



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

# CORRIGE

**Ces éléments de correction n'ont qu'une valeur indicative. Ils ne peuvent en aucun cas engager la responsabilité des autorités académiques, chaque jury est souverain.**

**Barème de Notation :****1- Mécanique des fluides**

- Question 1 : → 3 points  
 Question 2 : → 3 points  
 Question 3 : → 4 points  
 Question 4 : → 6 points  
 Question 5 : → 2 points  
 Question 6 : → 2 points

} 20 points

**2- Aérodynamique**

- |                           |                           |
|---------------------------|---------------------------|
| Question 1.1 : → 1 point  | Question 1.2 : → 1 point  |
| Question 1.3 : → 1 point  | Question 1.4 : → 1 point  |
| Question 2.1 : → 2 points | Question 2.2 : → 2 points |
| Question 2.3 : → 2 points | Question 2.4 : → 2 points |
| Question 2.5 : → 1 point  | Question 2.6 : → 2 points |
| Question 2.7 : → 2 points | Question 2.8 : → 3 points |

} 20 points

**3- Mécanique du vol**

- |                         |                          |
|-------------------------|--------------------------|
| Question 1 : → 2 points | Question 2 : → 3 points  |
| Question 3 : → 2 points | Question 4 : → 2 points  |
| Question 5 : → 1 point  | Question 6 : → 1 point   |
| Question 7 : → 1 point  | Question 8 : → 3 points  |
| Question 9 : → 2 points | Question 10 : → 2 points |
| Question 11 : → 1 point |                          |

} 20 points

**4- Techniques d'utilisation**

- Question 1 : → 1 point.  
 Question 2 : → 1 point  
 Question 3 : → 3 points  
 Question 4 : → 3 points  
 Question 5 : → 4 points  
 Question 6 : → 4 points  
 Question 7 : → 1 point  
 Question 8 : → 1 point.  
 Question 9 : → 1 point.  
 Question 10 : → 1 point.

} 20 points

**TOTAL DES POINTS : → 80 points  
 (à ramener sur 20)**

Question 1

$$F_2 = \frac{15}{30} \times \frac{1}{2} \rho_{\text{dyn}} \times S_{\text{projecté}} = \frac{15}{30} \cdot F_1$$

$$F_2 = \frac{15}{30} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \times 3,7 \sin 15^\circ$$

$$F_2 = \frac{15}{30} \cdot \frac{1}{2} \cdot \rho_0 \frac{(z_0 - z)}{(z_0 + z)} \left(0,8 \sqrt{8r \frac{z}{2}}\right)^2 \times 3,7 \sin 15^\circ$$

Avec  $T_3 = 288 - 2 \times 30 = 228 \text{ K}$

et  $z = 30000 \times 0,304 \times 10^{-3} = 9,12 \text{ km}$

$\Rightarrow$   $F_2 = 6424,5 \text{ N}$

Question 2

on a  $v_{\text{piston}} = \frac{q_v}{S_{\text{piston}}} = \frac{18 \cdot 10^{-3}}{60} = \frac{1}{\pi \cdot 0,045^2} = 0,472$

$\Rightarrow$   $v_{\text{piston}} = 0,472 \text{ m/s}$

d'où  $P_{\text{verin}} = P \times q_v = \frac{F_2}{S_{\text{piston}}} \times q_v$

$P_{\text{verin}} = \frac{6424,5 \times 18 \cdot 10^{-3}}{\pi \times 0,045^2 \times 60} = 303 \Rightarrow$   $P_{\text{verin}} = 303 \text{ W}$

Question 3

$$Re = \frac{v_{\text{tuy}} \cdot \phi_{\text{tuyau}} \cdot \rho}{\mu} = 4256$$

$Re > 2000 \Rightarrow$  Ecoulement turbulent lisse

Question 4 :

Posons Bernoulli généralisé en J/kg

$$\text{Stat: } \frac{1}{2} (v_{\text{hy}}^2 - v_{\text{reser}}^2) + \frac{1}{\rho} (P_{\text{hy}} - P_{\text{reser}}) = W + \sum J_S$$

avec :

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta h = 0 \\ v_{\text{hy}} = \text{vitesse hydrodynamique} = 1,949 \text{ m/s} \\ v_{\text{reser}} = 0 \\ P_{\text{hy}} = \frac{F_2}{S_{\text{piston}}} = 1,0099 \cdot 10^6 \text{ Pa} \\ P_{\text{reser}} = 0 \end{array} \right.$$

\* Determinons les pertes de charge singulières

$$J_{S_s} = - \sum \frac{v^2}{2} = - 3,8 \cdot \frac{1,949^2}{2} = - 7,217 \text{ J/kg}$$

\* Pertes linéaires

$$J_{S_p} = - \lambda \frac{v^2 \rho}{2 \phi} = - 0,316 \text{ Re}^{-\frac{1}{4}} \frac{v^2 \rho}{2 \phi} = - 583,74 \text{ J/kg}$$

\* Bernoulli:

$$W_{\text{pompe}} = \frac{1}{2} v_{\text{hy}}^2 + \frac{1}{\rho} P_{\text{hy}} - \sum J_S = 3050 \text{ J/kg}$$

$$\Rightarrow \text{Puissance pompe} = W \cdot q_m = \boxed{713,7 \text{ W} = P_{\text{pompe}}}$$

Question 5

$$\text{Si } \eta = 0,8 \text{ alors } P = \frac{713,7}{0,8} \Rightarrow \boxed{P = 892,13 \text{ W}}$$

Question 6

$$\text{on a } \eta_{\text{global}} = \frac{P_{\text{venn}}}{P_{\text{pompe}}} = \frac{303}{892,13} \Rightarrow \boxed{\eta_{\text{global}} = 0,34}$$

1) Définition

\* C.A.M : Corde Aérodynamique Moyenne

Corde d'une voilure rectangulaire ayant la même surface et même envergure que la voilure de forme complexe qu'elle représente.

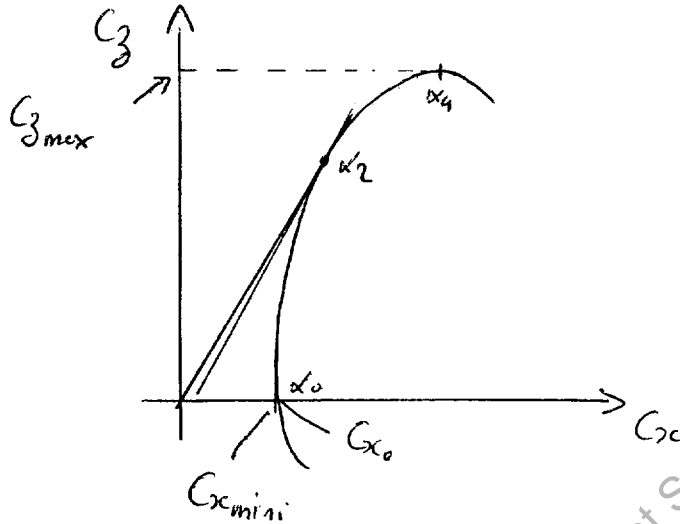
\*  $C_x$  induit : Coefficient de Traînée induite résultant de l'existence d'une différence de pression extrados/intrados qui génère en extrémité de voilure les tourbillons marginaux

\* Couche limite : Mince couche d'écoulement dans laquelle se manifeste les effets de la viscosité de l'air, dont la vitesse est comprise entre 0 à la paroi et 99% V (vitesse de l'écoulement général)

\* Dièdre géométrique

Angle entre l'axe de tangage de l'aéronef et le plan moyen de l'aile

## 2) Polaire

2.1 Allure de la Courbe2.2 Points remarquables

$C_{z,max}$  : Valeur maximale du coefficient de portance pour une incidence  $\alpha_4$

$C_{x,0}$  : Coefficient de traînée pour  $C_z = 0$  correspondant au  $C_{x,c}$  de profil et d'incidence  $\alpha_0$  ( $C_{x,forme} + C_{x,frottement}$ )

$\alpha_2$  : Incidence pour laquelle la finesse est maximum  $f_{max}$

$C_{x,mini}$  : Valeur du  $C_{x,c}$  minimum.

2.3 Ordres de grandeur

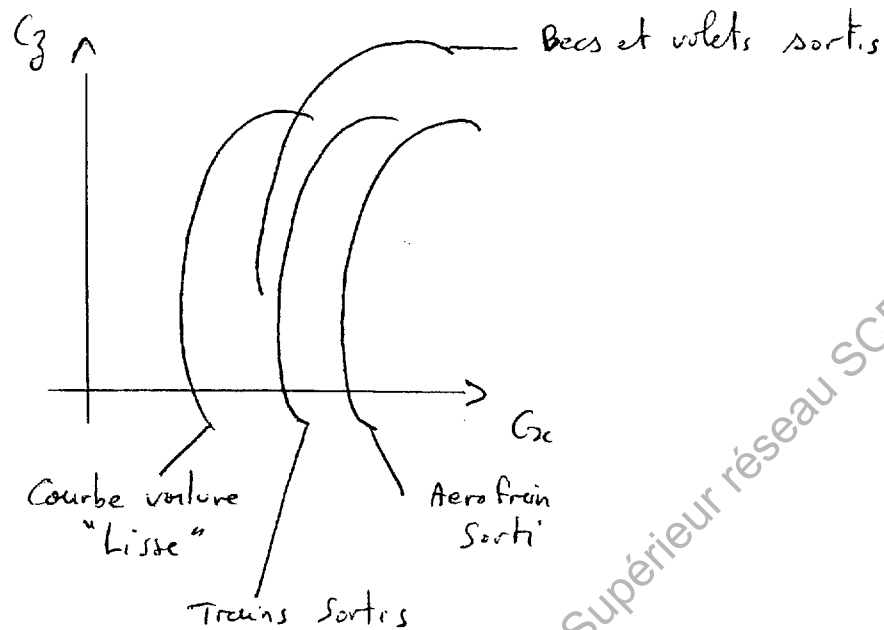
$$16^\circ < \alpha_4 < 22^\circ$$

$$-3^\circ < \alpha_0 < -1^\circ$$

$$6^\circ < \alpha_2 < 10^\circ$$

$$0,01 < C_{x,0} < 0,02$$

$$15 < f_{max} < 20$$

2.4 Influences2.5 Fineste max pour volet  $0^\circ$ 

D'après la courbe jointe

$$\left. \begin{array}{l} C_{z_{\max}} \approx 0,69 \\ C_{x_{\max}} \approx 0,04 \end{array} \right\} \text{ pour } \alpha \approx 6,5^\circ$$

$$\Rightarrow F_{\max} = \frac{0,69}{0,04} = 17,25$$

2.6 Coefficients a et b

$$\text{on a } C_{x_c} = a + b C_z^2$$

$$\text{et } C_{x_c} = C_{x_{c0}} + \frac{1}{\pi A} C_z^2$$

$$\text{D'après la courbe } C_{x_{c0}} \approx 0,025$$

pour  $\alpha = \alpha_2 \approx 6,5^\circ$  on a sur la courbe  $C_{x_c} \approx 0,4$ 

$$\Rightarrow C_{x_c} = 0,025 + b \cdot 0,7^2 = 0,04$$

$$\Rightarrow b = 0,031$$

 $\Rightarrow$  Equation de la polaire

$$C_{x_c} = 0,025 + 0,031 C_z^2$$



2.7 Finesse max Polaire modélisée

$$\text{on a } f_{\max} = \frac{1}{\sqrt{4ab}} = \frac{1}{\sqrt{4 \cdot 0,025 \cdot 0,031}} \approx 18$$

Résultat satisfaisant en considérant l'extrapolation pour obtenir  $C_{x_0}$ , les mesures associées au 2<sup>nd</sup> point ici  $\alpha_2$

2.8 % de Traînée induite / Traînée totale  $\equiv C_{xi} / C_{xt}$

$$\frac{C_{xi}}{C_{xt}} = \frac{C_{xt} - C_{x_0}}{C_{xt}} = \frac{0,04 - 0,025}{0,06} = 0,25$$

Soit environ 25%



## MECANIQUE du VOL

1) Finesse pour le vol en palier

$$\text{on a } F = \frac{C_z}{C_x}$$

Avion A

$$F_A = \frac{C_{zA}}{C_{xA}} = \frac{0,45}{0,015 + 0,056 \cdot 0,45^2} = 17,08$$

Avion B

$$F_B = \frac{C_{zB}}{C_{xB}} = \frac{0,26}{0,015 + 0,056 \cdot 0,26^2} = 13,84$$

2) Détermination de  $C_{xi} / A / E$

2.1  $C_{xi}$

$$\text{on a } C_x = a + b C_z^2 = C_{x0} + C_{xi}$$

$$\Rightarrow C_{xi} = b C_z^2$$

Avion A

$$C_{xiA} = 0,056 \cdot 0,45^2 = 0,01134$$

Avion B

$$C_{xiB} = 0,056 \cdot 0,26^2 = 0,00379$$

2.2 Allongement

$$\text{on a } C_{xi} = \frac{C_z^2}{\pi \lambda} \Rightarrow \lambda = \frac{C_z^2}{\pi C_{xi}}$$

$$\Rightarrow \text{Avion A } \lambda_A = \frac{0,45^2}{\pi \cdot 0,01134} = 5,68 = \text{Avion B}$$

2.3 Envergure

$$\text{on a } \lambda = \frac{E^2}{S} \Rightarrow E = \sqrt{\lambda \cdot S}$$

$$\Rightarrow E_A = E_B = \sqrt{5,68 \cdot 340} = 44 \text{ m}$$

$$E = 44 \text{ m}$$

3° Vitesse  $V_A$  et  $V_B$ 

$$\text{on a } F_3 = \frac{1}{2} \rho_3 S V^2 C_3 = P \Rightarrow V = \sqrt{\frac{2P}{\rho_3 \cdot S \cdot C_3}}$$

$$\text{Avion A } V_A = \sqrt{\frac{2 \cdot 145 \cdot 10^3 \cdot 10}{0,5 \cdot 340 \cdot 0,45}} \Rightarrow V_A = 199,7 \text{ m/s}$$

$$\text{Avion B } V_B = \sqrt{\frac{2 \cdot 145 \cdot 10^3 \cdot 10}{0,5 \cdot 340 \cdot 0,26}} \Rightarrow V_B = 256,1 \text{ m/s}$$

4° Poussée utile  $T_{UA}$  et  $T_{UB}$ 

$$\text{on a } T_u = \frac{P}{F} \text{ à l'équilibre en palier}$$

$$\text{Avion A } T_{UA} = \frac{145 \cdot 10^3 \cdot 10}{17,08} \Rightarrow T_{UA} \approx 84895 \text{ N}$$

$$\text{Avion B } T_{UB} = \frac{145 \cdot 10^3 \cdot 10}{13,84} \Rightarrow T_{UB} \approx 104768 \text{ N}$$

5° Consommation horaire  $Ch_A$  et  $Ch_B$ 

$$\text{on a } Ch = \sigma_p \cdot T_u$$

$$\text{Avion A } Ch_A = 0,04 \cdot 84894 \Rightarrow Ch_A \approx 3396 \text{ kg/h}$$

$$\text{Avion B } Ch_B = 0,04 \cdot 104768 \Rightarrow Ch_B = 4190 \text{ kg/h}$$

Conclusion : on privilégiera la configuration de l'avion A dans le cas d'une attente.

6°) Consommation distance  $C_{dA}$  et  $C_{dB}$ 

on a 
$$C_d = \frac{C_h}{V}$$

$$\text{Avion A} \quad C_{dA} = \frac{3396}{194,7 \times \frac{3,6}{1,852}} \Rightarrow C_{dA} \approx 8,98 \text{ kg/km}$$

$$\text{Avion B} \quad C_{dB} = \frac{4130}{256,1 \cdot \frac{3,6}{1,852}} \Rightarrow C_{dB} \approx 8,41 \text{ kg/km}$$

Conclusion : On privilégiera la configuration B pour augmenter le rayon d'action.

7°) changement d'assiette / poussée suite à la mise en virage.

La mise en virage avec l'apparition d'un facteur de charge  $n$ , l'accroissement de la portance afin de garder l'équilibre impose une augmentation du  $C_L$  d'où une augmentation de l'assiette.

Ceci entraîne une augmentation de  $C_x$  donc de la poussée

on a 
$$\alpha_{\text{virage}} > \alpha_{\text{palier}}$$

et 
$$T_{U_{\text{virage}}} > T_{U_{\text{palier}}}$$

8°) Valeurs de  $C_L$ ,  $C_x$ ,  $T_U$ 

on a 
$$n = \frac{1}{\cos \varphi} \quad ; \quad V = \sqrt{\frac{2 \cdot n \cdot P}{\rho S C_L}}$$

$$\Rightarrow V_B = \sqrt{\frac{2 \cdot 1,305 \cdot 145 \cdot 10^3 \cdot 10}{0,5 \cdot 340 \cdot C_{L_B}}} \Rightarrow C_{L_{Bv}} = 0,354$$

$$\Rightarrow C_{x_{B_V}} = 0,015 + 0,056 \cdot 0,354^2 \Rightarrow C_{x_{B_V}} \approx 0,022$$

$$T_{L_V} = \frac{n P}{F} \quad \text{avec} \quad F = \frac{0,354}{0,022} = 16,09$$

$$\Rightarrow T_{L_V} = \frac{1,3 \cdot 145 \cdot 10^3 \cdot 10}{16,08} \Rightarrow T_{L_V} = 117\,226 \text{ N}$$

9 Marge par rapport au décrochage

on a  $C_{z_V} > C_{z_{palier}}$  et le  $C_{g_{Max}}$  est identique

$\Rightarrow$  La marge est donc plus faible

10 Pente Maxi avion A

$$\text{on a} \quad \gamma_{max} = \frac{T_L}{P} = \frac{1}{f_{max}}$$

$$\Rightarrow \gamma_{max} = \frac{2 \times 150\,000}{145 \cdot 10^3 \cdot 10} = \frac{1}{17,25} = 0,1489$$

$$\Rightarrow \gamma_{max} \approx 14,9 \%$$

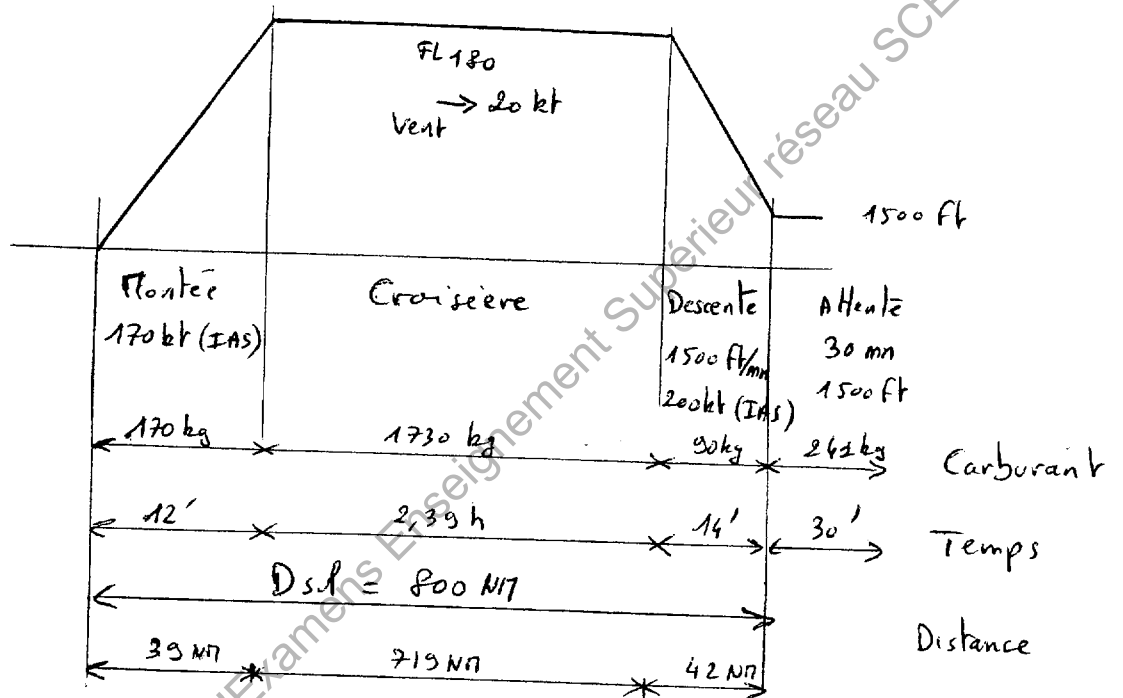
11 Vitesse Verticale

$$\text{on a} \quad V_{z_A} = V_A \cdot \gamma_A$$

$$\Rightarrow V_{z_A} = V_A \cdot \gamma_A = 200 \cdot 0,149 \Rightarrow V_{z_A} \approx 30 \text{ m/s}$$

Voir l'annexe "CORRIGE" Afin d'avoir les diverses valeurs des abaqes et tableaux.

1) Schéma du vol



2) Niveau de vol compatible

D'après l'abaque  $FL \approx 24000 \text{ ft} > FL180$

3) Phase montée

D'après l'abaque on a

temps = 12'      D = 39 NM      C = 170 kg      TAS = 188 kt

4) Phase croisière

\* D'après l'abaque on a

C = 362 kg/h/ENG  
IAS = 216 kt  
TAS = 280 kt

\* Différence IAS / TAS

on a la relation  $V = \frac{EV}{\sqrt{\sigma}}$   
 $\hookrightarrow$  densité relative

ceci provient du fait que l'instrumentation anémométrique est calibrée en condition ISA et ne peut être recalibrée en vol pour corriger l'écart entre  $\rho_0$  et  $\rho$ .

5) Descente

Remarque: Pas de correction à apporter sur l'abaque car la masse avion est supérieure à 15000 kg

d'où d'après l'abaque

$$t = 14'$$

$$C = 80 \text{ kg}$$

$$D = 42 \text{ NIT}$$

6) Croisière

a) Distance sol. parcourue

$$D_{\text{sol, croisière}} = D_{\text{sol}} - D_{\text{montée}} - D_{\text{descente}}$$

$$D_c = 800 - 39 - 42 = \boxed{719 \text{ NIT} = D_c}$$

b) Temps de vol

$$\text{on a } t = \frac{D_{\text{sol}}}{V_{\text{sol}}} \quad \text{avec } V_{\text{sol}} = V_{\text{Ain}} + V_{\text{vent}}$$

$$\Rightarrow t = \frac{719}{280+20} \Rightarrow \boxed{t = 2,39 \text{ h}}$$



6. c) : Distance air

$$\text{on a } t_{\text{air}} = t_{\text{sol}} = \frac{D_{\text{air}}}{V_{\text{air}}} = \frac{D_{\text{sol}}}{V_{\text{sol}}}$$

$$\Rightarrow D_{\text{air}} = D_{\text{sol}} \cdot \frac{V_{\text{air}}}{V_{\text{sol}}} \Rightarrow D_{\text{air}} = 719 \cdot \frac{280}{300} = 671 \text{ m}$$

$$\boxed{D_{\text{air}} = 671 \text{ m}}$$

d) Consommation

$$\text{D'après 4) } C = 362 \text{ kg/h/ENG}$$

$$\text{et } t = 2,39 \text{ h}$$

$$\Rightarrow C = 2,39 \times 362 \times 2 \Rightarrow \boxed{C = 1730 \text{ kg}}$$

7) Attente de 30 mn

D'après le tableau on a pour un avion avec une masse d'environ 18000 kg

$$M_{\text{attente}} = M_{\text{deco}} - C_{\text{montée}} - C_{\text{cruise}} - C_{\text{descente}}$$

$$M_{\text{attente}} = 18000 - 170 - 1730 - 90 = 16010 \text{ kg}$$

$$\text{on a } C = 241 \text{ kg/h/ENG}$$

$$\Rightarrow C_{\text{attente}} = 241 \times 2 \times 0,5 \Rightarrow \boxed{C_{\text{attente}} = 241 \text{ kg}}$$

8.) Délestage d'étape

$$\text{on a Délestage} = C_{\text{matée}} + C_{\text{croûtes}} + C_{\text{descente}} + C_{\text{attente}}$$

$$\Rightarrow D = 170 + 1730 + 90 + 241 \Rightarrow$$

$$D = 2231 \text{ kg}$$

9.) temps de vol

le temps total = somme des temps

$$\Rightarrow T = t_{\text{matée}} + t_{\text{croûtes}} + t_{\text{descente}} + t_{\text{attente}}$$

$$\Rightarrow T = 12' + 144' + 14' + 30' = 200'$$


$$T = 3 \text{ h } 20'$$

10.) Perte à l'atterrissage

$$\text{on a } P_{\text{atterrissage}} = P_{\text{recollage}} - \text{Délestage} + \text{Reserve}$$

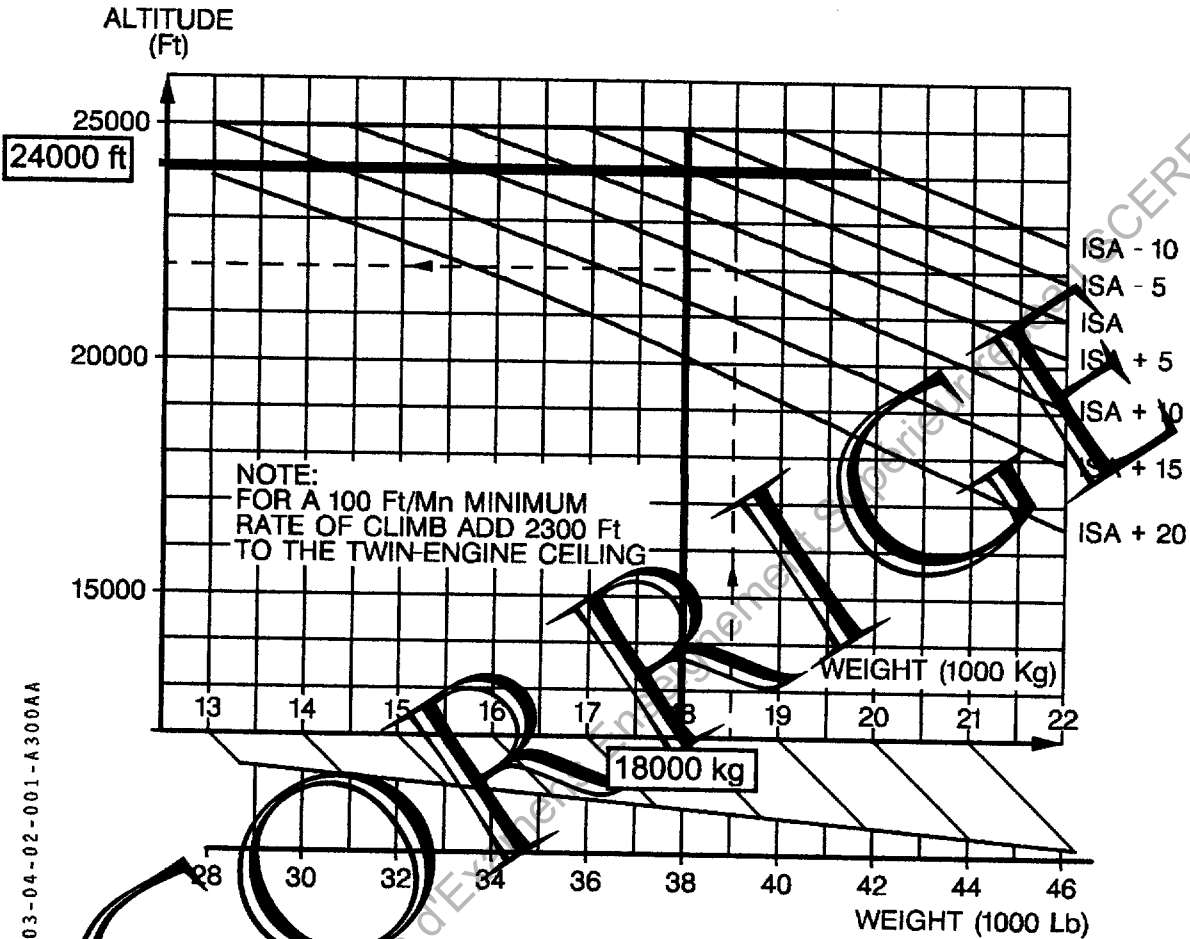
$$P_{\text{att}} = 18000 - 2231 + 2231 \cdot \frac{5}{100} = 15880$$

$$P_{\text{att}} = 15880 \text{ kg}$$

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

AA

**TWIN-ENGINE CEILING - NORMAL CONDITIONS**



ROFA-03-04-02-001-A300AA

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


**CRUISE 2 ENGINES**

**18 T** **MINIMUM TIME**

FLIGHT LEVEL	DELTA ISA				
	-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	76.8	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	75.6	71.8	67.8
	429	407	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	389	358	346	333
	332	224	214	208	203
	285	281	274	269	264
<b>180</b>	81.1	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>ATR 72</b> <b>F.C.O.M.</b>	<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	
	<b>NORMAL CONDITIONS</b>				

AA

<b>DESCENT 2 ENGINES</b>						
<b>NP=82%</b>						
<b>15000KG</b>			<b>NORMAL CONDITIONS</b>			
FL	<b>200 KT IAS</b>		<b>220 KT IAS</b>		<b>240 KT IAS</b>	
	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 64	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	14 115 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
FROM START OF DESCENT TIME (MN)					FUEL (KG)	
FROM START OF DESCENT DIST (NM)						

 <b>A320</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 V<sub>MHBO</sub> 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 26%.

The temperature effect is negligible.

#### R ICING CONDITIONS

- R Atmospheric icing conditions exist when T<sub>A</sub> 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	22.5	23.4	24.6	26.1
	218	205	186	174	167
	131	131	132	132	132
<b>14</b>	23.8	24.5	25.6	26.9	28.8
	226	212	194	185	176
	136	136	137	137	137
<b>15</b>	25.8	26.5	27.8	29.3	31.1
	234	219	203	195	185
	141	141	141	142	142
<b>16</b>	27.8	28.7	30.1	32.0	34.3
	241	227	213	206	195
	146	146	146	146	146
<b>17</b>	29.9	30.9	32.4	34.7	37.3
	248	234	223	214	206
	150	151	151	151	151
<b>18</b>	32.1	33.1	34.9	37.3	40.4
	256	242	234	223	218
	155	155	155	155	155
<b>19</b>	34.3	36.1	37.6	40.1	43.6
	264	253	246	232	230
	159	159	159	159	160
<b>20</b>	36.8	37.8	40.2	43.0	46.8
	272	264	255	243	242
	163	163	163	164	164
<b>21</b>	38.9	40.3	42.9	46.2	50.1
	282	275	264	255	255
	167	167	167	168	168
<b>22</b>	41.3	43.0	45.6	49.5	53.4
	292	286	272	267	268
	171	171	171	172	172

R

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