



SERVICES CULTURE ÉDITIONS  
RESSOURCES POUR  
L'ÉDUCATION NATIONALE

Ce document a été numérisé par le CRDP de Bordeaux pour la  
Base Nationale des Sujets d'Examens de l'enseignement professionnel.

Campagne 2010

# BTS

## MAINTENANCE ET EXPLOITATION DES MATERIELS AERONAUTIQUES

EPREUVE E 5

SOUS EPREUVE U 52

MECANIQUE DES FLUIDES  
AERODYNAMIQUE  
MECANIQUE DU VOL  
TECHNIQUES D'UTILISATION

SESSION 2010

**Durée : 4 heures**

**Coefficient : 4**

**Calculatrice réglementaire autorisée**

Remarque à l'attention des candidats : Il est demandé aux candidats de traiter les quatre sous épreuves sur quatre copies différentes.

Lors de la correction, il sera tenu compte de la présentation de la copie, de la présence et de la clarté des raisonnements précédant l'écriture des résultats.

## BTS MAINTENANCE ET EXPLOITATION

## DES MATERIELS AERONAUTIQUES

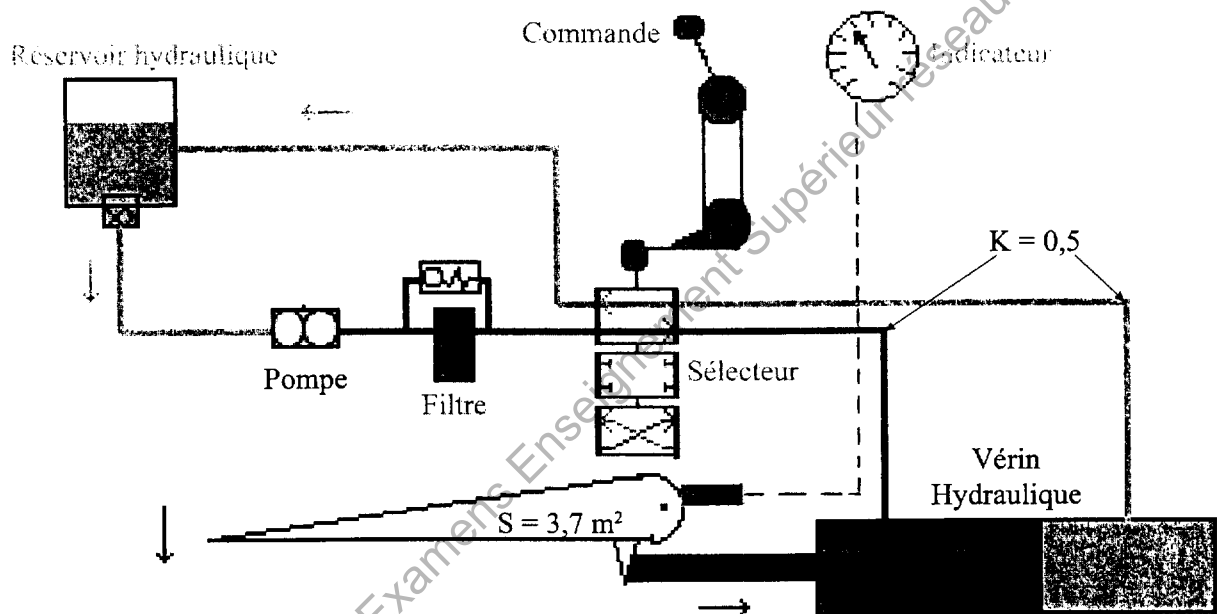
## SOUS EPREUVE U 52

## PARTIE Mécanique des fluides

Durée Conseillée : 1 heure

Coefficient : 1

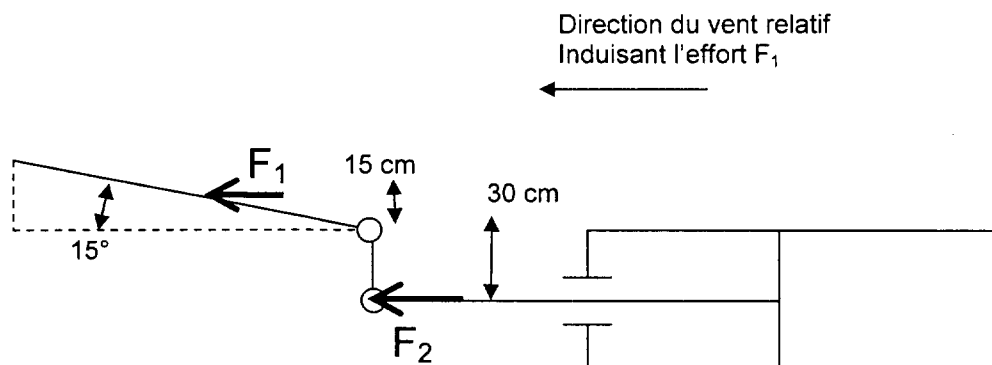
Soit une chaîne de commande de vol, à assistance hydraulique, représentée ci-dessous.



Cette chaîne est installée sur un avion de type A340.

La vitesse d'inclinaison de l'aileron est de  $10^\circ/\text{s}$ . Le flux d'alimentation hydraulique du vérin de commande de l'aileron est de l'ordre de  $18 \text{ l/mn}$ .

**Question n° 1** Calculer la force  $F_2$  appliquée par la tige du vérin, pour contrer les effets aérodynamiques sur l'aileron. Ceci en considérant que l'avion vole à  $30\,000 \text{ ft}$  à  $M = 0,8$  et que l'aileron est incliné de  $15^\circ$  vers le haut. (conditions statiques)  
 Considérer la surface de la gouverne projetée sur un plan vertical s'opposant au vent relatif et sur laquelle s'appliquera la pression dynamique pour donner l'effort  $F_1$  ; (bras de levier =  $15 \text{ cm}$ )  
 La distance entre l'axe d'articulation de l'aileron et l'axe de la tige du vérin est de  $30 \text{ cm}$ .



Question n° 2 Calculer la puissance que doit avoir le vérin.

Considérer un diamètre piston de 90 mm dans le vérin.

Question n° 3 Compte tenu du schéma hydraulique, caractériser le nombre de Reynolds.

Considérer que le diamètre intérieur des tuyauteries est égal à 14 mm.

Question n° 4 Calculer la puissance que doit fournir la pompe hydraulique si la totalité des pertes de charges (singulières et linéaires) représentent 600 Joules par kilogramme.

Question n° 5 Calculer la puissance électrique du moteur qui entraîne la pompe si le rendement de la pompe est de 0,8.

Question n° 6 Calculer le rendement global du circuit hydraulique. (pompe comprise).

Données :

- Masse volumique air en conditions ISA et altitude 0 : 1,225 kg/m<sup>3</sup>.
- Masse volumique skydrol : 780 kg/m<sup>3</sup>.
- Viscosité dynamique skydrol : 0,005 Pa.s
- 1 pied (ft) = 0,304 m
- Pression relative dans le réservoir = 0 (pression atmosphérique)
- Vitesse du skydrol dans le réservoir = 0

**BTS MAINTENANCE ET EXPLOITATION****DES MATERIELS AERONAUTIQUES****SOUS EPREUVE U 52****PARTIE Aérodynamique****Durée Conseillée : 1 heure****Coefficient : 1****1. Définitions**

Donner la définition des termes suivant et leurs origines :

- 1.1. C.A.M
- 1.2. Cx induit.
- 1.3. Couche limite.
- 1.4. Dièdre géométrique

**2. Polaire**

- 2.1. Tracer l'allure d'une courbe polaire donnant l'évolution du coefficient de portance en fonction du coefficient de traînée, pour une voilure « lisse ».
- 2.2. Mentionner sur cette courbe les points remarquables d'un point de vue aérodynamique en les explicitant.
- 2.3. Donner un ordre de grandeur des divers paramètres.
- 2.4. Tracer en vous justifiant, sur le même graphique l'influence sur cette polaire de :
  - la sortie des trains
  - le déploiement des becs et volets de bord de fuite
  - la sortie d'aérofreins

Afin de pouvoir travailler sur une modélisation de cet aéronef, on considérera le relevé donné en annexe (Document à rendre « Polaire d'un avion de transport ») pour la configuration « lisse » volet 0° modélisable par une courbe du type  $C_x = a + b C_z^2$ .

- 2.5. Déterminer la finesse max pour la configuration volet 0°.
- 2.6. Déterminer les coefficients (a) et (b) en indiquant vos hypothèses ? En déduire l'équation de la polaire modélisée ?
- 2.7. Déterminer la finesse max et comparer avec la valeur trouvée au (2.5) ? Commenter ?
- 2.8. Donner pour la finesse max le pourcentage de la traînée induite par rapport à la traînée totale.

**BTS MAINTENANCE ET EXPLOITATION**

**DES MATERIELS AERONAUTIQUES**

**SOUS EPREUVE U 52**

**PARTIE Mécanique du vol**

**Durée Conseillée : 1 heure**

**Coefficient : 1**

Soient deux avions identiques A et B, dont la polaire est de la forme  $C_x = 0.015 + 0.056 C_z^2$ , de masse  $m = 145 \text{ t}$  et de surface alaire  $S = 340 \text{ m}^2$ .

Les deux avions volent en palier à une altitude où la masse volumique est de  $0.5 \text{ kg/m}^3$ .

L'un des avions vole avec une incidence telle que  $C_{zA} = 0.45$ , l'autre avec un  $C_{zB} = 0.26$

La consommation spécifique de chaque appareil est de  $0.04 \text{ kg/hN}$ .

On prendra  $g = 10 \text{ m/s}^2$

1. Calculer la finesse de chaque appareil lors du vol en palier.
2. Déterminer pour chaque appareil :
  - 2.1. Le  $C_{xi}$  pour les incidences donnant  $C_{zA}$  et  $C_{zB}$ .
  - 2.2. L'allongement.
  - 2.3. L'envergure.
3. Calculer les vitesses  $V_A$ ,  $V_B$  de ces deux appareils
4. Déterminer les poussées  $T_{UA}$ ,  $T_{UB}$  développées par les deux appareils.
5. Déterminer les consommations horaires en  $\text{kg/h}$   $C_{hA}$ ,  $C_{hB}$ , Conclure sur l'utilisation des deux configurations de vol.
6. Déterminer avec un vent effectif nul les consommations distances  $C_{dA}$ ,  $C_{dB}$  exprimé en  $\text{kg/NM}$ , Conclure sur l'utilisation des deux configurations de vol.

Pour la suite, on prendra :

$T_{UA} = 85 \text{ 000 N}$  et  $T_{UB} = 110 \text{ 000 N}$

$V_A = 200 \text{ m/s}$  et  $V_B = 250 \text{ m/s}$

L'avion B réalise un virage correct à vitesse et altitude constante avec une inclinaison latérale de  $40^\circ$ .

7. Indiquer en vous justifiant si ce changement d'évolution a une influence sur l'assiette et la poussée utile ?
8. Si oui, déterminer les nouveaux paramètres :  $C_z$ ,  $C_x$ ,  $T_U$  ?
9. Indiquer en vous justifiant si le choix de maintenir une vitesse constante permet d'assurer une marge de sécurité constante par rapport à la vitesse de décrochage de l'avion ?

L'avion A est équipé de deux moteurs d'une poussée de  $150 \text{ 000 N}$  chacun.

10. Déterminer la pente maxi de montée que peut atteindre l'avion A ?
11. Déterminer sa vitesse verticale ?

**BTS MAINTENANCE ET EXPLOITATION**  
**DES MATERIELS AERONAUTIQUES**  
**SOUS EPREUVE U 52**

**PARTIE Techniques d'utilisation**

**Durée Conseillée : 1 heure**

**Coefficient : 1**

Un avion de type ATR 72 doit effectuer une étape de 800 NM sol.  
Les conditions de vol sont les suivantes :

- Le départ est réalisé sur un aéroport situé à l'altitude de 0ft.
- La température est de 15°C .
- La masse au décollage est de 18000 kg.
- L'avion est équipé de moteurs PW127F.
- Le niveau de vol retenu pour l'étape est : FL 180.

**Phase de Montée (Climb) :**

La montée se fera à la vitesse de 170 kt (IAS)

**Phase de Croisière (Cruise) :**

La croisière se fera à Maxi Cruise, avec vent arrière de 20 kt

**Phase de descente (Descent) :**

La descente se fera au taux de 1500 ft/mn à la vitesse de 200 kt(IAS)

**Phase attente (Holding) :**

Une attente sur l'aéroport d'arrivée est prévue de 30 mn à une hauteur de 1500 ft

A partir des données ci-dessus et des extraits de la documentation ATR72 FCOM fournies :

**Toutes les justifications nécessaires doivent être fournies.**

*Question n° 1* Faire un schéma représentatif des différentes phases du vol en indiquant les divers paramètres (carburant, temps, distance) le long du vol.

**Remarque : Ceci vous servira d'aide et sera complété au fur et à mesure du traitement des autres questions**

*Question n° 2* Déterminer si le niveau de vol retenu est compatible avec le plafond de vol (**ceiling**) admissible pour ce vol ?

*Question n° 3* Déterminer pour la phase de montée (**Climb**) :

- a) Le temps de vol.
- b) La consommation carburant
- c) La distance parcourue.

*Question n° 4* Déterminer pour la phase de croisière (**Cruise**) :

**Remarque : On considérera la masse avion égale à 18000 kg**

- a) La consommation horaire par moteur.
- b) Les vitesses IAS et TAS
- c) Indiquer l'origine de la différence entre l'IAS et la TAS

Question n° 5 Déterminer pour la phase de descente (**Descent**) :

- a) Le temps de la descente.
- b) La consommation.
- c) La distance parcourue.

Question n° 6 Dédire pour la phase de croisière :

- a) La distance sol parcourue
- b) Le temps de vol
- c) La distance air
- d) La consommation

Question n° 7 Déterminer pour la phase d'attente : la consommation


Question n° 8 Déterminer le délestage d'étape.

**Remarque : On considérera une réserve réglementaire supplémentaire correspondante à 5% du délestage d'étape**

Question n° 9 Déterminer le temps de vol.

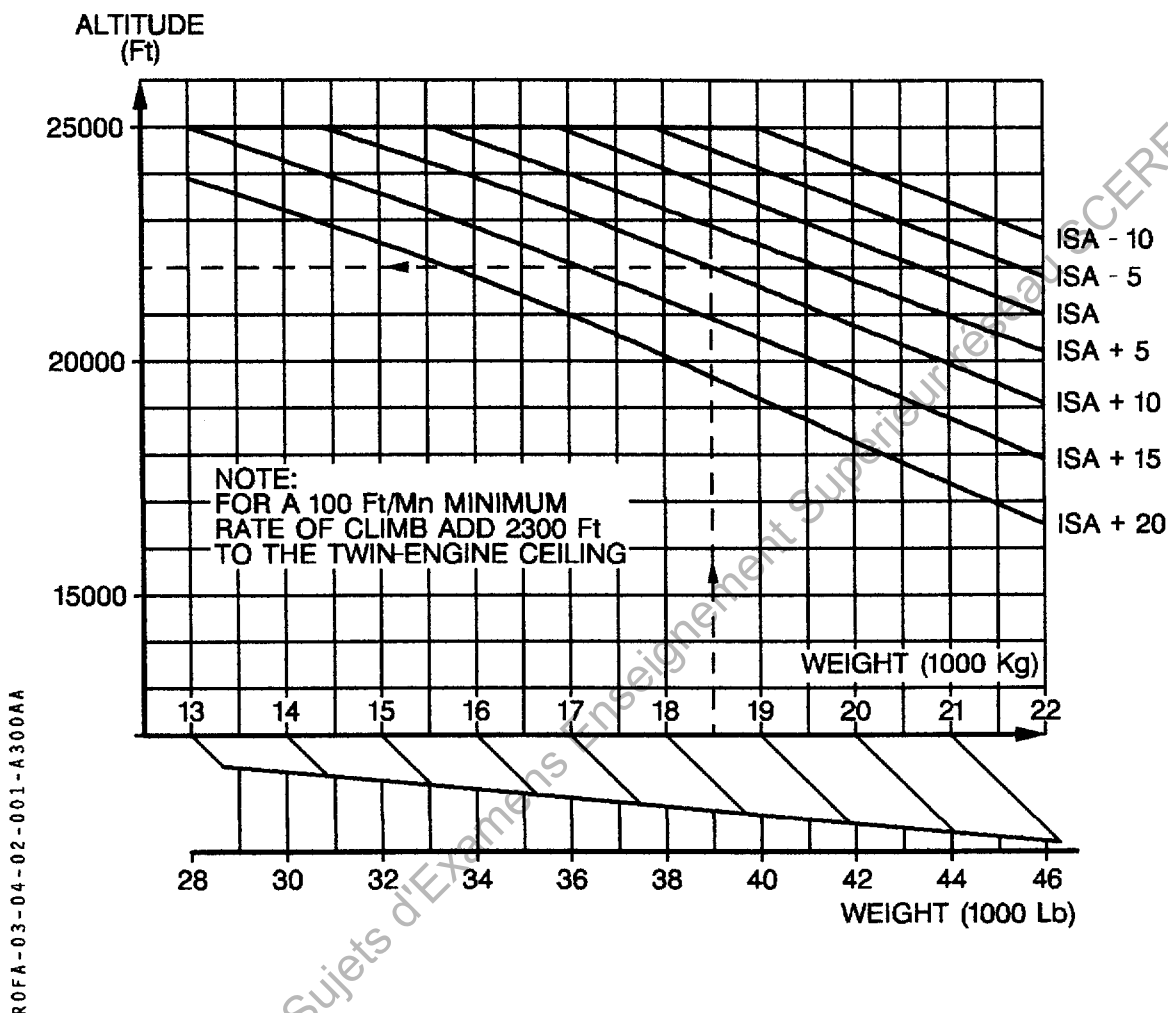
Question n° 10 Déterminer la masse à l'atterrissage.



	<b>CLIMB</b>		3.04.02		
			P 1	300	
	170 kt				JUN 97

AA

### TWIN-ENGINE CEILING - NORMAL CONDITIONS



Example :

18500 kg } TWIN-engine ceiling = 22000 ft  
ISA + 10 } (300 ft/mn)

### CLIMB AT 170 kt : TEMPERATURE CORRECTION

To be applied on charts given in the next pages


Per 5°C above ISA

- Add 1.3 mn per 10 000 ft for time
- Add 14 kg per 10 000 ft for consumption
- Add 6 Nm per 10 000 ft for distance
- Add 1 kt per 10 000 ft for mean speed

Per 5°C below ISA

- Subtract 1 mn per 10 000 ft for time
- Subtract 7 kg per 10 000 ft for consumption
- Subtract 3 Nm per 10 000 ft for distance
- Subtract 1 kt per 10 000 ft for mean speed.




	<b>CRUISE</b>		3.05.02	
			P 6	500
	<b>MAX CRUISE</b>			JUL 98

AA

<b>CRUISE 2 ENGINES</b>					
<b>18 T</b>					
<b>MINIMUM TIME</b>					
<b>FLIGHT LEVEL</b>	<b>DELTA ISA</b>				
	-10	0	+10	+15	+20
<b>60</b>	93.5	94.5	88.2	83.2	78.7
	462	471	451	433	417
	252	251	243	237	231
	267	271	267	262	258
<b>80</b>	94.5	94.5	84.6	80.0	75.5
	458	463	429	413	397
	251	249	236	231	225
	274	277	268	264	259
<b>100</b>	94.5	90.6	81.2	76.6	72.5
	453	441	409	393	378
	249	243	230	224	219
	279	278	269	264	260
<b>120</b>	93.9	86.5	78.3	74.0	70.0
	447	419	391	376	361
	246	236	225	219	213
	284	279	271	266	261
<b>140</b>	89.8	83.2	75.8	71.8	67.8
	429	402	375	361	347
	239	230	220	214	208
	285	280	273	268	263
<b>160</b>	85.3	79.5	72.9	69.4	65.7
	408	383	358	346	333
	232	224	214	208	203
	285	281	274	269	264
<b>180</b>	80.1	74.9	69.0	65.8	62.6
	384	362	338	326	315
	224	216	206	201	196
	284	280	273	269	264
<b>200</b>	74.4	69.8	64.8	62.0	59.1
	358	338	317	307	296
	215	207	198	193	188
	282	277	271	267	262
<b>220</b>	68.9	64.8	60.5	58.1	55.5
	333	314	296	287	277
	205	198	189	184	179
	278	274	268	263	258
<b>240</b>	63.6	59.9	56.0	54.0	51.8
	308	291	275	267	259
	196	188	179	174	169
	274	269	262	258	252
<b>250</b>	61.1	57.4	53.8	51.9	49.8
	296	280	264	257	249
	191	183	174	169	163
	272	266	259	254	248

R

TQ % NP=82 %  
 KG/H/ENG  
 IAS  
 TAS

	<b>DESCENT</b>	3.07.01		
		P 1	500	
	<b>INTRODUCTION</b>			JUL 98

AA

R Descent charts are established in clean configuration for one reference weight

R (15000 kg = 33000 lb) and 3 speed laws :

- 200 kt
- 220 kt
- 240 kt

Two kinds of descent are proposed :

- at given rate  
from cruise altitude, descent at 1500 ft/mn (or 2000 ft/mn with pressurization in FAST mode)  
1) set cruise PLA up to the desired descent speed  
2) maintain descent speed and rate of descent
- at given gradient  
from cruise altitude, descent at chosen gradient (3° with pressurization in NORMAL mode, 4° or 5° with pressurization in FAST mode)  
1) set cruise PLA up to the desired descent speed  
2) maintain descent speed and gradient of descent

From 1500 ft to final landing, the tables are calculated with time and fuel allowances of :

- 3 mn for the time
- 30 kg (66 lb) for the consumption


### WEIGHT CORRECTION

- on fuel consumption

Increase the fuel consumption by :


- R + 4 % at 1500 ft/mn of rate of descent
- R + 5 % at 2000 ft/mn of rate of descent
- + 2 % at 3° descent gradient
- + 3 % at 4° descent gradient
- + 4 % at 5° descent gradient
- for a 1000 kg (2200 lb) weight decrease.

- No correction for weight increase.
- No influence on time and distance.

	<b>DESCENT</b>		3.07.02		
			P 1	500	
	NORMAL CONDITIONS				

AA

<b>DESCENT 2 ENGINES</b>						
<b>NP=82%</b>						
<b>15000KG</b>			<b>NORMAL CONDITIONS</b>			
FL	200 KT IAS		220 KT IAS		240 KT IAS	
	1500 ft/mn	2000 ft/mn	1500 ft/mn	2000 ft/mn	1500 ft/mn	2000 ft/mn
<b>250</b>	19 119 63	15 81 47	19 145 70	15 102 52	19 180 76	15 126 57
<b>240</b>	18 115 60	14 79 45	18 140 66	14 99 49	18 174 72	14 122 54
<b>230</b>	17 112 57	14 77 43	17 136 63	14 96 47	17 167 68	14 118 51
<b>220</b>	17 108 54	13 75 40	17 131 59	13 93 44	17 160 65	13 114 48
<b>210</b>	16 105 51	13 73 38	16 126 56	13 90 42	16 154 61	13 110 46
<b>200</b>	15 101 48	12 71 36	15 121 53	12 87 39	15 147 57	12 105 43
<b>180</b>	14 94 42	11 67 31	14 112 46	11 81 35	14 135 50	11 97 38
<b>160</b>	13 87 36	10 63 27	13 102 40	10 75 30	13 122 44	10 89 33
<b>140</b>	11 79 31	9 59 23	11 92 34	9 69 25	11 110 37	9 81 28
<b>120</b>	10 72 25	8 54 19	10 83 28	8 63 21	10 97 31	8 73 23
<b>100</b>	9 65 20	7 50 15	9 73 22	7 58 17	9 85 24	7 65 18
<b>80</b>	7 57 15	6 45 11	7 63 17	6 52 13	7 72 18	6 57 14
<b>60</b>	6 49 10	5 40 8	6 53 11	5 45 9	6 59 13	5 49 9
<b>40</b>	5 41 6	4 36 4	5 43 6	4 39 5	5 46 7	4 40 5
<b>15</b>	3 30 0	3 30 0	3 30 0	3 30 0	3 30 0	3 30 0
<b>FROM START OF DESCENT TIME</b>					<b>FUEL</b>	
<b>(MN)</b>					<b>(KG)</b>	
<b>FROM START OF DESCENT DIST</b>						
<b>(NM)</b>						

 <b>ATR 72</b> <b>F.C.O.M.</b>	<b>HOLDING</b>	3.06.01		
	<b>INTRODUCTION</b>	P 1	500	
				JUL 98

AA

Holding charts are established :

- in clean configuration
- with air conditioning in normal mode.
- with NP = 82 % propeller speed
- at VmHBO of icing conditions.

This minimum manoeuvring speed covers the whole flight envelope in normal conditions and in icing conditions without appreciable increasing of consumption.


When using air conditioning in high mode, fuel consumption is increased by 2%.

All charts are established with a center of gravity location corresponding to 25 %.

The temperature effect is negligible.

## **R ICING CONDITIONS**

- R Atmospheric icing conditions exist when TAT in flight is at or below 7°C and visible
- R moisture in any form is present (clouds, fog with visibility of less than one mile, rain, snow,
- R sleet and ice crystals).

	<b>HOLDING</b>		3.06.02	
	NORMAL CONDITIONS		P 1	500
				JUL 98

AA

<b>HOLDING 2 ENGINES</b>					
WEIGHT (1000KG)	FLIGHT LEVEL				
	15	50	100	150	200
<b>13</b>	21.8 218 131	22.5 205 131	23.4 186 132	24.6 174 132	26.1 167 132
<b>14</b>	23.8 226 136	24.5 212 136	25.6 194 137	26.9 185 137	28.8 176 137
<b>15</b>	25.8 234 141	26.5 219 141	27.8 203 141	29.3 195 142	31.4 185 142
<b>16</b>	27.8 241 146	28.7 227 146	30.1 213 146	32.0 206 146	34.3 195 146
<b>17</b>	29.9 248 150	30.9 234 151	32.4 223 151	34.7 214 151	37.3 206 151
<b>18</b>	32.1 256 155	33.1 243 155	34.9 234 155	37.3 223 155	40.4 218 155
<b>19</b>	34.3 264 159	35.4 253 159	37.6 246 159	40.1 232 159	43.6 230 160
<b>20</b>	36.6 272 163	37.8 264 163	40.2 255 163	43.0 243 164	46.8 242 164
<b>21</b>	38.9 282 167	40.3 275 167	42.9 264 167	46.2 255 168	50.1 255 168
<b>22</b>	41.3 292 171	43.0 286 171	45.6 272 171	49.5 267 172	53.4 268 172
TQ % NP=82 % KG/H/ENG IAS					

R