

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

UNIVERSITE SAAD DAHLAB BLIDA
FACULTE DE SCIENCE DE L'INGENIEUR

DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE

Mémoire pour l'obtention
D'un diplôme d'Ingénieur d'Etat en Aéronautique

Option : Opération aérienne

Thème :

**MESURE OPERATIONNELLES
VISANT
L'ECONOMIE DE CARBURANT
Pour A330-200**

Présenté par :

**Melle. BOUAZZA Soror
Mr. ZAKOUR Adel Tayeb**

Encadrer par:

Mr. TERMELILE Farid

Promotion 2006

Tables des matières

INTRODUCTION.....	i
CHAPITRE I : Présentation Compagnie – Appareil	
I.1 Présentation de la compagnie.....	1
1.1 Historique.....	1
1.2 Réglementation et organisation	2
1.3 Actualités et perspectives.....	2
1.4 Activités.....	3
1.4.1 Réseau National	3
1.4.2 Réseau International.....	3
1.5 Flotte.....	4
I.2 Présentation de l'appareil.....	5
2.1 Historique de l'A330-200.....	5
2.2 Enjeux économiques de l'A330-200.....	7
2.3 Caractéristiques techniques de l'A330-200.....	8
CHAPITRE II : PROCEDURES Pré vol	
II.1 carburant réglementaire à embarquer.....	11
1.1 Introduction.....	11
1.2 Roulage (TAXI).....	12
1.3 Delistage.....	15
1.4 Réserve de route RR.....	16
1.5 Réserve de dégagement RD.....	17
1.6 Réserve final RF.....	18
1.7 Carburant additionnel.....	19
1.8 Carburant supplémentaire	19
1.9 Carburant ETOPS.....	19
1.10 Conclusion	21
II.2 Transport carburant.....	22
2.1 Introduction.....	22
2.2 Coefficient de transport K.....	22
2.3 Calcul du Gain/perte.....	23
2.3.1 Cas du vol a Mach constant.....	23
2.3.2 Cas du vol a lange range ou PRM.....	24
2.4 Conclusion.....	26
II.3 Centrage.....	27
3.1 Introduction.....	27
3.2 Gestion Automatique du centre de gravité CDG.....	28
3.3 Influence sur la surconsommation carburant.....	28
3.4 Conclusion.....	30
II.4 ETOPS	31
4.1 Introduction.....	31
4.2 Analyse fuel / temps de la ligne ALGER-MONTREAL.....	31
4.2.1 Données opérationnelles.....	31

4.2.2	Définition de la zone d'opération.....	32
4.2.3	Présentation graphique.....	34
4.3	Tableau de comparaison d'étape.....	38
4.5	Conclusion.....	38
II.5	Auxiliary Power Unit APU.....	39
5.1	Introduction.....	39
5.2	Consommation APU.....	39
5.2.1	Alimentation électrique.....	40
5.2.2	Conditionnement d'air.....	40
5.2.3	Démarrage des moteurs.....	40
5.3	Mesures opérationnelles.....	41
5.4	Conclusion.....	41
II.6	Coefficient de dégradation.....	42
6.1	Introduction.....	42
6.2	Le programme aircraft performance monitoring APM.....	42
6.3	Ecoulement des données dans le programme APM.....	43
6.4	Description de l'écoulement générale des données dans le programme APM.....	45
6.5	Conclusion.....	51
		52

CHAPITRE III : Performances En vol

III.1	Décollage et montée initiale.....	52
1.1	Introduction.....	52
1.2	Prélèvement.....	52
1.3	Configuration.....	52
1.4	L'effet de la surcharge.....	53
1.5	Conclusion.....	53
III.2	La montée.....	55
2.1	Introduction.....	56
2.2	Effet des techniques de montée sur la consommation carburant.....	57
2.3	Consommation carburant par rapport au temps.....	59
2.4	Montée économique.....	59
2.4.1	Flex take off.....	60
2.4.2	Derated take off.....	61
2.5	Conclusion.....	61
III.3	La croisière.....	62
3.1	Introduction.....	62
3.2	Optimisation de l'altitude de croisière.....	62
3.2.1	Altitude de croisement contre altitude optimale.....	64
3.2.2	Montée en palier 'STEPPED CLIMB'.....	65
3.3	Altitude optimale sur les étapes courtes.....	68
3.4	Optimisation de la vitesse de croisière.....	69
3.4.1	Influence du vent sur le Mach.....	70
3.4.2	Utilisation du FMS en 'MODE GESTION'.....	71
3.4.3	Nombre de Mach Economique.....	71
3.5	Cost index.....	72
3.6	conclusion.....	79
III.4	La descente.....	81
4.1	Introduction.....	81

4.2	Effet des techniques de descente sur la consommation carburant...	82
4.3	Mode de descente contrôlée.....	84
4.4	Mode de descente prématurée.....	84
4.5	Conclusion.....	86
III.5	L'attente.....	88
5.1	Introduction.....	88
5.2	Vitesse green dot speed.....	88
5.3	Divers combinaisons de configuration/vitesse.....	91
5.4	Conclusion.....	93
III.6	Approche.....	94
6.1	Interception de l'alignement de descente	94
6.2	Sortie trains d'atterrissage	94
6.3	Techniques d'approche.....	94
6.4	Conclusion.....	95

CHAPITRE IV: Bénéfices économiques

IV.I	Procédure pré vol.....	96
IV.II	Performances en vol.....	103
	Conclusion.....	104

Index des tables

Index des figures

BIBLIOGRAPHIE

ABBREVIATIONS

ANNEXS

DEDICACE

Je dédie ce modeste travail à mes chers parents, mes sœurs, mes frères, ainsi à mes amie ASMAA, WAHIBA, RATIBA et AKILA.

A mon binome ADEL

Sans oublier mon encadreur monsieur TERMELLILE FARID, et tous les ingénieurs et les TAN/O de la compagnie AIR ALGERIE.

Je dédie également à mes professeurs, université SAAD DAHLEB de BLIDA, institut d'aéronautique IAB.

A tous ceux qui m'aiment.

DEDICACE

*Je dédie ce modeste travail à mes
chers parents, ma sœur, ainsi à mes
amies*

A ma binome SOROR

*Sans oublier mon encadreur
monsieur TERMELLILE FARID, et
tous les ingénieurs et les TAN/O de
la compagnie AIR ALGERIE.*

*Je dédie également à mes
professeurs, université SAAD
DAHLEB de BLIDA, institut
d'aéronautique IAB.*

A tous ceux qui m'aiment.

ADEL

Remerciements

*Nous remercions Dieu le tout puissant pour nous avoir aidé à préparer ce projet fin d'étude. Nous remercions cordialement le sous-directeur des opérations aériennes, monsieur **TERMELILE Farid**, pour avoir accepté de suivre notre travail avec énormément de disponibilité, de bonnes remarques, beaucoup de conseils. N'oublions pas tous les membres du personnel de la sous direction des opérations aériennes, y compris le département PVD, et même les chauffeurs, les agents de sécurité et le service **Bien Net**.*

Nos remerciements vont aussi au président et aux membres du jury pour nous avoir fait l'honneur d'évaluer notre travail.

Tous nos remerciements chaleureux, à nos parents pour leur soutien moral et leur large compréhension

Nous tenons également à remercier toute personne ayant contribué de près ou de loin à la réalisation de ce travail.

Merci

INTRODUCTION

Le transport aérien est un secteur fragile, sa fragilité est due à l'influence de la fluctuation du prix carburant au court de l'année.

L'évolution des prix du kérosène a provoqué le choc pour toute les compagnies aériennes c'est dernières années, le prix du baril a connu un doublement en dollars depuis 2 ans et 5 fois le niveau le plus bas de 1998-1999, même il y a un écart très important entre le prix du brut et celui du kérosène.

Les graphiques suivants montre les évolutions des prix du kérosène sur la période 1990-2005

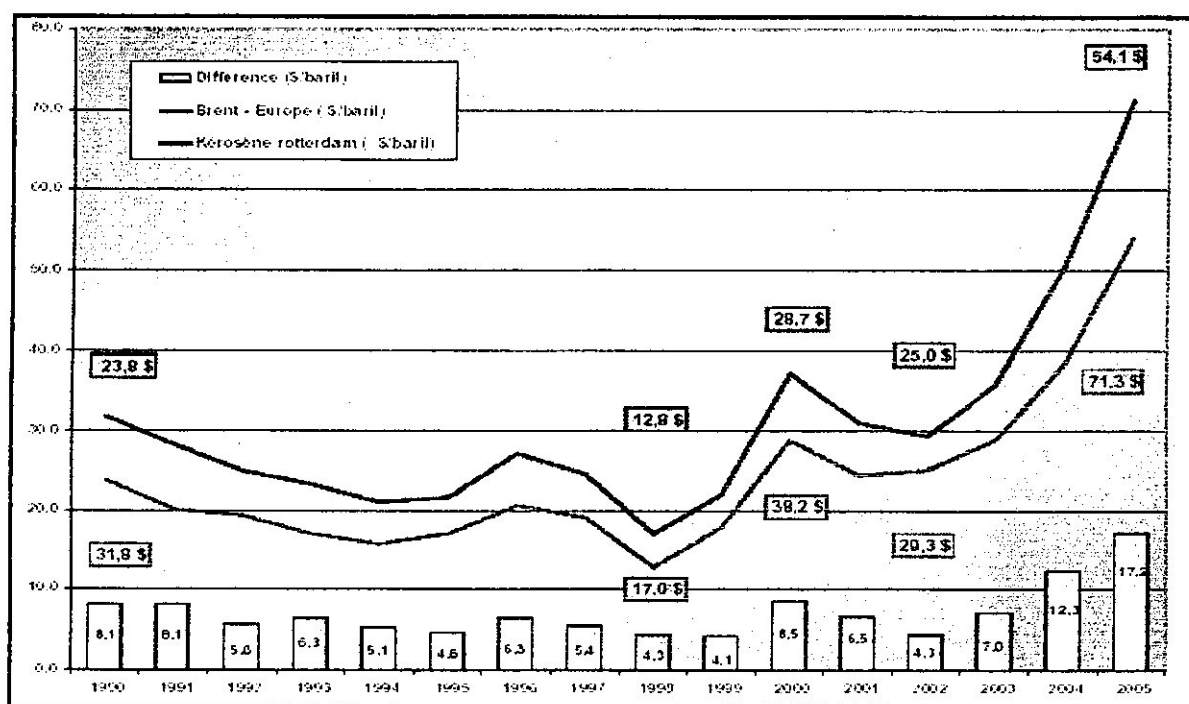


Fig 01 : Des évolutions très fortes sur la période 1990-2005

Le carburant représente aujourd'hui 22% des coûts totaux de l'industrie mondiale du transport aérien et la facture a été élevée à 90 milliards de dollars pour 2005, en hausse de + 43% par rapport à 2004.

L'impact sur la demande pourrait être évoluée du fait d'un effet dépressif sur l'économie et par le jeu de l'élasticité du prix si la hausse est intégralement répercutée par exemple:

Si le carburant représente 13% des charges à 30 \$, le coût global augmente de 9% pour un baril à 50\$.

Etant donné la vive concurrence qui sévit dans l'aérien, une hausse du poste carburant force les compagnies à répercuter cette hausse sur les passagers, au risque de perdre des parts de marché, ou bien réduire leurs marges commerciales, la hausse du prix des billets ne compense toutefois qu'une partie L'effet pétrole, forçant les transporteurs à tenter de réduire leurs coûts. Les compagnies s'efforcent de remplacer leurs appareils vieillissants par des avions moins gourmands en kérosène, comme AIR ALGERIE la fait avec l'acquisition de cinq A330-200 et de quinze B737 NG , qui permet une réduction de la consommation carburant.

En effet l'IATA a mené également une campagne pour raccourcir les routes aériennes autour du globe et améliore les techniques d'exploitation.

Enfin, le but principal de notre projet fin d'étude consiste à réduire la consommation de carburant et les coûts inhérents sans nuire à la sécurité, et à optimiser la masse opérationnelle des avions faisant appel à des mesures opérationnelles au sein de la compagnie Air Algérie.



I.1 Présentation de la compagnie

1.1 HISTORIQUE

De part son rôle essentiel dans l'activité économique « AIR ALGERIE » est considérée dès l'indépendance comme l'instrument privilégié de l'exercice de la politique économique du pays, qui devrait permettre à l'Algérie de développer la coopération commerciale et culturelle avec ses partenaires.

La principale préoccupation des pouvoirs publics consistait à promouvoir l'avion de façon à répondre à des besoins de plusieurs aires géographiques, sociale et touristique.

Crée en 1947, dans le but d'exploiter un réseau dense et régulier des lignes aériennes entre l'Algérie et la France.

Le 23 Mai 1953, à la suite de la fusion des deux organismes qui existaient auparavant, la compagnie de transport aérien AIR ALGERIE entra officiellement en activité.

Dix ans plus tard, en Février 1963 à la suite de l'indépendance de l'Algérie elle devient compagnies nationales, sous tutelle du Ministère des Transports, son contrôle est assuré à 50%.

Le 26 Mars 1971 est une date historique dans la vie de la compagnie venant de SEATTLE « U.S.A » deux BOEING 727-200 arrivent à Alger dotée des

Février 1972, l'arrivée du premier BOEING 737-200 à Alger, par cette acquisition AIR ALGERIE est la première compagnie au monde à utiliser cet aéronef jet, en cette année, et conformément à la politique de récupération des ressources nationales, AIR ALGERIE rachète les dernières actions détenues par les sociétés étrangères et devient une entreprise à 100% algérienne.

Pendant la décennie 1980, la flotte s'enrichit d'une nouvelle race d'avions l'AIRBUS de type gros porteur parfaitement adapté à l'exploitation de certaines lignes génératrices d'un fort courant de trafic tel que ALGERIE / FRANCE.

La compagnie a connu plusieurs opérations de restructuration dont notamment celle de 1983 qui la scinda en deux compagnies (une pour l'intérieur, l'autre pour l'international) et celle de 1984 qui lui attribua, en plus des deux réseaux aériens, la gestion des aéroports.

L'incompatibilité de cette dernière fonction avec la nature de la compagnie a été une des raisons de la création des EGSA en 1987.

En 2005, Air Algérie a engagée dans une vaste opération de renouvellement de sa flotte,

Le programme d'exploitation est par ailleurs, judicieusement étudié de telle façon à offrir le maximum de vols à chaque ligne desservie, dans le but de satisfaire sa clientèle sur les deux réseaux exploités (domestique et international) et pour répondre à sa demande.

1.2 Réglementation et organisation

Le Décret n°83-464 du 30 juillet 1983 porte réaménagement des statuts de la société nationale de transport et de travail aérien « Air Algérie », l'entreprise Air Algérie est dotée de la personnalité civile et de l'autonomie financière. Elle est chargée, conformément au plan national de développement économique et social et aux dispositions de la loi n°64-166 du 8 juin 1964 relative aux services aériens, d'exploiter les lignes aériennes internationales dans le cadre des conventions et accords internationaux et, éventuellement, de concourir à l'exploitation de parcours mixtes impliquant une ou plusieurs escales à l'intérieur du territoire national. Dans ce cadre, elle assure les transports publics réguliers et non réguliers de personnes, de bagages, de fret et de courrier.

1.3 Actualités et perspective

En date du 17 février 1997, la compagnie est passée du statut de « Société Nationale de Transport et de Travail Aérien » à celui « d'Entreprise Publique Economique, Société par actions, EPE / SPA ».

- **Dénomination** : Air Algérie.
- **Siège social** : 1, place Maurice Audin Alger.
- **Capital social** :
 - 2 500 000 000 DA en 1997
 - 6 000 000 000 DA en 2000
 - 14 000 000 000 DA en 2002
 - 28 000 000 000 DA en 2005

En Juin 2005, à travers un plan d'action audacieux, la compagnie s'engage dans une dynamique de changement exprimé à travers :

- le renouvellement de sa flotte, met en vente 17 appareils. Il s'agit de 6 aéronefs de type Boeing, 2 Airbus, 7 Fokker et 2 Hercules.
- l'acquisition de cinq aéronefs d'AIRBUS A330 de nouvelle génération.
- La modernisation, la mise à niveau et la préparation à la certification aux normes internationales de son organisation son fonctionnement et de ses structures.
- La mise à niveau de son potentiel humain.

1.4 Activités

1.4.1 Réseau National

La compagnie nationale Air Algérie opère sur un réseau domestique d'une longueur d'environ 13 000km Ce réseau est composé de trois zones : Nord/nord 11, nord/sud : 32 et sud/sud : 24

1.4.2 Réseau International

Aujourd'hui avec près de 3.5 millions de passagers transportés chaque année Air Algérie dessert environ 35 destinations.

Air Algérie assure plus de 300 vols hebdomadaires sur le réseau international

Réseau	Pays	Escales	code
France	France	Paris Marseille Lyon Toulouse Nice Lille Orly	PAR MRS LYS TLS NCE LIL ORY
Europe	Italie Suisse Allemagne Espagne Belgique Angleterre Russie Pologne Tchéquie	Rome Geneva Frankfurt Berlin Palma Madrid Barcelone Alicante Bruxelles Londres Moscou Varsovie Prague	RME GVA FERA SXF PMI MAD BCN ALC BRU LON MOW VAW PRG
Maghreb ET Moyen -Orient	Tunisie Maroc Egypte Jordanie Syrie A saoudite E.A.U Turquie	Tunis Casablanca Caire Amman Damas Jeddah Sarjah Istanbul	TUN CAS CAI AMM DAM JED SHJ IST
Afrique	Niger Mali Sénégal Burkina-faso Mauritanie Cote d'ivoire	Niamey Bamako Dakar Ouagadougou Nouakchott Abidjan	NIM BKO DKR OUA NKC ADJ

1.5 Flotte

Actuellement, le renouvellement de la flotte est un grand acquis pour le développement de la compagnie et il permettra une meilleure maîtrise des coûts synonymes d'un meilleur résultat d'exploitation et d'un maintien aux normes de sécurité internationales.

AIRCRAFT	ENGINE	REG NO	BUILT YEAR
A330-200	CF6-80E1A4	7T-VJV	2005
A330-200	CF6-80E1A4	7T-VJW	2005
A330-200	CF6-80E1A4	7T-VJX	2005
A330-200	CF6-80E1A4	7T-VJY	2005
A330-200	CF6-80E1A2	7T-VJZ	2005
767-300	CF6-80C2B2F	7T-VJG	1990
767-300	CF6-80C2B2F	7T-VJH	1990
767-300	CF6-80C2B2F	7T-VJI	1990
737-800	CFM56-7B-27	7T-VJJ	2000
737-800	CFM56-7B-27	7T-VJK	2000
737-800	CFM56-7B-27	7T-VJL	2000
737-800	CFM56-7B-24	7T-VJM	2000
737-800	CFM56-7B-24	7T-VJN	2001
737-800	CFM56-7B-24	7T-VJO	2001
737-800	CFM56-7B-24	7T-VJP	2001
737-800	CFM56-7B-27	7T-VKA	2005
737-800	CFM56-7B-27	7T-VKB	2005
737-800	CFM56-7B-27	TC-VKC	2005
737-600	CFM56-7B-22	7T-VJQ	2002
737-600	CFM56-7B-22	7T-VJR	2002
737-600	CFM56-7B-22	7T-VJS	2002
737-600	CFM56-7B-22	7T-VJT	2002
737-600	CFM56-7B-22	7T-VJU	2002
72-500	PW127E	7T-VUI	2003
72-500	PW127E	7T-VUL	2004
72-500	PW127E	7T-VUM	2003
72-500	PW127E	7T-VUJ	2003
72-500	PW127E	7T-VUK	2003
72-500	PW127E	7T-VUN	2003
L-382G	501-D22A	7T-VHG	1981
L-382G	501-D22A	7T-VHL	1981
F27-400M	DART536-7R	7T-VRQ	1976
F27-400M	DART536-7R	7T-VRK	1977
737-200C	JT8D-15	7T-VES	1977

Renouvellement de la flotte

L'anticipation d'un prix durablement plus élevé du carburant favorise un renouvellement de la flotte par des appareils moins consommateurs, ce renouvellement a fait évoluer technologiquement la compagnie.

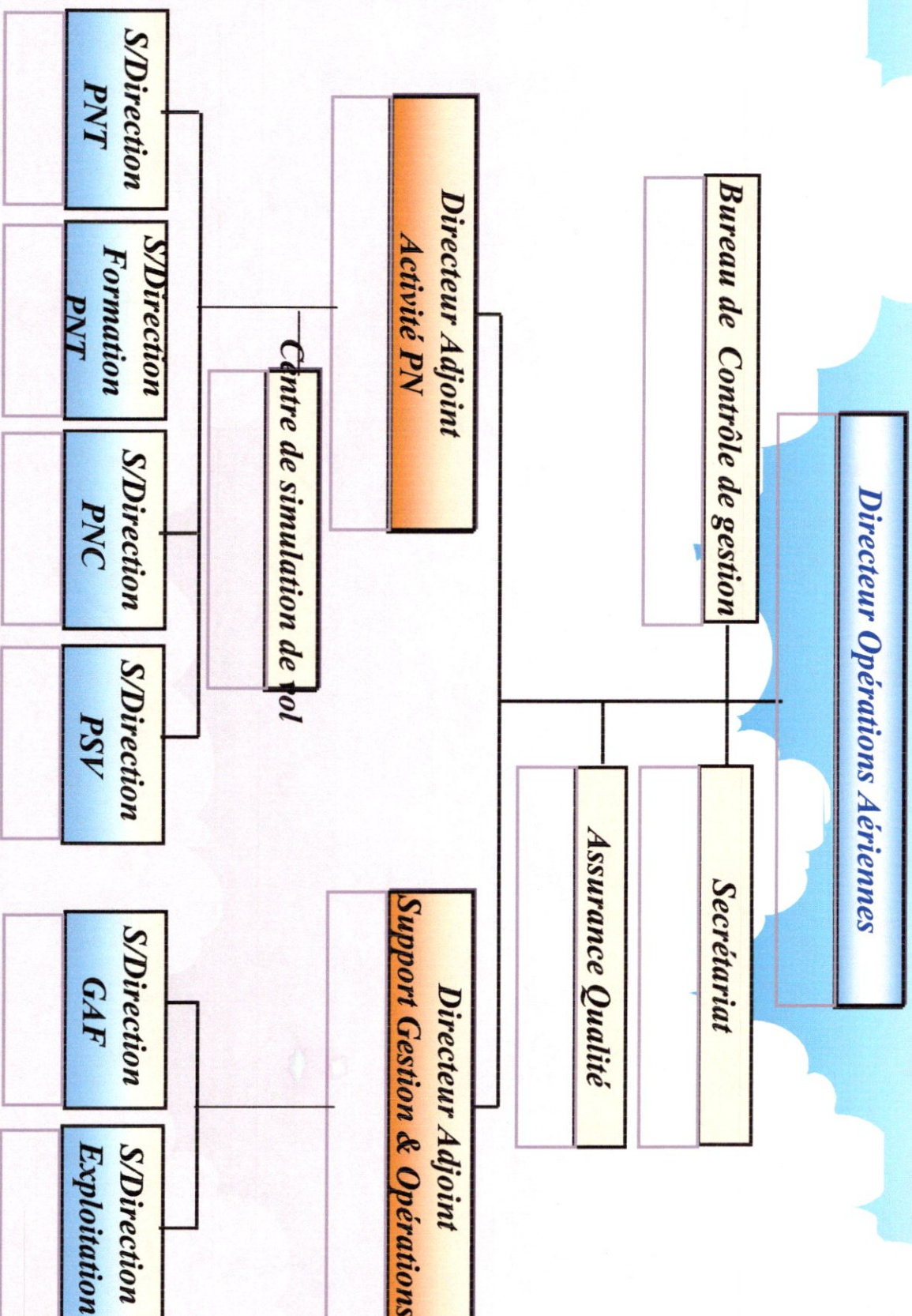
Les tous nouveaux appareils, comme les A330-200, offriront des Avantages considérables par rapport aux types existants:

- la consommation de carburant et les besoins de maintenance sont largement inférieurs
- Une meilleure gestion des coûts d'exploitation comme celui du carburant.
- De nouveaux débouchés rentables sont à explorer grâce à l'Autonomie de vol et à une vitesse supérieure permettant d'explorer de nouveaux marchés en expansion en particulier, sur des liaisons plus longues, et à trafic moindre autrefois peu viables.
- Caractéristiques améliorées incluant des aménagements cabine de nouvelle génération
- Potentiel de revenus tirés du fret supérieur grâce aux performances supérieures de ces avions et à leurs soutes plus spacieuses
- Une qualité de service supérieure grâce à une exploitation simplifiée et un plus grand confort.

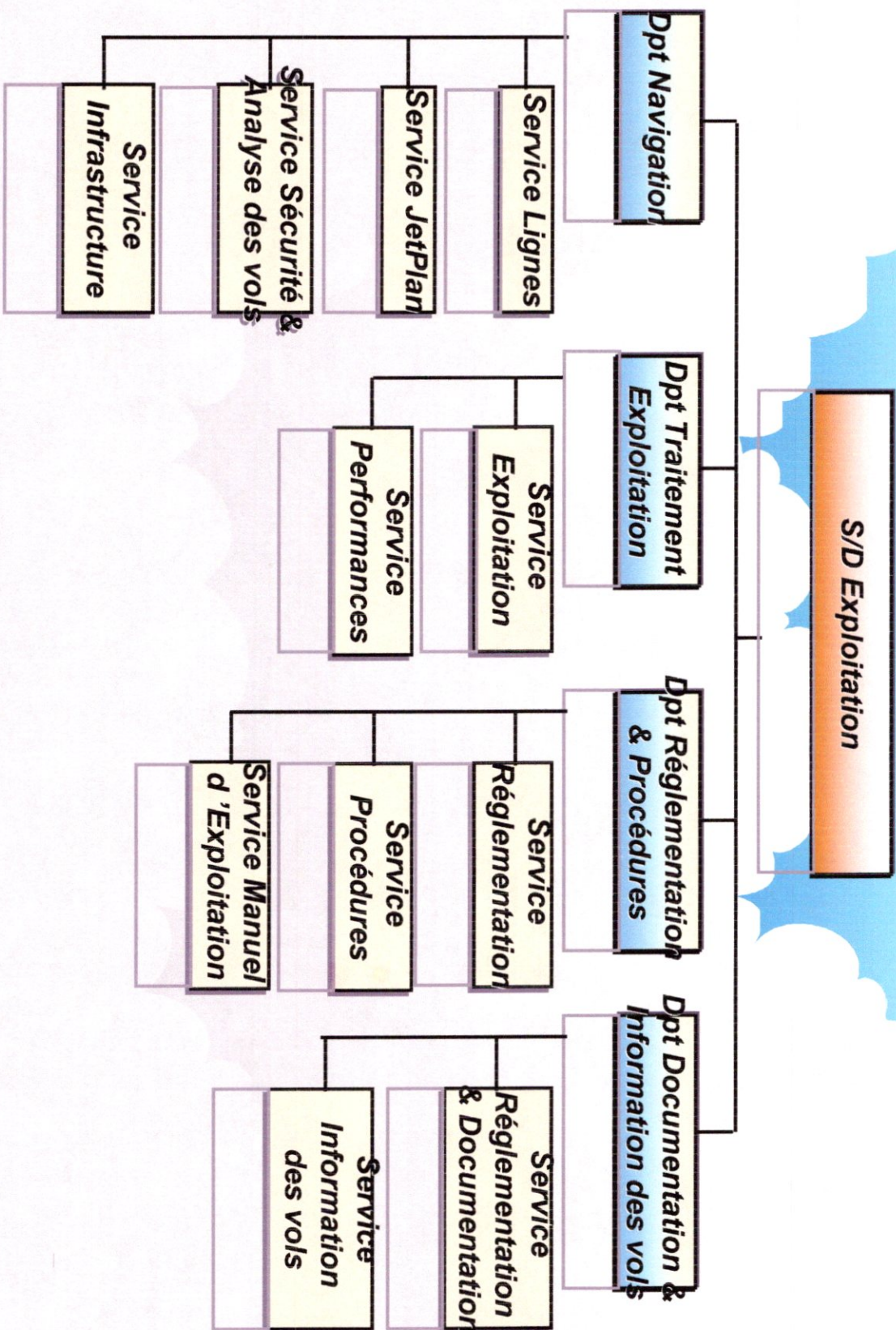
Or, la composition de la flotte a un impact direct sur la part des dépenses de kérosène dans les charges totales , elle est de 10% pour les compagnies exploitant des appareils de nouvelle génération, mais de 30% pour des compagnies exploitant des appareils plus anciens, en effet les appareils de nouvelle génération consomment en moyenne 20% de moins de fuel que les appareils de mid-génération (Appareils des années 80) et 40% de moins que des appareils d'ancienne génération Un appareil de plus grande capacité type A 330, consomme 58% de moins qu'un DC10 (source AIRBUS).

Conclusion

Plus le niveau du prix du pétrole brut est élevé, plus les compagnies tendent à renouveler leur flotte, le renouvellement à venir va donc favoriser de manière indirecte la consommation des avions et par voie de conséquence, une diminution des émissions de gaz à effet de serre à trafic constant, donc un avantage écologique.



ORGANIGRAMME GENERAL
S/D EXPLOITATION



Presentation de l'Apareil A330-200



I.2 Présentation de l'Appareil

2.1 Historique de l'A330-200

Lancé en 1995, "A330-200" leader incontesté de sa catégorie, le biréacteur le plus long-courrier de la famille Airbus en service a enregistré 218 commandes depuis le lancement du B767-300ER, son concurrent direct, qui totalise 37 commandes, d'ores et déjà livrées, deux clients (américains) seulement. Ces chiffres illustrent le remarquable succès de l'A330-200 sur le marché.

L'A330-200 fait partie de la famille des gros porteurs d'Airbus, développé pour des vols long moyen courrier.

Le programme de développement de l'A330 a démarré en Novembre 1995, les tests en vol ont commencé le 13 août 1997 avec les pilotes de test William Washington et Bernd Schäfer. Le premier A330-200 était équipé par des moteurs General Electric CF6-80E1 mais d'autres variantes sont équipés des Pratt & Whitney et de Rolls-royce. La certification type FAA et JAA a été effectuée le 31 mars 1998 après 169 vol et 380 heures de vol.

L'A330-200 est basé sur l'A330-300 et partage les mêmes systèmes, cellule, cockpit, voilure, la seule différence réside sur la longueur du fuselage qui est un peu plus court 59.00m (63.70m pour le 300), ce qui permet une configuration de 256 passagers en 3 classes ou 293 en 2 classes.

A cause de cette nouvelle longueur l'A330-200 dispose d'un plus grand empennage horizontal et vertical pour pallier au raccourcissement du bras de levier, un autre changement très important est l'installation d'un réservoir central de carburant qui augmente sa capacité et lui permet d'avoir un rayon de 12000km.

Cet appareil peut facilement desservir sans escale des villes telles que Montréal, Québec, San Francisco, Lima ou Singapour, Tokyo aussi, au départ de Alger.

2.2 Enjeux économiques de l'A330-200

L'A330-200 est le plus petit membre de la famille gros porteur long courrier d'Airbus. C'est aussi celui qui rencontre le plus de succès auprès des compagnies grâce entre autre à son imposant rayon d'action.

- L'A330-200 fut lancé en Novembre 1995 sur un simple constat, les compagnies aériennes demandent toujours plus d'autonomie pour des coûts de maintenance toujours plus faible. Dans ce contexte, l'intérêt pour les biréacteurs par rapport aux quadriréacteurs ou aux triréacteurs s'en trouve augmenté: l'achat, la maintenance et le remplacement de deux moteurs revenant évidemment moins cher que pour trois ou quatre moteurs. Avec l'arrivée de biréacteurs gros porteurs (Airbus A330) fait preuve d'une fiabilité exceptionnelle et équipés de moteurs possédant une grande réserve de puissance en cas de panne, des vols ETOPS furent autorisés à partir de 1985. Ces vols permettent à des biréacteurs de s'affranchir partiellement de la règle des "90 minutes" qui leur interdit de s'éloigner à plus de 90 minutes de vol avec un moteur en panne d'un aéroport de déroutement.
- Face à la montée en puissance de ces vols ETOPS, Airbus réagit différemment, les bimoteurs gros porteurs ETOPS perdent leurs avantages sur les quadri au delà de 11.000 km d'autonomie. Un bimoteur conçu pour des étapes de 12.500 km dans la catégorie des 300 passagers visée par l'A330 se verrait ainsi pénalisé par un effet "boule de neige" entre divers facteurs : poids de la machine, puissance des moteurs, charge en carburant.
- Airbus avait semble-t-il sous estimé le potentiel des vols ETOPS et c'est pour ne pas se laisser doubler par son concurrent que le consortium décida de lancer l'A330-200, version à capacité réduite et autonomie accrue de l'A330-300. Cet avion, croisement entre l'A330-300, l'A340-300 et l'A340-200, devait doper les ventes des gros fuselages européens et affronter directement le Boeing 767 sur le terrain des vols ETOPS.
- Les transporteurs peuvent profiter d'une flexibilité exemplaire, les équipages pouvant posséder une qualification multiple ou Cross Crew Qualification. Cette flexibilité se retrouve aussi au niveau des commandes. Bien qu'elle soit ici assez limitée en raison du nombre différent de moteurs, des changements de commandes peuvent être facilement effectués.
- L' A330 présente de nombreux points communs avec le reste de la gamme Airbus (la famille A320, A340 et Aussi le très gros porteur A380), On y retrouve le mini manche latéral caractéristique des Airbus, mais aussi les six écrans couleurs intégrés EFIS, ainsi que la disposition des autres instruments. Le temps de formation des pilotes qui ont déjà une expérience sur un avion de la famille A320 s'en trouve alors réduit à 8 jours soit une réduction pouvant atteindre une vingtaine de jours sur une formation "normale".
- L'A330-200 semble aussi promis à une belle carrière militaire. Bien qu'aujourd'hui aucune version militaire de cet appareil n'existe, EADS compte bien imposer son

A330-200 sur le marché des ravitailleurs en vol. Une proposition basée sur une cellule d'A330-200 pour la fourniture d'un service de ravitaillement en vol.

2.3 Caractéristiques techniques de L'A330-200

Dimensions avion

	METRIC	IMPERIAL
Overall length	63.69 m	192 ft
Height	16.83 m.	57 ft
Fuselage diameter	5.64 m.	18 ft
Maximum cabin width	5.28 m.	17 ft
Cabin length	45.0 m.	147 ft
Wingspan (geometric)	60.3 m.	197 ft
Wing area (reference)	361.6 m ²	3,892 ft ²
Wing sweep (25% chord)	30 degrees	30 degrees
Wheelbase	22.2 m.	72 ft
Wheel track	10.69 m.	35 ft

Données opérationnelles de base

	METRIC	IMPERIAL
Engines	two CF6-80E1 or PW4000 or RR Trent 700	two CF6-80E1 or PW4000 or RR Trent 700
Engine thrust range	303-320 kN	68,000-72,000 lb. slst
Typical passenger seating	253 (3-class) 293 (2-class)	253 (3-class) 293 (2-class)
Range (w/max. passengers)	12,500 km.	6,750 nm.
Max. operating Mach number (Mmo)	0.86 Mo.	0.86 Mo.
Bulk hold volume - Standard/option	19.7 / 13.76 m ³	695 / 486 ft ³

Masse structurelle

	METRIC	IMPERIAL
Maximum ramp weight	230.9 (233.9) tonnes	509 (515.7) lbs. x 1000
Maximum takeoff weight	230 (233) tonnes	507 (513.7) lbs. x 1000
Maximum landing weight	180 (182) tonnes	396.8 (401.2) lbs. x 1000
Maximum zero fuel weight	168 (170) tonnes	370.4 (374.8) lbs. x 1000
Maximum fuel capacity	139,100 Litres	36,750 US gal.
Maximum structural payload	49.5 tonnes	109.1 lbs. X 1000
Typical volumetric payload	36.4 tonnes	80.2 lbs. x 1000

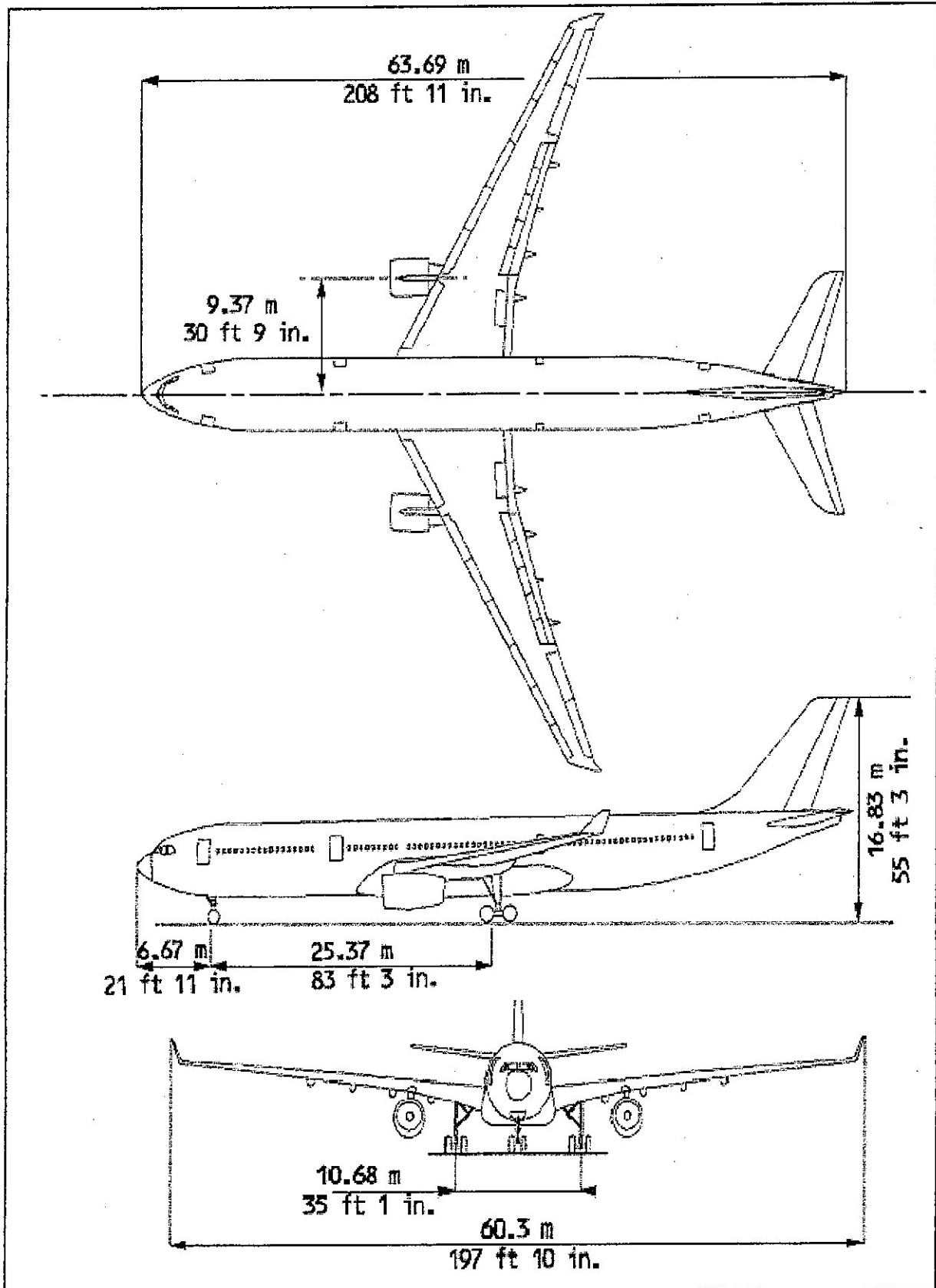
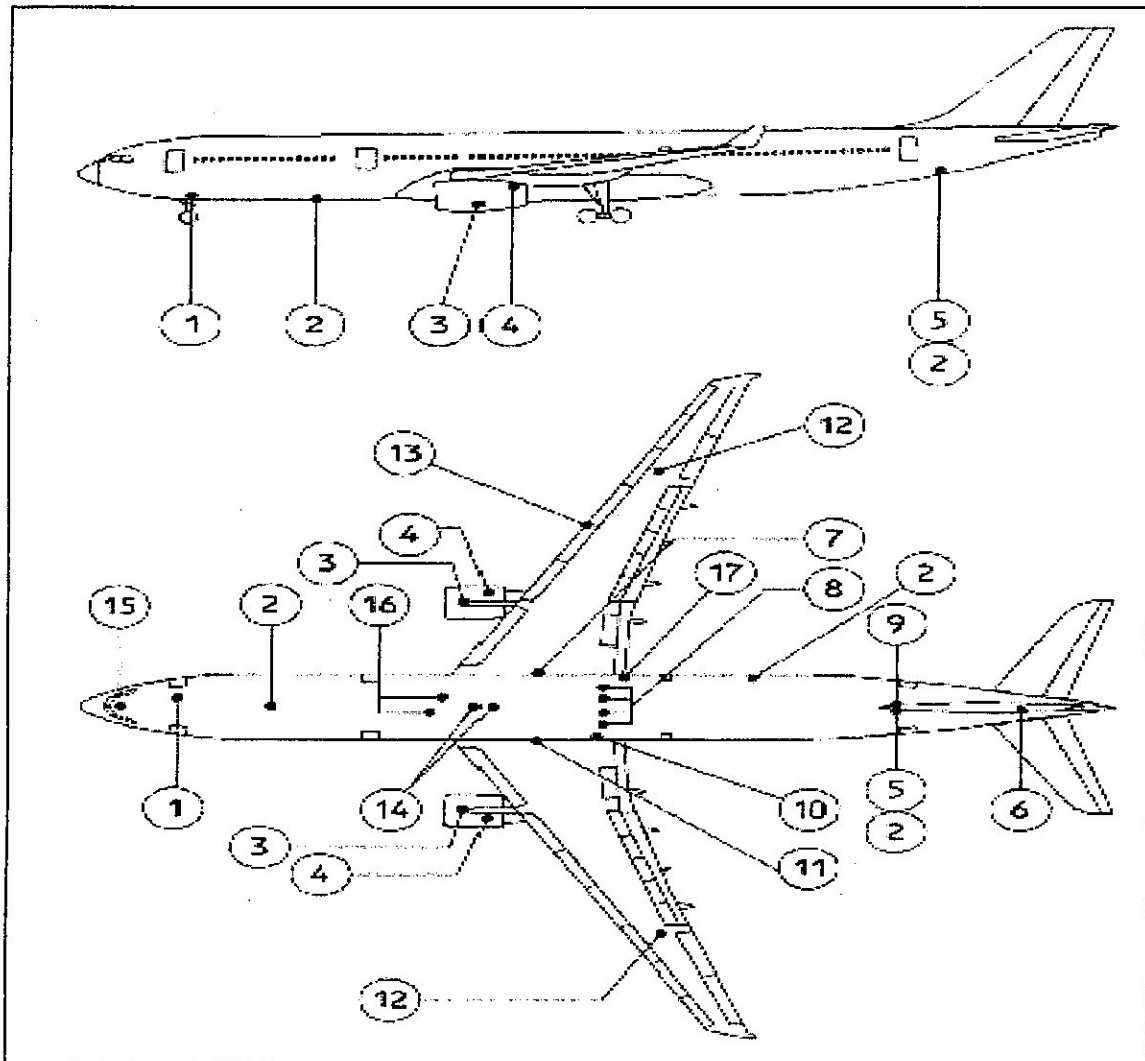


Figure 1 : Dimensions de l'appareil "A330-200"



- | | |
|---|--|
| ① External ground power panel receptacle | ⑩ Hydraulic reservoir filling and ground power (green) |
| ② Remote water drain | ⑪ Hydraulic reservoir pressurization and ground power (blue) |
| ③ IDG oil filling | ⑫ Fuel gravity filling |
| ④ Engine oil filling | ⑬ Refueling/defueling |
| ⑤ Potable water filling | ⑭ HP ground air supply connectors |
| ⑥ APU oil filling | ⑮ Oxygen system |
| ⑦ Hydraulic ground power (yellow) | ⑯ LP ground air supply connectors |
| ⑧ Air charging for hydraulic accumulators | ⑰ Refuel/Defuel control panel |
| ⑨ Toilet servicing | |

Figure 2 : circuits et systems de l'appareil "A300-200"



Figure 3 : A330-200

II.1 carburant réglementaire à embarquer

1.1 Introduction

Un vol doit être exploité en fonction des conditions météorologiques, de la trajectoire de l'étape, de ces contraintes dues au trafic aérien prévu pour ce vol, l'avion doit emporter :

- une quantité de carburant suffisante pour effectuer l'étape prévue dans les conditions normales de fonctionnement des équipements de l'avion.
- une quantité supplémentaire lui permettant d'une part d'atteindre l'aérodrome de décollage, si un tel aérodrome est requis et aussi de faire face aux aléas du voyage.
- Les quantités sont fixées par l'arrêté du 5 novembre 1987 paragraphe 7-10 figurant du chapitre 3 du règlement de transport aérien.

La politique d'emport carburant selon JAR - OPS1 – 255

Un exploitant doit établir une politique carburant pour les besoins de la planification du vol pour s'assurer qu'il existe à bord de chaque vol une quantité de carburant suffisante pour le vol prévu et de réserve pour couvrir les écarts par rapport à l'opération envisagée.

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

- 1) le carburant pour le roulage
- 2) la consommation d'étape (delestage)
- 3) les réserves de carburant :
 - Réserve de route (RR)
 - Réserve de décollage (RD)
 - Réserve finale (RF)

La quantité de carburant au lâcher de freins est notée 'QLF' ;
 $QLF = D + RD + RR + RF$.

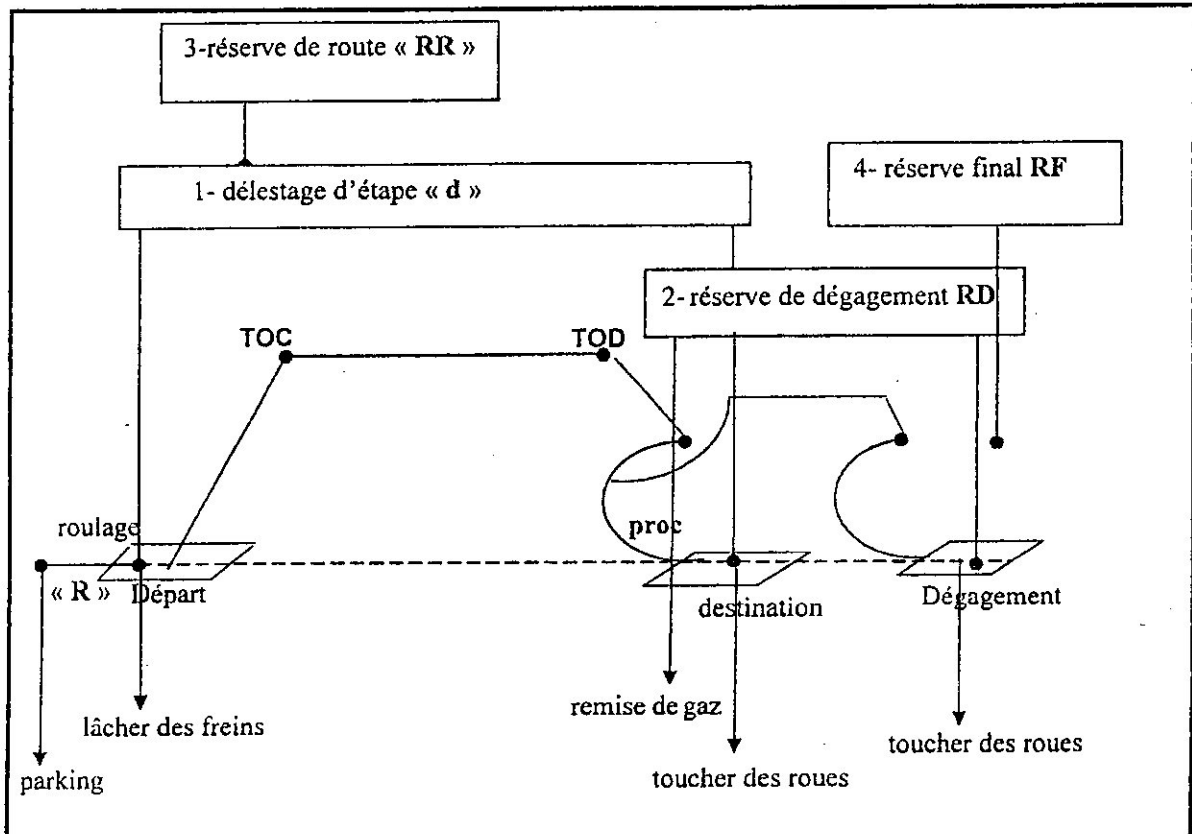


Figure 1 : Quantité réglementaire de carburant à embarquer

1.2 Roulage (TAXI)

Introduction

La quantité carburant prévue pour le roulage ne devait pas être inférieure a celle prévue a utiliser avant le décollage en tenant compte des conditions locales de l'aérodrome de départ et de la consommation du groupe auxiliaire (APU) de puissance.

Suivie du roulage (TAXI)

Une bonne évaluation du temps de roulage est nécessaire. Le temps réel de roulage doit être standardisé et changé si c'est nécessaire.

Les statistiques exprimées dans le tableau (01) calculée sur la base de données du systèmes HERMES montre que l' AIRBUS A330-200 passe un temps de roulage considérable , ce dernier s'étend du parking jusqu'au point de lâcher des freins c'est-à-dire la piste

Ce temps peut être augmenté a cause d'un embouteillage aéroportuaire, de travaux sur les infrastructures aéroportuaires ou d'un ordre le l'ATC, ces deniers joue un grand rôles dans le gaspillage de temps et du carburant.

Hypothèse de calcul

- La quantité réglementaire pour start-up et taxi
- La consommation horaire 25 kg / mn
- Le temps moyen 12mn / 300kg

ETAPE	TIME MOYEN ON /OF	FUEL FLOW KG	DIFFERENCE / TAXI 300KG
MRS-ALG	12	300	0
MRS-ORN	20	500	200
AMM-ALG	20	500	300
SHJ-AMM	16	400	25
ALG-MRS	13	325	250
CDG-ALG	22	550	125
ORY-ALG	17	425	225
JED-DAM	21	525	200
DMA-ALG	20	500	100
ALG-BEY	16	400	200
ALG-DXB	20	500	325
BEY-DXB	25	625	65
ALG-LYS	15	365	125

ORY-CST			17	425	125
DMS-ALG			20	500	200
JED-DAM			20	500	-45

Tableau 1 : Temps de roulage réel par rapport au théorique

Sur l'A330-200 on a des gains et des pertes de carburant qui sont montrés dans le tableau ci-dessus pour les différentes étapes.

Procédure Beak Way Thrust

Rouler avec un ou deux moteurs éteints sur l'AIRBUS A330-200 permet des économies de carburant. Cette procédure a besoin d'être considérée avec soin, et les opérateurs doivent définir leurs champs d'applications.

Airbus fournit des procédures standard dans le Flight Crew Operation Manual (FCOM) pour de telles opérations. Les facteurs suivants définissent la possibilité d'un roulage avec un moteur éteint:

- Cette procédure n'est pas recommandée pour grande masse de décollage.
- Cette procédure n'est pas recommandée pour des pistes à forte pente ou glissantes.
- Indisponibilité du personnel anti-incendie.
- L'adhérence réduite augmente le risque de perte de freinage.
- Les procédures FCOM exigent pas moins de 2 à 5 minutes selon le moteur avant d'allumer l'autre moteur pour le décollage, cette procédure diminue le temps d'entretien du moteur.
- Des problèmes mécaniques peuvent se produire pendant le démarrage du deuxième moteur, ce qui exige un retour de l'avion pour l'entretien et diffère le temps de départ.
- Les procédures FCOM après l'atterrissage n'exigent pas moins de 2-5 min avant d'éteindre le deuxième moteur, cette procédure diminue le temps d'entretien.

- Les procédures FCOM exigent d'allumer l'APU avant d'éteindre le moteur lors de l'atterrissage, pour éviter le phénomène du courant transitoire.
- Le taxi du moteur seul peut aussi être considéré à bas poids pour éviter l'usage excessif des freins pour contrôler la tendance de l'accélération avec tous les moteurs. Cet usage du frein serait nuisible à la vie du frein du carbone

Sur l'A330-200 on a des bénéfices carburant qui sont montrés dans le tableau suivant, des avantages de 8min de roulage sur 12 min initial avec un moteur éteint.

APPAREIL	12 MN DE ROULAGE (DEUX MOTEURS ON)	12 MN DE ROULAGE (8MN MOTEUR ETEINT)	12 MN DE ROULAGE (DEUX MOTEURS OF)
A330	300Kg	200Kg	100Kg

Tableau 2: roulage avec un moteur éteint

1.3 Delestage

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

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

1.4 Réserve de route

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

A- soit

- 1) 5% de la consommation d'étape ou en cas de re-planification en vol 5% de la consommation prévue pour le reste de l'étape.
- 2) Au moins 3% de la consommation d'étape, en cas de re-planification en vol 3% de la consommation prévue pour le reste de l'étape, sous réserve de l'approche de l'autorité et pour vu qu'un aérodrome de dégagement en route soit disponible.
- 3) une quantité correspondant a 20mn de la consommation d'étape prévu pour ce vol.
- 4) une quantité au moins égal a 15mn a la vitesse 1500ft (450m) au dessus de l'aérodrome de destination, en condition standard, lorsque l'exploitant établi un programme approuvée par l'autorité de suivie de carburant pour chaque combinaison individuelle avion/route et que ce programme entre dans une analyse statistique permettant la détermination de la réserve de route pour cette combinaison avion/route.

B : soit

Le carburant nécessaire pour voler pendant 5mn a la vitesse d'attente à 1500ft (450m) au dessus de l'aérodrome de destination.

Solutions opérationnelles

Chaque type d'avion montre que au-delà d'un secteur critique distance un changement dans la politique est envisagé si ce dernier est avantageux :

- Une méthode pour réduire la réserve de route est de choisir un Point de décision ou Procédure Redis Patch, Cela implique la sélection d'un point

décision où l'avion peut continuer jusqu'à l'aéroport prévue comme destination avec une quantité suffisante de carburant sans excédant.

- Pour minimiser la réserve de route, les aéroports de dégagement devraient être choisis aussi proche que possible de la destination.
- Dans certains cas la JAA et FAA n'exigent pas de réserve de route, selon les conditions météorologiques et la convenance de l'aéroport mais cela reste rare.

Cependant c'est souvent le manque de confiance dans le plan de vol qui pousse le commandant de bord à augmenter les réserves

Ceci peut être remédié à travers l'organisation d'un plan de vol exact, l'opérateur et le commandant de bord se rendent compte que les réserves de route du plan de vol sont adéquates et qu'il n'y a aucun besoin de les augmenter.

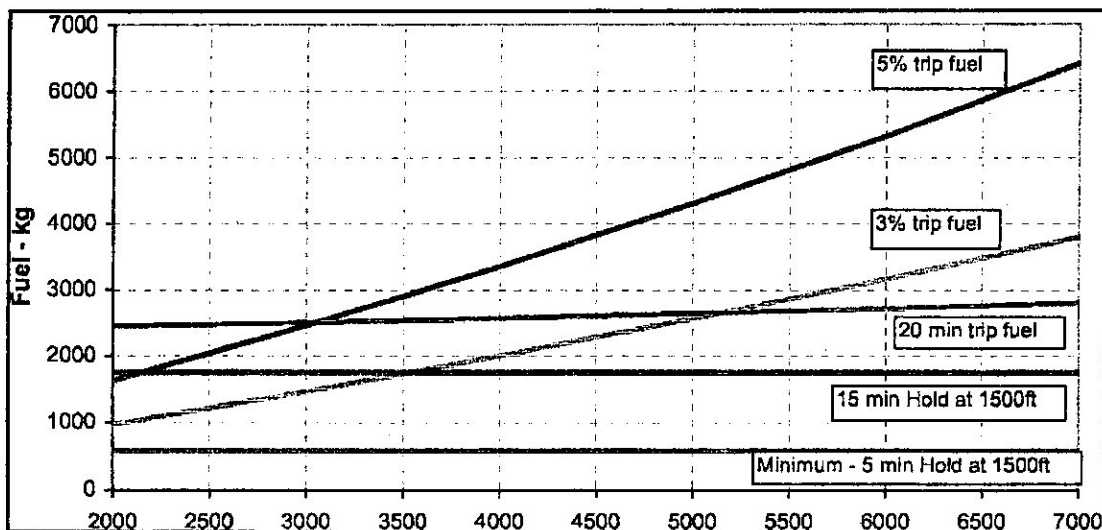


Figure 2 : Réserve de route selon différentes distances

1.5 Réserve de dégagement RD

C'est le carburant suffisant pour effectuer une approche interrompue MDH/DH à destination puis montée, croisière, descente, procédure d'arrivée, approche et atterrissage sur l'aérodrome de dégagement

Suffisant pour faire :

- ☉ une approche interrompue à partir de la décision applicable à l'aérodrome de destination jusqu'au point MAPT (ou à l'altitude d'approche interrompue), compte tenu de la trajectoire effectuée pour rejoindre celle de l'approche interrompue
- ☉ Une montée de l'altitude d'approche interrompue jusqu'au niveau de la croisière.
- ☉ La croisière entre la fin de la montée et le début de la descente.
- ☉ début de la descente (TOD) jusqu'au début de l'approche compte tenu de la procédure d'approches d'arrivée prévue.
- ☉ L'approche et l'atterrissage sur l'aérodrome de dégagement sélectionnent en accord avec le JAR OPS 1-295
- ☉ Si conformément au JAR OPS 1-295, deux aérodromes de dégagement sont nécessaires, le carburant pour le dégagement doit être suffisant pour voler jusqu'à l'aérodrome de dégagement exigeant une quantité de dégagement plus importante.

1.6 Réserve finale (RF)

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

Suffisant pour faire :

- ☉ Pour les avions équipés à pistons, la quantité nécessaire à un vol de 45mn.
- ☉ Pour les avions équipés de moteur à étudier, la quantité de carburant nécessaire à un vol de 30mn, à la vitesse d'attente à 1500ft au dessus de l'arrivée de l'aérodrome de destination.

1.7 Carburant additionnel

C'est le carburant prévu pour faire une attente de 15mn, à 1500ft au dessus de l'aérodrome en condition standard, lorsque le vol est en région IFR sans aérodrome dégagement, en cas de panne éventuelle moteur ou du système de préservation, l'avion doit :

- ☛ Descendre autant que nécessaire et poursuivre le vol jusqu'à un aérodrome adéquat, et Attendre pendant 15mn à 1500ft au dessus de l'aérodrome en condition standard.
- ☛ Et, tenir compte de la panne moteur ou de la panne pressurisation la quantité embarqué doit permettre de couvrir la panne depuis le point le plus critique sur la route rejoindre un aérodrome adéquat et effectuer une approche et atterrissage.

1.8 Carburant supplémentaire

Le carburant supplémentaire, qui devait être laissé à l'entrée discrétion du commandant de bord.

1.9 Le carburant ETOPS

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

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

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

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

- ☉ Le delestage normal du décollage jusqu'au point critique,
- ☉ Le delestage depuis le point critique jusqu'à l'aérodrome de déroutement en tenant compte d'une descente d'urgence au FL 100,
- ☉ Une croisière au FL 100 et sur N-1 moteur jusqu'à l'aérodrome de déroutement,
- ☉ Une majoration de ce delestage de 5 % pour tenir compte des imprécisions des données météorologiques,
- ☉ Une majoration de ce delestage de x % fixée par l'exploitant pour tenir compte de la dégradation des performances de l'avion (adapté au type d'avion),
- ☉ Une majoration de ce delestage de x % fixée par l'exploitant pour les conditions givrantes (adapté au type d'avion),
- ☉ Une consommation de L'APU,
- ☉ Sur l'aérodrome de déroutement, une attente de 15 minutes à 1500 ft, une approche avec remise des gaz, une seconde approche avec atterrissage complet.

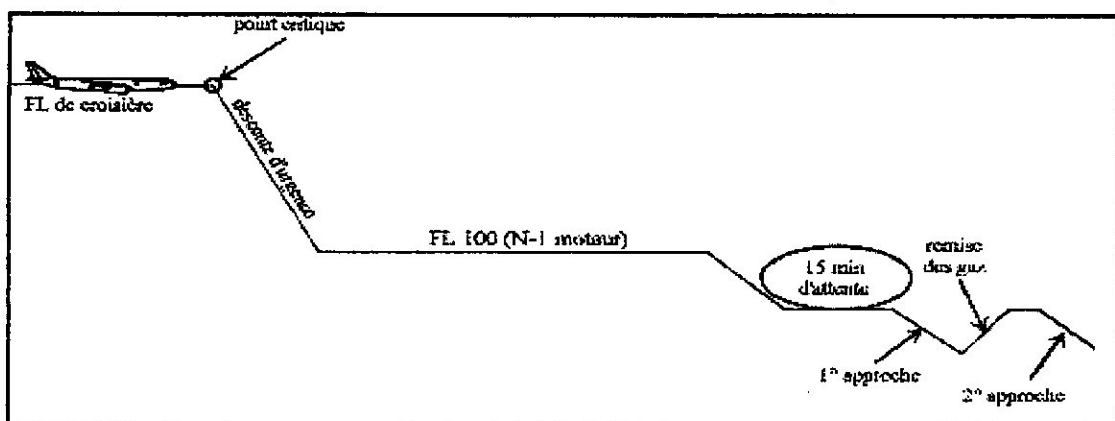


Figure 3 : carburant embarqué « scénario critique ETOPS »

La planche reproduite ci-après fournit le carburant ETOPS pour l'A 330 avec un moteur en panne au FL 100.

Ce carburant comprend : la descente d'urgence, la croisière N-1 moteur à 330kt et au FL 100, la descente finale, l'attente de 15 minutes à 1500ft, une procédure avec remise des gaz et une deuxième procédure.

Le carburant au lâcher des freins doit être supérieur ou égal au carburant STOPS avec panne motrice et pressurisation au point critique, soit:

- ☉ delestage en vol normal du lâcher des freins jusqu'au point critique,
- ☉ delestage du point critique jusqu'à l'aérodrome de déroutement (au FL 100 et sur N-1 moteur) 13 tonnes.

Afin de connaître la quantité du carburant ETOPS, nous devons calculer le delestage en vol normal entre le lâcher des freins et le point critique (ETP),

- Sur ce type de vol long courrier, l'économie de carburant est primordiale et le pilote essaiera de se situer le plus près possible de l'altitude optimale (en fonction de son Mach en palier et de la masse avion), tout en respectant la règle des niveaux de vol et sans dépasser l'altitude maximale.
- Le profil de vol idéal serait d'utiliser un niveau de vol légèrement supérieur à l'altitude optimale (dans notre cas FL 370) car en consommant du carburant, la masse de l'avion diminue et son niveau de vol se rapproche de l'altitude optimale.

1.10 Conclusion

La réduction la réserve de route est faite selon le choix du Point de décision ou Procédure Redis Patch, Cela implique la sélection d'un point de décision où l'avion peut continuer jusqu'à l'aéroport prévue comme destination avec une quantité suffisante de carburant sans excédant, ainsi pour minimiser la réserve de route, les aéroports de dégagement devraient être choisis aussi proche que possible de la destination, il faut bien minimiser la quantité de carburant à bord et la réserve d'urgence grâce à une planification de vol

précise (surveillance de la consommation de carburant en fonction de la combinaison entre la route spécifique et le type d'avion).

Sur ce type de vol long courrier, l'économie de carburant est primordiale et le pilote essaiera de se situer le plus près possible de l'altitude optimale (en fonction de son Mach en palier et de la masse avion), tout en respectant la règle des niveaux de vol et sans dépasser l'altitude maximale.

II.2 Transport carburant

2.1 Introduction

La surcharge provoque une surconsommation de carburant sur une étape donnée, mais il peut être intéressant d'embarquer du carburant supplémentaire lorsque ce dernier est bénéfique.

La perte due à la surconsommation peut être largement compensée par le gain réalisé sur le terrain de destination si cela n'affecte pas la charge à transporter.

2.2 Coefficient de transport K

On définit le coefficient de transport comme le rapport entre la quantité excessive de carburant emportée au décollage et celle restante à l'atterrissage. Avec K le coefficient de transport qui croît avec la distance air.

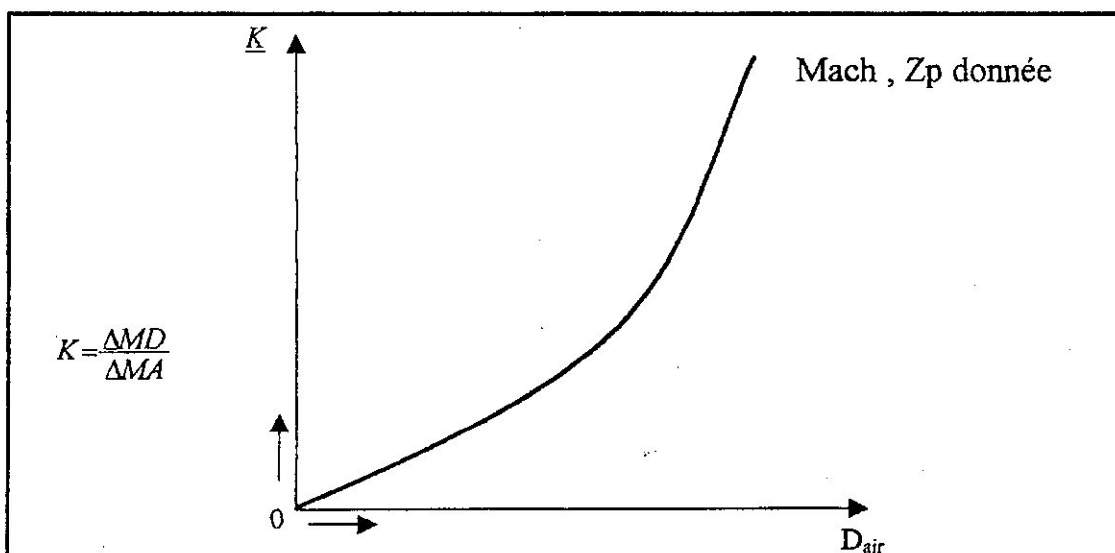


Figure 1 : Variation du coefficient de transport en fonction de la distance

2.3 Calcul du Gain/perte

P_a : le prix carburant au terrain d'arrivée

P_d : le prix carburant au terrain de départ

ΔMD : la surcharge carburant au décollage

ΔMA : la surcharge carburant a l'atterrissage

ΔC : la surconsommation

ΔT : la variation du temps du a ΔM

Ph : le coût marginale a l'heure du vol

- Si on veut acheter moins de carburant au terrain d'arrive, l'économie réalisé sera:

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

Gain de coût carburant économiser

- Quant au coût lie a la variation du temps de vol, il sera donc :

$$\Rightarrow \Delta T * Ph$$

D'ou le bilan économique :

$$(\Delta MD - \Delta C) * P_a - \Delta MD * P_d + (\Delta T * Ph)$$

$$\text{Ou } \Delta MD * (P_a - P_d) - \Delta C * P_a + \Delta T * Ph \dots (*)$$

SI (*) > 0 gain financier

SI (*) < 0 perte financière

Exprimons le gain on la perte par tonne embarquée

(AMD=1 Tonne)

$$(*) \implies (P_a - P_d) - \Delta C * P_a + \Delta T * Ph$$

2.3.1 cas du vol a Mach constant

Dans ce cas $\Delta T = 0$ donc bilan sera :

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

On a: $\Delta C = \Delta MD - \Delta MA \dots \dots \dots (1)$

$K = \Delta MD / \Delta MA \dots \dots \dots (2)$

(1) et (2) : $\Delta MD * (Pa - Pd) - (\Delta MD - \Delta MA) * Pa$

$\Delta MA [Pa - (\Delta MD / \Delta MA)] = \Delta MA (Pa - K * Pd)$

Donc on aura $\Delta MA (Pa - K * Pd) \dots \dots \dots (*)$

$(*) > 0$ si $(Pa - K * Pd) > 0$ donc Pa / Pd .

⇒ Pour des étapes courtes ou $K \neq 1$ une petite différence de prix se traduit par un bilan financier positif.

⇒ Pour les longues étapes le bilan financier sera beaucoup plus important.

2.3.2 Cas du vol a long range ou cost index

Dans ce cas $\Delta T \neq 0$ donc le rapport Pa / Pd sera en fonction du temps de vol et du coût marginale

$(Pa / Pd) > K - [(\Delta T * Ph) / (\Delta MA * Pd)]$.

La figure suivante représente la référence de calcul du coefficient de transport pour notre appareil, en fonction de la distance air en NM de chaque étape et la masse optimale de l'appareil en tonne (source FACOM A330-200)

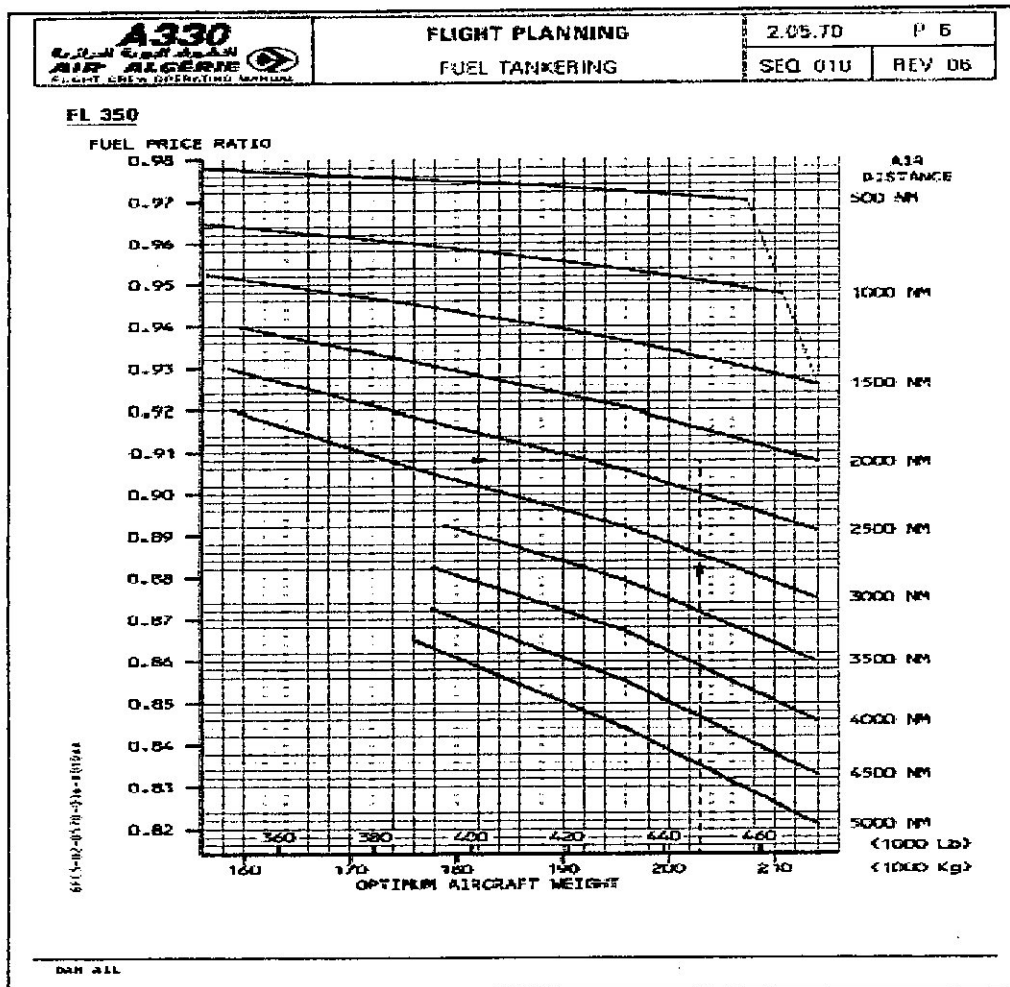


Figure 2 : Abaque de calcul du coefficient de transport

Hypothèse de calcul

"FCOM, les abaques Flight planning / fuel tankering"

- Tarif départ ALG est de 57 \$/HL (10.05.2006)
- FL 290 / 310 / 330 / 350 / 370 / 390
- Distance air de 500 à 5000 NM
- Profile du plan de vol:
 - T/O climb : 250kt / 300 kt / M.80
 - Croisière : M.80
 - Desente : M.80 /300kt / 250kt

ETAPE	DISTANCE AIR	TARIF \$/HL	TARIF DA/HL	PA / PD	K	GAIN-PERTE
ALG-AMM	1799	53.10	3873.95	0.93	1.11	-
ALG-SHJ	2899	52.49	3828.58	0.92	1.157	-
ALG-DXB	2642	54.86	4002.31	0.96	1.101	-
ALG-JED	2081	63.04	4600.37	1.10	1.123	-
ALG-DAM	1638	63.41	4625.61	1.11	1.108	+
ALG-BEY	1688	62.89	4587.81	1.10	1.103	+
ALG-CDG	939	57.73	4211.41	1.01	1.061	+
ALG-ORY	786	57.73	4211.41	1.01	1.054	+
ALG-MRS	735	59.72	4356.73	1.04	1.050	+
ALG-LYS	561	61.19	4463.50	1.07	1.039	+
ALG-ORY	786	57.73	4211.41	1.01	0.948	+
ALG-MRS	735	59.72	4356.73	1.04	0.952	+
ALG-LYS	561	61.19	4463.50	1.07	0.962	+

Tableau 1: calcul du coefficient de transport.

On remarque qu'il y a des pertes comme il y a des gains pour les différentes étapes, pour avoir un bilan positif on transporte une quantité excessive de carburant tel qu'il sera possible d'utiliser le reste dans le vol suivant.

2.4 Conclusion

On transporte un surplus de carburant pour les raisons suivantes, si la différence du prix de carburant entre l'aéroport de destination et de départ est suffisant, le temps régulier d'aller /retour pour une destination ne peut pas permettre un temps adéquat pour charger la quantité carburant suffisante et nécessaire pour le secteur prochain, en considérons le carburant réglementaire en toute sécurité et si le temps de l'embarquement fuel s'allonge sur le temps programme au sol, va empêcher d'utiliser le temps programme pour (occupations de l'espaces aérien pour un temps donnée).

II.3 Centrage

Introduction

La masse des avions est un facteur très important pour ce qui est de la consommation de carburant. En plus de la masse à vide et de la charge marchande (passagers et fret), le carburant dans les réservoirs et les produits nécessaires au service préparation du vol "PVD" contribuent à la masse totale, elle agit comme une seule force au niveau du centre de gravité (CG) de l'avion.

La feuille de centrage permet la détermination du centre de gravité global tout en tenant compte du centre de gravité de l'avion à vide, de la distribution de carburant et de la charge utile, on doit s'assurer que le centre de gravité est toujours contenu dans une plage désignée par le constructeur qui porte le nom de "l'enveloppe du centre de gravité", qui se présente dans la figure suivante:

A330
الخطوط الجوية الجزائرية
AIR ALGERIE
FLIGHT DECK OPERATING MANUAL

LOADING
WEIGHT and BALANCE

2.01.40 P 3
SEQ 001 REV 11

STANDARD **LOAD and TRIM SHEET** **A330 - 200**
L1157041 - 1/1/11 - 1/1/11

DATE: 11/11/11
TIME: 11:11
FLIGHT NO: 1111
CARRIER: 1111
CLASS: 1111
TYPE: 1111
MODE: 1111
CLASS: 1111
TYPE: 1111
MODE: 1111

NO.	DESCRIPTION	WEIGHT (KG)	POSITION (M)
1	EMPTY WEIGHT	11111	11.11
2	FUEL	11111	11.11
3	CARGO 1	11111	11.11
4	CARGO 2	11111	11.11
5	CARGO 3	11111	11.11
6	CARGO 4	11111	11.11
7	CARGO 5	11111	11.11
8	CARGO 6	11111	11.11
9	CARGO 7	11111	11.11
10	CARGO 8	11111	11.11
11	CARGO 9	11111	11.11
12	CARGO 10	11111	11.11
13	CARGO 11	11111	11.11
14	CARGO 12	11111	11.11
15	CARGO 13	11111	11.11
16	CARGO 14	11111	11.11
17	CARGO 15	11111	11.11
18	CARGO 16	11111	11.11
19	CARGO 17	11111	11.11
20	CARGO 18	11111	11.11
21	CARGO 19	11111	11.11
22	CARGO 20	11111	11.11
23	CARGO 21	11111	11.11
24	CARGO 22	11111	11.11
25	CARGO 23	11111	11.11
26	CARGO 24	11111	11.11
27	CARGO 25	11111	11.11
28	CARGO 26	11111	11.11
29	CARGO 27	11111	11.11
30	CARGO 28	11111	11.11
31	CARGO 29	11111	11.11
32	CARGO 30	11111	11.11
33	CARGO 31	11111	11.11
34	CARGO 32	11111	11.11
35	CARGO 33	11111	11.11
36	CARGO 34	11111	11.11
37	CARGO 35	11111	11.11
38	CARGO 36	11111	11.11
39	CARGO 37	11111	11.11
40	CARGO 38	11111	11.11
41	CARGO 39	11111	11.11
42	CARGO 40	11111	11.11
43	CARGO 41	11111	11.11
44	CARGO 42	11111	11.11
45	CARGO 43	11111	11.11
46	CARGO 44	11111	11.11
47	CARGO 45	11111	11.11
48	CARGO 46	11111	11.11
49	CARGO 47	11111	11.11
50	CARGO 48	11111	11.11
51	CARGO 49	11111	11.11
52	CARGO 50	11111	11.11
53	CARGO 51	11111	11.11
54	CARGO 52	11111	11.11
55	CARGO 53	11111	11.11
56	CARGO 54	11111	11.11
57	CARGO 55	11111	11.11
58	CARGO 56	11111	11.11
59	CARGO 57	11111	11.11
60	CARGO 58	11111	11.11
61	CARGO 59	11111	11.11
62	CARGO 60	11111	11.11
63	CARGO 61	11111	11.11
64	CARGO 62	11111	11.11
65	CARGO 63	11111	11.11
66	CARGO 64	11111	11.11
67	CARGO 65	11111	11.11
68	CARGO 66	11111	11.11
69	CARGO 67	11111	11.11
70	CARGO 68	11111	11.11
71	CARGO 69	11111	11.11
72	CARGO 70	11111	11.11
73	CARGO 71	11111	11.11
74	CARGO 72	11111	11.11
75	CARGO 73	11111	11.11
76	CARGO 74	11111	11.11
77	CARGO 75	11111	11.11
78	CARGO 76	11111	11.11
79	CARGO 77	11111	11.11
80	CARGO 78	11111	11.11
81	CARGO 79	11111	11.11
82	CARGO 80	11111	11.11
83	CARGO 81	11111	11.11
84	CARGO 82	11111	11.11
85	CARGO 83	11111	11.11
86	CARGO 84	11111	11.11
87	CARGO 85	11111	11.11
88	CARGO 86	11111	11.11
89	CARGO 87	11111	11.11
90	CARGO 88	11111	11.11
91	CARGO 89	11111	11.11
92	CARGO 90	11111	11.11
93	CARGO 91	11111	11.11
94	CARGO 92	11111	11.11
95	CARGO 93	11111	11.11
96	CARGO 94	11111	11.11
97	CARGO 95	11111	11.11
98	CARGO 96	11111	11.11
99	CARGO 97	11111	11.11
100	CARGO 98	11111	11.11
101	CARGO 99	11111	11.11
102	CARGO 100	11111	11.11

CG POSITION (M) vs CG WEIGHT (KG) graph showing the limited zone for the center of gravity.

Figure 1 : Feuille de centrage de l'appareil A330-200

3.1 Gestion Automatique du centre de gravité

Airbus a créé un système de transfert de carburant 'trim tank transfer' (transfert au réservoir de compensation) qui agit sur le centre de gravité de l'avion. Ce système est installé sur certains avions l'A330.

Quand un avion avec un trim tank (réservoir de compensation) est en croisière, le système optimise la position du centre de gravité pour économiser le carburant en réduisant la traînée de l'avion. Le système transfère le carburant au trim tank (transfert arrière), ou à partir du trim tank (transfert vers l'avant).

Ce mouvement de carburant change la position du centre de gravité. Le pilote peut également choisir le transfert de carburant vers l'avant manuellement.

L'ordinateur de commande et de gestion de carburant FCMC "FUEL CONTROL AND MANAGEMENT COMPUTER" calcule le centre de gravité de l'avion à partir de divers paramètres comprenant les valeurs d'entrée (masse max sans carburant ou la masse au décollage brute et le CG associé) et le contenu des réservoirs, il calcule sans interruption le CG en vol.

De ce calcul, le FCMC décide de la quantité de carburant placé à l'arrière ou à l'avant en vol pour maintenir le CG à la position calculée.

Habituellement un transfert arrière initial de carburant est effectué tard dans la montée pour apporter le CG dans cette position.

Pendant le vol il y a plusieurs plus petits mouvements vers l'avant car la consommation de carburant déplace le CG plus à l'arrière.

Enfin un transfert vers l'avant est fait pendant que l'avion s'approche de sa destination pour apporter le CG dans la marge CG à l'atterrissage.

3.2 Influence sur la consommation carburant

Le graphique suivant montre le changement de la consommation de carburant, exprimée en termes de rayon spécifique (nm par kilogramme de carburant), pour une plage allant de 20% (centrage avant) et 35% (centrage arrière), la position du CG est comparée à une position médiane de 27%.

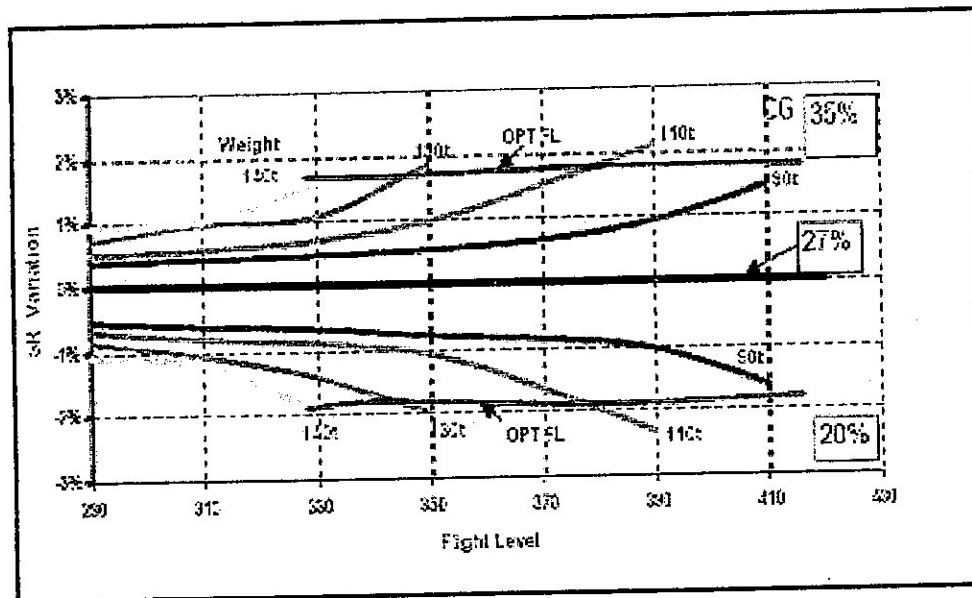


Figure 2 : Variation du rayon spécifique en fonction de la position du CG

Ce graphique, concernant l'A330-200, montre l'avantage de voler avec un CG arrière.

En outre sont montrées les lignes d'altitude optimales montrant que les effets d'un CG étaient constants à ces altitudes, avec presque aucune variation par rapport à la masse avion, la table suivante récapitule l'effet du CG sur le rayon spécifique à l'altitude optimale.

Aircraft	Centrage arrière (35-37%)	Centrage avant (20%)
A330	+0.5%	-1.3%

Tableau 1 : Influence de la position du CG sur le rayon spécifique

Tous ces avantages ne peuvent être réalisés en raison du mouvement du CG (avant et arrière en vol), dû à la consommation du carburant. En outre le chargement de cet avion à un niveau maximum de carburant en maintenant un centrage arrière s'avère difficile, afin d'évaluer l'impact global de la variation du CG sur la consommation carburant, il doit être évalué sur un secteur complet.

La table suivante montre des augmentations de la consommation carburant avec un centrage avant, elle est exprimée en kilogramme par secteur de 1000nm par un CG de 10% vers l'avant, dans le cas d'une variation maximum (poids élevé, niveau de vol élevé) sans décalage du CG en vol.

Appareil	consommation en KG/1000nm/10%C G	distance moyenne (nm)	consommation horaire par distance moyenne (kg)
A330-200	70	4000nm	480

Tableau 2 : Influence du centrage avant sur la consommation carburant

Remarques

- Chargement de l'avion est le centrage le plus à l'arrière possible (à l'intérieur de la plage permise) augmente le rayon d'action spécifique.
- Éviter les excédents de poids; éliminer toute masse inutile afin d'abaisser le plus possible la masse sans carburant (ZFW) de l'avion.

Conclusion

Un centrage trop en avant exige une réduction de la portance de l'empennage horizontal, compensé par plus de portance de l'aile. Ceci crée la traînée induite et mène à une augmentation de la consommation carburant, donc Il est préférable d'avoir un centrage arrière, Car une variation vers l'arrière dans la position de CG détériore la stabilité dynamique de l'avion, tout en augmentant sa maniabilité c'est pourquoi une limite arrière est définie.

II.4 ETOPS

Extended-range Twin-engine Operation Performance Standards

4.1 Introduction

ETOPS est une réglementation OACI (Organisation de l'aviation civile internationale) permettant aux avions commerciaux équipés de deux moteurs d'utiliser des routes aériennes comportant des secteurs à plus d'une heure de d'un aéroport de déroutement donc, en particulier, les parcours océaniques.

Cette certification permet aux biréacteurs principalement l' A330 de faire des vols de longue distance au-dessus de zones inhabitées (océan, désert, pôles) à plus de 60mn d'un aéroport de déroutement.

4.5 Analyse fuel / temps de la ligne "ALGER - MONTREAL"

Cette étude présente les éléments opérationnels pour effectuer un vol ETOPS qui survole la zone du nord atlantique considérée comme l'espace le plus occupé du monde.

La ligne concernée par cette étude est

« Alger (ALG) – Mirabel (YMX) avec Dorval (YUL) et Québec (YQB), Oran (ORN) et Annaba (AAE) comme terrains de dégagements ».

- Nous allons d'abord définir la zone d'opérations, pour cela nous allons proposer trois options, 60 min (non - ETOPS), 90 min et enfin 120 min
- Ensuite nous allons faire une présentation des différents plans de vols techniques pour pouvoir établir une analyse fuel/temps de vol pour une charge déterminée.
- En fin une comparaison entre les différentes options pour signaler la plus économique en point de vue consommation carburant.

4.5.1 Données opérationnelles

- Départ: Alger (ALG/DAAG)
- Destination : Montréal, Mirabel (YMX/CYMX)
- Dégagements pour Mirabel :

Dorval (YUL/CYUL) ET Québec (YQB/CYQB)

- Dégagements pour Alger:

Oran (ORN/DAOO) ET Annaba (AAE/DABB)

- Température moyenne : ISA

- Avion : A330 -202
- Vitesse de croisière: M82
- MTOW = 230 t.
- MZFW = 168 t.
- M LAW= 180 t.
- Masse de Base = 122269 Kg.
- Charge transportée = 40 t (Max payload est de 42847 Kg).
- Réserve de route standard : 5% du délestage.
- Vent moyen annuel à 75% de fiabilité.

4.5.2 Définition de la zone d'opération

4.5.2.1 Distance de Déroutement à 60 min

(Hypothèses de calcul (Ref wt)):

- T/off at sea level
- MTOW - La consommation de 1hr de vol (réglementation JAR-OPS)
- ISA conditions.
- No wind.
- Diversion at FL170 (one engine out).
- VMO/MMO speed.
- TAS=428 KT (donnée par le constructeur)
- Dist = 428 Nm.

Minimum aéroports indispensables pour le dispatche du vol

Santiago, Espagne (SCQ/LEST), **Shannon** Ireland (SNN/EINN), **Keflavik** Iceland (KEF/BIKF), **Kangerlussuaq** Greenland (SFJ/BGSF), **Igaluit** Canada (YFB/CYFB) et **Goose Bay** Canada (YYR/CYYR)

4.5.2.2 Distance de Déroutement à 90 min

- MTOW = 230 t. FL150.
- Dist = 632 Nm.
- Minimum aéroports indispensables pour le dispatche du vol

Santiago, Espagne (SCQ/LEST), Shannon, Ireland (SNN/EINN), Keflavik, Iceland (KEF/BIKF), Kangerlussuaq, Greenland (SFJ/BGSF) et Goose Bay, Canada (YJR/CYYR)

4.5.2.3 Distance de Déroutement à 120 min

4.5.2.3.1 Première Option

- Hypothèses de calcul
- MTOW = 230 t. FL150.
- Dist = 836 Nm.

Minimum aéroports indispensables pour le dispatche du vol

Shannon, Ireland (SNN/EINN), Keflavik, Iceland (KEF/BIKF) et Gander, Canada (YQX/CYQX).

4.5.2.3.2 Deuxième Option

- Minimum aéroports indispensables pour le dispatch du vol sont:

Lajes, Portugal (TER/LPLA) et Gander, Canada (YQX/CYQX)

4.5.3 Présentation Graphique

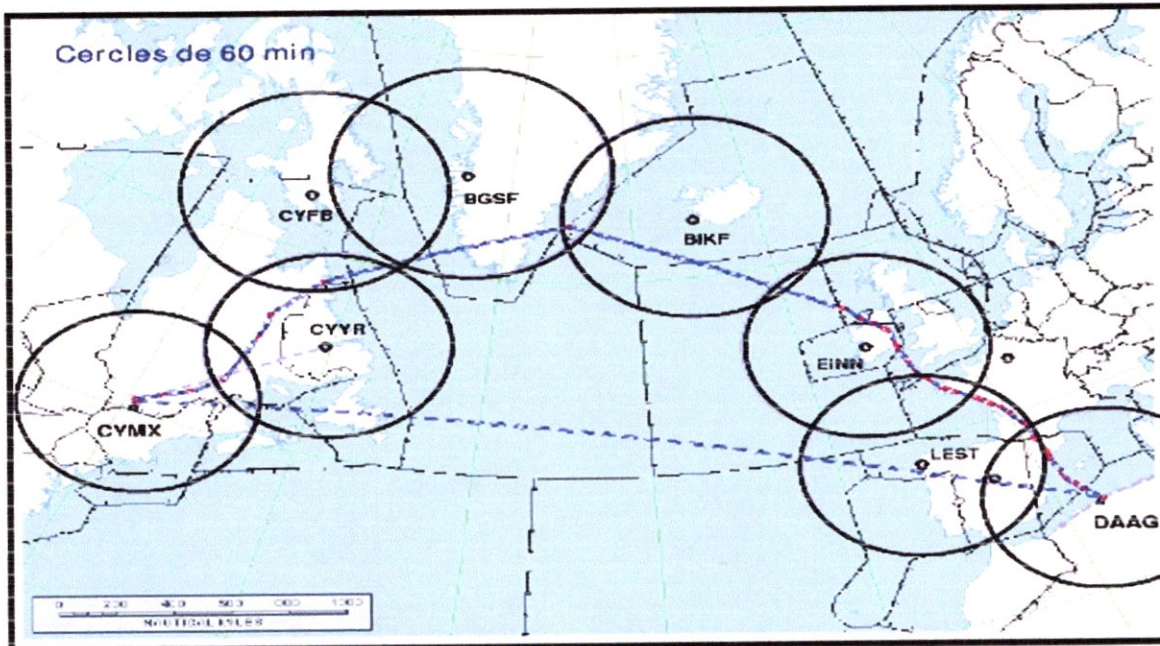


Figure 1 : Cercles de 60 min

Route Aller

- DAAG UN856 SADAF UN856 RES UN863 TIRAV UT183 UP620 DUB UL18 MORAG UP6 MIMKU 64037 LAKES D YMX3 CYMX DEGEX UN490 BERAD UM142 LND YKL J561 YBC J555 ML J553 YMX

Route Retour

CYMX YMX J570 MT J482 YFM J479 YVP D LOPVI TAPLU 64037 MIMKU UP6 MORAG UL18 DUB UM17 EXMOR UN864 BHD UN862 TERPO UM616 TUPAR UM184 CNA UN863 AGN UN727 ROCAN UN859 GENIO UN855 BUYAH UA27 DAAG

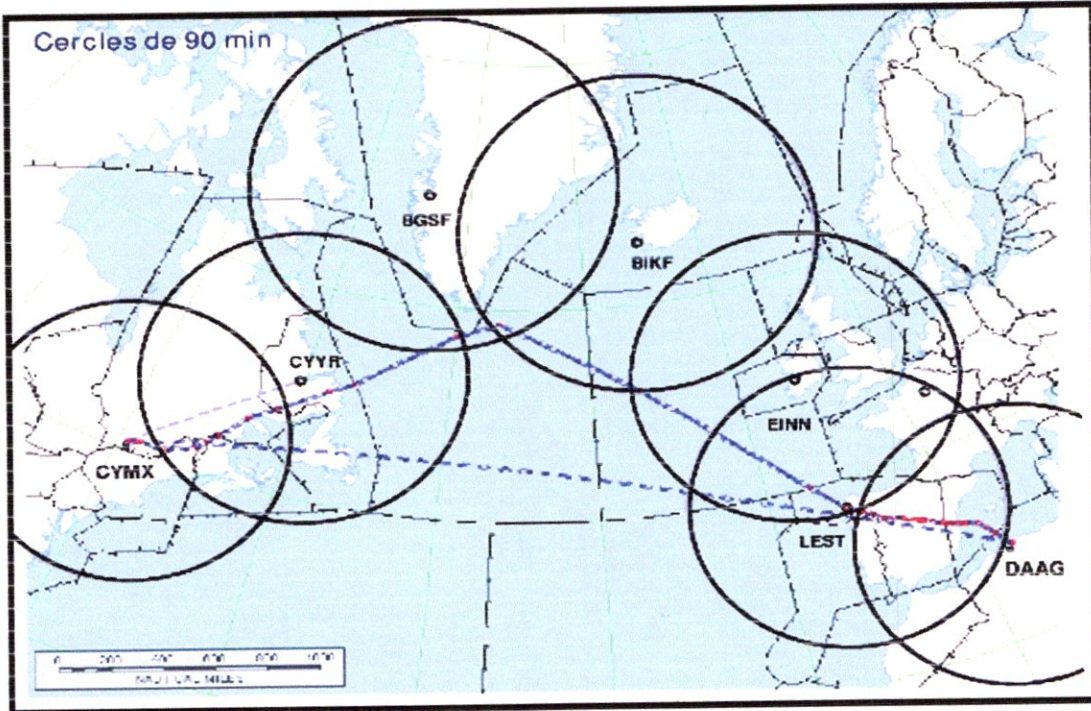


Figure 2 : Cercles de 90 min

Route Aller

- DAAG UN856 SADAF UN856 IZA UM134 VLC UN733 STG UP179 BERUX 5845N OYSTR STEAM ATS PN J564 VLV J565 CATOG CATOG3 CYMX 5425N 5940N

■ **Route Retour**

CYMX UFX J546 YQB J560 YYY J553 PN ATS STEAM OYSTR 5845N 5940N 5425N BERUX STG UN733 ZMR UL155 KALMA UH100 CJN UN733 VLC UM134 IZA UN856 SADAF UN856

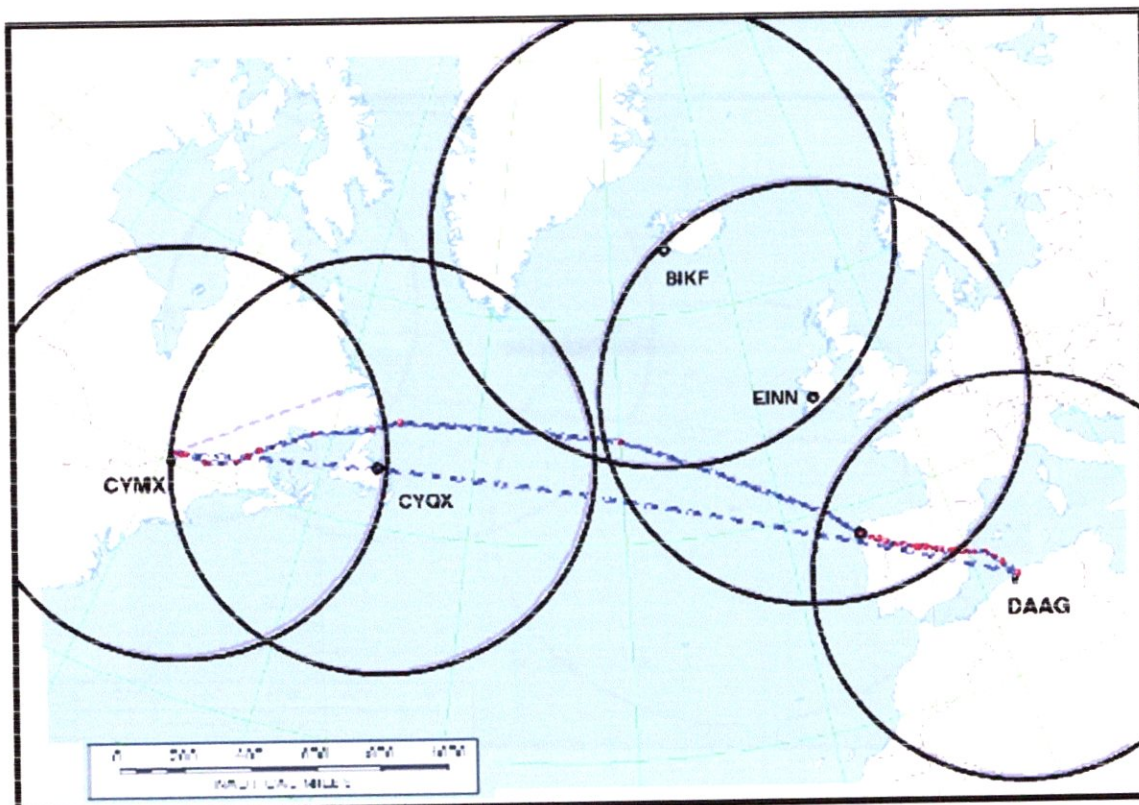


Figure 3 : Cercles de 120 min première option

Route Aller

- DAAG UN856 SADAF UN856 IZA UM134 VLC UN733 STG UP179
BERUX 5230N HECKK YAY J553 YNA J549 CL J564 VLV J565
CATOG CATOG3 CYMX

Route Retour

- CYMX UFX J546 YQB J560 YYY J553 YAY HECKK 5230N BERUX
STG UN733 ZMR UL155 KALMA UH100 CJN UN733 VLC UM134 IZA
UN856 SADAF UN856 DAAG

4.6 Tableau de Comparaison d'étape

Étape	Temps de vol	Délissage
	(HR : min)	(Kg)
DAAG-CYMX (Non ETOPS)	09:16	54589
CYMX-DAAG (Non ETOPS)	08:39	50958
DAAG-CYMX (ETOPS 90 min)	08:55	52221
CYMX-DAAG (ETOPS 90 min)	07:47	45329
DAAG-CYMX (ETOPS 120 min) 1ère Option	08:36	50164
CYMX-DAAG (ETOPS 120 min) 1ère Option	07:24	42809
DAAG-CYMX (ETOPS 120 min) 2ème Option	08:50	51657
CYMX-DAAG (ETOPS 120 min) 2ème Option	07:25	42896

4.7 Conclusion

Il est clair que la réalisation du vol en ETOPS 120 min (1 ère option) est la plus bénéfique en temps de vol et consommation, les terrains d'appuis considérés sont Shannon, Keflavik et Gander; la 2ème option est bénéfique en phase de retour, mais elle doit être retenue en cas d'inaccessibilité de Keflavik (condition météorologiques), les nouveaux terrains d'appuis considérés seront Lajes et Gander.

II.5 Auxiliary Power Unit "APU"

5.1 Introduction

L'APU est un turbo moteur logé dans la queue de l'avion (APU compartiment) il est destiné à fournir du courant électrique ainsi que de l'air sous pression pour l'alimentation du système pneumatique (conditionnement d'air) et pour le démarrage des moteurs.

- L'énergie électrique est prélevée de deux alternateurs entraînés par l'énergie mécanique de l'APU
- L'énergie pneumatique est prélevée entre compresseur BH et HP
- Pour le démarrage réacteurs et le conditionnement d'air, afin de ne pas affecter les performances moteur au décollage, on utilise l'APU à la place du prélèvement d'air réacteur
- Le FCOM nécessite le démarrage de l'APU avant l'arrêt des moteurs pour éviter le courant transitoire

5.2 Consommation APU

Au sol, la consommation du combustible dépend du type d'APU, et des conditions ambiantes. Le minimum est quand l'APU est dans le mode RTL condition (Ready To Load), l'équivalent du ralenti d'un moteur. Comme charges supplémentaire au RTL, l'énergie électrique (15000ft), pour des basses altitudes et un nombre de Mach 0.80. Electrical Loads (EL) et le système de conditionnement d'air Environmental Conditioning System (ECS), cette charge additionnelle sont associés une augmentation de la consommation carburant. Comme la montre le tableau suivant:

Aircraft Type	APU Model	RTL	RTL	Min ECS	Max ECS
			Max EL	Max EL	Max EL
A330-200	331-350	120 kg/hr	140 kg/hr	175 kg/hr	210 kg/hr

Tableau1:consommation APU selon mode de fonctionnement

5.2.1 Alimentation électrique

- Les systèmes sol peuvent fournir tout le courant électrique qu'un avion exige à une petite fraction de coût produit par l'APU ou GPU
- Les taux commerciaux de courant électrique sont plus stable que les prix de carburateur.

5.2.2 Conditionnement d'air

Les solutions de recharge disponible à la climatisation cabine sans APU sont:

- Fournir l'air pré conditionné par un climatiseur électrique ou diesel.
- Fournir l'air pneumatique d'une commande électrique ou diesel, conduite de compresseur et abord des groupes
- La méthode la plus prometteuse pour la climatisation cabine peut se faire par l'utilisation d'un système pneumatique a commande électrique puisque ce système peut exécuter la 3^{eme} fonction de l'APU ou le démarrage de moteur

5.2.3 Démarrage des moteurs

- Il est possible d'utiliser l'APU pour le démarrage des moteurs si l'air pré conditionné est sélectionné.

Consommation APU

Le tableau suivant montre la consommation supplémentaire en utilisant le moteur typique au lieu de l'APU pour 1 minute, la charge électrique maximale prétentieuse et l'ECS minimum.

Type aéronef	A.P.U. type	consommation horaire	consommation horaire APU	sur- consommation
		Kg / hr / eng	Kg / hr	1 minute
A330 GE	331-350	520	175kg	6kg
A330 RR	331-350	720	175kg	9kg

Tableau 2: consommation supplémentaire due a l'utilisation du
moteur au lieu de l'APU

5.2 Mesures opérationnelles

- Des procédures opérationnelles spécifiques doivent être définies par les opérateurs afin de diminuer la consommation carburant. Une minute supplémentaire pour une APU de type HONEYWELL équipant le A330-200 alimentent l'AIRBUS en courant avec une consommation horaire de 180 kg/hr, a pour conséquences 3000 kg de carburant supplémentaire par année par avion, et des coûts d'entretien augmentés.
- Un choix doit être fait entre utilisation d'équipement sol (Ground Power Unit, Ground Climatisation Unit, Air Start Unit) et l'A. P. U. Ce choix dépend de plusieurs paramètres et chaque opérateur a besoin de déterminer les avantages de l'utilisation de telles installations ou autre, ces paramètres peuvent inclure le temps alloué au sol par l'ATC, conditions ambiantes, le coût de connexion aux équipements sol, le temps de connexion, qualité de l'équipement sol, le confort des passagers, restrictions locales dues aux nuisances sonores, etc.,
- Pour une courte escale (45 minutes en moyenne), l'usage de l'APU est préférable pour limiter les cycles de démarrage de l'APU même s'il n'est pas complètement utilisé pendant l'escale. Il est meilleur d'opérer pour une APU à RTL que de l'éteindre et exécuter un nouveau cycle de démarage.
- Il est aussi préférable éviter l'utilisation de l'APU a pleins régime et de réduire le temps d'escale.

Conclusion

Une anticipation d'une minute dans chaque démarrage A. P. U. permet d'économiser sur une année (2000 à 4000kg selon A. P. U. les types). Pour une longue escale ou arrêt de nuit le G. P. U. est le meilleur choix quand le temps alloué le permet, cette solution diminue la consommation carburant et diminue les coûts d'entretien moteurs. Une des procédures qui sert à économiser le carburant c'est de restreindre le plus possible l'utilisation de l'APU, planifier le démarrage des moteurs avec l'ATC.

II.6 Coefficient de dégradation

Introduction

Les mesures de performances au banc d'essai ne suffisent pas de les connaître seulement. Dans le temps les performances de l'ensemble moteur/fuselage se dégradent. Alors on cherche à suivre quotidiennement certains paramètres jugés représentatifs de l'état de l'ensemble moteur/fuselage ; ce suivi est fondé sur l'utilisation des paramètres de vol de l'avions en croisière qui sont comparés à des valeurs données dans une base de donnée.

Il s'avère en pratique que chaque AIRBUS A330-200 s'éloigne légèrement de ces performances standard. Pour des raisons de sécurité, a priori on considère que les performances de l'avion sont moins bonnes que celles annoncées, ce qui conduit à embarquer un surplus de carburant par rapport à la quantité calculée d'où un surplus de carburant embarquée.

6.1 Le programme Aircraft Performance Monitoring (APM):

L'APM permet de comparer le niveau de performance de croisière enregistré pendant le vol avec la ligne de base qui est enregistrée dans la base de données moteur/fuselage.

En réalité, la comparaison se fait en calculant les coefficients de dégradation des performances de croisière de l'avion, le calcul s'effectue sans l'utilisation des méthodes mathématiques, mais juste en utilisant les équations familières de la portance, de la traînée et de la poussée du moteur, pour des conditions de stabilité de croisière.

L'APM permet à l'utilisateur de calculer quatre types de déviations de performance, à savoir:

- La configuration motrice (power setting) en %N1 ou en EPR (taux de pression).
- La poussée requise (thrust required).
- Débit du carburant (fuel flow).
- La consommation distance du carburant (fuel mileage).

Le programme APM est fourni aux opérateurs pour la surveillance des performances de leurs avions. Les résultats du programme servent principalement à dépister les tendances à long terme des performances du fuselage/moteur et à corriger les tables de marche du Jet plane.

En analysant les données de performances de croisière, le programme APM indiquera les avions pour lesquels la performance a dévié de la ligne de base applicable, cette information peut aider un opérateur en identifiant le besoin d'action possible d'entretien de fuselage ou du moteur.

6.2 Ecoulement des données dans le programme APM

Trois environnements structurent l'écoulement des données dans le programme APM comme l'indique la figure "1":

- Environnement avion,
- Environnement compagnie,
- Environnement support au sol.

a) L'environnement avion

C'est dans l'environnement avion que s'effectue tous les traitements concernant la récolte des paramètres de vol, il est lié directement aux instruments de bord.

b) L'environnement Compagnie

C'est l'environnement dans lequel les paramètres de vol sont traités et analysés afin d'obtenir un coefficient sur la dégradation des performances de la flotte, ces paramètres nous proviennent des deux autres Environnement.

c) L'environnement support au sol

C'est l'environnement qui reçoit les paramètres de vols de croisière provenant de l'avion par l'intermédiaire du système ACARS ou ils sont traités et convertis par un dispositif au sol (HERMES).

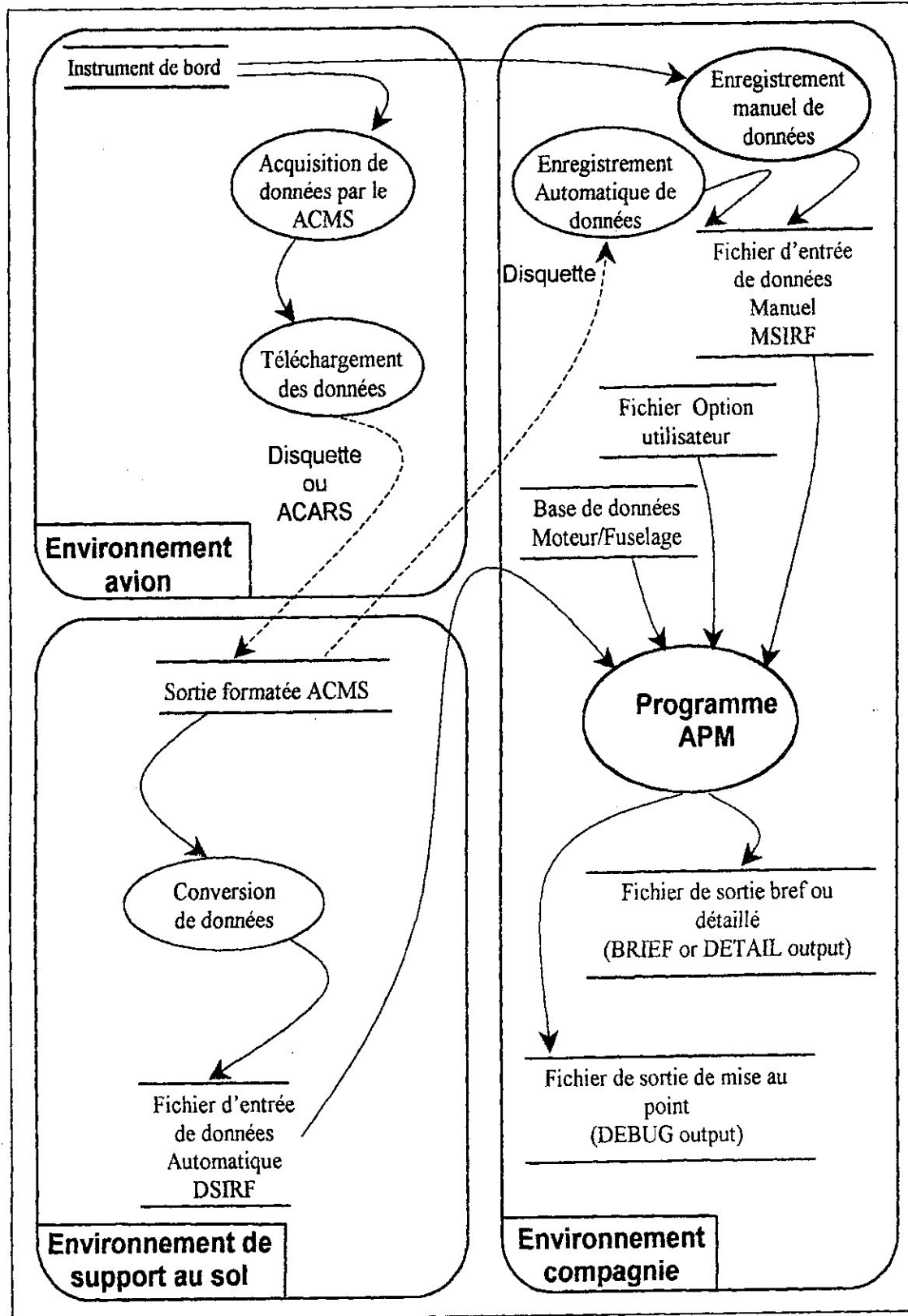


Figure 1: écoulement générale des données dans le programme

6.3 Description de l'écoulement des données dans le programme APM

D'après la figure "1", la récolte des paramètres de vol de croisière peut se faire par deux méthodes différentes au sein de l'environnement avion. La première est une méthode automatique les paramètres de vol sont acquis par le module ACMS, téléchargé ultérieurement par disquette ou ACARS à l'environnement support au sol sous un format spécifique, qui peut être convertie par un certain dispositif (application) afin d'obtenir un format standard d'entrée manuelle de données **MSIRF** ou un format standard d'entrée digitale de données **DSIRF** qui seront chargés dans le programme **APM** se trouvant dans l'environnement compagnie.

- Le programme **APM** reçoit trois types d'entrée de données :
 1. Le fichier base de données moteur/fuselage
 2. Les fichiers de formats **DSIRF** présentent les paramètres de vol de croisière.
 3. Les fichiers de formats **MSIRF** présentent les paramètres de vol de croisière.

1) La base de données MOTEUR/FUSELAGE

Pour chaque ensemble moteur/fuselage est associée une base de données où sont enregistrées les caractéristiques aérodynamiques du fuselage ainsi que les caractéristiques mécaniques des moteurs présentées par des diagrammes (courbe prenant l'exemple de la polaire), sous forme numérique, indiquant la révolution ou la régression d'un paramètre par rapport à un autre. La valeur désirée est obtenue par un certain arrangement d'interpolation lors du calcul.

Les fichiers d'entrée de données contiennent les paramètres de vol de croisière utilisés par le programme **APM** afin de calculer les coefficients de dégradation de performance.

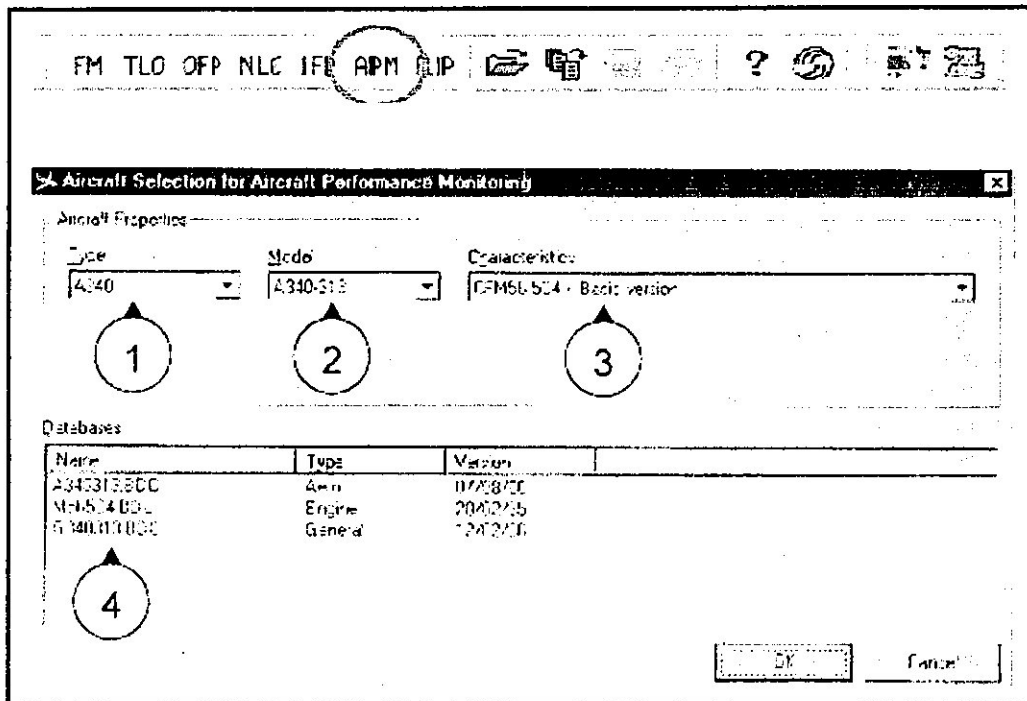


Figure 2: inter phase du programme APM

2) Le format DSIF (Digital Standard Input Record Format)/

Le format **DSIRF** est obtenu a la sortie de donnée **ACMS**, ce fichier contient des données rassemblées automatiquement pendant le vol par le **ACMS**, plus tard téléchargé aux matériels de soutien au sol par l'intermédiaire d'une disquette; ou bien si l'avion est doté d'un système **ACARS**, les données sont transmises automatiquement a une station au sol.

3) Le format MSIRF (Manual Standard Input Record Format)

Cette méthode d'entrée de données de performance dans le programme **APM** est semblable à la méthode qui a été utilisée historiquement avec le programme d'analyse de performance de croisière de Boeing Ces données sont enregistrées pendant le vol de croisière par le pilote sur une feuille nommée performance log. Une fois au sol, ces données sont transcrites par l'intermédiaire d'un certain dispositif ou par une application que nous allons décrire ultérieurement en détail pour générer un format d'enregistrement standard d'entrée manuelle (**MSIRF**).

Méthode de calcul

La dégradation des performances peut être en effet imputée à deux causes.

- a) La dégradation des moteurs. Pour des conditions extérieures données et une valeur de N1 mesurée, la comparaison de la consommation réelle à la consommation théorique (prévue pour donner cette valeur de N1) permet de détecter une dégradation dans le fonctionnement du réacteur. Une action de maintenance peut alors être envisagée.
- b) La dégradation des performances aérodynamiques de la cellule. Pour des conditions de vol données, la poussée, et donc le N1 devrait avoir une certaine valeur théorique. La valeur réelle mesurée permet de détecter une dégradation. Cette dernière peut être imputée à différents facteurs
 - La cellule, qui traîne plus que prévu. Si la différence est importante, une action maintenance pourra dans ce cas également être lancée.
 - La masse avion. Une pesée de l'avion permettra de corriger éventuellement la masse de base de avion.

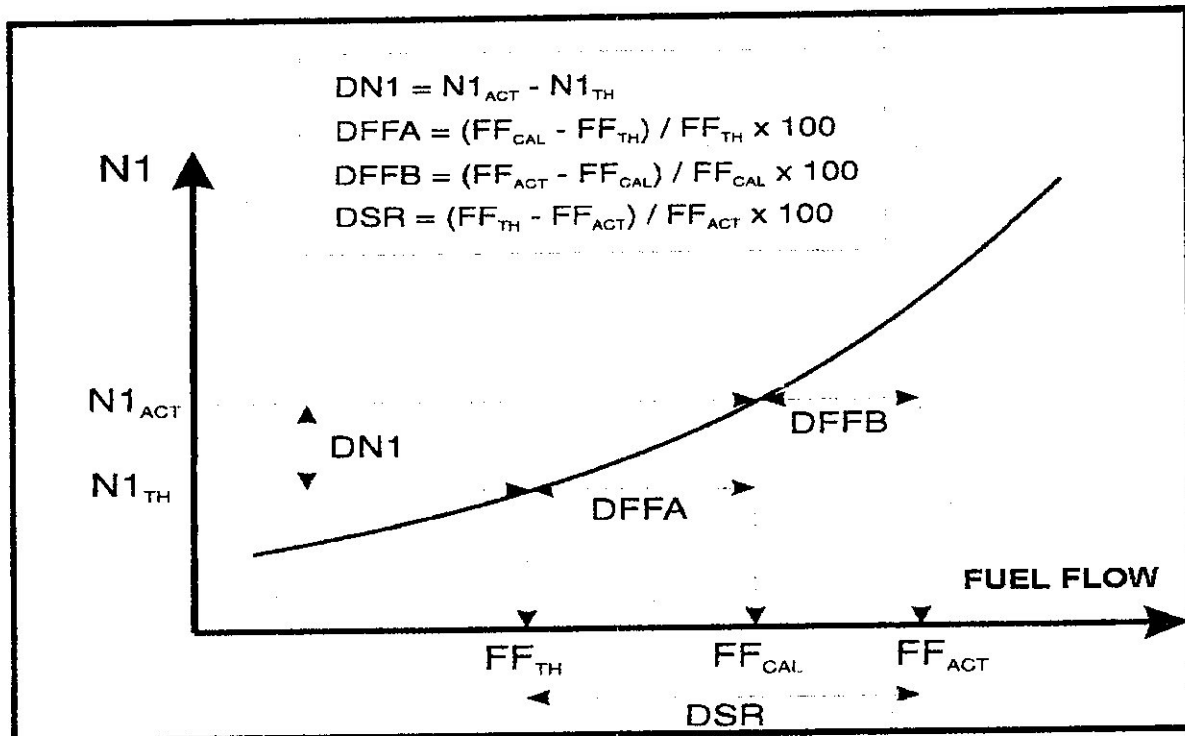


Figure3: Technique de calcul de la dégradation du rayon spécifique

- ❖ Th N1* : N1 théorique donnée par la base de donnée avion.
- ❖ Act N1* : N1 actuelle mesurée durant le vol.
- ❖ Th FF : Débit carburant théorique donnée par la base de donnée avion.
- ❖ Act FF : Débit carburant actuelle mesurée durant le vol.
- ❖ Cal FF : Débit carburant calculé.
- ❖ DN1* % = : (Act N1-Th N*1), est la différence entre le N1 actuelle et le N1 * théorique.



❖ **DFFA%** = : $[(\text{Cal FF} - \text{Th FF}) / \text{Th FF}] \times 100$, est la différence entre le débit carburant théorique (performances théorique fuselage/moteur) et le débit carburant calculé (performances théorique moteur/performances actuelle fuselage).

⇒ Indique l'augmentation du débit carburant due a la dégradation des performances aérodynamique.

DFFB% = : $[(\text{Act FF} - \text{Cal FF}) / \text{Cal FF}] \times 100$: $(\text{Act N1} - \text{Th N1})$, est la différence entre le débit carburant actuel (performances actuelles moteur/fuselage) et le débit carburant calculé (performances théorique moteur/performances actuelle fuselage)

⇒ Indique l'augmentation du débit carburant due a la dégradation des performances moteur.

DSR% = : $[(\text{Th FF} - \text{Cal FF}) / \text{Act FF}] \times 100$.

⇒ Indique la dégradation globale des performances avion en terme de Rayon Spécifique DRS%.

```

* AIRBUS CRUISE PERFORMANCE * AIRCRAFT PERFORMANCE MONITORING *
*-----*-----*-----*-----*-----*-----*-----*-----*-----*
*** PROGRAM: APM - Version 2.53 - Jan. 2005 ***
*
* AIRCRAFT TYPE: A330-202 ENGINE TYPE: CF6-80E1A4
*
* DATABASES: AERODYN. : A330200.BDC DATE: 16/02/98
* ENGINE : M80E1A4.BDC DATE: 30/01/98
* GENERAL : GB203A03.BDC DATE: 12/11/03
*
*-----*-----*-----*-----*-----*-----*-----*-----*-----*
* JOB- INFORMATION:
*-----*-----*-----*-----*-----*-----*-----*-----*-----*
***** DIRECT ANALYSIS OUTPUT (INPUT BY ADL) *****
FLEET 1
*-----*-----*-----*-----*-----*-----*-----*-----*-----*
AIRCRAFT AND FLEET AVERAGE RESULTS
*-----*-----*-----*-----*-----*-----*-----*-----*-----*
ALL-NO/BLOCK DN11 DN12 DFFA1 DFFA2 DFFB1 DFFB2 Degt1 Degt2 DNIM DFFAM DFFBM DegtM DSR
DATE from DATE to % % % % % % % % % % % % % %
T-VJX / 1 MV -0.130 -0.130 -0.532 -0.534 0.835 0.487 0.524 0.665 -0.130 -0.533 0.661 0.582 -0.107
9/10/05 - SD 0.282 0.281 1.226 1.225 0.489 0.496 0.279 0.357 0.282 1.225 0.479 0.260 1.095
9/01/06 NR 162 162 164 164 167 169 170 167 162 164 167 164 162
T-VJW / 2 MV 0.004 0.004 0.058 0.058 0.476 0.669 0.342 0.043 0.004 0.058 0.576 0.200 -0.589
5/11/05 - SD 0.367 0.366 1.576 1.573 0.363 0.366 0.344 0.316 0.366 1.574 0.349 0.285 1.528
9/01/06 NR 159 159 160 160 159 161 159 158 159 160 159 156 158
T-VJV / 3 MV 0.174 0.174 0.775 0.774 -0.041 -0.154 0.317 0.842 0.174 0.775 -0.110 0.585 -0.710
9/09/05 - SD 0.362 0.363 1.516 1.519 0.504 0.444 0.388 0.377 0.363 1.517 0.462 0.295 1.375
9/01/06 NR 266 266 265 265 262 268 266 268 266 265 265 267 264
T-VJY / 4 MV -0.005 -0.005 -0.008 -0.030 0.641 1.019 -0.477 -0.178 -0.005 -0.031 0.815 -0.324 -0.802
9/11/05 - SD 0.390 0.390 1.646 1.672 0.300 0.378 0.247 0.223 0.390 1.672 0.323 0.182 1.626
8/01/06 NR 189 189 189 190 187 192 191 188 189 190 190 188 190
T-VJZ / 5 MV -0.067 -0.072 -0.297 -0.296 0.512 0.790 -0.001 0.107 -0.067 -0.296 0.651 0.067 -0.419
5/11/05 - SD 0.270 0.264 1.096 1.096 0.410 0.544 0.228 0.259 0.271 1.096 0.460 0.206 1.151
6/01/06 NR 132 131 131 131 135 137 133 136 132 131 136 133 135
FLEET
9/09/05 - 29/01/06 MEAN VALUES -0.005 -0.005 0.519 0.222 -0.526
STANDARD DEVIATION 0.114 0.494 0.362 0.382 0.274

```

Tableau 1: Imprimé APM du Coefficient de dégradation

Le tableau qui suit est le résultat de tous ces calculs: la valeur du Délestage est calculé par Kg:

ETAPE	0%	1%	2%	3%	4%	5%	6%
MRS-ALG	6	6.06	6.12	6.18	6.24	6.30	6.36
MRS-ORN	8	8.08	8.16	8.24	8.32	4.40	8.48
AMM-ALG	24	24.24	24.48	24.72	24.96	25.20	24.44
SHJ-AMM	16	160.16	16.22	16.38	16.54	16.70	16.86
ALG-MRS	6	6.06	6.12	6.18	6.24	6.30	6.36
CDG-ALG	10	10.10	10.20	10.30	10.40	10.50	10.60
ORY-ALG	9	9.09	9.18	9.27	9.36	9.45	9.54
JED-DAM	11	11.11	11.22	11.33	11.44	11.55	11.66
DMA-ALG	23	23.23	23.46	23.69	23.92	24.15	23.38
ALG-BEY	16	16.16	16.22	16.38	16.54	16.70	16.80
ALG-DXB	27	27.27	27.54	27.81	28.08	28.35	28.62
BEY-DXB	14	14.14	14.28	14.42	14.56	14.70	14.84
ALG-LYS	7	7.07	7.14	7.21	7.28	7.35	7.42
ORY-CST	10	10.10	10.20	10.30	10.40	10.50	10.60
DMS-ALG	24	24.24	24.48	24.72	24.96	25.20	25.44
JED-DAM	11	11.11	11.22	11.33	11.44	11.55	11.66
ALG-CDG	11	11.11	11.22	11.33	11.44	11.55	11.66

Tableau 2: impact du coefficient de dégradation sur la consommation horaire

La comparaison des consommations instantanées permet le contrôle de la consommation réelle par rapport à la consommation théorique.

Conclusion

Le programme calcul alors un coefficient correctif a appliqué à la consommation théorique pour obtenir la consommation réelle. Ce coefficient est transmis automatiquement au programme qui calcule les plans de vol et corrige celui du JET PLANE.

Chapitre III

~~Performance En-Vol~~

III.1 Décollage et montée initiale

1.1 Introduction

Il y a beaucoup de variations dans la technique de décollage qui peuvent influencer sur la consommation, en général les effets sont très dépendants de la combinaison fuselage/moteur aussi bien que le poids de l'avion, l'altitude de l'aérodrome et la température.

Une autre manière pour l'économiser du carburant est d'éviter l'excès de masse au décollage, qui comprend le poids à vide de l'avion, la charge utile et le carburant.

1.2 Prélèvement

Le prélèvement total des moteurs peut être utilisé, ou on peut utiliser le prélèvement de l'APU pour améliorer les performances du décollage cependant Avec un prélèvement de l'APU, la consommation moteur sera diminuée, tandis qu'avec l'utilisation de l'APU durant 12 min de roulage, la consommation de cette dernière s'augmente et sera de l'ordre de 60-70kg pour un A330/200.

En termes économiques, la consommation APU et le coût d'entretien sont compensés en grande partie par des coûts d'entretien moteur diminués.

1.3 Configuration

Cet effet dépend de plusieurs variables mentionnées dans l'introduction, en plus du choix de VR et V2. Cependant la tendance est toujours la même, avec une configurations très ouvertes des becs/volets, la consommation augmente par rapport a une configuration moins ouvertes.

Le tableau qui suit montre la surconsommation due a une configuration forte des becs/volets CONF3 (FLAP 20) par rapport a une configuration moyenne des becs/volets CONF 2 (FLAP 15) .

Aircraft	Conf 2	Conf 3
A330-200	12kg	24kg

Figure 1 : Effet de la configuration sur la consommation carburant

1.4 L'effet de la surcharge

La variation du rayon spécifique est en fonction de l'altitude, la température, et la vitesse, elle dépend aussi du poids. Plus l'avion est lourd, plus la consommation de carburant est importante.

De plus, l'économie de carburant peut être faite pendant la montée car l'avion atteint plus tôt son niveau de vol optimal, s'il est peut léger.

L'effet de la surcharge est montré sur le graphique suivant:

Pour une charge excessive de 1% de la masse MTOW (2600kg dans la croisière pour l'A330-200 montre la pénalité du rayon spécifique, le poids, et l'altitude.

Les altitudes maximales et optimales sont montrées ensemble ainsi que les niveaux de vol intermédiaires choisis, représentant le choix d'un FL au-dessous au lieu d'un dessus de l'optimum.

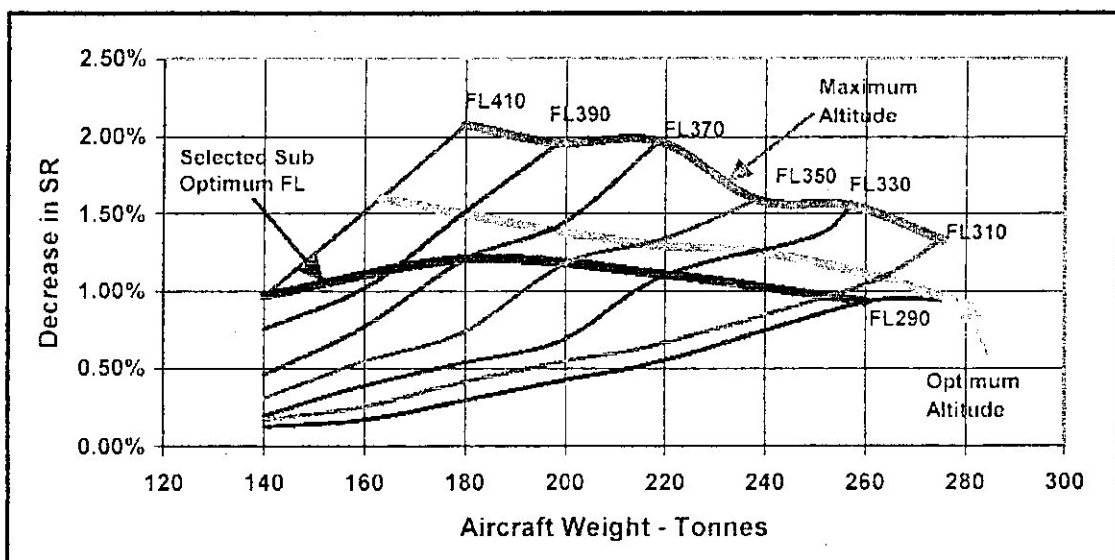


Figure 1 : Pénalisation du rayon spécifique pour une augmentation de la MMD d'1%

On remarque qu'à 220t, l'altitude optimale est juste sous FL 350. Si on choisie FL330, 1% du MTOW diminuera le rayon spécifique d'un peu moins de 1.2%

1.5 Conclusion

- on peut utiliser le prélèvement de l'APU pour améliorer les performances du décollage, cependant Avec un prélèvement de l'APU la consommation motrice sera diminuée.



- La surconsommation est due a une configuration forte, des becs/volets CONF3 (FLAP 20) par rapport a une configuration moyenne des becs/volets CONF 2 (FLAP 15) .
- En outre, l'économie de carburant peut être fait pendant la montée car l'avion atteint plus tôt son niveau de vol optimal, s'il est peut léger.

Enfin la connaissance précise du poids est un facteur important requis pour s'assurer que les prévisions de consommation carburant soient prises. Ceci apporte aux pilotes une confiance en un plan de vol qui évite la tendance à transporter un excès de carburant

III.2 La montée

2.1 Introduction

Selon les vitesses adoptées, les profils de montée changent, plus la vitesse est importante, plus la trajectoire de montée est basse, plus la distance de montée est longue.

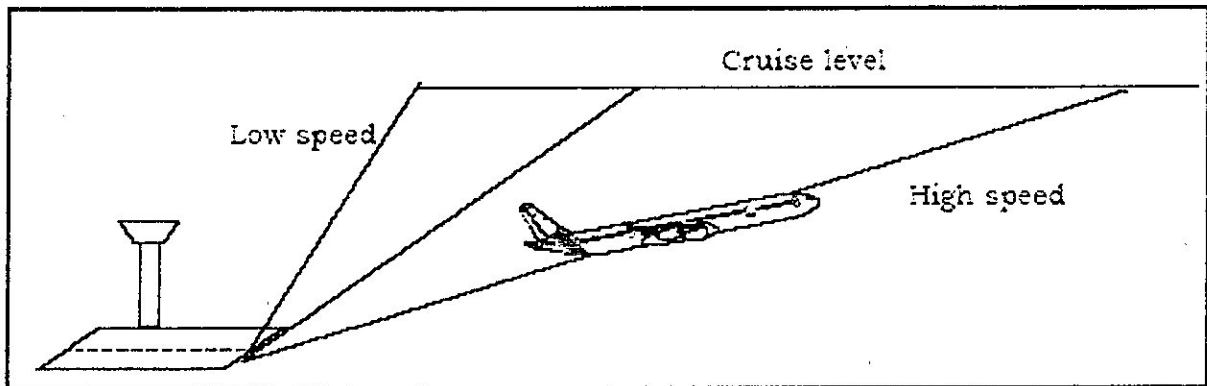


Figure 1 : Profile de montée

Les montées sont normalement exécutées en trois phases à vitesse de montée d'IAS / Mach constante et poussée maximum de montée, comme suit :

- 250 KT vitesse indiquée (IAS) est maintenue jusqu'au niveau 100 de vol, après l'avion accélère à l'IAS indiquée choisie (par exemple "300kts)
- Une IAS constante est maintenue jusqu'à l'altitude de croisement "**crossover altitude**"
- Un nombre de mach constant est maintenu jusqu' au top of **climb**

L'altitude de croisement est l'altitude où nous passons de l'IAS constante de montée à un nombre de mach constant de montée, elle dépend seulement de l'IAS et du mach choisi, et ne dépend pas de la variation de l'ISA.

Pendant la montée, à IAS constante, la vitesse propre (TAS) et le nombre de mach augmentent, puis, montée à mach constant, la TAS et l' IAS diminuent jusqu'à la tropopause.

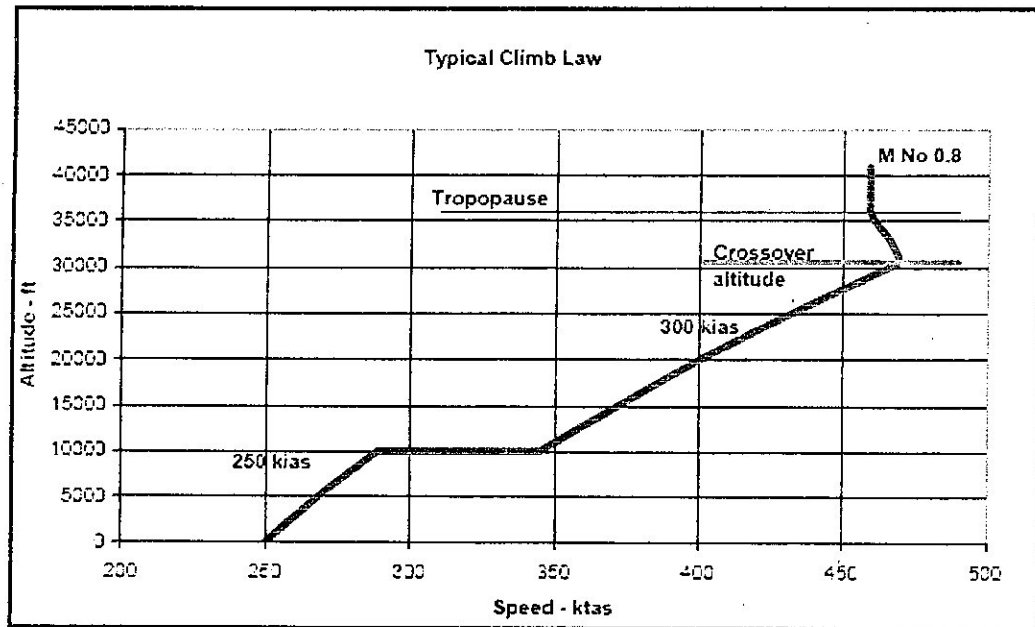


Figure 2 : Montée typique en fonction de la vitesse

Une distance courte de montée prolonge par exemple la distance de croisière, une basse vitesse de montée exige plus d'accélération pour la vitesse de croisière à une altitude défavorable.

2.2 Effet de la technique de montée sur la consommation carburant

Cette évaluation a été faite pour l'A330, elle est basée sur une montée à 35000ft. La vitesse utilisée pour la croisière étant 0.8

La technique de montée de référence est la technique standard récapitulée ci-dessous :

models	vitesse
A330	250kts / 300kts / M0.80

Tableau 1 : Paramètres de vitesses pour l'A330-200

2.3 Consommation carburant par rapport au temps

Le diagramme suivant montre les différences entre carburant, temps pour la montée et la croisière pour une distance donnée, avec une vitesse de montée, et un nombre de mach variable.

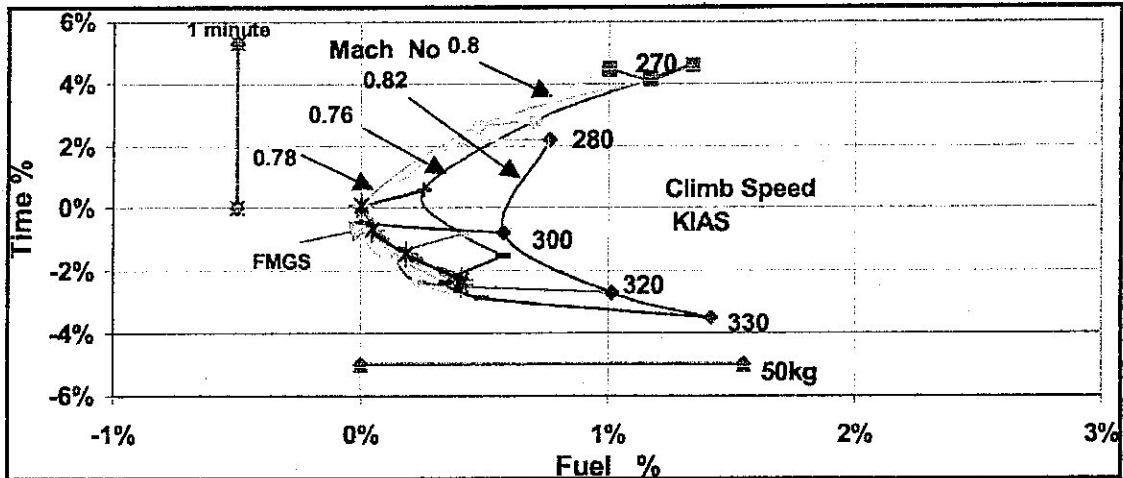


Figure 3: Effet de la technique de montée sur la consommation et le temps à 120NM / ISA / FL 350 pour M=140000kg

Ce diagramme prouve que la technique la plus rapide "330-200" emploie moins de temps (-3.2%) et la majorité du carburant (+1.5%) tandis que la technique la plus lente (270/0.76) emploie la majorité de temps (+4.5%) et presque tout le carburant (+1.4%), le moindre carburant est obtenu en utilisant une technique montée de 300/0.78

La variation de la technique de montée peut causer une variation totale de 1.5% et un temps de montée de 8% pour cet avion.

En outre tracées sur les diagrammes des lignes représentant les vitesses choisies par le FMGS pour différents index de coût (CI).

Le point de gauche de chaque ligne représente un CI de zéro (priorité de coût de carburant) et le point droit représente un CI de 100 (priorité de temps de vol). On note comment la ligne de FMGS (ligne noire) optimise le temps ainsi que le carburant utilisé.

Tableau de comparaison de technique de montée

Les tables suivantes montrent, le temps de montée et les variations de la consommation carburant pour une distance fixe, à FL 350, et une vitesse de référence de 300kt.

Aéronef	Mach montée	Δ Fuel-kg				
		270KT	280 KT	300 KT	320 KT	330 KT
A330-200	0.80	15	5	0	20	35

Tableau 2 : Effet de la vitesse de montée sur la consommation carburant

Aircraft	Mach Montée	Δ Time - minutes				
		270KT	280 KT	300 KT	320 KT	330 KT
A330-200	0.80	+0.9	+0.6	0	-0.4	-0.7

Tableau 3: Effet de la vitesse de montée sur le temps

On peut voir dans les tables comment les technique optimales dépendent du changement de la vitesse de monté de 10kt peut avoir un impact significatif.

2.4 Montée économique

2.4.1 Flex Take off

Introduction

Nous pouvons réaliser un « décollage à poussée réduite (flexible take off) » si la masse réelle est inférieure à la masse maxi au décollage même les conditions météorologiques doivent être favorables.

Principe

Le principe est de décoller à une poussée moteur adaptée (flexible take off) inférieure à la poussée maximale au décollage (maxi take off) afin de moins solliciter les moteurs.

Pour déterminer la valeur de la puissance moteur à afficher au décollage N1 ou EPR, on passe par un intermédiaire la température fictive, c'est la température qui devrait régner sur l'aérodrome pour que la masse réelle au décollage soit la masse maximale au décollage.

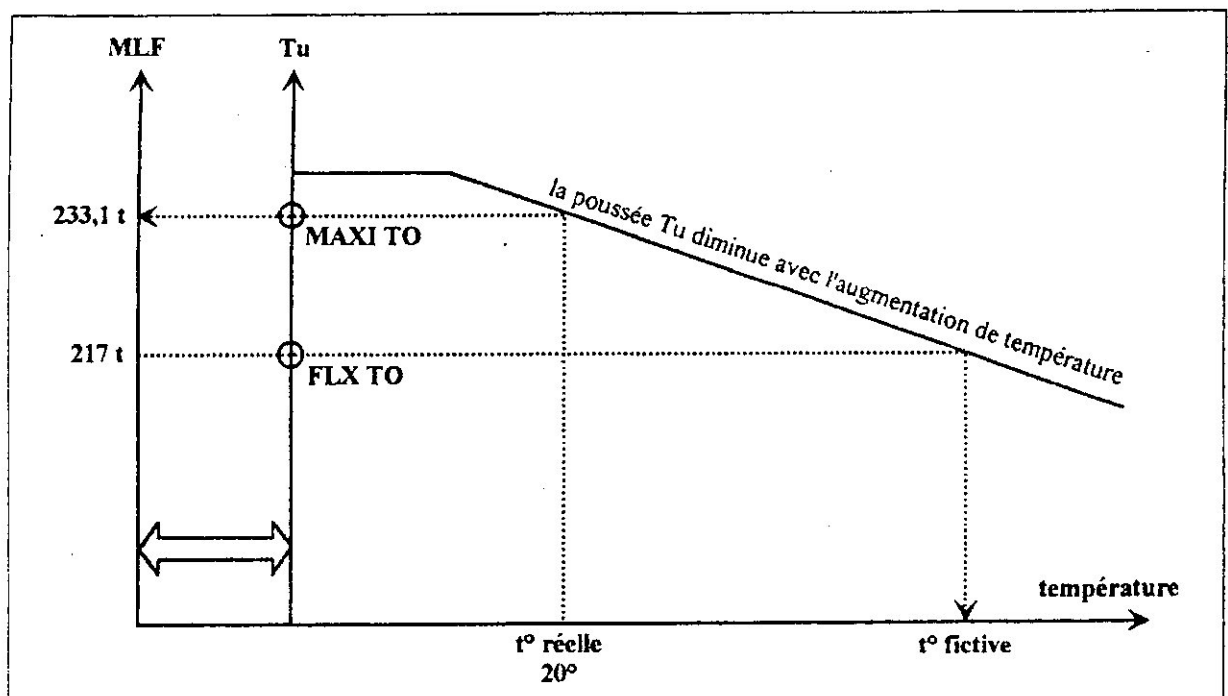


Figure4: montée a poussée réduite

La température fictive est définie grâce au tableau de limitations intégrées.

Le principe est d'utiliser le tableau dans les conditions de décollage:

- Longueur de piste disponible,
- Altitude pression,

Et de déterminer dans ces conditions pour quelle température, la masse réelle au décollage serait la masse maximale au décollage.

2.4.2 Derated Take off « DERATED CLIMB »

Afin de réduire les coûts d'entretien moteur, il y a des options disponibles sur l'A330. Il y a deux niveaux de réduction, D1 et D2. À certaine altitude la réduction est épuisée et le régime D1 (D2) est égale a la poussée maxi de montée à 30000ft. Les expositions suivantes montrent une image typique de la variation de la poussée réduite, mais ceci changera avec le moteur et la température.

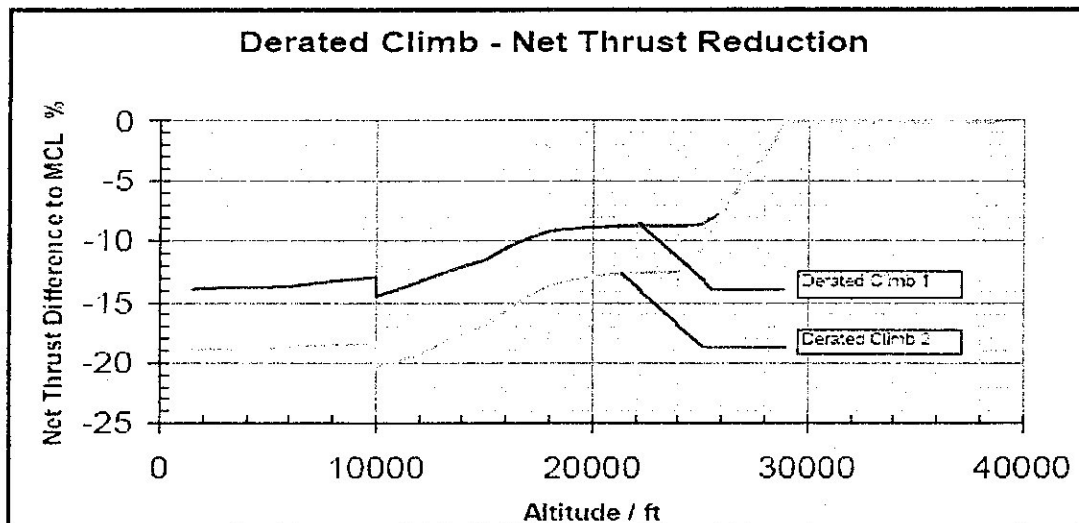


Figure 5 : Montée a poussée réduite

Cependant, ces sollicitations auront comme conséquence, plus de consommation carburant et de temps requis pour atteindre la même distance. L'effet dépend de la masse avion, de la température et du niveau de vol de croisière.

La table suivante donne quelques pénalités typiques dans les conditions ISA à 35000ft.

Aircraft	Weight (kg)	Derate D1		Derate D2	
		Fuel augmentation	Time augmentation	Fuel augmentation	Time augmentation
A330-200	190000	5kg	0.5 min	20kg	0.6 min

Tableau4 : Influence de la poussée réduite sur le temps et la consommation

2.5 Conclusion

En règle générale, il n'est pas profitable de grimper à haute vitesse, sauf en cas de contraintes de temps, ni de monter à très basse vitesse. La montée à poussée réduite réduit les coûts de maintenance du moteur.

L'altitude optimale (en fonction du temps et des coûts) augmente à mesure que la masse diminue, le premier niveau de vol optimal est situé au-dessus de l'altitude de croisement.

Lorsque l'ATC l'autorise, la montée par paliers permet de demeurer près de l'altitude optimale.

III.3 La croisières

3.1 Introduction

La phase de croisière est la phase la plus importante concernant l'économie du carburant, car elle est la plus longue. Pour les avions long courrier, l'économie carburant est si importante, qu'une discipline stricte doit être exercée. Les deux variables qui influencent le plus la consommation de carburant en croisière sont la vitesse de croisière (IAS ou nombre de mach) et l'altitude ou le niveau de vol. Les graphiques suivants montrent leurs influences sur un seul secteur comprenant une montée et une procédure de descente standard.

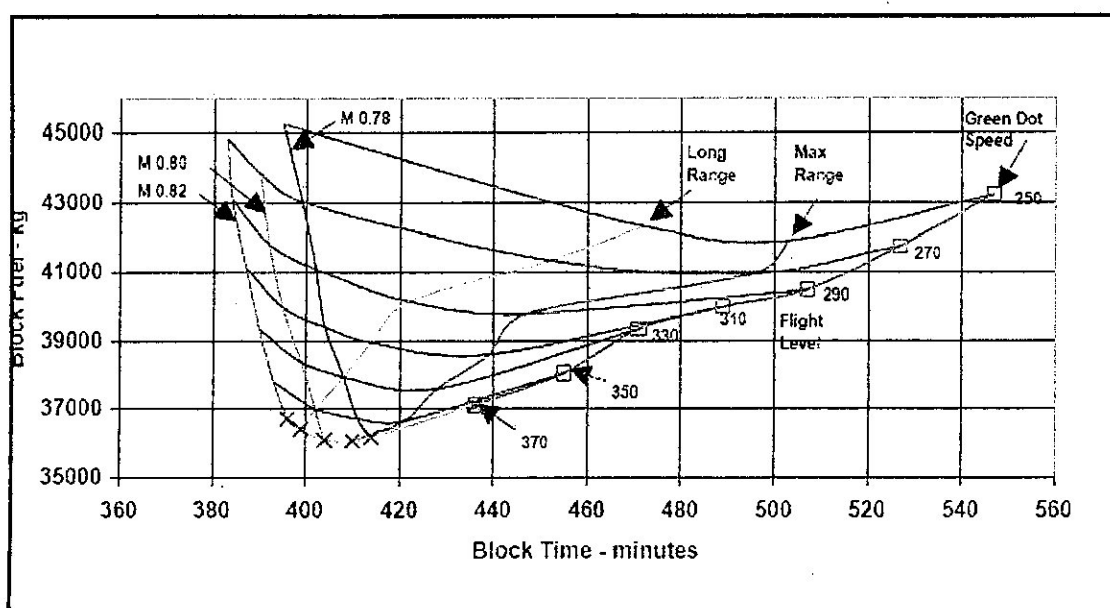


Figure 1 : Carburant et temps pour différents FL et Mach

Le choix correct des paramètres de croisière est donc fondamental dans la minimisation du carburant ou des frais d'exploitation. Ce diagramme prouve que l'avion consomme moins de carburant quand il vole à vitesse réduite. Ceci dit il y a des limites à ces lois. Voler plus bas que le maximum range speed augmentera le carburant, et mènera à un vol à une altitude plus haute que l'altitude optimale.

3.2 Optimisation de l'altitude de croisière

En vérifiant, le changement du rayon spécifique en fonction de l'altitude à mach constant, il est évident que, pour chaque poids, il y a une altitude où le rayon spécifique est maximum. Cette altitude est désigné sous le nom "altitude optimale".

- Quand l'avion vole à l'altitude optimale, il utilise le meilleur rapport portance- traînée correspondant au nombre de mach choisi (Cz/Cx) max.
- Quand l'avion vole en croisière à l'altitude optimale à mach donné, le Cz est fixe, et correspond à (Cz/Cx) max du nombre de mach choisi. En conséquence, les éléments variables sont le poids et la pression statique extérieur (P_s) de l'altitude optimale. La formule exprimant une croisière à l'altitude optimale est :

$$\frac{\text{Weight}}{P_s} = \text{constant}$$

- Afin de réduire au minimum la consommation carburant, l'avion devrait donc voler à l'altitude optimale, il convient de noter que l'influence de la vitesse sur l'altitude optimale n'est pas très significative dans la gamme des vitesses de croisière normales.

Cependant ce n'est pas toujours possible. Les limitations de performances telles que le tau de montée ou de poussée disponible de croisière peuvent mener à une altitude maximum au-dessous de l'optimum, comme dans le cas des limitations de vibrations. À de faible poids, l'altitude optimale peut être au-dessus de l'altitude maximum certifiée. En outre, les restrictions de gestion du trafic aérien peuvent affecter le niveau de vol.

La table suivante montre la pénalité du rayon spécifique en ne volant pas à l'altitude optimale, avec un mach de croisière de 0.8. Il convient de noter que chaque combinaison fuselage/moteurs a différentes valeurs. Il convient de noter que ce sont les valeurs moyennes et il y a de légères variations par rapport à différentes combinaisons poids/altitude optimale.

Aircraft	+2000ft	-2000ft	-4000ft	-6000ft
A330-200	1.8%	1.3%	4.2%	8.4%

Tableau 1 : Pénalité du rayon spécifique pour des déviation de l'altitude optimale

- Généralement si on vole à moins de 2000ft de l'altitude optimale, le rayon spécifique est à environ 2% du maximum. Cependant la consommation de carburant est une considération importante.
- Toutefois après une consommation carburant de 20800kg, pendant laquelle l'avion aurait parcouru 1400nm l'altitude optimale augmente à 35000ft et la pénalité est maintenant a 5.2%.
- Il y a également un effet sur le temps de vol dû aux différentes altitudes. La vitesse propre TAS augmente/diminue de 4kts, pour chaque augmentation/diminution d'altitude de croisière de 2000ft.

3.2.1 Altitude de croisement contre altitude optimale

On a précédemment montré que la TAS est maximum à l'altitude de croisement. On peut se demander s'il est profitable de rester à cette altitude, au lieu de monter à la première altitude optimale.

La prochaine table montre l'influence du vol effectué à l'altitude de croisement au lieu des niveaux optimums de vol, le 1er niveau optimum de vol a été choisi pour les secteurs restreints, tandis que de plus longs secteurs assument des montées en palier aux FL 310, 350 et 390.

On considère les conditions ISA, et une masse au décollage pour un secteur typique, avec un maximum de passagers et un certain fret (5000kg pour l'A330).

Aircraft type	Distance secteur	Cross-over altitude	Niveau de vol Optimum	Gain time (min)	Augmentation consommation carburant
A330-200	4000nm	31000 ft	350/390	9	5040kg

Tableau 2 : Paramètres de vol a l'altitude de croisement pour un secteur donne

Cette table prouve que voler aux altitudes de croisement augmente la consommation carburant de manière significative pour une réduction relativement petite du temps de vol.

3.2.2 Montée en palier 'STEPPED CLIMB'

3.2.2.1 Introduction

On a montré que voler à des altitudes non optimales peut causer des pénalités significatives de carburant, et que l'effet de la consommation carburant augmente l'altitude optimale, le scénario idéal est d'adopter une montée pendant la croisière pour maintenir l'altitude optimale, mais les contraintes ATC, et les limites de performance ne rendent pas cette tâche possible.

Cependant, en changeant le niveau de croisière avec une montée en paliers, dès que l'avion est léger, il restera aussi proche que possible de l'altitude optimale.

3.2.2.2 Sélection du profil

Plusieurs paramètres comme les conditions météo, ou conditions ATC, peuvent influencer les décisions prises par le PN toute en respectant les trois priorités fondamentales :

- Manoeuvrabilité,
- Confort passager,
- Economies.

Ceux ci concernent le choix du niveau de vol de croisière qui peut être fait selon les trois profils de montée suivants comme montré ci-dessous pour un A330-200

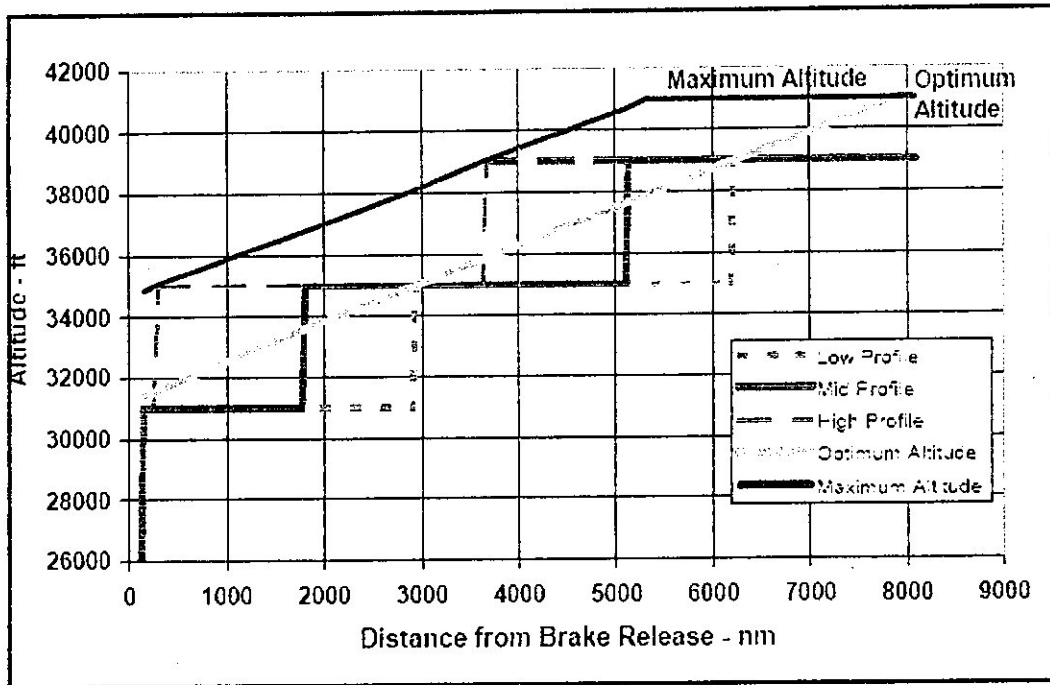


Figure 2 : Profil de montée en escalier

- Le profil bas initialise la montée à un poids où le prochain niveau disponible de vol est le niveau optimum de vol à ce poids. En conséquence les niveaux de vol sont toujours à ou au-dessous du niveau de vol optimum. Ceci a l'avantage d'offrir de meilleures marges de manoeuvrabilité et généralement une meilleure vitesse car plus près de l'altitude de croisement.
- Le profil haut initialise la montée a un poids où le prochain niveau de vol disponible est le niveau maximum de vol à ce poids. Les niveaux de vol sont principalement au-dessus de l'optimum et l'avion aura diminué la manoeuvrabilité et volera plus lentement.
- Le profil moyen initialise la montée a un poids où le rayon spécifique au prochain niveau de vol disponible est meilleure que celui au niveau actuel. Ceci permet au profil de vol de demeurer plus proche du niveau optimum de vol.

C'est cette technique qui est recommandée pour la meilleure économie de carburant, et est également très proche de celle exigée pour les meilleures économies, il est intéressant de noter que, dans ce cas-ci, le profil moyen de montée en escalier est utilisé 1140nm avant la montée du profil bas et 1520nm après la montée du profil haut.

Les situations varient avec les niveaux de vol impairs:

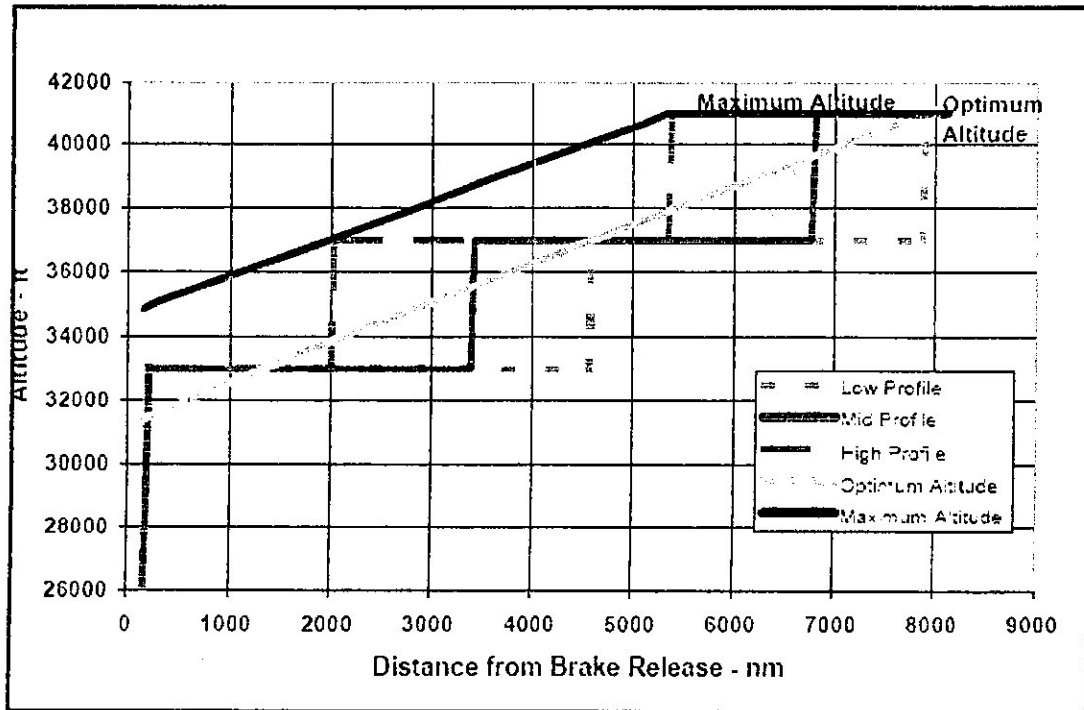


Figure 3 : Profil de montée en escalier pour des FL impairs et non RVSM

En raison des différents niveaux de vol disponibles, les montées en paliers sont initialisées à environ 1500nm plus loin que pour les niveaux de vol paire. Cependant, les mérites relatifs de chaque profil demeurent les mêmes.

Avec la réduction des séparations verticales minimums (RVSM), la séparation est réduite entre les niveaux de vol de 4000 à 2000ft, et ceci permet au profil de vol de demeurer beaucoup plus près de l'optimum. En outre, le profil haut (selon l'avion) demeure beaucoup plus haut que l'optimum, augmentant la pénalité de carburant. Ce profil est montré à la page suivante.

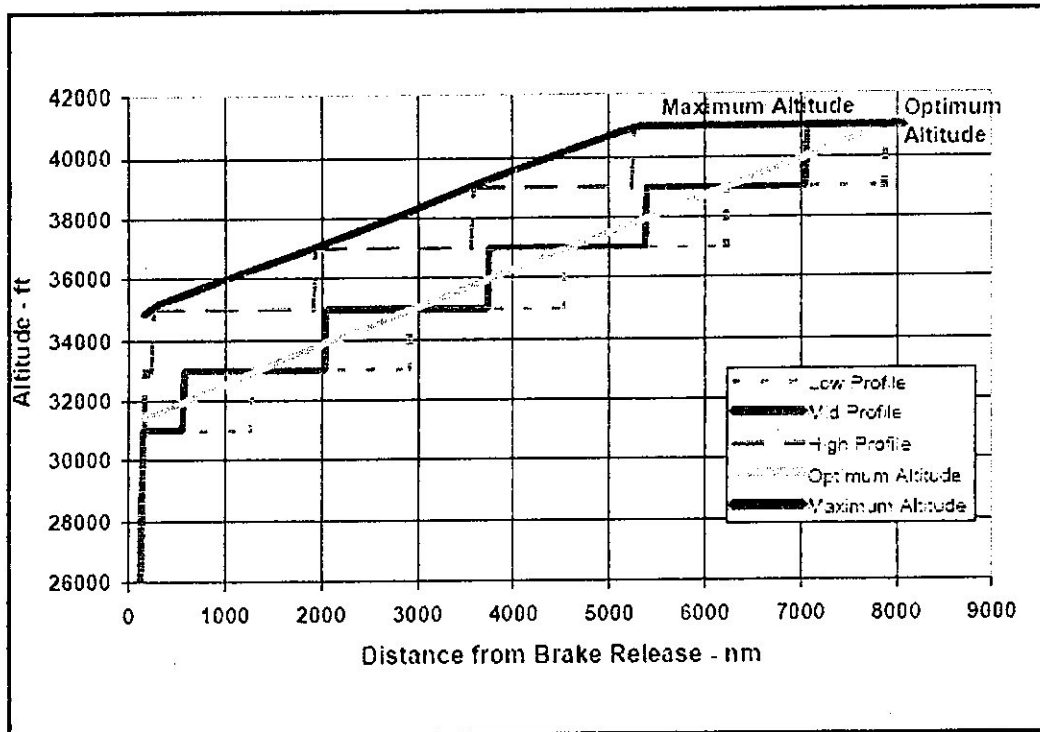


Figure 4 : Profil de montée en escalier pour des FL impairs et RVSM

Sur tout les Airbus, équipés du FMS, l'altitude optimale (OPT FL) et le niveau maximum de vol (maximum FL) sont montrés à la page de progress du MCDU.

L'altitude maximum recommandée dans le FMGC assure un taux minimum de montée de 300ft/min à la poussée MAXIMUM DE MONTEE et un vol en palier à la poussée MAXIMUM de CROISIÈRE. Selon le poids et le type, elle est de 2000 à 4000ft au-dessus de l'altitude optimale.

3.3 Altitude optimale sur les étapes courtes

Pour les étapes courtes, le choix du niveau de vol de croisière est souvent restreint à cause de la montée nécessaire et à la distance de descente.

La philosophie d'Airbus assume un secteur minimum de croisière de 5 minutes, parce qu'une montée suivie immédiatement de la descente n'est pas appréciée par les pilotes, les passagers ou l'ATC.

Si la longueur d'étape est suffisante pour que le niveau de vol optimum soit atteint, et la croisière est de courte durée, alors les avantages à ce niveau de vol seront négligeables. Il peut être intéressant de voler à vitesse normale à un

niveau de vol inférieur, car l'augmentation de la consommation en montée compense n'importe quelle réduction de consommation en croisière.

Dans le FCOM il y a un diagramme montrant l'altitude optimale sur une étape courte, Un exemple est montré ci-dessous:

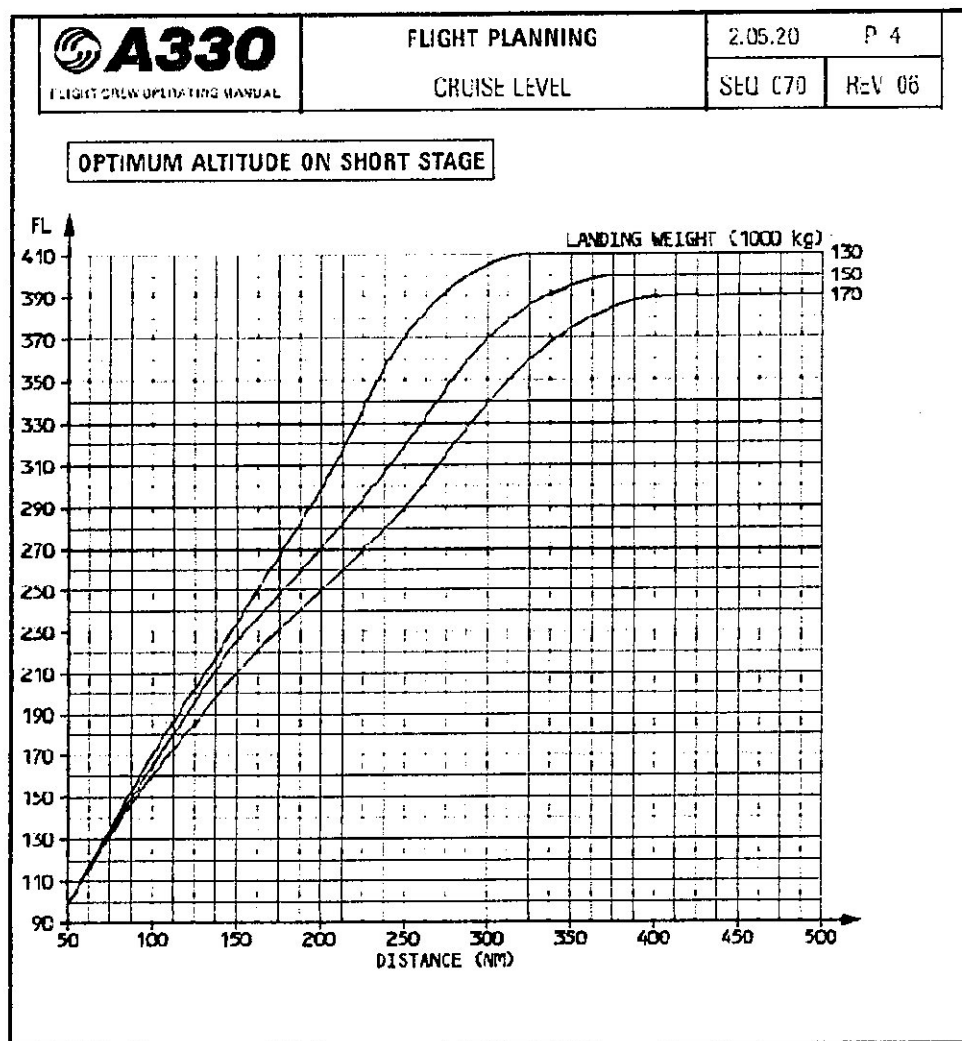


Figure 5 : Altitude optimale pour des étapes courtes

3.4 Optimisation de la vitesse de croisière

Lors du vol à un niveau de vol optimum demandé ou imposée par le contrôle de trafic aérien, la vitesse est le seul paramètre restant qui exige un réglage.

Le nombre de mach, qui donne le meilleur rayon spécifique, peut être déterminé. Il s'appelle le mach maximum range (MMR). Néanmoins, pour des opérations pratiques, on définit un procédé à longue portée 'long range' de

croisière avec une augmentation significative de la vitesse comparée à MMR ,et seulement une perte de 1% dans le rayon spécifique .la vitesse MMR, la vitesse MLRC diminuent avec un poids décroissant, à altitude Constante .

Le diagramme suivant montre la variation du mach long range avec la masse avion pour différents niveaux de vol. En outre est tracé sur ce diagramme la ligne d'altitude optimale. Ceci prouve qu'il n'y a pas beaucoup de variation du mach long range à ces altitudes.

Il serait donc possible de voler à un nombre de mach constant au lieu d'ajuster chaque fois la vitesse LRC, afin d'économiser le carburant.

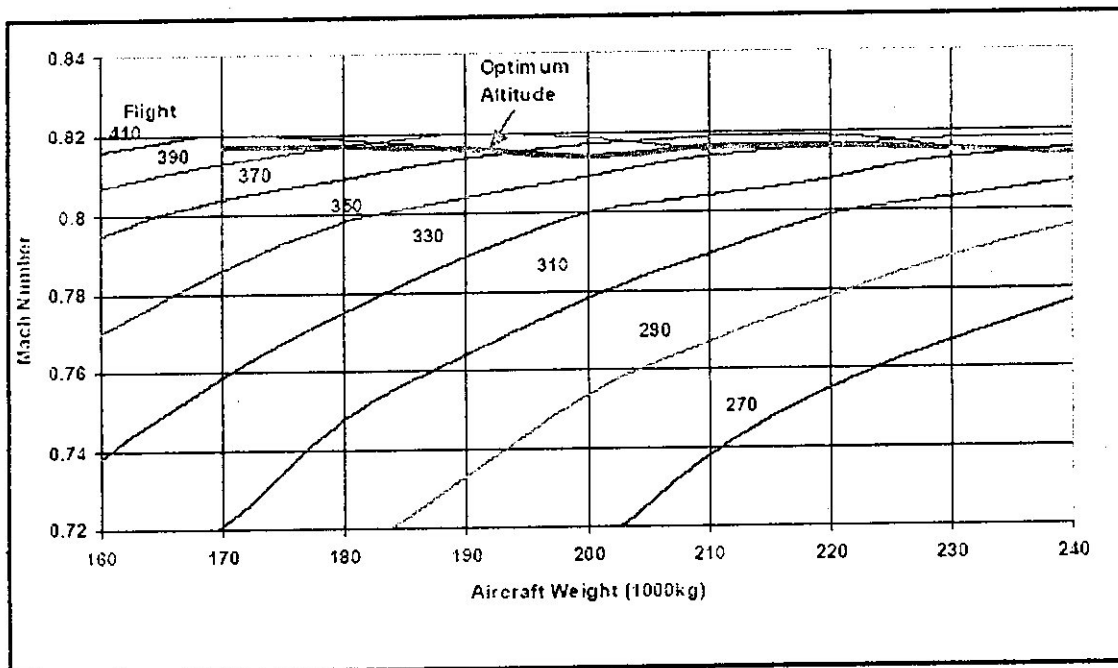


Figure 6: Mach LRC en fonction de la masse de l'appareil

3.4.1 Influence du vent sur le Mach

La vitesse du vent peut être différente à différentes altitudes pour un poids indiqué, quand l'altitude de croisière est inférieure à l'altitude optimale, le rayon spécifique diminue.

Néanmoins, il est possible qu'à une basse altitude avec un vent favorable, le rayon spécifique au sol s'améliore.

En conséquence, en de telles conditions, il est plus économique de voler à vitesse normale à basse altitude.

Si le vent est plus favorable il est conseillé de voler plus bas.

- Vent arrière augmente le rayon spécifique et réduit la vitesse.
- Vent debout diminue le rayon spécifique et augmente la vitesse.

3.4.2 Utilisation du FMS en 'MODE GESTION'

Le système de gestion de vol (FMS) optimise le plan de vol pour les vents, coûts d'exploitation et suggère l'altitude et la vitesse de croisière les plus économiques, selon l'index de coût choisi par la compagnie aérienne ,qui veut économiser le carburant choisi un index faible.

La prochaine partie prévoit d'accentuer l'impact du cost index sur la consommation de carburant et le temps de vol.

3.4.3 Nombre de Mach Economique

Le mach longue range de croisière (mach long range cruise) a été considéré comme régime à consommation minimum. Si nous considérons les frais d'exploitation directs, le nombre de mach économique (M_{ECON}), peut être introduit.

En conséquence, pour un vol donné, le Doc peut être exprimé comme :

$$DOC = C_c + C_f \cdot \Delta F + C_t \cdot \Delta T$$

Cc : coûts fixes.

Cf : coûts carburant unitaire.

Ct : coûts relatifs au temps par heure de vol

ΔF : délestage.

ΔT : temps de vol.

- Les coûts de carburant minimum correspondent au mach maxi range.
- Les coûts directs minimum correspondent à un nombre de mach spécifique, désigné sous le nom mach Econ (M_{ECON}).

$FL = \text{constant}$	weight	↘	$\Rightarrow M_{ECON}$	↘
weight = constant	FL	↗	$\Rightarrow M_{ECON}$	↗

La valeur de M_{ECON} dépend du rapport du temps et du coût carburant. Ce rapport s'appelle l'index de coût (CI), et est habituellement exprimé en kg/min ou 100 lb/h :

$$\text{Cost Index (CI)} = \frac{\text{Cost of time}}{\text{Cost of fuel}} = \frac{C_T}{C_F}$$

3.5 Cost index

Introduction

Le cost index est un paramètre indispensable, une fois injecté dans le FMS, nous renseigne sur l'équilibre ou le compromis entre le coût horaire et le coût du fuel, c'est pourquoi on comprend aisément qu'il est calculé par le rapport des deux coûts.

3.5.1 Calcul du cost index

Du fait de la diversité de la politique de gestion, ce paramètre varie d'une compagnie à une autre.

Il peut prendre plusieurs valeurs comprises dans différents intervalles comme :

- Entre 0 et 299 pour le B737.
- Entre 0 et 999 pour le B767.
- Dans notre cas, il est compris entre 0 et 200 pour l'A330.

Parmi les différentes fonctions remplies par le FMS la fonction de gestion du vol (flight management system) consiste à optimiser et à calculer:

- une vitesse et/ou un Mach cible pour la montée, la croisière, et la descente,
- une altitude optimale,
- une altitude maximale.

Cette optimisation se fait en fonction de plusieurs paramètres : la masse, le centrage, le vent, la température, le CI...ets.

Le Cost Index (CI), qui est un des paramètres fondamentaux pour cette fonction.

Le CI est modélise par le rapport :

$$CI = \frac{\text{Coût marginal à l'heure de vol}}{\text{Coût carburant}}$$

Il faut comprend par coût marginal à l'heure de vol, le coût engendre par une minute (ou une heure) de vol supplémentaire, il comprend en particulier :

- Le coût équipage,
- Le coût leasing éventuel de l'avion,
- Le coût de la maintenance,
- Le coût du retard...

3.5.2 Relation entre le CI et le nombre de mach optimal

L'expression du coût direct d'une étape:

$$C = C_f \cdot F + C_h \cdot T + C_i$$

Pour une distance de 1 NM on aura :

F: Consommation distance (lb/NM)

$$F = \frac{1}{R_s} \quad \text{ou } R_s: \text{ rayon d'action spécifique.}$$

$$T = \frac{1}{V_s} \quad \text{ou } V_s : \text{ vitesse sol.}$$

D'ou:

$$C(1 \text{ NM}) = C_f \cdot \frac{1}{R_s} + C_h \cdot \frac{1}{V_s} + C_i$$

Le but est de trouver le nombre de Mach qui minimise le coût total c'est a dire :

$$\frac{dC}{dM}(M_{opt}) = 0$$

Ou bien:
$$C_f \cdot \frac{d\left(\frac{1}{Rs}\right)}{dM} + C_h \cdot \frac{d\left(\frac{1}{Vs}\right)}{dM} = 0$$

Vs = a . M + W ou a: vitesse du son.

W: vitesse du vent.

Il en résulte :
$$C_f \cdot \frac{d\left(\frac{1}{Rs}\right)}{dM} - C_h \cdot \frac{a}{(a.M + W)^2} = 0..$$

D'ou la relation entre Mach et cost index :

$$CI = \frac{C_h}{C_f}$$

D'ou:

$$CI = \frac{d\left(\frac{1}{Rs}\right)}{dM} \cdot \frac{(a.M + W)^2}{a}$$

3.5.3 Méthode de calcul

Si la compagnie décide d'adopter un cost index aussi précis que possible, il existe deux possibilités qui s'offrent à elle :

- Une **analyse spécifique** des coûts, des routes, et des avions, ajustées au réseau, et à l'environnement économique que seule la compagnie connaît parfaitement.
- Une **étude approximative**, par la répartition des routes dans les trois intervalles : low, medium, high, que la compagnie décide d'adopter comme approche.

On appelle ces derniers, « **les options de calcul du cost index** ».

Une révision périodique est nécessaire pour garder le cost index dans une marge acceptable.

On distingue plusieurs manières d'utilisation du cost index qui varient selon les compagnies, quelques cas sont sites ci-dessous:

- Utiliser un cost index se rapprochant du long range cruise(LRC).
- Utiliser un cost index comprise entre maxi range cruise (MRC)et LRC.

- Un cost index élevé si nécessaire, sans faire cas de la consommation carburant.
- Un cost index variant selon les variation des prix carburant ,sans prendre en compte le facteur temps.
- Adopter un cost index qui s'adapte aux vitesses utilisées lors de la croisière.

3.5.4 Cas Cost index

Les formules utilisées sont celles de **SPERRY -HONEYWELL** ou celles de **SMITHS**.

La première à une plage comprise entre 0 et 999, sans dis que la deuxième s'étend de 0-99.

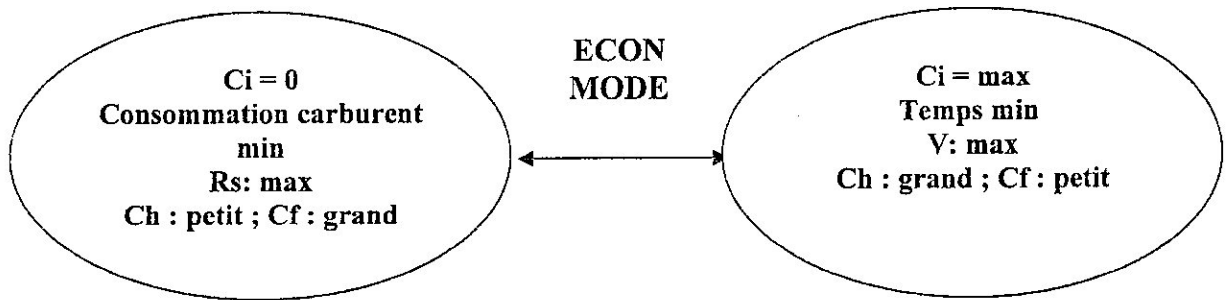
$$Ci = \frac{C_h}{C_f}$$

Les unités sont : kg/min ou 100 lb/h.

Les cas extrêmes :

- 1) **CI = 0** : ou pratiquement, lorsque le coût horaire est petit et que le coût carburant est important, ou lorsqu'on veut voler, à un mode 'minimum fuel' pour un rayon spécifique maximum (MRC), c'est le cas où le coût du fuel a une grande influence sur la facture des opérations, le Mach associé est le Mach Maxi Range, il peut être utilisé au cours d'une attente imprévue.
- 2) **CI =MAX** : lorsque le coût carburant est petit, et que le coût horaire est important, ou lorsqu'on veut voler à un mode à temps minimum, pour une vitesse Max (MMO-0.02=M 0.82 pour A300-600, A310, M 0.84 pour A330/340).

Le cost index fournit un outil flexible pour contrôler la consommation et le temps de vol, entre ces deux extrêmes la connaissance de la structure et des dépenses de la compagnie est essentielle pour optimiser le coût, par l'augmentation de la consommation carburant, ou la réduction du temps de vol et vis versa.



Le coût fuel peut varier d'une manière significative d'un secteur à l'autre durant l'année, c'est pourquoi, les compagnies adoptent des cost index différents pour chaque route.

- Airbus fournit des réajustements réguliers du cost index à ces clients, qui n'appliquent pas toujours ses consignes par ignorance de l'importance du cost index.

Les efforts pour calculer un cost index se rapprochant de la réalité ,ont abouti a un concept efficace qui traite ce coefficient à travers trois plages (low, medium ,high), sans avoir à effectuer les calculs méticuleux des fractions du temps par la consommation ,cette approche sera détaillée plus tard .

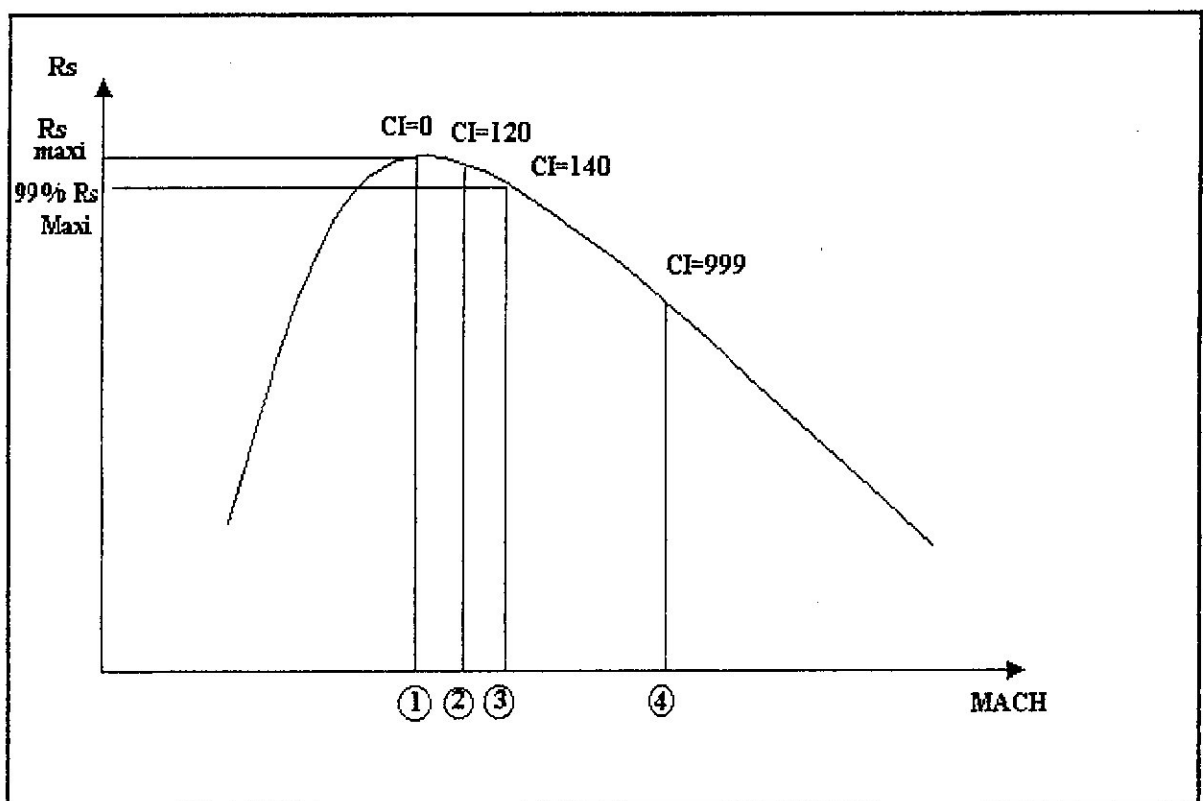


Figure 7: Relation entre le RS et le Mach

On remarque dans la courbe précédente, figure 7 que :

- Mach permettant le meilleur rayon d'action spécifique est le Mach de Maxi Range (CI=0).
- Mach permettant d'avoir 99% du meilleur rayon d'action spécifique est le Mach de Long Range (le CI correspondant a ce Mach est sensiblement égal a 140 pour le B747-400).
- Mach ECON CRZ correspondant au CI retenu actuellement par la compagnie(120), qui se trouve dans la plage Mach de MAXI RANGE/MACH de LONG RANGE.
- le CI maximum (999) correspondant suivant l'altitude, soit à un mach proche de MMO ou à l'IAS 350 kt.

3.5.5 Méthode approximative

Il serait préférable de traiter chaque route exploitée par la compagnie individuellement, mais une méthode approximative d'utilisation de tables peut donner des résultats assez satisfaisants.

Les coûts d'exploitation des deux modèles sont presque identiques : équipage, et maintenance (moteurs et cellules).

Les valeurs du tableaux sont calculées à partir données suivantes:

$$10 \leq \text{Coût équipage} \leq 20 \text{ (US\$/min)}$$

$$+ 7 \leq \text{Coût maintenance} \leq 17 \text{ (US\$/min)}$$

$$17 \leq \text{coût horaire} \leq 37 \text{ (US\$/min)}$$

NB

Composition équipage = 2 ou 3 équipage cockpit + 10 (±2) équipage cabine.

Coût horaire (US\$/min) Coût fuel (US\$/USG)	LOW < 20	MEDIUM 20<to<30	HIGH >30
LOW <0.7	90	110	130
MEDIUM 0.7< <0.9	70	100	120
HIGH >0.9	60	80	100

Tableau 3: A330-200 cost index (Kg/min)

Selon l'index de coût, l'avion exploité et les conditions atmosphériques, l'altitude optimale et le nombre de mach économique sont calculés. A partir de cela, la consommation de carburant dépend seulement de l'index de coût choisi. Le diagramme suivant montre la variation du mach économique par rapport au niveau de vol pour différents index de coût.

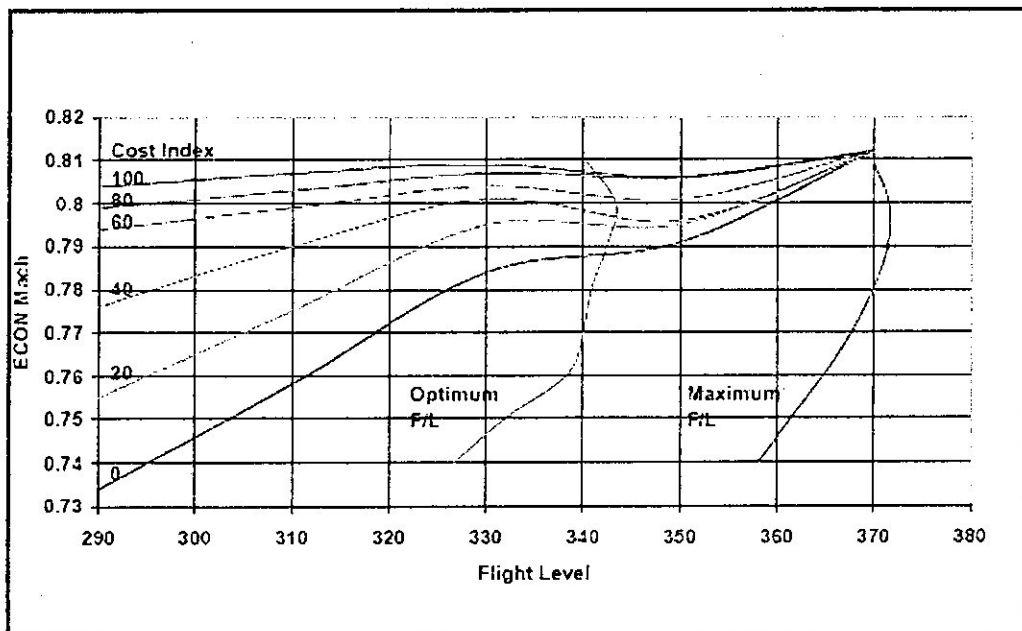


Figure 8 : courbe du mach Econ en fonction du niveau de vol

Ceci montre la tendance générale, commune à l'avion, d'augmenter le nombre de mach économique avec le niveau de vol pour une masse constante.

L'index est plus sensible quand on vole au-dessous de l'altitude optimale pour des cost index faibles (une grande variation de Mecon).

L'altitude et la vitesse de croisière optimales varient en fonction de la masse, du vent et de l'indice de coût (CI), la plus faible consommation de carburant s'obtient à l'indice de coût le plus bas, il faut toutefois tenir compte des contraintes de temps, on peut même économiser de voler à vitesse normale à basse altitude avec la présence d'un vent favorable.

3.6 Conclusion

Nous avons vu à travers cette partie les différentes méthodes de calcul du cost index, qui sont :

- Méthode approximative '**easy way**': facile d'utilisation, rapide, et est assez satisfaisante par l'utilisation des tables et des graphes.
- Méthodes d'analyse spécifique '**hard way**': précise, qui exige une étude économique détaillée de la compagnie, ainsi que la connaissance des paramètres d'entrée (coûts).

Le calcul d'une valeur exacte de CI en fonction des coûts réels d'un vol donne (difficile en tout état de cause à connaître avec précision) n'est pas justifié, tant que l'importance relative de différentes composantes du coût marginal à l'heure de vol et du coût carburant n'est pas fortement modifier.

Ainsi une valeur de référence de CI, déterminée à partir de valeur économique moyenne est suffisante.

En revanche, lorsque les conditions opérationnelles modifient de façon importante l'équilibre entre coût liés à l'heure de vol et coût carburant, le CI peut être utilisé pour adapter pour un vol donné la vitesse aux conditions particulières de réalisation (modulation de la vitesse du vol en fonction du temps d'arrivée estimée afin de respecter l'objectif de ponctualité, ou pour d'autres raisons...).

Afin d'avoir un meilleur compromis carburant temps il est conseillé d'utiliser les vitesses situées entre le Mach maxi Range et Mach Long Range, et l'avion devrait donc voler à l'altitude optimale.

III.6 APPROCHE

6.1 Introduction

C'est l'Interception de l'alignement de descente. Les procédures utilisées dans la phase d'approche peuvent affecter la quantité de combustible consommé dans cette phase de vol.

L'alignement de descente peut être interceptée entre 1500ft et 2000ft horizontalement ou dans une trajectoire de vol descendante au-dessus de 2000ft.

Cette méthode consomme moins de carburant mais le montant est difficile a quantifier, comme il dépend des trajectoires de vol exactes dans chaque cas. Cependant le trait le plus important d'une approche est qu'il devrait bien être exécuté, stabilisé et sûr, aucun de ces traits ne doit être compromis dans le but de diminuer la consommation de carburant, cela pourra avoir des conséquences fâcheuses sur la sécurité et la poursuite du vol.

6.2 Sortie trains d'atterrissage

La procédure standard est la sélection du train d'atterrissage quand CONF2 (FLAPS 20 pour A330-200) est stabilisé.

La sortie du train d'atterrissage avant ce point entraînera une surconsommation.

6.3 Techniques d'approche

6.3.1 Approche en mode VFR

L'approche en mode VFR dure en moyenne 4 minutes, avec une consommation horaire au régime d'approche de 40kg/mn, cela équivaut à une consommation de 160 kg.

6.3.2 Approche en mode IFR

L'approche en mode IFR dure en moyenne 6 minutes, c'est 2 minutes de plus que celle du mode VFR, avec une consommation de 40kg/mn, cela équivaut a une consommation de 240kg.

6.4 Conclusion

Il est clair qu'une approche en mode VFR est plus avantageuse du point de vue consommation, mais cela reste indépendant du désir propre du commandant de bord et de l'opérateur. Les conditions météorologiques et ordre ATC reste les conditions principales dans le choix du mode d'approche.

Pour éviter toute consommation de carburant supplémentaire, il faut éviter de sortir prématurément le train, les becs ou les volets.

Une approche avec décélération permet d'économiser le carburant par rapport à une approche stabilisée, dans la mesure où les conditions de la sécurité permettent.

I. Procédures pré - vol

I.1 carburant réglementaire à embarquer

1.1 Suivi du roulage (TAXI)

Hypothèse de calcul

- La quantité réglementaire pour start-up et taxi
- La consommation horaire 25 kg / mn
- Le temps moyen 12mn / 300kg

ETAPE	TIME TAXI			FUEL FLOW KG	DIFFERENCE / TAXI 300KG
	On	of	ON /OF		
MRS-ALG			12	300	0
MRS-ORN			20	500	200
AMM-ALG			20	500	300
SHJ-AMM			16	400	25
ALG-MRS			13	325	250
CDG-ALG			22	550	125
ORY-ALG			17	425	225
JED-DAM			21	525	200
DMA-ALG			20	500	100
ALG-BEY			16	400	200
ALG-DXB			20	500	325
BEY-DXB			25	625	65
ALG-LYS			15	365	125
ORY-CST			17	425	125
DMS-ALG			20	500	200
JED-DAM			20	500	-45

Tableau 1 : Temps de roulage réel par rapport au théorique

Sur l'A330-200 on a des gains et des pertes de carburant qui sont montrés dans le tableau ci-dessus, pour les différentes étapes en fonction de la distance de roulage.

1.2 Procédure Beak Way Thrust

Sur l'A330-200 on a des bénéfices carburant qui sont montrés dans le tableau suivant, des avantages de 8min de roulage sur 12 min initial avec un moteur éteint.

APPAREIL	12 MN DE ROULAGE (DEUX MOTEURS ON)	12 MN DE ROULAGE (8MN MOTEUR ETEINT)	12 MN DE ROULAGE (DEUX MOTEURS OF)
A330	300Kg	200Kg	100Kg

Tableau 2: roulage avec un moteur éteint

On remarque qu'il y a un gain de 100kg pour la première option (un moteur éteint), et 200kg pour la deuxième (deux moteurs éteint).

1.2 Transport carburant

2.1 Coefficient de transport K

Hypothèse de calcul

"FCOM A330-200, les abaques Flight planning / fuel tankering"

- Tarif départ ALG est de 57 \$/HL (10.05.2006)
- FL 290 / 310 / 330 / 350 / 370 / 390
- Distance air de 500 à 5000 NM
- Profile du plan de vol:
 - T/O climb : 250kt / 300 kt / M.80
 - Croisière : M.80
 - Desente : M.80 /300kt / 250kt

ETAPE	DISTANCE AIR	TARIF \$/HL	TARIF DA/HL	PA / PD	K	GAIN- PERTE
ALG-AMM	1799	53.10	3873.95	0.93	1.11	-
ALG-SHJ	2899	52.49	3828.58	0.92	1.157	-
ALG-DXB	2642	54.86	4002.31	0.96	1.101	-
ALG-JED	2081	63.04	4600.37	1.10	1.123	-
ALG-DAM	1638	63.41	4625.61	1.11	1.108	+
ALG-BEY	1688	62.89	4587.81	1.10	1.103	+
ALG-CDG	939	57.73	4211.41	1.01	1.061	+
ALG-ORY	786	57.73	4211.41	1.01	1.054	+
ALG-MRS	735	59.72	4356.73	1.04	1.050	+
ALG-LYS	561	61.19	4463.50	1.07	1.039	+
ALG-ORY	786	57.73	4211.41	1.01	0.948	+
ALG-MRS	735	59.72	4356.73	1.04	0.952	+
ALG-LYS	561	61.19	4463.50	1.07	0.962	+

Tableau 1: calcul du coefficient de transport.

On remarque dans le tableau suivant qu'il y a des pertes comme il y a des gains pour les différentes étapes, pour avoir un bilan positif on transporte une quantité excessive de carburant tel qu'il sera possible d'utiliser le reste dans le vol suivant:

1.3 Centrage

3.1 Influence sur la consommation carburant

- La table suivante récapitule l'effet du CG sur le rayon spécifique à l'altitude optimale.

Aircraft	Centrage arrière (35-37%)	Centrage avant (20%)
A330	+0.5%	-1.3%

Tableau 1 : Influence de la position du CG sur le rayon spécifique

- La table suivante montre des augmentations de la consommation carburant avec un centrage avant, elle est exprimée en kilogramme par secteur de 1000nm par un CG de 10% vers l'avant, dans le cas d'une variation maximum (poids élevé, niveau de vol élevé) sans décalage du CG en vol.

Appareil	consommation en KG/1000nm/10%C G	distance moyenne (nm)	consommation horaire par distance moyenne (kg)
A330-200	70	4000nm	480

Tableau 2 : Influence du centrage avant sur la consommation carburant

Donc il est préférable d'avoir un centrage arrière, Car une variation vers l'arrière dans la position de CG détériore la stabilité dynamique de l'avion, tout en augmentant sa maniabilité c'est pourquoi une limite arrière est définie.

I.4 ETOPS

4.1 Tableau de Comparaison d'étape

Étape	Temps de vol	Delissage
	(HR : min)	(Kg)
DAAG-CYMX (Non ETOPS)	09:16	54589
CYMX-DAAG (Non ETOPS)	08:39	50958
DAAG-CYMX (ETOPS 90 min)	08:55	52221
CYMX-DAAG (ETOPS 90 min)	07:47	45329
DAAG-CYMX (ETOPS 120 min) 1ère Option	08:36	50164
CYMX-DAAG (ETOPS 120 min) 1ère Option	07:24	42809
DAAG-CYMX (ETOPS 120 min) 2ème Option	08:50	51657
CYMX-DAAG (ETOPS 120 min) 2ème Option	07:25	42896

D'après le tableau ci-dessus, il est clair que la réalisation du vol en ETOPS 120 min (1 ère option) est la plus bénéfique en temps de vol et consommation, les terrains d'appuis considérés sont Shannon, Keflavik et Gander; la 2ème option est bénéfique en phase de retour, mais elle doit être retenue en cas d'inaccessibilité de Keflavik (condition météorologiques), les nouveaux terrains d'appuis considérés seront Lajes et Gander

1.5 Auxiliary Power Unit "APU"

5.1 Consommation APU

Au sol, la consommation du combustible dépend du type d'APU, et des conditions ambiantes. Le minimum est quand l'APU est dans le mode RTL condition (Ready To Load), l'équivalent du ralenti d'un moteur. Comme charges supplémentaire au RTL, l'énergie électrique (15000ft), pour des basses altitudes et un nombre de Mach 0.80. Electrical Loads (EL) et le système de conditionnement d'air Environmental Conditioning System (ECS), cette charge additionnelle sont associés une augmentation de la consommation carburant. Comme la montre le tableau suivant:

Aircraft Type	APU Model	RTL	RTL Max EL	Min ECS Max EL	Max ECS Max EL
A330-200	331-350	120 kg/hr	140 kg/hr	175 kg/hr	210 kg/hr

Tableau1:consommation APU selon mode de fonctionnement

Le tableau suivant montre la consommation supplémentaire en utilisant le moteur typique au lieu de l'APU pour 1 minute, la charge électrique maximale prétentieuse et l'ECS minimum.

Type aéronef	A.P.U. type	consommation horaire	consommation horaire APU	sur- consommation
		Kg / hr / eng	Kg / hr	1 minute
A330 GE	331-350	520	175kg	6kg
A330 RR	331-350	720	175kg	9kg

Tableau 2: consommation supplémentaire due a l'utilisation du moteur au lieu de l'APU

1.6 Coefficient de dégradation

Le tableau suivant montre le résultat de la consommation carburant en fonction du pourcentage de la dégradation des performances, la valeur du Délestage est calculé par Kg:

ETAPE	0%	1%	2%	3%	4%	5%	6%
MRS-ALG	6	6.06	6.12	6.18	6.24	6.30	6.36
MRS-ORN	8	8.08	8.16	8.24	8.32	4.40	8.48
AMM-ALG	24	24.24	24.48	24.72	24.96	25.20	24.44
SHJ-AMM	16	160.16	16.22	16.38	16.54	16.70	16.86
ALG-MRS	6	6.06	6.12	6.18	6.24	6.30	6.36
CDG-ALG	10	10.10	10.20	10.30	10.40	10.50	10.60
ORY-ALG	9	9.09	9.18	9.27	9.36	9.45	9.54
JED-DAM	11	11.11	11.22	11.33	11.44	11.55	11.66
DMA-ALG	23	23.23	23.46	23.69	23.92	24.15	23.38
ALG-BEY	16	16.16	16.22	16.38	16.54	16.70	16.80
ALG-DXB	27	27.27	27.54	27.81	28.08	28.35	28.62
BEY-DXB	14	14.14	14.28	14.42	14.56	14.70	14.84
ALG-LYS	7	7.07	7.14	7.21	7.28	7.35	7.42
ORY-CST	10	10.10	10.20	10.30	10.40	10.50	10.60
DMS-ALG	24	24.24	24.48	24.72	24.96	25.20	25.44
JED-DAM	11	11.11	11.22	11.33	11.44	11.55	11.66
ALG-CDG	11	11.11	11.22	11.33	11.44	11.55	11.66

Tableau 2: impact du coefficient de dégradation sur la consommation horaire

La comparaison des consommations instantanées permet le contrôle de la consommation réelle par rapport à la consommation théorique.

II. Performances en – vol

II.1 Décollage et montée initiale

Le tableau qui suit montre la surconsommation due a une configuration forte des becs/volets CONF3 (FLAP 20) par rapport a une configuration moyenne des becs/volets CONF 2 (FLAP 15) .

Aircraft	Conf 2	Conf 3
A330-200	12kg	24kg

Figure 1 : Effet de la configuration sur la consommation carburant

Avec une CONF 2 on peut économiser la moitié de la consommation carburant par rapport à l'utilisation de la COF3.

II.2 La montée

2.1 Tableau de comparaison de technique de montée

Les tables suivantes montrent, le temps de montée et les variations de la consommation carburant pour une distance fixe, à FL 350, et une vitesse de référence de 300kt.

Aéronef	Mach montée	Δ Fuel-kg				
		270KT	280 KT	300 KT	320 KT	330 KT
A330-200	0.80	15	5	0	20	35

Tableau 2 : Effet de la vitesse de montée sur la consommation carburant

Aircraft	Mach Montée	Δ Time – minutes				
		270KT	280 KT	300 KT	320 KT	330 KT
A330-200	0.80	+0.9	+0.6	0	-0.4	-0.7

Tableau 3: Effet de la vitesse de montée sur le temps

On peut voir dans les tables " 2 et 3 ", comment les technique optimales dépendent du changement de la vitesse de montée de 10kt peut avoir un impact significatif.

2.2 Montée économique

La table suivante donne quelques pénalités typiques dans les conditions ISA à 35000ft.

Aircraft	Weight (kg)	Derate D1		Derate D2	
		Fuel augmentation n	Time augmentation n	Fuel augmentation n	Time augmentation n
A330-200	190000	5kg	0.5 min	20kg	0.6 min

Tableau4 : Influence de la poussée réduite sur le temps et la consommation

En règle générale, il n'est pas profitable de grimper à haute vitesse, sauf en cas de contraintes de temps, ni de monter à très basse vitesse. La montée à poussé réduite réduit les coûts de maintenance du moteur.

L'altitude optimale (en fonction du temps et des coûts) augmente à mesure que la masse diminue, le premier niveau de vol optimal est situé au-dessus de l'altitude de croisement.

Lorsque l'ATC l'autorise, la montée par paliers permet de demeurer près de l'altitude optimale.

II.3 La croisières

3.1 Optimisation de l'altitude de croisière

- La table suivante montre la pénalité du rayon spécifique en ne volant pas à l'altitude optimale, avec un mach de croisière de 0.8. Il convient de noter que chaque combinaison fuselage/moteurs a différentes valeurs. Il convient de noter que ce sont les valeurs moyennes et il y a de légères variations par rapport à différentes combinaisons poids/altitude optimale.

Aircraft	+2000ft	-2000ft	-4000ft	-6000ft
A330-203	1.8%	1.3%	4.2%	8.4%

Tableau 1 : Pénalité du rayon spécifique pour des déviation de l'altitude optimale

- La prochaine table montre l'influence du vol effectué à l'altitude de croisement au lieu des niveaux optimums de vol, le 1er niveau optimum de vol a été choisi pour les secteurs restreints, tandis que de plus longs secteurs assument des montées en palier aux FL 310, 350 et 390.

On considère les conditions ISA, et une masse au décollage pour un secteur typique, avec un maximum de passagers et un certain fret (5000kg pour l'A330).

Aircraft type	Distance secteur	Cross-over altitude	Niveau de vol Optimum	Gain time (min)	Augmentation consommation carburant
A330-200	4000nm	31000 ft	350/390	9	5040kg

Tableau 2 : Paramètres de vol a l'altitude de croisement pour un secteur donne

- Cette table prouve que voler aux altitudes de croisement augmente la consommation carburant de manière significative pour une réduction relativement petite du temps de vol.

II.4 La descente

4.1 Effet des techniques de descente sur la consommation carburant

Les tables suivantes affichent pour les différents avions d'Airbus, le temps et la consommation carburant pour la descente a partir du FL 350 en pourcentage, pour des vitesses variables par rapport a la vitesse optimale.

Type	Δ Fuel – kg					
	240KT	260 KT	280 KT	300 KT	320 KT	330/340KT
A330	-110	-105	-60	0	50	70

Tableau 1 : Paramètres de carburant pour la descente du FL350 a différentes vitesses.

Type	Δ Time – minutes					
	240 KT	260 KT	280 KT	300 KT	320 KT	330/340KT
A330-200	3.5	2.0	0.8	0	-0.6	-0.8

Tableau 2 : Paramètres de temps pour la descente du FL350 a différentes vitesses.

Si on est en mode gestion, on peut continuer au même index de coût, ou choisir 250kias au dessous des 10000ft.

La table suivante compare les deux options.

Type	Δ Time – minutes					
	240 KT	260 KT	280 KT	300 KT	320 KT	330/340KT
A330-200	3.5	2.0	0.8	0	-0.6	-0.8

Tableau 3 : Table de comparaison entre la descente en LRC et a 250Kt

La croisière, plus rapide à 10000ft réduit la pénalité de temps aux dépens du carburant.

Le temps de la descente dépend plus de l'indexe de coûts comparé avec la montée, plus CI est élevé plus de vitesse de descente est importante mais contrairement à la montée le poids brut de l'avion et le niveau de vol semblant avoir un effet négligeable sur le calcul de la vitesse de descente.

Montée - descente - croisière

Le tableau suivant montre la consommation carburant dans les trois phases montée descente et croisière, ainsi l'écoulement horaire en fonction du régime de croisière.

Hypothèse de calcul

" FCOM, Quick determination of F - PLN"

- Tack off
- Climb 250/300/M0.80
- Cruise M80, M82, M84, MLR.
- Descent M80, M82, M84, MLR.
- Approche and landing 240kg IFR 6mn.
- ISA.
- CDG 37%.
- Normal air condition.
- Anti ice off.
- Masse atterrissage 140t.
- FL370.

ETAPE	Δ FUEL-KG ΔT-MN			
	M .80	M.82	M.84	MLR
ALG-AMN	19959 kg 4h 08	20479 kg 4h03	22164 kg 3h58	19585 kg 4h05
ALG-SHJ	31762 kg 6 h32	32630 kg 6h24	33765 kg 6h15	31341 kg 6h41
ALG-DXB	28496 kg 5 h53	29272 kg 5h45	30286 kg 5h38	280787 kg 6h02
ALG-JED	23132 kg 4h47	23750 kg 4h41	24558 kg 4h36	22734 kg 4h56
ALG-DAM	17861 kg 3 h42	18317 kg 3h37	18918 kg 3h33	17510 kg 3h49

ALG-BEY	18908 kg 3h55	19396 kg 3h50	20040 kg 3h46	18545 kg 4h03
ALG-CDG	10692 kg 2h10	10862 kg 2h08	11158 kg 2h06	10384 kg 2h15
ALG-ORY	9609 kg 1h57	9810 kg 1h55	10062 kg 1h53	9385 kg 2h01
ALG-MRS	8592 kg 1h44	8762 kg 1h42	8969 kg 1h41	8390 kg 1h47
ALG-LYS	7578 kg 1h31	7717 kg 1h30	7879 kg 1h28	7400 kg 1h34

Tableau 1: montée - croisière- descente

Il est clair qu'avec le régime MLR est le plus économique en consommation carburant malgré qu'il fasse plus de temps de vol.

II.5 L'attente

5.1 Vitesse green dot speed et s-speed

Le tableau suivant montre la consommation carburant en fonction des deux configuration (configuration volets rentrés et CONF1) et de la vitesse (vitesse point vert, S speed, 210kt, et 170kt) à un niveau de vol et masse fixe (FL180 et M= 210000 kg).

Hypothèse de calcul

" FCOM, les tableau de l'attente"

- FL 180
- Masse 210kg
- configuration volets rentrés / CONF1
- vitesse point vert, / S speed / 210kt / 170kt

Type	FF – Kg/H			
	Configuration volets rentrés		CONF1	
	vitesse point vert	210kt	S speed	170kt
A330-200	2672	2852	3261	3640

Tableau 1 : consommation carburant pour différentes vitesses et différentes configuration

Donc, vitesse point vert dans la configuration volet rentré et la vitesse s-speed dans la CONF 1 sont entre :

- min fuel speed
- min drag speed

D'après le tableau ci-dessus on remarque que la consommation la plus min est avec la vitesse point vert.

À d'autres aéroports, l'ATC peut exiger que l'attente soit exécutée à une certaine vitesse, ou il n'est pas évident d'optimiser entièrement la consommation carburant.

Le FCOM a quatre combinaisons de configuration différentes de vitesse d'attente, adaptées à chaque type d'avion.

La table suivante donne la consommation horaire pour différentes vitesses de l'attente pour A330-200

Type	Δ Time – minutes					
	240 KT	260 KT	280 KT	300 KT	320 KT	330/340KT
A330-200	3.5	2.0	0.8	0	-0.6	-0.8

Tableau 2 : consommation horaire pour différentes vitesses de l'attente

La table suivante montre l'effet d'altitude pour une attente dans la configuration volets rentrés à la vitesse green dot, la consommation du carburant à l'attente est comparé aux plus bas pour les niveaux de vol considérés pour A330-200, et la différence exprimée en pourcentage.

FL	50	100	150	200	250	300	350	400
A330-200	2%	1%	0%	0%	2%	4%	8%	18%

Tableau 3 : Effet du niveau de l'attente sur l'écoulement carburant en pourcentage par rapport a l'optimum.

II.6 APPROCHE

6.1 Approche en mode VFR

L'approche en mode VFR dure en moyenne 4 minutes, avec une consommation horaire au régime d'approche de 40kg/mn, cela équivaut à une consommation de 160 kg.

6.1 Approche en mode IFR

L'approche en mode IFR dure en moyenne 6 minutes, c'est 2 minutes de plus que celle du mode VFR, avec une consommation de 40kg/mn, cela équivaut à une consommation de 240kg.

Index des tables

Introduction

Chapitre I :

- ◆ Tableau 1 : Réseau International
- ◆ Tableau 2 : Flotte Air Algérie
- ◆ Tableau 3 : Dimensions avion
- ◆ Tableau 4 : Données opérationnelles de base
- ◆ Tableau 5 : Masse structurelle
- ◆ Tableau 1 : Tableau de Comparaison d'étape
- ◆ Tableau 1: consommation APU selon mode de fonctionnement
- ◆

Chapitre II :

- ◆ Tableau 1 : Influence de la position du CG sur le rayon spécifique
- ◆ Tableau 2 : Influence du centrage avant sur la consommation carburant
- ◆ Tableau 1: consommation APU selon mode de fonctionnement
- ◆ Tableau 1: consommation supplémentaire due a l'utilisation du moteur au lieu de l'APU
- ◆ Tableau 1 : Temps de roulage réel par rapport au théorique
- ◆ Tableau 2 : roulage avec un moteur éteint
- ◆ Tableau 1 : calcul du coefficient de transport
- ◆ Tableau 1 : imprimé APM du coefficient de dégradation
- ◆ Tableau 2 : impact du coefficient de dégradation sur la consommation horaire

Chapitre III :

- ◆ Tableau 1 : Paramètres de vitesses pour l'A330-200
- ◆ Tableau 2 : Effet de la vitesse de montée sur la consommation carburant
- ◆ Tableau 3: Effet de la vitesse de montée sur le temps
- ◆ Tableau 4 : Influence de la poussée réduite sur le temps et la consommation
- ◆ Tableau 1 : Pénalité du rayon spécifique pour des déviations de l'altitude optimale
- ◆ Tableau 2 : Paramètres de vol a l'altitude de croisement pour un secteur donne
- ◆ Tableau 1 : Paramètres de carburant pour la descente du FL350 a différentes vitesses.
- ◆ Tableau 2 : Paramètres de temps pour la descente du FL350 a différentes vitesses.
- ◆ Tableau 1 : consommation carburant pour différentes vitesses et différentes configuration
- ◆ Tableau 2 : consommation horaire pour différentes vitesses de l'attente
- ◆ Tableau 3 : Effet du niveau de l'attente sur l'écoulement carburant en pourcentage par rapport a l'optimum.

Index des figures

Introduction :

- **Figure 1 : Des évolutions très fortes sur la période 1990-2005**

Chapitre I :

- **Figure 1 : Dimensions de l'appareil "A330-200"**
- **Figure 2 : circuits et systems de l'appareil "A300-200"**
- **Figure 3: A330-200**

Chapitre II :

- **Figure 1 : Feuille de centrage de l'appareil A330-200**
- **Figure 2 : Variation du rayon spécifique en fonction de la position du CG**
- **Figure 1 : quantité réglementaire de carburant à embarquer**
- **Figure 2 : Réserve de route selon différentes distances**
- **Figure 3 : carburant embarquer« scénario critique ETOPS »**
- **Figure 1 : Variation du coefficient de transport en fonction de la distance**
- **Figure 2 : Abaque de calcul du coefficient de transport**
- **Figure 1 : Cercles de 60 min**
- **Figure 1 : Cercles de 60 min**
-
- **Figure 1 : Cercles de 90 min**
- **Figure 1 : Cercles de 120 min première option**
- **Figure 1 : Cercles de 60 min deuxième option**
- **Figure 2: inter phase du programme APM**
- **Figure 1: écoulement générale des données dans le programme**
- **Figure3: Technique de calcul de la dégradation du rayon spécifique**

Chapitre III :

- **Figure 1 : Pénalisation du rayon spécifique pour une augmentation de la MMD d'1%**
- **Figure 1 : Effet de la configuration sur la consommation carburant**
- **Figure 1 : Profile de montée**
- **Figure 2 : Montée typique en fonction de la vitesse**

- **Figure 3: Effet de la technique de montée sur la consommation et le temps à 120NM / ISA / FL 350 pour M=140000kg**
- **Figure4: montée a poussée réduite**
- **Figure 5 : Montée a poussée réduite**
- **Figure 1 : Carburant et temps pour différents FL et Mach**
- **Figure 4 : Profile de montée en escalier**
- **Figure 5 : Profile de montée en escalier pour des FL impairs et non RVSM**
- **Figure6 : Profile de montée en escalier pour des FL impairs et RVSM**
- **Figure 7 : Altitude optimale pour des étapes courtes**
- **Figure 9: Mach LRC en fonction de la masse de l'appareil**
- **Figure 12 : courbe du mach Econ en fonction du niveau de vol**
- **Figure 1 : Profile de descente**
- **Figure 2: Effets de la technique de descente sur le temps et la consommation carburant pour une distance de 115NM.**
- **Figure 3 : Effets de la technique de descente sur la montée et la consommation carburant pour une distance de 115NM**
- **Figure 4 : profile de descente prématurée.**

- **Tableau 3 : Table de comparaison entre la descente en LRC et a 250Kt**

- **Figure 1 : Consommation carburant en fonction de la vitesse**
- **170000kg à 1500ft**
- **Figure 2 : Abaque de comparaison entre la vitesse LRC et vitesse point vert en fonction de la masse et de la température.**

- ***Figure 3 : Effets de la technique d'attente sur le flux carburant***

- ***Pour l'A330-200***
- **Figure 4 : Effets de la technique d'attente sur le flux carburant pour l'A330-200**

BIBLIOGRAPHIE

- Air Algérie A330-200 FCOM (Flight Crew Operating Manual).
- Air bus getting to grips with the Fuel Economy Octobre 2004.
- Air bus getting to grips with the Performance Janvier 2002.
- Air bus getting to grips with the weight and Balance Fevrier 2004.
- Air Line Operations 2 Avril 2003.
- Airbus Fuel Economie Matériel Juillet 2004.
- Airbus getting to grips with the Cost Index Mai 1998.
- Airline Managing John Peters Janvier 2003.
- Dictionnaire Technique de l'Aéronautique RENET LAMBERT 2002.
- IATA Fuel Action Plan Novembre 2005.
- Méthodes d'exploitations M MARTIN 1989.
- Opérations aériennes Institut d'Aéronautique JEAN MERMOZ
- Operations aériennes (tome I,II)
Par M BALE 1984.
- www.airbus.com
- www.visite-airbus.com
- www.futura-sciences.com
- www.airliners.net
- www.Abm.fr

Conclusion

Les fluctuations des prix du pétrole rendent la tâche difficile pour notre compagnie AIR ALGERIE. Pour cela, elle doit adapter ces nouvelles techniques et procédures pour garantir une réduction de la consommation carburant.

« Qui dit carburant dit argent »

L'exploitation future de l'A330-200 d'Air Algérie dans les lignes transatlantique, va démontrer l'importance majeure de ce facteur déterminant, dans l'optimisation des vols en générale, et les longs courriers plus particulièrement.

ETOPS: Extended-range Twin-engine Operation Performance Standards

A

ATS : AIR TRAFIC SERVICE

C

CCR : Centre de Contrôle Régional

CMP : Configuration, maintenance et procédures

D

D.C : DIRECTION COMMERCIALE

D.F : DIRECTION FINANCIERE

D.I.T : DIRECTION DE L'INFORMATIQUE ET TELECOMMUNICATION

D.L : DIRECTION DE LA LOGISTIQUE

D.O.A : DIRECTION DES OPERATIONS AERIENNES

D.T.R : DIRECTION DES TRANSPORTS

DACM : Direction de l'Aviation Civil et Météorologie

E

EGSA : Etablissement de la Gestion Aéroportuaire

F

FAA : Administration Fédérale d'Aviation

I

I.A.T.A : International Air Transport Association.

ISA : International Standard Atmosphere

J

JAR-OPS: Joint Aviation Requirement

M

MLAW: masse maxi

MMEL: master minimum equipment list

MMO: Maximum Operation Mach number

MTOW: maximum takeoff weight

MZFW: maximum zero fuel weight

O

OACI: Organisation de l'Aviation Civil International

ONM : Office National de la Météorologie

ONU :

Ops : Opérationnel

P

Pax : Passagers

R

RAF : Royal Air Force

T

TAS : True Air Speed

TCA: Terminal Control Area

V

Vc : La vitesse en croisière

Vd : La vitesse maxi en piqué

VERITAL : expertise du contrôle technique

VMO : Maximum Operating Speed

W

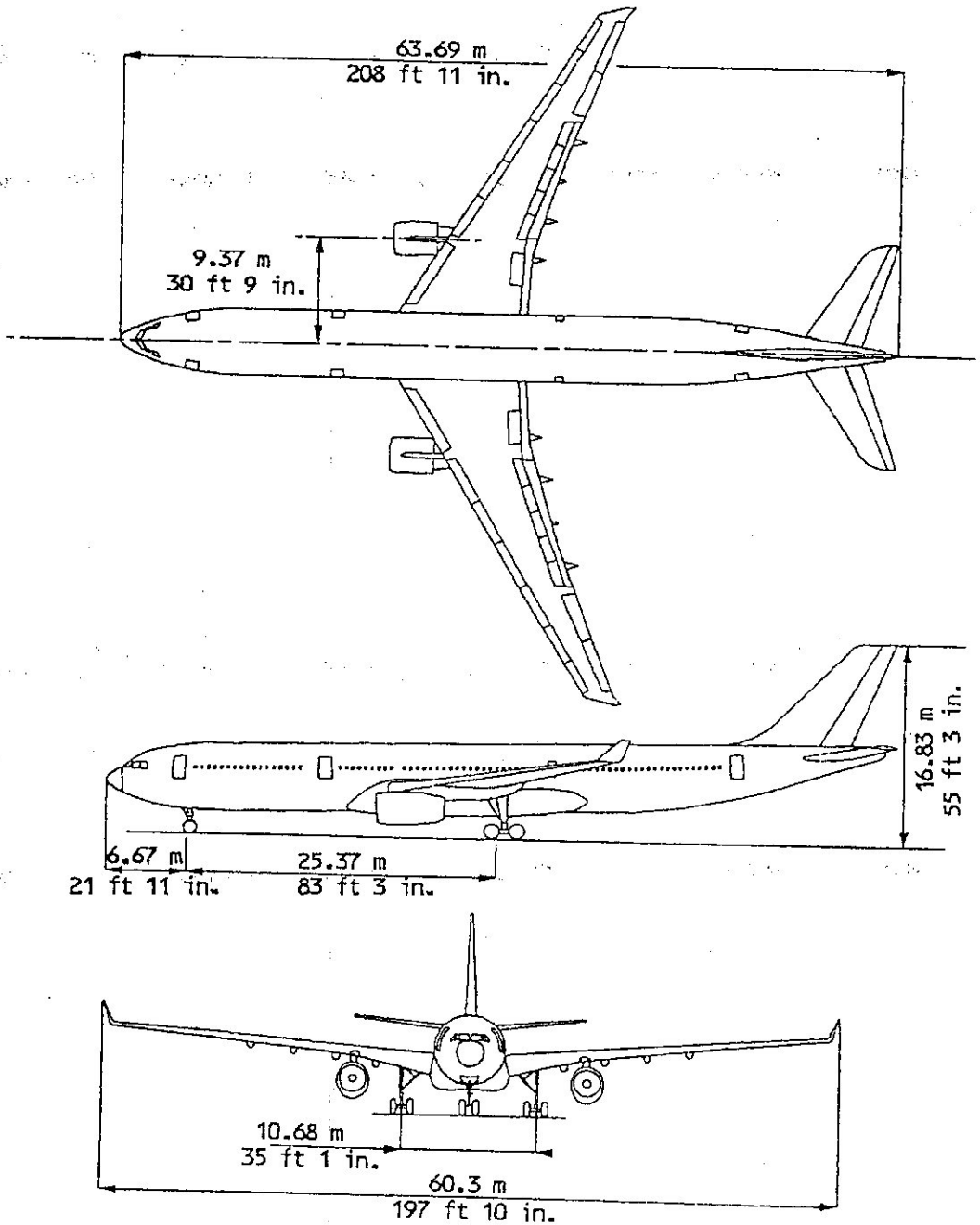
Wt: Weight

Wc: Wind component


 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	AIRCRAFT GENERAL GENERAL ARRANGEMENT	1.20.20 P 1
		SEQ 001 REV 03

DIMENSIONS

Principal dimensions of the aircraft, pressurized compartments, antennas location, ground maneuver capability and external connections are shown in this subchapter.

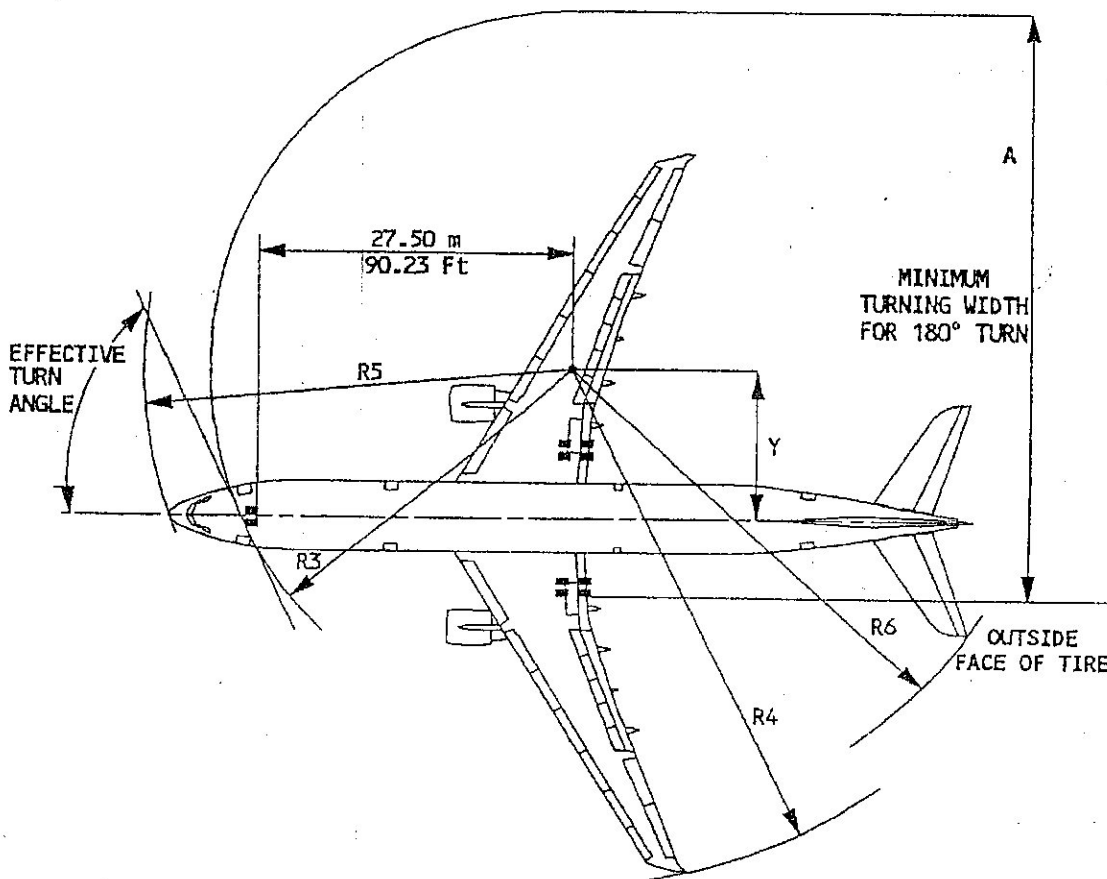


Z0Q3801

 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	AIRCRAFT GENERAL GENERAL ARRANGEMENT	1.20.20	P 3
		SEQ 001	REV 03

GROUND MANEUVER CAPABILITY

MINIMUM TURNING RADIUS



TYPE OF TURN	EFFECTIVE TURN ANGLE	FEET METERS	Y	A	R3	R4	R5	R6
1	77.95°	ft :	17.53	125.1	86.9	120.9	106.2	113.5
		m :	5.342	38.13	26.49	36.96	32.37	34.6
2	64.5°	ft :	39.7	154.7	94.3	142.3	112.4	124.7
		m :	12.10	47.16	26.78	43.36	34.26	38.01

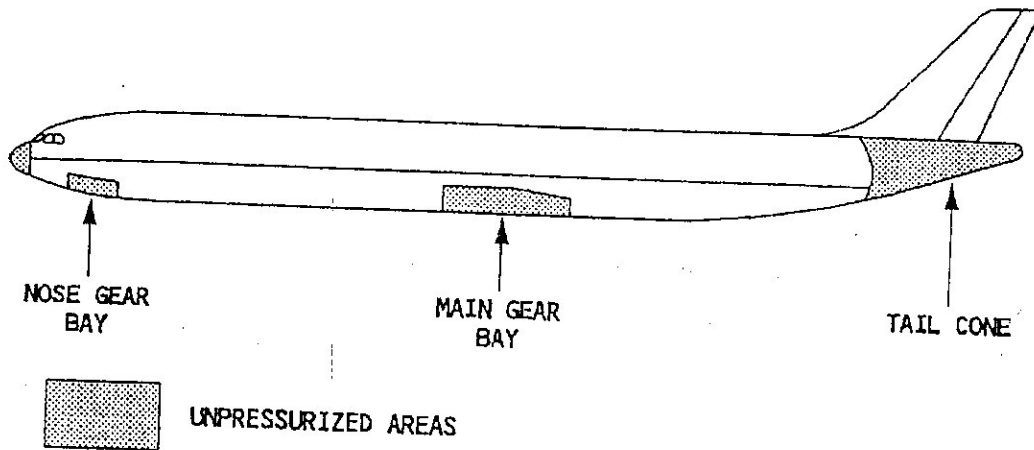
Note : Types of turn

1. Asymmetric thrust differential braking (pivoting on one main gear)
2. Symmetric thrust no braking

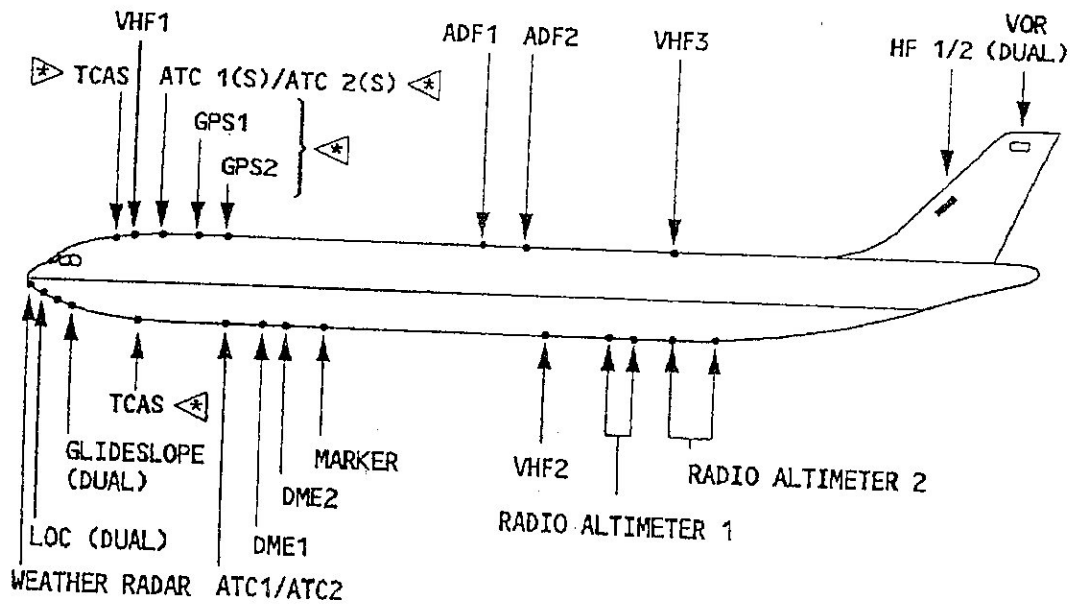
Z0Q3801

 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	AIRCRAFT GENERAL GENERAL ARRANGEMENT	1.20.20	P 2
		SEQ 001	REV 03

PRESSURIZED COMPARTMENTS



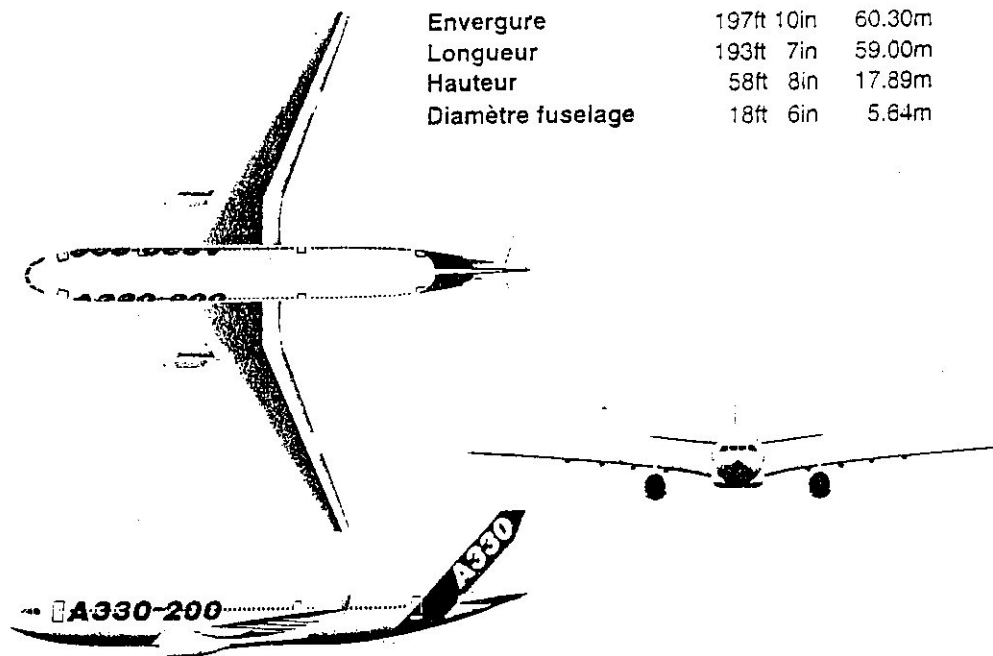
ANTENNAS LOCATION



Z0Q3801

Données de base A330-200

Dimensions A330-200



Envergure	197ft 10in	60.30m
Longueur	193ft 7in	59.00m
Hauteur	58ft 8in	17.89m
Diamètre fuselage	18ft 6in	5.64m

Données de base A330-200

Maximum take-off weight	230t (507 000lb) / 233t (513 700lb)	
Maximum landing weight	180t (396 800lb) / 182t (401 240lb)	
Maximum zero-fuel weight	168t (370 400lb) / 170t (374 700lb)	
Capacité fuel	139 100 litres (36 750USg)	
Capacité sièges standard	2-class	293
	3-class	253
Capacité soutes	27 LD3s or 8 pallets (96x125in) +3 LD3s	
Moteurs / Poussé	GE	CF6-80E1/ 70-72klb
	PW	PW4000 / 68klb
	RR	Trent700 / 71.1klb
Distance franchissable (standard 3-class)	6 450nm (11 900km) / 6 650nm (12 300km)	

Performances décollage A330-200

A330-200 230t MTOW

Température à 85% de probabilité annuelle

Moteurs General Electric CF6-80E1A4

AIRPORT	CODE	RNW	ELV	TOR	TOD	ASD	Width	Slope	OBST	Surface	Wind	TEMP	T.O.W.	Limitation
		No.	(ft)	(m)	(m)	(m)	(m)	(%)		Condition	(kt)	(°C)	(tonnes)	
ANNABA	AAE	23	16	2,290	2,290	2,330	0	0.06	YES	Dry	0	26.0	221.1	Obstacle/ASD - A.E.O.
ANNABA	AAE	01	16	3,000	3,000	3,000	0	-0.07	NONE	Dry	0	26.0	230.0	Max Structural
ALGIERS	ALG	23	82	3,500	3,500	3,500	0	-0.09	YES	Dry	0	26.0	230.0	Max Structural
ALGIERS	ALG	27	82	3,500	3,500	3,810	0	-0.09	YES	Dry	0	26.0	230.0	Max Structural
ALGIERS	ALG	05	82	3,500	3,500	3,500	0	0.09	YES	Dry	0	26.0	230.0	Max Structural
ALGIERS	ALG	09	82	3,500	3,500	3,500	0	0.09	YES	Dry	0	26.0	230.0	Max Structural
AMMAN(QUEEN ALIA)	AMM	26L	2,365	3,659	4,502	3,809	0	-0.07	NONE	Dry	0	26.0	230.0	Max Structural
AMMAN(QUEEN ALIA)	AMM	08L	2,360	3,659	4,502	3,909	0	0.29	YES	Dry	0	26.0	230.0	Max Structural
BARCELONA	BCN	07	8	3,108	3,385	3,385	0	0.02	YES	Dry	0	22.0	230.0	Max Structural
BARCELONA	BCN	25	10	3,108	3,168	3,168	0	-3.02	YES	Dry	0	22.0	230.0	Max Structural
BEIRUT	BEY	03	43	3,800	3,984	3,920	0	0.05	YES	Dry	0	27.0	222.8	Obstacle
BEIRUT	BEY	36	48	3,250	3,584	3,310	0	0.37	YES	Dry	0	27.0	230.0	Max Structural
BEIRUT	BEY	03	48	3,250	3,584	3,310	0	0.37	YES	Dry	0	27.0	230.0	Max Structural
BANGKOK	BKK	21R	7	3,700	3,850	3,850	0	0.00	YES	Dry	0	32.0	230.0	Max Structural
BANGKOK	BKK	03L	7	3,700	3,850	3,850	0	0.00	YES	Dry	0	32.0	230.0	Max Structural
BRUSSELS	BRU	07R	175	3,211	3,211	3,211	0	-0.15	YES	Dry	0	17.0	230.0	Max Structural
BRUSSELS	BRU	07L	132	3,638	3,638	3,638	0	-0.21	YES	Dry	0	17.0	230.0	Max Structural
CAIRO	CAI	05R	382	3,999	3,999	3,999	0	-0.05	NONE	Dry	0	28.0	230.0	Max Structural
CAIRO	CAI	23L	375	3,999	3,999	3,999	0	0.05	YES	Dry	0	28.0	230.0	Max Structural
PARIS(CDG)	CDG	27L	384	4,200	4,200	4,200	0	-0.09	NONE	Dry	0	19.0	230.0	Max Structural
PARIS(CDG)	CDG	09R	371	4,200	4,260	4,200	0	0.09	NONE	Dry	0	19.0	230.0	Max Structural
CASABLANCA	CMN	17	633	3,720	4,670	3,810	0	0.19	NONE	Dry	0	24.0	230.0	Max Structural
CASABLANCA	CMN	35	656	3,720	4,120	4,020	0	-0.19	NONE	Dry	0	24.0	230.0	Max Structural
CONSTANTINE(ALG)	CZL	34	2,316	3,000	3,000	3,100	0	-0.04	NONE	Dry	0	24.0	227.3	ASD - A.E.O./TOD - O.E.I.
CONSTANTINE(ALG)	CZL	14	2,303	2,400	2,400	2,400	0	-0.82	YES	Dry	0	24.0	214.4	ASD - A.E.O./2nd seg Climb Grad.
DAMASCUS	DAM	05R	2,020	3,600	3,600	3,600	0	-0.15	NONE	Dry	0	27.0	230.0	Max Structural
DAMASCUS	DAM	05L	2,002	3,000	3,060	3,000	0	-0.07	NONE	Dry	0	27.0	227.1	ASD - A.E.O./TOD - O.E.I.
DUBAI	DXB	30L	37	4,000	4,150	4,060	0	-0.18	YES	Dry	0	34.0	230.0	Max Structural
DUBAI	DXB	12R	113	4,000	4,150	4,060	0	0.16	YES	Dry	0	34.0	230.0	Max Structural
ROME(FIUMICINO)	FCO	16R	8	3,900	3,960	3,900	0	0.01	YES	Dry	0	23.0	230.0	Max Structural
ROME(FIUMICINO)	FCO	34R	6	3,900	3,960	3,900	0	0.07	YES	Dry	0	23.0	230.0	Max Structural
FRANKFURT	FRA	25L	362	4,000	4,060	4,000	0	-0.26	YES	Dry	0	18.0	230.0	Max Structural
FRANKFURT	FRA	07R	328	4,000	4,060	4,000	0	0.26	YES	Dry	0	18.0	230.0	Max Structural
FRANKFURT	FRA	07R	328	4,000	4,060	4,000	0	0.26	YES	Dry	0	18.0	230.0	Max Structural
GENEVA	GVA	05	1,407	3,900	3,960	3,900	0	-0.34	YES	Dry	0	19.0	230.0	Obstacle/Brake Energy
GENEVA	GVA	23	1,363	3,900	3,960	3,900	0	0.34	YES	Dry	0	19.0	223.3	Obstacle/Brake Energy
HASSI MESSAOUD	HME	19	463	3,000	3,000	3,100	0	0.03	YES	Dry	0	33.0	228.3	Obstacle/ASD - A.E.O.
HASSI MESSAOUD	HME	01	463	3,000	3,000	3,100	0	-0.03	NONE	Dry	0	33.0	230.0	Max Structural
ISTANBUL	IST	36R	100	3,000	3,000	3,060	0	0.58	YES	Dry	0	22.0	230.0	Max Structural
ISTANBUL	IST	18L	157	3,000	3,136	3,060	0	-0.58	YES	Dry	0	22.0	230.0	Max Structural
JEDDAH	JED	34L	13	3,800	3,800	3,800	60	0.00	YES	Dry	0	33.0	230.0	Max Structural
JEDDAH	JED	16R	13	3,800	3,800	3,800	60	0.00	YES	Dry	0	33.0	230.0	Max Structural
NEW YORK(KENNEDY)	JFK	31L	12	4,442	4,442	4,442	0	0.00	YES	Dry	0	23.0	230.0	Max Structural
NEW YORK(KENNEDY)	JFK	13R	12	4,442	4,442	4,442	0	0.00	YES	Dry	0	23.0	230.0	Max Structural
JOHANNESBURG	JNB	21R	5,501	4,418	4,518	4,418	0	0.39	YES	Dry	0	22.0	217.4	Obstacle/Brake Energy
JOHANNESBURG	JNB	03L	5,557	4,418	4,688	4,418	0	-0.39	YES	Dry	0	22.0	218.1	Obstacle/Brake Energy
JOHANNESBURG	JNB	03L	5,557	4,418	4,688	4,418	0	-0.39	YES	Dry	0	22.0	218.1	Obstacle/Brake Energy
LONDON(HEATHROW)	LHR	09L	78	3,900	3,900	3,900	0	0.00	YES	Dry	0	17.0	230.0	Max Structural
LONDON(HEATHROW)	LHR	27R	78	3,884	3,902	3,884	0	0.00	YES	Dry	0	17.0	230.0	Max Structural
LYON ST EXUPERY	LYS	36L	814	4,000	4,060	4,060	0	-0.43	NONE	Dry	0	21.0	230.0	Max Structural
LYON ST EXUPERY	LYS	18R	758	4,000	4,060	4,060	0	0.43	YES	Dry	0	21.0	230.0	Max Structural
MADRID(BAR)	MAD	18L	1,936	3,700	3,800	3,750	0	0.11	YES	Dry	0	23.0	230.0	Max Structural
MADRID(BAR)	MAD	15	1,998	4,100	4,200	4,150	0	-0.68	NONE	Dry	0	23.0	230.0	Max Structural
MARSEILLE	MRS	14L	10	3,500	3,500	3,500	0	0.51	YES	Dry	0	23.0	213.1	Obstacle
MARSEILLE	MRS	32R	69	3,500	3,500	3,500	0	-0.51	NONE	Dry	0	23.0	230.0	Max Structural
MILAN(MAL)	MXP	35R	691	3,920	4,080	3,920	60	0.58	YES	Dry	0	21.0	230.0	Max Structural
MILAN(MAL)	MXP	35L	688	3,920	4,120	4,040	60	0.59	YES	Dry	0	21.0	230.0	Max Structural
NICE/COTE D'AZUR	NCE	22L	11	2,960	3,500	3,100	0	0.00	NONE	Dry	0	22.0	230.0	Max Structural
NICE/COTE D'AZUR	NCE	04R	11	2,960	3,500	3,100	0	0.00	YES	Dry	0	22.0	205.1	Obstacle/ASD - A.E.O.
ORAN(ES SENIA)	ORN	25	295	3,060	3,060	3,160	0	-0.30	NONE	Dry	0	25.0	230.0	Max Structural
ORAN(ES SENIA)	ORN	07	294	3,060	3,060	3,060	0	0.30	YES	Dry	0	25.0	230.0	Max Structural
PARIS(ORY)	ORY	25	285	3,650	3,710	3,650	0	0.03	YES	Dry	0	19.0	230.0	Max Structural
PARIS(ORY)	ORY	07	289	3,650	3,710	3,650	0	-0.03	YES	Dry	0	19.0	230.0	Max Structural
SHARJAH	SHJ	12	92	3,850	4,210	4,060	0	0.15	NONE	Dry	0	33.0	230.0	Max Structural
SHARJAH	SHJ	30	111	4,060	4,220	4,060	0	-0.14	NONE	Dry	0	33.0	230.0	Max Structural
MOSCOW(SHEREMETYEVO)	SVO	07R	617	3,700	4,100	3,700	0	0.02	YES	Dry	0	15.0	230.0	Max Structural
MOSCOW(SHEREMETYEVO)	SVO	25L	620	3,700	4,100	3,700	0	-0.02	YES	Dry	0	15.0	230.0	Max Structural
TRIPOLI	TIP	27	263	3,600	3,660	3,660	0	-0.01	YES	Dry	0	30.0	230.0	Max Structural
TRIPOLI	TIP	09	262	3,600	3,660	3,660	0	0.01	YES	Dry	0	30.0	230.0	Max Structural
TLEMEN	TLM	08	814	2,600	2,600	2,600	0	-0.02	YES	Dry	0	25.0	225.5	ASD - A.E.O./2nd seg Climb Grad.
TLEMEN	TLM	26	814	2,600	2,600	2,600	0	0.02	YES	Dry	0	25.0	222.6	Obstacle/ASD - A.E.O.
TOULOUSE(BLAG)	TLS	32L	497	3,500	3,590	3,590	0	-0.09	YES	Dry	0	22.0	230.0	Max Structural
TOULOUSE(BLAG)	TLS	14R	487	3,500	3,560	3,560	0	0.09	YES	Dry	0	22.0	230.0	Max Structural
TUNIS	TUN	19	21	3,200	3,260	3,260	0	-0.08	YES	Dry	0	27.0	230.0	Max Structural
TUNIS	TUN	01	13	3,200	3,260	3,260	0	0.08	YES	Dry	0	27.0	230.0	Max Structural
MONTREAL(DORVAL)	YUL	06L	96	3,353	3,441	3,399	61	0.09	YES	Dry	0	19.0	230.0	Max Structural
MONTREAL(DORVAL)	YUL	24R	106	3,353	3,642	3,399	61	-0.09	YES	Dry	0	19.0	230.0	Max Structural
VANCOUVER	YVR	26L	6	3,353	3,658	3,353	0	0.02	YES	Dry	0	17.0	230.0	Max Structural
VANCOUVER	YVR	08R	8	3,353	3,658	3,353	0	-0.02	YES	Dry	0	17.0	230.0	Max Structural
ZURICH	ZRH	34	1,384	3,700	3,760	3,700	60	0.06	YES	Dry	0	19.0	230.0	Max Structural
ZURICH	ZRH	16	1,391	3,700	3,760	3,700	60	-0.06	YES	Dry	0	19.0	230.0	Max Structural

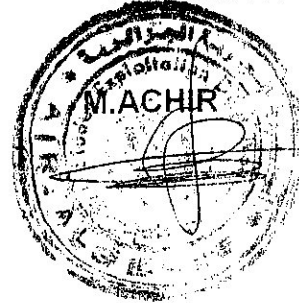


III. LIMITATIONS STRUCTURALES :

LIMITATIONS	7T-VJV, JW ,JX,JY,JZ	7T-VJV, JW,JX,JY ,JZ
RAMP/TAXI	230 900 KG	210 900 KG
M.T.O.W	230 000 KG	210 000 KG
M.L.W	180 000 KG	180 000 KG
M.Z.F.W	168 000 KG	168 000 KG

REMARQUE : Ces avions sont certifiés pour les deux MTOW ci-dessus. par conséquent, pour des raisons de coût d'assistance et de survol la MTOW appropriée sera indiquée par la DIRECTION TECHNIQUE dans le cockpit.

P / LE CHEF DE DEPARTEMENT TRAITEMENT
EXPLOITATION



DESTINATAIRES :

- S/Direction Exploitation
- Documentation & Information de vol
- Chef de Secteur
- P.N.T
- Système JETPLAN
- PVD
- D.T
- VERITAL

AHB LE ,30 Mai 2005

REF: DOA /E/N° 07 /05

NOTE DE SERVICE A.330-200

OBJET : Suite à la pesée du A.330-200 7T-VJZ à Toulouse, cette note de service N°07 annule et remplace la note N°06.

I. MASSE, INDEX ET CENTRAGE A VIDE:

AVION	MASSE	INDEX	CENTRAGE
7T-VJV	119 719	110,24	27,96
7T-VJW	119 907	112,18	28,61
7T-VJX	119 737	111,20	28,22
7T-VJY	119 828	110,25	27,96
7T-VJZ	119 639	110,71	28,08

REMARQUE : Ces valeurs correspondent aux avions équipés de fauteuils et gilets de sauvetage en version 18F/40B/211Y

II. MASSE ET INDEX DE BASE :

II.1. DEFINITION : La masse de base comprend :

- La masse à vide de l'avion
- le matériel hôtelier et les dotations à bord
- 02 P.N.T
- 12 P.N.C.

TARIFS CARBURANT PAR ETAPE MOIS DE: MARS 2006

TRONCONS	FOURNISSEURS	TARIFS TTC EN MONNAIE DE PAIEMENT	TARIFS TTC CONVERTIS EN USD / HL	RECOMMANDATIONS
BEYROUTH	TOTAL/FIN/ELF	214,53	56,68	NECESSAIRE
DUBAI	EMARAT	203,84	53,85	MAXI FUEL
AMMAN	JORDAN	36,50	51,52	NECESSAIRE
SHARJAH	EMARAT	194,84	51,48	MAXI FUEL
NIAMEY	TOTAL/FIN/ELF	44745,72	81,09	MAXI FUEL
BAMAKO	TOTAL/FIN/ELF	48417,72	87,75	NECESSAIRE
BAMAKO	TOTAL/FIN/ELF	48417,72	87,75	NECESSAIRE
ABIDJAN	TOTAL/FIN/ELF	39686,95	71,93	MAXI FUEL
BAMAKO	TOTAL/FIN/ELF	48417,72	87,75	NECESSAIRE
DAKAR	TOTAL/FIN/ELF	29749	53,91	MAXI FUEL
OUAGADOUGOU	TOTAL/FIN/ELF	39159,93	70,97	MAXI FUEL
ABIDJAN	TOTAL/FIN/ELF	39686,95	71,93	NECESSAIRE
OUAGADOUGOU	TOTAL/FIN/ELF	39159,93	70,97	MAXI FUEL
BAMAKO	TOTAL/FIN/ELF	48417,72	87,75	NECESSAIRE
BEYROUTH	TOTAL/FIN/ELF	214,53	56,68	NECESSAIRE
DAMAS	SADCOP	201,00	53,10	MAXI FUEL
BENGHAZI	BREGANAFT	112,87	29,82	MAXI FUEL
TRIPOLI	BREGANAFT	112,87	29,82	MAXI FUEL
ALGERIE SOUS/DOUANE	NAFTAL SID	3653,38	49,77	NECESSAIRE

Remarque les escalas de (CAS BEN TIP MOW-CAT) Tarifs Mars non recus,

FNS	CODE ESCALE	TARIF S/HL
	LIL	59,12
	BEY	56,68
	ETZ	58,91
	MPL	59,36
	DKR	53,91
	ABJ	71,92
	NIM	81,09
	BKO	87,74
	OUA	70,97
	ORY	51,86
	CDG	51,86
	LUX	50,81
	BOD	54,85
	BRU	50,26
	LYS	55,31
	NCE	54,81
	FRA	50,12
	ROM	52,07
	LIN	53,03
	LBG	57,72
	TLS	55,45
	LGW	52,71
	LHR	51,40
	CRL	56,40
	SXF	54,02


FNS	CODE ESCALE	TARIF S/HL
	MRS	53,87
	MLH	55,25
	GVA	52,90
	AJC	53,24
	LPA	54,08
	JED	56,32
	FRL	57,93
	RMI	57,47
	VLL	52,95
	STN	51,48
	MAN	50,83
	YUL	56,35
	MAD	51,80
	PMI	52,55
	HAI	51,20
	OVD	57,15
	SCQ	55,56
	SVQ	53,98
	TFS	53,84
	VLC	53,25
	BIO	53,71
	BJZ	56,75
	PNA	56,22
	SDR	57,15
	VIT	55,69
	ZAZ	56,22
	YUL	53,71
	YMX	56,35
	BCN	52,33
	LIS	51,66

FNS	CODE ESCALE	TARIF S/HL
	IST	51,42
	NKC	60,30
	MOW	52,68
	CAI	53,16
	TIP	29,82
	BEN	29,82
	DAM	53,10
	TUN	59,09
	AMM	51,52
	DXB	53,85
	SHJ	51,48
	CAS	49,78

* *

TRES IMPORTANT:

Remarque: les escales de (CAS-BEN-TIP-MOW-CAI) Tarifs MARS non recis.

 A330 <small>FLIGHT CREW OPERATING MANUAL</small>	FLIGHT PLANNING	2.05.70	P 1
	FUEL TANKERING		NOV 95

FUEL TANKERING

GENERAL

Fuel tankering graphs allow to determine the optimum fuel quantity to be tankered as a function of the fuel price ratio between departure and destination airports. The following pages present for one flight level per page the optimum aircraft take-off weight depending on the fuel price ratio (departure fuel price divided by destination fuel price) and on the air distance to fly.

The computed optimum take-off weight is based on the additional fuel consumption needed for the transport of the extra (tankered) fuel and it is the weight at which the maximum profit can be achieved. The quantity of extra fuel that can be loaded is calculated as the difference between the optimum take-off weight (including extra fuel) and the planned take-off weight (without fuel tankering).

The graphs are established for :

- FL 290, 310, 330, 350, 370, 390
- Air distances from 500 to 5000 NM
- Flight profile :
 - T/O Climb : 250 kt/300 kt/M.80
 - Cruise : M.80
 - Descent : M.80/300 kt/250 kt

- Note :*
1. If necessary, step climbs are performed to reach the indicated flight levels.
 2. The crew/operator has to verify that the found aircraft weight complies with basic aircraft limitations (e.g. max fuel capacity) as well as with mission dependent restrictions (e.g. MLW at destination).

EXAMPLES

1. fuel price ratio = 0.930

Cruising Altitude = FL 310


Planned TOW = 200 000 kg (mission weight without fuel tankering)

Air Distance = 2500 NM

Enter graph on page 2.05.70 P.4.

For the given air distance, the optimum fuel tankering weight is 187 000 kg, which is lower than the planned take-off weight → no fuel tankering recommended.

Z003801

 A330 <small>FLIGHT CREW OPERATING MANUAL</small>	FLIGHT PLANNING	2.05.70	P 2
	FUEL TANKERING		NOV 95

2. fuel price ratio = 0.890

Cruising Altitude = FL 350

Planned TOW = 190 000 kg (mission weight without fuel tankering)

Air Distance = 3250 NM

Enter graph on page 2.05.70 P.6.

For the given air distance, the optimum fuel tankering weight is 198 000 kg, which is 8 000 kg higher than the planned take-off weight → optimum quantity of extra fuel is 8 000 kg.

Check :

- a) new TOW less or equal MTOW from departure airport ;
- b) total fuel to be loaded less or equal max. fuel capacity ;
- c) MLW at destination

3. fuel price ratio = 0.900

Cruising Altitude = FL 390

Planned TOW = 180 000 kg (mission weight without fuel tankering)

Air Distance = 1750 NM

Enter graph on page 2.05.70 P. 8.

Interpolate for the air distance of 1750 NM between borderline and 2000 NM.

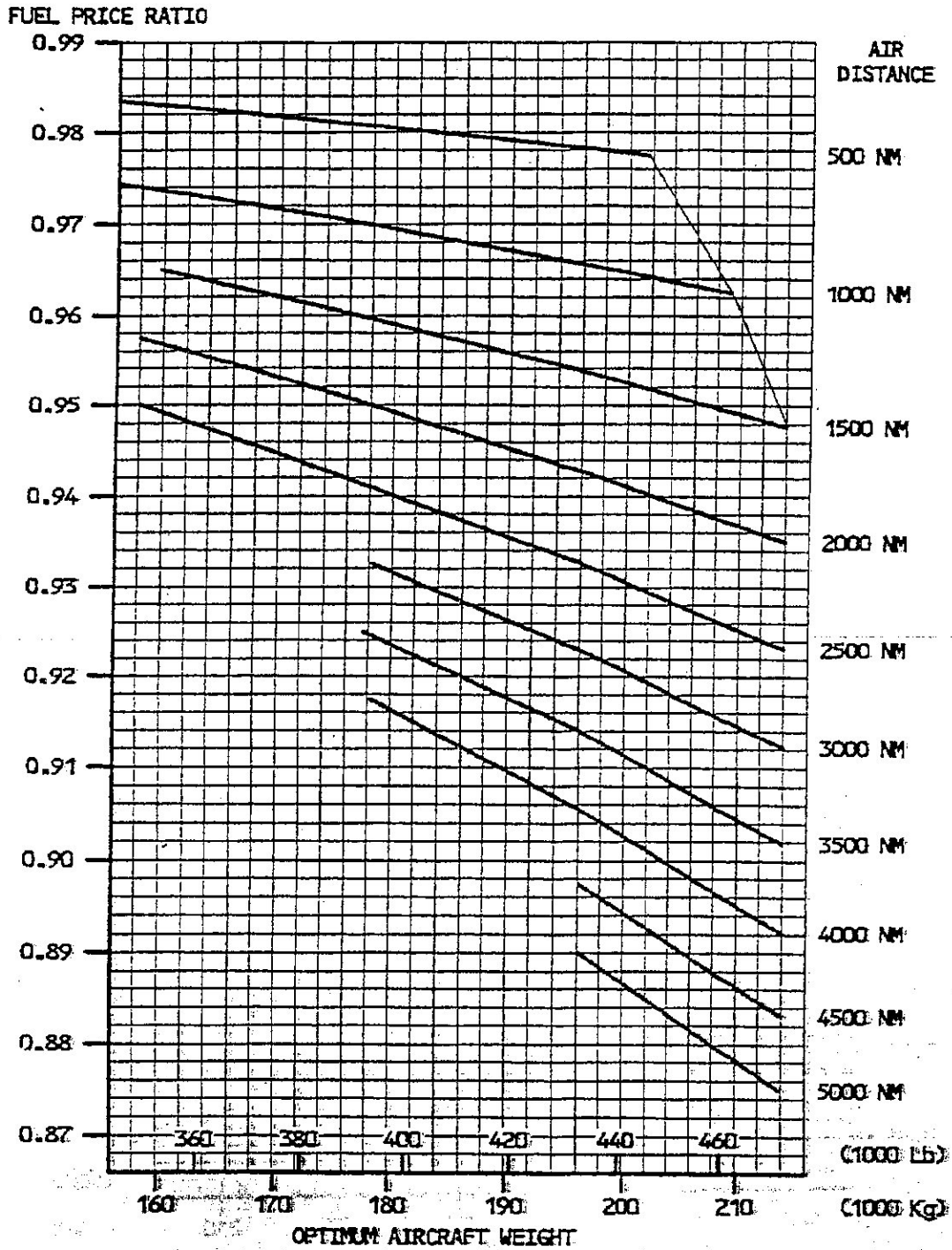
The optimum fuel tankering weight is 196 000 kg, which is 16 000 kg higher than the planned take-off weight → optimum quantity of extra fuel is 16 000 kg.

Check :

- a) new TOW less or equal MTOW from departure airport ;
- b) total fuel to be loaded less or equal max. fuel capacity ;
- c) MLW at destination

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

FL 290

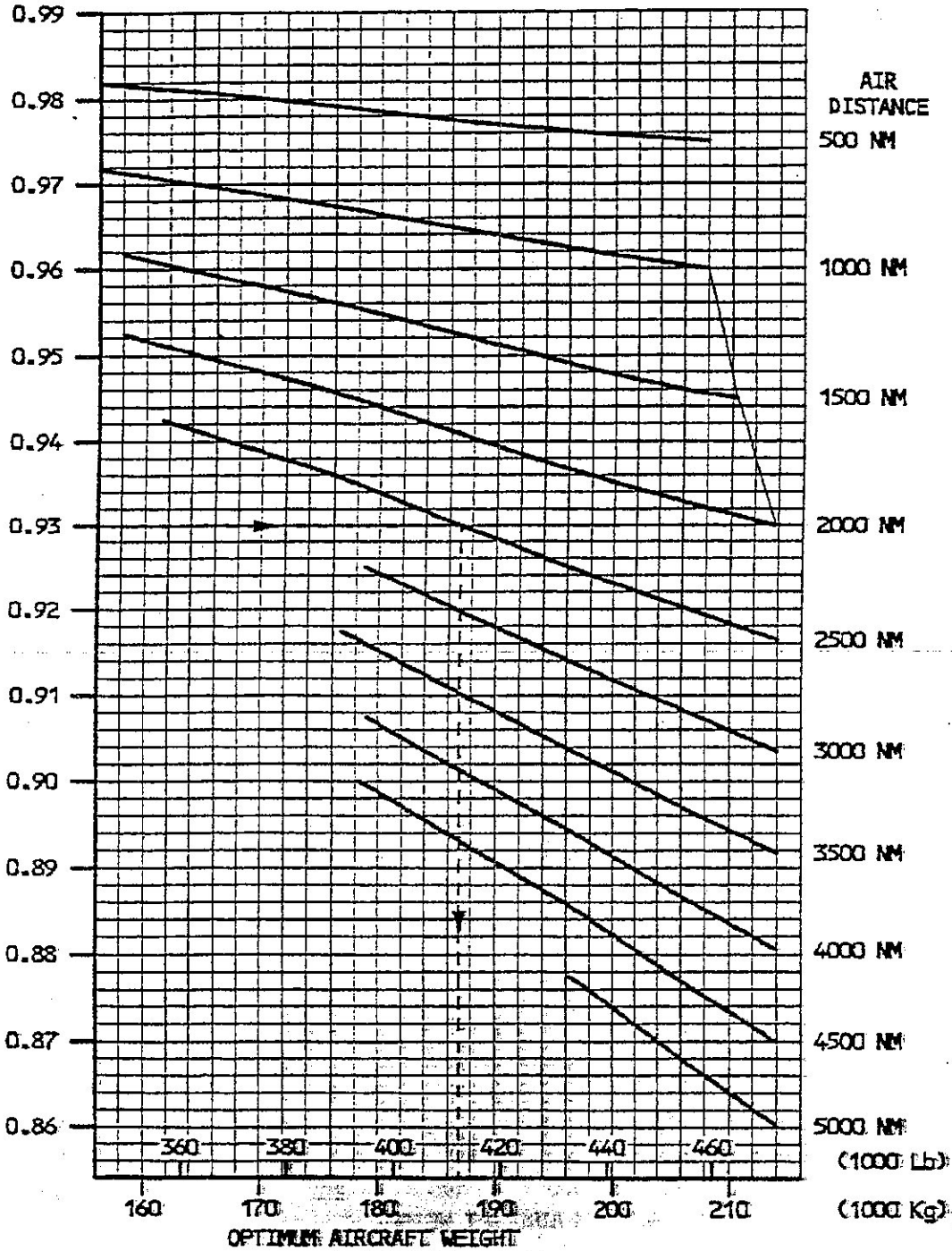


Z0Q3801


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

FL 310

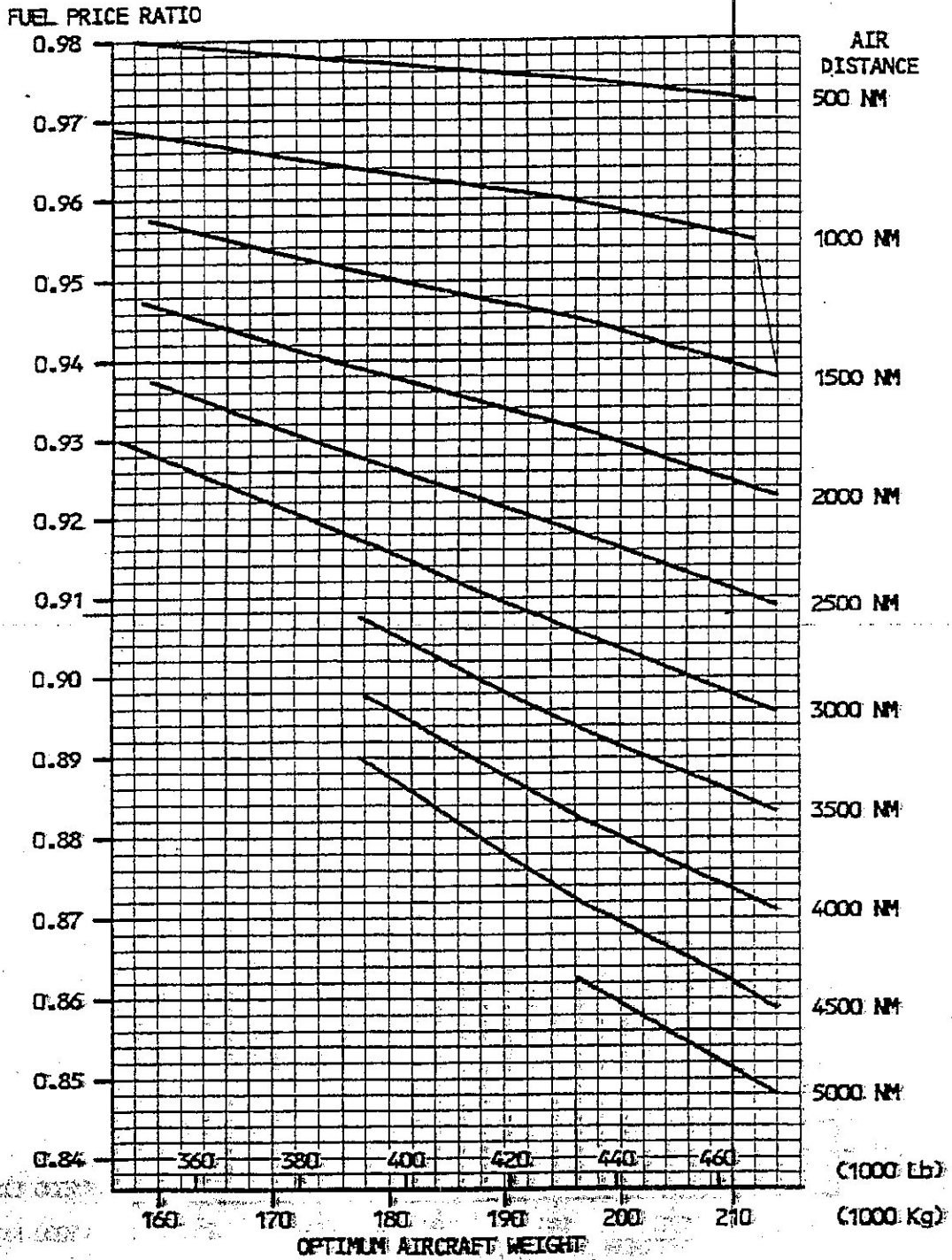
FUEL PRICE RATIO



Z0Q3801

 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	FLIGHT PLANNING	2.05.70	P 5
	FUEL TANKERING		NOV 95

FL 330

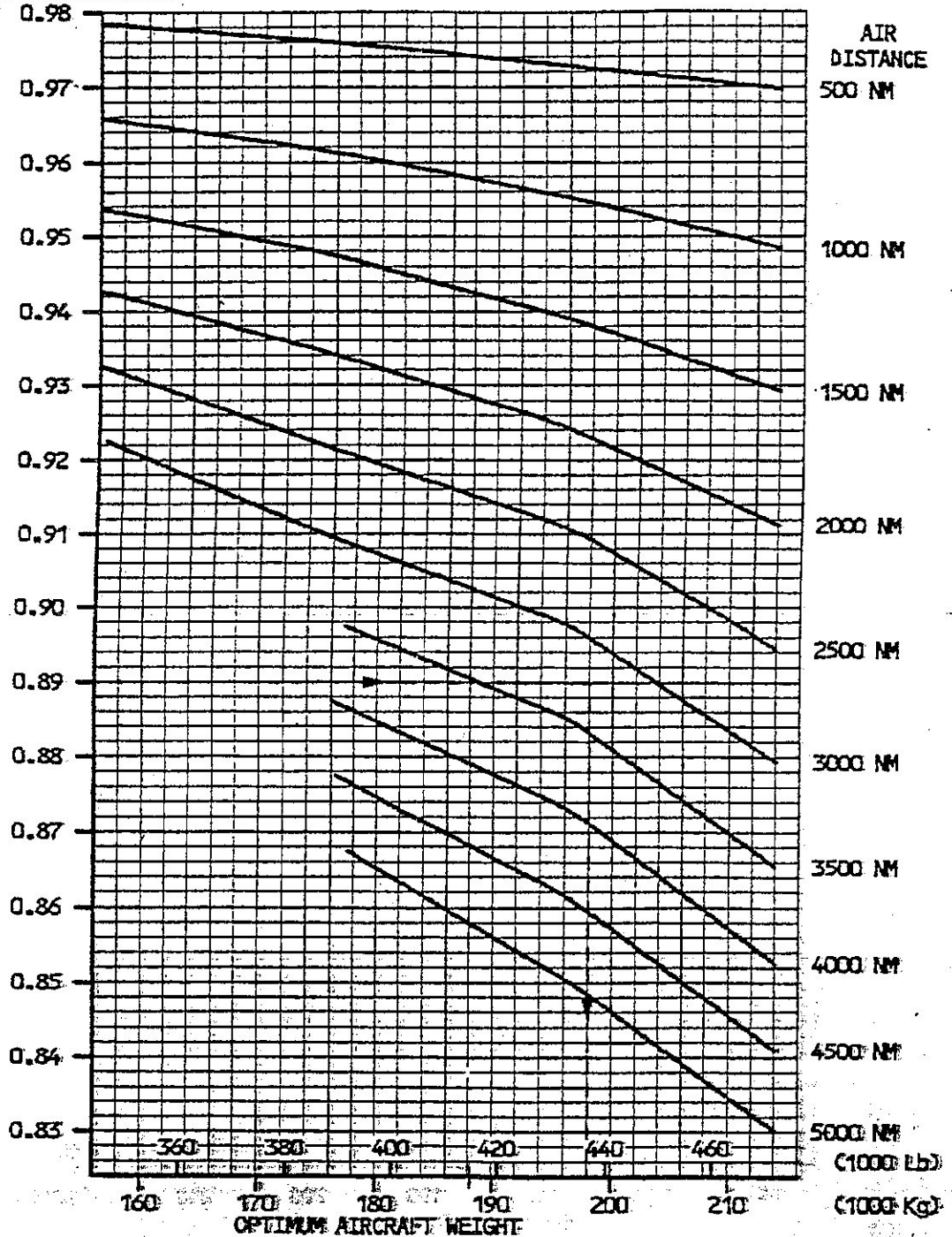


Z003801

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

FL 350

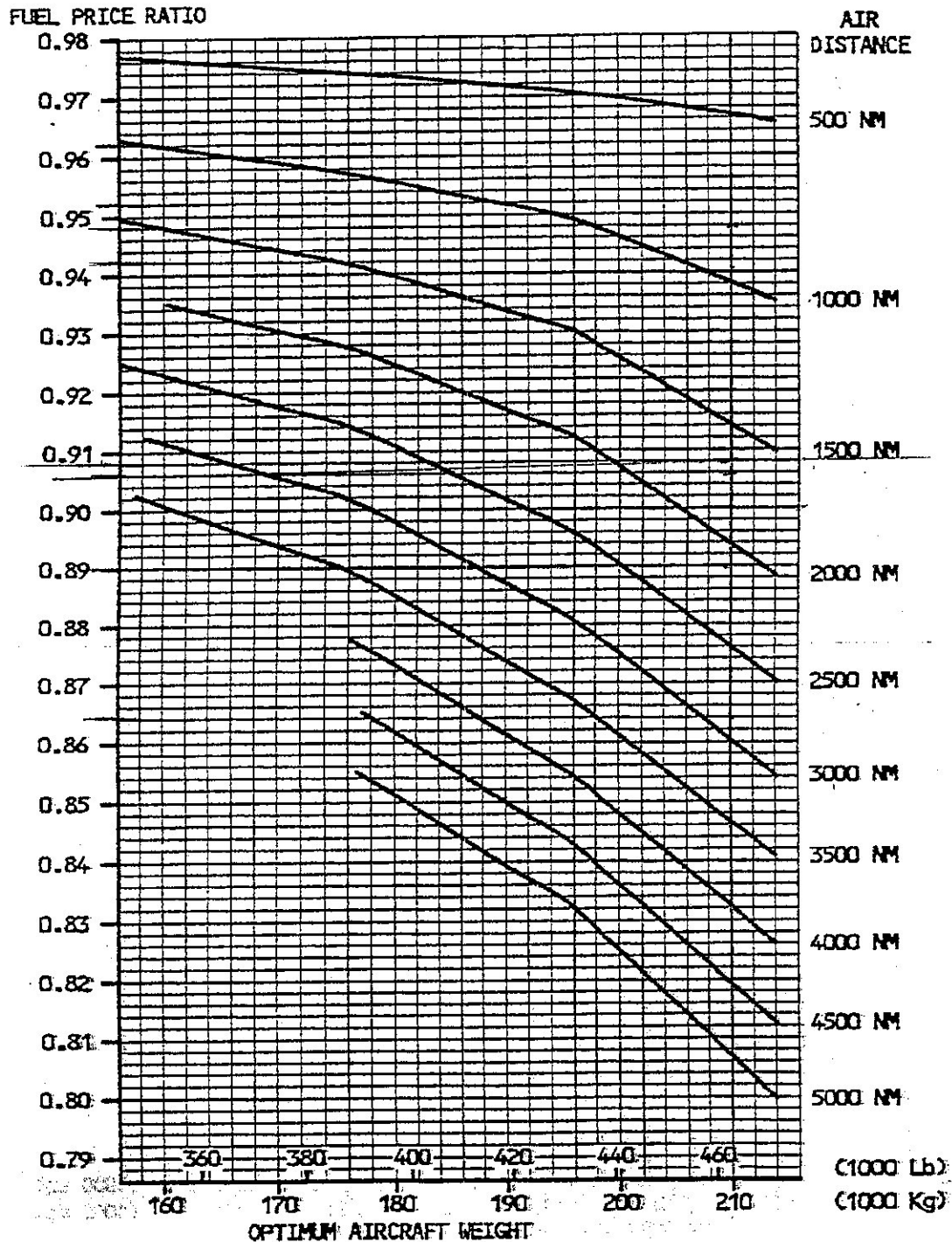
FUEL PRICE RATIO




Z003801

 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	FLIGHT PLANNING	2.05.70	P 7
	FUEL TANKERING		NOV 95

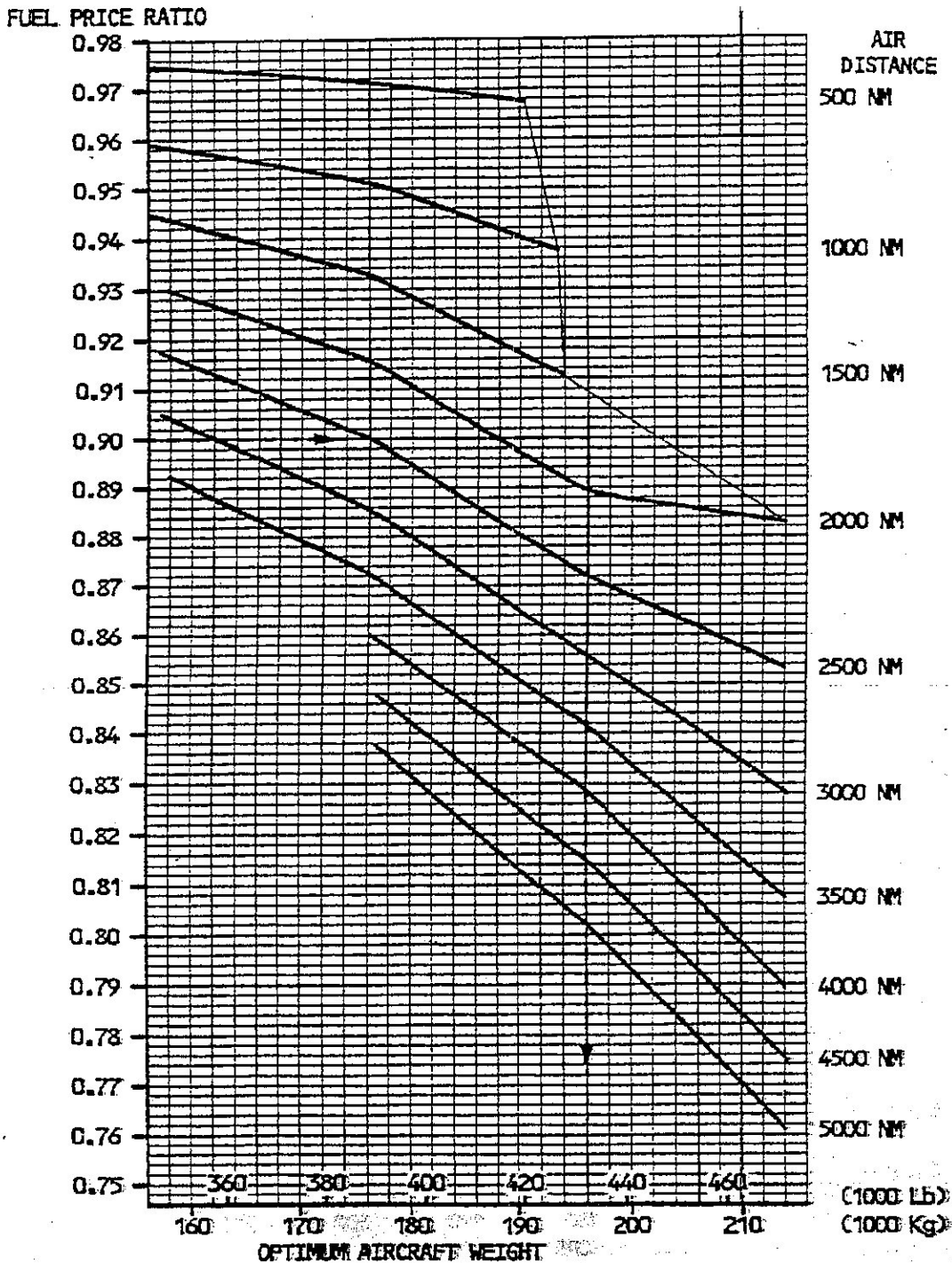
FL 370




10803801

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

FL 390



Z0Q3801

 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	OPERATING LIMITATIONS	3.01.20	P 3
	GENERAL LIMITATIONS	SEQ 001	REV 05

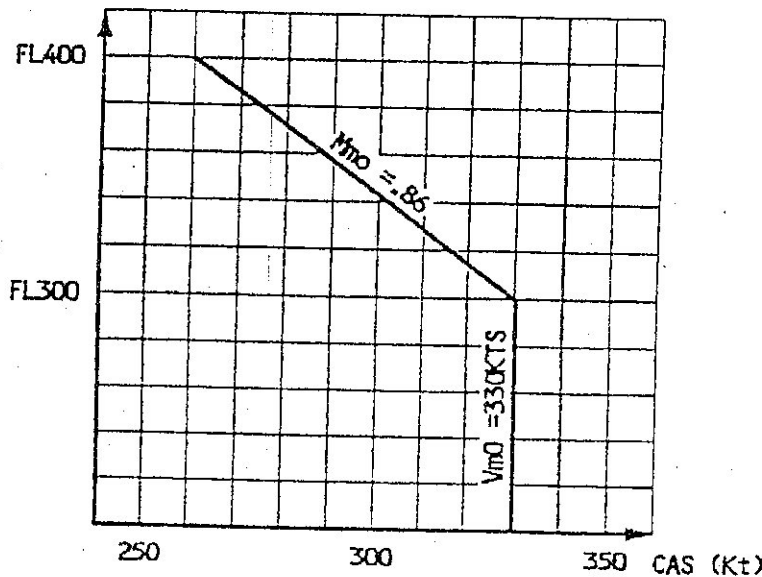
AIRPORT OPERATIONS

- Runway slope (mean) ± 2 %
- Runway altitude 12 500 ft
- Wind : for TO and LGD :
 - max crosswind demonstrated : 32 kts for TO and LDG with gusts up to 40 kts
 - max tail wind 10 kt
- Wind for passenger/cargo door operation :
 - max wind for cargo door opening : 40 kt (or 50 kt if the aircraft nose is orientated into the wind)
 - the door must be closed before the wind speed is more than 60 kt.

SPEED LIMITATIONS

MAX OPERATING SPEED VMO MMO

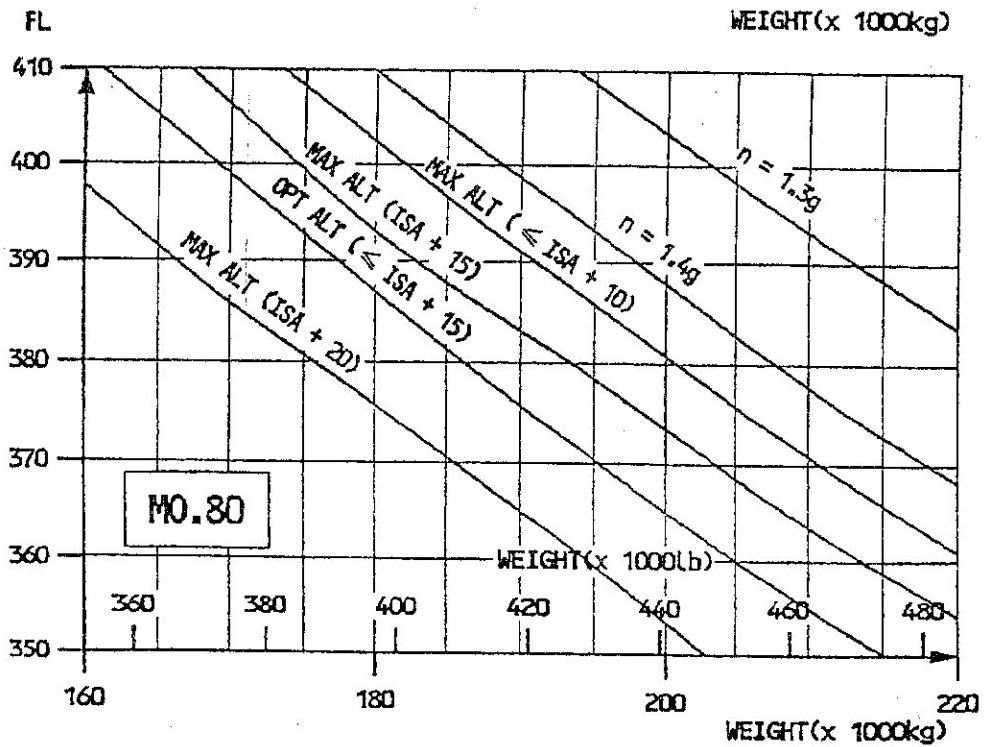
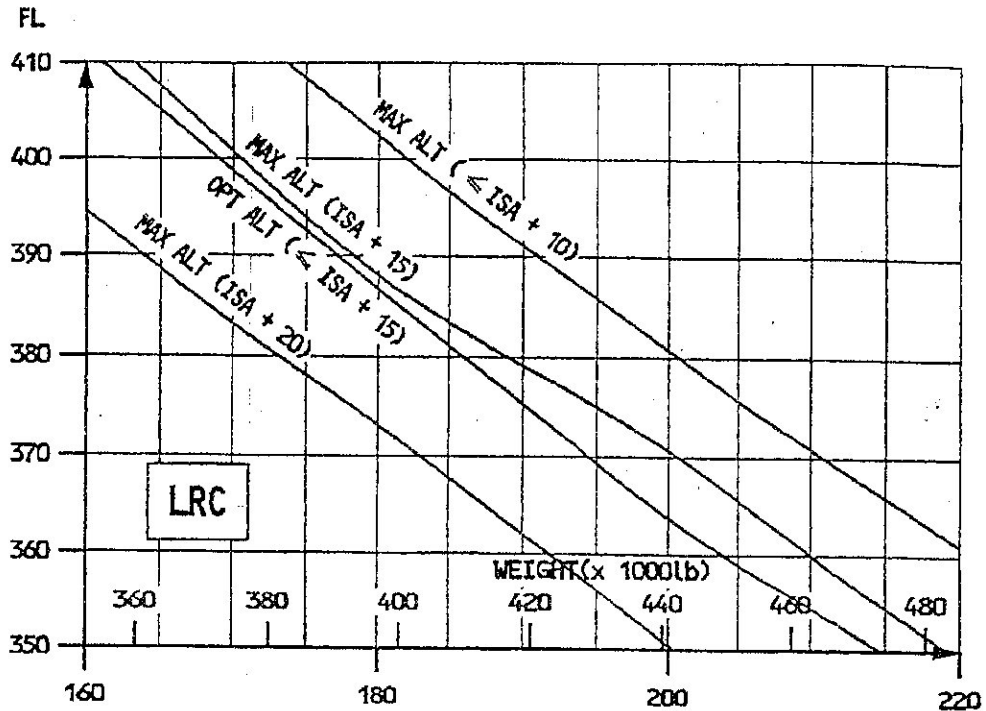
PRESSURE ALTITUDE (Ft)



The maximum operating limit speed VMO may not be deliberately exceeded in any regime of flight.

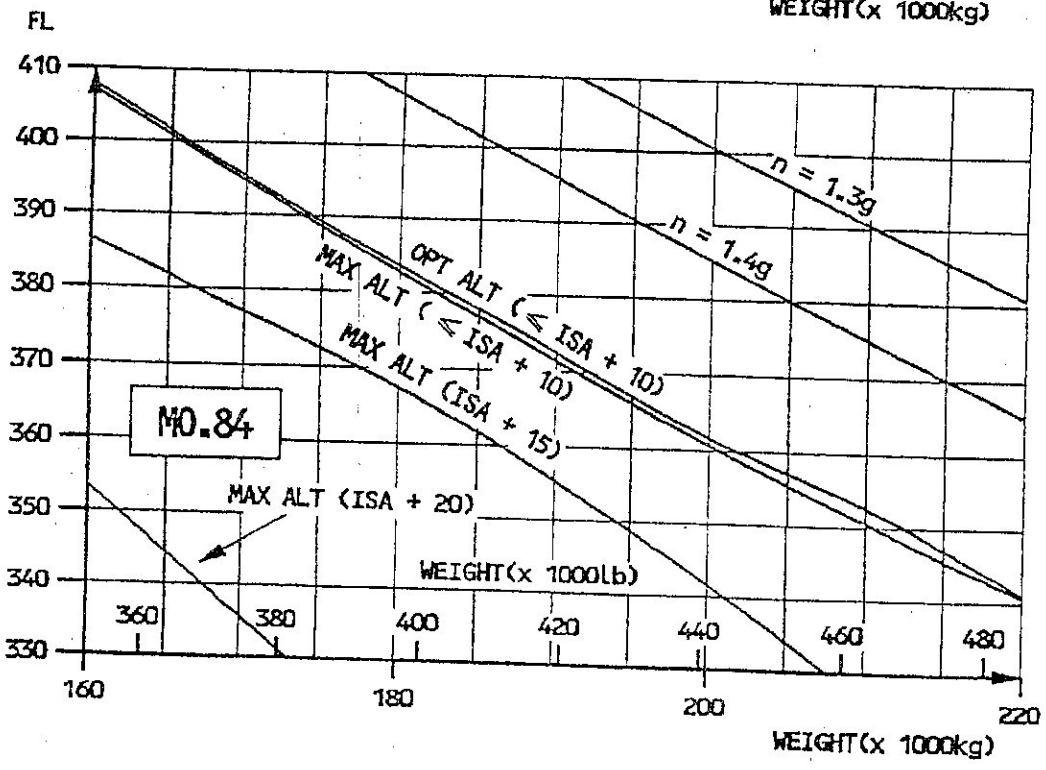
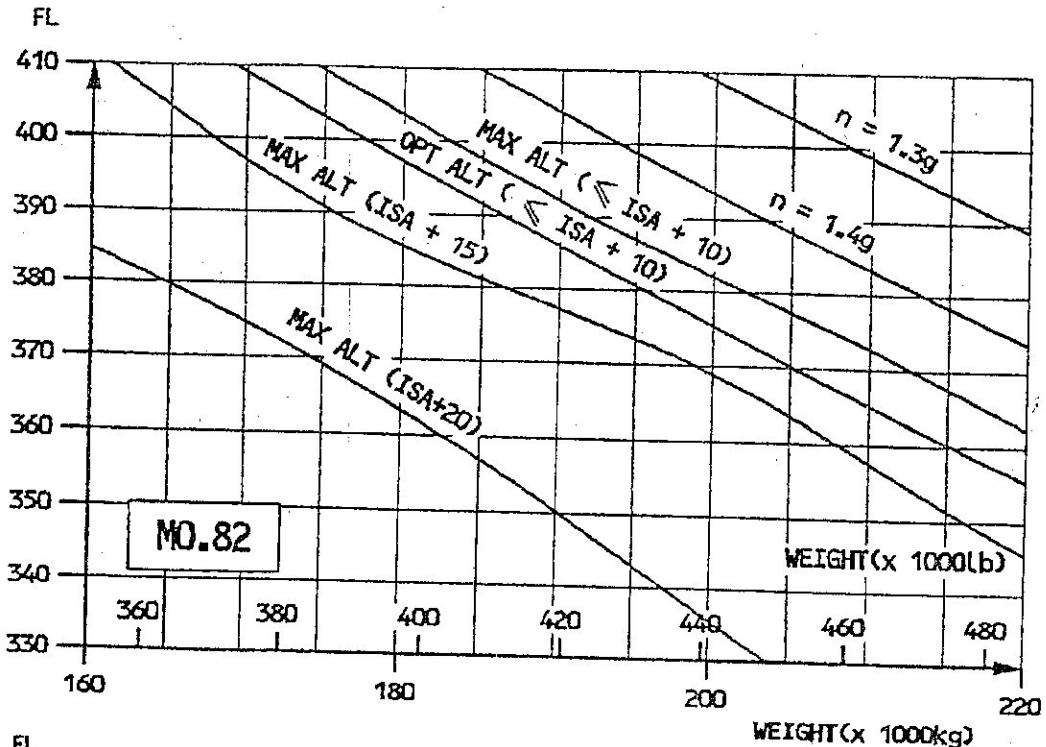
Z003801

 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	IN FLIGHT PERFORMANCE	3.05.15	P 5
	CRUISE	SEQ 010	REV 05




Z0Q3801

 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	IN FLIGHT PERFORMANCE CRUISE	3.05.15	P 6
		SEQ 010	REV 05



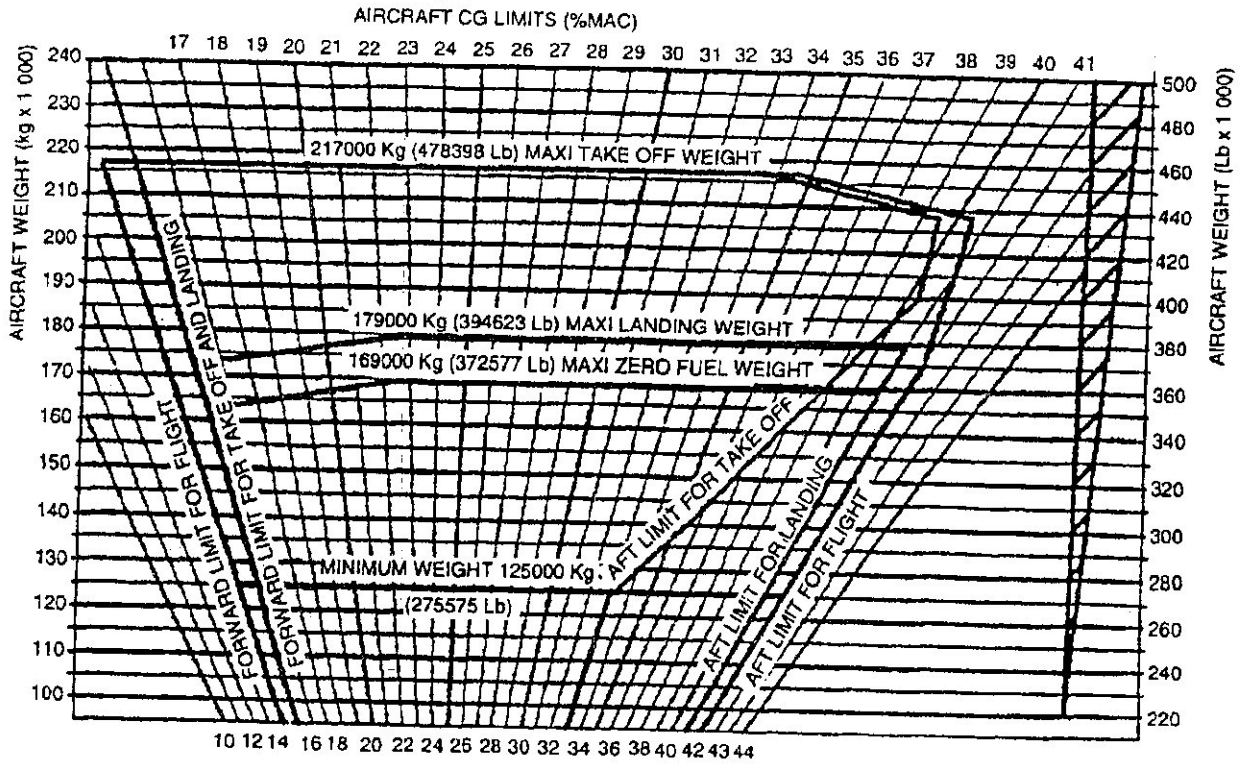
Z003801

 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	OPERATING LIMITATIONS	3.01.20	P 1
	GENERAL LIMITATIONS	NOV 95	

MINIMUM FLIGHT CREW


The minimum flight crew consists of 2 pilots.

CENTER OF GRAVITY LIMITS



- CG limits are given in percentage of the reference chord length aft of the leading edge.
- The reference chord length is 7.27 m (23.85 ft) and is located 28.15 m (92.36 ft) aft of the aircraft nose.
- The CG must always be within these limits regardless of fuel load.

Z0Q3801

 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	OPERATING LIMITATIONS	3.01.20	P 2
	GENERAL LIMITATIONS	SEQ 103	REV 06

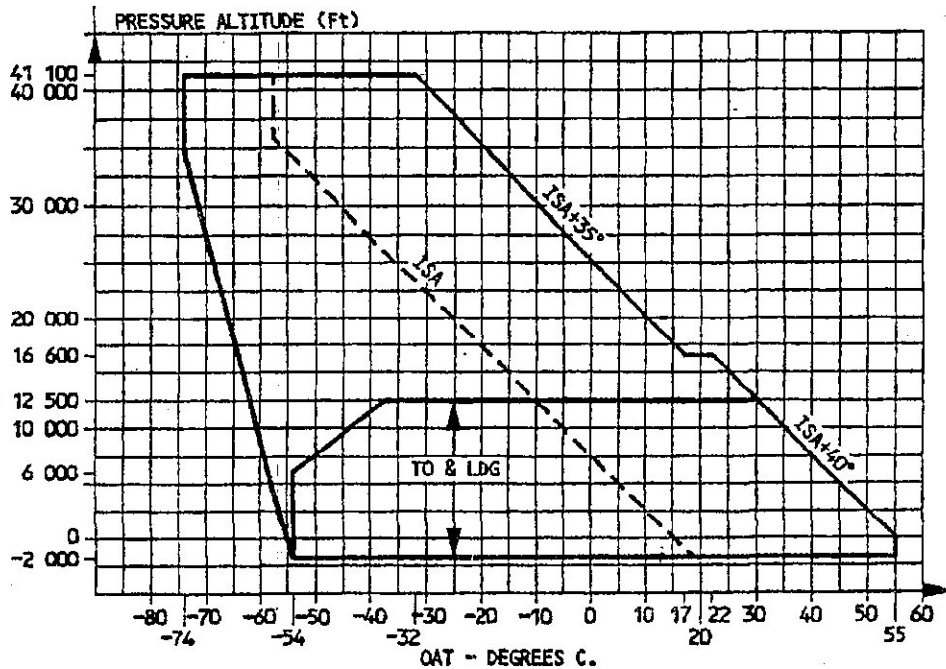
WEIGHT LIMITATIONS

Maximum taxi weight 217 900 kg (480 382 lb)
 Maximum takeoff weight (brake release) 217 000 kg (478 398 lb)
 Maximum landing weight 179 000 kg (394 623 lb)
 Maximum zero fuel weight 169 000 kg (372 577 lb)
 Minimum weight 125 000 kg (275 575 lb)
 In exceptional conditions (in flight turn back or diversion), an immediate landing at weight above maximum landing weight is permitted provided that the pilot follows the overweight landing procedure.

FLIGHT MANEUVERING LOAD ACCELERATION LIMITS

Clean configuration - 1 g to + 2.5g
 Other configurations 0 g to + 2 g

ENVIRONMENTAL ENVELOPE



BFC5-03-0120-002-A103AA

Z0Q3801

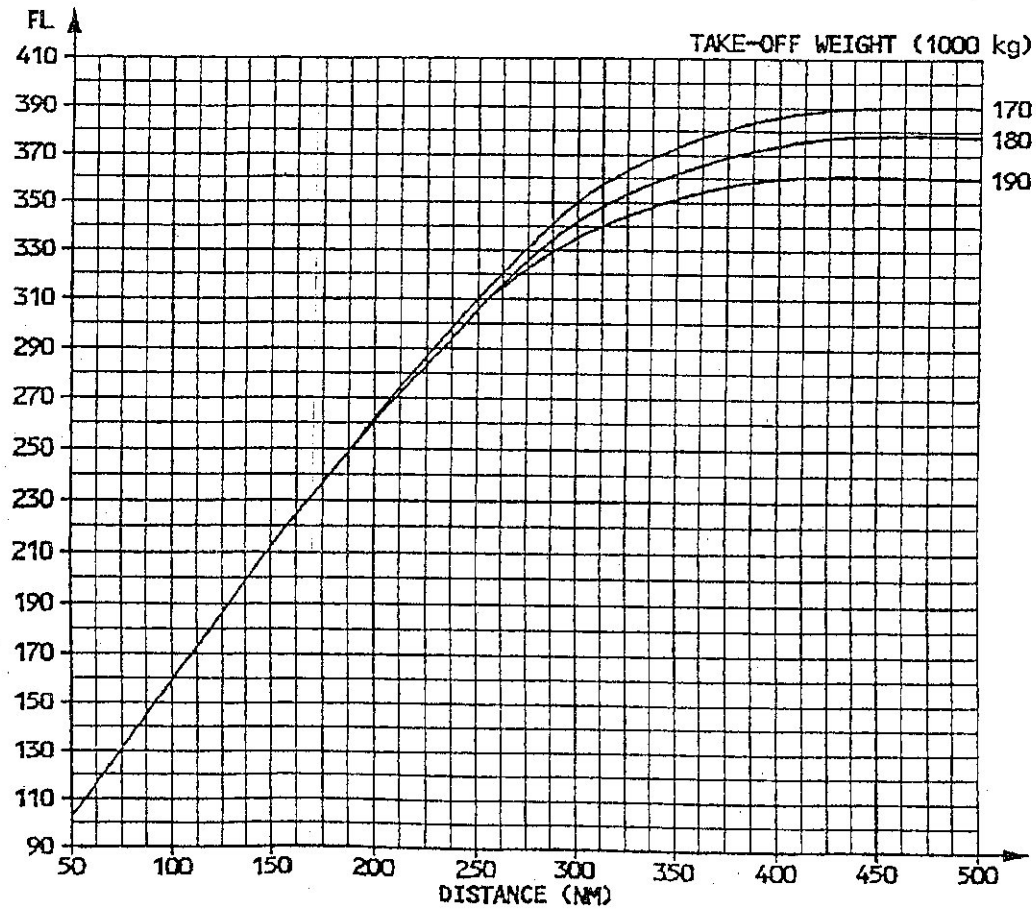
 A330 <small>FLIGHT CREW OPERATING MANUAL</small>	FLIGHT PLANNING	2.05.20	P 4
	CRUISE LEVEL	SEQ 010	REV 05

OPTIMUM ALTITUDE ON SHORT STAGE

According to the air distance (from brakes release point to landing), the cruise flight level is limited by the distance required to perform climb and descent. The graph determines the optimum altitude.

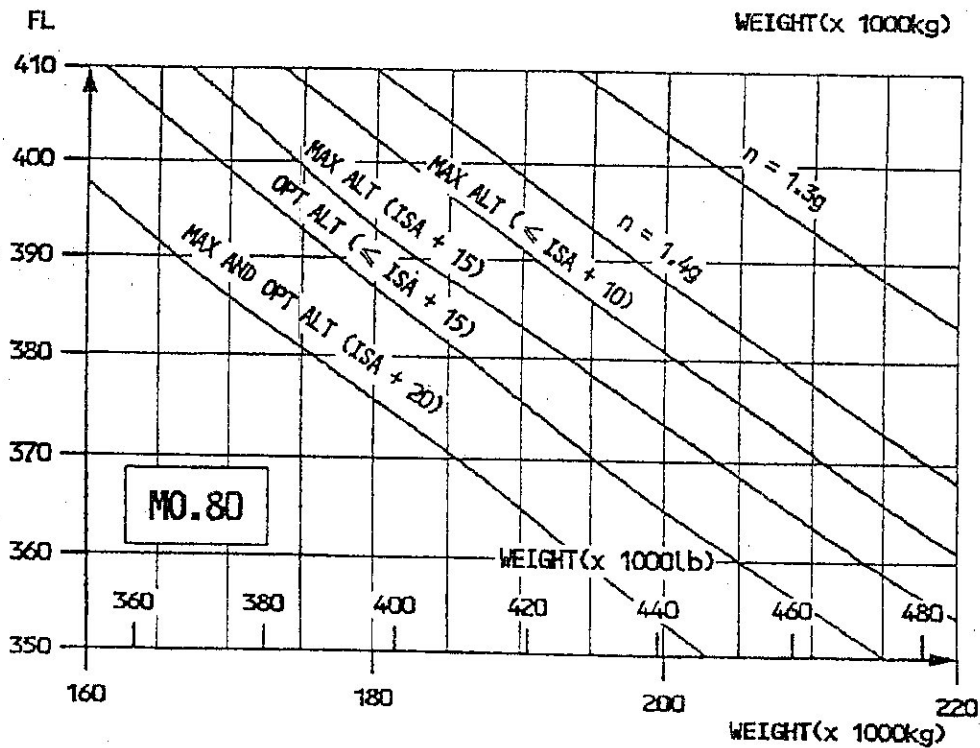
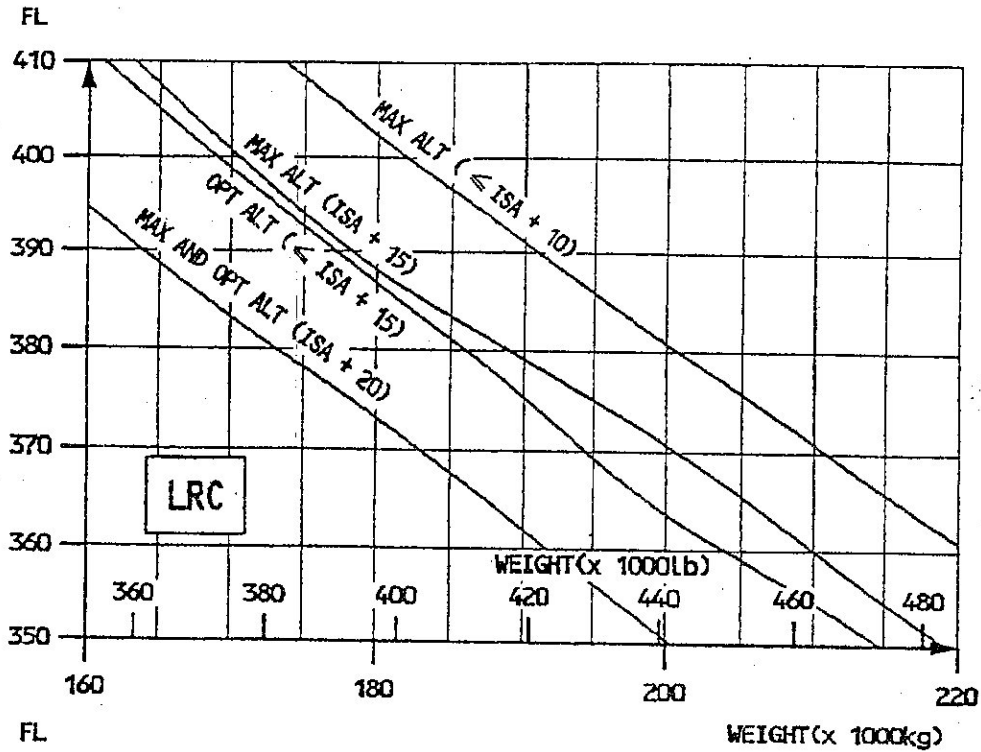
It includes the following profiles :

- Take-off
 - Climb : 250 kt/300 kt/M.80
 - Long Range Cruise (during at least 5 minutes)
 - Descent : M.80/300 kt/250 kt
 - Approach and landing
- and it is established for
- ISA
 - C.G. = 37 %
 - Normal air conditioning
 - Anti-icing OFF



Z003801

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



Z0Q3801

 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	FLIGHT PLANNING		2.05.20	P 1
	CRUISE LEVEL		SEQ 010	REV 05

DEFINITIONS

OPTIMUM ALTITUDE : is the altitude at which the airplane covers the maximum distance per kilogram of fuel (best specific range). It depends on the actual weight and the deviation from ISA.

MAXIMUM RECOMMENDED ALTITUDE : ensures a maneuver factor of 1.3 g before buffet onset.

MAXIMUM ALTITUDE : is defined as the lowest of :

- maximum altitude at maximum cruise thrust, in level flight, and
- maximum altitude at maximum climb thrust with 300 ft/min vertical speed.

CRUISE LEVEL CHARTS

These charts have been established for a 37 % center of gravity location.

Maximum and optimum altitudes are given for different temperatures at Long Range Speed and M.80, M.82, M.84

BLEED CORRECTIONS ON MAXIMUM ALTITUDES

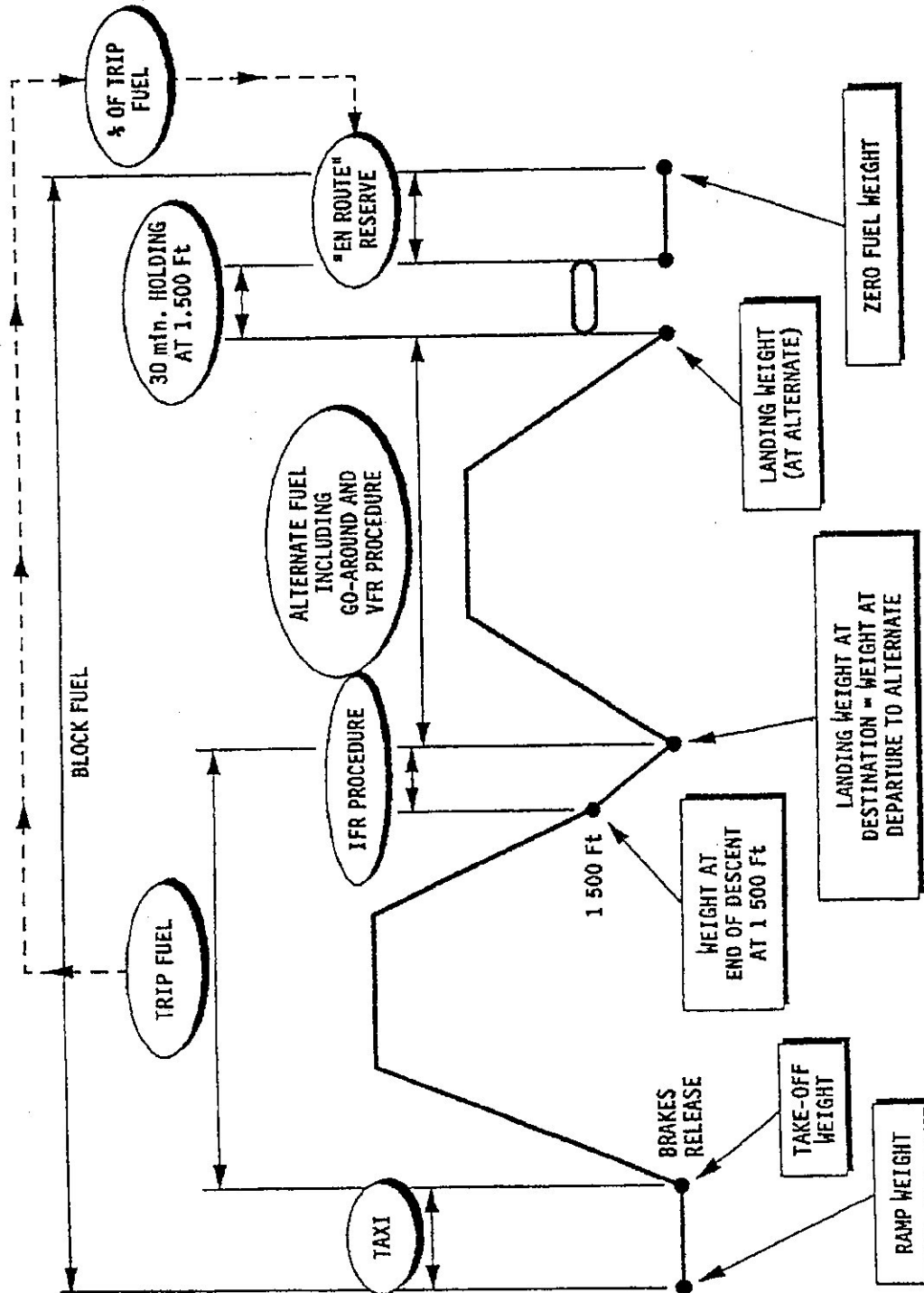
	ENG ANTI-ICE ON	TOTAL ANTI-ICE ON	PACK FLOW HI OR/AND CARGO COOL ON
≤ ISA + 10	- 300 ft	- 400 ft	- 250 ft
ISA + 15	- 500 ft	- 700 ft	- 400 ft
ISA + 20	- 900 ft	- 1200 ft	- 600 ft

OPTIMUM WEIGHT FOR 4000 FT STEP CLIMB

STEP CLIMB FROM/TO	WEIGHT (1000 kg)											
	≤ ISA + 10				ISA + 15				ISA + 20			
	LRC	M.80	M.82	M.84	LRC	M.80	M.82	M.84	LRC	M.80	M.82	M.84
310/350	220	220	220	212	219	220	217	194	200	203	190	163
330/370	212	211	210	193	201	204	199	178	183	186	175	148
350/390	192	192	190	175	178	183	175	157	164	166	155	
370/410	174	174	173	159	163	167	161	145	149	151	140	

Z0Q3801

 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	FLIGHT PLANNING		2.05.10	P 4
	GENERAL		SEQ 001	REV 05



Z0Q3801

 A330 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	FLIGHT PLANNING	2.05.10	P 3
	GENERAL	SEQ 001	REV 05

APU FUEL

- During ground operation, the APU fuel consumption is about :
 - 200 kg/h (440 lb/h) Packs ON and APU Gen ON
 - 140 kg/h (310 lb/h) APU Gen only
- In flight APU fuel consumption is about :
 - 130 kg/h (290 lb/h) at FL 200 Pack ON and APU Gen ON
 - 65 kg/h (140 lb/h) at FL 300 APU Gen only
 - 55 kg/h (120 lb/h) at FL 410 APU Gen only

Z003801