

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE  
Ministre de L'enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique  
Université Saad Dahleb de Blida

FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR



DEPARTEMENT : AERONAUTIQUE  
Option : Opérations Aériennes



# Mémoire de fin d'études

En vue de l'obtention du diplôme d'ingénieur d'état en  
Aéronautique

## Thème

ETUDE DE PERFORMANCES DE L'A330-200

ET

COMPARAISON AVEC LE B767-400

Réalisé par :

Mlle : Abdelli Samira

Mlle : Termellil Fatima

Encadré par :

Mr : Driouèche

Promotion 2004-2005

## LA LISTE D'ABREVIATIONS :

### A-B-C:

- ✓ A/D : Aérodrome
- ✓ ATC : Air Traffic Control (trafic de la circulation aérienne)
- ✓ ACN : Aircraft Classification Number
- ✓ CG : Position du Centre de Gravité
- ✓ Ch. : Consommation horaire
- ✓ C° : Degré Celsius
- ✓ C/O : Charge Offerte

### D- E- F :

- ✓ D : Distance
- ✓ d : Délestage de l'étape
- ✓ DEC : Décollage
- ✓ DEST : Destination
- ✓ DOA : Direction des Operations Aériennes
- ✓ EGT : Exhaust gas Temperature
- ✓ ETD : Estimated time of departure
- ✓ FL : Niveau de Vol
- ✓ FT : Feet

### G-H-I:

- ✓ H : Heure
- ✓ IFR : Instrument Flight Rules (vol aux instrument)
- ✓ ISA : Standards Air Temperature (temperature standard)

### J-K-L:

- ✓ KG : Kilogram's
- ✓ KT : KNOTS (noeuds)
- ✓ LRC : Lang Rang Cruise
- ✓ L/U : Limitation Utile

### M-N-O:

- ✓ MTOW : Maximum Take off Weight

- ✓ MLW : Maximum Landing Weight
- ✓ MMO : Mach Maximal Operationnel
- ✓ MMR : Mach Maxi Rang
- ✓ MMLF : Masse Maximal Au Lachet Des Freins
- ✓ NM : Nautique Miles

### P-Q-R :

- ✓ PC : Prix de Carburant
- ✓ PCN : Pavement Classification Number
- ✓ PNT : Personnel Navigant Technique
- ✓ PNC : Personnel Navigant Commerciale
- ✓ R : Roulage
- ✓ RD : Réserve Dégagement
- ✓ RF : Réserve Final
- ✓ RR : Réserve Route

### S-T-V :

- ✓ TAXI : Quantité de Roulage
- ✓ TAS : True Air Speed
- ✓ V<sub>opt</sub> : Vitesse Optimale
- ✓ VMO : Vitesse Maximal En Opération
- ✓ VFR : Visual Flight Rules
- ✓ VLE : Velocity Landing Gear Extended
- ✓ VLO : Velocity Landing Gear Operation
- ✓ V<sub>s</sub> : Stall Speed (vitesse de décrochage)

### W-X-Y-Z:

- ✓ XTR : Extra (surplus)
- ✓ Z<sub>p</sub> : Altitude Pression

## CODES ET ABREVIATIONS

Les abréviations et codes ci-dessous, sont utilisés dans le plans de vol technique "JETPLAN"

### A:

- ✓ A Fuel : Actuel Fuel

- ✓ AFR : Actuel Fuel Remaining
- ✓ ALT : Altitude
- ✓ ATA : Actuel Time of Arrival
- ✓ AW/TRK : Air Way / Trach
- ✓ AWY : Air Way

**B:**

- ✓ Basic : Basic Operating Weight
- ✓ B/O : Burn-off

**C:**

- ✓ CFU : Cumulative Fuel Used
- ✓ CLI : Climb
- ✓ COMP : Wind Component

**D:**

- ✓ DEV : Température Déviation From ISA
- ✓ DEST : Destination
- ✓ DST : Distance
- ✓ DSTR : Distance Remaining

**E:**

- ✓ EB/O : Estimated Burn-off
- ✓ EFR : Estimated Fuel Remaining
- ✓ ELAW : Estimated Landing Weight
- ✓ ELEV : Elevation
- ✓ EPLD : Estimated Payload
- ✓ ETA : Estimated Time of Arrival
- ✓ ETD : Estimated Time of Departure
- ✓ ETME : Estimated Time
- ✓ ETOW : Estimated Take-off Weight
- ✓ ETP : Erual Time Point
- ✓ EZ/FW : Estimated Zero Fuel Weight

**F:**

- ✓ FL : Flight Level

- ✓ FOB : Fuel on Board
- ✓ FREQ : Radio Frequency

### G:

- G/S : Ground Speed
- KGS : Kilos
- KTS : Knots

### M:

- ✓ M : Minus (M015=Average Head WIND 15 kts)
- ✓ M : Mach (M.80=Mach 0.80)
- ✓ MCS : Magnétique Cours
- ✓ MET : Meteorological information
- ✓ MH : Magnetic Heading
- ✓ MLDW : Maximum Landing Weight
- ✓ MORA : Maximum off Route Altitude
- ✓ MXSH : Maximum Wind Shear
- ✓ MZFW : Maximum Zero Fuel Weight

### N:

- ✓ NM : Nautical Air Mile

### O:

- ✓ OAT : Outside Air Temperature

### P:

- ✓ P : Plus (P015=Average Tail Wind 15 kts)
- ✓ PROGS : Weather Prognosis

### S:

- ✓ S : Wind Shear Component

### T:

- ✓ TAS : True Air Speed
- ✓ TCS : True Course

- ✓ TOC : Top of Climb
- ✓ TOC : Top of Descent
- ✓ TP : Tropopause

V:

- ✓ VAR : Magnetic Variation

W:

- ✓ WIND : Wind Direction Velocity
- ✓ WPT : Way Point
- ✓ WT : Weight

X:

- ✓ XTR : Extra fuel

Z:

- ✓ ZDST : Zone Distance
- ✓ ZFU : Zone Fuel
- ✓ ZT : Zone Time

## LISTE DES TABLEAUX

- Tab (I-1) : la flotte d'air algérie
- Tab (I-2) : réseau international
- Tab (II-1) : Historique de l'Airbus
- Tab (II-2) : Dimension
- Tab (II-3) : EGT du réacteur
- Tab (II-4) : Le système de carburant
- Tab (II-5) : limitations structurales
- Tab (II-6) : Vitesse Minimal De Contrôle
- Tab (II-7) : vitesses de manœuvre des volets et pour les volets sortis (VFE)
- Tab (II-8) : les limitations de vitesses
- Tab (II-8) : Limitation carburant
- Tab (II-10) : l'ACN
- Tab (III-1) : Distance Maximal De Déroutement
- Tab (IV-1) : trajectoire de décollage
- Tab (IV-2) : Montée en décollage
- Tab (IV-3) : Montée en vol
- Tab (IV-4) : Montée - masse atterrissage limité
- Tab (VI-1) : Caractéristique principale
- Tab (VI-2) : Dimension
- Tab (VI-3) : Aménagement
- Tab (VI-4) : Tarif carburant
- Tab (VI-5) : Tarif Fret



## LISTE DES FIGURES

- Fig (II-1) Dimension De L' A330-200
- Fig (II-2) les Moteurs
- Fig (II-3) Carburant Utilisable
- Fig (II-4) vitesse de décrochage (VS)
- Fig (II-5) vitesses limite et mach limite en opération (VMO/MMO)
- Fig (II-6) l' enveloppe opérationnelle
- Fig (III-1) Obstacles A Prendre En Compte
- Fig (III-2) La règle classique
- Fig (III -3) La règle « Down Hill » (DHR)
- Fig (III-4) Consignes Opérationnelles
- Fig (III-5) Panne Moteur
- Fig (III-6) Panne de Pressurisa
- Fig (III-7) Distance maximum de déroutement
- Fig (III-8) Présentation graphique
- Fig (III-9) Présentation graphique
- Fig (IV-1) Croisière à maxi range
- Fig (IV-2) croisière à Mach long range
- Fig (IV-3) croisière a Mach PRM
- Fig (IV-1) Incidence d'attente
- Fig (V-1) Profil De Mission
- Fig (V-2) Charge offerte
- Fig (VI-A) aménagement de B767-400
- Fig (VI-B) aménagement de B767-400
- Fig (VI-C) dimensions de B767-400



# SOMMAIRE

Introduction

## CHAPITRE I : présentation de la compagnie d'AIR ALGERIE

I-1- Historique .....	01
I-2- Autorisation de l'exploitation .....	01
I-3 - les Activités d'air algerie .....	02
I-4 - la Flotte d'air algerie .....	02
I-5 - Réseaux de lignes .....	03
I-5 -1 Réseau international .....	03
I-5 -2 Réseaux domestiques .....	04
I-6 - Présentation des services des opérations .....	04
I-7 - Organisation de la direction des opérations aériennes .....	04
I-8 - Organigramme de la direction des opérations aériennes.....	05

## CHAPITRE II : présentation de L'A330-200

II-1 - Historique de L'Airbus.....	06
II- 2 – Introduction.....	06
II -3 – Description.....	07
II- 3 -1 Dimension.....	07
II-3-2 Fuselage.....	08
II-3-3 Aménagement.....	08
II-3-4 Les moteurs.....	08
II-3-5 Carburant utilisable.....	10
II-3-6 Des matériaux d'avant garde.....	11
II-4- Limitations.....	11
II-4-1 Limitations structurales.....	11
II- 4-2 Limitations freins / pneus.....	12
II-4-3 Limitations des vitesses.....	12
II-4-4 l'enveloppe opérationnelle .....	19
II-4-5 Limitation carburant .....	19
II-4-6 limitations résistance piste.....	20
II-4-61 le système S / L, T / L, TT/L.....	20

II-4-6-2 le système ACN / PCN .....	21
-------------------------------------	----

### CHAPITRE III : autorisation ETOPS

III-1 Introduction.....	25
III-2 Définitions.....	25
III- 2-1 ETOPS .....	25
III- 2-2 Aérodrome Accessible.....	25
III- 2-3 Qu'est-ce qu'un ETOPS pour l'A330-200 .....	26
III- 2-4 Conditions d'obtention d'autorisation ETOPS .....	27
III-3 Règles Générales D'exploitation Pour Les Bimoteurs .....	28
III-4 Cas Ou L'avion Possède Une Autorisation ETOPS .....	28
III- 5 Pénalisation En Pente.....	29
III-6 Obstacles À Prendre En Compte .....	29
III-7 Performances Fournis Par Le Constructeur .....	29
III- 7 -1 La règle classique : .....	29
III-7-2 La règle « Down Hill » (DHR).....	30
III-8 Consignes Opérationnelles .....	31
III-9 Scénario De Panne ETOPS.....	32
III-9-1 Panne Moteur.....	32
III-9-2 Panne de Pressurisation .....	33
III-9-3 Distance Maximal De Déroutement.....	34
III-10 Modèle D'un Vol ETOPS Pour l'A330-200 .....	35
III-10-1 distance de déroutement à 60 min .....	35
III-10-2 Distance de déroutement à 90 min .....	35
III-10-3 Distance de déroutement à 120 min.....	36
III-10-4 Présentation graphique.....	36

### CHAPITRE IV : étude de performances

IV-1 la Montée.....	40
IV-1-1 Les Pentes Minimales De Montée .....	40
IV-1-2 Montée en exploitation.....	40
IV-2 Croisière .....	43
IV-2-1 Les consommations .....	43
IV-2-2 Rayon d'action spécifique : Rs.....	44
IV- 3 L'attente .....	51
IV-3-1 Incidence d'attente .....	51

IV-3-2 Choix de l'altitude d'attente .....	52
IV-4 La Descente .....	53
IV-4-1 Descente à pente minimale .....	53
IV-4-2 Vitesse verticale de descente minimale.....	53
IV-4-3 Descente à consommation minimale dite « économique ».....	53
IV-4-4 Descente à prix de revient minimal dite « normal ».....	53
IV-4-5 Descente de secours .....	54
IV-4-6 Descente cabine .....	54
IV-5 Calculs .....	54
IV-5-1 La Montée .....	54
IV-5-2 La Croisière .....	57
IV-5-3 LA Descente .....	63
<b>CHAPITRE V : étude de lignes</b>	
V-1 Introduction .....	66
V-2 Profil De Mission .....	67
V-2-1 Quantité de carburant réglementaire à embarquer.....	67
V-3 Plan De Vol Technique.....	69
V-3-1 Détermination de la masse maximale au lâcher des freins et de la charge offerte.....	69
V-3-2 Calcul de la charge offerte.....	69
V-3-3 Etude de la courbe de la charge offerte en fonction de la distance .....	70
V-4 Etude Des Lignes .....	71
<b>CHAPITRE VI : étude comparative entre l'A330-200 et le B767-400</b>	
VI-1 Présentation Du Boeing 767-400 .....	88
VI-2 Comparaison Entre L'A330-200 Et Le B767-40.....	91
VI-2-1 Caractéristique principale .....	91
VI-2-2 Dimension .....	91
VI-2-3 Aménagement .....	92
VI-2-4 Qualification Equipage.....	92
VI-2-5 Comparaison En Lignes Entre A330-200 et le B767-400 .....	93
VI-3 Etude Des Coûts D'exploitation Et Rentabilité .....	101
VI-3-1 Etude des coûts d'exploitation .....	101
VI-3-1-1 Internet de l'étude .....	101
VI-3-1-2 Etude détaillée .....	101

VI-3-1-3 Calcule des dépenses .....	102
VI- 3-1-4 Comparaison des coûts d'exploitation.....	105
VI- 3-1-5 Coûts par siège offert .....	108
VI-3-2 Etude De La Rentabilité Des Avions .....	109
VI-3-2-1 Méthode .....	110
VI-3-2-2 Les recettes .....	110
VI-3-2 -3 Prix des billets.....	110
VI-3-2 -4 Tarif Fret.....	110

## ANNEXE

## BIBLIOGRAPHIE

## INTRODUCTION

Ce projet a été proposé dans le but d'étudier les performances et le comportement de cet appareil A330-200, sur les différents réseaux (courtes, moyennes et longue) et les comparer avec son concurrent le B767-400 sur les deux aspects opérationnel et économique.

Pour exploiter un avion dont l'intérêt commercial : il faut étudier plusieurs procédures et suivre des exigences des normes afin d'assurer la régularité et la sécurité des vols, et avoir si le rapport gestion / coûts d'exploitation rendra la compagnie aérienne rentable.

Pour cela et durant notre stage au sein de la direction des opérations aériennes nous avons adopté une recherche documentaire par la description et l'analyse comparative entre les deux avions A330-200 et le B767-400.

Notre travail se résume aux points suivants

- une étude descriptive de l'A330-200 (dimension, aménagement fuselage, limitation...) pour arriver à définir et bien connaître l'appareil.

- une étude d'autorisation d'exploitation étendue pour les bimoteurs ; où nous avons présenté un modèle d'autorisation ETOPS pour l'A330-200 sur la ligne long courrier ALGER-MONTREAL.

- étude des performances de l'A330-200 pour les différentes phases de vol (montée, croisière, attente et descente).

- étude des paramètres opérationnelles (consommation, temps de vol, charge offerte) sur les différentes lignes ; court, moyen et long courrier.

En fin le dernier point, nous l'avons réservé à l'étude comparative des performances en lignes et des coûts d'exploitations et de rentabilité entre l'A330-200 et le B767-400.



chapitre -I-

Presentation de la  
compagnie  
AIR ALGERIE

## 1- HISTORIQUE :

Le transport aérien est un élément important pour le développement économique et l'aménagement du territoire. L'instrument de mise en œuvre des services de transport de travail aérien est la compagnie nationale « Air Algérie »

Il est à rappeler que le 18/02/1963 la compagnie général des transports aériens Air Algérie devient compagnie national dont la quelle l'état détient 50% de capital social.

En 1979, le rachat par l'état des actions détenues par les sociétés étrangères a permis le control complet de la compagnie avec 83% des actions.

L'algerianisation de capital social a été définitivement réaliser par le rachat des 17% des actions détenues par Air France en 1974.

Conferment à l'ordonnance N° 75-02-1975 Air Algérie est devenue société chargée, dans le cadre du plan nationale de développement économique et social, d'assurer des services reguliers interieurs et internationaux et de travail aérien.

La compagnie national Air Algérie a du reprendre de part au besoin de service public, notamment pour le désenclavement des regions éloigne ou isolé et d'autre part à des demande de voyage de type varie (échange internationaux, affaire tourisme, voyage familiaux pour notre émigration) sur le réseau international pour prendre en charge ces demandes, la compagnie a du croître de façons rapide en volume et en activité diverses.

Le siège social se trouve à Alger à Houari Boumediene, ainsi les directions financières, techniques et toute la structure operationnelle.

## 2- AUTORISATION DE L'EXPLOITATION :

L'ordonnance N° 75-39 du 17/06/1965 portant approbation des statuts d'Air Algérie fixe les objectifs dans le cadre de plan de développement économique et social des pays:

Par décret N°84-347 du 24/11/1984. Les autorités de l'entreprise son élargie aux activités de inter- service après dissolutions de celle-ci

Air Algérie prend la dénomination d'entreprise nationale d'exploitation des services aérienne avec comme bas mere Alger, et comme base d'affectation Oran, Constantine, Annaba.



### 3- LES ACTIVITES D'AIR ALGERIE :

Les principales activités de la compagnie tel qu'est défini le décret N° 84-374 du 24 novembre 1984, consiste à :

- le transport aérien du public, du fret et du courrier
- l'exploitation des lignes aériennes nationales et internationales
- l'entretien et la réparation des aéronefs
- l'assurances technique et commercial à d'autre compagnie étrangère
- vente des titres (billet) de transport pour son compte et pour le compte de d'autre compagnie

La compagnie « AIR ALGERIE » devient aujourd'hui l'une des premières compagnies à l'échelle du tiers monde et ça par l'étendu et son réseau, la fiabilité de ces moyens d'exploitation, la bonne qualité de ses services, ainsi qu'à la haute qualification de son personnels

### 4- LA FLOTTE D'AIR ALGERIE :

<u>Avion</u>	<u>Immat</u>	<u>Moteur</u>	<u>MTOW</u>	<u>MLW</u>	<u>MZFW</u>	<u>Bruit</u>	<u>Vitesse</u>
B737-200 2D6	7T-VEF	JT8-D9A	52400	46700	43100	I	0.74
	7T-VEG	JT8-D15				II	
	7T-VEJ					II	
	7T-VEK					II	
	7T-VEL					II	
	7T-VEN					II	
	7T-VEO					II	
	7T-VEQ					II	
	7T-VER					II	
	7T-VEY					II	
B737-200 2D6C	7T-VED		JT8-D9A	52390	46700	43100	II
	7T-VES	JT8-D15	III				
B737-200 2T4	7T-VEZ	JT8-D17	56473	48400	43100	II	0.73
	7T-VJA					II	
	7T-VJB					III	
B737-800 8D6	7T-VJJ	CFM56-7B26	78244	65317	61688	III	0.78
	7T-VIK					III	
	7T-VJL					III	
	7T-VJM	CFM56-7B24	72802	65317	61688	III	0.78
	7T-VJN					III	
7T-VJO	III						

B737-600 6D6	7T-VJP	CFM56-7B22	65090	54657	51482	III	0.78
	7T-VJQ					III	
	7T-VJR					III	
	7T-VJS					III	
	7T-VJT					III	
7T-VJU	III						
B767-300	7T-VJG	CF6-80C2B2F	156489	136077	126096	III	0.80
	7T-VJH					III	
L100-30	7T-VHG	501-D22A	70077	64155	17917	III	HSC
	7T-VHL					III	
E27-400M	7T-VRV	RR5367R	20250	48597	17917		LRC
	7T-VRQ						
	7T-VRL						
	7T-VRU						
	7T-VRJ						
7T-VRK							
7T-VRR							
ATR72	7T-VUM	P&W 127F	22000	21350			-
	7T-VUH		22000	21350			
	7T-VUI		22000	21850			
	7T-VUQ		22000	21.85			
	7T-VUN		21500	21.85			
A330-200	7T-VJV	GE CF6-80E1A2 PW4164&4168 &R TRENT 768&772	230000	180000	168000	III	LRC
	7T-VJW					III	
	7T-VJX					III	
	7T-VJY					III	
7T-VJZ	III						

Tab (I-1)

### 5. RESEAU DE LIGNES

#### 5-1 Réseaux International

Réseau France	France
Réseaux Europe 1	Espagne, Portugal, Italie, Suisse, Allemagne, Hollande, UK, Belgique
Réseaux Europe 2	Pologne, Hongrie, Russie, Tchécoslovaquie
Réseaux méditerranée / moyen orient	Grèce, Turquie, Egypte, Syrie, Tunisie, Maroc, Emarat, Arabie Unis, Jordanie, Liban, Libye, Arabie Saoudite.
Réseaux Afrique	Mali, Niger, Mauritanie, Sénégal.

Tab (I-2)

## 5-2 Réseaux Domestiques

Il assure la desserte de 27 villes :

Adrar, Alger, Annaba, Béchar, Bejaia, Biskra, Bordj Badji Mokhtar, Constantine, EL-Goléa, El-Oued, Ghardaia, Hassi Messaoud, Illizi, In Amenas, In Guezzam, In Salah, Jijel, Oran, Ouargla, Tamanrasset, Tebessa, Tiaret, Timimoun, Tindouf, Telemcen, Tougourt.

## 6 - PRÉSENTATION DES SERVICES DES OPÉRATIONS

L'objet général des opérations est de permettre d'assurer la réalisation des vols dans les meilleures conditions de sécurité, de régularité et de qualité de services aux passagers.

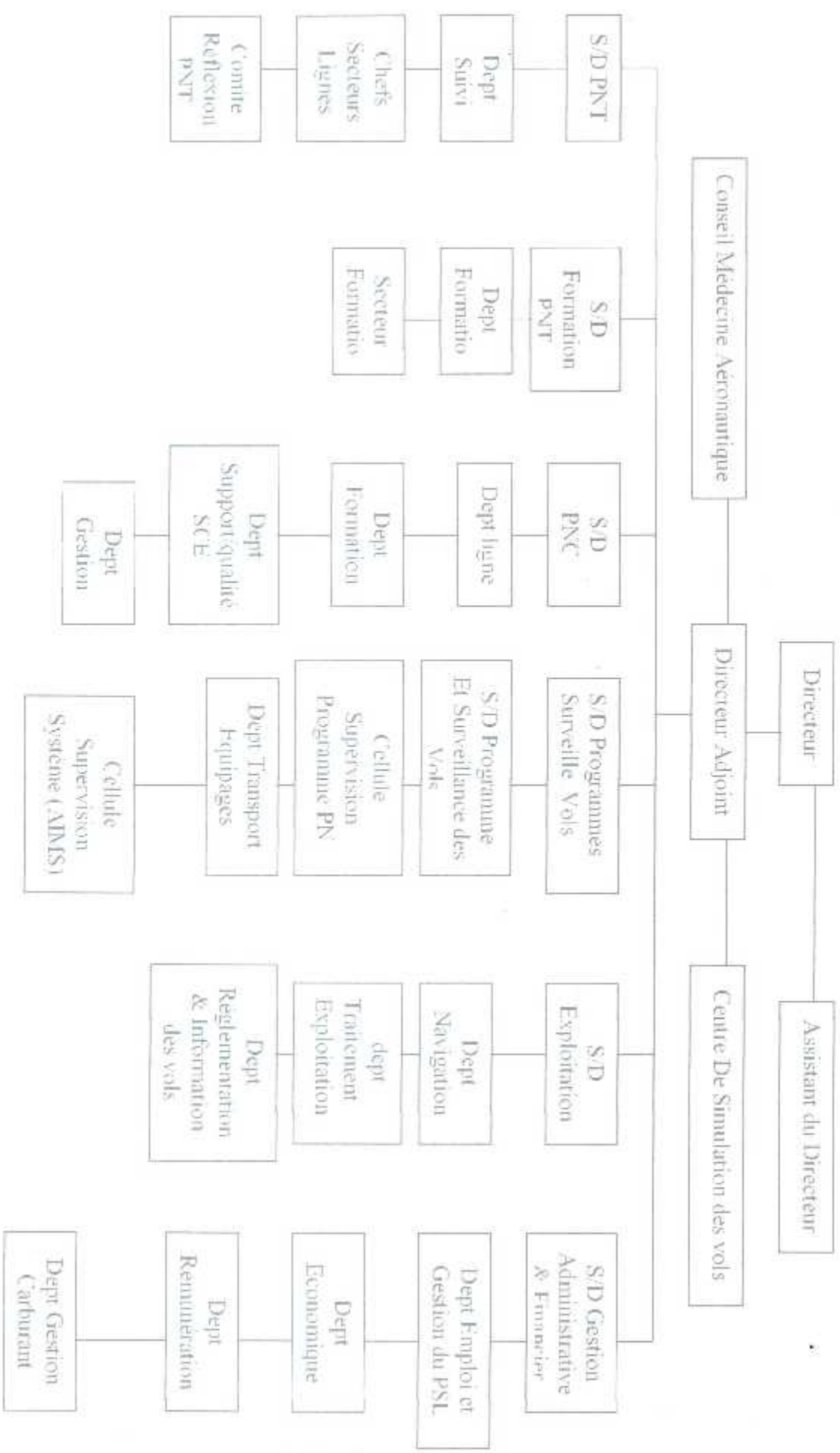
Pour assurer cette mission, les opérations couvrent les principaux domaines des activités suivantes :

- Élaboration et la mise à jour de la documentation.
- La préparation des vols.
- Étude opérationnelle diverse.
- Etude de la réglementation
- Gestion carburant

## 7 - ORGANISATION DE LA DIRECTION DES OPÉRATIONS AÉRIENNES

On entend par « opération aérienne » tout ce qui est lié à la gestion des aéronefs de la compagnie, prévoir et gérer l'exploitation des matériels et des personnels navigant ainsi que les paramètres technique et économiques liés au vol (gestion de carburant, redevance des vols, salaire des personnels navigants)

**8 - ORGANIGRAMME DE LA DIRECTION DES OPERATIONS AERIENNES**



chapitre -II-

Presentation de  
L'A330-200



**1 - HISTORIQUE DE L'AIRBUS:**

années	mois	Principales étapes de l'histoire des avions AIRBUS
1969	Mai	Signature de l'accord franco-allemand de construction de l'A300B
1970	Décembre	Création d'airbus industrie
1972	Octobre	A300 : Premier vol de l'A300B
1987	Février	A320 : premier vol commercial
1991	Juin	A330/340 : lancement de projet
1992	Octobre	A340 : premier vol
1993	Novembre	A330 : premier vol
1993	Janvier	A340 : premier livraison
1993	Décembre	A330 : premier livraison
1997	janvier	Lancement des études préliminaires pour l'A340
1997	Juin	Lancement des projets de l'A340-500 et de l'A340-600
2000	Décembre	Lancement officiel à la construction de l'A380
2002	juin	Livraison du premier A340-600

Tab (II-1)

**2 - INTRODUCTION:**

L'A330-200 figure parmi les avions de ligne les plus avancé à l'heure actuelle, construite par AIRBUS INDUSTRIE pour concurrencer les produits proposé par les avionneurs d'autre atlantique sur le marché et pour attirer les commandes, il faut lancé en novembre 1995.

Bien que l'A330 était le plus gros biréacteurs au monde c'est aussi celui qui rencontre le plus de succès au près des compagnies ; grâce a son imposant rayon d'action.

3 - DESCRIPTION:

3 -1 Dimension

	<u>A330-200</u>
LONGUEUR	58.37m
ENVERGURE	60.3m
HAUTEUR	17.3m
VOIE	10.68m
EMPATTEMENT	22.18m

Tab (II-2)

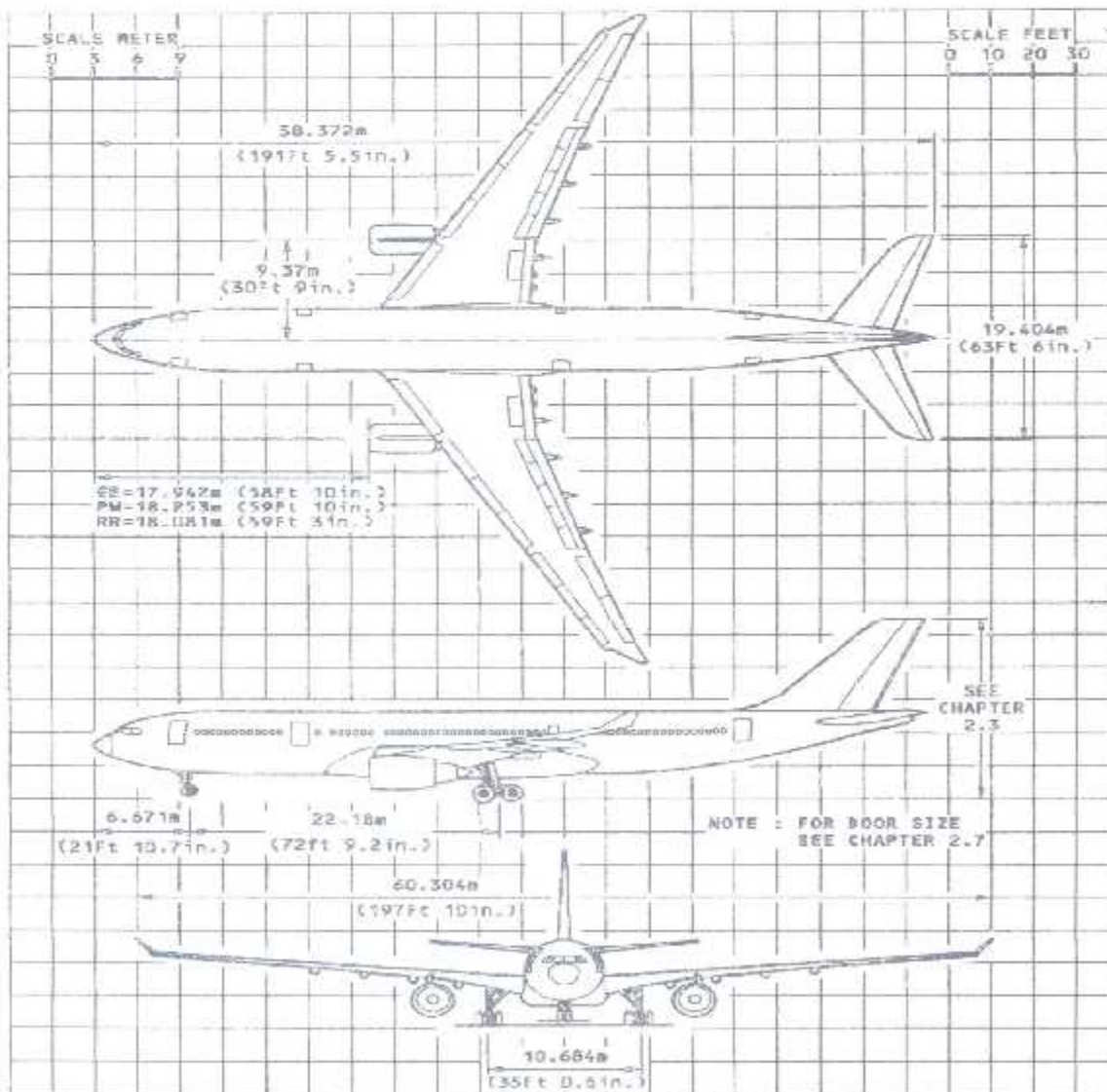


Fig (II-1)



### 3-2 Fuselage:

L'A330-200 est caractérisé par un fuselage de 5.64m. la capacité d'accueil de la cabine de ce fuselage large est impressionnante; en capacité haute densité ce qui donne une possibilité d'aménagement et d'accueil remarquable.

### 3-3 Aménagement.

L'aménagement des sièges des passagers s'effectue en fonction des besoins de son exploitation car il y a trois configurations envisageable (première, affaire et économique). De ce fait ; le fuselage de l'A330-200 peut être aménager de façon à embarqué jusqu'à 301 passager pour un aménagement d'une seule classe ou 293 passages pour un aménagement de deux classes (classe économique, classe affaire).

En configuration trois classes, l'A330-200 peut emporter 269 personnes (12 en première, 36 en affaire et 221 en économique).

### 3 - 4 les Moteurs.

L'A330-200 reprend exactement les même moteurs dans les même versions que celles de La330-300, c'est-à-dire les CF6 de general electric, les prath & Whitney ainsi les Rolls-Royce. Ces dernier offrent des pousses de l'ordre de 28.5 tonnes et 32.4 tonnes (voir figure II-2).

#### a- les données principales du moteur sont :

- TAT
- N1
- EGT
- FF

#### b- les données secondaires de moteur sont :

- N2
- La quantité d'huile
- Pression d'huile
- La température d'huile
- La vibration

#### c- le nombre de tour de réacteur (RPM) :

Les limitations maximales operationnelles sont :

- N1 – nombre de tour du rotor de compresseur, base pression 115%
- N2 – nombre de tour du rotor du compresseur, haute pression 113%
- EGT du réacteur

configuration	Temps limite (min)	EGT limite (°C)
Décollage / remise des gaz	5 min	975 °C
	10 min	
Maxi - contenu	Unlimited	940 °C
starting	Unlimited	750 °C
		975 °C

Tab (II-3)

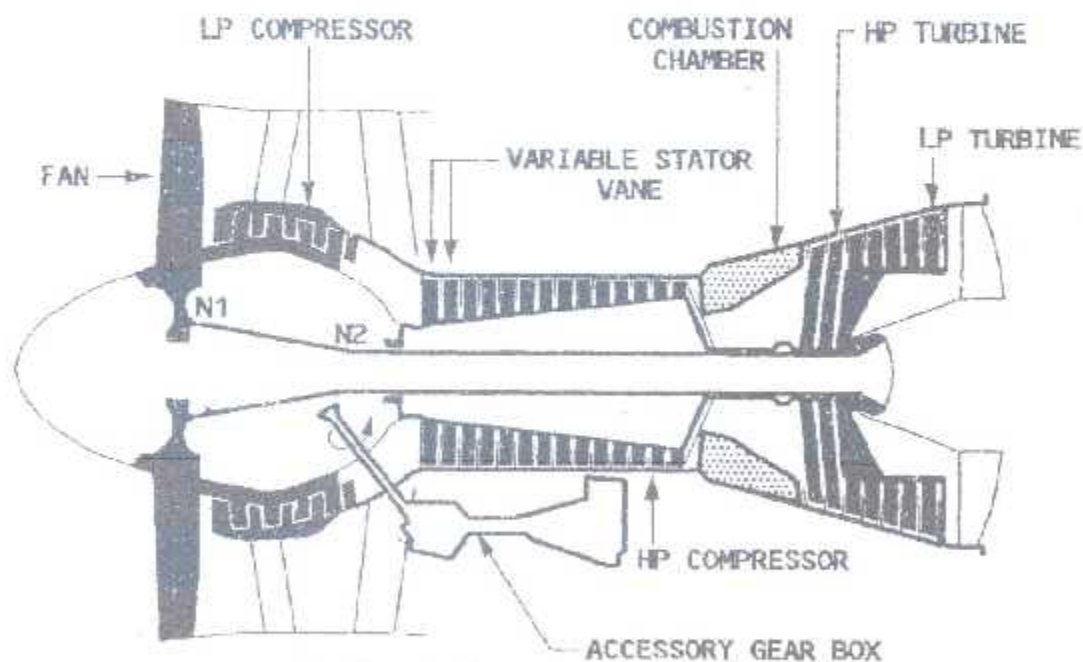
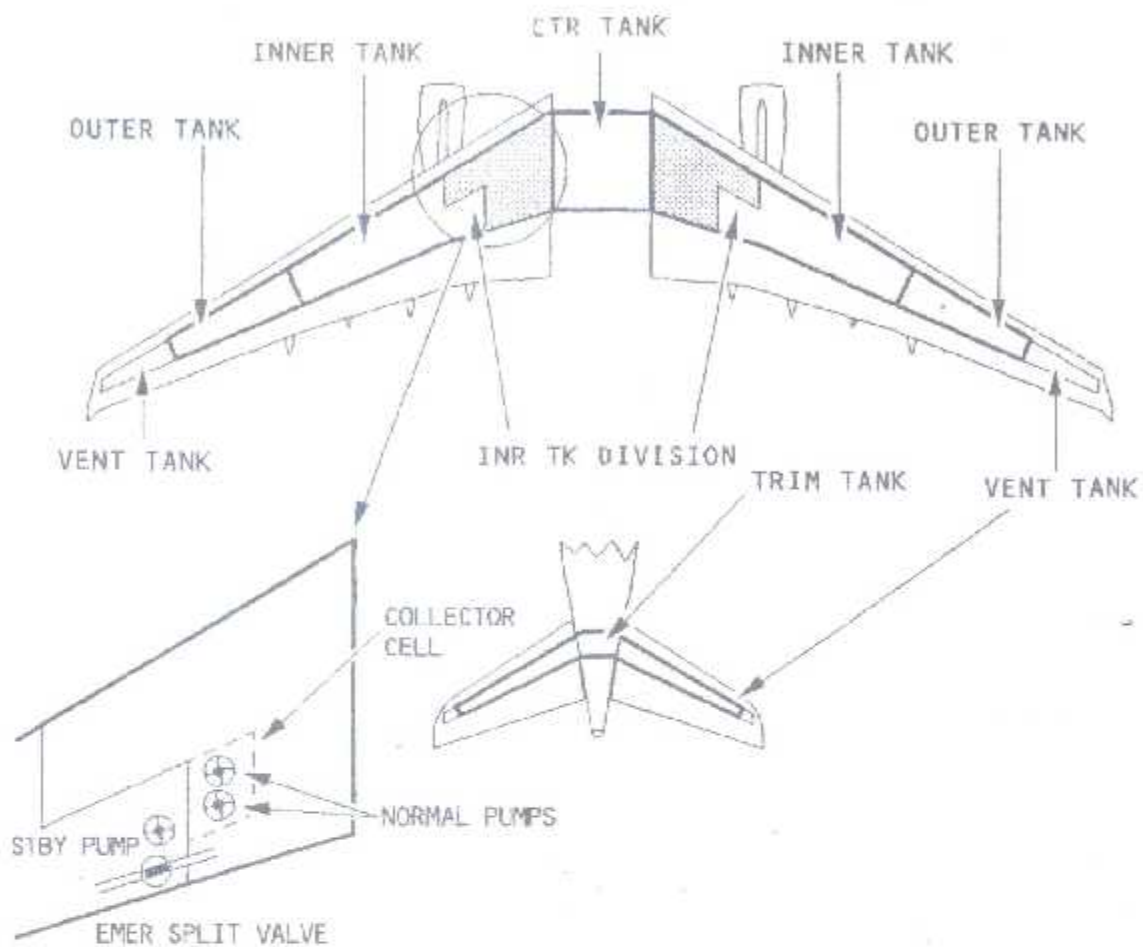


Fig (II-2)

3-5. Carburant Utilisable:



(Fig II-3)

Il existe plusieurs types de carburateurs qui diffèrent les uns des autres par leur point de congélation maximum, leur point éclair minimum.

Le système de carburant pour notre A330-200 est certifié par trois types.

Désignation	type	Point de congélation maximum °C
KEROSENE JP1	JET A1	-47
	JET A	-40
JP5	JP5	-46
JP8	JP8	-47

Tab (II-4)

3-6 des matériaux d'avant garde:

Pour alléger le poids de l'AIRBUS, on réalisa le plus grand nombre possible d'élément avec de nouveaux matériaux.

Ainsi, une large part de cellules de l'A330-200 fait appel aux matériaux composites, notamment au CRRP (fibre de carbone renforcé de carbone) et de GFRP (aramide renforcé de carbone).

Parmi les principaux sous ensembles fabriqués en matériaux composites :

- presque la totalité de voilure ;
- bord d'attaque des ailes ;
- les rails de voles ;
- les congès de raccordement aile -fuselage ;
- la plus grande partie des empennages, sauf la partie centrale de l'empennage horizontale.

**4- LIMITATIONS:**4-1 limitation structurales:

Caractéristique avion	unité	
masse maximale structurale au lâché des freins	KGS	230 000
	LBS	507 065
masse maximale structurale à l'atterrissage	KGS	180 000
	LBS	396 830
masse maximale structurale sans carburant	KGS	168 000
	LBS	370 375
masse maximale au parking	KGS	230 900
	LBS	509 045
Masse opérationnelle à vide	KGS	124 948
	LBS	275 465
Masse de base	KGS	122 000
	LBS	268 965
Charge offerte maximale	KGS	46 000
	LBS	101 413

Capacité sièges	UNE CLASSE	301
	DEUS CLASSES	293
	TROIS CLASSES	269
Capacité carburant	LTR	139 090
	KGS	109 186
	LBS	240 713

Tab (II-5)

#### 4-2 limitations freins / pneus:

##### 4-2-1 limitations freins:

L'énergie cinétique accumulée lors de la manoeuvre 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 manoeuvre d'arrêt (V1 frein).

V1 frein est fonction de la distance de décollage utilisable de la masse de décollage, et de la température

##### 4-2-2 limitations pneus:

Les pneus sont garantis jusqu'à une certaine vitesse de roulement ; l'avion devra quitter le sol avant cette limite ;  $V_{lof} < V_{pnets}$

#### 4-3 limitations des vitesses:

##### 4-3-1 vitesse effective de panne (VFE):

Vitesse à laquelle le moteur critique sera supposé tomber en panne au cours du décollage.

##### 4-3-2 vitesse de décision (V1):

C'est la vitesse retenue comme moyen de décision, en cas de panne de toute nature, au cours de la manoeuvre de décollage.

#### 4-3-3 vitesse de rotation (VR):

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

#### 4-3-4 vitesse d'envol VMU et VLOF:

**VMU** : 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 touche le sol. Il faut une vitesse minimale pour qu'il s'envole, puisque à 10° d'assiette correspond à un CZ précis).

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

- avec moteur en panne VMV (N-1)
- sans la panne du moteur VMU (N)

**Vlof** : 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.

#### 4-3-5 vitesse minimales de contrôle (VMC):

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

- **Vmcg** (vitesse minimale de contrôle au sol) : à cette vitesse, il doit être possible de garder le contrôle de l'avion sur la piste en ne se servant que des gouvernes principales.

- **Vmca** (vitesse minimale de contrôle en vol) : à cette vitesse, en cas de défaillance du moteur critique au cours de décollage, l'avion peut être repris en main et maintenu en vol rectiligne, soit avec un dérapage nul, soit avec une inclinaison inférieure à 5°.

- **Vmcl** : c'est la vitesse à laquelle en cas de panne moteur, il est impossible de prendre le contrôle de l'avion, et de le maintenir en vol rectiligne avec une inclinaison de 5°.

Pour notre A330-200 on a :  $V_{mcl} = 118$  (KTSAS)



Altitude ft	Vmca KT(CAS)	Vmcg		
		Conf - 1+f	Conf - 2	Conf - 3
0	106	108	108	108.5
2000	103	106	106	106.5
4000	100	103	103.5	103.5
6000	97.5	100	100.5	100.5
8000	94	97.5	97.5	97.5

Tab (II-6)

#### 4-3-6 vitesse de décrochage (VS)

C'est la vitesse minimale de vol en régime stabilisé dans la configuration considérée que se soit décollage, croisière, approche ou atterrissage.

A chaque fois qu'on écrit VS il faut préciser la configuration de l'avion.

Les conditions de détermination de VS sont les suivantes :

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

Le graphique suivant montre la détermination de VS pour toute la gamme de masses et toutes les configurations (volet hypersustentation en particulier).

#### Exemple : (Fig II-4)

Pour une  $\left. \begin{array}{l} \text{MTOW}=160\text{t} \\ \text{Pressure alt } 1500\text{ft} \\ \text{Clean conf} \end{array} \right\} \rightarrow \text{VS}=140 \text{ kts}$



**R STALLING SPEEDS**

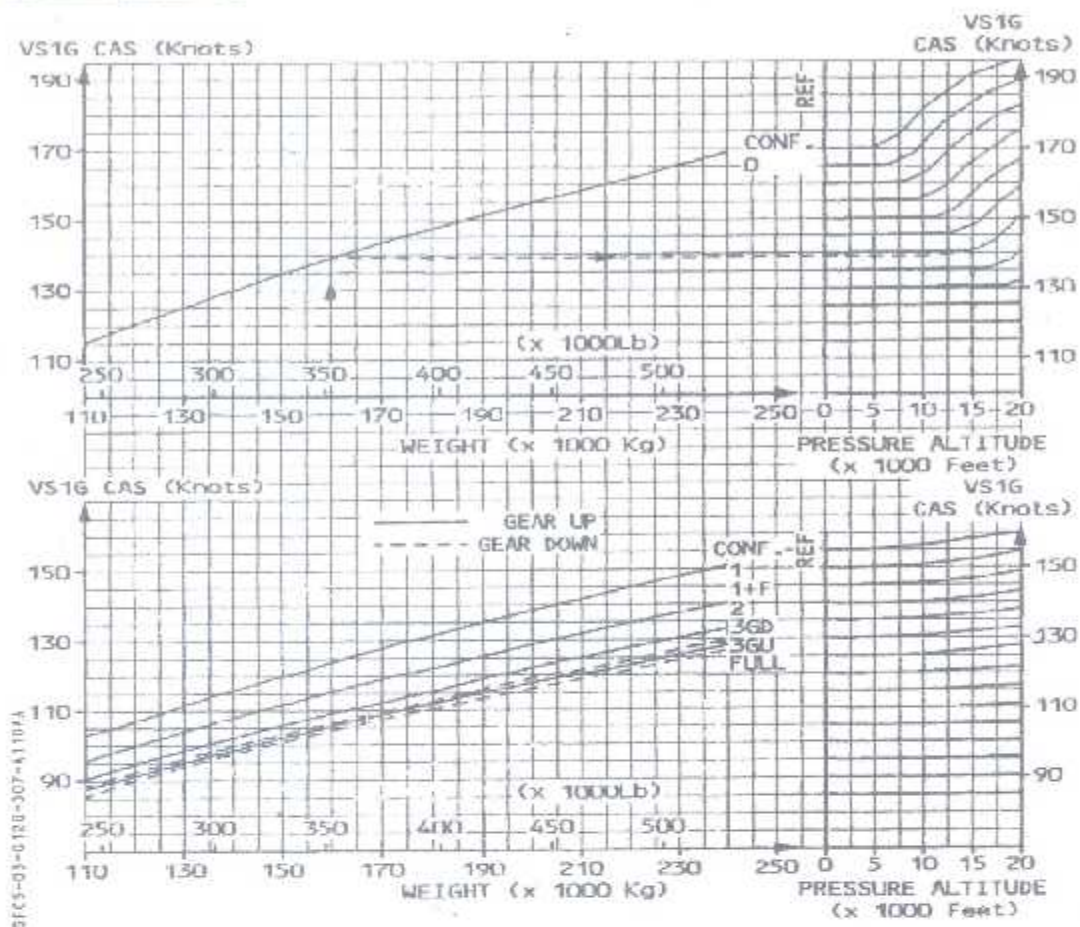


Fig (II-1)

4-3-7 vitesse de sécurité au décollage (V2):

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)

4-3-8 vitesses limite et mach limite en opération (VMO/MMO):

La vitesse choisie par le pilote doit être inférieur ou égal à VMO ou MMO

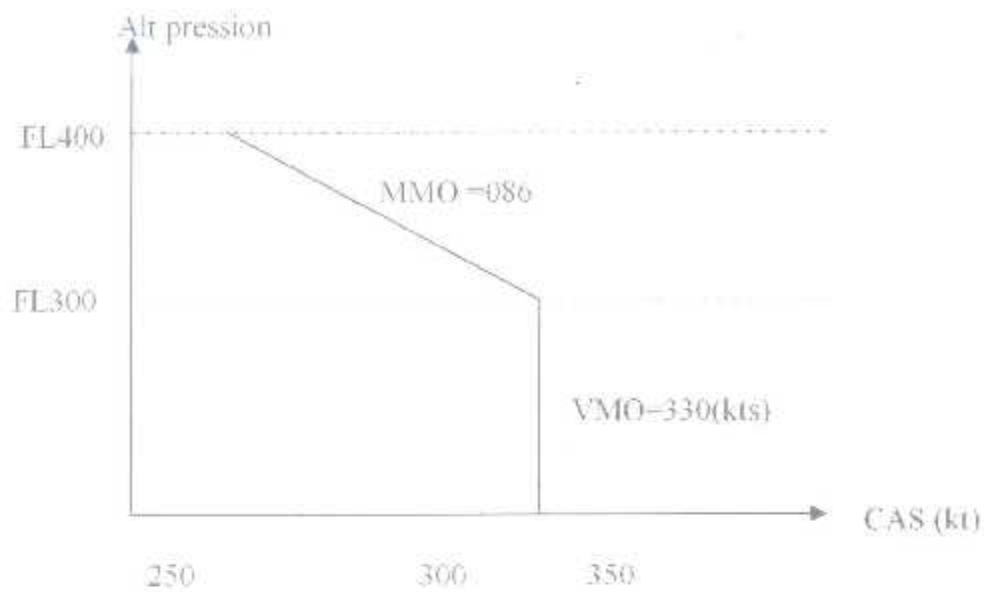


Fig (II-5)

#### 4.3-9 vitesses de manœuvre des volets et pour les volets sortis (VFE).

Le tableau suivant résume la vitesse limite VFE à différentes configurations

Lever position	Flight phase	Max speed VFE kt
0	Climb/cruise/holding	/
1	Holding	240
1	Take-off	215
2	Approach	205
	Take-off	196
3	Take-off/aproach	186
full	Landing	180

Tab (II-7)

4-3-10 vitesses maximales pour la manœuvre du train (VLO)  
et le vol train sortie (VLE):

Pour A330-200 on a : VLO= VLE =250 kts pour M.55.

Le tableau suivant résume toutes les limitations de vitesses pour notre avion A330-200.

Vitesse	Phase de vol	limitation	
VEF	Décollage	$\leq V1$ $\geq VMCG$	
VFE	Toutes les phases	Volet	VFE-KT IAS
		1	240
		1	215
		2	205
		2	196
		3	186
Full		180	
		$\geq VEF$	
		$\geq VMGC$	
		$\leq VR$	
		$\leq VMBE$	
V1	Décollage	$\geq V1$ $\geq 1.05 VMCA$	
VR	Décollage	$\geq V1$ $\geq 1.05 VMCA$	
VMU (N)	Décollage	$\leq VMU (N-1)$	
VLOF	Décollage	$\geq 1.1 VMU (N-1)$ $\geq 1.05 VMU (N)$ $\leq V \text{ pneus}$	
V2	Décollage	$\geq VLOF$ $\geq V2 \text{ min}$	
VMCA	Décollage	$\leq 1.2 VS$	
V2 min	Décollage	$= \max \left\{ \begin{array}{l} 1.13 VS \\ 1.10 VMCA \end{array} \right.$	
V APP	Remise des gaz	$\leq 1.4 VS$	

V ATT	Atterrissage	$\leq 1.23 VS$
VMO/MMO	Croisiere	330kts/0.80
VLO	Atterrissage	250/0.55
VLE/MLE	atterrissage	250/0.55

Tab (II-8)

**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 :  $V_L$ ,  $V_R$ ,  $V_2$ .

**4-4 L'enveloppe opérationnelle :**

Le constructeur a donnée de telle limite (température, altitude pression) pour les quelles les performances de l'avion ont été vérifiées et certifiées, et cela pour encadrer le domaine courant d'utilisation.

L'exploitant doit s'assurer qu'il est toujours à l'intérieur de ce domaine malgré que son dépassement reste d'une probabilité extrêmement faible.

La figure (II-6) montre les limites d'utilisation de l'A330-200.

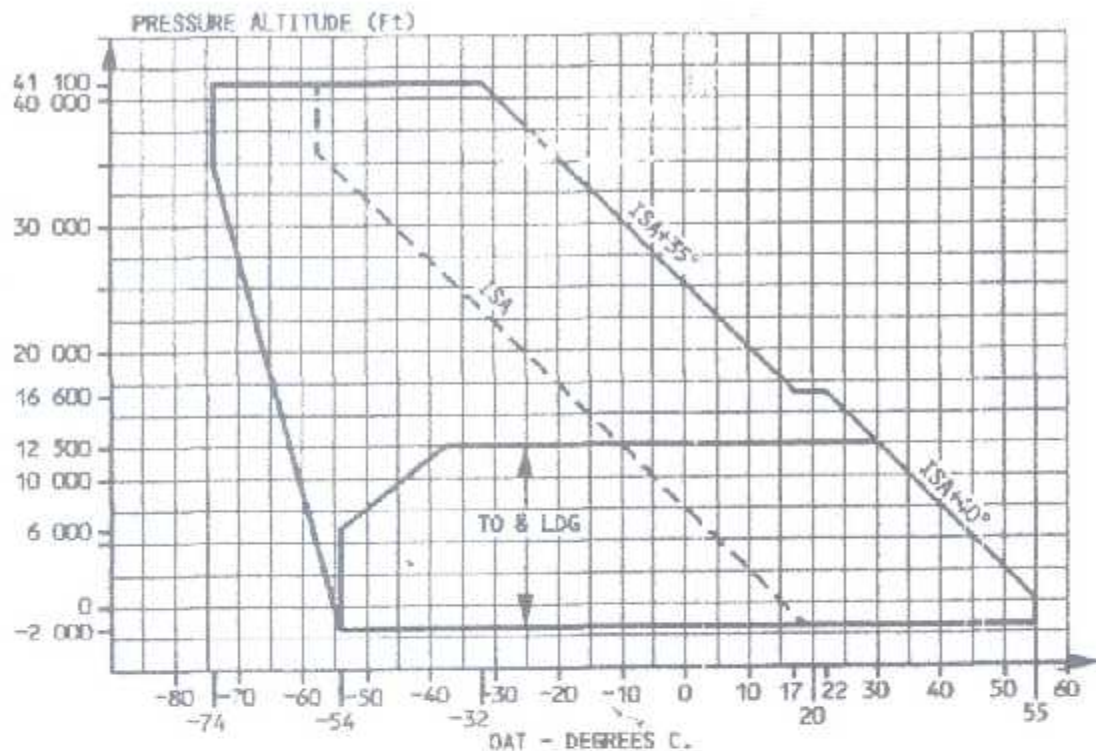


Fig (II-6)

4-5 Limitation carburant :

L'A330-200 peut embarquer plus de 109t de carburant ce qui lui rend un véritable long courrier. Ce carburant peut être embarqué dans trois types de réservoirs :

- Outer tank : ces types de réservoirs sont placés au milieu de l'aile ;
- Inner tank : ces réservoirs se trouvent sur les ailes à côté de l'emplanture ;
- Trim tank : ce réservoir se trouve à l'empennage, il est utilisé pour le transfert de carburant pour avoir un centrage optimal le long de trajectoire (voir figure II-3) ;

USABLE FUEL						
		Outer tanks	Inner tanks	Center tank	Trim tank	Total
Volume	Litres	3650 * 2	42000 * 2	41560	6230	139090
	Usgallons	964 * 2	11095 * 2	10979	1646	36743
Weight	Kg	2865 * 2	32970 * 2	32625	4897	109186
	Lb	6317 * 2	72686 * 2	71925	10782	240713



#### 4-6- Limitations résistance piste :

Pour diminuer les contraintes dues à l'encombrement de l'espace aérienne mais aussi pour améliorer la productivité de matériels volant, les constructeurs en mise en point des appareils de plus grandes capacités, cette accroissement de la capacité va de paire avec une augmentation de poids des avions donc des charges sur les chaussées est c'est le cas de notre appareils avec MTOW =230ton pour résoudre ce problème, deux systèmes d'expression de la résistance de piste sont utilisé couramment :

- le système S / L, T / L, TT / L (système des atterrisseurs type) ;
- Le système ACN / PCN

Un pilote ne peut surtout pas atterrir sur un aéroport sans connaître son PCN, le recueil des données nécessaire ainsi que la connaissance des deux méthodes permettent d'avoir une bonne préparation de vol.

#### 4-6-1- le système S / L, T / L, TT / L :

C'est en fonction de la configuration des trains d'atterrissage principale que la résistance de piste est exprimée.

- **S / L** : (single, roue simple) pour un train principale équipée d'une roue
- **T / L** : (tandem, jumelage) pour un train principal équipée de deux roues.
- **TT / L** : (twin tandem, boggie) pour un train principal équipé de quatre roues, la charge maximal admissible sur une jambe est exprimé en millier de livre par un nombre qui suit la configuration précédente.

#### Exp:

T / L 80 : la charge maximal admissible sur une jambe de train principal est de 80 000 lbs.

#### UTILISATION DU SYSTEME :

Avec une masse maximale de système d'un avion donnée, qui doit décoller d'un aéroport donnée, on peut lire les informations nécessaires dans le chapitre « AIRPORT DIRECTORY » JEPPSEN concernant S / L, T / L, TT / L, et en associant le type de configuration du train

d'atterrissage principal de ce avion, on peut déduire la charge maximale admissible sur une jambe de certain.

Mais pour connaître la masse avion maximale admissible il faut avoir le pourcentage du poids total avion qui est supporté par une jambe du train principal, et pour cela il faut reporter au tableau ACN à la ligne qui traite l'avion considéré pour la masse maximale de structure au décollage donner auparavant.

Finalement, et en aboutissant au pourcentage recherché (trouvé sur le tableau ACN) le poids total avion est égale à la charge maximale admissible sur une jambe du train d'atterrissage principal divisé par le pourcentage trouvé.

#### 4-6-2- le système ACN / PCN

La méthode ACN / PCN est un système international normalisé de communication de renseignements permettant de déterminer l'admissibilité d'un avion sur un aéroport, en fonction de la résistance des chaussées de la plate-forme concernée élaborée par l'organisation de l'aviation civile internationale (OACI) imposées aux constructeurs d'avions, cette méthode est applicable de puis 1983 par l'ensemble des états membre pour la gestion de leurs aéroport.

Le PCN d'une chaussée indique qu'un avion dont l'ACN est inférieure ou égale à ce PCN peut utiliser cette chaussée, ainsi un avion peut utiliser sans restriction une chaussée si deux conditions sont simultanément vérifiées, à savoir que :

- l'ACN de l'avion déterminé par le type de chaussée (souple ou rigide) et la catégorie de son sol support soit inférieure ou égale au PCN de cette chaussée.
- La pression des pneumatiques de l'avion n'excède pas la pression maximale admissible publiée par la chaussée

#### A) Le PCN : (voir abréviation)

C'est le nombre exprimant la portance d'une chaussée donnée, cette information est publiée de la manière suivante (d'après les spécifications de l'annexe 14 de l'OACI):

PCN = nombre/R ou F/A, B, C ou D/W, X, Y ou Z/T ou U.

Le nombre est le numéro de classification arrondi à un nombre entier, il sera utilisé en comparaison avec l'ACN.



- La nature de l'ACN :

- **F** : souple, (F pour flexible) ;

- **R** : rigide ;

- Catégorie de résistance du sol support :

- **A** : résistance élevée ;

- **B** : résistance moyenne ;

- **C** : résistance faible ;

- **D** : résistance ultra faible ;

- Limite de pression de gonflage des pneumatiques :

- **W** : pas de limitation de pression.

- **X** : pression limitée à 1,50Mpa.

- **Y** : pression limitée à 1Mpa.

- **Z** : pression limitée à 0,5Mpa.

- Base D'évaluation du PCN :

- **T** : (technique) détermination par calcul.

- **U** : détermination par expérience.

B) L'ACN : (voir abréviation)

C'est le nombre exprimant l'effet d'un avion de type donné sur une chaussée de type également donnée. (Souple ou rigide)

Il est déterminé conformément à certaines procédures normalisées par les constructeurs aéronautiques, cet ACN est publié sous la forme simplifiée suivante qu'on peut également trouver sur l'AIRPORT DIRECTORY « JEPSEN »

Aircraft type	MTOW (T) EW (T)	flexible				Rigide			
		A	B	C	D	A	B	C	D
A330-200	230	62	67	78	106	53	61	73	85
	125	29	31	34	43	29	28	32	37

Tab(II-10)

Avec ce tableau ci-dessous et en connaissant la masse à laquelle l'A330-200 veut venir sur une plate-forme dont la qualité du sol est connue, il est possible de déterminer son ACN.

### CAS DE DEPASSEMENT DU PCN (ACN > PCN)

Si le PCN est affecté du code « U », la méconnaissance des caractéristiques de la chaussée devrait, sauf atterrissage d'urgence, inciter à refuser l'avion.

Mais si le PCN est affecté du code « T », il convient de se ramener à la charge admissible  $P_0$  du type d'avion considéré pour la chaussée.

### MODEL D'APPLICATION :

Soit à calculer la limitation « résistance de piste » à Alger (HOUARI BOUMEDIEN) sur la RWY 09/27. Pour un A330-200 de MTOW=230t

PCN 78/F/D/W/T

Le numéro de classification de la chaussée est de 78, sa nature est souple, la catégorie de résistance du sol est très faible, la pression des pneumatiques non limitée et l'évaluation a été faite selon une technique.

- pour une masse de 230t, l'ACN est égale à 106
- pour une masse de 125t, l'ACN est égale à 43

Nous constatons que l'A330-200 n'est pas autorisé à décoller à une masse de 230t, car à cette masse l'ACN > PCN, il ne faut donc diminuer la masse d'avion pour que l'ACN soit égale au PCN.

Pour ce faire nous considérons que l'ACN est linéairement dépendant de la masse.

- pour variation de masse avion  $\rightarrow \Delta M = 230 - 125 = 105t$

- pour une variation d'ACN  $\rightarrow \Delta \text{ACN} = 106 - 43 = 63$ .

La masse limitative sera celle pour laquelle l'avion a un ACN de 78, une diminution de 28 points d'ACN / MTOW.

La masse à déduire de la masse maximale pour avoir un ACN de 78 (ACN=PCN) :

$$\Delta \text{ACN} \rightarrow \Delta M$$

28  $\rightarrow$  abattement.

$$\text{Abattement} = \Delta M \cdot 28 / \Delta \text{ACN}$$

$$\text{Abattement} = 105 \cdot 28 / 63$$

$$\text{Abattement} = 46$$

Limitation MTOW = 230 - 46 = 184t

Donc avec cette masse l'A330-200 peut passé (avec une réglementation approuvée) sur la RWY 09/27 de l'aérodrome d'Alger.

chapitre -III-

Autorisation  
ETOPS

## **1- INTRODUCTION:**

Si en analyse la terre, on trouve que 70% de sa surface est couverte par les océans et 10% par les déserts.

Le survol des zones inhospitalières était toujours exploité restreint pour les tri et quadrimoteurs qui assuraient des raisons de très longues distances.

Donc l'exploitation des bimoteurs était limitée au survol des terrains habités, raison de sécurité, mais cet état d'esprit évolua soudainement dans les années 80.

Sous la pression des compagnies aériennes réclament des longs courriers plus petits que des modèles proposés.

L'évolution se fait en plusieurs temps, les autorités réglementant la navigabilité acceptèrent d'abord qu'un bimoteur peut survoler les océans ou les déserts à condition de pouvoir rejoindre en cas de panne moteur, l'aérodrome le plus proche en moins 60 minutes.

L'application de cette norme se révéla satisfaisante au point d'encourager les législateurs à repousser peu les limites de déroutement autorisé, de 60min on passa à 90min puis à 120min, aujourd'hui un éloignement de 180 min est admis.

Ce qui ouvre aux bimoteurs un champ intercontinental particulier sur l'atlantique nord où ils peuvent désormais suivre des tracés aussi directs que les tri ou les quadrimoteurs.

## **2- DEFINITIONS:**

### **2-1- ETOPS (Extended Range Twin Engine Operating):**

L'Exploitation opérationnelle entendue pour les bimoteurs

c'est l'exploitation de tout avions à hélice de masse maximale certifiée au décollage supérieur à 5700KG et tout avions équipé de deux turboreacteurs au-delà de 60 min vers un aérodrome accessible à la vitesse monomoteurs.

### **2-2- Aérodrome Accessible :**

Une des caractéristiques distincte de l'ETOPS est le concept d'un aérodrome convenable qui doit disponible et vers le quel l'avion peut se dérouter si une panne ou une combinaison de pannes l'exige. Alors que, lors d'un vol 'NON ETOPS', les avions opérant dans un

environnement ou il y a normalement un choix d'aérodrome de déroutement, un avion en ETOPS peut n'avoir qu'un aérodrôme dans le rayon maximum de déroutement.

Il est donc très important que de tel aérodrôme ait les capacités, les services et les facilités pour recevoir en toute sécurité un avion en ETOPS

Un aérodrôme accessible est un aérodrôme qui satisfait aux exigences suivantes :

- ouvert aux opérations de la compagnie.
- possède l'infrastructure, les équipements et les services nécessaire à l'atterrissage de l'avion et compatible avec ses caractéristiques et performances compte rendu des exigences réglementaires.
- les équipages possèdent la compétence requise et la documentation nécessaire pour y atterrir.
- les dernières prévisions METEOROLOGIQUES sont aussi bonnes ou meilleurs que les minima pour un départ ETOPS pour une période commencent une heure avant le début de la plage horaire prévue pour une heure après la fin de cette plage horaire

### 2-3 Qu'est-ce qu'un ETOPS pour l'A330-200 :

Compte tenu de la situation économique de notre compagnie (AIR ALGERIE) et dans le souci de développement la stratégie de la compagnie visant à élargir les réseaux qu'elle dessert en s'ouvrant à une autre destination long-courrier (l'Afrique, l'Amérique, l'Asie) qui représente un marché potentiel pour l'avenir.

AIR ALGERIE sera amené à exploiter l'A330-200 en conditions ETOPS.

Le nom ETOPS pour l'A330-200 est une qualification associée à un vol ou une route signifie (comme alger-monterial) que l'avion se trouve en un point distant à plus de 60 min de vol à la vitesse monomoteur d'un aérodrôme de dégagement accessible

Avec la montée en puissance et la faible consommation spécifique des moteurs de dernière génération, les bimoteurs géants comme l'A330-200 ont vu le jour, et pour tirer les meilleurs partis économiques de ses performances en terme de distance maximale franchissable, l'autorisation doit être impérativement acquise.

Donc l'autorisation ETOPS va élargir le domaine d'exploitation de l'appareil surtout qu'on sait que l'A330 est un avion moyen et long courrier



**NOTE :**

L'A330-200 peut franchir, avec une autorisation ETOPS (90 min) et vent nulle, une distance de déroutement égal à 632NM avec une masse de 230 tonnes et un régime de marche « long range cruise ».

**2-4 Conditions d'obtention d'autorisation ETOPS :**

Il est utile de préciser que l'autorisation ETOPS est délivrée par la direction de l'aviation civil et de la météorologie (DACM) demandé par la compagnie avec un délai au moins égale à 60 jours avant l'exploitation de l'avion.

Pour ça délivrance, certaines conditions doivent être vérifiées :

-L'avion répond exigences de navigabilité selon la réglementation (JAR, FAA, OACI) .

Un avion est éligible en vol ETOPS lorsque sa conception et ses systèmes prend bien compte l'hypothèse de vol prolongé sur un moteur.

-La compagnie aérienne fourni aux services compétant des garanties suffisantes portant notamment sur les critères suivants :

**A-** L'aptitude « le niveau de fiabilité du système propulsif » , une fois qu'un constructeur a démontré que son avion est éligible aux vol ETOPS, il doit ensuite montrer que la version moteur a atteint un niveau de fiabilité suffisant pour ETOPS , fondé sur son expérience en exploitation de la flotte concernée.

En général, les autorités réglementaires demande une expérience de 250000 heures de vol moteur pour que l'analyse de fiabilité soit statistiquement valable.

**B -** La définition et le respect des procédures afin de maintenir un niveau de fiabilité de l'ensemble des systèmes propulsifs (moteur, installation nacelle, système carburant et système périphérique) compatible avec le vol ETOPS et notamment avec l'hypothèse d'un vol prolongé sur un moteur.

**C -** La nature des procédures opérationnelles mise en œuvre par l'entreprise pour ces parcours spécifiques notamment

- la qualification ETOPS de l'avion : l'avion doit être configuré pour ETOPS selon le dernier document approuvé, et si nécessaire les dérogations doivent être justifiées par le type d'exploitation prévue.

Un sommaire des titres et des numéros de toutes les modifications ainsi que les changements effectués sur l'avion pour ETOPS, doit être soumis à l'autorité nationale.

- la maintenance : le postulant doit établir un document contenant l'ensemble des configurations, actions de maintenance et procédures jugées nécessaires pour l'obtention des mentions d'aptitude et l'éligibilité ETOPS.

Il s'agit du document CMP ETOPS (configuration maintenance procédures) qui doit être approuvée par le ministre chargé de l'aviation civile.

- formation ETOPS de l'équipage : le programme général de formation ETOPS doit comprendre la formation de l'équipage (performance avion, procédures de déroutement, procédures de pannes pouvant causer un déroutement, les instructions opérationnelles liées à ces pannes ... etc.).

- documentations : une compagnie aérienne doit soumettre des documents pour approbation par son autorité nationale tel que : la liste minimale d'équipement (MEL), manuel d'exploitation, le manuel d'entretien, le FCOM (flight crew operating manual .....etc.)

### **3- REGLES GENERALES D'EXPLOITATION POUR LES BIMOTEURS :**

Un avion avec un moteur hors fonctionnement ou avec panne de pressurisation doit pouvoir rejoindre un aéroport accessible en respectant les règles minimales de sécurité pour le survol des obstacles, et ça en tenant compte de la trajectoire.

Le règlement exige qu'un bimoteur ne peut pas s'éloigner plus de 60 minutes d'un aéroport accessible avec la vitesse monomoteur.

### **4- CAS OÙ L'AVION POSSEDE UNE AUTORISATION ETOPS :**

Si l'avion possède une autorisation d'exploitation ETOPS, il peut être exploité au-delà de 60 min, et aller jusqu'à 180 min.

Dans ce cas, et lors d'établissement d'une route ETOPS les cercles de couverture des aéroports accessibles sont couverts une surface beaucoup plus grande que celle de son autorisation ETOPS, alors le bimoteur peut assurer des lignes qui étaient restreintes pour les triréacteurs et quadriréacteurs.

### 5- PENALISATION EN PENTE :

La pente est donnée pour un moteur en panne :

Bimoteur : 1.1%

### 6- OBSTACLES A PRENDRE EN COMPTE :

Les obstacles qui son pris en compte sont ceux qui se trouvent 5NM au maximum a droite ou a gauche de la route prévue de l'avion

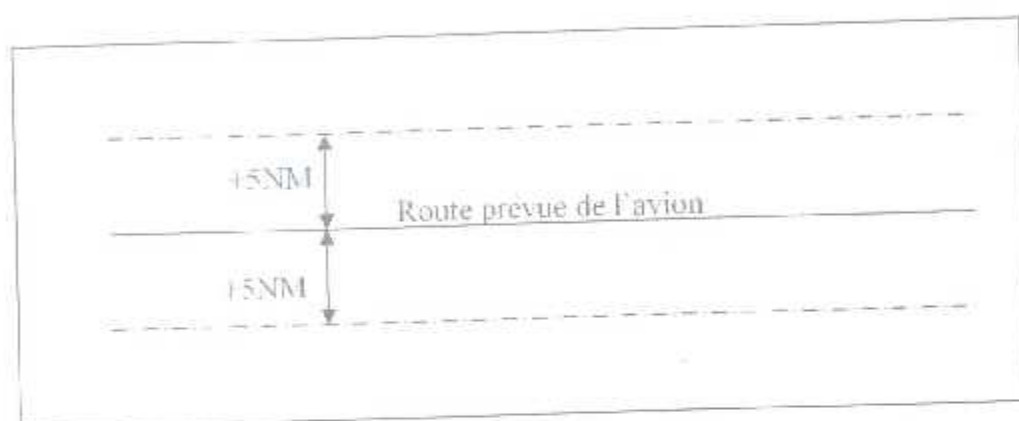


Fig (III-1)

### 7- PERFORMANCES FOURNIS PAR LE CONSTRUCTEUR :

Le constructeur fournit à l'exploitant les trajectoires nettes pour un moteur hors fonctionnement.

Trajectoire nette = trajectoire brute - pénalisation

#### 7-1- La règle classique :

A partir d'un point graphique fourni par le constructeur, il est possible de calculer la masse maximale au point A, qui nous permet de survoler l'obstacle considéré avec une marge nette de 1000ft et un moteur en panne (voir Fig III-2).

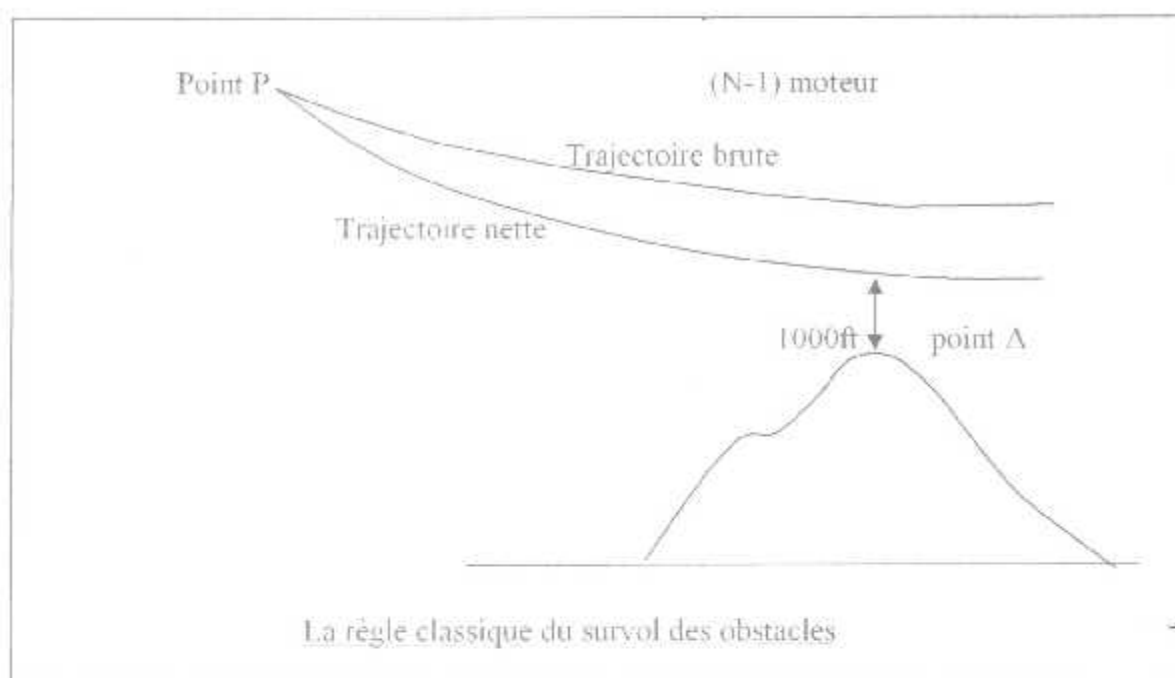


Fig (III-2)

D'où : masse max au lâcher des freins = masse max en A - délestage prévu (départ -A)

#### 7-2- La règle « Down Hill » (DHR):

Cette règle est utilisée dans le cas où la règle classique s'avère trop pénalisante, elle permet de retenir si cela est possible, le passage de l'obstacle en descente avec une marge nette de 2000ft. Dans ce cas, il faut repérer l'obstacle par son point **P** tel qu'il est défini sur la figure (III -3)

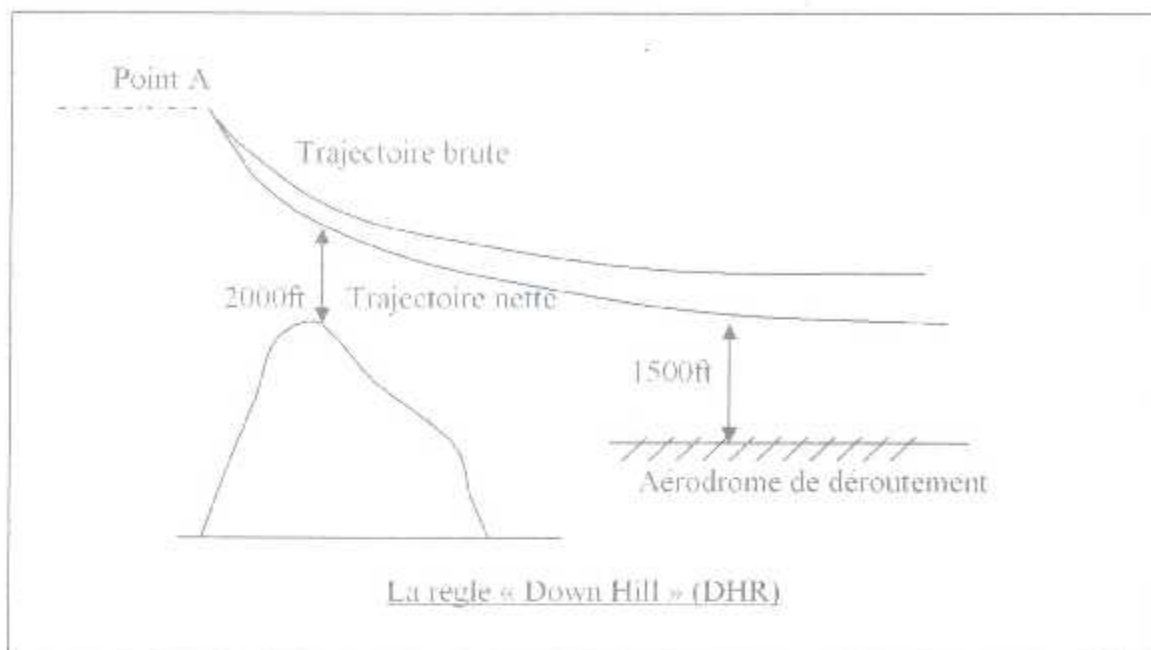


Fig (III-3)

D'où : masse max au lâcher des freins – masse max en P + délestage (départ -P)

**8- CONSIGNES OPERATIONNELLES :**

Une fois dans la zone d'incertitude, le pilote doit pouvoir connaître le point critique P soit pour faire demi tour, soit pour suivre le vol.

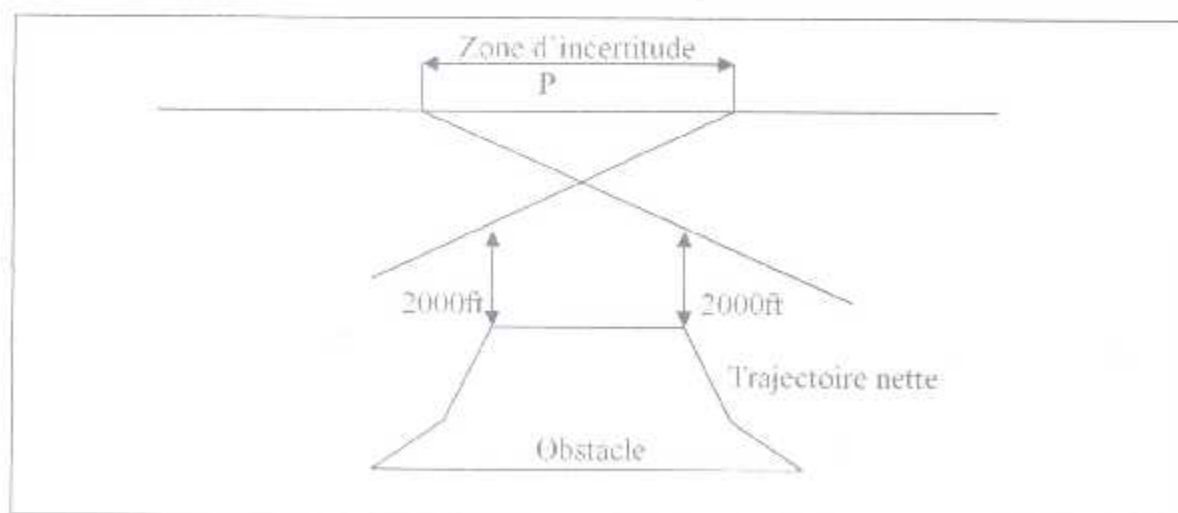


Fig (III-4)

## **9- SCENARIO DE PANNE ETOPS :**

Ce sont les trois pannes ETOPS qu'on considère au point critique pour trouver le scénario critique de carburant ETOPS

Il s'agit de :

- un panne de pressurisation
- une panne d'un moteur
- une panne de pressurisation et d'un moteur.

AIR ALGERIE doit s'assurer qu'il y a assez de carburant pour atteindre les exigences standard de la planification du carburant des autorités national.

De plus, il faut qu'elle s'assure qu'il y en aura assez en cas d'une panne moteur ou d'une panne de pressurisation forcent un déroutement, un tel déroutement doit être considéré au point le plus critique d'un vol en terme de quantité de carburant (CP)

Après avoir fixé le point critique (CP) ETOPS pour la route, AIR ALGERIE doit déterminer le scénario critique de carburant ETOPS (CFS) c'est-à-dire la quantité de carburant nécessaire pour satisfaire le scénario de panne ETOPS le plus critique en terme de carburant.

Les stratégies de déroutement pour la vitesse et l'altitude en descente et en croisière doivent être choisies afin que la procédure soit compatible avec le type de panne concernée et le temps maximum de déroutement en ETOPS

### 9-1 Panne Moteur

En cas de panne moteur, la poussée fournie par le groupe propulsif devient insuffisante pour maintenir l'avion à son niveau de vol. l'avion doit descendre à des niveaux bas pour pouvoir rétablir le vol en palier, la figure suivante montre avec précision ce scénario (Fig III-5).



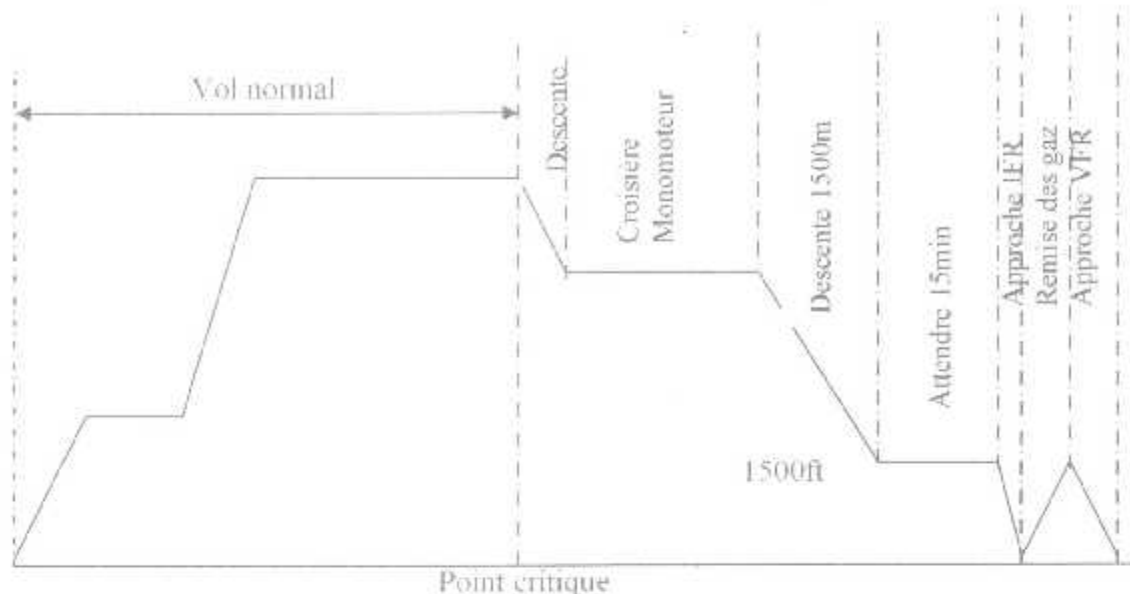


Fig (III-5)

0-2 Panne de Pressurisation

en cas de chute de pression (panne de pressurisation) l'avion doit descendre aussi vite que possible (dans les limites d'utilisation) à un niveau de vol inférieur FL150 ou FL120, en vérifiant toujours la marge de franchissement d'obstacle réglementaire (Fig III-6).

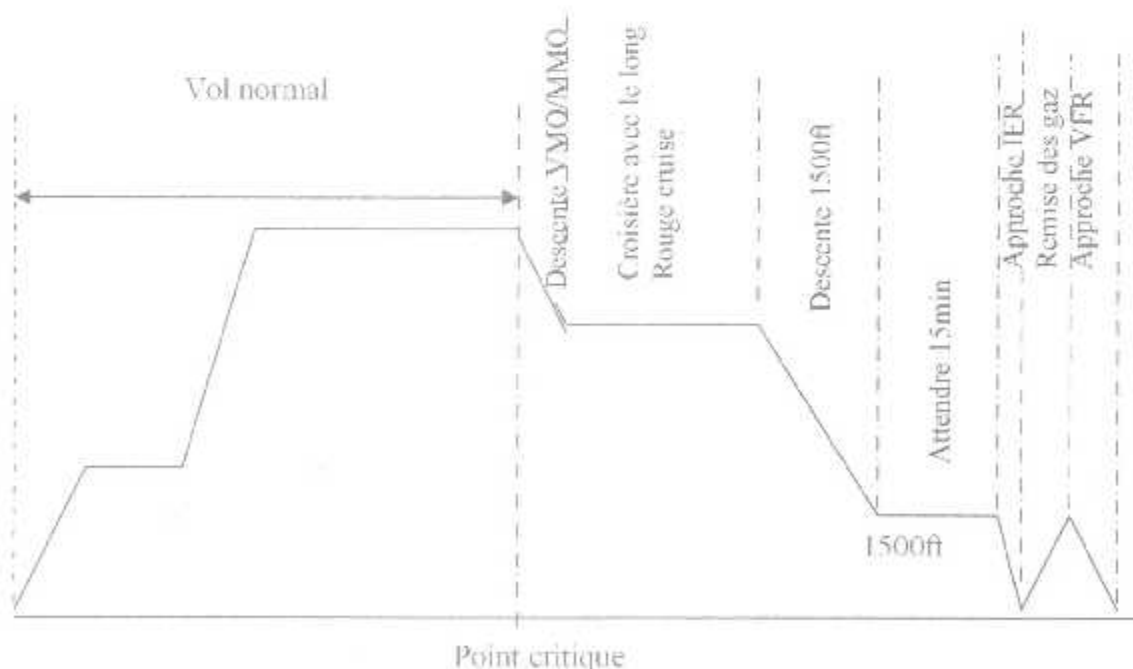


Fig (III-6)

## 9-3 Distance Maximal De Déroutement

La distance maximale de déroutement certifier dans le cas d'une autorisation ETOPS (Fig III-7) est calculé à partir du point de panne moteur jusqu'à l'aérodrome de déroutement et cela en fonction de la masse avion au point P et la vitesse monomoteur et le niveau de diversion (voir tableau III-1)

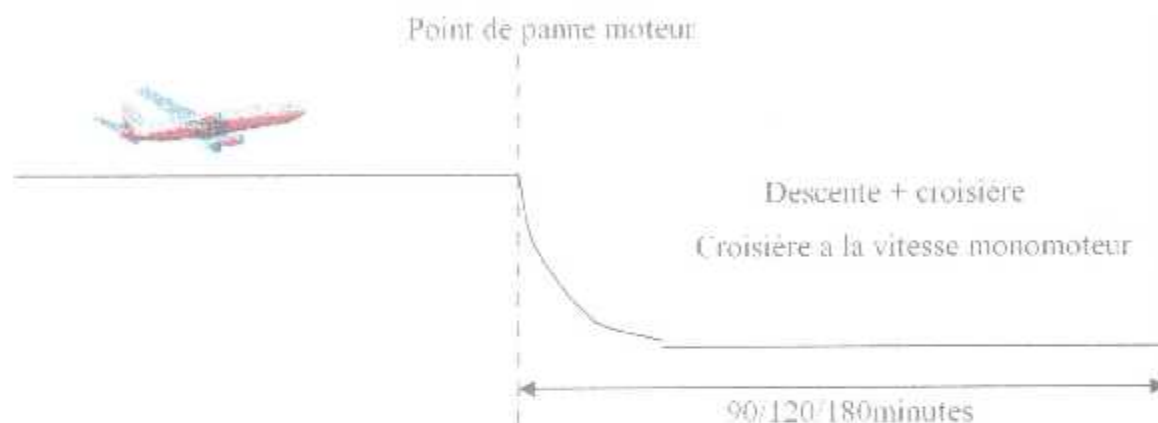


Fig (III-7)

En utilisant cette distance pour représenter des rayons centrés sur l'aérodrome accessible pour identifier la région d'exploitation sur la carte de navigation

température ISA						
Vitesse monomoteur	Masse en point de panne (tonne)	Niveau de diversion	Temps ETOPS 60	Temps ETOPS 90	Temps ETOPS 120	Temps ETOPS 180
330 KT	160	FL 190	438NM	650	863	1289
	180	FL 170	436NM	646	857	1280
	200	FL 170	433NM	641	850	1269
	230	FL150	428NM	632	836	1243
310 KT	160	FL 210	432	641	851	1270
	180	FL 200	428	634	840	1253
	200	FL 190	424	627	831	1237
	230	FL170	416	614	811	1206

Tab (III-1)

**10- MODELE D'UN VOL ETOPS POUR L'A330-200 :**

Soit la ligne longue courrier Alger (DAAG)- Montréal (CYMN) ; si l'A330-200 possède une autorisation ETOPS pour cette route, il peut être exploiter au delà de 60 minutes, et aller jusqu'à 120 minutes afin d'atteindre l'aérodrome de destination.

Cette étude est basée sur des hypothèses de calcul pour définir la route d'Aller et de retour proposée, préciser le minimum des aérodromes accessibles et calculer la distance de déroutement à 60 min, 90 min et 120 min.

**10-1- distance de déroutement à 60 min :****HYPOTHESES DE CALCUL :**

- T=ISA
- Vent nul
- VMO / MMO speed
- Diversion à FL 150 (un moteur en panne)
- MTOW=230t

D'après le tableau (III-1) on obtient une distance de déroutement à 60 min égal à 428 NM.

**LES AERODROMES DE DEROUTEMENT SONT :**

- Santiago – Espagne (SCQ / LEST)
- Shannon – irland (SNN / HINN)
- Keflavik – iceland (KEF / BIKF)
- Kangerlussuaq green land (SFJ / BGSF)
- Iqaluit – canada (YFB / CYFB)
- Goose bay – canada (YYR / CYYR)

**10-2- Distance de déroutement à 90 min :****HYPOTHESES DE CALCUL :**

- MTOW=230t
- FL 150

On résulte que la distance de déroutement pour ces conditions est :

$$\text{Dis} = 632 \text{ NM}$$

**LES AERODROMES DE DEROUTEMENT SONT :**

- Santiago – Espagne (SCQ / LEST)
- Shannon – irland. (SNN / EINN)
- Keflavik – iceland (KEF / BIKF)
- Kangerlussuaq green land (SFJ / BGSF)
- Goose bay – Canada (YJR / CYJR)

10-3- Distance de déroutement à 120 min :

Pour ce cas il existe deux options

**PREMIERE OPTION :**

Pour une MTOW=230t et FL 150, on obtient :

Dis = 836NM

**LES AERODROMES DE DEROUTEMENT SONT :**

- Shannon – irland. (SNN / EINN)
- Keflavik – iceland (KEF / BIKF)
- gander – Canada (YQX / CYQX)

**DEUXIEME OPTION :**

Pour les même conditions, l'A330-200 peut réaliser le vol dans ce cas avec deux aérodrômes de déroutement

- lajes – Portugal (TER / LPLA)
- gander – Canada (YQX / CYQX)

10-4 Présentation graphique:

En utilisant la distance de déroutement calculé dans chaque cas (temps ETOPS 60min, 90min, 120min) pour représenter des rayons centres sur les aérodrômes accessibles, on peut identifier la région d'exploitation en ETOPS pour la route Alger - Montréal sur la carte de navigation, voir Fig (III-8) et Fig (III-9)

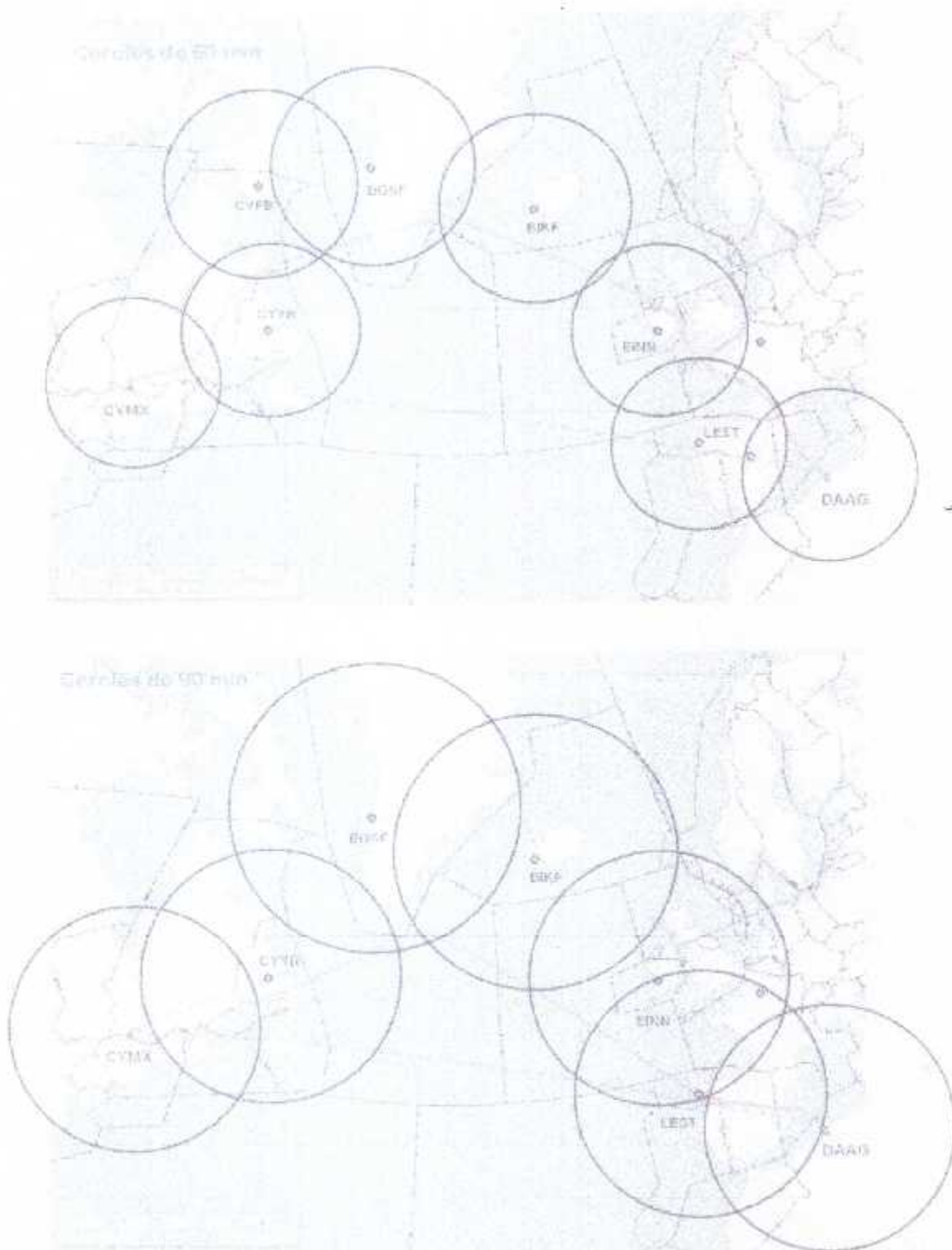


Fig (III-8)

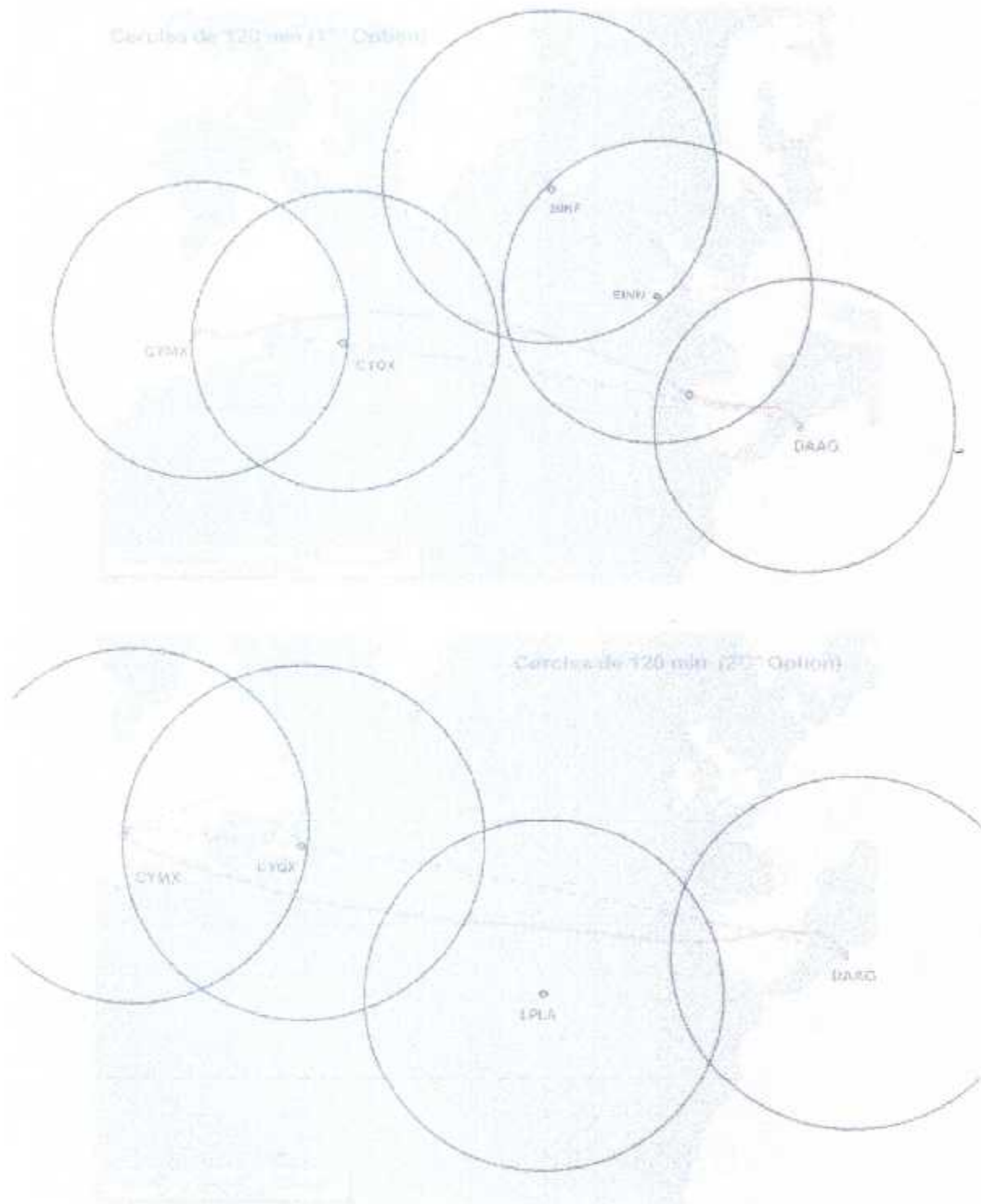


Fig (III-9)



chapitre -IV-

Etude des performances  
De l'A330-200

Le document de performances « flight crew operating manual » à notre disposition contient les performances des différentes phases du vol.

En tenant compte des conditions les plus pénalisantes, nous allons donc aborder les performances du l'A330-200 et ce cela pour les différentes phases de vol suivantes :

- montée
- croisière
- attente
- descente.

### LA MONTÉE :

La montée est la première phase de vol, elle peut aussi intervenir durant le vol en croisière ascendant ou bien en approche interrompue. les réglementations américaines (FAR PART25) et européenne (JAR OPS) exigent des pentes minimales à respecter pendant la montée.

#### 1-1 Les Pentes Minimales De Montée :

##### 1-1-1 trajectoire de décollage :

configuration	Pente minimale exigée (deux moteurs en fonctionnement)
Moteur critique en panne 400ft à 1500ft au dessus de la piste	1.2 %
Pente de réduction pour la trajectoire nette	0.8 %

Tab (IV-1)

##### 1-1-2 Montée en décollage :

Le segment	configuration	Pente minimale exigée
1 <sup>er</sup> segment	train sortis moteur critique en panne poussée décollage	0.0 %

	volets récollage vitesse Vlof	
2ème segment	- Trains rentrés - Moteur critique en panne - Poussée décollage - Vitesse V2 - Altitude pour la quelle les trains d'atterrissage totalement rentrés	2.4 %
Segment final	- Moteur critique en panne - Poussée max continue - Configuration de vol - $V \geq 1.23 V_S$	1.2 %

Tab (IV-2)

1-1-3 Montée en vol:

configuration	Perte minimale exigée
Moteur critique en panne Poussée maximum continue Configuration de vol	1.1 %

Tab (IV-3)

1-1-4 Montée - descente atterrissage final:

	configuration	Pente minimale exigée
Montée en approche	- Moteur critique en panne - Poussée décollage - Vitesse approche - ...	2.1 %

	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Altitude de l'aéroport</li> <li>- <math>V \leq 1.4 VS</math></li> <li>- Volet d'approche choisis de telle sorte que :</li> <li>- VS (volets app.) 10 % VS (volet att.)</li> </ul>	
Montée en atterrissage	<ul style="list-style-type: none"> <li>- Tous les moteurs en fonctionnement</li> <li>- Poussee équivalente à 8sec après la remise des gaz pour décoller après le vol ralenti</li> <li>- Altitude de l'aéroport</li> <li>- Trains sortis et <math>V \leq 1.23 VS</math></li> </ul>	3.2 %

Tab (IV-4)

### 1-2 Montée en exploitation :

Généralement les montées s'effectuent en régime moteur maxi -moteur défini par le constructeur

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

- montée à pente maximale
- montée à vitesse ascensionnelle maximum
- montée à consommation distance minimum
- montée à pas de revient minimal PRM dite « normal »
- montée à vitesse élevée dite « rapide »
- montée cabine

#### 1-2-1 Montée à pente maximum

Régime moteur : maxi montée

Cas d'utilisation : cette montée est surtout utilisée pour atteindre un niveau maximum en un point donnée (cas d'un obstacle par exemple)

1-2-2 Montée à vitesse ascensionnelle maximum.

Régime moteur : maxi montée

Cas d'utilisation : à la demande du contrôle pour rejoindre un niveau de vol dans un minimum de temps.

1-2-3 Montée à consommation : distance minimum.

Régime moteur : maxi montée

Cas d'utilisation : minimiser la consommation carburant.

1-2-4 Montée à prix de revient minimal dite « normale » :

Régime moteur : maxi montée

Cas d'utilisation : montée réalisant le meilleur compromis temps/consommation/distance.

1-2-5 Montée à vitesse élevée dite « rapide » :

Régime moteur : maxi montée

Cas d'utilisation : utilisée pour le court - Courrier, elle privilégie le temps de vol sur la consommation carburant.

1-2-6 Montée cabine :

L'altitude pression de la cabine peut être diminuée mais elle doit être inférieure à la valeur maximale fixée à 10 000ft.

Pour des raisons de confort passagers la montée cabine s'effectue à 500ft/min.

3- CHUSSIÈRE :

Avant d'entamer l'entretien il est utile de connaître les notions suivantes :

## 1-1 Les consommations

### 2-1-1 consommation horaire : $Ch$

C'est la consommation de carburant par unité de temps exprimée généralement en Kg/Heure

### 2-1-2 consommation spécifique : $Csp$

C'est le rapport entre la consommation horaire et la poussée exprimée en :

- consommation horaire par unité de puissance,

Pour un turbopropulseur  $Csp = Ch / Wm$  exprimée en Kg / Cv.H

- consommation horaire par unité de poussée,

Pour un turboréacteur  $Csp = Ch / Tu$  exprimée en Kg / H.N

où :

$Tu$  : la poussée utile du moteur exprimé en newton

$Ch$  : consommation horaire (Kg/H)

$Wm$  : puissance mécanique (CV).

### 2-1-3 consommation - distance :

Les avions de transport des passagers couvrent des distances exprimées par milles nautique, d'où la nécessité de connaître la quantité de carburant consommé par mille nautique, d'où la notion de consommation - distance

$$Cd = Ch / Vs$$

$Vs$  : étant la vitesse sol

Pour un vent nul

$$Cd = Ch / Vp$$

$Vp$  : étant la vitesse propre de l'avion



2-2 Rayon d'action spécifique :  $R_s$ 

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

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

Pour vent nul

$$R_s = V_p / C_h$$

Notons que

$$V_p = a \cdot M$$

$$C_h = C_{sp} \cdot T_u$$

Aussi pour un vol en palier :

$$T_u = T_n = mg/l$$

$l$  : étant la finesse de l'avion ( $C_z / C_x$ )

$$\begin{cases} a = \sqrt{\gamma \cdot l \cdot T} \\ a_c = \sqrt{\gamma \cdot l \cdot T_c} \end{cases} \Rightarrow a = a_c \sqrt{T/T_c}$$

$a$  : étant la célérité du son.

$\gamma$  : C'est la constante des gaz (pour l'air  $\gamma = 1.4$ )

D'où :

$$R_s = \frac{a_c (M \cdot l)}{mg (C_{sp} / \sqrt{T/T_c})}$$

$$T_c = 288.15 \text{ K} \Rightarrow a_c = 661.5 \text{ KT}$$

REMARQUE :

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

Il dépend de :

- la conduite moteur ( $C_{sp}$ )

$N$  : est le paramètre principal agissant sur  $C_{sp}$

$C_{sp}$  : est le nombre de tours du moteur. (erreur)

Le minimum de  $C_{sp}$  pour un régime est atteint à 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 de minimum de  $C_{sp}$ .

Il faut, 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  $m \nearrow \Rightarrow R_s \searrow$
- l'aérodynamique et la vitesse de l'avion :  $M \nearrow \Rightarrow (m \cdot \Omega) \nearrow \Rightarrow R_s \curvearrowright$
- l'altitude de l'avion :  $z_p \nearrow \Rightarrow \left( \frac{C_{sp}}{\sqrt{T/L} T_0} \right) \searrow \Rightarrow R_s \nearrow$

### 2-3 Régime de marche :

Au moment du vol et pendant la croisière le pilote choisit une méthode de conduite de son appareil que l'on appelle régime de marche, et cela suivant les besoins et la rentabilité gaspiller pour chaque compagnie. Il existe 4 régimes de marche :

- croisière à maxi - range
- croisière longue - range
- croisière à mach (PRM) (prix de revient minimal)
- croisière à mach constant

#### 2-3-1 Croisière à maxi range :

C'est le régime de marche où le nombre de Mach (MMR) correspondant à une consommation distance (d) minimale ou à un rayon d'action ( $R_s$ ) max.

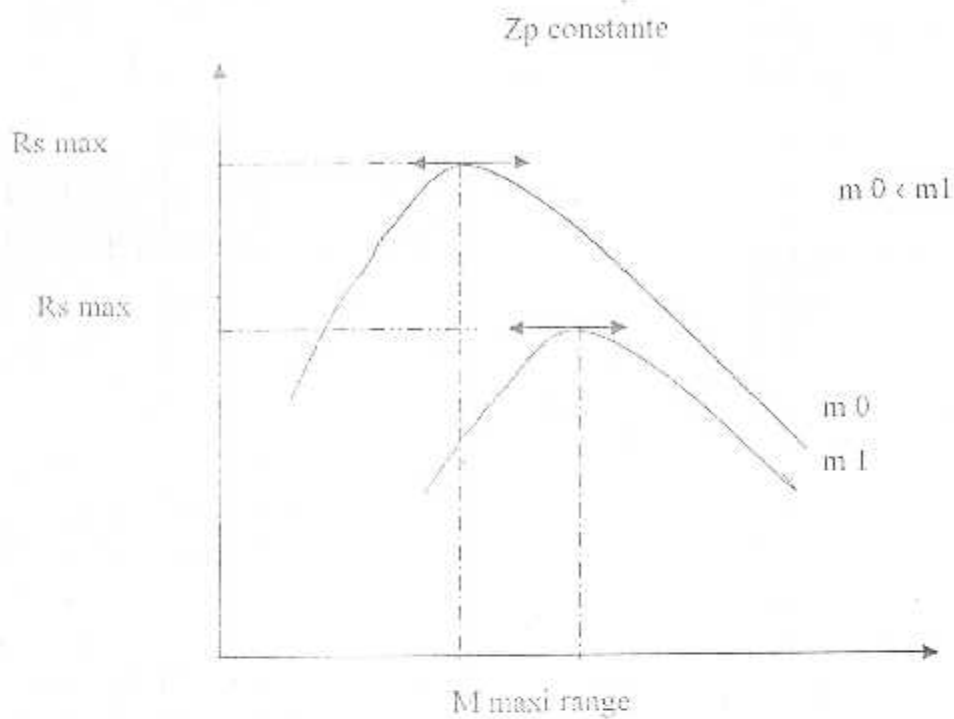


Fig (IV-1)

En général, le  $M$  maxi range varie en fonction de la masse ( $m$ ) et de ( $Z_p$ ) :

- a  $Z_p = cte$  : lorsque  $m \nearrow \longrightarrow MMR \nearrow$
- a  $m = cte$  : lorsque  $Z_p \nearrow \longrightarrow MMR \nearrow$

#### Avantage du Mach maxi range :

Son avantage est de minimiser la consommation sur une étape.

#### Inconvénients :

Ce régime nécessite un affichage exacte de ce  $M$ ch, donc un petit décalage sur l'affichage peut engendré une augmentation de consommation distance.

Alors si en programme un vol avec régime maxi range le pilote doit afficher exactement et avec précision les paramètres de vol.

Utilisation :

Ce régime est utilisé seulement comme secours au cours du vol ou programme rarement un vol à ce régime là.

2-3-2 croisière à Much long range :

c'est un vol à nombre de Much supérieur au premier régime (MMR) dans lequel le rayon d'action n'est réduit que de 1% par rapport à celui de maxi range.

Ou bien  $R_s \text{ Long Range} = 99\% R_s \text{ maxi range}$

En général, MLR varie dans le même sens que celui du maxi - range.

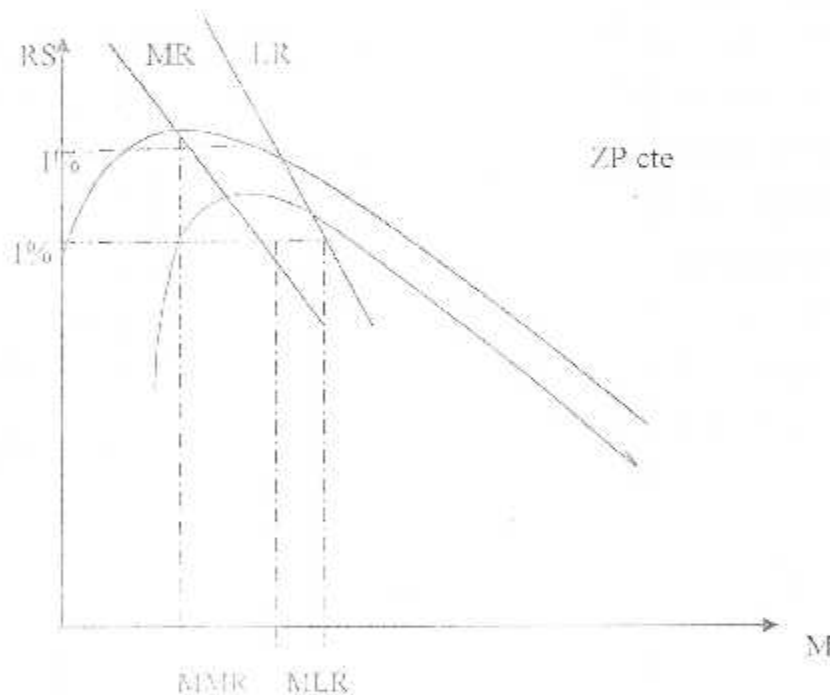


Fig (IV-2)

REMARQUE :

Le Much long range varie dans les mêmes conditions que celui de maxi - range.

Avantage de long range :

Pour une perte faible sur la consommation compenser par un gain sur le temps de vol.

La tenue des paramètres peut être moins précise, en effet tous Much de vol afficher inférieur au MLR se traduit par une diminution de la consommation de carburant.

Utilisation :

Ce régime était utilisé surtout où l'économie de carburant est très importante.

2-3-3 croisière à Mach PRM.

C'est le nombre de Much à afficher pour minimiser les coûts directs à l'heure de vol. ces coûts sont la somme de deux éléments

- coût lié au temps de vol (PNT, PNC, maintenance)
- coût de carburant.

D'où :  $CD = P_c \cdot d + P_t \cdot t + P_f$

Avec :  $P_c$  : prix du Kg de carburant

$d$  : consommation de carburant en Kg

$P_t$  : prix liée aux temps de vol par heure de vol.

$t$  : temps de vol.

$P_f$  : coût fixe indépendant du temps de vol.

Pour minimiser le coût direct, il suffit de minimiser la somme du  $C = P_c \cdot d + P_t \cdot t$  pour chaque NM parcourue

$$C(INM) = P_c \cdot l/R_s + P_t \cdot l/V_p$$

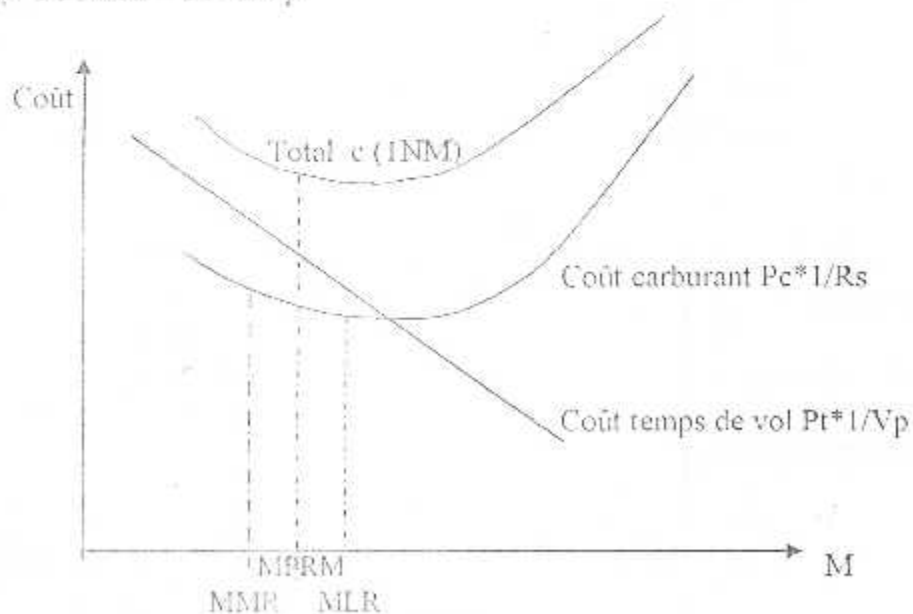


Fig (IV-3)

LES PARAMETRES AYANT UNE INFLUENCE SUR MPRM :

La masse :

Lorsque  $M$  augmente  $\rightarrow$  MMR augmente  $\rightarrow$  MPRM augmente (à  $Z_p = \text{cte}$ )

L'altitude pression :

Lorsque  $Z_p$  augmente  $\rightarrow$  MMR augmente  $\rightarrow$  MPRM augmente (à  $m = \text{cte}$ ).

Le coût carburant :

Lorsque  $P_c$  augmente MPRM tend vers le MMR.

MPRM est le plus souvent situé entre le MMR et le MLR donc le vol au MPRM étant avantageux au coût total et au carburant.

Avantage :

Ce Mach permet le meilleur compromis consommation – temps de vol.

2-3-4 croisière à Mach constant.

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

Avantage :

Facilité de suivi des paramètres de vol

Inconvénients :

On s'écarte des conditions optimales, surtout lorsque le vol se fait à une altitude pression constante.



Altitude décrochage :

C'est l'altitude maximale qui peut atteindre un avion de masse donnée s'il veut maintenir un nombre de Mach maximal fixé

Commentaire :

Paramètres ayant une influence sur l'altitude d'acrochage

- température extérieure : l'altitude d'acrochage augmente quand la température extérieure diminue
- nombre de Mach : en générale, plus le Mach est faible plus l'altitude d'acrochage est élevée.

Masse avion :

L'altitude d'acrochage augmente quand la masse diminue.

Lorsqu'il y a une panne moteur, l'altitude d'acrochage est définie à partir du régime d'urgence (Maxi continue).

3- L'ATTENTE :3-1 Incidence d'attente :

- le régime d'attente est le régime de  $C_h$  min
- $C_h = C_{sp} \times T_u$  avec  $T_u = T_n$  (vol en palier)
- $C_h = C_{sp} \times \text{poids} / \text{ finesse}$
- incidence de finesse max.  $\rightarrow C_h$  min
- $C_h = \rho \times V^2 \times F$  (EV), à  $m$  fixé

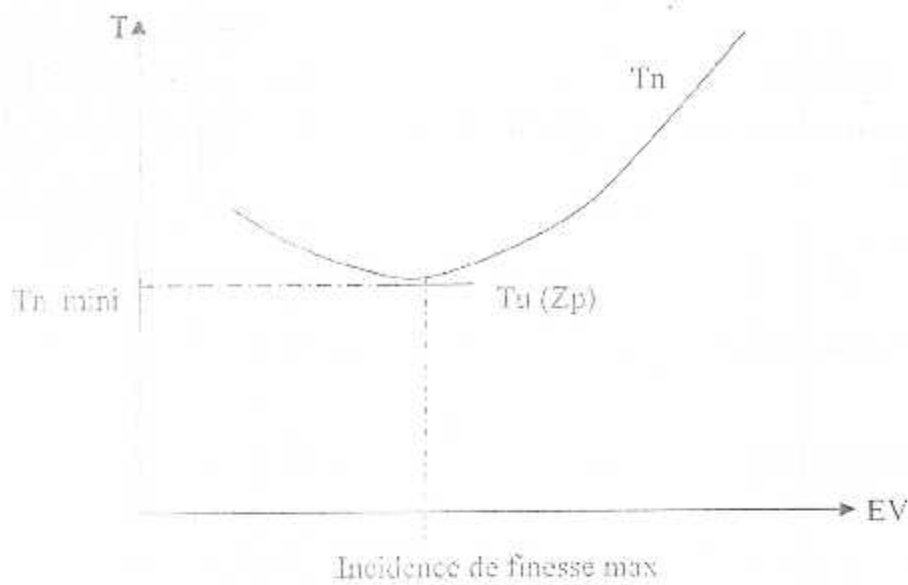


Fig (IV-4)

Donc l'incidence d'attente est celle de finesse max

### 3-2 Choix de l'altitude d'attente :

Condition :

- $M = 140$
- $T = \text{ISA}$
- $CG = 30 \%$

Les altitudes recommandées et la consommation horaire pour l'A330-200 figure sur le tableau suivant :

Altitude (ft)	Ch (kg/h)
1500	1725
5000	1684
10000	1646
14000	1628
18000	1621
25000	1620

Tab (IV-5)

Commentaire :

D'après le tableau (Tab IV-5) on remarque que :

Altitude pression augmente  $\Rightarrow$  Consommation horaire diminue

4- LA DESCENTE :

Les objectifs de l'exploitation sont différents, c'est pour cela qu'il existe plusieurs types de descente

- descente à pente minimale
- descente à vitesse de descente minimale
- descente à consommation minimale
- descente à prix de revient minimal

4-1- Descente à pente minimale :

$$\theta = \theta \min \Rightarrow [(Tu / mg) - (1 / f)] \min \Rightarrow i \max$$

La descente à pente minimale s'effectue à l'incidence de finesse maximale

4-2- Vitesse verticale de descente minimale

$$V_z = V_z \min \Rightarrow [W_u - W_n] \min \Rightarrow V_{opti}$$

La vitesse de descente minimale correspond à la vitesse optimale

4-3- Descente à consommation minimale dite « économique »

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

4-4- Descente à prix de revient minimal dite « normal »

Il s'agit pour ce type de descente de réaliser le meilleur compromis entre le temps et la consommation.

Pour gagner du temps, il faudra rester en croisière un peu plus longtemps et descendre avec 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  $V_{max}$

### REMARQUE :

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

### 4-5- 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 verticale
- avoir les moteurs réduits, pour augmenter ses performances
- on pourra utiliser les aérofreins, d'où :  $V = V_{mo}$

### 4-6- Descente cabine :

Comme pour la montée, pendant la descente il faudrait prendre en considérations le confort passager de telle sorte que la vitesse de descente ne doit pas dépasser 300ft/min, en veillant à ne pas dépasser la pression différentielle maximale  $\Delta P_{max}$

## 5- CALCULS :

### 5-1- La Montée :

<u>Conditions :</u>	TOW = 140 t
	TOW = 160 t
	TOW = 180 t
	T = ISA

CG = 30%

Vent = 0 kt

Type de montée : 250kt / 300kt / M80

Référence : annexe I (performance montée)

La consommation :

FL	TOW = 140 t	TOW = 160t	TOW = 180t
FL310	2428 Kg	2844 Kg	3304 Kg
FL330	2555 Kg	3000 Kg	3495 Kg
FL350	2688 Kg	3165Kg	3702 Kg
FL390	3000 Kg	3573 Kg	4258 Kg

Tab (A-1)

REMARQUE :

L'A330-200 peut montée jusqu'au niveau 390 avec une masse maximale égal à 180t avec une consommation de 4.2t

Le Temps :

FL	TOW = 140 t	TOW = 160 t	TOW = 180 t
FL310	11 min	13 min	15 min
FL330	12 min	14 min	16 min
FL350	13 min	15 min	18 min
FL390	15 min	19 min	23 min

Tab (A-1-1)

REMARQUE :

On remarque que le temps de montée augmente chaque fois que la masse de l'avion augmente

L'A330-200 fait 23 min pour atteindre le niveau 390, avec une masse 180 t.

Conditions :

TOW = 140 t

TOW = 160 t

TOW = 180 t

T = ISA + 15

CG = 30%

V<sub>crit</sub> = 0 kt

Type de montée : 250kt / 300kt / M.80

Reference annexe 1 (performance montée)

La consommation :

FL	TOW = 140 t	TOW = 160t	TOW = 180t
FL310	2670 Kg	3139 Kg	3660 Kg
FL330	2818 Kg	3321 Kg	3885 Kg
FL350	2971 Kg	3514Kg	4131 Kg
FL390	3336 Kg	3999 Kg	4817 Kg

Tab (A-2)

REMARQUE :

Le tableau (A-2) montre que la consommation augmente chaque fois qu'on s'écarte de la température (ISA)

Le temps :

FL	TOW = 140 t	TOW = 160t	TOW = 180t
----	-------------	------------	------------



FL310	12 min	14 min	17 min
FL330	13 min	16 min	18 min
FL350	14 min	17 min	20 min
FL390	18 min	21 min	26 min

Tab (A-2-1)

REMARQUES:

On remarque que le temps de montée augmente aussi on s'écartons de ISA  
26 minutes pour ce cas et 23 minutes pour montée ISA

Conclusion générale :

- Les performances de montée sont conditionnées par la masse au lachet des freins et la température
- L'A330-200 peut atteindre le niveau max 390 avec MTOW = 180t

5-2-La Croisière :

Conditions :

- TOW = 140 t
- TOW = 160 t
- TOW = 180 t
- M = 0.80
- T = ISA
- CG = 37%

Référence annexe 1 (performance croise M.80)

Références

Annexe 1 - Annuaire Horaire Ch.

FL	TOW = 140 t	TOW = 160t	TOW = 180t
FL310	2643 Kg/h/Ing	2747 Kg/h/Ing	2874 Kg/h/Ing
FL330	2465 Kg/h/Ing	2581 Kg/h/Ing	2726 Kg/h/Ing
FL350	2395 Kg/h/Ing	2439 Kg/h/Ing	2598 Kg/h/Ing
FL370	2181 Kg/h/Ing	2328 Kg/h/Ing	2513 Kg/h/Ing
FL390	2087 Kg/h/Ing	2259 Kg/h/Ing	2492 Kg/h/Ing

Tab (B-1)

REMARQUE :

On déduit que la consommation horaire augmente, chaque fois que la masse de l'avion augmente, et quelle diminue en passant d'un niveau de vol bas vers un niveau de vol plus haut.

Résultats :

Le rayon spécifique Rs

FL	TOW = 140 t	TOW = 160 t	TOW = 180 t
FL310	83.8 NM/t	85.4 NM/t	81.7 NM/t
FL330	94.4 NM/t	90.1 NM/t	85.4 NM/t
FL350	100 NM/t	94.5 NM/t	88.8 NM/t
FL370	105.2 NM/t	98.5 NM/t	91.3 NM/t
FL390	109.9 NM/t	101.6 NM/t	92.1 NM/t

Tab (B-2)

REMARQUE :

On remarque que le rayon d'action diminue avec l'augmentation de la masse, il augmente en passant d'un niveau de vol bas vers un niveau haut

CONCLUSION : Lorsque la masse augmente, la consommation horaire augmente et le rayon d'action diminue.

Conditions :

TOW = 140 t

TOW = 160 t

TOW = 180 t

M = 0.80

T = ISA + 15

Vent = 0Kt

CG = 37%

Référence annexe I (performance Croisière M.80)

La Consommation Horaire Ch :

FL	TOW = 140 t	TOW = 160 t	TOW = 180 t
FL310	2759 Kg/h/Ing	2868 Kg/h/Ing	3004 Kg/h/Ing
FL330	2573 Kg/h/Ing	2696 Kg/h/Ing	2848 Kg/h/Ing
FL350	2407 Kg/h/Ing	2548 Kg/h/Ing	2716 Kg/h/Ing
FL370	2279 Kg/h/Ing	2434 Kg/h/Ing	2629 Kg/h/Ing
FL390	2182 Kg/h/Ing	2363 Kg/h/Ing	2611 Kg/h/Ing

Tab (B-1-1)

Le rayon d'action :

FL	TOW = 140 t	TOW = 160t	TOW = 180t
FL310	87.8 NM/t	84.5 NM/t	80.7 NM/t
FL330	93.4 NM/t	89.1 NM/t	84.4 NM/t
FL350	99.0 NM/t	93.5 NM/t	87.8 NM/t
FL370	104.1 NM/t	97.5 NM/t	90.3 NM/t
FL390	108.7 NM/t	100.4 NM/t	90.9 NM/t

Tab (B-2-1)

COMMENTAIRE :

On remarque que l'augmentation de la température engendre une augmentation de la consommation horaire et une diminution du rayon spécifique

Conditions :

TOW = 140 t  
 TOW = 160 t  
 TOW = 180 t  
 T = ISA  
 CG = 37%  
 M = 0.82

Référence : annexe I (performance Croisière M 82)

Résultats :Consommation Horaire Ch :

FL.	TOW = 140 t	TOW = 160 t	TOW = 180 t
FL310	2826 Kg/h/Eng	2929 Kg/h/Eng	3050 Kg/h/Eng
FL330	2632 Kg/h/Eng	2742 Kg/h/Eng	2874 Kg/h/Eng
FL350	2454 Kg/h/Eng	2576 Kg/h/Eng	2731 Kg/h/Eng
FL370	2307 Kg/h/Eng	2447 Kg/h/Eng	2633 Kg/h/Eng
FL390	2183 Kg/h/Eng	2369 Kg/h/Eng	2594 Kg/h/Eng

Tab (B-3)

REMARQUE :

On remarque que la consommation horaire augmente avec l'augmentation de vitesse (MACH)

EXEMPLE :

Pour FL290 ; T = ISA :

M 80  $\Rightarrow$  Ch = 2791 Kg / h / Eng  
 M 82  $\Rightarrow$  Ch = 2999 Kg / h / Eng

Résultats :

Le Rayon spécifique Rs :

FL	TOW = 140 t	TOW = 160t	TOW = 180t
FL310	85.7 NM/t	82.1 NM/t	78.1 NM/t
FL330	90.6 NM/t	87.0 NM/t	83.0 NM/t
FL350	96.3 NM/t	91.8 NM/t	86.5 NM/t
FL370	101.9 NM/t	96.1 NM/t	89.3 NM/t
FL390	107.7 NM/t	99.3 NM/t	90.7 NM/t

Tab (B-4)

REMARQUE :

On constate que l'augmentation de la vitesse engendre une diminution du rayon d'action

Conditions :

TOW = 140 t

TOW = 160 t

TOW = 180 t

M = Long Range Cruise

T = ISA

CG = 37%

Référence annexe 1 (performance Croise LRC)

Résultats :

Consommation Horaire Ch :

FL	TOW = 140 t	TOW = 160 t	TOW = 180 t
FL310	2003 Kg/h/Ing	2284 Kg/h/Ing	2648 Kg/h/Ing
FL330	1993 Kg/h/Ing	2311 Kg/h/Ing	2630 Kg/h/Ing
FL350	1997 Kg/h/Ing	2340 Kg/h/Ing	2587 Kg/h/Ing
FL370	2040 Kg/h/Ing	2311 Kg/h/Ing	2561 Kg/h/Ing



FL390	2046 Kg/h/Ing	2293 Kg/h/Ing	2574 Kg/h/Ing
-------	---------------	---------------	---------------

Tab (B-5)

REMARQUE :

➤ On remarque que les valeurs de la consommation horaire avec le régime LRC sont inférieure a ceux de régime M 82

➤ On peut dire aussi que dans certains niveaux de vol, la consommation horaire avec le régime LRC est supérieur a celle de M 80

Exemple

Pour FL390 :

TOW = 180t

M 80 ⇒ Ch = 2492 Kg / h / Ing

LRC ⇒ Ch = 2574 Kg / h / Ing

Résultat :Le Rayon spécifique RS :

FL	TOW = 140 t	TOW = 160 t	TOW = 180 t
FL310	98.8 NM/t	91.1 NM/t	84.2 NM/t
FL330	102.1 NM/t	93.6 NM/t	86.6 NM/t
FL350	105.1 NM/t	95.1 NM/t	88.9 NM/t
FL370	107.9 NM/t	98.8 NM/t	90.6 NM/t
FL390	110.7 NM/t	101.0 NM/t	91.0 NM/t

Tab (B-6)

REMARQUE :

Les valeurs de rayon d'action du LRC sont supérieur a ceux du régime M 82



3-3 La Descente :

Conditions : TOW = 150 t

TOW = 200 t

T - ISA

CG = 30%

Type de descente : M.80 / 300kt / 250Kt

Référence annexe I (performance descente)

La consommation :

FL	TOW = 150 t	TOW = 200 t
FL310	309 Kg	361 Kg
FL330	318 Kg	372 Kg
FL350	329 Kg	384 Kg
FL390	354 Kg	310 Kg

Tab (C-1)

REMARQUE :

L'A330-200 consomme 0,41l pour descendre du FL390 avec une masse maximale de 200t

Le Temps :

FL	TOW = 150 t	TOW = 200 t
FL310	16,8 Min	19,7 Min
FL330	17,4 Min	20,4 Min
FL350	18,1 Min	21,2 Min
FL390	19,8 Min	23,9 Min

Tab (C-2)

REMARQUE :

- Le temps de descente est proportionnel à la masse
- Le temps que fait PA330-200 pour descendre du niveau FL 290 est 23 minutes avec une masse de 200t.

Conditions :                    TOW = 150 t  
    TOW = 200 t  
    T = ISA  
    CG = 30%

Type de descente : M.86 / 330kt (descente de secours)

Réf. tableau annexe 1 (performance descente)

La Consommation :

FL	TOW = 150 t	TOW = 200 t
FL310	81 Kg	105 Kg
FL330	83 Kg	108 Kg
FL350	86 Kg	112 Kg
FL390	93 Kg	121 Kg

Tab (C-1-1)

Le Temps :

FL	TOW = 150 t	TOW = 200 t
FL310	4.5 Min	5.9 Min
FL330	4.7 Min	6.1 Min
FL350	4.9 Min	6.4 Min
FL390	5.4 Min	7.0 Min

Tab (C-2-1)

REMARQUE :

On comparant les résultats des tableaux (C-1/ C-1-1) et (C-2/ C-2-2) en remarque qu' on exécute une descente de secours, en aura une consommation min en un temps min (Utilisation des aérofreins).

## chapitre -VI-

# Étude des lignes

## **I- INTRODUCTION :**

La mise en ligne d'un nouvel avion nécessite une maîtrise de toutes ses performances pour le réseau de ligne desservi par la compagnie. l'étude en lignes c'est l'étude des paramètres suivants :

- consommation carburant
- temps de vol
- charge offerte

Dans ce chapitre, on va s'intéresser a la quantité de carburant ( bloc fuel) et le temps de vol (bloc time) nécessaire pour une étape donnée et cela en optimisant au maximum la masse au décollage d'ou une charge offerte maximal.

Pour que l'analyse soit bénéfique on a choisis des étapes courtes et moyennes courriers exploiter régulièrement par AIR ALGERIE, et on a proposer des étapes longues et moyennes courriers (Alger- Damas -Alger ; Alger – Istanbul -Alger ; Alger -Johannesburg- Alger )que AIR ALGERIE peut les réaliser par l'A330-200 .

Pour ce faire on a utiliser le FCOM de A330-200 ; un manuel qui dispose des tableaux de marche (quich référence tables), ces derniers sont établis pour des différentes configurations et différentes conditions d'utilisation.

**2- PROFIL DE MISSION :**

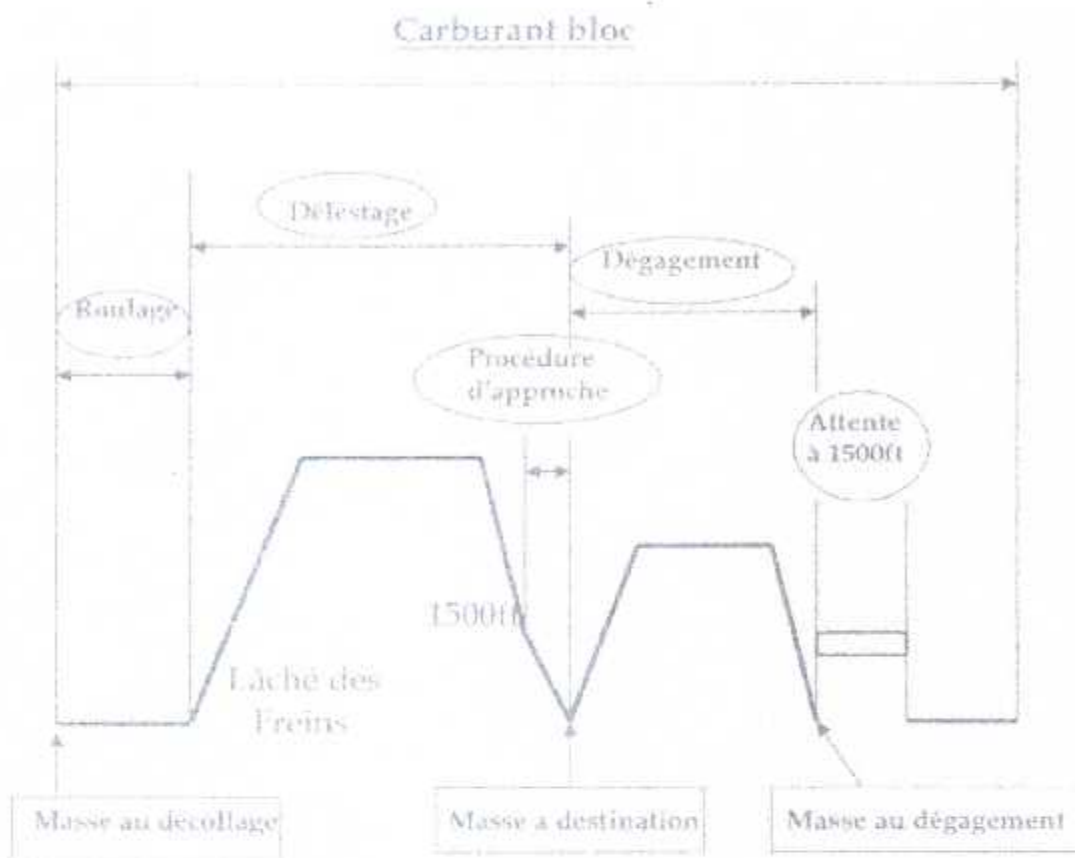


Fig (V-1)

**2-1- Quantité de carburant réglementaire à embarquer :**

Le « Qlf » est la quantité de carburant au lâcher des freins qui doit être égale à la somme des quantités suivantes :

**2-1-1 Délestage de l'étape « d » :**

Il se définit par la quantité de carburant nécessaire depuis le lâcher des freins à l'aérodrome de départ, jusqu'au toucher des roues à l'aérodrome de destination, incluant toutes contraintes prévisibles sur la route (circulation aérienne, météorologie, performances, avion...)



### 2-1-2 Réserve de route « RR » :

C'est une quantité destinée à couvrir les écarts entre les conditions réelle de vol et les conditions prévues : la réserve de route présente 5% du délestage de l'étape selon la réglementation JAR OPS (OACI)

### 2-1-3 Réserve de dégagement (RD) :

Quantité de carburant nécessaire depuis la remise des gaz à l'aérodrome de destination, jusqu'au toucher des roues à l'aérodrome de dégagement le plus éloigné, compte tenu de toutes les contraintes prévisibles.

En conséquence, la réserve de dégagement comprend notamment « la remise des gaz » et « la procédure d'approche aux instruments » à l'aérodrome de dégagement.

### 2-1-4 Réserve final « RF » :

C'est une réserve forfaitaire destinée à couvrir les aléas en fin de voyage.

Dans notre cas, cette quantité est égale à 30 min d'attente à 1500 ft ou dessus de l'aérodrome de dégagement ou de l'aérodrome de destination si un aérodrome de dégagement n'est pas nécessaire.

La quantité de carburant au lâcher des freins est alors égale à :

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

### 2-1-5 Roulage « r » :

C'est la quantité de carburant nécessaire pour assurer la mise en route et le roulage jusqu'au point du lâcher des freins.

Pour l'A330-200 la quantité exigée pour le roulage est de 300Kg

Donc :  $Q_{emb} = r + Q_{lf}$

### 3- PLAN DE VOL TECHNIQUE :

#### 3-1- Détermination de la masse maximale

au lâcher des freins et de la charge offerte :

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

$$\text{Masse réelle de décollage (lâcher des freins)} \begin{cases} \leq \text{MMSD} \\ \leq \text{MMSA} + d \\ \leq \text{MMSC} - \text{Qlf} \end{cases}$$

La masse maximale au décollage qui sera la plus petite des quantités [MMSD, MMSA+d, MMSC + Qlf] sera appelé par définition limitation utile (L/U)

Donc : Limitation utile (L/U) = inf (MMSD, MMSA+d, MMSC + Qlf)

#### 3-2- Calcul de la charge offerte :

- la masse maximale au lâcher des freins – limitation utile
- sachant que la masse de l'avion est constitué par :
  - masse de base (mb) = masse de l'avion pour l'étape considérée
  - quantité de carburant au lâcher des freins (Qlf)
  - charge marchante

Nous devons vérifier que :

$$\text{Limitation utile} \leq \text{mb} + \text{Qlf} + \text{charge}$$

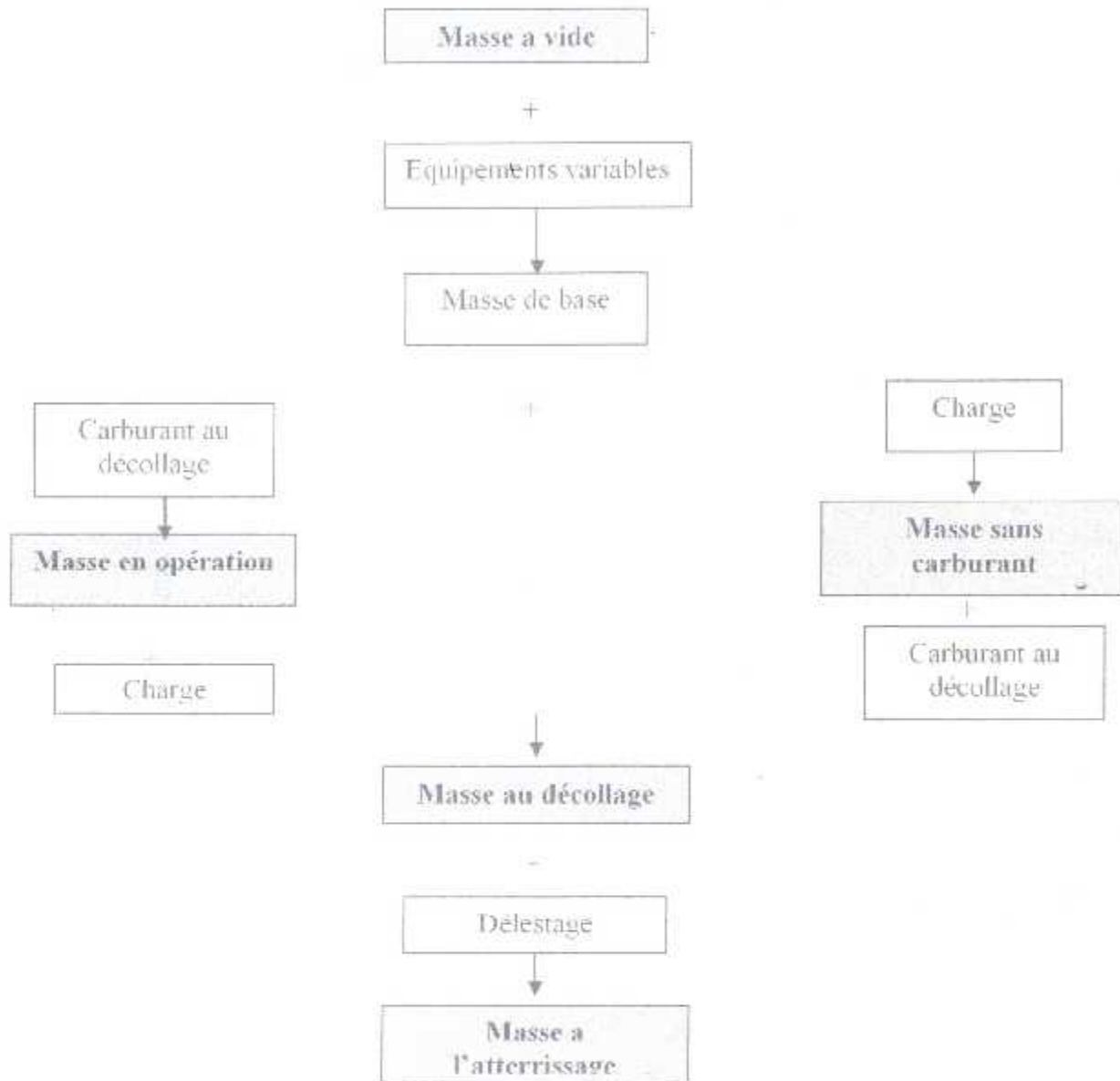
- si on appel charge offerte C/O, la charge telle que l'égalité soit vérifiée, on aura :

$$\text{C/O} = \text{L/U} - (\text{mb} + \text{Qlf})$$

La quantité (mb + Qlf) est appelée masse en opération (Mops)

$$\text{mb} + \text{Qlf} = \text{Mops}$$

- Les différentes masses sont représentées dans l'organigramme suivant :



3-3- Etude de la courbe de la charge offerte en fonction de la distance :

Pour étudier la courbe de charge offerte en fonction de la distance, les réserves considérées au auparavant (réserve de route, réserve de dégagement, et réserve final) sont indépendantes de la distance

Le délestage est calculé pour un régime de vol donné (maximum range, long rang, mach constant)

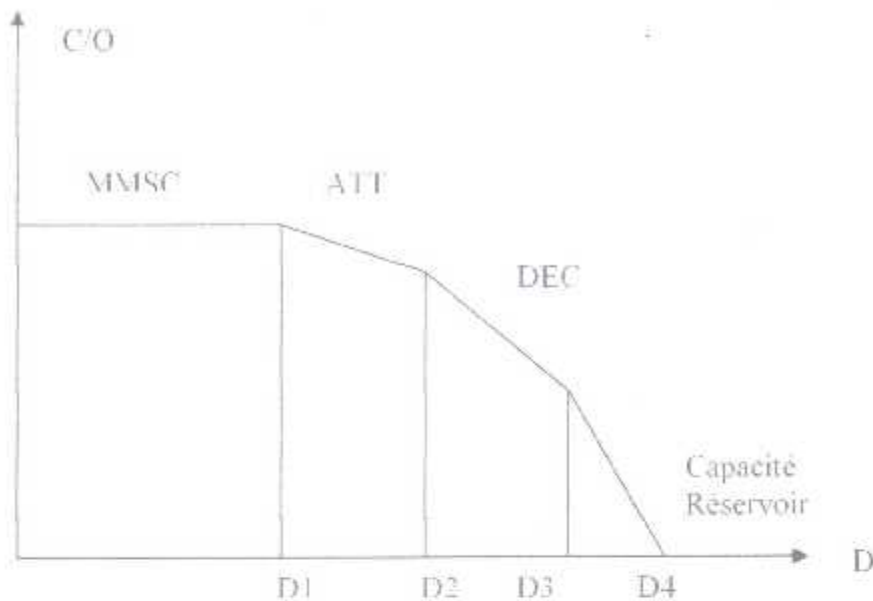


Fig (V-2)

A partir du graphe

- > De 0 à D1 : la nature de limitation est sans carburant ; si la distance augmente, le délestage augmente et la charge offerte diminue.
- > De D1 à D2 : dans ce segment, on est limité par la masse atterrissage.
- > De D2 à D3 : dans ce segment, on voit qu'on est limité par la masse de décollage car la distance augmente et la charge offerte diminue.
- > De D3 à D4 : pour cette distance, on est limité par la capacité réservoir parce que c'est un vol long courrier et la distance est très longue, qui signifie une charge offerte moins importante que les limitations précédentes.

#### 4- ETUDE DES LIGNES :

### ROTATION ALGER - ORLY - ALGER

1- Alger (DAAG) - Orly (LFPO):

Données

Distance = 767 NM

Vent = 0 KT (montée, croisière, descente)

T = ISA

Dégagement (LFL) = 230NM ; avec (LRC et vent nul, T=ISA)

Exemple de calcul :  
 M 82  
 FL310  
 TOW = 180t

1- délestage de temps

Introduire le FL 310 ; Dair = 767NM dans le tableau de marche (quich détermination F-PLN)

Pour 700 : 9521 Kg

Pour 800 : 10729 Kg

Par interpolation on obtient : Pour 767 : 10330Kg

Correction de délestage

$$LW = TOW - d$$

$$LW = 180 - 10.33 = 170t$$

$$d \text{ corr} = d \pm \text{corr} [LW - (REF \times LW)]$$

$$d \text{ corr} = 10330 + 23.34 (170 - 140)$$

$$d \text{ corr} = 110330Kg$$

Le temps :  
 FL 310  
 Dist = 767NM  
 700 → 01 / 41 (h / min)  
 800 → 01 / 53 (h / min)  
 Par interpolation on obtient : 767 → 01 / 49 (h / min)

2- réserve de dégagement (RD) :

Introduire le FL 250, Dist = 230 NM dans la table (Alternate)

FL230 < FL250 < FL270

Par interpolation, on obtient DR= 3800Kg

t = 00 / 43 (h / min)

3- Réserve de route (RR) :

$$RR = (5\%) d \text{ corr}$$

$$RR = 551.5 \text{ Kg}$$

$$t = 00 / 05 \text{ (h / min)}$$

4- Réserve final (RF) :

$$RF = 2400 \text{ Kg}$$

$$t = 00 / 30 \text{ (h / min)}$$

5- Roulage (r) :

$$r = 300 \text{ Kg}$$

$$t = 00 / 12 \text{ (h/min)}$$

$$\text{Bloc fuel} = d + RR + RD + RF + r$$

$$= 11030 + 551.1 + 3800.9 + 2400 + 300$$

$$= 18082.4 \text{ Kg}$$

$$\text{Bloc time} = 03 / 31$$

Devis de poids

Masse de base

-	12000
QLF	18082.4
=	140082.4
Mops	

	MMSC		MMSA	
+	168000		180000	+
QLF	18082.4	MMSD	11030	d
-	186082.4	230000	191030	
L/U	140082.4			
-	46000			
Mops				
=				
C/O				



**NOTE :**

Les résultats suivants sont obtenus de la même manière

	M82		LRC	
	FL 310	FL 390	FL310	FL390
TOW (t)	180	175	180	175
Délestage (kg)	11030	9900.9	10479.12	9761.62
RR (kg)	551.5	495.04	523.95	488.08
RD (kg)	3800.9	3787.8	3814	3787.8
RF (kg)	2400	2400	2400	2400
r (kg)	300	300	300	300
<b>Bloc fuel (kg)</b>	<b>18082.4</b>	<b>16883.74</b>	<b>17517.07</b>	<b>16737.75</b>
<b>Bloc time (h/min)</b>	<b>03/31</b>	<b>03/21</b>	<b>03/41</b>	<b>03/24</b>

**Commentaire:**

Le vol a une limitation zéro fuel weight, donc la charge offerte maximale à embarquer est  $C/O - MMSC - M_{base} = 46t$ .

- La consommation mini, et la charge maxi sont atteints en volant en FL 390 pour les deux régimes de marche.
- Au niveau de vol FL310, on a un gain sur la consommation et une petite perte sur le temps de vol pour le régime LRC par rapport au vol avec le régime M82
- Pour les mêmes niveaux de vol, on remarque qu'on a une perte sur la consommation en vol LRC par rapport au vol avec M82
- Avec M82, on a intérêt de voler en FL390, car on a minimiser d'environ 1129 kg de carburant.

**2- Orly (LFPO) - Alger (DAAG) :**

**Données:** Distance = 7.35 NM  
 Vent = 0 KT (montée, croisière, descente)  
 T = ISA  
 Dégagement (DAOO) = 198NM ; avec (LRC et vent nul, T=ISA)

	M.82		LRC	
	FL 310	FL 390	FL310	FL390
TOW (t)	180	175	180	175
Délestage (kg)	10626.07	9568.51	10052.25	9429.21
RR (kg)	531.30	478.04	502.61	471.46
RD (kg)	3464.44	3439.68	3464.44	3439.68
RF (kg)	2400	2400	2400	2400
r (kg)	300	300	300	300
<b>Bloc fuel (kg)</b>	<b>17321.81</b>	<b>16185.93</b>	<b>16719.3</b>	<b>16039.67</b>
<b>Bloc time (h/min)</b>	<b>03/13</b>	<b>03/15</b>	<b>03/28</b>	<b>03/16</b>

### Commentaire:

- la distance de l'étape retour et son dégagement étant inférieur que l'étape aller ce qui implique une diminution de la quantité de carburant à embarquer.
- le temps de vol retour est inférieur que l'étape aller, et ça pour les deux régimes LRC ou M.82, la différence est d'une moyenne de 13 minutes pour FL310
- on a une différence de consommation entre les vols aux niveaux 310 et 390 avec les deux régimes, d'où l'intérêt de voler à un niveau plus haut.

### ROTATION ALGER – DAMAS – ALGER

1- Alger (DAAG) – Damas (OSDI):

#### Données:

Distance = 1742 NM

Vent = 0 KT (montée, croisière, descente)

T = ISA

Dégagement (OGAI) = 240NM ; avec (LRC et vent nul, T=ISA)

**CONCLUSION :**

La technique des ETOPS ouvre des perspectives commerciales nouvelles et importantes pour la compagnie D'air Algérie. Les dirigeants de cette compagnie toujours intéressée par le transport aérienne, voient dans cette technique des opportunités de développement considérables.

La véritable apport des vols ETOPS pour air- Algérie c'est l'ouverture de nouveaux marché long-courrier et l'élargissement du marché existant (Alger- Montréal).

L'A330-200 est un avion ETOPS qui offre des combinaisons taille – distance adaptée à la desserte optimum en vol direct de nombreuses relations long-courrier

L'A330-200 est l'un des champions du vol non-stop, il permet donc d'ouvrir des routes relativement à faible trafic et d'y offrir des services sans escale et sans correspondance sur les routes dont le trafic est plus dense

	M.82		LRC	
	FL 310	FL 390	FL310	FL390
TOW (t)	195	195	195	195
Délestage (kg)	23779.37	21445.163	22730.86	9429.21
RR (kg)	1188.55	1072.25	1136.54	471.46
RD (kg)	3931	3897.4	4019.8	3439.68
RF (kg)	2400	2400	2400	2400
r (kg)	300	300	300	300
<b>Bloc fuel (kg)</b>	<b>31598.92</b>	<b>291114.81</b>	<b>30587.20</b>	<b>28999.9</b>
<b>Bloc time (h/min)</b>	<b>03/51</b>	<b>03/50</b>	<b>04/27</b>	<b>04/00</b>

### Commentaire:

- L'A330-200 peut faire cette longue étape sans escale malgré la consommation est importante, est ceci est à cause de ses capacités réservoirs (109186 kg)
- Le vol effectué avec le régime LRC consomme moins par rapport à celui effectué avec le régime M.82
- Si AIR ALGERIE veut faire cette étape avec l'A330-200, il vaut mieux voler avec le régime M.82 en FL310 ; car la consommation et le temps sont min.

### 2- Damas (OSDI) – Alger (DAAG)

#### Données:

Distance = 1725 NM

Vent = 0 KT (montée, croisière, descente)

T = ISA

Dégagement (OGAI) = 244NM ; avec (LRC et vent nul, T=ISA)

	M.82		LRC	
	FL 310	FL 390	FL310	FL390
TOW (t)	195	195	195	195
Délestage (kg)	23562.52	21256.41	22529.77	21154.59
RR (kg)	1178.12	1062.82	1126.48	1057.72
RD (kg)	3977.8	3941.2	4070.68	4031.08
RF (kg)	2400	2400	2400	2400

r (kg)	300	300	300	300
<b>Bloc fuel (kg)</b>	<b>31418.44</b>	<b>28960.43</b>	<b>30426.93</b>	<b>28943.39</b>
<b>Bloc time (h/min)</b>	<b>03/49</b>	<b>03/53</b>	<b>03/25</b>	<b>03/58</b>

**REMARQUE:**

- Sur cette étape on a intérêt à voler au niveau 310 avec le régime LRC puisque on consomme moins et on prend moins de temps par rapport au vol avec le régime M.82
- Entre l'aller et le retour on a une différence de temps négligeable c'est à cause des distances de dégagements (240NM, 244NM)
- Le temps min est obtenu au régime LRC, FL310

**ROTATION ALGER – ISTANBUL – ALGER**

1- Alger (DAAG) – ISTANBUL (LTBA)

Données: Distance = 1272 NM  
 Vent = 0 KT (montée, croisière, descente)  
 T = ISA  
 Dégagement = 194NM, avec (LRC et vent nul, T-ISA)

	M.82		LRC	
	FL 310	FL 390	FL310	FL390
TOW (t)	194	194	194	194
Délestage(kg)	17792.183	16916.809	17085.464	16114.26
RR (kg)	889.10	845.84	854.27	805.713
RD (kg)	5408.20	4710.64	4621.3	4544.04
RF (kg)	2400	2400	2400	2400
r (kg)	300	300	300	300
<b>Bloc fuel (kg)</b>	<b>26789.543</b>	<b>25173.289</b>	<b>25261.034</b>	<b>24164.013</b>
<b>Bloc time (h/min)</b>	<b>05/10</b>	<b>05/11</b>	<b>05/01</b>	<b>05/21</b>

Commentaire:

D'après le tableau ci dessus :

- On constate que la consommation de carburant par le régime M.82 est supérieure à celle de régime LRC (long range cruise), cette différence est plus significatif
- Le temps min est réalisé en volant avec le régime Long Range Cruise
- La différence de consommation entre les vols aux niveaux FL310 et FL390 avec le régime LRC est de 1 tonne, c'est pour cela en a intérêt a voler a niveaux plus hauts

2-ISTANBUL (LTBA) -ALGER (DAAG)

Données:

Distance = 1256 NM

Vent = 0 KT (montée, croisière, descente)

T = ISA

Dégagement (DAOO) = 244NM , avec (LRC et vent nul, T-ISA)

	M.82		LRC	
	FL 310	FL 390	FL 310	FL 390
TOW (t)	192	192	192	192
Délestage (kg)	16416.684	16022.818	16897.913	15938.028
RR (kg)	820.83	801.14	844.895	796.90
RD (kg)	4152.4	4031.08	3977.8	3939.48
RF (kg)	2400	2400	2400	2400
r (kg)	300	300	300	300
<b>Bloc fuel (kg)</b>	<b>24289.914</b>	<b>23555.038</b>	<b>24420.608</b>	<b>233744.409</b>
<b>Bloc time (h/min)</b>	<b>04/56</b>	<b>04/31</b>	<b>04/09</b>	<b>04/08</b>

Commentaire:

- Pour l'étape retour on a décollé avec la masse 192 tonnes, on a un surplus de consommation pour le régime LRC, et des temps de vol presque égaux (1 minute de différence)
- Pour avoir le temps min, voler en LRC (FL390)



➤ La consommation de carburant au retour est inférieure à celle de l'aller pour les deux régimes, c'est due à la distance (distance aller: 1272 NM ; distance retour: 1256 NM)

### ROTATION ALGER – DJEDDA – ALGER

#### 1- Alger (DAAG) – DJEDDA (OEJN)

Données: Distance = 2154 NM  
 Vent = 0 KT (montée, croisière, descente)  
 T = ISA  
 Dégagement (OEMA) –195NM : avec (LRC et vent nul, T=ISA)

	M.82		LRC	
	FL 310	FL 390	FL310	FL390
TOW (t)	200	200	200	200
Delestage (kg)	92236.193	25390.53	28031.894	26074.12
RR (kg)	1461.80	1269.53	1041.59	1303.706
RD (kg)	3527.77	3404.4	3447.6	3427.6
RF (kg)	2400	2400	2400	2400
r (kg)	300	300	300	300
<b>Bloc fuel (kg)</b>	<b>36925.76</b>	<b>32764.62</b>	<b>35581.084</b>	<b>33507.426</b>
<b>Bloc time (h/min)</b>	<b>06/26</b>	<b>06/48</b>	<b>07/01</b>	<b>07/09</b>

#### Commentaire:

➤ la charge offerte maximale de l'A330-200 est :

$$C/O = MMSC + Mbase = 46t$$

Donc tous les vols ayant comme limitation utile, la limitation zéro fuel weight pouvant embarquer une charge maxi

➤ On volant avec le long rang croisière on remarque qu'on a une petite perte sur la consommation par rapport au vol avec le Mach 0.82 pour le niveau de vol FL390

➤ Si on vol avec M 82, il vaut mieux voler au FL390 qu'au niveau FL310, parce qu'on a le privilège de minimiser d'environ 4000kg de carburant et même chose pour le vol avec le régime LRC

## 2- DJEDDA (OEJN) – ALGER (DAAG)

Données: Distance = 2167 NM  
 Vent = 0 KT (montée, croisière, descente)  
 T = ISA  
 Dégagement (DAO) = 198NM, avec (LRC et vent nul, T=ISA)

	M.82		LRC	
	FL 310	FL 390	FL310	FL390
TOW (t)	200	200	200	200
Délestage (kg)	29396.617	26620.849	28185.918	26553.013
RR (kg)	1469.830	1331.04	3485.64	1327.65
RD (kg)	3439.68	3437.16	1409.29	3464.44
RF (kg)	2400	2400	2400	2400
r (kg)	300	300	300	300
<b>Bloc fuel (kg)</b>	<b>37006.128</b>	<b>33789.013</b>	<b>35780.848</b>	<b>34045.103</b>
<b>Bloc time (h/min)</b>	<b>06/34</b>	<b>07/36</b>	<b>07/13</b>	<b>07/00</b>

Commentaire:

- La distance de l'étape retour et son dégagement étant plus grand que l'étape aller ce qui implique une augmentation de la quantité de carburant à embarquer ; d'où une masse au décollage plus importante
- La différence de consommation entre les vols aux niveaux 310 et 390 avec les deux régimes est importante ; c'est pour cela qu'on a intérêt à voler à des niveaux plus haut
- Le temps de vol min est atteint à M.82 et FL310

**ROTATION ALGER – DOUBAI – ALGER**1- Alger (DAAG) – DOUBAI

Données: Distance = 2835 NM  
 Vent = 0 KT (montée, croisière, descente)  
 T = ISA

Dégagement (OMAA) = 73 NM ; avec (LRC et vent nul, T=ISA)

	M.82		LRC	
	FL 310	FL 390	FL 310	FL 390
TOW (t)	200	200	200	200
Délestage (kg)	37734.023	33974.982	35941.075	26074.12
RR (kg)	1886.70	1698.74	1797.05	1303.706
RD (kg)	1027.18	1860.96	1032.7	3427.6
RF (kg)	2400	2400	2400	2400
r (kg)	300	300	300	300
Bloc fuel (kg)	43347.903	40234.682	41470.825	39339.961
Bloc time (h/min)	07/56	07/52	07/55	08/01

#### Commentaire:

- Pour l'étape d'aller Alger – Doubaï, l'A330-200 doit embarquer une quantité de carburant égal à 43 347 tonnes pour une charge égal à 34,66 pour un vol effectuer à M.82, FL310
- Le temps min est obtenu avec le vol M.82 et FL390
- Le dégagement de cette étape est effectué à une distance de 73 NM, ce qui implique une faible réserve

#### 2- DOUBAI – ALGER (DAAG)

Données: Distance = 2833 NM

Vent = 0 KT (montée, croisière, descente)

T = ISA

Dégagement (DAOO) = 221 NM ; avec (LRC et vent nul, T=ISA)

	M.82		LRC	
	FL 310	FL 390	FL 310	FL 390
TOW (t)	210	210	210	210
Délestage (kg)	37710.946	33954.99	35918.018	42139.63
RR (kg)	1885.54	1697.74	1795.90	1694.92

RD (kg)	3802.3	3229.68	3244.72	3846.28
RF (kg)	2400	2400	2400	2400
r (kg)	300	300	300	300
<b>Bloc fuel (kg)</b>	<b>46098.78</b>	<b>41582.41</b>	<b>436588.63</b>	<b>42139.63</b>
<b>Bloc time (h/min)</b>	<b>07/09</b>	<b>07/15</b>	<b>07/15</b>	<b>07/45</b>

Commentaire:

- Le bloc fuel du retour est supérieur à celui de l'aller ; c'est dû principalement à la distance de dégagement qui résulte des consommations de carburant plus importantes
- La réserve de dégagement pour l'étape aller est de 1027.18 kg (M82) et de 1032.7 (LRC) mais pour l'étape retour, elle est successivement de 3802.3 (M82) et 3244.72 (LRC) ; donc contrairement à l'aérodrome d'ALGER, DOUBAI possède un aérodrome de dégagement plus proche ; ce qui donne une possibilité d'augmenter la charge transporter.

**ROTATION ALGER – MONTREAL – ALGER**

1- Alger (DAAG) – MONTREAL (CYMX)

Données : Distance = 4034 NM  
 Vent = 0 KT (montée, croisière, descente)  
 T = ISA  
 Dégagement (CYLL) – 18NM ; avec (LRC et vent nul, T=ISA)

	M82		LRC	
	FL 310	FL 390	FL310	FL390
TOW (t)	200	200	200	200
Délestage (kg)	52320.42	46577.18	49205.24	46255.11
RR (kg)	2616.021	2328.85	2460.26	2312.75
RD (kg)	1991.64	1991.64	1991.64	1991.64
RF (kg)	2400	2400	2400	2400
r (kg)	300	300	300	300
<b>Bloc fuel (kg)</b>	<b>59628.08</b>	<b>53597.67</b>	<b>56357.14</b>	<b>53259.5</b>
<b>Bloc time (h/min)</b>	<b>10/27</b>	<b>10/17</b>	<b>11/21</b>	<b>10/25</b>

Commentaire:

- Cette étape Alger – Montréal est une étape long courrier, le décollage est effectuée avec 200 tonnes.
- La consommation carburant pour cette étape long courrier est importante, mais malgré Sa FA330-200 peut faire cette rotation à cause de la capacité importante de ces  
Ces réservoirs
- le temps min est atteint au M.82 pou FL 390
- le vol effectuée avec le régime LRC consomme moins par rapport a celui effectuée avec le régime M.82 pour les deux niveaux
- la réserve de dégagement pour cette étape est de 1.99It, car Alger possède un aéroport de dégagement plus proche (ISMN), ce qui autorise l'augmentation de la charge a transporté

## 2- MONTREAL (CYMX) – ALGER (DAAG)

Données:

Distance = 4039 NM

Vent = 0 KT (montée, croisière, descente)

T = ISA

Dégagement (DAOO) = 198NM : avec (LRC et vent nul, T=ISA)

	M.82		LRC	
	FL 310	FL 390	FL310	FL390
TOW (t)	200	200	200	200
Délestage (kg)	52382.13	46627.56	49699.90	46303.54
RR (kg)	2619.10	2331.37	2484.99	2315.17
RD (kg)	3485.64	3464.44	3485.64	3464.44
RF (kg)	2400	2400	2400	2400
r (kg)	300	300	300	300
<b>Bloc fuel (kg)</b>	<b>61186.87</b>	<b>55123.27</b>	<b>583753</b>	<b>54783.15</b>
<b>Bloc time (h/min)</b>	<b>10/28</b>	<b>10/39</b>	<b>11/43</b>	<b>10/47</b>

Commentaire:

➤ la quantité de carburant embarqué au retour est supérieure à celle de l'aller pour les deux

Régimes de vol, car Montréal possède un aéroport de décollage plus loin (198NM)

➤ Il existe une différence de temps de vol entre l'aller et le retour, c'est à cause des distances de décollages

➤ Le vol réalisé avec le M 82 consomme plus et prend moins de temps par rapport à celui effectué avec le régime LRC, pour les deux niveaux de vol

➤ On a intérêt à voler avec le régime LRC pour les deux niveaux de vol, puisque on consomme moins ce qui donne la possibilité de transporter plus de charge par rapport au vol avec le régime M.82, mais l'inconvénient est la perte sur le temps.

**ROTATION ALGER – JOHANNESBURG – ALGER**

1- Alger (DAAG) – JOHANNESBURG (FAJS)

Données: Distance = 4137 NM  
 Vent = 0 KT (montée, croisière, descente)  
 T = ISA  
 Décollage (LADN) = 271 NM ; avec (LRC et vent nul, T=ISA)

	M.82		LRC	
	FL 310	FL 390	FL 310	FL 390
TOW (t)	200	200	200	200
Délestage (kg)	53571.37	476022.29	50278.60	47246.70
RR (kg)	2678.56	2380.11	2513.93	2362.33
RD (kg)	4293.7	4237.1	4293.7	4237.16
RF (kg)	2400	2400	2400	2400
r (kg)	300	300	300	300
<b>Bloc fuel (kg)</b>	<b>67537.33</b>	<b>56919.56</b>	<b>59786.23</b>	<b>56546.19</b>
<b>Bloc time (h/min)</b>	<b>10/50</b>	<b>11/00</b>	<b>12/08</b>	<b>11/08</b>



Commentaire:

- L'A330-200 peut réaliser cette long étape, avec une MTOW = 200 tonnes et limitation décollage
- L'A330-200 a une capacité réservoir (19186kg), ce qui donne la possibilité de faire cette étape long courrier malgré que la quantité de carburant nécessaire est importante
- en terme de consommation, en a intérêt de voler avec le régime LRC puisque on consomme moins que le régime M82
- avec le régime LRC, il vaut mieux voler en FL390 que FL310 afin de gagner plus de 3 tonnes de carburant, et 1heur du temps

## 2- JOHHEINSBURG (FAJS) – ALGER (DAAG)

Données:

Distance = 4136 NM

Vent = 0 KT (montée, croisière, descente)

T = ISA

Dégagement (DAOO) = 224NM ; avec (LRC et vent nul, T-ISA)

	M.82		LRC	
	FL 310	FL 390	FL310	FL390
TOW (t)	200	200	200	200
Délestage (kg)	54431.22	45925.08	50268.20	47237.12
RR (kg)	2721.56	2296.25	2513.41	2361.85
RD (kg)	3743.8	3722.04	3816.28	3784.68
RF (kg)	2400	2400	2400	2400
r (kg)	300	300	300	300
<b>Bloc fuel (kg)</b>	<b>63596.58</b>	<b>54643.38</b>	<b>59297.89</b>	<b>53923.65</b>
<b>Bloc time (h/min)</b>	<b>10/42</b>	<b>10/53</b>	<b>12/02</b>	<b>11/02</b>

Commentaire:

- la différence de temps de vol entre cette étape de retour et l'étape d'aller est dû à la différence de la distance de dégagement
- durant le retour, l'aérodrome de dégagement est plus proche que l'aller, ce qui implique une réserve de dégagement inférieur

➤ En remarque qu'on est limité ni zéro fuel weight, ni atterrissage ; la limitation utile Est celle de décollage et cela pour le vol au niveau FL310.

### CONCLUSION :

En faisant l'analyse des étapes précédentes, on peut aboutir les conclusions suivantes :

- 1-les étape courts courtiers sont généralement limité masse maximale sans carburant
  - 2-les étapes moyens courriers sont généralement limité atterrissage, et les long courrier sont limité décollage
  - 3-sur ces étapes, on peut avoir une charge marchande maximale, c'est pour cela qu'il est évident d'utiliser l' A330-200 sur ce type de lignes
  - 4-a des niveaux bas et lors de dégagement , la consommation carburant est très grade,d'où l'intérêt a effectué des dégagements à des niveaux plus hauts (lors des dégagement loin)
  - 5- choisir les aérodrômes accessibles les plus proche
  - 6-pour minimiser la consommation carburant donc maximiser la charge offerte, il faut voler à des niveaux plus hauts pour les deux régimes de marche
  - 7-pour les réseaux cours courriers, il n'est pas évidant de chercher à minimiser le temps de vol puisque la différence entre les différents niveaux de vol avec les deux régimes est négligeable
  - 8-pour les réseaux long et moyens courriers, l' A330-200 peut transporter une charge offerte maximale (46t)
  - 9-l'Airbus A330-200 à une capacité réservoir très importante, ce qui permettre d'atteindre sans escale les destinations comme Montréal et Joheinsburg par exemple
  - 10- il faut adapter les niveaux de vol optimal que ce soit pour le LRC ou pour M.82
  - 11- pour avoir une économie de carburant très importante : de préférence utiliser le régime long range cruise
  - 12- d'après l'étude des lignes
    - Alger – Damas – Alger
    - Alger – Joheinsburg – Alger
    - Alger – Istanbul – Alger
- Pour que AIR ALGERIE exploite l' A330-200, dont l'intérêt commercial , il faut étudier plusieurs paramètres [ fuel , time ... ] ; afin de choisir un niveau de vol et une vitesse optimales

pour les quels, on peut transporter une charge max avec une consommation carburant et temps min

- vu que l'A330-200 peut réaliser les lignes précédentes alors, il donne l'avantage à AIR ALGERIE de renouveler sa flotte dans le but d'atteindre le niveau mondial.

# chapitre -V-

Etude Comparative

Entre L'330-200 Et Le B767-400

## 1- PRESENTATION DU BOEING 767-400 :

Cette version du 767 est la plus récente, le programme à été adapté le 28 Avril 1997 et le premier avion est sorti de l'usine en Août 1999. Le tableau de bord est le même entre les Boeing 757 et 767, ce qui facilite la fonction des équipages. Comme le Boeing 757, le Boeing 767 ne requiert que deux pilotes. Le 06 Octobre 1999 correspond au jour du premier vol de ce moyen long courrier. Le Boeing est équipé avec deux Turbofans PW400 avec une pousse maxi de  $2 \times 281,3 \text{KN}$ , ou Général Eléctric CF6-80C2 avec une poussé maxi de  $2 \times 282,6 \text{KN}$  et cela en suivant la demande de la compagnie. Le grand fuselage de B767-400 lui permet un aménagement de trois configurations :

- pour la configuration unique : 409 tous économique
- pour la configuration deux classes : 24 premier classe / 272 classe affaire
- pour la configuration trois classe : 16 premier / 36 classe affaire / 189 classe économique

(Voir Fig. A et Fig. B)

La figure C, présente les dimensions générales du B767-400

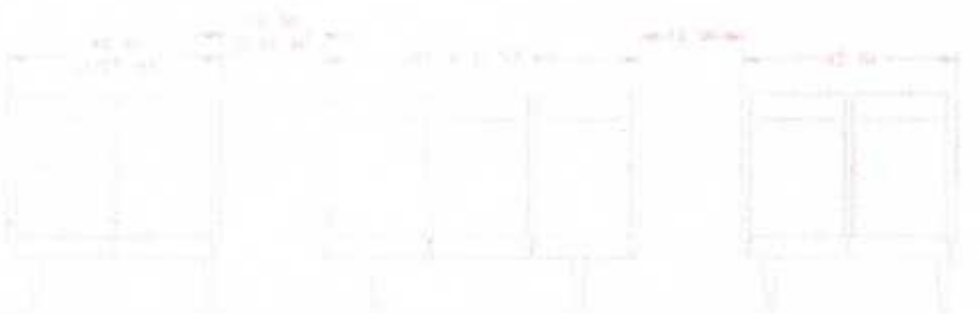




Premiere classe



Classe affaire



Classe economique

Fig-B-





Fig -C-

**2- COMPARAISON ENTRE L'A330-200 ET LE B767-400 :**

2-1- Caractéristique principale :

	UNITE	A330-200	B767-200
<b>MMSD</b>	Kg	230000	193683
	Lbs	507065	427556
<b>MMSA</b>	Kg	180000	158757
	Lbs	396830	350457
<b>MMSC</b>	Kg	168000	149680
	Lbs	370375	330419
<b>Masse de base</b>	Kg	122000	105000
	Lbs	268965	231788
<b>(C/O) max</b>	Kg	46000	44680
	Lbs	101413	98631
<b>Capacité Réservoirs</b>	Kg	109186	73360
	Lbs	240713	161740

Tab (VI-1)

**REMARQUE :**

Du tableau (VI-1) on remarque que :

- la charge offerte maximale de l'A330-200 est supérieure à celle du B767-400 à environ 1.32 tonnes ; d'où la possibilité d'embarquer plus de charge.

- La capacité réservoir de l'A330-200 est plus grande que celle du B767-400 d'environ 35.826 tonnes, cette quantité permis à l'A330-200 d'avoir un rayon d'action supérieur à celui du B767- 40.

2-2 - Dimension :

	l' A330-200	B76-7400
<b>Envergure (m)</b>	60.3	51.9
<b>Longueur (m)</b>	58.37	61.4

<b>Hauteur (m)</b>	17.3	16.68
<b>Voie (m)</b>	10.68	9.3

Tableau (VI-2)

### 2-3 - Aménagement :

L'aménagement de siège des passagers s'effectue en fonction de son exploitation, car il y a trois Configurations envisageables.

L'emménagement de l'aéronef touche directement la rentabilité de celle-ci, d'où cette comparaison entre les différents aménagements de L'A330-200 et du B767-400

	A330-200	B767-400
<b>Une classe</b>	301	409
<b>2 classe</b> (classe I+économique)	293	296
<b>3 classes</b> (classe I+économique+business)	269	243

Tab (VI-3)

### 2-4- Qualification Equipage :

Avant l'acquisition d'un nouvel avion, la compagnie aérienne doit qualifier son équipage sur ce dernier.

Pour AIR ALGERIE, qualifier son équipage sur un B767-400 lui apparaît plus facile puisque son personnel est qualifié sur un avion possédant le même poste de pilotage qui est le B767-300 ; le passage nécessite une qualification de 10 jours

Par contre l'A330-200 nécessite une période de qualification plus longue à cause de sa conception différente du cockpit.

2-5- Comparaison En Lignes Entre A330-200 et le B767-400 :**ETAPE : ALGER - ORLY**Données :

Distance : 767NM ; Vent = 0KT ; T= ISA ; Régime M.82 ; FL 310

Distance décollage : 230NM ; FL250

A330-200 MTOW = 180t

B767-400 MTOW = 159t

	A330- 200	B767-400
Délestage (Kg)	11030	10075,25
R .Route (Kg)	551,5	503,76
R .Décollage (Kg)	3800,9	3441,62
Bloc fuel (Kg)	18082,4	16584,73
Bloc time (H/Min)	03 / 31	03 / 35
Charge offerte (t)	40	37,41

Commentaire :

Cette étape est une étape court courrier de 767 NM, possédant un décollage de 230 NM.

- l'A330-200 embarquer 40t de charge offerte dépassant donc le B767-400 qui offre 37,41t

- l'A330-200 consomme environ une tonne de plus par rapport à son concurrent.

- la différence de temps de vol entre les deux appareils étant négligeable avec un privilège pour l'A330-200 de quatre minutes

**ETAPE : ORLY -ALGER**Données :

Distance : 735NM ; Vent = 0KT ; T = ISA ; Régime M.82 ; FL 310

Distance décollage = 198 NM ; FL.200

A 330-200 : MTOW = 180t

B767-400 : MYOW = 159t

	A330-200	B767-400
Délestage (Kg)	10626.07	9872.34
R .Route (Kg)	531.30	493.61
R .Dégagement (Kg)	3464.44	3132.24
Bloc fuel (Kg)	17321.81	16062.29
Bloc time (H/Min)	03 /13	03 / 23
Charge offerte (t)	40.67	37.93

#### Commentaire :

- comme toute étape court courrier, la charge offerte est importante (au voisinage de la charge maximal)
- la différence de délestage est environ 700 Kg entre les deux appareils sachant que la masse au décollage de l'A330-200 est de 180t par contre elle est de 159t pour le B767-400
- le B767-400 prend 10 minutes de plus que l'A330-200 pour assurer cette étape retour.

### ETAPE: ALGER - DAMAS

#### Données :

Distance : 1742NM ; Vent = 0KT ; T = ISA ; Régime M.82 ; FL 310

Distance dégagement = 240NM ; FL230

A 330-200 : MTOW = 195t

B767-400 : MTOW = 173t

	A330-200	B767-400
Délestage (Kg)	23779.37	21993.37
R .Route (Kg)	1188.55	1099.66
R .Dégagement (Kg)	3931	3561.4
Bloc fuel (Kg)	31598.92	29218.53

<b>Bloc time (H/Min)</b>	03 / 51	03 / 48
<b>Charge offerte (t)</b>	41.40	38.79

Commentaire :

- la masse au décollage de l'A330-200 est plus importante par rapport à celle du B767-400 (195t et 173t)

- sur cette étape l'A330-200 consomme 31598.92Kg par contre le B767-400 consomme 29218.53Kg, mais en remarque que la différence de consommation devient importante chaque fois que la distance de l'étape augmente

- l'Airbus prend plus de temps pour assure cette étape, mais la différence reste très petit (3 minutes)

- la charge offerte pour les deux appareils sur cette étape est importante, elle est proche de la charge maximale, mais il faut noter que celle de l'A330-200 dépasse celle du B767-400 de 2.61t.

**ETAPE: DAMAS – ALGER**

Données :

Distance : 1725NM , Vent = 0KT , T = ISA : Régime M 82 : FL 310

Distance décollage = 244NM : FL230

A 330-200 : MTOW = 195t

B767-400 : MYOW = 171t

	<b>A330-200</b>	<b>B767-400</b>
<b>Délestage (Kg)</b>	23562.52	20528.52
<b>R .Route (Kg)</b>	1178.126	1026.42
<b>R .Décollage (Kg)</b>	3977.8	3520.2
<b>Bloc fuel (Kg)</b>	31418.44	27475.44
<b>Bloc time (H/Min)</b>	03 / 49	03 / 27
<b>Charge offerte (t)</b>	42	39



Commentaire :

- on atteint sur cette étape les 195t comme masse au décollage pour l'A330-200 et les 171t pour le B767-400

- l'A330-200 embarque 31.41t de carburant, une quantité qui dépasse celle du B767-400(27.47)

- la charge offerte est de 42t pour A330-200 et 39t pour le B767-400 (différence de 3t).

**ETAPE:ALGER – ISTANBUL**

Données :

Distance : 1272NM ; Vent = 0KT ; T = ISA ; Régime M.82 ; FL 310

Distance décollage = 299NM , FL 100

A 330-200 : MTOW = 194t

B767-400 : MYOW = 171t

	<b>A330-200</b>	<b>B767-400</b>
<b>Délestage (Kg)</b>	17792.183	16545.18
<b>R.Route (Kg)</b>	889.10	827.25
<b>R.Dégagement (Kg)</b>	5408.20	4906.6
<b>Bloc fuel (Kg)</b>	26789.54	24843.13
<b>Bloc time (H/Min)</b>	05 /10	05 / 08
<b>Charge offerte (t)</b>	45.22	41.16

Commentaire :

- sur cette étape (moyen courrier) l'A330-200 à décoller avec une masse de 194t dépassant le B767-400 qui à décoller avec 171t (23t de différence)

- l'A330-200 consomme plus de carburant que le B767-400,il est de 26.78tonnes pour le premier et 24.84tonnes pour le second

- La différence entre les quantités de carburant réservé au décollage est importante, cela est due à la distance importante de dégagement et à la masse avec laquelle a été effectué sachant que l'A330-200 dépasse le B767-400 en terme de masse, d'où une différence de 500Kg.

- Les deux appareils prennent le même temps de vol pour pouvoir réaliser cette étape (2minutes d'écart seulement).

- Les charges offertes étant presque maximales pour les deux avions avec un surplus pour l'A330-200 égal à 4tonnes.

### **ETAPE: ISTANBUL – ALGER**

#### Données :

Distance : 1256NM ; Vent = 0KT ; T = ISA ; Régime M.82 ; FL 310

Distance dégagement = 244NM ; FL109

A 330-200 : MTOW = 192t

B767-400 : MYOW = 171t

	<b>A330-200</b>	<b>B767-400</b>
<b>Délestage (Kg)</b>	16416.68	15128.08
<b>R.Route (Kg)</b>	820.83	756.40
<b>R.Dégagement (Kg)</b>	4152.4	3754.9
<b>Bloc fuel (Kg)</b>	24289.91	22203.48
<b>Bloc time (H/Min)</b>	04 / 56	04 / 56
<b>Charge offerte (t)</b>	45.72	43.79

#### Commentaire :

- sur cette étape de retour l'A330-200 a décollé avec 192t et le B767-400 avec 171t pour assurer des charges offertes maximales.

- Comme l'étape aller, l'A330-200 doit embarquer plus de carburant (24289.91Kg de carburant).

- Comme pour l'aller, les deux avions peuvent avoir une charge offerte maximale sur le retour, elle est de 45.72t pour l'A330-200 et de 43.79t pour le B767-400.

- Le bloc fuel des deux appareils à l'étape retour est inférieur à celui de l'aller à cause de la différence de distance de dégagement.

**ETAPE: ALGER - DUBAI**

Données :

Distance : 2852NM ; Vent = 0KT ; T = ISA ; Régime M 82 ; FL 310

Distance dégagement = 73NM , FL 120

A 330-200 : MTOW = 200t

B767-400 : MYOW = 179t

	A330- 200	B767 -400
Délestage (Kg)	37734.02	35008.02
R .Route (Kg)	1886.70	1750.40
R .Dégagement (Kg)	1027.18	1014.38
Bloc fuel (Kg)	43347.90	40336.9
Bloc time (H/Min)	07 /56	07 / 48
Charge offerte (t)	34.65	34.66

Commentaire :

Sur cette étape l'A330-200 a décollé avec masse de 200t dépassant le B767-400 qui est de 179t

- la différence de consommation (délestage) est visible : l'A330-200 consomme 2.726t de Plus

- Le B767-400 fait moins de temps pour réaliser cette étape par rapport à son concurrent ; la différence étant 8min

- Le B767-400 doit embarquer une quantité de carburant égal à 40.33t par contre l'A330-200 doit embarquer 43.34t

**ETAPE: DUBAI - ALGER**

Données :

Distance : 2833NM , Vent = 0KT ; T = ISA ; Régime M.82 ; FL 310

Distance dégagement = 221NM ; FL 230

A 330-200 : MTOW = 210t

B767-400 : MYOW = 187t

	A330-200	B767-400
Délestage (Kg)	37710.94	34253.74
R.Route (Kg)	1885.54	1712.68
R.Dégagement (Kg)	3802.3	3288.1
Bloc fuel (Kg)	46098.78	41818.62
Bloc time (H/Min)	07 / 09	06 / 52
Charge offerte (t)	41.91	40.18

Commentaire :

- Dans cette étape retour on décolle avec des masses supérieures à l'aller pour les deux avions, c'est pour cela que la C/O retour est supérieur que l'aller.

- La distance de dégagement est importante (221NM) c'est pour cela qu'on consomme plus par rapport à l'étape aller.

- L'A330-200 doit embarquer une quantité de carburant égal à 46.09t par contre une quantité de 41.81 suffit pour le B767-400.

**ETAPE: ALGER - DJEDDA**

Données :

Distance : 2154NM ; Vent = 0KT ; T = ISA ; Régime M.82 ; FL 310

Distance dégagement = 195NM ; FL230

A 330-200 : MTOW = 200t

B767-400 : MYOW = 180t

	A330-200	B767-400
Délestage (Kg)	29236	27295,8
R .Route (Kg)	1461,80	1364,79
R .Dégagement (Kg)	3527,77	2806,67
Bloc fuel (Kg)	36925,76	34031,36
Bloc time (H/Min)	06 /26	06 / 16
Charge offerte (t)	41,08	40,97

Commentaire :

- L'A330-200 décolle avec 200t et le B767 avec 180t d'où une charge offerte de 41,08t pour le premier et 40,96 pour le Boeing.

- L'A330-200 a besoin de 2,89t carburant de plus que le B767-400 pour cette étape.

- Le B767-400 fait moins de temps sur cette étape ; la différence étant de 10 minutes.

**ETAPE: DJEDDA –ALGER**Données :

Distance : 2167NM ; Vent = 0KT ; T = ISA ; Régime M.82 ; FL 310

Distance dégagement = 198NM ; FL230

A 330-200 : MTOW = 260t

B767-400 : MYOW = 180t

	A330-200	B767-400
Délestage (Kg)	29396,61	26626,21
R .Route (Kg)	1469,83	1331,31
R .Dégagement (Kg)	3439,68	3152
Bloc fuel (Kg)	37006,12	33673,62
Bloc time (H/Min)	06 /31	06 / 18
Charge offerte (t)	41	41,33

Commentaire

- Même si la distance retour est supérieure à celle de l'aller et la masse de décollage étant la même que l'aller et la masse de décollage étant la même que l'aller pour les deux avions, on remarque que la différence entre les charges offertes est petite.

- Sur cette étape l'A330-200 consomme 2.7t plus que le B767-400.

- La différence de temps est plus claire pour cette étape : l'A330-200 fait 13 minutes de plus par rapport à son concurrent.

**3- ETUDE DES COÛTS D'EXPLOITATION ET RENTABILITE :**

3-1 Etude des coûts d'exploitation :

Le plus important en exploitation, est de réaliser des vols économiques pour assurer un bénéfice, mais le problème réside dans la détermination précise des coûts d'exploitations

3-1-1 Internet de l'étude :

Pour comparer et choisir les avions qu'ils se proposent 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 plusieurs étapes.

Avant tout investissement, l'étude des coûts opérationnels des avions permet aux transporteurs aériens d'évaluer sa productivité et de développer sa politique tarifaire.

3-1-2 Etude détaillée :

Dans cette partie on va déterminer et comparer les coûts d'une exploitation par siège offert de l'Air bus 330-200 et du Boeing 767-400 sur les étapes :

- Alger - Orly - Alger
- Alger - Damas - Alger
- Alger - Djeddah - Alger
- Alger - Dubai - Alger
- Alger - Johannesburg - Alger
- Alger - Istanbul - Alger



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

### 3-1-3 Calcul des dépenses

Le calcul des dépenses liées à l'exploitation des avions est effectuée en multipliant le coût totale (Dinard Algérien) 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 :

- Les coûts directs d'exploitation
- Les coûts indirects d'exploitation

#### A- Les coûts directs d'exploitation :

Ces coûts au nombre de huit sont les suivants :

- Coût de carburant
- Coûts de l'équipage
- Coûts de maintenance
- Coût de Hand Ling
- Taxes de navigation
- Taxes d'atterrissage

#### A-a coût carburant :

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

- le prix du carburant
- La quantité du carburant consommé

Tarif carburant :

Les tarifs carburant varient d'une escale à une autre ça dépend des négociations avec les entreprises pétrolière.

Les tarifs sont exprimés en (DA / HL)

ESCALE	TARIF (DA/HL)
Alger	1297,28
Orly	1852,8
Istanbul	1828,32
Damas	2013,73
Dubaï	1965,03
Djedda	1980,74

A-b- le coût de l'équipage « personnel navigant » :

Ce poste prend en compte le salaire de base du personnel navigant technique et commerciale ; élaboré au niveau de la DPCG, il fait intervenir plusieurs variables comme :

- les heures vol
- caractéristiques de l'avion utilisé
- la nature de vol (domestique, international)

A-c- coûts de maintenances :

C'est toutes les dépenses de maintenance et de l'entretien des avions, ce coût d'entretien est élaboré par la direction comptabilité analytique, il comprend les dépenses suivantes :

- les coûts de maintenance en ligne et en atelier (cellule et moteur)
- les coûts de main d'œuvre
- les coûts de contrôle

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

A-d- coûts du Hand Ling « assistance » :

En Algérie l'assistance est assurée par les services internes à la compagnie.

En général, le Hand Ling est constitué des postes suivants :

- conditionnement de l'avion
- nettoyage de l'avion
- reconfiguration de l'avion
- traitement des passagers (banque d'enregistrement, bus, passerelles) et manutention de leurs bagages

A-e- les taxes de navigation :

Elles sont due aux survols des différentes FIR et calculées sur la base des tarifs officiels par les gestionnaires des services de contrôle de la navigation

En algérien, l'ENNA fixe les taux unitaires à 2230 pour les vols internationaux et 101.32 pour les vols domestiques

Cette taxe Dépend de :

- MTOW
- La distance survolée
- Le taux unitaire

A-f- Les taxes atterrissage :

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

Les taxes d'atterrissage sont calculées par les états conformément aux normes et règlement OACI or pour un grand nombre de pays européens le recouvrement de ces taxes est géré par EURO CONTROL.

B- Les coûts indirects d'exploitation :

B-a. Les coûts fixes compagnie :

Les coûts fixes compagnie respectent les frais généraux incluant toutes les charges administratives et des dépenses générales d'une compagnie aérienne (assurances diverses,

horaire de documentation technique (JEPPESEN, OPS manuel...) moyens de transport, fourniture des bureaux, location immobilière et du matériel, location parking avions ...etc.

B-b. Coûts fixe avion :

On peut les citer comme suit :

- Les charges financière
- Les assurances

Les charges financières :

La compagnie fixe ses charges, ces dernières correspondent à la recette de la compagnie en cas de vente ou remplacement des équipements des avions.

Les assurances :

Cette rubrique de coût comprend :

- Assurances corps avion
- Assurances risque de guerre
- Assurances responsabilité civile

3-1-4- Comparaison des coûts d'exploitation :

**ETAPE : ALGER - DJEDDA -ALGER**

	A330-200	B767 400
<b>Coût carburant (DA)</b>	1432278.61	1300113.21
<b>Taxes atterrissage (DA)</b>	149279	140004
<b>Hand Ling (DA)</b>	127590	104320
<b>Taxes de survol (DA)</b>	119455	115888
<b>Coût PN (DA)</b>	553119.84	440507.91
<b>Coût maintenance (DA)</b>	1422571.92	1373405.04

Coût par rotation (DA)	3804294.37	3474238.16
------------------------	------------	------------

**ETAPE : ALGER – ORLY - ALGER**

	A330200	B767-400
Coût carburant (DA)	725518.44	671948.03
Taxes atterrissage (DA)	241831	226230
Hand Ling (DA)	425479.8	350480
Taxes du survol (DA)	323495	313656
Coût PN (DA)	288788.76	247180.34
Coût de maintenance (DA)	742737.38	770652.96
Coût par rotation (DA)	2747850.38	2580147.33

**ETAPE : ALGER - DAMAS - ALGER**

	A330- 200	B767-400
Coût carburant (DA)	1290839.3	1144866.52
Taxes atterrissage (DA)	117977	110577
Hand Ling (DA)	271842.5	223924.5
Taxes du survol (DA)	415474	398014
Coût PN (DA)	487586	390658
Coût de maintenance (DA)	1254024	1217986
Coût par rotation (DA)	3837742.8	3486026.02

**ETAPE : ALGER - ISTANBUL – ALGE**

	<b>A330- 200</b>	<b>B767-400</b>
<b>Coût carburant (DA)</b>	1002596.47	918820.27
<b>Taxes atterrissage (DA)</b>	181046	179275
<b>Hand Ling (DA)</b>	219953.9	181182.42
<b>Taxes du survol (DA)</b>	399151	388167
<b>Coût PN (DA)</b>	406373.76	333577.23
<b>Coût de maintenance (DA)</b>	1045154.88	1040019.12
<b>Coût par rotation (DA)</b>	3254276.01	3041041.04

**ETAPE : ALGER – DUBAI – ALGER**

	<b>A330- 200</b>	<b>B767-400</b>
<b>Coût carburant (DA)</b>	1945131.8	1774920.1
<b>Taxes atterrissage (DA)</b>	118055	110650
<b>Hand Ling (DA)</b>	128270.3	105660
<b>Taxes du survol (DA)</b>	141044	136295
<b>Coût PN (DA)</b>	721972	578562
<b>Coût de maintenance (DA)</b>	1856843	1803827
<b>Coût par rotation (DA)</b>	4911316.1	4509914.1

**CONCLUSION :**

On analysant les coûts d'exploitation de l'A330-200, on a trouvé quelles sont plus élevées que ceux de son concurrent le B767-400

En d'autre terme, le coût par rotation de l'A330-200 est supérieur a celui du B767-400



On mentionne aussi que le coût carburant, le coût maintenance sont les plus important sur ces étapes pour les deux appareils

Par ailleurs durant toutes les étapes, le coûts carburant lors de l'exploitation du B767-400 est inférieur à celui de l'A330-200

Notons aussi que la taxe d'atterrissage de l'A330-200 est élevée que celle de B767-400 raison que cette dernière varie proportionnellement avec le poids pour le HANDLING, il est fonction de la nature de la convention signé par AIR ALGERIE (soit avec une autre compagnie, soit avec un organisme de gestion aéroportuaire) ; ce dernier de l'A330-200 est plus élevé que celui du B767-400, cela est du au nombre de siège de l'A330 qui est de 269, par contre celle du B767 est de 243

3-1-5- Coûts par siège offert

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

**ETAPE : ALGER – DAMAS - ALGER**

	A 330-200	B767-400
<b>Coût/Rotation (DA)</b>	3804294.3	3474238.16
<b>Nbr de sièges</b>	269	243
<b>Coût/siège (DA)</b>	14142.358	14297.276

**ETAPE : ALGER – ORLY - ALGER**

	A330-200	B767-400
<b>Coût/Rotation (DA)</b>	2747850.3	2580147.33
<b>Nbr de siège</b>	269	243
<b>Coût/siège</b>	10215.05	10617.89

**ETAPE : ALGER – DJEDDA- ALGER**

	A330-200	B767-400
Coût/Rotation (DA)	3837742	3486026.02
Nbr de siège	269	243
Coût/siège	14266.70	14345.78

**ETAPE : ALGER –ISTANBUL – ALGE**

	A330-200	B767-400
Coût/Rotation (DA)	3254276.01	3041041.0
Nbr de sièges	269	243
Coût/ Siège	1209.76	12514.572

**ETAPE : ALGER –DUBAI - ALGER**

	A330-200	B767-400
Coût /Rotation (DA)	4911316.1	4509914.1
Nbr de sièges	269	243
Coût /siège	18257.681	18559.317

**CONCLUSION :**

Le coût par siège du B767-400 est plus élevé que celui de l'A330 -200 raison que le premier possède de 243 passages contrairement à l'Airbus qui a une capacité de 269 sièges

**3-2 Etude De La Rentabilité Des Avions :**

L'étude qui suit permettra, après avoir évalué les dépenses et connaissant le prix par siège offert, de compléter le chapitre « ETUDE DE LIGNE » et répondre d'une manière plus précise à la question ; le quel des deux appareils (A 330-200, B 767-400) est plus rentable.

En déterminant le profil par rotation sur les étapes étudiées précédemment

3-2-1 Méthode :

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)

3-2-2 Les recettes :

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

Donc :

$$\text{Recette} = \text{nombre pax} * \text{prix billet} + C / F * \text{prix d'un kilogramme de fret}$$

Pax : passagers

C/F : charge fret

3-2-3 Prix des billets :

Le prix du billet varie avec la longueur d'étape et 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 départ à partir d'ALGER.

3-2-3 Tarif Fret :

Le tarif fret varie aussi en suivant la longueur de l'étape, c'est la direction fret qui donne le prix d'un kilogramme de fret pour chaque étape.

Le tableau suivant contient les tarifs pax et 1Kg de fret pour les étapes suivantes :

	PAX : F (DA)	PAX : Y (DA)	FRET : ALLER (DA)	FRR : RETOUR (DA)
ALG-ORLY- ALG	45429	32649	54,75	128,6
ALG- IST-ALG	65055	37861	40,21	159,65
ALG-DAM-ALG	64633	45243	97,45	135,57
ALG-DUBAI-ALG	105443	73413	52,32	143,47

**Hypothèse :**

- Masse des passagers = 90 Kg
- Facteur de remplissage Cr = 70%

**ALGER -ORLY- ALGER**

	A 330-200	B767-400
Nombre de siège	188	170
Charge fret aller (t)	25,07	29,38
Charge fret retour (t)	25,25	29,38
Recette pax (DA)	6955734	5754810
Recette fret aller (DA)	1372582,5	1608555
Recette fret retour (DA)	3247150	3778268
Recette totale (DA)	18531200,5	16896443
Coût/Rotation (DA)	274750,38	2580147,33
Profit (DA)	15783350,12	14316295,67

**ALGER - DAMAS - ALGER**

	A330-200	B767-400
Nbr de siege	188	170

Charge fret aller (t)	25.12	29.38
Charge fret retour (t)	22.60	25.93
Recette pax (DA)	9669078	8001550
Recette fret aller (DA)	2447944	2863081
Recette fret retour (DA)	3063882	3515330.1
Recette totale (DA)	24849982	22381511.1
Coût /Rotation	3837742.8	3486026.02
Profit (DA)	21012239.2	18895485.08

### ALGER -ISTANBUL - ALGER

	A330-200	B767-400
Nbr de siège	188	170
Charge fret aller (DA)	24.68	29.38
Charge fret retour (DA)	25.37	29.39
Recette pax(DA)	8288858	6871474
Recette fret aller (DA)	992382.8	1181369.8
Recette fret retour (DA)	405032.5	4690517
Recette totale (DA)	21620419.3	19614834.8
Coût/Rotation	3254276.01	3041041.04
Profit (DA)	18366143.29	16573793.76

### ALGER -DUBAI -ALGER

	A330-200	B767-400
Nbr de siège	188	170
Charge fret aller (t)	25.41	29.38
Charge fret retour (t)	22.46	26.85
Recette pax (DA)	15699618	12992690
Recette fret aller (DA)	1329451.2	1537161.6

Recette fret retour (DA)	2652760.3	3852169.5
Recette total (DA)	35381447.5	31374711.1
Coût/Rotation	4911316.1	4509914.1
Profit (DA)	30470131.5	26864797

### **CONCLUTON :**

D'après cette étude on peut dire que le profit de l'A330-200 durant les étapes (Alger- Orly -Alger, Alger- Istanbul- Alger, Alger- Damas- Alger, Alger-Dubai-Alger) et supérieur a celui de B767- 400 (la grande capacité de l'A330-200)

On remarque aussi que chaque fois la distance de l'étape augmente la différence entre les profits des deux avion augmente en faveur de l'A330-200.

Notons aussi que cette étude de rentabilité nous a permis de considérer l'A330-200 à sa juste valeur toute en constatons que ce dernier est plus rentable que son concurrent le B767-400 et cela sur le réseau de ligne étudié



## 1- PRESENTATION DU BOEING 767-400 :

Cette version du 767 est la plus récente, le programme a été adapté le 28 Avril 1997 et le premier avion est sorti de l'usine en Août 1999. Le tableau de bord est le même entre les Boeing 757 et 767, ce qui facilite la fonction des équipages. Comme le Boeing 757, le Boeing 767 ne requiert que deux pilotes. Le 06 Octobre 1999 correspond au jour du premier vol de ce moyen long courrier. Le Boeing est équipé avec deux Turbofans PW400 avec une pousse maxi de  $2 \times 281,3 \text{KN}$ , ou Général Electric CF6-80C2 avec une pousse maxi de  $2 \times 282,6 \text{KN}$  et cela en suivant la demande de la compagnie. Le grand fuselage de B767-400 lui permet un aménagement de trois configurations :

- pour la configuration unique : 409 tous économique
- pour la configuration deux classes : 24 premier classe / 272 classe affaire
- pour la configuration trois classe : 16 premier / 36 classe affaire / 189 classe économique

(Voir Fig. A et Fig. B)

La figure C, présente les dimensions générales du B767-400



Arrangement 3 classe 243 places  
16 First class  
36 Business class  
189 Economy class



Arrangement 2 classes 296 places  
24 First class  
272 Economic class



Arrangement une classe  
409 places tous économiques



Première classe



Classe affaire



Classe économique

Fig-B-

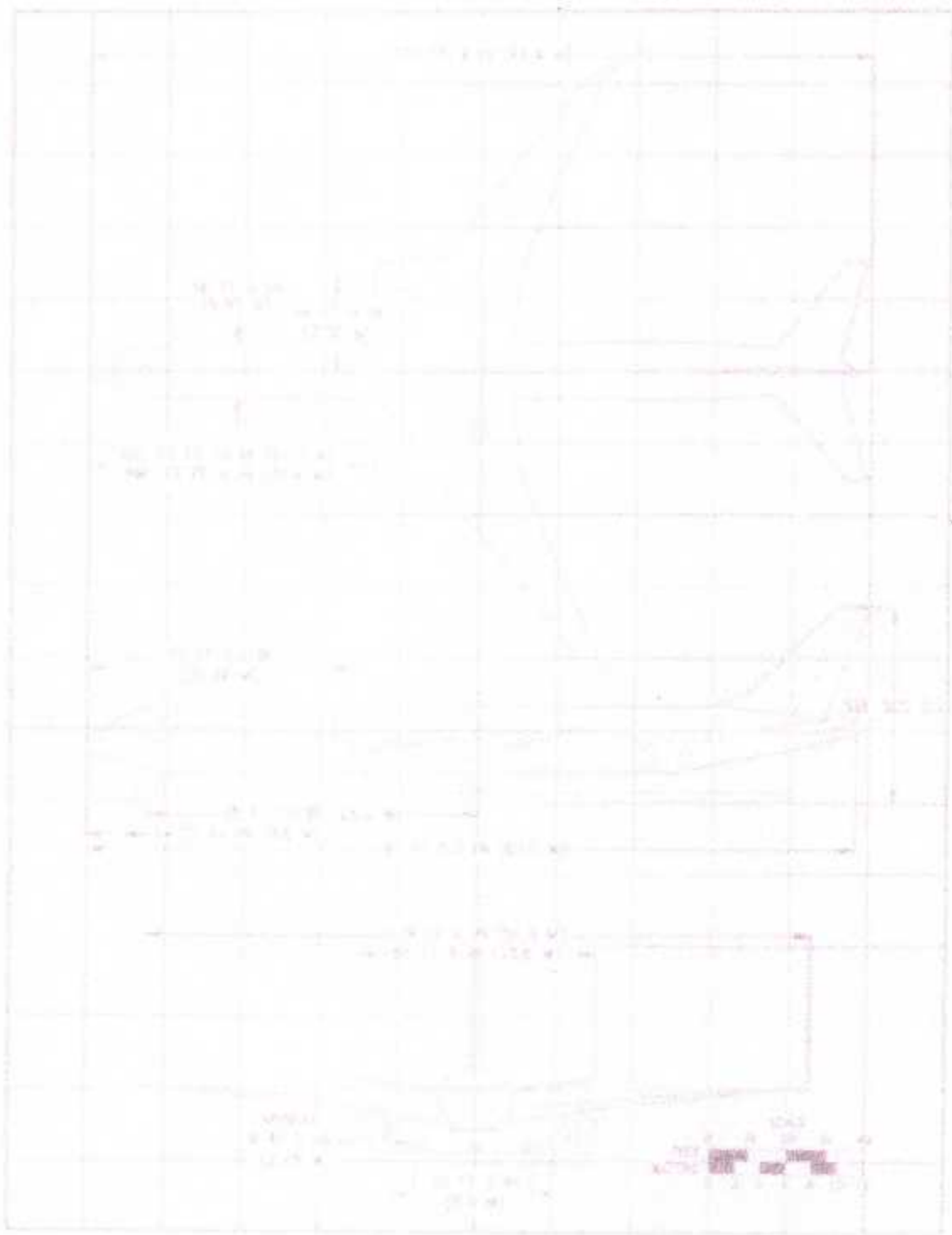


Fig-C-

**2- COMPARAISON ENTRE L'A330-200 ET LE B767-400 :**

2-1- Caractéristique principale

	UNITE	A330-200	B767-200
<b>MMSD</b>	Kg	230000	193683
	Lbs	507065	427556
<b>MMSA</b>	Kg	180000	158757
	Lbs	396830	350457
<b>MMSC</b>	Kg	168000	149680
	Lbs	370375	330419
<b>Masse de base</b>	Kg	122000	105000
	Lbs	268965	231788
<b>(C/O) max</b>	Kg	46000	44680
	Lbs	101413	98631
<b>Capacité Réservoirs</b>	Kg	109186	73360
	Lbs	240713	161740

Tab (VI-1)

**REMARQUE :**

Du tableau (VI-1) on remarque que :

- la charge offerte maximale de l'A330-200 est supérieure à celle du B767-400 à environ 1.32 tonnes, d'où la possibilité d'embarquer plus de charge.

- La capacité réservoir de l'A330-200 est plus grande que celle du B767-400 d'environ 35.826 tonnes, cette quantité permet à l'A330-200 d'avoir un rayon d'action supérieur à celui du B767-40

2-2 - Dimension

	L'A330-200	B76-7400
<b>Envergure (m)</b>	60.3	51.9
<b>Longueur (m)</b>	58.37	61.4

<b>Hauteur (m)</b>	17.3	16.68
<b>Voie (m)</b>	10.68	9.3

Tableau (VI-2)

### 2-3 - Aménagement :

L'aménagement de siège des passagers s'effectue en fonction de son exploitation, car il y a trois Configurations envisageables.

L'eménagement de l'aéronef touche directement la rentabilité de celle-ci, d'ou cette comparaison entre les différents aménagements de L'A330-200 et du B767-400

	<b>A330-200</b>	<b>B767-400</b>
<b>Une classe</b>	301	409
<b>2 classe</b> (classe1+économique)	293	296
<b>3 classes</b> (classe1+économique+ business)	269	243

Tab (VI-3)

### 2-4- Qualification Equipage :

Avant l'acquisition d'un nouvel avion, la compagnie aérienne doit qualifier son équipage sur ce dernier

Pour AIR ALGERIE, qualifier son équipage sur un B767-400 lui apparaît plus facile puisque son personnel est qualifier sur un avion possédant le même poste de pilotage qui est le B767 300 ; le passage nécessite une qualification de 10 jours.

Par contre l'A330-200 nécessite une période de qualification plus longue à cause de sa conception différente du cockpit.

2-5- Comparaison En Lignes Entre A330-200 et le B767-400 :**ETAPE : ALGER - ORLY**Données :

Distance : 767NM ; Vent = 0KT ; T= ISA ; Régime M.82 ; FL 310

Distance décollage : 230NM ; FL250

A330-200 : MTOW = 180t

B767-400 : MTOW = 159t

	A330- 200	B767-400
<b>Délestage (Kg)</b>	11030	10075.25
<b>R .Route (Kg)</b>	551.5	503.76
<b>R .Décollage (Kg)</b>	3800.9	3441.62
<b>Bloc fuel (Kg)</b>	18082.4	16584.73
<b>Bloc time (H/Min)</b>	03 / 31	03 / 35
<b>Charge offerte (t)</b>	40	37.41

Commentaire :

- Cette étape est une étape court courrier de 767 NM, possédant un décollage de 230 NM
- l'A330-200 embarquer 40t de charge offerte dépassant donc le B767-400 qui offre 37.41t
  - l'A330-200 consomme environ une tonne de plus par rapport à son concurrent
  - la différence de temps de vol entre les deux appareils étant négligeable avec un privilège pour l'A330-200 de quatre minutes.

**ETAPE : ORLY –ALGER**Données :

Distance : 735NM ; Vent = 0KT ; T = ISA ; Régime M.82 ; FL 310

Distance décollage = 198 NM ; FL 200

A 330-200 : MTOW = 180t

B767-400 : MYOW = 159t



	A330-200	B767-400
Délestage (Kg)	10626.07	9872.34
R.Route (Kg)	531.30	493.61
R.Dégagement (Kg)	3464.44	3132.24
Bloc fuel (Kg)	17321.81	16062.29
Bloc time (H/Min)	03 /13	03 / 23
Charge offerte (t)	40.67	37.93

#### Commentaire.

- comme toute étape court courrier, la charge offerte est importante (au voisinage de la charge maximal)

- la différence de délestage est environ 700 Kg entre les deux appareils sachant que la masse au décollage de l'A330-200 est de 180t par contre elle est de 159t pour le B767-400

- le B767-400 prend 10 minutes de plus que l'A330-200 pour assurer cette étape retour.

### ETAPE: ALGER - DAMAS

#### Données.

Distance : 1742NM ; Vent = 0KT ; T = ISA ; Régime M.82 ; FL 310

Distance dégagement = 240NM ; FL230

A 330-200 : MTOW = 195t

B767-400 : MTOW = 173t

	A330-200	B767-400
Délestage (Kg)	23779.37	21993.37
R.Route (Kg)	1188.55	1099.66
R.Dégagement (Kg)	3931	3561.4
Bloc fuel (Kg)	31598.92	29218.53

<b>Bloc time (H/Min)</b>	03 / 51	03 / 48
<b>Charge offerte (t)</b>	41.40	38.79

Commentaire :

- la masse au décollage de l'A330-200 est plus importante par rapport à celle du B767-400 (195t et 173t)

- sur cette étape l'A330-200 consomme 31598.92Kg par contre le B767-400 consomme 29218.53Kg, mais en remarque que la différence de consommation devient importante chaque fois que la distance de l'étape augmente

- l'Airbus prend plus de temps pour assure cette étape, mais la différence reste très petit (3 minutes)

- la charge offerte pour les deux appareils sur cette étape est importante, elle est proche de la charge maximale, mais il faut noter que celle de l'A330-200 dépasse celle du B767-400 de 2.6t.

**ETAPE: DAMAS - ALGER**

Données :

Distance : 1725NM ; Vent = 0KT ; T = ISA ; Régime M.82 ; FL 310

Distance dégagement = 244NM , FL 230

A 330-200 : MTOW = 195t

B767-400 MYOW = 171t

	A330-200	B767-400
<b>Délestage (Kg)</b>	23562.52	20528.52
<b>R.Route (Kg)</b>	1178.126	1026.42
<b>R.Dégagement (Kg)</b>	3977.8	3520.2
<b>Bloc fuel (Kg)</b>	31418.44	27475.44
<b>Bloc time (H/Min)</b>	03 / 49	03 / 27
<b>Charge offerte (t)</b>	42	39