

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE

UNIVERSITE DE BLIDA



Mémoire de Fin d'Etude pour l'Obtention du Diplôme
d'Ingénieur d'Etat en Aéronautique
Option :

OPERATIONS AERIENNES

Thème :

**ETUDE DE MISE EN LIGNE DU B737-600
ET
COMPARAISON DE SES PERFORMANCES AVEC CELLES DE L'A319-100**

Réalisé et Présenté par :

M^{elle} BOUZID Aïda

Promoteur :

Monsieur :

TERMELUL Farid

Année Universitaire 2000 / 2001

REMERCIEMENTS

Il n'est meilleur remerciement que ma reconnaissance à Dieu qui m'a donné le courage et la volonté de pouvoir accomplir ce travail.

Je tiens à remercier particulièrement :

mon promoteur Me TERMELLIL Farid pour son aide si précieuse ,

Me le directeur de l'institut Me Berghel

Le chef du Département Me DRIOUECHE,

Me LAMRAOUI, Azazen,

Mes professeurs,

Et Me HASNAOUI Yahia.

DEDICACES

Je dédie ce modeste ouvrage

A la mémoire de Babida que Dieu ait son âme,

A mes chers parents,

A mes frères et sœurs,

A toute ma famille proche et lointaine,

A la famille KARDI.

SOMMAIRE

I. INTRODUCTION.....	01
1. LE TRANSPORT AERIEN, REGULIER ET CHARTER	01
1.1. LE TRANSPORT AERIEN REGULIER :	
1.2. LE TRANSPORT AERIEN CHARTER :	
2. HISTORIQUE	01
3. PRESENTATION DE LA COMPAGNIE.....	02
3.1. RESEAUX	
3.1.1 Domestique:	
3.1.2.International	
3.2. COMPOSITION LA FLOTTE	
4. ORGANISATION DE LA COMPAGNIE.....	03
4.1. ORGANIGRAMME DE LA COMPAGNIE	
4.2. ORGANIGRAMME DE LA DIRECTION DES OPERATIONS	
II. ETUDE TECHNICO ECONOMIQUE.....	06
1. POURQUOI UN NOUVEL AVION ?.....	06
2. POURQUOI UN B737-600 ?.....	06
2.1. L'EXISTANT	
2.2 LES BESOINS	
3. QU'APPORTE DE NOUVEAU CETTE NOUVELLE GENERATION ?.....	07
3.1. LA CELLULE	
3.2. CENTRE D'EQUIPEMENTS ELECTRONIQUES	
3.3. REACTEURS	
3.4. L'AUTOSUFFISANCE	
3.5. LA MISE A L'EPREUVE DU B737-600	

4. PROBLEMES LIES A LA MISE EN SERVICE D'UN NOUVEL AVION.....	14
4.1. PILOTAGE :	
4.2. TECHNIQUES :	
III. PRESENTATION DU B737- 600	15
1. DESCRIPTION.....	15
1.1. DIMENSIONS ET SURFACES :	
1.2. AMENAGEMENT DU B737-600 :	
1.3. EQUIPEMENT DU COCKPIT DU B737-600 :	
1.3.1. Système à Affichage Commun CDS :	
1.3.2. Les Données Principales Et Secondaires Du Moteur :	
1.3.3. Système D'instrument Electronique De Vol :	
1.3.4. <i>Air Data Inertial Reference System</i> :	
1.3.5. LE FMS (FLIGHT MANAGMENT SYSTEM):	
1.3.6.les systèmes de communication :	
1.4. GROUPE TURBOREACTEUR :	
1.4.1. Introduction :	
1.4.2 Caractéristiques Du Moteur :	
1.4.1 Les Qualités Du CFM56-7B :	
2. LIMITATIONS DU B737-600	25
2.1. LIMITATIONS STRUCTURALES DU B737-600 ET DE L'A319-100 :	
2.2. LIMITATIONS FREINS/PNEUS :	
2.2.1 Limitations Freins :	
2.2.2. Limitations Pneus :	
2.3. VITESSES :	

2.3.1. Définitions :

2.3.2. limitations de vitesses :

2.2. Limitations Opérationnelles Du B737-600:

2.4.1. Limitations Carburant :

2.4.2. Limitations Du Réacteur :

2.4.4. Limitations De La Pressurisation De La Cabine :

2.4.5 Limitations Du Groupe Auxiliaire D'énergie (APU) :

2.4.6 Les Limitations De Navigation :

2.4.7. Diverses Limitations :

IV. ETUDE DE LIGNE.....40

1. INTRODUCTION.....40

2. ETUDE DES PERFORMANCES.....40

2.1. PERFORMANCES DE MONTEE :

2.1.1 Généralités :

2.1.2. Montée En Exploitation :

2.1.3. Altitude D'accrochage :

2.1.4. Comparaison Des Performances De Montée
Entre Le B737-600 Et L'A319 -100 :

2.1. CROISIERE :

2.2.1. Définitions :

2.2.2. Régime de croisière :

2.2.3. Altitude Optimale :

2.2.4 Comparaison Du Rs Pour Le B737-600 Et A319-100 :

2.3. Attente :

2.2.1. Incidence D'attente :

2.2.2. CHOIX DE L'ALTITUDE D'ATTENTE:

2.4 La descente

2.4.1. Descente En Exploitation :

2.4.2. La Comparaison Des Performances De Descente

Entre B737-600 Et A319-100

3- ADAPTATION EN LIGNE61

3.1. INTRODUCTION :

3.2. LES ETAPES :

3.2.1. Etape :ALG-CBH-ALG :

3.2.2. Etape :ALG-BEY-ALG :

3.2.3. Etape :ALG-BRU-ALG:

3.2.3. Etape :ALG-MAD-ALG

3.2.4. Etape :ALG-NIM-ALG:

3.2.5. Etape :ALG-ORN-ALG:

3.2.7 Etape :ALG-CDG-ALG:

3.2.8. Etape :ALG-PRG-ALG:

V. ETUDE DES COÛTS D'EXPLOITATION ET RENTABILITE.....71

1. ETUDE DES COÛTS D'EXPLOITATION71

1.1. INTERET DE L'ETUDE :

1.2. ETUDE DETAILLEE :

1.3. CALCUL DES DEPENSES :

1.3.1. Introduction :

1.3.2. Coûts Directs D'exploitation :

1.4. LES COÛTS INDIRECTS D'EXPLOITATION :

1.4.1. coûts fixes compagnies :

1.4.2. coûts fixes avion :

1.5.	COMPARAISON DES COUTS D'EXPLOITATION ENTRE LE B737-600 ET L'A319-100 :	
1.6.	COUT PAR SIEGE OFFERT :	
2.	ETUDE DE LA RENTABILITE DES AVIONS.....	79
2.1.	METHODE :	
2.2.	LES RECETTES :	
2.2.1	Prix des billets :	
VI.	NOUVELLES REGLEMENTATIONS EUROPEENNES REGISSANT...84 L'ESPACE EUROPEEN.	
1.	NAVIGATION DE ZONE B-RNAV	84
1.1.	INTRODUCTION :	
1.2.	DEFINITIONS :	
1.3.	SYSTEMES DE NAVIGATION :	
1.4.	CARACTERISTIQUES FONCTIONNELLES DU SYSTEME :	
1.5.	MOYENS ACCEPTABLES DE CONFORMITE AUX EXIGENCES B-RNAV :	
2.	SYSTEMES ANTI-COLLISION EMBARQUES TCAS.....	87
2.1	INTRODUCTION :	
2.2	DESCRIPTION DU SYSTEME :	
2.3.	EQUIPEMENTS COMPOSANT L'ENSEMBLE TCAS II :	
2.4.	AFFICHAGE ET COMMANDE :	
3.	REDUCTION DE LA SEPARATION VERTICALE MAXIMALE.....90 ENTRE LES AVIONS (RVSM) :	
3.1	Généralités :	
3.2.	LES EQUIPEMENTS	
4.	ESPACEMENT DES CANAUX VHF COMMUNICATION DE 8,33 KHZ	91
4.1.	EQUIPEMENT :	
5.	L'immunité FM	92

ANNEXES

ANNEXE 1 :

1. Montée en exploitation
2. vitesse de décollage
3. Régime de Croisière
4. Descente en exploitation
5. Présentation Du Logiciel : « *Performances Du : B737-600 Et A319-100* »
 - 5.1. introduction
 - 5.2. Base De Données
 - 5.3. Organigramme Du Calculateur
 - 5.4. Interfaces
 - 5.5. PARAMETRES DE CALCUL

ANNEXE 2

ABAQUES DE CALCUL DE PERFORMANCES RELATIVES

AU B737-600 et A l' A319-100

FICHE DE LIMITATIONS

ABREVIATIONS

BIBLIOGRAPHIE



Chapitre I

INTRODUCTION

INTRODUCTION GENERALE

Dans le but du renouvellement de la flotte, la compagnie nationale d'aviation civile AIR ALGERIE, s'est vue dans la nécessité d'acquérir de nouveaux aéronefs.

Toutefois, elle se devait de tenir compte d'un certain nombre de paramètres à savoir que :

- La majorité de ses dessertes nécessitent des courts et moyens courriers
 - Dans ce cas là AIR ALGERIE cible un avion qui a une capacité de 102 à 110 passagers, d'où la raison de cette étude .
- le choix devait se faire entre le B737-600 et l'A319-100 qui sont de module 100 et qui ont tous les deux la même poussée maximale (22000lb).

Aussi, durant cette étude nous allons présenter le B737-600 et mettre en évidence les changements par rapport à l'ancienne génération, ainsi que ses limitations (structurales, vitesse, opérationnelles...) car, finalement, c'est lui qui va être mis en ligne au sein de la compagnie.

Cependant, nous allons effectuer :

- une comparaison des performances de chacun des avions sélectionnés.
- une adaptation en lignes réelles,
- une étude des coûts de leur exploitation
- et, enfin, la rentabilité de chaque avion.

I. INTRODUCTION

1. LE TRANSPORT AERIEN, REGULIER ET CHARTER :

1.1. LE TRANSPORT AERIEN REGULIER :

Ces vols sont programmés, publiés, les tarifs définis dans le cadre de l'accord et il doivent avoir lieu quelque soit la demande.

Il n'est possible uniquement que lorsque deux Etats ont conclu un accord bilatéral de transport aérien.

Remarque : L'autorisation d'exploitation est permanente.

1.2. LE TRANSPORT AERIEN CHARTER :

Celui ci ne nécessite pas d'accord bilatérale entre les Etats, Il rentre dans le cadre de la réglementation nationale, il fait l'objet d'une autorisation ponctuelle (même si c'est une série de vols non –réguliers).

l'exploitant peut annuler un vol non –régulier s'il estime la demande insuffisante.

Aujourd'hui ce sont les articles 5 et 6 de la convention de Chicago qui autorisent le transport non régulier.

L'apparition de ces compagnies charter avait amené sur le marché du transport aérien un nouveau type de concurrence et le démarrage d'une certaine démocratisation du transport aérien d'où l'apparition de la déréglementation.

Charter : on entend par charter tout vol commercial à la demande.

a- charter ponctuel : charter occasionnel.

b- charter saisonnier : Charter dont le programme est entièrement exécuté dans une période n'excédant pas six mois consécutifs.

c- charter régulier : charter dont le programme est entièrement exécuté dans une période n'excédant pas douze mois consécutifs.

2. HISTORIQUE :

La compagnie air Algérie a été créée en 1947, Sa flotte n'étant composée que de quelques DC3-DC4 - caravelle

Son réseau ,à l'intérieur du pays , était très limité et on pouvait relever que seules les régions à forte concentration de population étaient desservies.

En 1953,air Algérie fusionna avec air transport et devint compagnie générale de transport aérien et garde le sigle air Algérie.

En 1963 la compagnie fut nationalisée et l'état algérien a pris une participation dans son capital social de 51% et devint compagnie nationale de transport aérien placée sous tutelle du ministère de transports.

Sept ans plus tard, en 1970, la participation de l'état algérien au capital de la compagnie, a été portée à 83% et la participation de la compagnie air France est ramenée à 17%.

Ce renforcement du contrôle de l'état algérien sur la compagnie nationale, lui permit de jouer un rôle plus décisif pour atteindre les objectifs qui lui ont été assignés par les pouvoirs publics, dans les plans quadriennaux de développement.

En décembre 1972, l'algérianisation totale du capital social a été réalisée suite au rachat des 17% d'action détenus par air Algérie.

3. PRESENTATION DE LA COMPAGNIE :

3.1. RESEAUX :

il existe deux types de réseaux pour l'Algérie, comme de part le monde, les vols domestiques et les vols internationaux.

3-1-1 Domestique :

Les villes du pays sujette à une desserte Domestique de la compagnie AIR ALGERIE sont illustrées dans le tableau suivant :

Les villes du Nord	Les villes du Sud
Alger	Adrar
Annaba	Bechar
Batna	Biskra
Béjaia	Borjd Baji Mokhtar
Constantine	Djanet
Jijel	El Golea
Mascara	El Oued
Oran	Ghardaia
Tebessa	Hassi Messaoud
Tiaret	Illizi
Tlemcen	In Amenas
	In Salah
	Ouargla
	Tamenrasset
	Timimoun
	Tindouf
	Touggourt

Tab.1.1

3-1-2 International :

Les villes sujette à une desserte internationale de la compagnie AIR ALGERIE sont illustrées dans le tableau qui suit :

FRANCE	EUROPE I	EUROPE II	M -M.O	AFRIQUE
Paris CDG	Madrid	Berlin	Doubaï	Niamey
Marseille	Barcelone	Prague	Tunis	Bamako
Lille	Palma	Sofia	Casablanca	Conakry
Metz	Alicante	Moscou	Tripoli	Lagos
Lyon	Rome	Istanbul	Caire	Ouagadougou
Toulouse	Genève		Djeddah	Agadez
Nice	Frankfurt		Bahrayn	Abidjan
Bordeaux	Bruxelles		Amman	Nouakchott
	Londres		Damas	
	Charleroi			
	Gatwick		Beyrouth	

Tab 1.2

3.2 COMPOSITION LA FLOTTE :

Le tableau suivant illustre très bien la composition de la flotte de la compagnie AIR ALGERIE.

TYPE D'APPAREIL	Nbr D'APPAREIL	ANNEE D'AQUISITION
B737-800	08	2000
B737-200	16	ENTRE 1972 ET 1983
B727-200	11	ENTRE 1971 ET 1982
B767-300	03	1990
A310-200	02	1984
FOKKER F-27	08	ENTRE 1980 ET 1983
HERCULES L100-30	02	1981

Tab 1.3

4. ORGANISATION DE LA COMPAGNIE :

Les Organigrammes qui vont suivre donne une idée sur l'organisation d'AIR ALGERIE.

4.1. ORGANIGRAMME DE LA COMPAGNIE :

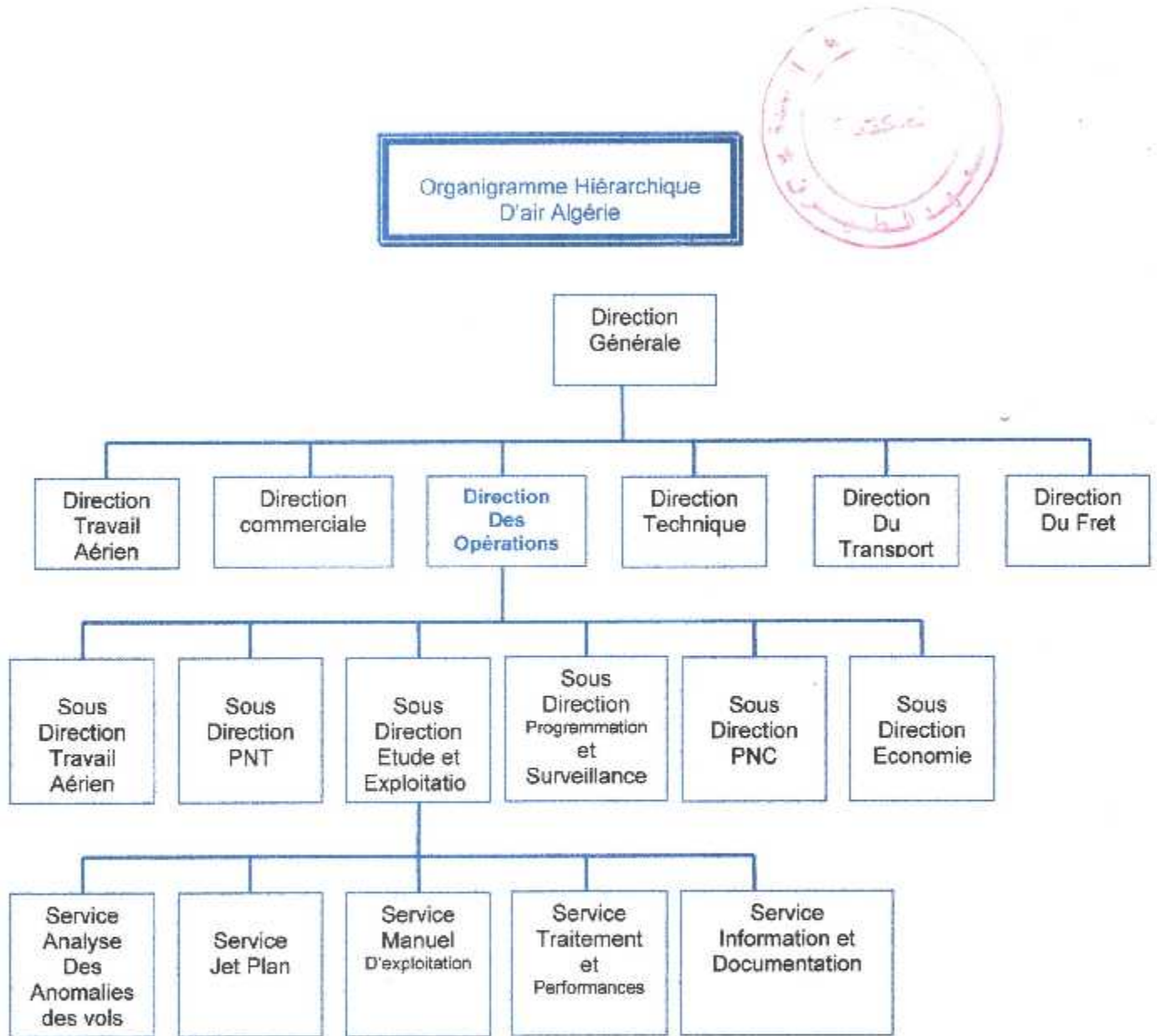


Fig.1.1

4.2. ORGANIGRAMME DE LA DIRECTION DES OPERATIONS:

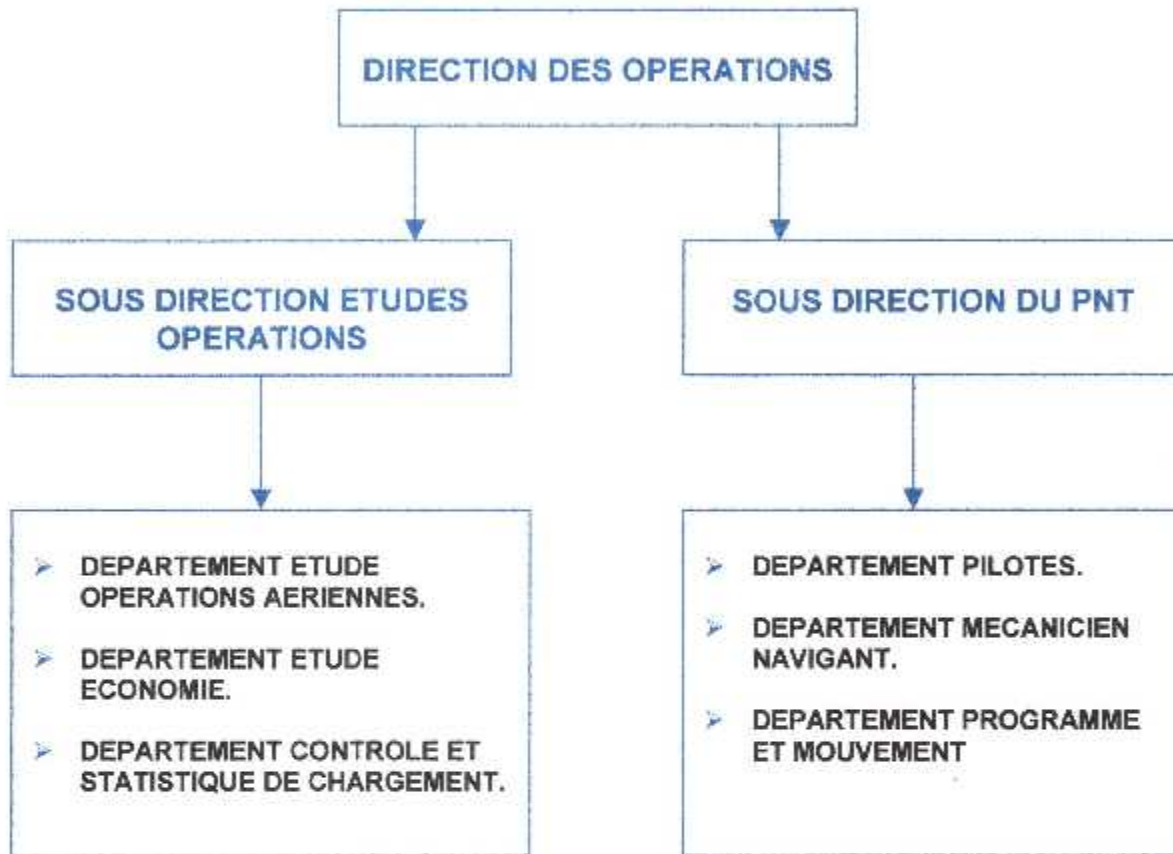


Fig.1.2



Chapitre II

ETUDE TECHNICO - ECONOMIQUE

II. ETUDE TECHNICO ECONOMIQUE

1. POURQUOI UN NOUVEL AVION ?

Les effets conjugués des exigences du transport aérien international et de la clientèle en ce début du 3^{ème} millénaire ont incité AIR ALGERIE à réfléchir à renouveler sa flotte jugée obsolète.

En effet l'ensemble des avions de la compagnie ont plus de 20ans d'âge ; par conséquent :

- l'état de leurs équipements ne répond plus aux normes internationales (nuisances sonores) :
l'exploitation des aéronefs doit se faire en respectant des normes internationales et cela pour assurer la sécurité des passagers et des tiers (survolés).
Aussi, pour survoler l'espace européen les avions de la compagnie doivent obéir aux nouvelles réglementations aériennes (qui seront abordées ultérieurement) régissant cet espace.
- le coût de leur maintenance est élevé : vu l'état des appareils, la maintenance doit être de plus en plus présente. Ce qui implique que les heures de maintenance sont en hausse et que la compagnie devra leur consacrer un budget considérable.
- L'état de vétusté de ces appareils demande une grande compétence ; ainsi les pilotes subissent une forte pression pendant le vol.

Pour toutes ces raisons la compagnie se doit donc de renouveler sa flotte.

2. POURQUOI UN B737-600 ?

Lors du renouvellement de la flotte, la Cie doit tenir compte de plusieurs paramètres dont :

2.1. L'EXISTANT :

Nous savons que la flotte existante a déjà fait ses preuves au sein de la Compagnie et s'il doit y avoir un renouvellement il faudrait choisir un avion dont l'exploitation bénéficie de l'expérience de celle de la flotte existante et non pas un appareil qui exige un nouvel apprentissage.

par exemple :

- la maintenance : on sait que la plupart des techniciens de la Compagnie sont qualifiés sur Boeing, et la nouvelle génération de B-737 est équipée du CFM-56-7B qui réduit les coûts de maintenance à plus de 15% par rapport à l'ancienne génération.

- Le personnel navigant technique : la majorité des pilotes d'Air Algérie sont qualifiés sur Boeing. Sachant que B 737-600 fait partie de la nouvelle Génération des B-737, l'investissement pour l'apprentissage du pilotage au nouveau poste de pilotage virtuel est minime pour les pilotes ayant piloté la génération précédente.

Le tableau suivant résume le temps nécessaire de formation pour le passage de l'ancienne génération à la nouvelle :

De :	Au 737-600/-700/-800/-900	
	EFIS/MAP	PFD/ND
737-100/-200	CBT et 6 sessions de formation : 10 jours	CBT et 6 sessions de formation : 10 jours
737-300/-400/-500 pas d' EFIS	CBT : Approximativement 12heures	CBT et 3 sessions de formation : 4 jours
737-300/-400/-500 EFIS	CBT : Approximativement 10heures	CBT et 2 sessions de formation : 3jours

2.2 LES BESOINS :

La Compagnie a besoin d'un appareil pour transporter de 106 à 110 pax et ceci en respectant les dessertes de son réseau. Donc elle nécessite un moyen courrier.

3. QU'APPORTE DE NOUVEAU CETTE NOUVELLE GENERATION ?

le B737 a connu beaucoup de transformations ce qui a engendré la nouvelle génération (B 737-600/-700/-800/-900).

Ces transformations se sont effectuées à tous les niveaux : la cellule, les équipements, le réacteur, l'aménagement et les performances.

3.1. LA CELLULE :

les changements majeurs qui se sont effectués au niveau de la cellule sont :

- nouvelle conception du train avant,
- nouvelle conception du compartiment de l'équipement électronique,
- nouvelle conception du train principal,
- nouvelle conception des volets *Kruger*,

- ajouter des **spoile**,
- nouvelle APU –tôle pare-feu,
- l'augmentation de l'envergure du stabilisateur,
- le renforcement du stabilisateur et du plan central,
- **slat** et **spoiler** supplémentaires du vol,
- une extension de l'extrémité de l'aile,

Il faudrait noter que quelques parties de la cellule sont faites de matériaux composites d'où les avantages suivants :

- très grande résistance aux efforts,
- résistance à la corrosion, donc la corrosion est minimale,
- durée de vie augmentée (75000 vols),
- la structure est légère.

NOUVELLE TECHNOLOGIE DE L'AILE

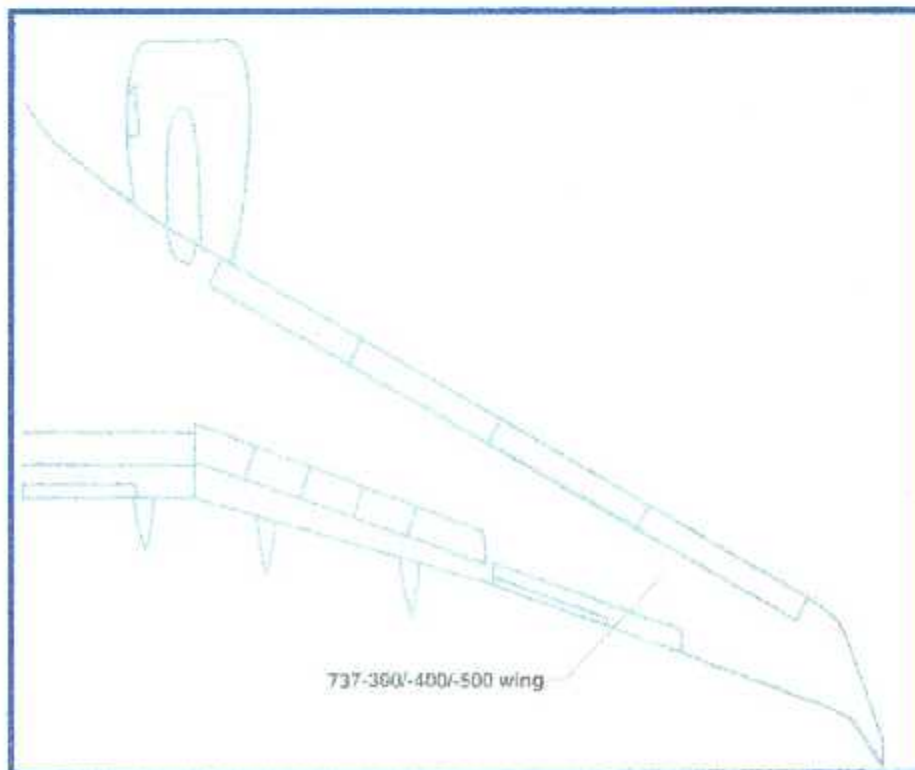


Fig. II .1

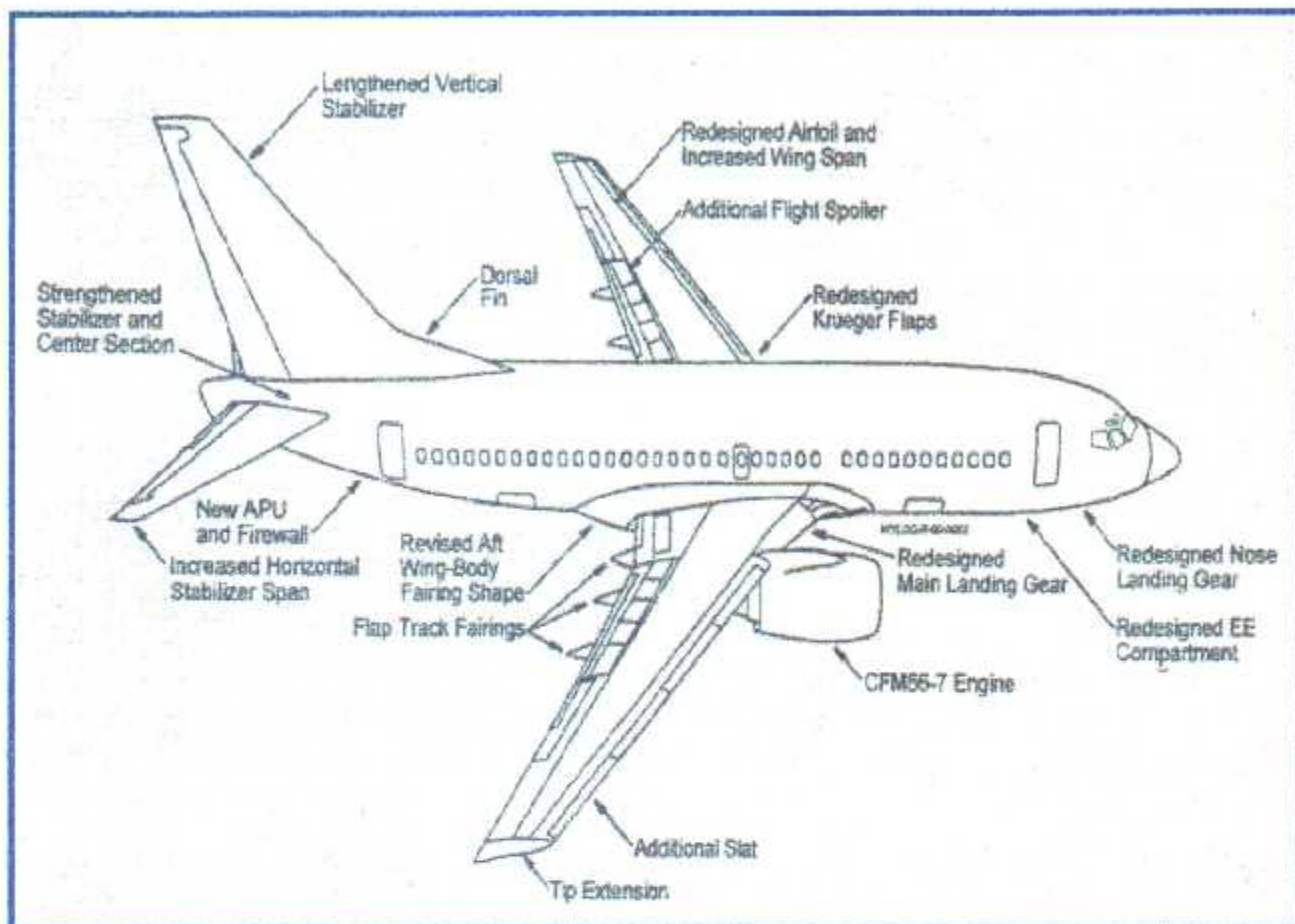


Fig. II .2

les parties faites de matériaux composites : (voir fig.II.3)

- radôme,
- porte de train d'atterrissage avant(graphite),
- tôle de revêtement du bord d'attack fixe intérieur,
- bord d'attack fixe extérieur,
- bord de fuite fixe intérieur et extérieur,
- panneau de bord de fuite,
- inverseurs de poussée,
- aileron, aileron tab,
- nervure des volets,
- dérive dorsale,

- gouverne de profondeur,
- gouverne de direction,
- cône de queue.

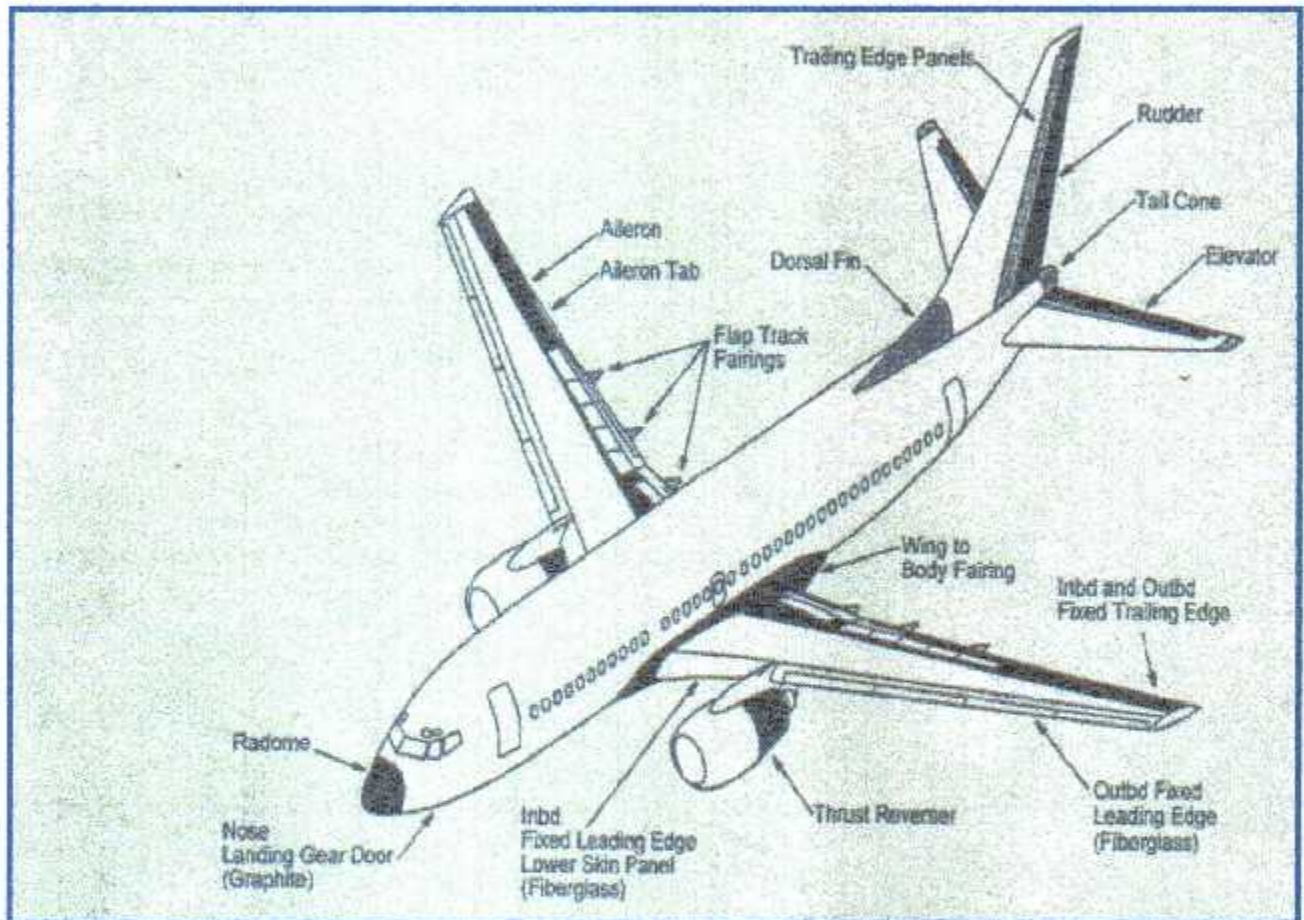


Fig. II .3

3.2. CENTRE D'EQUIPEMENTS ELECTRONIQUES :

Le compartiment de l'équipement électronique a été reconçu dans le B737-600. Cette nouvelle conception figure dans les points suivants :

- l'emplacement :
La plupart des équipements électroniques sont dans le compartiment qui se trouve au-dessous du plancher cabine après le logement de la roue du train avant. Ce compartiment est facilement accessible depuis le niveau du sol.
- Les nouvelles caractéristiques du compartiment des équipements électroniques :

l'accès du sol à ce compartiment s'effectue par une porte située dans la partie inférieure du fuselage et il se compose de 5 meubles d'équipements électroniques standards E1,E2 ,E3,E4,E5 :

- Dans chaque meuble il y a des casiers et chaque casier assemble:
 - les supports d'équipements.
 - des câbles d'interconnexion.
 - boites d'équipement.

Ceci facilite la recherche des pannes et des défaillances , les rechanges et les équipements sont ajustés aux boites.

- Tous les casiers des meubles d'équipements électroniques sont refroidis avec de l'air soufflé à travers ces meubles d'équipements électroniques.
- Au-dessus de chaque meuble se trouve un panneau de protection des équipements de l'humidité de condensation.

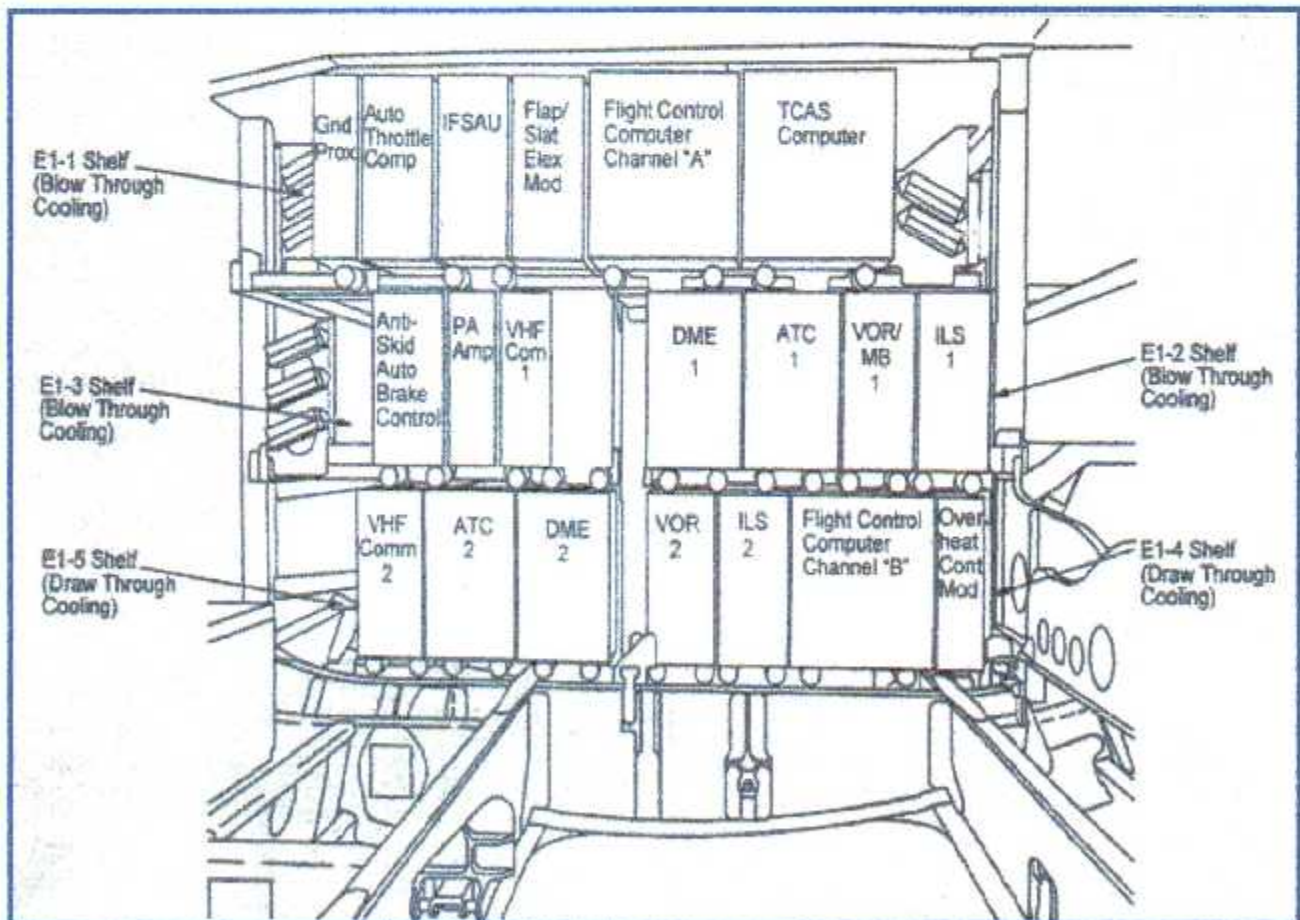


Fig. II .4

3.3. REACTEURS :

Le B737-600 est équipé de deux réacteurs double flux CFM56-7. La conception de ce type de réacteur diffère de celle du CFM56-5B en ces points :

- l'apport de matériaux nouveaux (composites),
- chaque réacteur est contrôlé par le **"ELECTRONIC ENGINE CONTROL"** (EEC),
- une chambre de combustion à double tête (DAC) (en option),
- La longévité du moteur est meilleure grâce à l'abaissement de la température de sortie des gaz,
- La consommation spécifique de carburant réduite de plus de 8%,
- les coûts de maintenance réduits de 15%.

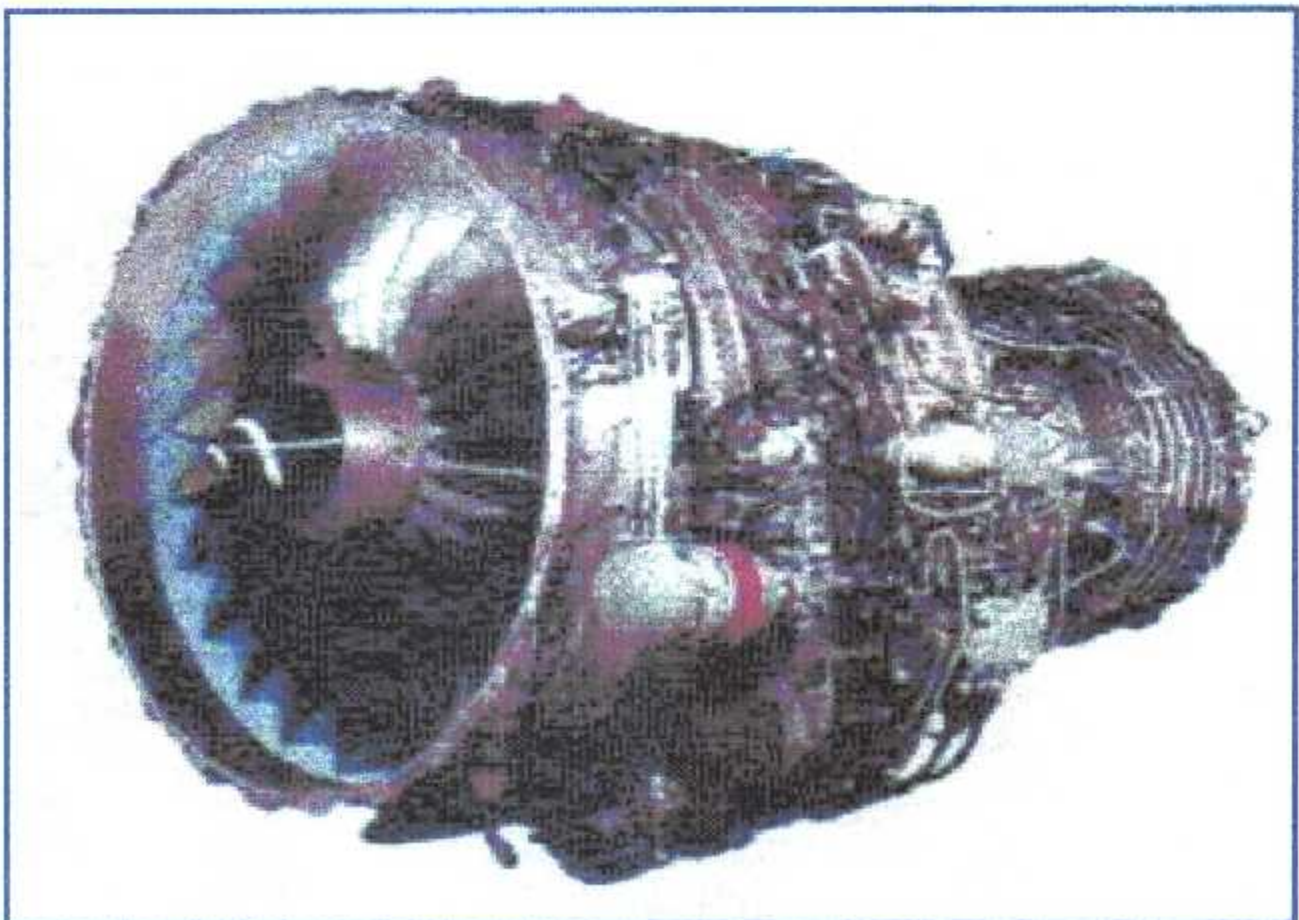


Fig. II .5

3.4. L'AUTOSUFFISANCE :

- Le B-737-600 peut être exploité dans des aéroports modernes ou non car :
- l'APU fournit une puissance électrique au sol ou en vol,
 - l'APU fournit de l'air pour le démarrage du réacteur,
 - l'APU maintient le conditionnement de l'air durant les opérations au sol,
 - l'APU se met en marche à partir de la batterie de l'avion,
 - l'avion a une grande capacité de carburant et d'eau.

3.5. LA MISE A L'EPREUVE DU B737-600 :

Le B-737-600 est exploitable pour les vols courts et moyens courriers, et peut être exploitable aussi pour les vols long courrier (3000NM).

- L'utilisation journalière moyenne est de 7,6 heures,
- Le temps de vol moyen est de 1,4 heures.
- La fiabilité prévue est de 99,3%.

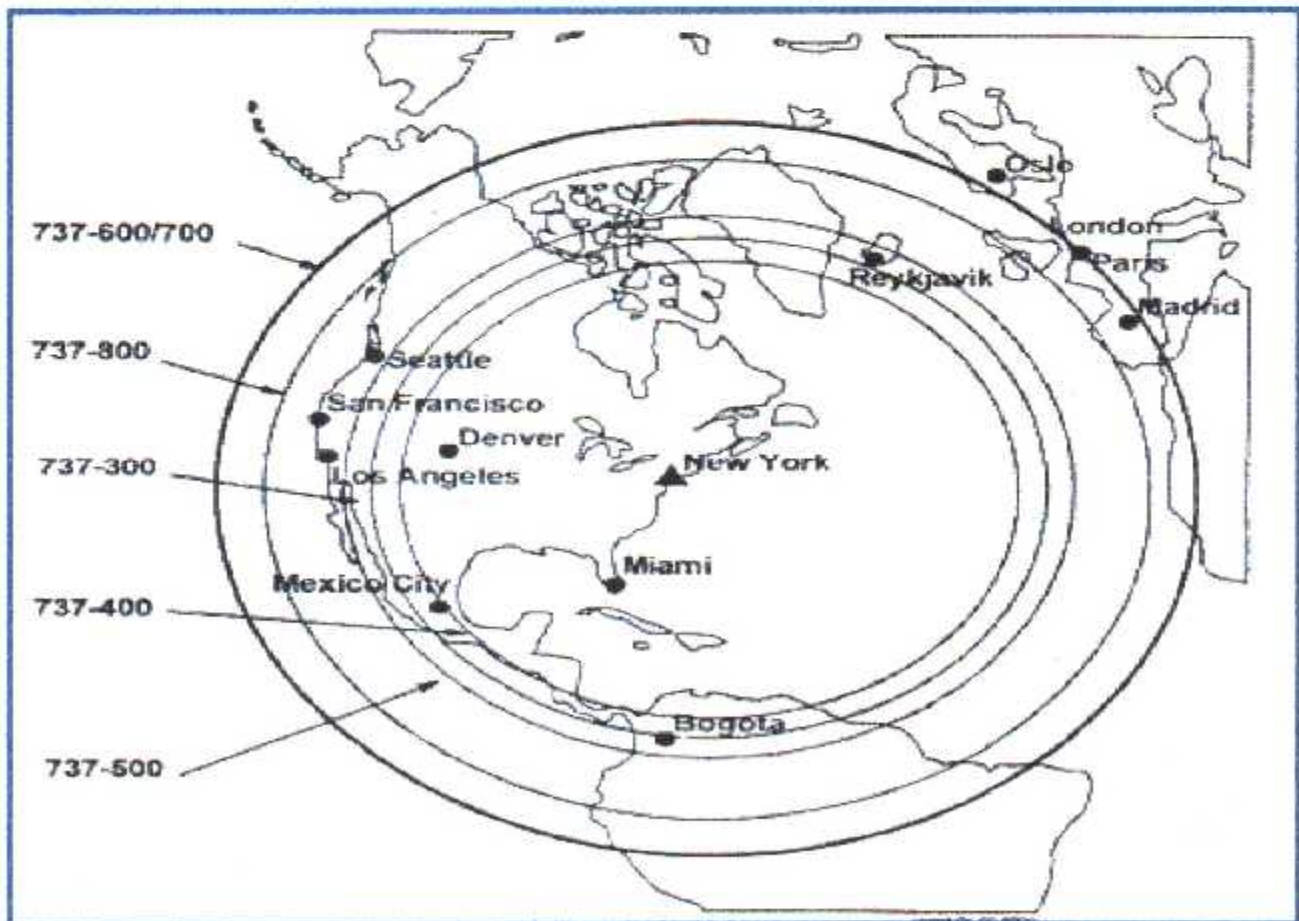


Fig. II.6

4. PROBLEMES LIES A LA MISE EN SERVICE D'UN NOUVEL AVION :

La décision de l'introduction d'un nouvel avion dans la flotte d'une compagnie aérienne doit s'effectuer suffisamment à l'avance. Toutefois, un important travail préliminaire doit être fait. Il consiste en la formation des pilotes et des techniciens sur le type d'avion concerné.

4.1. PILOTAGE :

Le personnel navigant qui pilotait l'ancienne génération de 737 pourra piloter la nouvelle avec une formation minimale. Ceci grâce au CDS qui diminue la charge des pilotes .

4.2. TECHNIQUES :

Le B737-600 est équipé d'un CFM56-7B qui réduit le temps de dépose et de remplacement des équipements de 80% par rapport au CFM56-3. Il est aussi permis de changer le moteur sur site en une seule fois.



Chapitre III

PRESENTATION DU B737-600

III. PRESENTATION DU B737- 600

Le B737-600 fait partie de la nouvelle génération des B737 qui va être mis en ligne au sein de notre compagnie, Cependant, nous devons le connaître aussi bien que son domaine d'exploitation afin de pouvoir l'utiliser en toute sécurité.

Aussi par soucis d'une comparaison objective entre le **B737-600** et l' **A319-100** ,dans les chapitres qui suivront (chap. IV et V), nous estimons qu'il est indispensable d'introduire tout au long de ce chapitre, aussi bien que pour le **B737-600**, les caractéristiques de l' **A319-100**.

1. DESCRIPTION :

1.1. DIMENSIONS ET SURFACES :

	B737-600	A319-100
Surface de l'aile	124,58m ²	122,40m ²
Largeur extérieure	3,76m	3,95m
Largeur intérieure	3,4m	3,7m
Allongement	9,45	9,39m
Envergure	34,32m	34,10m
Longueur	31,24m	33,84m
Hauteur	12,56m	11,76m
Voie	5,70m	7,59m

Tab.III.1

BOEING 737-600

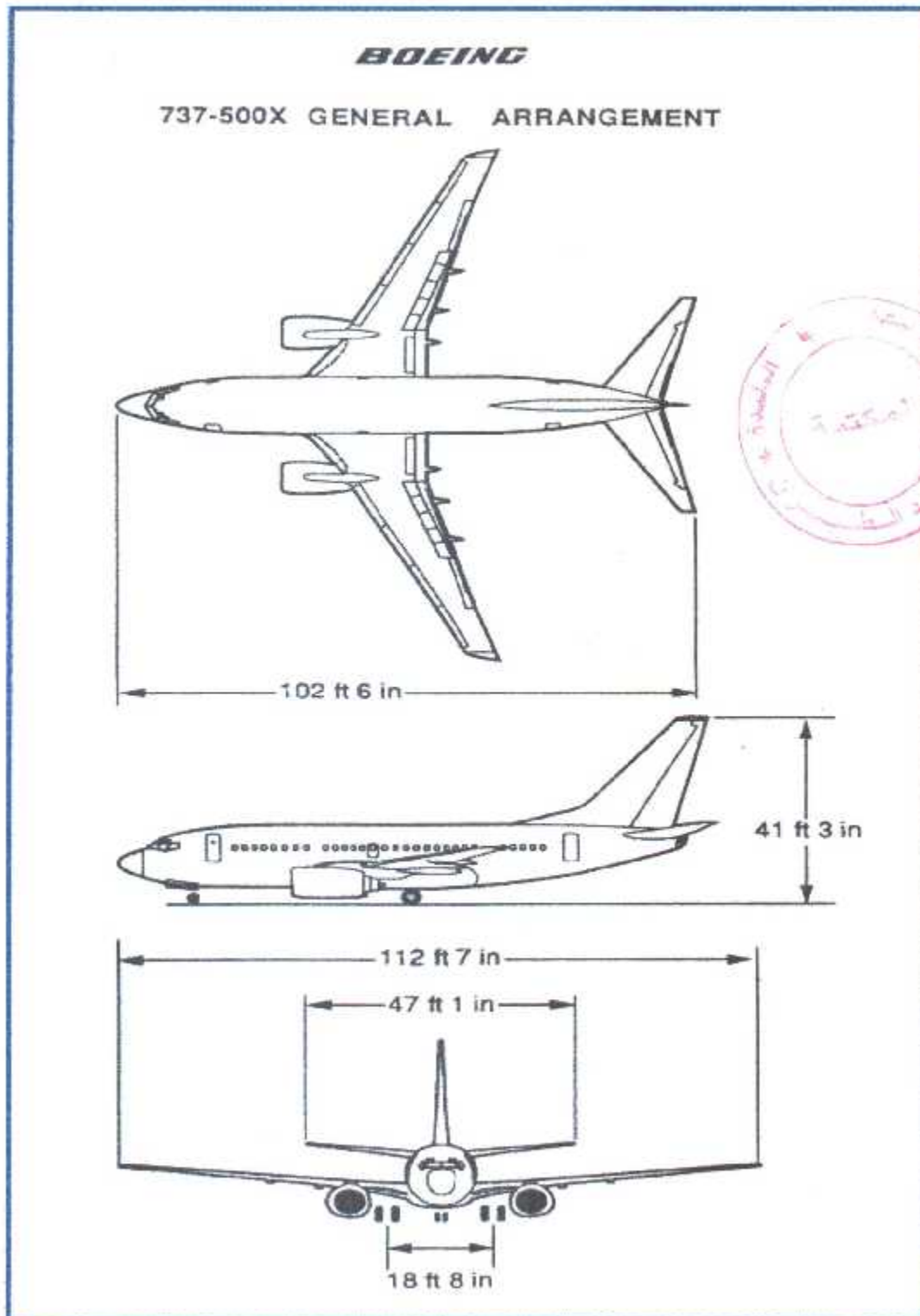


Fig.III.1

Airbus 319-100

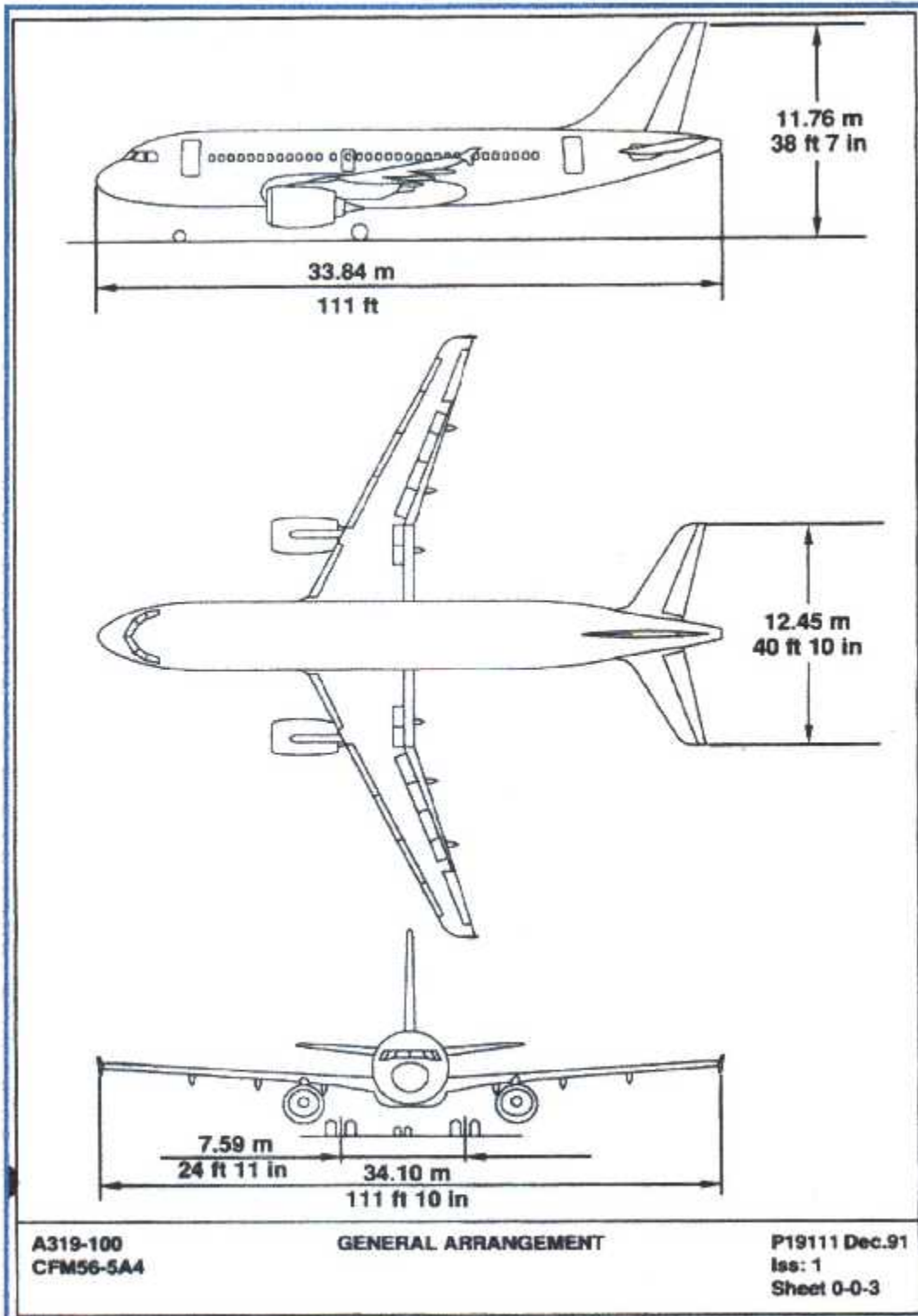


Fig.III.2

1.2. AMENAGEMENT DU B737-600 :

L'aménagement des sièges des passagers s'effectue en fonction des besoins de son exploitation car il y a trois configurations envisageables :

- a- Configuration (3 classes).
- b- Configuration 110pax (2 classes : 8pax dans la première classe et 102pax dans la classe économique).
- c- Configuration 132pax (1 classe).

Le tableau **TabII.1** résume l'aménagement de chaque classe :

Classe	Nbre sièges /rangée	Largeur du siège	espacement
Première(First)	4	53,34cm(21in)	91,44cm(36in)
Affaire (Business)	5	48,26cm(19in)	
Economique (Economy)	6	43,69cm(17,2in)	81,28cm(32in)

Tab.II.2



Fig.III.3

AMENAGEMENT DU 737-600



Fig.III.4

- A : arrimage amélioré.
- B : l'entrée améliorée.
- C : plafond supplémentaire pour arrimage(4 places optionnelles).
- D : diviseur de classe mobile.
- E : nouveaux coffres et plafond.
- F : espacement des rangées des sièges pour la nuit.
- G : bloc service des passagers(PSU) - montage vidéo.
- H : PSU modulaire.
- I : flexibilité saisonnière des toilettes et meubles de cuisine de bord.
- J : cabinet de toilettes.
- K: Galet transversal.

1.3. EQUIPEMENT DU COCKPIT DU B737-600 :

1.3.1. Système à Affichage Commun CDS :

Le cockpit du B737-600 est doté d'un nouveau système électronique avec affichage commun appelé CDS « **Common Display System** » à double fonction. Il fournit des données à l'équipage concernant l'aéronef et ses systèmes ainsi qu'il contrôle les unités d'affichage (**Du's : Display Units**).

Les données concernant les différents systèmes figurent sur six (06) écrans plats avec un affichage à cristaux liquides (**LCD : Liquide Cristal Display**), elles

représentent les informations liées au moteur et au vol. Chaque écran est normalement destiné à afficher des données bien déterminées. Voir (fig.III.1).

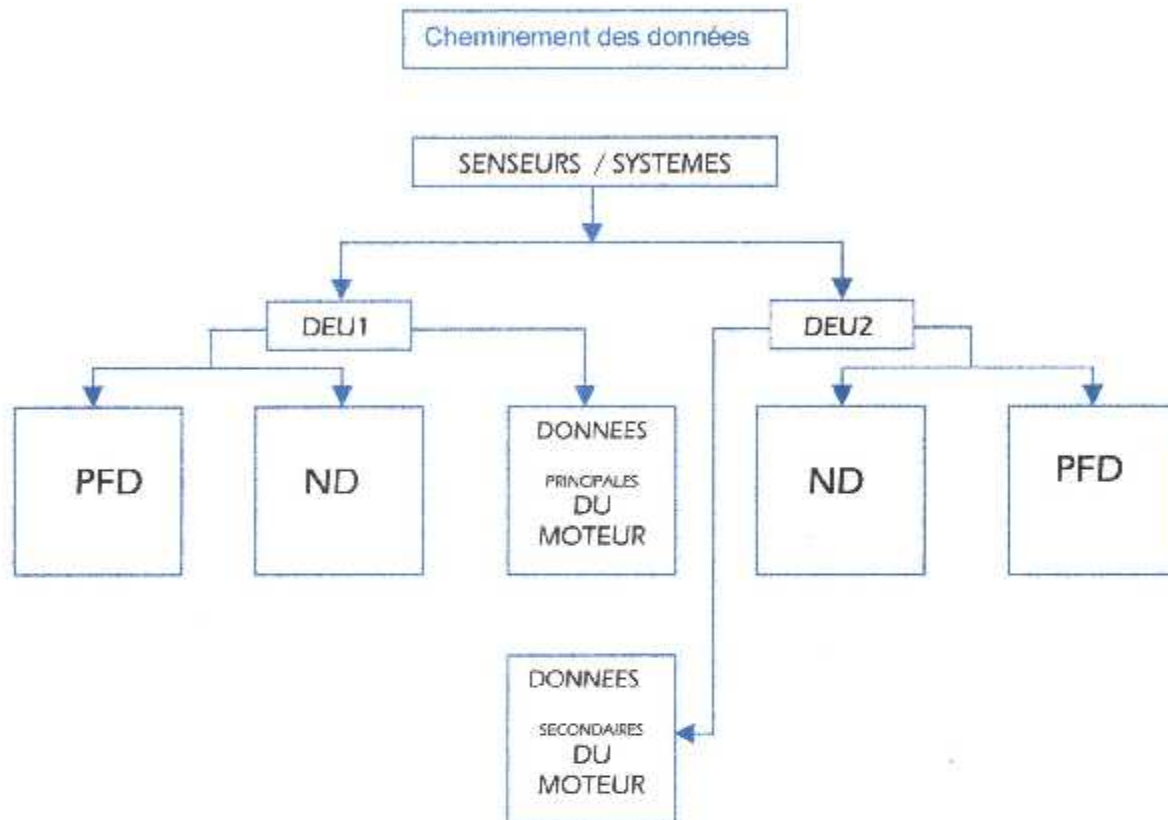


Fig.III.5

Ceux de la gauche et du centre affichent les données transmises par le DEU1* (*Display Electronic Unit*), alors que ceux de la droite et du bas affichent les données transmises par le DEU2*.

Les DEUs (*Display Electronic Units*) sont les unités de visualisation qui rassemblent, traitent et affichent les données.

Parmi les systèmes qui fournissent des données aux DEU's, le ADIRS qui sera défini ultérieurement.

*DEU : unité électronique d'affichage.

a- Ecran extrême gauche : destiné normalement à afficher au CDB le PFD (*Primary Flight Display*)

b- Ecran gauche : destiné normalement à afficher au CDB le ND (*Navigation Display*).

c- Ecran extrême droit : destiné normalement à afficher au Copilote le PFD (**Primary Flight Display**)

d- Ecran droit : destiné normalement à afficher au Copilote le ND (**Navigation Display**).

e- Ecran central : destiné normalement à afficher les données primaires du moteur et celles du carburant.

f- Ecran du bas : Destiné à afficher les données secondaires du moteur et d'autres systèmes.

1.3.2. Les Données Principales Et Secondaires Du Moteur :

a- les données principales du moteur sont:

- TAT(Total Air Temperature)
- N1
- EGT
- FF

b- les données secondaires du moteur sont :

- N2
- Pression de l'huile
- Température de l'huile
- La quantité d'huile
- La vibration

1.3.3. Système D'instrument Electronique De Vol :

EFIS (**Electronic Flight Instrument System**) : dans ce système il y a deux modes d'affichage

a- PFD (**Primary Flight Display**) : ce mode d'affichage contient les données suivantes :

- La vitesse.
- l'attitude.
- l'altitude.
- la vitesse verticale.

b- ND (**Navigation Display**) : ce mode d'affichage contient les données suivantes :

- **TAS (True Air Speed).**
- la vitesse sol.
- la fréquence des sources radio(**VOR – DME – ADF**).
- le cap.

1.3.4. **Air Data Inertial Reference System :**

C'est le système qui fournit les données suivantes aux autres systèmes et instruments (l'EFIS, le FMS, le pilote automatique...):

- Position de l'avion.
- Vitesse.
- Altitude.
- Attitude.

l'ADIRS (**Air Data Inertial Reference System**) possède deux ADIRU's(**Air Data Inertial Reference Unit**) et chaque ADIRU est constitué de deux parties :

- partie *Inertial Reference*.
- partie *Air Data*.

a- partie Inertial Reference qui est l' IRS (*Inertial Reference System*) :

l'IRS remplace le Gyroscope mécanique et l'INS (**Inertial Navigation System**), qui existent au niveau de l'ancienne génération. Il contient des senseurs électroniques dont les signaux sont utilisés pour le calcul de :

- l'attitude.
- cap vrai et magnétique.
- Accélération.
- vitesse verticale.
- vitesse sol.
- Route.

- Vent.
- latitude et longitude de l'aéronef.

b- partie Air Data :

Cette partie est constituée de deux (02) ADM's (**Air Data Modul**). Dans cette partie ce sont les données suivantes qui sont calculées :

- Température totale de l'air.
- La pression statique.
- L'angle d'attaque.

1.3.5. LE FMS (FLIGHT MANAGMENT SYSTEM):

C'est un Système de gestion de vol qui possède deux FMC (**Flight Managment Computer**) et deux CDU (**Compuer Display Unit**), un pour le CDB et l'autre pour le Copilote. Il contient une base de donnée qui doit être revue tous les 28 jours.

1.3.6.les systèmes de communication :

- a- communications VHF (03 radios de communication VHF indépendantes)
- b- communication HF (02 radios de communication HF)
- c- CVR (Cockpit Voice Recorder) : enregistreur de conversation dans le cockpit. Il ne garde que les dernières 120 minutes de l'enregistrement de la conversation.
- d- Système ACARS (Aircraft Communications Addressing & Reporting System) Système de communication entre l'avion et les stations au sol. Il utilise les communications VHF pour transmettre et recevoir les données et les messages.

1.4. GROUPE TURBOREACTEUR :

1.4.1. Introduction :

Les moteurs **CFM56** sont produits par CFM International, premier fournisseur au monde de moteurs d'avions civils, société en partenariat 50/50 entre Snecma (France) et Général Electric (USA).

CFM a livré plus de 2500 moteurs **CFM56** entre 1995 et 1998. Bien que la production ait presque triplé au cours de cette période, CFM a rempli toutes ses obligations sans jamais occasionner de retard sur les chaînes de production de Boeing 737 ou des **Airbus A320, A340**.

La production du moteur **CFM56-7** pour les **BOEING 737-600 / 700 / 800** a connu une augmentation sans précédent dans l'aviation civile : de 10 moteurs en 1996, elle est passée à plus de 600 en 1999.

1.4.2 Caractéristiques Du Moteur :

L'appareil qui nous concerne, à savoir le B737-600, est équipé du CFM56-7B22 dont les caractéristiques sont les suivantes :

Poussée max. au décollage (kN)	101,0
Taux de dilution	5,3
T° à poussée nominale maintenue(°C)	30
Poussée max. en montée (kN)	26,50
Taux de compression général	32,70
Longueur(mm)	2629
Diamètre de la soufflante (mm)	1550

Tab.III.3

1.4.1 Les Qualités Du CFM56-7B :

le CFM56-7B peut être exploité avec sa poussée maximale 22000lb, ou bien il peut être détaré avec les poussées 20000lb et 18000lb.

Le moteur, CFM56-7B présente les caractéristiques suivantes :

- Robustesse accrue, aubes soufflantes large corde, conception aéro 3D, corps haute pression et turbine basse pression dérivés du CFM56-5B.
- Possède un *EEC (ELECTRONIC ENGINE CONTROL)* qui contrôle la quantité de carburant (voir fig.III.6),
- Permet de réduire la production d'oxydes d'azote et est considéré comme le moteur le plus performant du marché dans sa catégorie.
- Sa turbine haute pression, dotée d'aubes monocristallines en alliage N5, permet au CFM56-7 des avancées notables sur le CFM56-3 qui sont les suivantes :
 - a- Une température de fonctionnement plus basse avec des marges EGT (température de sortie des gaz) plus élevées pour une meilleure longévité du moteur sous l'aile.

- c- Une consommation spécifique du carburant réduite de plus de 8%.

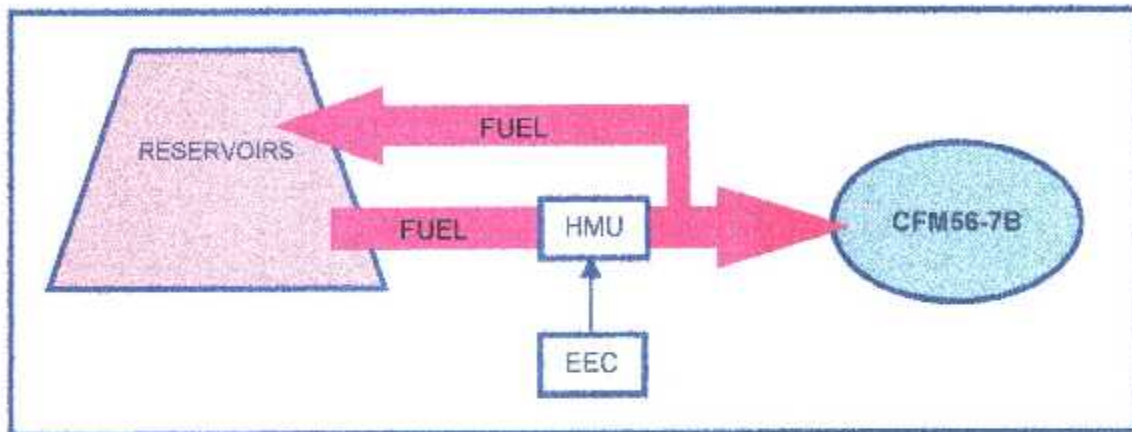


Fig.III.6

2. LIMITATIONS DU B737-600 :

Les limites d'utilisation sont les conséquences des règlements en application au niveau du constructeur ainsi qu'au niveau de l'exploitant, ayant pour but de garantir qu'un avion sera utilisé avec un niveau maximum de sécurité.

2.1. LIMITATIONS STRUCTURALES DU B737-600 ET DE L'A319-100 :

Pendant la conception de la structure, le constructeur prend en compte les forces qui agissent sur l'avion, Ainsi, il va la soumettre à différents essais pour rester à l'intérieur du domaine de résistance.

L'exploitant doit respecter les limitations structurales qui vont se traduire par des masses maximales, vitesses maximales, facteurs de charge maximaux.

Le tableau ci-dessous contient les masses maximales structurales et la capacité réservoir du :

➤ **B737-600.**

➤ **A319-100.**

Masse	B737-600	A319-100
MMSR	65317kg	64400kg
MMSD	65089kg	64000kg
MMSA	54657kg	61000kg
MMSC	36378kg	57000kg
capacité réservoirs	26033litres	23858 litres

Tab.III.4

2.2. LIMITATIONS FREINS/PNEUS :

2.2.1. Limitations Freins :

L'énergie cinétique accumulée lors de la manœuvre de décollage est transformée en énergie calorifique sur le système de freinage.

En cas de nécessité d'arrêt au décollage, les freins, ayant une certaine capacité d'absorption, il faudra donc limiter la vitesse à laquelle sera entreprise une manœuvre d'arrêt : $V_1 \leq V_{1\text{freins}}$.

V_1 freins est fonction de la distance de décollage utilisable, de la masse de décollage, et de la température.

Lorsque l'on fixe une masse, une température et une distance de décollage utilisable données, on a trois (03) positions de volets possibles (15, 5, 1) pour respecter la limitation freins.

2.2.2. Limitations Pneus :

Les pneus sont garantis jusqu'à une certaine vitesse de roulement. L'avion devra quitter le sol avant cette limite : $V_{\text{LOF}} \leq V_{\text{PNEUS}}$.

Dans notre cas de figure, $V_{\text{PNEUS}} = 195,5\text{kt}$ (225m.p.h).

2.3. VITESSES :

2.3.1. Définitions :

a- Vitesse effective de panne :

V_{EF} : vitesse à laquelle le moteur critique sera supposé tomber en panne au cours du décollage.

b- Vitesse de décision :

V_1 : c'est la vitesse retenue comme moyen de décision, en cas de panne de toute nature, au cours de la manœuvre de décollage.

c- vitesse de rotation :

V_R : c'est la vitesse à laquelle le pilote, par action sur le manche, cabre l'avion au cours du décollage.

d- vitesses d'envol : V_{MU} et V_{LOF} :

➤ V_{MU} : vitesse minimale d'envol (Minimum unstick) :

C'est la vitesse à laquelle l'avion est à la limite de présenter une caractéristique dangereuse, telle que manque de contrôle latéral (réacteur ou extrémité de voilure risquant de toucher la piste) ou arrière de l'avion raclant le sol (si à 10° par exemple l'arrière de l'avion touche le sol, il faut une vitesse minimale pour qu'il s'envole, puisque à 10° d'assiette correspond à un C_z précis).

Cette vitesse devra être déterminée avec effet de sol aux essais et dans les deux Cas suivants :

- avec moteur en panne $V_{MU(N-1)}$.
- sans la panne du moteur $V_{MU(N)}$.
- V_{LOF} : vitesse de décollage (Lift off) : c'est la vitesse à laquelle l'avion quittera initialement le sol et poursuivra le décollage sans que celui-ci ne présente de danger (les dangers cités précédemment).

e- vitesses de contrôle :

Ce sont des vitesses minimales de reprise en main en cas de panne moteur.

e.1. Vitesse minimale de contrôle au sol V_{MCG} :

A cette vitesse, il doit être possible de garder le contrôle de l'avion sur la piste en ne se servant que des gouvernes principales, la déviation par rapport à l'axe de piste ne doit pas dépasser 30ft (9,1m) et l'effort sur le palonnier ne dépasse pas 150pounds(667,2N) .

e.2. Vitesse minimale de contrôle en vol V_{MCA} :

A cette vitesse, en cas de défaillance soudaine du moteur critique au cours du décollage, l'avion peut être repris en mains et maintenu en vol rectiligne, soit avec un dérapage nul, soit avec une inclinaison $< 5^\circ$.

e.3. Vitesse de contrôle au cours de l'approche V_{MCI} :

C'est la vitesse à laquelle en cas de panne moteur, il est possible de prendre le contrôle de l'avion, et de le maintenir en vol rectiligne avec une inclinaison de 5° , l'effort sur la gouverne de direction étant égale à 667,2N.

f- Vitesse de décrochage V_S :

C'est la vitesse minimale de vol en régime stabilisé dans la configuration considérée que ce soit au décollage, en croisière ou à l'atterrissage.

V_S est proportionnelle à (\sqrt{mg}) et (\sqrt{n}) et lorsqu'on diminue le braquage des volets, V_S augmente.

A chaque fois qu'on détermine V_S , on doit préciser la configuration.

Les conditions de détermination de V_S :

- moteur au ralenti ou poussée nulle.
- centrage le plus pénalisant sur la vitesse de décrochage.

g- Vitesse de sécurité au décollage V_2 :

C'est la vitesse à laquelle le décollage est assuré. Elle doit être atteinte au plus tard au passage de 35ft (10,5m) et maintenue au moins jusqu'à 400ft (120m).

h- Vitesse limite et Mach limite en opération : $V_{MO/MMO}$

i- Vitesses placard volets : V_{FE}

j- vitesse placard train :

$V_{LO} (ext)$: rentré du train.

$V_{LO} (ret)$: sortie du train.

V_{LE} : vol train sortie, porte fermée (V_{LE})

2.3.2. limitations de vitesses :

Toutes les vitesses associées au décollage sont exprimées en vitesse corrigée V_C .

Les vitesses de décollage et atterrissage sont exprimées en vitesse corrigée **IAS**

Le tableau suivant résume toutes les limitations de vitesses :

VITESSE	PHASE DE VOL	LIMITATION	
V_{EF}	Décollage	$\leq V_1$ $\geq V_{MCG}$	
V_{FE}	TOUTES LES PHASES	Volet	
		VFE - Kt IAS	
		1	250
		2	250
		5	250
		10	210
		15	185
		25	175
		30	160
40	155		
V_1	Décollage	$\geq V_{EF}$ $\geq V_{MCG}$ $\leq V_R$ $\leq V_{MBE}$	
V_R	Décollage	$\geq V_1$ $\geq 1,05 V_{MCA}$	
$V_{MU(N)}$	Décollage	$\leq V_{MU(N-1)}$	
V_{LOF}	Décollage	$\geq 1,1 V_{MU(N-1)}$ $\geq 1,05 V_{MU(N)}$ $\leq V_{PNEUS}$	

V_2	Décollage	$\geq V_{LOF}$ $\geq V_{2MIN}$
V_{MCA}	Décollage	$\leq 1,2V_S$
V_{2MIN}	Décollage	$= \text{Max.} \begin{cases} 1,13V_S \\ 1,10 V_{MCA} \end{cases}$
V_{APP}	Remise des gaz	$\leq 1,4V_S$
V_{ATT}	Atterrissage	$\leq 1,23V_S$
$V_{MO/MMO}$	Croisière	340kt/0,82
$V_{LO(ret)}$	Décollage	235kt
$V_{LO(ext)}$	Atterrissage	270kt
$V_{LE/MLE}$	Décollage Atterrissage	320kt/0,82

Tab. III.5

Remarque :

- Pour ne pas encombrer le pilote avec toutes les vitesses de décollage, il n'est mentionné sur le carton de décollage que les vitesses suivantes : V_1, V_R, V_{2mini}, V_2 .
- Comme cité plus haut, ces vitesses sont limitées par le constructeur ; néanmoins l'exploitant a une marge de liberté, d'où la nécessité des interrogations suivantes : **comment choisir V_1, V_R, V_{2mini}, V_2 ?**
 - Théoriquement : Voir l'Annexe 1.
 - Pratiquement : pour avoir ces trois vitesses, il faudrait consulter LA FICHE DES LIMITATIONS du B737-600. (voir : Annexe2).

Exemple :

Sous les conditions suivantes :

- Longueur de piste : 2800m
- Prolongement dégagé : 0m
- Prolongement d'arrêt : 0m
- Pente de piste 0.07%
- Vent nul
- Limitation Utile (LU)=65090 kg (limitation MMSD)
- Braquage des volets : FLAPS 05
- Température extérieure de l'air OAT=41°C

En Introduisant la température et la vitesse du vent on peut avoir :

$$V1=190kt$$

$$VR=190kt$$

$$V2=240kt$$

La masse au lâcher des freins $M_{LF} = 52t$.

Remarque :

- Quelques avions Boeing tels que le 737-600 peuvent être exploités avec un ou deux freins hors fonctionnement. Ceci exige plus de distance pour les arrêter que lorsque tous les freins sont opérationnels. Pour garder la même distance il faudrait diminuer la vitesse $V1$, donc diminuer la masse.
- V_2 pour le **B737 - 600** est $1,13 V_s$.

2.3. Limitations Opérationnelles Du B737-600:

Cette partie contient les limitations ainsi que les recommandations de **Boeing**, extraits de l' AFM (*Airplane Flight Manual*) .

Avion général :

- La pente de la piste : +/-2%.
- La composante du vent arrière maximale au décollage, à l'atterrissage : 10 kt.
- L'altitude maximale opérationnelle de vol : altitude pression 41000ft.

- L'altitude maximale de décollage et atterrissage : altitude pression 8400ft.
- Les Latitudes opérationnelles maximales de vol se résument dans le tableau suivant :

Région de Longitudes de	Latitude
80°W à 130°W	82°S à 70°N
120°E à 160°E	60°S à 82°N
Le reste	82°S à 82°N

Tab.III.6

- Attente en conditions de givrage :

L'attente en condition de givrage avec les volets position «**sorti** » est interdite.

2.4.1. Limitations Carburant :

a- réservoirs utilisables :

Réservoir	Volume (u.s.g) / litres	Masse maximale pds / kg
N°1 ou N°2	1.288/4,87	9.144 / 4.247
Centre	4.299/16,25	30.522 / 13.843

Tab.III.7

b- carburant utilisable :

Il existe plusieurs types de carburateurs qui diffèrent les uns des autres par leur point de congélation maximum, leur point éclair minimum et leur masse volumique, dont certains figurent dans le tableau suivant :

Désignation	Type	Point de congélation max. (°c)	Point éclair Min (°c)	ρ Min/Max
KEROSENE JP1	JET A1	-50	+38	0.775 / 0.839
	JET A	-40		
JP4	JET B	-50	-20	0.751 / 0.802
JP5		-46	+60	0.788 / 0.845

Tab.III.8

Remarque :

➤ En cas de mélange de carburateurs :

Les différents types de carburateurs sont miscibles entre eux en toutes proportions.

La masse volumique varie proportionnellement au pourcentage du mélange.

Le point de congélation et le point éclair du mélange varient suivant les lois non linéaires indiquées ci-dessous.

➤ En cas d'utilisation d'un carburateur dont le point de congélation est inférieur à -50°C , (c'est le cas du JET A ou JP5), il faudrait voler à des niveaux plus bas, ou bien, afficher un Mach plus élevé pour augmenter la température totale.

Pour le **CFM56-7B**, l'exploitant est autorisé à utiliser le carburateur de type JET A et JETA1 (selon *commercial jet fuel spécification ASTM-D-1655*); les carburateurs de types JP-5 (spécifié dans *MIL-5624G*) ou JP-8 sont acceptables mais alternativement; cependant le carburateur désigné par JP-4 ou JET B n'est pas autorisé pour l'exploitation du **CFM 56-7B**

NOTA : on peut utiliser un mélange de carburateurs autorisés.

La température Maximale du réservoir du carburant est de 49°C ; En vol, il faut maintenir la température du réservoir au Maximum des températures suivantes :

➤ Au moins 3°C au-dessus du point de congélation du carburateur utilisé.

➤ -43°C .

c- L'avitaillement du carburant :

La densité de carburant doit être entre 0.7789 et 0.8507kg/litres. L'avitaillement des réservoirs peut s'effectuer, un par un, tous les réservoirs en même temps ou par séquences.

Les réservoirs principaux peuvent être avitaillés avec la quantité de carburant désirée; les réservoirs principaux des ailes peuvent être totalement avitaillés si le réservoir central de l'aile contient plus de 453kg.

Avec 453kg de carburant, ou moins, dans le réservoir central de l'aile, l'avitaillement du réservoir principal doit s'effectuer en tenant compte du centrage de l'avion.

d- Le déséquilibre latéral dû au carburant :

A la base, l'équilibre entre les réservoirs principaux des deux ailes est programmé, mais en cas de déséquilibre occasionnel durant les phases de roulage, décollage, vol, ou atterrissage, ce déséquilibre ne doit pas excéder 453kg.

e- Utilisation du carburant :

Nous avons pu connaître les limitations de l'avitaillement du carburant dans les réservoirs, maintenant nous allons voir comment utiliser ce carburant :

➤ dans le cas où il n'y a pas de carburant dans le réservoir central :

Utiliser le carburant du réservoir principal pour l'alimentation du moteur avec toutes les pompes de suralimentation du réservoir principal **activées (ON)**, à l'inverse de celles du réservoir central qui sont désactivées(**OFF**) et le clapet de conduite fermé.

➤ dans le cas contraire :

Utiliser le carburant du réservoir central pour toutes les opérations avec toutes les pompes de suralimentation du réservoir principal **activées** et le clapet de conduite **fermé**, jusqu'à la consommation du carburant existant (cependant, un maximum de 453kg de carburant peut être conservé dans le réservoir central de l'aile en prenant en considération le centrage) puis on poursuit le vol en utilisant le carburant du réservoir principal pour l'alimentation du moteur avec toutes les pompes de suralimentation du réservoir principal **activées (ON)**, à l'inverse de celles du réservoir central qui sont désactivées(**OFF**) et le clapet de conduite fermé.

f- Clapet de conduite du carburant :

Le clapet de conduite du carburant doit être fermé pendant les phases :

- décollage
- atterrissage.

2.4.2. Limitations Du Réacteur :

N1 est la quantification des régimes de décollage, poussée maxi-continue et remise des gaz.

Durant le décollage, la réduction de la poussée en procédant par la température assumée (qui est l'augmentation de la température par rapport à la température ambiante) est autorisée.

Si la masse de décollage planifiée et la poussée réduite vérifient les performances de l'avion, ainsi cette réduction ne doit pas dépasser 25% de la poussée choisie.

L'exploitant doit vérifier régulièrement que les réacteurs peuvent faire décoller l'avion à pleine poussée.

La réduction de poussée est autorisée durant le décollage sur une piste mouillée dans la mesure où la réduction des performances de freinage est prise en considération. Néanmoins elle n'est pas autorisée sur les pistes contaminées par l'eau, la glace, la neige fondue ou la neige.

L'opération de réduction de poussée de décollage en procédant avec le détarage et/ou la température augmentée (assumée) avec le contrôle électronique du réacteur (EEC : **Electronic Engine Control**) en mode alterné (Alternate Mode) n'est pas autorisée.

a- Visualisation des paramètres des réacteurs :

- Ligne rouge : limites maximales- limites minimales.
- Arc orange : marge d'avertissement.
- Arc blanc : marge d'opération normale.

b- Les nombres de tours du réacteur (RPM):

Les limites maximales opérationnelles sont :

- N1 – Nbre de tours du rotor du compresseur, basse pression : 104.0%.
- N2 - Nbre de tours rotor du compresseur, haute pression : 105.0%.

c- EGT du réacteur :

Configuration	Température limite(°c)	Temps limite(mn)
Décollage	950	5*
Maxi-continue	925	0
Démarrage	725	0

Tab.III.9

- en cas de perte de poussée dans un réacteur durant le décollage, le temps limite peut être égal à 10mn.

d- Circuit d'huile :

- la pression minimale de l'huile est de 13 psi (897Hpa), si la pression de l'huile se trouve dans la bande jaune et la poussée est celle du décollage, ce dernier ne devra pas avoir lieu.
- La température max de l'huile pour les opérations continues est de 140°C, la température peut augmenter jusqu'à 155°C, mais l'opération ne doit pas durer plus de 45mn.

e- L'allumage du réacteur(*Engine Ignition*) :

L'allumage du réacteur doit être activé(engine ignition : ON) durant le décollage, l'atterrissage, les manœuvres pendant une grosse averse et durant l'opération d'anti-givrage.

e- Inverseurs de poussée :

Il ne faudrait les utiliser que pendant les manœuvres au sol. Il est interdit de les utiliser en vol.

2.4.3. LIMITATIONS DU CIRCUIT D'ANTI-GIVRAGE :

a- circuit d'anti-givrage du moteur :

Le circuit d'anti-givrage du moteur doit être sur **ON** durant toutes les **manœuvres au sol** et en **vol**, lorsque les conditions de givrage existent, c'est à dire :

- la température extérieure de l'air (OAT) au sol et pendant le décollage et la température totale de l'air (TAT) en vol sont inférieures ou égales à 10°C.
- l'apparition de n'importe quelle forme d'humidité à savoir, nuage, brume avec une visibilité moins de 1NM(1.852km), averse, neige, mélange neige et pluie et des cristaux de neige.
- la température extérieure de l'air (OAT) au sol et pendant le décollage est inférieure ou égale à 10°C et quand les aires de stationnement, les voies de circulation ou les pistes sont des surfaces de neige, glace, flaque d'eau ou de la neige fondue, les réacteurs peuvent les aspirer et aussi peut se produire un givrage au niveau des réacteurs ainsi que dans celui des nacelles.

Par contre durant la **montée** et la **croisière** pour activer le circuit d'anti-givrage il faudrait que température statique de l'air (SAT) soit inférieure à 40°C.

NOTA : il ne faut pas se fier aux références visuelles sur la cellule pour mettre en marche le dispositif d'anti-givrage. Il faudrait attendre que la glace s'accumule et soit visible depuis le cockpit pour commencer l'opération d'anti-givrage, parce qu'une erreur peut provoquer de sérieux dommages aux réacteurs.

b- Dégivrage de la voilure :

le dégivrage de la voilure ne s'effectue qu'au sol et à la température extérieure de l'air (OAT) inférieur ou égal à 10°C.

2.4.4. Limitations De La Pressurisation De La Cabine :

- La pression différentielle maximale de sécurité : 9.10 psi.
- La pression différentielle maximale autorisée pendant le décollage et l'atterrissage est de 0.125 psi.

2.4.5 Limitations Du Groupe Auxiliaire D'énergie (APU) :

- Il ne faut pas utiliser l'APU pour le prélèvement et la charge électrique en même temps au dessus de 10000ft(3058m).
- Il ne faut pas utiliser l'APU pour le prélèvement au-dessus de 17000ft(5198m).

2.4.6 Les Limitations De Navigation :

a- Restrictions De L'utilisation Du GPWS :

- Il ne faut pas utiliser l'écran des reliefs « **terrain display** » pour la navigation.
- L'utilisation du « **terrain alerting** » et les fonctions du « **terrain display** » est interdite lorsqu'il est affiché sur la fenêtre de l'altimètre le QFE .
- Lorsque la base de donnée des terrains du GPWS n'inclut pas les données de l'aéroport de destination, il est interdit d'utiliser le«**terrain alerting** » et les fonctions du « **terrain display** » avant 15NM(28km) de l'approche jusqu'à l'atterrissage.

b- Restriction De L'utilisation Du Pilote Automatique (A/P)/ Système Directeur De Vol(F/D) :

- Le pilote automatique ne doit pas être engagé durant le décollage au-dessous de 400ft (122m) au-dessus du sol.
- lorsqu'il y a une seule procédure d'approche, le pilote automatique ne doit pas rester engagé au-dessous de 50ft(15m) au-dessus du sol.
- Il est interdit d'utiliser le compensateur d'aileron(**aileron trim**) avec le pilote automatique engagé.

c- L'atterrissage automatique :

Pour effectuer un atterrissage automatique, il faut respecter les minima météorologiques ainsi que d'autres conditions, d'où le tableau suivant :

Paramètres	Limitations
Vitesse du vent debout (de face) maximal	25kt
Vitesse du vent arrière maximal	15kt
Vitesse du vent traversier maximal	20kt
(Glide slope) pente de descente minimale	2.5°
(Glide slope) pente de descente maximale	3.5°
Position des volets	30/40

Tab.III.10

d- Restriction D'utilisation De L'ACARS :
(Aircraft Communications Addressing & Reporting)

Avant d'obéir aux autorisations du contrôle de la circulation aérienne (ATC) affichées ou imprimées, ces clairances doivent être vérifiées avec les stations au sol d'origine.

e- TCAS :(Trafic Alert And Collision Avoidance System)

Le pilote peut s'écarter des clairances de l'ATC, en obéissant aux résolutions du **TCAS II**, lorsque ceci est nécessaire.

Il est obligatoire, dans la zone Européenne à compter de Janvier 2002.

2.4.7. Diverses Limitations :

a- Les volets :

Ne pas faire sortir les volets au-delà d'une altitude pression de 20000ft.

Pour le décollage on utilise les positions :1,5 et15.

Pour l'atterrissage on utilise les positions 15,30 et 40.

b- Evacuation des passagers :

A chaque fois qu'on transporte des passagers, on doit vérifier avant le roulage, le décollage, et l'atterrissage les poignées des couvercles au niveau des issues d'évacuation sur l'aile.

c- Groupe électrogène seul :

Au sol, le groupe électrogène fournit au maximum 75KVA(115 amps).

d- Communication avec radio phonie VHF :

Ne pas utiliser VHF-3 (si la communication avec phonie est installée) pour communiquer avec l'ATC, lorsque l'ACARS est utilisé.

e- Communication avec radio HF :

Les limitations suivantes concernent les avions équipés d'émetteur-récepteur HF de télécommunication (**Rockwell/Collins**), model **HFS-700** et/ou **HFS-900**, L'émetteur-récepteur HF de télécommunication est exposé intérieurement aux parasites .

Il ne faut pas utiliser les fréquences suivantes :

➤ 11.133 M.hz.

➤ 22.434 M.hz.

➤ 22.683 M.hz.

➤ 22.766 M.hz .

les limitations suivantes ne sont applicables qu'aux avions équipés du système dual **Rockwell/collins** HF avec coupleur digital **Rockwell/collins** n°822-0987-002 :

Si une radio HF est sélectionnée pour la transmission, il ne faudrait pas sélectionner en même temps une autre radio HF, pour éviter les interférences.

f- La sélection du QFE :

Il est interdit d'utiliser **VNAV** ou **LNAV** avec le **QFE** sélectionné.

Chaque fois que le **QFE** est affiché sur l'écran du **PFD** au lieu du **QNH**, il doit l'être aussi dans le **FMS**. Donc, il faudra installer les altitudes de référence **QFE** dans le **FMS**, sinon il n'est pas possible de sélectionner le **QFE**.

f- Trains d'atterrissage :

L'opération de réduction de poussée de décollage en procédant avec la température assumée n'est pas permise lorsque le dispositif anti-patinage (**anti-skid**) n'est pas opérationnel.



Chapitre VI

NOUVELLES REGLEMENTATIONS REGISSANT
L'ESPACE EUROPEEN

IV. ETUDE DE LIGNE

1. INTRODUCTION :

Une étude de ligne proprement dite consiste à figer certains paramètres importants. Cette opération est à même de garantir une bonne exploitation de l'appareil sur une étape donnée.

Avant de mettre en ligne un appareil, il faudrait baliser toutes ses performances.

C'est pour cela que dans ce chapitre nous allons nous intéresser d'abord à l'étude des performances opérationnelles du B737-600 directement liée au thème du mémoire, mais aussi à celles de l'A319-100 pour une comparaison objective.

2. ETUDE DES PERFORMANCES :

Le document des performances « **PERFORMANCE OF THE BOEING JET TRANSPORT MODEL 737-500X with CFM56-7 ENGINES** » à notre disposition contient les performances des différentes phases du vol avec les recommandations de BOEING.

En tenant compte des conditions les plus pénalisantes, nous allons donc aborder les performances du B737-600 équipé du CFM56-7B22 et ce pour les différentes phases de vol suivantes :

- Montée.
- Croisière.
- Attente.
- Descente.

Nous les comparerons en même temps aux performances de l'A319-100 équipé du CFM56-5A4 avec la même poussée moteur, en nous nous référons au document des performances « **AIRCRAFT PERFORMANCE MANUAL** ».

2.1. PERFORMANCES DE MONTEE :

2.1.1. Généralités :

La montée est la première phase de vol. Elle peut aussi intervenir durant le vol en croisière ascendante ou bien en approche interrompue.

Les réglementations américaine (FAR PART 25) et européenne (JAR OPS) exigent des pentes minimales à respecter pendant la montée,

les pentes minimales de montée

a- Trajectoire de décollage :

Configuration	pente minimale exigée (deux (02) moteurs en fonctionnement)
Moteur critique en panne 400ft à 1500 Au-dessus de la piste.	1,2%
Pente de réduction pour la trajectoire nette	0,8%

TAB.IV.1

b- Montée en décollage :

Le segment	configuration	penne minimale exigée
1 ^{er} segment	.Trains sortis .Moteur critique en panne .Poussée décollage .Volets décollage .Vitesse VLOF .Altitude de l'aéroport	0,0%
2 ^{ème} segment	.Trains rentrés .Moteur critique en panne .Poussée décollage .Volets décollage .Vitesse V2 .Altitude pour laquelle trains d'atterrissage totalement rentrés	2,4%
Segment final	.Moteur critique en panne .Poussée max. continue .Configuration de vol .v ≥ 1,23Vs	1,2%

TAB.IV.2

c- Montée en vol :

Configuration	penne minimale exigée
.Moteur critique en panne .Poussée max. continue .Configuration de vol	1,1%

TAB.IV.3

d- Montée - masse atterrissage limitée :

	Configuration	Pente minimale exigée
Montée en approche	.Moteur critique en panne .Poussée décollage .Volets approche .Trains rentrés .Altitude de l'aéroport .v ≤ 1,4Vs .Volets d'approche choisis de telle sorte que : Vs(volets app.)=10%Vs(volets att.)	2,1%
Montée en atterrissage	.Tous les moteurs en fonctionnement .Poussée équivalente à 8sec après la remise des gaz pour décoller après le vol ralenti .Altitude de l'aéroport .Volet atterrissage .Trains sortis .v ≤ 1,23Vs	3,2%

TAB.IV.4

App : approche
Att : atterrissage

2.1.2. Montée En Exploitation :

Généralement, les montées s'effectuent en régime moteur Maxi-Montée défini par le constructeur.

Ce régime de montée nous donne les meilleures performances ascensionnelles, en ayant une vitesse donnée. Les différents types de montées sujets à notre étude sont les suivants :

- Montée à pente maximum.
- Montée à vitesse ascensionnelle maximum.
- Montée à consommation distance minimum.
- Montée à prix de revient minimal PRM dite « normale ».
- Montée à vitesse élevée dite « rapide ».
- Montée cabine.

Lors de l'étude des performances de montée, c'est la montée à consommation distance minimum qui va être utilisée. Donc c'est ce type qui va être détaillé. Quant aux autres types de montée, ils figurent dans l'annexe .

La montée à consommation –distance minimum :

- Régime moteur : maxi.-montée.

Il s'agit de minimiser la consommation. Il faut donc trouver la vitesse à afficher en rapport.

En général, ce type de montée est assez proche de la montée à V_z max.

Puisque 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.

BOEING recommande la vitesse **0.78M/250 KCAS** et c'est cette vitesse qui est prise en compte pour le calcul.

2.1.3. Altitude D'accrochage :

Le graphe «ALTITUDE D'ACCROCHAGE » présente pour les deux avions B737-600 et A319-100 le niveau de vol qu'ils peuvent accrocher en fonction de leur masse instantanée, à la condition ISA+10. Ce graphique peut être utilisé aussi bien pour déterminer le niveau de vol de montée lors du décollage ou en croisière ascendante.

Les niveaux de vol élevés sont les niveaux où la consommation du carburant est la plus faible. Il est ainsi intéressant pour un avion pendant la montée d'atteindre au plutôt ces niveaux là. De plus, en espace aérien saturé, les niveaux de vol 310 jusqu'à 350 sont généralement les plus encombrés. Il est donc aussi important de pouvoir rapidement les éviter.

Les niveaux de vol maximums sont déterminés à la fois par la limite de puissance moteur installée, par une limite aérodynamique de l'avion représentée par la courbe de BUFFETING (voir annexe) et par la limite de manœuvre utilisation (facteur de charge inférieur à 1.3g), le tout associé à un nombre de Mach fixé.

La limite de puissance moteur est définie par l'altitude d'accrochage. Chaque réacteur possède un régime maxi-croisière qui permet de maintenir un nombre de mach fixé à une altitude maxi ; cette altitude est dite altitude d'accrochage.

Tracé du graphe altitude d'accrochage

CONDITIONS

- T=ISA+10.
- Mach(croisière) LRC.

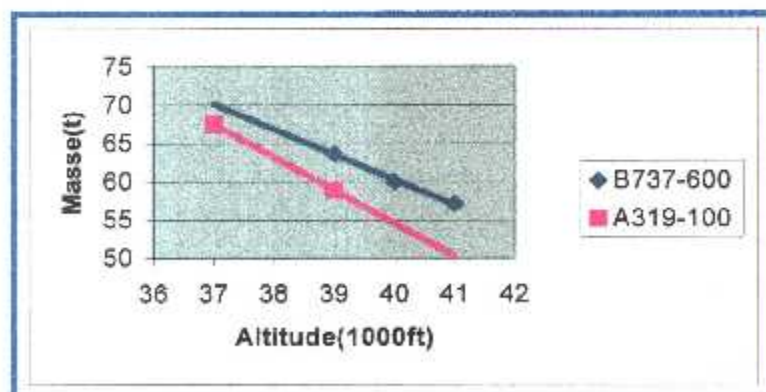


Fig IV.1

CONCLUSION

En fixant la température à ISA+10, dès le décollage le B737-600 ainsi que l'A319-100 peuvent atteindre le FL380. Ce qui leur permettra de se dégager assez rapidement des zones de fort trafic, mais le niveau de fin de croisière de l'A319-100 est le FL390. Par contre le B737-600 peut voler jusqu'à FL410.

**2.1.4. Comparaison Des Performances De Montée
Entre Le B737-600 Et L'a310-100 :**

CONDITIONS

- m=120000lb/54t
- m=140000lb/63t
- T=ISA
- Vitesse {
 - B737-600 :250/280KCAS-0.78MACH**
 - A319-100 :250/340KCAS-0.78MAC**

FL	CONSOMMATION (t)				DISTANCE (NM)				TEMPS (mn)			
	54t		63t		54t		63t		54t		63t	
	B737	A319	B737	A319	B737	A319	B737	A319	B737	A319	B737	A319
290	0.81	0.90	0.99	1.12	54	74	68	92	9.3	11	11.4	13.6
310	0.88	0.97	1.1	1.2	63	82	78	102	10.5	13	12.9	14.9
330	0.97	1.03	1.2	1.3	73	92	90	114	11.7	13.2	14.7	16.4
350	1.03	1.09	1.3	1.4	81	102	102	128	12.9	14.6	16.2	18.2
370	1.09	1.18	1.4	1.5	91	114	116	150	14.1	16.4	18	21
390	1.18	1.30	1.5	-	105	132	139	-	15.9	18.6	21	-
410	1.30	-	-	-	122	-	-	-	18.3	-	-	-

Tab.IV.5

➤ **La consommation : m = 54t ; m = 63t**

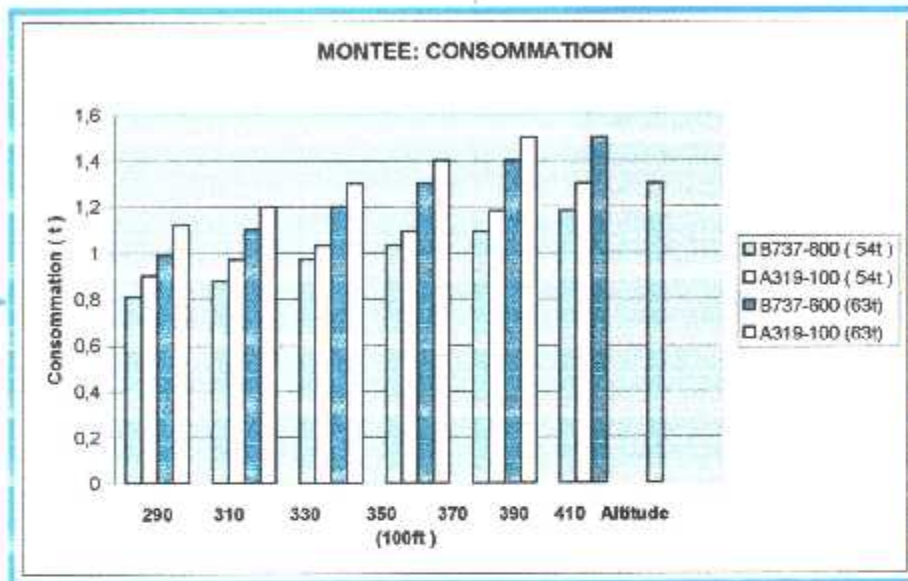


Fig IV.2

CONCLUSION :

D'après le tableau Tab.IV.5, nous constatons que le B737-600 consomme en montée moins que l'A319-100. Par exemple au niveau 310 lorsque la masse des avions est égale à 54t, le B737-600 consomme 0,88t. Par contre l'A319-100 consomme 0,97t, Au niveau 370 à une masse de 63t, le B737-600 consomme 1,4t ; mais l'A319-100 consomme 1,5t.

➤ **La Distance : m = 54t ; m = 63t**

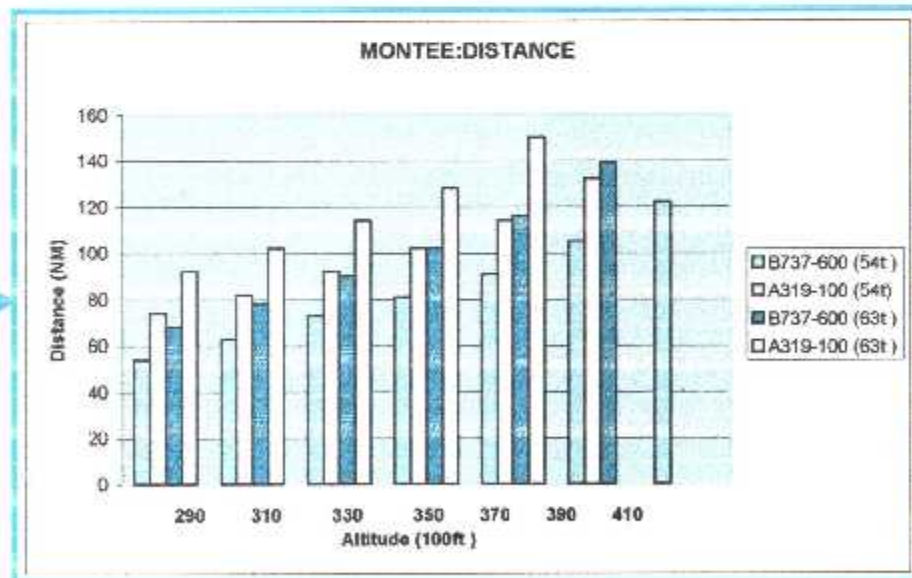


Fig IV. 3

CONCLUSION :

Les valeurs correspondant à la distance de montée qui figurent sur le tableau Tab.IV.5 indiquent que la distance de montée de l'A319-100 est supérieure à celle du B737-600.

Prenons comme exemple les mêmes niveaux de vols cités précédemment.

La distance de descente de l'A319-100 à partir de 31000ft et à une masse de 54t est égale à 82NM mais le B737-600 parcourt 63NM.

Lorsque la descente s'effectue à partir de 37000ft et à une masse de 63t, l'A319-100(150NM) parcourt toujours plus de distance que le B737-600 (116NM).

➤ Le temps : m = 54t ; m = 63t

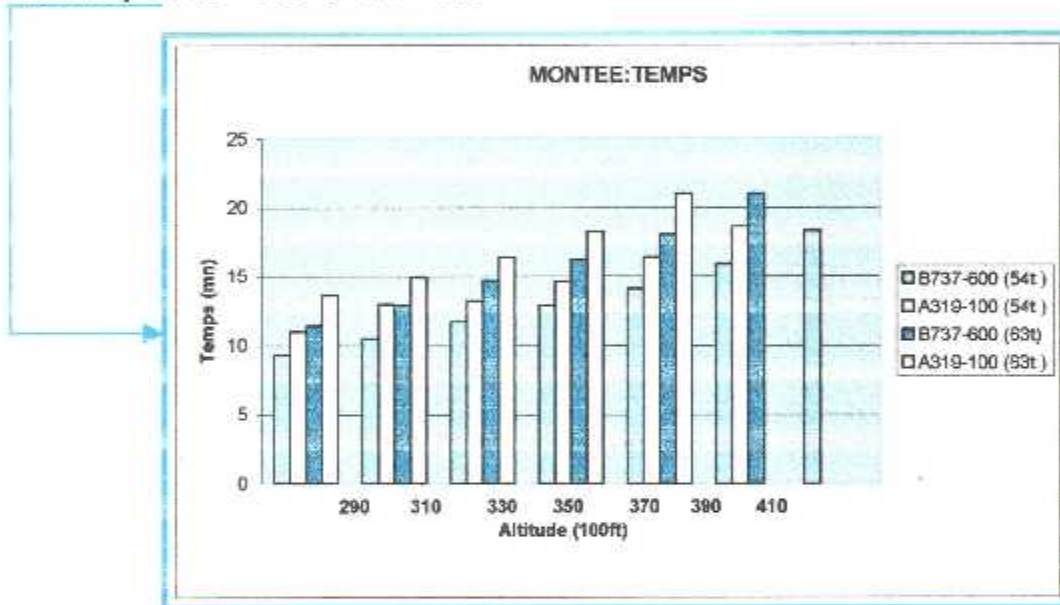


Fig IV.4

CONCLUSION :

Selon le tableau Tab.IV.5, en fixant la masse à 54t la descente depuis l'altitude 31000ft dure 10.5mn pour le B737-600 et 13mn pour l'A319-100.

Lorsque la descente est effectuée à partir de 37000ft et à une masse de 63t, pour le B737-600 elle dure 18mn ; par contre pour l'A319-100, elle est de 21mn.

Conclusion Générale Des Performances De Montée

Donc, les performances de montée du B737-600 sont meilleures que celles de l'A319-100. Et cet écart de consommation a beaucoup d'influence sur la Consommation totale pendant le vol lorsque ce dernier est un court courrier.

Remarque :

Il est important de rappeler que le B-737-600 est opérationnel à 41000ft et que ce n'est pas le cas de l'A319-100 car l'altitude maximale opérationnelle de vol de ce dernier est de 39000ft.

2.2. CROISIERE :

2.2.1. Définitions :

a- Consommation horaire : Ch

C'est la consommation par unité de temps exprimée en général en kg/heure.

b- Poussée Moteur : Tu

C'est la poussée moteur exprimée en newtons.

c- Consommation spécifique : Csp

$$C_{sp} = Ch / Tu$$

exprimée en kg/h×N

➤ **Courbe** $C_{sp} = f(N)$; N étant le nombre de tours du moteur.

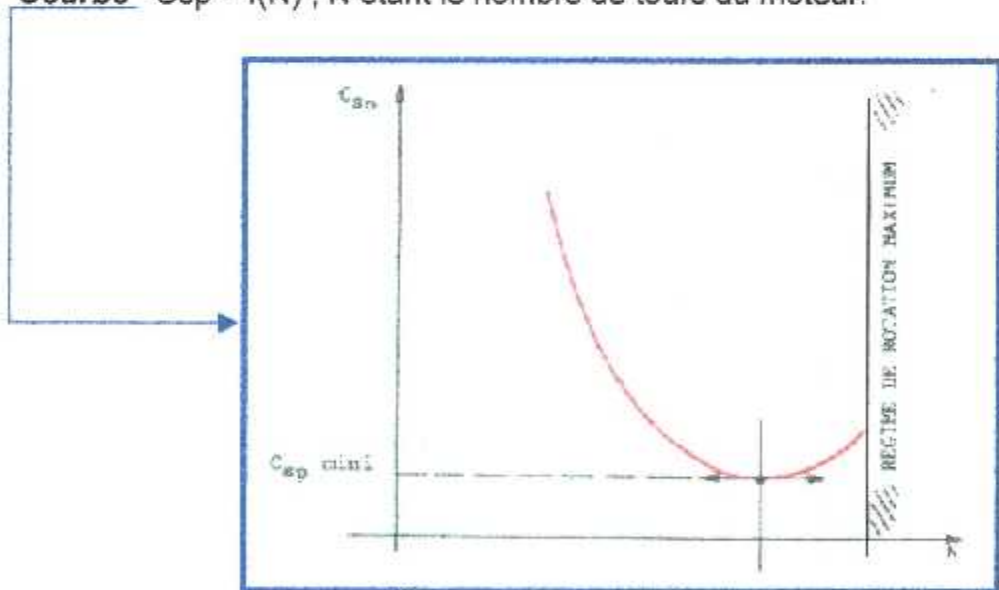


Fig IV. 5

- **Courbe** $C_{sp} = f(T_u, M)$; M étant le nombre de Mach

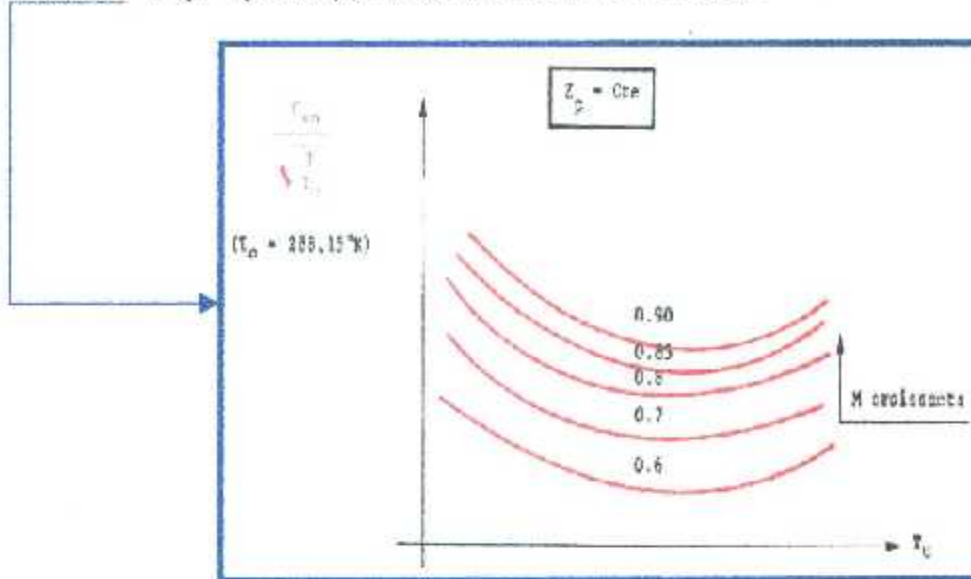


Fig IV. 6

- à Z_p et M fixés : pour les moteurs des générations 70/80, le rapport $(C_{sp}/\sqrt{(T/T_0)})$ ne dépend pas de T .
- T_u fixé : $m \nearrow \Rightarrow C_{sp}/\sqrt{(T/T_0)} \nearrow$

d- Consommation –distance : C_d

c'est la consommation par unité de distance parcourue, exprimée en kg/NM

$$C_d = C_h / V_s$$

V_s étant la Vitesse sol.

- Par vent nul

$$C_d = C_h / V_p$$

V_p étant la Vitesse propre de l'avion.

e- Rayon d'action spécifique : R_s

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

$$R_s = 1/C_d = V_s/C_h$$

➤ Par vent nul :

$$R_s = V_p / C_h$$

Notons que :

$$V_p = a \times M$$

$$C_h = C_{sp} \times Tu$$

Aussi,

Pour un Vol en palier : $Tu = Tn = mg/f$ f : étant la finesse de l'avion (C_z / C_x)

$$\left\{ \begin{array}{l} a = \sqrt{\gamma r T} \\ a_0 = \sqrt{\gamma r T_0} \end{array} \right. \Rightarrow a = a_0 \sqrt{\frac{T}{T_0}}$$

$$\begin{array}{ll} a = \text{célérité du son} & a_0 = 661,5 \text{°Kt} \\ T_0 = 288,15 \text{K} & \gamma_{\text{air}} = 1,4 \end{array}$$

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

Remarque:

le rayon spécifique est le paramètre le plus utilisé dans l'étude des performances en croisière

Il dépend de :

➤ la conduite du moteur :

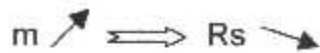
N est le paramètre principal agissant sur C_{sp} est le nombre de tours moteurs. le minimum de C_{sp} se situant pour un régime d'environ 80% du régime maximal.

il faut donc adapter la poussée du moteur de l'avion de telle sorte que le régime de croisière se situe près du minimum de C_{sp} .

ce problème est lié au choix de l'altitude de vol (pour avoir la même poussée à z plus grand, il faut afficher un nombre de tour plus important).

il faut que d'autre part que la poussée de décollage soit suffisamment élevée pour ne pas pénaliser de trop, la masse de décollage.

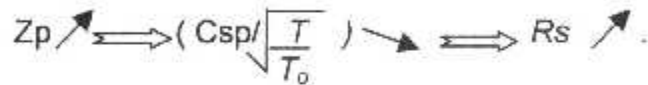
- la masse de l'avion :



- l'aérodynamique et la vitesse de l'avion:



- l'altitude de vol.



2.2.2. Régime de croisière :

il existe quatre régimes de croisière :

- régime maxi-range
- régime long-range
- régime à Mach PRM (prix de revient minimum)
- croisière à Mach constant

ces régimes seront détaillés dans l'annexe1.

pour l'étude des performances de croisière , nous avons choisi le régime LRC

- **Courbe** $R_s = f(M, m)$

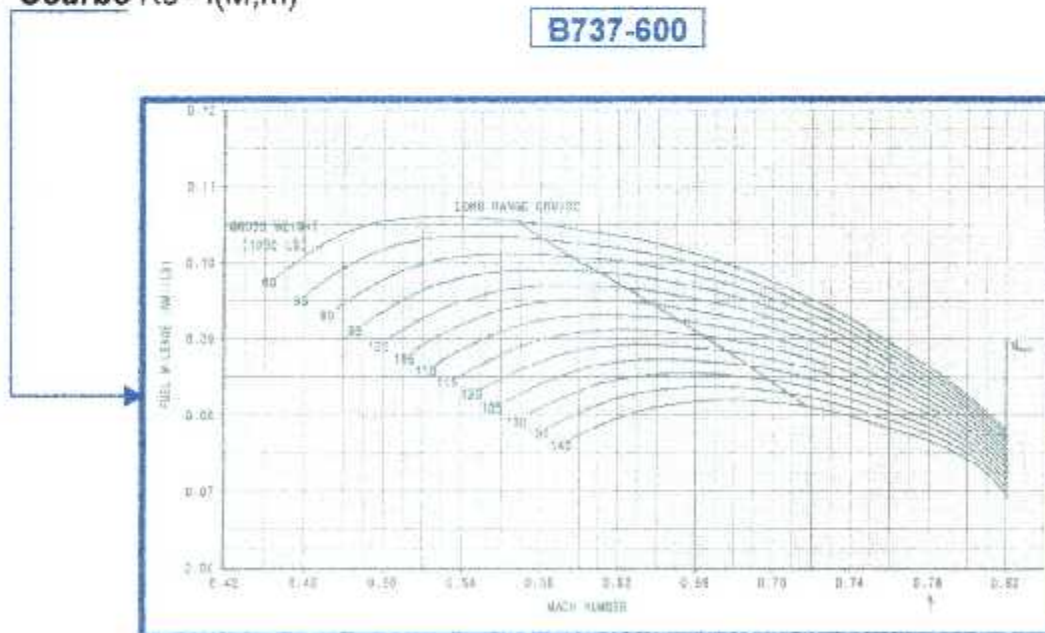


Fig IV. 7

2.2.3. Altitude Optimale :

L'altitude optimale est l'altitude qui correspond à un rayon spécifique maximum pour un nombre de Mach (ou bien un régime de croisière) et une masse donnés.

➤ **Courbe** $Z_p = f(R_s, m)$ à Mach LRC.

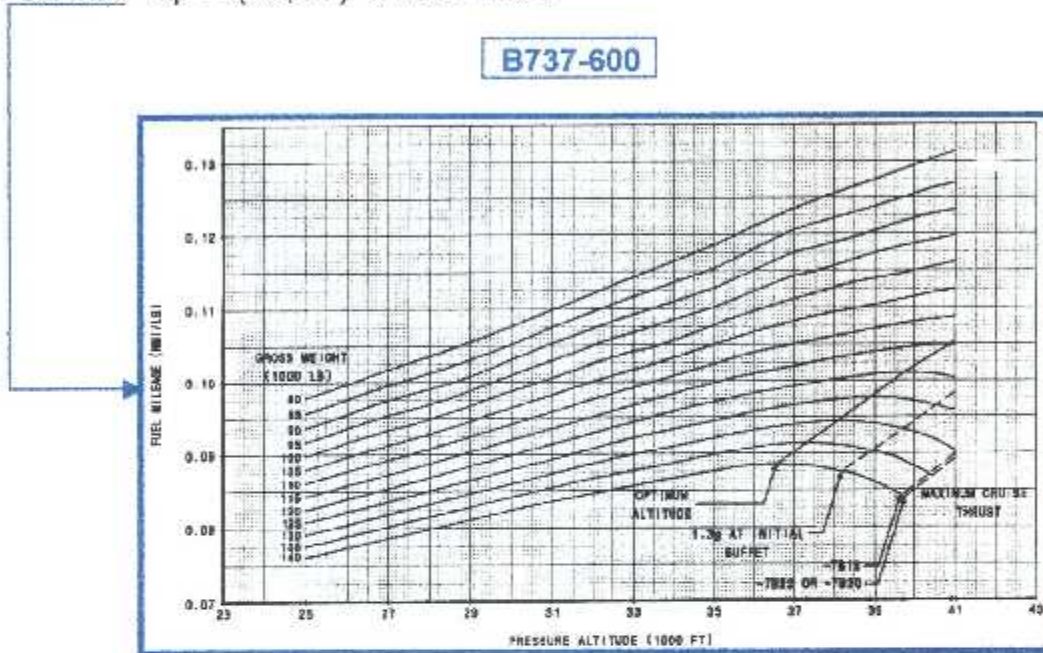


Fig IV. 8

Exemple : Prenons le cas d'une croisière à Mach LRC.

B737-600

Masse (1.000 lb)	Masse (t)	Rs (NM/kg)	Zp (1.000 ft)
115	52.162	0.231	40.9
120	54.430	0.220	39.7
125	56.698	0.210	38.9
130	58.966	0.208	38.1
135	61.234	0.201	37.3
140	63.502	0.195	36.6

Tab.IV.6

A partir de ces même données on obtient le graphe suivant :

➤ **Courbe** $Z_{\text{optimale}} = f(m)$ à Mach LRC.

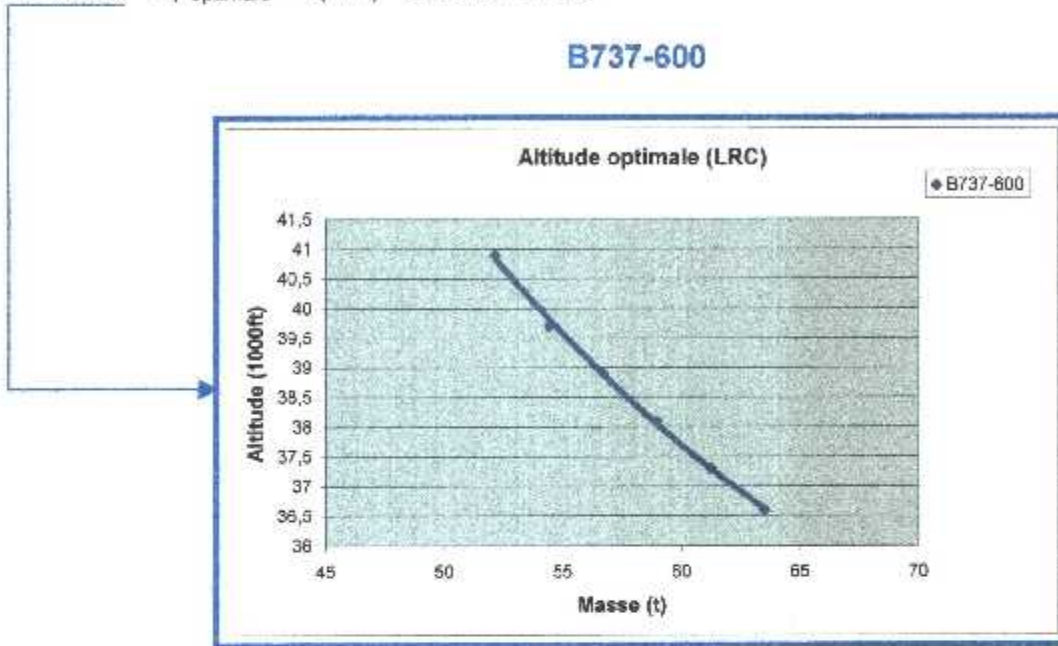


Fig IV. 9

lorsque m \rightarrow Z_{optimale} Pour un Mach LRC.

2.2.4. Comparaison Du R_s Pour Le B737-600 Et A319-100 :

Une étude du rayon spécifique et une comparaison objective de ce dernier permet d'évaluer les performances des différents aéronefs qu'il nous est donné d'étudier en l'occurrence le B737-600 et l' A310-100.

Dans l'étude comparative qui va suivre les conditions énoncées ci-dessous seront maintenues , tout en variant les altitudes de croisière.

CONDITIONS

Mach : LRC

Température : ISA

Vent nul

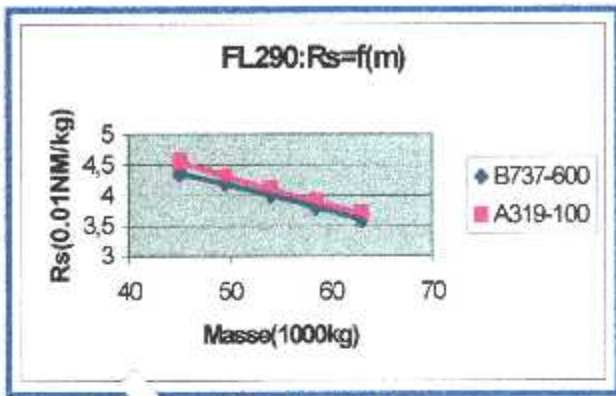


Fig IV. 10.A

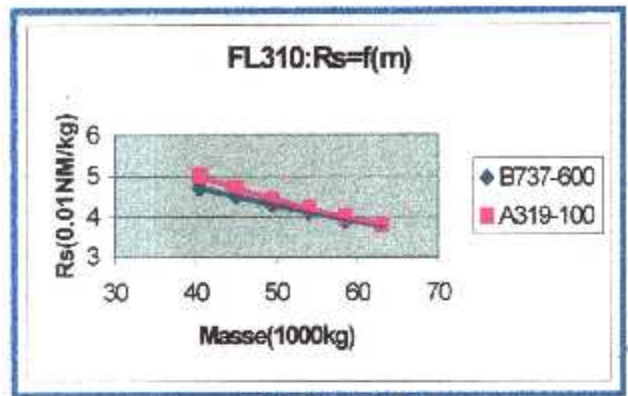


Fig IV. 10.B

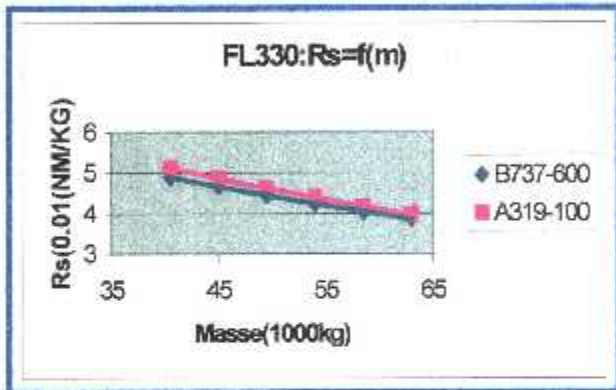


Fig IV. 10.C

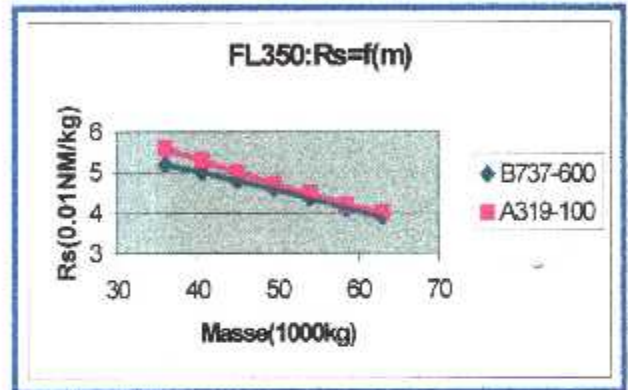


Fig IV. 10.D

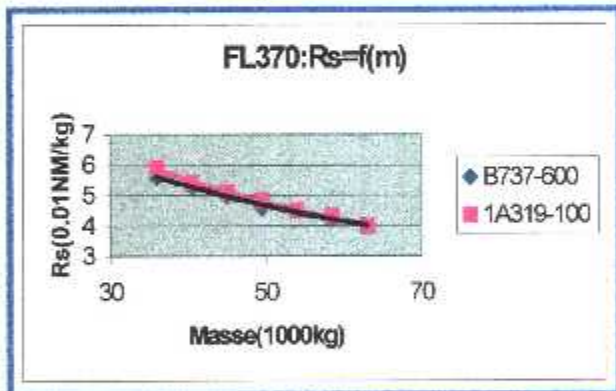


Fig IV. 10.E

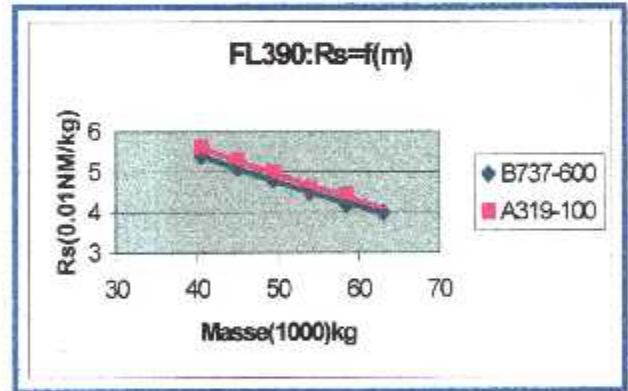


Fig IV. 10.F

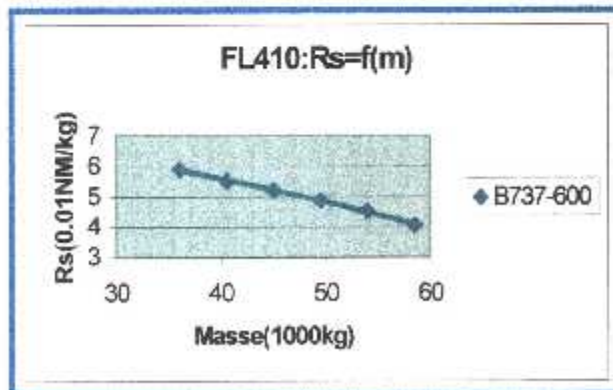


Fig IV. 10.G

CONCLUSION :

D'après les figures ci-dessus nous constatons que : $m \rightleftharpoons R_s$
Aussi nous pouvons dire que les rayons spécifiques des deux aéronefs sont similaires à toutes les altitudes. Ce qui nous permet de dire que leurs performances de croisière sont les mêmes, à l'exception de FL410, que l'A319-100 ne peut atteindre.

2.3. ATTENTE :

2.3.1. Incidence D'attente :

- Le régime d'attente est le régime de Ch mini.
- $Ch = C_{sp} \times Tu$ $Tu = Tn$ (vol en palier)
- $Ch = C_{sp} \times \text{poids} / \text{finesse}$
- Incidence Finesse max. \rightleftharpoons Ch mini.

Courbe $T = f(Ev)$; à m fixée.

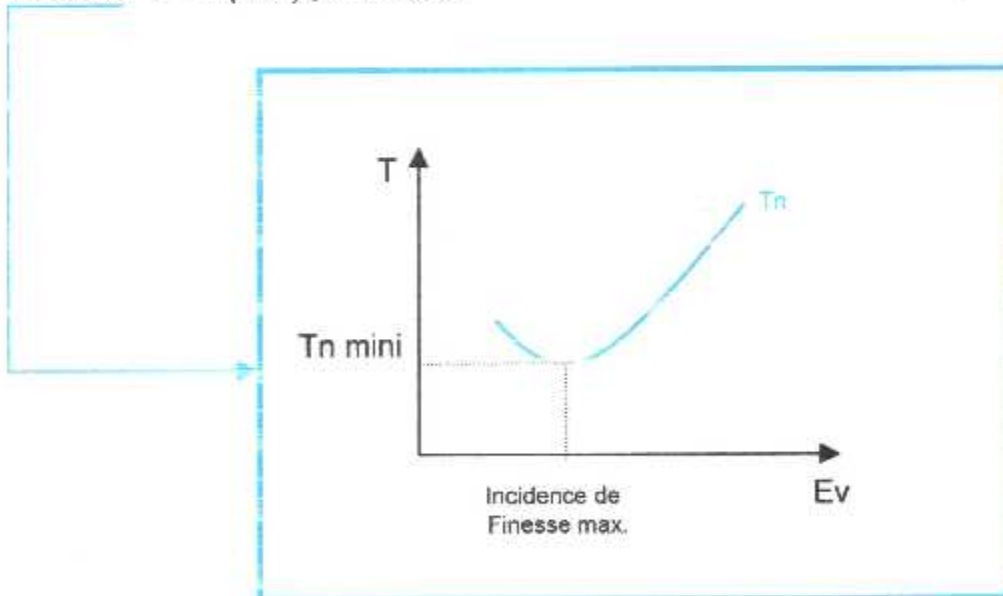


Fig IV. 11

CONCLUSION :

Donc l'incidence d'attente est celle de finesse maximale.

2.3.2. Choix De L'altitude D'attente:

- la consommation spécifique C_{sp} diminue avec l'altitude (à basses altitudes).
- A une masse donnée $m = 130000\text{lb}(58,5\text{t})$.
- Température : ISA.

Les altitudes d'attente recommandées avec la consommation horaire et le nombre de Mach Pour le B737-600 figurent sur le tableau suivant :

Altitude(ft)	Ch(lb/hr)/(kg/hr)	Mach
1500	4850 / 2199,91	0,355
5000	4725 / 2143,21	0,375
10000	4600 / 2086,51	0,415
15000	4500 / 2041,15	0,455
20000	4425 / 2007,13	0,505
25000	4350 / 1973,11	0,560

TabIV.7

On remarque que : $Z_p \rightleftarrows Ch$

COMPARAISON ENTRE LE B737-600 ET L'A319-100 :

Le tableau suivant donne la consommation du B737-600 et de l'A319-100 avec hypothèse d'une attente dans les conditions de réglementation internationale :

- 30 mn de vol au niveau FL 015 .
- Une procédure d'attente s'effectue en affichant la vitesse de traînée minimale.
- Le calcul du délestage dû à l'attente est fonction du ZFW de l'avion.

AVION	ZFW (Lb/kg)	CONSOMMATION (kg)
B737-600	113600/36378	980.6
A319-100	125664/57000	916.7

TabIV.8

CONCLUSION :

- Les moteurs (CFM56 -7B22 et CFM56-5A4) fonctionnent en régime de consommation horaire minimale.

- la consommation du B737-600 est plus grande que celle de l'A319-100, mais l'écart reste, par ailleurs même, négligeable.

2.4. LA DESCENTE :

2.4.1. Descente En Exploitation :

En exploitation, les objectifs diffèrent, pour cela, il existe plusieurs types de descente :

- Descente à pente minimale.
- Descente à vitesse de descente minimale.
- Descente à consommation minimum.
- Descente à prix de revient minimale.
- Descente de secours.

Ces descentes seront expliquées dans l'Annexe1.

-Durant l'étude des performances de descente, nous avons opté pour la descente à consommation minimale **0.78M/250KCAS** qui est recommandée par **Boeing**.

POUR LE B737-600 la descente de secours s'effectue avec :

- V = 340 KCAS.
- Moteurs réduits.
- Aérofrein, spoilers sortis.
- Trains rentrés.

La descente cabine, suivant les conditions suivantes :

- ne pas dépasser La pression différentielle maximale Δp_{\max} .
 $\Delta p_{\max} = 576,15 \text{ Hpa (8,35psi)}$.
- L'altitude pression cabine est 1200ft lorsque l'avion atteint l'altitude pression 1500ft.
- Le taux de descente ne doit pas dépasser l'équivalent de 300ft/mn au niveau de la mer.

2.3.4. La Comparaison Des Performances De Descente Entre B737-600 Et A319-100 :

En fixant la masse m, la température T et le type de vitesse on obtient les performances de chaque appareil à partir des abaques figurant à l'annexe 1

Soit la vitesse à consommation minimale :

➤ **B737-600** :M=0.78/250 KCAS.

➤ **A319-100** :M=0.76/300/250 KCAS.

a- Le tableau suivant donne la consommation, la distance et le temps de descente Pour T= ISA , m1 = 54 t (115000lb) et m2 = 63 t (120000lb).

FL	CONSOMMATION (kg)				DISTANCE (NM)				TEMPS (mn)			
	54t		63t		54t		63t		54t		63t	
	B737	A319	B737	A319	B737	A319	B737	A319	B737	A319	B737	A319
290	325	195	330	205	82	65,5	84	70	15,9	11,4	16,2	12,2
310	335	200	342	210	88	69	90	74	16,8	12	17,25	12,6
330	345	235	355	235	94	76	97	79	17,7	13	18,3	13,4
350	355	350	365	310	102	92	104	91	18,75	15	19,2	15
370	365	450	375	410	108	106	110	105	19,65	17	20,1	17
390	375	525	380	490	114	119	116	120	20,4	18,8	20,85	18,8
410	385	-	390	-	120	-	122	-	21	-	21,6	-

Tab.IV.9

b- Représentation Graphique du Tableau Tab.IV.9 :

➤ **La Consommation : m = 54t ; T = ISA .**

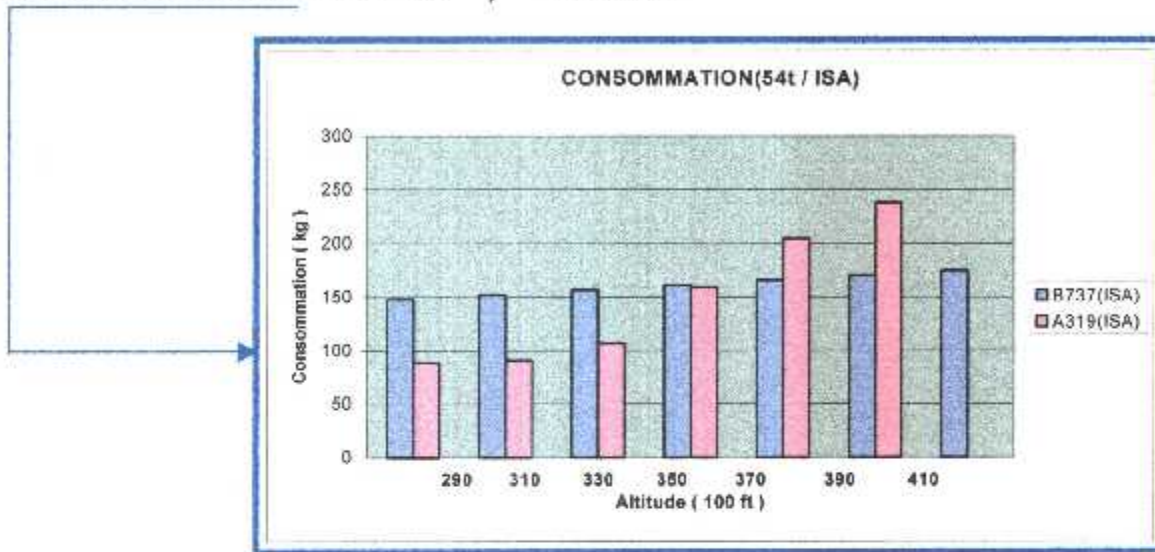


Fig IV.11.A

➤ **La Consommation : m = 120000lb (63t) T = ISA .**

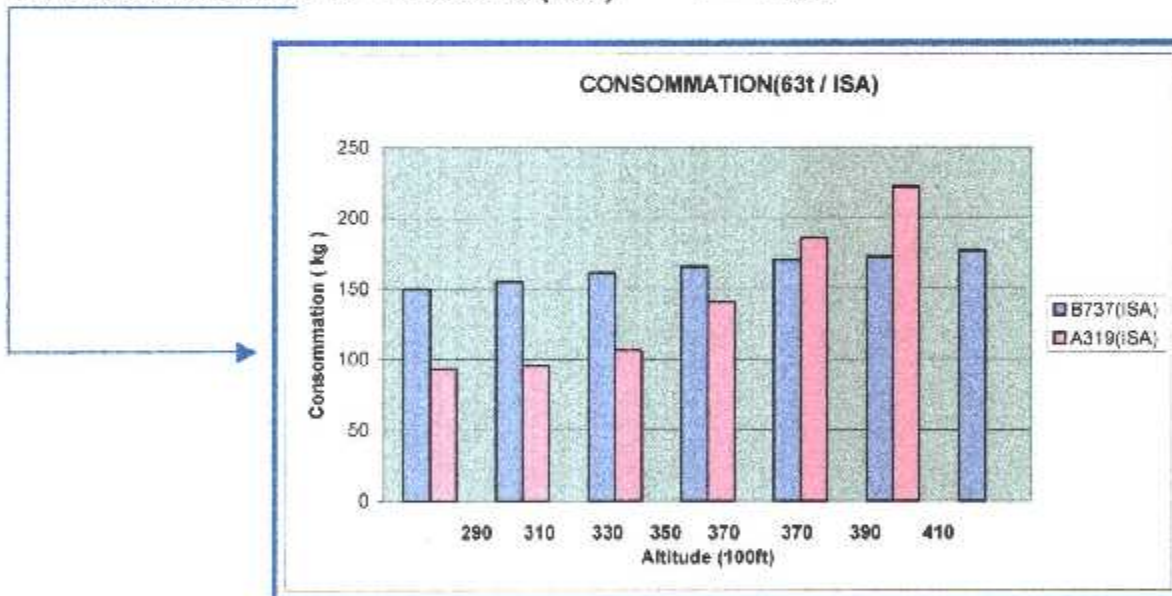


Fig IV.11.B

CONCLUSION :

D'après les figures Fig IV.11.A , Fig IV.11.B, nous déduisons que :
 Pendant la descente à partir des FL (290,310,330,350) le B737-600 consomme plus que l'A319-100; à l'inverse des FL(370,390) où il consomme moins .

Il est à noter que la consommation du B737-600 varie légèrement en fonction de l'altitude contrairement à l'A319-100 où la variation est importante.

➤ **La Distance** : $m = 54t$ $T = ISA$

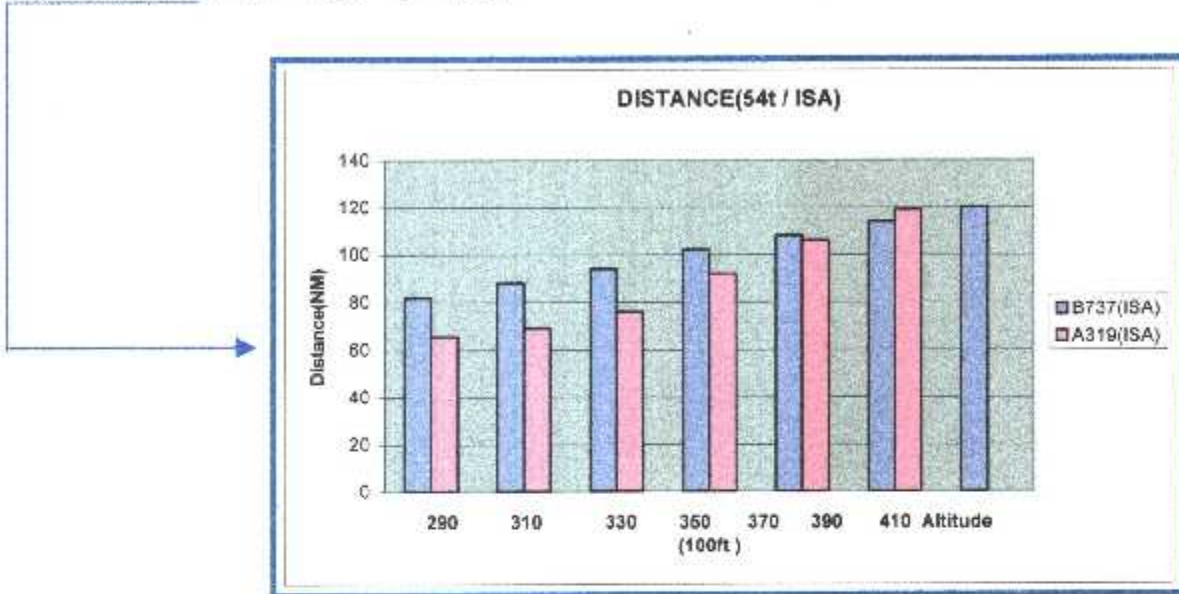


Fig IV.12.A

➤ **La Distance** : $m = 63t$ $T = ISA$

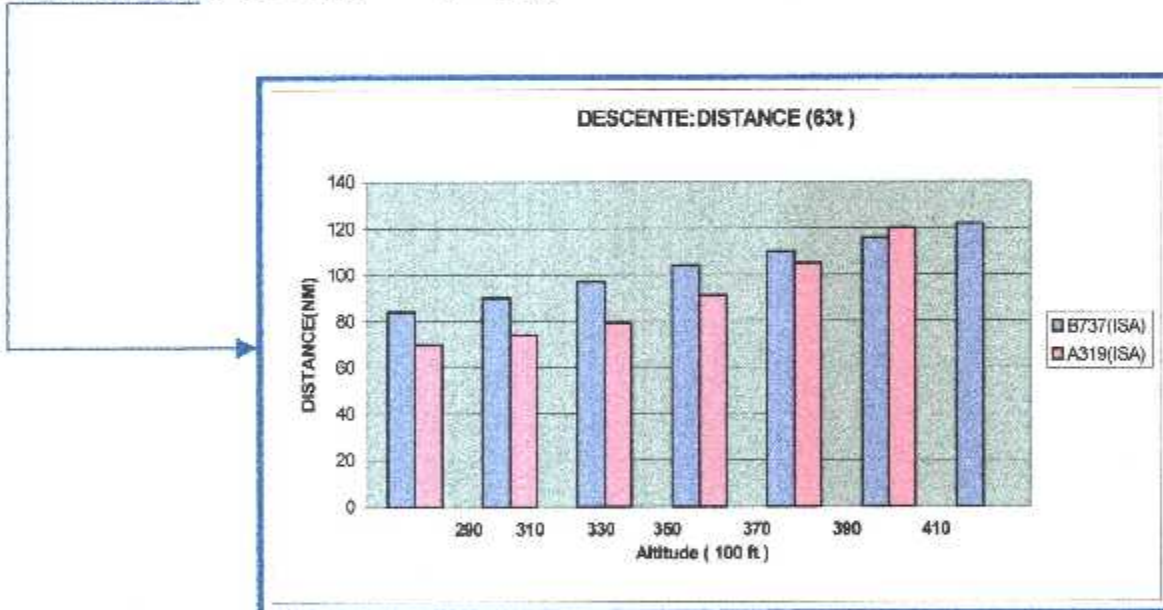


Fig IV.12.B

CONCLUSION :

D'après les figures Fig IV.12.A , Fig IV.12.B, nous déduisons que :
 la distance de descente de l'A319-100 est supérieure à celle du B737-600 lorsque la descente s'effectue à partir de 39000 ft , sinon ,c'est l'inverse qui se produit.

Lorsque la masse augmente, la distance augmente pour les deux aéronefs.

➤ **Le Temps :** $m = 115000\text{lb}$ (54t) $T = \text{ISA}$

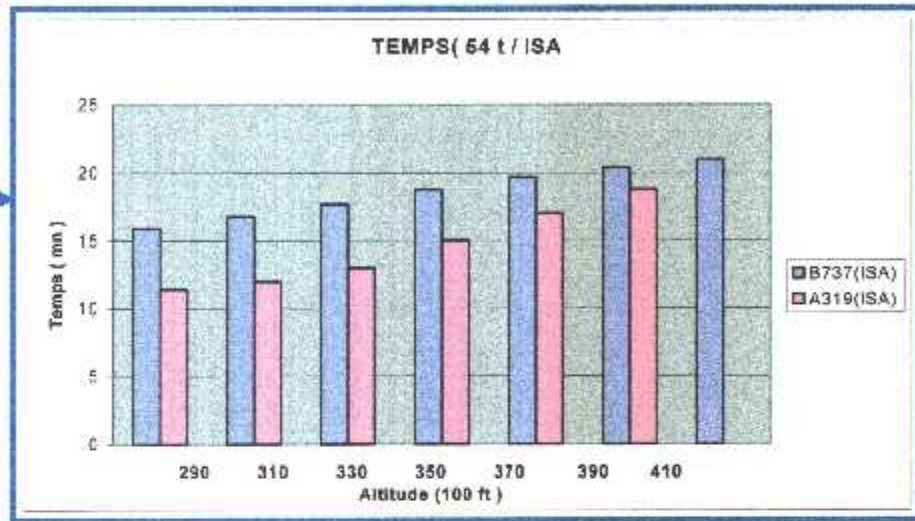


Fig IV.13.A

➤ **Le Temps :** $m = 120000\text{lb}$ (63t) $T = \text{ISA}$

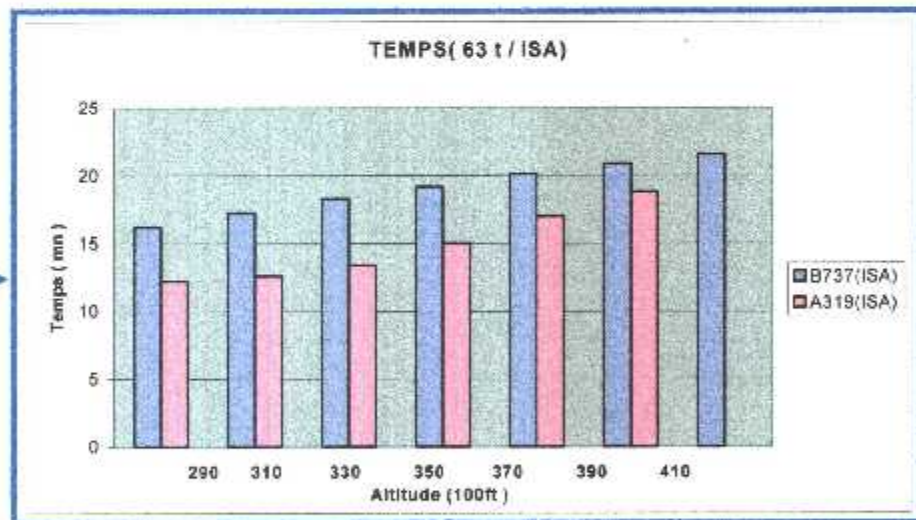


Fig IV.13.B

CONCLUSION :

D'après les figures Fig IV.13.A , Fig IV.13.B, nous déduisons que : le temps de descente du B737-600 est supérieur à celui de l'A319-100, mais la variation de temps de ce dernier varie beaucoup en fonction de l'altitude.

CONCLUSION GENERALE :

La consommation ,la distance, le temps , sont des paramètres qui varient en fonction de l'altitude. Seulement cette variation, lors de l'exploitation de l'**A319-100**, est considérable. Ce qui permet de dire que l'exploitation du **B737-600** pendant la descente nous laisse plus de liberté concernant les altitudes car la variation des paramètres cités précédemment est moins importante.

Il est, toutefois, important de noter que L'**A319-100** ne peut pas atteindre le FL410.

3- ADAPTATION EN LIGNE :**3.1. INTRODUCTION :**

Après l'étude des performances des avions B737-600 et A319-100 sur toutes les phases de vol, nous allons les comparer sur huit étapes régulières d'AIR ALGERIE.

Sur ces étapes nous allons déterminer la charge marchande maximale que chaque avion est en mesure de transporter et le délestage correspondant .

3.2. LES ETAPES :

le tableau ci-dessous inclut les étapes avec leurs codes **IATA** ainsi que les distances de chaque étape :

	IATA	Distance (aller)NM	Distance(retour)NM
Alger- Bechar -Alger	ALG-CBH- ALG	753	753
Alger-Beyrouth-Alger	ALG-BEY- ALG	1625	1625
Alger-Bruxelle-Alger	ALG-BRU- ALG	1106	1106
Alger - Madrid -Alger	ALG-MAD-ALG	370	395
Alger- Niamey -Alger	ALG-NIM- ALG	1145	1145
Alger-Oran- Alger	ALG-ORN- ALG	200	200
Alger- Paris - Alger	ALG-CDG- ALG	881	881
Alger- prague -Alger	ALG-PRG- ALG	1101	1101

TAB.IV.10

Remarque :

- Cette étude a été effectuée en prenant un vent nul.
- C'est la configuration mixte qui a été choisie durant cette étude :

B737-600 : capacité de 110 pax (8F,102Y).

A319-100 : capacité de 124 pax (8F,116Y).

Masse passagers :90kg.

3.2.1. Etape :ALG-CBH-ALG :

	ALG-CBH	CBH-ALG
Dégagement :	GHARDAIA(GHA)	GHARDAIA(GHA)
Distance :	310NM	280NM

	ALG-CBH		CBH-ALG	
	B737-600	A319-100	B737-600	A319-100
TOW(t)	58,51	64,00	58,51	64,00
LDW(t)	54,65	59,83	54,65	59,83
C/O(t)	14,75	17,37	15,00	17,68
C/F(t)	4,85	5,77	5,1	6,52
ZFW(t)	51,13	56,36	51,38	56,68
QLF((t)	7,30	7,63	7,12	7,31
CARB(t)	7,40	7,75	7,22	7,43
Temps	02 :03	01 :54	02 : 03	1 :54
LIMITATION	LDW	TOW	LDW	TOW

TAB.IV.11

CONCLUSION :

Le **B737-600** décolle avec une masse limitée atterrissage, donc la charge marchande n'est pas maximale(Aller :**51,13t**-Retour :**51,38t**) néanmoins cette charge n'est pas loin de la maximale (51,48t).

Par contre l'**A319-100** est limité par la masse de décollage ce qui diminue sa charge marchande(Aller :**17,37t**-Retour :**17,68t**) alors que la charge marchande maximale est (**18,00t**).

Durant cette étape(**ALG-CBH-ALG**), la quantité de carburant nécessaire pour l'**A319-100** (**15,18t**) est plus importante que celle du **B737-600** (**14,85t**).

3.2.2. Etape :ALG-BEY-ALG :

ALG-BEY	BEY-ALG
Dégagement : AMMAN(AMM)	GHARDAIA(GHA)
Distance : 400NM	280NM

	ALG-BEY		BEY-ALG	
	B737-600	A319-100	B737-600	A319-100
TOW	62,28	64	62,28	64
LDW	54,65	56,63	54,65	56,63
C/O	14,26	13,08	14,97	14,05
C/FRET	4,36	1,92	5,07	2,89
ZFW	50,64	52,07	51,35	53,05
QLF	11,63	12,32	10,92	11,35
CARB	11,73	12,45	11,03	11,47
Temps	3 :50	3 :38	3 :50	3 :38
LIMITATION	LDW	TOW	LDW	TOW

TAB.IV.12

CONCLUSION :

Sur cette étape (ALG-BEY-ALG) le **B737-600**(Aller :C/O =14,26t-Retour :C/O=14,97t) a une charge marchande plus importante que celle de l'**A319-100** (Aller :C/O =13,08t-Retour :C/O=14,05t).

la charge fret du **B737-600** est de 4,36t à l'aller et 5,65t au retour par contre celle de l'**A319-100** est de 1,92t à l'aller et 2,89 au retour, tout en sachant que le**B737-600** a une capacité de 110 sièges et l'**A319-100** a 14 sièges de plus.

Le **B737-600** doit embarquer 11,73t de carburant à l'aller et 11,03t au retour ce n'est pas le cas de l'**A319-100** qui doit embarquer 12,45t à l'aller et 11,47t au retour, ce qui veut dire l'**A319-100** consomme 1,16t de fuel de plus que le **B737-600**.

Sur cette étape, il est claire que le **B737-600** est plus rentable que l'**A319-100**.

3.2.3. Etape :ALG-BRU-ALG:

ALG-BRU	BRU-ALG
Dégagement : PARIS(CDG)	ORAN(ORN)
Distance : 161NM	200NM

	ALG-BRU		BRU-ALG	
	B737-600	A319-100	B737-600	A319-100
TOW	59,5	64	59,7	64
LDW	54,14	58,23	54,34	58,23
C/O	15,1	16,18	15,1	16
C/F	5,2	5,02	5,2	4,84
ZFW	51,48	55,17	51,48	55,00
QLF	8,00	8,8	8,23	9,00
CARB	8,11	8,92	8,34	9,12
Volume	101,61	111,85	104,25	114
Temps	02 :48	02 :36	02 :48	02 :36
LIMITATION	ZFW	DEC	ZFW	DEC

TAB.IV.13

CONCLUSION :

L'étape (ALG-BRU-ALG) est effectuée par le **B737-600** avec la charge marchande maximale, **15,1t** à l'aller et **15,1t** au retour, avec **110** passagers la charge fret est de **5,2t** à l'aller et **5,2t** au retour, par contre l'**A319-100** ne peut pas décoller avec la charge maximale vu qu'il est limité par sa masse maximale de décollage.

il peut transporter une charge marchande de **16,18t** au départ d'**ALGER** et **16,00t** à partir de **BRUXELLE**, avec **124** passagers sa charge fret est de **5,02t** à l'aller et **4,83t** au retour, ce qui implique que le **B737-600** transporte **0,54t** de fret de plus que l'**A319-100** en embarquant **1,59t** de carburant de moins.

3.2.4. Etape :ALG-MAD-ALG :

ALG-MAD	MAD-ALG
Dégagement : BARCELONNE(BCN)	ORAN(ORN)
Distance : 256NM	200NM

	ALG-MAD		MAD-ALG	
	B737-600	A319-100	B737-600	A319-100
TOW	56,89	62,73	56,77	62,19
LDW	54,05	60,12	54,27	59,52
C/O	15,10	18	15,10	18
C/F	5,2	6,84	5,2	6,84
ZFW	51,5	57	51,5	57
QLF	5,41	5,73	5,29	5,68
CARB	5,52	5,86	5,40	5,80
Temps	01 :19	01 :20	01 :23	01 :24
LIMITATION	ZFW	ZFW	ZFW	ZFW

TAB.IV.14

CONCLUSION :

Sur cette étape aller-retour, le **B737-600** ainsi que l'**A319-100** décollent avec la charge maximale.

La charge marchande de l'**A319-100** est plus importante, **2,9t** de plus que le **B737-600** pendant l'aller et le retour mais la quantité de carburant à embarquer est supérieure(**0,74t** de plus).

Il est important de noter que le **B737-600** met moins de temps pour faire cette étape. L'**A319-100** peut embarquer **14pax** de plus que le **B737-600**.

3.2.5. Etape :ALG-NIM-ALG:

ALG-NIM	NIM-ALG
Dégagement : BAMAKO(BKO)	ANNABA(AAE)
Distance : 161NM	225NM

	ALG-NIM		NIM-ALG	
	B737-600	A319-100	B737-600	A319-100
TOW	60,20	64,00	58,87	64,00
LDW	54,60	58,00	54,30	58,00
C/O	13,80	14,5	15,10	15,8
C/F	3,90	3,34	5,20	4,61
ZFW	50,20	53,52	51,5	54,81
QLF	9,99	10,605	8,39	9,18
CARB	10,60	10,605	8,50	9,31
Temps	02 :51	02 :39	02 :52	02 :39
LIMITATION	LDW	TOW	ZFW	TOW

TAB.IV.15

CONCLUSION :

L'**A319-100** est limité par la masse de décollage et ceci influe sur la charge offerte qui se limite aussi à **14,5t** pour effectuer le vol (**ALG-NIM**) et à **15,8t** pour le retour. Le **B737-600** est limité à l'aller par la masse maximale d'atterrissage, sa charge marchande est de **13,80**, par contre au retour il peut décoller en ayant sa charge offerte maximale(**15,10**).

Bien que la charge offerte de l'**A319-100** soit supérieure à celle du **B737-600**, la charge fret est inférieure (**0,56t** de moins à l'aller et **0,59t** au retour), ceci est dû à la capacité de **124** sièges au niveau de l'**A319-100**, alors que le **B737-600** ne possède que **110** sièges pour les passagers.

Cependant l'**A319-100** doit embarquer **1,405t** de kérosène de plus que le **B737-600**, pour effectuer cette étape

3.2.6. Etape :ALG-ORN-ALG:

	ALG-ORN		ORN-ALG
Dégagement :	ALG(ALG)		ORN(ORN)
Distance :	200NM		200NM

	ALG-ORN		ORN-ALG	
	B737-600	A319-100	B737-600	A319-100
TOW(t)	55,69	61,59	55,69	61,59
LDW(t)	54,69	59,81	54,69	59,81
C/O(t)	15,10	18,00	15,10	18,00
C/F(t)	5,20	6,84	5,20	6,84
ZFW(t)	51,48	57,00	51,48	57,00
QLF(t)	4,21	4,59	4,21	4,59
CARB(t)	4,32	4,72	4,32	4,72
Temps (mn)	54	58	54	58
LIMITATION	ZFW	ZFW	ZFW	ZFW

TAB.IV.16

CONCLUSION :

Le **B737-600** ainsi que l'**A319-100** peuvent décoller avec leurs charges maximales, mais il est à remarquer que la charge offerte maximale de l'**A319-100** (**18,00 t**) est supérieure à celle du **B737-600** (**15,10t**), **3t** de différence.

Durant cette étape l'**A319-100** consomme **0,8t** de plus que le **B737-600**, avec une durée de **04minutes** de plus que ce dernier.

3.2.7 Etape :ALG-CDG-ALG:

	ALG-CDG	CDG-ALG
Dégagement :	LYON(LYS)	ANNABA(AAE)
Distance :	218NM	225NM

	ALG-CDG		CDG-ALG	
	B737-600	A319-100	B737-600	A319-100
TOW(t)	58,77	64	58,68	64
LDW(t)	54,39	59,25	54,29	59,25
C/O(t)	15,10	17,21	15,10	17,29
C/F(t)	5,20	6,05	5,20	6,13
ZFW(t)	51,48	56,20	51,48	56,28
QLF(t)	7,29	7,79	7,19	7,71
CARB(t)	7,40	7,91	7,30	7,83
Temps	02 :18	02 :09	02 :18	02 :09
LIMITATION	ZFW	DEC	ZFW	DEC

TAB.IV.17

CONCLUSION :

Nous constatons que le **B737-600** peut décoller avec sa charge maximale (**C/O=15,10t**) durant l'étape (**ALG-CDG-ALG**), alors que l'**A319-100** est limité par sa masse de décollage (aller :**C/O=17,21t**/retour :**C/O=17,29t**).

Le **B737-600** consomme **1,04t** moins que l'**A319-100**.

3.2.8. Etape :ALG-PRG-ALG:

ALG-PRG	PRG-ALG
Dégagement : VARSOVIE(WAW)	ANNABA(AAE)
Distance : 295 NM	225 NM

	ALG-PRG		PRG-ALG	
	B737-600	A319-100	B737-600	A319-100
TOW(t)	60,01	64,00	60,00	64
LDW(t)	54,6	58,25	54,36	58,25
C/O(t)	15,02	15,58	15,1	15,9
C/F(t)	5,12	4,42	5,20	4,74
ZFW(t)	51,40	54,97	51,48	54,97
QLF(t)	8,61	9,02	7,76	8,54
CARB(t)	8,72	9,15	7,87	8,66
Temps	02 :47	02 :35	02 :46	02 :35
LIMITATION	LDW	TOW	ZFW	TOW

TAB.IV.18

CONCLUSION :

Sur l'étape (ALG-PRG-ALG) L'**A319-100** décolle en étant limité par sa masse de décollage.

Il peut transporter jusqu'à **15,58t** à l'aller et **15,9t** au retour mais il a une capacité siège de **124 pax** ce qui réduit sa charge fret qui est de **4,42t** à l'aller et de **4,74t** au retour.

Le **B737-600** décolle à partir d'**ALGER** avec une masse limitée atterrissage mais à partir de **PRAGUE** il décolle avec la masse maximale sans carburant comme limitation ce qui lui permet d'avoir une charge marchande de **15,02t** à l'aller et **15,1t** au retour, sa capacité siège est de **110 pax** donc la charge fret est supérieur à celle de l'**A319-100**, **5,12t** à l'aller et **5,20t** au retour .

Pour effectuer le vol (ALG-PRG-ALG) l'**A319-100** consomme **1,22t** de carburant plus que le **B737-600**.



Chapitre V

ETUDE DES COÛTS D'EXPLOITATION
ET RENTABILITÉ

V. ETUDE DES COÛTS D'EXPLOITATION ET RENTABILITE

1. ETUDE DES COÛTS D'EXPLOITATION :

Dans le chapitre précédant nous nous sommes intéressés à l'étude des étapes particulières, des performances avion en évaluant la charge marchande transportable, la charge fret et la consommation en carburant.

Dans ce chapitre, il s'agira de compléter les résultats précédemment obtenus en étudiant la rentabilité de chaque avion.

1.1. INTERET DE L'ETUDE :

Pour comparer et choisir les avions qu'elle se propose d'acquérir, une compagnie aérienne doit tenir compte des coûts opérationnels induits par l'achat et l'exploitation directe d'un avion sur une ou des étapes données.

Avant tout investissement, l'étude des coûts opérationnels des avions permet au transporteur aérien d'évaluer sa productivité et de développer sa politique tarifaire.

1-2. ETUDE DETAILLEE :

Dans cette partie, nous allons déterminer et comparer les coûts d'une exploitation par siège offert du B-737-600 et de l'A319-100 sur les étapes **ALG-CBH-ALG, ALG-BEY-ALG, ALG-BRU-ALG, ALG-MAD-ALG, ALG-NIM-ALG, ALG-ORN-ALG, ALG-CDG-ALG, ALG-PRG-ALG.**

Notons toutefois que Ces étapes sont des étapes régulières pour **AIR ALGERIE.**

Pour calculer ces coûts, nous établissons un simple bilan en comptabilisant l'ensemble des dépenses sur les étapes citées précédemment.

Le paragraphe suivant permet de détailler ce qui est pris en compte dans les dépenses.

1.3. CALCUL DES DEPENSES :

1.3.1. Introduction :

Le calcul des dépenses liées à l'exploitation des avions est effectué en multipliant simplement le coût total (dinars algériens DA) par le temps bloc.

Le coût d'exploitation par siège offert est calculé en divisant le coût total de la rotation par la capacité nominale des avions.

Dans l'ensemble des coûts d'exploitation qui constituent le coût total d'exploitation d'un avion nous considérons :

- d'une part les coûts directs d'exploitation
- d'autre part les coûts indirects d'exploitation.

1.3.2. Coûts Directs D'exploitation :

ces coûts, au nombre de huit, sont les suivants :

- coût du carburant.
- coût de l'équipage.
- coût de la maintenance (cellule + moteur).
- coût du « handling ».
- taxes de navigation.
- taxes d'atterrissage.

a- Coût du carburant :

Le coût carburant est le plus important des coûts directs et dépend de deux variables :

- le prix du carburant
- la quantité de carburant consommé

TARIFS CARBURANT

Les tarifs du carburant sont ceux des prévisions d'AIR ALGERIE pour l'année 2002. les tarifs du carburant varient d'une escale à une autre, ça dépend des négociations avec les entreprises pétrolières.

Les tarifs exprimés en (DA/HL).

ESCALE	TARIF(DA/HL)
ALG	1242,84
CBH	1536,94
BEY	2436,33
BRU	1965,49
MAD	1947,18
NIM	3153,14
ORN	1242,84
CDG	1959,70
PRG	2252,40

Tab.V.1

b- Coût de l'équipage « Personnel Navigant » :

Ce poste prend en compte :

- le salaire de base du personnel navigant (technique et commercial).
- les frais de mission.

- les dépenses d'instruction et d'entraînement de l'équipage.
- les charges salariales.

le salaire de base du personnel navigant est lié à la masse max. décollage (MTOW) de l'avion.

dans l'étude qui suit, le salaire de base est calculé pour une heure de vol.

c- Coût de la maintenance :

Ce poste prend en compte :

- les coûts de maintenance en ligne et en atelier (cellule+moteur).
- les coûts de contrôle.
- les coûts indirects de maintenance.

Bien qu'une large part de la maintenance des aéronefs soit fixée, ces coûts sont largement influencés par le type d'appareil et par son mode d'exploitation.

De très nombreux facteurs peuvent modifier des coûts, par exemple : la taille de la flotte, la technicité des avions, etc.

d- coût du « handling » :

Le terme « handling » est difficilement traduisible en français .En général, le « handling » est constitué des postes suivants :

- Conditionnement de l'avion.
- Reconfiguration de l'avion.
- Nettoyage de l'avion.
- Traitement des passagers(banque d'enregistrement, bus, passerelles, assistance) et manutention de leurs bagages.

e- Les taxes de navigation :

Les taxes de navigation sont perçues par les Etats pour facturer les services de navigation aérienne qu'ils procurent aux avions qui survolent leur territoire.

par exemple l'**ENNA** en Algérie fixe les taux unitaires à **2230 DA** pour les vols internationaux et **101,32 DA** pour les vols domestiques.

Cette taxe dépend généralement de :

- MTOW
- La distance survolée
- Le taux unitaire.

Remarque :Certains pays comme le Liban fixent la taxe de survol par nombre de vol,75000£/vol.

f- Les taxes d'atterrissage :

Les taxes d'atterrissage sont perçues par les autorités aéroportuaires à chaque atterrissage d'un avion .

Les taxes d'atterrissage sont calculées par les Etats conformément aux normes et règlements **OACI** . Or, pour un grand nombre de pays européens le recouvrement de ces taxes est géré par **EUROCONTROL**.

NOTA :ces taxes sont aussi liées à la MTOW de l'appareil.

1.4. LES COÛTS INDIRECTS D'EXPLOITATION :

1.4.1. coûts fixes compagnies :

Les coûts fixes compagnie représentent les frais généraux incluant toutes les charges administratives et les dépenses générales d'une compagnie aérienne (assurances diverses, honoraire de documentation technique (JEPPESEN, **OPSMANUAL**,...)moyens de transport, fournitures de bureau, location immobilière et du matériel, location parking, avion....etc.

1.4.2. coûts fixes avion :

Ce sont les charges locatives ou de financement des avions (les assurances et les amortissements de coûts de mise en ligne sur plusieurs exercices).

Remarque : il n'a pas été possible d'avoir les coûts fixes cependant cette contrainte n'influe pas beaucoup sur notre étude vu que c'est une comparaison.

1.5. COMPARAISON DES COÛTS D'EXPLOITATION ENTRE LE B737-600 ET L'A319-100 :

ETAPE : ALG-CBH-ALG

	B737-600	A319-100
Prix Carburant(DA)	253671,535	263129,528
Taxes atterrissage(DA)	1764,125	1764,125
Taxes passagers(DA)	37840	42656
Handling(DA)	20900	23560
Taxes de survol(DA)	896,88	896,88
Coût PN(DA)	61863,204	57173,318
Entretien(DA)	33701,16	31147,2
Catering(DA)	53288,6	56428,2
Coût par rotation(DA)	463925,50	476755,25

Tab.V.2

ETAPE : ALG-BEY-ALG

	B737-600	A319-100
Prix Carburant(DA)	518385,95	542707,40
Taxes atterrissage(DA)	9287	9287
Taxes passagers(DA)	48950	55180
Handling(DA)	10450	11780
Taxes de survol(DA)	116116,75	116116,75
Coût PN(DA)	115861	109660
Entretien(DA)	63118,4	59740
Catering(DA)	130112	138112
Coût par rotation	1075399,50	1042583,15

Tab.V.3

ETAPE : ALG-BRU-ALG

	B737-600	A319-100
Prix Carburant(DA)	331187	363077,50
Taxes atterrissage(DA)	31407	31407
Taxes passagers(DA)	89650	101060
Handling(DA)	277530	312852
Taxes de survol(DA)	21823	21823
Coût PN(DA)	84248,97	78349,98
Entretien(DA)	45896,8	42683,2
Catering(DA)	78906,4	83706,4
Coût par rotation(DA)	960649,17	1916701,85

Tab.V.4

ETAPE : ALG-MAD-ALG

	B737-600	A319-100
Prix Carburant(DA)	217190,61	232447,63
Taxes atterrissage(DA)	32178,92	32178,92
Taxes passagers(DA)	89660	101080
Handling(DA)	144980	163432
Taxes de survol(DA)	99251,30	99251,30
Coût PN(DA)	40687	41292,6
Entretien(DA)	22165,6	22495,2
Catering(DA)	53288,6	56428,2
Coût par rotation(DA)	699402,03	748605,85

Tab.V.5

ETAPE : ALG-NIM-ALG

	B737-600	A319-100
Prix Carburant(DA)	492180,08	531757,26
Taxes atterrissage(DA)	55438,50	55438,50
Taxes passagers(DA)	94050	106020
Handling(DA)	265320	299088
Taxes de survol(DA)	27743,90	27743,90
Coût PN(DA)	86971	81000
Entretien(DA)	47380	44001,6
Catering(DA)	78906,4	83706,4
Coût par rotation(DA)	1147989,88	1228755,66

Tab.V.6

ETAPE : ALG-ORN-ALG

	B737-600	A319-100
Prix Carburant(DA)	134226,72	144169,44
Taxes atterrissage(DA)	1764,125	1764,125
Taxes passagers(DA)	37840	42656
Handling(DA)	81620	92008
Taxes de survol(DA)	448	448
Coût PN(DA)	27226	29192,18
Entretien(DA)	14832	15903,2
Catering(DA)	14216	15128
Coût par rotation(DA)	312172,85	341268,95

Tab.V.7

ETAPE : ALG-CDG-ALG

	B737-600	A319-100
Prix Carburant(DA)	294057,77	342854,43
Taxes atterrissage(DA)	52510	52510
Taxes passagers(DA)	91850	103540
Handling(DA)	212630	239692
Taxes de survol(DA)	19068,35	19068,35
Coût PN(DA)	69728	64888
Entretien(DA)	37986,4	35349,6
Catering(DA)	78906,4	83706,4
Coût par rotation(DA)	856736,92	941608,78

Tab.V.8

ETAPE : ALG-PRG-ALG

	B737-600	A319-100
Prix Carburant(DA)	357132,90	386216
Taxes atterrissage(DA)	52510	52510
Taxes passagers(DA)	92950	104780
Handling(DA)	499730	563332
Taxes de survol(DA)	35249,41	35249,41
Coût PN(DA)	84248,9	78047
Entretien(DA)	45896,8	42518,4
Catering(DA)	78906,4	83706,4
Coût par rotation(DA)	1246624 ,41	1346359,21

Tab.V.9

CONCLUSION :

Le coût carburant reste le coût le plus important durant l'exploitation des deux aéronefs (B737-600 et A319-100).

Par ailleurs, durant toutes les étapes, le coût carburant lors de l'exploitation du B737-600. est inférieur à celui de l'A319-100.

Notons aussi que les coûts par rotation du B737-600 sont inférieurs aux coûts de l'A319 sauf durant l'étape (ALG-BEY-ALG) où ils sont supérieur.

1.6. COUT PAR SIEGE OFFERT :

Le coût par siège pour chaque avion a été calculé pour les étapes citées précédemment. Ainsi on obtient les résultats suivants:

ALG-CBH-ALG

	B737-600	A319-100
Coût/Rotation(DA)	463925,50	476755,25
Nbre de sièges offerts	110	124
Coût/Siege offert(DA)	1031,17	1017,14

Tab.V.10

ALG-BEY-ALG

	B737-600	A319-100
Coût/Rotation(DA)	1075399,50	1042583,15
Nbre de sièges offerts	110	124
Coût/Siege offert(DA)	1276,28	1159,71

Tab.V.11

ALG-BRU-ALG

	B737-600	A319-100
Coût/Rotation(DA)	960649,17	1916701,85
Nbre de sièges offerts	110	124
Coût/Siege offert(DA)	1567,89	2984

Tab.V.12

ALG-MAD-ALG

	B737-600	A319-100
Coût/Rotation(DA)	699402,03	748605,85
Nbre de sièges offerts	110	124
Coût/Siege offert(DA)	2363,64	2211,4

Tab.V.13

ALG-NIM-ALG

	B737-600	A319-100
Coût/Rotation(DA)	1147989,88	1228755,66
Nbre de sièges offerts	110	124
Coût/Siege offert(DA)	1815	1855,67

Tab.V.14

ALG-ORAN-ALG

	B737-600	A319-100
Coût/Rotation(DA)	312172,85	341268,95
Nbre de sièges offerts	110	124
Coût/Siege offert(DA)	1576,63	1426

Tab.V.15

ALG-CDG-ALG

	B737-600	A319-100
Coût/Rotation(DA)	856736,92	941608,78
Nbre de sièges offerts	110	124
Coût/Siege offert(DA)	1689,5	1770,1

Tab.V.16

ALG-PRG-ALG

	B737-600	A319-100
Coût/Rotation(DA)	1246624,41	1346359,21
Nbre de sièges offerts	110	124
Coût/Siege offert(DA)	2034,64	2104,21

Tab.V.17

CONCLUSION :

Les capacités du B737-600 ainsi que de l'A319-100 sont respectivement 110 et 124 pax.

Le coût par siège offert à bord du B737-600 est supérieur à celui de l'A319-100 sauf pendant l'étape ALG-PRG-ALG, où le coût /siège offert du B737 est inférieur à celui de l'A319-100.

2. ETUDE DE LA RENTABILITE DES AVIONS :

L'étude qui suit, permettra, après avoir évalué les dépenses et connaissant le prix par siège offert, de compléter le chapitre IV « ETUDE DE LIGNE » et de répondre d'une manière plus précise à la question de rentabilité des avions, en déterminant le profit par rotation, sur les étapes étudiées précédemment.

2.1. METHODE :

pour évaluer la rentabilité, on établit un bilan en comptabilisant d'un côté :

- l'ensemble des dépenses.
- l'ensemble des recettes par rotation.

on fait ensuite la différence entre les deux résultats précédents pour obtenir le profit (le bénéfice).

2.2. LES RECETTES :

le calcul de la recette globale par rotation est effectué en multipliant le nombre de passagers par le prix du billet en ajoutant la charge fret multipliée par le prix d'un kilogramme de fret.

Donc :

$$\text{Recette} = \text{Nbre Pax} \times \text{Prix du billet} + \text{C/F} \times \text{prix d'un kg fret}$$

Pax : passagers

C/F : Charge fret (kg)

2.2.1 Prix des billets :

le prix du billet varie avec l'étape, suivant la classe (Y, F), pour notre étude nous allons prendre le tarif normal pour toutes les étapes, c'est à dire sans réduction et les départs à partir d'ALGER.

2.2.2. Tarif Fret :

La formule la plus utilisée au niveau de la direction du fret est celle de « plus de 100kg », donc les tarifs avec lesquels notre étude va être faite sont ceux de cette formule.

Le tableau suivant contient les tarifs pax et 1kg de fret, des étapes concernées :

	PAX :F (DA)	PAX :Y (DA)	Fret :Aller (DA)	Fret :Retour (DA)
ALG-CBH-ALG			10,75	10,75
ALG-BEY-ALG	48759	41967	97,45	135,57
ALG-BRU- ALG	40059	28135	63,95	111,76
ALG-MAD- ALG	27790	19540	41,25	66,65
ALG-NIM- ALG	57304	40012	84,40	
ALG-ORN- ALG	5233	4203	7,45	7,45
ALG-CDG- ALG	39567	17885	54,75	128,60
ALG-PRG- ALG	37535	26403	69,65	137,214

Tab.V.18

HYPOTHESES:

- masse des passagers =90kg
- facteur de remplissage =100%

ALG-CBH-ALG

	B737-600	A319-100
Nbr sieges	110	124
Charge fret (aller)(kg)	4840	5770
Charge fret (retour)(kg)	5100	6520
Recette pax	789064	843096
Recette fret (aller)	52030	62027,5
Recette fret (retour)	54825	70090
Recette totale	895919	975213,5
Coût /rotation	463925,50	476755,25
Profit	431993,5	498458,25

Tab.V.19

ALG-BEY-ALG

	B737-600	A319-100
Nbr sieges	110	124
Charge fret (aller)(kg)	4360	1920
Charge fret (retour)(kg)	5070	2890
Recette pax	4670707	5258244
Recette fret (aller)	424882	187104
Recette fret (retour)	687339,9	391797,3
Recette totale	5782928,9	5837145,3
Coût /rotation	1075399,50	1042583,15
Profit	4707529,4	4794562,15

Tab.V.20

ALG-BRU-ALG

	B737-600	A319-100
Nbr sieges	110	124
Charge fret (aller)(kg)	5200	5020
Charge fret (retour)(kg)	5200	4840
Recette pax	3190242	3586132
Recette fret (aller)	332540	185489
Recette fret (retour)	581204	540966,8
Recette totale	4103986	4312587,8
Coût /rotation	960649,17	1916701,85
Profit	3143336,83	2395885,95

Tab.V.21

ALG-MAD-ALG

	B737-600	A319-100
Nbr sieges	110	124
Charge fret (aller)(kg)	5200	6840
Charge fret (retour)(kg)	5200	6840
Recette pax	2215400	248960
Recette fret (aller)	214500	282150
Recette fret (retour)	346614,84	455931,82
Recette totale	2776514,84	3227041,82
Coût /rotation	699402,03	748605,85
Profit	2077112,81	2952827

Tab.V.22

ALG-NIM-ALG

	B737-600	A319-100
Nbr sieges	110	124
Charge fret (aller)(kg)	3900	3340
Charge fret (retour)(kg)	5200	4610
Recette pax	4539656	5099824
Recette fret (aller)	329160	281896
Recette fret (retour)	1388623,6	1231068,23
Recette totale	1717783,6	1512964,23
Coût /rotation	1147989,88	1228755,66
Profit	569793,72	284208,57

Tab.V.23

ALG-ORN-ALG

	B737-600	A319-100
Nbr sieges	110	124
Charge fret (aller)(kg)	5200	6840
Charge fret (retour)(kg)	5200	6840
Recette pax	470573	648892
Recette fret (aller)	38740	50958
Recette fret (retour)	38740	50958
Recette totale	548053	750808
Coût /rotation	312172,85	341268,95
Profit	235880,15	409539,05

Tab.V.24

ALG-CDG-ALG

	B737-600	A319-100
Nbr sieges	110	124
Charge fret (aller)(kg)	5200	6050
Charge fret (retour)(kg)	5200	6130
Recette pax	3160806	3551196
Recette fret (aller)	284700	306600
Recette fret (retour)	668720	720160
Recette totale	4114226	4577956
Coût /rotation	856736,92	941608,78
Profit	3257489,08	3636347,22

Tab.V.25

ALG-PRG-ALG

	B737-600	A319-100
Nbr sieges	110	124
Charge fret (aller)(kg)	5120	4420
Charge fret (retour)(kg)	5200	4740
Recette pax	3293666	3363028
Recette fret (aller)	355215	330141
Recette fret (retour)	713512,8	650394,36
Recette totale	4362393,8	4343563,36
Coût /rotation	1246624 ,41	1346359,21
Profit	3115769,39	2997204,15

Tab.V.26

CONCLUSION :

Le profit du B737-600, durant les étapes, (ALG-BRU-ALG), (ALG-NIM-ALG) et (ALG-PRG-ALG), est supérieur à celui de l'A319-100 et ceci malgré la grande capacité siège de l'A319-100, car durant ces étapes, la charge fret du B737-600 est supérieure à celle de l'A319-100.

Remarque :

Si le coefficient de remplissage au niveau de l'A319-100 n'est pas à 100%, le profit du B737-600 augmente et peut dépasser le profit de l'A319-100.

CONCLUSION GENERALE :

Le B737-600 fait partie de la nouvelle génération 737 ; il est le fruit d'une ingénieuse amélioration de l'ancienne configuration.

En effet ces transformations sont nettement visibles au niveau du cockpit, de la structure et du moteur.

Notre étude nous a surtout permis de considérer à leur juste valeur les performances de cet appareil tout en les comparant avec celles de son challenger, l'A319-100.

Il en a résulté, par ailleurs, le constat d'une rivalité entre les deux aéronefs étayé par les résultats de rentabilité de chacun des appareils.

Mais si pour autant il nous fallait opter pour un des deux appareils, un paramètre important doit être pris en considération. En effet, le fait que le personnel technique au sol et le personnel navigant que compte la compagnie AIR ALGERIE soient qualifiés BOEING, ce ceci doit encourager encore plus l'intégration du B737-600 dans la flotte existante, dont le plus grand pourcentage reste composé d'appareils type BOEING.



Chapitre VI

NOUVELLES REGLEMENTATIONS REGISSANT
L'ESPACE EUROPEEN

VI. NOUVELLES RÉGLEMENTATIONS RÉGISSANT L'ESPACE EUROPÉEN.

De nouvelles dispositions réglementaires, adoptées par l'OACI sont applicables dans la région EUROPÉENNE dans le but d'améliorer la gestion du trafic aérien dans l'espace aérien européen ainsi que la sécurité du transport aérien.

Ces règlements portent sur les items suivants :

- Navigation de zone **B-RNAV** ;
- Immunité **FM**;
- Espacement des canaux **VHF** communication de 8,33 KHz;
- Réduction de la séparation verticale (**RVSM**);
- Installation d'un système anti-collision (**TCAS**), **ACASII**.

1. NAVIGATION DE ZONE B-RNAV :

1.1. INTRODUCTION :

Le concept de navigation de surface (**RNAV**) s'inscrit dans une stratégie d'amélioration de la gestion du trafic aérien exprimée par les Ministères des Transports de la région **CEAC** en 1990 pour faire face au problème de la croissance du trafic aérien commercial.

La première étape de mise en œuvre du concept **RNAV** est la **B-RNAV** : à compter du 23 Avril 1998, une capacité **RNAV** avec une précision de navigation de 5NM pendant 95% du temps de vol (**B-RNAV**) deviendra obligatoire sur l'intégralité du réseau de routes **ATS** dans la zone **CEAC**.

Les Administrations Nationales restent toutefois libres de désigner des routes intérieures dans leur espace aérien inférieur qui peuvent être utilisées par des aéronefs dépourvus d'un équipement **RNAV**, mais néanmoins capables d'opérer avec une précision de navigation de niveau **RNP2** sur les dites routes (c'est à dire définies par radiales **VOR/DME**).

1.2. DEFINITIONS :

a- RNAV :

Méthode de navigation permettant le vol sur n'importe quelle trajectoire voulue (Doc 9613-AN/937 : Manuel sur la qualité de navigation requise [RNP]).

b- Equipement RNAV :

Equipement qui fonctionne en déterminant automatiquement la position absolue de l'aéronef à partir d'une ou plusieurs données d'entrée (interne ou externe) différentes.

c- RNP :

(*Required Navigation Performance*): Précision de navigation nécessaire pour évoluer à l'intérieur d'un espace aérien défini (Doc. 9613-AN/937 : Manuel sur la qualité de navigation requise [RNP]). Au niveau générique, le type de **RNP** se fonde sur une valeur de précision de navigation qui doit être obtenue pendant 95% du temps par l'ensemble des aéronefs évoluant dans l'espace aérien considéré. Cette notion est indépendante de l'infrastructure de navigation au sol.

d- **B-RNAV**: Type de RNAV défini par EUROCONTROL pour la zone CEAC dans le document Doc 003-93. Les principales caractéristiques demandées à l'équipement de bord RNAV sont les suivantes :

- Une précision de navigation en route de 5NM pendant 95% du temps de vol (soit une capacité RNP 5 telle que définie par l'OACI).
- Une continuité de service de 99,99% du temps de vol (infrastructures sol et bord confondues).
- Et d'autres exigences fonctionnelles.

Cependant, la B-RNAV ne définit pas seulement une capacité au niveau de l'aéronef mais tout un environnement opérationnel associé (ATC...). Sont notamment considérés comme disponibles des moyens de navigation courte distance classique (VOR/DME) ainsi qu'une couverture radar. Cette particularité a donc une influence sur les exigences en matière d'emport d'équipements de bord.

e- **Espace B-RNAV** : C'est tout le réseau de routes ATS publié de la CEAC (définition Du document EUROCONTROL Doc 003.93). La capacité B-RNAV de l'aéronef pour pouvoir voler dans cette zone doit être démontrée.

f- **Route B-RNAV** : C'est une route publiée, tracée sur le territoire de la CEAC et ne survolant pas nécessairement les aides radioélectriques au sol, le long de laquelle les aéronefs doivent naviguer avec une précision de navigation RNP 5.

Remarque :

Les Etats de la CEAC s'engagent à fournir l'infrastructure DME nécessaire à la navigation B-RNAV sur les routes désignées en tant que telles.

1.3. SYSTEMES DE NAVIGATION :**a- Système B-RNAV:**

C'est un équipement ou un ensemble d'équipements de bord permettant de répondre aux critères de la B-RNAV tels que définis par EUROCONTROL dans son document Doc 003-93.

La circulaire des **JAA** intitulée : Leaflet N°2 rev (AMJ 20 x 2) définit en particulier les types d'équipements pouvant être acceptés pour répondre aux critères de certification et à l'environnement particulier de la **B-RNAV**.

NOTA :

Système RNP-(X)-RNAV : C'est un équipement ou un ensemble d'équipements de bord permettant de répondre aux critères RNP-(X) au-delà du simple critère de précision de navigation à 95% (critères de confinement, fonction de navigation et performances normalisées).

La norme ED 75 / DO 236 définit l'environnement et les systèmes avioniques nécessaires pour une application totale du concept RNP. Cette norme concerne des systèmes et une mise en application du concept RNP pour le futur seulement.

1.4. CARACTERISTIQUES FONCTIONNELLES DU SYSTEME :

L'équipement RNAV doit permettre de déterminer automatiquement la position de l'avion à partir d'un ou d'une combinaison des capteurs suivants :

- a- VOR/DME
- b- DME/DME
- c- INS ou IRS . (1)
- d- LORAN (2).
- e- GPS (1).

NOTA 1 : Des limitations et des conditions particulières d'utilisation sont associées à ces équipements.

NOTA 2 : En France la couverture Loran C est insuffisante pour autoriser son usage.

NOTA 3 : L'OMEGA n'est plus reconnu comme un système de navigation.

1.5 MOYENS ACCEPTABLES DE CONFORMITE AUX EXIGENCES B-RNAV :

Les systèmes ayant les fonctions requises au paragraphe précédent sont installés selon l'une des quatre *Advisory Circulars FAA* suivantes qui satisfont des critères **B-RNAV**:

- a- **AC 90-45A** , relative aux systèmes de navigation de zone RNAV (voir note1);
- b- **AC 20-130** , relative aux systèmes de navigation ou de gestion de vol comprenant plusieurs senseurs de navigation;
- c- **AC 25-15** , relative aux systèmes de gestion de vol (**FMS**);
- d- **AC 20-138** , relative aux systèmes de navigation **GPS**. Elle est associée à des contraintes supplémentaires (voir note 2);

Remarque :

- Si le manuel de vol de l'aéronef ne mentionne pas la conformité à l'une de ces AC ou une capacité **RNP 5**, une certification individuelle est nécessaire. L'opérateur devra retrouver la trace de la démonstration de conformité initiale ou proposer lui-même des justifications supplémentaires. Les critères de conformité à prendre en compte sont ceux mentionnés par l'**AMJ 20X2** section 4. Le manuel de vol sera amené à établir la conformité de l'avion aux exigences **B-RNAV**.
- Si le manuel de vol de l'avion mentionne une capacité RNP 5 ou la conformité à l'une de ces quatre (04) AC, aucune demande de certification B-RNAV supplémentaire n'est nécessaire. Dans ce cas, il appartient à l'exploitant de fournir à l'autorité chargée de l'étude du dossier de démonstration de conformité (voir 5) les extraits du manuel de vol portant mention de l'une de ces quatre AC ou de la capacité RNP 5 ainsi qu'une déclaration de conformité aux exigences sur les fonctions minimales d'un système B-RNAV.

NOTA 1:

En ce qui concerne les systèmes inertiels avec réglage radio semi-automatique, ils satisfont les critères B-RNAV s'ils ont été certifiés selon l'AC 90-45A ou équivalent.

NOTA 2:

En plus des exigences de l'AC 20-138, les récepteurs **GPS** autonomes doivent posséder un détecteur de saut de pseudo-distances et vérifier les messages de santé des satellites toutes les 5 minutes (fonctions définies dans le **TSO-C129** (a)).

NOTA 3:

Les systèmes GPS certifiés en France comme moyen supplémentaire de navigation en IFR satisfont l'AC 20-130 ou l'AC 20-138. Ceux certifiés suivant l'**AC 20-138** (GPS autonomes) doivent donc, pour pouvoir l'être selon les normes B-RNAV, remplir les conditions supplémentaires de la note 2 ci-dessus.

- Le FMC multi-senseurs avec GPS, du B737-600 est installé selon l'AC20-130A. Donc il est opérationnel dans l'espace RNAV.

2. SYSTEMES ANTI COLLISION EMBARQUES TCAS :2.1 INTRODUCTION :

Les milieux aéronautiques se préoccupent depuis longtemps des dangers que représentent les collisions en vol. De tels accidents se produisent et de nombreuses collisions sont signalées, ce qui souligne l'importance de ce danger.

Il est généralement admis que si la densité de la circulation aérienne augmente, le risque peut augmenter également. Les Etats contractants ont exprimé l'intérêt qu'ils portent à la conception d'un système embarqué, indépendant des services de la circulation aérienne (**ATS**), qui constituerait un service auxiliaire d'évitement des collisions. Des travaux visant à mettre au point des systèmes de ce genre se poursuivent aux Etats-Unis, au Japon et dans d'autres pays. Dans tous les cas, le principe consiste à utiliser les signaux des transpondeurs SSR modes A/C et mode S à titre d'élément coopératif du système anti-collision.

Sur chaque avion, le système anti-collision est un système qui interroge les transpondeurs ATC mode A/C et mode S des avions avoisinant et utilise les réponses reçues pour identifier et afficher les menaces potentielles et de prévenir une possible collision avec un avion avoisinant. Ce système anti-collision permet de protéger un volume d'espace aérien entourant l'avion. Des informations orales et visuelles sont jointes aux pilotes pour assurer une séparation adéquate pour éviter toute collision avec un avion intrus.

L'emport du système anti-collision est obligatoire aux Etats-Unis pour tout aéronef survolant le territoire américain, depuis le 01 Janvier 1994 et dont le nombre de sièges est supérieur à 30. Cette réglementation américaine comprend également les aéronefs étrangers.

Le TCASII est obligatoire en Europe à partir du 01 Janvier 2002.

Le système anti-abordage embarqué doit être du type TCAS II et répondre aux normes de l'annexe 10 de l'OACI.

Les équipements TCAS II, version 7 (RTCA DO-185 A) associés à des transpondeurs mode S conformes aux normes de l'annexe 10, amendement 73 de l'OACI remplissent ces conditions.

En revanche, les équipements TCAS II version 6.04 A demandent à être mis au niveau de la version 7.

2.2 DESCRIPTION DU SYSTEME :

L'équipement **ACAS** interroge les transpondeurs **SSR** installés à bord des aéronefs qui évoluent dans un voisinage et reçoit des réponses de ces transpondeurs. Ces aéronefs sont appelés intrus.

L'analyse de ces réponses par ordinateur permet à l'équipement **TCAS** de déterminer quels sont parmi ces intrus, ceux qui constituent des risques potentiels de collision et de fournir à l'équipage les avions appropriés pour assurer la séparation. Les intrus qui entrent dans cette catégorie sont qualifiés de «menaces».

L'équipement **ACAS** émet deux sortes d'avis. Au minimum, il émet des avis de résolutions qui indiquent les manœuvres qui sont censées maintenir ou augmenter la séparation avec les aéronefs menaçants. Il peut aussi émettre des avis de circulation pour indiquer les positions des intrus qui peuvent ultérieurement donner lieu à des avis de résolution. Les avis de circulation peuvent indiquer la distance, la vitesse de rapprochement, l'altitude, la vitesse verticale et le relèvement de l'intrus par rapport à l'aéronef de référence.

Lorsque l'aéronef est en vol, l'équipement **ACAS** transmet des signaux périodiques d'interrogation. Ces signaux sont reçus par les transpondeurs mode **A/C** ou mode « **S** » des aéronefs évoluant à proximité. En réponse aux interrogations chaque transpondeur transmet un signal qui peut indiquer son altitude.

L'équipement **ACAS** calcule la distance de l'aéronef intrus d'après le temps aller retour qui s'écoule entre l'émission de l'interrogation et la réception de la réponse.

L'altitude, la vitesse verticale, la distance et la vitesse de rapprochement sont déterminées par poursuite de l'information de réponse. Ces données ainsi qu'un volume protégé autour de l'aéronef **TCAS**, servent à déterminer si l'intrus constitue une menace. Chaque menace est traitée individuel-

lement pour permettre de choisir en se servant de la liaison de données mode «**S**», de l'avis de résolution approprié d'après sa piste et de la coordination avec les autres aéronefs équipés d'un système **TCAS**.

2.3. EQUIPEMENTS COMPOSANTS L'ENSEMBLE TCAS II :

Tous les aéronefs équipés d'unité **TCAS** doivent avoir :

- a- Un transpondeur **ATC** mode **S** : l'installation d'un transpondeur mode **S** est rendu obligatoire pour la mise en place d'un système **TCAS II**.
- b- Boîte de commande (**ATC/TCAS control panel**).
- c- -Indicateur.
- d- Les antennes :
 - Le système mode **S** doit utiliser deux antennes omnidirectionnelles installées en haut et en bas du fuselage.
 - Le système **TCAS II** doit utiliser une antenne haute directionnelle et une antenne basse omnidirectionnelle ou directionnelle.
- e- Calculateur **TCAS II** (**TCAS II Receiver - transmitter**)

2.4. AFFICHAGE ET COMMANDE :

a- Affichage de l'avis de trafic :

Cet affichage permet aux pilotes de visualiser les aéronefs intrus (position définie en distance, gisement et altitude). Le système **TCAS II** doit fournir des avis de trafic pour des aéronefs intrus équipés de transpondeurs **mode A**, **mode C** et **mode S**.

b- Description :

Selon l'architecture de l'aéronef, l'indicateur d'avis de trafic peut rendre une des formes suivantes :

- Indicateur **TA** seul.
- information **TA** intégrée dans l'indicateur radar météo.
- Information **TA** Intégrée dans l'IVSI (Indicateur de Verticale Instantanée).
- Information **TA** intégrée dans un système **EFIS**.

c- Symbologie standardisée de l'indicateur avis de trafic :

➤ Symbole de l'avion de référence :

Il est représenté par un avion de couleur blanche ou bleue et doit être de la même couleur que l'échelle distance. Ce symbole doit être placé sur l'indicateur de manière à pouvoir représenter un intrus qui se trouverait à 2,5 Nm (minimum) derrière lui et un autre qui se trouverait à 6 Nm (minimum) devant lui.

➤ Symbologie de l'aéronef intrus classé en avis de trafic (TA) :

Il est représenté par un cercle ambre plein et il détermine sur l'indicateur son gisement et sa distance par rapport à l'avion référence.

➤ Symbologie de l'aéronef intrus classé en avis de résolution (RA) :

Il est représenté par un carré rouge plein

➤ Symbologie de l'aéronef intrus classé en trafic proche (proximate) :

C'est un intrus qui se trouve dans un volume de ± 1200 ft et à une distance inférieure à 6 Nm de l'avion référence.

Il est représenté par un losange plein bleu ou blanc, la couleur étant l'opposé de celle choisie par l'avion référence.

NOTA : le B737-600 possède le TCASII il répond donc à cette exigence.
Les informations du TCASII sont transmises à l'EFIS.

3. REDUCTION DE LA SEPARATION VERTICALE MAXIMALE ENTRE LES AVIONS (RVSM) :

3.1 Généralités :

Pour augmenter le nombre de couloirs aériens, une réglementation internationale (**FAA MEMORANDUM 91-RVSM**, document **OACI 9754**, **JAR Leaflet n°6**) exige la réduction de séparation de la verticale entre les avions de 2000 pieds à 1000 pieds. Ceci entre les niveaux d'altitude compris entre 29000 pieds et 41000 pieds. Ce changement sera opérationnel dans ces espaces aériens où le trafic est actuellement dense tels que les vols effectués entre les Etats-Unis et l'Europe à travers l'océan atlantique sur les continents américains et européens, entre les Etats-Unis et l'extrême Orient à travers l'océan pacifique.

En plus du gain en couloirs aériens, ce changement permettra aux compagnies aériennes d'utiliser les routes directes permettant d'obtenir une réduction de la durée de vol et de la consommation de carburant, ce qui engendre une réduction des coûts d'exploitation.

A partir de la date d'entrée en vigueur de cette exigence en Novembre 2001, l'exploitant ne doit pas exploiter un avion dans les espaces concernés. Selon les accords régionaux de navigation aérienne, une séparation verticale de 3000 m (1000 pieds) est appliquée à moins d'y être autorisée par l'autorité. Ainsi les avions devront répondre à certains critères pour être certifiés **RVSM**.

3.2. LES EQUIPEMENTS :

Les équipements qui doivent être considérés sont :

- a- deux (02) Systèmes de mesure d'altitude indépendants.
- b- Equipement radar secondaire de surveillance du report d'altitude.
- c- Système automatique de contrôle d'altitude.
- d- Système d'Alerte altitude.

D'après l'AFM du B737-600 les performances de cet appareil en accord avec le Mémorandum de la FAA (*91-RVSM dated on 14 March 1994, Interim Guidance for Approval of Aircraft for Reducing Vertical Separation Minima (RVSM) Flight*), Et il qualifie comme étant opérationnel dans l'espace **RVSM**.

4. ESPACEMENT DES CANAUX VHF COMMUNICATION DE 8,33 KHZ :

la bande de fréquence destinée à la communication fixée, pour pouvoir augmenter le trafic, l'espacement des canaux VHF doit être réduit de 25 KHz à 08,33KHz.

4.1 EQUIPEMENT :

Les équipements qui doivent être considérés sont :

02 VHF COM : chaque VHF COM est composé de :

- Boite de commande.
- Emetteur – Récepteur.

NOTA : le B737-600 contient (02) VHF COM.

- la boite de commande de P/N/G7400-32 (*Rockwell & Collins*) (il y a 02 boites).
- Emetteur – Récepteur de P/N 822-1047-003 (émetteur –récepteur).

Le B737-600 peut survoler les espaces concernés par ces espacements.

5. L'immunité FM :

Lors de la diminution de l'espacement des canaux VHF, en approche, les fréquences des radios locales entrent en interférence avec les fréquences de navigation.

Pour améliorer la qualité de la réception, donc pour la précision des données de navigation, il est exigé en Europe l'installation des filtres au niveau des récepteurs VHF navigation.

NOTA : Le B737-600 possède :

- 02 boîtes de commande de P/N: G7500-03 (constructeur : Gables ENGR INC).
- 02 récepteurs MMR(*Multimode Receiver*) Part Number 822-1152-002, (constructeur : Rockwell & Collins).
- 02 VOR *marker* construits par *Rockwell & Collins* ayant un P/N : 822-0297-001.

Et ces références répondent aux exigences.



ANNEXES



ANNEXE I

1. MONTEE EN EXPLOITATION :

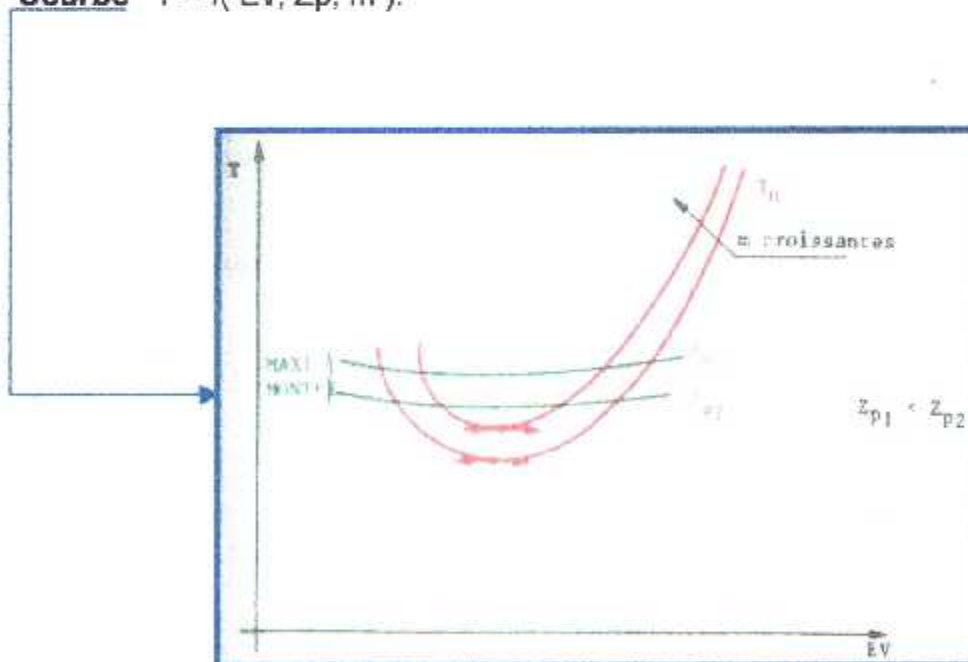
Généralement, les montées s'effectuent en régime moteur Maxi-Montée défini par le constructeur.

Ce régime de montée nous donne les meilleures performances ascensionnelles, en ayant une vitesse donnée. Les différents types de montées sujets à notre étude sont les suivants :

- Montée à pente maximum.
- Montée à vitesse ascensionnelle maximum.
- Montée à consommation distance minimum.
- Montée à prix de revient minimal dite « normale ».
- Montée à vitesse élevée dite « rapide ».
- Montée cabine.

Montée à pente maximum :

- Régime moteur : maxi-montée.
- Vitesse à afficher : vitesse correspondant au vol à incidence de finesse max.
- **Courbe** $T = f(Ev, Zp, m)$.



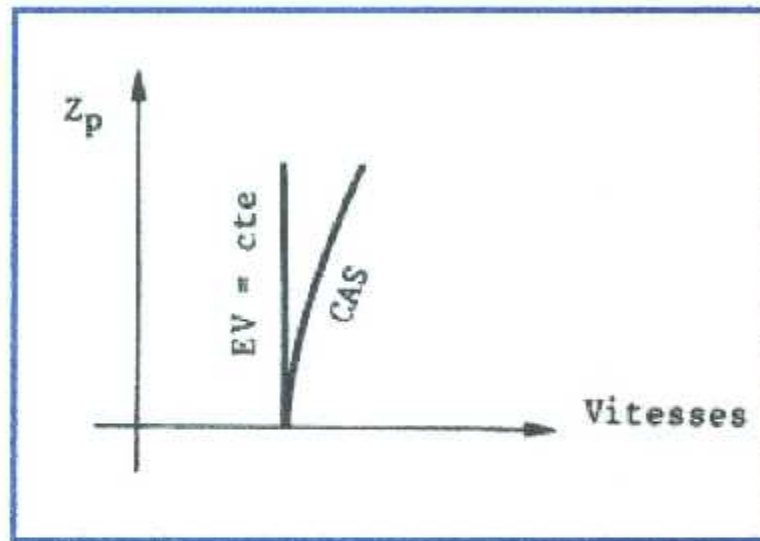
$$Z_{p1} < Z_{p2}$$

Z_p : l'altitude -pression
 T : la poussée du moteur
 Ev : l'équivalent de vitesse
 CAS (Conventionnelle Air Speed): la vitesse corrigée

T_n :poussée nécessaire

Remarques : (Voir fig. ci-dessous).

- En fixant la masse et variant l'altitude, nous voyons que l'équivalent de vitesse de montée à pente maximale ne dépend pas de l'altitude –pression Z_p , par contre CAS augmente en allant plus haut dans l'atmosphère.
- En maintenant la même altitude et en augmentant la masse ,l'équivalent de vitesse correspondant à $T_{n_{min}}$ augmente ,d'ou CAS de pente maxi augmente.



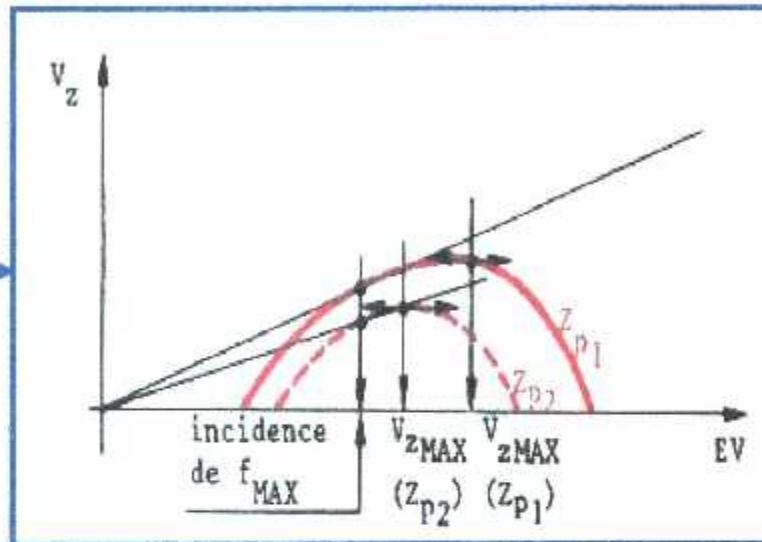
- cas d'utilisation :

la montée à pente maximum est surtout utilisée pour l'atteinte d'un niveau maximum en un point donné proche du terrain de décollage ex. (Obstacle, balise.. etc.)

b- montée à vitesse ascensionnelle maximum :

- Régime moteur : maxi-montée.
- Vitesse à afficher : dépend de la masse et de l'altitude.

➤ **Courbe** $V_z = f(Ev, Z_p)$.



$$Z_{p2} > Z_{p1}$$

V_z : vitesse ascensionnelle

Remarque :

➤ m fixée : si $Z_p \nearrow \Rightarrow V_{zmax} \searrow$ (V_z max tend vers la vitesse correspondant à la finesse maximum)

- cas d'utilisation de V_z max. :

cette montée est utilisée le plus souvent lorsque le contrôleur demande au pilote de rejoindre un niveau de vol dans un minimum de temps.

montée à consommation –distance minimum :

➤ Régime moteur : maxi.-montée.

Il s'agit de minimiser la consommation, il faut donc trouver la vitesse à afficher en rapport.

En général, ce type de montée est assez proche de la montée à V_z max.

Puisque 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.

montée à prix de revient minimale dite « normale » :

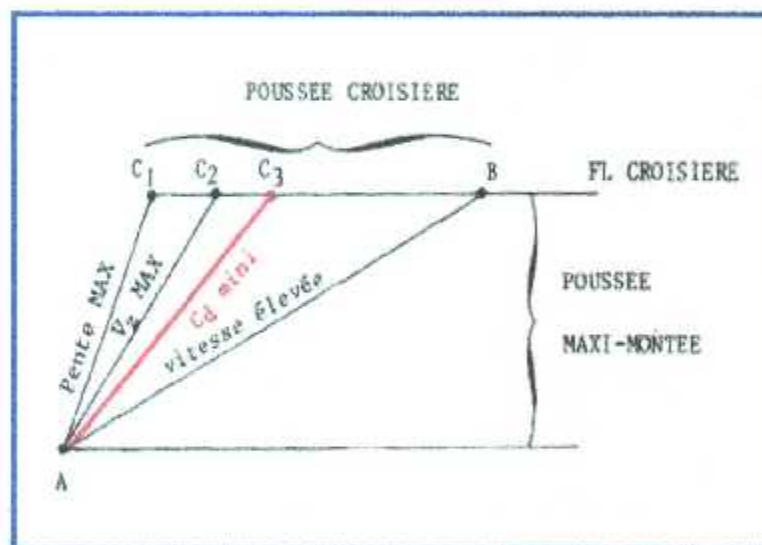
Pour ce type de montée, il s'agit de réaliser le meilleur compromis entre le temps et la consommation –distance.

- Régime moteur : maxi-montée.
- Vitesse à afficher : vitesse supérieure à celle affichée dans la montée à consommation distance –minimum, de telle façon à gagner du temps en perdant un peu sur la consommation.

montée à vitesse élevée dite «rapide» :

Ce type de montée est utilisé surtout sur des avions court-courrier où le gain sur le temps de vol est important.

- Régime moteur : maxi-montée.



montée à «poussée réduite» :

- Régime moteur : poussée réduite.

Ce type de montée est utilisé pour jouer sur un paramètre intervenant dans les coûts directs à l'heure de vol est le coût d'entretien de manière à augmenter la durée de vie des moteurs c'est donc pour cela qu'on diminue la poussée.

Remarques :

➤ Vu que pour toutes les montées précédentes on utilisait le régime max. montée De ce fait, la température des parties chaudes diminue, ce qui entraîne une tenue meilleure de celle-ci.

➤ Ce type de montée est utilisé surtout sur les gros porteurs.

montée cabine :

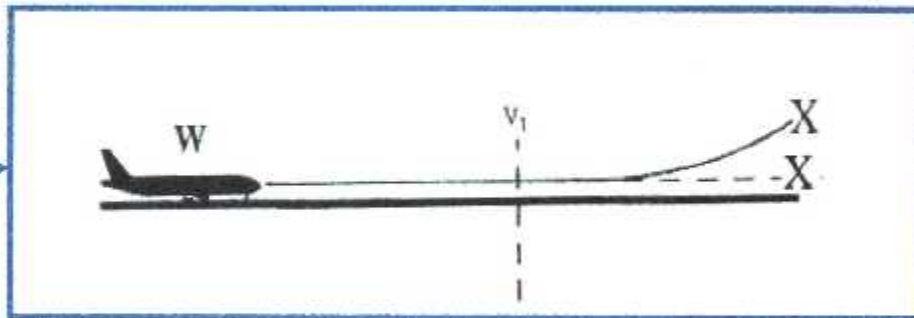
la pression qui règne à l'intérieur de la cabine ne doit pas dépasser (pour le confort des passagers) celle qui correspond à une altitude pression de 8000 ft .
par ailleurs, le taux de montée cabine doit rester inférieur à 500 ft/mn.

2.VITESSES DE DECOLLAGE :comment choisir V_1 ?

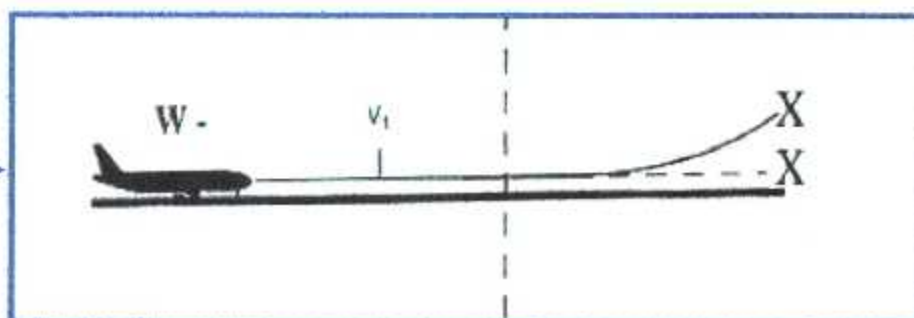
le choix de V_1 dépend des cas suivants :

➤ **Cas standard :**

dans ce cas la distance horizontale de décollage, que survole l'avion pour atteindre 35ft(10,7m), est égale à la distance exigée pour arrêter ce même avion à partir du point de V_1

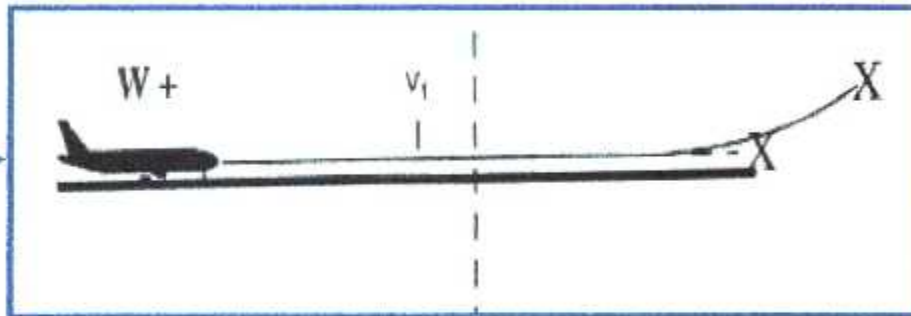
➤ **Cas où les freins sont hors service (Brakes De-activated) :**

Quelques avions Boeing tels que le 737-600 peuvent être exploités avec un ou deux freins hors fonctionnement. Ceci exige plus de distance pour les arrêter que lorsque tous les freins sont opérationnels. Pour garder la même distance il faudrait diminuer la vitesse V_1 , donc diminuer la masse.



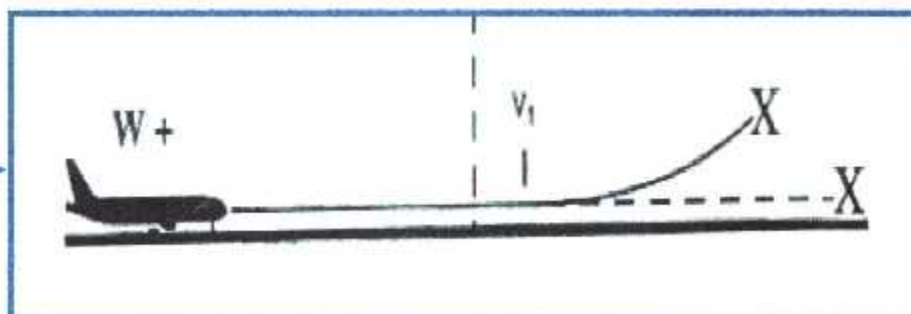
➤ **Cas de disponibilité d'un prolongement dégagé (Clearway) PD :**

Si le prolongement dégagé est disponible, le point où l'aéronef atteint les 35ft(10,7m) peut être au-dessus du prolongement dégagé, même si V_1 est inférieur à V_1 standard, la masse peut être augmentée car la distance de décollage est augmentée.



➤ **Cas de disponibilité d'un prolongement d'arrêt (Stop way) PA :**

Si le PA est disponible, nous avons plus de distance pour arrêter l'avion depuis V_1 . ceci nous permet d'augmenter V_1 .



comment choisir V_R ?

V_R est une vitesse très importante puisque c'est une vitesse d'action pilote. Le fait de cabrer l'avion avant V_2 (vitesse de sécurité au décollage), permet de diminuer les distances associées au décollage, mais l'avion ne doit pas être cabré trop tôt pour que d'une part l'avion quitte le sol à une V_{LOF} sûre, et que d'autre part les distances ne soient pas augmentées, ce qui serait contraire au but recherché.

De même l'avion ne doit pas être cabré trop tard car la vitesse au moment du décollage étant élevée (150/160kt), un dépassement de la vitesse choisie entraînerait une augmentation excessive de la distance de décollage qui risquerait alors de dépasser la longueur de la piste.

comment choisir V_{2mini} ?

Nous avons vu précédemment que V_{2mini} doit prendre le max. des deux valeurs ($1,13V_s$; $1,10V_{mca}$).

sachant que V_{mca} est déterminée avec des conditions déjà mentionnées, donc constante mais V_s n'est pas constante ($V_{2mini} = 1,13\sqrt{(2mg/s C_{zmax})}$)

V_{2mini} dépend des paramètres opérationnels suivants :

➤ la masse (\sqrt{m})

➤ le braquage des volets $\sqrt{C_{zmax}}$

c'est à dire que :

$$\sqrt{m} \nearrow \Rightarrow V_{2mini} \nearrow$$

$$\sqrt{C_{zmax}} \nearrow \Rightarrow V_{2mini} \searrow$$

comment choisir V_2 ?

V_2 est la vitesse de l'avion au passage des 35ft(10,7m), cette vitesse est la conséquence du cabrage V_R et la valeur minimale légale de V_2 pour la famille des **B737 – 600 – 700 – 800** est $1,13 V_s$.

3. REGIMES DE CROISIERE :maximum range :

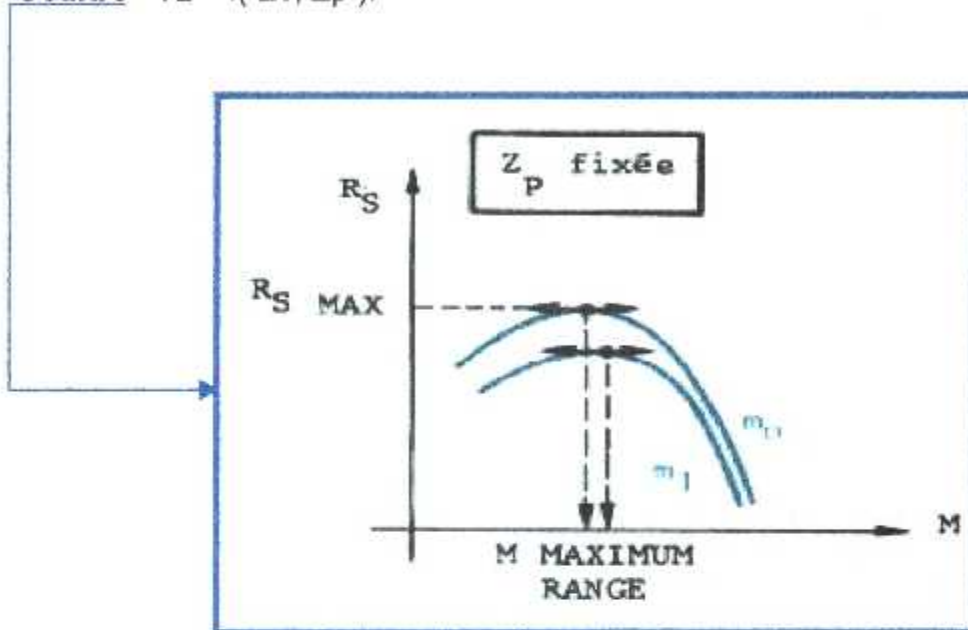
c'est le régime de marche ou le nombre de Mach (MMR) correspondant à une consommation distance (Cd) minimale ou à un rayon d'action (Rs) max.

En général, le Mach maxi. range varie en fonction de la masse (m) et de (Z_p).

à $Z_p = \text{Cte}$; lorsque $m \rightarrow$ \Rightarrow MMR \rightarrow

à $m = \text{Cte}$ lorsque $Z_p \rightarrow$ \Rightarrow MMR \rightarrow

➤ **Courbe** $V_z = f(E_v, Z_p)$.



Avantage :

Ce régime de croisière Permet de minimiser la consommation du carburant.

Inconvénient

Si on n'affiche pas exactement ce nombre de Mach ,la consommation distance augmente. Un vol programmé au maxi. range exigerait un affichage très précis des paramètres.

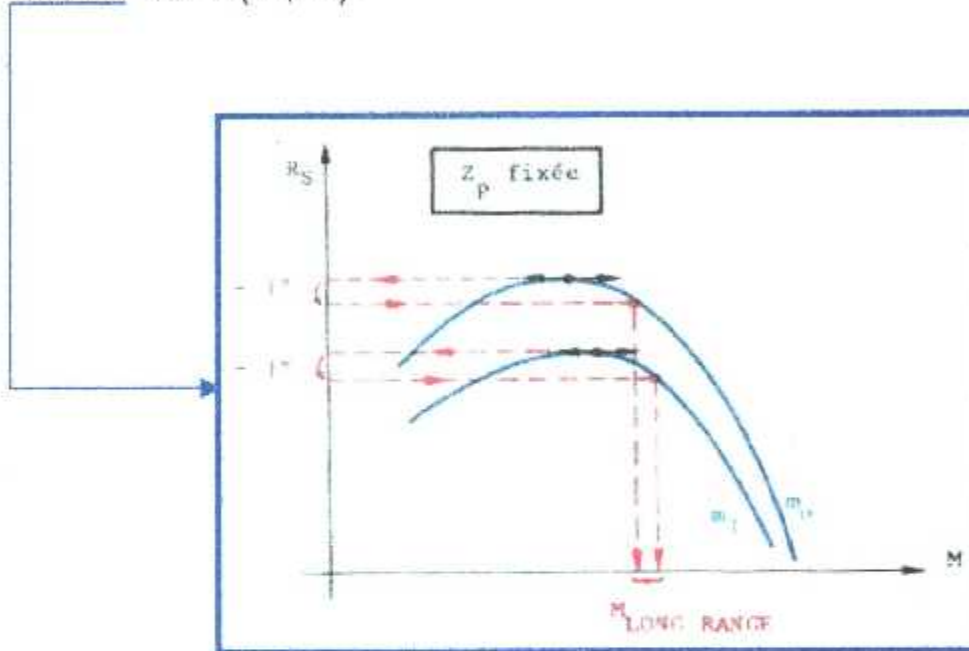
Remarques :

- ce régime n'est utilisé que comme secours au cours du vol.
- on programme rarement un vol à ce régime là.

long range :

c'est un vol à un nombre de Mach supérieur au premier régime (MMR), dans lequel le rayon d'action n'est réduit que de 1%.

➤ **Courbe** $R_s = f(M, m)$.

Avantages

Ce régime permet d'aller plus vite que le maxi. range 2 à 4 point de Mach, soit environ 205 de vitesse en plus.

Tout Mach affiché par le pilote inférieur au long range se traduit par une diminution de la consommation.

Remarques :

- Ce régime est utilisé pour des vols où l'économie du carburant est très intéressante.

Mach à prix de revient minimum :

c'est le nombre de Mach à afficher pour minimiser les coûts directs à l'heure de vol, ces coûts sont la somme de deux éléments :

- coûts liés au temps de vol (maintenance, et PN).

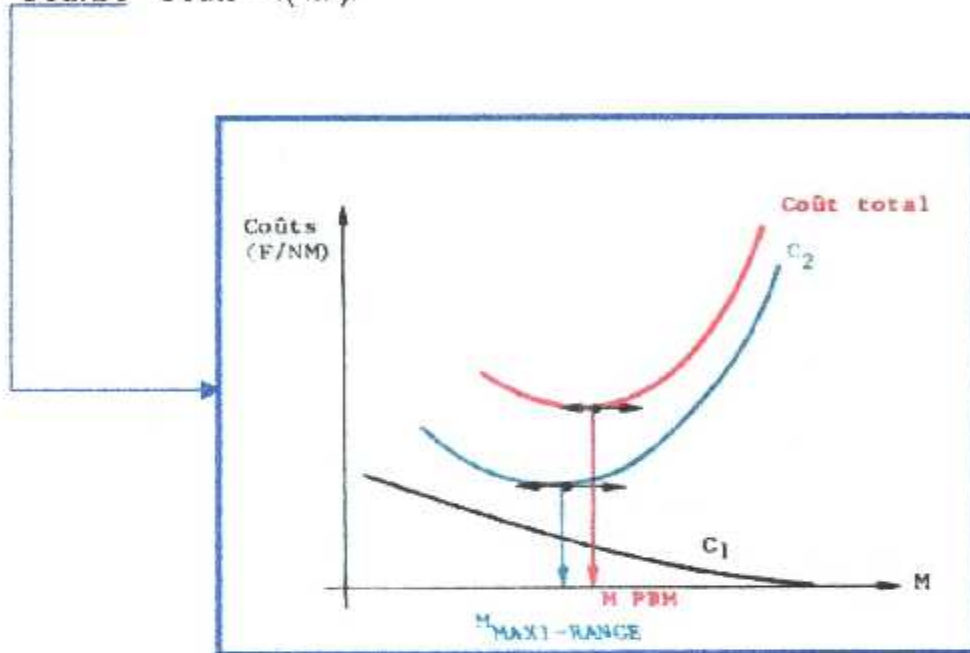
- coûts carburant .

soit k le coût marginal (maintenance et PN) à l'heure de vol, et P_C le prix d'un kg de carburant.

le coût (maintenance, PN) /NM on aura $C_1 = k / V_p$

le coût carburant / NM : $C_2 = P_C \times C_d$.

➤ **Courbe** Coûts = $f(M)$.



En générale, Mach à prix de revient minimum varie en fonction de la masse, Z_p , et le coût carburant.

➤ la masse : (à Z_p constante).

$m \nearrow \rightleftharpoons MMR \nearrow \rightleftharpoons M_{PRM} \nearrow$ (à Z_p constante).

➤ l'altitude— pression : (à masse constante).

$Z_p \nearrow \rightleftharpoons MMR \nearrow \rightleftharpoons M_{PRM} \nearrow$

➤ le coût carburant : à k fixé lorsque C_f augmente, le M_{PRM} tend vers le MMR et à C_f fixé, lorsque k augmente le M_{PRM} augmente.

Croisière à Mach constant :

il est possible d'effectuer une croisière à un nombre de Mach constant.

Avantage :

Facilité du suivi du paramètre vitesse.

Inconvénients

- on s'écarte des conditions optimum, surtout lorsque le vol se fait à une altitude-pression constante.

L'INFLUENCE DU VENT :sur l'altitude optimale :

pour toute altitude inférieure à l'altitude optimale, le rayon d'action spécifique diminue.

Par ailleurs, 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.

sur le rayon spécifique :

par vent nul ($V_e = 0$) ; V_e étant le vent effectif

$$R_s = \frac{a_o \times (M \times f)}{mg \times (C_{sp} \sqrt{\frac{T}{T_o}})}$$

Dans le cas contraire ($V_e \neq 0$)

$$R_{s_{sol}} = R_s \times \frac{M + (V_e/a)}{M}$$

Remarque :

- Lorsque le vent est favorable $\rightleftharpoons R_{s_{sol}}$ ↗

4. DESCENTE EN EXPLOITATION :

En exploitation, les objectifs d'exploitation sont différents pour cela, il existe plusieurs types de descente :

- Descente à pente minimale.
- Descente à vitesse de descente minimale.
- Descente à consommation minimum.
- Descente à prix de revient minimale.
- Descente de secours.

Descente A Pente Minimale :

$$\theta = \theta_{\text{mini}} \Rightarrow \left| \frac{T_u}{mg} - \frac{1}{f} \right|_{\text{mini}} \Rightarrow f_{\text{max}}$$

- La descente à pente minimale s'effectue à l'incidence de finesse maximale (αf_{max}).

Vitesse Verticale De Descente Minimale :

$$v_z = v_{z \text{ mini}} \Rightarrow \left| W_u - W_n \right|_{\text{mini}} \Rightarrow v_{\text{opti}}$$

- La vitesse de descente minimale correspond à la vitesse de optimale.

Descente A Consommation Minimum Dite « Economique » :

Il s'agit de réaliser une meilleure consommation –distance , donc voler sur une plus grande distance à régime réduit, pour cela il faut réduire la pente de descente, donc on se rapproche de la vitesse de finesse max.

Descente A Prix De Revient Minimal Dite « Normale » :

- il s'agit pour ce type de descente de réaliser le meilleur compromis entre :
le temps et la consommation –distance .
- Pour gagner du temps, il faudra rester en croisière un peu plus longtemps et descendre à une vitesse plus importante.
- Vu l'importance du coût du carburant dans les coûts d'exploitation, les vitesses de descente « NORMAL » ont tendance à diminuer pour se rapprocher de la vitesse à f_{max} .

Remarque :

- Contrainte météorologique :
L'économie ne peut être réalisée que si le point de descente est déterminé avec précision, ce point varie suivant la direction du vent debout ou arrière.

- une descente prématurée obligera à faire un palier à basse altitude.
- une descente tardive obligera à employer les aérofreins ou spoilers.

Descente De Secours :

En cas de panne de pressurisation, on peut effectuer une descente de secours. Pour obtenir une très forte vitesse verticale de descente il faut :

- afficher la vitesse maximum.
- avoir les moteurs réduits, Pour augmenter ces performances.
- on pourra utiliser les aérofreins.

d'où : $V = V_{MO}$

Descente Cabine :

- Comme on a vu pour la montée cabine , l'altitude pression à l'intérieur de la cabine ne devait pas dépasser 8000 ft.
- Pendant la descente, il faudrait prendre aussi en considération le confort des passagers, de telle sorte que la vitesse de descente ne doit pas dépasser 300 ft/mn, en veillant à ne pas dépasser La pression différentielle maximale Δp_{max} .

5. PRESENTATION DU LOGICIEL

« Performances Du B737-600 et A319-100 » :

5.1. INTRODUCTION

Ce logiciel n'est pas le but de l'étude mais il reste un moyen pratique pour calculer les performances de B737-600 ainsi que celles de l'A319-100.

Il a apporte une grande aide pour élaborer l'adaptation en ligne, car il contient une base de donnée de certains aérodromes desservis par AIR ALGERIE.

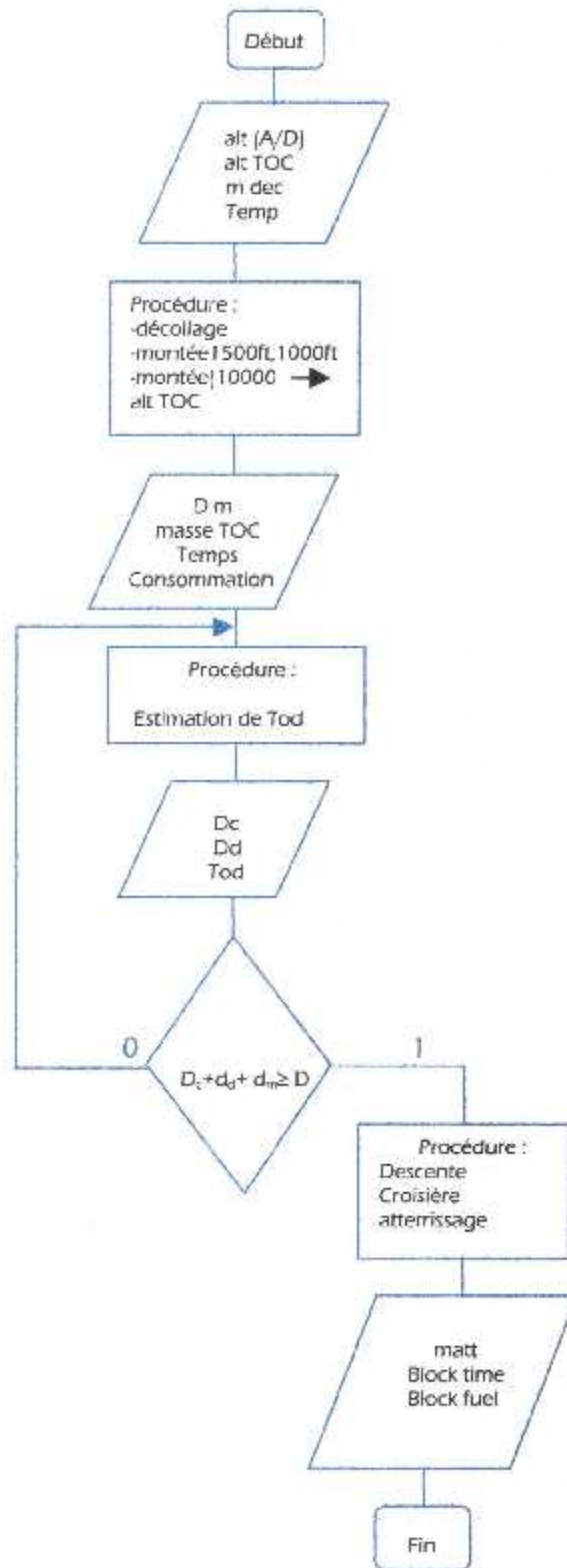
5.2. BASE DE DONNEE

la base de données contient les champs suivants :

- Numero de ligne
- A/D de départ (code OACI).
- A/D d'arrivée (code OACI).

- A/D de départ (code IATA).
- A/D de d'arrivée (code IATA).
- Pays de départ.
- Pays d'arrivée.
- Ville de départ.
- Ville d'arrivée.
- Altitude d'A/D de départ.
- Altitude d'A/D d'arrivée.
- Distance.

5.3. L'ORGANIGRAMME DU CALCULATEUR



5.4. INTERFA

Base de données

Nbr	www	www	LVD	MLD		ALGERIE	ALGERIE
	DAAV	DAAG	GIL	ALG		ALGERIE	ALGERIE
	DABB	DAAG	AAE	ALG		ALGERIE	ALGERIE
	DABC	DAAG	CZL	ALG		ALGERIE	ALGERIE
	DABI	DAAG	BLJ	ALG		ALGERIE	ALGERIE
	DARS	DAAG	TFF	ALG		ALGERIE	ALGERIE
	DADO	DAAG	ORN	ALG		ALGERIE	ALGERIE
	DADR	DAAG	CRH	ALG		ALGERIE	ALGERIE
	DAUB	DAAG	BIS	ALG		ALGERIE	ALGERIE
	DAUG	DAAG	GHA	ALG		ALGERIE	ALGERIE
	DAUH	DAAG	HME	ALG		ALGERIE	ALGERIE
	DDF						
	DRRN	DAAG	NM	ALG		NIGER	ALGERIE
	DTTA	DAAG	TUN	ALG		TUNISIE	ALGERIE
	EBBR	DAAG	BRU	ALG		BELGIQUE	ALGERIE
	EDDF	DAAG	FRA	ALG		ALLEMAGNE	ALGERIE
	HECA	DAAG	CAL	ALG		EGYPTE	ALGERIE
	HLLT	DAAG	TIP	ALG		LYBIE	ALGERIE
	LDSF	DAAG	SOF	ALG		BULGARIE	ALGERIE

Performance de montée

MONTEE CROISIERE DESCENTE

MASSE DEC (lb)

MONTEE

	B737-600	A319-100
DECOLLAGE		
CONSUMMATION (lb)	405,0045	340
TEMPS (min)	1,455	2,9375
DISTANCE (NM)	3,05	1,5375
MASSE 1500 ft	124594,9955	124660
DE 1500ft-10000ft		
CONSUMMATION (lb)	522,9749775	473,3
TEMPS (min)	2,165279892	2,14218
DISTANCE (NM)	9,45949955	9,466
MASSE 10000ft	124072,0205225	124186,7
DE 10000ft-TOG		
CONSUMMATION (lb)	Edr14	Edr17
TEMPS (min)	Edr15	Edr18
DISTANCE (NM)	Edr16	Edr19
MASSE TOG	Edr20	Edr21
TOTAL		
CONSUMMATION TOTAL (lb)	Edr23	Edr24
TEMPS TOTAL (min)	Edr25	Edr26
DISTANCE TOTAL (NM)	Edr27	Edr28

DEC

A/D départ

ALT départ (ft)

A/D arrivée

ALT arrivée (ft)

RANGE (NM)

TEMPERATURE

REGIME croisiere

ALTITUDE (ft)

1500-10000ft

TOG

SPEED

Mach

Vitesse (kt)

AERODROMES

MASSE DEC (kg)

MONTEE

croisiere

Croisière et descente

MONTEE/CROISIERE/DESCENTE

CROISIERE

B-737-600 A-319-100

DISTANCE CROISIERE		F.d.38
CONSUMMATION (kg)	E.d.37	E.d.40
TEMPS (min)	E.d.39	E.d.41

DESCENTE

Masse (TDC) (kg)	E.d.35	E.d.36
Consommation (kg)	E.d.29	E.d.32
Temps (min)	E.d.30	E.d.33
Distance (NM)	E.d.31	E.d.34
Masse 1500ft	E.d.46	E.d.47
Distance (NM)	E.d.56	E.d.57

CRUISE

ESTIMATION

DESCENTE

A/D départ	
ALT départ (ft)	
A/D arrivée	B.DOUNEDOUXE
ALT arrivée (ft)	82
RANGE(NM)	297

TEMPERATURE: STD

BEGIME croisière: LRC

ALTITUDE (ft): 31000

SPEED	A319-100	B737-600
Mach	E.d.44	E.d.42
Vitesse (kt)	E.d.45	E.d.43

AERODROMES

MASSE DEC (kg)

MONTEE

LANDING

Atterrissage

MONTEE/CROISIERE/DESCENTE

APPROCHE-ATTERRISSEGE

descente	consommation	E.d.51
	temps	E.d.52
	distance	E.d.53
masse atterrissage		E.d.54
		E.d.55
Block fuel		E.d.58
		E.d.59
Block time		E.d.61
		E.d.62

per

A/D départ	
ALT départ (ft)	
A/D arrivée	B.DOUNEDOUXE
ALT arrivée (ft)	82
RANGE(NM)	297

TEMPERATURE: STD

BEGIME croisière: LRC

ALTITUDE (ft): 31000

SPEED	A319-100	B737-600
Mach	E.d.44	E.d.42
Vitesse (kt)	E.d.45	E.d.43

AERODROMES

MASSE DEC (kg)

5.5 PARAMETRES DE CALCUL

5.5.1 les tenants (Input)

- M : masse de décollage
- Alt TOC : altitude du Top Of Climb
- Temp: température
- Le terrain de départ et de destination (à partir de la base de donnée)
- Régime de la croisière

5.5.2 les aboutissants (output)

- Consommation (montée, croisière, descente)
- temps (montée, croisière, descente)
- distance (d_m : montée, D_c : croisière, d_d : descente)
- m_{att} : masse atterrissage
- Tod : Top Of Descent
- Block Time
- Block fuel

CONCLUSION GENERALE :

Le B737-600 fait partie de la nouvelle génération 737 ; il est le fruit d'une ingénieuse amélioration de l'ancienne configuration.

En effet ces transformations sont nettement visibles au niveau :

- du cockpit: le CDS (le Commun Display System).
- de la structure: l'utilisation des matériaux composites.
- et du moteur: le CFM56-7B possède de nouvelles performances, il permet de minimiser la consommation.

Notre étude nous a surtout permis de considérer à leur juste valeur les performances de cet appareil tout en les comparant avec celles de son challenger, l'A319-100.

Il en a résulté, par ailleurs, le constat d'une rivalité entre les deux aéronefs étayé par les résultats de rentabilité de chacun des appareils

Mais si pour autant il nous fallait opter pour un des deux appareils, un paramètre important doit être pris en considération. En effet, le fait que le personnel technique au sol et le personnel navigant que compte la compagnie AIR ALGERIE soient qualifiés BOEING, ceci doit encourager encore plus l'intégration du B737-600 dans la flotte existante, dont le plus grand pourcentage reste composé d'appareils type BOEING.

FICHE DE LIMITATIONS

AVION : B737-600
 MOTEUR : CFM56-7B22
 VOILETS : 05

* : OBSTACLE / LEVEL-OFF
 ** : IMPROVED CLIMB

		A INDICATES GAT OUTSIDE ENVIRONMENTAL ENVELOPE				
GAT C	CLIMB 100KTS	WIND COMPONENT IN KNOTS (MINUS DENOTES TAILWIND)				
		-10	0	10	20	
65						
60A	438	438*/09-09-14	448*/09-09-14	451*/09-09-14	455*/09-09-14	
		473**26-28-32	483**33-36-40	484**36-38-43	486**38-41-46	
55A	459	459*/11-11-16	468*/11-11-16	471*/11-11-16	475*/11-11-16	
		492**27-29-34	504**34-37-41	505**37-40-44	507**40-43-47	
50A	480	480*/14-14-19	489*/14-14-19	492*/14-14-19	496*/14-14-19	
		513**29-31-35	525**36-39-43	528**39-41-46	529**41-44-48	
45	501	501*/16-16-22	509*/16-16-22	513*/16-16-22	517*/16-16-22	
		533**29-31-36	547**37-39-44	550**39-42-47	552**42-45-50	
43	511	511*/17-17-23	518*/17-17-23	523*/17-17-23	527*/17-17-23	
		542**29-31-37	556**37-39-45	560**40-42-48	563**43-45-50	
41	521	521*/18-18-24	528*/18-18-24	533*/18-18-24	537*/18-18-24	
		551**30-32-37	566**38-40-45	569**40-43-48	573**43-46-51	
39	532	532*/19-20-26	536*/20-20-26	543*/20-20-26	548*/20-20-26	
		561**30-32-38	577**36-40-46	580**41-43-49	583**44-46-52	
37	544	544*/20-21-27	545*/21-21-27	553*/21-21-27	559*/21-21-27	
		571**31-33-38	587**39-41-46	591**41-44-49	594**44-47-52	
35	555	555*/21-22-28	555*/22-22-28	561*/22-22-28	569*/22-22-28	
		583**31-33-39	598**39-41-47	600**42-44-50	605**45-47-53	
33	566	566*/22-24-30	566*/23-23-30	572*/23-23-30	577*/24-24-30	
		590**32-34-40	606**40-42-48	612**42-45-50	616**45-48-53	
31	577	577*/24-25-31	577*/24-25-31	577*/25-25-31	586*/25-25-31	
		595**32-34-40	618**40-42-48	623**43-45-51	627**46-48-54	
29	588	588*/25-26-32	588*/26-26-32	588*/26-26-32	594*/26-26-32	
		608**32-34-41	628**41-43-49	633**43-46-52	637**46-49-55	
27	592	592*/25-27-33	592*/26-27-33	592*/26-27-33	598*/27-27-33	
		613**33-35-41	637**41-43-49	637**44-46-52	641**47-49-55	
25	592	592*/25-27-33	592*/26-27-33	592*/26-27-33	600*/27-27-33	
		614**33-35-42	633**41-43-50	638**44-47-53	642**47-50-56	
20	593	593*/25-27-33	593*/26-27-33	595*/26-27-33	603*/27-27-33	
		617**34-37-43	636**42-45-51	640**45-48-54	645**49-51-57	
15	594	594*/25-27-33	594*/26-27-33	596*/27-27-33	607*/27-27-33	
		619**34-37-44	638**43-46-52	643**46-49-55	647**49-52-59	
10	595	595*/25-27-33	595*/27-27-33	597*/27-27-33	611*/27-27-33	
		622**35-38-45	641**44-47-53	645**47-50-56	649**50-53-59	
5	596	596*/25-27-33	597*/27-27-33	606*/27-27-33	612*/27-27-33	
		624**37-40-46	643**45-48-54	647**48-51-57	651**51-54-60	
0	597	597*/26-27-33	601*/27-27-33	608*/27-27-33	613*/27-27-33	
		627**38-41-47	645**46-49-55	649**49-52-58	651**51-53-59	
-5	597	597*/26-27-33	604*/27-27-33	610*/27-27-33	615*/27-27-33	
		630**39-42-48	648**47-50-56	651**50-53-59	651**50-53-59	
-10	598	598*/26-27-34	606*/27-27-34	611*/27-27-34	616*/27-27-34	
		632**40-43-49	649**48-52-57	651**50-53-59	651**50-53-59	