

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

UNIVERSITE DE BLIDA
FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR
DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE



Mémoire de Fin D'Etudes
Pour L'obtention du Diplôme D'Ingénieur D'état en Aéronautique
Option : Opération Aérienne

Thème

**LA MISE EN LIGNES DE L'A340-300
POUR MOYENS ET LONGS-COURRIERS**

Encadrées par :

→ Mr. TERMELLIL Farid

Réalisé par :

→ M^{elle} HARIDI Amel

→ M^{elle} MENBENKHELIL Ilhem

2002-2003



REMERCIEMENTS

Merci à Allah qui m'a donnée la force à suivre mon chemin jusqu'au bout .

Je doit remercie ma chère petite famille :

- ♥ *Mes parents : Baba et Yema ;*
- ♥ *Mes frères et sœurs : Fouzi, Younés, Mustapha, Sofiane, Ratiba et Khadija ;*
- ♥ *Mon beau frère : Amar ;*
- ♥ *Mes deux belles sœurs : Saliha et Manuella ;*
- ♥ *Mes neveux et nièces : Abdou, Mohamed, Baya, Raounek et Nani ;*

J'évous adresse mes remerciements :

- ♥ *A notre cher directeur Mr BERGUEL SAID,*
- ♥ *Mr TERMELLIL FARID mon promoteur pour m'avoir proposé le sujet et son suivie durant le travail,*
- ♥ *Mr DRIOUCHE MOULOUD pour son aide et conseils;*
- ♥ *Mr BARACHE ILYES (DOA) ;*
- ♥ *A tout les personnels du service opération aérienne d'air Algérie ;*
- ♥ *Sans oublier d'exprimer mon extrême gratitude à l'égard de l'ensemble des enseignants de l'institut d'aéronautique et à DJALLAL ;*
- ♥ *Ainsi à ma promotion 2003 et sans oublier YASMINE.*



SOMMAIRE

INTRODUCTION	1
--------------	---

Chapitre I : Présentation de la compagnie aérienne AIR ALGERIE

I.1 Historique	3
I.2 Autorisation d'exploitation	4
I.3 Présentation du service d'opération	4
I.4 Composition de la flotte	6
I.5 Les activités de la compagnie	8
Organigramme de la compagnie	5

Chapitre II : Présentation de l'Airbus A340-300

II.1 Historique	10
II.2 Description avion	11
II.2.1 Dimension	11
II.2.2 Aménagement	13
II.2.3 Motorisation	15
II.2.4 Cockpit	15
II.2.5 Chargement	18
a. Le devis de poids	18
b. La feuille de centrage	21
c. Cargo	23
II.2.6 Les arrangements	27
II.3 Variation de la charge offerte selon la distance	29

Chapitre III : Les performances de l'A340-300

III.1 Profil de mission	30
III.2 Les exigences de performances de décollage	31
III.2.1 Vitesses associées au décollage	31
III.2.2 Performances de décollage	35
III.3 Les exigences de performances d'atterrissage	37
III.3.1 Vitesses associées à l'atterrissage	37
III.4 Performances de montée	38
III.5 Performances de croisières	38
III.6 Performances de descente	39
III.7 Performances de l'attente	41

Chapitre IV : Les limitations de l'A340-300

IV.1 Masses maximums opérationnels	42
IV.2 Limites opérationnels	43
IV.3 Limites centre de gravite	45
IV.4 Limites carburant	46
IV.5 Limitations vitesses	47
IV.6 Limitations résistance piste	49
IV.6.1 Le système S/L, T/L, TT/L	49
IV.6.2 Le système ACN/PCN	50
IV.7 Limitation 2 ^{eme} segment	54
IV.7.1 Trouée d'envol	54
IV.8 Limitations obstacles	56
IV.9 Limitations d'en route	57
IV.10 Tableau de limitation au décollage	60
IV.11 Bilan des limitations	62
IV.12 Détermination de MLW	62

Chapitre V : Préparation des vols

A. Règle générale

V.1 Etude de la charge offerte	63
V.2 Les différents types de préparation	65
V.3 Quantité réglementaire du carburant a embarquer	66
V.4 Quantité supplémentaires	71
V.5 Pratique en exploitation	72
V.6 Routes aériennes	73

B. Ouverture d'une ligne

B.1 La procédure à suivre	74
B.2 La méthode d'exploitation	74
B.2.1 Calcul des quantités de carburant et temps de vol	74
B.2.2 Conduite de vol	76
→ Calculs	77
→ Analyses	81

Chapitre VI : La liste des équipements minimums

VI.1 Objectifs-----	82
VI.2 Principes-----	82
VI.3 Présentation du MEL-----	83
VI.4 MEL-----	84
CONCLUSION-----	99
ANNEXES	
Annexe A -----	100
Annexe B -----	110
Annexe C -----	121
Annexe D -----	132
BIBLIOGRAPHIE-----	148

LISTE DES ABREVIATIONS

A

ACN : Aircraft Classification Number

AFM : Aircraft Flight Manual

AFT : Face arrière

APU : Auxiliary Power Unit

ATA : Air Transportation Association

B

B : résistance moyenne (catégorie de résistance)

C

C/O : Charge Offerte

CAS : Calibrated Air Speed

CG : Centre of Gravity

C_{SP} : Consommation spécifique

CWY : Clearway

CYMX : Montreal / M

CYUL : Montreal / D

D

D : Résistance ultra faible

d : Délestage d'étape

DAAG: Alger / Houari Boumedienne

DABC : Constantine

DGAC : Direction Générale de l'aviation Civile

DME : Distance Measuring Equipment

DOC : Direct Operating Costs

E

EBBR : Bruxelles

ECAM : Electronic Centralized Aircraft Monitoring
ETOPS : Extended range with Twin engine aircraft OPERations
EW : Empty Weight
EZFW : Estimated Zero Fuel Weight

F

FAA : Federal Aviation Administration
FAR : Federal Aviation Regulation
FATS : Johannesburg
FCOM : Flight Crew Operation Manual
FF : Fuel Flow (hourly consumption)
Ft : Feet
FL : Flight Level
F-PLN : Flight Plan
FMGS : Flight Management Guidance Envelope System
FWD . Face avant

G

GPS : Global Positioning System
GS : Ground Speed
GW : Gross Weight

I

IAS : Indicated Air Speed
IDG : Integrated Drive Generator
IMC : Instrument Meteorological Conditions
In : Inch (pouce)
ISA : International Standard Atmosphere

J

JAA : Joint Airworthiness Authorities
JAR : Joint Airworthiness Requirements

K

Kg : Kilogramme

Kt : Knot

L

Lb. : Pound (livre British)

LRC : Long Range Cruise speed

LTBA : Istambul

LW : Landing Weight

M

m : masse d'avion

M : Nombre de Mach = $V_{\text{avion}} / V_{\text{air}}$

Max. : Maximum

Min. : Minimum

MCDU : Multifunction Control and Display Unit

MEL : Minimum Equipment List

MLW : Maximum Landing Weight

MMO : Maximum Operating Mach

MTOW : Maximum Take-Off Weight

MZFW : Maximum Zero Fuel Weight

N

N1 : Nombre de tour du premier arbre

N2 : Nombre de tour du deuxième arbre

NM : Nautical Miles

O

OACI : Organisation de l'Aviation Civil International

OAT : Outside Air Temperature

OEJN : Jeddah

OMDB : Dubai

P

PAX : Passenger

PCN : Pavement Classification Number

PFD : Primary Flight Display

PNC : Personnel Navigant Commercial

PNT : Personnel Navigant Technique

PRIM : Flight Control Primary Computer (FCPC)

R

RD : Réserve de dégagement

RF : Réserve finale

RR : Réserve de Route

RWY : Runway

S

S/L : train principal équipé d'une roue ;

T

T/L : train principal équipé de deux roues

TAS : True Air Speed

TOD : TakeOff Distance

TODA : TakeOff Distance Available

TOW : TakeOff Weight

TT/L : train principal équipé de quatre roues

V

V_{APP} : Final approach speed

V_{EF} : Engine Failure speed

V_{LOF} : Lift Off speed

V_{MRE} : Maximum Brake energy speed

VMC : Visual Meteorological Conditions

V_{MCA} : Minimum Control Speed in the air

V_{MCG} : Minimum Control Speed on ground

V_{MCL} : Minimum Control Speed during approach and landing

V_{MU} : Maximum Unstick Speed

VOR : VHF Omnidirectional Range

V_R : Rotation Speed

V_S : Stalling Speed

V_{TIRE} : Vitesse de roulement des pneus

V_{REF} : reference landing speed

W

W : pas de limitation de pression (PCN)

X

X : pression limitée à 1,50 Mpa (PCN)

Y

Y : pression limitée à 1 Mpa (PCN)

Z

ZFW : Zero Fuel Weight

Z_p : Pressure altitude

ΔP_{MAX} : Pression différentielle maxi.

INTRODUCTION

Vu le nombre accru des contrats d'achat de l'appareil A340-300 par les compagnies aériennes ; et comme AIR ALGERIE a l'intention de renouveler sa flotte avec tous types d'appareil pour atteindre le niveau où se trouve la concurrence du marché mondial, ce projet a été proposé dans le but d'étudier cet appareil A340-300 afin de trouver la réponse à la question suivante :

Quel est l'appareil le mieux adapter aux long- courriers ?

L'Airbus A340-300 se partagera le réseau de Lignes long-courriers, ses performances sont telles que cet avion peut atteindre sans escale les destinations les plus lointaines, comme Montréal ou Johannesburg, par exemple.

Pour exploiter un avion dont l'intérêt commercial il faut passer et étudier plusieurs procédures proposer et signer par la convention de Chicago et suivre ces normes pour la régularité et la sécurité des vols, et voir si la bonne gestion sur les coûts d'exploitation. rendra la compagnie aérienne rentable.

Ce travail est basé sur les chapitres suivants :

- Chapitre I : Présentation de la compagnie nationale AIR ALGERIE ;
- Chapitre II : Descriptions de l'A340-300 ;
- Chapitre III : Etude des performances de l'A340-300 ;
- Chapitre IV : Etude des limitations de l'A340-300
- Chapitre V : Préparation des vols ;
- Chapitre VI : Pour autoriser un appareil à voler, on est amené à donner une liste des équipements minimums (MEL) faite par l'exploitant.

CHAPITRE I

PRESENTATION DE LA COMPAGNIE

I. PRESENTATION DE LA COMPAGNIE ET SA FLOTTE

1.1 Historique de l'entreprise « AIR ALGERIE » :

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

Il est à rappeler que le 18/02/1963 la compagnie générale des transports aériens « AIR ALGERIE » devient compagnie nationale dont laquelle l'état détient 50% du capital sociale. En 1970, le rachat par l'état des actions détenues par les sociétés étrangères ont permis le contrôle complet de la compagnie avec 83% des actions.

L'Algérienisation du capital sociale a été définitivement réalisée par le rachat des 17% des actions détenues par « AIR France » en 1974.

Conformément à l'ordonnance N°75-02-1975 « AIR ALGERIE » est devenue société chargée, dans le cadre du plan national de développement économique et sociale, d'assurer les services réguliers intérieurs et internationaux et de travail aérien.

La compagnie nationale « AIR ALGERIE » a du reprendre d'une part aux besoins de service public, notamment pour le désenclavement des régions éloignées ou isolés et d'autre part à des demandes de voyages de types variés (échanges internationaux, affaires, tourisme, voyage familiaux pour notre émigration) sur le réseau international.

Pour prendre en charge ces demandes, la compagnie a du croître de façon rapide en volume et en activité diverses.

Le siège sociale se trouve à Alger à HOUARI – BOUMEDIENE, ainsi les directions financières, techniques et toute la structure opérationnelle.

I.2 Autorisation de l'exploitation:

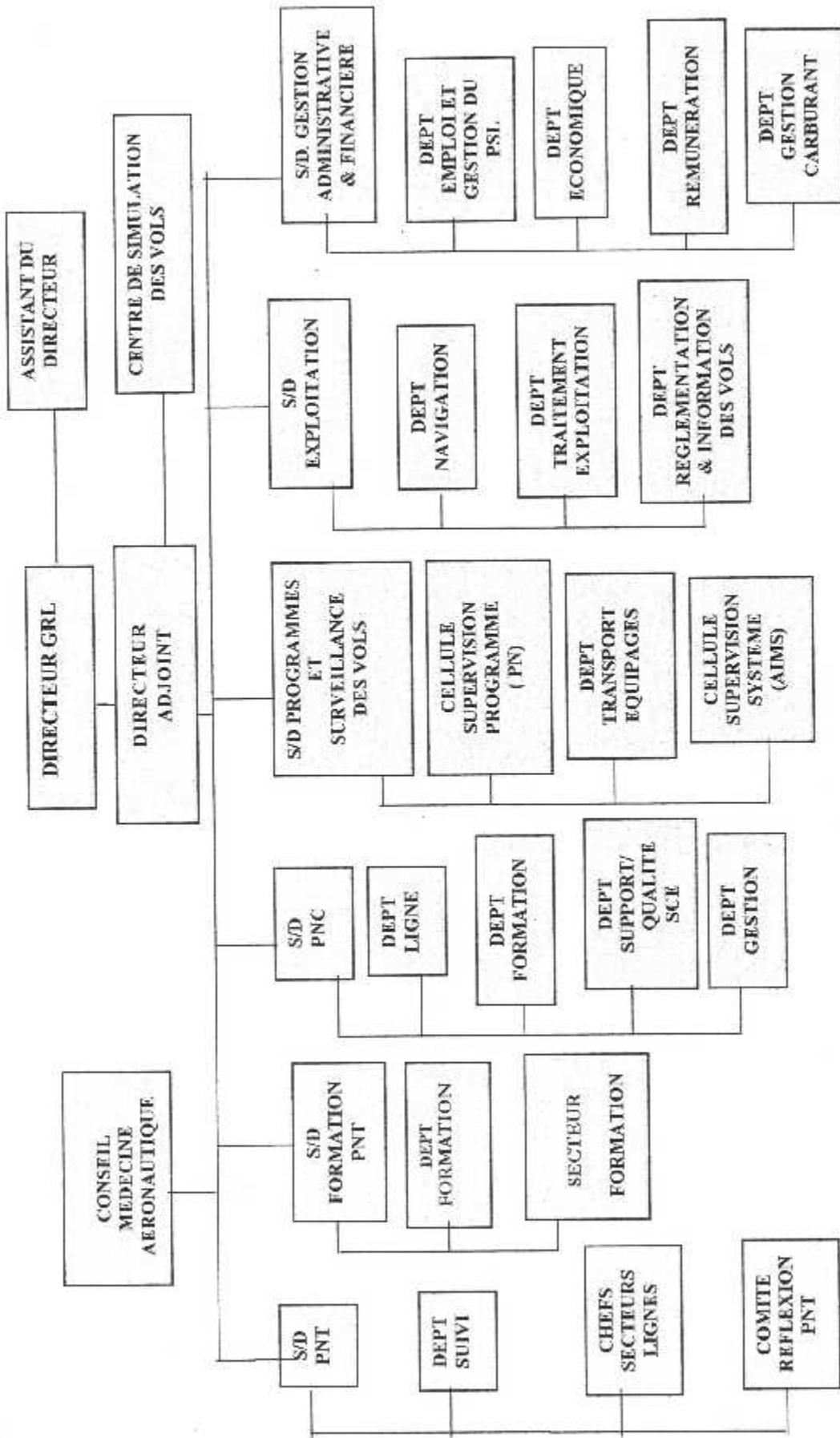
L'ordonnance numéro 75-39 du 17/06/1965 portant approbation des statuts d'AIR ALGERIE fixe les objectifs dans le cadre du plan de développement économique et social du pays.

Par décret numéro 84-347 du 24/11/1984, les autorités de l'entreprise sont élargies aux activités de inter - services après dissolution de celle-ci , AIR ALGERIE prend la dénomination d'entreprise nationale d'exploitation des services aériens avec comme base mère ALGER et comme bases d'affectation ORAN - CONSTANTINE - ANNABA.

I.3 Présentation du service opération : (voir l'organigramme)

Les principales activités du service opérations d'AIR ALGERIE sont :

- L'élaboration et la mise à jour de la documentation ;
- La préparation des vols ;
- Réglementation et information des vols ;
- Traitement d'exploitation (weight and balance).



ORGANIGRAMME DE LA COMPAGNIE

1.4 Composition de la flotte:

L'actualité de la compagnie « Air Algérie » comprend le transport régulier ~~de~~ *de* du passager, le transport de fret avion et le travail aérien.

A cet effet , « Air Algérie » exploite les appareils (voir le tableau).

<i>TYPE</i>	<i>Immatriculation</i>	<i>MTOW (KG)</i>	<i>MLW (KG)</i>	<i>MZFW (KG)</i>	<i>vitesse</i>
B737-800 2D6	7T-VIJ	78 244	65 317	61 688	M.78
	7T-VJK				
	7T-VJL				
	7T-VJG				
	7T-VJH				
B767-300 3D6	7T-VII	156 489	136 077	126 098	M.80
	7T-VEH				
	7T-VEI				
	7TV-EM				
	7TV-EP				
B737200 2D6C	7TV-ET	86 410	72 600	63 900	
	7TV-EU				
	7TV-EW				
	7TV-EX				
	7T-VED				
	7T-VES				
	B 737-200 2D6				
7TV-EG					
7TV-EJ					
7TV-EK					
7TV-LL					
7TV-EN					
7TV-EO					
7TV-EQ					
7TV-ER					
7TV-EY					
B737-200 2T4	7T-VEZ	56 473	48 400	43 100	M.73
	7T-VJA				
	7T-VJB				
F 27-400 M	7T-VRJ	20 250	18 597	17 917	LRC
	7T-VRK				
	7T-VRI				
	7T-VRR				
	7T-VRQ				
	7T-VRU				
L 382 G27	7T-VRV	70 077	61 155		HSC
	7T-VHG				
	7T-VIL				

I.5 Les activités de la compagnie :

a. Domaines des activités :

L'article 3 du décret n° 84-347 précise le domaine des activités d'AIR Algérie :

- En matière de transport aérien ;
- En matière de travail aérien ;
- En matière de gestion et d'exploitation ;
- En matière d'exploitation technique.

b. Vols charters:

99% de l'activité de la compagnie se compose de vols charters pour son propre compte, la majorité des vols charters internationaux s'effectue au départ d'ALGER ou d'ORAN , de CONSTANTINE .

AIR ALGERIE effectue d'autre part de nombreux vols domestiques pour son compte .

c. Transport de fret:

La compagnie a depuis peu, décidé de développer ses activités au niveau de fret en association avec d'autre compagnies.

d. Physionomie du réseau :

Actuellement le réseau s'étend sur 27 pays dont 15 d'Europe orientale occidentale , d'Afrique et du moyen Orient.

→ Réseau international :

RESEAU FRANCE	France
RESEAU EUROPE 1	Portugal, Espagne, Italie, Suisse, Allemagne, Belgique, Hollande, U.K
RESEAU EUROPE 2	Hongrie, Pologne, Russie, Tchécoslovaquie
RESEAU MEDITERANEE / MOYEN ORIENT	Grèce, Turquie, Egypte, Syrie, Tunisie, Maroc, Emirats Arabe Unis, Jordanie, Liban, Libye, Arabie Saoudite
RESEAU AFRIQUE	Mali, Niger, Mauritanie, Sénégal

→ Réseau domestique :

Il assure la desserte de 27 villes :

Adrar, Alger, Annaba, Béchar, Béjaïa, Biskra, Bordj Badji Mokhtar, Constantine, Djanet, El Goléa, El-Oued, Ghardaïa, Hassi Messaoud, Illizi, In Aménas, In Guzzam, In Salah, Jijel, Oran, Ouargla, Tamanrasset, Tebessa, Tiaret, Timimoun, Tindouf, Tlemcen, Tougourt.

CHAPITRE II

PRESENTATION DE L'AIRBUS A340-300

II. PRESENTATION DE L'APPAREIL A340-300

II.1 Historique :

A la fin des années 1970, alors que les premiers Airbus A300 sortent d'usines, des études préparatoires sont effectuées sur des longs courriers bi et quadriréacteurs utilisant un fuselage identique à celui de l'A300. Tout d'abord appelés A300 B9 et B11, les deux projets sont rebaptisés TA9 et TA11. Le projet suit son cours, et c'est en 1987, lors du Salon du Bourget que le programme est lancé par Jean Pierson alors à la tête du consortium Airbus. Au total, trois appareils vont être développés, le biréacteur A330-300, et les quadriréacteurs A340-300 et l'A340-200. Ces deux appareils ne se différencient que par leur nombre de moteurs ; le fuselage et l'empennage arrière restant identiques et les ailes ne se différencient que par l'emplacement pour un deuxième moteur.

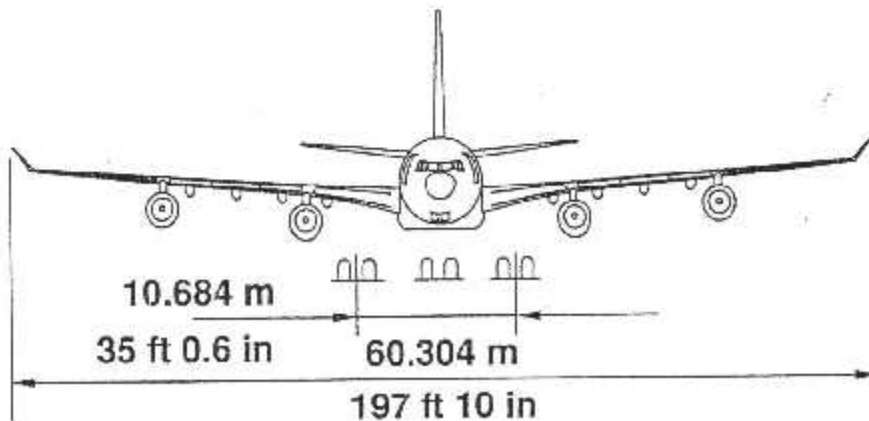
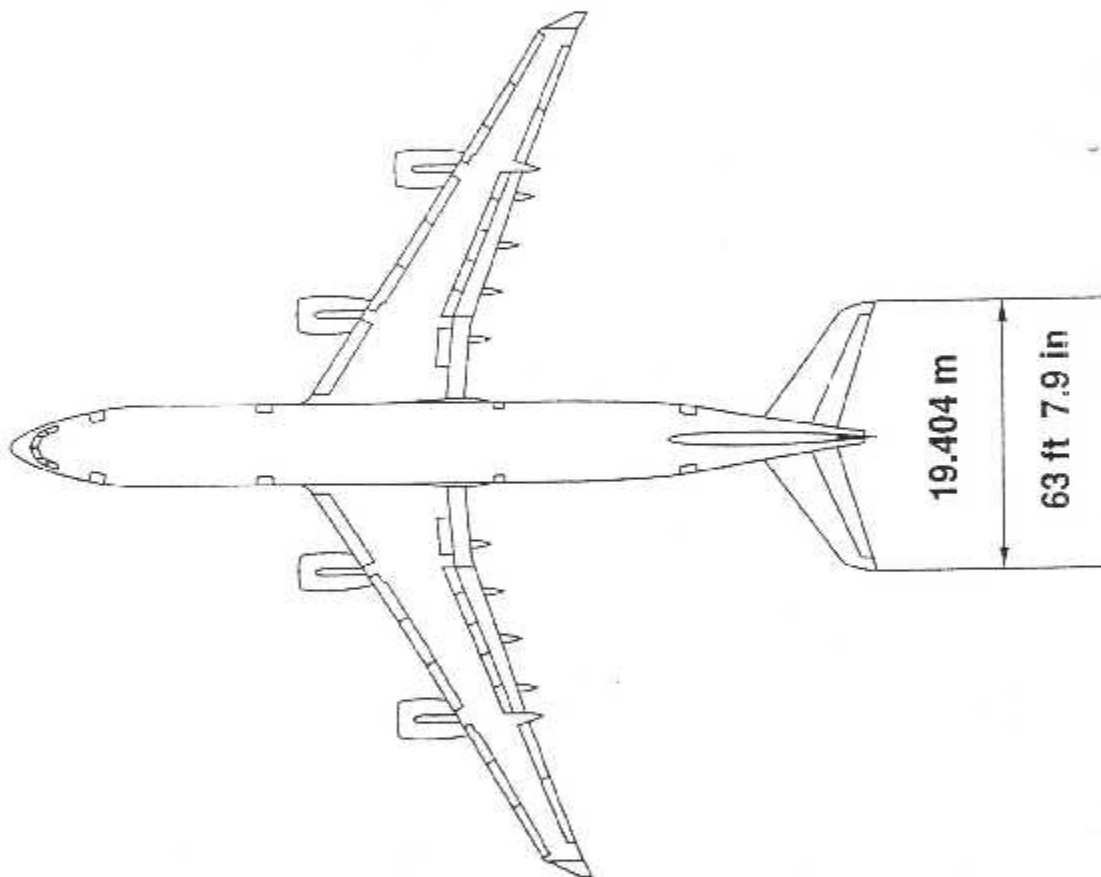
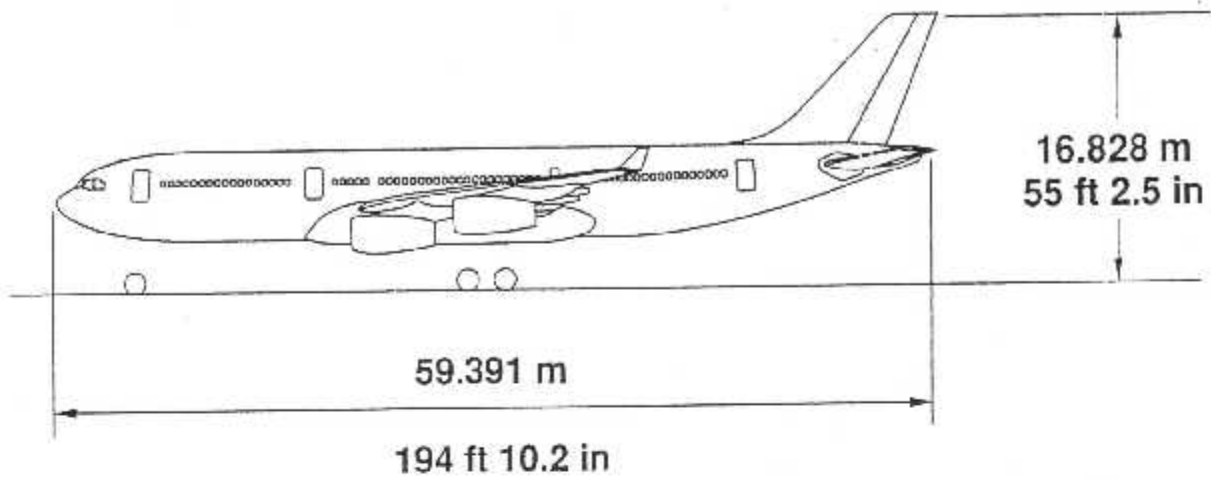
L'A340 fit son premier vol en 25 Octobre 1991, suivi par l'A330-300 en Novembre 1992. Airbus est alors dans une situation de domination face à Boeing et Mc Donnell Douglas, en effet, il dispose de produits modernes et adaptés au marché.

Le A340-300 est conçu pour les très longues routes et possède quatre moteurs et il est conçu aussi pour une capacité de 295 à 335 passagers version standard et 440 passagers version optimale.

II.2 Description de l'A340-300 :

II.2.1 Dimensions de l'A340-300 : (voir la figure p12)

CARACTERISTIQUES	
Longueur	59,39 m
Longueur de la cabine	50,35 m
Diamètre du fuselage	5,64 m
Largeur maximale de la cabine	5,28 m
Hauteur	16,82 m
Envergure	60,30 m
Surface des ailes	361,6 m ²
Vitesse maxi	0,86 Mach
Rayon d'action maximum	5.600 miles / 10.400 km
Nbre de places	295 à 335



II.2.2 Aménagements : (voir la figure p14)

Ce quadriréacteur long courrier de 295 places réparties en trois classes, équipés de nouveaux sièges ergonomiques conçus sur la base des résultats des dernières recherches dans le domaine du confort. Ces sièges offrent sensiblement plus d'espace pour les jambes, l'espace entre les rangées de sièges atteindra généreusement 152,5 centimètres et les dossiers seront inclinables jusqu'à une position très basse pour favoriser un repos confortable. Le confort sera l'un des meilleurs qui puisse exister a bord d'un avion de ligne.

Dans les soutes, l'appareil peut transporter jusqu'à 23 tonnes de fret.

Configuration deux classes: 335 SIEGES

30 B + 305 Y



Configuration trois classes: 295 SIEGES



18 F de 157,48cm de largeur , 49 B de 101,6cm de largeur, 228 Y de 82 cm de largeur.

II.2.3 Le cockpit :

Comme tous les avions récents construits par Airbus, L'A340-300 possède un cockpit presque identique à celui des autres types et qui répond aux standards technologiques les plus avancés. Il est doté des équipements les plus sophistiqués et se pilote au moyen de commandes électriques selon le principe appelé « FLY BY WIRE » dans le jargon aéronautique.

Le manche à balai traditionnel a été remplacé par un manche latéral qui traduit en impulsions électriques les déplacements de la main du pilote. Analysées par des ordinateurs, ces impulsions sont transmises sélectivement aux surfaces mobiles des ailes et de l'empennage de l'avion. Les ordinateurs du bord sont programmés de telle sorte qu'il n'est pas possible au pilote de dépasser les limites certifiées des performances de l'avion et de le placer en situation critique.

Le cockpit de l'A340-300 est doté d'un système de gestion du vol (FMGS) extrêmement perfectionné, d'un GPS permettant une navigation encore plus précise, et d'ordinateurs de surveillance des systèmes et de détection des défauts. Enfin, toutes les informations nécessaires au pilotage sont affichées sur plusieurs écrans multifonctions polychromes à tube cathodique.

II.2.4 Motorisation: (voir la figure p17)

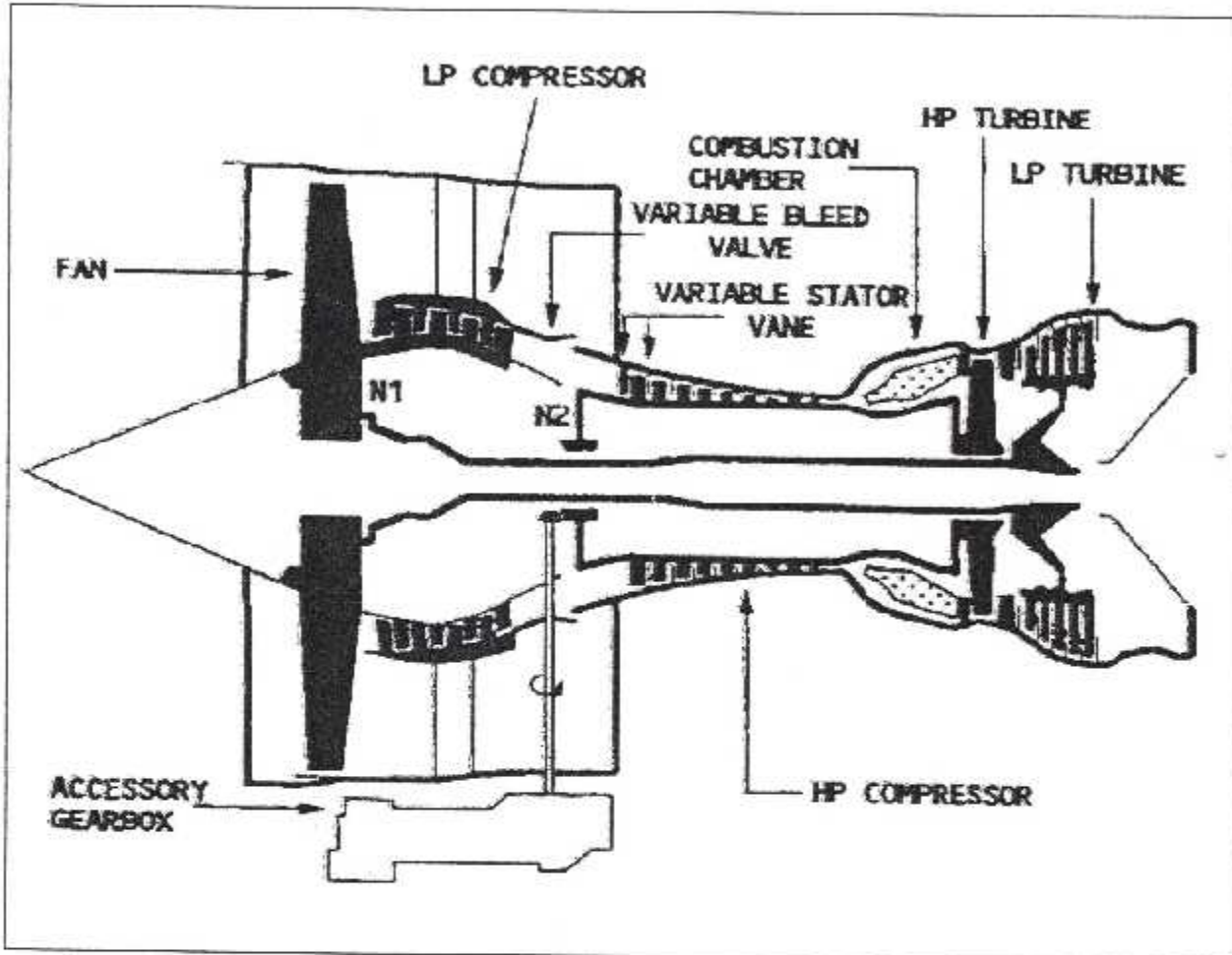
Le CFM56-5C est un turboréacteur économique spécialement adapté aux besoins de la gamme Airbus A340-200 et A340-300, délivrant des poussées comprises entre 139 et 151 kN. Ce moteur, a été certifié en décembre 1991 par la Fédération Aviation Administration (FAA) et la Direction Générale de l'Aviation Civile (DGAC).

Le CFM56-5C est entré en service en 1993, venant ainsi compléter les capacités court/moyen-courriers des moteurs CFM par des applications gros-porteurs long-courriers.

Le CFM56-5C perpétue la tradition de fiabilité et de robustesse de la famille CFM56 et répond largement aux exigences actuelles en matière d'environnement.

Grâce à la combinaison d'un taux de dilution élevé et d'une nacelle à conduit long, très efficace en terme de réduction du bruit, le CFM56-5C équipant l'Airbus A340 offre l'une des signatures sonores les plus faibles du marché civil. Ce système de propulsion bénéficie également d'une consommation en carburant réduite, tant en régime de croisière qu'au décollage.

CARACTERISTIQUES	MOTEURS		
	-5C2	-5C3	-5C4
CFM56			
Poussée max. au décollage (kN)	139,00	144,60	151,25
Taux de dilution	6,6	6,5	6,4
T° à poussée nominale maintenue (°C)	30	30	30
Poussée maximale en montée (kN) 35 000 ft Mach 0,8 – ISA	33,78	33,78	34,90
Taux de compression général pour la poussée max.	38,3	38,3	39,2
Longueur (mm)	2 616	2 616	2 616
Diamètre de soufflante (mm)	1 836	1 836	1 836
Applications	A340-200 A340-300	A340-200 A340-300	A340-200 A340-300



*Moteur le plus puissant de la gamme CFM56.
 Rapport poussée/masse élevé.
 Moteur le plus silencieux dans sa classe de poussée.*

II.2.5 Chargement :

a. Le devis de poids : (voir annexe A)

a.1 Utilisation du document :

Ce document permet d'indiquer le contrôle des limitations

La limitation utile au décollage est la plus faible des trois valeurs suivantes:

- masse maxi atterrissage – délestage total ;
- masse maxi sans carburant + carburant au décollage ;
- masse maxi au décollage donnée par les tableaux de limitations ;

a.2 Les composantes de masses : (voir le diagramme p20)

→ La masse à vide est donné juste après la pesée de l'avion avec ou sans les éléments d'aménagement et des équipements selon les types des avions ;

→ La masse de base est déterminée à partir de la masse à vide de l'avion. Elle inclut les éléments d'aménagement et d'équipement prévus pour l'étape, catering, divers équipements tel que : (écouteurs, couvertures, magasin, brochure de consignes de sécurité) ainsi que l'équipage ;

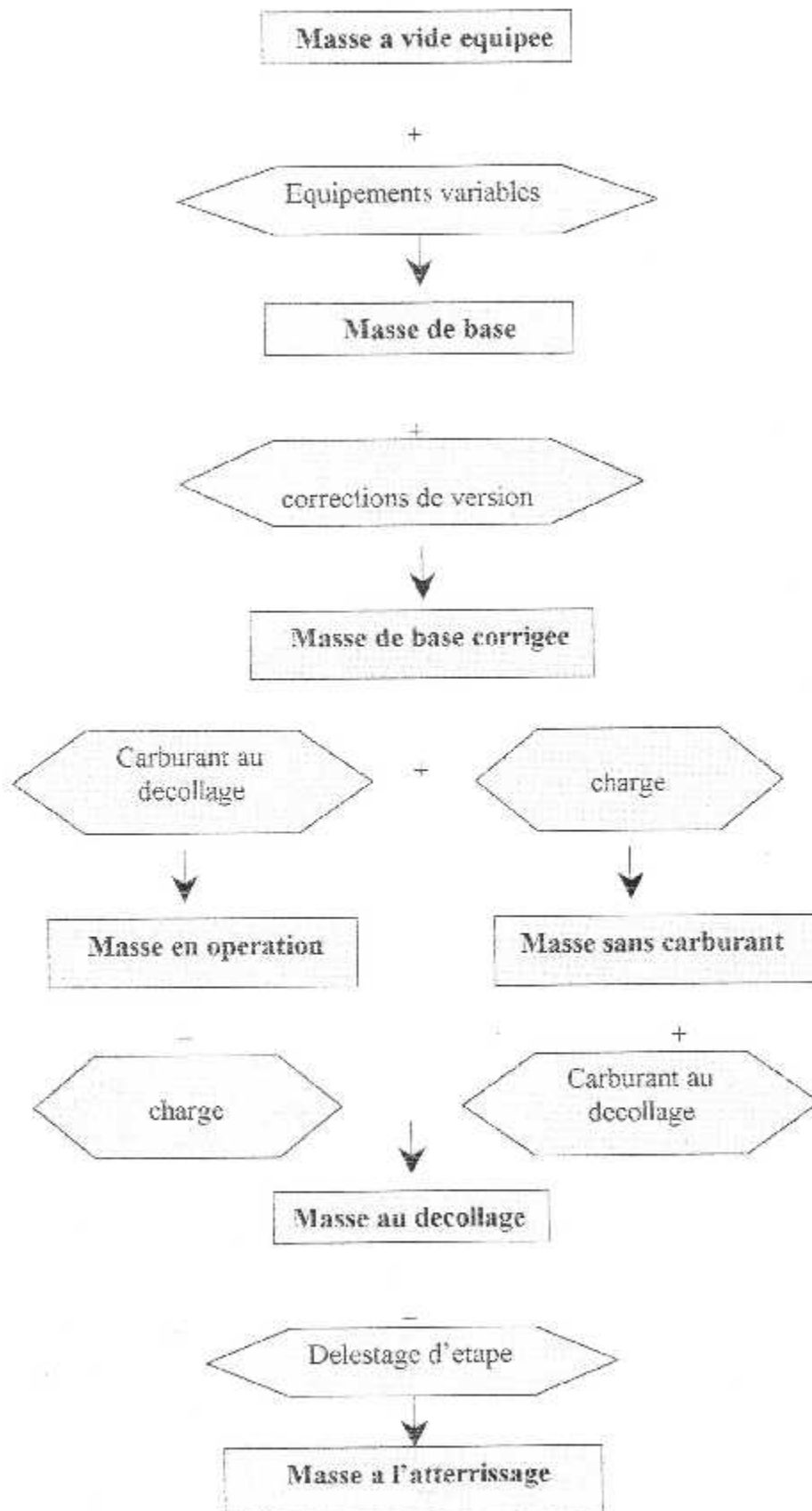
- La masse en opérations est la somme de :
- la masse de base ;
 - les corrections éventuelles ;
 - la masse de carburant embarquée ;

La comparaison de la limitation utile au décollage avec la masse en opération détermine la charge offerte (charge transportable opérationnellement ; c'est celle qui résulte du contrôle des limitations).

- la masse sans carburant est la somme de:
 - la masse de base corrigée ;
 - la charge à transportée ;

- la masse au décollage est la somme:
 - la masse en opération ;
 - la charge transportée ;

- la masse à l'atterrissage est la différence entre la masse de décollage et le délestage prévu.



b. La feuille de centrage : (voir annexe A)**b.1 But de l'imprimé :**

Cette feuille permet la détermination graphique du centrage de l'avion par l'utilisation d'un indice associé à chaque masse.

b.2 Définition :**- Indice de base :**

Calculé à partir de l'indice à vide de l'avion équipé, il correspond aux masses de base données pour chaque version.

- Indice de base corrigé :

Lorsque les versions réelles d'aménagement ou d'équipement diffèrent de celles pour lesquelles l'indice de base a été calculé, appliquer les corrections d'index nécessaires (somme algébrique) figurant dans les tableaux de correction.

- Indice sans carburant :

C'est la somme de l'indice de base corrigé si nécessaire et de l'indice de la charge transportée.

Il s'obtient à partir de l'indice de base corrigé en déplaçant le point figuratif de l'index sur les échelles de calculateur d'indice de la feuille de centrage mais sans entrer dans l'échelle d'indice carburant.

- **Indice au décollage :**

C'est la somme de:

- l'indice de base corrigé
- l'indice de la charge transportée
- l'indice du carburant à la mise en route

Il s'obtient à partir de l'index sans carburant en déplaçant le point figurant de l'indice sur les échelles du calculateur d'indice du carburant.

b.3 Vérification du centrage au décollage

Il s'obtient sur l'abaque de centrage en fonction de la masse de l'avion à la mise en route et de l'indice au décollage.

b.4 Vérification du centrage sans carburant

Le centrage sans carburant s'obtient sur l'abaque en fonction de la masse de l'avion chargé sans carburant et de l'indice sans carburant. Le point figuratif du centrage sans carburant doit être à l'intérieur des limites autorisées.

b.5 Importance d'une détermination correcte du centrage

Avant la mise en route des réacteurs, l'équipage règle le stabilisateur à partir du centrage au décollage indiqué sur la feuille de centrage et de la position de volets retenue pour le décollage.

Une erreur dans l'établissement de la feuille de centrage peut donc conduire à un mauvais réglage du stabilisateur susceptible de provoquer des difficultés de cabrage de l'avion à VR.

La répartition des charges indiquées sur la feuille de centrage doit correspondre très exactement à la répartition réelle dans l'avion.

b.6 Influence du centrage dans la croisière :

Si le centre de gravité de l'avion se déplace vers l'arrière, le moment à piquer dû à la portance de l'aile diminue et la portance négative de l'empennage diminue en valeur absolue pour maintenir l'équilibre.

La traînée globale de l'avion diminue, la poussée diminue et une économie de carburant apparaît.

c Chargement du cargo :

Cargo est chargé en trois sous-sols pour le transport de fret et bagages désignés comme suit :

- Le FWD est divisé en deux zones : compartiments 1 et 2 ;
- Le AFT est divisé en deux zones : compartiments 3 et 4 ;
- Le BULK est désigné la cargaison : compartiment 5 ;

Chaque compartiment est divisé en sections à ce que les facteurs de charge variables sont applicables.

→ **Le FWD** : (voir la figure p24)

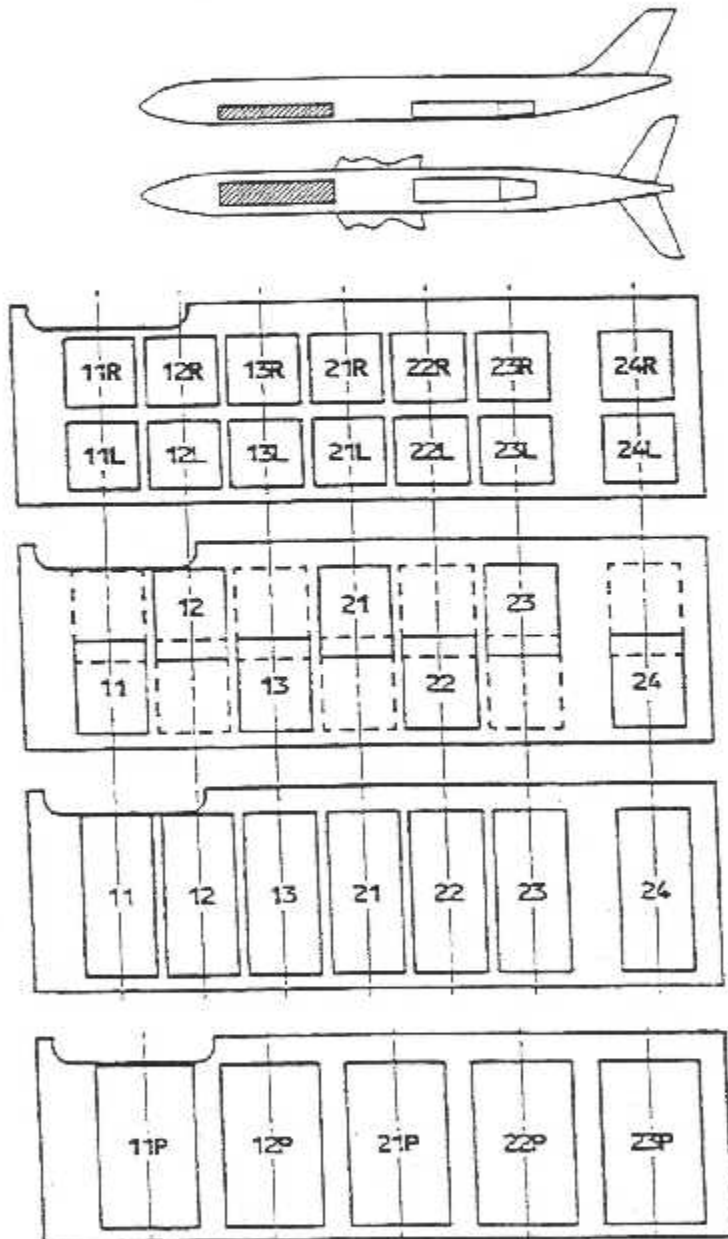
Les compartiments 1 et 2 ont une capacité de charge cumulée maximale de 22 861 kg (50 400 lb).

→ **Le AFT** : (voir la figure p25)

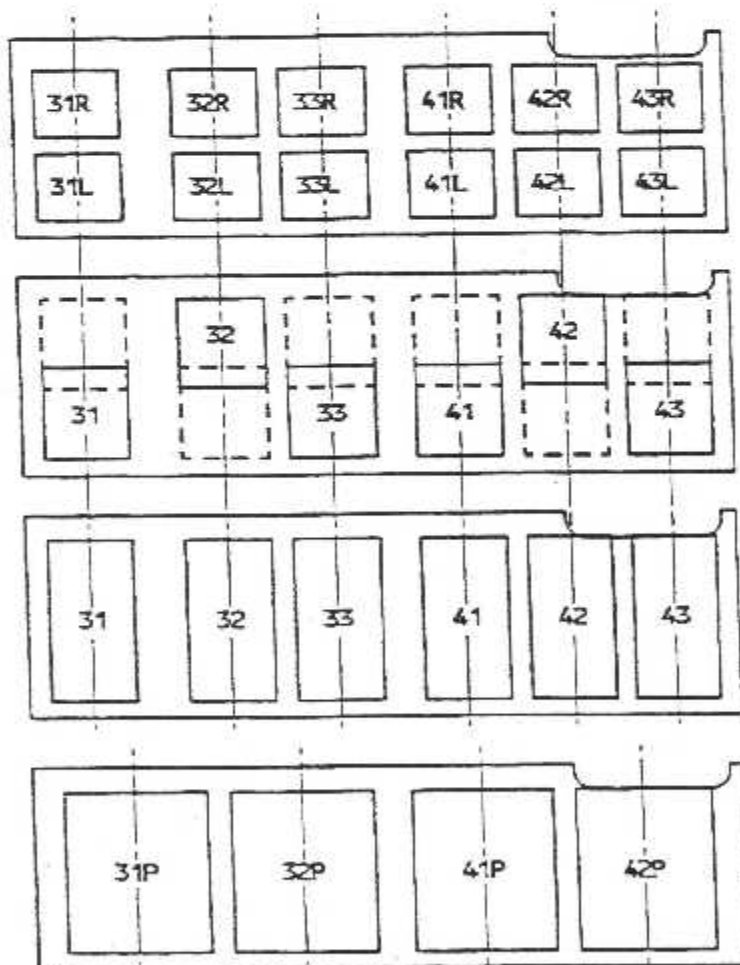
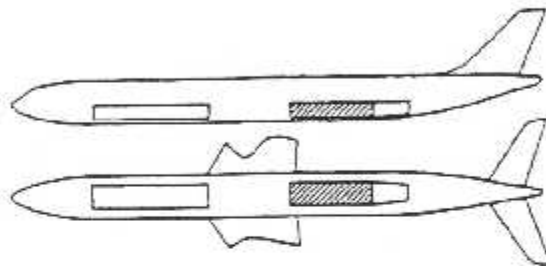
Les compartiments 3 et 4 ont une capacité de charge cumulée maximale de 18 507 kg (40 800 lb).

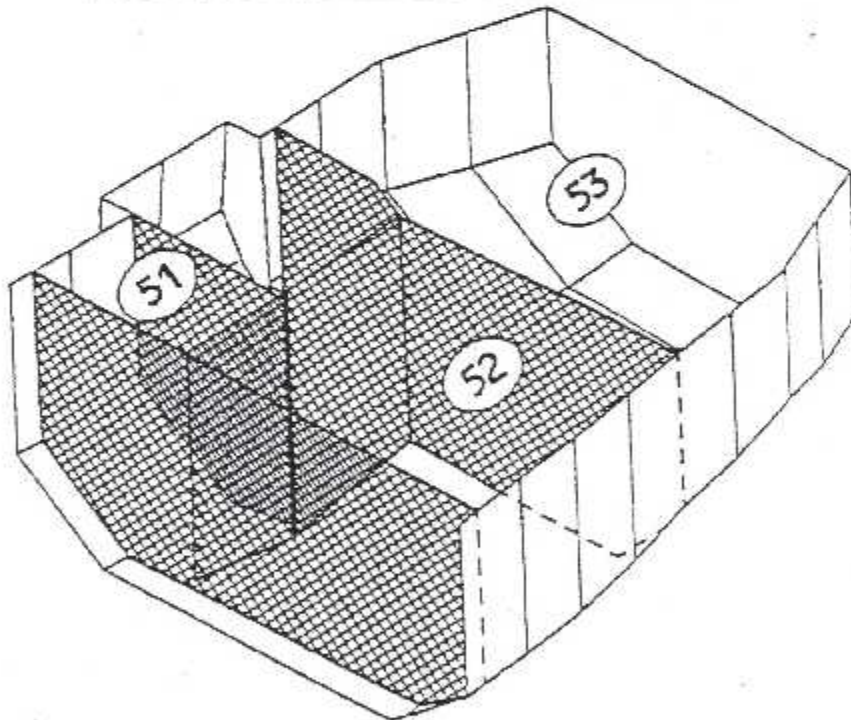
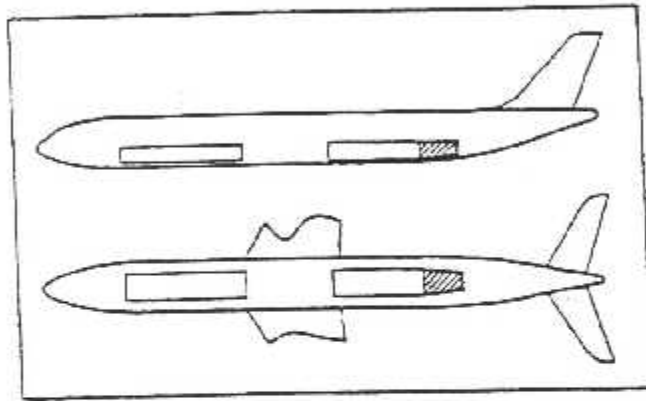
→ **Le BULK** : (voir la figure p26)

Le compartiment 5 a une capacité de charge cumulée maximale est de 3 468 kg (7 645 lb), le compartiment 5 est séparé du compartiment 4 par un filet amovible.



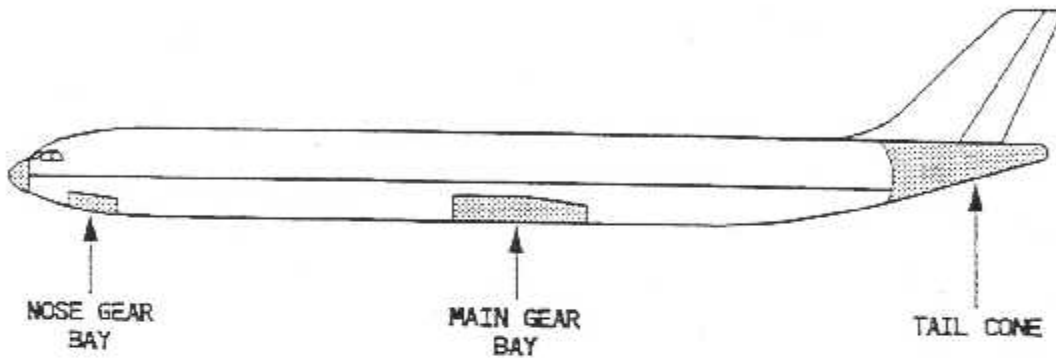
IGJUZ





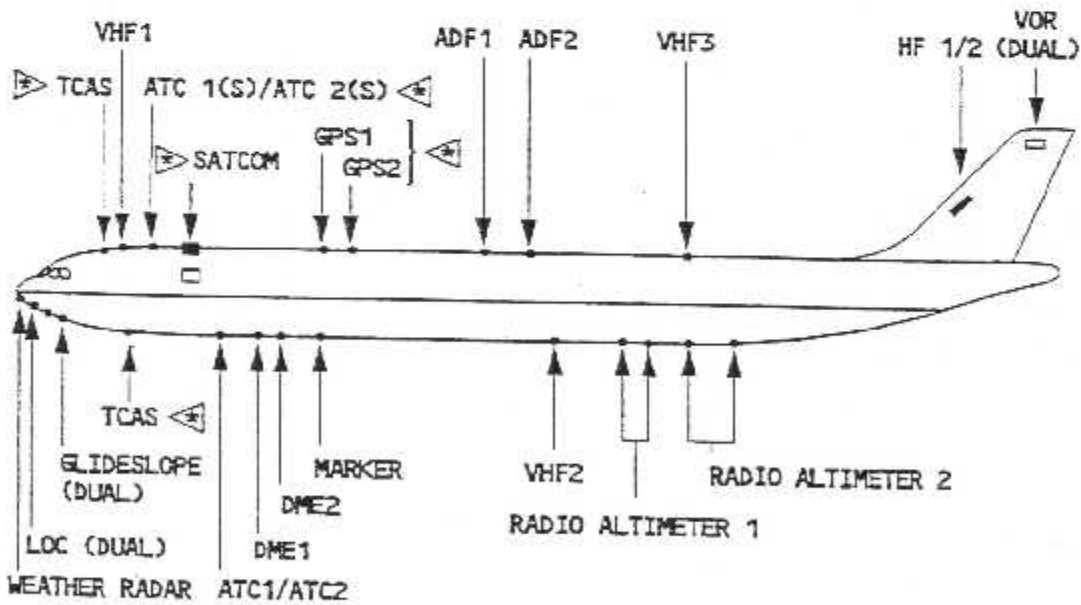
II.2.6 Les arrangements de l'A340-300 :

PRESSURIZED COMPARTMENTS

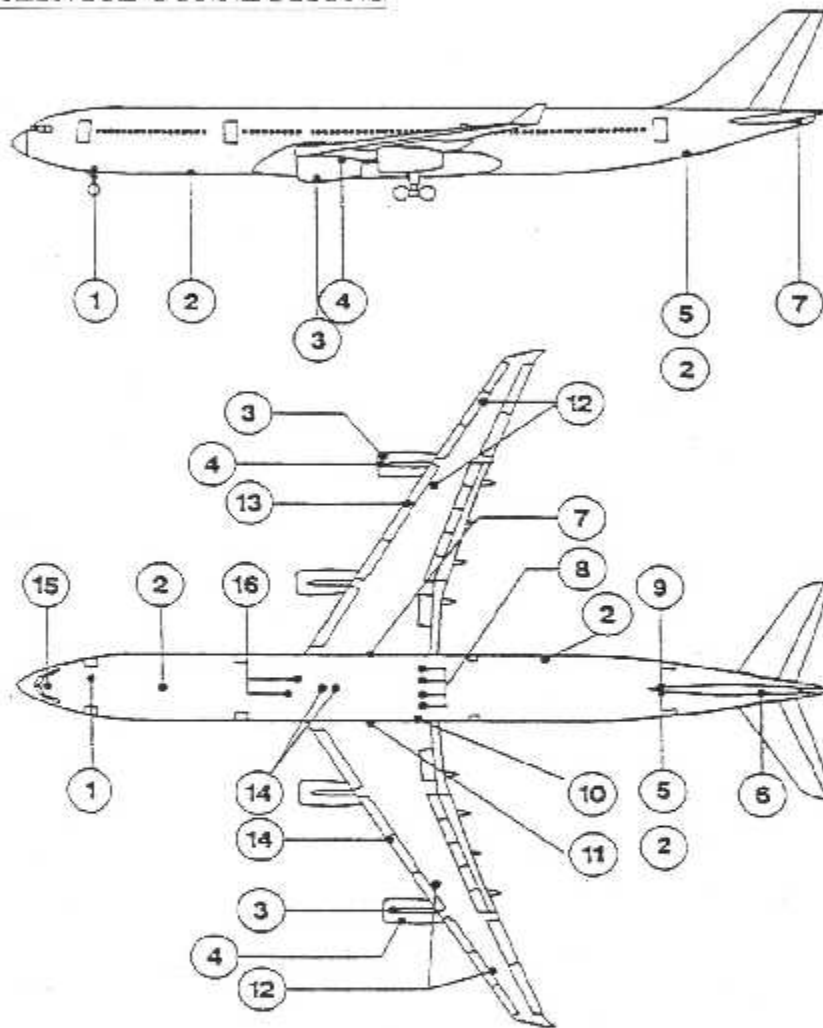


 UNPRESSURIZED AREAS

ANTENNAS LOCATION



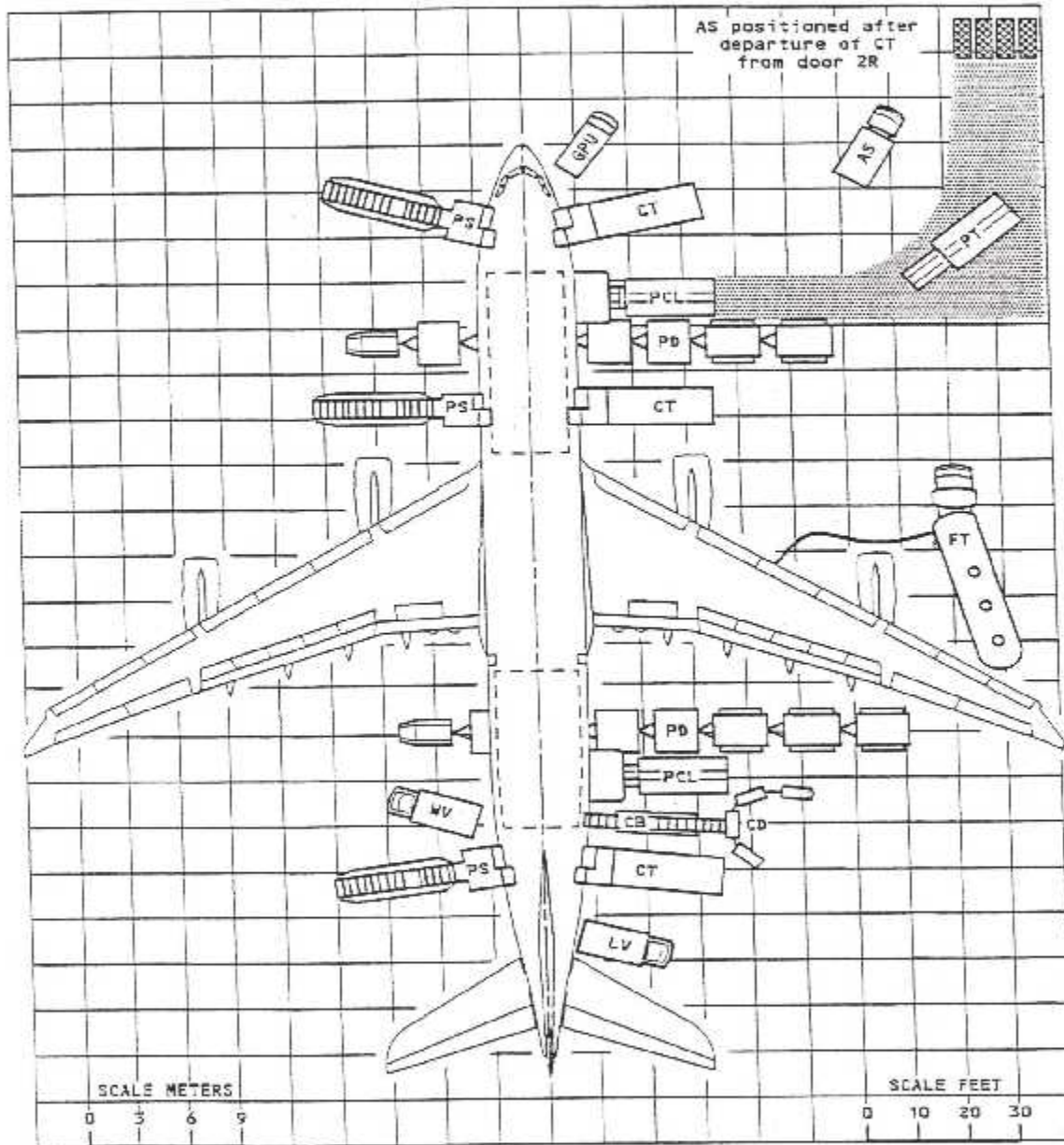
GROUND SERVICE CONNECTIONS



- ① Electrical ground power
- ② Remote water drain
- ③ IDG oil filling

A340

AIRPLANE CHARACTERISTICS



5-1 AIRPLANE SERVICING ARRANGEMENTS
5-1-2 LOADING (OPEN APRON)
Model 200

II.3 Variation de la charge offerte en fonction de la distance :



-A340-300 CHARGE OFFERTE/DISTANCE-

D'après le graphe la charge offerte maximale pour 295 pax + 19,3 t(cargo) est de :

$$C/O_{MAX} = 48.8 \text{ t} \sim 49 \text{ t}$$

Et pour le plein passagers sur la distance 7 300 NM est de :

$$C/O = 29,5 \text{ t} \sim 30 \text{ t}$$

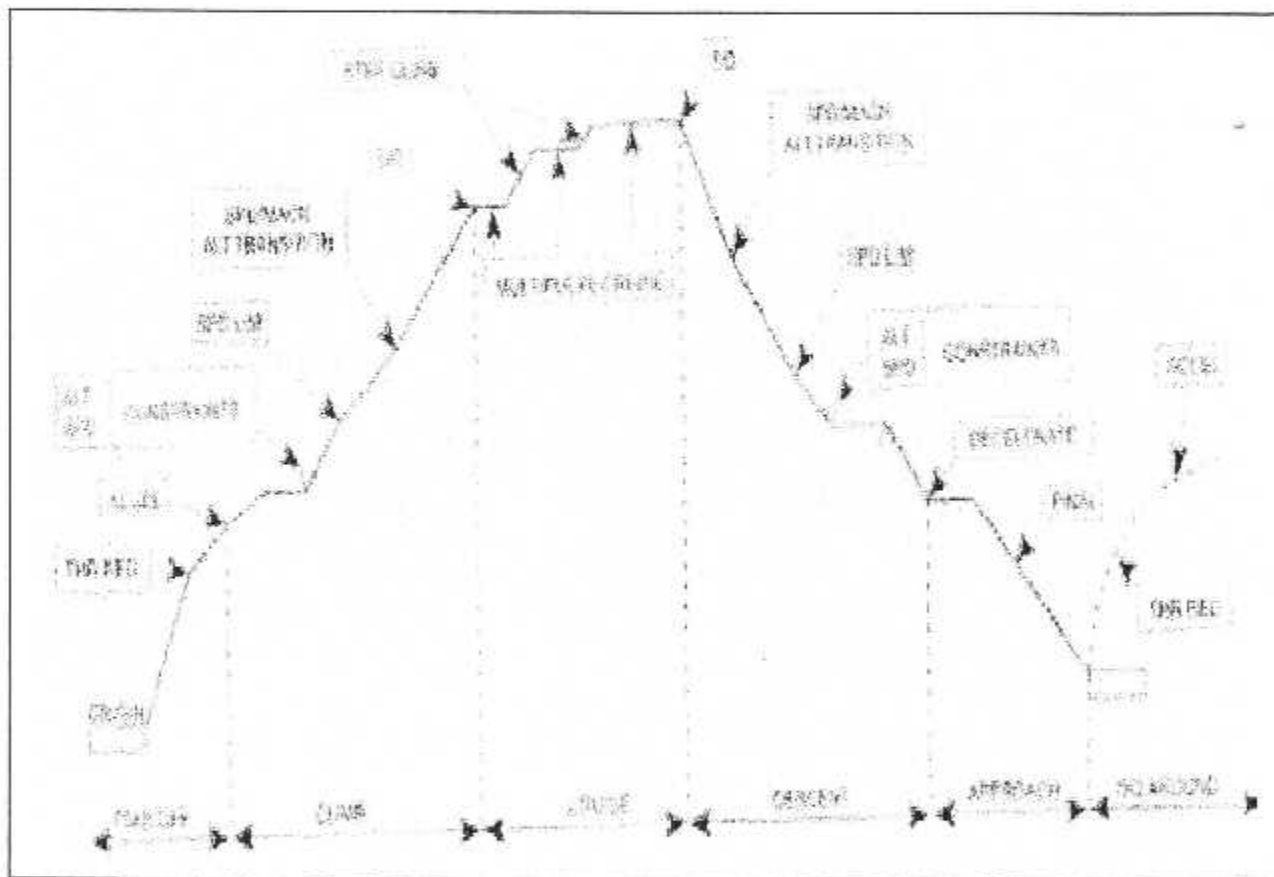
CHAPITRE III

LES PERFORMANCES DE L'A340-300

III. PERFORMANCES de l'A340-300

Le but de ce chapitre est d'optimiser un vol avec une perfection du moteur et de la structure afin de minimiser la consommation du carburant (voler plus vite haut consomme moins).

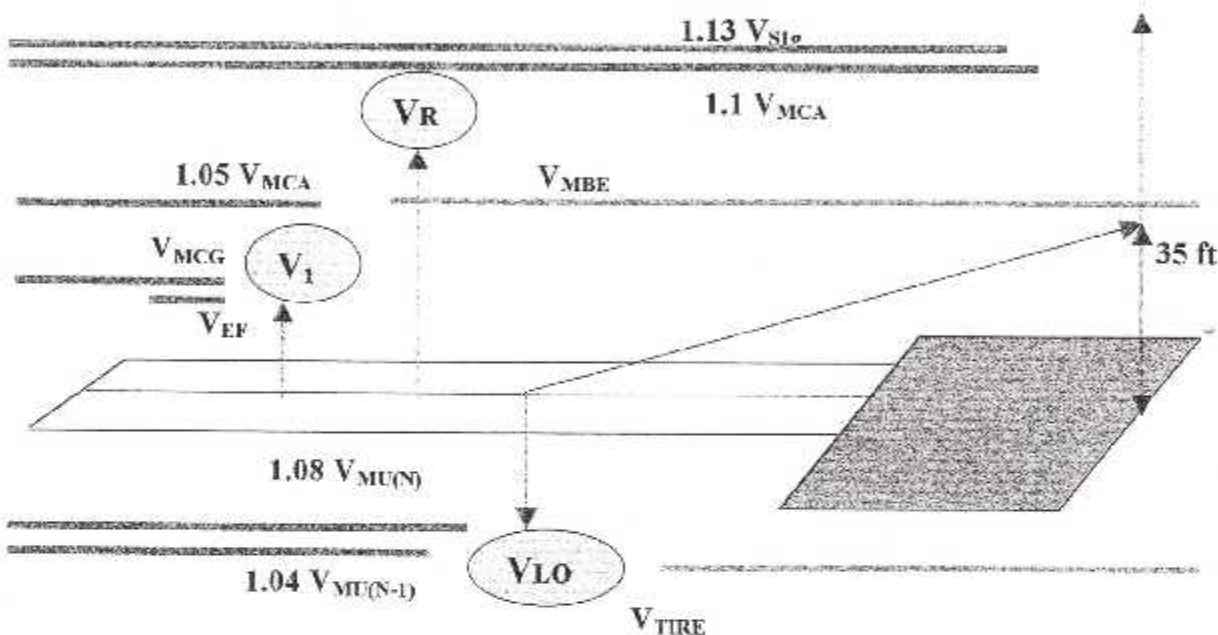
III.1 Profile de mission:



- profile verticale-

III.2 Les exigences de performances de décollage:

III.2.1 Vitesses associées au décollage :



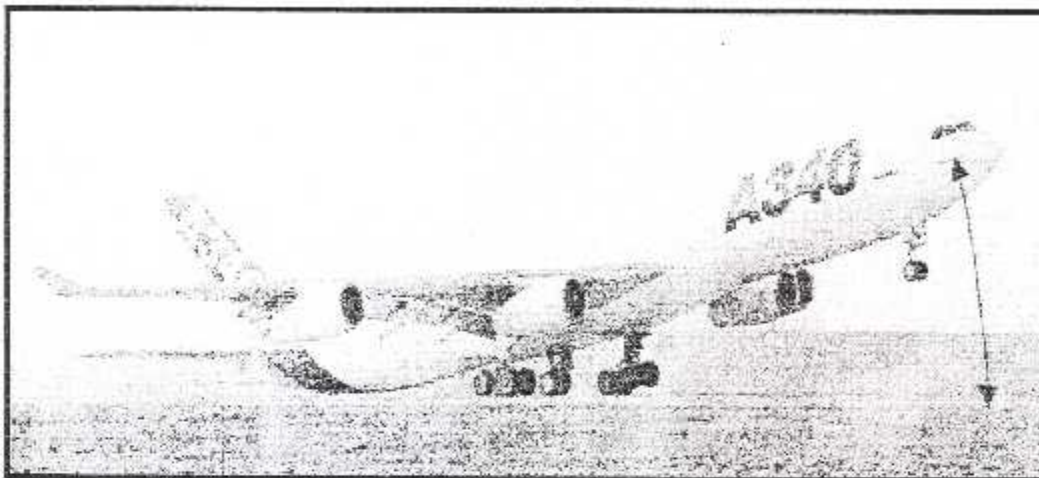
- vitesses de décollage -

a) Vitesse V_1 :

C'est la vitesse de décision en cas de panne moteur survenant au cours de décollage.

- Si la panne d'un moteur est reconnue avant V_1 : le décollage doit être interrompu.
- Si la panne d'un moteur est reconnue après V_1 : le décollage doit être poursuivie.

$$V_{MCG} \leq V_{EF} \leq V_1$$



- vitesse d'essai V_{mur} -

d) Vitesse de sécurité V_2 :

C'est la vitesse à laquelle le décollage est assuré. Elle doit être atteinte au plus tard au passage des 35 ft, et maintenue au moins jusqu'à 400 ft pour le respect des performances.

$$\begin{aligned} V_2 &\geq 1.1 V_{MCA} \\ V_2 &\geq 1.13 V_{sig} \end{aligned}$$

V_{sig} : vitesse de décrochage

e) Vitesse maximum d'énergie freins V_{MBE} :

En cas d'arrêt au décollage, les freins ayant une capacité maximale d'absorption, il faudra limiter la vitesse à laquelle sera entreprise une manœuvre d'arrêt (l'énergie cinétique accumulée lors de la manœuvre de décollage se transforme en énergie calorifique sur le système de freinage).

$$V_1 \leq V_{MBE}$$

f) Vitesse V_{TIRE} (V_{PNEUS}) :

Les pneus sont garantis jusqu'à une certaine vitesse de roulement, l'avion doit quitter le sol avant cette vitesse limite.

$$V_{LOF} \leq V_{PNEUS}$$

III.2.2 Performances de décollage : (annexe C)

la détermination des vitesses de décollage est relevée à partir de FCOM, présentés sous forme des tableaux (tableau de marche) d'une façon rapide, avec toute la gamme de masses et toutes les configurations. (voir l'application p36)

→ Codes de limitation :

CODES	NATURE
1	1 st segment
2	2 st segment
3	piste
4	obstacle
5	vitesse pneus (V_{TIRE})
6	énergie freins (V_{MBE})
7	masse structural
8	VMU

→ Corrections pour le vent et l'inclinaison de piste :

RUNWAY LENGTH (M)		2000	2250	2500	2750	3000	3250	3500	3750	4000
Effect of wind	Per kt of head wind add (m)	9	10	11	11.5	12	12.5	13.5	14.5	15
Effect of runway slope	Per percent uphill slope subtract (m)	110	145	180	215	250	285	320	360	395
	Per percent downhill slope subtract (m)	75	90	105	120	130	145	160	175	190

- **Exemple d'application :**

- Données :**
 $Z_p = 1400$ ft
 $T^\circ = 30^\circ\text{C}$
 Longueur de piste : 3750 m
 Vent : 10 kt debout
 pente: 1%
 Configuration décollage : 1+F

→ **Correction sur la longueur piste :** (voir le tableau p35)

- Longueur de piste..... 3750 m
- Correction du vent..... $10 * 14.5 = + 145$ m
- Correction d'inclinaison 360 m

Correction sur la longueur piste 3535 m

→ **Détermination de la TOW et $V_1/V_R/V_2$:** (voir annexe C)

- $Z_p = 1400$ ft, on utilise la table de $Z_p = 2000$ ft.
- $MMD = 251.5$ t
- $V_1 = 139$ kt , $V_R = 145$ kt , $V_2 = 156$ kt

→ **Détermination de la température correspondante a TOW = 220 t pour déduire les vitesses associées au décollage à une longueur de piste corrigé et Z_p donnée :**

Pour une TOW = 220 t et une longueur de piste = 3535 m, on fait une interpolation du température pour $Z_p = 1000$ ft et 2000 ft .

Résultats :

Interpolation :

- A $Z_p = 1000$ ft ($T^\circ = 49^\circ\text{C}$ et $V_1 = 137$ kt , $V_R = 141$ kt , $V_2 = 150$ kt
- $Z_p = 2000$ ft ($T^\circ = 46^\circ\text{C}$ et $V_1 = 136$ kt , $V_R = 140$ kt , $V_2 = 149$ kt

$Z_p = 1400$ ft
 $T^\circ = 48^\circ\text{C}$
 $V_1 = 137$ kt , $V_R = 141$ kt , $V_2 = 150$ kt

III.3 Les exigences de performances d'atterrissage:

III.3.1 Vitesses associées a l'atterrissage :

a) V_{MCL} :

La vitesse minimale qui permet, en cas de panne brutale du moteur critique, de reprendre le contrôle de l'avion et de le maintenir sur une trajectoire rectiligne.

$$V_{LS} = 1.23 V_{S1g}$$

b) La vitesse d'approche finale V_{APP} :

Cette vitesse est sélectionnée durant l'atterrissage, les volets/becs sont en configuration atterrissage, train sorti.

$$V_{APP} = V_{LS} - \text{correction du vent}$$

La correction du vent est limitée au minimum a 5 kt, et au maximum a 15 kt.

c) La vitesse de référence V_{REF} :

Pour Airbus :

$$V_{REF} = V_{LS} \text{ a configuration FULL}$$

III.4 Performances du Montée : (annexe C)

En général, toutes les performances en montée sont fournis sous forme des tableaux appelés « tableaux de marche » dans le FCOM Y figurant, en particulier, tous les régimes de marche.

Exemple d'application :

Données :

Masse au lâcher des freins : 240 t
T° : ISA
Conditionnement d'air : normal
Anti - ice : Off
Centre de gravité : 30%
Vitesse : 250 kt / 290 kt / M.79

Résultats :

Montée au FL350
→ temps : 32 mn
→ distance : 198 NM
→ consommation : 6374 kg
→ TAS : 377 kt

Cette montée est de : 250 kt/ 290 kt/ M.79

III.5 Performance de croisière :

L'utilisation d'un A340-300 a des conditions de telle sorte qu'elles puissent minimiser les coûts directs de l'exploitation (DOC).

Ces coûts sont en fonction de deux paramètres sur lesquels il est possible d'agir au niveau de la conduite de l'avion :

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

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

Dans le FCOM, les tables de croisière (annexe C) sont illustrés avec un nombre de Mach dans les conditions suivantes :

ISA, conditionnement d'air normal et anti-ice Off et on pourra déduire :
 N_1 (%), Mach, IAS, TAS, C (KG/H/ENG), distance (NM/1000KG).

La consommation de carburant dépend de :

- La conduite moteur (C_{sp}) ;
- La masse avion (m) ;
- L'aérodynamique (finesse f) ;
- La vitesse de l'avion (Mach) ;
- L'altitude de vol de l'avion .

III.6 Performances de descente : (annexe C)

Déduiront les paramètres de vol avec l'utilisation des tableaux de marche, ces tableaux nous montre le déroulement de la phase de croisière à la phase de descente avec les performances au dessus :

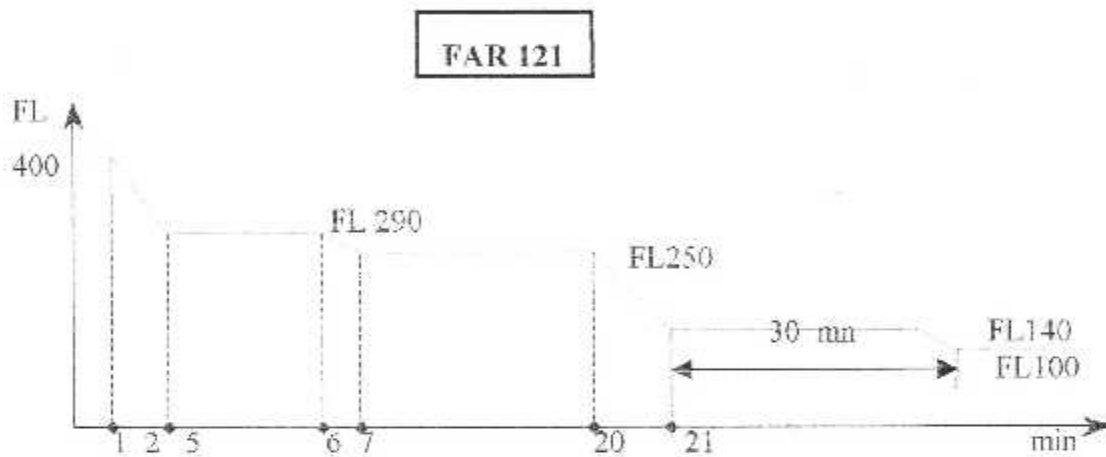
Le passage du croisière au descente a n'importe quelle moment (c.a.d on estime la masse de descente TOD).

Pour :

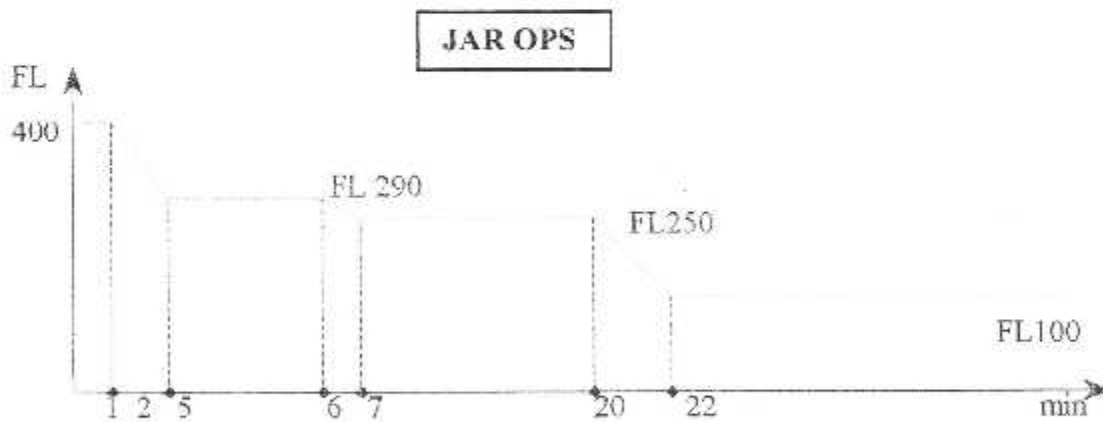
- la croisière : M.80
- La descente : M.81 / 300 kt / 250 kt
- La procédure d'approche IMC : 330 kg (6 min)

III.6.1 Descente de secours :

Ce type de descente est utilisé en cas de dépressurisation :



- *profile de descente de secours* -



- *temps de dépressurisation* -

III.6.2 Descente cabine :

Le calculateur FMGS (Flight Management and Guidance System) programme le temps de descente, ce dernier correspond à un taux de descente cabine limitée à 300 ft / mn jusqu'à l'approche finale.

Si on considère une descente à vitesse fixée, il faudra rétablir progressivement la pression tout en veillant à ne pas dépasser la pression différentielle maximale ΔP_{max} .

III.7 Performance de l'attente : (annexe C)

III.7.1 L'opération d'attente :

Le holding pattern qui peut être dirigé par le FMGS à un point sélectionné pendant le vol. pour ce but, il doit être entré sur le MCDU le plan de vol. tenir les données du modèle peut venir de la base de données de la navigation, ou peut être ne pas comparaître aux dimensions standards (lequel peut être changé), quand aucun modèle n'est disponible. dans ce cas, les données sont effectuer par défaut.

L'attente est effectuer généralement à un niveau de vol FL15 et une durée du 30 mn ou bien 45 mn (Air France).

CHAPITRE II

LES LIMITATIONS DE L'A340-300

IV. LIMITATIONS DE L'A340-300

Les limites d'utilisation c'est une traduction et une adaptation à l'exploitation des règlements de navigabilité et d'exploitation qui ont pour but d'assurer la sécurité des vols.

REGLEMENTS	OACI	EUROPE (JAA)	USA (FAA)
NAVIGABILITE	Annexe 8 Convention de Chicago	JAR 25	FAR part 25
EXPLOITATION	Annexe 6 Convention de Chicago	JAR-OPS1	FAR part 121

IV.1 Masses maximums opérationnels :

CARACTERISTIQUES	A340-300
MTOW	275 000 kg
MLW	190 000 kg
MZFW	178 000 kg
MMSS (taxi)	275 900 kg
Max fuel capacity	147.840 litres
Masse de base	150 000 kg

IV.2 Limites opérationnelles :

IV.2.1 Limite de température décollage/ atterrissage/ route :

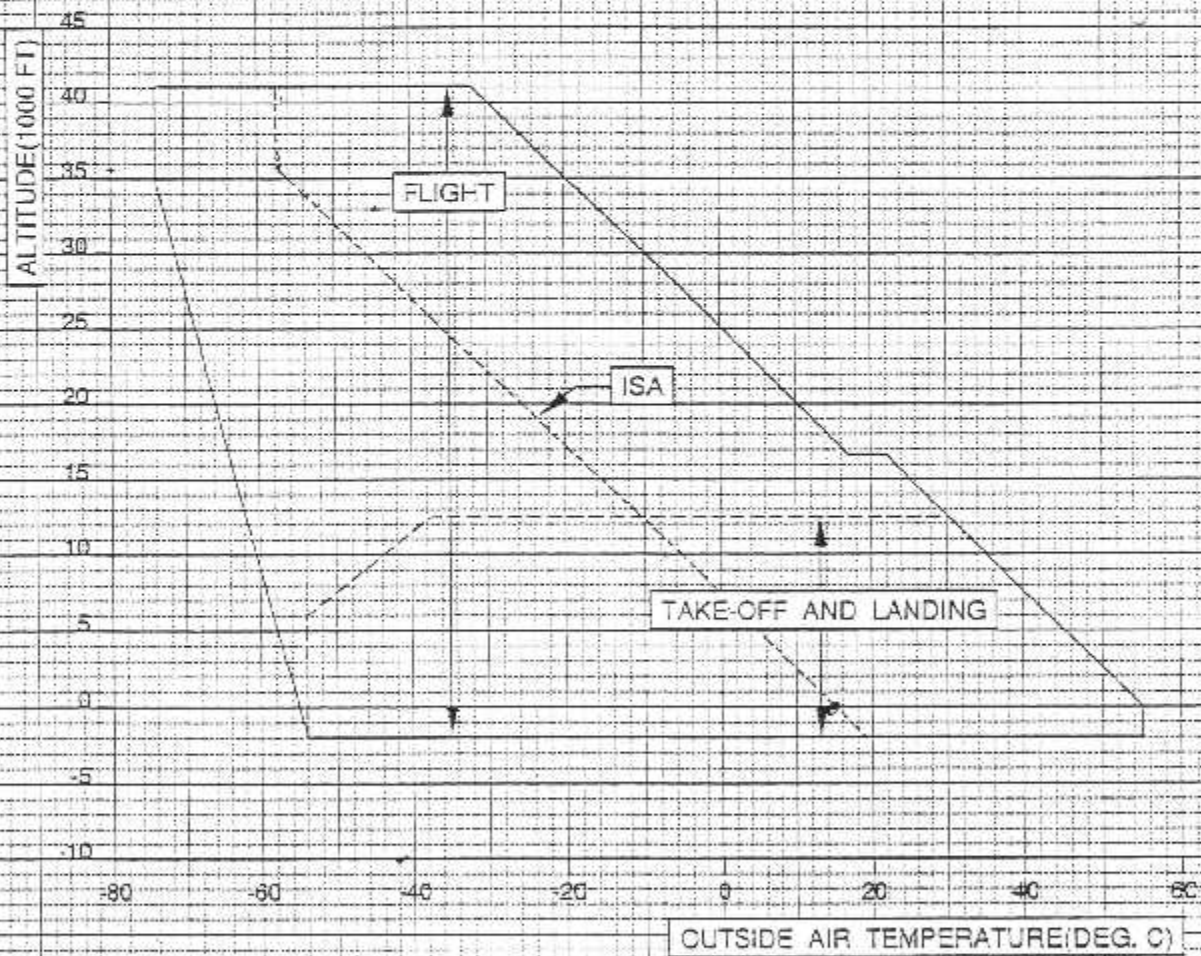
le constructeur a donné de telle limite (température, altitude pression) pour lesquelles les performances de l'avion ont été vérifiées et certifiées, et cela pour encadrer le domaine courant d'utilisation.

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

La figure p44 montre les limites d'utilisation de l'A340-300 publié dans le FCOM.

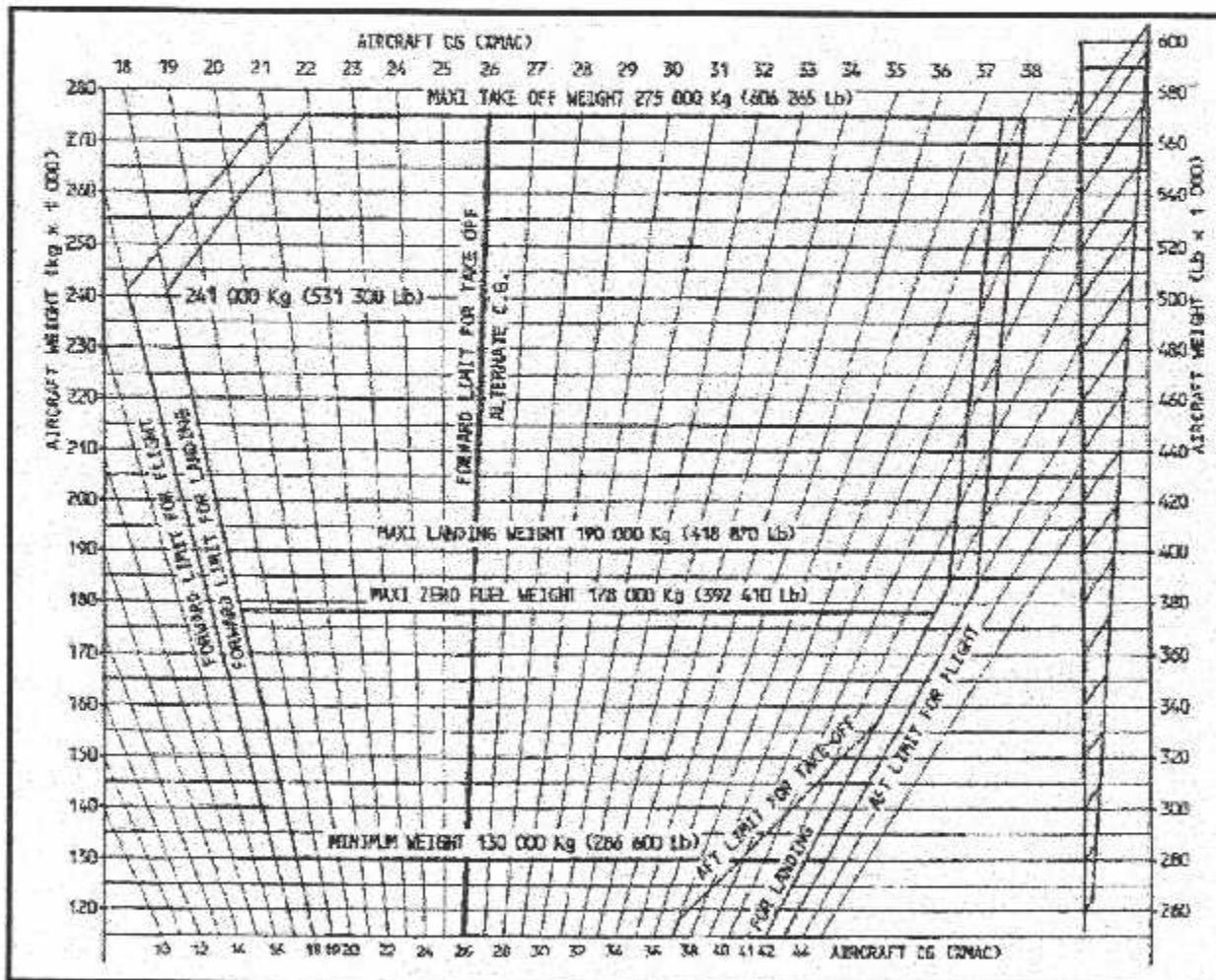
IV.2.2 Infrastructure :

- Pente piste :± 2% ;
- Altitude de l'aérodrome : 12 500 ft ;
- Vent de décollage et atterrissage :
 - Le vent de travers max21 kt à 33 kt ;
 - Le vent arrière max10 kt ;



IV.3 Limitation centre de gravite:

La zone non tramee de l'abaque de centrage correspond à la zone de centrage autorisé au décollage. Cette plage est plus réduite que celle donnée par le constructeur. Des marges ont été prises pour tenir compte des répartitions éventuellement non uniformes des passagers ou de PNC en vol et de la densité du carburant.



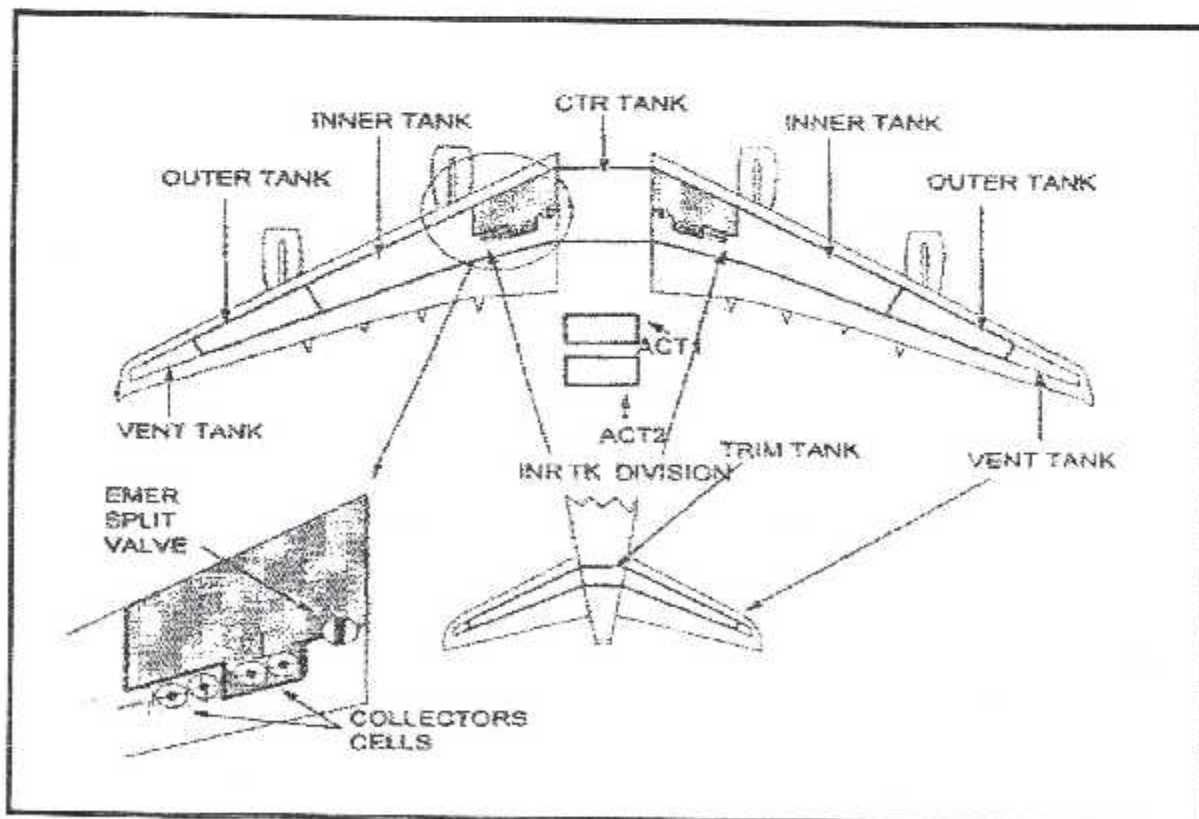
- limites centre de gravite-

IV.4 Limitation de carburant :

L'A340-300 peut embarquer plus de 108 t de carburant ce qui lui rend un véritable long courrier.

Ce carburant peut être embarquer dans trois réservoirs montrer dans le tableau suivant :

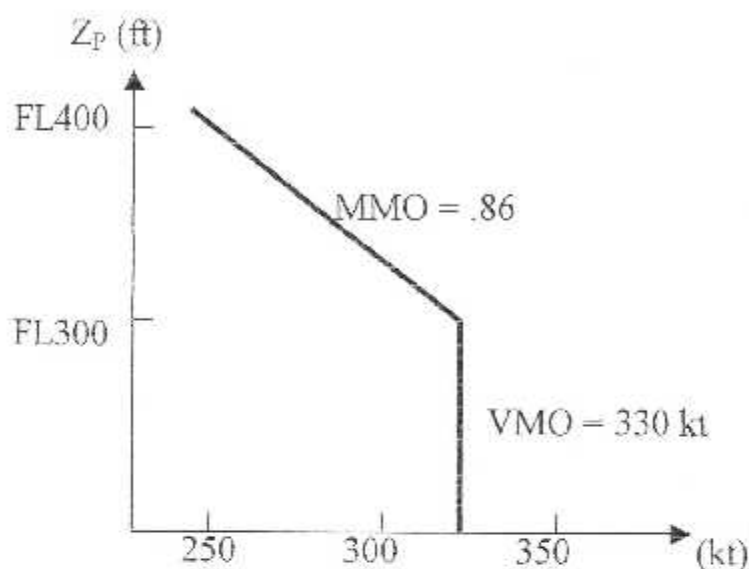
CARBURANT UTILISE						
		Outer tanks	Inner tanks	Center tank	Trim tank	Total
Volume	litres	3650*2	42775*2	41560	6230	140640
	KG	2865*2	33578*2	32625	4890	110339
Masses	LB	6315*2	74033*2	71923	10782	243401



-les trois réservoirs-

IV.5 Limitations des vitesses :

IV.5.1 Vitesses opérationnels maximums :



IV.5.2 Vitesses du train sorties :

- VLE250 kt/.55;
- VLO250 kt/.55;
- VLE/VLO200 kt ;

IV.5.3 Vitesse max pneus :

- Vitesse sol119.5 kt

IV.5.4 Vitesses max du volets/beccs :

POSITION	BECCS	VOLETS	VITESSE MAX	PHASE DU VOL	AILERONS
1	20	0	240	Attente	0
		17	215	Décollage	10
2	24	17	205	Approche	10
	24	22	196	Dec/app	10
3	24	26	186	Dec/app/att	10
FULL	24	32	180	Atterrissage	10

IV.5.5 Vitesse minimal du contrôle :

VMCL = 125 kt (IAS) ;

ALTITUDE	VMCA (KT CAS)	VMCG (KT IAS)		
		CONF 1 + F	CONF 2	CONF 3
0	124	126.5	126.5	127
2000	121	123.5	123.5	124
4000	118	120	120	121
6000	115	117	117	118
8000	111.5	114	114	114.5

IV.5.6 V_{LOF} :

	JAR	FAR
Limitation géométrique	$V_{LOF} \geq 1.04 V_{MU(N-1)}$ $V_{LOF} \geq 1.08 V_{MU(N)}$	$V_{LOF} \geq 1.05 V_{MU(N-1)}$ $V_{LOF} \geq 1.08 V_{MU(N)}$
Limitation aérodynamique	$V_{LOF} \geq 1.05 V_{MU(N-1)}$ $V_{LOF} \geq 1.10 V_{MU(N)}$	

IV.6 Limitation résistance piste :

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

Cet accroissement de la capacité va de paire avec une augmentation du poids des avions donc des charges sur les chaussées et c'est le cas de notre appareil une MTOW = 275 t.

Pour résoudre ce problème , il existe deux systèmes d'expression de la résistance de piste sont utilisés :

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

IV.6.1 Le système S/L, T/L, TT/L :

C'est en fonction de la configuration du train d'atterrissage principal que la résistance de piste est exprimée.

S/L : pour un train principal équipé d'une roue ;

T/L : pour un train principal équipé de deux roues ;

TT/L : pour un train principal équipé de quatre roues ;

La charge maximale admissible sur une jambe de train principale est exprimée en millier de livres, par un nombre qui suit la configuration précédente.

Exemple : T/L 80 (la charge maximale admissible sur une jambe de train principale est de 80 000 Lbs).

IV.6.2 Le système ACN/PCN : (voir l'application)

Ce système est un système international normalisé de communication de renseignement permettant de déterminer l'admissibilité d'un avion sur un aéroport, en fonction de la résistance des chaussées de la plate-forme concernée.

Cette méthode élaborée par l'OACI est applicable depuis 1983 par l'ensemble des états membres pour la gestion de leurs aéroports.

Le PCN d'une chaussée indique qu'un avion dont :

$$\text{ACN}_{\text{avion}} \leq \text{PCN}_{\text{piste}}$$

Peut utiliser cette chaussée.

Ainsi un avion peut utiliser sans restriction une chaussée si deux conditions sont simultanément vérifiées, à savoir que :

→ L'ACN de l'avion déterminé par le type de chaussée (souple ou rigide) et la catégorie de son sol support soit inférieure ou égale au PCN de cette chaussée ;

→ La pression des pneumatiques de l'avion n'excède pas la pression maximale admissible publiée pour la chaussée.

a) **Le PCN** : (voir annexe A)

C'est le nombre exprimant la portance d'une chaussée donnée (d'après les spécifications de l'annexe 14 de l'OACI).

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

b) **L'ACN** : (voir abréviation)

Le nombre exprimant l'effet d'un avion de type donné sur une chaussée de type également donnée.

Cet ACN est publié dans le FCOM d'après le tableau suivant :

AIRCRAFT TYPE	MTOW (T) EW (T)	FLEXIBLE				RIGIDE			
		A	B	C	D	A	B	C	D
A340-300	275	57	61	71	97	47	55	65	77
	150	32	34	38	49	30	31	35	41

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

➤ **Cas de dépassement du PCN : (ACN > PCN)**

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

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

- **Modèle d'application :**

Soit à calculer la limitation « résistance de piste » à Constantine (Mohamed Boudiaf DABC) sur le RWY 16 (3000*45) pour un A340-300 de $MTOW = 275$ t

PCN 93 F/D/W/T

Le numéro de classification de la chaussée est de 93, sa nature est souple, la catégorie de résistance du sol est très faible, la pression des pneumatiques non limitée et l'évaluation a été faite selon une technique.

- Pour une masse de 275 t l'ACN est égale à 97 (voir le tableau) ;
- Pour une masse de 150 t l'ACN est égale à 49 ;

Nous constatons que l'aéronef n'est pas autorisé à décoller à une masse de 275 t car à cette masse $ACN > PCN$, il nous faut donc diminuer la masse d'avion pour que l'ACN soit égale au PCN.

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

- Pour une variation de masse avion $\Rightarrow \Delta M = 275 - 150 = 125$ t ;
- Pour une variation d'ACN $\Rightarrow \Delta ACN = 97 - 49 = 48$;

La masse limitative sera celle pour laquelle l'avion a un ACN de 93, une diminution de 4 points d'ACN/ MTOW.

La masse à déduire de la masse maximale pour avoir un ACN de 93 (ACN = PCN) :

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

$$4 \Rightarrow \text{Abattement}$$

$$\text{Abattement} = \Delta M * 4 / \Delta \text{ACN}$$

$$\text{Abattement} = 125 * 4 / 48$$

$$\text{Abattement} = 10,41 \sim 10$$

$$\text{limitation MTOW} = 275 - 10 = 265 \text{ t}$$

donc avec cette masse l'A340-300 peut passé (avec une réglementation approuvée) sur le RWY 16 du l'aérodrome du Constantine.

IV.7 Limitation 2^{ème} segment:

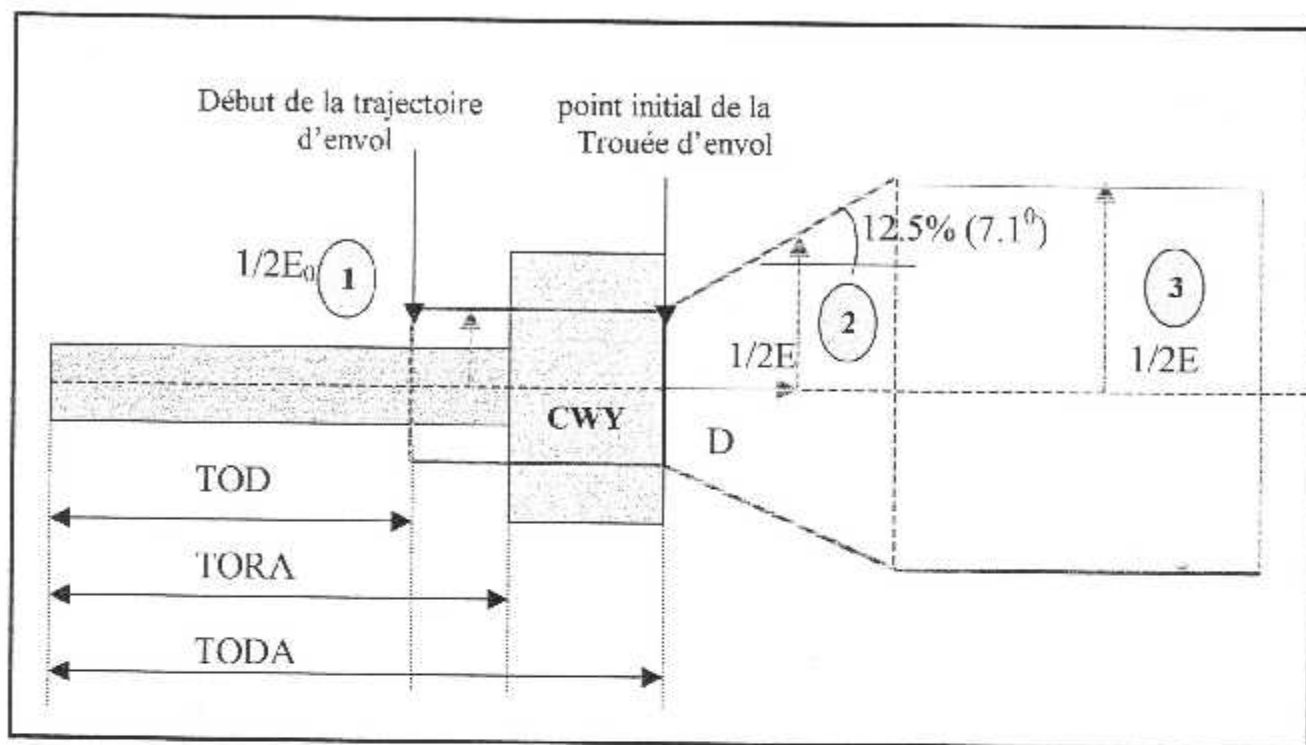
La trajectoire de décollage est en général tracée par la méthode des segments, chaque segment correspond à un changement de configuration figurer dans le tableau suivant :

	1 ^{ER} SEGMENT	2 ^{EME} SEGMENT	3 ^{EME} SEGMENT	SEGMENT FINAL
Pente minimale	0.5 %	3 %	-	1.7 %
Volets/becs	décollage	décollage	Phase d'accélération	rentrée
poussée	Maxi- décoll	Maxi-décoll		Maxi-continu
train	Sorti	Rentre		Rentré
vitesse	$V_{LOF} \leq$	V_2		$V_{OM} \geq 1.25 V_S$

N.B : Limitation 2^{ème} segment et final sont des limitations performances.

IV.7.1 Trouée d'envol :

Les obstacles à prendre en compte lors de la phase de décollage sont ceux situés dans la trouée d'envol.



- Trouée d'envol (écart entre trajectoire et la piste $\leq 15^\circ$)-

- ① : $1/2E_0 = 90 \text{ m}$;
- ② : $1/2E = 1/2E_0 + 0.125.D$;
- ③ : $1/2E = 300\text{m en VMC, } 600 \text{ m en IMC}$;

Le point initial de la trouée d'envol est :

- L'extrémité de la longueur de décollage utilisable (à l'extrémité du prolongement dégagé s'il existe).

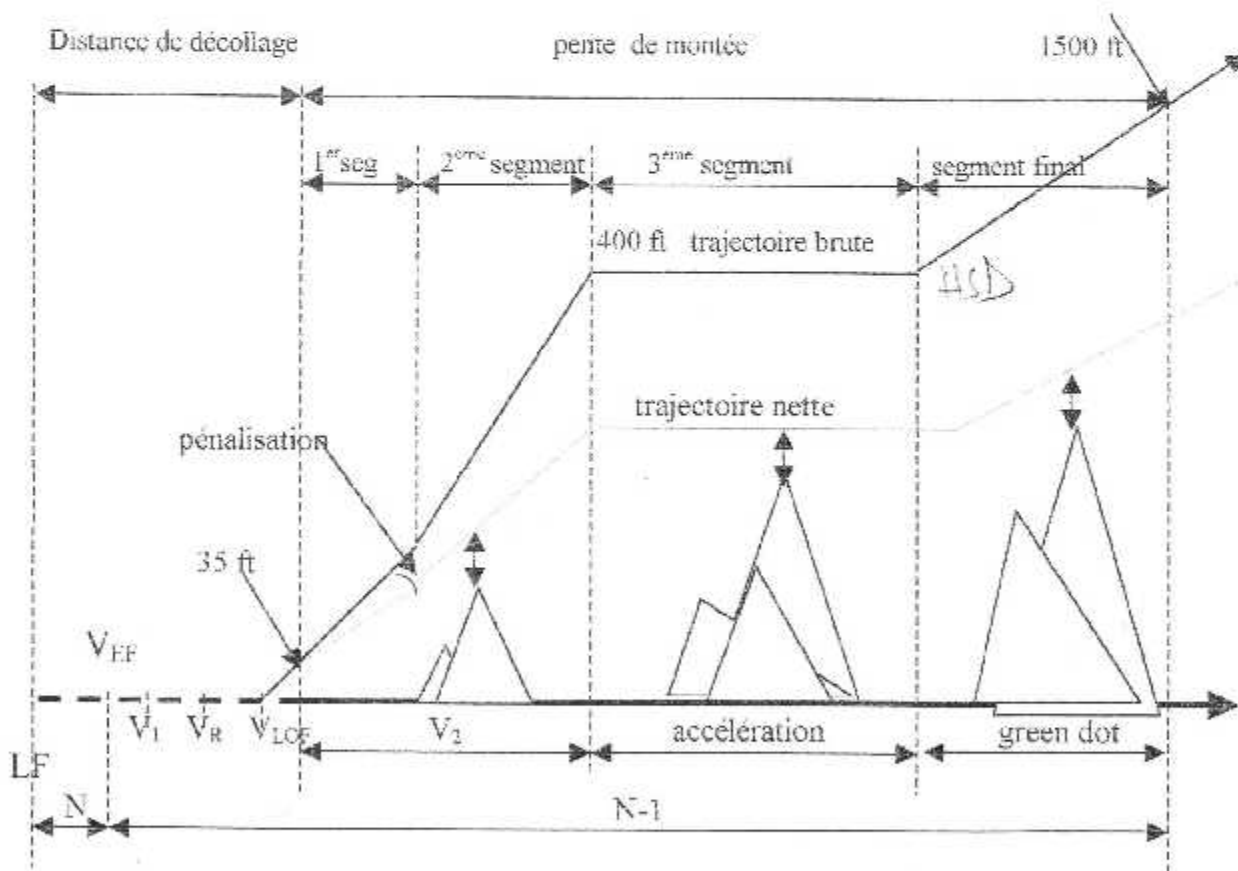
la trajectoire passe par ce point

IV.8 Limitations obstacles :

Il faut déterminer la masse maximale au lâcher des freins telle que la trajectoire nette d'envol efface l'obstacle le plus pénalisant avec une marge de 35 ft ou 50 ft en virage.

Trajectoire nette = trajectoire brute - pénalisation

PENALISATION EN PENTE	
Quadriréacteurs	1.0 %

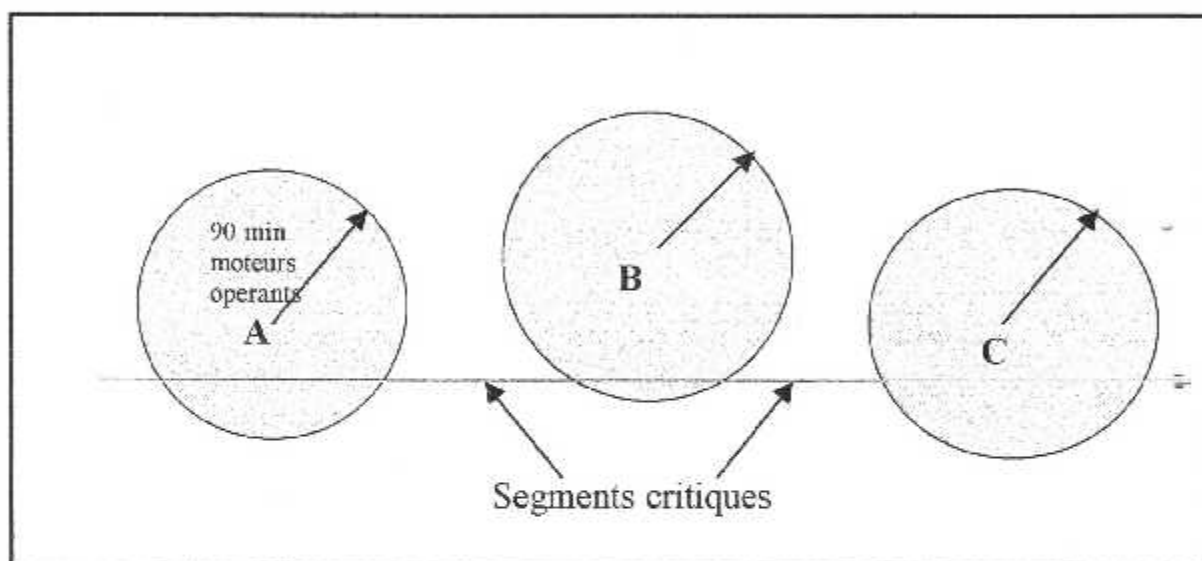


- Trajectoire nette -

IV.9 Limitation d'en route :

➤ Règle de 90 minutes :

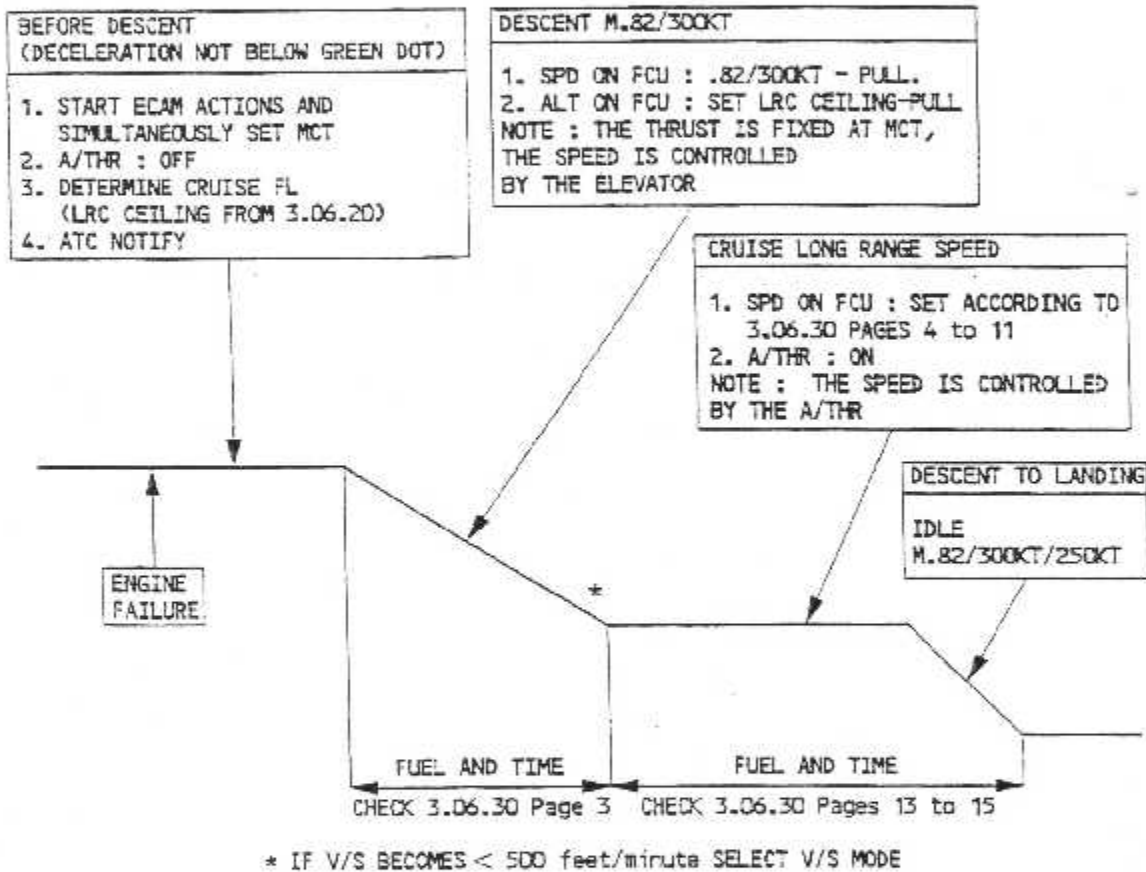
Si on a une panne de deux moteurs, le vol sera plus de 90 mn sans autorisation ETOPS, (en cas d'une panne moteurs il faut diminuer l'altitude pour trouver le vol en palier).



- Règle de 90 minutes -

➤ Cas d'un moteur inopérant : (stratégie standard)

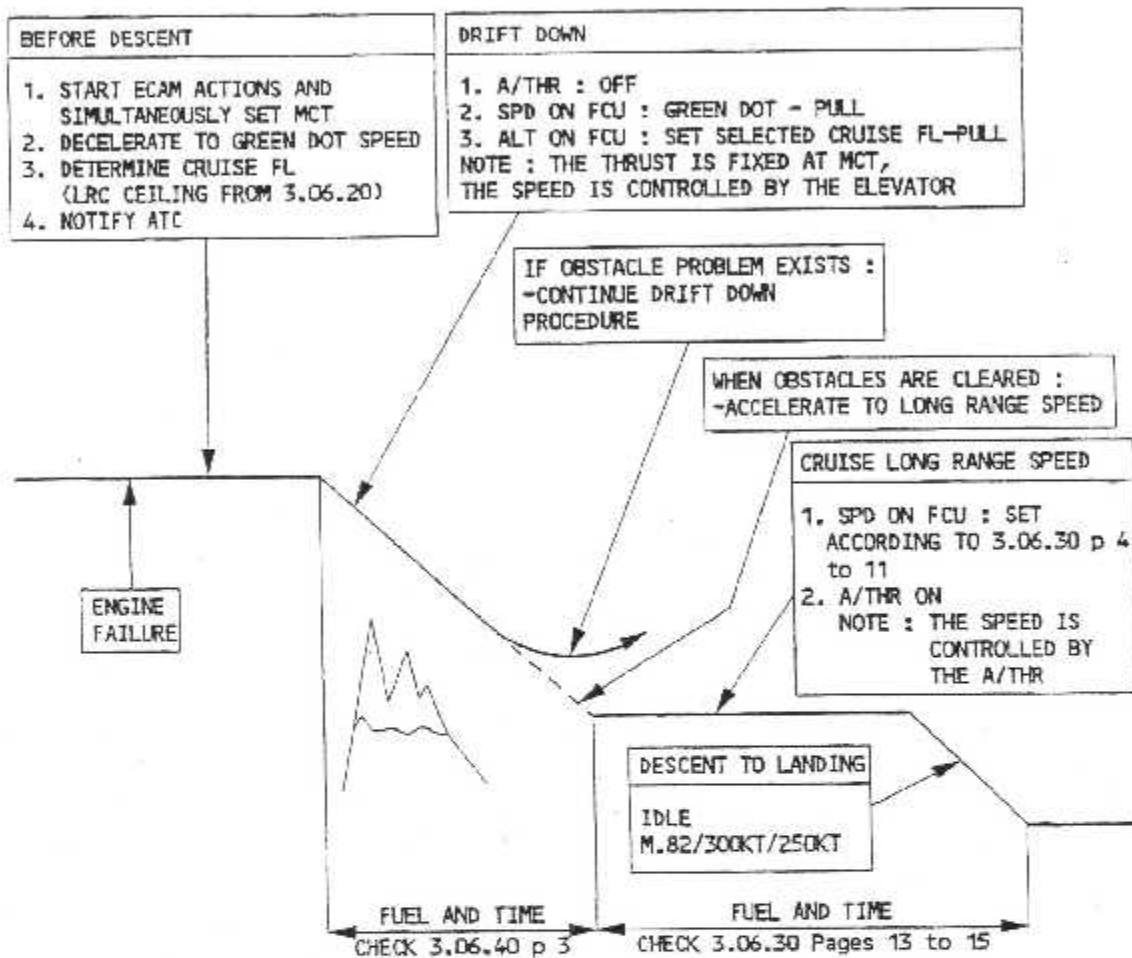
A moins qu'une procédure spécifique ait été établie avant le dispatche (obstacles, régions montagneuses), la procédure recommandée est comme suit :



La détermination de la consommation de carburant et du temps de vol est dans le chapitre V (la partie B) et les références sont dans l'annexe B.

➤ Cas d'un moteur inopérant : (stratégie de l'obstacle)

Voir (annexe B) pour déduire la consommation carburant et le temps.



Pour maintenir le plus haut niveau possible, la procédure du mouvement en bas doit être adopté.

Cela exige une poussée continue maximale sur les moteurs restant à la vitesse du green dot.

Note : dû au fait que la longue vitesse de la gamme est plus haute que la vitesse du point vert, la croisière sera rendue à une altitude inférieure que le mouvement en bas plafond.

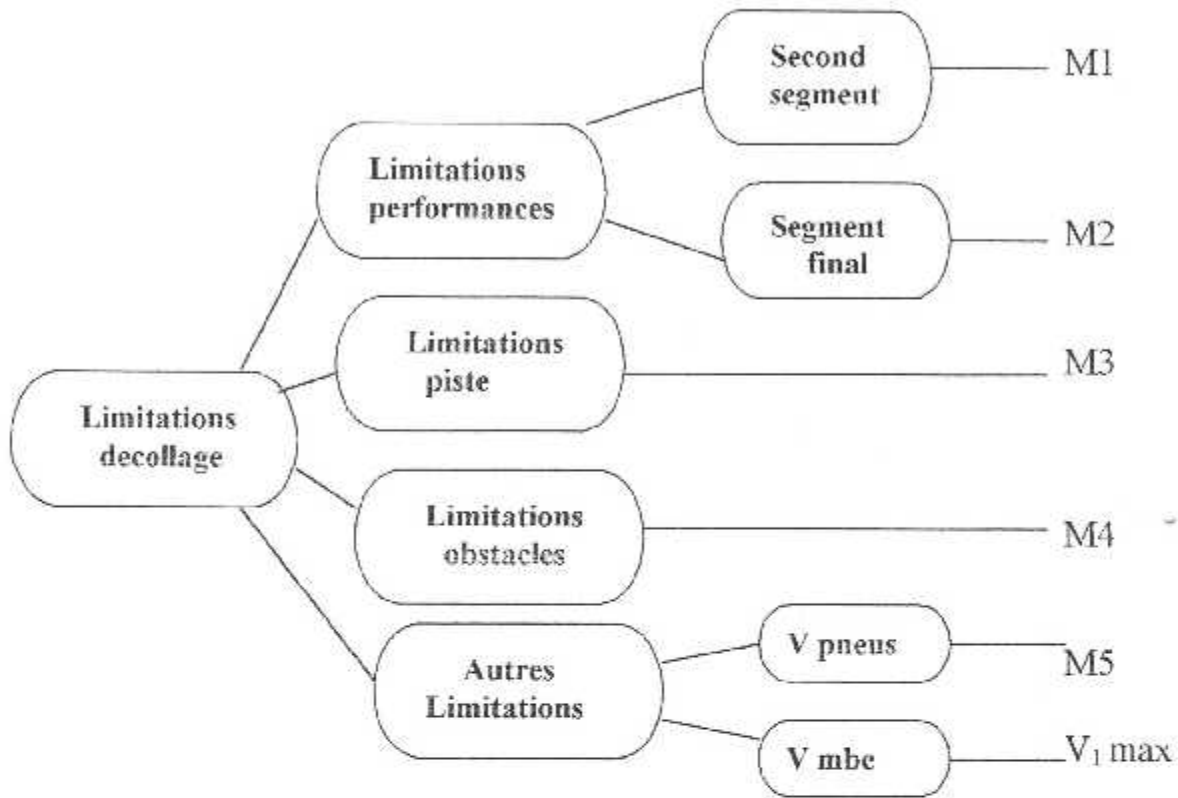
IV.10 Tableau de limitation au décollage :

A340-313 - JAA		CFM56-5CX engines		TOULOUSE-BLAGNAC				15R		10.0.1 11-APR-96 AA313A02 V 9	
QNH 1013.25 HPA				Elevation 499 FT TORA 3500 M Taxi ramp 14 C TORA 3500 M Dry slope 0.10% ASDA 3560 M				4 obstacles		DRY	
Air cond. AC OFF				FOR TRAINING ONLY						NO DERATE	
Anti-icing AI OFF											
All reversers inoperative											
OAT	CONF 1+F				CONF 2						
	TAIL WIND -10 KT	WIND 0 KT	HEADWIND 10 KT	HEADWIND 20 KT	TAIL WIND -10 KT	WIND 0 KT	HEADWIND 10 KT	HEADWIND 20 KT			
4	271.8 3/6 140/51/64	285.0 3/7 142/60/68	285.0 7/9 135/60/68	285.0 7/9 135/60/68	276.9 3/6 139/53/61	285.0 7/9 132/56/64	285.0 7/9 131/56/64	285.0 7/9 132/56/64			
8	270.2 3/6 139/51/64	285.0 3/7 145/60/68	285.0 3/7 136/60/68	285.0 7/9 135/60/68	275.2 3/6 139/52/61	285.0 3/7 133/56/64	285.0 7/9 132/56/64	285.0 7/9 132/56/64			
4	268.8 3/6 139/54/63	285.0 3/7 148/60/68	285.0 3/7 139/60/68	285.0 7/9 135/60/68	273.5 3/6 138/52/60	285.0 3/7 136/56/64	285.0 7/9 132/56/64	285.0 7/9 132/56/64			
8	266.9 3/6 138/54/63	284.0 3/6 148/60/68	285.0 3/7 142/60/68	285.0 7/9 136/60/68	272.0 3/6 137/51/60	285.0 3/7 138/56/64	285.0 7/9 132/56/64	285.0 7/9 132/56/64			
12	265.2 3/6 137/53/62	282.1 3/6 147/59/67	285.0 3/7 145/61/68	285.0 3/7 136/61/68	270.4 3/6 137/51/59	285.0 3/7 141/56/64	285.0 3/7 132/56/64	285.0 7/9 132/56/64			
16	263.7 3/6 137/52/62	280.4 3/6 147/59/67	285.0 3/7 148/61/68	285.0 3/7 139/61/68	268.7 3/6 136/50/59	285.0 3/7 144/56/64	285.0 3/7 136/56/64	285.0 7/9 132/56/64			
20	262.2 3/6 136/52/61	278.6 3/6 146/58/66	284.7 3/6 150/61/68	285.0 3/7 142/61/68	267.2 3/6 136/50/58	284.7 3/6 146/56/63	285.0 3/7 138/56/64	285.0 7/9 132/56/64			
24	260.6 3/6 135/51/61	276.9 3/6 145/58/66	282.9 3/6 149/60/68	285.0 3/7 145/61/68	265.7 3/6 135/49/58	283.0 3/6 145/55/63	285.0 3/7 142/56/64	285.0 3/7 133/56/64			
28	259.2 3/6 135/51/60	275.4 3/6 145/57/65	280.8 3/3 148/59/67	285.0 3/7 148/61/68	264.2 3/6 134/49/57	281.3 3/6 145/55/62	285.0 3/7 144/56/64	285.0 3/7 136/56/64			
32	254.6 3/6 136/50/59	270.3 3/3 144/56/64	275.3 3/3 147/58/65	281.2 3/3 150/60/67	259.8 3/6 135/47/56	276.5 3/6 145/54/61	281.6 3/6 148/56/63	284.1 3/3 151/59/66			
35	247.5 3/3 135/48/57	263.1 3/3 143/54/61	268.5 3/3 146/56/63	273.9 3/3 149/58/65	253.0 3/6 136/46/54	269.1 3/3 144/52/59	272.0 3/3 147/54/61	274.3 2/3 150/57/64			
40	240.3 3/3 134/46/55	256.2 3/3 142/52/59	261.4 3/3 145/54/61	266.7 3/3 148/56/63	245.6 3/3 135/44/52	250.5 3/9 143/50/57	262.8 2/3 146/53/60	264.9 2/3 149/56/62			
44	232.6 3/3 133/44/53	248.1 3/3 141/50/57	253.7 3/3 144/52/58	257.3 3/3 147/54/61	237.5 3/3 133/42/50	250.8 2/3 142/49/55	253.0 3/3 145/51/58	254.9 3/3 147/54/60			
48	224.9 3/3 132/42/50	239.7 3/3 141/48/55	245.7 3/3 143/50/56	246.3 3/3 146/53/59	229.4 3/3 132/40/48	239.6 3/3 141/47/54	241.6 3/3 143/50/56	243.4 3/3 146/53/59			
52	217.4 3/3 131/40/47	231.1 3/3 140/46/52	237.1 3/3 142/49/55	235.3 3/3 145/51/57	221.9 3/3 132/38/45	229.3 3/3 140/46/52	230.9 3/3 143/49/55	232.5 3/3 145/52/57			
53	215.5 3/3 130/40/47	228.6 3/3 139/45/52	236.7 3/3 142/48/54	232.6 3/3 145/51/57	220.1 3/3 132/38/45	226.9 3/3 140/46/52	228.3 3/3 142/48/54	229.8 3/3 145/51/57			
INFLUENCE OF RUNWAY CONDITION											
WET	-0.5 -1	-0.0 0	0.0 0	0.0 0	-0.8 -1	-0.6 -1	-0.2 -1	-0.1 -1	-0.1 -1	-0.1 -1	
INFLUENCE OF DELTA PRESSURE											
CONFIRM	-1.4 -1	-1.7 -1	-2.1 -1	-2.7 -1	-3.2 -1	-3.8 -1	-4.5 -1	-5.3 -1	-6.2 -1	-7.2 -1	
410	0 -1	0 -1	0 -1	0 -1	0 -1	0 -1	0 -1	0 -1	0 -1	0 -1	
INFLUENCE OF AIR COND.											
ACON	-1.3 -1	-1.1 -1	-1.0 -1	-1.2 -1	-1.1 -1	-1.0 -1	-1.2 -1	-1.1 -1	-1.0 -1	-1.0 -1	
LIMITATION CODES: 1=1st segment 2=2nd segment 3=runway length 4=obstacles 5=taxi speed 6=take energy 7=max weight 8=final take-off 9=V _{MU}											
Min. max height 746 FT Max per height 1927 FT						Max QNH at 1245 FT Max QNH at 2421 FT					
Mid V1/V _R /V2 = 128/167/6						CHECK V _{MU} LIMITATION Correct V1/V _R /V2 = 0.1 KT/1000 KG					

A340313 - JAA		CFM56-5C4 engines		TOULOUSE-BLAGNAC				15R		10.0.1 13-APR-96 AA313A02 V 9	
QNH 1013.25 HPA				Elevation 499 FT TORA 3500 M				4 obstacles		DRY	
Air cond. AC OFF				Sea temp 14 C TODA 3500 M							
Anti-icing AI OFF				Run slope 0.10% ASDA 3560 M				FOR TRAINING ONLY		NO DERATE	
All reversers inoperative											
WEIGHT 1000 KG	CONF 1+F				CONF 2						
	TAIL WIND -10 KT	WIND 0 KT	HEAD WIND 10 KT	HEAD WIND 20 KT	TAIL WIND -10 KT	WIND 0 KT	HEAD WIND 10 KT	HEAD WIND 20 KT			
275.0	-12 3/6 0.0 141/56/65	28 3/6 0.4 145/57/65	32 3/3 0.3 147/58/65	35 3/3 0.6 149/58/65	0 3/6 0.2 139/52/61	32 3/6 1.5 145/54/61	34 3/3 1.5 147/55/62	35 2/3 1.8 150/58/64			
270.0	0 3/6 0.2 139/55/64	31 3/3 2.1 144/56/64	33 3/3 0.2 146/56/64	38 3/3 0.3 149/57/64	12 3/6 0.4 137/51/59	33 3/3 0.8 144/52/59	36 3/3 2.0 147/54/61	37 2/3 2.0 149/57/64			
265.0	12 3/6 0.3 137/53/62	34 3/3 1.4 144/55/62	37 3/3 1.8 146/55/63	40 3/3 1.7 148/55/63	23 3/6 0.4 135/49/58	37 3/3 2.2 144/51/58	39 2/3 0.1 146/53/60	39 2/3 2.3 149/56/63			
260.0	25 3/6 0.3 135/51/60	37 3/3 1.4 143/53/61	40 3/3 1.4 145/54/61	42 3/3 2.4 148/55/62	31 3/6 1.1 135/48/56	40 3/3 0.5 143/50/57	41 2/3 0.5 146/53/59	41 2/3 2.6 148/55/62			
255.0	31 3/6 1.1 135/50/59	40 3/3 1.2 142/52/59	43 3/3 0.8 144/52/59	44 3/3 2.3 147/54/61	34 3/6 1.4 136/47/55	42 2/3 0.9 142/48/56	43 3/3 0.6 145/52/58	43 3/3 2.6 148/55/61			
250.0	34 3/6 0.9 135/49/58	43 3/3 0.2 141/50/58	45 3/3 1.5 144/51/58	46 3/3 1.7 147/53/60	37 3/3 1.2 135/46/54	44 2/3 0.8 142/49/55	43 3/3 0.1 145/51/58	45 3/3 2.0 147/54/60			
245.0	37 3/3 0.7 135/48/56	45 3/3 1.1 141/49/55	47 3/3 1.4 144/50/57	48 3/3 1.0 146/53/59	40 3/3 0.6 135/44/52	46 3/3 0.2 142/48/55	46 3/3 1.6 144/51/57	47 3/3 1.2 147/53/59			
240.0	40 3/3 0.3 134/46/55	47 3/3 1.7 141/48/55	49 3/3 1.3 143/50/56	50 3/3 0.6 146/52/58	42 3/3 1.8 134/43/51	47 3/3 2.4 141/48/54	48 3/3 1.6 143/50/56	49 3/3 0.7 146/53/58			
230.0	45 3/3 0.6 133/44/52	52 3/3 1.1 140/46/52	53 3/3 0.7 142/48/54	54 3/3 0.9 144/51/56	47 3/3 1.4 133/41/48	51 3/3 1.8 140/46/53	52 3/3 0.9 143/49/55	52 3/3 2.5 145/52/57			
220.0	50 3/3 1.0 131/41/49	54 3/3 0.0 128/42/48	54 3/3 0.0 128/42/48	54 3/3 0.0 128/42/48	53 3/3 0.1 132/38/45	54 2/3 0.0 127/39/46	54 2/3 0.0 127/39/46	54 2/3 0.0 127/39/46			
210.0	54 3/3 0.0 128/38/45	54 3/3 0.0 128/38/45	54 3/3 0.0 128/38/45	54 3/3 0.0 128/38/45	54 3/3 0.0 127/34/41	54 3/3 0.0 128/34/41	54 3/3 0.0 127/34/41	54 3/3 0.0 128/34/41			
200.0	54 3/3 0.0 128/33/41	54 3/3 0.0 128/33/41	54 3/3 0.0 128/33/41	54 3/3 0.0 128/33/41	54 3/3 0.0 130/30/38	54 3/3 0.0 130/30/38	54 3/3 0.0 130/30/38	54 3/3 0.0 130/30/38			
190.0	54 3/3 0.0 130/30/38	54 3/3 0.0 130/30/38	54 3/3 0.0 130/30/38	54 3/3 0.0 130/30/38	54 3/3 0.0 129/29/38	54 3/3 0.0 130/30/38	54 3/3 0.0 129/29/38	54 3/3 0.0 129/29/38			
GRAND PONDAGE (1000 KG)											
INFLUENCE OF RUNWAY CONDITION											
WET	-0.1 -1	0.3 0	0.0 0	0.0 0	-0.3 -1	1.0 -1	-0.3 -1	-0.3 -1			
DQNH 2A	INFLUENCE OF DELTA PRESSURE										
-50	-1.4 -1	-1.5 -1	-1.7 -1	-2.2 -1	-1.4 -1	-1.2 -1	-2.7 -2	-2.7 -2			
+10	-1.9 +1	0.0 0	0.0 0	0.0 0	0.0 +1	0.0 0	0.0 0	0.0 0			
ACON	INFLUENCE OF AIR COND.										
-7.8 -3	-1.5 -6	-1.7 -6	-1.3 -6	-1.1 -7	-1.2 -6	-1.2 -6	-1.2 -6	-1.3 -6			
LIMITATION CODES											
1=1st segment 2=2nd segment 3=runway length 4=obstacles											
5=brake speed 6=brake energy 7=max weight 8=final take-off 9=VMI											
CHECK VMI LIMITATION											
Cover. V1/VR/V2 = 0.1 KT/1000 KG											

ZOCG902

IV.11 Bilan des limitations :



Masse au décollage = min (M1,M2,M3,M4,M5, MMSLF)

IV.12 Détermination de la masse maximale à l'atterrissage :

Pendant l'approche, on envisage la possibilité d'une remise des gaz et vérifier que l'avion remonte avec une pente minimale (2.7%), ensuite il faut vérifier que la longueur de piste est compatible avec la distance d'atterrissage.

On calculera donc la MLW qui permettant de vérifier ces deux limitations :

- Masse maximale limitation pente exigés a la remise des gaz ;
- Masse maximale limitation piste ;

La MLW étant bien sur, la plus petite de ces deux masses.

CHAPITRE

PREPARATION DES VOLS

V. PREPARATION ET SUIVI DES VOLS

A. Règles générales de préparation des vols:

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

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

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

V.1 Etude de la charge offerte en fonction de la distance :

V.1.1 Calcul de la charge offerte :

- La masse maximale au lâcher des freins = Limitation utile.
- La limitation utile peut être, suivant les cas, égale à :

$$\left\{ \begin{array}{l} \text{MMSLF} \\ \text{ou MMSA} + d \\ \text{ou MMSC} + Q_{LF} \end{array} \right.$$

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

- Masse de base (m_b) = masse de l'avion pour l'étape considérée ;
- Quantité de carburant au lâcher des freins (Q_{LF}) ;
- Charge ;

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

Si on appelle charge offerte C/O la charge telle que l'égalité soit vérifiée nous aurons :

$$L/U = m_b + Q_{LF} + C/O$$

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

V.1.2 Variation de la charge offerte en fonction de la distance:

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

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

Très souvent dans les études, le dégagement retenu est de 200 NM à M.LRC et la consommation correspondante est calculée par vent nul et température standard. Donc :

$$Q_{LF} = d + 5\% d + (RF+RD)$$

Nous voyons, par lecture du graphique (Chapitre II) que le plein de passagers peut être embarqué sur la distance de 7300 NM et pour une étape de ce type nous serons en « Limitation décollage ».

- De 0 a 5200 NM : la nature de limitation est sans carburant (MMSC). si la distance augmente, le délestage augmente et la charge offerte diminue.
- De 7500 a 8100 NM : pour cette distance, on est limite par la capacité réservoir parce que c'est un vol long-courrier qui signifie une charge offerte moins importante que les limitations précédentes.

N.B : une des limitations peut ne jamais être pénalisante, ce qui est souvent le cas de la « limitation atterrissage ».

V.2 Les différents types de préparation :

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

<i>Catégorie d'étape</i>	<i>Conditions déterminantes</i>	<i>préparation</i>
Courte	Limitation MMSC ou $M_{\text{Atterrissage}}$	Type
Moyenne	Limitation $M_{\text{Atterrissage}}$	Normale
Longue ou océanique	Limitation $M_{\text{Décollage}}$ Temps de vol élevé	Longue distance

a) Préparation type :

Ce mode de préparation s'applique aux étapes courtes où intervient la limitation MMSC (soit $C/O = C/O_{\text{max}}$) sur la courbe $C/O=f(D)$.

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

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

b) Préparation normale :

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

Dans ce cas, sur la courbe $C/O=f(D)$, intervient la limitation atterrissage ou bien on est à la frontière des deux limitations : $(MMSC/ M_{ult})$ ou $(M_{ult}/ M_{déc})$ ou $(MMSC/ M_{déc})$.

c) Préparation longue distance :

La préparation des vols sur les étapes long-courriers où intervient sur la courbe $C/O=f(D)$ la limitation décollage, utilise en général l'ETF pour des raisons de sécurité, de régularité et d'économie et pour notre avion sur lequel on fait l'étude, on peut atteindre les destinations sans escale.

V.3 Quantités réglementaires de carburant à embarquer :

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

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

Il s'avère en pratique que chaque matricule avion s'éloigne légèrement de ces performances standards. Pour des raisons de sécurité, à 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.

V.3.1 Pour les turboréacteurs : (voir le profil de vol p 68)

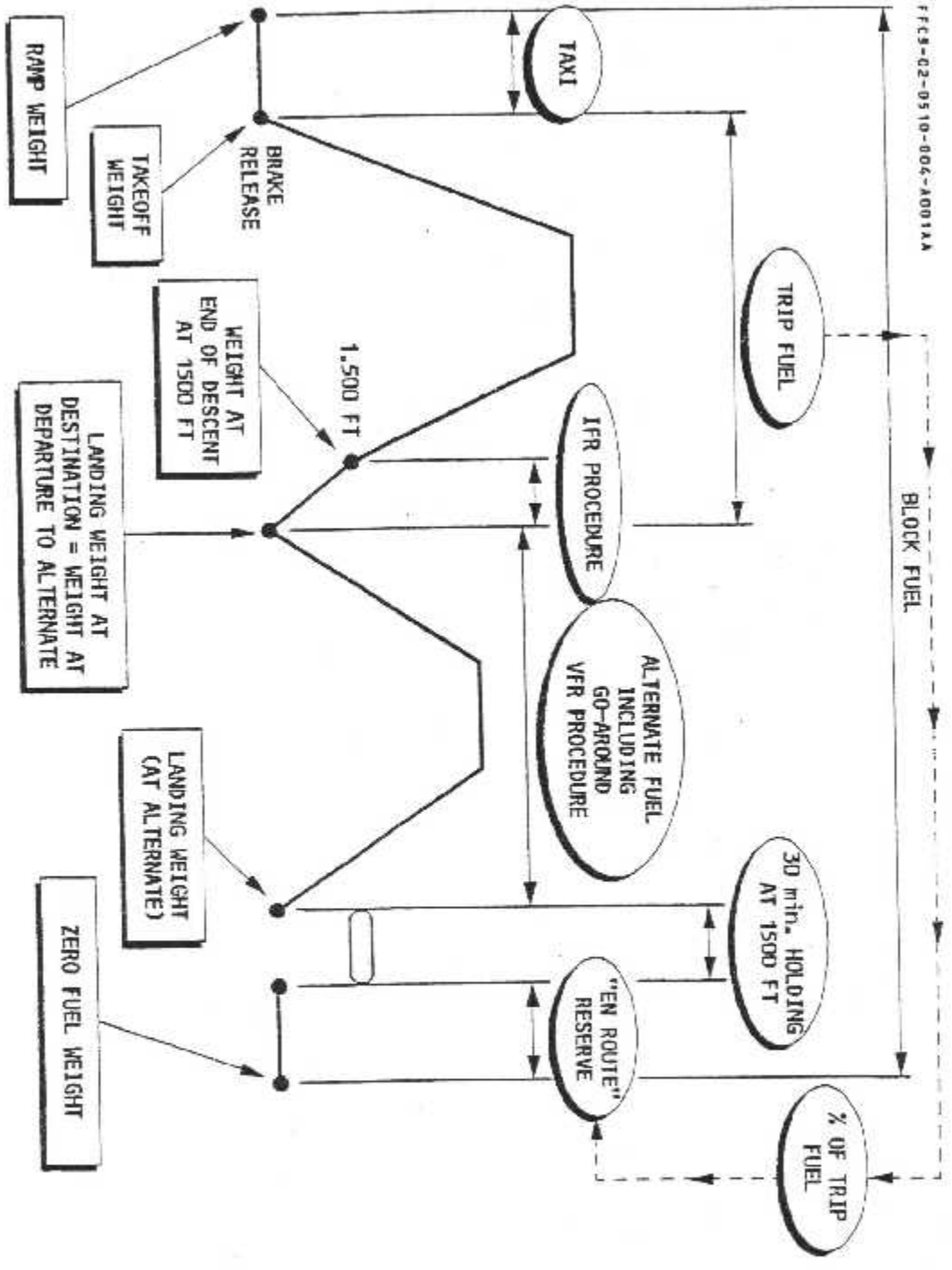
La quantité de carburant au lâcher des freins (notée Q_{LF}) doit être la somme des quatre (04) quantités suivantes :

1. Délestage d'étape (trip fuel, noté d).
2. Réserve de dégagement (alternate fuel, notée RD).
3. Réserve de route (en route reserve, notée RR).
4. Réserve finale (notée RF).

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

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

En général, r (taxi fuel) est une quantité calculée par le type d'appareil.



1. Délestage d'étape « d » : (Trip fuel)

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

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

2. Réserve de dégagement « RD » : (Alternate fuel)

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

➤ Dégagement du a des problèmes sérieux :

Si en vol, un avion ou un de ses équipements subit un dommage mettant en cause la sécurité, le CDB devrait décider de se poser aussi rapidement que possible. Pour le choix de l'aéroport de déroutement il devrait prendre en compte les éléments suivant :

- ➔ Nature de la panne ;
- ➔ Altitude et masse de l'avion ;
- ➔ Fuel à bord ;
- ➔ Météo en route et au dégagement ;
- ➔ Nature du terrain survolé et au dégagement ;

- Connaissance du terrain de dégagement ;
- Longueur de piste aides à l'atterrissage et délais dus aux autres trafics ;

Les considérations commerciales ne doivent pas être prises en compte dans ce cas. La sécurité de l'avion et des passagers est le facteur primordial. Si deux aéroports sont dans le même rayon et qu'ils répondent aux critères de sécurité alors le facteur commercial peut être pris en compte.

3. Réserve de route « **RR** » :

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

Si non, elle est fixe à 5% d, (pour Air Algérie le RR est fixée a 6% d).

4. Réserve finale « **RF** » :

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

La quantité de carburant au lâcher des freins est alors :

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

V.4 Quantités supplémentaires éventuelles :

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

a- Panne moteur :

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

b- Panne de pressurisation :

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

V.5 L'escale technique facultative :

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

L'A340-300 peut atteindre sans escale les destinations les plus lointaines par conséquent des performances, à voir dans le chapitre III (l'escale se fait pour des raisons commerciales ou bien technique).

V.5 Pratique en exploitation :

a) Consignes carburant :

→ La quantité de carburant à embarquer ne relève que de l'autorité du commandant de bord qui peut majorer le carburant minimum ou supprimer le transport de carburant en fonction des circonstances et conditions du jour .

b) Chargement fuel :

→ Vol intérieurs avec continuation vers l'étranger :

Prendre la quantité maxi de fuel à partir d'Alger sur l'étape intérieure et compléter à partir des escales algériennes internationales la quantité nécessaire vers l'étranger.

→ Vol vers l'étranger :

- Prendre le fuel pour l'aller et le retour, sans effectuer la charge offerte, chaque fois que cela est possible, sur certaines étapes, se conformer aux consignes donnés sur la feuille d'instruction de vol ;

- De l'étranger vers l'Algérie, ne prendre que la quantité nécessaire pour l'étape retour.

V.6 Routes aériennes:

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

- Une distance (départ - arrivée), mesurée à l'aide d'une réglette graduée en NM sur une carte aéronautique à une échelle appropriée.
- L'orientation exprimée en degrés mesurée par rapport au méridien du lieu (nord géographique) R_v , ou par rapport au nord magnétique (R_m).

Les routes aériennes sont jalonnées par des balises radioélectriques qui sont d'une diversité qui n'a cessé de croître avec le développement du trafic aérien et le perfectionnement de l'électronique, elles vont du simple radiophare aux répondeurs qui fournissent automatiquement aux avions des indications précises de position (DME) ou de cap (VOR). On peut également ranger dans les radiobalises les émetteurs radioélectriques à grande portée (400 à 10 000 km selon les systèmes) qui définissent un quadrillage fournissant au pilote, en continu, les informations de cap et de position tout au long d'un parcours.

V.6.1 Choix de la route :

Lors de la préparation d'un vol, le choix de la route, si cela est possible (c'est à dire parmi plusieurs), n'est pas arbitraire. En effet, on doit tenir compte des éléments suivants :

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

B. OUVERTURE D'UNE LIGNE

B.1 La procédure à suivre :

Pour ouvrir une ligne, sur le plan technique il faut:

→ S'assurer que l'A340-300 peut bien réaliser cette ligne. Les performances de cette aéronef, dans les deux phases critiques, doivent permettre de satisfaire à la réglementation. Eventuellement une limitation de la charge marchande pourra découler des études réalisés (montré dans ce chapitre) ;

→ Définir les différentes routes possibles qui pourront être suivies en fonction des conditions météorologiques. S'assurer également que les performances en croisière de l'A340-300 sont compatibles avec ces routes ;

→ Demander au service assurant la régulation du trafic les créneaux horaires appropriés.

Les conditions nécessaires à l'ouverture d'une ligne étant remplies, il faut ensuite assurer cette ligne au jour le jour.

B.2 La méthode d'exploitation :

B.2.1 Calcul des quantités de carburant et du temps de vol :

Pour la détermination du Q_{LF} le service d'exploitation utilise deux méthodes de calcul pour trouver une quantité valable pour tous les vols, et pour la dernière génération comme l'A340-300 utilise le calculateur de gestion de vol (FMGS).

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

UNIVERSITE DE BLIDA
FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR
DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE



Mémoire de Fin D'Etudes
Pour L'obtention du Diplôme D'Ingénieur D'état en Aéronautique
Option : Opération Aérienne

Thème

LA MISE EN LIGNES DE L'A340-300 POUR MOYENS ET LONGS-COURRIERS

Encadrées par :

→ Mr. TERMELLIL Farid

Réalisé par :

→ M^{elle} HARIDI Amel

→ M^{elle} MENBENKHELIL Ilhem

2002-2003



REMERCIEMENTS

Merci à Allah qui m'a donnée la force à suivre mon chemin jusqu'au bout .

Je doit remercie ma chère petite famille :

- ♥ *Mes parents : Baba et Yema ;*
- ♥ *Mes frères et sœurs : Fouzi, Younés, Mustapha, Sofiane, Ratiba et Khadija ;*
- ♥ *Mon beau frère : Amar ;*
- ♥ *Mes deux belles sœurs : Saliha et Manuella ;*
- ♥ *Mes neveux et nièces : Abdou, Mohamed, Baya, Raounek et Nani ;*

J'évous adresse mes remerciements :

- ♥ *A notre cher directeur Mr BERGUEL SAID,*
- ♥ *Mr TERMELLIL FARID mon promoteur pour m'avoir proposé le sujet et son suivie durant le travail,*
- ♥ *Mr DRIOUCHE MOULOUD pour son aide et conseils;*
- ♥ *Mr BARACHE ILYES (DOA) ;*
- ♥ *A tout les personnels du service opération aérienne d'air Algérie ;*
- ♥ *Sans oublier d'exprimer mon extrême gratitude à l'égard de l'ensemble des enseignants de l'institut d'aéronautique et à DJALLAL ;*
- ♥ *Ainsi à ma promotion 2003 et sans oublier YASMINE.*



SOMMAIRE

INTRODUCTION-----	1
-------------------	---

Chapitre I : Présentation de la compagnie aérienne AIR ALGERIE

I.1 Historique-----	3
I.2 Autorisation d'exploitation-----	4
I.3 Présentation du service d'opération-----	4
I.4 Composition de la flotte-----	6
I.5 Les activités de la compagnie-----	8
Organigramme de la compagnie-----	5

Chapitre II : Présentation de l'Airbus A340-300

II.1 Historique-----	10
II.2 Description avion-----	11
II.2.1 Dimension-----	11
II.2.2 Aménagement-----	13
II.2.3 Motorisation-----	15
II.2.4 Cockpit-----	15
II.2.5 Chargement-----	18
a. Le devis de poids-----	18
b. La feuille de centrage-----	21
c. Cargo-----	23
II.2.6 Les arrangements-----	27
II.3 Variation de la charge offerte selon la distance-----	29

Chapitre III : Les performances de l'A340-300

III.1 Profile de mission-----	30
III.2 Les exigences de performances de décollage-----	31
III.2.1 Vitesses associées au décollage-----	31
III.2.2 Performances de décollage-----	35
III.3 Les exigences de performances d'atterrissage-----	37
III.3.1 Vitesses associées a l'atterrissage-----	37
III.4 Performances de montée-----	38
III.5 Performances de croisières-----	38
III.6 Performances de descente-----	39
III.7 Performances de l'attente-----	41

Chapitre IV : Les limitations de l'A340-300

IV.1 Masses maximums opérationnels	42
IV.2 Limites opérationnels	43
IV.3 Limites centre de gravité	45
IV.4 Limites carburant	46
IV.5 Limitations vitesses	47
IV.6 Limitations résistance piste	49
IV.6.1 Le système S/L, T/L, TT/L	49
IV.6.2 Le système ACN/PCN	50
IV.7 Limitation 2 ^{ème} segment	54
IV.7.1 Trouée d'envol	54
IV.8 Limitations obstacles	56
IV.9 Limitations d'en route	57
IV.10 Tableau de limitation au décollage	60
IV.11 Bilan des limitations	62
IV.12 Détermination de MLW	62

Chapitre V : Préparation des vols

A. Règle générale	
V.1 Etude de la charge offerte	63
V.2 Les différents types de préparation	65
V.3 Quantité réglementaire du carburant à embarquer	66
V.4 Quantité supplémentaires	71
V.5 Pratique en exploitation	72
V.6 Routes aériennes	73
B. Ouverture d'une ligne	
B.1 La procédure à suivre	74
B.2 La méthode d'exploitation	74
B.2.1 Calcul des quantités de carburant et temps de vol	74
B.2.2 Conduite de vol	76
→ Calculs	77
→ Analyses	81

Chapitre VI : La liste des équipements minimums

VI.1 Objectifs-----	82
VI.2 Principes-----	82
VI.3 Présentation du MEL-----	83
VI.4 MEL-----	84
CONCLUSION-----	99
ANNEXES	
Annexe A -----	100
Annexe B -----	110
Annexe C -----	121
Annexe D -----	132
BIBLIOGRAPHIE-----	148

LISTE DES ABREVIATIONS

A

ACN : Aircraft Classification Number

AFM : Aircraft Flight Manual

AFT : Face arrière

APU : Auxiliary Power Unit

ATA : Air Transportation Association

B

B : résistance moyenne (catégorie de résistance)

C

C/O : Charge Offerte

CAS : Calibrated Air Speed

CG : Centre of Gravity

C_{SP} : Consommation spécifique

CWY : Clearway

CYMX : Montreal / M

CYUL : Montreal / D

D

D : Résistance ultra faible

d : Délestage d'étape

DAAG: Alger / Houari Boumedienne

DABC : Constantine

DGAC : Direction Générale de l'aviation Civile

DME : Distance Measuring Equipment

DOC : Direct Operating Costs

E

EBBR : Bruxelles

ECAM : Electronic Centralized Aircraft Monitoring
ETOPS : Extended range with Twin engine aircraft Operations
EW : Empty Weight
EZFW : Estimated Zero Fuel Weight

F

FAA : Federal Aviation Administration
FAR : Federal Aviation Regulation
FATS : Johannesburg
FCOM : Flight Crew Operation Manual
FF : Fuel Flow (hourly consumption)
Ft : Feet
FL : Flight Level
F-PLN : Flight Plan
FMGS : Flight Management Guidance Envelope System
FWD : Face avant

G

GPS : Global Positioning System
GS : Ground Speed
GW : Gross Weight

I

IAS : Indicated Air Speed
IDG : Integrated Drive Generator
IMC : Instrument Meteorological Conditions
In : Inch (pouce)
ISA : International Standard Atmosphere

J

JAA : Joint Airworthiness Authorities
JAR : Joint Airworthiness Requirements

K

Kg : Kilogramme

Kt : Knot

L

Lb. : Pound (livre British)

LRC : Long Range Cruise speed

LTBA : Istambul

LW : Landing Weight

M

m : masse d'avion

M : Nombre de Mach = $V_{\text{avion}} / V_{\text{air}}$

Max. : Maximum

Min. : Minimum

MCDU : Multifunction Control and Display Unit

MEL : Minimum Equipment List

MLW : Maximum Landing Weight

MMO : Maximum Operating Mach

MTOW : Maximum Take-Off Weight

MZFW : Maximum Zero Fuel Weight

N

N1 : Nombre de tour du premier arbre

N2 : Nombre de tour du deuxième arbre

NM : Nautical Miles

O

OACI : Organisation de l'Aviation Civil International

OAT : Outside Air Temperature

OEJN : Jeddah

OMDB : Dubai

P

PAX : Passenger

PCN : Pavement Classification Number

PFD : Primary Flight Display

PNC : Personnel Navigant Commercial

PNT : Personnel Navigant Technique

PRIM : Flight Control Primary Computer (FCPC)

R

RD : Réserve de dégagement

RF : Réserve finale

RR : Réserve de Route

RWY : Runway

S

S/L : train principal équipé d'une roue ;

T

T/L : train principal équipé de deux roues

TAS : True Air Speed

TOD : TakeOff Distance

TODA : TakeOff Distance Available

TOW: TakeOff Weight

TT/L : train principal équipé de quatre roues

V

V_{APP} : Final approach speed

V_{EF} : Engine Failure speed

V_{LOF} : Lift Off speed

V_{MBE} : Maximum Brake energy speed

VMC : Visual Meteorological Conditions

V_{MCA} : Minimum Control Speed in the air

V_{MCG} : Minimum Control Speed on ground

V_{MCL} : Minimum Control Speed during approach and landing

V_{MU} : Maximum Unstick Speed

VOR : VHF Omnidirectional Range

V_R : Rotation Speed

V_S : Stalling Speed

V_{TIRE} : Vitesse de roulement des pneus

V_{REF} : reference landing speed

W

W : pas de limitation de pression (PCN)

X

X : pression limitée a 1,50 Mpa (PCN)

Y

Y : pression limitée à 1 Mpa (PCN)

Z

ZFW : Zero Fuel Weight

Z_p : Pressure altitude

ΔP_{MAX} : Pression differentielle maxi.

INTRODUCTION

Vu le nombre accru des contrats d'achat de l'appareil A340-300 par les compagnies aériennes ; et comme AIR ALGERIE a l'intention de renouveler sa flotte avec tous types d'appareil pour atteindre le niveau où se trouve la concurrence du marché mondial, ce projet a été proposé dans le but d'étudier cet appareil A340-300 afin de trouver la réponse à la question suivante :

Quel est l'appareil le mieux adapter aux long- courriers ?

L'Airbus A340-300 se partagera le réseau de Lignes long-courriers, ses performances sont telles que cet avion peut atteindre sans escale les destinations les plus lointaines, comme Montréal ou Johannesburg, par exemple.

Pour exploiter un avion dont l'intérêt commercial il faut passer et étudier plusieurs procédures proposer et signer par la convention de Chicago et suivre ces normes pour la régularité et la sécurité des vols, et voir si la bonne gestion sur les coûts d'exploitation. rendra la compagnie aérienne rentable.

Ce travail est basé sur les chapitres suivants :

- Chapitre I : Présentation de la compagnie nationale AIR ALGERIE ;
- Chapitre II : Descriptions de l'A340-300 ;
- Chapitre III : Etude des performances de l'A340-300 ;
- Chapitre IV : Etude des limitations de l'A340-300
- Chapitre V : Préparation des vols ;
- Chapitre VI : Pour autoriser un appareil à voler, on est amené à donner une liste des équipements minimums (MEL) faite par l'exploitant.

CHAPITRE I

PRESENTATION DE LA COMPAGNIE

→ **Méthode graphique** : (voir annexe D)

C'est une interprétation graphique à travers des abaques, on fait entrer des données sur l'abscisse avec l'intersection d'autres données pour faire sortir un résultat comme le temps, fuel et distance.

→ **Méthode par tableau « masses milles air »** : (voir annexe C)

Avec l'utilisation des tableaux « masses milles air » dans le manuel de FCOM donnant une correspondance masse/distance air. Ces tableaux sont établis pour un vol à un régime de marche donnée autour du niveau de vol optimal ou constant.

→ **Vol moyen courrier :**

Dans ce cas, sur la courbe $C/O = f(D)$ intervient la limitation atterrissage ou en fonction des éléments du vol, nous sommes à la frontière de deux limitations (MMSC/ATT) ou (ATT/DEC) ou (MMSC/DEC).

Le coefficient de transport est souvent supérieur à 1,1.

Parmi les étapes proposées sont des moyens courriers :

→ **Vol long courrier :**

Sur la courbe $C/O = f(D)$ intervient la limitation décollage ou réservoirs, le coefficient de transport K peut atteindre des valeurs de l'ordre de 1,3 à 1,5.

Exécutons un vol de **ALGER** à **MONTREAL** avec A340-300 et voyons la détermination avec précision les réserves nécessaires et déduisons la quantité de carburant à embarquer en fonction des éléments prévus.

DONNEES : (plan de vol)

Route : DAAG à CYMX, $D_{AIR} = 3799$ NM, $D_{SOL} = 3662$ NM ;

Croisière : FL360, M.82 ;

Dégagement : CYUL, $D_{AIR} = 140$ NM, FL200 ;

MZFW = 178 t ;

Vent nul ;

→ ETAPE 1 :

Détermination du réserve final (Attente) référencé par le tableau de FCOM (3.05.25 p2) .

- Introduire le FL15 ;(le plus pénalisant)
- Introduire EZFW = 175 800 kg ;
- t = 30 mn ;
- Lire FF = 1339 kg/h/eng pour 4 engins = $(1339 * 4) / 2$

$$RF = 2678 \text{ kg}$$

→ ETAPE 2 :

Détermination du réserve de dégagement référencé par (2.05.50 p2)

- Introduire $D_{\text{air}} = 140 \text{ NM}$ et FL200 ;
- Lire la consommation = 3391 kg et t = 31 mn ($LW_{\text{ref}} = 150 \text{ t}$)
- Correction : ELW au dégagement = $EZFW + RF = 178 478 \text{ kg}$
 - $RD = 3391 + (7 * 30) = 3601 \text{ kg}$

$$RD = 3601 \text{ kg}$$

→ ETAPE 3 :

Détermination du délestage c.a.d jusqu'à l'arrivée, référencé par (2.05.40 p9)

- Introduire $D_{\text{air}} = 3799 \text{ NM}$ et FL360 ;
- Lire la consommation = 47 551 kg et t = 8h19mn ($LW_{\text{ref}} = 150 \text{ t}$)
- Correction : ELW a la destination = $EZFW + RF + RD = 182 079 \text{ KG}$
 - $d = 47 551 + (147 * 32) = 52 255 \text{ kg}$

$$d = 52 255 \text{ kg}$$

→ **ETAPE 4 :**

Détermination du réserve route :

$$RR = 6\% \cdot d = 3\,135 \text{ kg}$$

RR = 3 135 kg

RESULTATS :

$r = 300 \text{ kg ;}$

$RF = 2678 \text{ kg ;}$

$RR = 3135 \text{ kg ;}$

$RD = 3601 \text{ kg ;}$

$d = 52\,255 \text{ kg ;}$

$Q_{emb} = 61\,969 \text{ kg ;}$

$t_T = 9 \text{ h } 20 \text{ mn ;}$

Concernant les autres lignes, on a les résultats suivants :

- FAJS (Johannesburg) $Q_{emb} = 70\,000 \text{ kg}$ $t_T = 10 \text{ h } 23 \text{ mn ;}$
- OMDB (Dubai) $Q_{emb} = 41\,428 \text{ kg}$ $t_T = 6 \text{ h } 49 \text{ mn ;}$
- LTBA (Istanbul) $Q_{emb} = 26\,190 \text{ kg}$ $t_T = 4 \text{ h } 21 \text{ mn ;}$
- OEJN (Jeddah) $Q_{emb} = 27\,000 \text{ kg}$ $t_T = 4 \text{ h } 34 \text{ mn ;}$
- EBBR (Bruxelles) $Q_{emb} = 18\,507 \text{ kg}$ $t_T = 2 \text{ h } 52 \text{ mn ;}$

- La méthode de calcul du fuel et le temps de vol en cas de panne moteur : (annexe C)

DONNEES :

Gross weight à la panne moteur : 254 t ;

FL330 ;

Température : ISA ;

ETAPE 1 :

Détermination du LRC ceiling, référé par le tableau (3.06.20 p1)

- Introduire GW : 254 t ;
- Lire LRC pour une température ISA : FL264

ETAPE 2 :

Détermination des paramètres de descente, référé par le tableau (3.06.30 p3)

- Introduire le niveau de vol initial FL330 ;
- Introduire le FL264 ;

Par déduction, les résultats sont comme suit :

- $t = 16$ mn ;
- Fuel = 1464 kg ;
- Distance = 122 Nm.

Analyse :

- Après ces calculs, on peut constater que les valeurs de la consommation de carburant et le temps de vol sont précises et, ceci pour avoir un impact sur le coût de carburant et du PNT (heures de vol) ;

- l'A340-300 peut réaliser ces lignes avec une sécurité totale c'est à dire, cet appareil peut transporter 147 840 litres au maximum (110 339 kg du carburant) ,

- pendant nos études, on a essayé d'arriver à une méthode de calcul pour estimé une masse, consommation de carburant et du temps de vol à un point quelconque, donc à travers l'utilisation du deux méthodes d'exploitation cités au dessous et, appliquant désormais cette méthode on pourra avoir la manière exacte et vite les opérations de vol sur les différents régimes de marche à un n'importe quel moment.

CHAPITRE II

LA LISTE DES EQUIPEMENTS MINIMUMS

VI. LA LISTE DES EQUIPEMENTS MINIMUMS

VI.1 Objectif:

Un avion ne peut avoir un certificat de type qu'avec tous les équipements requis dans des conditions d'opération (demande de révision).

Si des déviations arrivent sur le certificat type en ce qui concerne la configuration et l'équipement, l'avion ne peut pas voler jusqu'à ce que cet équipement devienne optionnel.

L'expérience a prouvé que le fonctionnement de tous les systèmes et composants installés dans l'avion n'est pas nécessaire dans des conditions spécifiques et pour une période de temps limitée et, cela si le reste des instruments et équipements assure un niveau de sécurité acceptable.

Certaines déviations sont autorisées pour ne pas interrompre le vol, ces déviations seront dans la liste minimum d'équipement "MEL" reliée à des réglementations applicables.

Le "MEL" est la base régulière qui permet l'utilisation d'un avion s'il y a des systèmes ou des composants inopérants.

VI.2 Principe :

Par intérêt le "MEL" n'inclut pas des éléments requis tels que les ailes, les contrôles de surfaces, les réacteurs, ou bien des éléments qui n'affectent pas la navigabilité d'un avion comme les systèmes d'entretien, les éléments de commodités des passagers, etc.

VI.3 Présentation du "MEL":

Le "MEL" est présenté sous forme un tableau comme suit:

SYSTEM & SEQUENCE NUMBER	ITEM	1	2. NUMBER INSTALLED
			3. NUMBER REQUIRED FOR DISPATCH
			4. REMARKS OR EXEPTIONS

➤ Colonne 1: "ITEM"

Elle comporte l'équipement, les composants, les systèmes ou les fonctions pour qui les données des autres colonnes sont affichées.

Les numéros de systèmes sont basés sur (ATA) l'association du transport aérien.

➤ Colonne 2: "NUMBER INSTALLED"

Elle indique pour un élément donne la quantité de l'équipement ou fonctions installés dans l'avion.

Cette quantité reflète le certificat type de l'avion et les exigences pour toutes les conditions de vol, à moins que cela soit indiqué dans la colonne 3 conjointement avec les exceptions et les remarques dans la colonne 4, si elles seront nécessaires.



➤ Colonne 3: “NUMBER REQUIRED FOR DISPATCH”

Indique pour un élément donné le minimum d'équipements qui doivent être opérationnels pour le dispatch, en prenant en considération les conditions inscrites dans la colonne 4.

➤ Colonne 4: “REMARKS OR EXCEPTIONS”

*****: Le symbole étoile indique que le système ou fonction inopérante doit s'afficher dans le cockpit pour informer l'équipage l'état du matériel, ce qui sera signalé par l'opérateur.

(0): ce symbole représente les procédures qui doivent être prise par l'équipage.

(m): ce symbole représente les procédures de maintenance.

Note:

- Lorsque les deux symboles **(0)**, **(m)** sont utilisés singulièrement ou en combinaison exige la signalisation et l'application conforme des procédures appropriés si le vol est accompli avec un élément inopérant.

- Un élément peut avoir plusieurs conditions de fonctionnements, elles seront représentées par “ a), b), c).....”

- Sous une condition il peut y avoir plusieurs possibilités, elles seront représentés par “ 1), 2), 3).....”

- Les références données dans la colonne 4 (exp: 22-10-01) ont pour objet d'apporter l'attention à certains corrélations entre l'élément concernés et d'autre élément du “MEL”.

MINIMUM EQUIPMENT LIST

DIRECTION DE L'AVIATION CIVILE ET METEOROLOGIE

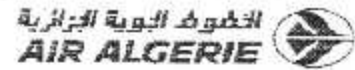


AIRCRAFT : AIRBUS A340-300	REVISION N° : 0 DATE : 20-10-2003	PAGE : 1-14
------------------------------------------	--------------------------------------------------------	---------------------------

SYSTEM & SEQUENCE NUMBER	ITEM	2. NUMBER INSTALLED		3. NUMBER REQUIRED FOR DISPATCH	4. REMARKS OR EXEPTIONS
		1	2		
27-55 FLAPS POSITION INDICATING					
	55-01 Indication on ECAM E/WD				
	A) Flap Position Indication	1	1		
27-64 SPOILER HYDRAULIC ACTUATION					
	64-01 Spoiler	12	10		(m) a) One pair of symmetrical surfaces may be inoperative in retracted position
					- or -
	64-02 Indication on ECAM F/CTL and WHEEL pages	12	8		(0) (m) b) Two pairs (surfaces 1 and 2) may be inoperative in retracted position provided AFM performance penalties are applied.
	A)Spoilers/Speedbrakes Indication	12	0		(m) One or more may be inoperative provided a visual check of spoilers movement is made prior to each flight.

MINIMUM EQUIPMENT LIST

DIRECTION DE L'AVIATION CIVILE ET METEOROLOGIE



AIRCRAFT :

AIRBUS A340-300

REVISION N° : 0

DATE : 20-10-2003

PAGE :

2-14

SYSTEM & SEQUENCE NUMBER	ITEM	1	2. NUMBER INSTALLED	3. NUMBER REQUIRED FOR DISPATCH	4. REMARKS OR EXEPTIONS
27-81 SLATS ELECTRICAL CONTROL AND MONITORING					
81-01	Slats system	1	1		(m) May be inoperative provided electrical supply to slats system 2 is inhibited.
	A) System 1	1	0		
	B) System 2				
27-85 SLATS POSITION INDICATING					
85-01	Indication on ECAM E/WD	1	1		* *(0) May be inoperative provided AFM take off and landing performance penalties are applied. One may be inoperative provided all IR are operative. One may be inoperative provided all IR are operative. Refer to 22-10-03
	A) Slat position indication				
27-92 ELECTRICAL FLIGHT CONTROL SYSTEM (EFCS) CONTROL INPUTS AND POWER SUPPLY					
92-01	Speedbrake Control System	1	0		
92-02	Ground Spoiler Control System	1	0		
92-03	Nz Accelerometer	2	1		
92-04	Rate Gyro	2	1		
92-05	Take-Over Pb				
92-06	SIDE STICK PRIORITY Lights	4	4		

MINIMUM EQUIPMENT LIST



DIRECTION DE L'AVIATION CIVILE ET METEOROLOGIE

AIRCRAFT : AIRBUS A340-300	REVISION N° : 0 DATE : 20-10-2003	PAGE : 3-14
------------------------------------------	-------------------------------------------------	---------------------------

SYSTEM & SEQUENCE NUMBER	ITEM	1	2. NUMBER INSTALLED	3. NUMBER REQUIRED FOR DISPATCH	4. REMARKS OR EXEPTIONS
27-93 FLIGHT CONTROL PRIMARY COMPUTER					
93-01	PRIM	3	2	*(0)(m)	PRIM 1 or PRIM 3 may be inoperative for a maximum of 3 flights or one day, whichever occurs first provided : 1) All sidesticks transducers associated with operative PRIM's and the two SEC's are operative , and 2) All SEC, SFCC, LGCIU, RA and ADIRS are operative, and 3) The stabilizer actuator electrical motors associated with the two operative PRIM's are operative.
93-02	PRIM Pb Sw	3	0	*(0)	One or more may be inoperative provided associated ECAM caution and indication are operative.
	A) FAULT Light	3	0	*	One or more may be be inoperative provided associated OFF function is checked operative on ECAM.
	B) OFF Light	3	0	*	
93-03	Indication on ECAM F/CTL Page	3	0		
	A) PRIM	3	0		
94-04	Normal Low	1	1		
94-05	Turbulence Damping Function	1	0	*(0)	
94-06	TURB DAMP Pb Sw	1	0	*	
	A) OFF Light	1	0	*	

MINIMUM EQUIPMENT LIST



DIRECTION DE L'AVIATION CIVILE ET METEOROLOGIE

AIRCRAFT : AIRBUS A340-300	REVISION N° : 0 DATE : 20-10-2003	PAGE : 4-14
---------------------------------------------	----------------------------------------------------	------------------------------

SYSTEM & SEQUENCE NUMBER	ITEM	1	2. NUMBER INSTALLED	3. NUMBER REQUIRED FOR DISPATCH	4. REMARKS OR EXEPTIONS
	B) Standby	4	3	*(0)	a) Standby pump 4 may be inoperative provided : 1) The associated Off function is operative, and 2) Standby pumps 1, 2 or 3 are operative. -or- b) One standby pump 1,2 or 3 may be inoperative.
28-22 APU FUEL PUMP SYSTEM	22-01 APU fuel pump	4	3	*(0)	Refer to (49-30-01)
28-23 CROSSFEED SYSTEM	23-01 Crossfeed valve	4	4		
28-24 ENGINE LP FUEL SHUT OFF	24-01 Engine LP valve	4	4		
28-25 REFUEL/DEFUEL SYSTEM	25-01 LOAD fuel preselector	1	0	*	One or more may be inoperative provided continuous monitoring of fuel quantity is applied during refueling or defueling.
	25-02 Fuel quantity panel	1	0	*	
	25-03 High level detection system				
	Λ) Outer tank	2	0	*	One or both may be inoperative provided continuous monitoring of fuel quantity is applied during refueling.

MINIMUM EQUIPMENT LIST

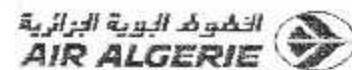
DIRECTION DE L'AVIATION CIVILE ET METEOROLOGIE



AIRCRAFT : AIRBUS A340-300	REVISION N° : 0 DATE : 20-10-2003	PAGE : 5-14
---------------------------------------------	----------------------------------------------------	------------------------------

SYSTEM & SEQUENCE NUMBER	ITEM	1 2. NUMBER INSTALLED		3. NUMBER REQUIRED FOR DISPATCH	4. REMARKS OR EXEPTIONS
B) Inner Tank		2	0	*(0)	one or both may be inoperative provided : 1) Continuous monitoring of fuel quantity is applied during refueling, and 2) Center tank pumps are selected OFF, and 3) Inner tank fuel quantity indications are operative in the cockpit.
C) Center Tank		1	0	*	may be inoperative provided Continuous monitoring of fuel quantity is applied during refueling.
D) trim Tank		1	0	*(0)	may be inoperative provided Continuous monitoring of fuel quantity is applied during refueling,
25-04 Inlet Valve A) Inner		2	0	*(0)(m)	one or both may be inoperative in closed position provided : 1) There is no fuel in center and trim tanks or fuel in these tanks is considered as unusable and as part of ZFW and is taken into account for CG determination and 2) Gravity overwing refuelling into affected tank is carried out, and 3) Associated outer to inner transfer valve is operative.
B) Center		1	0	*(0)(m)	may be inoperative in closed position provided manual forward transfer is carried as soon possible after take off when positive pitch angle is less than 3 degrees.


MINIMUM EQUIPMENT LIST




DIRECTION DE L'AVIATION CIVILE ET METEOROLOGIE

AIRCRAFT : AIRBUS A340-300	REVISION N° : 0	PAGE : 6-14
	DATE : 20-10-2003	

SYSTEM & SEQUENCE NUMBER	ITEM	1	2. NUMBER INSTALLED	3. NUMBER REQUIRED FOR DISPATCH	4. REMARKS OR EXEPTIONS
C) Trim		1	0	* (0)(m)	May be inoperative in closed position provided : 1) The trim tank isolation valve is diactivated closed, and 2) There is no fuel in trim tank or fuel in trim tank is considered as unusable and as part of ZFW and is taken into account fo CG determination.
D) Outer		2	0	* (m)	a) One or both may be inoperative in closed position provided the outer tanks are full.
		2	0	- or - * (0)(m)	b) One or both may be inoperative in closed position for a maximum of three flights provided the MTOW is limited to 245 t.
25-05	refuel isolation valve	2	1	*	a) One or both may be inoperative in closed position .
		2	0	* (m)	-or- b) One or both may be inoperative in closed position provided gravity overwing refuelling into tanks is carried out
		2	0	*	-or- c) One or both may be inoperative in open position provided.
25-06	Other controls and indicators	-	0		One or both may be inoperative provided fueling and defueling procedures are not predicated on their use.

MINIMUM EQUIPMENT LIST		الخطوط الجوية الجزائرية AIR ALGERIE 	
DIRECTION DE L'AVIATION CIVILE ET METEOROLOGIE			
AIRCRAFT :		REVISION N° : 0	PAGE :
AIRBUS A340-300		DATE : 20-10-2003	7-14
SYSTEM & SEQUENCE NUMBER	ITEM	1	2. NUMBER INSTALLED
		3.	3. NUMBER REQUIRED FOR DISPATCH
		4.	4. REMARKS OR EXEPTIONS
28-26 MAIN TRANSFER SYSTEM			
26-01	Outer to inner transfer valve	2	0 *
			a) one or both may be inoperative in closed position provided : 1) The associated outer tank is full, and 2) Fuel in associated tank is considered as unusable and as part of ZFW and is taken into account for CG determination -or-
		2	0 *(0)
			b) one or both may be inoperative in open position for a maximum of three flights provided the MTOW is limited to 245t.
26-02	Center tank transfer pump	2	1 *(0)
			a) one may be inoperative provided 15 t of fuel are considered as unusable in the center tank. -or-
		2	0 *(0)
			b) both may be inoperative provide : 1) there is no fuel in center tank or fuel remaining in center tank up to 15 t is considered as unusable and as part of ZFW and is taken into account for CG determination, and 2) there is no fuel in trim tank or fuel remaining in trim tank is considered as unusable and as part of ZFW and is taken into account for CG determination. <i>Note : fuel in excess of 15 t in the center tank is usable.</i>

MINIMUM EQUIPMENT LIST		التحولات الجوية الجزائرية AIR ALGERIE 	
DIRECTION DE L'AVIATION CIVILE ET METEOROLOGIE			
AIRCRAFT :		REVISION N° : 0	PAGE :
AIRBUS A340-300		DATE : 20-10-2003	8-14
SYSTEM & SEQUENCE NUMBER	ITEM	1	2. NUMBER INSTALLED
		3. NUMBER REQUIRED FOR DISPATCH	
		4. REMARKS OR EXEPTIONS	
28-27 MAIN TRANSFER SYSTEM			
27-01	Trim tank isolation valve	1	0 (0)(m) May be inoperative in closed position provided : 1) the trim tank inlet valve is deactivated closed, and 2) there is no fuel in trim tank or fuel remaining in trim tank is considered as unusable and as part of ZFW and is taken into account for CG determination.
27-02	Aft transfer valve	2	0 (0)(m) One or both may be inoperative in closed position. <i>Note : when both aft transfer valves are inoperative in closed position, jettison from wing tanks is inoperative.</i>
27-03	Trim pipe isolation valve	1	0 (0)(m) May be inoperative in closed position provided manual forward transfer is carried as soon as possible after take off when positive pitch angle is less than 3 degrees.
27-04	Auxiliary forward transfer valve	1	0 (0)(m) May be inoperative in closed position provided there is no fuel in trim tank or fuel remaining in trim tank is considered as unusable and as part of ZFW and is taken into account for CG determination.
27-05	(Reserved)		
28-28 ADDITIONAL CENTER TANK TRANSFER SYSTEM (IF INSTALLED)			TBD


MINIMUM EQUIPMENT LIST


DIRECTION DE L'AVIATION CIVILE ET METEOROLOGIE




AIRCRAFT : AIRBUS A340-300	REVISION N° : 0 DATE : 20-10-2003	PAGE : 9-14
-------------------------------------------------	--------------------------------------------------------	----------------------------------

SYSTEM & SEQUENCE NUMBER	ITEM	1	2. NUMBER INSTALLED	3. NUMBER REQUIRED FOR DISPATCH	4. REMARKS OR EXEPTIONS
30-11 WING ICE PROTECTION					
11-01	Anti-ice control valve	4	0	*	(m) a) One or more may be inoperative in closed position provided the aircraft is not operated in icing conditions.
					-or-
		4	2	(0)(m)	b) One may be inoperative in open position on each side, provided : 1) All engines are started using APU bleed air, and 2) Associated ECAM procedures is applied.
11-02	WING Pb sw				
	A) FAULT light	1	0	*(0)	a) May be inoperative provided the anti-ice 'arrow' symbols on ECAM BLEED page are operative
					-or-
		1	0	*	b) May be inoperative provided wing anti-ice control valves are considered inoperative in closed position. Refer to (30-11-01)
	B)ON light	1	0	*	
11-03	Indications on ECAM BLEED page				
	A) ANTI ICE	2	0		
	B) Arrow	4	0		

MINIMUM EQUIPMENT LIST		الخطوط الجوية الجزائرية AIR ALGERIE 	
DIRECTION DE L'AVIATION CIVILE ET METEOROLOGIE			
AIRCRAFT :		REVISION N° : 0	PAGE :
AIRBUS A340-300		DATE : 20-10-2003	10-14
SYSTEM & SEQUENCE NUMBER	ITEM	1 2. NUMBER INSTALLED	3. NUMBER REQUIRED FOR DISPATCH
30-21 ENGINE AIR INTAKE ICE PROTECTION		4. REMARKS OR EXEPTIONS	
21-01	Engine anti-ice valve	4 3	* (m) a) One may be inoperative in closed position provided the aircraft is not operated in icing conditions. -or- 4 0 *(0)(m) b) One or more May be inoperative in open position provided AFM performance penalties are applied.

MINIMUM EQUIPMENT LIST		الخطوط الجوية الجزائرية AIR ALGERIE 	
DIRECTION DE L'AVIATION CIVILE ET METEOROLOGIE			
AIRCRAFT :	REVISION N° : 0	PAGE :	
AIRBUS A340-300	DATE : 20-10-2003	11-14	
SYSTEM & SEQUENCE NUMBER	ITEM	1	2. NUMBER INSTALLED
			3. NUMBER REQUIRED FOR DISPATCH
			4. REMARKS OR EXEPTIONS
21-02 ENG Pb Sw			
	A) FAULT light	4	1
			a) One or may be inoperative provided the associated engine anti-ice valve is considered inoperative in closed position. Refer to (30-21-01) -or-
		4	0 *
			b) One or more may be inoperative provided the associated engine anti-ice valve is considered inoperative in open position. Refer to (30-21-01)
	B) ON light	4	0 *

MINIMUM EQUIPMENT LIST		الخطوط الجوية الجزائرية AIR ALGERIE 	
DIRECTION DE L'AVIATION CIVILE ET METEOROLOGIE			
AIRCRAFT :		REVISION N° : 0	PAGE :
AIRBUS A340-300		DATE : 20-10-2003	12-14
SYSTEM & SEQUENCE NUMBER	ITEM	1	2. NUMBER INSTALLED
		3. NUMBER REQUIRED FOR DISPATCH	
		4 REMARKS OR EXEPTIONS	
32-42 NORMAL BRAKING			
42-01	Main wheel brake	8	6 (0)(m) One brake per landing gear may be inoperative provided : 1) Affected brake is diactivated or removed, and 2) AFM performance penalties are applied.
42-02	Green brake system	1	1 (0)(m) braking on one wheel per landing gear may be inoperative provided : 1) Green hydraulic supply of affected brake diactivated, and 2) AFM performance penalties are applied.
42-03	Braking/steering control unit (BSCU)	1	1 One channel may be inoperative
42-04	AUTO/BRK Function	1	0 *
42-05	tachometer	8	7 (0) one may be inoperative provided AFM performance penalties are applied.
32-44 ALTERNATE BRAKING			
44-01	blue brake system	1	1 (m) braking on one wheel per landing gear may be inoperative provided : 1) Blue hydraulic supply of affected brake is deactivated, and 2) Green brake system is operative, and 3) All thrust reversers are operative.
44-02	ACCU PRESS indicator	1	0 *(0) may be inoperative provided : 1) Both BRAKES pressure indicators are operative, and 2) The blue hydraulic pressure of the brake accumulators is checked prior to each flight.


MINIMUM EQUIPMENT LIST



DIRECTION DE L'AVIATION CIVILE ET METEOROLOGIE

AIRCRAFT : AIRBUS A340-300	REVISION N° : 0 DATE : 20-10-2003	PAGE : 13-14
------------------------------------------	--------------------------------------------------------	----------------------------

SYSTEM & SEQUENCE NUMBER	ITEM	2. NUMBER INSTALLED		3. NUMBER REQUIRED FOR DISPATCH		4. REMARKS OR EXEPTIONS
		1				
44-03	BRAKES Pressure indicator	2	0	0	*	
32-45	PARKING/ULTIMATE EMERGENCY BRAKING					
45-01	Parking brake	1	1	1	*	
32-48	BRAKE COOLING					
48-01	Brake fan system (if installed)	1	0	0	*	
48-02	BRK FAN Pb Sw (if installed)					
	A) HOT light	1	0	0	*	
	B) On light	1	0	0	*	
32-49	TIRE RESSURE INDICATING SYSTEM (IF INSTALLED)					
49-01	Indication on ECAM WHEEL page					
	A) Tire pressure indication	12	0	0		

MINIMUM EQUIPMENT LIST		الخطوط الجوية الجزائرية AIR ALGERIE 	
DIRECTION DE L'AVIATION CIVILE ET METEOROLOGIE			
AIRCRAFT :		REVISION N° : 0	PAGE :
AIRBUS A340-300		DATE : 20-10-2003	14-14
SYSTEM & SEQUENCE NUMBER	ITEM	1	2. NUMBER INSTALLED
		3. NUMBER REQUIRED FOR DISPATCH	
		4. REMARKS OR EXEPTIONS	
73-10 DISTRIBUTION			
	10-01 Fuel return valve	4 3	a) One may be inoperative in closed position -or-
		4 3 (0)	b) One may be inoperative in open position provided the associated IDG is not disconnected -or-
		4 2 (0)	c) Two may be inoperative in open position on outboard engines provided associated IDG is not disconnected
73-20 CONTROLLING			
	20-01 Flex take off mode	4 0	May be inoperative on one more engines provided maximum thrust is used for take off.
	20-02 Minimum idle on ground	4 2 (0)	
	20-03 Bleed status	4 0 (0)	
73-25 FUNCTIONAL INTERFACE			
	25-01 FADEC		
	A) Engine short time limited dispatch items	- -	(m) Dispatch is allowed with engine short time limited faults present on no more than two engines (signalled by <u>ENG 1(2)(3)(4) MINOR FAULT</u> caution on ECAM E/WD provided : 1) Repairs are made in a period of time not exceeding 150 flight hours, or 10 consecutive calendar days whichever occurs first, and 2) A maintenance check is made before each flight to confirm that no fault preventing restart has been detected for the affected engines.

CONCLUSION :

L'Airbus A340-300 est un avion conçu pour le bien être des passagers et la protection de l'environnement (réduction des nuisances sonores).

L'étude des performances de l'A340-300 se fait, par la mesure de la consommation réelle de carburant, afin de pouvoir déterminer avec précision la consommation d'un avion en carburant.

De ce fait, l'intérêt principale des performances est, de permettre d'avoir un impact économique de consommation du carburant, et ceci induira un rendement et, investissement importants pour Air Algérie.

Cependant, on peut se permettre de conclure que, la compagnie nationale Air Algérie pourrait exploiter l'A340-300 dans le cadre du renouvellement de sa flotte et d'augmenter l'offre de la compagnie afin d'assurer une couverture réelle des besoins de sa clientèle sur le plan qualitatif et, de s'inscrire dans un contexte international de concurrence.

En situation de compétition ouverte, la survie d'une compagnie aérienne dépendrait de sa capacité à nouer des alliances solides au delà de leurs frontières et à s'adapter le plus vite possible aux évolutions et mutations rapides du marché mondiale. Il lui faudrait aussi une gestion rationnelle de ses coûts d'exploitation et une qualité de prestation de service.

ANNEXES

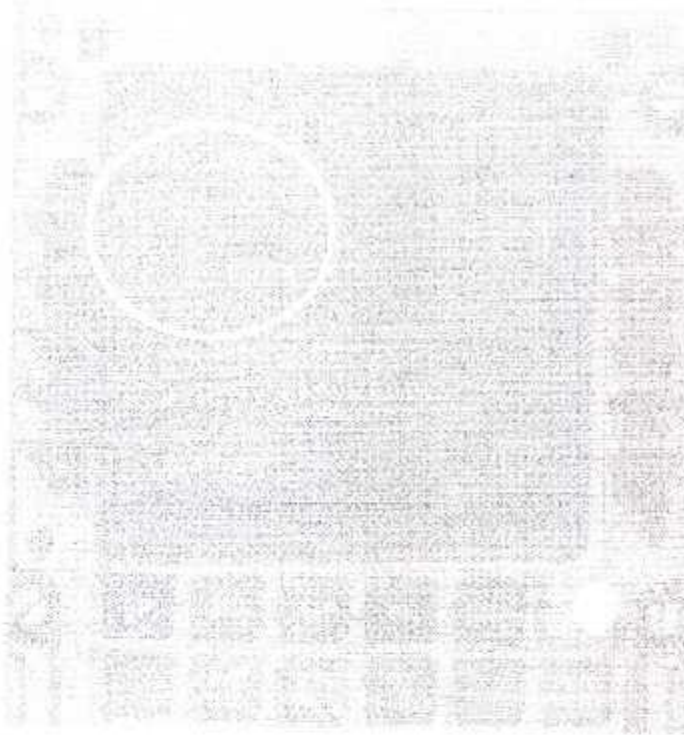


Figure 10: Working Pattern Data

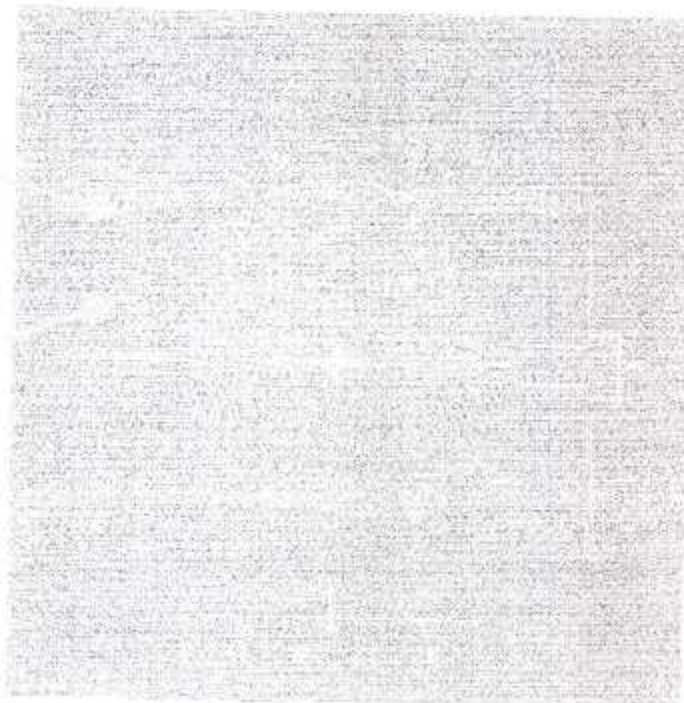
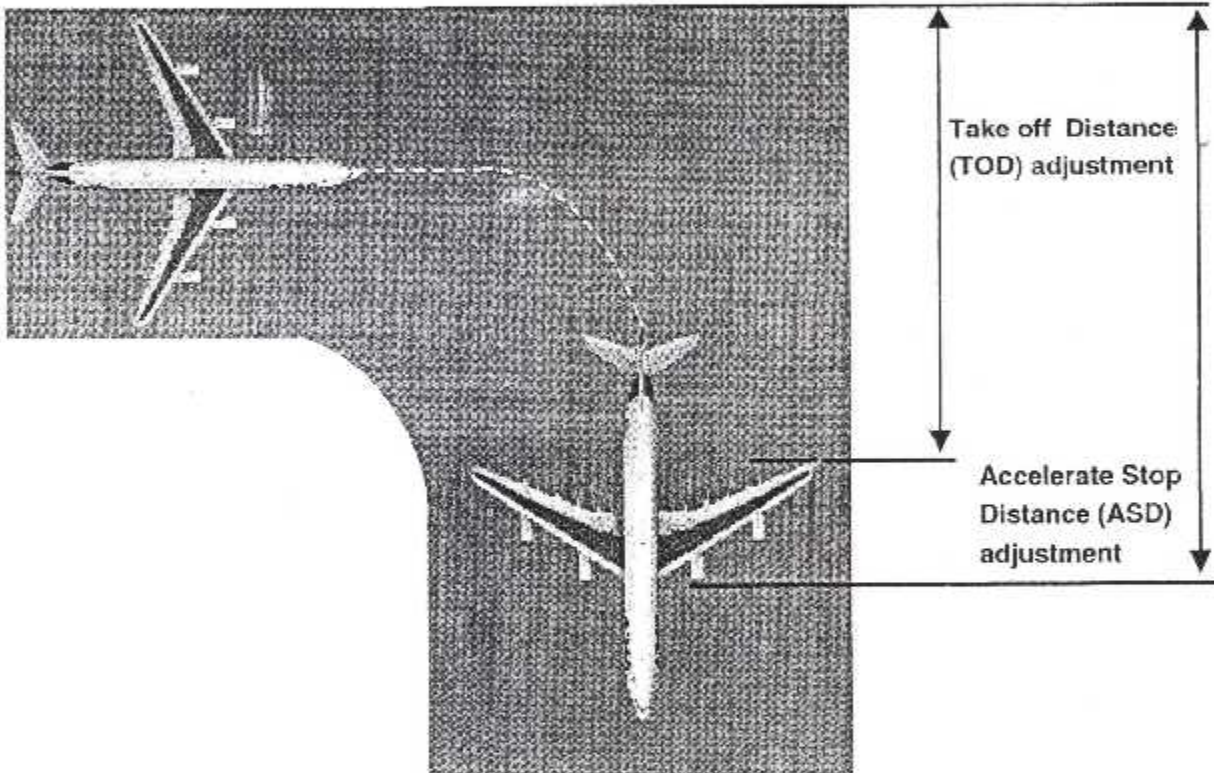
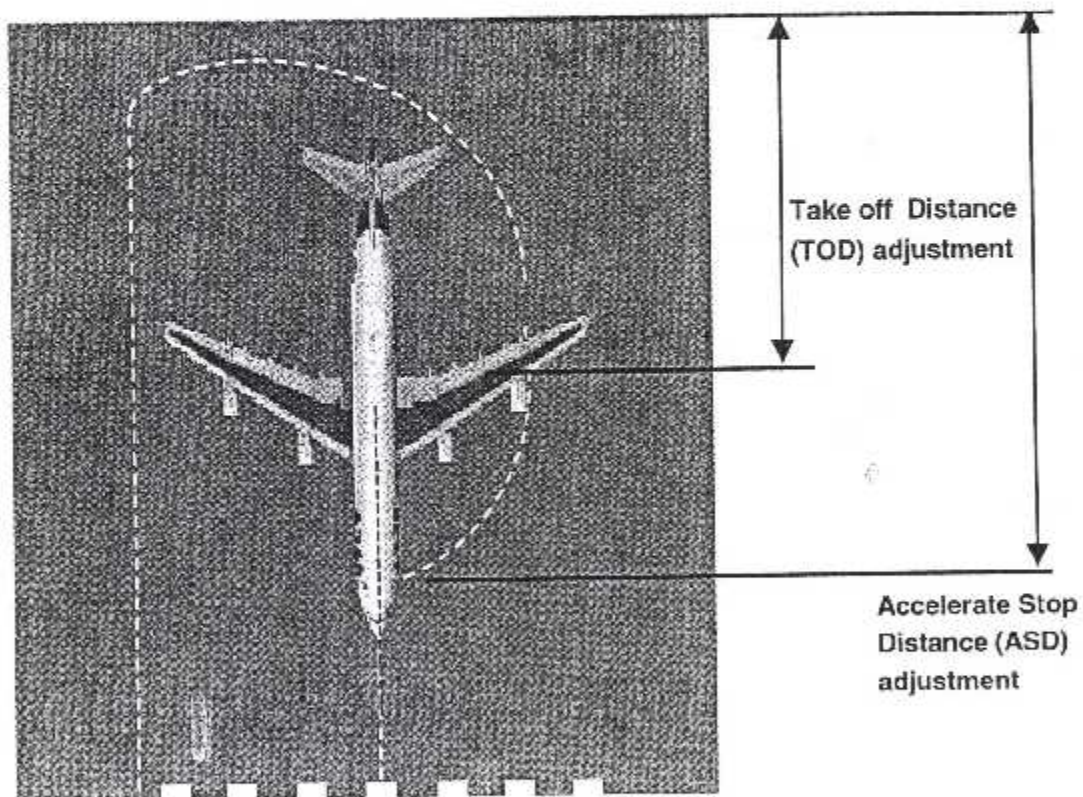


Figure 11: Working Pattern Data

90° runway entry		
aircraft model	minimum line up distance correction	
	TODA (m)	ASDA (m)
A340	26	51.4

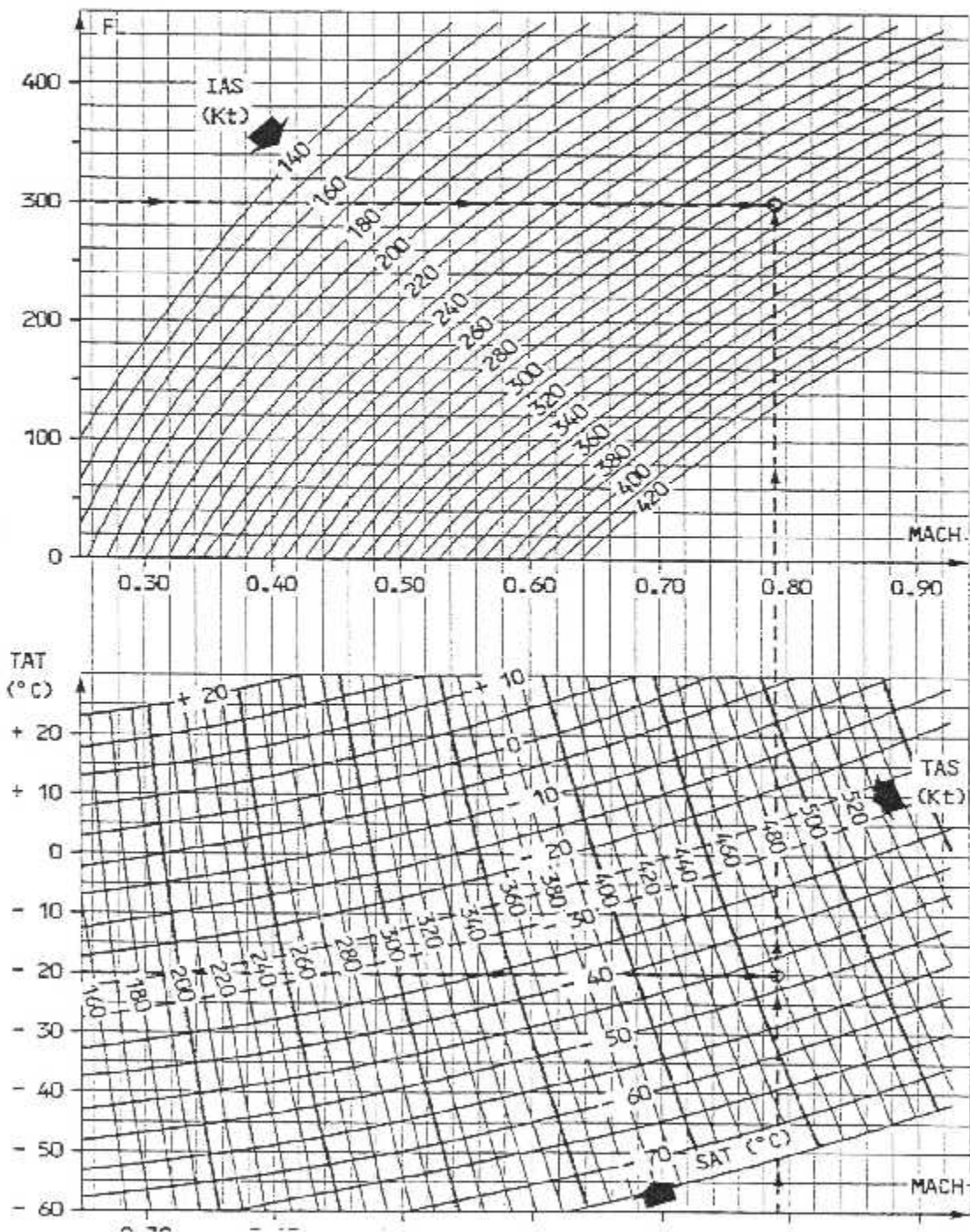


180° turnaround		
aircraft model	minimum line up distance correction	
	TODA (m)	ASDA (m)
A340	34.8	60.5

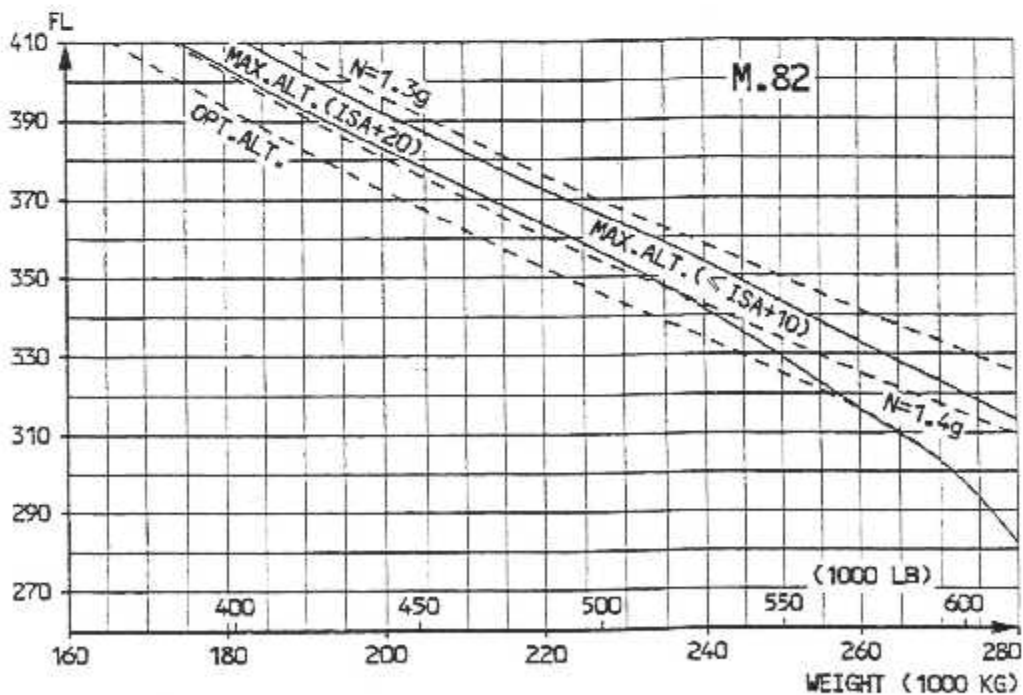
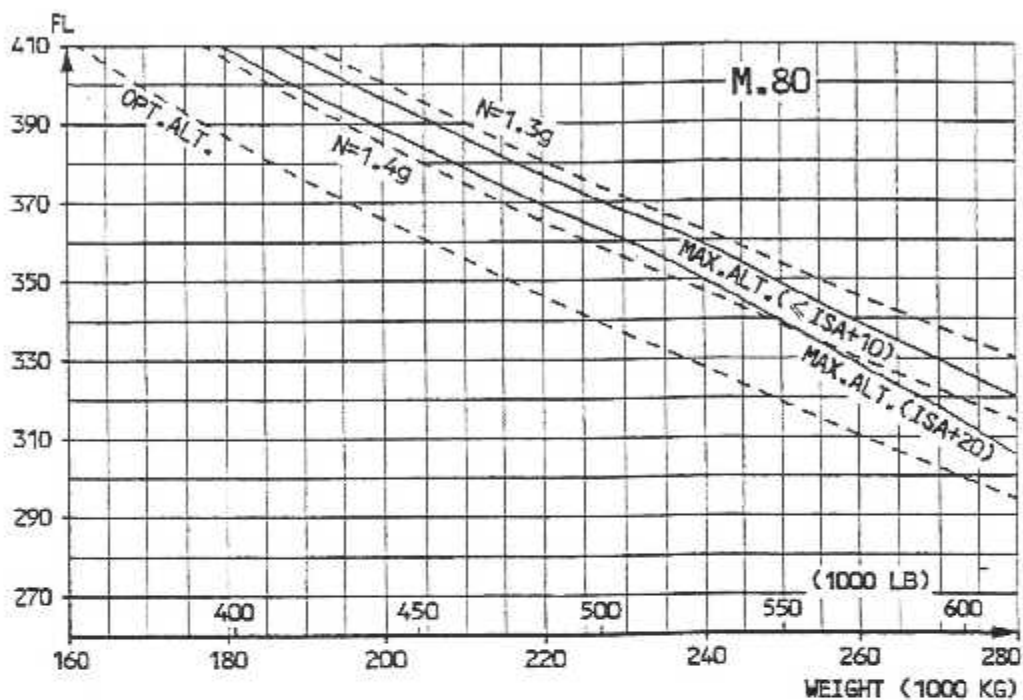


INTERNATIONAL STANDARD ATMOSPHERE (ISA)

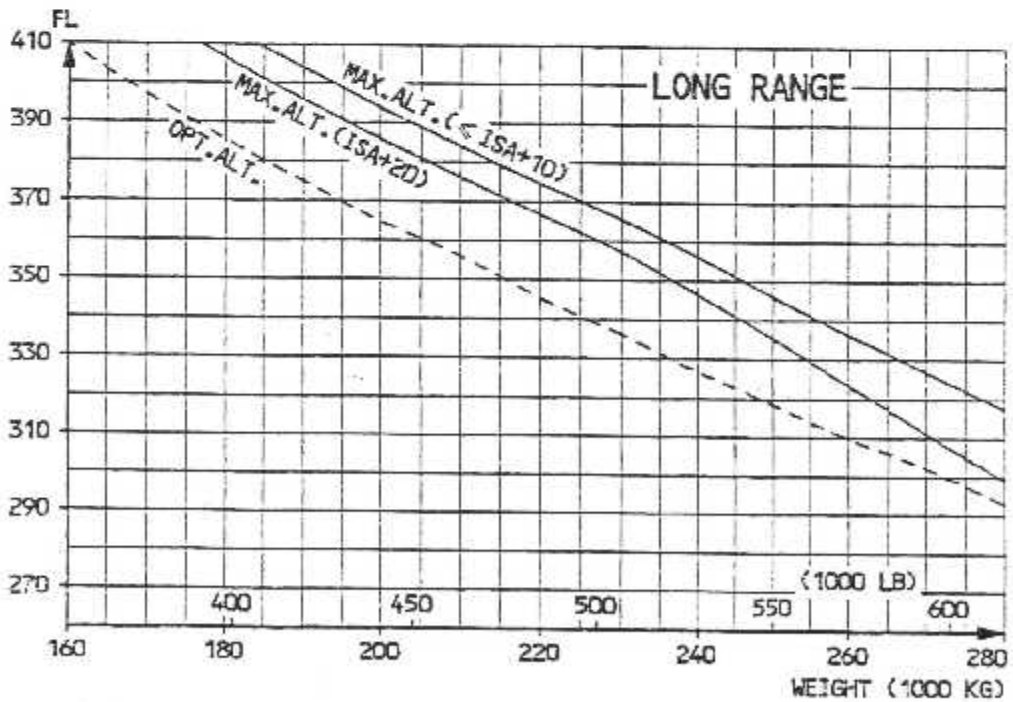
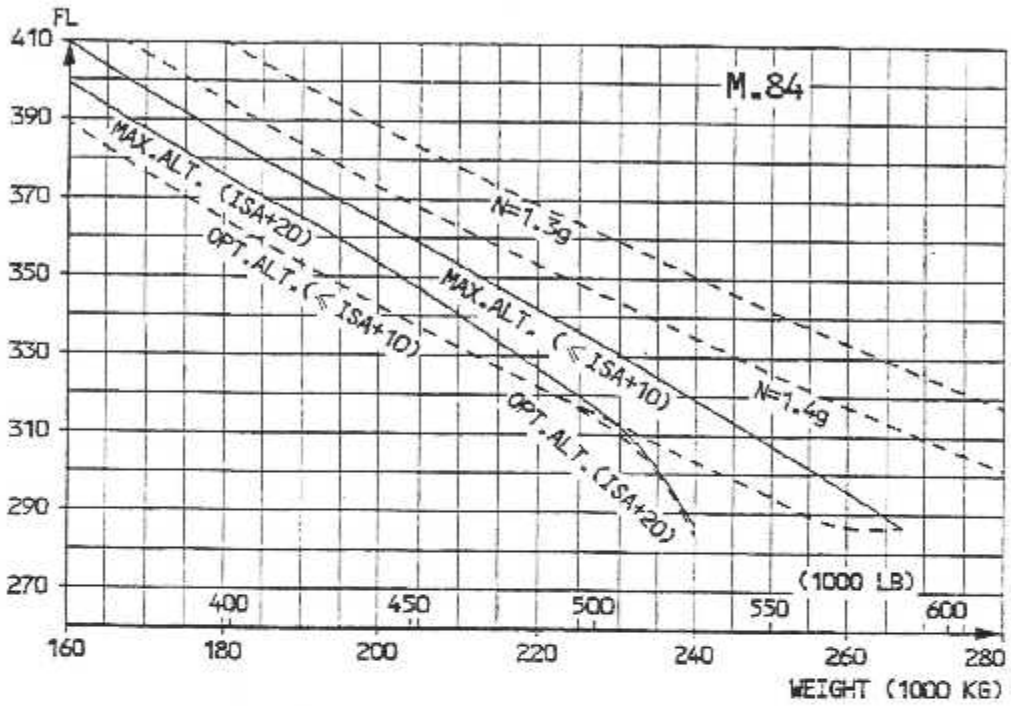
ALTITUDE (Feet)	TEMP. (°C)	PRESSURE			PRESSURE RATIO $\delta = \rho / \rho_0$	DENSITY $\sigma = P / P_0$	SPEED of SOUND (a) kt	ALTITUDE (meters)
		HPa	P.S.I.	In Hg.				
41,000	- 56.5	179	2.59	5.23	0.1764	0.2346	573	12,496
40,000	- 56.5	188	2.72	5.54	0.1851	0.2462	573	12,192
39,000	- 56.5	197	2.85	5.81	0.1942	0.2583	573	11,887
38,000	- 56.5	206	2.99	6.10	0.2038	0.2710	573	11,582
37,000	- 56.5	217	3.14	6.40	0.2138	0.2844	573	11,278
36,000	- 56.3	227	3.30	6.71	0.2243	0.2981	573	10,973
35,000	- 54.3	238	3.46	7.04	0.2353	0.3099	576	10,668
34,000	- 52.4	250	3.63	7.38	0.2467	0.3220	579	10,363
33,000	- 50.4	262	3.80	7.74	0.2586	0.3345	581	10,058
32,000	- 48.4	274	3.98	8.11	0.2709	0.3473	584	9,754
31,000	- 46.4	287	4.17	8.49	0.2837	0.3605	586	9,449
30,000	- 44.4	301	4.36	8.89	0.2970	0.3741	589	9,144
29,000	- 42.5	315	4.57	9.30	0.3107	0.3881	591	8,839
28,000	- 40.5	329	4.78	9.73	0.3250	0.4025	594	8,534
27,000	- 38.5	344	4.99	10.17	0.3398	0.4173	597	8,230
26,000	- 36.5	360	5.22	10.63	0.3552	0.4325	599	7,925
25,000	- 34.5	376	5.45	11.10	0.3711	0.4481	602	7,620
24,000	- 32.5	393	5.70	11.60	0.3876	0.4642	604	7,315
23,000	- 30.6	410	5.95	12.11	0.4046	0.4806	607	7,010
22,000	- 28.6	428	6.21	12.64	0.4223	0.4976	609	6,706
21,000	- 26.6	446	6.47	13.18	0.4406	0.5150	611	6,401
20,000	- 24.6	466	6.75	13.75	0.4595	0.5328	614	6,096
19,000	- 22.6	485	7.04	14.34	0.4791	0.5511	616	5,791
18,000	- 20.7	506	7.34	14.94	0.4994	0.5699	619	5,486
17,000	- 18.7	527	7.65	15.57	0.5203	0.5892	621	5,182
16,000	- 16.7	549	7.97	16.22	0.5420	0.6090	624	4,877
15,000	- 14.7	572	8.29	16.89	0.5643	0.6292	626	4,572
14,000	- 12.7	595	8.63	17.58	0.5875	0.6500	629	4,267
13,000	- 10.8	619	8.99	18.29	0.6113	0.6713	631	3,962
12,000	- 8.8	644	9.35	19.03	0.6360	0.6932	633	3,658
11,000	- 6.8	670	9.72	19.79	0.6614	0.7156	636	3,353
10,000	- 4.8	697	10.10	20.58	0.6877	0.7385	638	3,048
9,000	- 2.8	724	10.51	21.39	0.7148	0.7620	640	2,743
8,000	- 0.8	753	10.92	22.22	0.7428	0.7860	643	2,438
7,000	- 1.1	782	11.34	23.09	0.7716	0.8106	645	2,134
6,000	- 3.1	812	11.78	23.98	0.8014	0.8359	647	1,829
5,000	+ 5.1	843	12.23	24.90	0.8320	0.8617	650	1,524
4,000	+ 7.1	875	12.69	25.84	0.8637	0.8881	652	1,219
3,000	+ 9.1	908	13.17	26.82	0.8962	0.9151	654	914
2,000	+ 11.0	942	13.67	27.82	0.9298	0.9428	656	610
1,000	+ 13.0	977	14.17	28.86	0.9644	0.9711	659	305
0	+ 15.0	1013	14.70	29.92	1.0000	1.0000	661	0
- 1,000	+ 17.0	1050	15.23	31.02	1.0366	1.0295	664	- 305



CG302



[Handwritten mark]





DEVIS DE POIDS ET MESSAGE DE CHARGEMENT

(LOADSHEET AND LOADMESSAGE)

POIDS EN Kg
ALL WEIGHT IN KILOS

DESTINÉE	ORIGINE	N° DU VOL (Flight)	IMMATR. AVION	VERSION	POU/PAGE CREW PEQ	DATE
POIDS DE BASE (SIC WEIGHT)	POIDS MAXIMUM (MAXIMUM WEIGHT)		SANS CARBURANT (ZFW)		ATTERRISSAGE (LAW)	
ARRICTIONS DE BASE (SIC WEIGHT)	CARBURANT AU DECOLLAGE (TAKE OFF FUEL)		DELESTAGE (TRIP FUEL)		DECOLLAGE (TOW)	
ARRICTIONS DE BASE CORRIGÉ (RY OPERATING WEIGHT)	LIMITATION UTILE (le plus faible des 3) (ALLOWED MAX TO WEIGHT)					
CARBURANT AU DECOLLAGE (TAKE OFF FUEL)	POIDS EN OPERATIONS (OPERATING WEIGHT)					
POIDS EN OPERATIONS (OPERATING WEIGHT)	CHARGE OFFERTE (ALL TRAFFIC LOAD)					

A. PASSENGERS (N° OF PAX)				B. BAGAGES - C. MESSAGERIES (CARGO) - M. POSTE (MAIL)							DISTR. PAX CLASSES (IN ENCL)			REMARKS
ADULTES M. F.	Ch.	Inf.	POIDS TOTAL (TOTAL WEIGHT)	DISTRIBUTION DES POIDS PAR SOUTES							F	T	Y	
				1	2	3	4	5	6	0		T2	B	
Tr.														
B														
C														
M														
T				1	2	3	4	5	6	0				
Tr.														
B														
C														
M														
T				1	2	3	4	5	6	0				
Tr.														
B														
C														
M														
T				1	2	3	4	5	6	0				
Tr.														
B														
C														
M														
T				1	2	3	4	5	6	0				

ITALY	POIDS CORRIGES (CORRECTED WEIGHT)	CHARGE OFFERTE (ALL TRAFFIC LOAD)	RECTIFICATIONS DERNIERE MINUTE (LAST MINUTE CHANGES)	
POIDS PASSENGERS (PAX WEIGHT)				
CHARGE TRANSPORTÉE (TOTAL TRAFFIC LOAD)				
POIDS DE BASE CORRIGÉ (RY OPERATING WEIGHT)				
POIDS SANS CARBURANT (ZFW)				
PAX				
CARBURANT AU DECOLLAGE (TAKE OFF FUEL)				
POIDS DECOLLAGE (TOW)				
DELESTAGE TOTAL (TRIP FUEL)				
POIDS ATTERRISSAGE (LAW)				
			REPARTITION PAX (SEATING COND)	
			LENTAGE (BALANCE COND)	
			PREPARE PAR	APPROUVE PAR

POIDS EN LB (EIGHT IN LB)	DECOLLAGE (TOW) / ATTERRISSAGE (LAW)	NOTES 2
---------------------------	--------------------------------------	---------

DRY OPERATING WEIGHT CONDITIONS	
WEIGHT (kg)	CG(%RC)
130150 kg	30.6 %
$I = [(CG-26) \times W \times 0.029] + 100$	
DRY OPER WEIGHT INDEX	121.14

AIRBUS INDUSTRIE
® FOR TRAINING ONLY

LOAD and TRIM SHEET

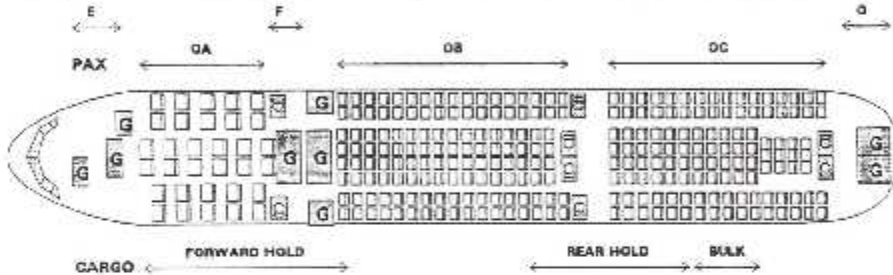
A340-xxx VERSION
 Standard 32J/C 252Y/C

DRY OPERATING WEIGHT	130150 kg
WEIGHT DEVIATION (PANTRY)	300 kg
CORRECTED DRY OPERATING WEIGHT	130450 kg
CARGO	24950 kg
PASSENGERS 272 x 75 kg	20400 kg
ZERO FUEL WEIGHT	175800 kg
TOTAL FUEL	96200 kg
TOTAL WEIGHT	274000 kg

ZONES	E	F	G
WEIGHT (kg) DEVIATION	100		200

BASIC INDEX CORRECTION

DRY OPER WEIGHT DEVIATION	ZONES		
	E	F	G
+ 100 kg	-0.34	-0.48	+0.32
- 100 kg	+0.34	+0.48	-0.32
INDEX CORRECTION	-0.3		



CORRECTED INDEX	122.04
-----------------	--------

ZONES	Nbr Pax	WEIGHT Kg	50	60	70	80	90	100	110	120	130	140	150	160	170	180	190	INDEX	
CARGO1		4000	[Hatched area]																500 kg
CARGO2		5000	[Hatched area]																500 kg
CARGO3		7500	[Hatched area]																500 kg
CARGO4		6000	[Hatched area]																500 kg
CARGO5		2450	[Hatched area]																500 kg
CABIN OA	30		[Hatched area]																5 pax
CABIN OB	122		[Hatched area]																35 pax
CABIN OC	120		[Hatched area]																10 pax
FUEL CORR.	+2		[Hatched area]																INDEX +

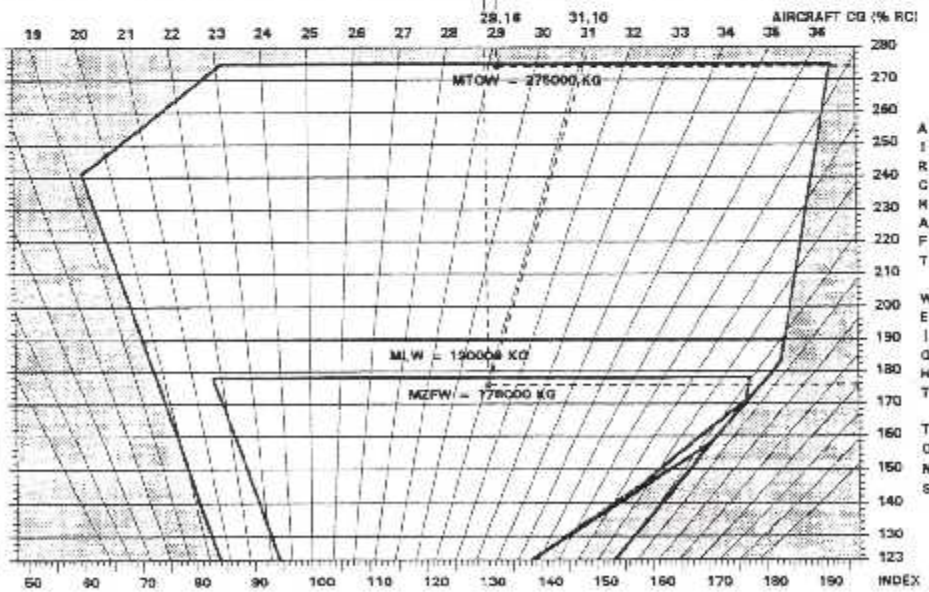
FUEL WEIGHT (kg)	96200
FUEL DENSITY	.785
FUEL INDEX CORRECTION	+2


TAKE-OFF

WEIGHT	CG
tone	% MAC
274,000	29.18

ZFW CDU INPUT

WEIGHT	CG
tone	% MAC
175,800	31.10



 A340 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	LOADING		2.01.40	P 5
	WEIGHT and BALANCE		REV 02	SEQ 100

FUEL INDEX TABLE

FUEL (tons)	FUEL DENSITY (kg/l)											
	.775	.780	.785	.790	.795	.800	.805	.810	.815	.820	.825	.830
2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2
4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4	-4
6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6
8	-3	-3	-3	-3	-3	-3	-3	-3	-3	-4	-4	-4
10	2	2	2	1	1	1	1	1	1	1	1	0
12	5	6	6	6	6	6	6	6	6	6	6	5
16	1	1	2	2	2	2	2	2	2	2	3	3
20	-3	-3	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-2	-1
24	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-6	-5	-5	-5
28	-10	-10	-10	-10	-10	-9	-9	-9	-9	-9	-9	-9
32	-13	-13	-13	-13	-13	-13	-13	-13	-13	-13	-12	-12
36	-17	-17	-16	-16	-16	-16	-16	-16	-16	-16	-16	-16
40	-20	-20	-20	-20	-19	-19	-19	-19	-19	-19	-19	-19
44	-23	-23	-23	-22	-22	-22	-22	-22	-22	-22	-22	-22
48	-25	-25	-25	-25	-25	-25	-25	-25	-25	-25	-25	-25
52	-26	-26	-26	-26	-26	-27	-27	-27	-27	-27	-27	-27
56	-26	-27	-27	-27	-27	-27	-27	-28	-28	-28	-28	-28
60	-26	-26	-26	-26	-27	-27	-27	-27	-28	-28	-28	-28
64	-24	-24	-25	-25	-25	-26	-26	-26	-27	-27	-27	-28
67	-21	-22	-22	-23	-23	-24	-24	-25	-25	-26	-26	-26
67.4	-21	-22	-22	-23	-23	-24	-24	-24	-25	-25	-26	-26
67.8	-21	-21	-22	-22	-23	-23	-24	-24	-25	-25	-25	-26
68.2	-20	-21	-21	-22	-22	-23	-23	-24	-24	-25	-25	-26
68.6	-17	-21	-21	-22	-22	-23	-23	-24	-24	-25	-25	-25
69	-12	-17	-21	-21	-22	-22	-23	-23	-24	-24	-25	-25
69.4	-8	-13	-18	-21	-21	-22	-22	-23	-23	-24	-24	-25
69.8	-4	-9	-14	-18	-21	-22	-22	-23	-23	-24	-24	-25
70.2	0	-5	-9	-14	-19	-21	-22	-22	-23	-23	-24	-24
70.6	4	-1	-5	-10	-15	-19	-21	-22	-22	-23	-23	-24
71	4	4	-1	-6	-11	-15	-20	-22	-22	-23	-23	-24
71.4	4	4	3	-2	-6	-11	-16	-20	-22	-22	-23	-23
71.8	4	4	4	3	-2	-7	-12	-16	-21	-22	-22	-23
72.2	4	4	4	4	2	-3	-7	-12	-17	-21	-22	-23
72.6	4	4	4	4	4	2	-3	-8	-13	-17	-22	-22
73	4	4	4	4	4	5	1	-4	-9	-13	-18	-22
73.4	4	4	4	4	4	4	5	0	-4	-9	-14	-18
73.8	4	4	4	4	4	4	5	5	0	-5	-10	-14
74.2	4	4	4	4	4	4	4	5	4	-1	-6	-10
74.6	3	4	4	4	4	4	4	4	5	3	-1	-6
75	3	3	4	4	4	4	4	4	5	5	3	-2
75.4	3	3	4	4	4	4	4	4	4	5	5	2
76	3	3	3	3	4	4	4	4	4	4	5	5
84	-1	-1	-1	0	0	0	1	1	1	1	2	2
92	-5	-5	-5	-4	-4	-4	-4	-3	-3	-3	-3	-2
100	-9	-9	-8	-8	-8	-8	-7	-7	-7	-7	-6	-6
104	-12	-11	-11	-10	-10	-10	-9	-9	-9	-8	-8	-8
108						-13	-12	-12	-11	-11	-10	-10
112												-13
FULL	-13	-13	-13	-13	-13	-14	-14	-14	-14	-14	-14	-14

CONFIGURATION 1+F		PRESSURE ALTITUDE = 0 FT				
TREF = 30 °C		DRY RUNWAY		MAX T.O. WEIGHT(1000KG) CODES		
TMAX = 55 °C		SLOPE = .00 %		IAS(KT) : V1 / VR / V2		
TEMP. (°C)	CORRECTED RUNWAY LENGTH (M)					
	3000	3250	3500	3750	4000	
-20	274.0 3/3 144/49/62	281.5 2/6 147/53/65	284.7 2/6 146/56/68	285.0 7/2 134/57/68	285.0 7/2 132/57/68	
-10	269.6 3/3 143/48/61	279.2 3/2 145/51/63	282.5 2/6 144/54/68	285.0 7/2 142/57/68	285.0 7/2 133/57/68	
0	265.4 3/3 141/47/59	274.8 3/9 144/50/62	280.2 2/6 142/52/64	283.2 2/6 141/55/67	285.0 7/2 136/57/69	
10	261.3 3/3 140/46/58	270.7 3/9 142/49/61	277.3 3/9 141/51/62	281.1 2/6 140/54/65	283.9 2/6 139/56/68	
20	257.3 3/9 139/45/57	266.9 3/9 142/48/60	273.4 3/9 140/50/62	278.8 2/6 139/52/63	281.6 2/6 138/55/66	
30	253.6 3/9 138/44/56	263.1 3/3 141/47/59	269.9 3/9 140/49/61	276.0 9/6 139/51/62	279.6 2/6 138/54/65	
32	250.1 3/9 137/43/55	259.5 3/3 140/46/58	266.6 3/9 140/49/60	272.2 2/6 139/51/61	275.0 2/6 138/53/64	
34	246.5 3/9 137/43/54	255.8 3/3 140/46/57	263.1 3/9 140/48/59	267.7 2/6 139/50/61	270.3 2/6 139/53/64	
36	242.9 9/3 136/42/53	252.2 3/9 139/45/56	259.8 3/9 141/47/58	263.2 3/6 140/50/60	265.8 2/6 139/53/63	
38	239.4 9/3 136/41/52	248.6 3/9 139/44/55	256.2 3/6 141/47/57	258.9 3/6 140/49/60	261.3 2/6 140/52/62	
40	235.9 9/3 135/40/51	245.1 3/9 138/43/54	252.0 3/6 141/46/57	254.6 3/6 141/49/59	256.9 6/2 140/52/62	
42	231.9 9/3 134/39/50	241.0 3/9 138/42/53	246.8 3/6 141/46/56	249.4 3/6 141/49/59	251.6 3/6 141/51/61	
44	227.7 9/3 133/38/49	236.8 3/9 137/41/52	241.4 3/2 140/45/55	244.2 3/6 142/48/58	246.3 3/6 142/51/61	
46	223.9 9/3 133/37/48	232.7 3/3 136/40/50	236.3 3/2 140/44/54	239.3 3/6 143/48/58	241.2 3/6 143/51/60	
48	220.4 9/3 132/36/46	228.0 3/2 136/40/50	231.5 3/2 140/44/54	234.5 3/3 143/48/57	236.5 3/6 144/51/60	
50	217.0 3/9 132/35/45	223.5 3/2 136/39/49	226.9 3/2 140/43/53	229.7 3/3 143/47/56	232.0 3/6 146/51/60	
52	213.6 9/3 131/34/44	219.1 3/2 136/38/48	222.4 3/3 139/43/52	225.1 3/3 143/47/56	227.4 3/3 146/50/59	
54	210.4 3/9 130/34/43	214.7 3/3 136/38/47	217.9 3/3 139/42/51	220.5 3/3 142/46/55	222.7 3/3 146/50/58	
55	208.8 3/9 130/33/43	212.5 3/2 136/38/47	215.7 3/2 139/42/51	218.2 3/3 142/46/54	220.3 3/3 146/50/58	

CONFIGURATION 2		PRESSURE ALTITUDE = 0 FT				
TREF = 30 °C		DRY RUNWAY		MAX T.O. WEIGHT(1000KG) CODES		
TMAX = 55 °C		SLOPE = .00 %		IAS(KT) : V1 / VR / V2		
TEMP. (°C)	CORRECTED RUNWAY LENGTH (M)					
	2500	2750	3000	3250	3500	
-20	256.5 3/9	268.0 3/9	274.4 3/2	279.0 3/3	282.0 2/6	
	136/40/53	140/44/56	144/49/60	148/54/65	149/58/68	
-10	252.5 3/9	263.9 3/9	272.3 3/2	277.0 3/3	280.0 2/6	
	135/39/52	138/43/55	142/47/58	146/52/63	146/55/66	
0	248.5 3/9	259.7 3/9	270.0 3/2	274.9 3/3	277.9 2/6	
	133/38/50	137/42/53	140/45/56	144/50/61	144/53/64	
10	244.7 3/9	255.8 3/9	266.2 3/9	272.8 3/2	275.9 2/3	
	132/37/49	135/40/52	139/44/55	142/48/59	142/51/52	
20	241.0 3/9	251.9 3/9	262.2 3/9	270.4 3/2	273.7 3/2	
	131/36/48	134/40/51	138/43/54	141/46/57	141/50/60	
30	237.6 3/9	248.3 3/9	258.4 3/9	267.9 3/9	271.6 3/2	
	130/35/47	133/39/50	137/42/53	140/45/55	140/48/55	
32	234.3 3/9	244.9 3/9	254.8 3/9	263.6 3/2	267.2 3/6	
	129/34/46	133/38/49	136/41/52	139/44/55	141/48/58	
34	230.9 9/3	241.4 3/9	251.2 3/9	259.0 3/2	262.7 3/6	
	129/33/45	132/37/48	136/40/51	139/44/54	141/48/58	
36	227.6 9/3	238.1 3/9	247.7 3/9	254.6 3/2	258.4 3/6	
	128/33/44	132/36/48	135/40/50	139/43/54	141/48/57	
38	224.4 3/3	234.9 3/9	244.3 3/9	250.3 3/2	254.1 3/6	
	127/32/43	131/36/47	135/39/49	138/43/53	142/47/57	
40	221.2 3/3	231.7 3/9	240.8 3/9	246.0 3/2	249.7 3/6	
	127/31/42	131/35/46	134/38/48	138/42/52	141/47/56	
42	217.5 3/3	227.9 3/3	236.7 3/2	240.9 3/2	244.5 3/6	
	126/30/41	130/34/45	133/37/47	137/42/51	141/46/55	
44	213.7 3/9	223.9 3/3	231.7 3/2	235.7 3/2	239.1 3/2	
	125/29/40	130/33/43	133/37/46	137/41/51	141/45/54	
46	210.1 3/9	220.1 9/3	227.0 3/2	230.7 3/2	234.0 3/2	
	125/28/39	129/32/42	133/36/46	137/41/50	140/45/54	
48	206.9 9/3	216.7 3/9	222.5 3/3	226.1 3/2	229.2 3/2	
	125/27/38	129/31/41	133/36/45	136/40/49	140/44/53	
50	202.2 3/3	213.3 9/3	218.1 3/3	221.7 3/2	224.6 3/2	
	125/27/37	128/30/40	132/35/44	136/40/48	140/44/52	
52	196.8 3/3	209.9 2/3	213.7 3/3	217.3 3/3	220.1 3/2	
	125/27/37	127/30/39	132/35/43	136/39/48	139/43/52	
54	191.6 3/3	205.9 2/3	209.5 3/3	212.7 3/3	215.6 3/2	
	125/27/37	127/29/38	131/34/43	136/39/47	138/43/51	
55	189.1 3/3	204.0 2/3	207.5 2/3	210.3 3/3	213.4 3/2	
	125/27/37*	127/29/38	131/34/42	136/38/47	139/43/51	

CONFIGURATION 1+F		PRESSURE ALTITUDE = 1000 FT				
TREF = 28 °C		DRY RUNWAY		MAX T.O. WEIGHT(1000KG) CODES		
TMAX = 53 °C		SLOPE = .00 %		IAS(KT) : V1 / VR / V2		
TEMP. (°C)	CORRECTED RUNWAY LENGTH (M)					
	3000	3250	3500	3750	4000	
-20	266.0 3/3 143/47/60	274.4 3/3 146/51/63	277.6 2/3 145/54/55	280.5 3/6 145/58/69	283.0 6/2 144/61/71	
-10	261.7 3/3 141/46/59	271.4 3/3 144/49/61	275.4 3/2 143/52/64	278.3 2/6 142/55/67	281.0 6/3 142/58/69	
0	257.6 3/3 140/45/58	267.1 3/9 143/48/60	273.1 3/6 141/50/62	276.1 2/6 140/53/65	278.9 2/6 140/56/67	
10	253.6 3/3 138/44/56	263.1 3/3 141/47/59	269.5 3/9 140/49/61	274.1 2/6 139/52/63	276.8 2/6 138/54/65	
20	249.8 3/9 137/43/55	259.1 3/3 140/46/58	265.7 3/9 139/48/60	271.7 9/6 138/50/61	274.6 2/6 137/53/64	
28	246.9 3/9 136/43/55	256.1 3/3 139/46/57	263.0 3/9 139/48/59	269.0 9/6 138/50/61	273.0 2/6 136/52/63	
30	243.9 3/9 136/42/54	253.0 3/3 139/45/56	260.3 3/9 140/47/58	266.2 3/9 138/49/60	269.1 6/2 137/52/62	
32	240.6 9/3 136/41/53	249.7 3/3 139/44/55	257.3 3/9 140/47/57	262.4 3/6 139/49/59	264.9 6/2 138/51/62	
34	237.3 9/3 135/40/52	246.5 3/3 138/43/54	254.3 3/9 140/46/57	258.3 3/6 139/48/59	260.8 6/6 138/51/61	
36	234.1 3/9 134/39/51	243.3 3/9 138/43/54	251.3 3/9 140/45/56	254.4 3/6 139/48/58	256.8 6/6 139/51/61	
38	230.9 3/9 133/39/50	240.0 3/9 137/42/53	247.8 3/3 140/45/55	250.4 3/6 140/48/58	252.7 3/6 139/50/60	
40	227.5 9/3 133/38/49	236.5 3/9 136/41/52	243.4 3/3 139/44/54	246.2 3/6 140/47/57	248.4 3/6 140/50/60	
42	224.0 9/3 132/37/48	233.0 3/9 136/40/50	239.0 3/3 139/43/54	241.9 3/6 141/47/57	243.9 3/6 140/50/59	
44	220.3 9/3 131/36/46	229.1 3/3 135/39/49	234.1 3/3 138/43/53	237.1 3/6 141/47/56	239.1 3/6 141/49/59	
46	216.4 9/3 131/35/45	224.9 9/3 135/38/48	228.7 3/2 138/42/52	231.7 3/3 142/46/55	233.7 3/6 142/49/58	
48	212.5 3/9 130/34/44	219.9 3/2 134/37/47	223.4 3/3 138/42/51	226.2 3/3 141/45/55	228.5 3/6 144/49/58	
50	208.7 9/3 129/33/43	214.9 3/2 133/37/46	218.2 3/3 137/41/50	221.0 3/3 141/45/54	223.3 3/3 144/48/57	
52	205.0 3/9 128/32/41	210.0 3/3 133/36/45	213.2 3/2 137/40/49	215.8 3/3 140/44/53	218.0 3/3 144/48/56	
53	203.2 3/9 128/31/41	207.6 3/3 132/36/45	210.7 3/2 137/40/49	213.3 3/3 140/44/52	215.4 3/3 144/47/56	

CONFIGURATION 2		PRESSURE ALTITUDE = 1000 FT				
TREF = 28 °C		DRY RUNWAY		MAX T.O. WEIGHT(1000KG) CODES		
TMAX = 53 °C		SLOPE = .00 %		IAS(KT) : V1 / VR / V2		
TEMP. (°C)	CORRECTED RUNWAY LENGTH (M)					
	2500	2750	3000	3250	3500	
-20	249.2 3/9 134/38/51	260.3 3/9 138/42/54	267.4 3/3 142/47/58	272.0 3/3 146/52/62	275.1 2/3 147/56/66	
-10	245.2 3/9 133/37/50	256.2 3/9 137/41/53	265.2 3/3 140/45/56	269.9 3/3 144/50/60	273.1 3/2 145/53/64	
0	241.2 9/3 131/36/49	252.2 3/9 135/40/52	262.4 3/9 138/43/54	267.8 3/3 142/48/58	271.0 3/2 143/51/62	
10	237.4 9/3 130/35/47	248.4 3/9 134/39/51	258.5 3/9 137/42/53	265.8 3/3 141/46/57	269.0 3/2 141/49/60	
20	233.8 9/3 129/34/46	244.7 3/9 133/38/49	254.6 3/9 136/41/52	263.5 3/6 139/44/55	266.9 3/6 140/48/58	
28	231.2 3/9 128/33/46	241.8 3/9 132/37/49	251.6 3/9 135/40/51	260.9 3/9 138/43/54	265.3 3/6 139/47/57	
30	228.4 9/3 128/33/45	239.0 3/9 132/37/48	248.6 3/9 135/40/51	257.7 3/9 138/43/53	261.5 3/6 140/47/57	
32	225.4 3/9 127/32/44	235.9 3/9 131/36/47	245.4 3/9 134/39/50	253.7 3/2 137/42/52	257.5 3/6 140/46/56	
34	222.4 9/3 126/31/43	232.8 3/9 131/35/46	242.2 3/9 134/38/49	249.7 3/2 137/42/52	253.6 3/6 141/46/56	
36	* 219.5 9/3 * 126/30/42	229.9 3/9 130/34/45	239.1 3/9 133/38/48	245.7 3/2 137/41/51	249.6 3/3 140/46/55	
38	* 216.5 9/3 * 125/30/41	226.9 3/9 130/34/44	235.9 3/9 133/37/47	241.8 3/2 136/41/50	245.5 3/3 140/45/54	
40	* 213.4 3/3 * 125/29/40	223.6 3/9 129/33/43	232.5 3/9 132/36/46	237.6 3/2 136/40/50	241.2 3/3 140/44/54	
42	* 210.2 3/3 * 124/28/39	220.2 9/3 129/32/42	229.1 3/9 132/35/45	233.3 3/2 136/40/49	236.7 3/2 139/44/53	
44	* 206.8 3/9 * 124/27/38	216.6 3/9 128/31/41	224.7 3/2 131/35/44	228.5 3/2 135/39/48	231.9 3/2 139/43/52	
46	* 203.1 3/9 * 124/26/37	212.7 9/3 127/30/40	219.7 3/3 131/34/43	223.4 3/2 135/38/47	226.5 3/2 138/43/51	
48	* 198.6 3/9 * 124/26/36	208.9 9/3 127/29/39	214.6 3/3 131/33/43	218.3 3/2 135/38/47	221.2 3/2 138/42/50	
50	* 192.4 3/3 * 124/26/36	205.2 9/3 126/28/37	209.6 3/3 130/33/42	213.2 3/3 134/37/46	216.2 3/2 138/41/50	
52	* 186.2 3/3 * 124/26/35*	* 201.5 2/9 125/27/36	205.0 3/3 130/32/41	207.9 3/3 133/37/45	211.1 3/2 138/41/49	
53	* 183.4 3/3 * 124/26/35*	* 199.3 2/3 125/27/36	202.7 3/3 129/32/40	205.9 3/3 133/36/44	208.6 3/3 137/41/48	

CONFIGURATION 3		PRESSURE ALTITUDE = 1000 FT				
TREF = 28 °C		DRY RUNWAY		MAX TO. WEIGHT(1000KG) CODES		
TMAX = 53 °C		SLOPE = .00 %		IAS(KT) : V1 / VR / V2		
TEMP. (°C)	CORRECTED RUNWAY LENGTH (M)					
	2000	2250	2500	2750	3000	
-20	* 225.4 3/9	239.2 3/9	251.2 3/9	260.5 3/2	265.3 3/3	
	* 125/30/43	130/35/47	134/39/50	139/43/54	143/49/59	
-10	* 220.8 9/3	235.2 9/3	247.2 3/9	258.3 3/9	263.4 3/3	
	* 125/28/41	129/33/46	133/38/49	137/41/52	141/47/57	
0	* 211.4 3/9	* 231.2 9/3	243.4 3/9	254.3 3/9	261.4 3/2	
	* 125/26/40*	127/32/44	132/36/48	135/40/51	139/44/55	
10	* 202.8 3/3	* 227.5 9/3	239.7 3/9	250.6 3/9	259.5 3/2	
	* 125/26/40*	125/31/43	130/35/47	134/39/50	137/43/53	
20	* 195.3 3/3	* 224.1 3/9	236.2 3/9	246.9 3/9	256.9 3/9	
	* 125/26/40*	125/30/42	129/34/46	133/38/49	136/41/51	
28	* 190.2 3/3	* 221.6 3/9	233.5 3/9	244.1 3/9	254.0 3/9	
	* 125/26/40*	125/30/42	128/34/45	132/37/48	135/41/51	
30	* 186.9 3/3	* 218.2 9/3	230.8 3/9	241.2 3/9	251.0 3/9	
	* 125/26/40*	125/29/41	128/33/44	132/37/47	135/40/50	
32	* 182.9 3/3	* 213.5 9/3	227.9 3/9	238.1 3/9	247.7 3/9	
	* 125/26/40*	125/27/39	128/33/43	131/36/46	134/39/49	
34	* 179.0 3/3	* 208.9 3/9	224.8 9/3	235.0 3/9	243.8 3/2	
	* 125/26/40*	125/26/38	127/32/43	131/35/45	134/39/48	
36	* 175.3 3/3	* 204.6 3/3	221.9 9/3	232.0 3/9	239.9 3/2	
	* 125/26/40*	125/26/38	127/31/42	130/35/45	134/38/48	
38	* 171.5 3/3	* 200.1 3/3	218.9 9/3	229.0 3/9	236.0 3/2	
	* 125/26/39*	125/26/38	126/30/41	130/34/44	133/38/47	
40	* 167.5 3/3	* 195.4 3/3	* 215.8 3/3	225.7 3/9	231.9 3/2	
	* 125/26/39*	125/26/38	* 125/30/40	129/33/43	133/37/46	
42	* 163.6 3/3	* 190.7 3/3	* 212.6 3/3	222.5 3/9	227.7 3/2	
	* 125/26/39*	125/26/38	* 125/29/39	129/32/42	133/37/46	
44	* 159.5 3/3	* 185.8 3/3	* 209.1 3/9	218.9 3/9	223.0 3/2	
	* 125/26/39*	124/26/37	* 124/28/38	128/32/41	132/36/45	
46	* 155.2 3/3	* 180.6 3/3	* 205.4 3/9	214.3 2/3	218.0 3/2	
	* 125/26/39*	124/26/37	* 124/27/36	128/31/40	132/36/44	
48	* 151.3 3/3	* 175.9 3/3	* 200.4 3/3	209.3 2/3	213.0 3/3	
	* 125/26/38*	124/26/37	* 124/26/36	128/30/39	132/35/44	
50	* 147.3 3/3	* 171.1 3/3	* 194.6 3/3	204.5 2/3	207.9 3/3	
	* 125/26/38*	124/26/37	* 124/26/35	127/30/38	131/35/43	
52	* 143.2 3/3	* 166.3 3/3	* 188.4 3/3	200.0 2/3	203.2 3/3	
	* 125/26/38*	124/26/36	* 124/26/35	126/29/37	131/34/42	
53	* 141.3 3/3	* 164.1 3/3	* 185.4 3/3	* 197.9 2/3	201.0 2/3	
	* 125/26/38*	124/26/36	* 124/26/35*	126/29/37	130/34/41	

CONFIGURATION 1+F		PRESSURE ALTITUDE = 2000 FT				
TREF = 26 °C		DRY RUNWAY		MAX T.O. WEIGHT(1000KG) CODES		
TMAX = 51 °C		SLOPE = .00 %		IAS(KT) : V1 / VR / V2		
TEMP. (°C)	CORRECTED RUNWAY LENGTH (M)					
	3000	3250	3500	3750	4000	
-20	258.0 3/3 141/46/58	267.2 3/3 144/49/60	270.4 3/2 144/52/64	273.2 6/6 143/55/66	275.8 6/2 142/58/69	
-10	253.8 3/3 139/44/57	263.2 3/3 142/47/59	268.2 3/6 141/50/61	271.1 2/6 141/53/64	273.7 3/6 140/56/67	
0	249.8 3/3 138/43/55	259.1 3/3 141/46/58	265.4 3/9 139/48/60	268.9 2/6 139/51/62	271.6 6/2 138/54/65	
10	246.0 3/3 137/42/54	255.2 3/3 140/45/57	261.5 3/9 138/47/59	266.9 6/3 137/49/60	269.7 2/6 136/52/63	
20	242.3 3/3 135/41/53	251.3 3/3 138/44/56	257.9 3/9 138/47/58	263.7 9/6 136/48/59	267.6 6/2 135/51/61	
26	240.1 3/9 135/41/53	249.1 3/3 138/44/55	256.0 3/9 138/46/57	261.7 9/6 136/48/59	266.4 6/2 135/50/61	
28	237.5 9/3 135/40/52	246.5 3/3 137/43/55	253.9 3/9 139/46/57	259.5 3/9 137/48/58	262.9 6/2 136/50/60	
30	234.7 9/3 134/39/51	243.7 3/3 137/43/54	251.5 3/9 139/45/56	256.8 3/6 138/47/58	259.3 6/2 137/50/60	
32	231.7 9/3 133/39/50	240.8 3/3 137/42/53	248.8 3/9 139/45/55	253.2 3/6 138/47/57	255.6 6/6 137/49/60	
34	228.8 9/3 133/38/49	237.8 3/3 136/41/52	245.8 3/3 139/44/54	249.6 3/6 139/46/57	251.9 6/6 138/49/59	
36	225.9 3/9 132/37/48	234.9 3/3 136/40/51	242.8 3/3 138/43/53	246.0 3/6 139/46/56	248.3 6/6 138/49/59	
38	223.0 9/3 131/36/47	232.0 3/3 135/40/50	239.7 3/3 138/43/53	242.6 3/6 139/46/56	244.7 3/6 139/49/58	
40	220.2 9/3 131/36/46	228.9 3/3 135/39/49	236.0 3/3 137/42/52	239.0 3/6 140/46/55	241.1 3/6 139/48/58	
42	216.6 3/9 130/35/45	225.2 9/3 134/38/48	231.2 3/3 137/41/51	234.4 3/3 140/45/55	236.4 3/6 140/48/57	
44	212.3 9/3 129/34/44	220.7 9/3 133/37/47	225.5 3/3 137/41/50	228.5 3/3 140/45/54	230.6 3/6 141/43/57	
46	208.0 9/3 128/32/42	216.2 3/9 132/36/45	219.7 3/3 136/40/49	222.6 3/3 139/44/53	224.9 3/6 142/47/56	
48	203.9 3/9 127/31/41	210.6 3/3 131/35/44	213.9 3/2 136/39/48	216.7 3/3 139/43/52	219.0 3/3 142/47/55	
50	199.8 3/9 127/30/40	205.3 3/3 131/34/43	208.4 3/2 135/38/47	211.1 3/3 139/42/51	213.2 3/3 142/46/54	
51	197.8 3/9 126/30/39	202.7 3/2 130/34/42	205.7 2/3 134/38/46	208.3 3/3 138/42/50	210.4 3/3 141/45/53	

CONFIGURATION 2		PRESSURE ALTITUDE = 2000 FT				
TREF = 26 °C		DRY RUNWAY		MAX T.O. WEIGHT(1000KG) CODES		
TMAX = 51 °C		SLOPE = .00 %		IAS(KT) : V1 / VR / V2		
TEMP. (°C)	CORRECTED RUNWAY LENGTH (M)					
	2500	2750	3000	3250	3500	
-20	241.8 3/9	252.5 3/9	260.3 3/3	264.9 3/3	268.0 3/2	
	133/37/49	136/40/52	140/44/55	144/49/60	145/53/63	
-10	237.9 9/3	248.6 3/9	258.2 3/3	262.8 3/3	266.0 3/6	
	131/35/48	135/39/51	138/42/53	142/47/58	143/51/61	
0	233.8 9/3	244.7 3/9	254.5 3/9	260.7 3/3	264.0 3/6	
	129/34/46	133/38/50	137/41/52	140/45/56	141/49/59	
10	230.1 9/3	241.1 3/9	250.7 3/9	258.7 3/3	262.1 3/6	
	128/33/45	132/37/49	135/40/51	139/44/54	139/47/57	
20	226.7 3/9	237.4 3/9	247.0 3/9	256.1 3/3	260.0 3/6	
	127/32/44	131/36/47	134/39/50	137/42/53	138/46/56	
26	224.8 3/9	235.4 3/9	244.9 3/9	253.9 3/3	258.9 3/6	
	127/32/44	130/36/47	134/39/50	137/42/52	138/45/55	
28	222.4 3/9	232.9 3/9	242.3 3/9	251.2 3/9	255.6 3/6	
	126/31/43	130/35/46	133/38/49	136/41/51	139/45/55	
30	219.9 3/9	230.3 3/9	239.5 3/9	249.2 3/9	252.2 3/6	
	125/30/42	130/34/45	133/38/48	136/40/51	139/45/55	
32	217.2 9/3	227.6 3/9	236.7 3/9	244.5 3/2	248.5 3/3	
	125/30/41	129/34/45	133/37/47	136/40/50	139/44/54	
34	* 214.5 9/3	224.8 3/9	233.8 3/9	241.0 3/2	244.8 3/3	
	* 124/29/40	129/33/44	132/36/46	135/40/49	139/44/53	
36	* 211.8 9/3	222.0 3/3	230.9 3/9	237.4 3/2	241.1 3/3	
	* 124/28/40	128/32/43	132/35/46	135/39/49	138/43/53	
38	* 209.2 9/3	219.2 9/3	228.1 3/9	233.9 3/2	237.5 3/3	
	* 123/28/39	128/32/42	131/35/45	135/39/48	138/43/52	
40	* 206.6 9/3	216.4 9/3	225.2 3/9	230.3 3/2	233.8 3/3	
	* 122/27/38	127/31/41	131/34/44	134/38/47	138/42/51	
42	* 203.3 3/9	212.9 9/3	221.7 3/9	225.8 3/2	229.1 3/2	
	* 122/26/37	127/30/40	130/33/43	134/38/47	137/42/51	
44	* 199.3 3/9	208.7 3/9	216.6 3/3	220.2 3/2	223.4 3/2	
	* 122/25/35	126/29/39	130/33/42	133/37/46	137/41/50	
46	* 194.9 3/9	204.5 9/3	211.0 3/3	214.7 3/2	217.6 3/2	
	* 122/24/34	125/28/37	129/32/41	133/36/45	136/40/49	
48	* 188.0 3/3	* 200.5 9/3	205.7 3/3	208.8 3/3	212.0 3/3	
	* 122/24/34*	124/27/36	129/31/40	133/36/44	136/40/48	
50	* 181.1 3/3	* 196.4 3/3	200.5 3/3	203.6 3/3	206.5 2/3	
	* 122/24/34*	123/26/35	128/30/39	132/35/43	136/39/47	
51	* 177.8 3/3	* 194.4 2/9	197.9 3/3	201.1 2/3	203.7 2/3	
	* 122/24/34*	123/25/34	127/30/38	131/34/42	135/38/46	

CONFIGURATION 3		PRESSURE ALTITUDE = 2000 FT				
TREF = 26 °C		DRY RUNWAY		MAX T.O. WEIGHT(1000KG) CODES		
TMAX = 51 °C		SLOPE = .00 %		IAS(KT) : V1 / VR / V2		
TEMP. (°C)	CORRECTED RUNWAY LENGTH (M)					
	2000	2250	2500	2750	3000	
-20	* 218.5 3/9	232.1 3/9	243.7 3/9	253.6 3/2	258.3 3/3	
	* 124/28/41	129/33/45	133/37/48	137/41/51	141/46/56	
-10	* 214.0 9/3	228.0 9/3	239.9 3/9	250.5 3/9	256.4 3/2	
	* 123/26/39	127/31/44	131/36/47	135/39/50	139/44/54	
0	* 204.8 3/3	* 224.1 9/3	236.2 3/9	246.7 3/9	254.5 3/2	
	* 123/25/38*	125/30/42	130/35/46	133/38/49	137/42/52	
10	* 196.4 3/3	* 220.6 3/9	232.6 3/9	243.1 3/9	252.6 3/2	
	* 123/25/39*	123/29/41	129/34/45	132/37/48	135/40/51	
20	* 189.2 3/3	* 217.3 3/9	229.2 3/9	239.6 3/9	249.3 3/9	
	* 123/25/39*	123/28/40	128/33/44	131/36/47	134/39/50	
26	* 185.4 3/3	* 215.5 3/9	227.3 3/9	237.6 3/9	247.2 3/9	
	* 123/25/39*	123/28/40	127/32/43	131/36/46	134/39/49	
28	* 182.4 3/3	* 213.1 9/3	224.9 3/9	235.1 3/9	244.6 3/9	
	* 123/25/38*	123/27/39	127/32/43	130/35/46	133/38/48	
30	* 179.3 3/3	* 209.4 9/3	222.3 9/3	232.4 3/9	241.8 3/9	
	* 123/25/38*	123/26/38	126/31/42	130/35/45	133/38/47	
32	* 175.6 3/3	* 205.1 3/9	219.6 9/3	229.6 3/9	238.8 3/9	
	* 123/25/38*	123/25/37	126/30/41	129/34/44	133/37/47	
34	* 172.1 3/3	* 201.1 3/3	216.9 3/9	226.8 3/9	235.3 3/2	
	* 123/25/38*	123/25/36	125/30/40	129/33/43	132/37/46	
36	* 168.7 3/3	* 197.1 3/3	* 214.2 9/3	224.1 3/9	231.7 3/2	
	* 123/25/38*	123/25/36	* 125/29/39	129/33/42	132/36/45	
38	* 165.4 3/3	* 193.0 3/3	* 211.6 9/3	221.4 3/9	228.3 3/2	
	* 123/25/38*	123/25/36	* 124/28/38	128/32/42	132/36/45	
40	* 162.0 3/3	* 189.0 3/3	* 208.9 3/3	218.7 3/9	224.8 3/2	
	* 123/25/37*	123/25/36	* 124/28/38	128/31/41	131/35/44	
42	* 157.8 3/3	* 184.1 3/3	* 205.6 3/9	215.3 3/9	220.4 3/2	
	* 123/25/37*	123/25/36	* 123/27/37	127/31/40	131/35/44	
44	* 153.2 3/3	* 178.4 3/3	* 201.5 3/9	211.1 3/9	215.0 3/2	
	* 123/25/37*	123/25/36	* 123/26/35	126/29/38	130/34/43	
46	* 148.4 3/3	* 172.8 3/3	* 197.1 3/3	205.8 3/3	209.3 3/3	
	* 123/25/37*	123/25/35	* 123/25/34	126/29/37	130/34/42	
48	* 144.1 3/3	* 167.6 3/3	* 190.2 3/3	200.5 3/3	203.7 3/3	
	* 123/25/36*	123/25/35	* 123/25/34	125/28/36	130/33/41	
50	* 139.6 3/3	* 162.2 3/3	* 183.2 3/3	* 195.6 2/3	198.8 3/3	
	* 123/25/36*	123/25/35	* 123/25/34*	124/27/35	129/32/40	
51	* 137.4 3/3	* 159.6 3/3	* 179.7 3/3	* 193.2 2/3	196.3 2/3	
	* 123/25/36*	123/25/35	* 123/25/34*	124/27/35	128/32/39	

CLIMB - 250KT/290KT/M.79							
MAX. CLIMB THRUST LIMITS NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF	ISA CG=30.0%			FROM BRAKES RELEASE			
				TIME (MIN)	FUEL (KG)		
			DISTANCE (NM)	TAS (KT)			
WEIGHT AT BRAKES RELEASE (1000KG)							
FL	200	210	220	230	240	250	260
410							
390	28 5320 183 388	34 6076 220 394					
370	24 4806 150 376	27 5264 167 378	30 5816 189 382	34 6567 222 388			
350	21 4472 130 366	23 4853 143 368	26 5280 158 371	28 5775 176 374	32 6374 198 377	36 7166 231 383	
330	19 4199 115 357	21 4536 126 358	23 4906 137 360	25 5319 150 363	27 5786 166 365	30 6327 185 368	34 6985 209 372
310	18 3925 101 346	19 4226 110 347	20 4552 119 349	22 4909 129 350	24 5303 141 352	26 5741 154 354	29 6238 170 357
290	16 3614 86 332	17 3880 93 333	18 4166 100 335	19 4473 108 336	21 4807 117 337	23 5171 127 339	24 5570 138 340
270	14 3334 74 320	15 3573 80 320	16 3827 86 321	17 4099 92 322	18 4391 99 323	20 4706 107 324	21 5046 115 326
250	12 3078 64 307	13 3293 68 308	14 3521 73 309	15 3763 78 309	16 4023 84 310	17 4300 90 311	19 4598 97 312
220	11 2729 51 290	11 2915 55 290	12 3112 59 291	13 3320 63 292	14 3541 67 292	15 3777 72 293	16 4028 76 293
200	10 2515 44 279	10 2686 47 279	11 2865 51 280	12 3054 54 280	12 3256 58 281	13 3470 62 282	14 3697 66 292
180	9 2312 39 268	9 2467 41 268	10 2631 44 269	10 2803 47 270	11 2988 50 270	12 3182 54 271	13 3389 57 271
160	8 2113 33 257	8 2255 36 257	9 2403 38 258	9 2560 41 258	10 2728 43 259	11 2905 46 260	11 3092 49 260
140	7 1916 28 244	7 2044 30 245	8 2179 32 245	8 2320 34 246	9 2472 37 247	10 2631 39 247	10 2801 42 248
120	6 1722 24 231	7 1837 25 231	7 1958 27 232	7 2085 29 233	8 2221 31 233	8 2365 33 234	9 2517 35 235
100	5 1427 17 208	5 1522 18 209	6 1622 20 209	6 1728 21 210	6 1841 23 211	7 1960 24 212	7 2087 26 213
50	3 962 9 171	3 1026 10 172	4 1093 11 173	4 1164 11 174	4 1239 12 175	4 1318 13 177	5 1401 14 178
15	2 640 4 125	2 682 5 127	2 727 5 128	3 775 6 130	3 825 6 132	3 878 7 134	3 934 7 136

CRUISE - M. 80							
MAX. CRUISE THRUST LIMITS NORMAL AIR CONDITIONING ANTHICING OFF				ISA CG=37.0%	N1 (%) KG/H/ENG NM/1000KG	MACH IAS (KT) TAS (KT)	
WEIGHT (1000KG)	FL290	FL310	FL330	FL350	FL370	FL390	FL410
130	81.6 .800	81.3 .800	81.1 .800	81.0 .800	81.3 .800	82.1 .800	83.1 .800
	1558 311	1438 297	1330 284	1230 272	1146 260	1082 248	1032 237
	76.0 473	81.6 469	87.4 465	93.8 461	100.1 459	106.0 459	111.1 459
140	81.9 .800	81.6 .800	81.5 .800	81.4 .800	81.8 .800	82.6 .800	84.2 .800
	1574 311	1456 297	1348 284	1252 272	1174 260	1117 248	1075 237
	75.2 473	80.6 469	86.3 465	92.1 461	97.7 459	102.7 459	106.7 459
150	82.1 .800	81.9 .800	81.8 .800	81.9 .800	82.4 .800	83.7 .800	85.3 .800
	1592 311	1475 297	1370 284	1278 272	1208 260	1159 248	1123 237
	74.4 473	79.5 469	84.9 465	90.2 461	95.0 459	99.0 459	102.1 459
160	82.4 .800	82.3 .800	82.3 .800	82.4 .800	83.2 .800	84.7 .800	86.7 .800
	1612 311	1497 297	1395 284	1310 272	1247 260	1206 248	1180 237
	73.4 473	78.4 469	83.4 465	88.0 461	92.0 459	95.1 459	97.2 459
170	82.7 .800	82.7 .800	82.8 .800	83.1 .800	84.1 .800	85.9 .800	88.6 .800
	1632 311	1521 297	1426 284	1348 272	1292 260	1259 248	1250 237
	72.5 473	77.1 469	81.6 465	85.5 461	88.8 459	91.1 459	91.8 459
180	83.1 .800	83.1 .800	83.3 .800	83.8 .800	85.1 .800	87.2 .800	90.9 .800
	1656 311	1549 297	1462 284	1392 272	1342 260	1320 248	1339 237
	71.5 473	75.8 469	79.6 465	82.8 461	85.5 459	86.9 459	85.7 459
190	83.4 .800	83.6 .800	84.0 .800	84.7 .800	86.2 .800	89.1 .800	94.3 .800
	1684 311	1593 297	1503 284	1439 272	1399 260	1397 248	1463 237
	70.3 473	74.1 469	77.4 465	80.1 461	82.0 459	82.1 459	78.4 459
200	83.9 .800	84.1 .800	84.7 .800	85.6 .800	87.5 .800	91.5 .800	98.2 .800
	1714 311	1622 297	1549 284	1491 272	1463 260	1494 248	1620 237
	69.1 473	72.4 469	75.1 465	77.3 461	78.4 459	76.8 459	70.8 459
210	84.3 .800	84.7 .800	85.5 .800	86.7 .800	89.3 .800	94.6 .800	102.5 .800
	1750 311	1666 297	1599 284	1550 272	1543 260	1620 248	1775 237
	67.6 473	70.4 469	72.7 465	74.4 461	74.4 459	70.8 459	64.6 459
220	84.9 .800	85.4 .800	86.4 .800	87.9 .800	91.5 .800	98.3 .800	106.6 .800
	1792 311	1715 297	1654 284	1617 272	1642 260	1782 248	1940 237
	66.1 473	68.4 469	70.3 465	71.3 461	69.8 459	64.4 459	59.1 459
230	85.4 .800	86.2 .800	87.4 .800	89.6 .800	94.3 .800	102.2 .800	110.9 .800
	1838 311	1767 297	1716 284	1700 272	1769 260	1937 248	2114 237
	64.4 473	66.4 469	67.8 465	67.8 461	64.9 459	59.2 459	54.3 459
240	86.1 .800	87.0 .800	88.5 .800	91.5 .800	97.6 .800	105.9 .800	115.4 .800
	1889 311	1823 297	1785 284	1796 272	1928 260	2103 248	2295 237
	62.7 473	64.4 469	65.2 465	64.2 461	59.5 459	54.6 459	50.0 459
250	86.8 .800	87.9 .800	90.0 .800	94.1 .800	101.3 .800	109.8 .800	120.1 .800
	1942 311	1887 297	1869 284	1922 272	2086 260	2275 248	2485 237
	60.9 473	62.2 469	62.2 465	60.0 461	55.0 459	50.4 459	46.2 459
260	87.6 .800	88.9 .800	91.7 .800	96.8 .800	104.7 .800	113.9 .800	124.9 .800
	2000 311	1957 297	1964 284	2072 272	2249 260	2456 248	2682 237
	59.2 473	60.0 469	59.2 465	55.6 461	51.0 459	46.7 459	42.8 459

LONG RANGE CRUISE								
MAX. CRUISE THRUST LIMITS NORMAL AIR CONDITIONING ANTHICING OFF				ISA + 10 CG = 37.0%	N1 (%) KG/H/ENG NM/1000KG		MACH IAS (KT) TAS (KT)	
WEIGHT (1000KG)	FL270	FL290	FL310	FL330	FL350	FL370	FL390	FL410
130	73.5 .604	75.0 .624	76.1 .641	78.3 .692	79.4 .715	80.5 .725	82.1 .738	84.7 .791
	1045 240	1032 238	1012 234	1051 243	1041 240	1012 233	996 227	1040 234
	88.1 368	91.3 377	95.0 385	97.9 411	101.2 422	105.1 425	108.7 433	111.5 464
140	75.2 .621	76.5 .643	78.3 .683	79.7 .713	80.4 .722	81.6 .735	84.1 .784	86.1 .800
	1117 247	1104 245	1126 250	1130 251	1093 243	1070 237	1110 242	1105 237
	84.7 379	88.0 389	90.9 409	93.8 424	97.4 426	100.8 431	103.6 460	106.2 470
150	76.8 .642	78.0 .667	79.9 .709	80.6 .720	81.4 .730	82.8 .751	85.5 .799	87.4 .804
	1194 256	1190 255	1217 261	1183 253	1148 246	1141 242	1187 247	1165 238
	81.9 391	84.7 403	87.3 425	90.4 428	93.7 430	96.5 441	98.7 469	101.2 471
160	77.7 .650	79.9 .702	80.8 .716	81.5 .726	82.5 .741	84.7 .791	86.7 .802	88.9 .807
	1250 259	1300 269	1274 254	1236 256	1212 250	1257 256	1245 249	1235 239
	79.2 396	81.6 424	84.3 429	87.3 432	90.1 437	92.3 464	94.5 471	95.8 473
170	79.6 .685	80.9 .713	81.6 .722	82.5 .734	84.1 .777	85.9 .800	88.0 .804	91.0 .813
	1366 274	1367 274	1326 266	1295 259	1323 263	1327 260	1308 249	1324 241
	76.5 418	78.8 431	81.6 433	84.2 436	86.5 458	88.4 469	90.2 472	90.0 477
180	80.9 .707	81.7 .718	82.4 .727	83.5 .746	85.4 .793	87.0 .802	89.5 .808	93.6 .814
	1459 283	1422 276	1381 268	1366 264	1407 269	1385 260	1386 251	1426 241
	73.8 431	76.3 434	78.9 436	81.2 444	83.0 467	84.9 470	85.5 474	83.8 478
190	81.7 .715	82.5 .723	83.3 .735	85.1 .781	86.5 .799	88.2 .803	91.5 .812	
	1521 287	1476 278	1444 271	1485 277	1475 271	1451 261	1478 252	
	71.6 436	74.0 437	76.3 441	78.2 464	79.8 471	81.2 471	80.6 476	
200	82.5 .719	83.2 .729	84.3 .746	86.2 .790	87.6 .801	89.8 .807	94.2 .814	
	1575 289	1533 280	1516 276	1560 281	1537 272	1533 262	1590 253	
	69.6 438	71.8 440	73.8 447	75.3 470	76.8 472	77.2 473	75.1 478	
210	83.2 .724	84.1 .736	85.6 .774	87.2 .794	88.7 .802	91.7 .810		
	1631 291	1598 284	1629 287	1626 282	1604 273	1625 263		
	67.6 441	69.6 445	71.2 464	72.6 472	73.6 473	73.0 475		
220	83.9 .729	84.9 .746	86.8 .787	88.2 .798	90.1 .806	94.2 .813		
	1690 293	1671 288	1716 292	1697 284	1690 274	1745 264		
	65.7 444	67.5 451	68.7 472	69.9 475	70.2 474	68.3 477		
230	84.6 .736	85.9 .758	87.7 .789	89.3 .800	91.8 .806			
	1755 296	1755 293	1779 293	1770 284	1779 274			
	63.9 448	65.3 458	66.5 473	67.2 475	66.7 475			
240	85.4 .743	87.2 .783	88.7 .793	90.6 .803	94.1 .811			
	1825 299	1874 303	1854 294	1858 286	1901 276			
	62.1 453	63.1 473	64.1 475	64.2 477	62.8 478			
250	86.3 .751	88.0 .784	89.7 .796	92.1 .801				
	1901 302	1936 304	1934 296	1939 285				
	60.2 458	61.2 474	61.7 477	61.4 477				



PLAN 7566 DAAG TO OEJN 340H M82/F IFR 21/04/03
 NONSTOP COMPUTED 13285 FOR ETD 1200Z PROGS 2100ADF VKN KGS

	E. FUEL	A. FUEL	E. TIME	NM	NAM	PL
DEST OEJN	022792	04/03	2135	1806	370
R.R.	001139	00/15			
ALT	000000	00/00	0000	0000	000
HOLD	002400	00/30			
KTR	000000	00/00	VISA	CDB	
TCF	026231	04/48			
TAXI	000500	CORR.	+ / -			
BLOCK	026831	04/48	BLOCK	FUEL	

FL 370/TBS 390/TANLI 410

FUEL BURN ADJUSTMENT FOR 4000 FT DECREASE IN CRZ ALTITUDE:5724KGS
 FUEL BURN ADJUSTMENT FOR 1000KGS INCREASE/DECREASE IN TOW:0124KGS

ALT AIRPORT	CIE NAME	COST INDEX
BLOCK	NUMERO B/L	
CMD (-)	QUANTITY	
MAX B/O		

	E. WT	CORR.	CP. LIMIT	STRUC.	REASONS FOR OP. LIMIT
BASIC	130669			
EPLD	030000			
EZFW	160669	ZFW		178035
TCF	026231			
ETOW	187000	OTOW		275195
EB/O	022792			
ELAW	164208	LAW		190010

DAAG UR31 TSS UR856 JBA UA411 TANLI UR250 BNA A411 BRN A451 LXR
 R775 OEJN

BLOCK OFF	LANDING	FOB: TC
BLOCK ON	TAKE OFF	FOB: LAW
		CODE
TIME	TIME	DELAI

WIND 0993 MMSH 6/AST

MET /

CLEARANCE /

Annexe C

DRAG ELEV 008237

ETA 16032

WPT	AWY	FL	CAT	WIND	MCS	COMP	TAS	ZDST	ZT	ETA	ZFU	EFR	VAR
FREQ	MORA	TP	DEV	S	MH	ICS	G/S	DSTR	CT	RTA	CFU	AFR	
LAT/LONG													
BNA			CLB	...	099	0018	0/05	...	015	0249	...
353.	083	101	090	...	2117	0/05	...	015
N36391E003355													
BABOR			CLB	...	101	0069	0/10	...	020	0229	...
	398	104	099	...	2048	0/15	...	035
N36280E005000													
TAJEN			CLB	...	098	0042	0/05	...	007	0221	...
	098	101	097	...	2006	0/20	...	042
N36221E005512													
TOC			370	...	097	0008	0/00	...	001	0220	...
	089	101	097	...	1998	0/20	...	042
N36210E005006													
CEO	UA31	370	-58	25368	097	P76	468	0029	0/04	...	003	0217	...
113.5	089	38	M01	2	101	097	544	1969	0/24	...	046
N36176E006263													
TBS	UA31	370	-57	25490	125	P51	470	0087	0/10	...	009	0208	...
114.5	080	39	00	2	134	125	521	1882	0/34	...	056
N35274E008041													
FIR	UA856	390	-57	25706	123	P67	470	0003	0/00	...	000	0207	...
	080	40	00	2	132	123	537	1879	0/34	...	056
N35256E008074													
BAN	UA856	390	-57	25706	123	P67	470	0062	0/07	...	007	0200	...
115.3	080	40	00	2	132	123	537	1817	0/41	...	063
N34518E009101													
KTRAS	UA856	390	-56	25913	125	P70	471	0046	0/05	...	005	0195	...
	056	42	P01	4	135	126	541	1771	0/46	...	068
N34244E009352													
JBA	UA856	390	-56	26117	126	P75	471	0053	0/06	...	005	0190	...
112.2	056	44	P01	4	135	126	546	1718	0/52	...	073
N33527E010464													
TANLI	UA411	390	-56	26213	121	P84	471	0043	0/05	...	004	0186	...
	039	46	P01	3	130	122	555	1675	0/57	...	078
N33300E011300													

Annexe C

HITAN	UZ250	410	-58	26512	098	P08	468	0099	0/10	...	010	0175	...
	029	48	M01	4	101	099	576	1576	1/07	...	088
N33137E013269													
SAMAK	UZ250	410	-57	26813	098	P10	470	0079	0/09	...	008	0168	...
	026	50	00	4	101	099	580	1497	1/16	...	095
N23000E018300													
GARUS	UZ250	410	-57	27313	099	P12	470	0103	0/10	...	010	0188	...
	026	51	00	4	101	101	582	1394	1/26	...	105
N3240CE017000													
ALDAR	UZ250	410	-57	27813	098	P13	470	0063	0/07	...	006	0182	...
	010	52	00	4	098	100	583	1331	1/33	...	111
N32284E018134													
ENA	UZ250	410	-57	28313	099	P13	470	0105	0/10	...	010	0142	...
117.4	036	53	00	5	099	101	583	1226	1/43	...	121
N32075E020152													
MXILY	A411	410	-57	28711	094	P07	470	0106	0/11	...	010	0132	...
	042	54	00	5	089	094	577	1120	1/54	...	131
N01590E022200													
GN	A411	410	-57	28909	093	P05	470	0082	0/09	...	008	0125	...
	020	54	00	5	090	095	575	1038	2/03	...	130
N31512E023553													
LOSUL	A411	410	-56	29107	095	P04	471	0063	0/07	...	006	0119	...
	022	55	P01	5	093	099	575	0975	2/10	...	144
N31410E025080													
ERN	A411	410	-56	29305	095	P01	471	0045	0/04	...	004	0115	...
116.2	022	54	P01	5	092	098	572	0930	2/14	...	149
N31245E026003													
KATAS	A451	410	-56	30002	125	P01	471	0205	0/32	...	019	0096	...
	025	53	P01	5	127	128	572	0725	2/36	...	168
N23250E029051													
AST	A451	410	-56	30698	141	P92	471	0176	0/19	...	016	0079	...
117.7	037	54	P01	6	145	144	563	0549	2/55	...	184
N27019E031019													
LKR	A451	410	-55	30688	127	P88	472	0121	0/13	...	011	0068	...
114.4	040	54	P02	4	127	129	560	0423	3/03	...	195
N25450E032461													
SEDVA	R775	410	-54	30380	120	P80	473	0191	0/20	...	018	0050	...
	089	54	P03	5	120	123	553	0237	3/28	...	213
N23582E035401													
TOO	R775	410	-53	29074	122	P71	474	0075	0/08	...	007	0043	...
	074	54	P04	2	124	125	545	0162	3/36	...	220
N23150E036474													
DASPA		DSC	123	0024	0/04	...	001	0042	...

Annexe C

074 124 125 ... 0138 3/40 ... 221 ...
 N23014E037087

DELI DSC 123 0032 0/06 ... 002 0040 ...
 018 126 125 ... 0106 3/46 ... 223 ...
 N22425E037373

CSAMA DSC 123 0046 0/07 ... 002 0038 ...
 022 125 125 ... 0060 3/53 ... 225 ...
 N22159E038176

OEJN DSC 123 0060 0/10 ... 003 0035 ...
 050 124 126 ... 0000 4/03 ... 228 ...
 N21409E039093

FIRS DTTC/1234 HELL/1257 HECC/1410 OEJL/1546

END OF JEPPESEN DATAPLAN
 REQUEST NO. 7566

01 OPTIONS

M.82

GROUND DIST (NM)	AIR DISTANCE (NM)						
	TAIL WIND		WIND COMPONENT (KT)			HEAD WIND	
	+150	+100	+ 50	0	-50	-100	-150
10	8	8	9	10	11	13	15
20	15	17	18	20	22	25	29
30	23	25	27	30	34	38	44
40	30	33	36	40	45	51	59
50	38	41	45	50	56	63	73
100	76	83	90	100	112	127	146
200	152	165	181	200	224	254	293
300	228	248	271	300	335	381	439
400	304	330	362	400	447	507	586
500	380	413	452	500	559	634	732
1000	759	825	904	1000	1118	1268	1465
1500	1139	1238	1357	1500	1677	1903	2197
2000	1518	1651	1809	2000	2237	2537	2930
2500	1898	2063	2261	2500	2796	3171	3662
3000	2277	2476	2713	3000	3355	3805	4395
3500	2657	2889	3165	3500	3914	4439	5127
4000	3036	3302	3617	4000	4473	5073	5860
4500	3416	3714	4070	4500	5032	5708	6592
5000	3795	4127	4522	5000	5591	6342	7324
5500	4175	4540	4974	5500	6151	6976	8057
6000	4555	4952	5426	6000	6710	7610	8789
6500	4934	5365	5878	6500	7269	8244	9522
7000	5314	5778	6330	7000	7828	8878	10254
7500	5693	6190	6783	7500	8387	9513	10987
8000	6073	6603	7235	8000	8946	10147	11719
8500	6452	7016	7687	8500	9506	10781	12451
9000	6832	7428	8139	9000	10065	11415	13184
9500	7211	7841	8591	9500	10624	12049	13916
10000	7591	8254	9043	10000	11183	12683	14649

FLIGHT PLANNING FROM BRAKE RELEASE TO LANDING									
CLIMB : 250KT/290KT/M.79 - CRUISE : M.82 - DESCENT : M.82/300KT/250KT									
IMC PROCEDURE : 330 KG (6MIN)									
REF. LANDING WEIGHT = 150000 KG				ISA			FUEL CONSUMED (KG)		
NORMAL AIR CONDITIONING				CG = 37.0 %			TIME (H.MIN)		
ANTI-ICING OFF							CORRECTION ON FUEL CONSUMPTION (KG/1000KG)		
AIR	FLIGHT LEVEL								
DIST.							FL310	FL350	FL390
(NM)	310	330	350	370	390	410	FL330	FL370	FL410
200	4085 0.39	4070 0.39	4068 0.39				13	15	
300	5427 0.51	5327 0.52	5248 0.52	5193 0.52	5164 0.52	5161 0.52	15	18	21
400	6772 1.04	6586 1.04	6430 1.05	6311 1.05	6231 1.05	6197 1.05	17	20	25
500	8119 1.16	7847 1.17	7615 1.17	7432 1.18	7301 1.18	7238 1.18	19	23	30
600	9468 1.29	9111 1.30	8802 1.30	8555 1.30	8375 1.30	8285 1.30	20	25	34
700	10819 1.42	10377 1.42	9992 1.43	9682 1.43	9452 1.43	9337 1.43	22	28	39
800	12173 1.54	11646 1.55	11184 1.55	10813 1.56	10533 1.56	10395 1.56	24	31	44
900	13529 2.07	12918 2.07	12381 2.08	11946 2.09	11618 2.09	11459 2.09	26	34	49
1000	14888 2.19	14192 2.20	13580 2.21	13084 2.21	12707 2.22	12530 2.22	28	37	54
1100	16249 2.32	15469 2.33	14781 2.34	14224 2.34	13800 2.34	13636 2.34	30	40	59
1200	17612 2.44	16748 2.45	15985 2.46	15368 2.47	14897 2.47	14688 2.47	32	43	64
1300	18978 2.57	18029 2.58	17193 2.59	16514 3.00	15997 3.00	15776 3.00	35	46	70
1400	20346 3.09	19314 3.10	18402 3.12	17664 3.13	17101 3.13	16870 3.13	37	49	75
1500	21717 3.22	20601 3.23	19516 3.25	18818 3.25	18209 3.25	17970 3.26	39	52	81
1600	23090 3.34	21891 3.36	20832 3.37	19975 3.38	19372 3.38	19089 3.38	41	55	87
1700	24466 3.47	23184 3.48	22051 3.50	21136 3.51	20438 3.51	20206 3.51	44	58	93
1800	25845 3.59	24479 4.01	23273 4.03	22300 4.04	21559 4.04	21330 4.04	46	62	100
1900	27228 4.12	25779 4.14	24498 4.15	23467 4.17	22683 4.17	22461 4.17	48	65	106
2000	28613 4.24	27083 4.26	25730 4.28	24638 4.29	23811 4.29	23598 4.30	51	68	113
2100	30000 4.37	28385 4.39	26965 4.41	25814 4.42	24946 4.42	24742 4.42	53	72	120
2200	31390 4.49	29693 4.51	28203 4.54	26994 4.55	26118 4.55	25887 4.55	56	76	127
2300	32783 5.02	31004 5.04	29445 5.06	28178 5.08	27279 5.08	27041 5.08	58	80	134
2400	34178 5.14	32317 5.17	30690 5.19	29356 5.21	28445 5.21	28202 5.21	61	83	142
2500	35577 5.27	33633 5.29	31939 5.32	30557 5.33	29618 5.33	29370 5.34	63	87	149
2600	36978 5.39	34963 5.42	33190 5.45	31762 5.46	30797 5.46	30544 5.46	66	91	156
2700	38382 5.52	36276 5.54	34446 5.57	32977 5.59	31902 5.59	31725 5.59	69	96	163
PACK FLOW LO		PACK FLOW HI OR/ AND CARGO COOL ON			ENGINE ANTI-ICE ON		TOTAL ANTI-ICE ON		
Δ FUEL = -0.5 %		Δ FUEL = +1.0 %			Δ FUEL = +2.0 %		Δ FUEL = +4.0 %		

FLIGHT PLANNING FROM BRAKE RELEASE TO LANDING									
CLIMB : 250KT/290KT/M.79 - CRUISE : M.82 - DESCENT : M.82/300KT/250KT									
IMC PROCEDURE : 330 KG / 6MIN									
REF. LANDING WEIGHT = 150000 KG			ISA			FUEL CONSUMED (KG)			
NORMAL AIR CONDITIONING			CG = 37.0 %			TIME (H.MIN)			
ANTHICING OFF									
AIR DIST. (NM)	FLIGHT LEVEL						CORRECTION ON FUEL CONSUMPTION (KG/1000KG)		
	310	330	350	370	390	410	FL310 FL330	FL350 FL370	FL390 FL410
2800	39788 6.04	37601 6.07	35706 6.10	34184 6.12	33174 6.12	32912 6.12	72	100	171
2900	41203 6.17	38929 6.20	36969 6.23	35395 6.25	34374 6.25	34109 6.25	74	104	178
3000	42614 6.29	40261 6.32	38236 6.36	36610 6.37	35561 6.37	35315 6.38	77	108	185
3100	44032 6.42	41598 6.45	39541 6.48	37829 6.50	36784 6.50	36527 6.50	81	113	193
3200	45452 6.54	42939 6.58	40821 7.01	39053 7.03	38014 7.03	37747 7.03	84	118	201
3300	46875 7.07	44282 7.10	42105 7.14	40282 7.16	39241 7.16	39001 7.16*	87	123	208
3400	48301 7.19	45629 7.23	43393 7.26	41519 7.28	40476 7.29	40244 7.29*	92	128	216
3500	49731 7.32	47019 7.35	44685 7.38	42760 7.41	41729 7.41	41494 7.42*	95	133	224
3600	51163 7.44	48376 7.48	45981 7.52	44006 7.54	42989 7.54	42752 7.54*	98	137	232
3700	52599 7.57	49738 8.01	47282 8.05	45257 8.07	44258 8.07	44017 8.07*	102	142	240
3800	54062 8.09	51102 8.13	48586 8.17	46513 8.20	45535 8.20	45290 8.20*	106	147	249
3900	55530 8.22	52470 8.26	49896 8.30	47773 8.32	46820 8.33	46570 8.33*	109	152	258
4000	56982 8.34	53842 8.39	51210 8.43	49039 8.45	48113 8.45	47857 8.46*	112	158	265
4100	58439 8.47	55221 8.51	52528 8.56	50310 8.58	49418 8.58	49153 8.58*	115	164	273
4200	59898 8.59	56610 9.04	53850 9.08	51587 9.11	50766 9.11	50458 9.11*	118	170	281
4300	61361 9.12	58003 9.16	55178 9.21	52868 9.24	52093 9.24	51771 9.24*	122	177	289
4400	62827 9.25	59401 9.29	56512 9.34	54154 9.36	53430 9.37	53088 9.37*	126	184	297
4500	64297 9.37	60803 9.42	57852 9.47	55448 9.49	54776 9.49	54412 9.50*	130	190	305
4600	65771 9.50	62209 9.54	59197 9.58	56759 10.02	56128 10.02	55743 10.02*	134	197	313
4700	67249 10.02	63620 10.07	60547 10.12	58096 10.15	57488 10.15*	57083 10.15*	138	206	322
4800	68731 10.15	65036 10.20	61901 10.25	59436 10.28	58848 10.28*	58431 10.28*	142	214	331
4900	70217 10.27	66456 10.32	63260 10.38	60780 10.40	60215 10.41*	59787 10.41*	147	222	339
5000	71711 10.40	67881 10.45	64625 10.50	62131 10.53	61588 10.53*	61151 10.54*	151	230	348
5100	73209 10.52	69310 10.58	65995 11.03	63489 11.06	62975 11.06*	62523 11.06*	155	238	355
5200	74712 11.05	70746 11.10	67370 11.16	64858 11.19	64368 11.19*	63904 11.19*	160	246	364
5300	76218 11.17	72192 11.23	68750 11.28	66234 11.32	65769 11.32*	65295 11.32*	165	255	372
PACK FLOW LD Δ FUEL = -0.5 %		PACK FLOW HI DR/ AND CARGO COOL ON Δ FUEL = +1.0 %			ENGINE ANTHICE ON Δ FUEL = +2.0 %		TOTAL ANTHICE ON Δ FUEL = -4.0 %		


Annexe C

FLIGHT PLANNING FROM BRAKE RELEASE TO LANDING									
CLIMB : 250KT/290KT/M.79 - CRUISE : M.82 - DESCENT : M.82/300KT/250KT									
IMC PROCEDURE : 330 KG (6MIN)									
REF. LANDING WEIGHT = 150000 KG			ISA			FUEL CONSUMED (KG)			
NORMAL AIR CONDITIONING			CG = 37.0 %			TIME (H.MIN)			
ANTI-ICING OFF			FLIGHT LEVEL			CORRECTION ON FUEL CONSUMPTION (KG/1000KG)			
AIR DIST. (NM)	310	330	350	370	390	410	FL310 FL330	FL350 FL370	FL390 FL410
5400	77728 11.30	73643 11.35	70135 11.41	67665 11.45	67178 11.44*	66594 11.45*	169	263	381
5500	79243 11.42	75100 11.46	71530 11.54	69060 11.57	68595 11.57*	68102 11.58*	174	272	389
5600	80763 11.55	76561 12.01	72934 12.07	70463 12.10	70022 12.10*	69537 12.10*	179	281	398
5700	82286 12.07	78027 12.13	74343 12.19	71903 12.23	71458 12.22*	70962 12.22*	184	291	405
5800	83814 12.20	79499 12.26	75756 12.32	73371 12.36	72905 12.35*	72401 12.36*	189	300	413
5900	85345 12.32	80977 12.39	77178 12.45	74849 12.49	74360 12.48*	73849 12.49*	194	309	424
6000	86895 12.45	82460 12.51	78504 12.58	76337 13.01	75824 13.01*	75306 13.02*	199	319	433
6100	88451 12.58	83940 13.04	80039 13.10	77837 13.14	77290 13.13*	76772 13.15*	204	329	442
6200	90012 13.10	85441 13.17	81479 13.23	79377 13.27*	78780 13.26*	78247 13.27*	210	340	451
6300	91578 13.23	86941 13.29	82973 13.36	80879 13.40*	80267 13.39*	79752 13.40*	216	351	461
6400	93149 13.35	88447 13.42	84429 13.49	82389 13.52*	81761 13.52*	81255 13.53*	222	362	470
6500	94726 13.48	89958 13.54	85900 14.01	83908 14.05*	83263 14.05*	82758 14.05*	228	373	480
6600	96309 14.00	91475 14.07	87376 14.14	85436 14.18*	84774 14.17*	84299 14.18*	233	384	490
6700	97897 14.13	92997 14.20	88873 14.27	86975 14.30*	86310 14.30*	85819 14.31*	240	396	499
6800	99489 14.25	94578 14.32	90377 14.40	88523 14.43*	87845 14.43*	87351 14.43*	246	407	510
6900	101087 14.38	96118 14.45	91889 14.53	90079 14.56*	89383 14.56*	88911 14.56*	252	417	520
7000	102701 14.50	97663 14.58	93407 15.05	91644 15.09*	90941 15.08*	90469 15.09*	259	429	530
7100	104322 15.03	99214 15.10	94939 15.18	93219 15.21*	92503 15.21*	92037 15.21*	265	440	540
7200	105948 15.15	100770 15.23	96479 15.31	94805 15.33*	94075 15.34*	93615 15.34*	272	450	550
7300	107579 15.28	102341 15.36	98026 15.44	96401 15.46*	95669 15.47*	95206 15.47*	278	461	559
7400	109285 15.41	103922 15.48	99581 15.56	98017 15.58*	97274 15.59*	96805 15.59*	278	472	569
7500		105506 16.01	101143 16.09	99622 16.11*	98890 16.12*	98415 16.12*	307	483	580
7600		107192 16.14	102813 16.22*	101247 16.24*	100518 16.25*	100034 16.24*	314	495	590
7700		108875 16.26	104466 16.34*	102866 16.37*	102175 16.38*	101665 16.37*	300	506	600
7800		110315 16.39	106128 16.47*	104542 16.49*	103824 16.50*	103309 16.50*	307	484	610
7900			107801 16.59*	106195 17.07*	105483 17.07*	104954 17.07*		489	609
PACK FLOW LO Δ FUEL = -0.5 %		PACK FLOW HI OR/ AND CARGO COOL ON Δ FUEL = +1.0 %			ENGINE ANTI-ICE ON Δ FUEL = +2.0 %		TOTAL ANTI-ICE ON Δ FUEL = +4.0 %		

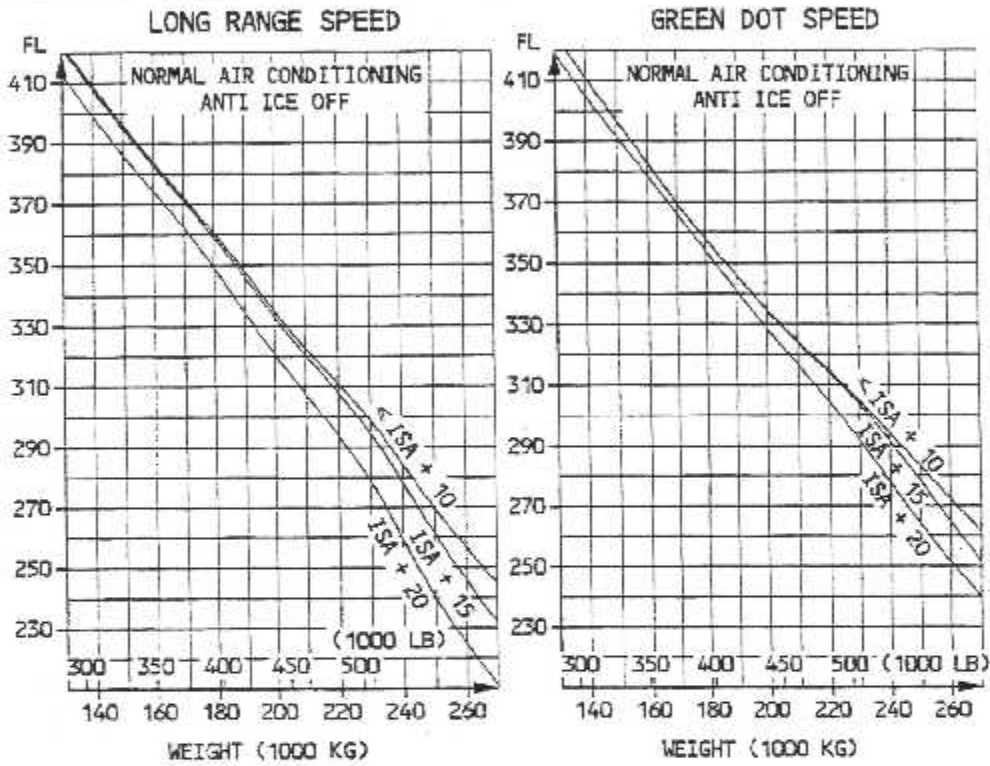
RACE TRACK HOLDING PATTERN AT GREEN DOT SPEED									
MAX. CRUISE THRUST LIMITS CLEAN CONFIGURATION NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICE OFF					ISA CG = 30.0%		N1 (%) FF (KG/H/ENG)		
WEIGHT (1000KG)	FL 15	FL 50	FL100	FL120	FL140	FL160	FL180	FL200	FL250
130	47.2 978	50.3 976	54.5 965	56.0 957	57.6 950	59.1 946	60.7 945	62.2 946	66.7 959
140	49.1 1048	52.2 1050	56.1 1031	57.8 1023	59.3 1019	60.8 1017	62.4 1016	64.0 1020	68.3 1023
150	51.0 1125	54.0 1118	57.8 1098	59.4 1093	60.9 1091	62.4 1090	64.0 1090	65.8 1093	69.8 1098
160	52.7 1200	55.6 1186	59.4 1167	60.9 1164	62.4 1162	64.0 1162	65.7 1164	67.3 1162	71.3 1169
170	54.4 1270	57.0 1254	60.8 1238	62.4 1236	63.9 1234	65.5 1235	67.2 1235	68.6 1233	72.7 1239
180	55.9 1339	58.4 1322	62.2 1310	63.8 1307	65.3 1307	67.1 1308	68.5 1305	70.0 1306	74.2 1310
190	57.2 1400	59.9 1392	63.6 1380	65.1 1379	66.8 1380	68.4 1377	69.8 1377	71.4 1379	75.6 1383
200	58.5 1476	61.1 1462	64.9 1452	66.5 1452	68.2 1450	69.5 1448	71.0 1450	72.6 1449	76.9 1455
210	59.8 1546	62.4 1534	66.2 1525	67.9 1525	69.3 1521	70.7 1522	72.3 1522	73.8 1520	78.1 1529
220	61.1 1616	63.6 1604	67.5 1599	69.0 1595	70.4 1593	71.9 1595	73.4 1592	75.0 1592	79.3 1603
230	62.2 1686	64.8 1675	68.7 1669	70.1 1666	71.5 1667	73.0 1665	74.5 1664	76.2 1662	80.3 1682
240	63.3 1757	65.9 1746	69.7 1740	71.1 1739	72.6 1739	74.1 1736	75.7 1735	77.4 1738	81.3 1762
250	64.4 1827	67.0 1819	70.7 1812	72.1 1813	73.6 1810	75.1 1809	76.8 1808	78.4 1815	82.2 1844
260	65.5 1898	68.1 1894	71.7 1885	73.1 1884	74.6 1882	76.2 1880	77.9 1885	79.4 1892	83.1 1925
270	66.5 1970	69.2 1966	72.7 1959	74.1 1956	75.6 1954	77.2 1956	78.8 1963	80.4 1972	83.9 2010
Δ ISA per 1° above ISA Δ FF = +0.25 %		PACK FLOW LO Δ FF = -0.5 %		PACK FLOW HI OR/ AND CARGO COOL ON Δ FF = +1.0 %		ENGINE ANTI-ICE ON Δ FF = +4.0 %		TOTAL ANTI-ICE ON Δ FF = +5.5 %	


ALTERNATE PLANNING FROM DESTINATION TO ALTERNATE AIRPORT GO-AROUND : 600 KG - CLIMB : 250KT/290KT/M.79 - CRUISE : LONG RANGE DESCENT : M.80/300KT/250KT - VMC PROCEDURE : 220 KG (4MIN)									
REF. LDG WT AT ALTERNATE = 150000 KG NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF			ISA CG = 30.0 %			FUEL CONSUMED (KG)			
AIR			FLIGHT LEVEL				CORRECTION ON FUEL CONSUMPTION (KG/1000KG)		
DIST.							FL100	FL140	FL180
(NM)	100	120	140	160	180	200	FL120	FL160	FL200
50	1791 0.15						3		
100	2673 0.25	2654 0.24	2645 0.24	2641 0.23	2645 0.23	2656 0.23	5	5	5
150	3558 0.35	3507 0.34	3469 0.33	3434 0.32	3408 0.32	3391 0.31	8	7	7
200	4445 0.45	4363 0.43	4294 0.42	4229 0.41	4174 0.40	4128 0.40	10	10	9
250	5335 0.55	5221 0.53	5122 0.51	5026 0.50	4941 0.49	4866 0.48	13	12	11
300	6226 1.04	6081 1.02	5952 1.02	5824 0.99	5709 0.97	5606 0.96	16	14	13
350	7120 1.14	6944 1.12	6783 1.09	6624 1.07	6479 1.05	6347 1.05	18	15	16
400	8017 1.24	7809 1.21	7616 1.18	7426 1.16	7251 1.15	7090 1.13	21	19	18
450	8915 1.34	8675 1.30	8451 1.27	8230 1.25	8024 1.23	7834 1.22	23	21	20
500	9818 1.43	9545 1.40	9288 1.36	9035 1.34	8798 1.32	8579 1.30	26	23	22
550	10719 1.53	10416 1.49	10127 1.45	9841 1.42	9574 1.40	9326 1.38	28	25	24
600	11624 2.02	11290 1.58	10968 1.54	10650 1.51	10352 1.49	10075 1.47	31	27	26
650	12532 2.12	12166 2.07	11810 2.03	11460 2.00	11131 1.97	10825 1.95	34	30	28
700	13442 2.22	13045 2.16	12655 2.12	12272 2.09	11911 2.06	11577 2.03	36	32	30
750	14354 2.31	13926 2.25	13501 2.20	13086 2.17	12694 2.14	12330 2.12	39	34	32
800	15269 2.40	14809 2.34	14350 2.29	13901 2.26	13477 2.23	13085 2.20	41	36	34
850	16186 2.50	15695 2.43	15200 2.38	14719 2.34	14263 2.31	13841 2.28	44	38	36
900	17105 2.59	16582 2.52	16052 2.47	15537 2.43	15049 2.40	14598 2.37	46	41	38
950	18027 3.09	17473 3.01	16907 2.95	16358 2.92	15838 2.88	15358 2.85	49	43	40
1000	18952 3.18	18366 3.10	17763 3.04	17181 3.00	16628 2.97	16118 2.93	51	45	43
1050	19878 3.27	19261 3.18	18627 3.13	18005 3.09	17419 3.05	16881 3.01	54	47	45
1100	20806 3.36	20154 3.27	19487 3.21	18831 3.17	18213 3.14	17645 3.10	55	49	47
1150	21737 3.45	21048 3.36	20347 3.30	19659 3.26	19007 3.22	18410 3.18	59	51	49
1200	22670 3.54	21944 3.45	21202 3.39	20487 3.34	19804 3.30	19177 3.25	61	53	51
PACK FLOW LO Δ FUEL = -0.5 %		PACK FLOW HI OR/ AND CARGO COOL ON Δ FUEL = +1.0 %			ENGINE ANTI-ICE ON Δ FUEL = +3.5 %		TOTAL ANTI-ICE ON Δ FUEL = +5.0 %		

ALTERNATE PLANNING FROM DESTINATION TO ALTERNATE AIRPORT								
GO-AROUND : 600 KG - CLIMB : 250KT/290KT/M.79 - CRUISE : LONG RANGE								
DESCENT : M.80/300KT/250KT - VMC PROCEDURE : 220 KG (4MIN)								
REF. LDG WT AT ALTERNATE = 150000 KG NORMAL AIR CONDITIONING ANTI-ICING OFF				ISA CG = 30.0 %		FUEL CONSUMED (KG)		
AIR DIST (NM)	FLIGHT LEVEL					TIME (H.MIN)		
	230	270	310	350	390	FL230 FL270	FL310 FL350	FL390
150	3381 0.31	3398 0.30				8		0
200	4077 0.39	4050 0.37	4050 0.36	4073 0.36		10	11	0
250	4774 0.47	4703 0.44	4652 0.43	4630 0.43	4631 0.43	12	13	15
300	5473 0.55	5358 0.52	5255 0.50	5188 0.49	5154 0.49	14	14	17
350	6174 1.04	6014 0.59	5859 0.57	5747 0.56	5678 0.56	17	16	19
400	6876 1.12	6671 1.06	6464 1.04	6307 1.03	6203 1.02	19	18	21
450	7579 1.20	7330 1.13	7070 1.11	6869 1.10	6729 1.09	21	20	23
500	8284 1.28	7990 1.20	7676 1.18	7431 1.16	7257 1.15	23	21	26
550	8991 1.36	8652 1.27	8284 1.24	7994 1.23	7705 1.22	25	23	28
600	9699 1.45	9315 1.34	8893 1.31	8558 1.30	8315 1.28	27	25	30
650	10409 1.53	9980 1.41	9502 1.38	9174 1.36	8845 1.35	29	27	32
700	11121 2.01	10645 1.49	10113 1.45	9690 1.43	9377 1.41	32	29	34
750	11834 2.09	11313 1.55	10725 1.52	10258 1.49	9910 1.48	34	30	37
800	12549 2.17	11982 2.03	11338 1.59	10827 1.56	10445 1.54	36	32	39
850	13266 2.25	12652 2.10	11951 2.05	11397 2.03	10980 2.01	38	34	41
900	13984 2.33	13324 2.16	12566 2.12	11958 2.09	11517 2.07	40	36	44
950	14704 2.41	13997 2.23	13182 2.19	12540 2.16	12055 2.13	42	38	46
1000	15425 2.49	14672 2.30	13798 2.25	13113 2.23	12594 2.20	45	40	48
1050	16148 2.57	15348 2.37	14416 2.33	13687 2.29	13135 2.26	47	42	51
1100	16873 3.05	16025 2.44	15034 2.39	14262 2.36	13676 2.33	49	44	53
1150	17599 3.13	16704 2.51	15654 2.46	14838 2.43	14219 2.39	51	45	55
1200	18327 3.21	17385 2.58	16274 2.53	15416 2.49	14763 2.46	53	47	58
PACK FLOW LO Δ FUEL = -0.5		PACK FLOW HI OR/ AND CARGO COOL ON Δ FUEL = -1.0 %		ENGINE ANTI-ICE ON Δ FUEL = +3.0 %		TOTAL ANTI-ICE ON Δ FUEL = +5.0 %		


 A340 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	ONE ENGINE OUT OPERATIONS CEILINGS		3.06.20 P 1
	SEQ 170	REV 13	

GROSS CEILINGS AT LONG RANGE AND GREEN DOT SPEEDS




 A340 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	ONE ENGINE OUT OPERATIONS	3.06.30	P 3
	STANDARD STRATEGY	SEQ 170	REV 13


DESCENT - M.82/300KT - 1 ENGINE OUT									
MAX. CONTINUOUS THRUST LIMITS: PACK FLOW LO ANTI-ICING OFF			ISA CG=30.0%		MINIMUM RATE OF DESCENT 500FT/MIN				
WEIGHT (1000KG)	150				200				
FL	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DIST. (NM)	MODE	TIME (MIN)	FUEL (KG)	DIST. (NM)	MODE	IAS (KT)
410	42.0	3532	317	MCT					243
390	38.0	3246	286	MCT	37.8	3450	284	MCT	255
370	34.0	2946	255	MCT	34.0	3101	255	MCT	267
350	30.0	2623	223	MCT	30.0	2732	223	MCT	279
330	26.0	2269	191	MCT	26.0	2347	191	MCT	292
310	22.0	1898	160	V/S	22.0	1958	160	V/S	300
290	18.0	1546	129	V/S	18.0	1593	129	V/S	300
270	14.0	1201	98	V/S	14.0	1236	98	V/S	300
250	10.0	860	69	V/S	10.0	883	69	V/S	300
240	8.0	689	55	V/S	8.0	707	55	V/S	300
220	4.0	346	27	V/S	4.0	354	27	V/S	300
200	.0	0	0	V/S	.0	0	0	V/S	300
CORRECTIONS		ENGINE ANTI-ICE ON		TOTAL ANTI-ICE ON		PACK FLOW HI DR/ AND CARGO COOL ON		ΔISA (per 1° above ISA)	
TIME		-		-		-		-	
FUEL		+ 3.5 %		+ 25 %		- 6 %		+ 0.4 %	
DISTANCE		-		-		-		- 0.5 %	

 A340 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	ONE ENGINE OUT OPERATIONS STANDARD STRATEGY		3.06.30	P 4
			SEQ 170	REV 13

LONG RANGE CRUISE - 1 ENGINE OUT																
MAX. CONTINUOUS THRUST LIMITS PACK FLOW LO ANTI-ICE OFF										ISA CG=30.0%	N1 (%) KG/H/ENG NM/1000KG	MACH IAS (KT) TAS (KT)				
WEIGHT (1000KG)	FL100	FL120	FL140	FL160	FL180	FL200	FL220	FL240								
130	85.3	418	66.8	432	88.8	455	70.6	479	71.9	492	72.5	495	73.4	500	74.4	505
	1395	231	1383	230	1405	233	1420	236	1405	234	1355	226	1319	219	1285	212
	63.8	267	66.0	274	67.9	286	70.1	299	72.3	305	74.8	304	77.0	305	79.1	305
140	87.5	436	69.4	458	70.9	478	72.3	492	72.9	495	73.7	499	74.7	504	79.1	517
	1508	241	1525	244	1529	245	1517	243	1464	235	1422	228	1386	221	1540	244
	61.5	278	63.4	290	65.5	300	67.5	307	69.8	307	71.9	307	73.9	307	75.5	349
150	65.6	456	71.1	475	72.5	491	73.2	495	74.0	499	74.9	503	78.3	564	81.3	607
	1634	252	1635	253	1629	252	1577	244	1529	237	1489	229	1618	246	1679	257
	59.4	291	61.4	301	63.2	309	65.3	309	67.3	309	69.2	309	70.8	344	72.9	367
160	71.2	472	72.7	490	73.5	495	74.2	498	75.1	503	78.3	550	81.3	599	82.6	624
	1744	261	1744	261	1693	254	1638	246	1599	239	1695	252	1783	264	1778	264
	57.6	301	59.3	310	61.3	311	63.2	311	64.9	311	66.5	338	68.2	365	70.7	377
170	72.8	487	73.8	494	74.3	497	75.3	503	77.5	528	80.9	585	82.5	615	83.7	636
	1854	269	1812	264	1751	255	1712	248	1739	251	1870	268	1884	271	1866	270
	55.9	311	57.6	313	59.5	312	61.1	314	62.6	327	64.1	360	66.3	375	68.7	385
180	73.9	494	74.5	496	75.4	501	76.6	509	80.0	565	82.4	605	83.6	627	84.5	645
	1934	273	1868	264	1822	257	1792	252	1924	269	1990	278	1976	277	1943	274
	54.3	315	56.1	314	57.6	315	59.1	318	60.6	350	62.2	372	64.5	382	66.9	390
190	74.7	496	75.4	499	76.5	506	79.1	542	82.2	594	83.5	618	84.5	636	85.8	664
	1992	274	1934	266	1898	260	1968	268	2093	284	2088	284	2059	281	2062	282
	52.9	316	54.5	316	55.9	318	57.3	338	58.6	368	60.6	380	62.8	388	64.8	401
200	75.4	497	76.4	504	78.0	518	81.3	573	83.3	607	84.3	627	85.5	651	87.0	680
	2051	275	2012	269	1998	266	2148	284	2196	290	2175	288	2166	288	2174	289
	51.6	318	52.9	319	54.3	326	55.5	358	57.1	376	59.1	385	61.0	397	63.0	411
210	76.3	501	77.3	507	80.2	549	83.0	596	84.2	618	85.3	640	86.7	669	88.2	695
	2124	278	2077	270	2183	283	2300	296	2289	295	2278	295	2289	296	2288	296
	50.2	320	51.5	321	52.7	345	53.9	372	55.7	382	57.5	393	59.4	408	61.2	426
220	77.2	504	78.8	520	82.2	579	83.3	607	85.1	629	86.3	654	87.9	683	89.2	704
	2191	279	2191	278	2372	298	2399	301	2387	301	2390	301	2401	303	2382	301
	48.9	322	50.2	330	51.1	364	52.6	379	54.3	389	56.1	402	57.8	416	59.6	426
230	78.0	507	80.9	551	83.6	596	84.8	618	86.1	643	87.4	671	88.9	697	90.3	713
	2259	281	2386	294	2506	307	2499	307	2503	308	2516	310	2514	309	2481	305
	47.7	323	48.8	349	49.3	374	51.4	385	53.0	398	54.6	412	56.3	425	57.9	431
240	79.5	520	82.9	579	84.5	606	85.8	631	87.0	656	88.4	684	89.8	704	91.4	717
	2380	288	2584	310	2610	313	2614	314	2619	315	2629	316	2606	313	2595	307
	46.5	332	47.4	367	48.7	381	50.2	394	51.7	406	53.3	420	54.9	429	56.4	434
250	81.4	549	84.1	594	86.4	618	86.7	643	88.0	672	89.4	697	90.9	713	92.6	725
	2579	305	2717	318	2722	319	2729	320	2745	322	2743	322	2705	317	2667	310
	45.3	351	46.2	377	47.6	389	49.0	401	50.5	416	52.0	428	53.5	434	54.8	438
260	83.2	576	85.9	605	86.3	631	87.5	656	89.0	684	90.3	705	91.8	718	93.8	729
	2793	320	2828	324	2839	325	2844	327	2859	328	2839	326	2795	319	2759	312
	44.1	368	45.2	384	46.5	396	48.0	409	49.4	423	50.8	433	52.2	437	53.2	440
270	84.5	592	85.8	616	87.0	638	88.2	662	89.6	687	91.2	711	92.9	723	95.2	736
	2930	329	2936	330	2932	330	2927	330	2926	330	2932	329	2891	322	2876	315
	43.0	378	44.3	390	45.3	401	47.0	413	48.5	425	49.7	437	50.8	441	51.5	445
PACK FLOW HI OR/ AND CARGO COOL ON ΔFUEL = -1.0 %				ENGINE ANTI-ICE ON Δ FUEL = +3.0 %				TOTAL ANTI-ICE ON Δ FUEL = +5.5 %								


 A340 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	ONE ENGINE OUT OPERATIONS STANDARD STRATEGY	3.06.30	P 13
		SEQ 170	REV 13

IN CRUISE QUICK CHECK FROM ANY MOMENT IN CRUISE TO LANDING - ONE ENGINE FAILURE CRUISE : LONG RANGE - DESCENT : M.82/300KT/250KT IMC PROCEDURE : 330 KG (6MIN)										
REF. INITIAL WEIGHT = 160000 KG				ISA		FUEL CONSUMED (KG)				
PACK FLOW LO				CG = 30.0 %		TIME (H.MIN)				
ANTICIPING OFF						CORRECTION ON FUEL CONSUMPTION (KG/1000KG)				
AIR DIST. (NM)	FLIGHT LEVEL						FL250	FL290	FL330	
	250	270	290	310	330	370	FL270	FL310	FL370	
200	2364 3.39	2233 0.39	2114 0.38	2005 0.38	1917 0.37	1783 0.37	2	2	2	
300	2746 0.55	2563 0.54	2399 0.53	2248 0.52	2125 0.52	1954 0.50	6	6	6	
400	5122 1.11	4898 1.10	4677 1.08	4486 1.07	4328 1.06	4117 1.04	10	11	14	
500	6493 1.27	6207 1.25	5949 1.23	5718 1.22	5525 1.21	5273 1.18	14	15	19	
600	7858 1.43	7522 1.41	7216 1.39	6945 1.36	6716 1.35	6422 1.32	18	19	25	
700	9218 1.59	8832 1.56	8477 1.54	8166 1.51	7901 1.50	7563 1.46	22	24	31	
800	10572 2.15	10136 2.12	9732 2.09	9382 2.05	9080 2.04	8697 2.00	26	28	36	
900	11921 2.31	11436 2.28	10981 2.25	10593 2.21	10254 2.19	9825 2.13	30	32	41	
1000	13264 2.47	12731 2.43	12226 2.40	11799 2.36	11421 2.33	10945 2.27	33	36	47	
1100	14602 3.03	14021 2.99	13467 2.95	12998 2.91	12585 2.88	12053 2.81	37	40	52	
1200	15935 3.19	15306 3.15	14704 3.11	14152 3.06	13743 3.02	13167 2.95	41	44	57	
1300	17262 3.36	16586 3.30	15936 3.26	15380 3.21	14896 3.17	14268 3.10	45	48	62	
1400	18594 3.52	17862 3.46	17164 3.42	16594 3.36	16043 3.32	15263 3.24	49	52	67	
1500	19902 4.09	19133 4.02	18386 3.97	17742 3.91	17185 3.86	16452 3.78	53	56	71	
1600	21213 4.25	20399 4.17	19604 4.13	18915 4.06	18322 4.01	17534 3.92	57	60	76	
1700	22518 4.42	21659 4.33	20817 4.28	20083 4.21	19454 4.16	18611 4.07	61	63	80	
1800	23818 4.58	22913 4.49	22026 4.44	21246 4.37	20581 4.30	19681 4.21	64	67	85	
1900	25114 5.15	24162 5.05	23229 4.99	22402 4.92	21701 4.85	20746 4.75	68	71	89	
2000	26404 5.32	25406 5.22	24428 5.15	23564 5.07	22814 5.00	21802 4.90	72	74	94	
2100	27690 5.49	26648 5.38	25623 5.30	24701 5.23	23922 5.15	22853 5.05	76	78	98	
2200	28970 6.06	27881 5.54	26814 5.46	25843 5.38	25025 5.30	23897 5.19	80	81	102	
2300	30245 6.23	29112 5.70	26000 5.62	26961 5.54	26124 5.45	24935 5.34	85	84	107	
2400	31513 5.40	30338 6.27	29182 6.18	28114 6.10	27217 6.01	25969 5.49	90	83	111	
2500	32778 6.57	31563 6.43	30360 6.33	29242 6.25	28306 6.16	26997 5.63	94	91	115	
2600	34035 7.14	32775 7.00	31533 6.49	30368 6.41	29330 6.31	28020 6.18	99	95	119	
2700	35288 7.31	33987 7.15	32703 7.05	31493 6.56	30472 6.46	29037 6.33	104	98	123	
PACK FLOW HI OR/ AND CARGO COOL ON Δ FUEL = + 1 %				ENGINE ANTI-ICE ON Δ FUEL = + 2 %		TOTAL ANTI-ICE ON Δ FUEL = + 3.5 %				


 A340 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	ONE ENGINE OUT OPERATIONS STANDARD STRATEGY	3.06.30 P 14 SEQ 170 REV 13
----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------	-----------------------------------------------------------	------------------------------------

IN CRUISE QUICK CHECK FROM ANY MOMENT IN CRUISE TO LANDING - ONE ENGINE FAILURE
CRUISE : LONG RANGE - DESCENT : M.82/300KT/250KT
IMC PROCEDURE : 330 KG (6MIN)

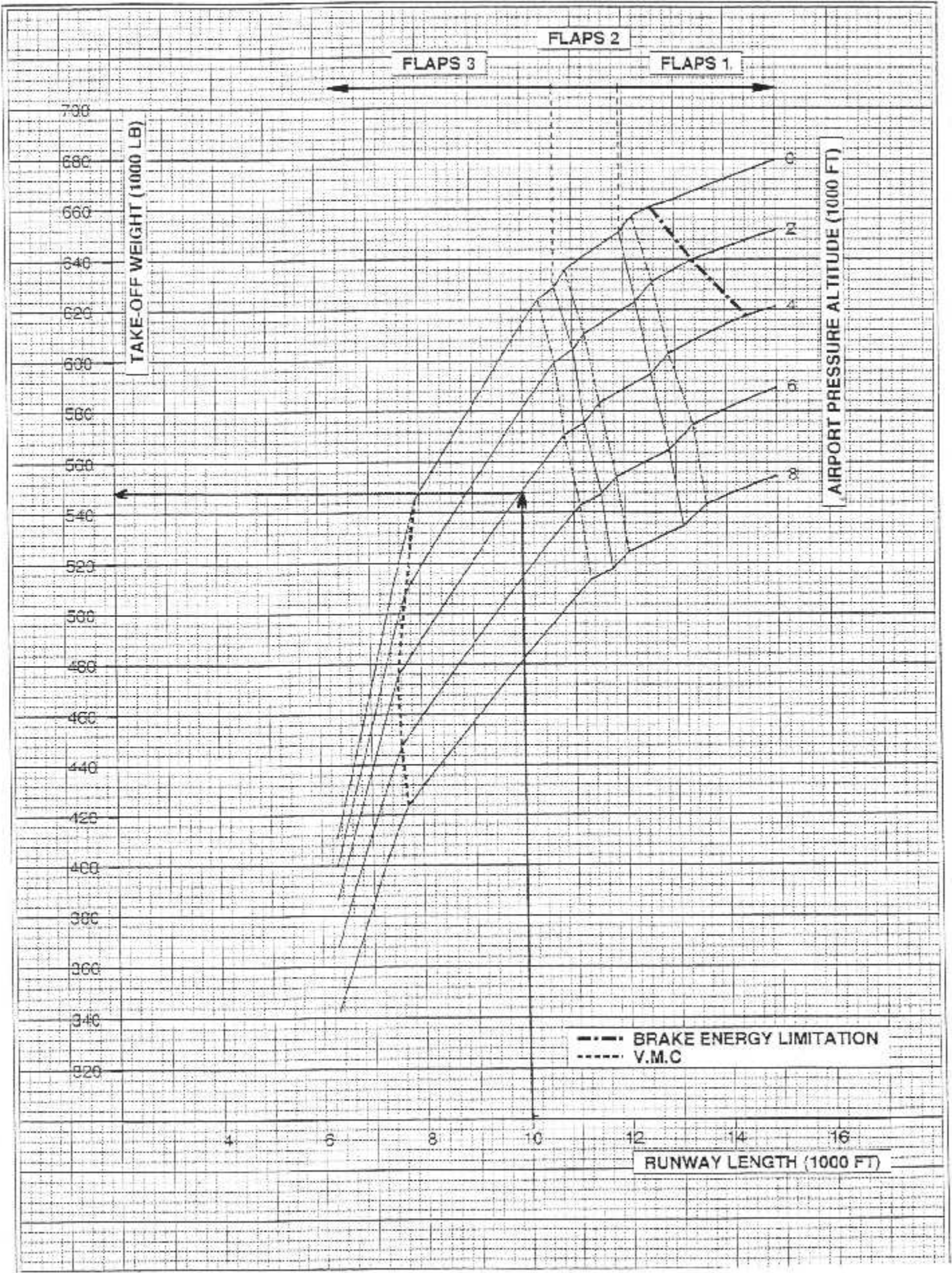
REF. INITIAL WEIGHT = 170000 KG		ISA					FUEL CONSUMED (KG)			
PACK FLOW LO		CG = 30.0 %					TIME (H.MIN)			
ANTICIPING OFF		FLIGHT LEVEL					CORRECTION ON FUEL CONSUMPTION (KG/1000KG)			
AIR	DIST.	250	270	290	310	330	370	FL250 FL270	FL290 FL310	FL330 FL370
(NM)										
2700	26294 7.19	34934 7.08	33665 6.59	32576 6.47	31619 5.40	30468 5.23	97	106	135	
2800	37531 7.36	36176 7.24	34858 7.15	33730 7.02	32737 5.54	31532 6.37	101	110	140	
2900	38864 7.53	37416 7.40	36047 7.00	34860 7.17	33851 7.09	32591 5.51	105	113	144	
3000	40142 8.10	38651 7.58	37237 7.46	36025 7.32	34953 7.24	33644 7.05	108	116	148	
3100	41415 8.27	39882 8.13	38422 8.02	37163 7.48	36063 7.39	34631 7.20	112	120	151	
3200	42684 8.44	41108 8.29	39603 8.17	38295 8.04	37161 7.54	35734 7.34	116	123	155	
3300	43948 9.01	42338 8.45	40780 8.33	39423 8.19	38254 8.09	36765 7.49	120	126	159	
3400	45208 9.18	43549 9.01	41953 9.49	40547 8.35	39342 8.24	37789 8.03	124	129	163	
3500	46461 9.35	44703 9.17	43122 9.35	41666 9.51	40426 8.39	38807 8.18	127	132	167	
3600	47707 9.52	45973 9.33	44287 9.21	42780 9.06	41505 8.54	39820 8.33	131	135	171	
3700	48948 10.10	47175 9.50	45448 9.36	43891 9.22	42560 9.09	40828 8.48	136	138	174	
3800	50184 10.27	48373 10.07	46605 9.52	44997 9.38	43651 9.24	41831 9.03	141	141	178	
3900	51416 10.45	49567 10.23	47755 10.08	46099 9.54	44718 9.39	42829 9.18	145	144	182	
4000	52644 11.02	50756 10.40	48904 10.24	47199 10.10	45781 9.54	43822 9.34	150	147	186	
4100	53867 11.20	51942 10.57	50048 10.40	48295 10.25	46837 10.09	44810 9.49	156	150	190	
4200	55085 11.38	53124 11.14	51188 10.56	49387 10.41	47889 10.25	45794 10.04	160	153	193	
4300	56298 11.56	54301 11.31	52324 11.12	50475 10.57	48937 10.40	46777 10.19	164	156	197	
4400	57504 12.13	55475 11.48	53456 11.29	51559 11.13	49981 10.56	47757 10.34	169	159	200	
4500	58706 12.31	56642 12.05	54585 11.44	52640 11.29	51021 11.17	48732 10.49	174	162	203	
4600	59904 12.49	57803 12.22	55710 12.00	53716 11.45	52056 11.27	49703 11.03	179	165	207	
4700	61099 13.07	58961 12.39	56829 12.16	54788 12.01	53086 11.42	50569 11.18	184	168	210	
4800	62287 13.25	60115 12.57	57946 12.33	55857 12.17	54116 11.58	51531 11.33	189	170	213	
4900	63472 13.44	61266 13.14	59056 12.49	56930 12.32	55140 12.13	52569 11.48	194	173	217	
5000	64653 14.02	62412 13.31	60167 13.06	58000 12.48	56159 12.29	53543 12.03	199	176	220	
5100	65820 14.21	63554 13.49	61272 13.22	59068 13.04	57172 12.45	54492 12.18	204	179	223	
5200	66935 14.43	64697 14.06	62374 13.38	60128 13.19	58181 13.01	55438 12.33	209	182	226	
PACK FLOW HI DR. AND CARGO COOL ON ΔFUEL = + 1 %		ENGINE ANTI-ICE ON Δ FUEL = + 2 %					TOTAL ANTI-ICE ON Δ FUEL = + 3.5 %			

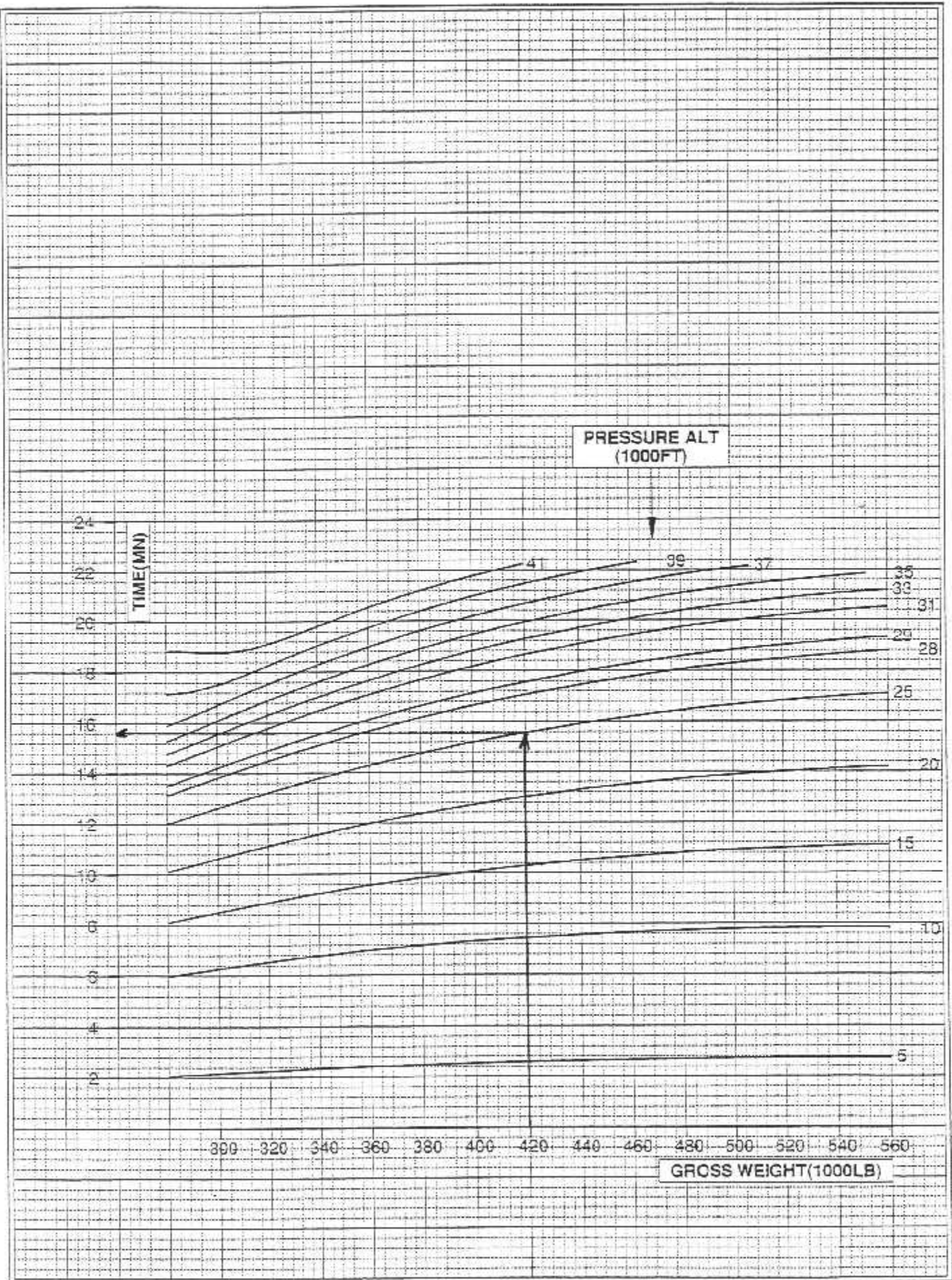
 A340 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	ONE ENGINE OUT OPERATIONS	3.06.40	P 3
	OBSTACLE STRATEGY	SEQ 170	REV 13

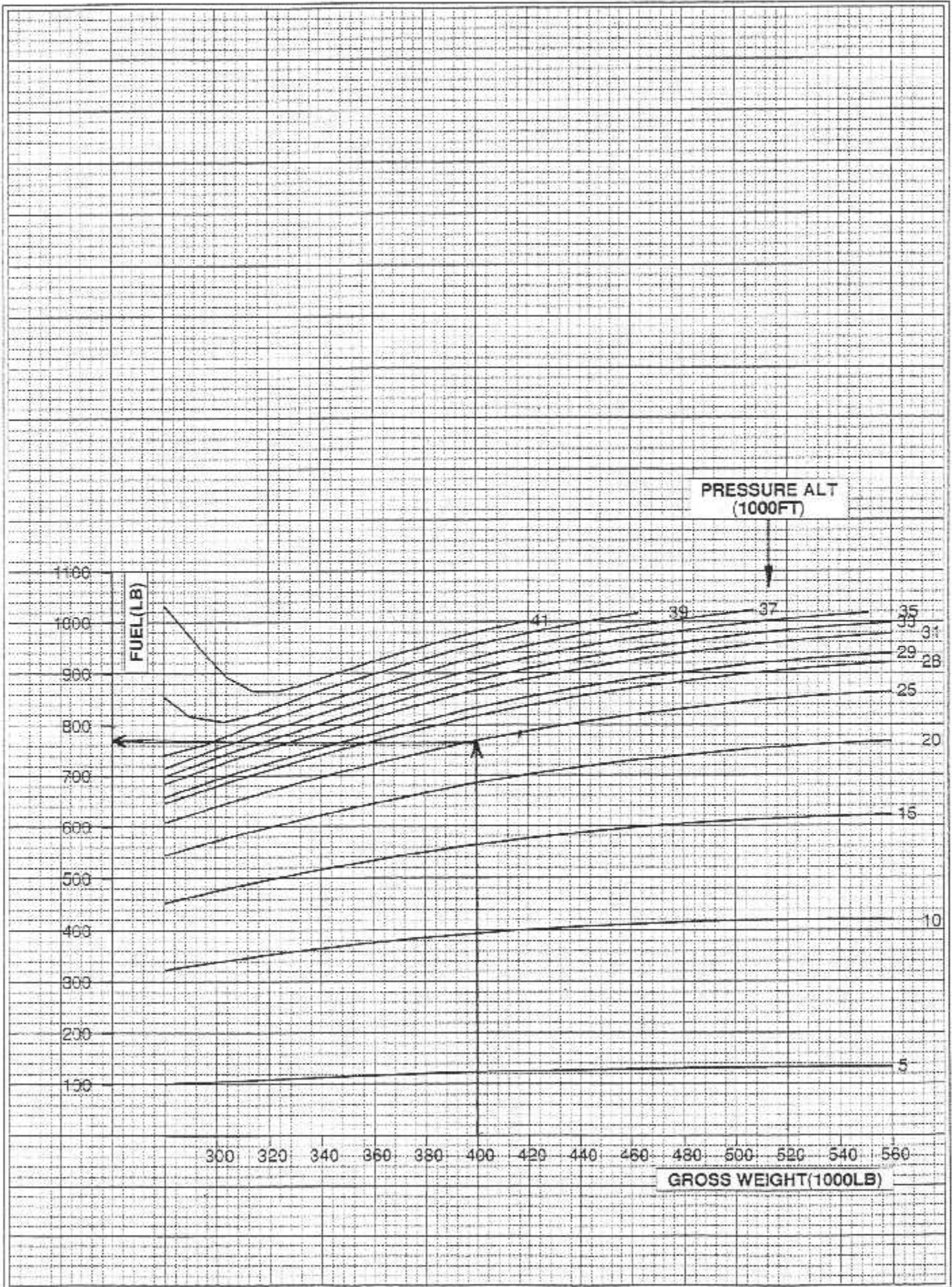
GROSS FLIGHT PATH DESCENT AT GREEN DOT SPEED - 1 ENGINE OUT							
MAX. CONTINUOUS THRUST		ISA		DISTANCE (NM)		TIME (MIN)	
PACK FLOW LO		CG=30.0%		INITIAL SPEED(KT)		FUEL(1000KG)	
ANTI-ICE OFF				LEVEL OFF (FT)			
INIT. GW (1000KG)	INITIAL FLIGHT LEVEL						
	290	310	330	350	370	390	410
130							
140							
150							257 37 216 2.3 40000
160						200 29 220 2.3 38500	340 49 222 3.9 38700
170					40 6 224 5 36900	307 45 226 3.7 37300	390 57 228 4.7 37500
180					237 35 230 3.1 36000	348 51 232 4.4 36200	406 59 234 5.1 36300
190				134 20 234 1.9 34700	301 45 236 4.1 35000	370 54 238 4.9 35100	414 60 240 5.4 35100
200				245 36 240 3.5 33300	337 50 242 4.7 33900	393 57 244 5.4 34000	
210			157 23 244 2.4 32600	297 44 246 4.4 32800	364 53 248 5.3 32900	408 59 250 5.8 33000	
220			245 36 250 3.9 31800	332 49 252 5.1 31900	384 56 254 5.8 31900		
230		154 23 254 2.6 30600	293 43 256 4.8 30900	358 52 258 5.7 30900	397 57 260 6.2 31000		
240		243 36 250 4.2 29800	328 48 262 5.5 30000	375 54 264 6.2 30000	411 59 266 6.7 30100		
250	169 25 264 3.1 29600	310 45 266 5.5 29800	376 55 268 6.5 29000	417 60 270 7.1 29000			
260	262 39 270 4.3 27700	352 51 272 5.4 27900	404 58 274 7.2 27900	436 63 276 7.6 28000			
270	313 46 276 6.0 26700	380 55 278 7.1 26900	424 61 280 7.8 26900				
PACK FLOW HI OR/ AND CARGO COOL ON		ENGINE ANTI-ICE ON			TOTAL ANTI-ICE ON		
Δ TIME = + 15 %		Δ TIME = 0			Δ TIME = + 6 %		
Δ FUEL = + 20 %		Δ FUEL = + 4 %			Δ FUEL = - 30 %		
Δ LEVEL OFF = - 600 FT		Δ LEVEL OFF = - 100 FT			Δ LEVEL OFF = - 400 FT		

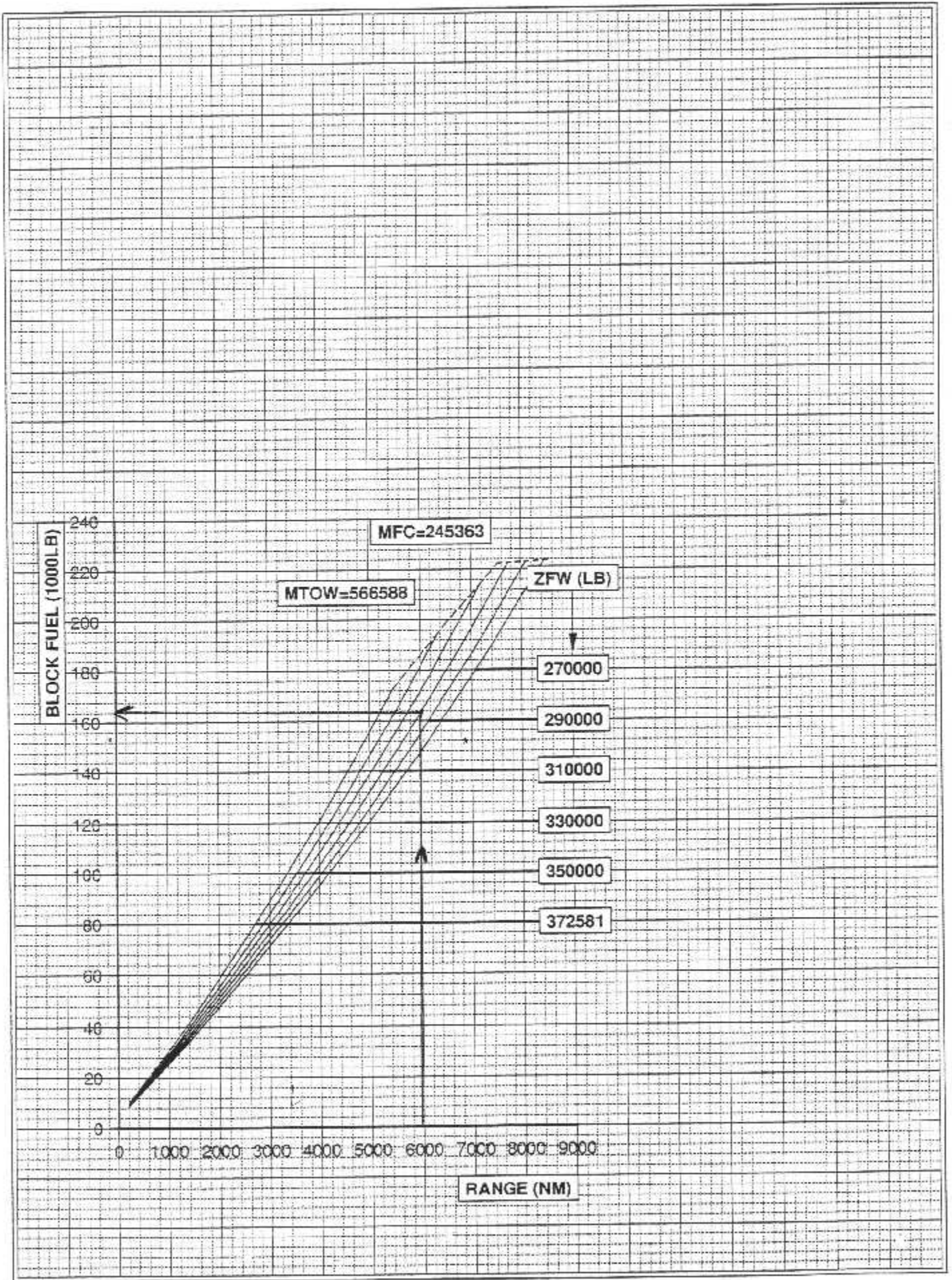
 A340 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	ONE ENGINE OUT OPERATIONS	3.06.40 P 4
	OBSTACLE STRATEGY	SEQ 170 REV 13

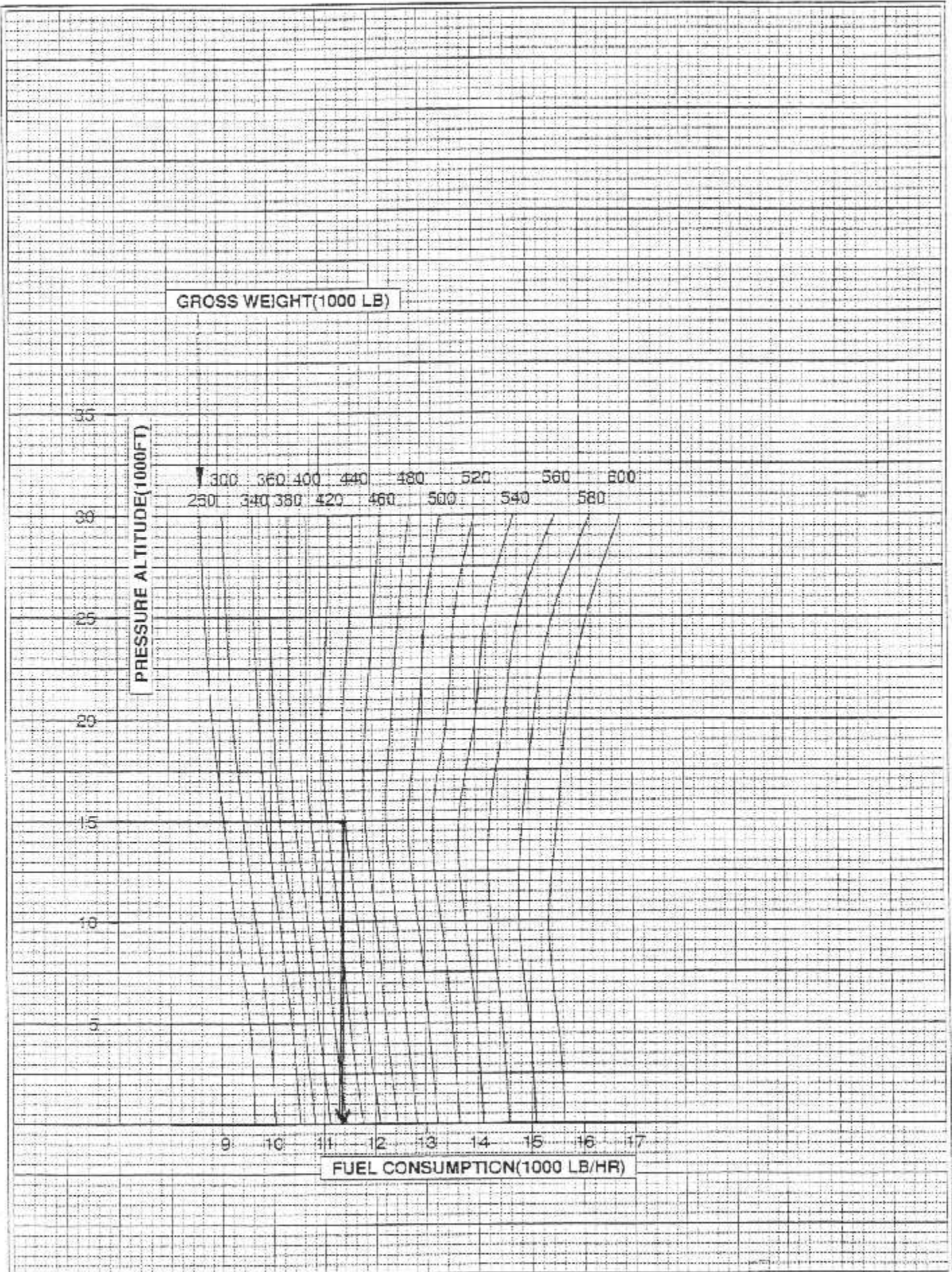
GROSS FLIGHT PATH DESCENT AT GREEN DOT SPEED - 1 ENGINE OUT							
MAX. CONTINUOUS THRUST		ISA+10		DISTANCE (NM)		TIME (MIN)	
PACK FLOW LD		CG=30.0%		INITIAL SPEED(KT)		FUEL(1000KG)	
ANTI-ICING OFF				LEVEL OFF (FT)			
INIT. GW (1000KG)	INITIAL FLIGHT LEVEL						
	290	310	330	350	370	390	410
130							
140							
150							266 38 216 7.9 40000
160						209 30 220 2.5 38500	353 50 222 4.1 38700
170					53 8 224 7 36900	314 45 226 3.9 37300	401 57 228 4.8 37400
180					243 35 230 3.2 36000	358 52 232 4.3 36200	417 59 234 5.2 36300
190				141 21 234 2.0 34700	309 45 236 4.2 35000	385 55 238 5.2 35100	430 61 240 5.6 35100
200				251 37 240 3.7 33800	348 50 242 5.0 33900	407 58 244 5.7 34000	
210			163 24 244 2.6 32600	306 44 246 4.6 32800	375 54 248 5.6 32900	422 60 250 6.1 33000	
220			253 37 250 4.1 31700	343 49 252 5.4 31900	397 57 254 6.1 31900		
230		159 23 254 2.7 30800	302 44 256 5.0 30800	369 53 258 5.9 30900	413 58 260 6.5 31000		
240		253 37 260 4.4 29800	336 48 262 5.7 30000	390 55 264 6.5 30000	425 60 266 7.0 30100		
250	175 25 264 3.2 28500	322 46 266 5.3 28800	388 55 258 6.8 28900	430 61 270 7.4 29000			
260	272 39 270 5.1 27600	364 52 272 6.7 27800	417 59 274 7.5 27900	453 64 276 8.0 28000			
270	324 47 276 6.2 26700	392 56 278 7.4 26800	437 52 280 8.1 26900				
PACK FLOW HI DR/ AND CARGO COOL ON ΔTIME = + 15 % ΔFUEL = + 20 % ΔLEVEL OFF = - 600 FT		ENGINE ANTI-ICE ON ΔTIME = + 6 % ΔFUEL = + 11 % ΔLEVEL OFF = - 800 FT			TOTAL ANTI-ICE ON ΔTIME = + 20 % ΔFUEL = + 35 % ΔLEVEL OFF = - 1800 FT		

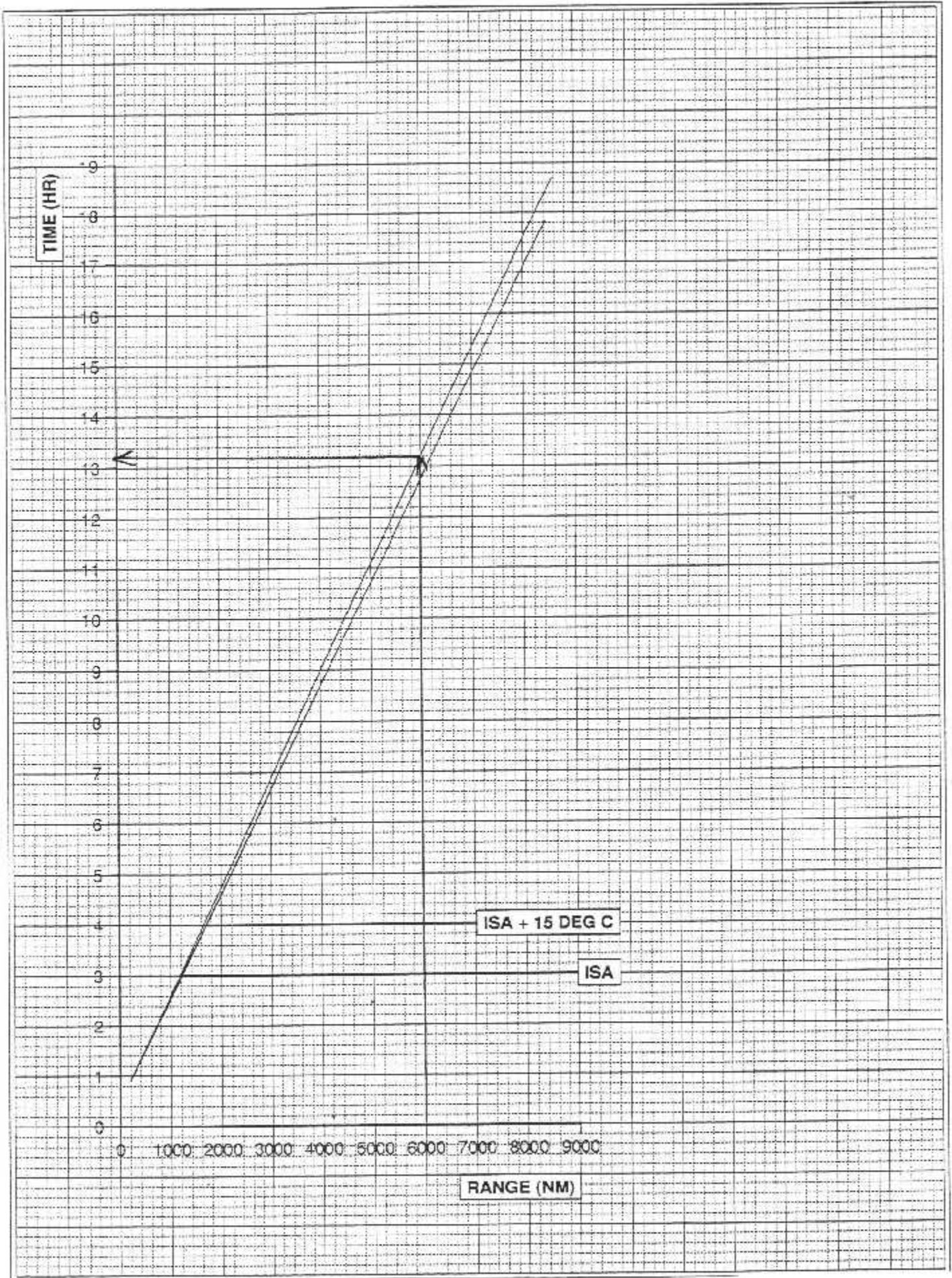












BIBLIOGRAPHIE

📖 Getting to grips with aircraft performance (flight operations support & line assistance) par AIRBUS industrie, Janvier 2002;

📖 A340, performance training manual (training & flight operations support division) par AIRBUS industrie, Mars 1997;

📖 Flight crew operating manual par AIRBUS industrie;

📖 Opérations aériennes tome I et II par M.MARTIN ;

📖 A340, flight deck and systems (briefing for pilots) par AIRBUS industrie, janvier 2000;

📖 WWW.AIRBUS.COM