

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA
RECHERCHE SIENTIFIQUE

UNIVERSITE DE BLIDA.
Faculté des sciences de l'ingénieur
Institut d'aéronautique

الخطوط الجوية الجزائرية
AIR ALGERIE 

Mémoire de fin d'étude pour vue de l'obtention
Du diplôme d'ingénieur d'état en aéronautique.
Option : opérations aériennes.

THEME :

**ETUDE DES PERFORMANCES DE L'A330-300 ET
COMPARAISON DE SES PERFORMANCES AVEC CELLES
DE B767-400.**

Réalisé et présenté par :

HADJERSSI CHAKIR.

ATTOU HICHEM

PROMOTEUR :

Mr : TERMELLIL FARID

****Promotion :2002/2003**.**

REMERCIEMENTS

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

Je tiens à remercier :

Le directeur de l'institut d'aéronautique Me BERGUEL SAID, mon promoteur Me TERMELLIL FARID pour leur modestie et leur aide si précieuse.

Le chef de département de la navigation aérienne ME DRIOUECHE qui n'a cessé de nous encourager et de nous aider.

Tous les ingénieurs de la direction des opérations aériennes et surtout : ME BOUNSOUR MOKHTAR, ME NABIL

Le chef département de la DPCG.

DEDICACES

Je dédie ce modeste travail

- † *A mes chers parents qui n'ont cessé à m'encourager et à prier pour ma réussite.*
- † *A mes grand parents et mon oncle LAKDAR.*
- † *A Tout mes frères : WASSIM, WADIE, HAITEM et ma cher sœur FEDOUA.*
- † *A mon oncle YAHIA que dieu ait son âme.*
- † *A tous ceux qui aiment L'ALGERIE.*
- † *A tous mes amis : BELAID, FAROUK, HOUARI, AMINE BACHIR, MEROUANE, NADIR, ANIS, HALIM, SOFIANE, YASIN AMMOUR, HAYET, IDRRINE, AMINA, LAILA et ASMAA.*
- † *A toute la famille HADJERSSI proche et lointaine.*

CHAKIR.

DEDICACES

Je dédie ce modeste travail :

- ✦ *Aux deux personnes les plus chers, mon père YUCEF et ma mère FATMA qui mon aidé et soutenu tout au long de mes études.*
- ✦ *A mes frères et sœurs : MOHAMED, ZAKI, SAMIRA, AMEL, ASSIA.*
- ✦ *Pour toute la famille ATTOU et HENNI surtout mes oncles AZZEDDINE, TAHAR, MAHDJOUBE.*
- ✦ *A mes amis : MORAD, LARBI, NOUREDDINE, BACHIR, MOHAMED, AMINE, FOUAD, SADI, SALIM, FAROUK, HOUARI, REDHA.*
- ✦ *Au binôme HADJERSI CHAKIR, avec qui j'ai réaliser ce travail et a toute ma promotion.*
- ✦ *A tous qui mon aider de loin ou de prés.*

SOMMAIRE.

1/ But.....	01
-------------	----

Chapitre I : présentation de la compagnie.

1 historique.....	02.
1-1 présentation de la flotte.....	04
2- réseaux de lignes : 2-1 domestique.....	05
2-2 internationale.....	06
3- organigramme de la compagnie.....	07

Chapitre II : présentation de l'Airbus A330-300.

1.historique Airbus.....	08
2.Introduction.....	09
3.Cockpit et conception d'avant-garde.....	09
4. Dimension A330-300.....	10
4-1 Fuselage.....	11
4-1-1. Aménagement.....	11
4-2. Les portes.....	14
5.Les moteurs.....	15
6.Les matériaux d'avant-garde.....	15
7. Limitations	
7-1. Limitations structurale.....	16
7-2. Limitation vitesse	17
7-3. Limitation résistance piste.....	19
7-4 Enveloppe opérationnelle.....	20
8. Système d'embarquement de carburant.....	21

Chapitre III : Autorisation ETOPS.

1 Introduction.....	22
2 Définitions.....	23
2-1 ETPOS.....	23
2-2 Aérodrôme accessible.....	23
2-3 Qu'est ce qu'un ETOPS pour A330-300.....	23
2-4 Condition d'obtention d'ETOPS.....	24
2-5 Aspect opérationnel.....	25
2-5-1.Panne moteur.....	25
2-5-2.regle générale pour l'exploitation de bimoteurs.....	25
2-5-3.Cas où l'avion possède l'autorisation ETOPS.....	26
2-5-4.Pénalisation en pente.....	26

2-5-5.Obstacles à prendre en compte.....	27
2- 6 performance fournis par le constructeur.....	27
6-1 Règle classique.....	28
6-2 Règle de « Down Hill ».....	29
2-7 Consignes opérationnelles.....	29
3 Scénario ETOPS	30
3-1 Panne moteur.....	30
3-1-1 Distance maximale de déroutement.....	31
3-2 panne de pressurisation.....	32

Chapitre VI : Etude des performances.

I- Etude théorique :	
a/ Montée.....	33
b/ Croisière.....	34
c/ Descente.....	40
d/ Attente.....	42
II- Etude des performances de l'A330-300 :	
a/ Montée.....	43
b/ Croisière.....	45
C/ Descente.....	50

Chapitre V : Etude en ligne de A330-300.

1 Introduction.....	52
2 Profil du vol.....	53
3 Méthode de calcul.....	56
4 Les différentes étapes :	
4.1 Etapes courts courriers :	
*ALGER-PARIS-ALGER.....	58
*ALGER-LYON-ALGER.....	60
*ALGER-MARSEILLE-ALGER.....	62
Conclusion.....	64
4.2 Etapes moyen et long courrier:	
*ANNABA-DJEDDAH-ANNABA.....	65.
*ALGER-ISTAMBUL-ALGER.....	67.
*ALGER-DUBAI-ALGER.....	69
*ALGER-DAMAS-ALGER.....	71
*ALGER-JOHEINSBURG-ALGER.....	73
Conclusion.....	75
5 tableau récapitulatif.....	76

Chapitre VII : Economie de carburant.

1.Introduction.....	77
2. Utilisation de l'altitude optimale.....	77.
2.1. Altitude optimale pour les vols courts courriers.....	80
3.Vol avec escale technique facultatif.....	81
3.1 plan de vol classique.....	81
3.2 Plan de vol sur destination commerciale B.....	81
4.Coefficient de transport.....	82
5. L'emport du carburant.....	83
Conclusion.....	84

Chapitre 8 : Etude comparative entre A330-300 et B767-400.

1 Présentation du B767-400.....	85
2 Comparaison entre l'A330-300 et le B767-400	90
2.1 Caractéristiques principale.....	90
2.2 Dimension.....	90
2.3 Aménagement.....	91
2.4 Qualification équipage.....	91
2.5 Comparaison des performances en lignes :	
2.5-1 réseaux courts courriers.....	92
2.5-2 réseaux moyen et long courriers.....	98

Chapitre 9 : Etude des coûts d'exploitation et de rentabilité des avions A330-300 et B767-400.

1/ Définitions des coûts d'exploitations.....	107
2/ Les coûts directs :	
2-1 les coûts fixes.....	108
2-2 les coûts variables.....	108
3/ comparaison des coûts d'exploitations entres A330-300 et B767-400.....	112
4/ Etude de rentabilité des avions.....	116
4-1 Méthode.....	116
4-2 Recettes.....	116
4-3 Prix des billets.....	116
4-4 Tarif fret.....	117.
4-5 Conclusion.....	120

CONCLUSION GENERALE.

1. But :

Le domaine de l'industrie aéronautique et précisément de l'aviation civil est dominé maintenant par deux firmes, AIRBUS industrie et BOEING , ces deux constructeurs ont une philosophie de conception différentes malgré que certains paramètres sont identique.

Ce qui rend la tâche difficile pour une compagnie aérienne qui veut acquérir un nouvel avion, c'est que tout avion possède un concurrent, à cause de la guerre aéronautique entre les deux constructeurs.

D'où l'intérêt de l'étude, qui a pour but d'étudier les performances de l'A330-300 d'Airbus et les comparer avec son challenger le B767-400 de Boeing.

Cette étude se résume aux points suivants :

- ◆ Etude des performances de l'A330-300.
- ◆ Etudier le comportement de l'A330-300 sur les différentes lignes (courtes, moyenne, longue) exploité par AIR ALGERIE.
- ◆ Comparaison entre l'A330-300 et son concurrent le B767-400 sur les deux aspects opérationnel et économique.
- ◆ Etude de rentabilité des deux appareils.
- ◆ Conclusion.

chapitre I

PRESENTATION DE LA COMPAGNIE

Présentation de la compagnie :**1- Historique :**

La compagnie aérienne a vu le jour quinze ans avant l'indépendance. En effet, la compagnie AIR ALGERIE a été créée en 1947 pour l'exploitation du réseau de lignes aériennes entre l'Algérie et la France.

Ce même réseau était desservi par la société AIR TRANSPORT dont les lignes s'étendaient jusqu'à l'ex Afrique Occidentale Française.

En 1953, à la suite de la fusion de ces deux organismes, la compagnie de transport aérien AIR ALGERIE entre en activité.

1954 : début de la guerre de libération nationale « AIR ALGERIE » dispose d'une flotte composée de quatre (4) avions conventionnels à pistons DOUGLAS DC4.

1956 : l'introduction des LOKHEED « CONSTELLATION » porte le nombre de la flotte à dix (10) avions.

1957 : acquisition de deux (2) autres DC4, ainsi que (2) DC3 et deux (2) Nord Atlas cargo.

1959 : mise en service de la première caravelle, avion propulsé par des turboréacteurs.

1962 : A cette date, où l'Algérie acquiert l'indépendance nationale après la guerre de libération nationale qui l'a opposé à la France. La flotte existante à ce moment là est composée de :

- 04 Caravelles,
- 10 DC4,
- 03 DC3.

En 1963, AIR ALGERIE devient compagnie nationale sous tutelle du ministère des transports.

L'indépendance de l'Algérie va entraîner les départs des personnels de nationalité Française et une « algérianisation progressive ». AIR ALGERIE va développer son réseau progressivement grâce à de nouvelles lignes internationales à destination des pays avec lesquels l'Algérie a établi des relations diplomatiques et /ou commerciales (Europe, Afrique et moyen Orient) 35 destinations vers l'étranger et 26 destinations intérieur.

1966 : l'Algérianisation du personnel navigant commerciale est menée à son terme.

1968 : Les actions encore détenues par les sociétés étrangères sont rachetées par l'état algérien.

Acquisition de quatre (4) CONVAIR G60 et retrait des DC4 et DC3.

1971 : Mise en service des premiers « SUPERJET » **BOEING**, l'effort fourni pour la formation de personnels navigants algérien permettra la composition des premiers équipages entièrement algériens.

1972 : Nouveau succès pour la compagnie ; Réalisation au sein des ateliers de maintenance de DAR EL BEIDA de la première grande visite sur un appareil de type CARAVELLE.

1984 : A cette date l'algérianisation du personnel navigant technique peut être considéré comme achevée : 98% de l'effectif du personnel de conduite est composé de nationaux.

Actuellement la flotte d'AIR ALGERIE est composée de 48 appareils présentés dans le tableau suivant :

1-1/FLOTTE D'AIR ALGERIE

AVION	IMMAT.	MOTEUR	MTOW	MLW	MZFW	BRUIT	VITESSE
B727-200	7T-VEB	JT8-D9A	78 200	68 100	62 600		0.8
	7T-VEI	JT8-D15	86 410	72 600	63 900		
	7T-VEM						
	7T-VEP						
	7T-VET						
	7T-VEU						
	7T-VEV						
7T-VEW							
7T-VEX							
7T-VEH							
B737-200 2D6	7T-VEF	JT8-D9A	52 400	46 720	43 100		0.74
	7T-VEG	JT8-D15					
	7T-VEJ						
	7T-VEK						
	7T-VEL						
	7T-VEN						
	7T-VEO						
7T-VEQ							
7T-VER							
7T-VEY							
B737-200 2D6C	7T-VED	JT8-D9A	52 400	46 720	43 100		0.74
	7T-VES	JT8-D15					
B737-200 2T4	7T-VEZ	JT8-D17	56 473	48 400	43 100		0.73
7T-VJA							
7T-VJB							
B737-800 8D6	7T-VJJ	Cfm56- 7B26	78 244	65 317	61 688		0.78
7T-VJK							
7T-VJL							
B737-800 8D6	7T-VJM	Cfm56- 7B24	72 802	65 317	61 688		0.78
7T-VJN							
7T-VJO							
7T-VJP							
B737-600 6D6	7T-VJQ	Cfm56- 7B22	65 090	54 657	51 482		
	7T-VJR						
	7T-VJS						
	7T-VJT						
7T-VJU							
B767-300	7T-VJG	Cf8- 80C2B2F	156 489	136 077	126 098		0.8
7T-VJH							
7T-VJI							
A310-203	7T-VJC	CF8-80A3	138 600	121 500	111 500		0.8
7T-VJD							
L 382 G	7T-VHG	501-D22A	70 077	61 155			HSC
7T-VHL							
F27-400 M	7T-VRV	RR536- 7R	20 250	18 597	17 917		LRC
7T-VRQ							
7T-VRL							
7T-VRU							
7T-VRJ							
7T-VRK							
7T-VRR							

2/ RESEAUX :

Le réseau d'Air Algérie se décompose en deux :

- Réseau Domestique.
- Réseau International.

2-1/ Réseau domestique :

Actuellement 29 villes du territoire national sont reliées par les lignes de la compagnie entre le nord et le sud du pays

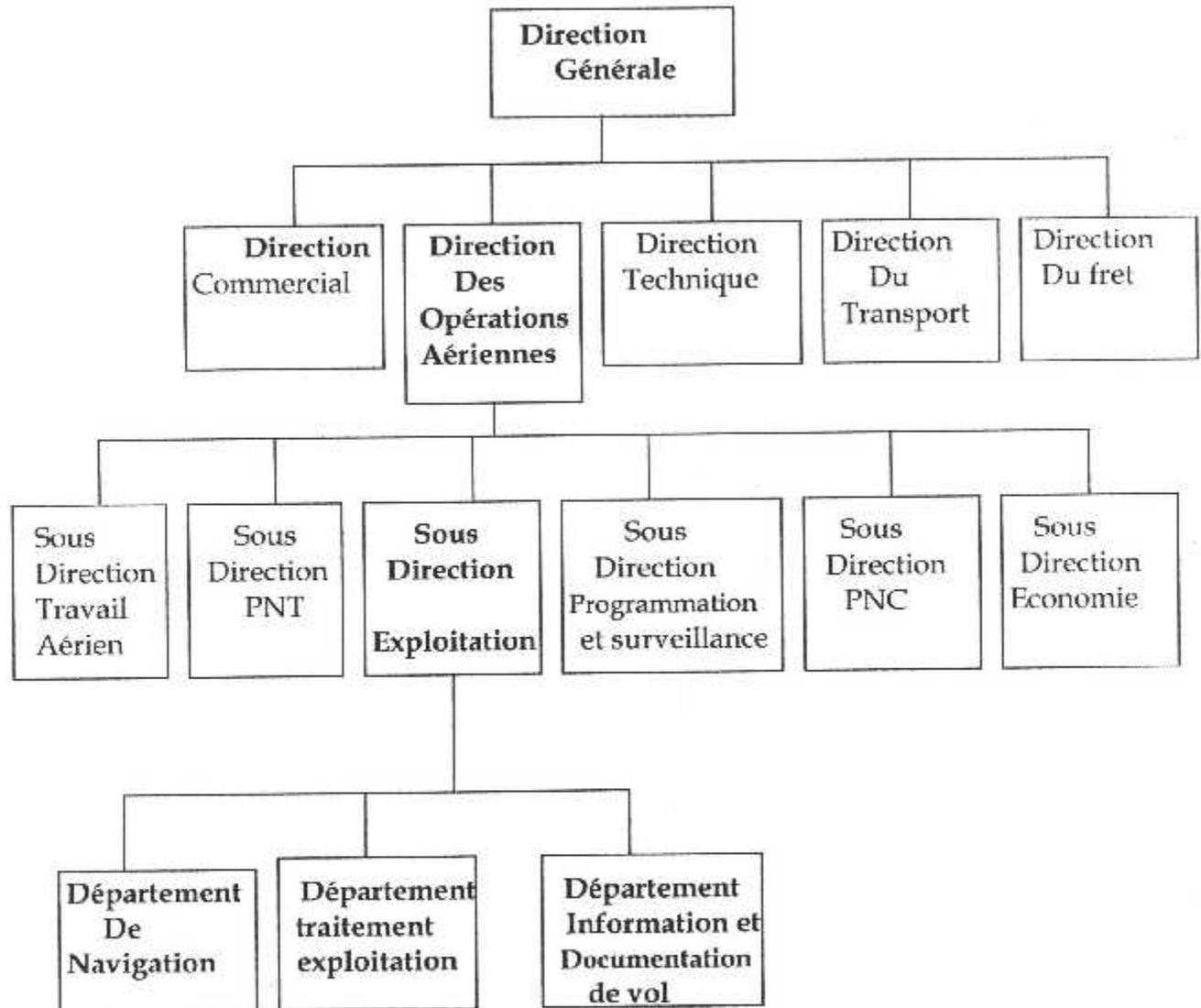
Les villes du nord	Les villes du sud
Alger	Adrar
Annaba	Bechar
Batna	Biskra
Bejaia	Bordj badji mokhtar
Constantine	Djanet
Jijel	El golea
Mascara	El oued
Oran	Ghardaïa
Tébessa	Hassi messaoud
Tiaret	illizi
Tlemcen	In amenas
Sétif	In Salah
	Ouargla
	Tamanrasset
	Timimoun
	Tindouf

2-2/ Réseau international :

Le réseau international d'Air Algérie est un réseau très vaste, il est constitué des escales suivantes (il existe 5 faisceaux)

France	Europe 1	Europe 2	M et M.O.	Afrique
Paris cdg	Madrid	Berlin	Tunis	Niamey
Marseille	Barcelone	Prague	Casablanca	Bamako
Lille	Palma	Sofia	Tripoli	Conakry
Metz	Alicante	Moscou	Caire	Lagos
Lyon	Rome	Istanbul	Djedda	Ouagadougou
Toulouse	Genève		Bahrayn	Abidjan
Nice	Frankfurt		Amman	Nouakchott
Bordeaux	Bruxelles		Damas	
Charleroi	Londres		Beyrouth	
	Gatwick		Doubaï	

3/ ORGANIGRAMME DE LA COMPAGNIE :



CHAPITRE II

PRESENTATION DE
L'APPAREIL A330-300.

II. Présentation de l'appareil A330-300 :**1-Historique Airbus :**

		Principales étapes de l'histoire des avions AIRBUS
Années	Mois	
1969	Mai	Signature de l'accord franco-allemand de construction de l'A300B
1970	Décembre	<i>Création d'Airbus Industrie</i>
1972	Octobre	A300 : premier vol de l'A300B
1987	Février	A320 : premier vol commercial
1987	Juin	A330/340 : lancement des projets
1991	Octobre	A340 : premier vol
1992	Novembre	A330 : premier vol
1993	Janvier	A340 : première livraison
1993	Décembre	A330 : première livraison
1997	Janvier	Lancement des études préliminaires pour l'A3XX
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		Livraison du premier A340-600

2/Introduction :

L'imposant A330-300 européen figure parmi les avions de ligne les plus avancée à l'heure actuelle, construit par AIRBUS INDUSTRIE pour concurrencer les produit proposé par les avionneur d'autre Atlantique sur le marché et pour attirer les commande, l'A330-300 et les autre appareils de sa famille, furent doté d'une technologie de point. lors de son premier vol au début de Novembre 1992, l'A330 était le plus gros biréacteur au monde.

Le récent B777 lui a ravi ce titre de peu, du fait de son envergure un peu plus grand, l'A330-300 est actuellement en service comme moyen et long courrier partout dans le monde.

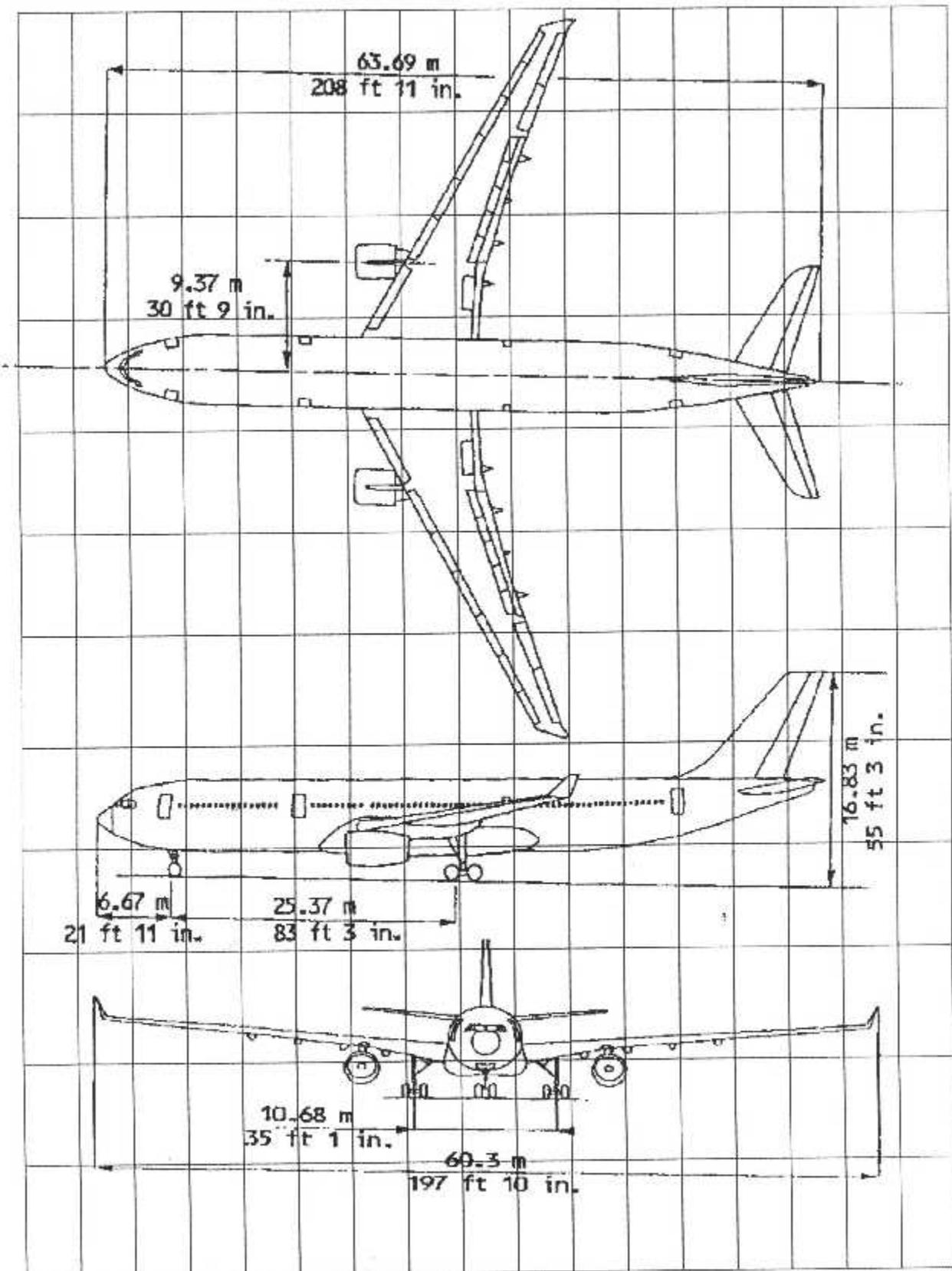
3-Cockpit et conception AVANT-GARDE :

Les pilotes du passé auraient sûrement de la peine à reconnaître les postes de pilotages des nouveaux avions de lignes, comme celui de l'A330-300.

Il aurait été inimaginable, jadis, qu'un avion de ligne de 295 places peut être manœuvré par deux membres d'équipage de poste de pilotage seulement, C'est portant ce que les nombreux ordinateurs utilisé à bord ont permet.

Comme Boeing qui conçut les cockpit du 757 et du 767 pratiquement à l'identique, AIRBUS réalise les même cockpit pour les A330 et A340, et un même cockpit un peu plus petit pour l'A320, le cockpit dit « Commun » permet aux pilotes de passer rapidement d'un appareil à l'autre et les rendre apte à voler sur plus d'un type d'appareils.

4- Dimensions de l'A330-300 :



-Dimension générale-
Figure -A-

4-1.Fuselage :

L'A330-300 est caractérisée par un fuselage large de 5.64 m, 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.

4-1-1.Aménagement :

De ce fait, le fuselage de A330-300 peut être aménagé de façon à embarquer jusqu'à 440 Pax, et cela pour la version unique « classe économique ») ou 335 passagers pour un aménagement de deux classes (classe économique / classe affaire) ;

Ou 295 passagers en trois classes (premier classe / classe affaire / classe économique) et cela pour répondre à tout type de besoin.

Dans notre étude nous avons présenté l'A330-300 en trois classes « first class 18 places, business class 84 places et economy class 193 places ».

Voir figure B-1.

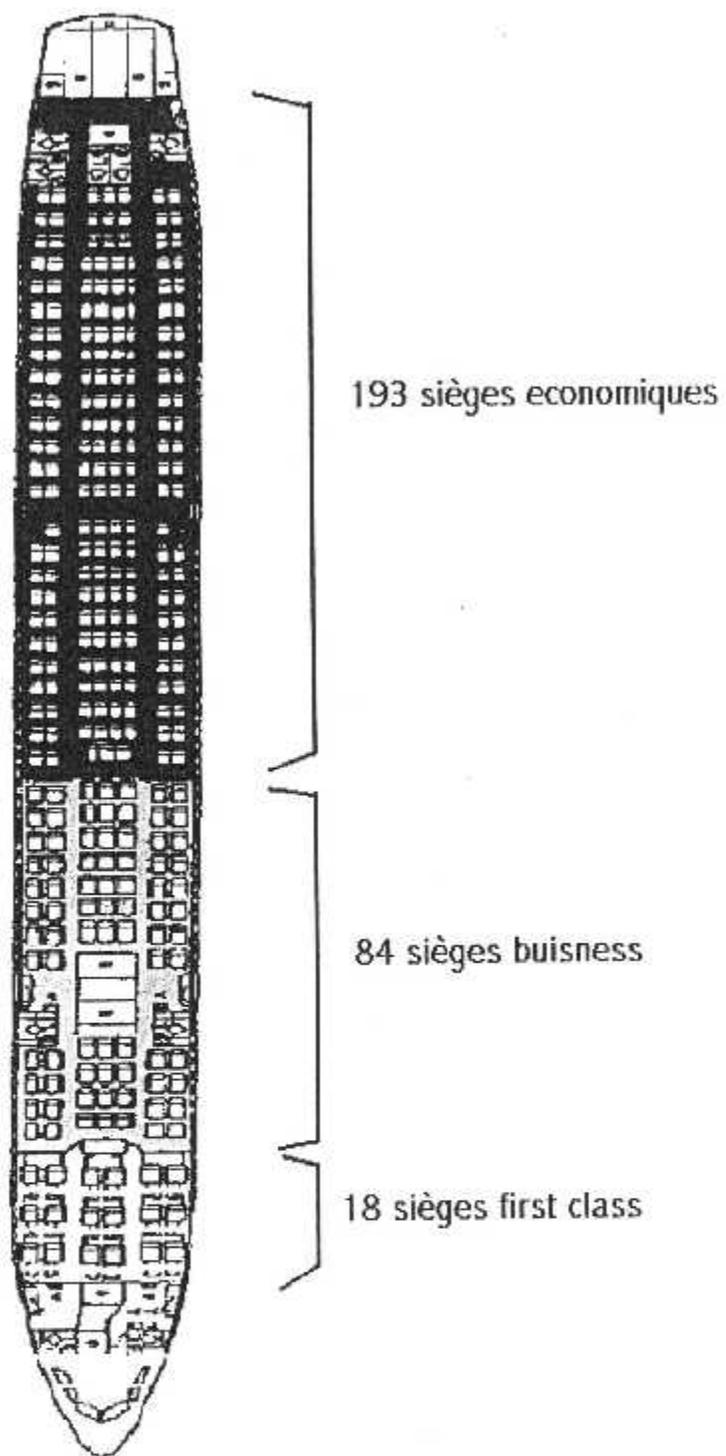
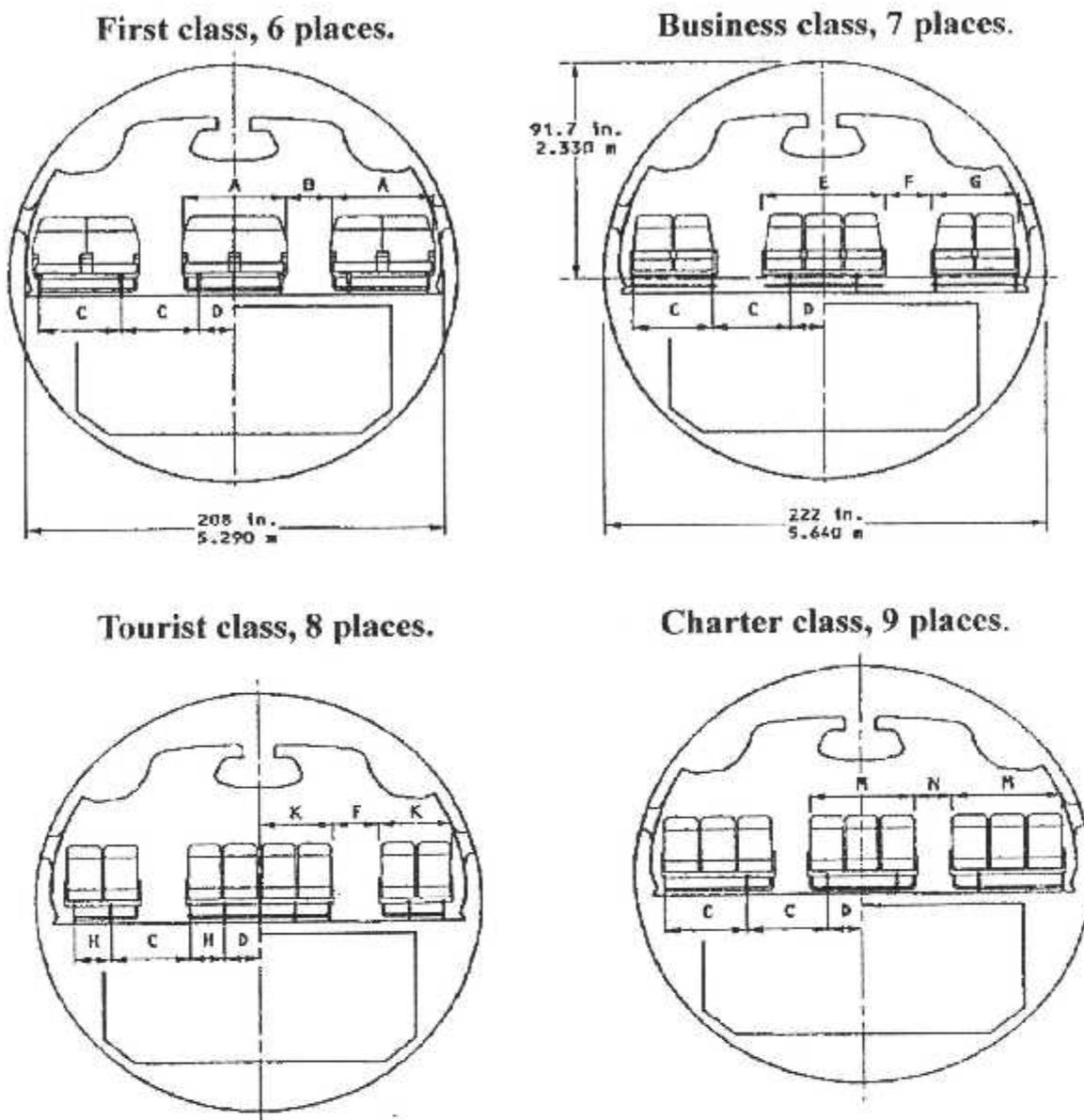


Fig. B-1

Arrangement intérieur.

Disposition typique de long portée de trois classes.



Section transversale de cabines passagers

Fig. B-2

Dimensions :

- | | | |
|-------------------------|-----------------------|-------------------------|
| A. 1371.6 mm (54.0 in). | D. 450 mm (17.0 in). | G. 1219 mm (48.0 in). |
| B. 533 mm (21.0 in). | E. 1829 mm (72.0 in). | H. 503 mm (19.8 in). |
| C. 1006 mm (39.6 in). | F. 483 mm (19.0 in). | K. 1054.1 mm (41.5 in). |
| M. 1450 mm (57.1 in). | N. 419 mm (16.5 in). | |

4-2 Les portes:

Le grand fuselage de l'A330-300 lui a permis de posséder de nombreuses portes

- 8 portes pour les passagers ;
- 3 portes cargo. (Voir figure C).

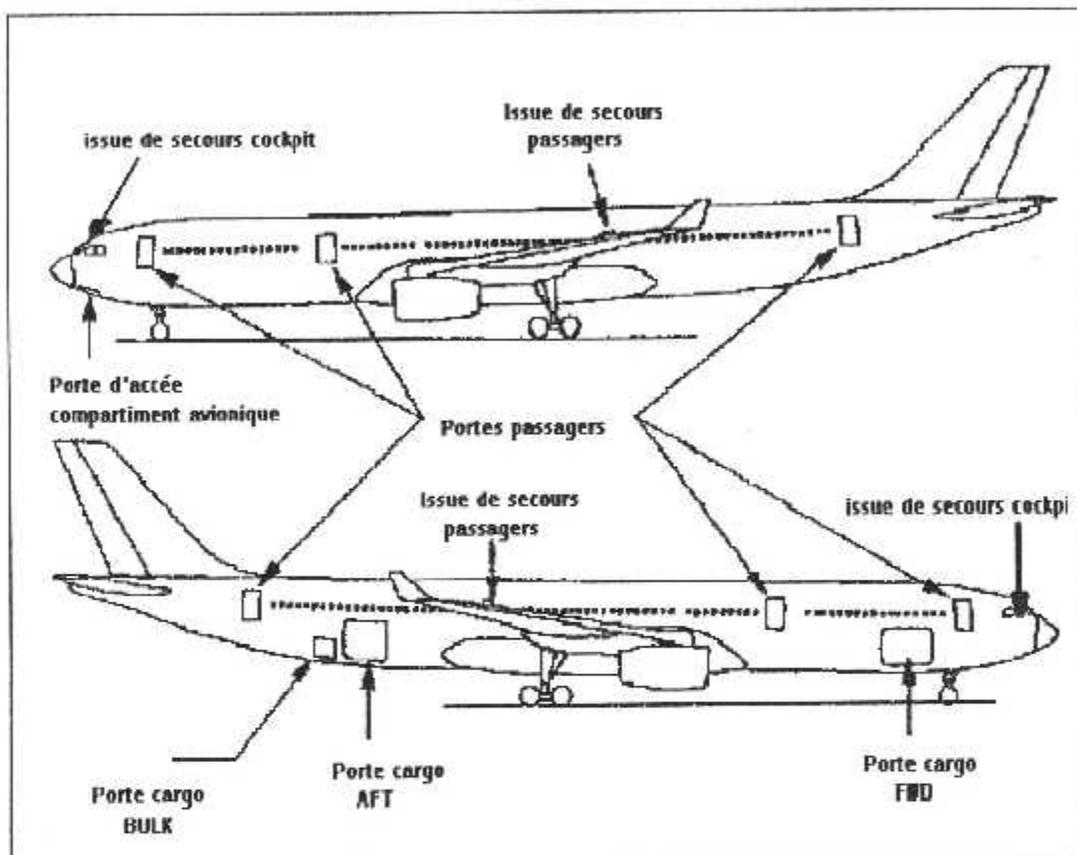


Figure -C-

5. Les moteurs :

L'A330-330 commencera à voler avec des moteurs Général Electric CF6-80E1 de plus de 3000 kg de poussée, il est maintenant équipé avec des moteurs Pratt & Whitney et Rolls-royce. (Figure I).

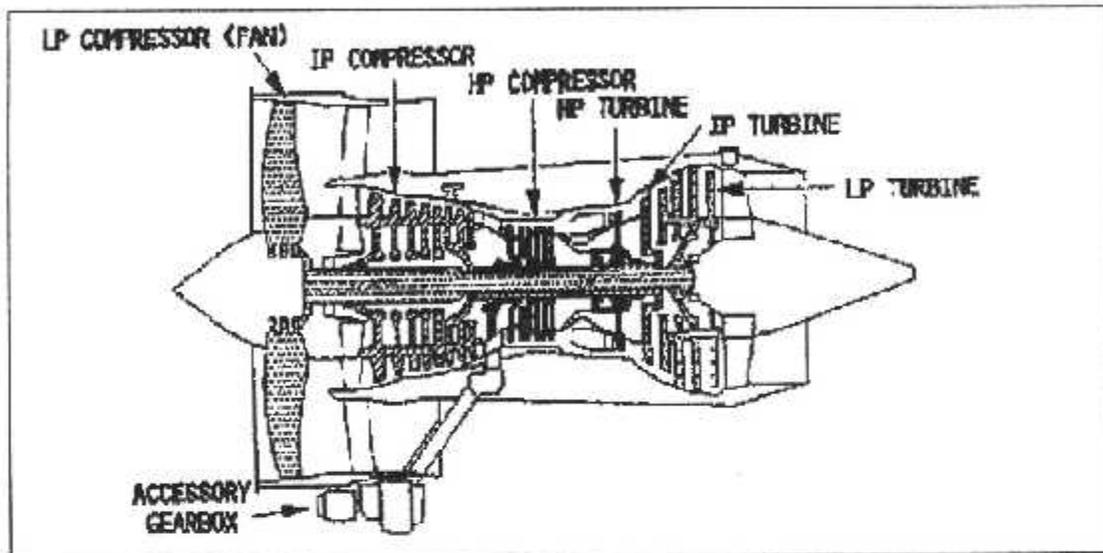


Figure -I-

6. Des matériaux d'avant-garde :

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

Ainsi, une large part de cellules de l'A330-300 fait appel aux matériaux composites, notamment au CRRP (fibre de carbone renforcé de plastique) au GFRP (fibre de verre renforcé de carbone) et de l'AFRP (aramide renforcé de carbone)

Parmi les principaux sous ensembles fabriqués en matériaux composites :

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

7. Les limitations :**7-1 Limitations structurales**

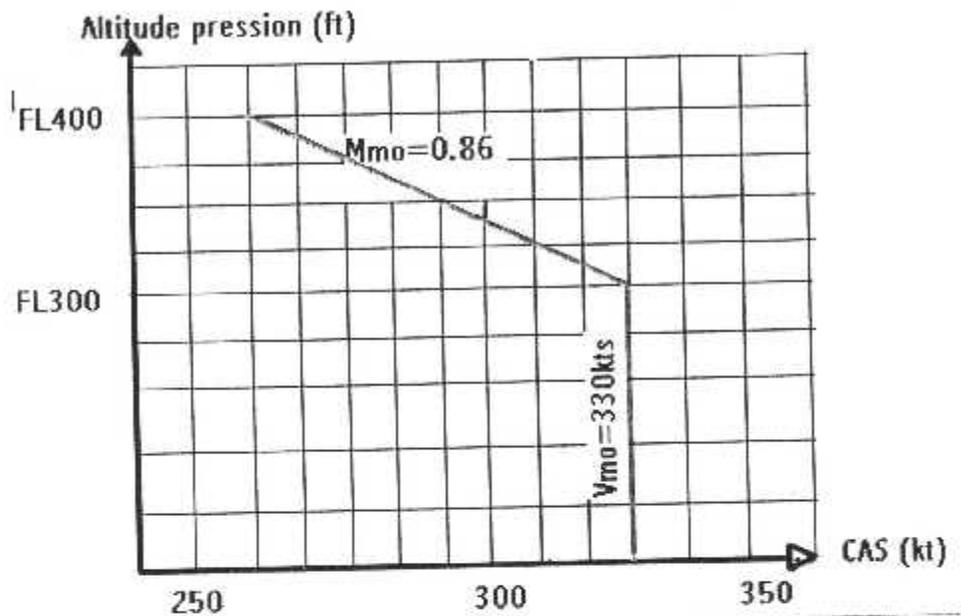
Caractéristique avion	Unité	
Masse maximale structurale au Lâché des freins	KGS	217000
	LBS	478398
Masse maximale structurale au stationnement (taxi)	KGS	217900
	LBS	480382
Masse maximale structurale a l'atterrissage	KGS	179000
	LBS	394623
Masse maximale structurale sans carburant	KGS	169000
	LBS	372577
Masse de base	KGS	125000
	LBS	275575
Charge offerte maximale	KGS	44000
	LBS	44680
Capacité sièges	Une classe	444 sièges
	Deux classes	335 sièges
	Trois classes	295 sièges
Capacité carburant	LTR	97170
	KGS	76280
	LBS	168160

NB:

Ces masses sont données pour la version de trois classes uniquement.

7-2 Les limitations vitesses:**1. Vitesse et Mach limite (V_{mo} , M_{mo}) :**

La vitesse choisie par le pilote doit être inférieure ou égale à V_{mo} ou M_{mo} .

**2. Vitesses minimales de contrôle V_{mc} :**

Ce sont des vitesses minimales de reprise en main de l'avion en cas de panne du moteur critique.

2-1. vitesse minimale de contrôle au sol V_{mcg} :

la panne moteur au décollage pouvant survenir dans la réalité aussi bien pendant la mise en vitesse qu'une fois l'avion en vol, il est nécessaire de considérer une vitesse minimale de contrôle de l'avion sur la piste en ne servant que des gouverne principales. pour notre avion l'A330-300 on a :

$V_{mcg}=118$ kts au niveau de la mer (on diminuons 3kts pour chaque 2000ft de Plus.)

2-2.vitesse minimale de contrôle en vol :

C'est la vitesse de contrôle en vol a la quel après une panne de moteur critique l'avion peut être maintenu en vol rectiligne soit avec un dérapage nul, soit avec une inclinaison inférieur à 5° degrés, Pour A330-300 on a :

$V_{mca}=117$ kts (au niveau de la mer.)
 =114 kts (à 2000ft.)
 =111.5 kts (au dessus3700ft).

3. vitesse de décrochage V_s :

C'est la vitesse minimale de vol en régime stabilisé dans la configuration considérée que ce soit décollage, croisière, approche ou atterrissage. à chaque fois qu'on écrit V_s il faut préciser la configuration de l'avion.

Les conditions de détermination de V_s sont les suivantes :

- *moteurs au ralentie ou poussée nulle.
- *centrage le plus défavorable sur la vitesse de décrochage.

Le graphique 1 de annexe 1 montre la détermination de V_s pour toute la gamme de masses et toutes les configurations (volet hypersustentateurs en particulier).

Exemple :(annexe1)

$Tow=178t$ PRESS ALT 1500ft clean conf → $V_s=153$ kt.

4. vitesse a la manœuvre des volet et pour les volet sortie : V_{fe} .

Le tableau suivant résume la vitesse limite V_{fe} a différente configuration :

	Positions volet	V_{fe}
Approche intermédiaire	1	240 kt
Décollage I+F	1	215 kt
Approche et décollage	2	196 kt
Approche, décollage, atterrissage	3	186 kt
Atterrissage	full	180 kt

5. vitesses maximal pour la manœuvre du train (V_{lo}) et le vol train sorti (V_{le}) :

Pour A330-300

$V_{lo}=V_{le}=250kt=M.55.$

7-3 Limitation résistance piste :

Pour diminuer les contraintes dues à l'encombrement de l'espace aérien mais aussi pour améliorer la productivité du matériel volant, les constructeurs en mis en point des appareils de plus grande capacité.

Cet accroissement de la capacité va de pair avec une augmentation du poids des avions donc des charges sur les chaussées et c'est le cas pour l'A330-300 avec une masse maximale au décollage égale à 217 tonnes.

Il existe plusieurs méthodes pour calculer la limitation de résistance piste, parmi ces méthodes on a la méthode ACN/PCN (Aircraft Classification Number/ Pavement Classification Number).

Elle est agréer par l'OACI dans l'Annexe 14 « AERODROMES » Première édition.

7-3-1. Méthode ACN/PCN :

Pour déterminer l'ACN d'un avion pour une chaussée rigide ou flexible, le poids de l'avion et la nature des matériaux de construction de la piste doivent être connus, et cela à partir des abaques.

Chaque piste a son PCN (Pavement classification Number) approprié. Pour qu'un avion peut décoller/atterrir a partir d'une piste, il faut que la condition suivante soit vérifier :

$$ACN_{\text{avion}} \leq PCN_{\text{piste}}$$

Ce tableau donne les différentes valeurs de l'ACN pour l'A330-300 :

		Flexible				Rigide			
		High	Mediune	Low	Ultalow	High	Medium	Low	Ultralow
		A	B	C	D	A	B	C	D
MMSD	217000	47	54	64	75	55	59	69	93
Mbase	125000	29	29	32	37	30	31	35	44

7-4.L'enveloppe opérationnelle :

Le constructeur a donnée de telle limite (température, altitude pression) pour les quelles les performance de l'avion ont étaient vérifiées et certifiés, 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 montre les limite d'utilisation de l'A330-300 avec le RR Trent -772 comme motorisation.

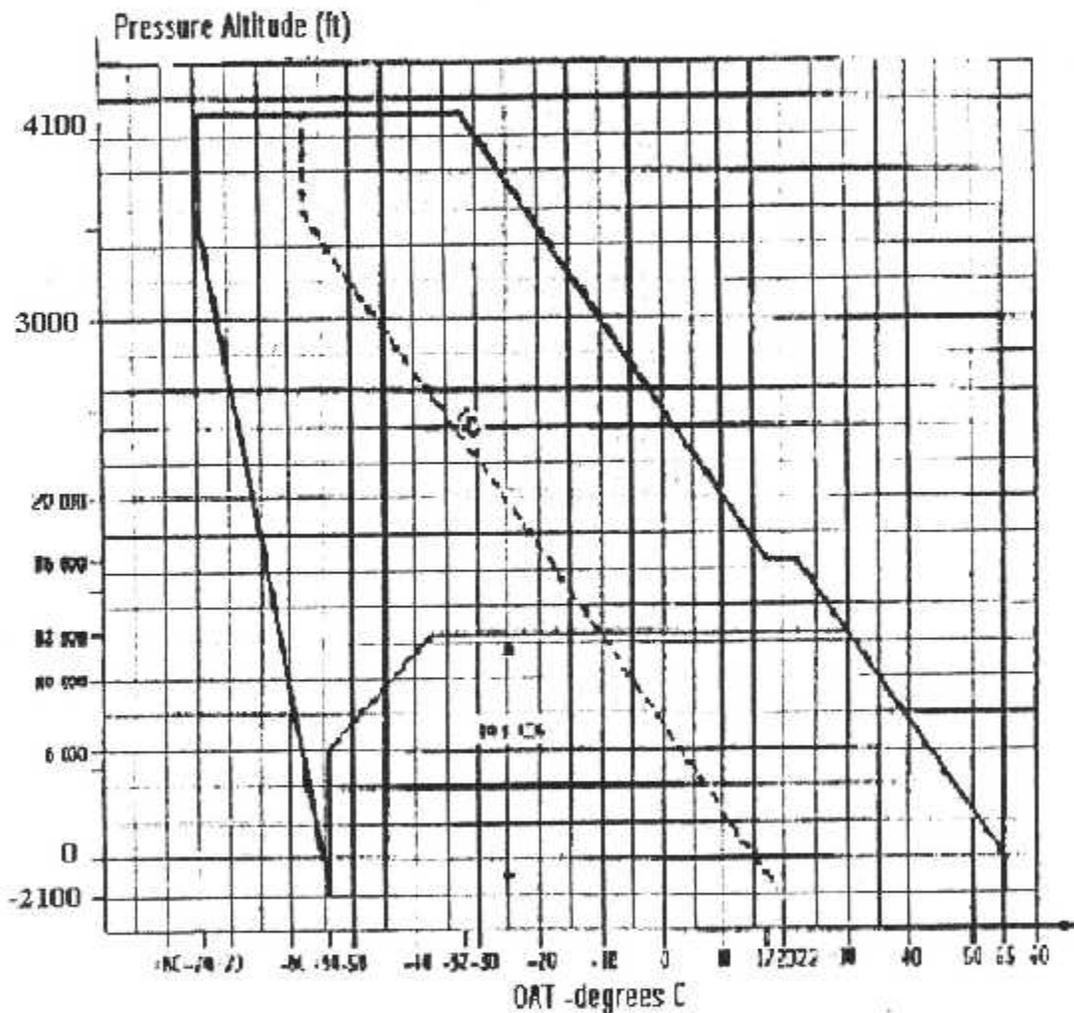


Fig. -II-

8-Système d'embarquement du carburant :

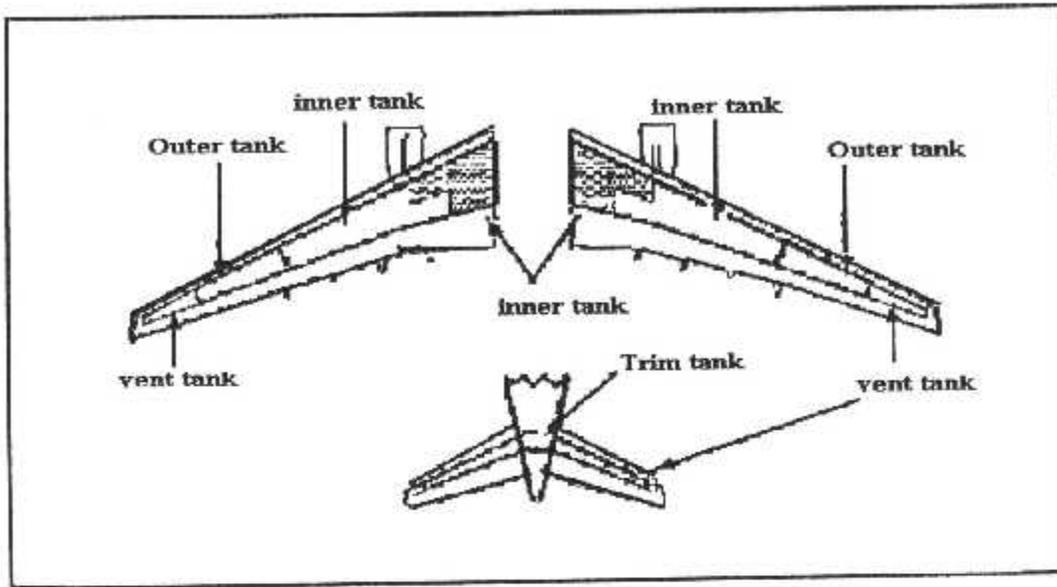


Figure -III-

L'A330-300 peut embarqué plus de 76 tonnes de carburant ce qui lui rend un véritable long courrier.

Ce carburant peut être embarqué dans 3 types de réservoirs :

- ✦ Outer tank, ces types de réservoirs sont placé au milieu de l'aile.
- ✦ Inner tank, ces réservoirs se trouvent sur les ailes a coté 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 la trajectoire. (Voir Figure III)

		Outer tank	inner tank	rimT	Totale
Volume	Litres	3624*2	41904*2	6114	97170
	US gallons	957*2	11070*2	1615	25669
Masse	Kg	2845*2	32895*2	4800	76280
	Livre	6270*2	72520*2	10580	168160

CHAPITRE III

AUTORISATION ETOPS

POUR A330-300

Autorisation ETOPS (EXTENDED RANGE TWIN ENGINE OPERATING) :**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 les quadriréacteurs qui assuraient des liaisons 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 les modèles proposés.

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

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

Ce qui ouvre aux biréacteurs un large champ intercontinental en particulier sur l'atlantique nord ou ils peuvent désormais suivre des tracés aussi directs que les tri ou les quadriréacteurs.

2. Définition :**2-1. ETOPS : (EXTENDED RANGE TWIN ENGINE OPERATIONS)**

(EXPLOITATION OPERATIONELLE ETENDUE POUR LES BIMOTEURS) :

C'est l'exploitation de tout avion a hélice de masse maximale certifiée au décollage supérieure a 5700 Kg et tout avion équipé de deux turboréacteurs au delà de 60 min vers un aéroport accessible à la vitesse monomoteur.

2-2. Aéroport accessible :

C'est un aéroport qui satisfait aux exigences suivantes :

- il est ouvert aux opérations de la compagnie.
- il possède les équipements et les services nécessaires à l'atterrissage de l'avion.
- il faut que l'équipage possède la compétence requise et la documentation nécessaire pour y atterrir.
- Les conditions météorologiques prévu à l'atterrissage au moins égale aux minima opérationnels.

2-3. Qu'est ce qu'un ETOPS pour L'A330-300 :

Avec la montée en puissance et la faible consommation spécifique des moteurs de dernière génération, les bimoteurs géants comme **A330-300** 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'**A330-300** peut franchir avec une autorisation ETOPS et vent nulle une distance de 1500 NM avec une masse de 200 tonnes avec le régime de marche « long range cruise » avec une consommation de 28 tonnes.

2-4. Condition d'obtention d'autorisation ETOPS :

Il est utile de préciser que l'autorisation ETOPS est délivrée par la direction de l'aviation civile 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 vérifié :

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

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

A/ le niveau de fiabilité obtenu par l'entreprise sur la totalité de sa flotte, et/ou sur le type d'avion considéré ou sur le type de moteur utilisé.

B/ La définition et le respect des procédures afin de maintenir un niveau de fiabilité de l'ensemble des système propulsif (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 mises en œuvre par l'entreprise pour ces parcours spécifiques notamment :

- ✦ La qualification ETOPS de ces équipages.
- ✦ Les bilans carburants.
- ✦ Choix des aérodromes de déroutement

NB : la qualification du personnel de maintenance. et des flight dispatcher.

2-5. Aspect opérationnel :**1. Panne moteur :**

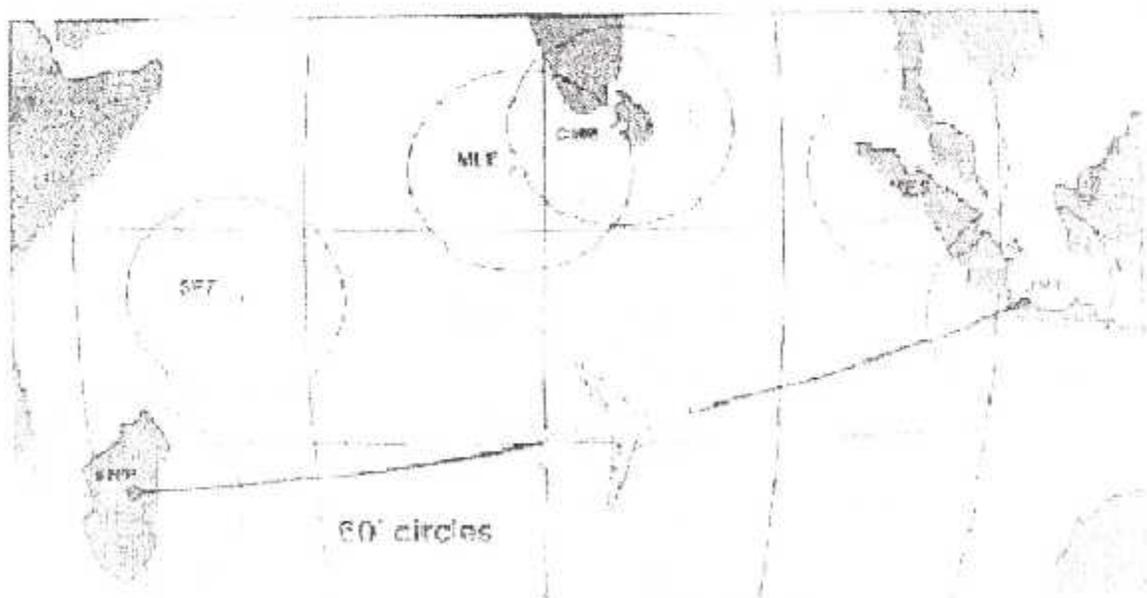
En cas d'un panne moteur, la poussée fournie par le groupe propulsif devient insuffisante pour maintenir l'avion a son niveau de vol, et ça même si le pilote affiche le régime d'urgence maxi continu, l'avion doit obligatoirement descendre à des niveaux plus bas pour pouvoir rétablir le vol en palier avec le régime maxi continu.

Pour cela, il faut que l'équipage connaisse bien la trajectoire suivie et les obstacles qui y trouvent.

2- Règle générale d'exploitation pour les bimoteurs :

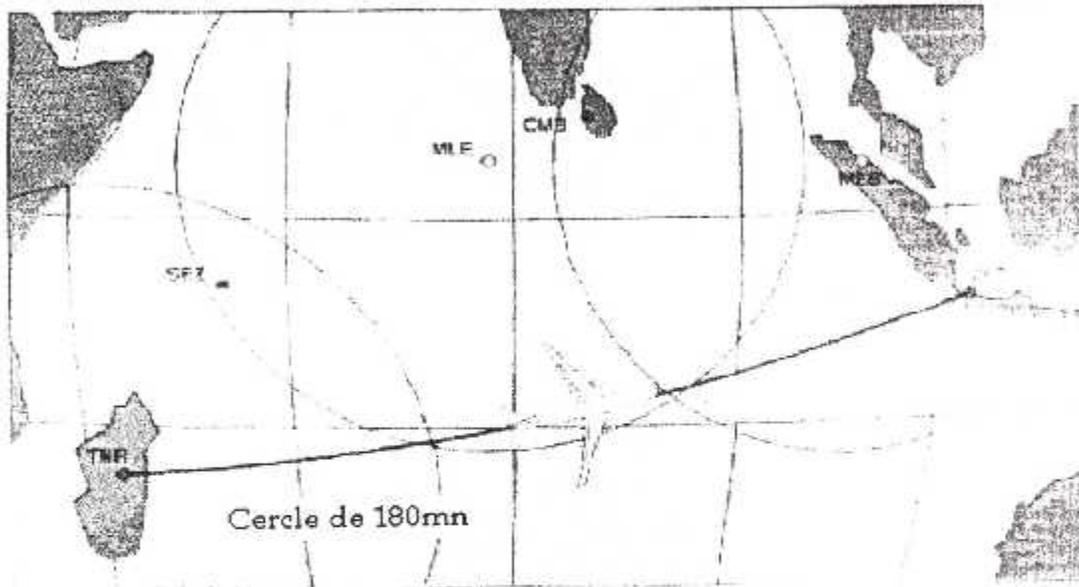
Un avion avec un moteur hors fonctionnement ou avec panne de pressurisation doit pouvoir rejoindre un aéroport accessible en respectant les règles minimales de sécurité pour le survol des obstacles, et ça, en tout point de la trajectoire.

Les règlements exige qu'un bimoteur ne peut pas s'éloigné plus de 60 minute d'un aéroport accessible avec la vitesse monomoteur voir figure (fig. A-1).

**Route Interdit Aux Bimoteurs****Fig. A-1**

3-Cas où l'avion possède une autorisation ETOPS :

Si l'avion possède une autorisation d'exploitation ETOPS, l'avion peut être exploiter au-delà de 60 minutes, il peut aller jusqu'à 180 minutes. Dans ce cas, et lors d'établissement d'une route ETOPS les cercles de couverture des aéroports accessibles vont couvrir une surface beaucoup plus grande que celle sans autorisation ETOPS, alors le bimoteur peut assurer des lignes qui ont été restreintes pour les tri et quadri réacteur. (Voir fig.A2)



Route pour les Bimoteurs

Fig. A-2

4-Pénalisation en pente :

Pente est donnée pour un moteur en panne :

Bimoteur
1.1%

5-Obstacles à prendre en compte :

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

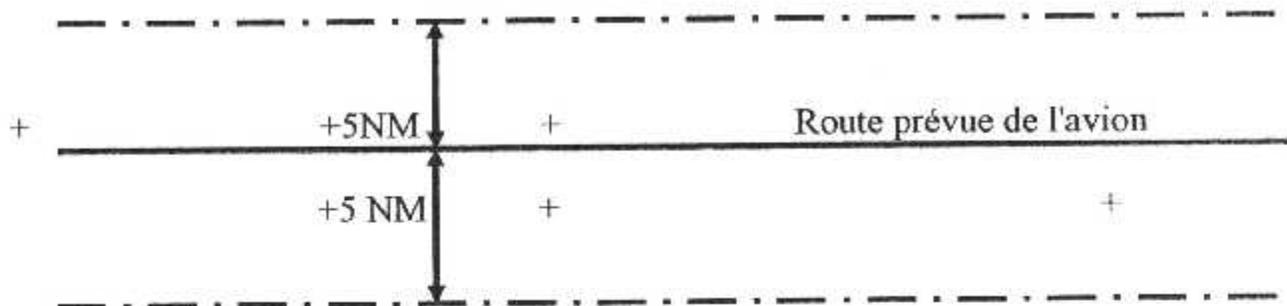


Fig-B-

6-Performances fournis par le constructeur :

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

$$\text{Trajectoire nette} = \text{Trajectoire brute} - \text{Pénalisation}$$

6-1 La règle classique :

à partir d'un graphique fourni par le constructeur, il est possible de calculer la masse maximale au point A (voir la figure ci-dessous), qui nous permet de survoler l'obstacle considéré avec une marge nette de 1000 ft et un moteur en panne voir figure c-1-

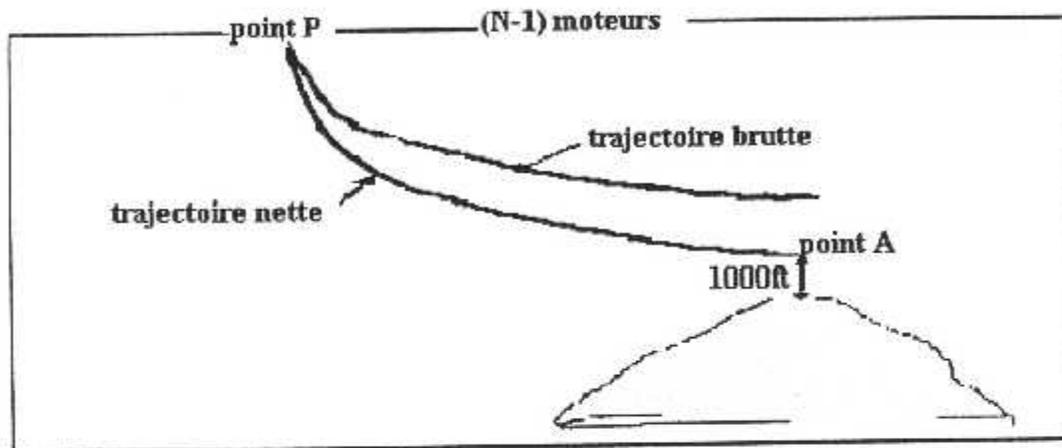


Fig. C-1- La règle classique du survol des obstacles.

D'où :

$\text{Masse max. au lâcher des freins} \leq \text{Masse max. en A} + \text{délestage prévu (départ- A)}$

6-2 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 2000 ft. Dans ce cas, il faut repérer l'obstacle par son Point P tel qui est défini sur la figure C-2

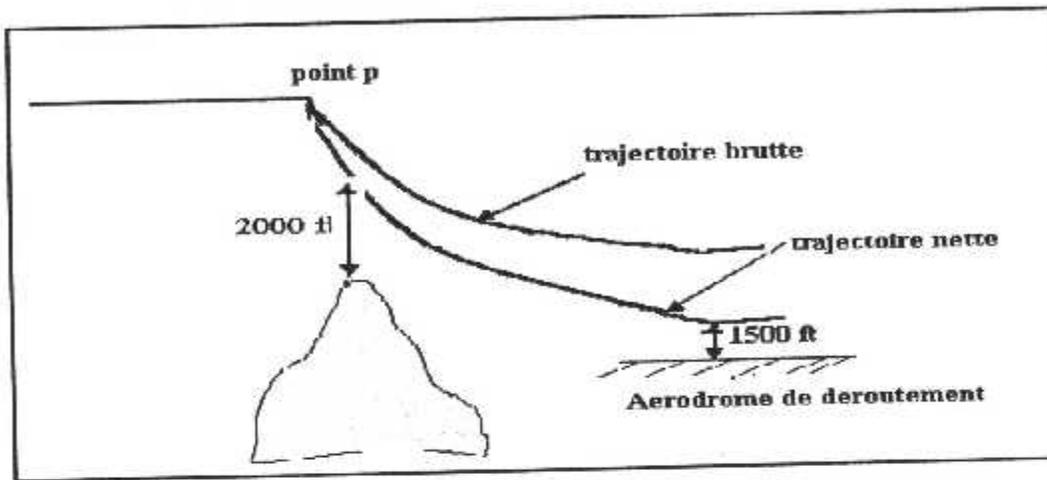


fig C-2- La règle « Down hill » (DHR).

D'où :

$$\text{Masse max. au lâcher des freins} \leq \text{masse max. en P} + \text{délestage (Départ-P)}$$

7-Consignes opérationnelles :

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

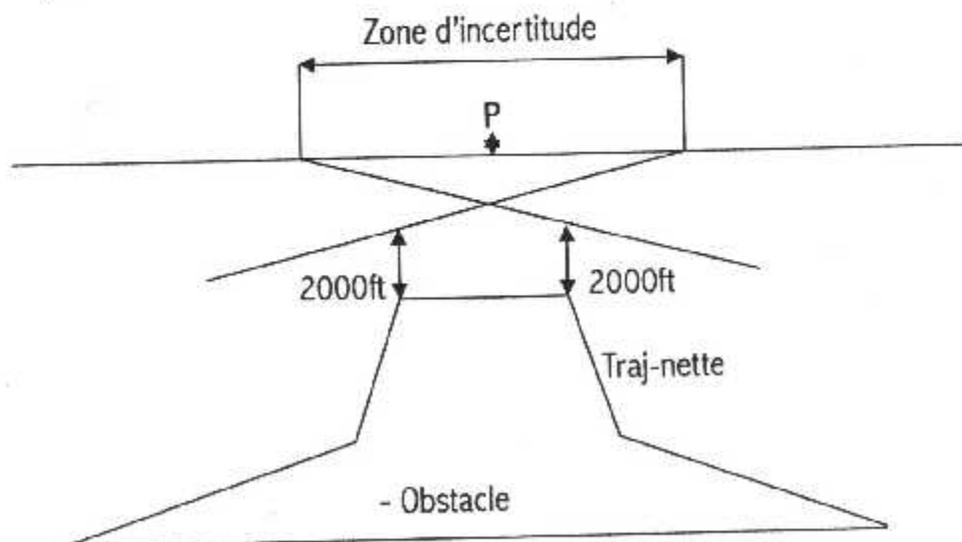


Fig.-D-

3. Scénario ETOPS :

3-1. Panne moteur (voir figure E1) :

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 palier. la figure suivante montre avec précision ce scénario.

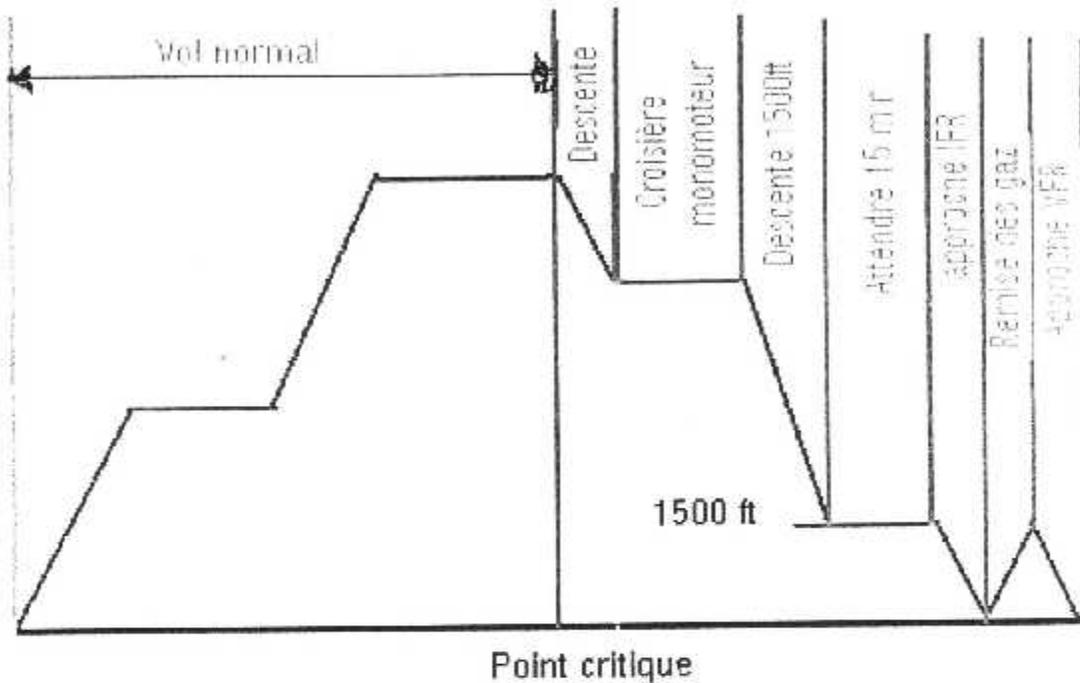


Fig. E-1-

3-1-1. Distance maximale de déroutement :

La distance maximale de déroutement certifié dans le cas d'une autorisation ETOPS (Voir fig-E-2-), est calculé a 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 dessous).

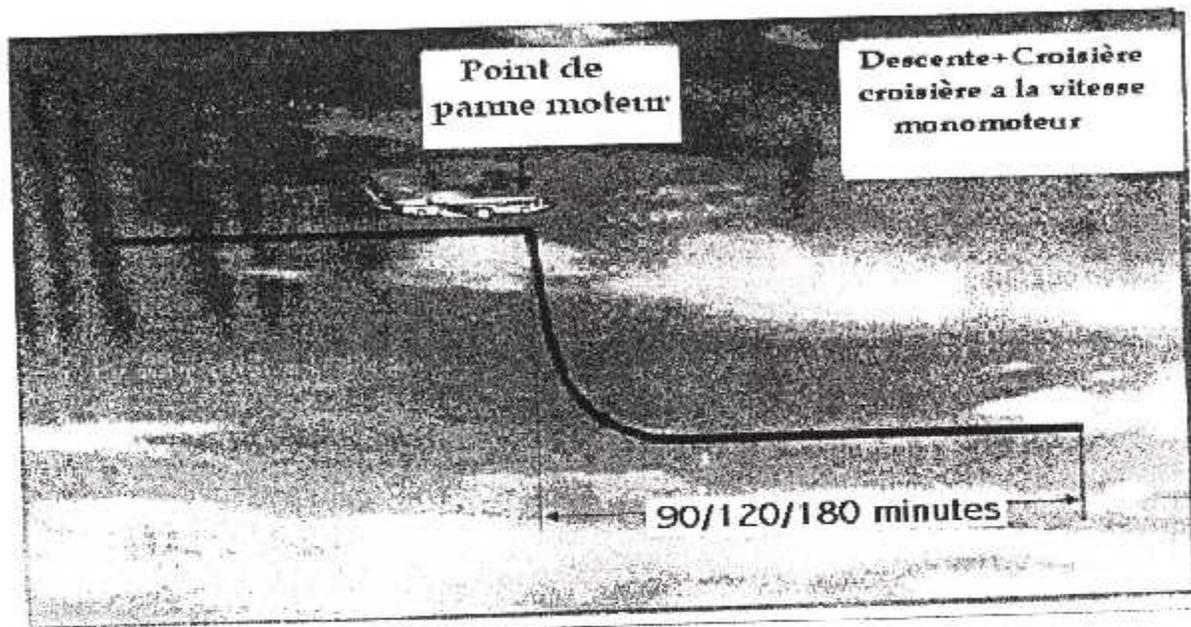


Fig. E-2-

Température ISA				
Vitesse monomoteur	Masse en point de panne (tonnes)	Niveau de diversion	Temps ETOPS 120	Temps ETOPS 180
330 KT	160	FL180	863 NM	1289 NM
	170	FL180	863 NM	1288 NM
	180	FL170	853 NM	1273 NM
310 KT	160	FL200	839 NM	1268 NM
	170	FL200	839 NM	1252 NM
	180	FL190	829 NM	1236 NM

3-2 Panne de pressurisation :(voir figure E-3-)

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.

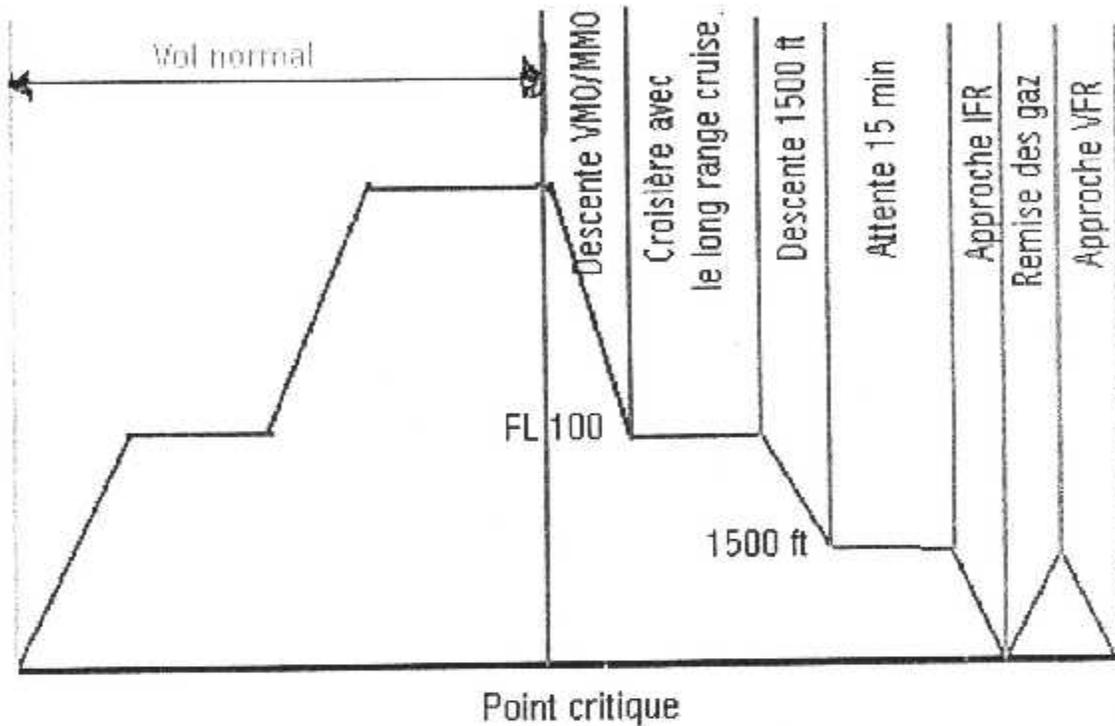


Fig. E -3 Scénario ETOPS (panne de pressurisation)

CHAPITRE IV

ETUDE DES PERFORMANCE DE L'A330-300

1- Montée.

1- Montée en exploitation :

1-1 montée a pente maximum :

Régime moteur : maxi montée.

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

1-2 montée a 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.

1-3 montée a consommation –distance minimum :

Régime moteur : maxi montée.

Cas d'utilisation : minimiser la consommation carburant.

1-4 montée a prix de revient minimal dite « normale » :

Régime moteur : maxi montée.

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

1-5 montée a 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.

1-6 montée a « poussée réduite » :

Régime moteur : poussée réduite.

Cas d'utilisation : augmentation de la durée de vie des moteurs .et diminution des coûts d'entretien.

2- Montée cabine :

L'altitude pression de la cabine peut être diminuer mais elle doit être inférieure a valeur maximale fixe a 10.000ft.

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

La limitation structurale due à la pression différentielle maximale supportable par la cabine doit être respectée.

II- Croisière

Rappels :

1. Les consommations :

Avant d'entamer la croisière il est utile de connaître les notions suivantes

1.1 Consommation horaire :

C'est la consommation du carburant par unité de temps, elle est en Kg/heure.

1.2 Consommation spécifique : C_{sp} c'est le rapport entre la consommation horaire et la poussée motrice exprimée en :

Consommation horaire par unité de puissance (turbopropulseur) : $C_{sp} = CH/W_m$ (kg/Cv*h)

Consommation horaire par unité de poussée (turboréacteur) $C_{sp} = CH/T_u$ (Kg/h*N).

T_u : la poussée utile du moteur exprimé en newton.

CH : consommation horaire (kg/h)

W_m : puissance mécanique mesurée en bout d'arbre (Cv)

1.3 Consommation distance C_d :

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

$$C_d = C_{sp} * T$$

Elle dépend en générale de :

✦ Du moteur et de son utilisation par C_{sp} .

- ✦ Du choix de l'incidence et des qualités aérodynamiques.
- ✦ de l'altitude de vol.
- ✦ de la masse.

2. Rayon d'action spécifique R_s :

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

$$R_s = 1/C_d = V_S/Ch.$$

$$R_s = \frac{a_0 * M * f}{\frac{C_{sp}}{\sqrt{T}} * m * g}$$

Et en vent nul : $R_s = V_p/Ch.$

REMARQUE

Le rayon d'action spécifique $R_s = \frac{a_0 * M * f}{\frac{C_{sp}}{\sqrt{T}} * m * g}$ est fonction de :

- la vitesse de l'avion (nombre de mach M)
- l'altitude T/T_0
- la finesse (f)
- la conduite moteur (C_{sp})
- la masse de l'avion (m)

Nb : dans notre cas le constructeur exprime R_s par NM/tonnes et non pas par kg.

3. Régime de marche :

Au cour du vol et pendant la croisière le pilote peut choisir une méthode de conduite de son appareil, que l'on appel régime de marche, et cela suivant les besoins et la rentabilité désirer pour chaque compagnie.

Il existe 4 régimes de marche :

- 1- Croisière à maxi range
- 2- Croisière a long range.
- 3- Croisière a prix de revient minimal de vol.
- 4- Croisière a mach constant

3.1 Croisière à maxi range :

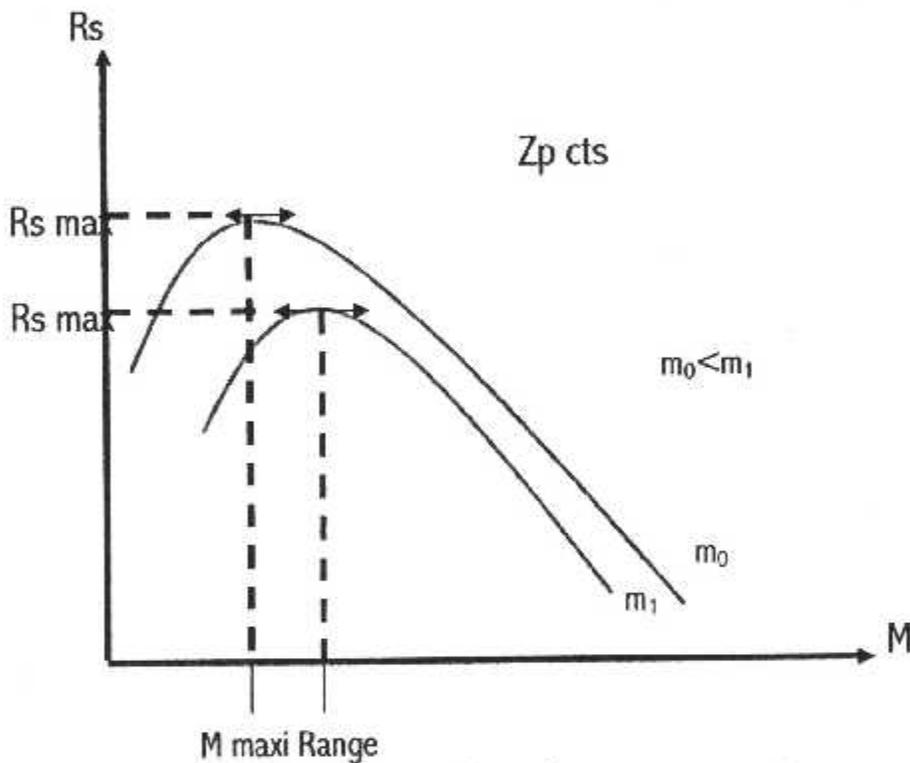


Fig. -1-

Pour une masse et une altitude donnée, le rayon d'action spécifique R_s passe par un maximum pour le mach de vol correspondant à C_d mini, c'est-à-dire :

$C_x / \sqrt{C_z} \text{ Mini}$ Ce mach de vol est le mach de maximum range.

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

- ✦ A $Z_p = \text{cste}$ lorsque m augmente, M_{mr} augmente.
- ✦ A $m = \text{cste}$ lorsque Z_p augmente, M_{mr} augmente.

Avantage du mach maxi range :

Son avantage est de minimiser la consommation sur une étape

Inconvénients :

Ce régime nécessite un affichage exacte de ce mach, donc un petit décalage sur l'affichage peut engendré une augmentation de consommation par 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 utiliser seulement en de secours au cour du vol, on programme rarement un vol a ce régime la.

3.2 Croisière à Mach long range :

C'est un vol a nombre de mach 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 $R_{s_{LR}} = 99\% R_{s_{maxi\ range}}$

En générale, M_{LR} varie dans le même sens que celui du maxi range.

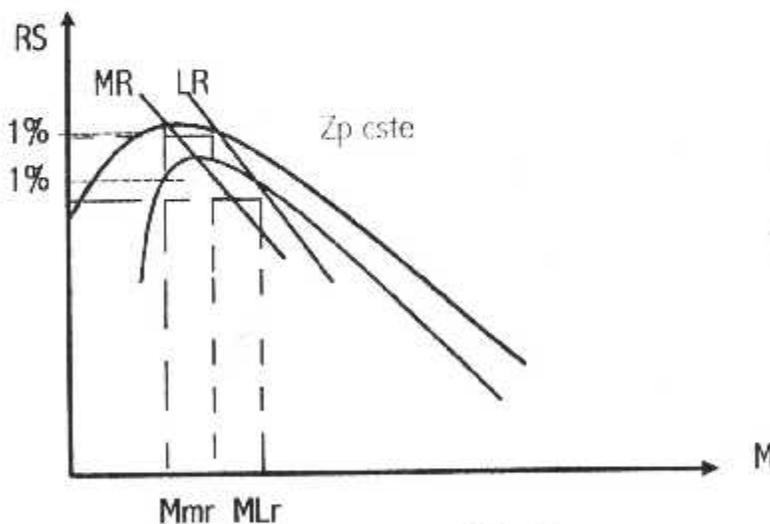


Fig-2-

Remarque :

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

Avantages du long range :

Il permet d'aller plus vite que le maxi range (2 à 3 points de mach environ, soit environ 2.5 % de vitesse en plus) en ne perdant que 1 % de rayon d'action.

Si il y'a une erreur sur l'affichage des paramètres de vol on passe sur le régime maxi range

Utilisation :

Ce régime étaiis utiliser surtout ou l'économie de carburant étaiit très importante.

3.3 Croisière à Mach PRM :

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

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

Les autres coûts sont fixes.

Soit K (entretien -PN) le coût marginal a l'heure de vol et Pc le prix d'un Kg de carburant :

Le coût (entretien -PN) /NM : $C1=K/a*M$.

Avec : K exprime en euro/ heure

C1 exprime en euro/mille air nautique.

Le coût carburant/NM : $C2=Pc*Cd$

Avec : Pc exprime en euro/Kg.

C2 exprime en euro/mille air nautique

Les paramètres ayant une influence sur MPRM :

- ✦ la masse : lorsque M augmente \Rightarrow MMR augmente \Rightarrow MPRM augmente(a $Z_p=cte$)
- ✦ l'altitude pression: lorsque Z_p augmente \Rightarrow MMR augmente \Rightarrow MPRM augmente (a m=cte)
- ✦ le coût carburant : lorsque Pc augmente MPRM tend vers le MMR (a K fixe).
- ✦ A Pc fixe : lorsque K augmente \Rightarrow MPRM augmente.

✦ MPRM est maintenant le plus souvent située entre le MMR et le MLR.

Donc le vol au MPRM étant plus avantageux au coût total et carburant.

Avantage :

Ce Mach permet le meilleur compromis consommation – temps de vol

3.4 Croisière a Mach constant

Une croisière peut également se faire à Mach constant.

Avantage :

Il facilite le suivi des paramètres de vol.

Inconvénients :

On s'éloigne en générale des conditions optimale, surtout lorsque il se fait à altitude pression constante

Altitude d'accrochage :

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

Commentaire :

Paramètres ayant une influence sur l'altitude d'accrochage :

- Température extérieure : L'altitude d'accrochage augmente quand la température extérieure diminue.
- Nombre de mach : En générale, plus le mach est faible, plus l'altitude d'accrochage est élevée.
- Masse avion : L'altitude d'accrochage augmente quand la masse diminue.

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

III- La descente.

Les objectifs de l'exploitation sont différentes c'est pour cela qu'ils existe plusieurs type de descente.

- Descente a pente minimale
- Descente a vitesse de descente minimale
- Descente a consommation minimale
- Descente a prix de revient minimal
- Descente de secours

1-descente a pente minimale :

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

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

2-vitesse verticale de descente minimale :

$$V_z = V_{z \text{ mini}} \implies |W_u - W_n|_{\text{mini}} \implies V_{\text{opt}}$$

La vitesse de descente minimale correspond à la vitesse optimale.

3-descente a consommation minimale dite «économique» :

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

4-descente a prix de revient minimal dite «normale» :

Il s'agit pour ce type de descente de réaliser le meilleur compromis entre :

Le temps et la consommation –distance.

Pour gagner du temps, il faudra rester en croisière un peu plus longtemps et descendre avec une vitesse plus importante.

Vu l'importance du coût du carburant dans les coût d'exploitation les vitesses de

descente « normale » ont tendance à diminuer pour se rapprocher de la vitesse à f_{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.

5-descente de secours :

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

- Afficher la vitesse maximale.
- Avoir les moteurs réduits, pour augmenter ses performances.
- On pourra utiliser les aérofreins. D'où $V = V_{mo}$

6-descente cabine :

Comme pour la montée pendant la descente il faudra prendre en considération le confort passagers de telle sorte que la vitesse de descente ne doit pas dépasser 300ft/min en veillant à ne pas dépasser la pression différentielle maximale ΔP_{max} .

V-L' ATTENTE :

1- Incidence d'attente :

- Le régime d'attente est le régime Ch mini.
- $Ch = Csp \times Tu$. avec $Tu = Tn$ (en vol palier).
- $Ch = Csp \times Poids/finesse$.
- Incidence finesse max \implies Ch mini.

Courbe $T = f(Ev)$, à m fixe.

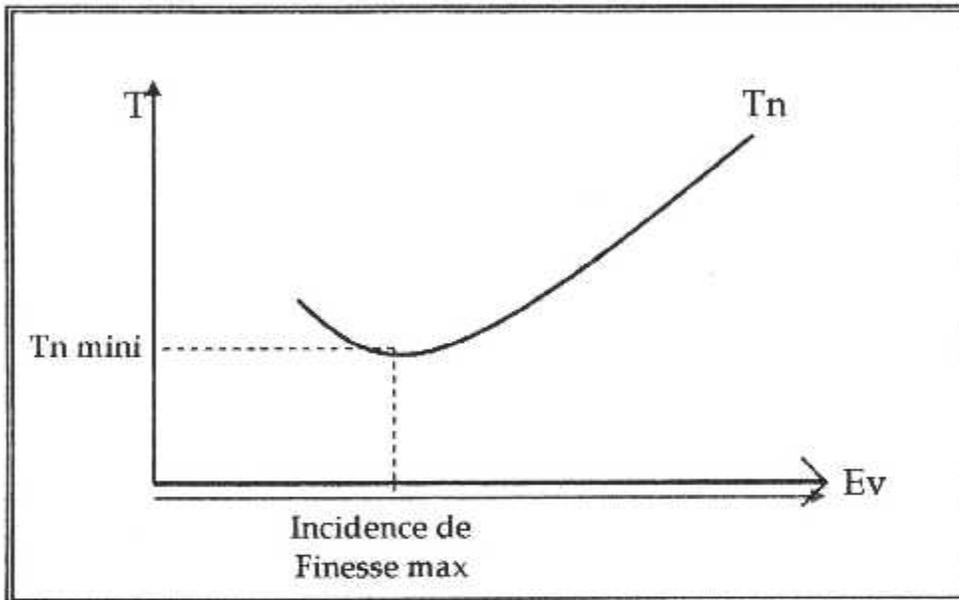


Fig-3-

Conclusion :

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

2- Choix de l'altitude d'attente :

La consommation spécifique Csp diminue avec l'altitude (voir fig. 4)

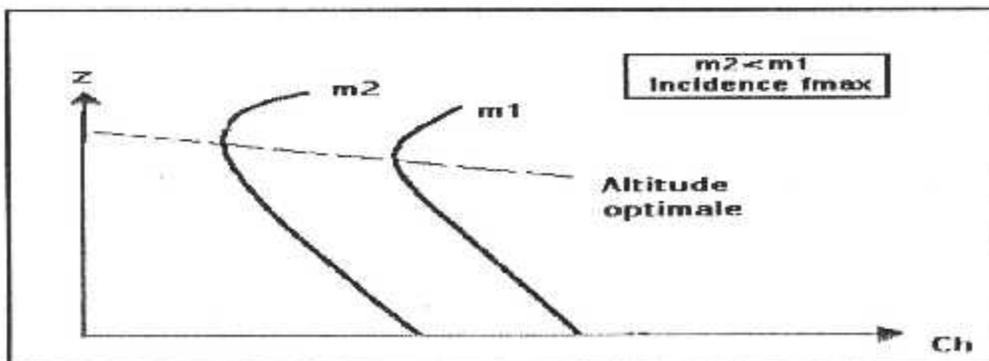


Fig-4-

1/ La MONTEE. A330/300Conditions :

TOW=130t.

TOW =160t.

TOW =180t.

CG=30%

T=ISA.

Vent=0KT.

Type de montée : 250KT/300KT/M .80

Référence : annexe 1 (performance montée).

La consommation :

	TOW=130t	TOW=160t	TOW=180t
FL310	2246 kg	2858 kg	3316kg
FL330	2361 kg	3011 kg	3502 kg
FL350	2475 kg	3167 kg	3696 kg
FL410	2881 kg	3774 kg	4547 kg

Tab A-1.

Remarque :

L'A330/300 peut montée jusqu'au niveau 410 avec une masse maximale égale a 180t avec une consommation de 4.5t.

Le temps :

	TOW=130t	TOW=160t	TOW=180t
FL310	10 min	12 min	15 min
FL330	11 min	13 min	16 min
FL350	11 min	15 min	17 min
FL410	15 min	20 min	24 min

Tab A-1-1

Conclusion

On remarque que le temps de montée augmente chaque fois que la masse de l'avion augmente, A330/300 fait 24min pour atteindre le niveau maximal FL410 avec une masse de 180t.

Conditions :

TOW=130t.

TOW =160t.

TOW =180t.

CG=30%

T=ISA+10

Vent=0KT.

Données : annexe 1

Type de montée : 250KT/300KT/M.80.

Référence : performance montée (annexc1)

La consommation :

	TOW=130t	TOW=160t	TOW=180t
FL310	2353 kg	2996 kg	3478 kg
FL330	2474 kg	3158 kg	3675 kg
FL350	2595 kg	3324 kg	3884 kg
FL410	3025 kg	3967 kg	4783 kg

Tab A-2

Remarque :

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

Le temps :

	TOW=130t	TOW=160t	TOW=180t
FL310	10 min	13 min	15 min
FL330	11 min	14 min	16 min
FL350	12 min	15 min	17 min
FL410	15 min	20 min	25 min

Tab A-2-1

Remarque :

On remarque que le temps de montée augmente aussi on s'écartons de ISA 25 minutes pour ce cas 24min pour montée ISA.

Conclusion générale :

- les performances de montée sont conditionnées par la masse au lachet des freins et la température.
- A330/300 peut atteindre le niveau maxi 410 avec MTOW=180t.

2/ La croisière.A330/300.**Conditions :**

TOW= 130t

TOW= 160t

TOW= 180t.

CG=37%

M.80

T=ISA.

Vent=0KT.

Référence : annexe1 (performance croise M.8)

Résultat : consommation horaire Ch

	TOW=130t	TOW=160t	TOW=180t
FL310	2707 kg/h/eng	2849 kg/h/eng	2975 kg/h/eng
FL330	2510 kg/h/eng	2671 kg/h/eng	2814 kg/h/eng
FL350	2331 kg/h/eng	2517 kg/h/eng	2685 kg/h/eng
FL370	2187 kg/h/eng	2404 kg/h/eng	2603 kg/h/eng
FL390	2081 kg/h/eng	2341 kg/h/eng	2571 kg/h/eng
FL410	1995 kg/h/eng	2301 kg/h/eng	2623 kg/h/eng

Tab B -1

Remarque :

On déduit que la consommation horaire augmente chaque fois que la masse de l'avion augmente. et quelle diminue on passant d'un niveau de vol bas vers un niveau plus haut sauf pour FL410 avec une masse =180t la consommation horaire est plus grande que celle de FL390.

Résultat : Le rayon spécifique Rs

	TOW=130t	TOW=160t	TOW=180t
FL310	86.7 NM/t	82.4 NM/t	78.9 NM/t
FL330	92.7 NM/t	87.1 NM/t	82.7 NM/t
FL350	98.9 NM/t	91.6 NM/t	85.9 NM/t
FL370	104.9 NM/t	95.5 NM/t	88.1 NM/t
FL390	110.3 NM/t	98 NM/t	89.2 NM/t
FL410	115 NM/t	99.7 NM/t	87.5 NM/t

Tab B-2

Remarque :

On remarque que le rayon d'action diminue avec l'augmentation de la masse. Et il augmente on passant d'un niveau de vol bas vers un niveau plus haut. Sauf pour le niveau FL410 avec m=180t au le Rs est inférieur a celui de FL390.

Exemple :

A330/300 consomme 1 tonne pour une distance de 80 NM au niveau FL290.

A330/300 consomme 1 tonne pour une distance de 116 NM au niveau FL410.

D'où l'intérêt de vol a haute altitude.

Conclusion :

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

En passant d'un niveau de vol bas vers un niveau de vol plus haut la consommation horaire diminue et le rayon d'action augmente jusqu'au niveau FL390. Pour le FL410 la consommation horaire commence à augmenter, et le R_s commence à diminuer (pour $m=180t$).

Conditions :

TOW=130t

TOW=160t

TOW=180t

CG=37%

M.80

T=ISA+10.

Vent=0KT

Référence : annexe I (performance croise M.8).

La consommation horaire :

	TOW=130t	TOW=160t	TOW=180t
FL310	2796 kg/h/eng	2942 kg/h/eng	3071 kg/h/eng
FL330	2593 kg/h/eng	2759 kg/h/eng	2905 kg/h/eng
FL350	2409 kg/h/eng	2600 kg/h/eng	2773 kg/h/eng
FL370	2262 kg/h/eng	2484 kg/h/eng	2690 kg/h/eng
FL390	2150 kg/h/eng	2419 kg/h/eng	2656 kg/h/eng
FL410	2063 kg/h/eng	2379 kg/h/eng	2710 kg/h/eng

Tab B-1-1

Le rayon d'action :

	TOW=130t	TOW=160t	TOW=180t
FL310	85.8 NM/t	81.5 NM/t	78.1 NM/t
FL330	91.7 NM/t	86.2 NM/t	81.9 NM/t
FL350	97.9 NM/t	90.7 NM/t	85 NM/t
FL370	103.8 NM/t	94.5 NM/t	87.2 NM/t
FL390	109.1 NM/t	97 NM/t	88.3 NM/t
FL410	113.7 NM/t	98.7 NM/t	86.6 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=130t

TOW=160t

TOW=180t

CG=37%

M=0.82

T=ISA.

Référence : annexel (performance croise M.82)

Résultat : La consommation horaire Ch

	TOW=130t	TOW=160t	TOW=180t
FL310	2891 kg/h/eng	3029 kg/h/eng	3150 kg/h/eng
FL330	2675 kg/h/eng	2831 kg/h/eng	2972 kg/h/eng
FL350	2480 kg/h/eng	2659 kg/h/eng	2823 kg/h/eng
FL370	2319 kg/h/eng	2530 kg/h/eng	2717 kg/h/eng
FL390	2199 kg/h/eng	2447 kg/h/eng	2674 kg/h/eng
FL410	2102 kg/h/eng	2395 kg/h/eng	2716 kg/h/eng

Tab B-3

Remarque :

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

Exemple :

FL290 , M.8 , T=ISA Ch=3000 kg/h/ENG

FL290 , M.82, T=ISA Ch=3100 kg/h/ENG.

Résultat : Le rayon d'action Rs

	TOW=130t	TOW=160t	TOW=180t
FL310	83.2 NM/t	79.4 NM/t	76.4 NM/t
FL330	89.2 NM/t	84.2 NM/t	80.2 NM/t
FL350	95.3 NM/t	88.9 NM/t	83.7 NM/t
FL370	101.4 NM/t	92.9 NM/t	86.5 NM/t
FL390	106.9 NM/t	96.1 NM/t	88 NM/t
FL410	111.9 NM/t	98.2 NM/t	86.6 NM/t

Tab B-4

Remarque :

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

Conditions:

TOW=130t.

TOW=160t.

TOW=180t.

M=Long range cruise.

T=ISA.

CG=37%.

Référence : annexe1 (performance cruise LRC).

Résultat : La consommation horaire Ch

	TOW=130t	TOW=160t	TOW=180t
FL310	1872 kg/h/eng	2357 kg/h/eng	2661 kg/h/eng
FL330	1938 kg/h/eng	2345 kg/h/eng	2665 kg/h/eng
FL350	1908 kg/h/eng	2357 kg/h/eng	2654 kg/h/eng
FL370	1893 kg/h/eng	2362 kg/h/eng	2641 kg/h/eng
FL390	1931 kg/h/eng	2365 kg/h/eng	2646 kg/h/eng
FL410	1950 kg/h/eng	2364 kg/h/eng	2703 kg/h/eng

Tab B-5

Remarque :

1/ On remarque que les valeurs de la consommation horaire avec le régime LRC sont inférieures à ceux du régime M.82.

2/ On peut dire aussi que dans certain niveau de vol la consommation horaire avec le régime LRC est supérieur a celle du M.8 et inversement.

Exple:

FL310, TOW=180t, M.8 Ch=2975KG/H/ENG. }

FL310, TOW=180t, LRC Ch=2661KG/H/ENG. }

FL390, TOW=180t, M.8 Ch=2571KG/H/ENG }

FL390, TOW=180t LRC Ch=2646 KG/H/ENG }

Résultat : Le rayon d'action Rs

	TOW=130t	TOW=160t	TOW=180t
FL310	99.2 NM/t	88.5 NM/t	82.1 NM/t
FL330	102.9 NM/t	91.2 NM/t	84.1 NM/t
FL350	107 NM/t	93.6 NM/t	86.1 NM/t
FL370	110.4 NM/t	95.9 NM/t	87.6 NM/t
FL390	113.1 NM/t	97.6 NM/t	88.3 NM/t
FL410	115.7 NM/t	98.7 NM/t	86.8 NM/t

Remarque :

Tab B-6

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

3/ La Descente.A330/300**Conditions :**

TOW=150t

TOW=200t

T=ISA

CG=30%

Type de descente : M.80/300KT/250KT.

Référence : annexe1 (performance descente).

La consommation :

	TOW=150t	TOW=200t
FL310	340 kg	392 kg
FL330	350 kg	403 kg
FL350	360 kg	415 kg
FL410	397 kg	452 kg

Tab C-1

Remarque :

On remarque que la différence de consommation entre une descente du FL410 et celle du FL310 n'est une différence significative.

A330/300 consomme 0.45t pour descendre du FL410 maxi avec une masse maximale de 200t.

Le temps :

	TOW=150t	TOW=200t
FL310	17 min	19.7 min
FL330	17.6 min	20.5 min
FL350	18.3 min	21.2 min
FL410	20.8 min	23.8 min

Tab C-2

Remarque :

Le temps de descente est proportionnel à la masse. le temps que fait A330/300 pour descendre du niveau maxi =24min avec (m=200t).

Conditions :

TOW=150t

TOW=200t

T=ISA

CG=30%

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

Référence : annexe1 (performance descente).

La consommation :

	TOW=150t	TOW=200t
FL310	92 kg	119 kg
FL330	95 kg	123 kg
FL350	97 kg	127 kg
FL410	109 kg	140 kg

Tab C-1-1

Le temps :

	TOW=150t	TOW=200t
FL310	4.6 min	5.9 min
FL330	4.7 min	6.1 min
FL350	4.9 min	6.4 min
FL410	5.7 min	7.3 min

Tab C-2-1

Commentaire :

On comparant les résultat des tableaux (c-1/c-1-1 et c-2/c-2-2) en remarque qu'on exécutent une descente de secours en aura une consommation mini en un temps mini. (Utilisation des aérofreins).

CHAPITRE V

ETUDE EN LIGNES DE
A330-300.

1- introduction:

La mise en service d'un nouvel avion nécessite une maîtrise totale 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.

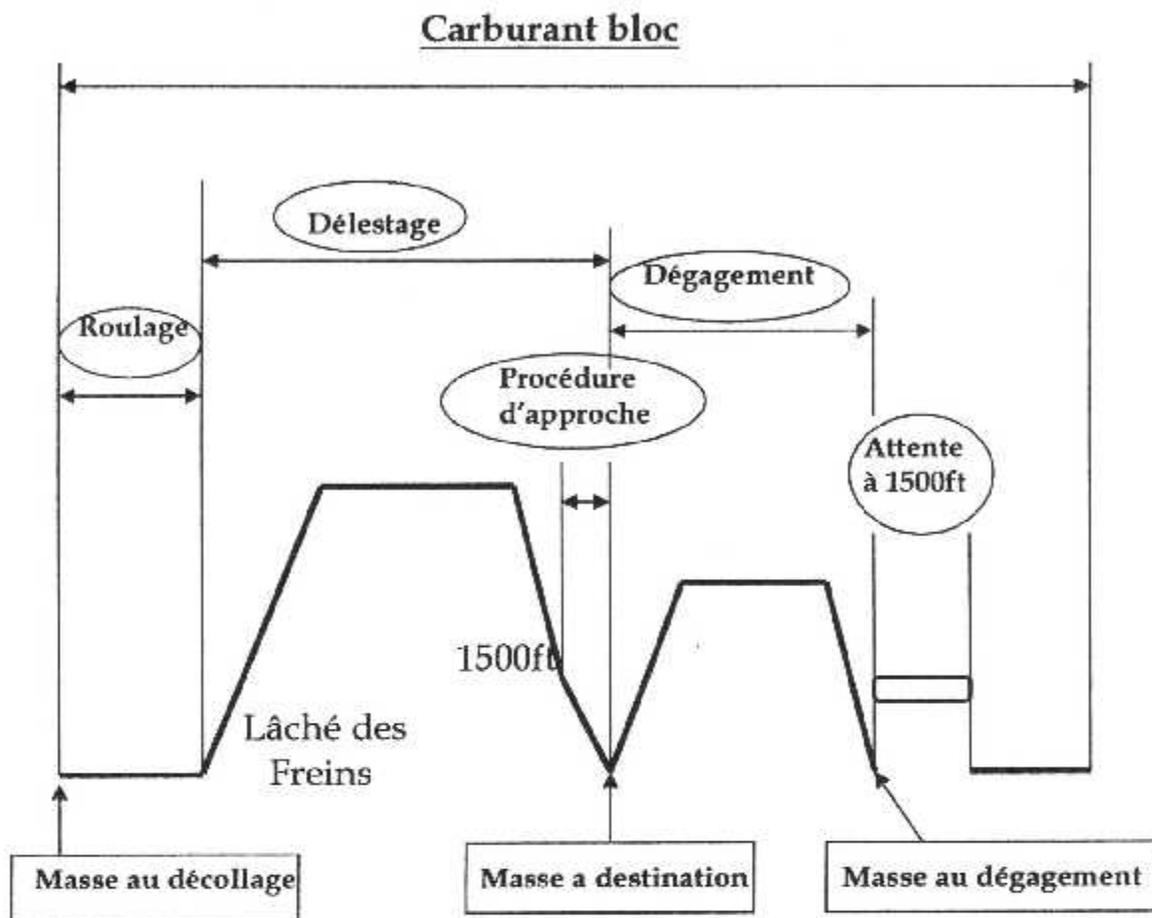
Dans ce chapitre, on va s'intéresser à la quantité de carburant et le temps de vol nécessaire pour une étape donnée et cela en optimisant au maximum la masse au décollage d'où une charge offerte maximale.

pour que l'analyse soit **bénéfique** on a choisis des étapes exploiter régulièrement par **AIR ALGERIE** : court, moyen, et long courrier. L'étude a été faite pour deux niveaux de vol FL310 et FL390 et pour deux régimes de marche, mach M.80 et mach long range cruise LRC.

Remarque

On a utiliser le FCOM de A330-300 un manuel qui dispose des tableau de marche concernant la montée, la descente, la croisière, le dégagement et l'attente. (Voir Annexe1)

ces tableaux de marche sont établis pour des différentes configuration et différentes conditions d'utilisation.

2-Profil de mission :2-1 Quantité de carburant réglementaire à embarquer Qemb :

$$Q_{emb} = r + d + RR + RD + RF$$

D'ou :

r : roulage.**d** : délestage.**RR** : réserve de route.**RD** : réserve dégagement.**RF** : réserve finale.

2-1-1 Roulage (r) :

Quantité de carburant nécessaire pour assurer la mise en route et le roulage jusqu'au point du lâché des freins.

Pour l'A330-300 La quantité exigée pour le roulage est basée sur une consommation de 25 Kg/min ou de 55 lb/min. d'où une consommation de 300kg en 12 minutes.

2-1-2 Délestage (d) :

C'est la quantité de carburant nécessaire depuis les lâcher des freins au décollage (mise en puissance) à l'aérodrome de départ jusqu'au touche des roues à l'aérodrome de destination, incluant toutes contraintes prévisibles sur la route (circulation aérienne, météorologique, performances) et d'une approche pour un vol effectué selon les règles de vol aux instrument (IFR).

2-1-3 Réserve de route :

Quantité de carburant destiné à couvrir les aléas en route elle

Représente 5 % du délestage de l'étape, selon la réglementation JAROPS (OACI)

2-1-4 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 (au même titre que pour le délestage d'étape).

En conséquence, la réserve de dégagement comprend notamment « la remise des gaz » et la « procédures d'approche aux instruments » à l'aérodrome de dégagement (même valeur forfaitaire que pour l'aérodrome de destination).

2-1-5 Réserve finale (RF) :

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

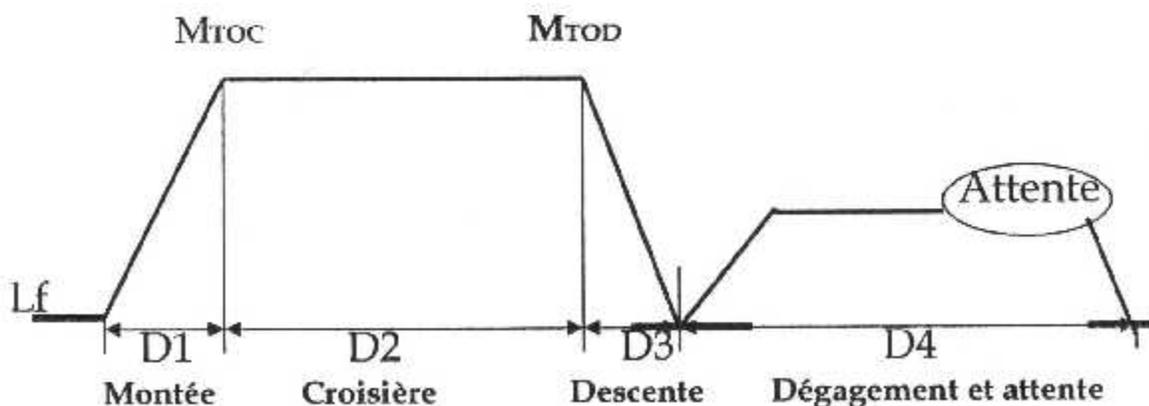
Dans notre cas, en s'intéresse au turboréacteur, cette quantité est égale à 30 min d'attente à 1500 ft au-dessus de l'aérodrome de dégagement ou de l'aérodrome de destination si un aérodrome un aérodrome de dégagement n'est pas nécessaire.

3- Méthode de calcul :

Ces calculs sont faite à la base de :

- Vent nul.
- Température standard ISA.
- Centrage le plus défavorable.
- Respect de toutes les limitations structurales.

1. Avec la masse au décollage et le niveau de vol on peut calculer fuel, Time, distance et TAS en utilisant le tableau de marche Climb d'où en peut avoir la masse en TOC. (top of climb)
2. En estime la masse en descente MTOD (top of descent) et en calcule fuel, distance et le temps de la descente à partir du tableau de la Descente.
3. on a la masse de croisière $M_{cruise} = (M_{toc} + M_{tod})/2$, avec la masse de croisière on peut calculé la consommation horaire, la TAS, et puis le temps et le carburant de croisière (tableau de croisière).
4. corriger: la masse en tod, $MTOD\ corrigé = M_{toc} - \text{conso croisière}$
on corrige la descente et la croisière.
5. En calcule le délestage, réserve de route, réserve de dégagement (connaissant A/D dégagement), réserve finale ainsi le temps.



<p>Montée</p> <ul style="list-style-type: none"> Cons1 Dist1 Time1 TAS1 	<p>Descente</p> <ul style="list-style-type: none"> Cons2 Dist. 2 Time2 	<p>Croisière</p> <ul style="list-style-type: none"> C/H TAS2 Time3= Distcruise/TAS2 Cons3 =Time3 * C/H
--	--	---

Correction de Mtod (descente) : $Mtod2 = MTOW - Cons1 - Cons3$

<p>Descente (corrigé)</p> <ul style="list-style-type: none"> Cons4 Dist 4 Time4 	<p>Croisière (corrigé)</p> <ul style="list-style-type: none"> C/H TAS3 Time5= Distcruise/TAS2 Cons5 =Time5 * C/H
---	---

D'où **Délestage = Cons1 + Cons4 + Cons5**
Time del = Time1 + Time 4 + Time5

Conso bloc= délestage+ R de route+ R dégagement+ R finale

4.1/Réseau court courrier :

Rotation : ALGER -PARIS- ALGER

1/ALGER (DAAG)-ORLY (LFPO) :**Données :**

Dist. : 766NM ; vent=0KT (Montée, croisière, descente) ; T= ISA
 Décollage (LFQQ)= 114NM ; avec (LRC et vent= 0kt T=ISA)

DAAG-LFPO.

	M.80		LRC	
	FL390	FL 310	FL390	FL310
TOW(t)	184	185	184	185
Délestage (kg)	10221.8	10972.9	10290.18	10694.3
RR (kg).	511	548.6	514	534.7
RD (kg).	2672.05	2722.7	2672.1	2724.3
RF (kg).	2696.32	2699.4	2697	2702.5
Block fuel (kg)	16101.17	16943	16173.3	16655.5
Temps bloc	2h 43min	2h 42min	2h 42min	2h 48min
C/O (t).	42.89	43.06	42.82	43.35

Remarque :

On remarque que

- La charge offerte maximale de A330-300 est la suivant : MMSC-Mbase =44t. donc tous les vols ayant comme limitation utile la limitation zero fuel weight pouvant embarquer une charge maxi.
- En volant au niveau 390 avec le long range cruise on remarque qu'on a une petite perte sur la consommation et un gain mini sur le temps de vol.par rapport au vol avec le M.80 au même niveau.
- En volant au niveau 310 avec le LRC on remarque qu'on a un gain sur la consommation carburant mais une perte sur le temps de vol d'environ 6 minutes par rapport au vol avec le M.80 au niveau 310.

- Pour Le vol au niveau FL310 la consommation est importante c'est pour cela qu'on décolle avec une masse supérieur a celle du vol en FL390.
- Si en utilise le M.80 il vaut mieux voler au niveau 390 qu'au niveau 310 parce qu'on a le privilège de miniser d'environ 800 kg de carburant, même chose pour le vol en LRC.

2/PARIS (LFPO)-ALGER (DAAG) :

Données :

Dist. : 754NM ; vent=0KT (Montée, croisière, descente) ; T= ISA

Dégagement (DAOO)= 224NM ; (LRC et vent= 0kt T=ISA).

LFPO-DAAG

	M.80		LRC	
	FL390	FL 310	FL390	FL310
TOW	184	185	184	185
Délestage (kg)	10064	10855.2	10110.98	10540.6
RR (kg).	503	542.75	505.5	527
RD (kg).	4262.38	4579	4261.98	4582.26
RF (kg).	2681	2680	2680.6	2683.5
Block fuel (kg)	17510.4	18657	17559.12	18333.3
Temps.	2h 59min	3h 2min	2h 58min	3h 7min
C/O (t).	41.49	41.35	41.44	41.67

Remarque :

- La charge offerte de l'étape retour est inférieur a celle de l'aller, sachant que les masses au décollage sont identique, cela est due au surplus de carburant embarquer pour le dégagement.
- Le temps de vol mini est obtenu avec le vol en long range croise au niveau 390.

Rotation : ALGER-LYON-ALGER.

1/ALGER (DAAG)-LYON (LFLL) :

Données :

Dist=561NM ; TOW= 183t ; vent=0KT (Montée, croisière, descente) ; T= ISA

Dégagement (LFML) : 138NM ; (LRC et vent= 0kt T=ISA)

DAAG-LFLL

	M.80		LRC	
	FL390	FL 310	FL390	FL310
Délestage (kg)	7908.15	8369.9	7942.12	8154.28
RR (kg).	395.4	418.5	397.1	407.7
RD (kg).	3028.34	3132.3	3028.08	3133.6
RF (kg).	2707.85	2701.54	2707.4	2703.87
Block fuel (kg).	14038	14622.24	14074.7	14399.4
Temps.	2h 19min	2h 20min	2h 18min	2h 24min
C/O (t).	43.96	43.38	43.26	43.60

Remarque :

- La charge offerte est presque MAXI puisque la limitation utile est MMSC
- La consommation mini et la charge offerte maxi sont atteintes en volant en M.8 au niveau FL390.
- Le temps de vol mini est atteint à Mach long range croise au niveau 390.

2/LYON (LFLL)-ALGER (DAAG) :**Données :**

Dist=588.NM ; TOW= 184t ; vent=0KT (Montée, croisière, descente) T= ISA
 Dégagement (DAOO) =224NM. Avec (LRC et vent= 0kt T=ISA)

LFLL-DAAG

	M.80		LRC	
	FL390	FL 310	FL390	FL310
Délestage (kg)	8264.5	8700.12	8308.8	8518
RR (kg).	413.2	435	415.4	425.9
RD (kg).	4280.3	4590.62	4279.9	4592.42
RF (kg).	2701	2692.8	2700.6	2693.8
Block fuel (kg).	15659	16418.6	15704.75	16230.2
Temps.	2h 38min	2h 40min	2h 37min	2h 45min
C/O (t).	43.34	42.58	43.30	42.77

Remarque :

- La distance de l'étape retour et de son dégagement étant plus grande que l'étape aller ce qui implique une augmentation de la quantité de carburant a embarqué. 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 en a intérêt a voler a des niveau plus haut, et cela si les service de contrôle ATC le permette.
- Le temps de vol de l'étape retour est plus important que l'étape aller, et ça pour les deux régime LRC ou M.80, la différence est d'une moyenne de 20 minutes.

Rotation : ALGER-MARSEILLE-ALGER
1/ALGER (DAAG)-MARSEILLE (LFML) :
Données :

Dist.=423NM ; TOW=181t ; vent=0KT (Montée, croisière, descente) T= ISA
 Dégagement (LFLL)=145NM ; avec (LRC et vent= 0kt T=ISA)

	DAAG-LFML.			
	M.80		LRC	
	FL390	FL 310	FL390	FL310
Délestage (kg)	6304.4	6565.38	6347.32	6418.04
RR (kg).	315.2	328.2	317.3	320.9
RD (kg).	3147.9	3242.6	3120.2	3243.64
RF (kg).	2691.1	2687	2689	2688.6
Block fuel (kg).	12458.5	12823.18	12473.84	12671.24
Temps.	2h 3min	2h 4min	2h 2mi	2h 7min
C/O (t).	43.54	43.18	43.52	43.33

Remarque :

On remarque que

- Charge offerte presque MAXI, (C/O = 43.54t). (limitation MMSC)
- Pour Le vol au niveau 390 on a une faible perte sur la consommation et un gain aussi faible pour le temps de vol avec le LRC par rapport au vol avec le régime M.80.
- Au niveau de vol 310 on a un gain sur la consommation et une perte sur le temps de vol pour le vol LRC par rapport au vol avec le régime M.80.
- Pour le vol en M.80 on a une perte importante de consommation en FL310 par rapport au FL390.

2/MARSEILLE (LFML)-ALGER (DAAG) :**Données :**

Dist.=445NM ; TOW=182t ; vent=0KT (Montée, croisière, descente) T= ISA
 Dégagement (DAOO)=224NM ; avec (LRC et vent= 0kt T=ISA)

LFML-DAAG

	M.80		LRC	
	FL390	FL 310	FL390	FL310
Délestage (kg)	6553.9	6858.4	6558.87	6673.44
RR (kg).	327.7	342.9	327.6	333.6
RD (kg).	4257.5	4569.1	4257.5	4570.9
RF (kg).	2675.65	2668.7	2675.65	2670.75
Block fuel (kg).	13814.75	14439	13818.15	14248.69
Temps.	2h 19min	2h 23min	2h 18min	2h 25min
C/O (t).	43.18	42.56	43.1	42.75

Remarque :

- on est limite zéro fuel weight.
- On remarque que la charge offerte est inférieure à celle de l'aller cela est dû à la consommation importante de dégagement ($D_{\text{degagement}}=224\text{NM}$).
- Pour le vol en LRC on a un gain de 350kg de charge offerte entre les niveaux 390 et 310 et cela parce que la consommation en FL310 est importante une différence de 430KG.
- Pour le vol en LRC toujours une perte sur le temps de vol au niveau 310 de 7 minutes.
- Pour avoir la consommation la plus faible pour ce vol il faut voler avec le M.80 au niveau 390.
- Pour avoir le temps mini il faut voler en LRC en FL390.

Conclusion : (Réseau court courrier)

- Les étapes court courrier sont généralement limité masse maximale sans carburant.
- Sur ces étapes, on peut avoir une charge marchande maximale. c'est pour cela qu'il est évident d'utiliser l'A330-300 sur ce type de lignes.
- Pour minimiser la consommation carburant donc maximiser la charge offerte, il faut voler avec le régime M.80 au niveau 390.
- Il n'est pas évidant pour ce type d'étapes de chercher à minimiser le temps de vol puisque la différence entre les différents niveaux de vol avec les deux régimes est négligeable.

4.II/Réseaux moyen et long courrier :

ROTATION : DABB- OEJN- DABB

Données :

- Etape aller : ANNABA(DABB)-JEDDA(OEJN)

Distance = 2002 NM ; Vent= 0 KT (montée, croisière, descente) ;

Température =ISA ; dégagement (OEMA) = 195 NM. (LRC et vent= 0kt)

- Etape retour : JEDDAH (OEJN)-ANNABA (DABB).

Distance = 1965 NM ; Vent = 0 KT (montée, croisière, descente) ;

Température = ISA ; dégagement (DAAG) = 234 NM. (LRC et vent= 0kt)

A) FL 390

	Aller (ANNABA-JEDDA)		Retour (JEDDAH-ANNABA)	
	M.80	LRC	M.80	LRC
MMLF (t)	200	200	200	200
Délestage (t)	25.099	25.303	24.688	24.899
R. Route (t)	1.254	1.265	1.234	1.244
R.Dégagement(t)	3.898	3.896	4.419	4.413
R. finale(t)	2.696	2.693	2.694	2.692
Fuel Bloc (t)	32.949	33.158	33.037	33.250
Temps de vol (heure : minute)	05 : 29	05 : 24	05 : 29	05 : 25
Charge offerte(t)	42.06	41.84	41.96	41.75

Commentaire :

Au niveau de vol 390 on a :

- Pour une étape moyen courrier (2002NM aller, 1965NMretour) on peut décoller avec une masse de 200 tonnes, on est limité par la masse maximale a l'atterrissage.
- la consommation avec le régime long range croise est supérieur a celle de régime M.80 ; elle est de 204KG pour l'aller et de 211KG pour le retour.

- Le vol effectué au régime long range cruise prend moins de temps par rapport a celui effectué à Mach .80, mais cette différence est faible, elle est de 5 minute.
- La quantité de carburant embarqué au retour est supérieure à celle de l'aller pour les deux régimes, sachant que la distance aller 2002 NM et retour 1965 NM, c'est due à la distance de dégagement (234NM).
- La charge offerte pour le vol effectué avec Mach .80 est sensiblement supérieur a celle du long range cruise, il est bien de noté que sur cette étape L'A330-300 peut embarqué jusqu'à 42.06t (Aller) et 41.96t (retour) de charge.

B) FL 310

	Aller (ANNABA-JEDDA)		Retour (JEDDA-ANNABA)	
	M.80	LRC	M.80	LRC
MMLF (t)	204	204	203	205
Délestage (t)	27.670	27.071	27.129	27.496
R. Route (t)	1.383	1.353	1.356	1.374
R.Dégagement(t)	3.899	3.903	4.438	4.437
R. finale (t)	2.719	2.708	2.720	2.718
Fuel Bloc (t)	35.671	35.035	35.643	36.027
Temps de vol (Heure : minute)	05 : 33	05 : 43	05 : 30	05 : 43
Charge offerte(t)	43.32	43.96	42.357	43.97

Commentaire :

Pour le niveau de vol 310 :

- La masse maximale au décollage dépasse celle des masses du niveau 390, on peut décoller avec 203. 204 et 205 tonnes.
- La consommation carburant pour le régime M.80 est supérieur à celle de régime long range cruise, cette différence est plus significatif (599 KG pour l'étape Aller).
- Contrairement au vol en FL390, le temps de vol avec le long range cruise est plus grand, la différence est de 10 minutes sur l'aller et de 13 minutes sur le retour.
- Avec le régime long range cruise, on peut transporté une charge max égale a 43.96t (Aller) 43.97t (retour), sachant que la charge offerte maximale de l'A330-300 est de 44t.

ROTATION : DAAG- LTBA -DAAG
Données :

- Etape aller : ALGER(DAAG)-ISTANBUL(LTBA)

Distance = 1272 NM ; Vent= 0 KT (montée, croisière, descente) ;

Température = ISA ; dégagement = 299 NM (LRC, vent=0KT)

- Etape retour : ISTANBUL (LTBA)-ALGER (DAAG).

Distance = 1256 NM ; Vent = 0 KT (montée, croisière, descente) ;

Température = ISA ; dégagement (DAOO)= 244 NM. (LRC, vent=0KT).

A) FL 390

	Aller (ALGER-ISTANBUL)		Retour (ISTANBUL-ALGER)	
	M.80	LRC	M.80	LRC
MMLF (t)	194	194	192	193
Délestage (t)	16.415	16.542	15.925	16.398
R. Route (t)	0.820	0.827	0.796	0.819
R.Dégagement(t)	5.205	5.192	4.275	4.281
R. finale (t)	2.710	2.709	2.698	2.703
Fuel Bloc (t)	25.150	25.271	23.694	24.334
Temps de vol (Heure : minute)	04 : 15	04 : 14	04 : 01	04 : 00
Charge offerte(t)	43.85	43.73	43.30	43.79

Commentaire :

Pour l'étape aller on a décoller avec la même masse 194t, on a un surplus de consommation pour le régime LRC qui est égale à 127 KG, et des temps de vol presque égaux (1 minute de différence) on peut justifier ça par des distances de déagements qui sont pas identique.

même sur cette étape l'A330-300 peut transporté des charges dépassant les 43t.

B) FL 310

	Aller(ALGER-ISTANBUL)		Retour(ISTANBUL-ALGER)	
	M.80	LRC	M.80	LRC
MMLF (t)	195	195	194	194
Délestage (t)	17.768	17.329	17.577	17.130
R. Route (t)	0.888	0.866	0.878	0.856
R.Dégagement(t)	5.192	5.195	4.279	4.306
R. finale (t)	2.707	2.712	2.695	2.712
Fuel Bloc(t)	26.557	26.103	25.429	25.004
Temps de vol (Heure : minute)	04 : 14	04 : 23	04 : 01	04.10
Charge offerte(t)	43.43	43.89	43.57	43.99

Commentaire :

- La charge offerte du vol effectué avec le LRC est supérieure à celui effectué avec le Mach.80 cette différence dépasse les 200 KG.
- Le temps mini est réalisé en volant avec le régime long range cruise.

ROTATION : DAAG-OMDB-DAAG**Données :**

- Etape aller : ALGER (DAAG) – DUBAI (OMDB)

Distance = 2900 NM ; Vent= 0 KT (montée, croisière, descente) ;

Température = ISA ; Distance dégagement = 63 NM. (LRC et vent= 0kt)

- Etape retour : DUBAI (OMDB)-ALGER (DAAG)

Distance = 2852 NM ; Vent = 0 KT (montée, croisière, descente) ;

Température = ISA ; Distance dégagement = 224 NM. (LRC et vent= 0kt)

A) FL 390

	Aller (ALGER-DUBAI)		Retour (DUBAI-ALGER)	
	M.80	LRC	M.80	LRC
MMLF(t)	200	200	200	200
Délestage (t)	34.671	34.994	34.172	34.496
R. Route(t)	1.733	1.749	1.708	1.724
R.Dégagement(t)	1.827	1.826	4.196	4.193
R. finale (t)	2.610	2.607	2.589	2.585
Fuel Bloc (t)	40.843	41.178	42.666	42.999
Temps de vol (Heure : minute)	07 : 13	07 : 07	07 : 35	07 : 29
Charge offerte(t)	34.15	33.82	32.33	32.00

Commentaire :

- ALGER-DUBAI-ALGER est une étape long courrier, on a décoller avec une masse de 200t pour l'aller et le retour, on est limité atterrissage.
- La réserve de dégagement pour l'étape aller est de 1.827t (M.80) et 1.749t (LRC) mais pour l'étape retour il est successivement de 4.196t, 4.193t Donc contrairement à l'aérodrome d'Alger, Dubaï possède un aérodrome de dégagement plus proche, ce qui donne une possibilité d'augmenter la charge transporter.

- Sur l'étape ALGER – DUBAI l'A330-300 doit embarqué une quantité de carburant égale à 40.83 t pour une charge égale à 34.15t. pour un vol effectué à M.80.
- Le vol effectué avec le régime LRC consomme plus et prend moins de temps par rapport à celui effectué avec le régime M.80 Au niveau 390.

B) FL 310

	Aller (ALGER-DUBAI)		Retour (DUBAI-ALGER)	
	M.80	LRC	M.80	LRC
MMLF (t)	210	214	210	215
Délestage (t)	39.212	38.932	38.633	38.213
R. Route (t)	1.960	1.946	1.931	1.910
R.Dégagement(t)	1.846	1.821	4.252	4.231
R. finale (t)	2.672	2.652	2.652	2.722
Fuel Bloc (t)	45.693	45.351	47.469	47.076
Temps de vol (Heure : minute)	07 : 06	07 : 15	07 : 26	07 : 35
Charge offerte(t)	39.30	43.64	37.53	42.92

Commentaire :

- A ce niveau de vol on voit qu'on peut décoller avec des masses très élevées (210, 214, 215 t), si on effectue le vol avec le LRC d'où des charges offertes très importantes.
- Sur l'aller avec le LRC on peut avoir 43.64t de charge offerte et 42.92t sur l'étape retour contrairement au M.80 où on a 39.30t et 37.53t
- Le temps de vol nécessaire pour cette étape est très grand 7h15mn pour l'aller et 7h35mn pour le retour (LRC).
- La différence de temps de vol est très grande entre l'aller et le retour (20 min) c'est à cause des distances de décollage

ROTATION : DAAG- OSDI- DAAG
Données :

- Etape aller : ALGER(DAAG)-DAMAS(OSDI).

Distance = 1742 NM ; Vent= 0 KT (montée, croisière, descente) ;

Température = ISA; dégagement (OGAI) = 104 NM. (LRC et vent= 0kt)

- Etape retour : DAMAS (OSDI)-ALGER (DAAG).

Distance = 1725 NM ; Vent = 0 KT (montée, croisière, descente) ;

Température = ISA ; dégagement (DAOO) = 244 NM. (LRC et vent= 0kt)

A) FL 390

	Aller (ALGER-DAMAS)		Retour (DAMAS-ALGER)	
	M.80	LRC	M.80	LRC
MMLF (t)	197	195	195	199
Délestage (t)	22.780	22.311	21.492	22.117
R. Route (t)	1.089	1.065	1.074	1.105
R.Dégagement(t)	2.450	2.577	4.181	4.338
R. finale (t)	2.720	2.697	2.677	2.701
Fuel Bloc (t)	28.039	27.652	29.425	30.261
Temps de vol (Heure : minute)	04 : 37	04 : 44	05 : 07	05 : 01
Charge offerte(t)	43.96	42.34	40.57	43.73

Commentaire :

Sur cette étape on a décollé avec 195, 197 et 199t.

On a pu avoir une charge égale à 43.96t en décollant avec la masse 197t avec le M.80 sur l'étape aller ALGER – DAMAS.

B) FL 310

	Aller (ALGER-DAMAS)		Retour (DAMAS-ALGER)	
	M.80	LRC	M.80	LRC
MMLF(t)	195	195	200	200
Délestage (t)	23.581	22.551	23.757	22.889
R. Route (t)	1.179	1.127	1.187	1.144
R.Dégagement(t)	2.543	2.571	4.358	4.352
R. finale (t)	2.652	2.683	2.816	2.715
Fuel Bloc (t)	29.965	28.932	32.120	31.102
Temps de vol (Heure : minute)	04 : 43	04 : 53	05 : 03	05 : 14
Charge offerte(t)	40.00	41.06	42.88	43.89

Commentaire

Le bloc du retour est supérieur a celui de l'aller, c'est du principalement a la distance de dégagement qui résulte des consommations de carburant importante

Rotation : ALGER-JOHEINSBURG-ALGER

1/ALGER(DAAG)-JOHEINSBURG (FAJS) :
Données :

Dist.=4137NM ; vent=0KT (Montée, croisière, descente) T= ISA

Dégagement (FADN)=271NM; avec (LRC et vent= 0kt T=ISA)

DAAG-FAJS

	M.8		LRC	
	FL390	FL 310	FL390	FL310
TOW	200	217	200	217
Délestage (kg)	47264.72	55308.18	47641.94	53981.29
RR (kg).	2363.23	2765.4	2382.09	2669
RD (kg).	4688.56	5224.35	4684.06	5237.14
RF (kg).	2430.06	2531.95	2425.62	2544.56
Block (kg).	56746.57	65829.8	57133.71	64462
Temps.	10h 29min	10h 23min	10h 21min	10h 52min
C/O (t).	18.26	26.18	17.87	27.54

Remarque :

- A330/300 peut faire cette longue étape sans escale malgré la consommation importante à cause de ses capacités réservoirs importante.
- Pour le vol en FL310 en est pas limite on peut décoller avec la masse maximale structurale de décollage.
- Pour le vol en FL390 en est limite en peut décoller avec MTOW=200t
- La consommation carburant est importante pour cette étape long courrier c'est pour cela que la charge offerte est pénalise.
- On a intérêt a voler au niveau 310 avec le régime LRC puisque on consomme moins et on prend plus de charge par rapport au vol avec le régime M.80 mais l'inconvénient est la perte importante sur le temps de vol 30 minutes.

2/JOHEINSBURG(FAJS)-ALGER (DAAG) :**Données :**

Dist=4136NM; vent=0KT (Montée, croisière, descente) T= ISA

Dégagement (DAOO)=224NM ; avec (LRC et vent= 0kt T=ISA)

FAJS-DAAG

	M.8		LRC	
	FL390	FL 310	FL390	FL310
TOW	200	217	200	217
Délestage (kg)	47264.72	55252.46	47641.94	53931.25
RR (kg).	2363.23	2762.62	2382.09	2696.56
RD (kg).	4052.22	4455.57	4001.13	4468.8
RF (kg).	2437.44	2538.9	2433.1	2554.48
Block (kg).	56117.61	65009.55	56458.27	63651.1
Temps.	10h 21min	10h 15min	10h 13min	10h 43min
C/O (t).	18.89	27	18.55	28.35

Remarque :

- La charge offerte est plus importante que celle d'étape aller cela est du au distance de dégagement grande de l'aller 271NM.
- 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 310.
- Pour le vol au niveau 390 en peut décoller avec une masse maximale de 200t en raison du niveau d'accrochage.
- Pour cette rotation en a intérêt à organiser une escale technique facultatif et cela pour maximiser la charge offerte.

Conclusion :

En faisant l'analyse des étape suivantes on a abouti au conclusions suivantes :

- 1- Les étapes moyen courriers sont généralement limité atterrissage, et les long courrier sont limité décollage.
- 2- Sur ces étapes on peut avoir une charge offerte maximale (44 tonnes).
- 3- Le régime LRC consomme plus et prend moins de temps au niveau 390 par rapport au M.80 et vis vers ça au niveau de vol 310.
- 4- Plus en éloigne des niveaux optimale de croisière plus on a une surconsommation de carburant.
- 5- IL faut adapté les niveaux de vol optimales données par le constructeur que ce soit pour le LRC ou pour M.80.
- 6- Effectué un vol au niveau 390 pénalisera la masse maximale au décollage par souci de d'altitude d'accrochage qui est fonction de la masse, il est opérationnel d'effectué des croisière ascendante et si c'est pas possible par soucis de contrôle aérien d'effectué le premier palier a l'altitude d'accrochage.
- 7- A des niveau bas et lors de dégagement la consommation carburant est très grande, d'où intérêt a effectué des dégagements a des niveau plus haut (lors des dégagement loin)
- 8- Choisir les aérodromes accessibles et adéquats les plus proche.
- 9- L'utilisation de l'escale technique facultatif est impérative pour maximiser la charge offerte pour les vol long courrier.

5. Tableaux récapitulatifs :**1. Réseau court courrier :**

ETAPE	DISTANCE	FUEL BLOC	TEMPS BLOC
DAAG-LFML	423 NM	12458.5 KG	2h 3min
LFML-DAAG	445 NM	13814.75 KG	2h 19min
DAAG-LFLL	561 NM	14038 KG	2h 19min
LFLL-DAAG	588 NM	15659 KG	2h 38min
DAAG-LFPO	766 NM	16101.17 KG	2h 43min
LFPO-DAAG	754 NM	17510.4 KG	2h 59min

2. Réseau moyen long courrier:

DAAG-LTBA	1272 NM	25150 KG	4h 15min
LTBA-DAAG	1256 NM	23694 KG	4h 01min
DAAG-OSDI	1742 NM	28039 KG	4h 37min
OSDI-DAAG	1725 NM	29425 KG	5h 07min
DABB-OEJN	2002 NM	32949 KG	5h 29min
OEJN-DABB	1965 NM	33037 KG	5h 29min
DAAG-OMDB	2900 NM	40843 KG	7h 13min
OMDB-DAAG	2852 NM	42666 KG	7h 35min
DAAG-FAJS	4137 NM	56746.57 KG	10h 29 min
FAJS-DAAG	4136 NM	56117.61 KG	10h 21min

CHAPITRE VI

ECONOMIE DE CARBURANT

1-INTRODUCTION :

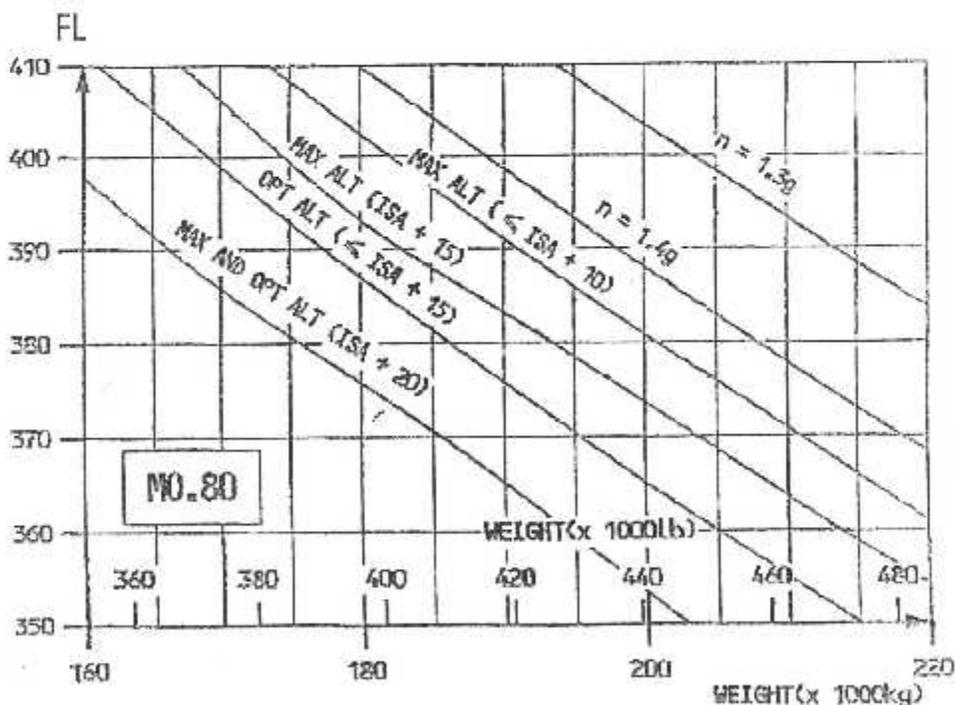
Sachant que le coût carburant présente une part importante des coûts d'exploitation des compagnies aériennes, et que d'une part beaucoup des compagnie ont trouve la faillite à cause de la mauvaise gestion de ce coût, d'autre part d'autre compagnie ont réussi a s'agrandir a cause de la bonne maîtrise de ce coût, de tout cela il nous a était impérative de donner quelque solution pour économiser au maximum le carburant pour notre avion A330/300.

2-Utilisation de l'altitude optimale :

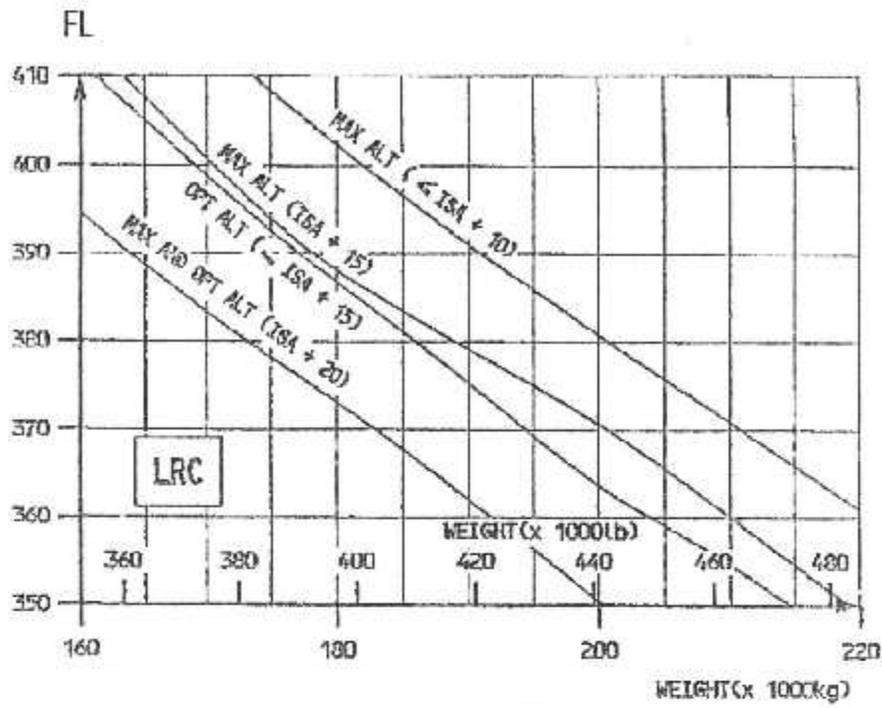
C'est l'altitude pour la quel l'avion parcourt le maximum de distance par kilogramme de carburant (meilleur rayon spécifique).

L'altitude optimale dépend de la masse de l'avion et de la déviation de la température standard et du MACH.

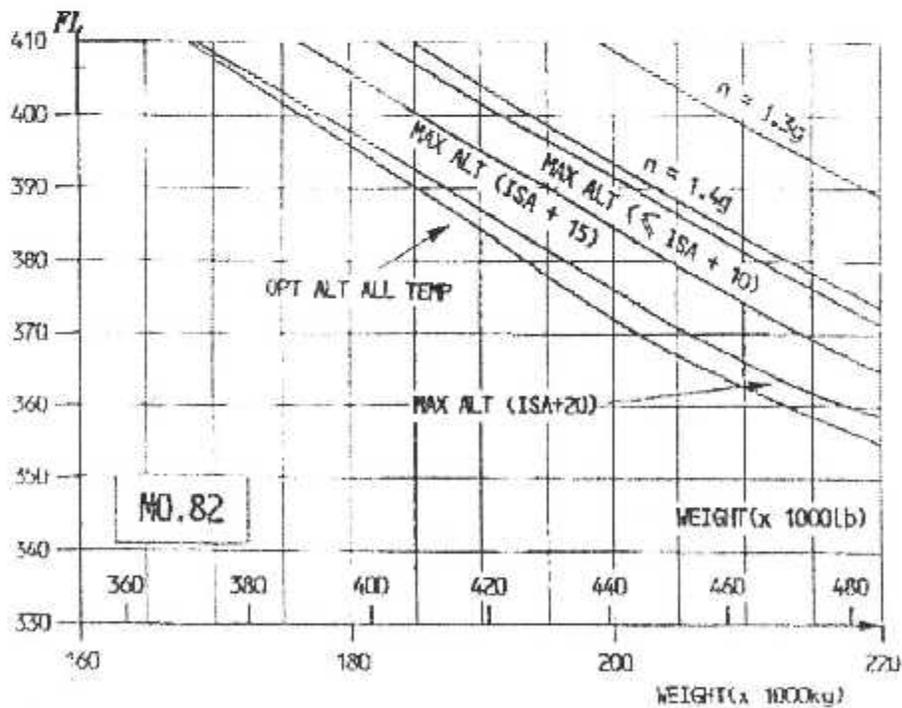
Les schémas suivante donnent les altitudes optimaux pour chaque régime de marche : M.8 M.82 ; M.84 et LRC.



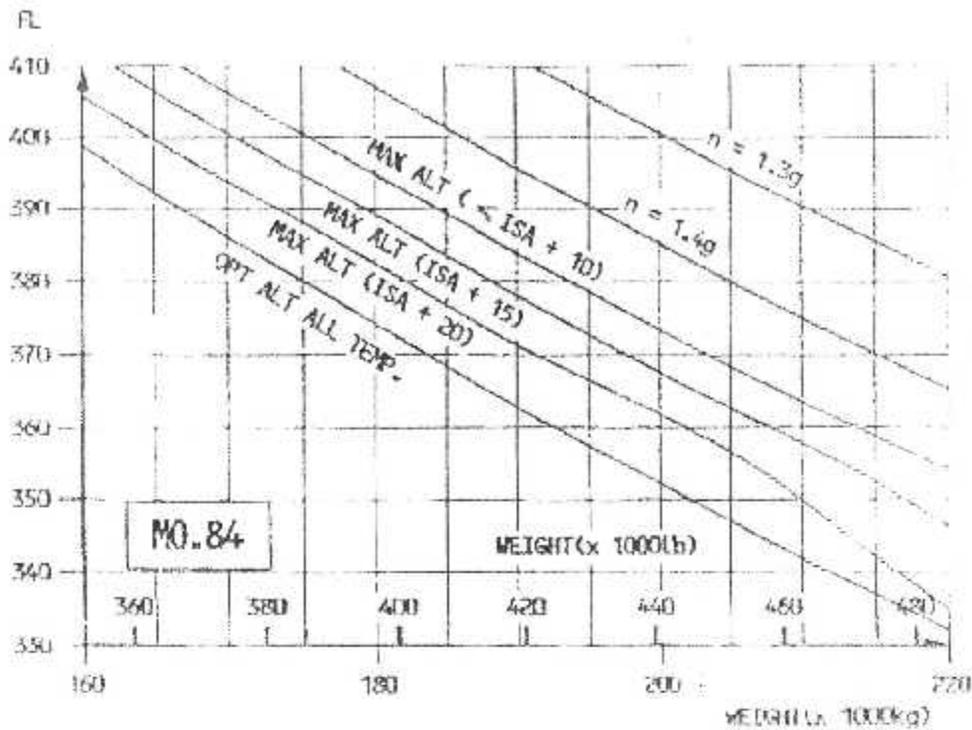
Ⓐ -ALTITUDE OPTIMALE M0.8



(B) - ALTITUDE OPTIMALE LRC



(C) - ALTITUDE OPTIMALE M0.82



(D) ALTITUDE OPTIMALE M0.84

Remarque :

De ces 4 graphiques on déduit que l'augmentation de la température engendre une augmentation du FL optimale.

Différence de consommation horaire et rayon spécifique entre un vol en altitude optimale et un vol en altitude quelconque avec M.8

Masse croisière = 180t du graphe A. on a l'altitude optimale est FL390

	ALTITUDE OPTIMALE	ALTITUDE QUELCONQUE. FL350
Consommation horaire	2571 KG/H/ENG	2814 KG/H/ENG
Rayon spécifique	89.2 NM/t	82.7 NM/t

2-1 L'altitude optimale pour le court courrier :

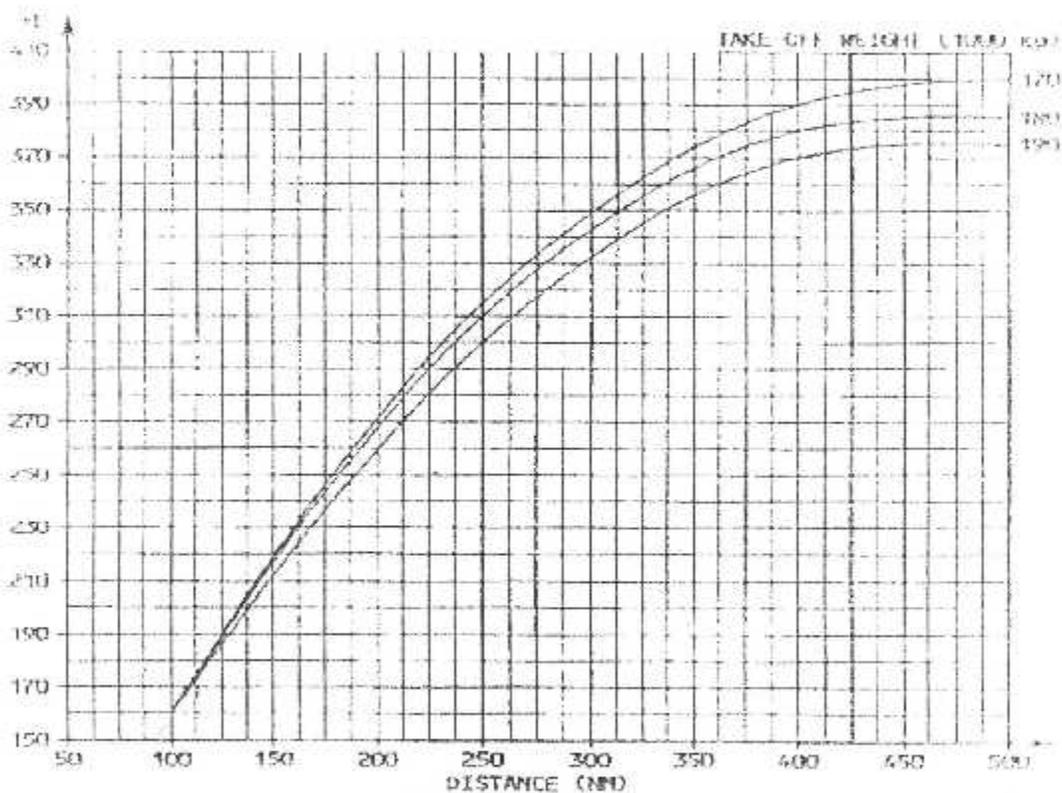
Pour les vols court courrier le problème qui se pose en terme de consommation est le suivant :

D'une part on a intérêt à voler au niveau plus haut car comme on a vu précédemment que la consommation diminue chaque fois qu'on monte.

D'autre part la consommation en montée représente une part importante de délestage d'une étape courte donc on a intérêt à ne pas monter très haut.

Ce problème est résolu par un graphique qui donne l'altitude optimale pour les vol court courrier pour notre avion A330/300.

L'altitude optimale est fonction de distance d'étape et de performance de montée et descente.



GRAPH-1

3- Vol avec escale technique facultative:(ETF) :

Sur une étape AB la charge a transporter ou la capacité des réservoir conduit a une quantité de carburant embarquable inférieure a celle exige pour le dépôt du plan de vol ATC il y a lieu d'envisager une ETF.

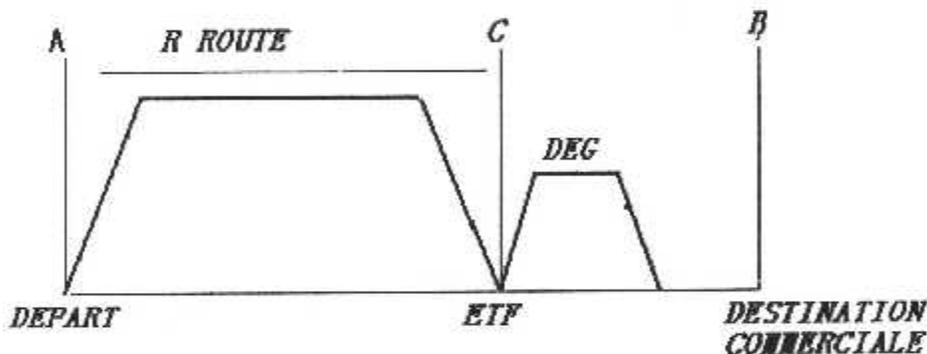
Ce concept consiste a retenir un aéroport en route C ou l'avion peut atterrir, pour se ravitailler en carburant ,s'il ne dispose pas au point de décision des réserves réglementaire lui permettant la poursuite du vol jusqu'a B.

Le recours à ETF implique la présentation de deux hypothèses de préparation du vol :

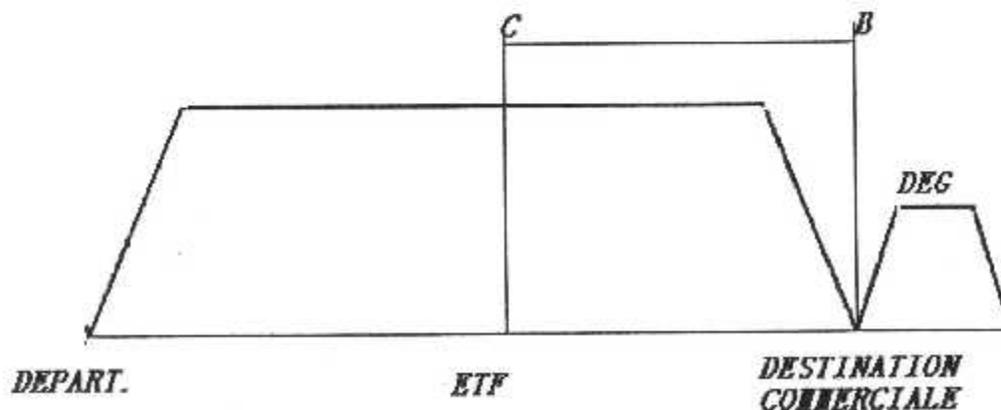
3-1 plan de vol classique ayant pour destination l'escale technique C :

Le total carburant Q1 comprendra :

- le roulage en A.
- le délestage AC.
- la réserve de route (5%AC)
- la réserve finale.
- la réserve de dégagement.



3-2 plan de vol sur destination commerciale B : (avec réserve minorée)



Le total carburant Q2 comprendra :

- le roulage en A.
- le délestage en AB.
- le réserve de route minorée. (5%CB).
- la réserve finale.
- la réserve de dégagement.

L'escale technique facultative est une solution très évidente dans le domaine aéronautique.

ETF a plusieurs intérêt parmi :

- diminution de la consommation carburant par la diminution de son transport (comme en va voir plus tard).
- majoration de la charge offerte.
- offre une forte possibilité de réaliser un vol direct sur destination commerciale.

4/Coefficient de transport :

Les problèmes posés par la crise d'énergie amènent au stade de la préparation des vols à serrer au maximum la quantité de carburant mise a bord.

En effet toute tonne de carburant supplémentaire mise a bord est en partie consommée pour son transport.

$$K = \frac{\Delta \text{Masse décollage}}{\Delta \text{Masse atterrissage}}$$

K : coefficient du transport.

Exemple :

Si on veut arriver a l'aérodrome de destination avec une tonne de carburant supplémentaire il faut embarquer K tonnes au départ.

Si :

$$K=1.3$$

$$\Delta \text{masse atterrissage}=1000 \text{ kg.}$$

$$\text{Donc } \Delta \text{masse décollage}=1.3 \times 1000=1300 \text{ kg}$$

Il faut embarquer 1.3t pour avoir 1t à l'atterrissage.

Il faut noter qu'on a pas toujours intérêt a serrer la quantité de carburant a embarquer c'est ce que nous allons voir dans la notion suivante.

5/l'emport du carburant :

Le graphe qui suit détermine la quantité optimale de carburant a transporte pour l'A330/300.

Elle est fonction du rapport du prix (price ratio) du carburant entre l'aérodrome d'arrive et celui de départ

On déduit que la masse au décollage dépend de rapport du prix et la distance de l'étape.

La masse de décollage calculer est base sur la consommation du carburant

Utiliser pour transporter le carburant additionnelle.

La quantité de carburant additionnelle est la différence entre l'optimum take-off weight et la masse de décollage sans fuel additionnel.

Exemple :

Le rapport de prix= 0.89

TOW= 190 000 (sans fuel additionnelle).

Distance d'étape= 3250 NM.

Pour la distance donne la masse optimale de décollage est de : 198 000 KG.

(Voir graphe1).

Donc l'extra fuel= 8000 KG.

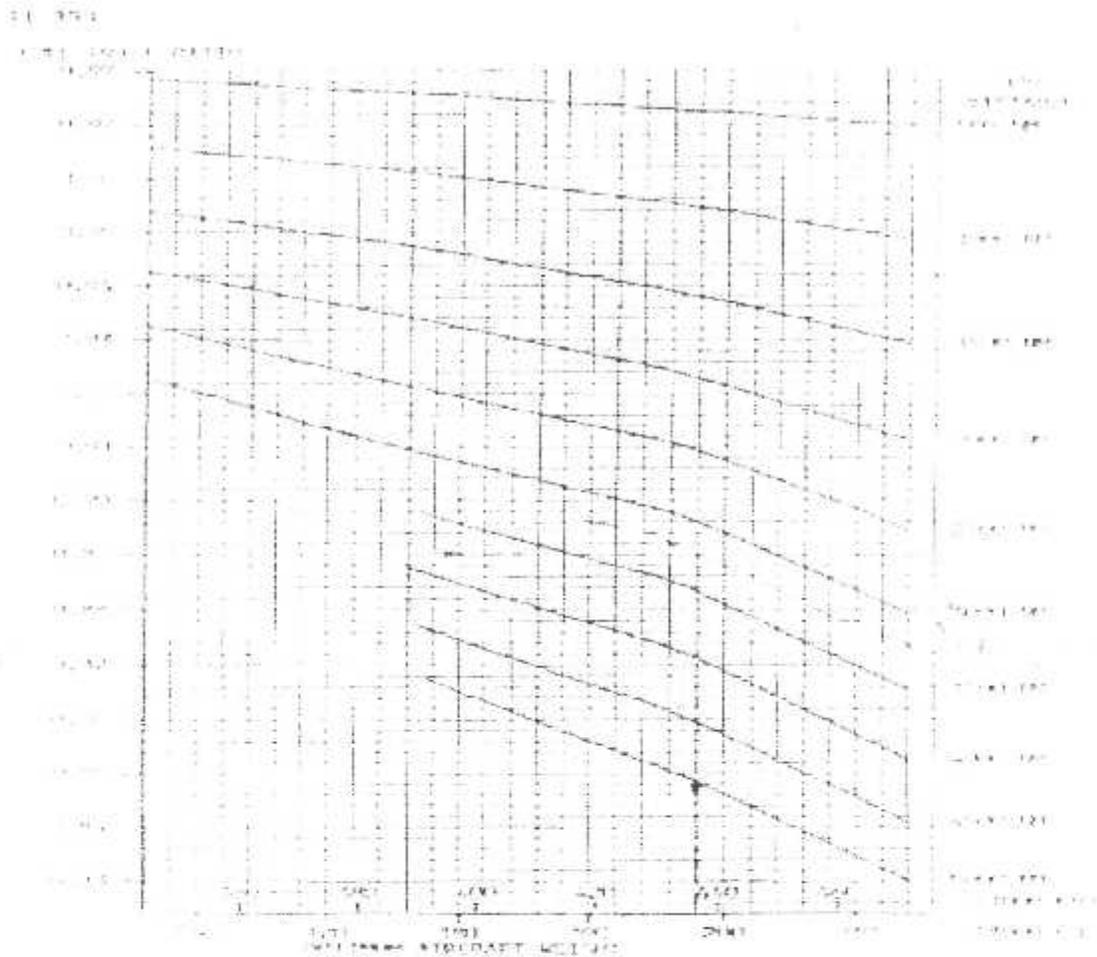


Figure-2

CONCLUSION :

L'emport du carburant est évident en cas où le prix à l'arrivée est moins cher que celui de départ mais on distingue deux cas :

1/ pour les vols court courrier quelque soit la différence petite entre le prix au départ et à l'arrivée il y'a intérêt à prendre de l'extra fuel puisque on consomme pas beaucoup sur la quantité additionnelle.

2/ pour les vols long courrier il faut que la différence de prix soit importante pour qu' on ait intérêt de prendre de l'extra fuel puisque dans ce cas on consomme une part importante de la quantité additionnelle comme on a vu précédemment (coefficient de transport).

CHAPITRE VIII

ETUDE COMPARATIVE
ENTRE L'A330-300 ET LE
B767-400.

1/ Présentation du Boeing 767-400 :**1.1 Introduction :**

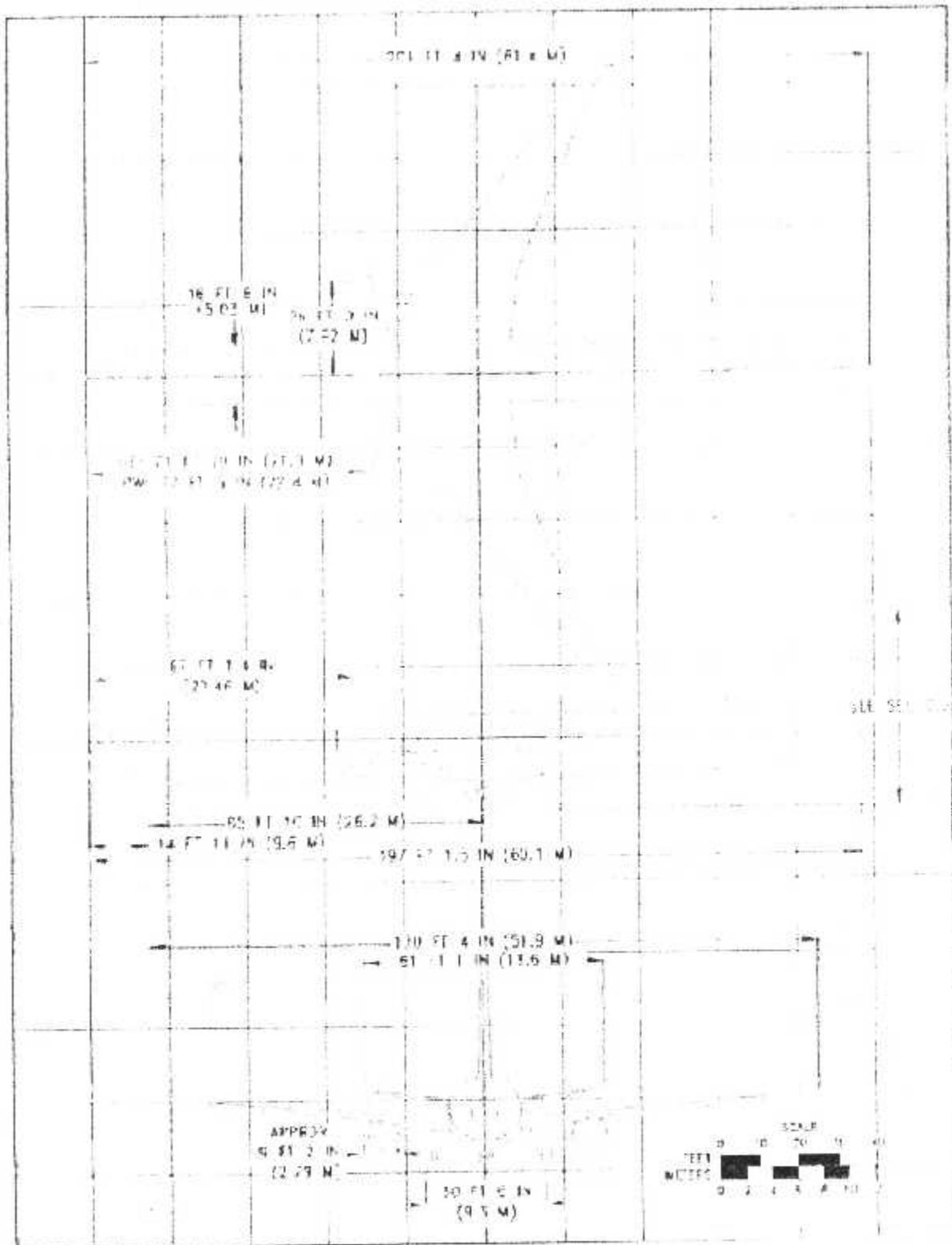
Cette version du 767 est la plus récente. Le programme a été adopté le 28 avril 1997 et le premier avion est sorti de l'usine en août 1999. Le tableau de bord est le même entre les Boeing 757 et 767, ce qui facilite la formation des équipages. Comme le Boeing 757, le Boeing 767 ne requiert que 2 pilotes.

Le 6 octobre 1999 correspond au jour du premier vol de ce moyen long courrier.

1.2 Motorisation :

Il est équipé avec deux turbofans PW4000 avec une poussée maxi de 2*281.3 kN, ou Général Electric CF6-80C2 avec une poussée max de 2*282.6 kN et cela en suivant la demande de la compagnie. Pour notre cas les performances sont celles de PW4000.

1.3 Dimension générale du B767-400 :



1.4 Aménagement :

L'aménagement de l'avion se fait en fonction des besoins 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 classes : 16 premier classe / 36 classe affaire / 189 classe économique. La figure ci-dessous.

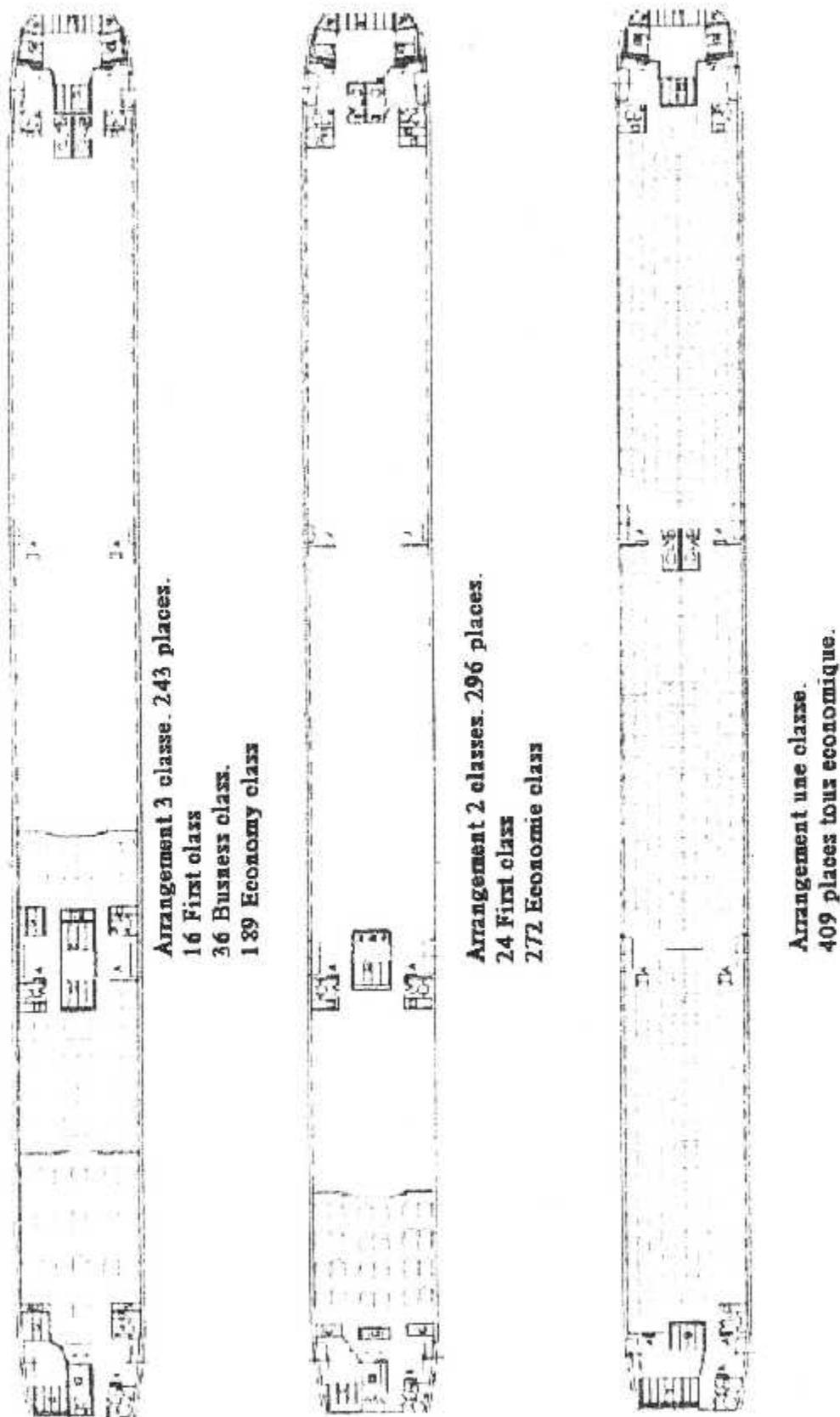
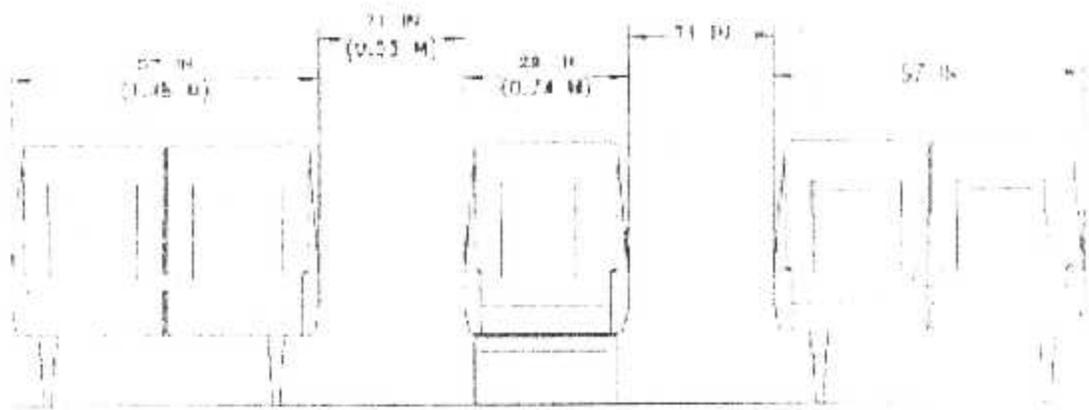
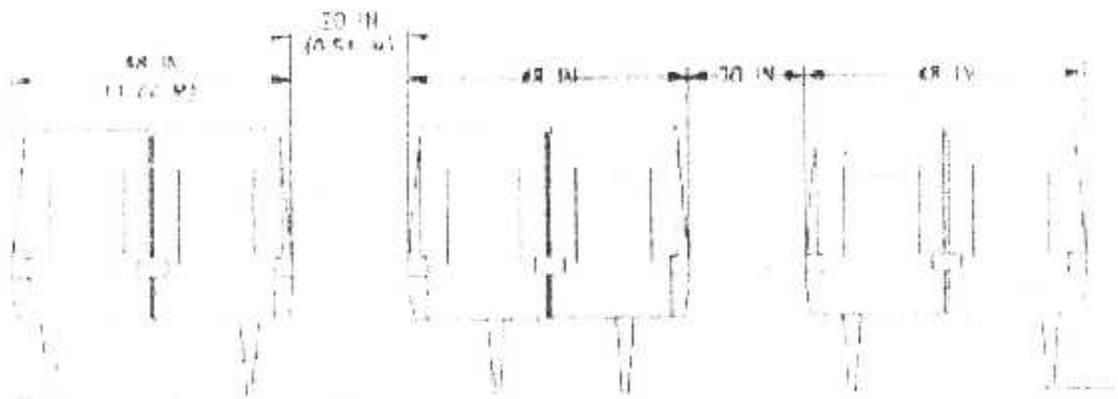


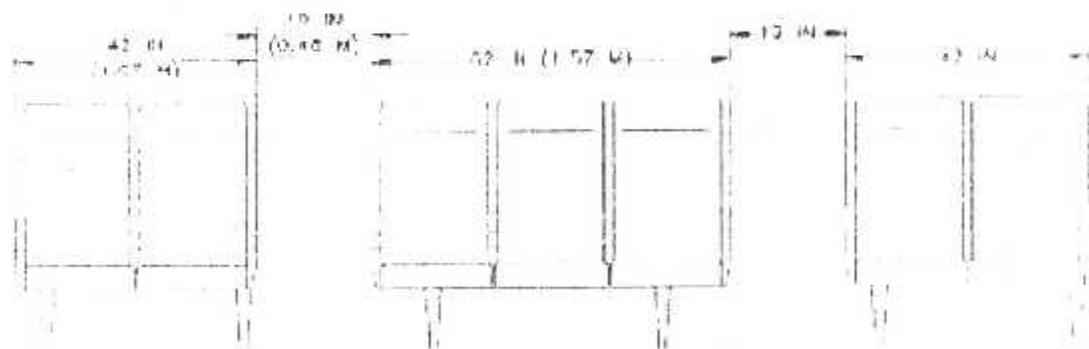
Fig-A Aménagement



Première classe



Classe affaire



Classe économique

Fig-B Arrangement intérieur du B767-400

2. Comparaison entre l'A330-300 et le B767-400 :

2.1 Caractéristique principale :

	UNITE	A330-300	B767-400
Masse maximale structurale de stationnement (MMSR)	Kg	217900	194580
	Lbs	480382	429536
Masse maximale structurale au décollage (MMSD)	Kg	217000	193683
	Lbs	478398	427556
Masse maximal structural atterrissage (MMSA)	Kg	179000	158757
	Lbs	394623	350457
Masse maximale structurale sans carburant (MMSC)	Kg	169000	149680
	Lbs	372577	330419
Masse de base	Kg	125000	105000
	Lbs	275575	231788
Charge offerte maximale (C/O max)	Kg	44000	44680
	Lbs	96800	98631
Capacité réservoirs	Kg	76280	73360
	Lbs	168160	161740

Tableau -1-

Remarque :

Du tableau-1- on remarque que :

- 1- La charge offerte maximale du B767-400 est supérieur a celle de l'A330-300 a environ 0.68 tonnes, d'où la possibilité d'embarquer plus de charge.
- 2- La capacité réservoir de l'A330-300 est plus grande que celle du B767-400 d'environ 2.92 tonnes, cette quantité permis a l'A330 d'avoir un rayon d'action supérieur a celui du B767-400.

2.2 Dimension :

	L'A330-300	B767-400
Envergure (m)	60.3	51.9
Longueur (m)	63.69	61.4
Hauteur (m)	16.83	16.68
Voie (m)	10.68	9.3

Tableau -2-

2.3 Aménagement :

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

L'aménagement de l'aéronef touche directement la rentabilité de celle-ci, d'où cette comparaison entre les différents aménagements de l'A330-300 et B767-400.

	A330-300	B767-400
Une classe	440	409
2 classes (1^{ère} classe + économie)	335	24+272=296
3 classes (1^{ère} classe + économie + business)	18+84+193=295	16+36+189=243

	Nbre siège/rangé		Largeur de siège		Espace	
	A330	B767	A330	B767	A330	B767
Première	6	5	68.58	72.5	53.3	53
Business	7	6	60.9	61	48.3	51
Economie	8	7	52.7	53.5	47.2	48

Remarque :

Le nombre de sièges de l'A330-300 est plus grand que celui du B767-400 et cela pour toutes les configurations.

Il est intéressant de signaler que pour une configuration de trois classes l'A330-300 offre 52 places de plus par rapport au B767-400.

2.4 Qualification équipage :

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

Pour Air Algérie, 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 le passage de l'A310 que possède Air Algérie à l'A330-300 nécessite une période de qualification plus longue à cause de la conception différente du cockpit.

2-5/comparaison en lignes entre A330 et le B767 :**2.5-1 Réseau court courrier :**

Hypothèse :Cr=70%

ETAPE : ALGER - LYON**Données :**

Distance = 561 NM ; Vent= - 04 KT (croisière) ; Température = 15 °C ;

Régime LRC, FL310, Distance décollage = 138 NM. ; FL décollage 180

✦ A330-300 : MTOW = 183.3 t

✦ B767-400 : MTOW = 162.474 t

	ALGER- LYON	
	A330-300	B767-400
Délestage (kg)	8221.1	7539
R .décollage (kg)	3039.28	2607
Temps de vol (h/min)	02 : 23	02 : 25
Bloc (kg)	14379.02	12789
Charge fret (t)	25.38	29.38
Charge offerte (t)	43.92	44.68

Commentaire :

Alger- Lyon est une étape court courrier de 561 NM possédant un décollage de 138 NM.

- Pour cette étape le B767-400 peut transporter une charge marchande de 44.68t qui est supérieur a celle de A330-300 qui vaut 43.92t.
- le B767-400 embarque une charge fret égale a 29.38 t dépassant celle de A330-300 qui est de 25.38 toute en sachant que cette dernière transporte 206 passagers par contre le B767-400 transporte 170 passagers.
- A330-300 embarque une quantité de carburant égale a 14379 Kg par contre le Boeing doit embarquer 12789 Kg. Ce qui veut dire que A330-300 consomme 1.59t de plus.

- Sur cette étape, la différence de temps de vol entre les deux appareils étant négligeable avec un privilège pour l'A330-300 de deux minutes.

ETAPE : LYON -ALGER

Données :

Distance = 588 NM ; Vent= + 01 KT (croisière) ; Température = 15 °C ;

Régime LRC, FL310 . Distance décollage = 244 NM. ; FL décollage 180

✦ A330-300 : MTOW = 184.7 t

✦ B767-400 : MTOW = 163.962 t

	LYON - ALGER	
	A330	B767
Délestage (kg)	8504	7640
R .décollage (kg)	4345.9	3989
Temps de vol (h/min)	02 : 41	02 : 40
Bloc (kg)	15980.9	14277
Charge fret (t)	25.18	29.38
Charge offerte (t)	43.72	44.68

Commentaire :

- En comparant l'étape aller avec le retour, on constate que la quantité de carburant embarqué est plus grande au retour, à cause de la distance de décollage qui est plus importante.
- Sachant que le vent à l'aller est de -04 kt et celui de retour +01kt, la différence de délestage n'a pas beaucoup varié pour les deux appareils.
- Comme à l'aller, on a pu avoir une charge offerte presque maxi, cela est dû au même type de limitation (limitation sans carburant) qui nous est imposé par ce genre d'étape (court courrier).
- Il est bien de souligner que le temps de vol étant le même (une minute de différence).

ETAPE : ALGER - PARIS

Données :

Distance = 804 NM ; Vent = + 07 KT ; Température = 15 °C ; Régime M.80

Distance dégagement = 263 NM. FL340 ; FL dégagement 250.

✦ A330-300 : MTOW = 187.5 t

✦ B767-400 : MTOW = 166.764 t

	ALGER- PARIS	
	A330-300	B767-400
Délestage (kg)	11112.75	10158
R .dégagement (kg)	4513.28	4154
Temps de vol (h/min)	03 : 05	03 : 09
Bloc (kg)	18895.28	17384
Charge fret (t)	25.07	29.38
Charge offerte (t)	43.61	44.68

Commentaire :

Cette étape est une étape court courrier de 804 NM possédant un dégagement de 263 NM.

- Le B767-400 embarque 44.68 t de charge offerte, offrant 29.38 t de charge fret, dépassant donc l'A330-300 qui offre 43.61t de charge dont 25.07t est de fret.
- l'A330-300 consomme environ une tonne de plus par rapport a son concurrent.
- la différence de temps de vol entre les deux appareils étant négligeable avec un privilège pour l'A330-300 de quatre minutes.

ETAPE : PARIS -ALGER

Données :

Distance = 784 NM ; Vent= - 03 KT ; Température = 15 °C ; Régime M.80

Distance décollage = 224 NM. FL350 ; FL décollage 240.

✦ A330-300 : MTOW = 187 t

✦ B767-400 : MTOW = 166.331 t

	PARIS -ALGER	
	A330-300	B767-400
Délestage (kg)	10785.73	10032
R .décollage (kg)	4182.2	3850
Temps de vol (h/min)	03 : 04	03 : 14
Bloc (kg)	18214.63	16951
Charge fret (t)	25.25	29.38
Charge offerte (t)	43.79	44.68

Commentaire :

- Comme toute étape court courrier la charge offerte est très importante, elle est au voisinage de la charge maximale, d'où une charge fret plus important pour le B767-400.
- La différence de délestage est d'environ 700kg entre les deux appareils, sachant que la masse au décollage de l'A330-300 est de 187t par contre elle est de 166.331t.pour le B767-400.
- Le B767-400 prend 10 minutes de plus que l'A330-300 pour assurer cette étape retour.
- Comme l'étape aller Alger possède un décollage de 224 NM ce qui fait que la quantité de décollage est de 4182.2 kg pour l'A330-300 et de 3850 kg pour le B767-400.

ETAPE : ALGER - MARSEILLE**Données :**

Distance = 423 NM ; Vent = + 23 KT ; Température = 15 °C ; Régime M.80

Distance décollage = 145 NM. FL320 ; FL décollage 170

✦ A330-300 : MTOW = 181 t

✦ B767-400 : MTOW = 160.936 t

	ALGER- MARSEILLE	
	A330-300	B767-400
Délestage (kg)	6228.9	5844
R .décollage (kg)	3157.46	2857
Temps de vol (h/min)	02 : 02	02 : 10
Bloc (kg)	12397.66	11556
Charge fret (t)	25.06	29.38
Charge offerte (t)	43.60	44.68

Commentaire :

Alger – Marseille est une étape court courrier avec une distance de 423 NM, d'où une masse au décollage de 181t pour l'A330-300 et 160.936t pour le B 767-400.

- La quantité de carburant embarqué est de 12.397t pour l'Airbus 330-300 et de 11.556t pour le B767-400 (800 kg de différence).
- L'A330-300 fait 2heure 2minutes pour assurer cette étape, 8 minutes de gain par rapport à son concurrent le B767-400.
- La charge offerte est maximale 44.68tpour le B767-400 est 43.60t pour A330-300 d'où un privilège pour le B767-400 en ce qui concerne la charge fret.

ETAPE : MARSEILLE -ALGER

Données :

Distance = 445 NM ; Vent= - 13 KT ; Température = 15 °C ; Régime M.80

Distance décollage = 224 NM. FL330 ; FL décollage 250.

✦ A330-300 : MTOW = 183 t

✦ B767-400 : MTOW = 162.536 t

	MARSEILLE- ALGER	
	A330-300	B767-400
Délestage (kg)	6880	6427
R .décollage (kg)	4196.7	3844
Temps de vol (h/min)	02 : 25	02 : 28
Bloc (kg)	14126.79	13156
Charge fret (t)	25.33	29.38
Charge offerte (t)	43.87	44.68

Commentaire :

- Le fuel bloc de l'étape retour est supérieur a celui de l'aller pour les deux appareils, raison de l'effet vent favorable (+23kt a l'aller et -13kt au retour).
- La différence entre le délestage des deux avions est de 453kg en faveur du B767-400.
- Le B767-400 offre une charge fret de 29.38t dépassant celle de l'A330-300qui est de 25.33t.
- le temps de vol est presque le même avec un privilège pour l'A330-300 de 3 minutes d'écart.

2.5-2 Réseau moyen et long courrier :**ETAPE : ALGER - DUBAI****Données :**

Distance = 2900 NM ; Vent= +30 KT (croisière) ; Température = 15 °C ;

Régime LRC ; FL 310 Distance décollage = 63 NM.; FL décollage 100

✦ A330-300 : MTOW = 210 t

✦ B767-400 : MTOW = 189.068 t

	ALGER – DUBAI	
	A330-300	B767-400
Délestage (kg)	36305	33579
R .décollage (kg)	1854.8	1842
Temps de vol (h/min)	07 :01	06 : 53
Bloc (kg)	43050	39383
Charge fret (t)	25.41	29.38
Charge offerte (t)	43.95	44.685

Commentaire :

Sur cette étape l'A330-300 a décollé avec une masse de 210t dépassant le B767-400 qui est de 189.068t.

- les deux avions décollent avec une charge marchande maxi mais celle du B767-400 est plus grande.
- le B767-400 doit embarquer une quantité de carburant égale à 39383 kg par contre l'A330-300 doit embarquer 43050 kg.
- la différence de consommation (délestage) est visible. L'A330-300 consomme 2.72t de plus.
- le B767-400 fait moins de temps pour réaliser cette étape par rapport à son concurrent .la différence étant 8 minutes.

- il faut noter que la charge marchande de B767-400 est de 29.38t et qui dépasse celle de A330-300 qui est de 25.41t mais n'oublions pas que A330-300 peut transporter 36 passagers de plus c'est pour cela qu'on peut pas juger des maintenant le quel des deux avions est plus rentable.

ETAPE : DUBAI - ALGER

Données :

Distance = 2852 NM ; Vent= -43 KT ; Température = 15 °C ; Régime LRC

Distance décollage = 224 NM, FL 310 ; FL décollage 180

- ✦ A330-300 : MTOW = 217 t
- ✦ B767-400 : MTOW = 193.684 t

	DUBAI - ALGER	
	A330	B767
Délestage (kg)	420412	38584
R .décollage (kg)	4281.2	3767
Temps de vol (h/min)	08 : 20	08 : 03
Bloc (kg)	51068.4	46533
Charge fret (t)	22.46	26.85
Charge offerte (t)	41	42.151

Commentaire :

- le vent étant très défavorable -43kt la consommation s'agrandie alors la charge offerte diminue 42.15t pour B767-400 et 41t pour A330-300 malgré que 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 inférieure que l'aller.

- la charge fret est l'autre pénalise puisque on va transporter le même nombre de passagers 206 pour A330-300 et 170 pour le B767-400 (Coefficient remplissage=70%).
- la différence entre le délestage et le temps du vol des deux avions étant très visible que l'aller à cause de l'effet du vent.
- l'A330-300 doit embarquer une quantité de carburant égale a 51.06t par contre une quantité de 46.53t suffit pour le B767-400.

ETAPE : ANNABA - DJEDDA

Données :

Distance = 2002 NM ; Vent= +27 KT ; Température = 15 °C ; Régime LRC

Distance dégagement = 195 NM. FL330 ; FL dégagement 100

- ✦ A330-300 : MTOW = 199 t
- ✦ B676-400 : MTOW = 175.994 t

	ANNABA- DJEDDA	
	A330	B767
Délestage (kg)	24768.2	22828
R .dégagement (kg)	3887.1	3166
Temps de vol (h/min)	05 : 29	05 : 19
Bloc (kg)	32582.1	29974
Charge fret (t)	22.88	25.72
Charge offerte (t)	41.42	41.02

Commentaire :

- le B767-400 décolle avec une charge fret égal a 25.72t et 170 passagers par contre l'A330-300 décolle avec 22.88t de charge fret et 206 passagers .
- A330-300 a besoin de 2.61t de carburant de plus que B767-400 pour cette étape.

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

ETAPE : DJEDDA - ANNABA

Données :

Distance = 1965 NM ; Vent= - 44 KT ; Température = 15 °C ; Régime LRC

Distance décollage = 234 NM. FL310 ; FL décollage 200

✦ A330-300 : MTOW = 199 t

✦ B676-400 : MTOW = 175,994 t

	DJEDDA - ANNABA	
	A330	B767
Délestage (kg)	28296.4	25526
R .décollage (kg)	4373	4086
Temps de vol (h/min)	06 : 17	06 : 04
Bloc (kg)	36727	33077
Charge fret (t)	18.74	22.61
Charge offerte (t)	37.28	37.917

Commentaire :

- Même si la distance retour est inférieure à celle de l'aller et la masse de décollage étant la même que l'aller pour les deux avions on remarque que la charge offerte est moindre d'environ 3t cela est dû à l'effet très important du vent.
- La différence entre la charge fret des deux avions étant de 3.87t elle est plus grande que l'étape aller
- Sur cette étape le B767-400 consomme 2.6t moins que l'A330-300.
- La différence du temps de vol est plus claire pour cette étape l'A330-300 fait 13 minutes de plus par rapport à son concurrent.

ETAPE : ALGER - ISTANBUL

Données :

Distance = 1272 NM ; Vent = + 22 KT ; Température = 15 °C ; Régime LRC

Distance décollage = 299 NM. FL330 ; FL décollage 200

✦ A330-300 : MTOW = 193.5 t

✦ B767-400 : MTOW = 172.728 t

	ALGER- ISTANBUL	
	A330	B767
Délestage (kg)	16366	15119
R .décollage (kg)	5398.6	4897
Temps de vol (h/min)	04 : 16	04 : 14
Bloc (kg)	25284	23048
Charge fret (t)	24.68	29.38
Charge offerte (t)	43.22	44.68

Commentaire :

- Sur cette étape (moyen courrier) l'A330-300 à décoller avec une masse de 193.5 dépassant le B767-400 qui a décoller avec 172.728t (plus de 20t de différence).
- L'A330-300 consomme plus de carburant que le B767-400, il est de 25284 pour le premier et 23048 pour le second.
- La différence entre les quantités de carburant réservé au décollages est très importante, cela est du a la distance importante de décollage et a la masse avec laquelle a été effectué sachant que l'A330-300 dépasse le B767-400 en terme de masse, d'où une différence de 500 kg en faveur du dixième appareil.
- Il est clair que les deux appareils prend presque le même temps de vol pour pouvoir réaliser cette étape (2 minutes d'écart seulement).

- Les charges offertes étant presque maximale pour les deux avions avec un surplus pour la B767-400 égale à 1.46t.
- En tenant en compte un taux de remplissage de 70%, l'A330-300 ne peut prendre que 24.68t de fret, contrairement au B767-400 qui peut assurer jusqu'à 29.38t de fret.

ETAPE : ISTANBUL- ALGER

Données :

Distance = 1265 NM ; Vent= - 40 KT ; Température = 15 °C ; Régime LRC

Distance décollage = 224 NM ; FL330 ; FL décollage 200.

✦ A330-300 : MTOW = 195 t

✦ B767-400 : MTOW = 173.683 t

	ISTANBUL- ALGER	
	A330	B767
Délestage (kg)	18172.6	16884
R .décollage (kg)	4395.5	3998
Temps de vol (h/min)	04 : 23	04 : 23
Bloc (kg)	26095	24002
Charge fret (t)	25.37	29.38
Charge offerte (t)	43.91	44.68

Commentaire :

- Sur l'étape retour l'A330-300 a décollé avec 195t et le B767-400 avec 173.683t, ces masses sont plus élevées que celle de l'aller, c'est dû au vent défavorable (- 40 kt) et cela pour assurer des charges offertes maximales.
- Comme à l'étape aller, l'A330-300 doit embarquer plus de carburant (2093 kg de carburant de plus).

- Le temps de vol nécessaire pour cette étape étant le même pour les deux appareils, il est de 04 h 23 min
- Comme pour l'aller, les deux avions peuvent avoir une charge offerte maximale sur le retour, elle de 43.91t pour A330-300 et 44.68t pour le B767-400.
- Le fuel bloc des deux appareils a l'étape retour est supérieur a celui de malgré que la distance de dégagement de l'étape aller est plus grand, cela prouve l'effet défavorable du vent debout.

ETAPE : ALGER - DAMAS

Données :

Distance = 1724 NM ; Vent= + 23 KT ; Température = 15 °C ; Régime LRC

Distance dégagement = 104 NM. FL330 ; FL dégagement 180

- ✦ A330-300 : MTOW = 196 t
- ✦ B767-400 : MTOW = 174.346 t

	ALGER- DAMAS	
	A330	B767
Délestage (kg)	21438	19652
R .dégagement (kg)	2122.6	1753
Temps de vol (h/min)	04 : 39	04 : 36
Bloc (kg)	27340	24666
Charge fret (t)	25.12	29.38
Charge offerte (t)	43.66	44.68

Commentaire :

- La masse de décollage de l'A330-300 est plus importante par rapport a celle du B767-400 (196t et 174.346t).
- Sur cette étape l'A330-300 consomme 27740 kg, par contre le B767-400 consomme 24666 kg, mais en remarque que la différence de

consommation devient importante chaque fois que la distance e l'étape augmente. (Plus de 2t pour la rotation ALGER- ISTANBUL- ALGER et plus de 3t pour la rotation ALGER- DAMAS- ALGER).

- L'airbus prend plus de temps pour assurer cette étape mais la différence reste très petit (3 minutes).
- La charge offerte par les deux appareils sur cette étape est très importante, elle est proche de la charge offerte maximale, mais il faut noter que celle du B767-400 dépasse celle de l'A330-300 de 1.02t.

ETAPE : DAMAS - ALGER

Données :

Distance = 1725 NM ; Vent= - 51 KT ; Température = 15 °C ; Régime LRC

Distance décollage = 224 NM. FL310 ; FL décollage 180

✦ A330-300 : MTOW = 200 t

✦ B767-400 : MTOW = 175.994 t

	DAMAS -ALGER	
	A330	B767
Délestage (kg)	25568	22534
R .décollage (kg)	4329.6	3872
Temps de vol (h/min)	05 : 43	05 : 21
Bloc (kg)	33862	29764
Charge fret (t)	22.6	25.93
Charge offerte (t)	41.14	41.23

Commentaire :

- On a atteint sur cette étape les 200t comme masse au décollage pour l'A330-300 et les 175.99t pour le B767-400.
- L'A330-300 embarque 33.86 t de carburant, une quantité qui dépasse celle du B767-400 (29.76 t) mais ce qui est remarquable c'est la grande

différence entre l'aller et le retour en terme de consommation bloc, sachant bien que le vent a l'aller est de +23kt et -51kt au retour.

- La charge offerte est de 41.14t pour A330-300 et 41.23t pour le B767-400, on n'a pas pu prendre le max par soucis de limitation atterrissage.
- La charge fret du B767-400 est plus grande de l'A330-300 elle atteint les 25.93t c'est du au nombre de siège qui est de 206 de l'A330-300 et 170 pour le B767-400

CHAPITRE VIII

ETUDE DES COUTS D'EXPLOITATION ET DE LA RENTABILITE DES AVIONS

VIII / ETUDE DES COÛTS D'EXPLOITATIONS :

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

1. Définition des coûts d'exploitation:

Ce sont toutes les dépenses pour lesquelles on pourra réaliser le vol en toute sécurité.

Ces coûts sont divisés en deux catégories.

1.1 Intérêt de l'étude :

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

1.2 Étude détaillée :

Dans cette partie on va déterminé et comparé les coûts d'une exploitation par siège offert des deux appareils A330-300 et le B767-400 sur les rotations suivantes :

**ALG-CDG-ALG ; ALG-MRS-ALG ; ALG-IST-ALG ; ALG-DAM-ALG
ALG-DXB-ALG; ALG-LYS-ALG; AAE-JED-AAE.**

Notons que ces étapes sont des étapes régulières pour AIR ALGERIE.

Pour calculer ces coûts, nous établissons un bilan on comptabilisant l'ensemble des dépenses sur les étapes cite précédemment

2. Les coûts directs d'exploitations :

Il est nécessaire de définir les coûts directs d'exploitation.

Ce sont les coûts entrant en ligne et qu'on peut les divisés en deux catégories :

La première comprend les coûts fixes qui ne sont pas directement liées à l'utilisation de l'avion sur une étape particulière, la deuxième c'est les coûts variables qui dépendent entièrement du choix de l'étape.

2.1. Les coûts fixes :

On peut les citer comme suit :

- ◆ Amortissement économique.
- ◆ Charges financières.
- ◆ Assurances.

2.1.1. Amortissement économique :

C'est un coût fixe pour la compagnie, il peut être destiné soit pour le renouvellement de la flotte, soit pour le remplacement de l'avion par avion neuf, ce qui est moins pénalisant.

2.1.2. Les charges financières :

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

2.1.3 Les assurances :

Cette rubrique de coût comprend :

- ◆ Assurance corps avion.
- ◆ Assurance risque de guerre.
- ◆ Assurance responsabilité civile.

2.2. Les coûts variables liés à l'exploitation de l'avion:

Ces coûts varient d'une étape à une autre, et dépendent de la ligne et du type d'avion. Elles sont au nombre de six :

- ◆ Le coût carburant.
- ◆ Le coût de l'équipage technique et commercial.
- ◆ Le coût de maintenance.
- ◆ Le coût assistance.
- ◆ Les redevances de survol.
- ◆ Les redevances aéroportuaires.

Ce sont des frets dont le niveau varie avec le volume de la production horaire de la flotte

2.2.1. Le coût carburant :

Les frets des carburant sont selon les enlèvements théoriques et en fonction de plusieurs coefficients :

- la charge transportée
- les tarifs carburant (tarif départ, destination, escale)
- Coefficient de remplissage.

Tarif carburant :

Les tarifs du carburant sont ceux des prévisions d'Air Algérie pour l'année 2003.

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

Les tarifs sont exprimés en (DA/HL).

ESCALE	TARIF (DA/HL)
ALGER	1297.28
MARSEILLE	1919.46
PARIS	1852.8
LYON	2021.6
ISTAMBUL	1828.32
DAMAS	2013.73
DUBAI	1965.03
DJEDDAH	1980.74

2.2.2. Le coût du personnel navigant (PNT, PNC) :

C'est le salaire destiné pour le personnel navigant technique et commercial, élaboré au niveau de la DPCG, il fait intervenir plusieurs variables comme :

- la rémunération du personnel navigant
- les heures de vol
- Caractéristique de l'avion utilisé
- la nature du vol (domestique, international).

2.2.3. Le coût maintenance :

C'est toutes les dépenses de la maintenance et de l'entretien des avions, ce coût d'entretien est élaboré par la sous direction comptabilité analytique (DF)

Il comprend les dépenses suivantes :

- coût entretien structure.

- coût main d'œuvre structure.
- coût entretien réacteur.
- Coût main d'œuvre réacteur.

2.2.4 Le coût assistance (HANDLING) :

En Algérie, l'assistance est assurée par les services internes à la compagnie, Elle ne donne lieu à aucune facturation.

En générale, les coûts rentrant dans ce dernier sont :

- le conditionnement de l'avion
- la petite maintenance et nettoyage de l'avion
- le traitement des passagers et la manutention de leurs bagages

2.2.5. La redevance de survol :

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

Ces redevances font intervenir trois (3) paramètres, a savoir :

- ◆ La longueur de l'étape.
- ◆ La masse maximale au décollage.
- ◆ Un taux unitaire.

En Algérie, l'ENNA fixe les taux unitaires à 2230 DA pour les vols internationale et 101.32 DA pour les vols domestiques

Remarque :

Certains pays fixent la taxe de survol par nombre de vol .

Exemple : le taxe de survol de Liban est de 7500 £/vol.

2.2.6. Redevance aéroportuaire :

Ce sont les redevances aéroportuaires perçues par les autorités aéroportuaires de chaque état à chaque atterrissage d'un avion.

Lors de calcul de ces redevances on prend en considération :

- ◆ La masse maximale au décollage.
- ◆ Un coefficient d'ajustement qui tient compte les nuisances sonores.

Cette tranche de redevances contient :

- ◆ redevance de service passager.
- ◆ redevance de sûreté.
- ◆ redevance liée aux bruits
- ◆ redevance de stationnement.
- ◆ redevance des services terminaux de la navigation aérienne.

a) Redevance de services passagers :

Elle est habituellement perçue en rémunération des services fournis au départ des passagers. Mais certains aéroports l'applique aux passagers aux l'arrivée.

b) Redevance de sûreté

L'OACI recommande que les redevances de sûreté soient fondées soit sur le nombre de passagers, soit sur le poids de l'aéronef, soit sur une combinaison de ces deux éléments.

c) Redevances liées au bruit :

C'est les dépenses qui couvrent les problèmes de bruit, en matière d'atténuation ou de prévention de bruit. Elles doivent être associées à la redevance d'atterrissage pour tenir compte des dispositions de l'annexe 16 de la convention de Chicago.

L'OACI a fixé une franchise (durée de stationnement gratuit immédiatement après l'atterrissage).

d) Redevances de stationnement et d'abri :

L'OACI recommande de prendre en compte, dans la mesure la masse maximale au décollage et/ou les dimensions des aéronefs ainsi que la durée de stationnement. L'organisation préconise également de fixer une franchise (durée de stationnement gratuit immédiatement après l'atterrissage).

e) Redevances de services terminaux de navigation aérienne :

C'est une redevance de navigation aérienne, elle constitue une redevance aéroportuaire à part entière, elle devrait dans la mesure de possible constituer un élément unique de la redevance d'atterrissage ou une redevance unique par vol, et elle pourrait prendre en compte le poids de l'aéronef.

Comparaison des coûts d'exploitations entre A330-300 et le B767-400 :**ETAPE : Alger-Lyon-Alger**

	A330-300	B767-400
Coût carburant (DA)	634609.55	566025.07
Taxes atterrissage (DA)	217983	204322
Handling (DA)	293909.3	242101,6
Taxes de survol (DA)	227337	217250
Cout PN (DA)	238305	196943
Cout maintenance (DA)	612899	614026
Coût par rotation (DA).	2225042.85	2040677
Coût par siège	7542.51	8397.8

ETAPE : Alger-Dubai-Alger

	A330-300	B767-400
Coût carburant (DA)	1945131.8	1774920.1
Taxes atterrissage (DA)	118055	110650
Handling (DA)	128270.3	105660
Taxes de survol (DA)	141044	136295
Cout PN (DA)	721972	578562
Cout maintenance (DA)	1856843	1803827
Coût par rotation (DA).	4911316.1	4509914,1
Coût par siège	16648.52	18559.31

Commentaire :

- Sur la rotation Alger-Dubai-Alger, le coût carburant est le coût le plus important, c'est due a l'emport important du carburant (43t/39t à l'aller et 51t/46t au retour pour l'A330-300, le B767-400 respectivement),
- D'autre part il est claire que tous les coûts (coût carburant, taxes atterrissage, handling, taxes de survol, coût PN et le coût maintenance) de l'A330-300 sont plus élevés par rapport a ceux du B767-400, et ça pour les deux rotation.
- Le coût par siège du B767-400 est plus élevé que celui de l'A330-300 pour les deux rotations.

ETAPE : Alger-Damas-Alger

	A330-300	B767-400
Coût carburant (DA)	1290839,3	1144866,52
Taxes atterrissage (DA)	117977	110577
Handling (DA)	271842,5	223924,5
Taxes de survol (DA)	415474	398014
Coût PN (DA)	487586	390658
Coût maintenance (DA)	1254024	1217986
Coût par rotation (DA).	3837742,8	3486026,02
Coût par siège	13009.29	14345.7

ETAPE : Alger-Istambul-Alger

	A330-300	B767-400
Coût carburant (DA)	1002596,47	918820,27
Taxes atterrissage (DA)	181046	179275
Handling (DA)	219953,9	181182,42
Taxes de survol (DA)	399151	388167
Coût PN (DA)	406373,76	333577,23
Coût maintenance (DA)	1045154,88	1040019,12
Coût par rotation (DA).	3254276,01	3041041,04
Coût par siège	11031.4	12514.5

Commentaire :

- Pour les deux rotations ci-dessus, on peut constater que la taxe de survol est l'une des charges importantes, sur la rotation Alger-Istambul-Alger elle est de 399151DA/388167DA pour l'A330-300 et le B767-400.
- Le coût par siège du B767-400 dépasse celui de l'A330-300 de 1336,41DA pour la rotation Alger-Damas-Alger et de 1483.1 DA pour la rotation Alger-Istambul-Alger.
- Le coût carburant et le coût maintenance demeurent les coûts les plus coûteux sur ces étapes pour les deux appareils.

ETAPE : Annaba-Djeddah-Annaba

	A330-300	B767-400
Coût carburant (DA)	1432278,61	1300113,21
Taxes atterrissage (DA)	149279	140004
Handling (DA)	127590	104320
Taxes de survol (DA)	119455	115888
Coût PN (DA)	553119,84	440507,91
Coût maintenance (DA)	1422571,92	1373405,04
Coût par rotation (DA).	3804294,37	3474238,16
Coût par siège	12895.91	14297.27

ETAPE : Alger -Paris -Alger.

	A330-300	B767-400
Coût carburant (DA)	725518,44	671948,03
Taxes atterrissage (DA)	241831	226230
Handling (DA)	425479.8	350480
Taxes de survol (DA)	323495	313656
Coût PN (DA)	288788,76	247180,34
Coût maintenance (DA)	742737,38	770652,96
Coût par rotation (DA).	2747850,38	2580147,33
Coût par siège	9314.74	10617.9

Commentaire :

- Pour l'étape Alger-Paris-Alger, le coût de handling est de 425479.8 DA/350480 DA pour l'A330-300 et le B767-400 respectivement, il est due a la nature des convention signées par la compagnie Air Algérie que ce soit avec une compagnie aérienne ou avec un organisme de gestion aéroportuaire.
- Le handling de l'A330-300 est plus élevé que celui du B767-400, cela est du au nombre de sièges de l'A330 qui est de 295, par contre celle du B767 est de 243
- IL est à noter que la taxe d'atterrissage de l'A330-300 est toujours plus élevée que celle de B767-400, raison que ce taxe varie proportionnellement au poids.

ETAPE : Alger -Marseille- Alger.

	A330-300	B767-400
Coût carburant (DA)	537928,15	501155.83
Taxes atterrissage (DA)	207175	193906
Handling (DA)	131305.34	108160
Taxes de survol (DA)	170728	167535
Coût PN (DA)	209301,3	179380,09
Coût maintenance (DA)	538303,15	559266,96
Coût par rotation (DA).	1794740,94	1709403,88
Coût par siège	6083.86	7034.58

Conclusion :

On analysant les coûts d'exploitation de l'A330-300, on a trouvé qu'elles sont plus élevées que ceux de son concurrent le B767-400.

En d'autre terme, Le coût par rotation de l'A330-300 est supérieur a celui du B 767-400.

Mais parallèlement à cela, le coût par siège du B767-400 est plus élevé que celui de l'A330-300, raison que le premier possède 243 places contrairement a l'Airbus qui a une capacité de 295 siège.

On mentionne aussi que Le coût carburant, le coût maintenance sont les coûts les plus important, on trouve le coût PN en deuxième lieu.

Pour le HANDLING, il est fonction de la nature de convention signé par Air Algérie (soit avec une autre compagnie, soit avec un organisme de gestion aéroportuaire).

VIII-1.ETUDE DE LA RENTABILITE DES AVIONS :

L'étude qui suit, permettra, après avoir évalué les dépenses et connaissant le prix par siège offert, de compléter le chapitre « comparaison en ligne » et répondre d'une manière plus précise à la question le quel des deux avions (A330-300 ; B767-400) est plus rentable.

En déterminant le profit par rotation, sur les étapes étudiées précédemment.

1. METHODE :

Pour évaluer la rentabilité, on établit un bilan en comptabilisant d'un coté :

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

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

2. Les recettes :

Le calcul de la recette globale 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 :

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

Pax : passagers

C/F: charge fret.

2.1 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.

2.2 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 des étape étudié

	PAX : F (DA)	PAX : Y (DA)	Fret : Aller (DA)	Fret : retour (DA)
ALG-MRS-ALG	27046	19945	42.52	106.25
ALG-LYS-ALG	33093	24122	45.23	117.33
ALG-CDG-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-DXB-ALG	105443	73413	52.32	143.47

Hypothèse :

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

ALG-MRS-ALG

	A330-300	B767-400
Nbre siège	206	170
Charge fret (aller) (t)	25.06	29.38
Charge fret (retour) (t)	25.33	29.38
Recette pax (DA)	4236488	3504266
Recette fret aller (DA)	1065551,2	1249237,6
Recette fret retour (DA)	2691312,5	3121625
Recette totale (DA)	12229839,7	11379394,6
Coût /rotation (DA)	1794740,94	1709403,88
Profit (DA)	10435098,76	9669990,72

ALG-LYS-ALG :

	A330-300	B767-400
Nbre siège	206	170
Charge fret (aller) (t)	25.38	29.38
Charge fret (retour) (t)	25.18	29.38
Recette pax (DA)	5130610	4244276
Recette fret aller (DA)	1147937,4	1328857,4
Recette fret retour (DA)	2954369,4	3447155,4
Recette totale (DA)	14363526,8	13264564,8
Coût /rotation (DA)	2225042.85	2040677
Profit (DA)	12138484,8	11223887,8

ALG-CDG-ALG :

	A330-300	B767-400
Nbre siège	206	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)	2747850,38	2580147,33
Profit (DA)	15783350,12	14316295,67

Commentaire :

Ces tableaux sont calculés pour un taux de remplissage égal à 70%.

- Pour les trois tableau ci-dessus, Le B767-400 peut transporter plus de 4 tonnes de charge fret par rapport a l'A330-300, de ce fait la recette du fret du Boeing est plus élevé que celle de l'Airbus.
- Basant sur un taux de remplissage de 70%, l'A330-300 transporte 206 passagers, le B767-400 transporte 170 passagers, d'où recette plus pour l'A330-300.
- Le profil de l'A330-300 dépasse celle du B767-400 sur les trois rotations court courrier, cette différence atteint 1467054,45 DA sur la rotation ALG-CDG-ALG.

ALG-IST-ALG :

	A330-300	B767-400
Nbre siège	206	170
Charge fret (aller) (t)	24.68	29.38
Charge fret (retour) (t)	25.37	29.38
Recette pax (DA)	8288858	6871474
Recette fret aller (DA)	992382,8	1181369,8
Recette fret retour (DA)	4050320,5	4690517
Recette totale (DA)	21620419,3	19614834,8
Coût /rotation (DA)	3254276,01	3041041,04
Profit (DA)	18366143,29	16573793,76

ALG-DAM-ALG :

	A330-300	B767-400
Nbre siège	206	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 (DA)	3837742,8	3486026,02
Profit (DA)	21012239,2	18895485,08

Commentaire :

- Sur ces deux rotations, le profil de l'A330-300 est supérieur à celui du B767-400, il est de 1792349,53 DA pour la rotation ALG-IST-ALG et de 2116754,12 DA pour la rotation ALG-DAM-ALG.
- Toujours, le B767-400 peut transporter plus de charge fret d'où plus de recette de fret par rapport à l'A330-300.

ALG-DXB-ALG :

	A330-300	B767-400
Nbre siège	206	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 totale (DA)	35381447,5	31374711,1
Coût /rotation (DA)	4911316.1	4509914,1
Profit (DA)	30470131,5	26864797

Sur cette étape, on a le maximum de profil, il est de 30470131.5DA pour l'A330-300 et de 26864797DA pour le B767-400, la différence est remarquable, elle est de 3605334,5DA.

Conclusion :

Cette étude de rentabilité nous a permis de considérer l'A330-300 a sa juste valeur toute en constatons que ce dernier est plus rentable que son concurrent le B767-400 et cela sur le réseaux de lignes étudiant.(court,moyen,long).
On remarque que chaque fois la distance de l'étape augmente la différence entre les profit des deux avions augmente en faveur de A330-300

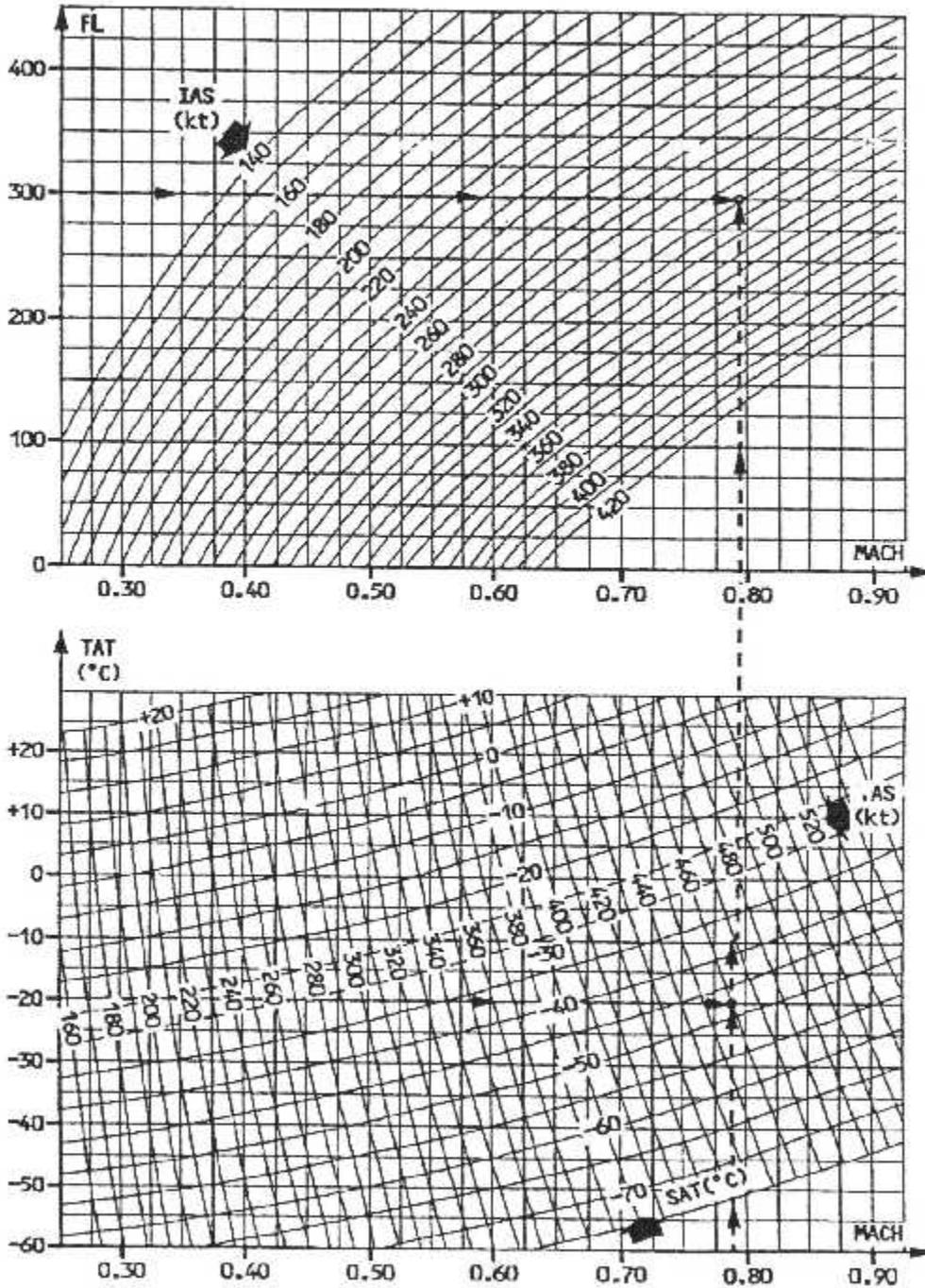
CONCLUSION GENERALE :

- L'A330-300 fait partie des avions de la nouvelle génération D'AIRBUS industrie, notre étude nous a surtout permis de considérer à leurs justes valeurs les performances de cet appareil, toute en les comparant avec le B767-400.
- Il en résulte un constat d'une rivalité entre les deux appareils :
Le B767-400 étayé par ces Performances opérationnelles : moins de consommation carburant, moins de temps de vol, et plus de charge offerte sur toutes les lignes étudié (court, moyen, long) courrier.
Et l'A330-300 par une meilleure rentabilité sur les trois réseaux.
- Quelque soit la firme pour la quelle AIR ALGERIE va opter, l'essentiel pour notre compagnie est de saisir cette chance de concurrence entre les deux constructeurs pour rafler son marché, ont tirant les meilleurs profit, et surtout en terme d'offres annexc (formation et qualification du personnel navigant, et la maintenance de ces nouvel avions).

ANNEXE 1

 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	IN FLIGHT PERFORMANCE OPERATING DATA		3.05.05	P 1
			SEQ 001	RLV 05

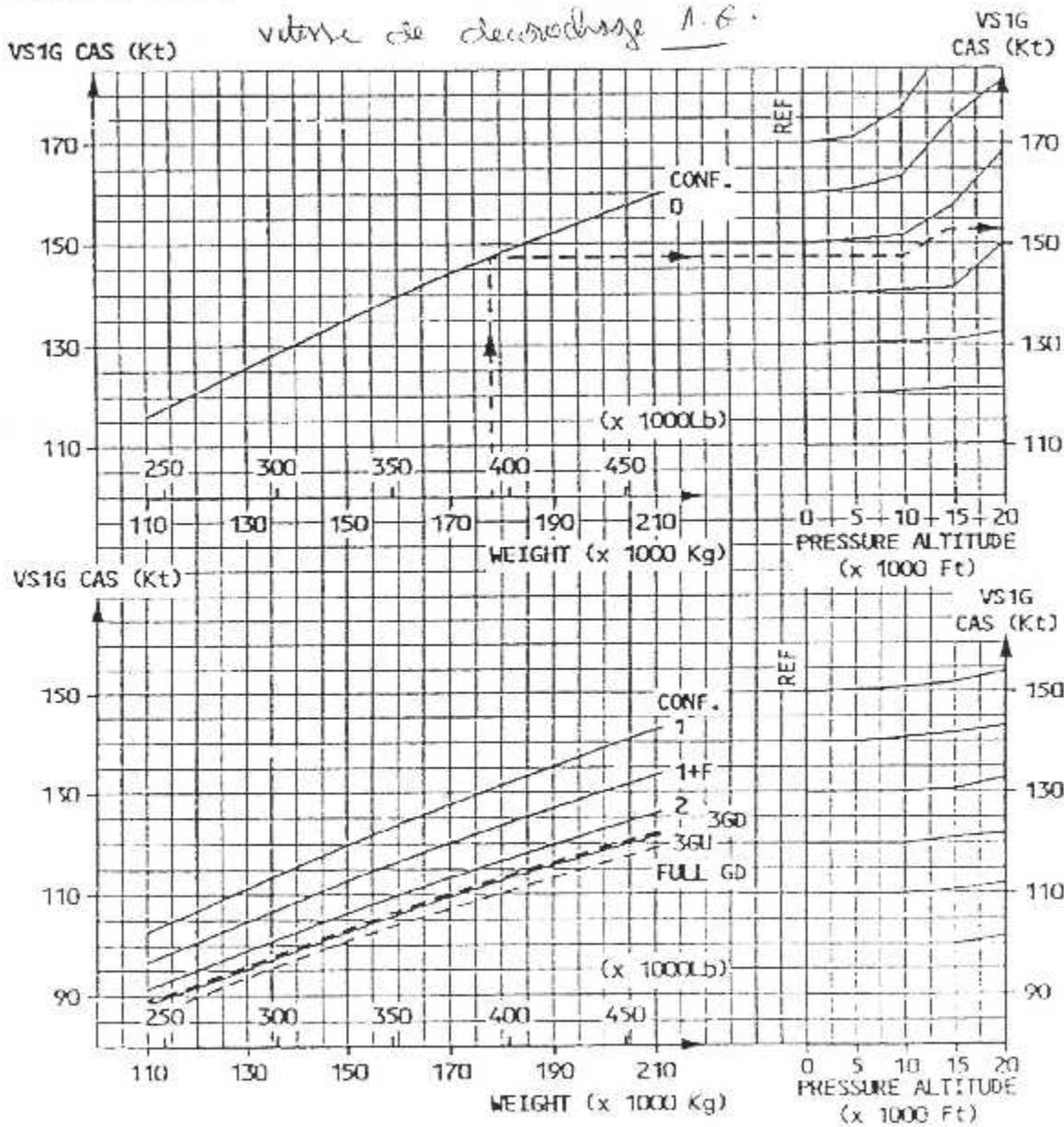
CONVERSIONS — IAS. MACH — TAS. MACH — SAT. TAT



Z0130004

 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	OPERATING LIMITATIONS	3.01.20	P 6
	GENERAL LIMITATIONS	SEQ 005	REV 05

STALLING SPEEDS



DATA : GW=178 t (392419 lb), PRESS ALT 15000 ft, CLEAN CONF
 RESULT : VS1G CAS = 153 kt

Zdx

 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	IN FLIGHT PERFORMANCE		3.05.10	P 2
	CLIMB		SEQ 030	REV 05

CLIMB - 250KT/300KT/M.80										
MAX. CLIMB THRUST LIMITS NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF		ISA CG=30.0%		FROM BRAKES RELEASE						
				TIME (MIN)			FUEL (KG)			
FL	WEIGHT AT BRAKES RELEASE (1000KG)									
	130	140	150	160	170	180	190	200	210	220
410	15 2881	16 3155	18 3451	20 3774	22 4132	24 4547				
	94 365	104 397	115 389	127 390	141 392	159 395				
390	13 2733	15 2985	16 3252	17 3539	19 3848	21 4187	23 4566	25 5006		
	84 378	92 379	101 380	111 382	122 383	134 385	148 387	166 390		
370	12 2598	13 2832	15 3078	16 3338	17 3617	19 3916	20 4242	22 4600	24 5002	27 5469
	75 371	83 372	90 373	99 374	107 375	117 376	128 378	140 380	155 382	172 385
350	11 2475	12 2695	13 2925	15 3167	16 3423	17 3696	18 3990	20 4307	22 4655	24 5041
	69 364	75 364	82 365	89 366	97 367	105 368	114 370	124 371	135 373	148 375
330	11 2361	11 2568	12 2784	13 3011	15 3249	16 3502	17 3772	18 4060	20 4373	21 4715
	62 356	68 357	74 358	81 359	87 359	94 360	102 361	111 363	120 364	131 366
310	10 2246	11 2442	12 2645	12 2858	13 3081	15 3316	16 3565	17 3830	18 4115	20 4424
	57 348	62 348	67 349	73 350	79 351	85 352	92 352	99 353	107 355	116 356
290	9 2098	10 2279	10 2466	11 2662	12 2867	13 3081	14 3308	15 3547	16 3802	17 4075
	50 336	54 336	59 337	64 338	69 338	74 339	80 340	86 341	92 342	99 343
270	8 1951	9 2117	9 2290	10 2470	11 2657	12 2853	13 3059	14 3276	14 3505	16 3750
	43 323	47 324	51 325	55 325	59 326	64 326	69 327	74 328	79 329	85 329
250	7 1812	8 1966	9 2125	9 2290	10 2462	11 2642	11 2830	12 3027	13 3235	14 3456
	38 312	41 312	44 313	48 313	52 314	56 314	60 315	64 315	69 316	73 317
240	7 1746	8 1893	8 2046	9 2204	9 2369	10 2541	11 2721	12 2910	12 3109	13 3318
	35 306	38 306	42 307	45 307	48 308	52 308	56 309	60 309	64 310	68 311
220	6 1617	7 1753	7 1893	8 2039	9 2190	9 2348	10 2513	10 2685	11 2866	12 3057
	31 294	33 295	36 295	39 296	42 296	45 297	48 297	52 298	55 298	59 299
200	6 1493	6 1617	7 1746	7 1880	8 2019	8 2164	9 2315	9 2472	10 2637	11 2811
	27 283	29 283	31 284	34 284	37 285	39 285	42 286	45 286	48 287	51 287
180	5 1372	6 1486	6 1605	6 1727	7 1854	7 1987	8 2125	8 2268	9 2419	10 2577
	23 271	25 272	27 272	29 273	32 273	34 273	36 274	39 274	41 275	44 275
160	5 1255	5 1359	5 1467	6 1578	6 1694	7 1815	7 1940	8 2071	8 2208	9 2351
	20 259	22 259	23 260	25 260	27 261	29 261	31 262	33 262	36 263	38 263
140	4 1140	4 1234	5 1332	5 1433	6 1538	6 1647	6 1761	7 1879	7 2003	8 2132
	17 246	18 246	20 247	21 247	23 248	25 248	26 249	28 249	30 250	32 250
120	4 1027	4 1111	4 1199	5 1290	5 1384	5 1483	6 1585	6 1692	6 1803	7 1919
	14 232	15 232	17 233	18 233	19 234	21 234	22 235	24 235	25 236	27 237
100	3 838	3 906	3 977	4 1051	4 1128	4 1208	5 1292	5 1379	5 1469	5 1564
	10 206	11 206	12 207	13 207	14 208	15 209	16 209	17 210	18 211	19 211
50	2 564	2 609	2 656	2 704	3 755	3 807	3 862	3 920	3 979	4 1041
	5 169	6 169	6 170	7 170	7 171	8 171	8 172	9 173	10 174	10 175
15	1 372	1 400	1 429	2 460	2 493	2 527	2 562	2 599	2 637	2 677
	2 121	3 121	3 121	3 121	3 121	4 122	4 123	4 124	4 125	5 126
PACK FLOW LO	PACK FLOW HI OR/ AND CARGO COOL ON			ENGINE ANTI-ICE ON			TOTAL ANTI-ICE ON			
Δ FUEL = -0.3 %	Δ FUEL = +1.0 %			Δ FUEL = +0.5 %			Δ FUEL = +1.0 %			

Z003804

 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	IN FLIGHT PERFORMANCE		3.05.15	P 11
	CRUISE		SEQ 030	REV 05

CRUISE - M.80														
MAX. CRUISE THRUST LIMITS NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF				ISA CG=37.0%		EPR KG/H/ENG NM/1000KG				MACH IAS (KT) TAS (KT)				
WEIGHT (1000KG)	FL290		FL310		FL330		FL350		FL370		FL390		FL410	
130	1.258	.800	1.269	.800	1.281	.800	1.297	.800	1.316	.800	1.340	.800	1.368	.800
	2926	311	2707	297	2510	284	2331	272	2187	260	2081	248	1995	237
	80.9	473	86.7	469	92.7	465	98.9	461	104.9	459	110.3	459	115.0	459
140	1.265	.800	1.277	.800	1.291	.800	1.309	.800	1.332	.800	1.360	.800	1.395	.800
	2964	311	2750	297	2557	284	2386	272	2250	260	2155	248	2087	237
	79.9	473	85.4	469	91.0	465	96.7	461	102.0	459	106.5	459	110.0	459
150	1.272	.800	1.286	.800	1.303	.800	1.324	.800	1.350	.800	1.383	.800	1.423	.800
	3006	311	2797	297	2611	284	2447	272	2322	260	2242	248	2188	237
	78.8	473	83.9	469	89.1	465	94.2	461	98.8	459	102.3	459	104.9	459
160	1.280	.800	1.296	.800	1.316	.800	1.340	.800	1.369	.800	1.409	.800	1.455	.800
	3052	311	2849	297	2671	284	2517	272	2404	260	2341	248	2301	237
	77.6	473	82.4	469	87.1	465	91.6	461	95.5	459	98.0	459	99.7	459
170	1.289	.800	1.307	.800	1.330	.800	1.357	.800	1.393	.800	1.436	.800	1.490	.800
	3104	311	2909	297	2739	284	2595	272	2500	260	2449	248	2440	237
	76.3	473	80.7	469	84.9	465	89.9	461	91.8	459	93.7	459	94.0	459
180	1.299	.800	1.320	.800	1.345	.800	1.377	.800	1.417	.800	1.466	.800	1.537	.800
	3162	311	2975	297	2814	284	2685	272	2603	260	2571	248	2623	237
	74.9	473	78.9	469	82.7	465	85.9	461	88.1	459	89.2	459	87.5	459
190	1.310	.800	1.334	.800	1.362	.800	1.399	.800	1.443	.800	1.501	.800	1.595	.800
	3226	311	3047	297	2898	284	2785	272	2716	260	2722	248	2851	237
	73.4	473	77.0	469	80.3	465	82.8	461	84.5	459	84.3	459	80.5	459
200	1.322	.800	1.348	.800	1.391	.800	1.421	.800	1.471	.800	1.547	.800		
	3296	311	3127	297	2994	284	2893	272	2845	260	2920	248		
	71.8	473	75.1	469	77.7	465	79.7	461	80.6	459	78.6	459		
210	1.335	.800	1.364	.800	1.402	.800	1.446	.800	1.504	.800	1.602	.800		
	3373	311	3215	297	3099	284	3009	272	3002	260	3155	248		
	70.2	473	73.0	469	75.1	465	76.6	461	76.4	459	72.7	459		
PACK FLOW LO			PACK FLOW HI OR/ AND CARGO COOL ON				ENGINE ANTI-ICE ON				TOTAL ANTI-ICE ON			
Δ FUEL = -0.3 %			Δ FUEL = +0.5 %				Δ FUEL = +1.0 %				Δ FUEL = +6.0 %			

Z003804

 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	IN FLIGHT PERFORMANCE		3.05.15	P 24
	CRUISE		SEQ 030	REV 05

LONG RANGE CRUISE												
MAX. CRUISE THRUST LIMITS NORMAL AIR CONDITIONING ANTHICING OFF				ISA CG=37.0%		EPR KG/H/ENG NM/1000KG				MACH IAS (KT) TAS (KT)		
WEIGHT (1000KG)	FL270	FL290	FL310	FL330	FL350	FL370	FL390	FL410				
130	1.148 .607	1.168 .629	1.187 .633	1.220 .685	1.250 .708	1.282 .729	1.322 .761	1.364 .787				
	1995 241	1964 240	1872 231	1938 240	1908 238	1893 234	1931 235	1950 232				
	90.8 362	94.8 372	99.2 371	102.9 399	107.0 408	110.4 418	113.1 437	115.7 451				
140	1.164 .628	1.182 .633	1.204 .642	1.243 .709	1.272 .722	1.311 .753	1.352 .781	1.396 .802				
	2138 250	2044 241	1974 234	2087 249	2031 243	2053 243	2082 241	2097 237				
	87.6 375	91.7 375	95.4 377	98.7 412	102.4 416	105.2 432	107.6 449	109.7 460				
150	1.177 .633	1.197 .637	1.236 .707	1.262 .715	1.299 .746	1.339 .774	1.382 .797	1.428 .809				
	2223 252	2127 243	2269 260	2185 252	2198 252	2213 250	2231 247	2228 240				
	85.0 378	88.6 377	91.4 415	95.1 416	97.9 430	100.3 444	102.4 457	104.2 464				
160	1.190 .636	1.227 .702	1.252 .711	1.285 .736	1.324 .766	1.366 .790	1.411 .805	1.461 .814				
	2305 253	2443 269	2357 262	2345 260	2357 259	2362 256	2365 250	2364 241				
	82.4 380	85.0 415	88.5 417	91.2 428	93.6 441	95.9 453	97.6 462	98.7 467				
170	1.207 .655	1.244 .711	1.272 .725	1.309 .754	1.350 .781	1.394 .801	1.442 .811	1.497 .818				
	2455 261	2553 273	2493 267	2503 267	2507 265	2508 260	2502 252	2520 243				
	79.5 391	82.4 421	85.3 425	87.6 439	89.8 450	91.7 460	93.0 465	93.1 469				
180	1.235 .709	1.259 .714	1.294 .744	1.333 .771	1.375 .793	1.421 .807	1.473 .815	1.543 .818				
	2755 284	2646 275	2661 275	2665 273	2654 269	2641 262	2646 253	2703 243				
	76.9 424	79.9 423	82.1 437	84.1 448	86.1 457	87.6 463	88.3 467	86.8 469				
190	1.248 .713	1.279 .733	1.316 .761	1.356 .784	1.400 .802	1.449 .812	1.508 .818	1.603 .815				
	2845 286	2812 282	2824 281	2815 278	2797 273	2780 264	2811 254	2934 242				
	74.8 426	77.1 434	79.0 446	81.0 456	82.6 462	83.8 466	83.4 469	79.7 467				
200	1.263 .719	1.299 .749	1.338 .774	1.379 .796	1.426 .807	1.478 .815	1.553 .818					
	2956 289	2978 289	2980 287	2967 282	2934 275	2928 265	3009 254					
	72.6 429	74.5 443	76.2 454	77.9 462	79.3 465	79.8 467	77.9 469					
210	1.282 .736	1.319 .763	1.359 .785	1.403 .802	1.452 .811	1.512 .818	1.609 .814					
	3124 296	3140 295	3129 291	3111 285	3077 276	3100 266	3244 253					
	70.3 439	71.9 452	73.6 460	74.9 466	76.0 468	75.6 469	72.0 467					
PACK FLOW LO		PACK FLOW HI OR/ AND CARGO COOL ON				ENGINE ANTI-ICE ON			TOTAL ANTI-ICE ON			
Δ FUEL = -0.5 %		Δ FUEL = +0.5 %				Δ FUEL = +1.0 %			Δ FUEL = +3.0 %			

Z0G0004

 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	IN FLIGHT PERFORMANCE		3.05.15	P 15
	CRUISE		SEQ 030	REV 05

CRUISE - M.82														
MAX. CRUISE THRUST LIMITS NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF							ISA CG=37.0%	EPR KG/ENG NM/1000KG		MACH IAS (KT) TAS (KT)				
WEIGHT (1000KG)	FL290		FL310		FL330		FL350		FL370		FL390		FL410	
130	1.281	.820	1.291	.820	1.303	.820	1.318	.820	1.335	.820	1.358	.820	1.386	.820
	3129	319	2891	306	2675	292	2480	279	2319	267	2199	255	2102	243
	77.5	485	83.2	481	89.2	477	95.3	473	101.4	470	105.9	470	111.9	470
140	1.287	.820	1.299	.820	1.313	.820	1.329	.820	1.350	.820	1.377	.820	1.409	.820
	3166	319	2932	306	2722	292	2532	279	2379	267	2273	255	2186	243
	76.7	485	82.1	481	87.6	477	93.3	473	98.8	470	103.5	470	107.6	470
150	1.294	.820	1.307	.820	1.323	.820	1.343	.820	1.367	.820	1.398	.820	1.435	.820
	3206	319	2979	306	2773	292	2591	279	2451	267	2354	255	2281	243
	75.7	485	80.8	481	86.0	477	91.2	473	95.9	470	99.9	470	103.1	470
160	1.302	.820	1.317	.820	1.335	.820	1.358	.820	1.386	.820	1.422	.820	1.465	.820
	3252	319	3029	306	2831	292	2659	279	2530	267	2447	255	2395	243
	74.6	485	79.4	481	84.2	477	88.9	473	92.9	470	96.1	470	98.2	470
170	1.310	.820	1.327	.820	1.348	.820	1.375	.820	1.407	.820	1.448	.820	1.498	.820
	3302	319	3087	306	2896	292	2738	279	2620	267	2550	255	2529	243
	73.5	485	77.9	481	82.3	477	86.3	473	89.8	470	92.2	470	93.0	470
180	1.320	.820	1.339	.820	1.363	.820	1.393	.820	1.430	.820	1.475	.820	1.545	.820
	3358	319	3150	306	2972	292	2823	279	2717	267	2674	255	2716	243
	72.3	485	76.4	481	80.2	477	83.7	473	86.5	470	88.0	470	86.6	470
190	1.330	.820	1.352	.820	1.379	.820	1.413	.820	1.455	.820	1.509	.820		
	3420	319	3221	306	3056	292	2918	279	2830	267	2824	255		
	70.9	485	74.7	481	78.0	477	81.0	473	83.1	470	83.3	470		
200	1.341	.820	1.367	.820	1.397	.820	1.434	.820	1.481	.820	1.555	.820		
	3488	319	3303	306	3146	292	3020	279	2959	267	3026	255		
	69.6	485	72.8	481	75.8	477	78.3	473	79.5	470	77.7	470		
210	1.354	.820	1.382	.820	1.416	.820	1.458	.820	1.513	.820	1.617	.820		
	3564	319	3390	306	3246	292	3139	279	3116	267	3302	255		
	68.1	485	71.0	481	73.5	477	75.3	473	75.5	470	71.2	470		
PACK FLOW LO Δ FUEL = -0.3 %			PACK FLOW HI OR AND CARGO COOL ON ΔFUEL = +0.5 %				ENGINE ANTI-ICE ON Δ FUEL = +1.0 %			TOTAL ANTI-ICE ON ΔFUEL = +6.0 %				

Z0Q3804

 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	IN FLIGHT PERFORMANCE		3.05.30	P 2
	DESCENT		SEQ 030	REV 05

DESCENT - M.80/300KT/250KT										
IDLE THRUST NORMAL AIR CONDITIONING ANTHICING OFF			ISA CG=30.0%		MAXIMUM CABIN RATE OF DESCENT 350FT/MIN					
WEIGHT (1000KG)	150				200				IAS (KT)	
	FL	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DIST. (NM)	EPR	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DIST. (NM)		EPR
	410	20.8	397	128	IDLE	23.8	452	147	IDLE	237
	390	19.9	384	121	IDLE	23.0	440	140	IDLE	248
	370	19.1	371	115	IDLE	22.1	427	133	IDLE	260
	350	18.3	360	109	IDLE	21.2	415	127	IDLE	272
	330	17.6	350	103	IDLE	20.5	403	121	IDLE	284
	310	17.0	340	99	IDLE	19.7	392	115	IDLE	297
	290	16.2	327	92	IDLE	18.8	377	108	IDLE	300
	270	15.3	314	86	IDLE	17.7	361	100	IDLE	300
	250	14.4	300	79	IDLE	16.7	344	92	IDLE	300
	240	14.0	293	76	IDLE	16.1	336	88	IDLE	300
	220	13.0	279	70	IDLE	15.0	319	81	IDLE	300
	200	12.1	264	63	IDLE	13.9	302	73	IDLE	300
	180	11.2	249	57	IDLE	12.8	284	66	IDLE	300
	160	10.2	234	51	IDLE	11.7	265	59	IDLE	300
	140	9.3	217	45	IDLE	10.5	245	52	IDLE	300
	120	8.3	199	40	IDLE	9.4	223	45	IDLE	300
	100	7.3	178	34	IDLE	8.2	197	38	IDLE	300
	50	2.7	71	12	IDLE	3.0	79	13	IDLE	250
	15	.0	0	0	IDLE	.0	0	0	IDLE	250
CORRECTIONS	ENGINE ANTHCE ON	TOTAL ANTHCE ON		PACK FLOW LO		PACK FLOW HI OR/ AND CARGO COOL ON		ΔISA per 1" above ISA		
TIME	+1.5 %	+3.0 %		-		+4.0 %		+0.2 %		
FUEL	+13.0 %	+35.0 %		-2.0 %		+30.0 %		+0.4 %		
DISTANCE	+1.5 %	+3.5 %		-		+4.0 %		+0.4 %		

ZDC

 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	IN FLIGHT PERFORMANCE		3.05.40	P 2
	ALTERNATE		SEQ 030	REV 05

ALTERNATE PLANNING FROM DESTINATION TO ALTERNATE AIRPORT GO AROUND : 500KG - CLIMB : 250KT /300KT /M.80 - LONG RANGE CRUISE DESCENT : M.80/300KT /250KT - VMC PROCEDURE : 160 KG / 4MIN									
REF. LDG WT AT DESTINATION = 160000 KG			ISA			FUEL CONSUMED (KG)			
NORMAL AIR CONDITIONING			CG = 30.0%			TIME (H:MIN)			
ANTI-ICING OFF									
AIR DIST. (NM)	FLIGHT LEVEL						CORRECTION ON FUEL CONSUMPTION (KG/1000KG)		
	100	120	140	160	180	200	FL100 FL120	FL140 FL160	FL180 FL200
50	1587 0.15						3		
100	2441 0.24	2416 0.24	2400 0.24	2392 0.23	2392 0.23	2401 0.23	5	5	5
150	3294 0.34	3233 0.33	3182 0.33	3144 0.32	3115 0.32	3087 0.31	7	7	7
200	4145 0.43	4048 0.42	3963 0.42	3895 0.41	3835 0.40	3791 0.39	9	9	9
250	4994 0.53	4861 0.52	4743 0.51	4643 0.50	4556 0.49	4484 0.48	11	11	11
300	5841 1.02	5672 1.01	5520 1.00	5391 0.99	5274 0.98	5176 0.96	13	13	13
350	6687 1.12	6462 1.11	6296 1.09	6136 1.07	5991 1.06	5866 1.05	15	15	16
400	7531 1.22	7291 1.20	7071 1.18	6880 1.16	6706 1.15	6555 1.13	17	17	18
450	8374 1.31	8097 1.29	7844 1.28	7623 1.25	7419 1.24	7242 1.22	19	19	20
500	9215 1.41	8902 1.39	8615 1.37	8364 1.34	8131 1.32	7927 1.30	21	21	22
550	10054 1.50	9706 1.48	9385 1.46	9103 1.43	8841 1.41	8612 1.39	22	23	24
600	10891 2.00	10508 1.98	10153 1.95	9841 1.92	9550 1.90	9294 1.87	24	25	26
650	11727 2.10	11308 2.07	10919 2.05	10577 2.01	10257 1.99	9976 1.96	26	27	28
700	12561 2.20	12106 2.17	11685 2.14	11312 2.10	10963 2.08	10655 2.05	28	29	30
750	13394 2.29	12903 2.26	12450 2.23	12045 2.19	11667 2.16	11334 2.13	30	31	32
800	14225 2.39	13699 2.36	13213 2.32	12777 2.28	12370 2.25	12011 2.22	32	33	35
850	15054 2.49	14492 2.46	13975 2.42	13507 2.37	13071 2.34	12686 2.30	34	35	37
900	15882 2.59	15285 2.55	14736 2.51	14236 2.47	13771 2.43	13380 2.39	35	37	39
950	16708 3.09	16076 3.05	15496 3.00	14963 2.95	14469 2.92	14033 2.88	37	39	41
1000	17533 3.18	16865 3.14	16254 3.10	15689 3.05	15166 3.01	14704 2.96	39	41	43
1050	18356 3.28	17652 3.24	17010 3.19	16413 3.14	15862 3.10	15374 3.05	41	43	45
1100	19177 3.38	18438 3.34	17763 3.28	17135 3.23	16556 3.19	16042 3.14	43	45	47
1150	19997 3.48	19222 3.43	18515 3.38	17856 3.32	17249 3.28	16709 3.22	44	47	49
1200	20816 3.58	20004 3.53	19265 3.47	18576 3.42	17940 3.36	17374 3.31	46	49	51
PACK FLOW LO Δ FUEL = -0.8 %		PACK FLOW HI OR/ AND CARGO COOL ON Δ FUEL = +1.0 %			ENGINE ANTI-ICE ON Δ FUEL = +1.0 %		TOTAL ANTI-ICE ON Δ FUEL = +3.0 %		

ZDQ3604

 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	IN FLIGHT PERFORMANCE		3.05.25	P 2
	HOLDING		SEQ 030	REV 05

RACE TRACK HOLDING PATTERN AT GREEN DOT SPEED									
MAX. CRUISE THRUST LIMITS CLEAN CONFIGURATION NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF					ISA CG=30.0%		EPR FF (KG/H/ENG)		
WEIGHT (1000KG)	FL 15	FL 50	FL100	FL120	FL140	FL160	FL180	FL200	FL250
130	1.046	1.052	1.062	1.068	1.073	1.079	1.086	1.094	1.125
	2220	2120	1990	1937	1886	1837	1794	1760	1732
140	1.049	1.056	1.067	1.073	1.079	1.086	1.093	1.103	1.139
	2336	2236	2096	2041	1989	1943	1904	1877	1866
150	1.053	1.060	1.072	1.078	1.085	1.092	1.101	1.114	1.154
	2453	2350	2201	2145	2095	2052	2021	2000	2000
160	1.056	1.063	1.077	1.083	1.090	1.098	1.111	1.125	1.168
	2571	2459	2306	2251	2204	2169	2144	2132	2132
170	1.059	1.067	1.081	1.088	1.096	1.107	1.120	1.136	1.183
	2685	2567	2411	2361	2320	2291	2275	2269	2261
180	1.062	1.071	1.086	1.093	1.103	1.116	1.131	1.148	1.197
	2796	2675	2521	2474	2441	2419	2411	2408	2393
190	1.065	1.074	1.091	1.099	1.111	1.125	1.141	1.159	1.212
	2906	2782	2632	2594	2567	2554	2551	2549	2536
200	1.069	1.078	1.095	1.106	1.119	1.134	1.151	1.171	1.228
	3016	2889	2752	2719	2700	2695	2692	2687	2688
210	1.072	1.082	1.101	1.113	1.127	1.143	1.162	1.182	1.244
	3125	2997	2874	2847	2838	2836	2833	2821	2849
ΔISA per 1" above ISA ΔFF = +0.3 %		PACK FLOW LO Δ FF = -0.5 %		PACK FLOW HI OR/ AND CARGO COOL ON ΔFF = +1.0 %		ENGINE ANTI-ICE ON ΔFF = +1.0 %		TOTAL ANTI-ICE ON ΔFF = +3.0 %	

Z00.....

 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	FLIGHT PLANNING		2.05.40	P 13
	QUICK DETERMINATION OF F-PLN		SEQ 030	REV 05

FLIGHT PLANNING FROM BRAKE RELEASE TO LANDING CLIMB : 250KT /300KT /M.80 - LONG RANGE CRUISE - DESCENT : M.80/300KT /250KT IMC PROCEDURE : 240 KG (6MIN)									
REF. LANDING WEIGHT = 140000 KG			ISA			FUEL CONSUMED (KG)			
NORMAL AIR CONDITIONING			CG = 37.0 %			TIME (H.MIN)			
ANTI-ICING OFF							CORRECTION ON FUEL CONSUMPTION (KG/1000KG)		
AIR DIST. (NM)	FLIGHT LEVEL						FL310	FL350	FL390
	310	330	350	370	390	410	FL330	FL370	FL410
2800	32771 6.54	31715 6.51	30914 6.39	30248 6.27	29764 6.19	28393 6.14	125	147	157
2900	33953 7.09	32867 7.04	32036 6.52	31341 6.41	30846 6.32	30461 6.27	130	153	161
3000	35139 7.23	34025 7.18	33163 7.05	32511 6.54	31934 6.45	31535 6.40	134	159	167
3100	36330 7.37	35188 7.32	34295 7.19	33623 7.07	33029 6.58	32616 6.53	139	170	174
3200	37525 7.52	36354 7.45	35530 7.31	34740 7.20	34129 7.11	33702 7.05	144	172	181
3300	38725 8.06	37522 7.59	36680 7.44	35864 7.33	35236 7.23	34795 7.18	155	177	188
3400	39929 8.20	38695 8.13	37836 7.57	36994 7.46	36345 7.36	35896 7.31	161	178	195
3500	41137 8.35	39993 8.25	38998 8.10	38131 7.58	37460 7.49	37003 7.44	167	183	202
3600	42350 8.49	41189 8.39	40166 8.24	39274 8.11	38581 8.02	38116 7.57	173	189	209
3700	43568 9.03	42390 8.52	41340 8.37	40423 8.24	39788 8.15	39237 8.10	179	194	217
3800	44917 9.17	43598 9.05	42521 8.50	41579 8.37	40842 8.28	40365 8.22	180	200	225
3900	46161 9.31	44812 9.19	43708 9.02	42742 8.49	41982 8.41	41500 8.35	186	206	232
4000	47411 9.45	46033 9.32	44899 9.15	43911 9.02	43129 8.54	42642 8.48	192	211	240
4100	48666 9.59	47261 9.45	46095 9.28	45082 9.15	44283 9.06	43791 9.01	199	217	248
4200	49928 10.13	48495 9.58	47296 9.41	46254 9.28	45443 9.19	44949 9.14	207	223	258
4300	51195 10.27	49736 10.11	48503 9.54	47431 9.40	46610 9.32	46120 9.26	214	229	265
4400	52469 10.41	50983 10.24	49718 10.07	48615 9.53	47783 9.45	47299 9.39	221	235	273
4500	53757 10.55	52237 10.37	50939 10.20	49825 10.06	48984 9.57	48487 9.52	228	241	280
4600	55052 11.08	53498 10.50	52166 10.33	51002 10.19	50152 10.10	49730 10.05	235	247	288
4700	56358 11.22	54765 11.03	53401 10.45	52205 10.32	51347 10.23	50941 10.17	242	253	296
4800	57672 11.35	56039 11.16	54639 10.58	53415 10.44	52549 10.36	52145 10.30	249	259	304
4900	58995 11.48	57320 11.28	55882 11.11	54634 10.57	53760 10.48	53353 10.43	255	265	309
5000	60324 12.01	58608 11.41	57131 11.24	55862 11.10	54977 11.01	54573 10.56	262	272	316
5100	61661 12.14	59904 11.54	58388 11.36	57098 11.22	56199 11.14	55796 11.09	269	278	327
5200	63005 12.27	61207 12.07	59651 11.49	58341 11.35	57429 11.26	57026 11.22	276	285	334
5300	64342 12.40	62517 12.20	60921 12.02	59593 11.47	58732 11.39	58263 11.35	283	293	342
PACK FLOW LO Δ FUEL = -0.8 %		PACK FLOW HI DR/ AND CARGO COOL ON Δ FUEL = +1.0 %			ENGINE ANTI-ICE ON Δ FUEL = +1.0 %		TOTAL ANTI-ICE ON Δ FUEL = +3.0 %		

Z0Q3804

 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	FLIGHT PLANNING		2.05.40	P 4
	QUICK DETERMINATION OF F-PLN		SEQ 030	REV 05

FLIGHT PLANNING FROM BRAKE RELEASE TO LANDING CLIMB : 250KT /300KT /M.80 - CRUISE : M.80 - DESCENT : M.80/300KT /250KT IMC PROCEDURE : 240 KG (6MIN)									
REF. LANDING WEIGHT = 140000 KG			ISA			FUEL CONSUMED (KG)			
NORMAL AIR CONDITIONING			CG = 37.0 %						
ANTI-ICE OFF						TIME (H. MIN)			
AIR DIST. (NM)	FLIGHT LEVEL						CORRECTION ON FUEL CONSUMPTION (KG/1000KG)		
	310	330	350	370	390	410	FL310 FL330	FL350 FL370	FL390 FL410
2800	35395 6.12	33554 6.14	31956 6.17	30669 6.19	29841 6.19	29262 6.19	79	103	144
2900	36648 6.24	34749 6.27	33092 6.31	31762 6.32	30914 6.32	30318 6.32	82	107	151
3000	37913 6.37	35948 6.40	34232 6.44	32859 6.45	31991 6.45	31380 6.45	85	114	155
3100	39182 6.50	37150 6.53	35376 6.57	33959 6.58	33074 6.58	32448 6.58	89	119	161
3200	40453 7.03	38356 7.06	36524 7.10	35116 7.12	34162 7.12	33521 7.11	92	124	167
3300	41728 7.16	39565 7.19	37676 7.23	36232 7.25	35255 7.25	34600 7.25	95	129	174
3400	43005 7.28	40778 7.32	38831 7.36	37353 7.38	36354 7.38	35687 7.38	99	134	180
3500	44286 7.41	41994 7.45	39990 7.49	38478 7.51	37459 7.51	36780 7.51	102	139	187
3600	45571 7.54	43213 7.58	41216 8.02	39609 8.04	38568 8.04	37880 8.04	106	144	194
3700	46860 8.07	44435 8.11	42389 8.15	40744 8.17	39684 8.17	38986 8.17	113	150	201
3800	48152 8.20	45662 8.24	43565 8.28	41884 8.30	40805 8.30	40099 8.30	116	152	209
3900	49448 8.33	46966 8.37	44747 8.41	43028 8.43	41932 8.43	41219 8.43	120	157	216
4000	50747 8.45	48207 8.50	45935 8.54	44178 8.56	43065 8.56	42346 8.56	128	163	223
4100	52049 8.58	49452 9.02	47126 9.07	45337 9.09	44204 9.09	43480 9.09	129	168	231
4200	53432 9.11	50701 9.15	48322 9.20	46503 9.23	45349 9.23	44621 9.22	133	174	241
4300	54750 9.24	51955 9.28	49523 9.33	47674 9.36	46498 9.36	45773 9.36	137	179	249
4400	56072 9.37	53212 9.41	50728 9.46	48851 9.49	47654 9.49	46936 9.49	138	185	256
4500	57397 9.49	54470 9.54	51938 9.59	50034 10.02	48815 10.02	48106 10.02	142	191	264
4600	58727 10.02	55743 10.07	53162 10.12	51223 10.15	49984 10.15	49325 10.15	146	197	272
4700	60061 10.15	57015 10.20	54373 10.25	52417 10.28	51158 10.28	50524 10.28*	150	203	280
4800	61398 10.28	58291 10.33	55601 10.38	53617 10.41	52339 10.41	51716 10.41*	154	210	288
4900	62740 10.41	59573 10.46	56834 10.51	54824 10.54	53527 10.54	52914 10.54*	159	216	296
5000	64088 10.53	60858 10.59	58073 11.04	56036 11.07	54722 11.07	54118 11.07*	163	222	304
5100	65439 11.06	62148 11.12	59317 11.17	57255 11.20	55926 11.20	55333 11.20*	168	228	309
5200	66795 11.19	63443 11.25	60565 11.30	58480 11.34	57138 11.34	56550 11.34*	172	235	319
5300	68156 11.32	64744 11.38	61819 11.43	59711 11.47	58367 11.47	57774 11.47*	177	241	327
PACK FLOW LO Δ FUEL = -0.3 %		PACK FLOW HI OR AND CARGO COOL ON Δ FUEL = +0.5 %			ENGINE ANTI-ICE ON Δ FUEL = +1.0 %		TOTAL ANTI-ICE ON Δ FUEL = +6.0 %		

Z00.3804

 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	FLIGHT PLANNING		2.05.40	P 12
	QUICK DETERMINATION OF F-PLN		SEQ. 030	REV 05

FLIGHT PLANNING FROM BRAKE RELEASE TO LANDING CLIMB : 250KT /300KT /M.80 - LONG RANGE CRUISE - DESCENT : M.80/300KT /250KT IMC PROCEDURE : 240 KG (6MIN)									
REF. LANDING WEIGHT = 140000 KG			ISA			FUEL CONSUMED (KG)			
NORMAL AIR CONDITIONING			CG = 37.0 %			TIME (H.MIN)			
AIR	FLIGHT LEVEL						CORRECTION ON FUEL CONSUMPTION (KG/1000KG)		
DIST.							FL310	FL350	FL390
(NM)	310	330	350	370	390	410	FL330	FL370	FL410
200	3449 0.39	3456 0.39	3468 0.39	3484 0.39			13	13	
300	4521 0.55	4490 0.54	4466 0.53	4456 0.52	4454 0.52	4456 0.52	17	18	19
400	5598 1.09	5527 1.08	5468 1.07	5433 1.06	5408 1.05	5393 1.05	21	23	24
500	6680 1.24	6587 1.23	6475 1.22	6414 1.20	6369 1.19	6335 1.18	26	27	29
600	7767 1.39	7612 1.37	7486 1.36	7400 1.34	7333 1.32	7282 1.31	30	32	34
700	8859 1.54	8660 1.52	8502 1.50	8390 1.47	8302 1.45	8233 1.44	34	37	39
800	9956 2.08	9712 2.06	9522 2.04	9385 2.01	9275 1.98	9189 1.97	38	42	44
900	11058 2.23	10768 2.21	10546 2.19	10384 2.15	10253 2.12	10149 2.10	43	46	49
1000	12164 2.37	11828 2.35	11575 2.33	11388 2.28	11235 2.25	11115 2.23	47	51	54
1100	13277 2.51	12892 2.50	12608 2.47	12397 2.42	12223 2.38	12085 2.36	51	56	59
1200	14394 3.06	13960 3.04	13646 3.01	13410 2.96	13215 2.91	13060 2.89	55	61	64
1300	15516 3.20	15031 3.19	14689 3.15	14429 3.09	14212 3.04	14040 3.02	60	66	69
1400	16639 3.34	16108 3.33	15736 3.29	15452 3.22	15213 3.17	15025 3.14	64	70	74
1500	17765 3.48	17191 3.48	16788 3.42	16479 3.36	16220 3.30	16015 3.27	68	75	80
1600	18895 4.00	18279 4.02	17845 3.96	17510 3.89	17229 3.83	17009 3.80	72	80	86
1700	20030 4.17	19372 4.16	18907 4.10	18545 4.03	18242 3.97	18008 3.93	77	85	90
1800	21169 4.31	20469 4.30	19973 4.24	19585 4.16	19260 4.10	19012 4.06	81	90	96
1900	22312 4.46	21572 4.45	21045 4.37	20630 4.29	20281 4.23	20021 4.19	85	96	101
2000	23460 5.00	22679 4.99	22122 4.91	21680 4.83	21308 4.76	21035 4.72	90	101	107
2100	24612 5.14	23791 5.13	23203 5.05	22734 4.96	22340 4.89	22054 4.85	94	106	113
2200	25768 5.29	24907 5.27	24290 5.18	23794 5.09	23376 5.02	23079 4.97	98	111	120
2300	26925 5.43	26029 5.41	25382 5.32	24858 5.22	24417 5.15	24108 5.10	103	117	126
2400	28086 5.57	27156 5.55	26478 5.45	25927 5.36	25462 5.28	25180 5.23	107	122	132
2500	29251 6.12	28288 6.09	27579 5.99	27000 5.89	26514 5.81	26225 5.76	112	127	140
2600	30420 6.26	29425 6.23	28686 6.12	28078 6.02	27572 5.94	27276 5.89	116	133	144
2700	31593 6.40	30567 6.37	29797 6.25	29160 6.15	28636 6.07	28331 6.01	121	138	150
PACK FLOW LO Δ FUEL = -0.8 %	PACK FLOW HI OR AND CARGO COOL ON Δ FUEL = +1.0 %			ENGINE ANTI-ICE ON Δ FUEL = +1.0 %		TOTAL ANTI-ICE ON Δ FUEL = +3.0 %			

Z003304

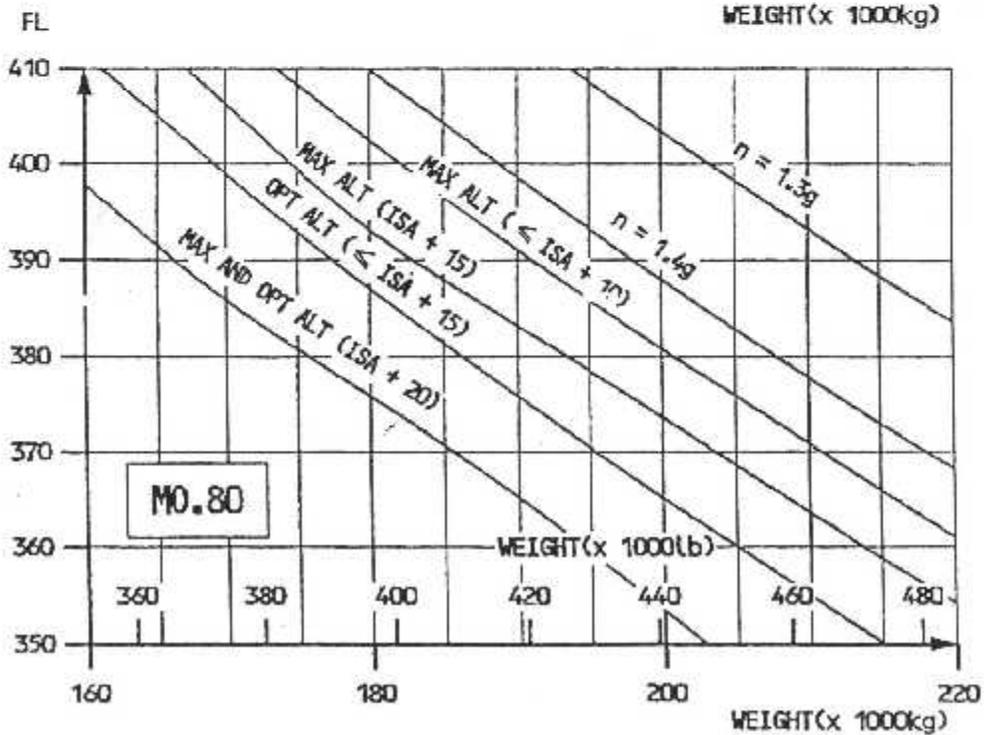
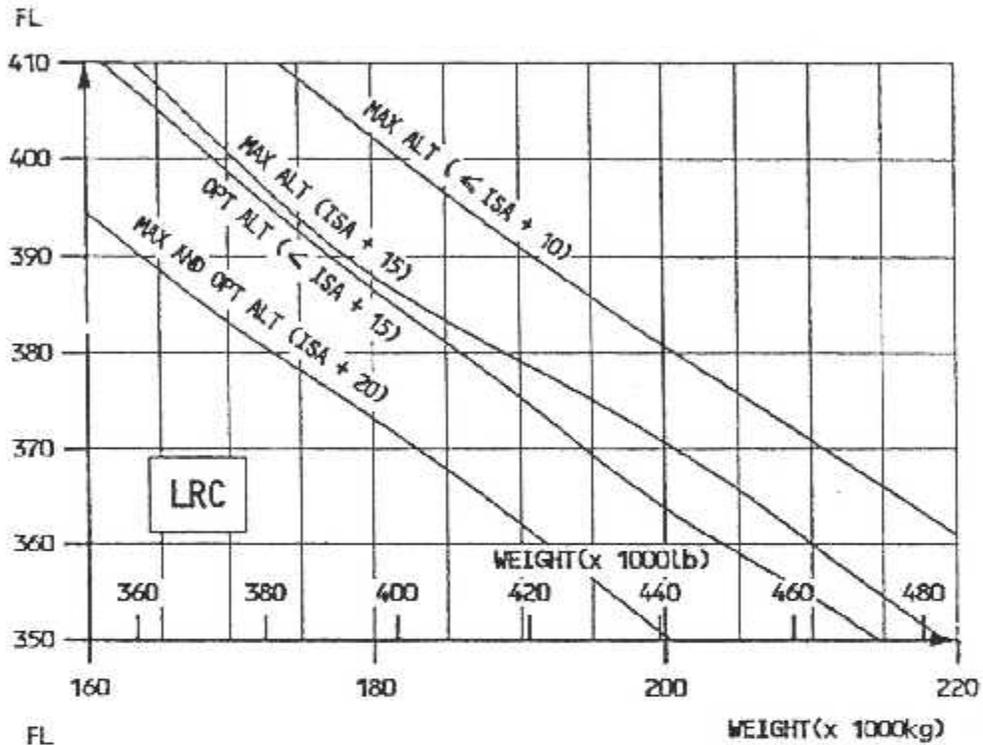
 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	FLIGHT PLANNING		2.05.40	P 3
	QUICK DETERMINATION OF F-PLN		SEQ 030	REV 05

FLIGHT PLANNING FROM BRAKE RELEASE TO LANDING CLIMB : 250KT /300KT /M.80 - CRUISE : M.80 - DESCENT : M.80/300KT /250KT IMC PROCEDURE : 240 KG (6MIN)									
REF. LANDING WEIGHT = 140000 KG			ISA			FUEL CONSUMED (KG)			
NORMAL AIR CONDITIONING			CG = 37.0 %			TIME (H.MIN)			
ANTI-ICING OFF									
AIR DIST. (NM)	FLIGHT LEVEL						CORRECTION ON FULL CONSUMPTION (KG/1000KG)		
	310	330	350	370	390	410	FL310 FL330	FL350 FL370	FL390 FL410
200	3566 0.39	3550 0.39	3546 0.39	3554 0.39			11	13	
300	4758 0.51	4670 0.51	4602 0.52	4555 0.52	4531 0.52	4524 0.52	13	16	19
400	5952 1.04	5792 1.04	5659 1.05	5560 1.05	5495 1.05	5460 1.05	16	19	23
500	7149 1.17	6918 1.17	6720 1.18	6567 1.18	6462 1.18	6399 1.18	18	22	27
600	8349 1.30	8043 1.30	7783 1.31	7578 1.31	7433 1.31	7343 1.31	20	25	31
700	9549 1.43	9173 1.43	8850 1.44	8592 1.44	8407 1.44	8290 1.44	22	28	35
800	10753 1.55	10305 1.56	9919 1.57	9609 1.57	9385 1.57	9242 1.57	25	31	39
900	11959 2.08	11440 2.09	10991 2.10	10629 2.10	10367 2.10	10198 2.10	27	34	44
1000	13168 2.21	12577 2.22	12065 2.23	11652 2.23	11353 2.23	11158 2.23	29	37	48
1100	14379 2.34	13717 2.35	13144 2.36	12679 2.36	12342 2.36	12123 2.36	32	40	53
1200	15593 2.47	14860 2.48	14225 2.49	13708 2.50	13335 2.50	13091 2.50	34	44	57
1300	16809 2.59	16006 3.01	15309 3.02	14741 3.03	14332 3.03	14064 3.03	37	47	62
1400	18028 3.12	17155 3.14	16395 3.15	15777 3.16	15333 3.16	15042 3.16	39	50	67
1500	19250 3.25	18307 3.26	17486 3.28	16817 3.29	16337 3.29	16023 3.29	42	54	72
1600	20474 3.38	19461 3.39	18679 3.41	17861 3.42	17347 3.42	17010 3.42	44	57	77
1700	21701 3.51	20619 3.52	19676 3.54	18908 3.55	18361 3.55	18001 3.55	47	61	82
1800	22931 4.03	21779 4.05	20775 4.07	19959 4.08	19379 4.08	18996 4.08	50	64	87
1900	24163 4.16	22943 4.18	21878 4.20	21013 4.21	20401 4.21	19996 4.21	52	68	92
2000	25398 4.29	24109 4.31	22984 4.33	22071 4.34	21428 4.34	21000 4.34	55	72	97
2100	26637 4.42	25278 4.44	24093 4.46	23132 4.47	22458 4.47	22009 4.47	58	75	103
2200	27878 4.55	26451 4.57	25205 4.59	24197 5.01	23494 5.01	23023 5.01	61	79	109
2300	29122 5.07	27627 5.10	26321 5.12	25265 5.14	24533 5.14	24042 5.14	64	83	114
2400	30369 5.20	28806 5.23	27441 5.25	26338 5.27	25576 5.27	25095 5.27	67	87	120
2500	31619 5.33	29988 5.36	28565 5.38	27415 5.40	26625 5.40	26128 5.40	70	91	128
2600	32871 5.46	31174 5.49	29691 5.51	28496 5.53	27678 5.53	27168 5.53	73	95	132
2700	34127 5.59	32363 6.02	30821 6.04	29581 6.06	28735 6.06	28212 6.06	76	99	136
PACK FLOW LO Δ FUEL = -0.3 %		PACK FLOW HI ON AND CARGO COOL ON Δ FUEL = - 0.5 %			ENGINE ANTI-ICE ON Δ FUEL = +1.0 %		TOTAL ANTI-ICE ON Δ FUEL = +6.0 %		

ZCC3804

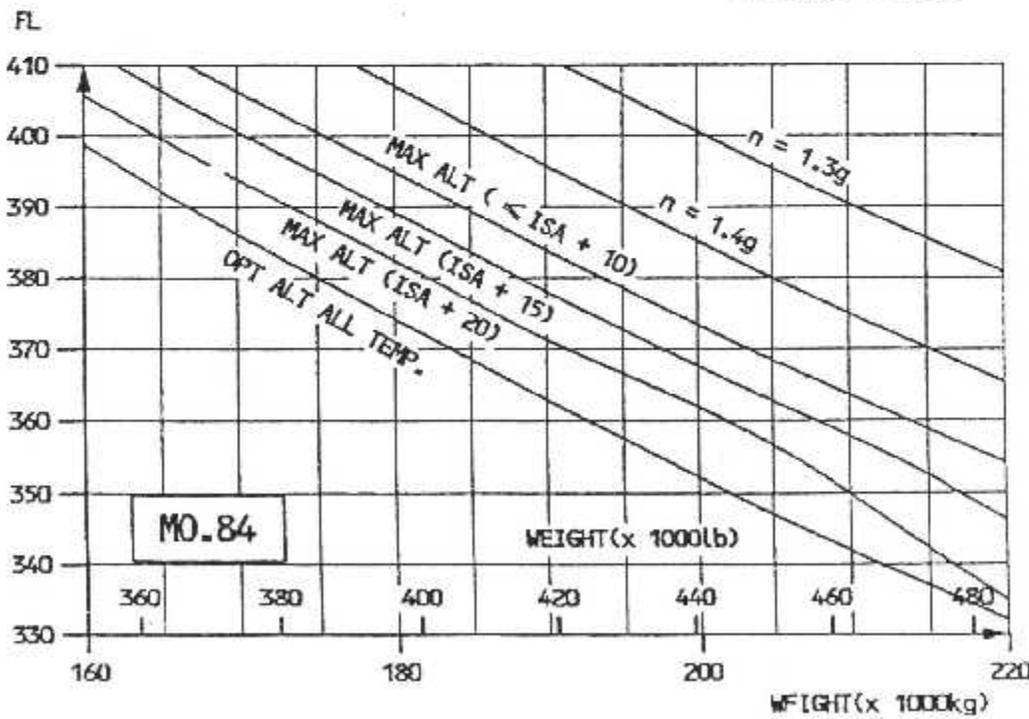
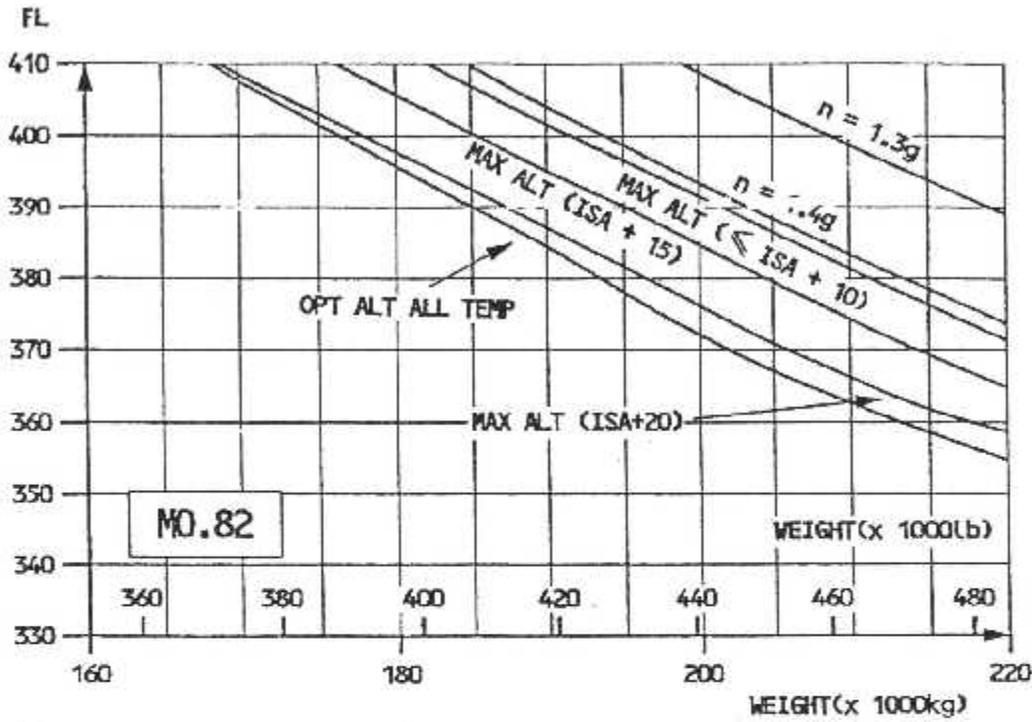
ANNEXE 2

 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	FLIGHT PLANNING CRUISE LEVEL		2.05.20	P 2
			SEQ 010	REV 05



Z003804

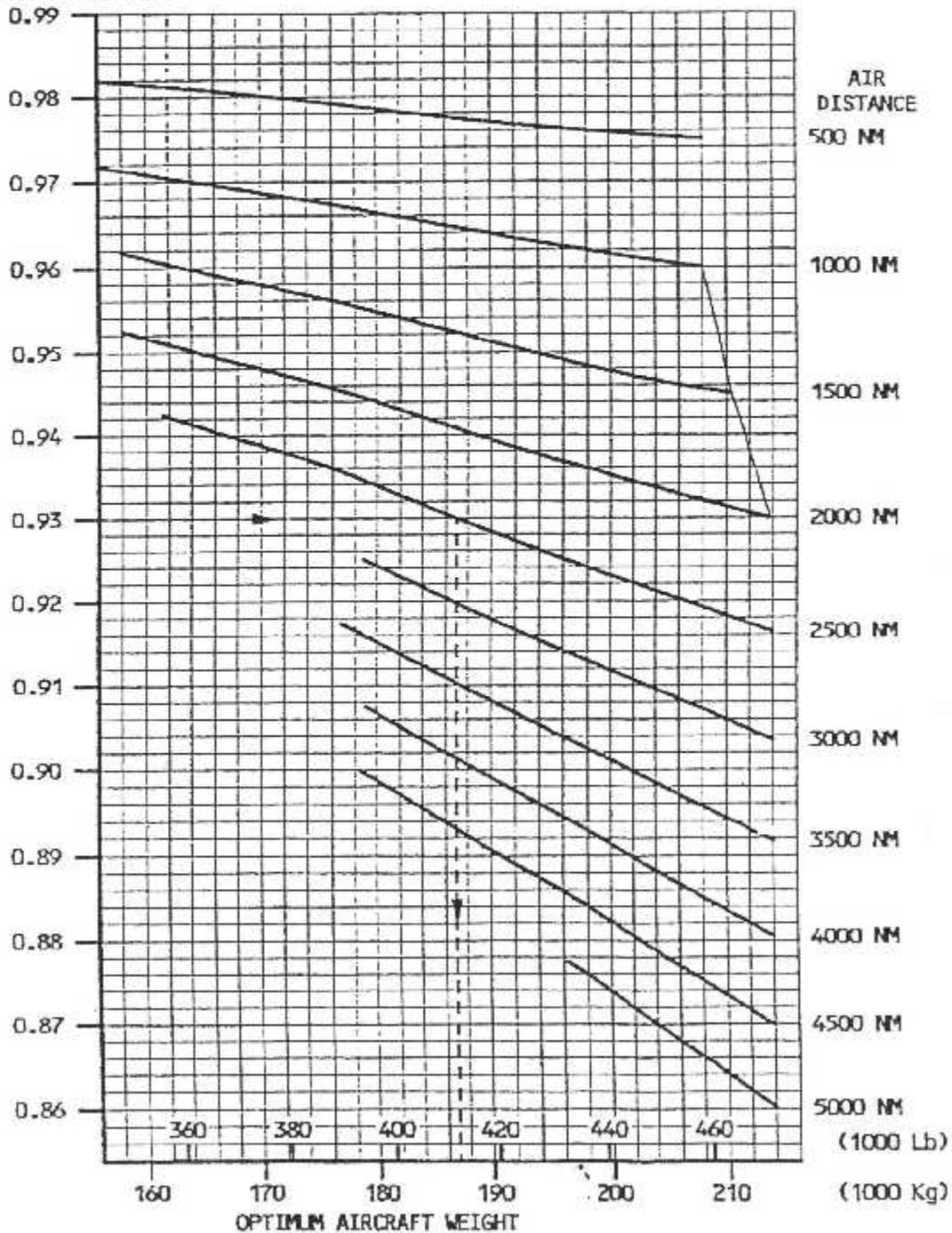
 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	FLIGHT PLANNING		2.05.20	P 3
	CRUISE LEVEL		SEQ 030	REV 05



 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	FLIGHT PLANNING	2.05.70	P 4
	FUEL TANKERING		NOV 95

FL 310

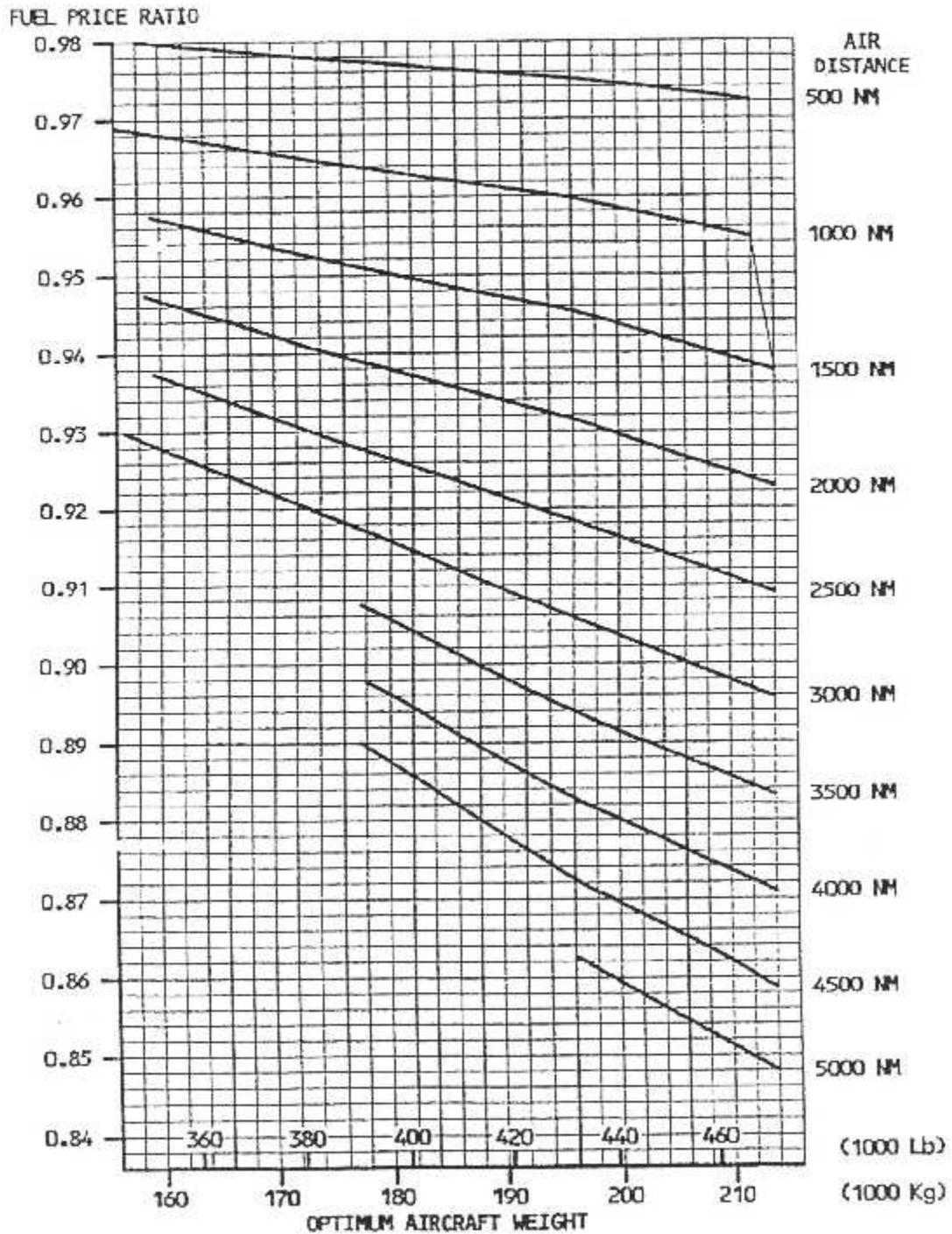
FUEL PRICE RATIO



Z0Q3801

 A330 <small>FLIGHT CREW OPERATING MANUAL</small>	FLIGHT PLANNING FUEL TANKERING	2.05.70	P 5
			NOV 95

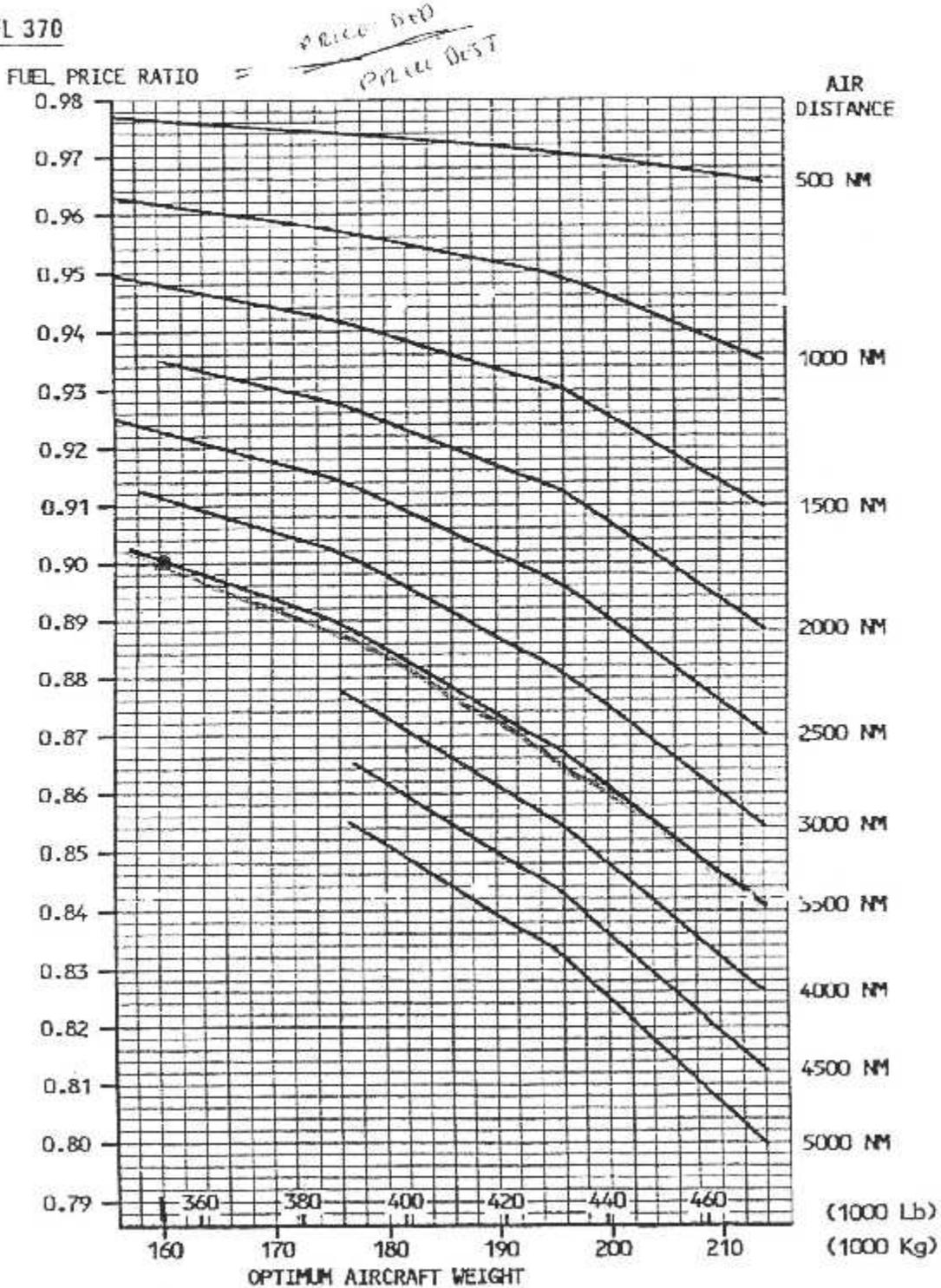
FL 330



Z0Q380T

 A330 <small>FLIGHT CREW OPERATING MANUAL</small>	FLIGHT PLANNING	2.05.70	P 7
	FUEL TANKFRING		NOV 95

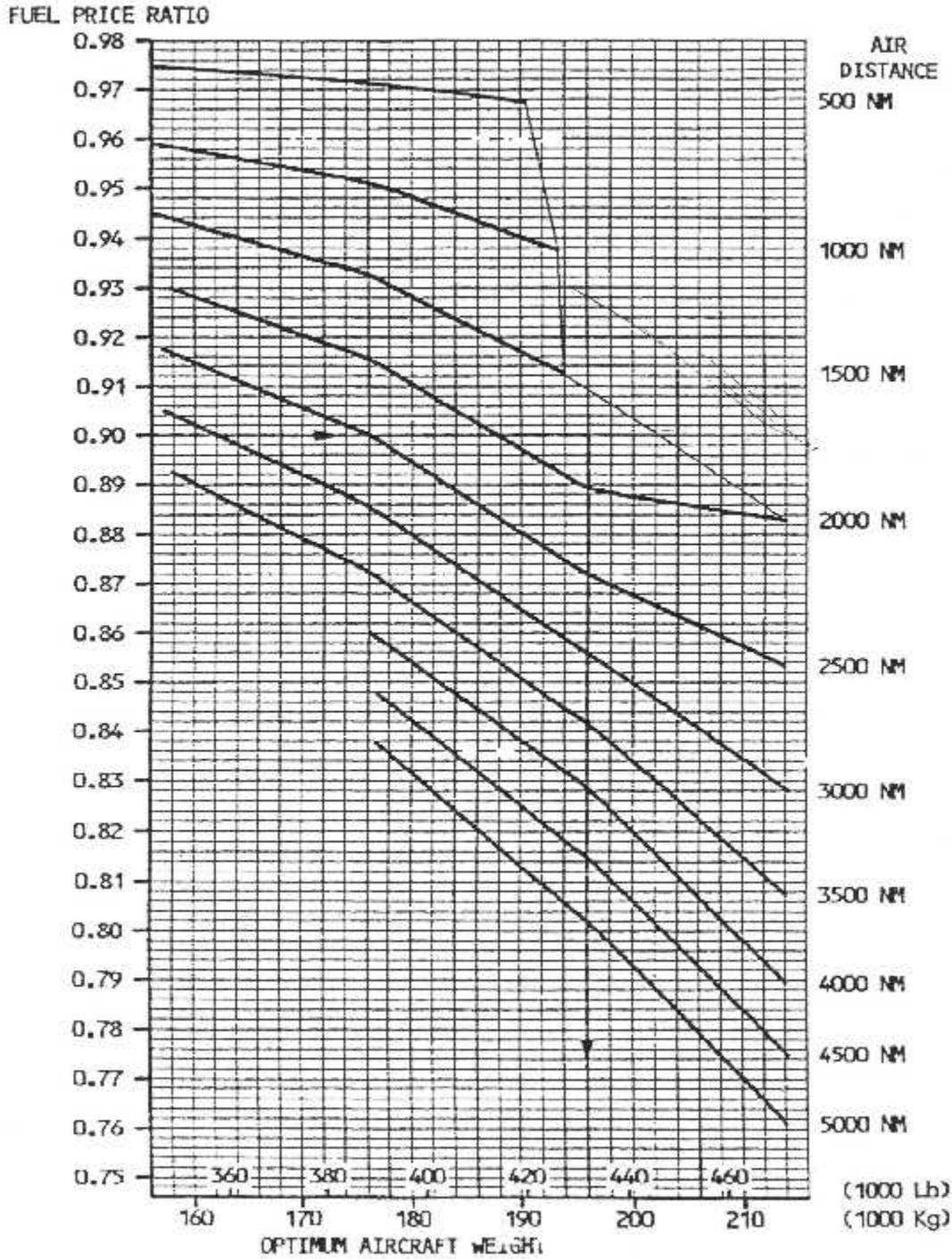
FL 370



Z0Q3801

 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	FLIGHT PLANNING	2.05.70	P 8
	FUEL TANKERING		NOV 95

FL 390



Z043001

 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	FLIGHT PLANNING	2.05.70	P 6
	FUEL TANKERING		NOV 95

FL 350

FUEL PRICE RATIO

0.98

0.97

0.96

0.95

0.94

0.93

0.92

0.91

0.90

0.89

0.88

0.87

0.86

0.85

0.84

0.83

AIR
DISTANCE
500 NM

1000 NM

1500 NM

2000 NM

2500 NM

3000 NM

3250 NM

3500 NM

4000 NM

4500 NM

5000 NM

(1000 Lb)

(1000 Kg)

OPTIMUM AIRCRAFT WEIGHT

160

170

180

190

200

210

360

380

400

420

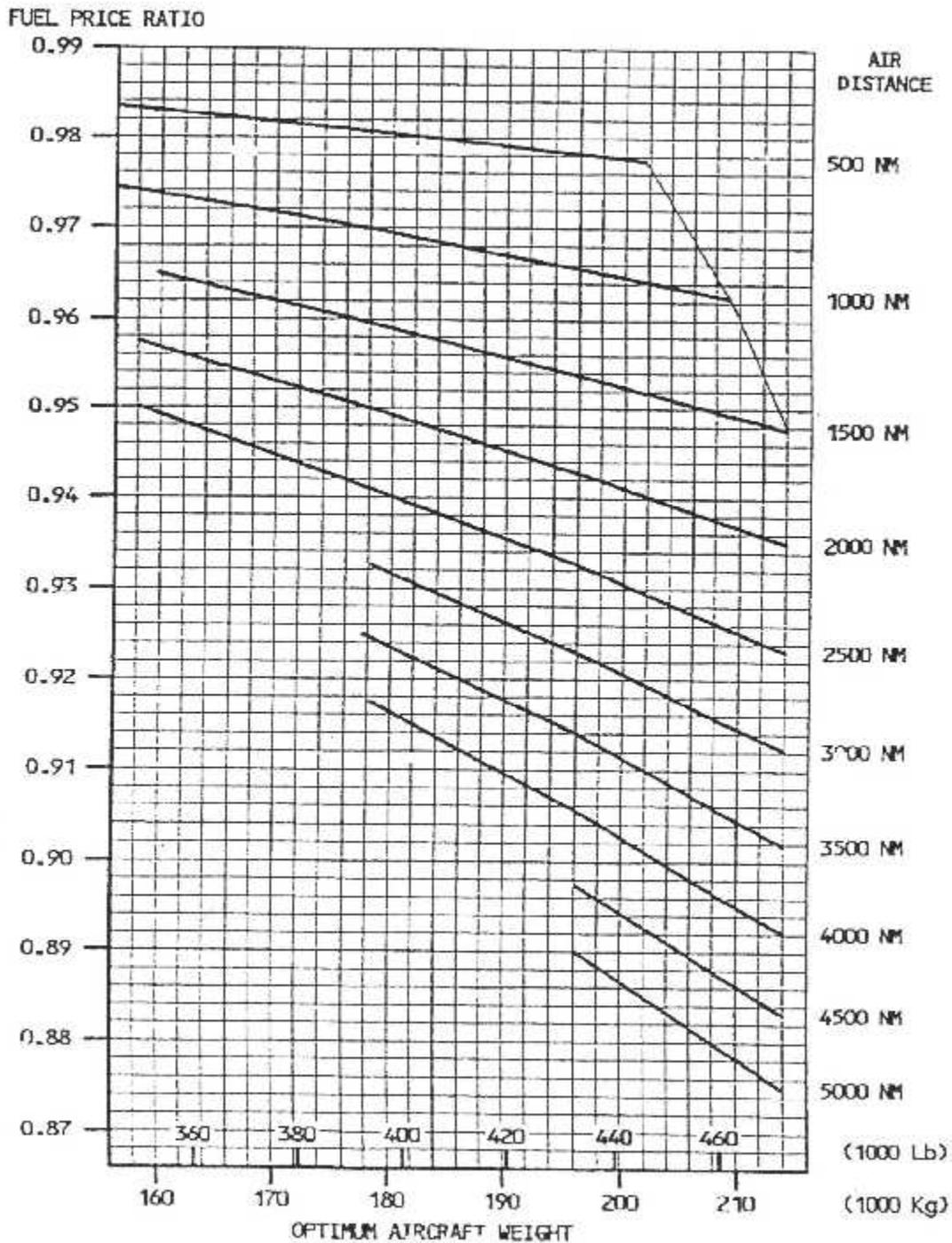
440

460

Z0

 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	FLIGHT PLANNING FUEL TANKERING	2.05.70	P 3
			NOV 95

FL 290



ZD 03801

BIBLIOGRAPHIE :

- 1- Operations aérienne (Tome II). (ENAC).
3eme edition 1989 (M martin).
- 2- Opération aérienne
Institut d'aéronautique JEAN MERMOZ.
- 3- Flight Crew Operating Manual (FCOM)
Airbus industrie.
- 4- Plan de vol technique service JETPLAN pour B767-400.
- 5-Site web : www.Boeing.com.
- 6- Documentation OACI :

ABREVIATIONS :

A-B-C

A/D : aérodrome.
ATC : air trafic control (contrôle de la circulation aérienne).
Cz : coefficient de portance.
Cx : coefficient de traînée.
CG : position du centre de gravite.
Ch : consommation horaire.
C° : degré celcius.
C/O : charge offerte.
C/F : charge fret.
Cr: coefficient de remplissage.

D-E-F

DA/HL: dinards algerien
DF: direction financière.
DPCG: direction de planification et de comptabilité générale.
Ev : équivalent de vitesse.
ENG : engine (moteur).
ENNA : entreprise nationale de la navigation aérienne.
FL : flight level (niveau de vol).
FT: feet (pieds).
F: finesse.
FIR: flight information region (region d'information de vol).

G-H-I

HL: hiktolitre.
IFR: instrument flight rules (vol au instruments).
ISA: standards air temperature(temperature standard).

J-K-L

KG: kilogrammes.
KT: knots (noeuds).
LRC: long range cruise.

M-N-O

MTOW: maximum take off weight.
MLW: maximum landing weight.
MZFW: maximum zéro fuel weight.
MMO: mach maximal operation.
MMR: mach maximum range.
MMLF: masse maximale au lachet des freins.
NM: nautique miles.

P-Q-R

Pc: prix de carburant.
PNT : personnel navigant technique.
PNC : personnel navigant commerciale.

S-T-V

TAS : true air speed.
TOC : top of climb.
TOD: top of descent.
Vopt: vitesse optimale.
VMO: vitesse maximale en opération.
VFR : visuel flight rules (vol à vue).

W-X-Y-Z

Wu: puissance utile
Wn: puissance nécessaire.
Zp: altitude pression.