle de 45° .

Commentaires :

- (1) **ptc** : Coordonnées de la balise courante.
- Pta** : Coordonnées de l'aéroport de l'arrivée.
- Balay** : l'angle de balayage qui sert à limiter la portion de sélection.
- Sbalise** : sous base de données.
- P** : le nœud courant dans l'arbre (la balise courante).

(2) : Sélection des balises dans le tableau « Rbalise » de taille « n ». les balises sélectionnées sont celles qui appartiennent à la portion de sélection centré par « ptc » et $(\text{cap}-\text{balay})$ et $(\text{cap}+\text{balay})$.

(3) : Création d'un fils qui représentant l'arrivée « cas trivial » puis le rendre une feuille qui ferme la route « une possibilité ».

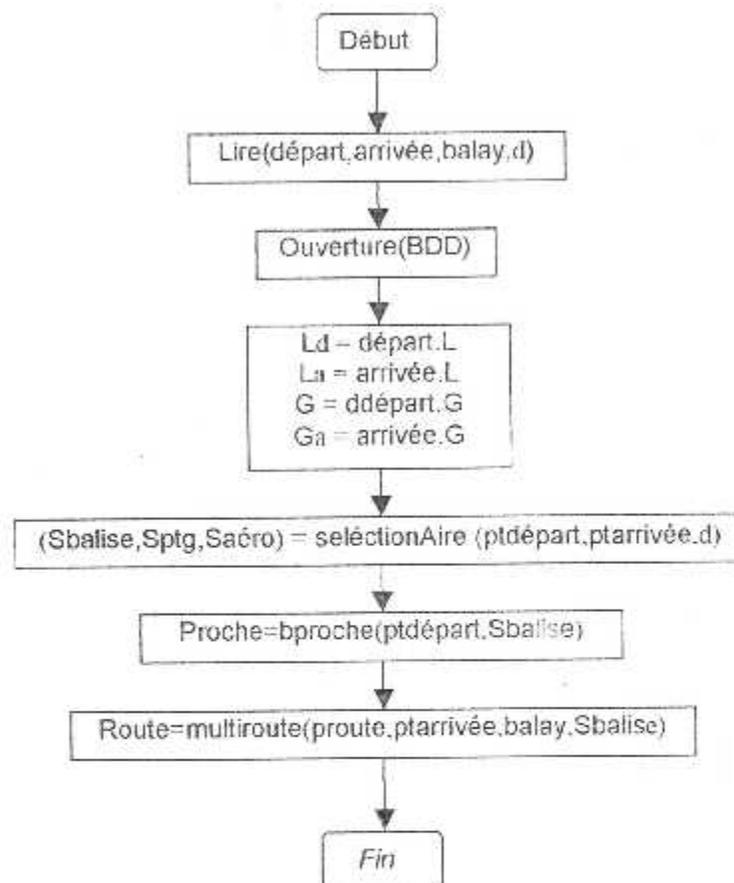
(4) : Affectation de toutes les informations de la balise courante (L,G,cap,dist, ...) dans la variable « infoc ».

(5) : Création d'un fils qui va servir de joindre la route entre la balise courante et les autres balises sélectionnées.

(6) : cette affectation sert à l'appel récursif pour que le programme continue la recherche de l'arrivée.

IV.5.5.e- Organigramme général :

L'organigramme suivant regroupe tous les organigrammes précédents :



CHAPITRE 5

ESTIMATION DU CARBURANT ET DU TEMPS DE VOL

I. POSITION DU PROBLEME :

Il s'agit d'estimer la quantité de carburant réglementaire à embarquer et le temps de vol pour une étape donnée. Les calculs d'estimation du carburant sont effectués à partir des données de consommation fournies par le constructeur de l'avion, et ce dans les différentes phases du vol.

La quantité de carburant nécessaire et le temps de vol estimés pour une étape donnée sont fonction des paramètres suivants :

- la distance de l'étape qui peut varier selon la route choisie.
- Le niveau de vol.
- Les conditions météorologiques (vent, température...) prévues pour les différentes phases du vol.
- La charge marchande (Passagers, bagages, fret..)

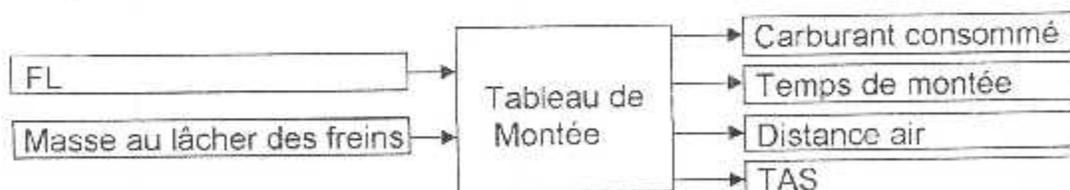
II. TABLEAUX DE MARCHE :

Les performances de l'avion sont fournies par le constructeur et présentées sous forme de tableaux dits tableaux de marche dont voici des exemples pour chacune des phases du vol.

1- Tableaux de Montée :

Quatre tableaux sont à utiliser suivant que la température statique du jour est inférieure à la température standard (ISA), 5, 10 ou 20° au dessus de la OAT standard.

- ISA and below.
- ISA + 10°.
- ISA + 15°.
- ISA + 20°.



La quantité de carburant consommée en montée ($Fuel_{Montée}$) est réduite en fonction de l'élévation de l'aéroport de 75kgs/1000ft.

BOEING 767
OPERATIONS MANUAL

ENROUTE CLIMB
290/75
ISA + 20°C

PRESSURE ALTITUDE FT	WIND CORRECTED TIME/TAS	WIND CORRECTED TIME/TAS										
		17000	17000	17000	14000	15500	16000	14000	13000	12000	11000	10000
4500	TIME/FUEL DIST/TAS									327 3500	171 3100	187 2800
4200	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
4100	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
4000	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
3900	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
3800	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
3700	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
3600	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
3500	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
3400	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
3300	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
3200	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
3100	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
3000	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
2900	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
2800	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
2700	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
2600	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
2500	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
2400	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
2300	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
2200	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
2100	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
2000	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
1900	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
1800	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
1700	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
1600	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
1500	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
1400	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
1300	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
1200	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
1100	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
1000	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
900	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
800	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
700	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
600	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
500	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
400	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
300	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
200	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500
100	TIME/FUEL DIST/TAS									287 2800	217 2850	187 2500

KB111-23.00.010

FUEL ADJUSTMENT FOR HIGH ELEVATION AIRPORTS
EFFECT ON TIME AND DISTANCE IS NEGLECTIBLE

ADDITIONAL ELEVATION	1000	4500	6000	8000	10000	12000
FUEL ADJUSTMENT	+150	-200	-450	-650	-750	-850

SHADED AREA APPROXIMATES OPTIMUM ALTITUDE

6-K76A
MAY 01/00

767-300/CF6-80C2B2

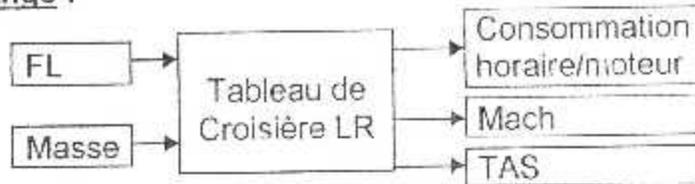
23.00.03

2- Tableaux de Croisière :

Les tableaux de marche en croisière sont de deux catégories, suivant le régime de marche adopté :

- Tableaux Mach Long range.
- Tableaux Mach constant M.80.

2. a- Mach Long range :



LONG RANGE CRUISE
2 ENGINES 2 AIRBREDS
MAX CRUISE THRUST LIMITS

BOEING 767
OPERATIONS MANUAL

ISA 0% REQUIRED
MAX TAT FOR THRUST RATING
IAS INDEX
MACH NUMBER
ISA FUEL FLOW PER ENG
ISA TAS KTS

PRESSURE ALTITUDE 43000 FT TO 38000 FT

PRESS ALT 1000 FT	WEIGHT 1000 KG														
	170	165	160	155	150	145	140	135	130	125	120	115	110	105	100
43 (-27)											97.4	96.9	95.5	97.1	92.0
42 (-29)										91.5	95.8	94.4	91.1	92.0	90.8
41 (-29)								98.9	97.0	95.4	94.1	91.0	91.4	90.7	89.7
40 (-29)						98.1	96.4	95.0	93.9	92.8	91.7	90.6	89.4	88.4	87.4
39 (-29)				99.2	97.4	95.9	94.6	93.5	92.5	91.5	90.4	89.5	88.5	87.6	86.6
38 (-29)		100.1	98.3	96.7	95.3	94.2	93.2	92.2	91.2	90.2	89.3	88.4	87.5	86.6	85.6

MAX TAT NOT SHOWN WHERE %NI CAN BE SET IN ISA+30°C CONDITIONS
INCREASE/DECREASE %NI REQUIRED BY 1% PER 5°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT
INCREASE/DECREASE FUEL FLOW 3% PER 10°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT
INCREASE/DECREASE TAS BY 1 KT PER 1°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT
SHADED AREA APPROXIMATES OPTIMUM ALTITUDE
TURBULENT AIR PENETRATION

TARGET SPEED IAS / MACH	PRESS ALT 1000 FT	WEIGHT 1000 KG													
		170	160	150	140	130	120	110	100						
290.78	41														
	37	100	97	94	92	90	88	86	84	81	80	78	77	75	73
	33	93	92	90	89	88	87	86	85	84	83	82	81	80	79
	29	90	89	88	87	86	85	84	83	82	81	80	79	78	77
	25	87	86	85	84	83	82	81	80	79	78	77	76	75	74
	20	83	82	81	80	79	78	77	76	75	74	73	72	71	70
	15	79	78	77	76	75	74	73	72	71	70	69	68	67	66
	10	75	74	73	72	71	70	69	68	67	66	65	64	63	62

AIR BLEED CORRECTION	0.0%
ENGINE	2.0
ENGINE AND WIND	0.4

MAX CRUISE %N₁

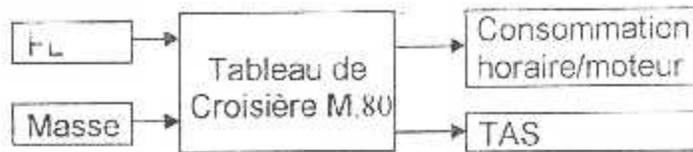
PRESS ALT 1000 FT	TAT DEG C													
	-60	-55	-50	-45	-40	-35	-30	-25	-20	-15	-10	-5		
43	93.9	94.8	95.5	96.5	97.3	98.1	98.9	99.7	100.5	100.1	98.9	98.2	97.5	96.8
42	93.9	94.8	95.5	96.5	97.3	98.1	98.9	99.7	100.5	100.1	98.9	98.2	97.5	96.8
41	93.9	94.8	95.5	96.5	97.3	98.1	98.9	99.7	100.5	100.1	98.9	98.2	97.5	96.8
40	93.9	94.8	95.5	96.5	97.3	98.1	98.9	99.7	100.5	100.1	98.9	98.2	97.5	96.8
39	94.3	95.2	96.1	96.9	97.8	98.6	99.4	100.2	101.0	100.2	99.0	98.2	97.4	96.5
38	94.8	95.7	96.5	97.4	98.3	99.1	99.9	100.7	101.5	100.2	99.0	98.3	97.7	96.9

23.30.12

767-300/CF6-80C2E2

0187FA
MAY 01/93

2. b- Mach constant M .80 :



IND. MACH .80 CRUISE
2 ENGINES 2 AMBLEEDS
MAX CRUISE THRUST LIMITS

BOEING 767
OPERATIONS MANUAL

ISA MNI REQUIRED
MAX TAT FOR THRUST RATING
ISA FUEL FLOW PER ENGINE

PRESSURE ALTITUDE **43000 FT TO 34000 FT**

PRESS ALT 1000 FT	IAS 200 250 300 350 400 450	HEIGHT 1000 KG																																																																																																																																																																							
		170	165	160	155	150	145	140	135	130	125	120	115	110	105	100																																																																																																																																																									
43	226 -23 459																42	231 -29 459																41	231 -29 459																40	242 -29 459																39	248 -29 459																38	254 -29 459																37	260 -29 459																36	266 -29 459																35	272 -29 459																34	278 -29 459															
42	231 -29 459																41	231 -29 459																40	242 -29 459																39	248 -29 459																38	254 -29 459																37	260 -29 459																36	266 -29 459																35	272 -29 459																34	278 -29 459																																
41	231 -29 459																40	242 -29 459																39	248 -29 459																38	254 -29 459																37	260 -29 459																36	266 -29 459																35	272 -29 459																34	278 -29 459																																																	
40	242 -29 459																39	248 -29 459																38	254 -29 459																37	260 -29 459																36	266 -29 459																35	272 -29 459																34	278 -29 459																																																																		
39	248 -29 459																38	254 -29 459																37	260 -29 459																36	266 -29 459																35	272 -29 459																34	278 -29 459																																																																																			
38	254 -29 459																37	260 -29 459																36	266 -29 459																35	272 -29 459																34	278 -29 459																																																																																																				
37	260 -29 459																36	266 -29 459																35	272 -29 459																34	278 -29 459																																																																																																																					
36	266 -29 459																35	272 -29 459																34	278 -29 459																																																																																																																																						
35	272 -29 459																34	278 -29 459																																																																																																																																																							
34	278 -29 459																																																																																																																																																																								

MAX TAT NOT SHOWN WHERE MNI CAN BE SET IN ISA +30°C CONDITIONS
INCREASE/DECREASE MNI REQUIRED BY 1% PER 5°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT
INCREASE/DECREASE FUEL FLOW BY 3% PER 10°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT
INCREASE/DECREASE TAS BY 1 KT PER 1°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT
SHADED AREA APPROXIMATES OPTIMUM ALTITUDE

TURBULENT AIR PENETRATION

TARGET SPEED IAS / MACH	PRESS ALT 1000 FT	WEIGHT 1000 KG							
		170	160	150	140	130	120	110	100
290 KIAS/78	41								
	37	100	87	74	62	56	54	51	49
	33	93	82	70	59	50	48	46	44
	29	90	80	69	59	50	48	46	44
	25	87	78	68	59	50	48	46	44
	20	83	75	66	58	50	48	46	44
	15	79	72	64	56	48	46	44	42
	10	75	74	66	58	50	48	46	44

AIR BLEED CORRECTION	REDUCE %N ₁
ENGINE	2.2
ENGINE AND WING	3.4

MAX CRUISE %N₁

PRESS ALT 1000 FT	TAT DEG C											
	-60	-55	-50	-45	-40	-35	-30	-25	-20	-15	-10	-5
43	94.0	94.9	95.7	96.4	97.4	98.2	99.0	99.3	100.0	100.2	99.0	98.2
42	94.0	94.9	95.7	96.4	97.4	98.2	99.0	99.3	100.0	100.2	99.0	98.2
41	94.0	94.9	95.7	96.4	97.4	98.2	99.0	99.3	100.0	100.2	99.0	98.2
40	94.0	94.9	95.7	96.4	97.4	98.2	99.0	99.3	100.0	100.2	99.0	98.2
39	94.0	94.9	95.7	96.4	97.4	98.2	99.0	99.3	100.0	100.2	99.0	98.2
38	94.0	94.9	95.7	96.4	97.4	98.2	99.0	99.3	100.0	100.2	99.0	98.2
37	94.0	94.9	95.7	96.4	97.4	98.2	99.0	99.3	100.0	100.2	99.0	98.2
36	94.0	94.9	95.7	96.4	97.4	98.2	99.0	99.3	100.0	100.2	99.0	98.2
35	94.0	94.9	95.7	96.4	97.4	98.2	99.0	99.3	100.0	100.2	99.0	98.2
34	94.0	94.9	95.7	96.4	97.4	98.2	99.0	99.3	100.0	100.2	99.0	98.2

K61H-22-30.C3A

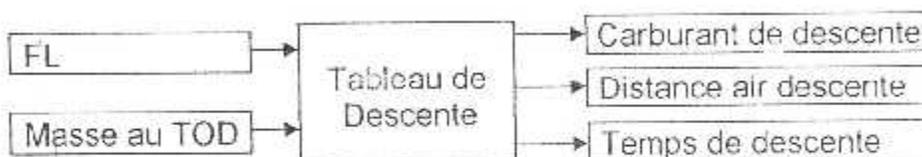
La déviation de la température totale prévue au niveau de vol par rapport à la température totale standard (StandardTAT) entraîne une correction des paramètres tirés de ces tableaux. La correction à apporter est la suivante :

- Augmenter/ réduire la consommation horaire/moteur de 3% par 10° au dessus/ dessous de la standard TAT.

- Augmenter/ réduire TAS de 1Kt par 1° au dessus/dessous de la standard TAT.

On rappelle que la température totale est égale à la température statique plus un supplément dû à la vitesse. $\frac{TAT}{OAT} = 1 + 0,2 \times M^2$.

3- Tableau de Descente :



DESCENT

BOEING 767
OPERATIONS MANUAL

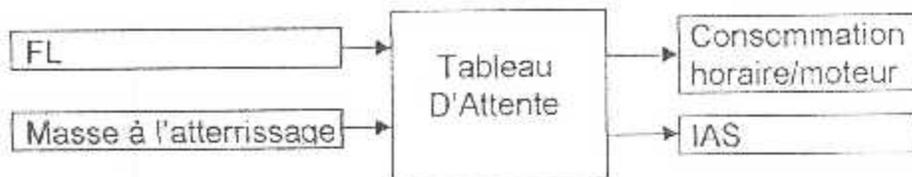
.78M/290/250 KIAS

PRESS ALT FT	TIME MIN	FUEL KG	DISTANCE NAM			
			LANDING WEIGHT KG			
			160000	140000	120000	100000
43000	28	530	147	143	136	125
41000	27	525	142	138	131	120
39000	26	515	137	132	125	114
37000	26	510	131	127	119	109
35000	25	500	126	121	114	104
33000	24	495	120	116	109	99
31000	23	485	115	111	104	95
29000	22	475	108	104	98	89
27000	21	465	101	97	92	84
25000	20	450	94	91	86	78
23000	19	440	87	84	79	73
21000	18	425	80	77	73	60
19000	17	410	73	71	67	62
17000	16	390	66	64	61	57
15000	15	375	59	58	55	52
10000	12	310	39	38	37	35
5000	8	235	21	21	21	20
1500	5	180	10	10	10	10

BASED ON FLIGHT IDLE THRUST.
ALLOWANCES FOR A STRAIGHT-IN APPROACH ARE INCLUDED.

4- Tableau d'Attente :

Les performances de l'avion correspondant à l'attente sont consignées dans le tableau ci-après, les informations extraites de ce tableau sont La consommation horaire/moteur exprimée par kgs/heure ainsi que la vitesse indiquée IAS.



BOEING 767
OPERATIONS MANUAL

HOLDING

WPL
IAS KNOTS
FF PER ENG

FLAPS UP

PRESSURE ALTITUDE FT	WEIGHT 1000 KG															
	170	165	160	155	150	145	140	135	130	125	120	115	110	105	100	
40000									94.3	93.0	91.6	90.3	89.0	87.7	86.5	
									218	214	211	208	205	202	199	
									2120	2000	1890	1800	1710	1630	1560	
35000		94.4	93.3	92.3	91.3	90.3	89.3	88.3	87.2	86.1	85.1	84.0	82.8	81.7	80.6	
		245	241	237	233	229	224	220	217	214	211	208	205	202	199	
		2630	2520	2410	2310	2230	2140	2050	1970	1880	1800	1720	1650	1580	1510	
30000	89.9	89.1	88.3	87.5	86.6	85.6	84.7	83.7	82.8	81.7	80.7	79.6	78.6	77.5	76.5	
	246	242	238	234	230	226	222	219	217	214	211	208	205	202	199	
	2610	2520	2430	2350	2260	2180	2100	2010	1940	1860	1790	1710	1640	1570	1510	
25000	85.5	84.8	84.0	83.1	82.2	81.3	80.4	79.5	78.6	77.5	76.4	75.3	74.2	73.1	72.0	
	244	240	236	232	228	225	222	219	217	214	211	208	205	202	199	
	2570	2480	2400	2320	2240	2160	2080	2000	1930	1860	1790	1730	1660	1590	1520	
20000	81.4	80.6	79.9	79.0	78.0	77.0	76.1	75.1	74.1	73.2	72.1	70.9	69.6	68.4	67.2	
	242	238	234	230	227	225	222	219	217	214	211	208	205	202	199	
	2550	2470	2390	2310	2240	2160	2090	2020	1940	1870	1810	1740	1670	1600	1540	
15000	77.1	76.2	75.4	74.5	73.7	72.7	71.6	70.6	69.5	68.5	67.4	66.4	65.4	64.3	63.3	
	240	236	233	230	227	225	222	219	217	214	211	208	205	202	199	
	2560	2480	2400	2330	2250	2180	2110	2040	1970	1900	1830	1760	1700	1630	1570	
10000	72.7	71.8	70.9	70.0	69.1	68.2	67.3	66.4	65.4	64.5	63.4	62.3	61.1	59.9	58.7	
	239	235	232	230	227	225	222	219	217	214	211	208	205	202	199	
	2580	2500	2430	2350	2280	2200	2130	2060	1990	1930	1860	1790	1730	1670	1600	
5000	68.4	67.5	66.7	65.9	65.1	64.2	63.1	62.1	61.1	60.0	59.0	57.9	56.9	55.8	54.0	
	238	234	232	230	227	225	222	219	217	214	211	208	205	202	199	
	2600	2530	2460	2380	2310	2240	2170	2110	2040	1970	1910	1840	1780	1710	1650	
1500	65.7	64.8	63.8	62.9	62.0	61.0	60.1	59.1	58.2	57.2	56.2	55.3	54.3	53.3	52.3	
	237	234	232	230	227	225	222	219	217	214	211	208	205	202	199	
	2640	2560	2490	2420	2350	2280	2210	2150	2080	2010	1940	1880	1810	1750	1680	

FUEL FLOW IS BASED ON A RACETRACK PATTERN.
FOR HOLDING IN STRAIGHT AND LEVEL FLIGHT REDUCE FUEL FLOW VALUES BY 5 PERCENT.

Remarque :

Pour les niveaux de vol et les masses qui ne figurent pas dans les tableaux de marche présentés auparavant, une interpolation linéaire pourra être utile en vue d'avoir les performances de l'avion correspondant à ces paramètres (FL, masse).

Exemple :

Croisière Long range :

$$\left. \begin{array}{l} \text{FL} = 355. \\ \text{Masse} = 125 \text{ Tonnes.} \end{array} \right\} M, C_h, \text{TAS} = ?$$

Interpolation linéaire :

Le niveau de vol 355 ne figure pas dans le tableau de marche, par conséquent une interpolation linéaire entre les FL350 et FL360 devra être effectuée pour trouver les performances correspondantes au FL355.

Les résultats de l'interpolation sont les suivants :

$$\text{TAS} = 457.5 \text{ Kts.}$$

$$C_h = 2059 \text{ kgs/Heure.}$$

$$M = 0,7955.$$

III. PRESENTATION DE LA METHODE D'ESTIMATION :

L'estimation de la quantité de carburant à embarquer et le temps de vol pour une étape donnée, exige la connaissance des éléments suivants :

- Les paramètres météorologiques prévues sur toutes les routes pouvant joindre les deux aéroports de l'étape.
- Les paramètres liés à la route suivie (Distance, niveau de vol..).
- La charge à transporter (Passagers, bagages et fret).

Le processus d'estimation de la quantité de carburant nécessaire et du temps de vol pour un voyage projeté doit respecter l'ordre des étapes suivantes :

1. Détermination de la masse au lâcher des freins.
2. Détermination de la masse au TOC (m_{TOC}).
3. Estimation et correction de la masse au TOD (m_{TOD}).
4. Obtention de la masse réelle au TOD ($m_{\text{TODréelle}}$).
5. Détermination de la masse réelle de l'avion à l'atterrissage ($m_{\text{Attréelle}}$) à partir de la $m_{\text{TODréelle}}$ déjà obtenue.

6. Calcul de la réserve finale (RF).

7. Calcul de la réserve de dégagement (RD).

8. Si le résultat de la relation $\left[(m_{\text{Attréelle}} - (m_b + m_{\text{Charge}} + \text{RF} + \text{RD}) < \varepsilon_2) \right]$ est vrai

alors : $d = m_{\text{LF}} - m_{\text{Attréelle}}$.

$$t = t_{\text{Montée}} + t_{\text{Cr}} + t_{\text{Descente}}$$

Dans le cas contraire la masse au lâcher des freins m_{LF} va être réduite de 200kgs ($m_{\text{LF}} := m_{\text{LF}} - 200\text{kgs}$), et le processus (1..8) redémarrera.

1- Détermination de la masse au lâcher des freins :

La masse de l'avion au lâcher des freins est constituée de la masse de base m_b , la charge à transporter m_{Charge} et la quantité de carburant au lâcher des freins Q_{LF} , cette dernière (Q_{LF}) est choisie telle que l'égalité suivante soit vérifiée :

$$m_b + m_{\text{Charge}} + Q_{\text{LF}} = L/U.$$

2- Détermination de la masse au TOC :

On rentre dans le tableau de marche de montée avec le FL choisi et la masse au lâcher des freins pour obtenir les paramètres de montée suivants :

- Temps.
- Fuel consommé.
- Distance air D_{air} .
- Vitesse propre v_p .

La masse au TOC est égale à la masse au lâcher des freins diminuée du carburant consommé en montée :

$$m_{\text{TOC}} = m_{\text{LF}} - \text{Fuel}_{\text{Montée}}$$

La distance sol de montée est calculée par la formule suivante :

$$\frac{D_s}{D_{\text{air}}} = \frac{v_s}{v_p} = \frac{v_p + v_e}{v_p}$$

3- Estimation et correction de la masse au TOD :

La valeur affectée à la masse au TOD estimée $m_{\text{TOD estimée}}$ est, de préférence comprise entre les deux valeurs limites que peut prendre la masse de l'avion au TOD. Ces dernières sont obtenues directement du tableau de descente (100000, 160000 kgs).

Après avoir estimé la masse de l'avion au TOD, il y a lieu de la corriger. La correction de la masse au TOD s'effectue par le processus itératif suivant :

1- On rentre dans le tableau de marche descente avec le FL et la $m_{TODestimée}$.
les paramètres de descente tirés du tableau sont :

- La distance air D_{air} .
- Le carburant consommé.
- Le temps.

On calcule la distance sol de descente par la formule : $\frac{D_{air}}{D_s} = \frac{v_p}{v_p + v_e}$

2- On rentre dans le tableau de marche de croisière avec le FL et la masse moyenne estimée en croisière $m_{mCrestimée}$.

$$m_{mCrestimée} = \frac{m_{TODC} + m_{TODestimée}}{2}$$

Les paramètres de croisières tirés du tableau sont :

- La consommation horaire/moteur (C_h).
- La vitesse propre TAS (v_p).

La quantité de carburant consommée en croisière est donc :

$$Fuel_{Cr} = 2 \times C_h \times t_{Cr} \text{ . Avec } t_{Cr} = \frac{D_{sCr}}{v_{eCr} + v_{pCr}}$$

Or, $D_{sCr} = D_{sEtape} - (D_{sMontée} + D_{sDescente})$.

$$\text{Donc : } Fuel_{Cr} = 2 \times C_h \times \frac{D_{sEtape} - (D_{sMontée} + D_{sDescente})}{v_{eCr} + v_{pCr}}$$

La masse au TOD corrigée est alors :

$$m_{TODcorrigée} = m_{TODC} - Fuel_{Cr}$$

Maintenant si le résultat de la relation : $\left| m_{TODestimée} - m_{TODcorrigée} \right| < \varepsilon I$ (1), est vrai,

le processus s'arrête. Dans le cas contraire : $m_{TODestimée} = \frac{m_{TODestimée} + m_{TODcorrigée}}{2}$ et

on refait les instructions (1,2 et 3) jusqu'à ce que la relation (1) soit vérifiée.

εI est un nombre choisi suivant la précision recherchée.

4- Obtention de la masse réelle au TOD ($m_{TODréelle}$) :

La $m_{TODréelle}$ est le résultat du processus de correction de la masse au TOD.

Soit : $m_{TODréelle} = m_{TODcorrigée}$.

5- Détermination de $m_{Attréelle}$:

En rentrant dans le tableau de descente avec le FL et la masse réelle au TOD, on obtient le fuel de descente.

$$\text{Donc : } m_{Attréelle} = m_{TODréelle} - \text{Fuel}_{\text{Descente}}.$$

6- Calcul de la réserve finale RF :

La réserve finale réglementaire correspond à un vol de 30 minutes à la vitesse d'attente en température standard à 450 m (1500 ft) au-dessus de l'aérodrome de destination.

En rentrant dans le tableau d'attente avec le FL15 et la $m_{Attréelle}$, on obtient la consommation horaire/moteur (C_h).

$$\text{Donc } RF = 2 \times C_h / 2.$$

$$\text{Soit } RF = C_h \text{ kgs.}$$

7- Calcul de la réserve de dégagement RD :

La réserve de dégagement RD est calculée d'après les paramètres tirés du tableau de marche de croisière LR (C_h , v_p) à un niveau de vol FL inférieur à celui de Départ/Destination.

$$\text{Donc } RD = 2C_h \times t_{\text{Dégagement}}.$$

$$\text{Or, } t_{\text{Dégagement}} = \frac{D_s}{V_s} \rightarrow RD = 2C_h \times \frac{D_s}{V_p + V_c}.$$

8- Vérification de la condition de retour :

Après avoir calculé les réserves RF et RD, on procède à la vérification de la condition d'arrêt de processus d'estimation.

Si la condition $\left[(m_{Att \text{ réelle}} - (m_o + m_{Charge} + RF + RD) < \epsilon) \right]$ n'est pas vérifiée, la masse de l'avion au lâcher des freins m_{LF} recevra l'ancienne moins 200kgs, ce qui veut dire que Q_{LF} sera diminuée de 200kgs et le processus d'estimation (1.8) se répète jusqu'à vérification de la condition.

Par contre, si le résultat de la relation est vrai, le processus itératif d'estimation s'arrête. Et l'avion arrivera donc, à l'aérodrome de destination avec seulement la réserve finale et la réserve de dégagement, en d'autres termes la quantité de carburant embarquée était le strict nécessaire pour le vol.

$$\text{Le délestage d'étape } d = m_{LF} - m_{Attréelle}.$$

$$\text{Le temps de vol } t = t_{\text{Montée}} + t_{Cr} + t_{\text{Descente}}.$$

IV. ALGORITHME ET ORGANIGRAMME :

Avant d'entamer l'algorithme et l'organigramme d'estimation du carburant et du temps de vol, il est nécessaire de définir des fonctions (requêtes) permettant l'extraction des données relatives à chacune des phases du vol pour les manipuler ensuite dans l'algorithme.

a- Montée :

ISAT(QFE) : cette fonction permet de déterminer la température standard (ISA) correspondante à la valeur de QFE dans l'atmosphère standard.

$$\text{ISAT (QFE)} = 15^\circ - \frac{28(1013.25 - \text{QFE})}{500}$$

Exemple : ISAT (942) = 11°C.

Fmontée (FL, ISAT, T, m_{LF}) : cette fonction permet de tirer les données de montée dont les paramètres sont spécifiés entre parenthèses.

Exemple :

$$(D_{\text{air}}, v_p, \text{Fuel}, t) := \text{Fmontée} (350, 11, 15, 130000) ;$$

$$\Rightarrow \begin{cases} D_{\text{air}} = 84\text{NM.} \\ v_p = 402\text{Kt.} \\ \text{Fuel} = 2600\text{kgs.} \\ t = 14\text{min.} \end{cases}$$

b- Croisière :

Fcroisière (M, FL, m_{mCr}) : C'est la fonction qui permet d'extraire les données de la croisière entre parenthèses.

Exemple :

$$(v_p, C_h) := \text{Fcroisière} (\text{LR}, 300, 130000) ;$$

$$\Rightarrow \begin{cases} v_p = 447\text{Kt.} \\ C_h = 2230 \text{ kgs} / \text{Moteur} \times \text{Heure} \end{cases}$$

c- Descente :

Fdescente (m_{TOD}, FL) : Elle permet de tirer les paramètres de descente dont les valeurs du FL et de la masse au TOD sont spécifiées entre parenthèses.

Exemple :

$$(D_{\text{air}}, \text{Fuel}, t) := \text{Fdescente}(140000, 33000) ;$$

$$\Rightarrow \begin{cases} \text{Fuel} = 495 \text{ kgs.} \\ t = 24 \text{ min.} \\ D_{\text{air}} = 116 \text{ NM.} \end{cases}$$

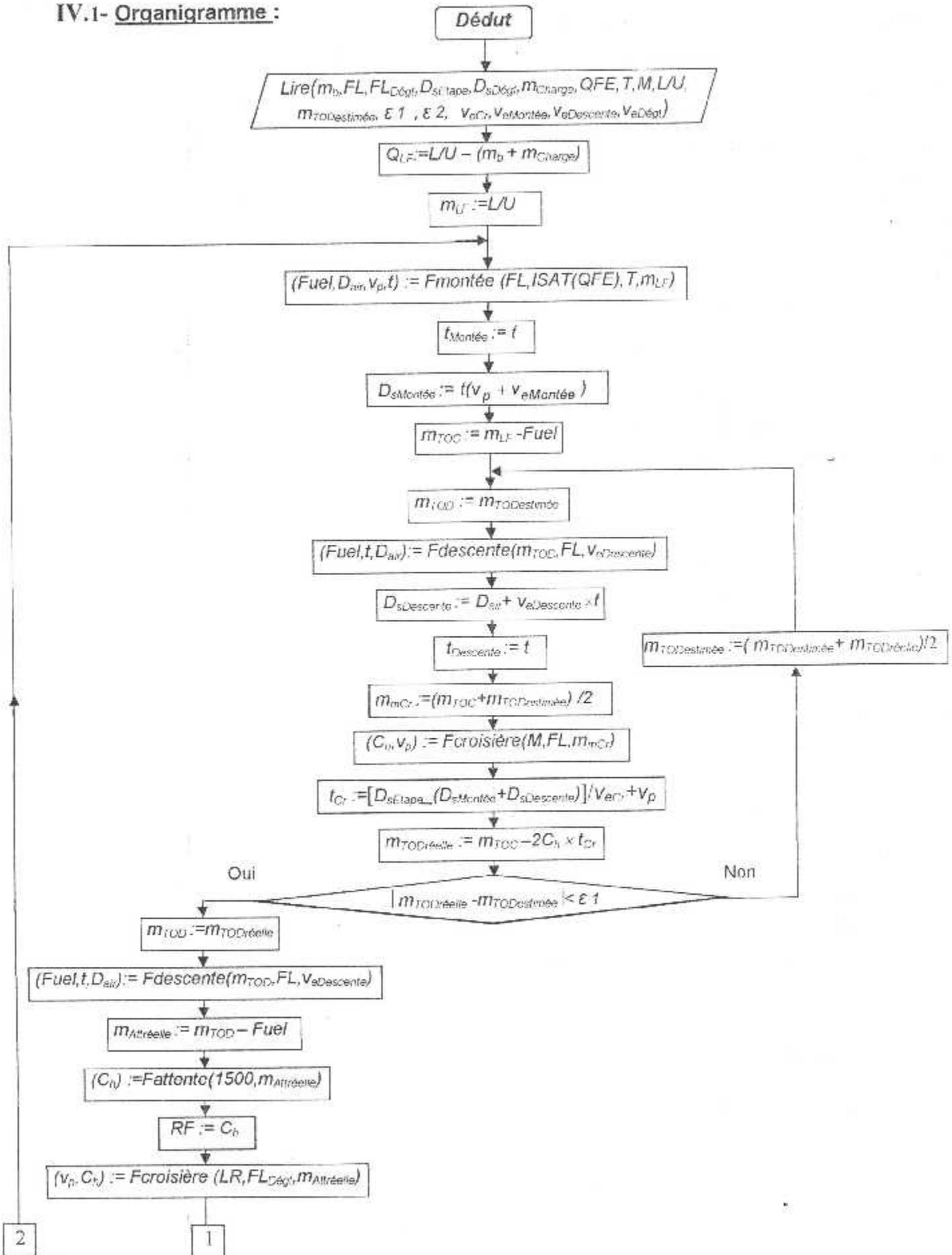
d- Attente :

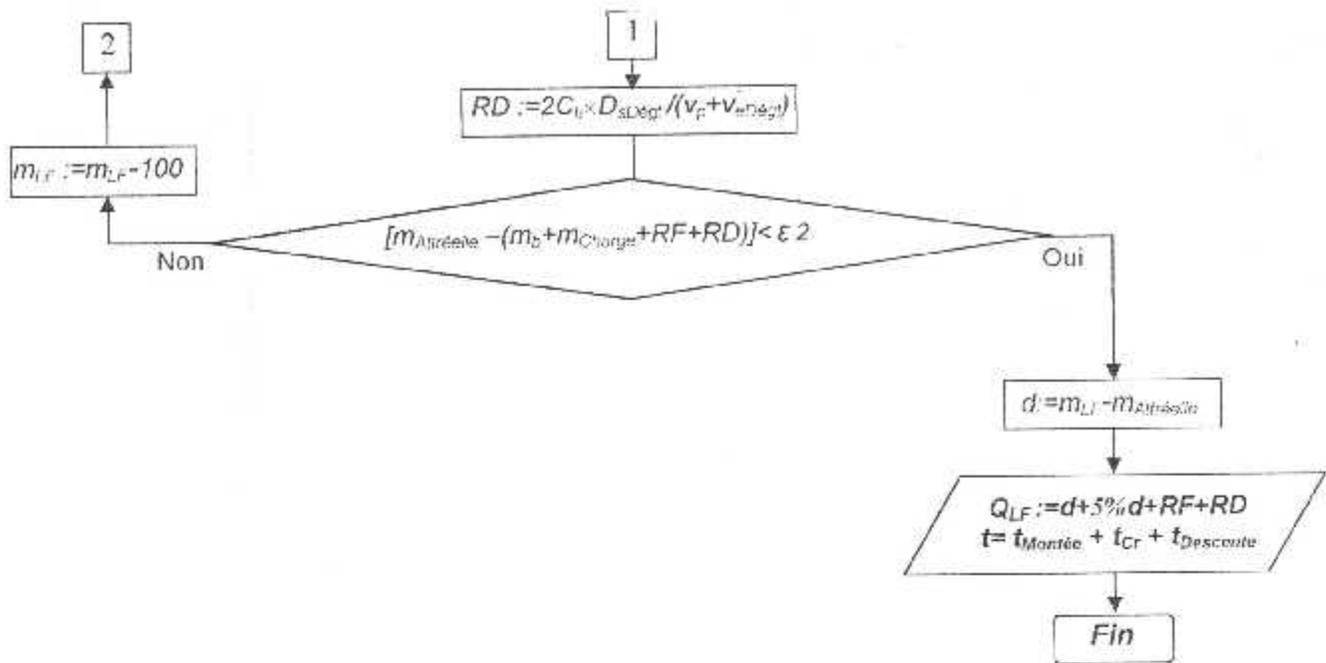
Fattente (FL, m_{Attrelle}) : Elle permet de tirer les données de l'attente dont les paramètres sont spécifiés entre parenthèses.

Exemple :

$$(C_h) := \text{Fattente}(1500, 150000) \Rightarrow C_h = 2350 \text{ kgs/Heure} \times \text{Moteur.}$$

IV.1- Organigramme :





IV.2- Algorithme :

Début

Lire($m_b, FL, FL_{Dég}, D_{sEtape}, D_{sDég}, m_{Charge}, Q_{FE}, T, M, L/U, \epsilon 1, \epsilon 2, v_{eCr}, v_{eMontée}, v_{eDescente}, v_{eDég}$);

$Q_{LF} := L/U - (m_b + m_{Charge})$;

$m_{LF} := m_b + m_{Charge} + Q_{LF}$;

10. ($Fuel, D_{air}, v_p, t$) := $F_{montée}(FL, ISAT(Q_{FE}), T, m_{LF})$;

$t_{Montée} := t$;

$D_{sMontée} := t(v_p + v_{eMontée})$;

$m_{TOC} := m_{LF} - Fuel$;

$m_{TODestinée} := 130000$;

20. $m_{TOD} := m_{TODestinée}$;

($Fuel, t, D_{air}$) := $F_{descente}(m_{TOD}, FL, v_{eDescente})$;

$D_{sDescente} := D_{air} + v_{eDescente} \times t$;

$t_{Descente} := t$;

$m_{mCr} := (m_{TOC} + m_{TODestinée}) / 2$;

(C_h, v_p) := $F_{croisière}(M, FL, m_{mCr})$;

$t_{Cr} := \left[\frac{D_{sEtape} - (D_{sMontée} + D_{sDescente})}{v_{eCr} + v_p} \right]$;

$m_{TODréelle} := m_{TOC} - 2C_h \times t_{Cr}$;

Si [$Abs(m_{TODréelle} - m_{TODestinée}) < \epsilon 1$] Aller à 30;

$m_{TODestinée} := \frac{m_{TODestinée} + m_{TODréelle}}{2}$;

Aller à 20;

30. $m_{TOD} = m_{TODréelle}$;

($Fuel, t, D_{air}$) := $F_{descente}(m_{TOD}, FL, v_{eDescente})$;

$m_{Attréelle} := m_{TOD} - Fuel$;

$(C_h) := F_{attente}(1500, m_{Attréelle}) ;$

$RF := C_h ;$

$(v_p, C_h) := F_{croisière}(LR, FL_{Dég}, m_{Attréelle}) ;$

$RD := 2C_h \times \frac{D_{sDég}}{v_p + v_{eDég}} ;$

Si $[(m_{Attréelle} - (m_b + m_{Charge} + RF + RD)) < \epsilon_2]$ Aller à 40 ;

$m_{LF} := m_{LF} - 100 ;$

Aller à 10 ;

40. $d = m_{LF} - m_{Attréelle} ;$

$Q_{LF} := d + 5\%d + RF + RD ;$

$t := t_{Montée} + t_{Cr} + t_{Descente} ;$

Fin.

V. EXEMPLE DE CALCUL :

Données concernant le vol :

Avion = B767-300.

Etape :

$D_s = 1000$ NM.

$FL = 330$.

Mach du vol : M.80

Charge = 18000 kgs.

Vent effectif : 10Kt Arrière en montée $v_{eM} = 10$ Kt.

40Kt Debout en croisière $v_{eCr} = -40$ Kt.

20 Kt Arrière en descente $v_{eD} = 20$ Kt.

Température en montée : ISA+3°.

Température en croisière $T = -36$ °.

$L/U = 156456$ kgs.

Dégagement : Vers un terrain à 200NM, FL 280.

Vent effectif 20Kt Debout $v_{eDég} = -20$ Kt.

Données Avion B767-300 :

$m_b = 87831$ Kgs

MMSD = 165489 Kgs

MMSC = 126098 Kgs

MMSA = 136077 Kgs

MMSR = 167396 Kgs

Nous allons calculer le carburant réglementaire au lâcher des freins et le temps de vol de cette étape :

Calcul de la masse au TOC :

On rentre dans le tableau de marche de montée (Tableau ISA+10°) avec $m_{LF}=L/U=156456$ Kgs et le FL330 pour en tirer les paramètres de montée suivants :

$$\text{Fuel}=3208,252 \text{ Kgs.}$$

$$D_{\text{air}}=101,747 \text{ NM.}$$

$$v_p=339 \text{ Kt.}$$

$$m_{\text{TOC}} = m_{\text{LF}} - \text{Fuel} = 156456 - 3208,252 = 153248,048 \text{ Kgs.}$$

$$D_{\text{sMontée}} = D_{\text{air}} \times ((v_p + v_e) / v_p) = 104,29 \text{ NM.}$$

Estimons la masse de l'avion au TOD :

$$m_{\text{TODestimée}} = 147760 \text{ Kgs.}$$

Calcul du carburant de descente :

On rentre dans le tableau de descente avec le FL330 et $m_{\text{TODestimée}} = 147760$, les paramètres tirés sont :

$$t = 24 \text{ min.}$$

$$\text{Fuel} = 495 \text{ Kgs.}$$

$$D_{\text{air}} = 117,55 \text{ NM.}$$

$$D_{\text{sDescente}} = 121,90 \text{ NM.}$$

$$D_{\text{sCr}} = D_{\text{sEtape}} - (D_{\text{sMontée}} + D_{\text{sDescente}}) = 773,79 \text{ NM.}$$

$$m_{\text{mCr}} = (m_{\text{TOC}} + m_{\text{TODestimée}}) / 2 = 150751,84 \text{ Kgs.}$$

On rentre dans le tableau de croisière avec le FL330 et m_{mCr} :

$$C_{\text{hCr}} = 2459,97 \text{ Kgs/Moteur} \times \text{Heure.}$$

$$v_p = 467 \text{ Kt.}$$

$$D_{\text{airCr}} = D_{\text{sCr}} \times (v_p / (v_p + v_{eCr})) = 846,28 \text{ NM.}$$

$$\text{Fuel}_{\text{Cr}} = C_{\text{hCr}} \times 2 \times D_{\text{airCr}} / v_p = 8915,79 \text{ Kgs.}$$

$$m_{\text{TODréelle}} = m_{\text{TOC}} - \text{Fuel}_{\text{Cr}} = 144332,25 \text{ Kgs.}$$

Vérifions si $|m_{\text{TODréelle}} - m_{\text{TODestimée}}| < 10 \text{ Kgs}$:

$$m_{\text{TODréelle}} - m_{\text{TODestimée}} = |144332,25 - 147760| = 3427,75. \text{ (Condition non vérifiée).}$$

On refait le même travail avec $m_{\text{TODestimée}} := (m_{\text{TODréelle}} + m_{\text{TODestimée}}) / 2$ jusqu'à vérification de la relation $[|m_{\text{TODréelle}} - m_{\text{TODestimée}}| < 10 \text{ Kgs}]$.

Le résultat obtenu après vérification de la relation précédente est le suivant :

Masse (Kg)		Distance sol (NM)		Temps (M.n)	
TOC	153248,048	Montée	104,29	Montée	17,29
Croisière	148831,29	Croisière	774,39	Croisière	108,6
TOD	144414,54	Descente	121,31	Descente	24
Atterrissage	143919,54	Total	999,99	Total	150,22

Calcul des RD et RF :

Reserve finale RF:

On rentre dans le tableau d'attente avec le FL15 et la masse réelle à l'atterrissage $m_{TODréelle}=143919,54\text{Kgs}$ (Cette masse ne figure pas dans le tableau d'attente, pour cela une interpolation linéaire entre les masses 140 et 145 Tonnes devra être faite) :

$$C_h = 2264,87 \text{ Kgs/Moteur} \times \text{Heure.}$$

$$\text{D'où : } RF = 2264,87 \text{ Kgs.}$$

Réserve de dégagement RD :

On rentre dans le tableau de croisière LR avec le FL280 et la masse $m_{TODréelle}=143919,54\text{Kgs}$ (Interpolation linéaire entre 140000 et 145000Kgs) pour faire sortir les paramètres suivants :

$$v_p = 452,13 \text{ Kt.}$$

$$C_h = 2468,225 \text{ Kgs/Moteur} \times \text{Heure.}$$

$$RD = 2C_h \times (D_s / v_s) = 2C_h \times \left(\frac{D_s}{v_p + v_{eDég}} \right) \Rightarrow RD = 2 \times 2468,225 \times \left(\frac{200}{452,13 - 20} \right)$$

$$\text{Soit : } RD = 2284,7 \text{ Kgs.}$$

Vérifions maintenant la relation $[[m_{Attréelle} - (m_b + m_{Charge} + RF + RD)] < \varepsilon_2]$ avec $\varepsilon_2 = 1000$:

$$m_{Attréelle} - (m_b + m_{Charge} + RF + RD) = 143919,54 - ((87831 + 18000 + 2264,87 + 2284,7)) \\ = 33538,97 \text{ Kgs.}$$

$$m_{Attréelle} - (m_b + m_{Charge} + RF + RD) = 33538,97 \gg 1000 \text{ (Condition non vérifiée).}$$

Cela veut dire que l'avion arrivera au terrain de destination avec 33538,97 Kgs de carburant à bord non consommé.

Faisons diminuer la masse de l'avion au lâcher des freins de 100Kgs c'est-à-dire que $m_{LF} \leftarrow m_{LF}-100$ ou bien $Q_{LF} \leftarrow Q_{LF}-100$ et refaisons le même travail que précédemment jusqu'à ce que la condition $(m_{Attréelle} - (m_b + m_{Charge} + RF + RD))$ soit vérifiée.

La valeur de la masse au lâcher des freins avec laquelle le processus itératif s'est arrêté est :

$$m_{LF} = 119456,3 \text{ Kgs.}$$

Masse (Kg)		Distance (NM)		Temps (Min)	
TOC	117217,17	Montée	69,33	Montée	11,94
Croisière	113240,47	Croisière	822,93	Croisière	123
TOD	109263,77	Descente	107,73	Descente	24
Atterrissage	108768,77	Total	999,99	Total	158,94

$$d = 10687,52 \text{ Kgs.}$$

$$RR = 5\%d = 534,37 \text{ Kgs.}$$

$$RF = 1795,22 \text{ Kgs.}$$

$$RD = 980,46 \text{ Kgs.}$$

$$t = 158,94 \text{ Min.}$$

La quantité de carburant au lâcher des freins : $Q_{LF} = d + RR + RF + RD$.

D'où $Q_{LF} : 13997,57 \text{ Kgs.}$

Temps de vol $t = 158,94 \text{ Min.}$

CHAPITRE 6

PLAN DE VOL TECHNIQUE

Introduction :

Après avoir étudié le concept de la construction des routes aériennes entre deux aérodromes et la méthode d'estimation du carburant réglementaire et du temps de vol pour une étape donnée, il est tout naturel de pouvoir établir un plan de vol technique.

Le plan que nous allons suivre dans ce chapitre est le suivant :

- Présentation du plan de vol technique.
- Réalisation d'un plan de vol technique.
- Présentation du logiciel.
- Exemples.

I- Présentation du plan de vol technique:

Nous avons présenté précédemment le contenu général d'un plan de vol, nous allons voir maintenant en détail les informations qu'on peut trouver dans un plan de vol technique :

a- Partie Fuel :

- Délestage d'étape « d ».
- Réserve de route « RR ».
- Réserve de dégagement « RD ».
- Réserve finale « RF ».
- Extra fuel « XTR ».
- Quantité de carburant au lâcher des freins « Q_{LF} ».
- Roulage « r » (Taxi).
- Carburant Block (Block Fuel).
- Temps de vol dégagement.
- Temps de vol Block.

b- Partie limitations structurales et charge offerte :

- m_b : Masse de base.
- MMSA : Masse Maximale Structurale à l'atterrissage.
- MMSD : Masse Maximale Structurale au décollage.
- MMSC : Masse Maximale Structurale en croisière.
- MMSR : Masse Maximale Structurale au roulage.
- Charge marchande estimée.
- Limitation pénalisante du jour.

c- Partie route :

Cette partie contient pour chaque point de route (waypoint), les différentes informations suivantes :

- Les coordonnées géographiques (Lat, Long).
- La consommation de carburant ainsi que le temps de vol pour chaque segment de route.
- Le niveau de vol.
- Les conditions météorologiques prévues (température, vent...).
- Le TOC et le TOD.

II- Réalisation d'un plan de vol technique automatisé :

Après avoir déterminé le parcours détaillé d'une route aérienne « waypoints et leurs coordonnées géographiques, cap, distance, FL », la charge marchande et les caractéristiques techniques de l'avion « m_b , MMSA, MMSD, MMSC... », il est temps d'établir un plan de vol technique.

Dans notre réalisation nous avons suivi les étapes suivantes :

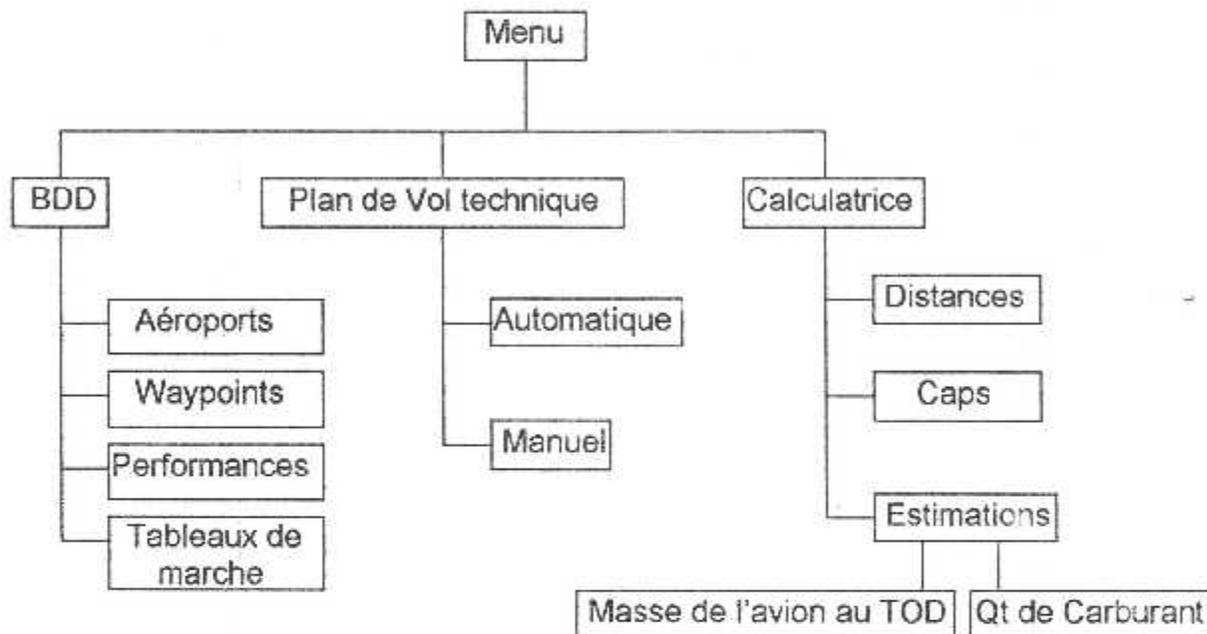
- 1) Réalisation du parcours du vol « voir chapitre 4 ».
- 2) Estimation du carburant réglementaire et du temps de vol : là où on doit estimer la quantité réglementaire de carburant à embarquer, estimer la masse de l'avion aux différents waypoints, distances, temps de vol pour chaque segment et le temps de vol block.
- 3) Intégration des point TOC et TOD dans le parcours du vol sous la forme suivante :

Id	Nom	Latitude	Longitude	Fréquence	FL	Distance	Temps	Carburant
Départ								
TOC								
TOP								
Arrivée								

4) Réalisation de l'état de sortie : cette étape est la réunion des résultats précédents dans une feuille à imprimer « voir la figure de la fin du chapitre ».

III-Présentation du logiciel :

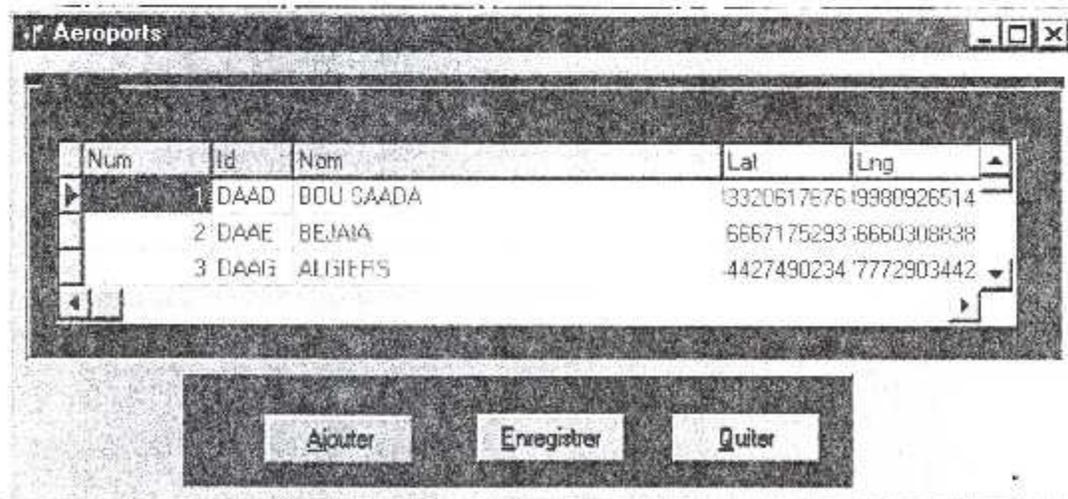
Cette présentation a pour but de faciliter la tâche aux utilisateurs et au personnel chargé de la préparation des vols en vue de bien connaître les différentes fonctionnalités de l'application.



III.1-Bases de données :

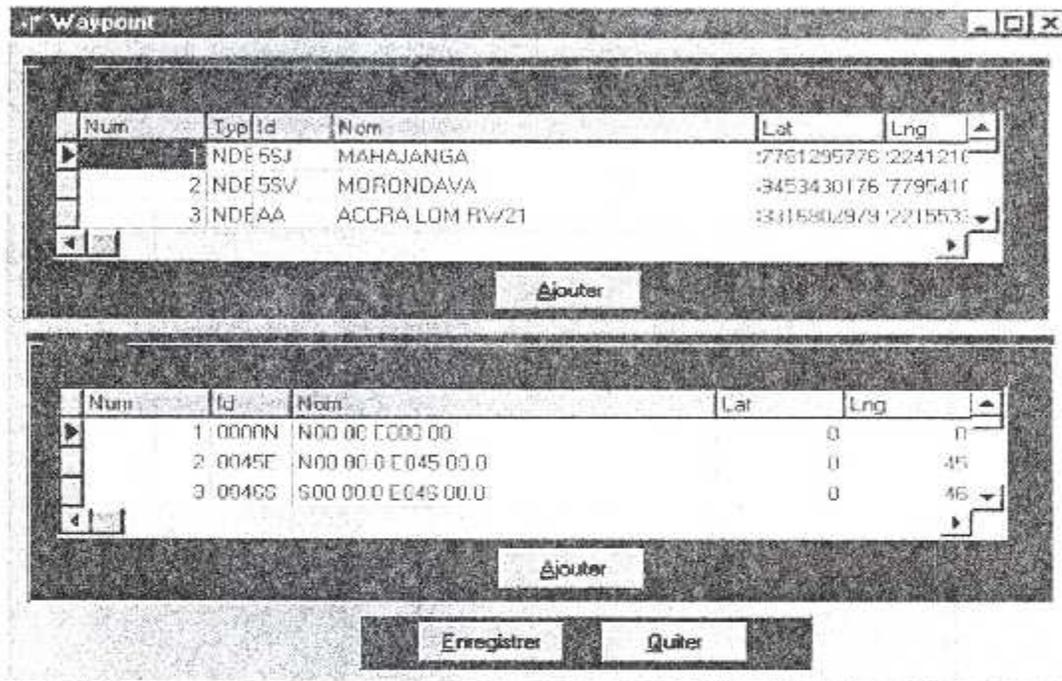
La gestion des bases de données :

a- Aéroports :



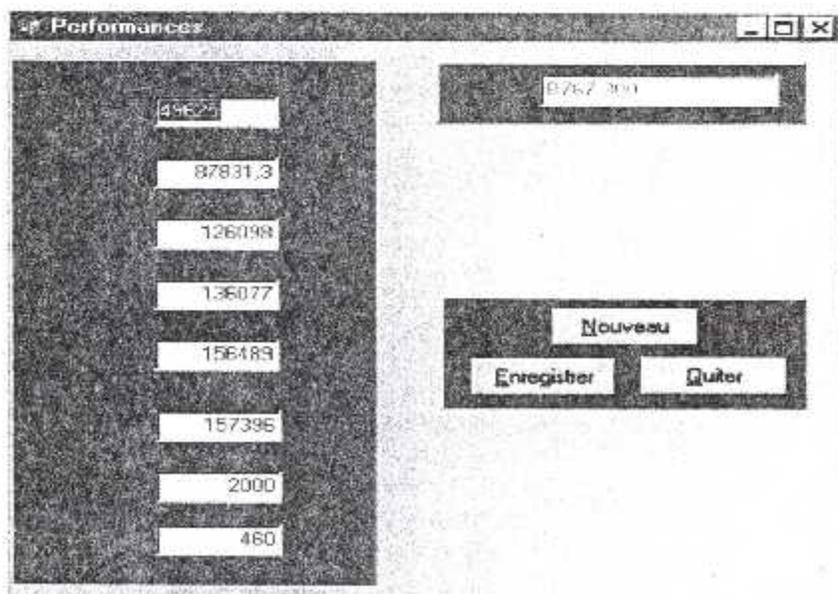
La fenêtre précédente a pour but d'ajouter un ou plusieurs nouveaux aéroports dans la base de données (La mise à jour de la base de donnée Aéroports).

b- Waypoints :

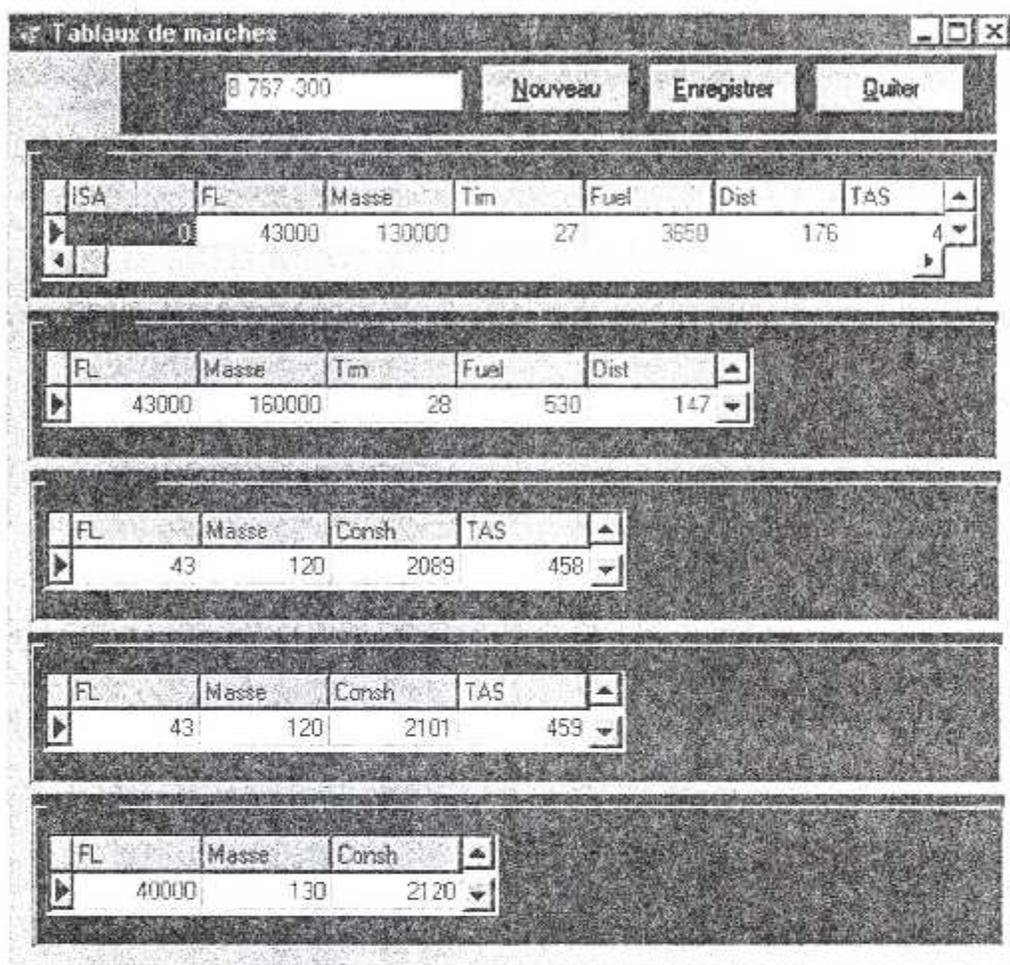


Cette fenêtre sert à mettre à jours la base de données Waypoints en ajoutant de nouveaux waypoints dans la base de donnée *Waypoints*.

c- Performances :



Tableaux de marche :

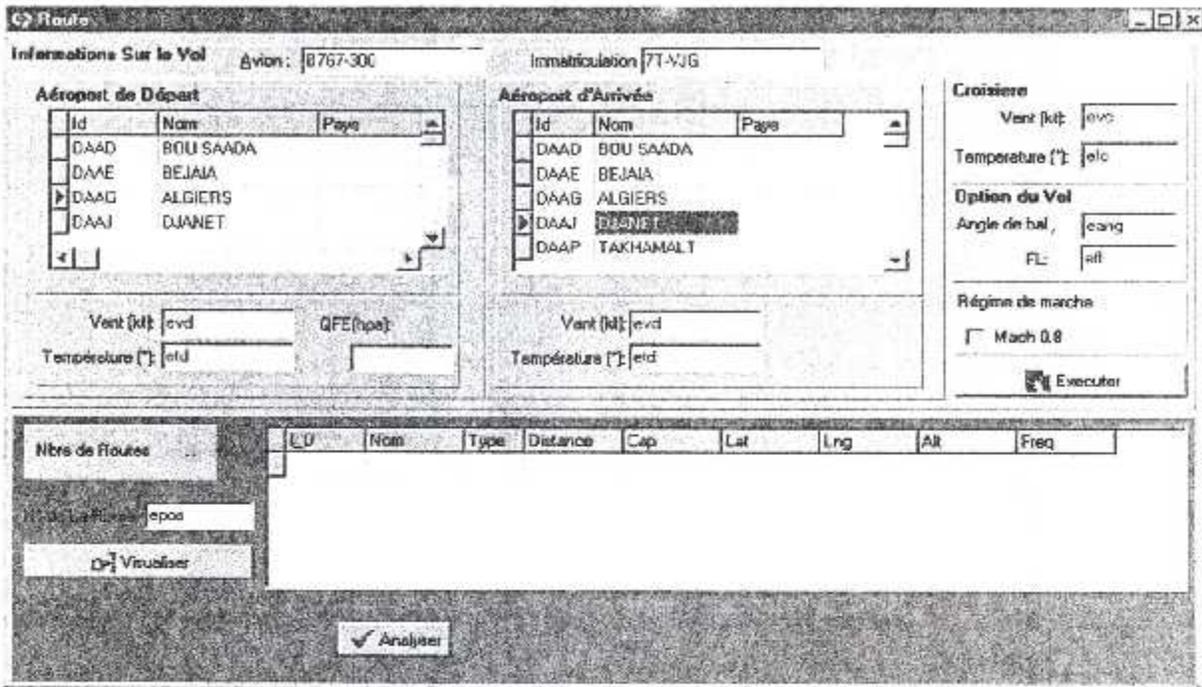


Les deux fenêtres précédentes consistent en la mise à jours de la base de données Avions en ajoutant les performances et les tableaux de marche d'un nouvel avion dans la base de données.

III.2- Plan de vol technique :

III.2.a- Automatique :

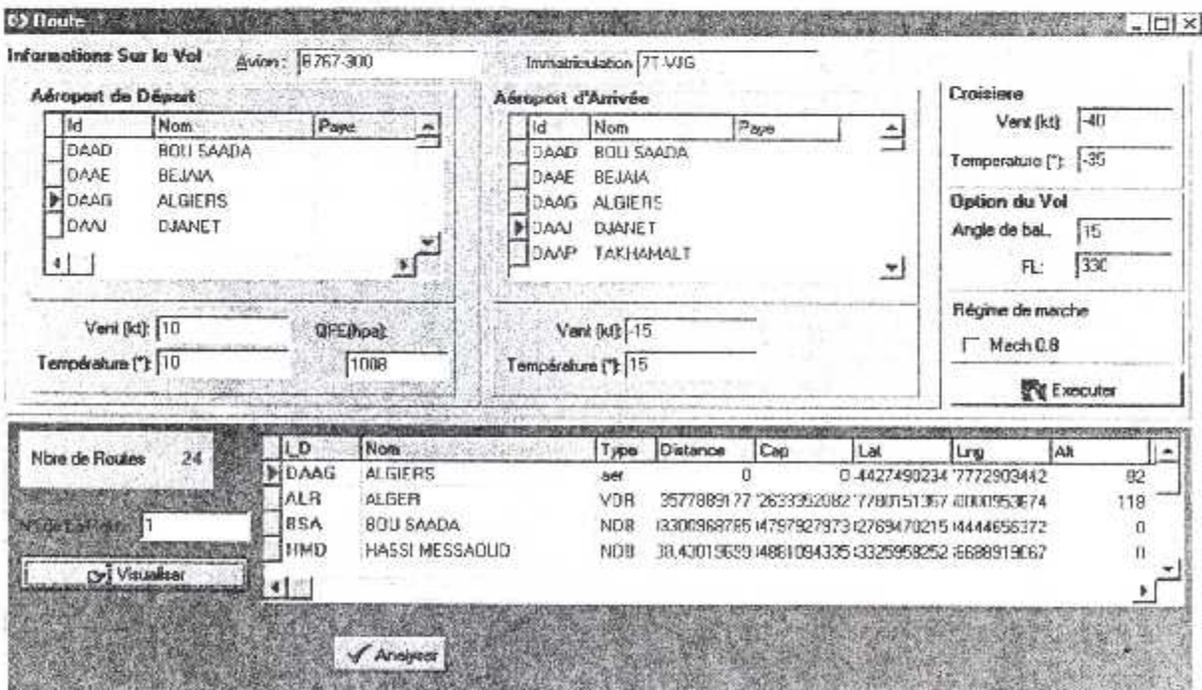
La fenêtre de la page suivante sert à réaliser l'étape de vol à partir de l'aéroport de départ jusqu'à celui de destination en sélectionnant les aéroports de l'étape à partir de la fenêtre « Table Aéroports de départ et d'arrivée » et en introduisant les données météorologiques prévues au départ, en croisière et à l'arrivée.



Les options du vol (le régime de marche « Constant M.80 ou LRC ») sont ensuite sélectionnées. Introduire le FL puis cliquer sur le bouton Exécuter.

Après l'exécution, plusieurs routes (possibilités) seront proposées pour rejoindre l'aéroport de destination.

Pour visualiser une route « une possibilité » il suffit d'introduire le numéro de la route qui doit être inférieur au nombre de possibilités proposées.



Dans le tableau route on trouve :

- 1- D : Identificateur du waypoint.
- 2- Nom : Le nom du waypoint.
- 3- Type : La catégorie du waypoint : « point géographique, VOR/NDB ou Aéroport ».
- 4- Distance : C'est la distance parcourue depuis le départ jusqu'au point courant en NM.
- 5- Cap : C'est le cap magnétique entre le waypoint courant et le prochain.
- 6- Lat, Long, Alt : Ce sont les coordonnées géographiques du point courant et son altitude.

Pour faire une étude de carburant sur la route sélectionnée il suffit de cliquer sur le bouton Analyser.

Etude Carburant			
Le Vol		Données Avions	
Etape (Min):	828	Masse de Base(Kg):	87831.3
Décollage (Min):	064	MMR (Kg):	49625
FL:	333	MMSC (Kg):	126096
ZP Final:	1500	MMSA (Kg):	136077
Temps Final (Min):	30	MMSD (Kg):	156489
<input type="checkbox"/> Mach 0.8		MMSR (Kg):	157396
		Limitation Décollage(Kg):	
		Données Météo	
		Températures	Vents
		Décoll: 10	Décoll: 10
		Crois: -35	Crois: -40
		Atér: 15	Atér: -15
<input type="text" value="13000"/> <input type="text" value="300"/> <input type="text" value="100"/>		<input checked="" type="checkbox"/> Exécuter	

En introduisant la charge marchande, le carburant de roulage (TAXI) et le surplus de carburant (XTR), la limitation au décollage et cliquant sur Exécuter, on aura les le plan de vol technique détaillé dans la fenêtre suivante :

Prévisualisation d'impression

PLAN DE VOL N° : 42

POD DAAO -----> POA DAAJ

Avion : B 767-300 7T-VJG Mach 0.8

La Date : lundi, 21/10/2002

L'Heure : 19:56:08

	E-Fuel	A-Fuel	E-Time	A-Time	S-Dist	A-Dist	FL
Délistage DAAJ	10625,00	-----	135,48	-----	828,00	898,626	330,00
Reserve de Route	531,25	-----	6,77	-----			
Dégagement HLOT	821,26	-----	10,47	-----	64,00	64,00	270
Finale	897,29	-----	30,00	-----			15,00
XTR	100,00	-----		-----			
TOF	12974,79	-----		-----			
TAXI	300,00	CORR-		-----			
BLOCK	13274,79	-----		-----			

	CORR	Limitations Structural
MAD :	119 806	MB : 87331,3
EPLD :	19 000	MMH : 49525
EMA :	108 467	MWSC : 125098
		MMSA : 138077
		MMSD : 155489

III.2.b- Manuel :

Manuel

Informations Sur le Vol Avion: B767-300 Immatriculation: 7T-VJG

Aéroport de Départ			Aéroport d'Arrivée		
Id	Nom	Pays	Id	Nom	Pays
DAAD	BOU SAADA		DAAD	BOU SAADA	
DAAE	BEJAM		DAAE	BEJAM	
DAAG	ALGIERS		DAAG	ALGIERS	
DAAJ	DJANET		DAAJ	DJANET	
			DAAF	TAKHAMALT	

Vent: 10 Température: 10

Vent: 15 Température: 15

Croisiere
Vent: -35
Temperature: -40

Option du Vol
Angle de bal: 15
FL: 330

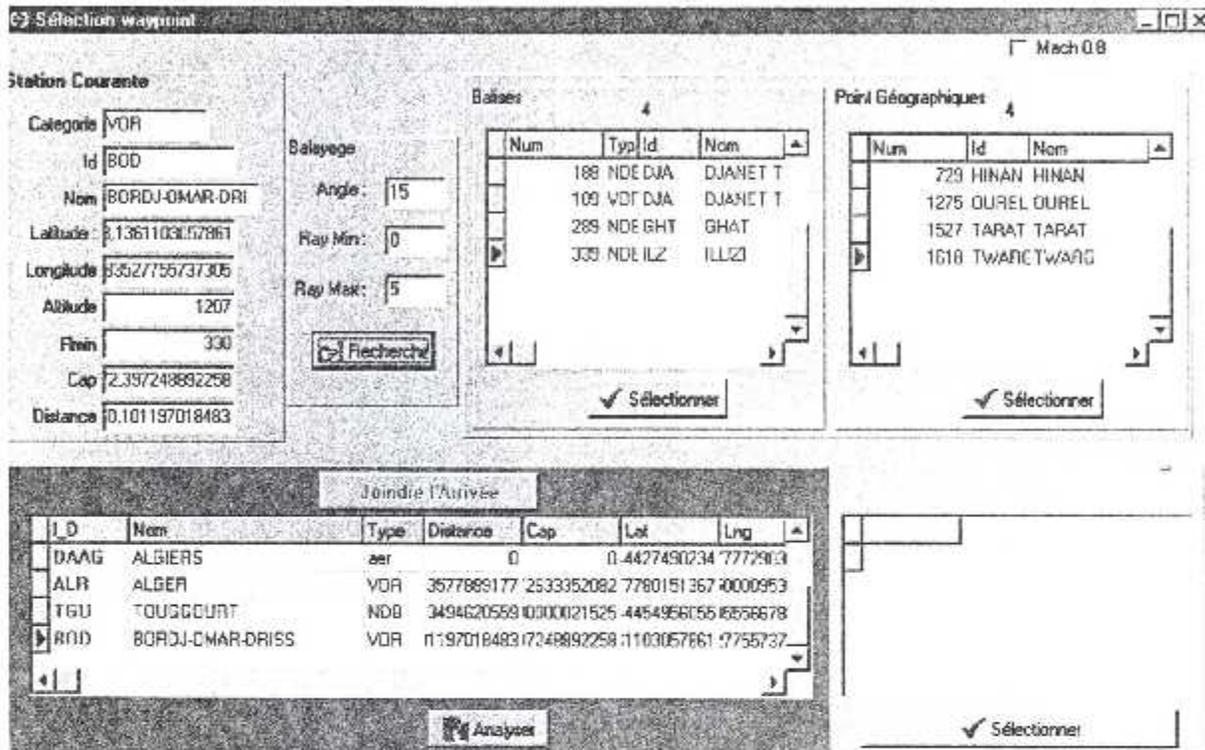
Régime de marche
 Mach 0.8

Executer

Pour la partie manuelle on sélectionne plan de vol manuel dans le menu, et on choisit les aéroports de départ et d'arrivée comme dans la partie automatique.

Pour le balayage des balises on choisit l'angle et le rayon min et max puis on clique sur le bouton Rechercher.

A la fin de la recherche nous aurons deux tableaux, un pour les balises et l'autre pour les points géographiques, puis en sélectionnant les points, on construit notre route comme celle-ci :

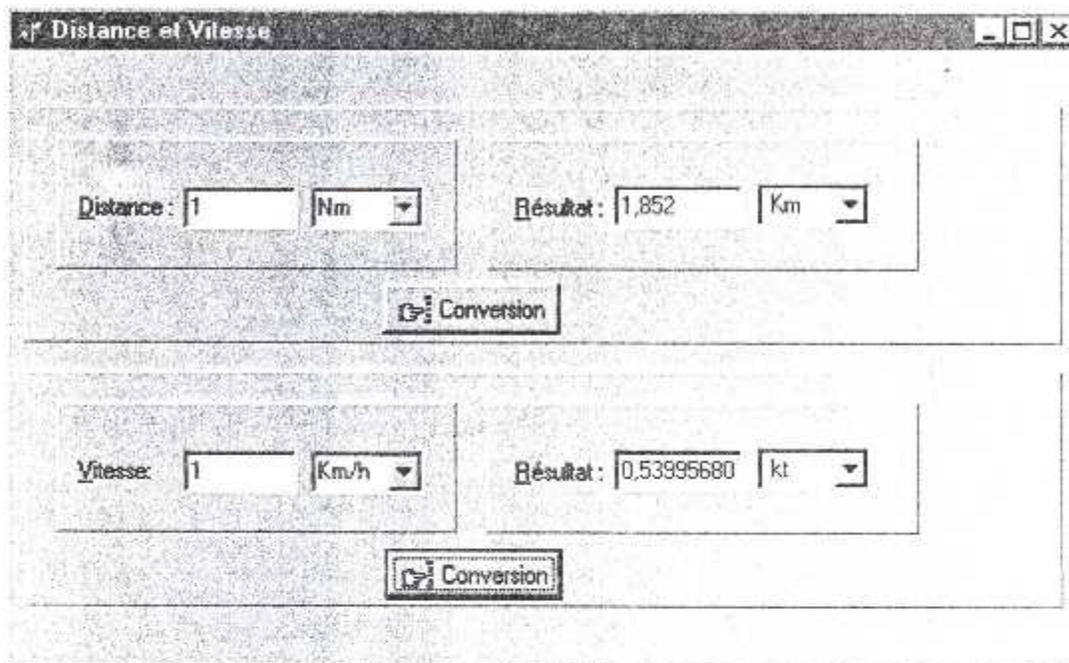


Quand la route sera construite, on pourra faire l'étude sur le carburant par un simple clique sur le bouton « Analyser » et l'estimation sera faite comme précédemment.

Cette partie « plan de vol manuel » a été faite dans le but de pouvoir avoir une libre sélection des balises et des points géographiques, car la partie automatique ne prend pas en compte les point géographique faute de quoi le nombre de possibilité sera énorme, et aussi pour éviter les zones interdites et dangereuses.

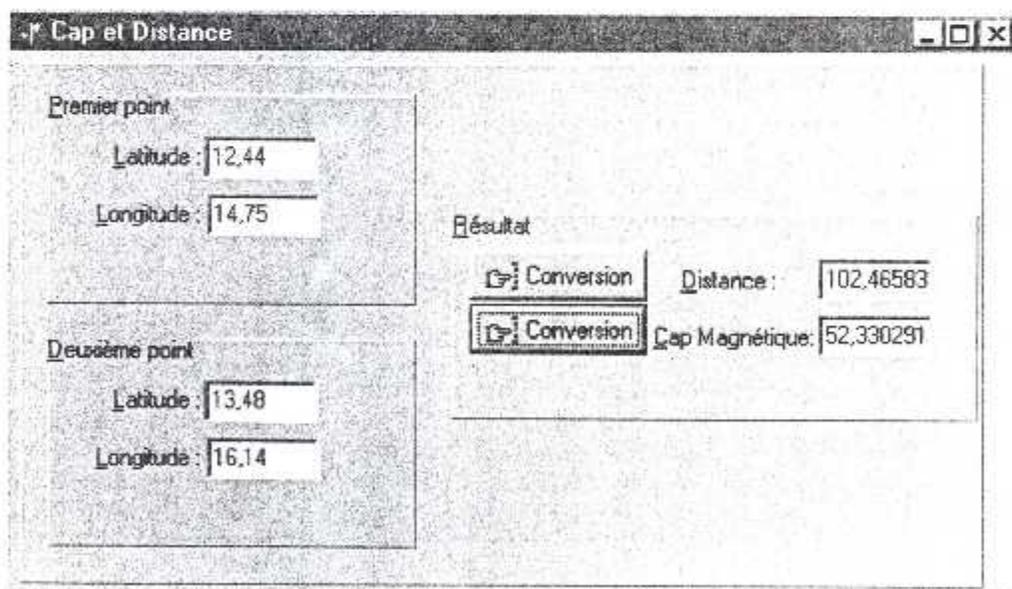
III.3- Calculatrice :

a- Distances et vitesses :



Fenêtre permettant de convertir les unités des distances et des vitesses.

b- Cap et distance:



Cette fenêtre nous permet de calculer le cap et la distance entre deux point géographiques

c) Estimation de la masse au TOD :

Estimation de la Masse Atterrissage					
QLF (Kg):	40000	Vent		Température	
Payload (Kg):	18000	Décollage :	10	Décollage :	10
Etap (Nm):	1000	Croisiere :	-35	Croisiere :	-20
FL :	300	Descente :	20	Descente :	15
<input checked="" type="checkbox"/> Long Range		<input checked="" type="checkbox"/> Estimation			
temps		Masse		Distance	
Montée(Mn):	13,58313	TOC(Kg):	143285,5175	Montée(Nm):	73,98360736147
Croisiere(Mn):	113,971090352	Croisiere(Kg):	138557,4113787	Croisiere(Nm):	828,1899232306
Descente(Mn):	22,5	TOD(Kg):	133829,3052574	Descente(Nm):	97,82626340790
Total(Mn):	150,054220352	Atterrissage(Kg):	133349,3052574		

Cette fenêtre nous permet d'estimer la masse de l'avion au TOD à partir d'une valeur donnée du Q_{LF}.

d- Quantité de carburant :

Estimation du Carburant													
Payload (Kg):	16000	Vent		Température									
Etap (Nm):	800	Décollage :	12	Décollage :	25								
FL :	300	Croisiere :	-40	Croisiere :	-20								
<input type="checkbox"/> Mach Constant		Descente :	-10	Descente :	30								
<input checked="" type="checkbox"/> Estimation													
temps		Masse		Distance									
Montée(Mn):	10,44563	TOC(Kg):	112517,174	Montée(Nm):	55,34914137684								
Croisiere(Mn):	103,237530201	Croisiere(Kg):	109260,5375001	Croisiere(Nm):	653,2450427805								
Descente(Mn):	22,5	TOD(Kg):	106003,9010002	Descente(Nm):	91,40581584264								
Total(Mn):	136,183160201												
<table border="1" style="margin: auto;"> <tr> <td>Q_{LF} (Kg):</td> <td>10625</td> </tr> <tr> <td>Masse de l'avion au décollage (Kg):</td> <td>114456,3</td> </tr> <tr> <td>Délestage (Kg):</td> <td>8932,39899735</td> </tr> <tr> <td>Masse de l'avion à l'atterrissage (Kg):</td> <td>105523,9010002</td> </tr> </table>						Q _{LF} (Kg):	10625	Masse de l'avion au décollage (Kg):	114456,3	Délestage (Kg):	8932,39899735	Masse de l'avion à l'atterrissage (Kg):	105523,9010002
Q _{LF} (Kg):	10625												
Masse de l'avion au décollage (Kg):	114456,3												
Délestage (Kg):	8932,39899735												
Masse de l'avion à l'atterrissage (Kg):	105523,9010002												

IV. Exemples :

Dans ce paragraphe nous allons présenter quelques exemples de plans de vol techniques de notre application pour une étape donnée avec les deux versions automatique et manuelle.

L'étape prise pour exemple est la suivante :

Départ : POD DAAG « Aéroport D'ALGER HOUARI BOUMEDIENNE ».

Arrivée : POA DAAJ « Aéroport de DJANET ».

Données météorologiques :

Départ

Température : 25°C.

Vent : 10 Kt.

Croisière

Température : -36°C.

Vent : -40 Kt.

Arrivée

Température : 35°C.

Vent : 0.

Options du vol :

FL300

Régime du vol : Mach 0.80

The screenshot shows a flight planning application window titled "Route". It contains several sections:

- Informations Sur le Vol:** Avion: B767-300, Immatriculation: JT-VJG.
- Aéroport de Départ:** A table with columns Id, Nom, and Pays. Selected: DAAG ALGIERS.
- Aéroport d'Arrivée:** A table with columns Id, Nom, and Pays. Selected: DAAJ DJANET.
- Météo (Départ):** Vent (kt): 25, Température (°): 10.
- Météo (Arrivée):** Vent (kt): 35, Température (°): 0.
- Croisière:** Vent (kt): 35, Température (°): 40.
- Options du Vol:** Angle de bal.: 15, FL: 300.
- Régime de marche:** Mach 0.80.
- Tableau des Routes:**

Nbre de Routes	ID	Nom	Type	Distance	Cap	Lat	Lng	Alt
24	DAAG	ALGIERS	aer	0	0	4427490234	7772903442	82
	ALR	ALGER	VOR	3577989177	2633352082	7780151367	0000953674	118
	BSA	BOU SAADA	NDB	13300563785	4797327973	42768470215	44444696372	0
	HMD	HASSI MESSADUD	NDB	38,43019699	4881094335	632589252	6688919067	0

24 possibilités (24 routes) proposées pour rejoindre DAAJ en décollant de DAAG :

N° de la Route	Type	ID	Nom	Lat	Long	Cap	Distance
1	aer	DAAG	ALGIERS	36,69	3,218	0	0
1	VOR	ALR	ALGER	36,67	3,178	230,5	2,51
1	NDB	BSA	BOU SAADA	35,35	4,227	146,9	96,6
1	NDB	HMD	HASSI MESSAOUD	31,85	6,142	156,1	338
1	VOR	BOD	BORDJ-OMAR-DRISS	28,14	6,835	170,1	552
1	NDB	ILZ	ILLIZI	26,5	8,483	137,8	684
1	NDB	DJA	DJANET TISKA	24,27	9,433	156,6	828
1	aer	DAAJ	DJANET	24,27	9,45	90	828
1	aero	HLGT	Dégagement	25,14	10,15	0	64,5
2	aer	DAAG	ALGIERS	36,69	3,218	0	0
2	VOR	ALR	ALGER	36,67	3,178	230,5	2,51
2	NDB	BSA	BOU SAADA	35,35	4,227	146,9	96,6
2	NDB	HMD	HASSI MESSAOUD	31,65	6,142	156,1	338
2	VOR	BOD	BORDJ-OMAR-DRISS	28,14	6,835	170,1	552
2	NDB	ILZ	ILLIZI	26,5	8,483	137,8	684
2	VOR	DJA	DJANET TISKA	24,28	9,448	156,4	827
2	aer	DAAJ	DJANET	24,27	9,45	171,4	828
2	aero	HLGT	Dégagement	25,14	10,15	0	64,5
3	aer	DAAG	ALGIERS	36,69	3,218	0	0
3	VOR	ALR	ALGER	36,67	3,178	230,5	2,51
3	NDB	BSA	BOU SAADA	35,35	4,227	146,9	96,6
3	VOR	HME	HASSI MESSAOUD	31,83	6,157	154,9	329
3	VOR	BOD	BORDJ-OMAR-DRISS	28,14	6,835	170,8	553
3	NDB	ILZ	ILLIZI	26,5	8,483	137,8	685
3	NDB	DJA	DJANET TISKA	24,27	9,433	158,8	828
3	aer	DAAJ	DJANET	24,27	9,45	90	829
3	aero	HLGT	Dégagement	25,14	10,15	0	64,5
4	aer	DAAG	ALGIERS	36,69	3,218	0	0
4	VOR	ALR	ALGER	36,67	3,178	230,5	2,51
4	NDB	BSA	BOU SAADA	35,35	4,227	146,9	96,6
4	VOR	HME	HASSI MESSAOUD	31,83	6,157	154,9	329
4	VOR	BOD	BORDJ-OMAR-DRISS	28,14	6,835	170,8	553
4	NDB	ILZ	ILLIZI	26,5	8,483	137,8	685
4	VOR	DJA	DJANET TISKA	24,28	9,448	158,4	828
4	aer	DAAJ	DJANET	24,27	9,45	171,4	829
4	aero	HLGT	Dégagement	25,14	10,15	0	64,5
5	aer	DAAG	ALGIERS	36,69	3,218	0	0
5	VOR	ALR	ALGER	36,67	3,178	230,5	2,51
5	NDB	BSA	BOU SAADA	35,35	4,227	146,9	96,6
5	VOR	OUR	OUARGLA	31,92	5,413	163,6	311

5	VOR	BOD	BORDJ-OMAR-DRISS	28,14	6,835	161,6	549
5	NDB	ILZ	ILLIZI	26,5	8,483	137,8	681
5	NDB	DJA	DJANET TISKA	24,27	9,433	158,8	825
5	aer	DAAJ	DJANET	24,27	9,45	90	826
5	aero	HLGT	Dégagement	25,14	10,15	0	64,5
6	aer	DAAG	ALGIERS	36,69	3,218	0	0
6	VOR	ALR	ALGER	36,67	3,178	230,5	2,51
6	NDB	BSA	BOU SAADA	35,35	4,227	146,9	96,6
6	VOR	OUR	OUARGLA	31,92	5,413	163,6	311
6	VOR	BOD	BORDJ-OMAR-DRISS	28,14	6,835	161,6	549
6	NDB	ILZ	ILLIZI	26,5	8,483	137,8	681
6	VOR	DJA	DJANET TISKA	24,28	9,448	158,4	824
6	aer	DAAJ	DJANET	24,27	9,45	171,4	825
6	aero	HLGT	Dégagement	25,14	10,15	0	64,5
7	aer	DAAG	ALGIERS	36,69	3,218	0	0
7	VOR	ALR	ALGER	36,67	3,178	230,5	2,51
7	NDB	BSA	BOU SAADA	35,35	4,227	146,9	96,6
7	NDB	TGU	TOUGGOURT	33,06	6,091	145,5	262
7	VOR	BOD	BORDJ-OMAR-DRISS	28,14	6,835	172,4	560
7	NDB	DJA	DJANET TISKA	24,27	9,433	148,4	831
7	aer	DAAJ	DJANET	24,27	9,45	90	832
7	aero	HLGT	Dégagement	25,14	10,15	0	64,5
8	aer	DAAG	ALGIERS	36,69	3,218	0	0
8	VOR	ALR	ALGER	36,67	3,178	230,5	2,51
8	NDB	BSA	BOU SAADA	35,35	4,227	146,9	96,6
8	NDB	TGU	TOUGGOURT	33,06	6,091	145,5	262
8	VOR	BOD	BORDJ-OMAR-DRISS	28,14	6,835	172,4	560
8	VOR	DJA	DJANET TISKA	24,28	9,448	148,1	831
8	aer	DAAJ	DJANET	24,27	9,45	171,4	832
8	aero	HLGT	Dégagement	25,14	10,15	0	64,5
9	aer	DAAG	ALGIERS	36,69	3,218	0	0
9	VOR	ALR	ALGER	36,67	3,178	230,5	2,51
9	NDB	BSA	BOU SAADA	35,35	4,227	146,9	96,6
9	NDB	TGU	TOUGGOURT	33,06	6,091	145,5	262
9	VOR	BOD	BORDJ-OMAR-DRISS	28,14	6,835	172,4	560
9	NDB	GHT	GHAT	25,19	10,14	134,2	810
9	NDB	DJA	DJANET TISKA	24,27	9,433	214,9	878
9	aer	DAAJ	DJANET	24,27	9,45	90	879
9	aero	HLGT	Dégagement	25,14	10,15	0	64,5
10	aer	DAAG	ALGIERS	36,69	3,218	0	0
10	VOR	ALR	ALGER	36,67	3,178	230,5	2,51
10	NDB	BSA	BOU SAADA	35,35	4,227	146,9	96,6
10	NDB	TGU	TOUGGOURT	33,06	6,091	145,5	262
10	VOR	BOD	BORDJ-OMAR-DRISS	28,14	6,835	172,4	560
10	NDB	GHT	GHAT	25,19	10,14	134,2	810
10	VOR	DJA	DJANET TISKA	24,28	9,448	214,7	877

10	aer	DAAJ	DJANET	24,27	9,45	171,4	877
10	aero	HLGT	Dégagement	25,14	10,15	0	64,5
11	aer	DAAG	ALGIERS	36,69	3,218	0	0
11	VOR	ALR	ALGER	36,67	3,178	230,5	2,51
11	NDB	BSA	BOU SAADA	35,35	4,227	146,9	96,6
11	NDB	TGU	TOUGGOURT	33,06	6,091	145,5	262
11	VOR	BOD	BORDJ-OMAR-DRISS	28,14	6,835	172,4	560
11	NDB	ILZ	ILLIZI	28,5	8,483	137,8	692
11	NDB	DJA	DJANET TISKA	24,27	9,433	158,8	835
11	aer	DAAJ	DJANET	24,27	9,45	90	838
11	aero	HLGT	Dégagement	25,14	10,15	0	64,5
12	aer	DAAG	ALGIERS	36,69	3,218	0	0
12	VOR	ALR	ALGER	36,67	3,178	230,5	2,51
12	NDB	BSA	BOU SAADA	35,35	4,227	146,9	96,6
12	NDB	TGU	TOUGGOURT	33,06	6,091	145,5	262
12	VOR	BOD	BORDJ-OMAR-DRISS	28,14	6,835	172,4	560
12	NDB	ILZ	ILLIZI	28,5	8,483	137,8	692
12	VOR	DJA	DJANET TISKA	24,26	9,448	158,4	835
12	aer	DAAJ	DJANET	24,27	9,45	171,4	838
12	aero	HLGT	Dégagement	25,14	10,15	0	64,5
13	aer	DAAG	ALGIERS	36,69	3,218	0	0
13	VOR	ALR	ALGER	36,67	3,178	230,5	2,51
13	NDB	BSA	BOU SAADA	35,35	4,227	146,9	96,6
13	NDB	TGU	TOUGGOURT	33,06	6,091	145,5	262
13	VOR	IMN	ZARZAITINE	28,07	9,617	147,8	613
13	NDB	DJA	DJANET TISKA	24,27	9,433	182,5	841
13	aer	DAAJ	DJANET	24,27	9,45	90	842
13	aero	HLGT	Dégagement	25,14	10,15	0	64,5
14	aer	DAAG	ALGIERS	36,69	3,218	0	0
14	VOR	ALR	ALGER	36,67	3,178	230,5	2,51
14	NDB	BSA	BOU SAADA	35,35	4,227	146,9	96,6
14	NDB	TGU	TOUGGOURT	33,06	6,091	145,5	262
14	VOR	IMN	ZARZAITINE	28,07	9,617	147,8	613
14	VOR	DJA	DJANET TISKA	24,28	9,448	182,3	840
14	aer	DAAJ	DJANET	24,27	9,45	171,4	841
14	aero	HLGT	Dégagement	25,14	10,15	0	64,5
15	aer	DAAG	ALGIERS	36,69	3,218	0	0
15	VOR	ALR	ALGER	36,67	3,178	230,5	2,51
15	NDB	BSA	BOU SAADA	35,35	4,227	146,9	96,6
15	NDB	TGU	TOUGGOURT	33,06	6,091	145,5	262
15	VOR	IMN	ZARZAITINE	28,07	9,617	147,8	613
15	NDB	GHT	GHAT	25,19	10,14	170,7	778
15	NDB	DJA	DJANET TISKA	24,27	9,433	214,9	855
15	aer	DAAJ	DJANET	24,27	9,45	90	856
15	aero	HLGT	Dégagement	25,14	10,15	0	64,5
16	aer	DAAG	ALGIERS	36,69	3,218	0	0

16	VOR	ALR	ALGER	36,67	3,178	230,5	2,51
16	NDB	BSA	BOU SAADA	35,35	4,227	146,9	96,6
16	NDB	TGU	TOUGGOURT	33,06	6,091	145,5	262
16	VOR	IMN	ZARZAITINE	28,07	9,617	147,8	613
16	NDB	GHT	GHAT	25,19	10,14	170,7	788
16	VOR	DJA	DJANET TISKA	24,28	9,448	214,7	854
16	aer	DAAJ	DJANET	24,27	9,45	171,4	856
16	aero	HLGT	Dégagement	25,14	10,15	0	64,5
17	aer	DAAG	ALGIERS	36,69	3,218	0	0
17	VOR	ALR	ALGER	36,67	3,178	230,5	2,51
17	NDB	BSA	BOU SAADA	35,35	4,227	146,9	96,6
17	NDB	TGU	TOUGGOURT	33,06	6,091	145,5	262
17	VOR	IMN	ZARZAITINE	28,07	9,617	147,8	613
17	NDB	ZAR	ZARZAITINE	28,05	9,617	180	614
17	NDB	DJA	DJANET TISKA	24,27	9,433	182,5	641
17	aer	DAAJ	DJANET	24,27	9,45	90	842
17	aero	HLGT	Dégagement	25,14	10,15	0	64,5
18	aer	DAAG	ALGIERS	36,69	3,218	0	0
18	VOR	ALR	ALGER	36,67	3,178	230,5	2,51
18	NDB	BSA	BOU SAADA	35,35	4,227	146,9	96,6
18	NDB	TGU	TOUGGOURT	33,06	6,091	145,5	262
18	VOR	IMN	ZARZAITINE	28,07	9,617	147,8	613
18	NDB	ZAR	ZARZAITINE	28,05	9,617	180	614
18	VOR	DJA	DJANET TISKA	24,28	9,448	182,3	640
18	aer	DAAJ	DJANET	24,27	9,45	171,4	841
18	aero	HLGT	Dégagement	25,14	10,15	0	64,5
18	aer	DAAG	ALGIERS	36,69	3,218	0	0
19	VOR	ALR	ALGER	36,67	3,178	230,5	2,51
19	NDB	BSA	BOU SAADA	35,35	4,227	146,9	96,6
19	NDB	TGU	TOUGGOURT	33,06	6,091	145,5	262
19	VOR	IMN	ZARZAITINE	28,07	9,617	147,8	613
19	NDB	ZAR	ZARZAITINE	28,05	9,617	180	614
19	NDB	GHT	GHAT	25,19	10,14	170,6	788
19	NDB	DJA	DJANET TISKA	24,27	9,433	214,9	855
19	aer	DAAJ	DJANET	24,27	9,45	90	856
19	aero	HLGT	Dégagement	25,14	10,15	0	64,5
20	aer	DAAG	ALGIERS	36,69	3,218	0	0
20	VOR	ALR	ALGER	36,67	3,178	230,5	2,51
20	NDB	BSA	BOU SAADA	35,35	4,227	146,9	96,6
20	NDB	TGU	TOUGGOURT	33,06	6,091	145,5	262
20	VOR	IMN	ZARZAITINE	28,07	9,617	147,8	613
20	NDB	ZAR	ZARZAITINE	28,05	9,617	180	614
20	NDB	GHT	GHAT	25,19	10,14	170,6	788
20	VOR	DJA	DJANET TISKA	24,28	9,448	214,7	854
20	aer	DAAJ	DJANET	24,27	9,45	171,4	856
20	aero	HLGT	Dégagement	25,14	10,15	0	64,5

21	aer	DAAG	ALGIERS	38,69	3,218	0	0
21	VOR	ALR	ALGER	36,67	3,178	230,5	2,51
21	NDB	BSA	BOU SAADA	35,35	4,227	146,9	96,8
21	NDB	TGU	TOUGGOURT	33,06	6,091	145,5	262
21	NDB	ZAR	ZARZAITINE	28,05	9,617	147,9	614
21	NDB	DJA	DJANET TISKA	24,27	9,433	182,5	841
21	aer	DAAJ	DJANET	24,27	9,45	90	842
21	aero	HLGT	Dégagement	25,14	10,15	0	64,5
22	aer	DAAG	ALGIERS	38,69	3,218	0	0
22	VOR	ALR	ALGER	36,67	3,178	230,5	2,51
22	NDB	BSA	BOU SAADA	35,35	4,227	146,9	96,8
22	NDB	TGU	TOUGGOURT	33,06	6,091	145,5	262
22	NDB	ZAR	ZARZAITINE	28,05	9,617	147,9	614
22	VOR	DJA	DJANET TISKA	24,28	9,448	182,3	840
22	aer	DAAJ	DJANET	24,27	9,45	171,4	841
22	aero	HLGT	Dégagement	25,14	10,15	0	64,5
23	aer	DAAG	ALGIERS	38,69	3,218	0	0
23	VOR	ALR	ALGER	36,67	3,178	230,5	2,51
23	NDB	BSA	BOU SAADA	35,35	4,227	146,9	96,8
23	NDB	TGU	TOUGGOURT	33,06	6,091	145,5	262
23	NDB	ZAR	ZARZAITINE	28,05	9,617	147,9	614
23	NDB	GHT	GHAT	25,19	10,14	170,6	788
23	NDB	DJA	DJANET TISKA	24,27	9,433	214,9	855
23	aer	DAAJ	DJANET	24,27	9,45	90	856
23	aero	HLGT	Dégagement	25,14	10,15	0	64,5
24	aer	DAAG	ALGIERS	38,69	3,218	0	0
24	VOR	ALR	ALGER	36,67	3,178	230,5	2,51
24	NDB	BSA	BOU SAADA	35,35	4,227	146,9	96,8
24	NDB	TGU	TOUGGOURT	33,06	6,091	145,5	262
24	NDB	ZAR	ZARZAITINE	28,05	9,617	147,9	614
24	NDB	GHT	GHAT	25,19	10,14	170,6	788
24	VOR	DJA	DJANET TISKA	24,28	9,448	214,7	854
24	aer	DAAJ	DJANET	24,27	9,45	171,4	855
24	aero	HLGT	Dégagement	25,14	10,15	0	919

Pour l'étude du carburant, on va prendre la première possibilité:

N° de la Route	Type	ID	Nom	Lat	Long	Cap	Distance
1	aer	DAAG	ALGIERS	36,69	3,218	0	0
1	VOR	ALR	ALGER	36,67	3,178	230,5	2,51
1	NDB	BSA	BOU SAADA	35,35	4,227	146,9	96,6
1	NDB	HMD	HASSI MESSAOUD	31,65	6,142	156,1	338
1	VOR	BOD	BORDJ-OMAR-DRISS	28,14	6,835	170,1	552
1	NDB	ILZ	ILLIZI	26,5	8,483	137,6	684
1	NDB	DJA	DJANET T/ SKA	24,27	9,433	158,8	828
1	aer	DAAJ	DJANET	24,27	9,45	90	828
1	aero	HLGT	Dégagement	25,14	10,15	0	64,5

En introduisant la charge marchande pour le vol, le XTR à partir de cette fenêtre puis en cliquant sur le bouton « Exécuter » on aura un plan de vol technique détaillé. Pour l'imprimer, il suffit de cliquer sur le bouton « Imprimer » :

POD DAAG =====> POA DAAJ

L'Heure : 14 1313:06

Avion : B 767 - 300 7T-VJG

Mach 0.8

	E-Fuel	A-Fuel	E-Tme	A-Tme	S-Dist	A-Dist	FL
Déstage DAAJ	10625,00	-----	138,53	-----	828,00	896,745	300,00
Reserve de Route	531,25	-----	6,93	-----			
Dégagement HLGT	821,26	-----	10,71	-----	64,00	64,00	270
Finale	895,39	-----	30,00	-----			
XTR	100,00	-----		-----			
TOF	12972,89	-----		-----			
TAXI	300,00	CORR--		-----			
BLOCK	13272,89	-----		-----			

CORR.

Limitations Structurales

MLF : 119 804

MB : 87831,3

EPLD : 19 000

MMR : 49625

MAE : 108 158

MMSC : 126098

MMSA : 136077

MMSD : 156489

ID	Freq	Lat	FL	T_Ext	Vent	CDist	CTim	CFu
Nom		Long	Cap		TAS	RDist	RTim	Rfu
DAAG	0	36,694	0	25	10	0	00:00:00	0
aer		3,2177	0		0	828	02:18:31	10625
ALR	112,5	36,667	10	25	10	2,5131	00:00:28	88,272
VOR		3,1775	230,472		16,988	825,48	02:18:02	10536,
TOC	0	36,01	300	-36	-40	56,915	00:10:44	1999,1
Poin		3,98			384,74	771,08	02:07:46	8625,8
BSA	335	35,350	300	-36	-40	96,550	00:16:55	2399,5
NDB		4,2269	146,894		424,67	731,44	02:01:35	8225,4
HMD	390	31,648	300	-36	-40	338,43	00:54:39	4843,2
NDB		6,1416	156,134		424,67	489,56	01:23:51	5781,7
BOD	114,30	28,136	300	-36	-40	552,22	01:28:00	7003,1
VOR		6,8352	170,109		424,67	275,77	00:50:30	3621,8

ID	Freq	Lat	FL	T_Ext	Vent	CDist	CTim	CFu
Nom		Long	Cap		TAS	RDist	RTim	Rfu
ILZ	262	26,5	300	-36	-40	683,96	01:48:33	8334,0
NDB		8,4333	137,791		424,67	144,03	00:29:57	2290,9
TOD	0	25,09	300	-36	-40	731,89	01:56:01	8818,2
Poin		8,98			270	96,107	00:22:29	1806,7
DJA	274	24,266	5	35	0	827,51	02:18:24	9295,8
NDB		9,4333	158,772		1,3599	0,4840	00:00:06	1329,1
DAAJ	0	24,266	0	35	0	826,42	02:18:37	9300,3
aer		9,4499	89,9965		-	-	00:00:06	1324,6
HLGT	0	25,136	270	35	0	0	00:10:42	0
aero		10,145	0		0	0	00:00:00	0

CONCLUSION :

Dans ce projet, nous nous sommes intéressés à la mise en place d'une aide pouvant générer des plans de vol. La complexité de cette mission nous a amenés à traiter le problème sous différents angles, soient : la connaissance des performances des aéronefs, les stations d'aide à la navigation aérienne, la météorologie et surtout la consommation du carburant. Ces différents angles nous paraissaient primordiaux pour entamer la programmation.

Notre sujet rentre dans le cadre d'une étude globale, ce qui nous a obligés à travailler en prenant en considération toutes les normes utilisées en navigation à l'exception des zones interdites.

Les informations utiles à la réalisation de notre projet ont été extraites de plusieurs sources sûres, à savoir : FS2000, de nombreux sites officiels et les manuels d'exploitation.

L'objectif atteint à travers ce travail est la conception d'un modèle informatique pour l'établissement d'un plan de vol avec un résultat aussi fiable que les données introduites sont exactes. Les résultats permettront aux services concernés d'établir une comparaison entre les différents plans de vol et dans une perspective plus ambitieuse, l'utiliser comme le principal générateur.

BIBLIOGRAPHIE

- ▣ OPERATIONS AERIENNES (Tome 1 et 2) « *M.MARTIN* » [ENAC].
- ▣ THEORIE DU PILOTE D'AVION « *Stéphane ALLION* ».
- ▣ AERODYNAMIQUE ET MECANIQUE DU VOL « *J.C.RIPOLL* » [ENAC].
- ▣ ESTIMATION DU CARBURANT ET DU TEMPS DE VOL POUR LES AVIONS *A310* et *B767/300* « *Thèse d'Ingéniorat IAB 1991* ».
- ▣ NAVIGATION AERIENNE (Tome 1) « *J.M.LESCURE* » [ENAC].
- ▣ MANUEL D'EXPLOITATION DE L'AVION *B767/300*.
- ▣ SIMULATEUR DE VOL 2000 (*FS2000*).
- ▣ ETUDE ET CONCEPTION D'UN OUTIL INFORMATIQUE DE TRACAGE DES ROUTES AERIENNES « *Thèse d'Ingéniorat IAB 2001* ».
- ▣ APPRENDRE ET MAITRISER DELPHI [BERTI EDITION].
- ▣ WWW.DEJANEWS.COM.

ANNEXES

**ENROUTE CLIMB
290/78
ISA AND BELOW**

**BOEING 767
OPERATIONS MANUAL**

PRESSURE ALTITUDE FT	UNITS MIN/KG NMM/NOTS	BRAKE RELEASE WEIGHT KG											
		175000	170000	165000	160000	155000	150000	140000	130000	120000	110000	100000	
43000	TIME/FUEL DIST/TAS									27/ 2650 176/421	20/ 2350 129/415	17/ 2150 106/412	15/ 2250 90/410
42000	TIME/FUEL DIST/TAS									22/ 3300 142/415	19/ 2800 115/412	15/ 2500 98/409	14/ 2200 84/408
41000	TIME/FUEL DIST/TAS									23/ 3650 154/415	23/ 3100 124/411	17/ 2700 105/409	15/ 2400 91/407
40000	TIME/FUEL DIST/TAS								27/ 4000 172/416	22/ 3350 133/410	18/ 2950 112/408	16/ 2600 97/406	14/ 2350 86/403
39000	TIME/FUEL DIST/TAS				29/ 4400 188/416	25/ 3950 159/412	23/ 3650 142/410	20/ 3200 129/407	17/ 2850 103/404	15/ 2550 90/403	14/ 2250 85/402	12/ 2000 70/401	
38000	TIME/FUEL DIST/TAS		32/ 4850 204/416	27/ 4300 170/411	25/ 3950 152/409	23/ 3700 138/407	21/ 3450 127/405	18/ 3050 116/403	16/ 2750 96/402	14/ 2450 85/400	12/ 2200 75/399	11/ 1950 64/398	
37000	TIME/FUEL DIST/TAS	29/ 4650 184/411	26/ 4250 162/408	24/ 3950 147/406	22/ 3700 135/404	21/ 3500 125/403	20/ 3300 116/402	17/ 2950 102/400	15/ 2650 90/399	14/ 2400 80/398	12/ 2150 71/397	11/ 1900 63/396	
36000	TIME/FUEL DIST/TAS	26/ 4250 156/405	24/ 4000 143/403	22/ 3750 132/402	21/ 3550 123/401	19/ 3350 115/400	18/ 3200 108/399	16/ 2950 95/397	15/ 2600 85/396	13/ 2350 76/395	12/ 2100 67/394	11/ 1850 58/393	
35000	TIME/FUEL DIST/TAS	23/ 4050 141/401	22/ 3800 131/400	21/ 3600 122/399	20/ 3400 114/398	18/ 3250 108/397	18/ 3100 101/396	16/ 2800 90/395	14/ 2500 81/394	13/ 2250 72/393	11/ 2050 64/392	10/ 1800 57/391	
34000	TIME/FUEL DIST/TAS	22/ 3850 130/397	21/ 3650 122/396	20/ 3500 114/395	19/ 3300 107/395	18/ 3150 101/394	17/ 3000 96/393	15/ 2700 86/392	14/ 2450 77/391	12/ 2200 68/390	11/ 2000 61/389	10/ 1800 54/388	
33000	TIME/FUEL DIST/TAS	21/ 3700 121/394	20/ 3550 114/393	19/ 3350 107/392	18/ 3200 101/391	17/ 3050 96/391	16/ 2900 90/390	15/ 2650 81/389	13/ 2400 73/388	12/ 2150 65/388	11/ 1950 58/387	10/ 1750 52/386	
32000	TIME/FUEL DIST/TAS	20/ 3600 113/390	19/ 3400 107/389	18/ 3250 101/389	17/ 3100 95/388	16/ 2950 90/388	15/ 2850 86/387	14/ 2550 77/386	13/ 2350 69/386	11/ 2100 62/385	10/ 1900 55/384	9/ 1700 49/383	
31000	TIME/FUEL DIST/TAS	19/ 3500 106/387	18/ 3300 100/386	17/ 3150 95/385	16/ 3000 90/385	16/ 2900 85/384	15/ 2750 81/384	13/ 2500 73/383	12/ 2250 66/382	11/ 2050 59/382	10/ 1850 53/381	9/ 1650 47/380	
30000	TIME/FUEL DIST/TAS	18/ 3350 99/382	17/ 3200 93/381	16/ 3050 88/381	15/ 2900 84/380	15/ 2800 79/380	14/ 2650 75/379	14/ 2400 68/379	12/ 2200 61/378	10/ 2000 55/377	9/ 1800 49/377	8/ 1600 44/376	
29000	TIME/FUEL DIST/TAS	17/ 3200 91/377	16/ 3050 86/377	15/ 2900 81/376	15/ 2800 77/376	14/ 2700 74/375	13/ 2550 70/375	12/ 2350 63/374	11/ 2100 57/374	10/ 1900 51/373	9/ 1750 46/372	8/ 1550 41/372	
28000	TIME/FUEL DIST/TAS	16/ 3050 84/373	15/ 2950 79/372	14/ 2800 75/372	14/ 2700 72/371	13/ 2600 68/371	13/ 2450 65/371	12/ 2250 59/370	10/ 2050 53/370	10/ 1850 48/369	9/ 1700 43/368	8/ 1500 38/368	
27000	TIME/FUEL DIST/TAS	15/ 2950 77/368	14/ 2800 73/368	13/ 2700 70/368	13/ 2600 67/367	13/ 2500 63/367	12/ 2350 50/367	11/ 2150 55/366	10/ 1950 49/366	9/ 1800 45/365	8/ 1650 40/364	7/ 1450 36/364	
26000	TIME/FUEL DIST/TAS	14/ 2800 71/364	14/ 2700 68/364	13/ 2600 65/363	12/ 2500 62/363	12/ 2400 59/363	11/ 2300 56/363	10/ 2100 51/362	9/ 1900 46/362	9/ 1750 41/361	8/ 1550 37/361	7/ 1400 33/360	
25000	TIME/FUEL DIST/TAS	13/ 2700 66/360	13/ 2600 63/360	12/ 2500 60/360	12/ 2400 57/359	11/ 2300 55/359	11/ 2200 52/359	10/ 2000 47/358	9/ 1850 45/358	8/ 1650 39/357	7/ 1500 35/357	7/ 1350 31/356	
24000	TIME/FUEL DIST/TAS	13/ 2600 61/356	12/ 2500 58/356	12/ 2400 56/356	11/ 2300 53/356	11/ 2200 51/355	10/ 2100 48/355	9/ 1950 44/355	9/ 1750 40/354	8/ 1600 36/354	7/ 1450 32/353	6/ 1300 29/352	
23000	TIME/FUEL DIST/TAS	12/ 2500 57/352	12/ 2400 54/352	11/ 2300 51/352	11/ 2200 49/352	10/ 2100 47/352	10/ 2000 45/352	9/ 1850 41/351	8/ 1700 37/351	7/ 1550 33/350	7/ 1400 30/350	6/ 1250 27/349	
22000	TIME/FUEL DIST/TAS	11/ 2400 52/349	11/ 2300 50/349	11/ 2200 48/349	10/ 2100 45/349	10/ 2050 43/348	9/ 1950 41/348	9/ 1800 38/348	8/ 1650 34/347	7/ 1500 31/347	6/ 1350 28/346	6/ 1200 25/345	
21000	TIME/FUEL DIST/TAS	11/ 2300 48/344	10/ 2200 46/344	10/ 2100 44/345	10/ 2050 42/345	9/ 1950 40/345	9/ 1900 38/345	8/ 1700 35/344	7/ 1550 32/344	7/ 1450 29/343	6/ 1300 26/343	6/ 1150 23/342	
20000	TIME/FUEL DIST/TAS	10/ 2200 44/342	10/ 2100 42/342	9/ 2000 41/342	9/ 1950 39/342	9/ 1850 37/342	8/ 1800 35/341	8/ 1650 32/341	7/ 1500 29/341	6/ 1400 27/340	6/ 1250 24/340	5/ 1100 21/339	
19000	TIME/FUEL DIST/TAS	10/ 2100 41/339	9/ 2000 39/339	9/ 1950 37/339	9/ 1850 36/339	8/ 1800 34/338	8/ 1700 31/338	7/ 1600 30/338	7/ 1450 27/337	6/ 1300 24/337	6/ 1200 22/336	5/ 1100 20/336	
18000	TIME/FUEL DIST/TAS	9/ 2000 37/336	9/ 1900 36/336	8/ 1850 34/336	8/ 1800 33/335	8/ 1700 31/335	8/ 1650 30/335	7/ 1500 27/335	6/ 1400 25/334	6/ 1250 23/334	5/ 1150 20/333	5/ 1050 18/332	
16000	TIME/FUEL DIST/TAS	8/ 1800 31/330	8/ 1750 30/330	8/ 1700 29/330	7/ 1600 27/329	7/ 1550 26/329	7/ 1500 25/329	6/ 1400 23/329	6/ 1250 21/328	5/ 1150 19/328	5/ 1050 17/327	4/ 950 15/326	
14000	TIME/FUEL DIST/TAS	7/ 1600 26/324	7/ 1550 25/324	7/ 1500 23/324	6/ 1450 23/324	6/ 1400 22/324	6/ 1350 21/324	6/ 1250 19/323	5/ 1150 17/323	5/ 1050 16/322	4/ 950 14/322	4/ 850 13/321	
12000	TIME/FUEL DIST/TAS	6/ 1450 21/319	6/ 1400 20/319	6/ 1350 19/319	6/ 1300 18/318	6/ 1250 17/318	5/ 1200 15/318	5/ 1150 15/318	4/ 1050 14/317	4/ 950 13/317	4/ 850 11/316	3/ 750 10/315	
10000	TIME/FUEL DIST/TAS	5/ 1300 16/314	5/ 1250 15/314	5/ 1200 15/314	5/ 1150 14/313	5/ 1100 14/313	5/ 1100 13/313	4/ 1000 12/313	4/ 900 11/312	4/ 800 10/312	3/ 700 9/311	3/ 600 8/310	
1500	TIME/FUEL	2/ 500	2/ 500	2/ 500	2/ 500	2/ 500	2/ 500	2/ 500	2/ 450	2/ 400	2/ 400	2/ 350	

FUEL ADJUSTMENT FOR HIGH ELEVATION AIRPORTS EFFECT ON TIME AND DISTANCE IS NEGLIGIBLE	AIRPORT ELEVATION	2000	4000	6000	8000	10000	12000
	FUEL ADJUSTMENT	-150	-250	-400	-550	-650	-800

SHADED AREA APPROXIMATES OPTIMUM ALTITUDE

767-300/CF6-80C2B2

K6111-23.30.01A

BOEING 767 OPERATIONS MANUAL

ENROUTE CLIMB
290/78
ISA + 10°C

PRESSURE ALTITUDE FT	UNITS MIN/KG NMM/KNOTS	BRAKE RELEASE WEIGHT KG												
		175000	170000	165000	160000	155000	150000	140000	130000	120000	110000	100000		
43000	TIME/FUEL DIST/TAS										28/ 3850 187/431	27/ 3100 136/424	18/ 2700 112/421	15/ 2350 95/419
42000	TIME/FUEL DIST/TAS										23/ 3450 149/424	19/ 2950 121/421	16/ 2400 103/418	14/ 2250 88/417
41000	TIME/FUEL DIST/TAS									25/ 3800 165/425	21/ 3200 131/420	18/ 2800 110/417	15/ 2500 95/415	13/ 2200 83/414
40000	TIME/FUEL DIST/TAS							28/ 4200 182/425	27/ 3500 140/419	19/ 3050 118/416	16/ 2700 102/414	15/ 2400 89/413	13/ 2150 78/411	
39000	TIME/FUEL DIST/TAS				30/ 4600 198/425	26/ 4150 167/421	24/ 3800 149/418	20/ 3350 125/415	18/ 2950 108/413	15/ 2650 84/411	14/ 2350 83/413	12/ 2100 73/409	10/ 1900 63/406	
38000	TIME/FUEL DIST/TAS		32/ 5050 213/424	28/ 4500 180/420	25/ 4100 159/417	23/ 3850 144/416	21/ 3600 133/414	19/ 3200 115/412	17/ 2850 101/410	15/ 2550 89/409	13/ 2300 79/408	12/ 2050 69/406	10/ 1850 59/404	
37000	TIME/FUEL DIST/TAS	30/ 4850 193/420	27/ 4450 170/417	25/ 4100 154/415	23/ 3850 141/413	21/ 3650 131/412	20/ 3450 122/410	18/ 3100 107/409	16/ 2750 94/407	14/ 2500 84/406	13/ 2250 74/405	11/ 2000 64/403	10/ 1850 54/401	
36000	TIME/FUEL DIST/TAS	26/ 4450 164/414	24/ 4150 150/412	23/ 3900 139/410	21/ 3700 129/409	20/ 3500 120/408	19/ 3300 113/407	17/ 3000 100/406	15/ 2700 89/404	14/ 2400 79/403	12/ 2200 70/402	11/ 1950 62/401	10/ 1800 52/400	
35000	TIME/FUEL DIST/TAS	24/ 4200 149/409	23/ 3950 137/408	21/ 3750 128/407	20/ 3550 120/406	19/ 3400 113/405	18/ 3200 106/404	16/ 2900 95/403	14/ 2600 84/402	13/ 2350 74/401	12/ 2150 64/400	10/ 1900 54/399	9/ 1750 44/397	
34000	TIME/FUEL DIST/TAS	23/ 4000 136/406	21/ 3800 127/404	20/ 3600 119/403	19/ 3450 112/403	18/ 3250 106/402	17/ 3100 100/401	15/ 2800 89/400	14/ 2550 80/399	13/ 2300 72/398	11/ 2100 64/397	10/ 1850 57/397	9/ 1700 47/396	
33000	TIME/FUEL DIST/TAS	21/ 3850 119/402	20/ 3650 119/401	19/ 3500 112/400	18/ 3350 106/399	17/ 3150 100/398	16/ 3050 95/398	15/ 2750 85/397	13/ 2500 76/396	12/ 2250 68/395	11/ 2050 61/395	10/ 1850 54/394	9/ 1700 47/393	
32000	TIME/FUEL DIST/TAS	20/ 3750 118/398	19/ 3550 112/397	18/ 3400 105/397	17/ 3250 100/396	17/ 3100 94/395	16/ 2950 89/395	14/ 2650 80/394	13/ 2400 72/393	12/ 2200 65/392	10/ 2000 58/392	9/ 1750 51/391	8/ 1650 44/390	
31000	TIME/FUEL DIST/TAS	19/ 3600 111/394	18/ 3450 105/394	17/ 3300 99/393	17/ 3150 94/393	16/ 3000 89/392	15/ 2850 85/392	14/ 2600 76/391	12/ 2350 69/390	11/ 2150 62/389	10/ 1950 55/389	9/ 1750 49/388	8/ 1600 42/387	
30000	TIME/FUEL DIST/TAS	18/ 3450 103/389	17/ 3300 97/388	17/ 3150 92/388	16/ 3000 87/388	15/ 2900 83/387	14/ 2750 79/387	13/ 2500 71/386	12/ 2300 64/386	11/ 2050 57/385	10/ 1850 51/384	9/ 1650 46/383	8/ 1550 40/382	
29000	TIME/FUEL DIST/TAS	17/ 3300 95/384	16/ 3150 90/384	16/ 3050 85/384	15/ 2900 81/383	14/ 2750 77/383	14/ 2650 73/382	12/ 2400 66/382	11/ 2200 60/381	10/ 2000 54/380	9/ 1800 48/380	8/ 1600 42/379	7/ 1500 37/378	
28000	TIME/FUEL DIST/TAS	16/ 3150 87/380	15/ 3050 83/379	15/ 2900 79/379	14/ 2800 75/379	14/ 2650 71/378	13/ 2550 68/378	12/ 2350 61/377	11/ 2100 55/377	10/ 1900 50/376	9/ 1750 45/375	8/ 1550 40/375	7/ 1450 35/374	
27000	TIME/FUEL DIST/TAS	15/ 3050 81/375	15/ 2900 77/375	14/ 2800 73/375	13/ 2700 70/374	13/ 2550 66/374	12/ 2450 63/374	11/ 2250 57/373	10/ 2050 52/373	9/ 1850 47/372	8/ 1700 42/371	7/ 1500 37/371	6/ 1400 32/370	
26000	TIME/FUEL DIST/TAS	14/ 2900 75/371	14/ 2800 71/371	13/ 2700 68/371	13/ 2550 64/370	12/ 2450 61/370	12/ 2350 59/370	11/ 2150 53/369	10/ 1950 48/369	9/ 1800 43/368	8/ 1600 39/368	7/ 1450 35/367	6/ 1350 30/366	
25000	TIME/FUEL DIST/TAS	14/ 2800 69/367	13/ 2700 66/367	13/ 2600 63/367	12/ 2450 60/366	12/ 2350 57/366	11/ 2250 54/365	10/ 2100 49/365	9/ 1900 45/365	8/ 1700 40/364	7/ 1550 36/364	6/ 1400 32/363	5/ 1300 27/362	
24000	TIME/FUEL DIST/TAS	13/ 2700 64/363	12/ 2550 61/363	12/ 2450 58/363	11/ 2400 55/362	11/ 2300 53/362	11/ 2200 50/362	10/ 2000 46/362	9/ 1800 42/361	8/ 1650 38/361	7/ 1500 34/360	6/ 1350 30/359	5/ 1250 27/359	
23000	TIME/FUEL DIST/TAS	12/ 2550 59/359	12/ 2450 56/359	11/ 2350 54/359	11/ 2300 51/359	10/ 2200 49/359	10/ 2100 47/358	9/ 1900 43/358	8/ 1750 41/358	7/ 1600 37/357	6/ 1450 35/357	5/ 1300 29/356	4/ 1200 26/356	
22000	TIME/FUEL DIST/TAS	12/ 2450 55/356	11/ 2350 52/356	11/ 2250 50/355	10/ 2200 48/355	10/ 2100 45/355	9/ 2000 43/355	8/ 1850 39/354	7/ 1700 36/354	6/ 1550 32/353	5/ 1400 29/353	4/ 1250 26/352	3/ 1150 23/352	
21000	TIME/FUEL DIST/TAS	11/ 2350 50/352	11/ 2250 48/352	10/ 2200 46/352	10/ 2100 44/352	9/ 2000 42/352	9/ 1900 40/351	8/ 1750 37/351	7/ 1600 34/350	6/ 1450 30/350	5/ 1300 27/349	4/ 1150 24/349	3/ 1050 21/348	
20000	TIME/FUEL DIST/TAS	10/ 2250 46/349	10/ 2150 44/349	10/ 2100 42/348	9/ 2000 40/348	9/ 1900 39/348	8/ 1850 37/348	8/ 1700 34/348	7/ 1550 31/347	6/ 1400 28/347	5/ 1250 25/346	4/ 1100 22/345	3/ 1000 19/345	
19000	TIME/FUEL DIST/TAS	10/ 2150 43/345	9/ 2050 41/345	9/ 2000 39/345	9/ 1900 37/345	8/ 1850 36/345	8/ 1750 34/345	7/ 1650 31/344	7/ 1500 28/344	6/ 1350 26/343	5/ 1200 23/343	4/ 1050 21/342	3/ 950 17/341	
18000	TIME/FUEL DIST/TAS	9/ 2050 39/342	9/ 1950 37/342	9/ 1900 36/342	8/ 1850 34/342	8/ 1750 33/342	8/ 1700 31/342	7/ 1550 29/341	6/ 1450 26/341	5/ 1300 24/340	4/ 1150 21/339	3/ 1000 19/339	2/ 900 16/338	
16000	TIME/FUEL DIST/TAS	8/ 1850 33/336	8/ 1800 31/336	8/ 1750 30/336	7/ 1650 29/336	7/ 1600 27/335	7/ 1550 26/335	6/ 1400 24/335	6/ 1300 22/334	5/ 1200 20/334	4/ 1100 18/333	3/ 1000 16/332	2/ 850 14/331	
14000	TIME/FUEL DIST/TAS	7/ 1650 27/330	7/ 1600 26/330	7/ 1550 25/330	7/ 1500 23/330	6/ 1450 21/330	6/ 1400 20/329	5/ 1250 18/329	5/ 1200 17/329	4/ 1100 16/328	3/ 1000 15/327	2/ 850 13/327	1/ 750 11/326	
12000	TIME/FUEL DIST/TAS	6/ 1500 21/325	6/ 1450 21/324	6/ 1400 20/324	6/ 1350 19/324	6/ 1300 18/324	5/ 1250 17/324	5/ 1150 16/324	5/ 1050 14/323	4/ 950 13/323	3/ 850 12/322	2/ 750 11/321	1/ 650 9/320	
10000	TIME/FUEL DIST/TAS	6/ 1300 17/319	5/ 1250 16/319	5/ 1250 15/319	5/ 1200 15/319	5/ 1150 14/319	5/ 1100 14/319	4/ 1050 12/318	4/ 950 11/318	4/ 850 10/317	3/ 750 9/317	2/ 650 8/316	1/ 550 7/315	
1500	TIME/FUEL	2/ 500	2/ 500	2/ 500	2/ 500	2/ 500	2/ 500	2/ 500	2/ 500	2/ 450	2/ 400	2/ 400	2/ 350	

K61H-23.30.01B

FUEL ADJUSTMENT FOR HIGH ELEVATION AIRPORTS	AIRPORT ELEVATION	2000	4000	6000	8000	10000	12000
EFFECT ON TIME AND DISTANCE IS NEGLIGIBLE	FUEL ADJUSTMENT	-150	-300	-400	-550	-700	-850

SHADED AREA APPROXIMATES OPTIMUM ALTITUDE

6-K76A
MAY 01/90

767-300/CF6-80C2B2

23.30.07

ENROUTE CLIMB
290/78
ISA + 15°C

BOEING 767
OPERATIONS MANUAL

PRESSURE ALTITUDE FT	UNITS MIN/KG NAM/KNOTS	BRAKE RELEASE WEIGHT KG											
		175000	170000	165000	160000	155000	150000	140000	130000	120000	110000	100000	
43000	TIME/FUEL DIST/TAS									25/ 3400 168/432	20/ 2850 132/428	17/ 2500 110/425	
42000	TIME/FUEL DIST/TAS									29/ 3850 194/433	22/ 3200 146/428	19/ 2750 120/425	16/ 2400 102/423
41000	TIME/FUEL DIST/TAS									24/ 3500 159/427	20/ 3000 130/424	17/ 2650 111/422	15/ 2350 95/420
40000	TIME/FUEL DIST/TAS							26/ 3850 174/427	22/ 3300 141/425	19/ 2900 119/421	16/ 2550 103/419	14/ 2300 89/417	
39000	TIME/FUEL DIST/TAS							29/ 4300 191/427	23/ 3600 151/428	20/ 3150 127/421	18/ 2800 110/418	15/ 2500 94/416	14/ 2200 84/415
38000	TIME/FUEL DIST/TAS				32/ 4700 209/427	28/ 4250 180/424	25/ 3900 161/421	21/ 3450 136/418	19/ 3050 117/416	17/ 2700 103/415	15/ 2400 96/413	13/ 2150 79/412	
37000	TIME/FUEL DIST/TAS	35/ 5200 231/428	30/ 4650 195/424	27/ 4250 173/421	25/ 3950 157/419	23/ 3700 145/417	20/ 3300 125/415	18/ 2950 109/413	16/ 2600 96/412	14/ 2350 85/411	12/ 2100 75/410	10/ 1900 71/407	
36000	TIME/FUEL DIST/TAS	32/ 5050 212/423	29/ 4600 186/420	26/ 4300 168/418	24/ 4000 154/416	23/ 3750 142/415	21/ 3550 132/413	18/ 3150 116/412	17/ 2850 102/410	15/ 2550 91/409	13/ 2300 85/408	12/ 2050 71/407	
35000	TIME/FUEL DIST/TAS	28/ 4650 181/417	26/ 4350 165/415	24/ 4050 152/413	23/ 3800 141/412	21/ 3600 132/411	20/ 3400 123/410	18/ 3050 109/409	16/ 2750 97/407	14/ 2500 86/406	13/ 2250 76/405	11/ 2000 67/404	
34000	TIME/FUEL DIST/TAS	26/ 4400 162/412	24/ 4100 150/411	23/ 3900 140/409	21/ 3700 131/408	20/ 3500 123/408	19/ 3300 115/407	17/ 3000 102/405	15/ 2700 91/404	14/ 2400 81/403	12/ 2150 72/402	11/ 1950 64/402	
33000	TIME/FUEL DIST/TAS	24/ 4150 149/408	23/ 3950 139/407	22/ 3750 130/406	20/ 3550 122/405	19/ 3350 115/404	18/ 3200 108/403	16/ 2900 97/402	15/ 2600 86/401	13/ 2350 77/400	12/ 2100 69/400	11/ 1900 61/399	
32000	TIME/FUEL DIST/TAS	23/ 4000 138/404	22/ 3800 129/403	20/ 3600 121/402	19/ 3450 114/401	18/ 3250 108/400	17/ 3100 102/400	16/ 2800 91/399	14/ 2550 82/398	13/ 2300 73/397	11/ 2050 65/396	10/ 1850 58/396	
31000	TIME/FUEL DIST/TAS	22/ 3850 129/399	21/ 3650 121/399	19/ 3500 114/398	19/ 3300 108/397	18/ 3150 102/397	17/ 3000 96/396	15/ 2750 85/395	14/ 2450 77/395	12/ 2250 59/394	11/ 2000 62/393	10/ 1800 55/392	
30000	TIME/FUEL DIST/TAS	20/ 3700 118/394	19/ 3500 111/393	18/ 3350 105/393	17/ 3200 100/392	17/ 3050 94/392	16/ 2900 89/392	14/ 2650 80/391	13/ 2400 72/390	12/ 2150 65/389	11/ 1950 58/389	9/ 1750 51/388	
29000	TIME/FUEL DIST/TAS	19/ 3500 109/389	18/ 3350 103/389	17/ 3200 97/388	17/ 3050 92/388	16/ 2900 87/387	15/ 2800 83/387	14/ 2550 74/386	12/ 2300 67/385	11/ 2100 60/385	10/ 1900 54/384	9/ 1700 48/383	
28000	TIME/FUEL DIST/TAS	18/ 3350 100/384	17/ 3200 95/384	16/ 3050 90/383	16/ 2950 85/383	15/ 2800 81/383	14/ 2700 77/382	13/ 2450 69/382	12/ 2200 62/382	11/ 2000 56/380	10/ 1800 50/380	9/ 1600 44/379	
27000	TIME/FUEL DIST/TAS	17/ 3200 92/380	16/ 3100 87/379	15/ 2950 83/379	15/ 2800 79/379	14/ 2700 75/378	13/ 2600 71/378	12/ 2350 64/377	11/ 2150 58/377	10/ 1950 52/376	9/ 1750 47/376	8/ 1550 41/375	
26000	TIME/FUEL DIST/TAS	16/ 3100 85/375	15/ 2950 81/375	15/ 2800 77/375	14/ 2700 73/374	13/ 2600 69/374	13/ 2450 66/374	12/ 2250 60/373	11/ 2050 54/373	10/ 1850 49/372	9/ 1700 43/372	8/ 1500 39/371	
25000	TIME/FUEL DIST/TAS	15/ 2950 79/371	14/ 2800 75/371	14/ 2700 71/371	13/ 2600 68/370	13/ 2500 64/370	12/ 2400 61/370	11/ 2150 55/369	10/ 1950 50/369	9/ 1800 45/368	8/ 1650 40/368	7/ 1450 36/367	
24000	TIME/FUEL DIST/TAS	14/ 2800 73/367	14/ 2700 69/367	13/ 2600 65/367	13/ 2500 62/366	12/ 2400 60/366	11/ 2300 57/366	10/ 2100 51/365	10/ 1900 47/365	9/ 1700 42/364	8/ 1550 38/364	7/ 1400 33/363	
23000	TIME/FUEL DIST/TAS	13/ 2700 67/363	13/ 2600 64/363	12/ 2500 61/363	12/ 2400 58/363	11/ 2300 55/362	11/ 2200 53/362	10/ 2000 48/362	9/ 1800 43/361	8/ 1650 39/361	7/ 1500 35/360	7/ 1350 31/360	
22000	TIME/FUEL DIST/TAS	13/ 2600 62/360	12/ 2500 59/359	12/ 2400 56/359	11/ 2300 53/359	11/ 2200 51/359	10/ 2100 49/359	9/ 1900 44/358	9/ 1750 40/358	8/ 1600 36/357	7/ 1450 32/357	6/ 1300 29/356	
21000	TIME/FUEL DIST/TAS	12/ 2450 57/356	11/ 2350 54/356	11/ 2300 52/356	11/ 2200 49/355	10/ 2100 47/355	10/ 2000 45/355	9/ 1850 41/355	8/ 1700 37/354	7/ 1550 33/354	7/ 1400 30/353	6/ 1250 27/352	
20000	TIME/FUEL DIST/TAS	11/ 2350 52/352	11/ 2250 50/352	10/ 2150 48/352	10/ 2100 45/352	10/ 2000 43/352	9/ 1950 41/352	8/ 1750 38/351	8/ 1600 34/351	7/ 1450 31/350	6/ 1350 28/350	6/ 1200 25/349	
19000	TIME/FUEL DIST/TAS	11/ 2250 48/349	10/ 2150 46/349	10/ 2100 44/349	9/ 2000 42/348	9/ 1900 40/348	9/ 1850 38/348	8/ 1700 35/348	7/ 1550 31/347	7/ 1400 28/347	6/ 1300 26/346	6/ 1150 21/345	
18000	TIME/FUEL DIST/TAS	10/ 2150 44/346	10/ 2050 42/345	9/ 2000 40/345	9/ 1900 38/345	9/ 1850 37/345	8/ 1750 35/345	8/ 1600 32/345	7/ 1450 29/344	6/ 1350 26/344	6/ 1250 23/344	5/ 1100 21/342	
16000	TIME/FUEL DIST/TAS	9/ 1950 26/339	9/ 1850 35/339	8/ 1800 33/339	8/ 1750 32/339	8/ 1650 31/339	7/ 1600 29/339	7/ 1450 27/338	6/ 1350 24/338	6/ 1250 22/337	5/ 1100 20/337	5/ 1000 18/336	
14000	TIME/FUEL DIST/TAS	8/ 1750 30/333	7/ 1650 29/333	7/ 1600 27/333	7/ 1550 26/333	7/ 1500 25/333	6/ 1450 24/333	6/ 1350 22/332	5/ 1200 20/332	5/ 1100 18/332	5/ 1000 16/331	4/ 900 15/330	
12000	TIME/FUEL DIST/TAS	7/ 1550 24/328	7/ 1500 23/328	6/ 1450 22/328	6/ 1400 21/327	6/ 1350 20/327	6/ 1300 19/327	5/ 1200 17/327	5/ 1100 16/326	4/ 1000 15/326	4/ 900 14/325	4/ 800 13/325	
10000	TIME/FUEL DIST/TAS	6/ 1350 19/322	6/ 1300 18/322	6/ 1250 17/322	5/ 1250 16/322	5/ 1200 15/322	5/ 1150 14/322	5/ 1050 13/322	4/ 950 12/321	4/ 850 11/321	4/ 800 10/320	3/ 750 9/319	
1500	TIME/FUEL	2/ 600	2/ 550	2/ 550	2/ 550	2/ 550	2/ 500	2/ 500	2/ 450	2/ 400	2/ 400	2/ 350	

FUEL ADJUSTMENT FOR HIGH ELEVATION AIRPORTS EFFECT ON TIME AND DISTANCE IS NEGLIGIBLE	AIRPORT ELEVATION		2000	4000	6000	8000	10000	12000
	FUEL ADJUSTMENT		-150	-300	-450	-600	-750	-900

SHADED AREA APPROXIMATES OPTIMUM ALTITUDE

767-300/CF6-80C2B2

6-K76A

MAY 07/90

23.30.08

K61H-23.30.01C

BOEING 767 OPERATIONS MANUAL

ENROUTE CLIMB
290/78
ISA + 20°C

PRESSURE ALTITUDE FT	UNITS MIN/KG NAM/KNOTS	BRAKE RELEASE WEIGHT KG												
		175000	170000	165000	160000	155000	150000	140000	130000	120000	110000	100000		
43000	TIME/FUEL DIST/TAS										32/ 3900 220/441	23/ 3100 158/435	19/ 2650 129/431	
42000	TIME/FUEL DIST/TAS										26/ 3500 177/435	21/ 2950 141/431	18/ 2550 118/429	
41000	TIME/FUEL DIST/TAS									29/ 3900 200/436	23/ 3250 154/430	20/ 2850 129/428	17/ 2450 110/425	
40000	TIME/FUEL DIST/TAS									33/ 4450 229/437	25/ 3600 168/430	21/ 3100 139/427	18/ 2750 119/425	16/ 2400 107/423
39000	TIME/FUEL DIST/TAS									29/ 3950 183/430	23/ 3400 150/426	20/ 3000 128/423	17/ 2650 110/422	15/ 2300 96/420
38000	TIME/FUEL DIST/TAS					35/ 4850 234/433	30/ 4350 199/429	25/ 3700 161/425	21/ 3250 136/422	19/ 2900 118/420	16/ 2550 103/419	14/ 2250 90/418		
37000	TIME/FUEL DIST/TAS				33/ 4800 217/429	29/ 4350 192/426	27/ 4050 173/424	23/ 3550 146/421	20/ 3150 126/419	18/ 2900 116/417	16/ 2600 101/416	14/ 2300 91/415		
36000	TIME/FUEL DIST/TAS		36/ 5300 240/429	32/ 4750 207/426	29/ 4400 185/423	26/ 4100 169/421	24/ 3850 156/420	21/ 3400 134/417	19/ 3000 118/416	17/ 2700 104/414	15/ 2400 91/413	13/ 2150 80/412		
35000	TIME/FUEL DIST/TAS	34/ 5250 228/426	31/ 4800 202/423	28/ 4450 182/420	26/ 4150 167/419	24/ 3900 154/417	23/ 3650 144/416	20/ 3300 126/414	18/ 2950 111/413	16/ 2600 98/411	14/ 2350 86/410	13/ 2100 76/409		
34000	TIME/FUEL DIST/TAS	31/ 4850 197/419	28/ 4500 179/417	26/ 4200 165/416	24/ 3950 153/414	23/ 3750 143/413	22/ 3550 134/412	19/ 3150 118/411	17/ 2850 104/410	15/ 2550 92/409	14/ 2300 62/408	12/ 2050 72/407		
33000	TIME/FUEL DIST/TAS	28/ 4550 177/414	26/ 4300 163/413	24/ 4050 152/411	23/ 3800 142/410	22/ 3600 133/410	21/ 3400 125/408	18/ 3050 111/408	16/ 2750 99/406	15/ 2500 87/405	13/ 2250 77/405	12/ 2000 69/404		
32000	TIME/FUEL DIST/TAS	26/ 4350 162/409	25/ 4100 151/408	23/ 3900 141/407	22/ 3650 132/406	21/ 3500 125/406	20/ 3300 117/405	17/ 3000 104/404	16/ 2700 93/403	14/ 2400 83/402	13/ 2150 73/401	11/ 1950 65/400		
31000	TIME/FUEL DIST/TAS	25/ 4150 150/408	23/ 3950 141/404	22/ 3750 132/403	21/ 3550 124/403	20/ 3350 117/402	19/ 3200 110/402	17/ 2900 98/400	15/ 2600 81/399	14/ 2350 78/399	12/ 2100 70/398	11/ 1900 61/397		
30000	TIME/FUEL DIST/TAS	23/ 3950 137/399	22/ 3750 129/399	21/ 3550 121/398	20/ 3400 114/397	19/ 3250 108/397	18/ 3100 102/396	16/ 2800 91/395	14/ 2500 81/395	13/ 2250 73/394	12/ 2050 65/393	10/ 1800 57/392		
29000	TIME/FUEL DIST/TAS	21/ 3750 125/394	20/ 3600 118/393	19/ 3400 111/393	18/ 3250 105/392	17/ 3100 99/392	17/ 2950 94/391	15/ 2650 84/391	13/ 2400 75/390	12/ 2200 68/389	11/ 1950 60/389	10/ 1750 53/388		
28000	TIME/FUEL DIST/TAS	20/ 3600 115/389	19/ 3400 108/388	18/ 3250 102/388	17/ 3100 97/387	16/ 2950 92/387	16/ 2850 87/387	14/ 2550 78/386	13/ 2300 70/385	12/ 2100 63/385	10/ 1900 56/384	9/ 1700 50/383		
27000	TIME/FUEL DIST/TAS	19/ 3450 106/384	18/ 3250 100/384	17/ 3100 94/383	16/ 3000 90/383	16/ 2850 85/383	15/ 2700 80/382	13/ 2450 72/382	12/ 2250 65/381	11/ 2000 58/380	10/ 1800 52/380	9/ 1650 46/379		
26000	TIME/FUEL DIST/TAS	18/ 3250 97/380	17/ 3100 92/379	16/ 3000 87/379	15/ 2850 83/379	15/ 2750 79/378	14/ 2600 75/378	13/ 2350 67/377	11/ 2150 60/377	10/ 1950 54/376	9/ 1750 49/376	8/ 1600 43/375		
25000	TIME/FUEL DIST/TAS	17/ 3150 90/375	16/ 3000 85/375	15/ 2850 81/375	15/ 2750 76/374	14/ 2600 73/374	13/ 2500 69/374	12/ 2250 62/373	11/ 2050 56/373	10/ 1850 50/372	9/ 1700 45/372	8/ 1500 40/371		
24000	TIME/FUEL DIST/TAS	16/ 3000 83/371	15/ 2850 78/371	14/ 2750 74/371	14/ 2600 71/370	13/ 2500 67/370	13/ 2400 64/370	11/ 2200 58/369	10/ 2000 52/369	9/ 1800 47/369	8/ 1650 42/368	8/ 1450 37/367		
23000	TIME/FUEL DIST/TAS	15/ 2850 76/367	14/ 2750 72/367	14/ 2600 69/367	13/ 2500 65/366	12/ 2400 62/366	12/ 2300 59/366	11/ 2100 53/366	10/ 1900 48/365	9/ 1750 43/365	8/ 1600 39/364	7/ 1400 35/363		
22000	TIME/FUEL DIST/TAS	14/ 2700 70/363	13/ 2600 67/363	13/ 2500 63/363	12/ 2400 60/363	12/ 2300 57/362	11/ 2200 55/362	10/ 2000 49/362	9/ 1800 45/361	8/ 1650 40/361	8/ 1500 36/360	7/ 1350 32/360		
21000	TIME/FUEL DIST/TAS	13/ 2600 64/360	13/ 2500 61/359	12/ 2400 58/359	12/ 2300 56/359	11/ 2200 53/359	11/ 2100 50/359	10/ 1900 46/358	9/ 1750 41/358	8/ 1600 37/357	7/ 1450 33/357	7/ 1300 30/356		
20000	TIME/FUEL DIST/TAS	12/ 2450 59/356	12/ 2350 56/356	11/ 2300 54/356	11/ 2200 51/355	10/ 2100 49/355	10/ 2000 46/355	9/ 1850 42/355	8/ 1650 38/354	8/ 1500 34/354	7/ 1400 31/353	6/ 1250 27/353		
19000	TIME/FUEL DIST/TAS	12/ 2350 54/352	11/ 2250 51/352	11/ 2150 49/352	10/ 2100 47/352	10/ 2000 45/352	9/ 1900 43/352	9/ 1750 39/351	8/ 1600 35/351	7/ 1450 32/351	6/ 1350 28/350	6/ 1200 25/349		
18000	TIME/FUEL DIST/TAS	11/ 2250 49/349	10/ 2150 47/349	10/ 2050 45/349	10/ 2000 43/349	9/ 1900 41/348	9/ 1850 39/348	8/ 1700 35/348	7/ 1550 32/348	7/ 1400 29/347	6/ 1250 26/347	6/ 1150 23/346		
16000	TIME/FUEL DIST/TAS	10/ 2000 41/343	9/ 1950 39/342	9/ 1850 37/342	9/ 1800 36/342	8/ 1750 34/342	8/ 1650 33/342	7/ 1500 30/342	7/ 1400 27/341	6/ 1250 24/341	5/ 1150 22/340	5/ 1050 19/340		
14000	TIME/FUEL DIST/TAS	8/ 1800 33/337	8/ 1750 32/336	8/ 1650 31/336	8/ 1600 29/336	7/ 1550 28/336	7/ 1500 27/336	6/ 1350 24/336	6/ 1250 22/335	5/ 1150 20/335	5/ 1050 18/334	4/ 950 16/334		
12000	TIME/FUEL DIST/TAS	7/ 1600 27/331	7/ 1550 26/331	7/ 1500 25/331	7/ 1450 24/331	6/ 1400 22/330	6/ 1350 21/330	6/ 1200 20/330	5/ 1100 18/330	5/ 1000 16/329	4/ 950 15/329	4/ 850 13/328		
10000	TIME/FUEL DIST/TAS	6/ 1400 21/325	6/ 1350 20/325	6/ 1300 19/325	6/ 1250 18/325	5/ 1200 17/325	5/ 1150 17/325	5/ 1100 15/325	4/ 1000 14/324	4/ 900 13/324	4/ 850 11/323	3/ 750 10/323		
1500	TIME/FUEL	2/ 600	2/ 550	2/ 550	2/ 550	2/ 550	2/ 550	2/ 500	2/ 450	2/ 400	2/ 400	2/ 350		

FUEL ADJUSTMENT FOR HIGH ELEVATION AIRPORTS EFFECT ON TIME AND DISTANCE IS NEGLIGIBLE	AIRPORT ELEVATION	2000	4000	6000	8000	10000	12000
	FUEL ADJUSTMENT	-150	-300	-450	-600	-750	-900

SHADED AREA APPROXIMATES OPTIMUM ALTITUDE

6-K76A
MAY 01/90

767-300/CF6-80C2B2

K61H-23.30.01D

LONG RANGE CRUISE
2 ENGINES 2 AIRBLEEDS
MAX CRUISE THRUST LIMITS

BOEING 767
OPERATIONS MANUAL

ISA %N1 REQUIRED
MAX TAT FOR THRUST RATING
IAS KNOTS
MACH NUMBER
ISA FUEL FLOW PER ENG
ISA TAS KTS

PRESSURE ALTITUDE 43000 FT TO 38000 FT

PRESS ALT 1000 FT (STD TAT)	WEIGHT 1000 KG														
	170	165	160	155	150	145	140	135	130	125	120	115	110	105	100
43 (-29)											97.9 -17 225 .798 2089 458	96.0 -13 226 .799 1967 458	94.5 -9 226 .801 1861 459	93.3 -4 227 .802 1767 460	92.0 0 227 .804 1683 461
42 (-29)										97.5 -16 231 .798 2157 458	95.8 -12 231 .799 2037 459	94.4 -8 231 .801 1933 459	93.1 -4 232 .802 1841 460	92.0 0 232 .804 1757 461	90.8 4 232 .804 1681 461
41 (-29)							98.9 -21 236 .797 2356 457	97.0 -15 236 .798 2222 458	95.4 -11 237 .800 2106 459	94.1 -7 237 .801 2005 459	93.0 -3 237 .802 1914 460	91.9 1 238 .804 1830 461	90.7 4 238 .804 1754 461	89.7 237 .801 1681 459	
40 (-29)						98.1 -17 241 .797 2413 457	96.4 -14 242 .799 2284 458	95.0 -10 242 .800 2172 459	93.9 -6 243 .801 2075 460	92.8 -2 243 .803 1985 460	91.7 1 243 .804 1903 461	90.6 1 243 .804 1829 461	89.6 242 .801 1755 459	88.6 240 .795 1686 456	
39 (-29)					99.2 -19 247 .797 2609 457	97.4 -15 247 .798 2467 458	95.9 -12 248 .799 2345 458	94.6 -8 248 .800 2238 459	93.5 -5 248 .802 2144 460	92.5 -1 249 .803 2056 461	91.5 2 249 .804 1975 461	90.4 249 .804 1901 461	89.5 248 .801 1829 459	88.5 246 .795 1760 456	87.6 244 .788 1689 452
38 (-29)		100.1 -27 252 .796 2804 457	98.3 -16 253 .797 2651 457	96.7 -14 253 .798 2519 458	95.3 -10 254 .800 2404 459	94.2 -6 254 .801 2303 459	93.2 -3 255 .802 2212 460	92.2 1 255 .803 2126 461	91.2 4 255 .804 2048 461	90.2 254 .803 1974 461	89.3 252 .800 1902 459	88.4 249 .795 1834 456	87.5 249 .788 1763 452	86.6 246 .779 1693 447	

MAX TAT NOT SHOWN WHERE %N1 CAN BE SET IN ISA+30°C CONDITIONS
INCREASE/DECREASE %N1 REQUIRED BY 1% PER 5°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT
INCREASE/DECREASE FUEL FLOW 3% PER 10°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT
INCREASE/DECREASE TAS BY 1 KT PER 1°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT
SHADED AREA APPROXIMATES OPTIMUM ALTITUDE

TURBULENT AIR PENETRATION

TARGET SPEED IAS / MACH	PRESS ALT 1000 FT	WEIGHT 1000 KG								
		170	160	150	140	130	120	110	100	
290/78	41									
	37	100	97	94	92	90	88	87	86	
	33	93	92	90	89	88	87	86	85	
	29	90	89	88	87	86	85	84	83	
	25	87	86	85	84	83	82	81		
	20	83	82	81	80	79	78	77		
	15	79	78	77	76	75	74	73		
	10	75	74	73	72	71	70	69		

AIR BLEED CORRECTION	REDUCE %N1
ENGINE	2.2
ENGINE AND WING	3.4

MAX CRUISE %N₁

PRESS ALT 1000 FT	TAT DEG C													
	-60	-55	-50	-45	-40	-35	-30	-25	-20	-15	-10	-5	0	5
43	93.9	94.8	95.6	96.5	97.3	98.1	98.9	99.7	100.5	100.1	98.9	98.2	97.5	96.8
42	93.9	94.8	95.6	96.5	97.3	98.1	99.0	99.8	100.5	100.2	98.9	98.2	97.6	96.8
41	93.9	94.8	95.6	96.5	97.3	98.1	99.0	99.8	100.6	100.2	98.9	98.2	97.6	96.8
40	93.9	94.8	95.7	96.5	97.3	98.2	99.0	99.8	100.6	100.1	98.9	98.2	97.6	96.8
39	94.3	95.2	96.1	96.9	97.8	98.6	99.4	100.2	101.0	100.2	99.0	98.2	97.6	96.9
38	94.8	95.7	96.5	97.4	98.3	99.1	99.9	100.7	101.5	100.2	99.0	98.3	97.7	96.9

K61H-23.30.02A

ISA %N1 REQUIRED
 MAX TAT FOR THRUST RATING
 IAS KNOTS
 MACH NUMBER
 ISA FUEL FLOW PER ENG
 ISA TAS KTS

BOEING 767
OPERATIONS MANUAL

LONG RANGE CRUISE
 2 ENGINES 2 AIRBLEEDS
 MAX CRUISE THRUST LIMITS

PRESSURE ALTITUDE 37000 FT TO 32000 FT

PRESS ALT 1000 FT (STD TAT)	WEIGHT 1000 KG														
	170	165	160	155	150	145	140	135	130	125	120	115	110	105	100
37 (-29)		99.0 -17 258 .797 2834 457	97.4 -14 259 .798 2693 458	96.0 -13 259 .799 2571 458	94.8 -8 260 .800 2463 459	93.8 -5 260 .801 2367 460	92.8 -1 261 .802 2279 460	91.9 2 261 .803 2196 461	90.9 2 261 .804 2119 461	90.0	89.1 230 .800 1976 459	88.3 258 .794 1907 456	87.4 255 .787 1837 452	86.5 252 .779 1767 447	85.6 249 .771 1699 442
36 (-29)	97.9 -16 265 .797 2876 458	96.5 -13 265 .798 2744 458	95.3 -10 266 .800 2626 459	94.3 -7 266 .801 2524 459	93.3 -4 266 .802 2433 460	92.4 0 267 .803 2348 461	91.5 3 267 .804 2267 461	90.6 3 267 .804 2192 461	89.7 267 .802 2120 460	88.9 265 .799 2051 458	88.1 263 .794 1982 455	87.3 261 .787 1911 451	86.4 258 .779 1842 447	85.6 255 .771 1774 442	84.7 252 .762 1707 438
35 (-27)	96.2 -10 272 .799 2809 461	95.1 -7 272 .800 2696 461	94.2 -4 272 .801 2599 462	93.3 -1 273 .802 2513 462	92.4 3 273 .803 2429 463	91.5 6 273 .804 2351 463	90.7 6 273 .804 2277 463	89.9 271 .798 2205 462	89.1 269 .792 2136 460	88.3 267 .786 2067 457	87.5 264 .786 1996 453	86.7 264 .778 1927 449	85.9 261 .771 1859 444	85.0 258 .763 1792 440	84.1 254 .753 1722 434
34 (-25)	94.9 -4 278 .801 2772 464	94.1 -1 279 .802 2681 464	93.2 2 279 .803 2595 465	92.4 5 280 .803 2512 465	91.6 8 280 .804 2436 465	90.8 279 .803 2363 465	90.0 278 .801 2291 464	89.2 277 .797 2223 461	88.5 275 .791 2153 458	87.7 272 .785 2082 454	86.9 270 .778 2013 450	86.1 267 .770 1945 446	85.3 264 .763 1877 442	84.5 260 .754 1807 436	83.6 257 .743 1737 430
33 (-23)	94.0 2 285 .802 2765 467	93.2 5 286 .803 2678 467	92.3 8 286 .804 2598 467	91.6 11 286 .804 2522 467	90.8 285 .803 2449 467	90.1 284 .800 2380 465	89.4 283 .795 2311 462	88.6 280 .790 2240 459	87.9 278 .783 2169 456	87.1 275 .777 2100 452	86.4 273 .770 2032 448	85.6 270 .762 1964 443	84.8 266 .753 1893 438	84.0 263 .744 1822 433	82.9 257 .729 1741 424
32 (-21)	93.1 8 292 .803 2762 469	92.3 11 292 .804 2684 469	91.6 14 292 .804 2611 469	90.9 17 292 .801 2538 468	90.1 288 .798 2469 466	89.5 286 .794 2399 464	88.8 284 .788 2328 460	88.1 284 .782 2257 457	87.3 281 .775 2189 453	86.6 278 .769 2121 449	85.8 275 .761 2052 445	85.1 272 .753 1980 440	84.3 269 .744 1908 435	83.3 263 .730 1826 426	82.1 257 .713 1738 417

MAX TAT NOT SHOWN WHERE %N1 CAN BE SET IN ISA+30°C CONDITIONS
 INCREASE/DECREASE %N1 REQUIRED BY 1% PER 5°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT
 INCREASE/DECREASE FUEL FLOW 3% PER 10°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT
 INCREASE/DECREASE TAS BY 1 KT PER 1°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT
 SHADED AREA APPROXIMATES OPTIMUM ALTITUDE
 TURBULENT AIR PENETRATION

K61H-23.30.02B

TARGET SPEED IAS / MACH	PRESS ALT 1000 FT	WEIGHT 1000 KG							
		170	160	150	140	130	120	110	100
290/78	41					96	94	91	89
	37	100	97	94	92	90	88	87	86
	33	93	92	90	89	88	87	86	85
	29	90	89	88	87	86	85	84	83
	25	87	86	85	84	83	82	82	81
	20	83	82	81	80	79	78	77	77
	15	79	78	77	76	75	74	74	73
	10	75	74	73	72	71	70	70	69

AIR BLEED CORRECTION	REDUCE %N1
ENGINE	1.5
ENGINE AND WING	2.3

MAX CRUISE %N1

PRESS ALT 1000 FT	TAT DEG C													
	-60	-55	-50	-45	-40	-35	-30	-25	-20	-15	-10	-5	0	5
37	95.2	96.1	97.0	97.9	98.7	99.6	100.4	101.2	102.0	102.8	103.6	104.4	105.2	106.0
36	94.7	95.6	96.5	97.4	98.2	99.0	99.9	100.7	101.5	102.3	103.1	103.9	104.7	105.5
35	93.9	94.8	95.8	96.7	97.5	98.4	99.3	100.1	101.0	101.8	102.6	103.4	104.2	105.0
34	92.8	93.8	94.8	95.7	96.6	97.6	98.5	99.3	100.2	101.0	101.8	102.6	103.4	104.2
33	91.8	92.8	93.8	94.8	95.7	96.7	97.6	98.5	99.4	100.3	101.1	101.9	102.7	103.5
32	90.8	91.9	92.9	93.9	94.8	95.8	96.8	97.7	98.7	99.6	100.5	101.4	102.2	103.1

LONG RANGE CRUISE
2 ENGINES 2 AIRBLEEDS
MAX CRUISE THRUST LIMITS

BOEING 767
OPERATIONS MANUAL

ISA %N1 REQUIRED
MAX TAT FOR THRUST RATING
IAS KNOTS
MACH NUMBER
ISA FUEL FLOW PER ENG
ISA TAS KTS

PRESSURE ALTITUDE 31000 FT TO 26000 FT

PRESS ALT 1000 FT (STD TAT)	WEIGHT 1000 KG														
	170	165	160	155	150	145	140	135	130	125	120	115	110	105	100
31 (-20)	92.2	91.5	90.9	90.2	89.5	88.9	88.2	87.5	86.8	86.1	85.3	84.6	83.6	82.5	81.4
	299	298	297	296	294	292	289	287	284	281	278	274	269	263	256
	804	803	800	796	792	786	780	774	767	760	752	743	730	714	698
	2773	2700	2629	2560	2489	2418	2347	2278	2210	2140	2068	1995	1911	1821	1733
	472	471	470	467	465	461	458	454	450	446	441	436	428	419	409
30 (-18)	91.5	90.9	90.3	89.6	89.0	88.3	87.6	87.0	86.3	85.5	84.8	83.8	82.8	81.8	80.6
	305	303	302	300	297	295	292	290	287	284	280	275	269	262	256
	802	799	795	790	784	778	772	766	759	751	742	730	715	699	683
	2791	2722	2651	2580	2508	2438	2369	2300	2230	2157	2082	1997	1906	1817	1733
	472	471	468	465	462	459	455	451	447	443	438	430	421	412	403
29 (-17)	90.9	90.3	89.7	89.0	88.4	87.7	87.1	86.4	85.7	85.0	84.1	83.1	82.1	81.0	79.8
	309	307	305	303	300	298	295	293	289	285	281	275	268	262	256
	797	792	788	782	776	771	764	758	750	741	729	714	699	684	669
	2814	2743	2671	2599	2530	2461	2392	2320	2247	2171	2095	1993	1904	1819	1736
	471	469	466	463	459	456	452	448	444	439	431	423	414	405	396
28 (-15)	90.3	89.7	89.1	88.5	87.9	87.2	86.6	85.9	85.2	84.3	83.3	82.4	81.3	80.2	79.0
	313	311	308	306	304	301	298	295	291	286	280	274	268	262	256
	790	785	780	774	769	763	756	749	740	728	713	699	685	670	655
	2834	2763	2692	2622	2554	2484	2411	2338	2260	2173	2082	1992	1907	1823	1742
	470	467	463	460	457	453	449	445	440	432	424	415	407	398	389
27 (-14)	89.7	89.1	88.5	87.9	87.3	86.7	86.1	85.3	84.4	83.5	82.6	81.6	80.5	79.3	78.1
	316	314	312	309	307	304	301	297	292	285	280	274	268	262	256
	782	777	772	767	761	754	747	738	726	712	698	685	671	656	642
	2856	2786	2717	2648	2577	2504	2431	2351	2263	2171	2082	1997	1912	1829	1750
	467	464	461	458	454	450	446	440	433	425	417	409	400	392	384
26 (-12)	89.2	88.6	88.0	87.4	86.8	86.2	85.4	84.6	83.7	82.8	81.8	80.8	79.7	78.5	77.4
	319	317	315	312	309	306	302	297	291	285	279	274	268	262	256
	775	770	764	758	752	745	735	724	710	697	684	671	657	644	630
	2883	2814	2745	2673	2600	2527	2443	2355	2262	2174	2087	2002	1918	1838	1759
	464	461	458	455	451	447	441	434	425	418	410	402	394	386	378

MAX TAT NOT SHOWN WHERE %N1 CAN BE SET IN ISA+30°C CONDITIONS
INCREASE/DECREASE %N1 REQUIRED BY 1% PER 5°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT
INCREASE/DECREASE FUEL FLOW 3% PER 10°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT
INCREASE/DECREASE TAS BY 1 KT PER 1°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT
SHADED AREA APPROXIMATES OPTIMUM ALTITUDE

TURBULENT AIR PENETRATION

TARGET SPEED IAS / MACH	PRESS ALT 1000 FT	WEIGHT 1000 KG													
		170	160	150	140	130	120	110	100						
290/78	41														
	37	100	97	94	92	90	88	87	86	85	84	83	82	81	80
	33	93	92	90	89	88	87	86	85	84	83	82	81	80	79
	29	90	89	88	87	86	85	84	83	82	81	80	79	78	77
	25	87	86	85	84	83	82	81	80	79	78	77	76	75	74
	20	83	82	81	80	79	78	77	76	75	74	73	72	71	70
	15	79	78	77	76	75	74	73	72	71	70	69	68	67	66
	10	75	74	73	72	71	70	69	68	67	66	65	64	63	62

AIR BLEED CORRECTION	REDUCE %N1
ENGINE	1.1
ENGINE AND WING	1.7

MAX CRUISE %N1

PRESS ALT 1000 FT	TAT DEG C														
	-50	-45	-40	-35	-30	-25	-20	-15	-10	-5	0	5	10	15	
31	91.9	92.9	93.9	94.9	95.9	96.9	97.9	98.8	99.8	100.4	99.5	98.9	98.3	97.8	
30	91.1	92.1	93.1	94.1	95.2	96.2	97.1	98.1	99.1	100.1	99.3	99.2	98.6	98.1	
29	90.6	91.7	92.7	93.7	94.7	95.7	96.7	97.7	98.6	99.6	99.9	99.3	98.8	98.2	
28	90.3	91.3	92.3	93.3	94.3	95.3	96.3	97.3	98.2	99.2	100.1	99.5	98.9	98.2	
27	90.0	91.0	92.0	93.0	94.0	95.0	96.0	96.9	97.9	98.8	99.8	99.6	99.0	98.3	
26	89.6	90.6	91.6	92.6	93.6	94.6	95.6	96.6	97.5	98.5	99.4	99.7	99.0	98.4	

767-300/CF6-80C2B2

K61H-23.30.02C

ISA %N1 REQUIRED
 MAX TAT FOR THRUST RATING
 IAS KNOTS
 MACH NUMBER
 ISA FUEL FLOW PER ENG
 ISA TAS KTS

BOEING 767
OPERATIONS MANUAL

LONG RANGE CRUISE
 2 ENGINES 2 AIRBLEEDS
 MAX CRUISE THRUST LIMITS

PRESSURE ALTITUDE 25000 FT TO 20000 FT

PRESS ALT 1000 FT (STD TAT)	WEIGHT 1000 KG														
	170	165	160	155	150	145	140	135	130	125	120	115	110	105	100
25 (-11)	88.6 323 .767 2915 462	88.1 320 .762 2845 459	87.5 318 .756 2772 455	86.9 315 .750 2698 451	86.3 312 .743 2623 447	85.5 307 .733 2538 441	84.7 302 .721 2448 434	83.8 296 .708 2354 426	83.0 291 .696 2266 419	82.0 285 .683 2179 411	81.1 279 .670 2093 403	79.9 274 .657 2008 396	78.8 269 .645 1927 388	77.7 262 .632 1847 380	76.6 257 .619 1769 372
24 (-9)	88.1 326 .759 2949 459	87.6 323 .754 2875 456	87.0 320 .747 2802 452	86.3 317 .740 2722 447	85.6 312 .730 2635 441	84.8 307 .718 2544 434	84.0 301 .706 2450 426	83.1 296 .694 2362 419	82.2 290 .682 2274 412	81.3 285 .669 2186 405	80.2 279 .657 2100 397	79.1 274 .645 2017 390	78.1 268 .633 1937 382	77.0 263 .620 1858 375	76.0 257 .607 1778 367
23 (-8)	87.6 329 .751 2983 456	87.0 326 .745 2909 452	86.3 322 .736 2825 447	85.6 317 .726 2736 441	84.9 312 .715 2643 434	84.1 306 .703 2549 427	83.2 301 .692 2460 420	82.4 296 .680 2370 413	81.4 290 .668 2281 406	80.4 285 .656 2194 398	79.4 279 .645 2110 391	78.4 274 .633 2027 384	77.4 269 .621 1947 377	76.3 263 .609 1866 369	75.3 257 .596 1786 362
22 (-7)	87.0 331 .741 3016 452	86.4 326 .733 2929 446	85.6 322 .722 2838 440	84.9 316 .711 2743 433	84.2 311 .700 2650 427	83.3 306 .689 2559 420	82.5 301 .678 2468 413	81.5 295 .667 2378 406	80.6 290 .655 2289 399	79.6 285 .644 2203 393	78.6 280 .633 2119 386	77.7 274 .622 2036 379	76.7 269 .610 1954 372	75.7 263 .598 1873 364	74.6 258 .586 1793 357
21 (-5)	86.4 331 .729 3033 446	85.7 326 .719 2939 440	84.9 321 .707 2841 433	84.2 316 .697 2750 426	83.4 311 .687 2658 420	82.6 306 .676 2566 413	81.6 300 .665 2474 407	80.7 295 .654 2384 400	79.8 290 .643 2296 394	78.8 285 .632 2211 387	77.9 280 .622 2127 380	77.0 275 .610 2043 373	76.0 269 .599 1961 366	75.0 264 .587 1880 359	73.7 258 .575 1800 352
20 (-4)	85.6 331 .714 3036 439	85.0 325 .704 2939 432	84.2 321 .694 2847 426	83.5 316 .684 2755 420	82.6 311 .673 2662 414	81.7 305 .663 2569 407	80.8 301 .652 2478 401	79.9 296 .642 2389 394	79.0 291 .632 2302 388	78.1 286 .621 2218 382	77.2 280 .610 2133 375	76.3 275 .599 2050 368	75.3 270 .588 1968 361	74.1 264 .576 1888 354	72.8 259 .564 1807 346

MAX TAT NOT SHOWN WHERE %N1 CAN BE SET IN ISA+30°C CONDITIONS
 INCREASE/DECREASE %N1 REQUIRED BY 1% PER 5°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT
 INCREASE/DECREASE FUEL FLOW 3% PER 10°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT
 INCREASE/DECREASE TAS BY 1 KT PER 1°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT

TURBULENT AIR PENETRATION

TARGET SPEED IAS / MACH	PRESS ALT 1000 FT	WEIGHT 1000 KG							
		170	160	150	140	130	120	110	100
		APPROXIMATE POWER SETTING %N1							
290/.78	41					96	94	91	89
	37	100	97	94	92	90	88	87	85
	33	93	92	90	89	88	87	86	85
	29	90	89	88	87	86	85	84	83
	25	87	86	85	84	83	82	82	81
	20	83	82	81	80	79	78	77	77
	15	79	78	77	76	75	74	74	73
10	75	74	73	72	71	70	70	69	

AIR BLEED CORRECTION	REDUCE %N1
ENGINE	0.9
ENGINE AND WING	1.4

MAX CRUISE %N1

PRESS ALT 1000 FT	TAT DEG C														
	-40	-35	-30	-25	-20	-15	-10	-5	0	5	10	15	20	25	
25	91.3	92.3	93.3	94.2	95.2	96.2	97.1	98.1	99.0	99.8	99.1	98.4	97.7	97.1	
24	90.9	91.9	92.9	93.9	94.8	95.8	96.7	97.6	98.6	99.5	99.2	98.4	97.7	97.1	
23	90.6	91.5	92.5	93.5	94.4	95.4	96.3	97.2	98.1	99.0	99.2	98.4	97.7	97.1	
22	90.2	91.2	92.2	93.1	94.0	95.0	95.9	96.8	97.7	98.6	99.0	98.3	97.7	97.1	
21	89.9	90.9	91.8	92.8	93.7	94.6	95.5	96.4	97.3	98.2	98.8	98.1	97.5	96.9	
20	89.7	90.6	91.5	92.5	93.4	94.3	95.2	96.1	97.0	97.8	98.7	97.9	97.4	96.8	

K61H-23.30.02D

LONG RANGE CRUISE
2 ENGINES 2 AIRBLEEDS
MAX CRUISE THRUST LIMITS

BOEING 767
OPERATIONS MANUAL

ISA %N1 REQUIRED
 MAX TAT FOR THRUST RATING
 IAS KNOTS
 MACH NUMBER
 ISA FUEL FLOW PER ENG
 ISA TAS KTS

PRESSURE ALTITUDE 19000 FT TO 14000 FT

PRESS ALT 1000 FT (STD TAT)	WEIGHT 1000 KG														
	170	165	160	155	150	145	140	135	130	125	120	115	110	105	100
19 (-3)	85.0 330 .700 3034 432	84.2 325 .690 2942 426	83.5 320 .680 2849 420	82.6 315 .670 2755 413	81.8 310 .660 2662 407	80.9 306 .650 2571 401	80.0 301 .641 2482 395	79.2 296 .631 2395 389	78.3 291 .621 2309 383	77.5 286 .610 2224 376	76.6 281 .599 2140 370	75.6 275 .589 2058 363	74.5 270 .578 1978 356	73.2 264 .566 1895 349	72.0 258 .553 1815 341
18 (-1)	84.2 330 .687 3034 425	83.5 325 .677 2940 419	82.6 320 .667 2846 413	81.8 315 .658 2754 407	81.0 311 .648 2663 401	80.1 306 .639 2574 396	79.3 301 .629 2487 390	78.5 296 .620 2402 384	77.7 291 .610 2316 377	76.8 286 .599 2232 371	75.9 281 .589 2150 365	74.8 276 .578 2069 358	73.6 270 .567 1987 351	72.4 264 .555 1905 344	71.1 258 .543 1823 336
17 (0)	83.4 330 .673 3031 419	82.6 325 .664 2937 413	81.8 320 .655 2846 407	81.0 315 .646 2756 402	80.2 311 .637 2667 396	79.4 306 .628 2580 390	78.6 301 .618 2495 384	77.8 297 .609 2409 378	77.0 292 .599 2326 372	76.1 287 .589 2243 366	75.0 281 .579 2162 360	73.9 275 .568 2080 353	72.7 270 .557 1996 346	71.5 264 .545 1913 339	70.3 258 .533 1830 331
16 (2)	82.6 329 .661 3029 412	81.8 325 .652 2938 407	81.0 320 .643 2848 401	80.3 316 .635 2760 396	79.5 311 .626 2674 391	78.8 307 .617 2588 385	78.0 302 .608 2503 379	77.2 297 .598 2419 373	76.3 292 .588 2337 367	75.3 287 .579 2255 361	74.2 282 .568 2173 355	73.0 276 .558 2089 348	71.9 270 .546 2005 341	70.7 264 .535 1921 334	69.5 258 .523 1838 326
15 (3)	81.8 329 .649 3030 407	81.1 325 .641 2941 401	80.3 321 .632 2853 396	79.6 316 .624 2767 391	78.9 312 .615 2682 385	78.1 307 .606 2597 380	77.3 302 .597 2513 374	76.4 297 .588 2430 368	75.4 292 .578 2349 362	74.4 287 .569 2266 356	73.3 282 .558 2181 350	72.2 276 .547 2097 343	71.1 270 .536 2013 336	69.9 264 .525 1929 329	68.7 258 .513 1846 321
14 (5)	81.1 330 .638 3033 401	80.4 325 .630 2946 396	79.6 321 .622 2861 391	78.9 317 .613 2775 386	78.2 312 .604 2690 380	77.5 307 .596 2607 375	76.6 303 .587 2524 369	75.6 298 .578 2442 363	74.6 293 .568 2359 357	73.6 287 .558 2275 351	72.5 282 .548 2190 345	71.4 276 .537 2106 338	70.3 270 .526 2021 331	69.1 265 .515 1937 324	68.0 259 .504 1856 317

MAX TAT NOT SHOWN WHERE %N1 CAN BE SET IN ISA+30°C CONDITIONS
 INCREASE/DECREASE %N1 REQUIRED BY 1% PER 5°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT
 INCREASE/DECREASE FUEL FLOW 3% PER 10°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT
 INCREASE/DECREASE TAS BY 1 KT PER 1°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT

TURBULENT AIR PENETRATION

TARGET SPEED IAS / MACH	PRESS ALT 1000 FT	WEIGHT 1000 KG							
		170	160	150	140	130	120	110	100
		APPROXIMATE POWER SETTING %N1							
290/.78	41								
	37	100	97	94	92	90	88	87	86
	33	93	92	90	89	88	87	86	85
	29	90	89	88	87	86	85	84	83
	25	87	86	85	84	83	82	82	81
	20	83	82	81	80	79	78	77	77
	15	79	78	77	76	75	74	74	73
	10	75	74	73	72	71	70	70	69

AIR BLEED CORRECTION	REDUCE %N1
ENGINE	0.6
ENGINE AND WING	1.1

MAX CRUISE %N1

PRESS ALT 1000 FT	TAT DEG C														
	-30	-25	-20	-15	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	
19	91.3	92.2	93.2	94.1	95.0	95.9	96.7	97.6	98.5	98.1	97.5	97.0	96.3	95.6	
18	91.0	91.9	92.8	93.7	94.6	95.5	96.4	97.3	98.1	98.4	97.7	97.1	96.5	95.8	
17	90.7	91.6	92.5	93.4	94.3	95.2	96.0	96.9	97.7	98.5	97.8	97.2	96.5	95.9	
16	90.3	91.2	92.1	93.0	93.9	94.7	95.6	96.5	97.3	98.1	97.7	97.1	96.4	95.7	
15	89.9	90.8	91.7	92.6	93.4	94.3	95.1	96.0	96.8	97.7	97.6	96.9	96.3	95.6	
14	89.6	90.5	91.4	92.3	93.1	94.0	94.8	95.7	96.5	97.4	97.6	96.9	96.3	95.6	

K61H-23.30.02E

ISA %N1 REQUIRED
 MAX TAT FOR THRUST RATING
 IAS KNOTS
 MACH NUMBER
 ISA FUEL FLOW PER ENG
 ISA TAS KTS

BOEING 767
OPERATIONS MANUAL

LONG RANGE CRUISE
 2 ENGINES 2 AIRBLEEDS
 MAX CRUISE THRUST LIMITS

PRESSURE ALTITUDE 13000 FT TO 8000 FT

PRESS ALT 1000 FT (STD TAT)	WEIGHT 1000 KG														
	170	165	160	155	150	145	140	135	130	125	120	115	110	105	100
13 (6)	80.4 .330 .627 3039 396	79.7 .326 .619 2954 391	79.0 .321 .611 2868 386	78.3 .317 .603 2784 380	77.6 .312 .594 2701 375	76.7 .308 .586 2619 370	75.7 .303 .577 2536 364	74.8 .298 .568 2453 358	73.8 .293 .558 2369 352	72.7 .287 .548 2284 346	71.7 .282 .538 2199 340	70.6 .276 .527 2115 333	69.5 .270 .517 2030 326	68.4 .265 .506 1948 319	67.3 .259 .495 1866 313
12 (8)	79.7 .331 .617 3047 391	79.0 .326 .609 2962 386	78.4 .322 .601 2878 381	77.6 .317 .592 2795 375	76.7 .313 .584 2713 370	75.8 .308 .576 2631 365	74.9 .303 .567 2548 359	73.9 .298 .558 2464 353	72.9 .293 .548 2379 347	71.9 .287 .538 2294 341	70.9 .282 .528 2209 335	69.8 .276 .518 2123 328	68.8 .271 .508 2040 322	67.7 .265 .497 1958 315	66.5 .259 .487 1878 308
11 (9)	79.1 .331 .606 3057 386	78.4 .327 .598 2973 381	77.6 .322 .591 2890 376	76.8 .318 .583 2808 371	75.9 .313 .575 2727 365	75.0 .308 .566 2643 360	74.1 .303 .557 2559 354	73.1 .298 .548 2474 348	72.1 .293 .538 2389 342	71.1 .287 .528 2304 336	70.1 .282 .518 2217 330	69.1 .277 .509 2134 324	68.0 .271 .499 2051 317	67.0 .266 .489 1970 311	65.7 .260 .479 1890 304
10 (11)	78.4 .331 .596 3068 381	77.6 .327 .589 2986 376	76.8 .323 .581 2904 371	76.0 .318 .573 2823 366	75.1 .313 .565 2739 360	74.2 .308 .556 2655 355	73.2 .303 .547 2570 349	72.3 .298 .538 2485 343	71.3 .293 .529 2399 337	70.3 .288 .519 2312 331	69.4 .282 .510 2228 325	68.4 .277 .500 2145 319	67.3 .271 .490 2063 313	66.1 .266 .481 1982 307	64.9 .260 .471 1902 301
9 (12)	77.6 .332 .586 3082 376	76.8 .327 .579 3001 371	76.0 .323 .571 2919 366	75.1 .318 .563 2835 361	74.3 .313 .555 2751 355	73.4 .308 .546 2666 350	72.4 .303 .537 2580 344	71.5 .298 .528 2494 338	70.6 .293 .519 2407 333	69.6 .288 .510 2322 327	68.7 .283 .501 2239 321	67.7 .277 .492 2156 315	66.5 .272 .482 2075 309	65.3 .266 .473 1995 303	64.1 .261 .463 1916 297
8 (14)	76.8 .332 .577 3099 371	76.0 .328 .569 3016 366	75.2 .323 .561 2932 361	74.3 .318 .553 2847 356	73.5 .313 .545 2762 350	72.6 .309 .537 2676 345	71.7 .303 .528 2589 339	70.8 .298 .519 2502 334	69.8 .293 .510 2418 328	68.9 .288 .501 2334 322	68.0 .283 .493 2251 317	66.9 .278 .484 2169 311	65.7 .272 .475 2088 305	64.5 .267 .465 1999 299	63.3 .262 .456 1931 293

MAX TAT NOT SHOWN WHERE %N1 CAN BE SET IN ISA+30°C CONDITIONS
 INCREASE/DECREASE %N1 REQUIRED BY 1% PER 5°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT
 INCREASE/DECREASE FUEL FLOW 3% PER 10°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT
 INCREASE/DECREASE TAS BY 1 KT PER 1°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT

TURBULENT AIR PENETRATION

TARGET SPEED IAS / MACH	PRESS ALT 1000 FT	WEIGHT 1000 KG							
		170	160	150	140	130	120	110	100
290/.78	41								
	37	100	97	94	92	96	94	91	89
	33	93	92	90	89	90	88	87	86
	29	90	89	88	87	86	85	84	83
	25	87	86	85	84	83	82	82	81
	20	83	82	81	80	79	78	77	77
	15	79	78	77	76	75	74	74	73
10	75	74	73	72	71	70	70	69	

AIR BLEED CORRECTION	REDUCE %N1
ENGINE	0.6
ENGINE AND WING	1.1

MAX CRUISE %N1

PRESS ALT 1000 FT	TAT DEG C															
	-25	-20	-15	-10	-5	0	5	10	15	20	25	30	35	40		
13	90.2	91.1	92.0	92.8	93.7	94.5	95.4	96.2	97.0	97.5	96.8	96.2	95.5	94.8		
12	89.9	90.8	91.6	92.5	93.3	94.2	95.0	95.8	96.7	97.5	96.7	96.1	95.4	94.7		
11	89.5	90.4	91.3	92.1	93.0	93.8	94.6	95.5	96.3	97.1	96.7	96.0	95.3	94.6		
10	89.2	90.0	90.9	91.7	92.6	93.4	94.2	95.1	95.9	96.7	96.6	95.9	95.2	94.5		
9	88.7	89.6	90.4	91.3	92.1	92.9	93.7	94.6	95.4	96.2	96.6	95.9	95.2	94.5		
8	88.2	89.1	89.9	90.8	91.6	92.4	93.3	94.1	94.9	95.6	96.4	95.8	95.1	94.5		

K61H-23.30.02F

PRESSURE ALTITUDE 33000 FT TO 24000 FT

PRESS ALT 1000 FT	IAS STD TAT TAS	WEIGHT 1000 KG														
		170	165	160	155	150	145	140	135	130	125	120	115	110	105	100
33	284 -22 465	93.9 2 2753	93.1 6 2661	92.2 9 2578	91.4 9 2503	90.7 2436	90.1 2382	89.6 2333	89.0 2286	88.5 2242	88.1 2199	87.6 2157	87.1 2117	86.6 2079	86.2 2043	85.8 2010
32	291 -20 467	92.9 9 2743	92.2 11 2664	91.4 9 2591	90.8 2530	90.2 2479	89.7 2431	89.2 2384	88.8 2340	88.3 2297	87.8 2255	87.4 2216	86.9 2177	86.5 2141	86.1 2107	85.8 2077
31	297 -17 469	92.1 14 2752	91.4 2684	90.8 2628	90.4 2579	89.9 2530	89.4 2484	89.0 2441	88.5 2398	88.1 2356	87.6 2316	87.2 2278	86.8 2242	86.4 2208	86.1 2177	85.8 2149
30	304 -15 471	91.4 2782	90.9 2730	90.5 2681	90.0 2633	89.6 2588	89.2 2544	88.7 2501	88.3 2460	87.9 2420	87.5 2382	87.1 2346	86.7 2312	86.4 2281	86.1 2252	85.8 2226
29	311 -13 473	91.0 2935	90.6 2785	90.2 2737	89.8 2693	89.3 2650	88.9 2607	88.5 2566	88.1 2526	87.7 2486	87.4 2452	87.0 2419	86.7 2388	86.4 2359	86.2 2332	85.9 2306
28	317 -11 476	90.7 2891	90.3 2845	89.9 2801	89.5 2758	89.1 2715	88.7 2675	88.3 2635	88.0 2598	87.6 2562	87.3 2529	87.0 2497	86.7 2469	86.5 2442	86.2 2416	86.0 2391
27	324 -9 478	90.4 2956	90.0 2912	89.7 2869	89.3 2828	88.9 2787	88.5 2748	88.2 2711	87.9 2676	87.6 2643	87.3 2612	87.0 2583	86.8 2556	86.5 2530	86.3 2504	86.0 2480
26	331 -6 480	90.2 3028	89.8 2985	89.4 2944	89.1 2904	88.7 2865	88.4 2828	88.1 2793	87.8 2761	87.5 2730	87.3 2701	87.0 2674	86.8 2648	86.6 2623	86.3 2598	86.1 2576
25	338 -4 482	89.9 3107	89.6 3066	89.3 3026	88.9 2988	88.6 2951	88.3 2917	88.1 2884	87.8 2854	87.6 2825	87.3 2798	87.1 2772	86.8 2746	86.6 2722	86.4 2699	86.2 2680
24	345 -2 484	89.7 3195	89.4 3155	89.1 3117	88.8 3081	88.6 3047	88.3 3015	88.1 2985	87.8 2956	87.6 2929	87.4 2903	87.1 2877	86.9 2852	86.7 2830	86.5 2810	86.4 2795

MAX TAT NOT SHOWN WHERE %N1 CAN BE SET IN ISA +30°C CONDITIONS
INCREASE/DECREASE %N1 REQUIRED BY 1% PER 5°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT
INCREASE/DECREASE FUEL FLOW BY 3% PER 10°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT
INCREASE/DECREASE TAS BY 1 KT PER 1°C ABOVE/BELOW STANDARD TAT
SHADED AREA APPROXIMATES OPTIMUM ALTITUDE

TURBULENT AIR PENETRATION

TARGET SPEED IAS / MACH	PRESS ALT 1000 FT	WEIGHT 1000 KG							
		170	160	150	140	130	120	110	100
290 KIAS/.78	41								
	37	100	97	94	92	90	88	87	86
	33	93	92	90	89	88	87	86	85
	29	90	89	88	87	86	85	84	83
	25	87	86	85	84	83	82	82	81
	20	83	82	81	80	79	78	77	77
	15	79	78	77	76	75	74	74	73
	10	75	74	73	72	71	70	70	69

AIR BLEED CORRECTION	REDUCE %N1
ENGINE	1.3
ENGINE AND WING	2.0

MAX CRUISE %N1

PRESS ALT 1000 FT	TAS DEG C													
	-45	-40	-35	-30	-25	-20	-15	-10	-5	0	5	10	15	20
33	94.9	95.8	96.8	97.7	98.6	99.5	100.4	101.0	99.5	98.9	98.3	97.8	97.1	96.4
32	93.9	94.9	95.9	96.9	97.8	98.7	99.7	100.6	100.1	99.2	98.6	98.1	97.5	96.8
31	93.0	94.0	95.0	96.0	97.0	97.9	98.9	99.8	100.4	99.5	98.9	98.4	97.9	97.3
30	92.1	93.2	94.2	95.2	96.2	97.2	98.2	99.1	100.1	99.8	99.2	98.6	98.1	97.6
29	91.6	92.6	93.6	94.6	95.6	96.6	97.6	98.5	99.5	99.9	99.3	98.8	98.2	97.7
28	91.1	92.1	93.1	94.1	95.1	96.1	97.0	98.0	98.9	99.9	99.4	98.9	98.2	97.7
27	90.6	91.6	92.6	93.6	94.6	95.5	96.5	97.4	98.4	99.3	99.6	99.0	98.3	97.7
26	90.1	91.1	92.1	93.1	94.0	95.0	96.0	96.9	97.8	98.8	99.7	99.0	98.4	97.7
25	89.6	90.6	91.5	92.5	93.5	94.5	95.4	96.4	97.3	98.2	99.1	99.2	98.4	97.8
24	89.1	90.1	91.1	92.0	93.0	93.9	94.8	95.8	96.7	97.7	98.6	99.5	98.5	97.9

K61H-23.30.03B

.78M/290/250 KIAS

PRESS ALT FT	TIME MIN	FUEL KG	DISTANCE NAM			
			LANDING WEIGHT KG			
			160000	140000	120000	100000
43000	28	530	147	143	136	125
41000	27	525	142	138	131	120
39000	26	515	137	132	125	114
37000	26	510	131	127	119	109
35000	25	500	126	121	114	104
33000	24	495	120	116	109	99
31000	23	485	115	111	104	95
29000	22	475	108	104	98	89
27000	21	465	101	97	92	84
25000	20	450	94	91	86	78
23000	19	440	87	84	79	73
21000	18	425	80	77	73	68
19000	17	410	73	71	67	62
17000	16	390	66	64	61	57
15000	15	375	59	58	55	52
10000	12	310	39	38	37	35
5000	8	235	21	21	21	20
1500	5	180	10	10	10	10

BASED ON FLIGHT IDLE THRUST.
ALLOWANCES FOR A STRAIGHT-IN APPROACH ARE INCLUDED.

K61H-23.30.05

WNI
IAS KNOTS
FF PER ENG

FLAPS UP

PRESSURE ALTITUDE FT	WEIGHT 1000 KG														
	170	165	160	155	150	145	140	135	130	125	120	115	110	105	100
40000									94.3	93.0	91.6	90.3	89.0	87.7	86.5
									218	214	211	208	205	202	199
									2120	2000	1890	1800	1710	1630	1560
35000		94.4	93.3	92.3	91.3	90.3	89.3	88.3	87.2	86.1	85.1	84.0	82.8	81.7	80.6
		245	241	237	233	229	224	220	217	214	211	208	205	202	199
		2630	2520	2410	2310	2230	2140	2050	1970	1880	1800	1720	1650	1580	1510
30000	89.9	89.1	88.3	87.5	86.6	85.6	84.7	83.7	82.8	81.7	80.7	79.6	78.6	77.5	76.3
	246	242	238	234	230	226	222	219	217	214	211	208	205	202	199
	2610	2520	2430	2350	2260	2180	2100	2010	1940	1860	1790	1710	1640	1570	1510
25000	85.5	84.8	84.0	83.1	82.2	81.3	80.4	79.5	78.6	77.5	76.4	75.3	74.2	73.1	72.0
	244	240	236	232	228	225	222	219	217	214	211	208	205	202	199
	2570	2480	2400	2320	2240	2160	2080	2000	1930	1860	1790	1730	1660	1590	1530
20000	81.4	80.6	79.9	79.0	78.0	77.0	76.1	75.1	74.1	73.2	72.1	70.9	69.8	68.4	67.2
	242	238	234	230	227	225	222	219	217	214	211	208	205	202	199
	2550	2470	2390	2310	2240	2160	2090	2020	1940	1870	1810	1740	1670	1600	1540
15000	77.1	76.2	75.4	74.5	73.7	72.7	71.6	70.6	69.5	68.5	67.4	66.4	65.4	64.3	63.3
	240	236	233	230	227	225	222	219	217	214	211	208	205	202	199
	2560	2480	2400	2330	2250	2180	2110	2040	1970	1900	1830	1760	1700	1630	1570
10000	72.7	71.8	70.9	70.0	69.1	68.2	67.3	66.4	65.4	64.5	63.4	62.3	61.1	59.9	58.7
	239	235	232	230	227	225	222	219	217	214	211	208	205	202	199
	2580	2500	2430	2350	2280	2200	2130	2060	1990	1930	1860	1790	1730	1670	1600
5000	68.4	67.5	66.7	65.9	65.1	64.2	63.1	62.1	61.1	60.0	59.0	57.9	56.9	55.8	54.5
	238	234	232	230	227	225	222	219	217	214	211	208	205	202	199
	2600	2530	2460	2380	2310	2240	2170	2110	2040	1970	1910	1840	1780	1710	1650
1500	65.7	64.8	63.8	62.9	62.0	61.0	60.1	59.1	58.2	57.2	56.2	55.3	54.3	53.3	52.3
	237	234	232	230	227	225	222	219	217	214	211	208	205	202	199
	2640	2560	2490	2420	2350	2280	2210	2150	2080	2010	1940	1880	1810	1750	1680

FUEL FLOW IS BASED ON A RACETRACK PATTERN.
FOR HOLDING IN STRAIGHT AND LEVEL FLIGHT REDUCE FUEL FLOW VALUES BY 5 PERCENT.

LONG RANGE CRUISE

PRESSURE ALTITUDE 1000 FT	CRUISE WEIGHT 1000 KG													
	190	180	170	160	150	140	135	130	125	120	115	110	105	100
43								46	30	18	9	3	1	
41							38	25	15	7	3	1	1	3
39					42	19	11	5	2	0	1	3	6	12
37				30	13	3	1	0	1	3	7	12	17	24
35		38	19	7	1	1	2	5	8	13	18	24	31	38
33	24	11	4	0	2	6	10	14	19	25	31	38	45	53
31	5	1	1	3	9	17	22	27	33	39	46	53	60	68
29	0	2	5	11	20	29	35	41	47	53	60	67	74	81
27	4	8	15	23	33	43	49	55	61	67	74	80	87	94
25	12	19	27	36	46	57	63	68	74	80	86	93	99	105
23	23	31	40	50	60	70	76	81	87	93	98	104	110	115

.80M CRUISE

PRESSURE ALTITUDE 1000 FT	CRUISE WEIGHT 1000 KG													
	190	180	170	160	150	140	135	130	125	120	115	110	105	100
43								51	39	28	19	11	5	1
41						45	34	24	16	9	4	1	1	3
39					37	20	13	7	3	1	1	3	7	14
37				28	14	5	2	1	1	4	8	15	24	35
35		34	20	9	2	1	2	5	10	16	25	35	48	63
33	24	13	5	1	1	7	12	19	27	37	49	63	79	87
31	7	2	1	3	10	23	31	40	52	65	79	96	114	134
29	1	2	6	14	27	45	56	68	82	97	114	132	152	174
27	4	10	20	33	51	74	87	101	117	133	152	171		
25	15	26	41	59	80	106	121	137	154	172	191			
23	34	49	67	88	113	142	158	175						

ABOVE WIND FACTOR TABLES ARE FOR CALCULATION OF WIND REQUIRED TO MAINTAIN PRESENT RANGE CAPABILITY AT NEW PRESSURE ALTITUDE, I.E. BREAK-EVEN WIND.

METHOD:

1. READ WIND FACTORS FOR PRESENT AND NEW ALTITUDES FROM TABLE.
2. DETERMINE DIFFERENCE (NEW ALTITUDE WIND FACTOR MINUS PRESENT ALTITUDE WIND FACTOR); THIS DIFFERENCE MAY BE POSITIVE OR NEGATIVE.
3. BREAK-EVEN WIND AT NEW ALTITUDE IS PRESENT ALTITUDE WIND PLUS DIFFERENCE FROM STEP 2.

EXAMPLE: LRC AT 33000 FT, 130000 KG, PRESENT WIND -20 KTS (HEADWIND)

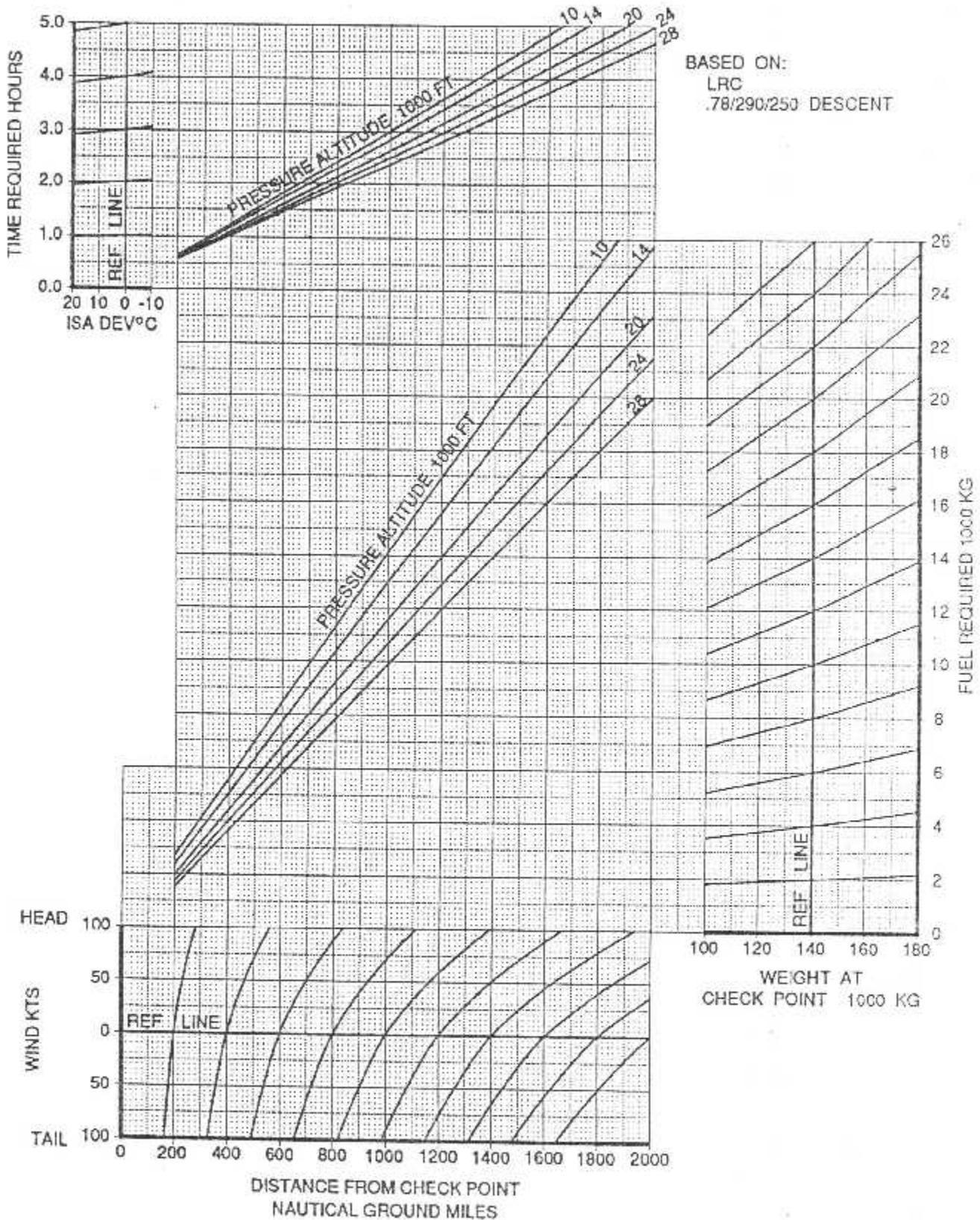
TO FIND BREAK-EVEN WIND FOR A) CLIMB TO 37000 FT
B) DESCENT TO 29000 FT

- A) WIND FACTORS FROM LRC TABLE AT 130000 KG ARE 14 (33000 FT) AND 0 (37000 FT). DIFFERENCE IS -14 SO BREAK-EVEN WIND IS -20 PLUS (-14), I.E. -34 KTS (HEADWIND).
- B) SIMILARLY WIND FACTORS ARE 14 (33000 FT) AND 41 (29000 FT). DIFFERENCE IS +27 SO BREAK-EVEN WIND IS -20 PLUS (+27), I.E. +7 KTS (TAILWIND).

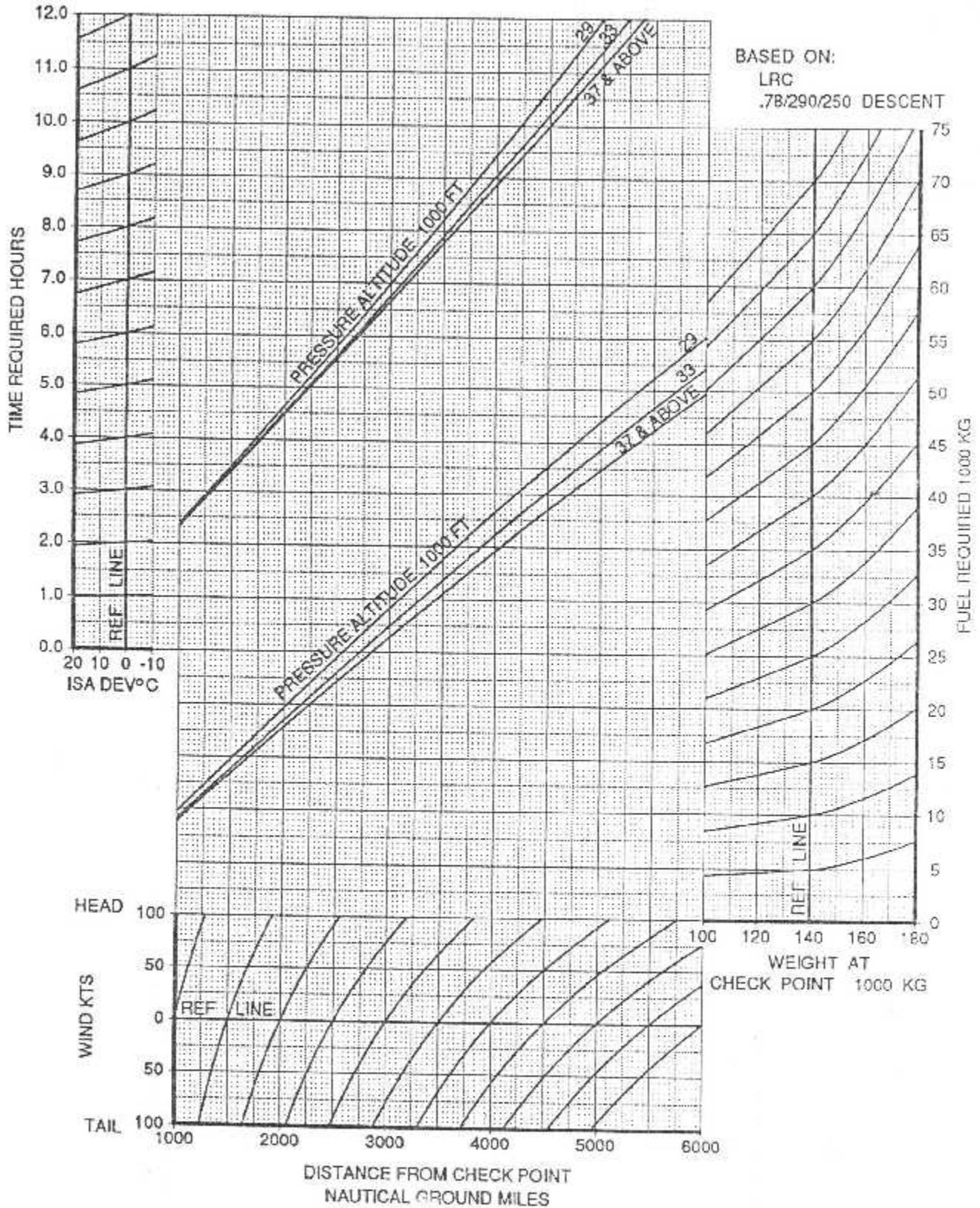
ENROUTE FUEL PLANNING

BOEING 767 OPERATIONS MANUAL

PRESSURE ALTITUDE
10000 FT TO 28000 FT
200 - 2000 NM RANGE



K61J-23.30.01A



K61J-23.30.01D

ALTITUDE CAPABILITY LRC/.80 MACH

WEIGHT 1000 KG	OPTIMUM ALTITUDE FT	CRUISE THRUST LIMIT PRESS ALT FT		
		ISA + 10°C & BELOW	ISA + 15°C	ISA + 20°C
180	30000	35300	33500	31900
175	30700	36000	34200	32700
170	31300	36700	35000	33500
165	31900	37300	35700	34300
160	32600	37900	36500	35100
155	33300	38400	37200	35900
150	34000	39000	37800	36700
145	34700	39600	38400	37400
140	35400	40200	39100	38000
135	36200	40900	39700	38700
130	37000	41700	40500	39400
125	37800	42500	41200	40100
120	38600	43300	42000	40900
115	39500	44100	42900	41700
110	40500	45000	43800	42600

STANDARD DAY TAT IS -29°C AT CRUISE THRUST LIMIT ALTITUDE.

MANEUVER CAPABILITY LRC AND .80 MACH

WEIGHT 1000 KG	MAXIMUM PRESSURE ALTITUDE FT					
	MANEUVER CAPABILITY 'G' (BANK ANGLE)					
	1.2(33°)	1.3(39°)	1.4(44°)	1.5(48°)	1.6(51°)	1.7(54°)
180	35600	33800	32100	30500	29100	28000
175	36200	34400	32700	31100	29800	28600
170	36800	35000	33300	31800	30400	29200
165	37400	35600	34000	32400	31000	29900
160	38000	36300	34600	33100	31700	30600
155	38700	36900	35300	33800	32400	31300
150	39400	37600	36000	34400	33100	32000
145	40100	38300	36700	35200	33800	32700
140	40800	39000	37400	35900	34600	33500
135	41500	39800	38200	36700	35300	34200
130	42300	40600	38900	37400	36100	35000
125	43200	41400	39800	38300	36900	35800
120	44000	42200	40600	39100	37800	36700
115	44900	43100	41500	40000	38700	37600
110	45800	44100	42400	40900	39600	38500

K61H-23.30.04

BOEING 767
OPERATIONS MANUAL

TOTAL TEMPERATURE AT ISA

PRESSURE ALTITUDE 1000 FT	INDICATED MACH NUMBER													
	0	.40	.50	.60	.70	.74	.78	.80	.82	.84	.86	.88	.90	.92
	TOTAL TEMPERATURE AT ISA DEGREES C													
36 TO 45	-56			-41	-35	-33	-30	-29	-27	-26	-24	-23	-21	-20
35	-54			-39	-33	-30	-28	-26	-25	-23	-22	-20	-19	-17
34	-52		-41	-36	-31	-28	-25	-24	-23	-21	-20	-18	-17	-15
33	-50		-39	-34	-29	-26	-23	-22	-20	-19	-17	-16	-14	-13
32	-48		-37	-32	-26	-24	-21	-20	-18	-17	-15	-14	-12	-10
31	-46		-35	-30	-24	-22	-19	-17	-16	-14	-13	-11	-10	-8
30	-44		-33	-28	-22	-19	-17	-15	-14	-12	-11	-9	-7	-6
29	-42		-31	-26	-20	-17	-14	-13	-11	-10	-8	-7	-5	-3
28	-40		-29	-24	-18	-15	-12	-11	-9	-8	-6	-4	-3	-1
27	-38		-27	-22	-15	-13	-10	-8	-7	-5	-4	-2	0	1
26	-37		-25	-19	-13	-11	-8	-6	-5	-3	-2	0	2	4
25	-35		-23	-17	-11	-8	-5	-4	-2	-1	1	2	4	6
24	-33	-25	-21	-15	-9	-6	-3	-2	0	1	3	5	6	8
23	-31	-23	-18	-13	-7	-4	-1	0	2	4	5	7	9	11
22	-29	-21	-16	-11	-5	-2	1	3	4	6	8	9	11	13
21	-27	-19	-14	-9	-2	0	3	5	7	8	11	12	13	
20	-25	-17	-12	-7	0	3	6	7	9	10	12	14		
19	-23	-15	-10	-5	2	5	8	9	11	13	14			
18	-21	-13	-8	-2	4	7	10	12	13	15				
17	-19	-11	-6	0	6	9	12	14	16					
16	-17	-8	-4	2	8	11	15	16						
15	-15	-6	-2	4	11	14	17	18						
14	-13	-4	0	6	13	16	19							
13	-11	-2	2	8	15	18	21							
12	-9	0	4	10	17	20								
11	-7	2	7	12	19	22								
10	-5	4	9	15	21									
9	-3	6	11	17	24									
8	-1	8	13	19	26									
7	1	10	15	21	28									
6	3	12	17	23	30									
5	5	14	19	25	32									
4	7	16	21	27										
3	9	18	23	29										
2	11	20	25	32										
1	13	22	27											

28A-21, 10, 18 (L, R, G)