

Support de *TD Avionique*

2014-2015

V0.3

O5MQ5002

D. MICHAUD

Sommaire :

Sommaire :	2
ADD-ON	3
A.1 Atmosphère	3
A.2 Unités	5
A.3 Conversion et codage : Unités en aéronautique	6
DISTANCES:	6
Triangle rectangle, pente.....	6
Vitesse / durée / distance: Aéronautique.....	7
A.4 Altimètre :	8
A.5 VOR	15
A.6 VOR : QDM / QDR : COMPLETER	16
A.7 Exploitation de cartes de navigation aérienne:.....	18
A.8 Approche de Bordeaux Mérignac LFBO sur la balise BDX.....	22
A.9 Récepteur ILS : Etude du système d'atterrissage aux instruments :	22
A.10 DME	24
A.11 DME du H.S.I.	25
Conversions et calculs de la distance DME et de la durée de parcours :.....	25
A.12 ATMOSPHERE, table ISA :	26
A.13 International Standard Atmosphere: The standard sea-level air density is .002378 slugs/cubic foot	27



Ce document à destination des étudiants de l'IMA, Université Bordeaux 1, n'est qu'un support de cours non exhaustif.



Dans TOUS les cas d'intervention sur un aéronef ou ses équipements, il faut se référer à la documentation de cet aéronef en cohérence avec la réglementation !

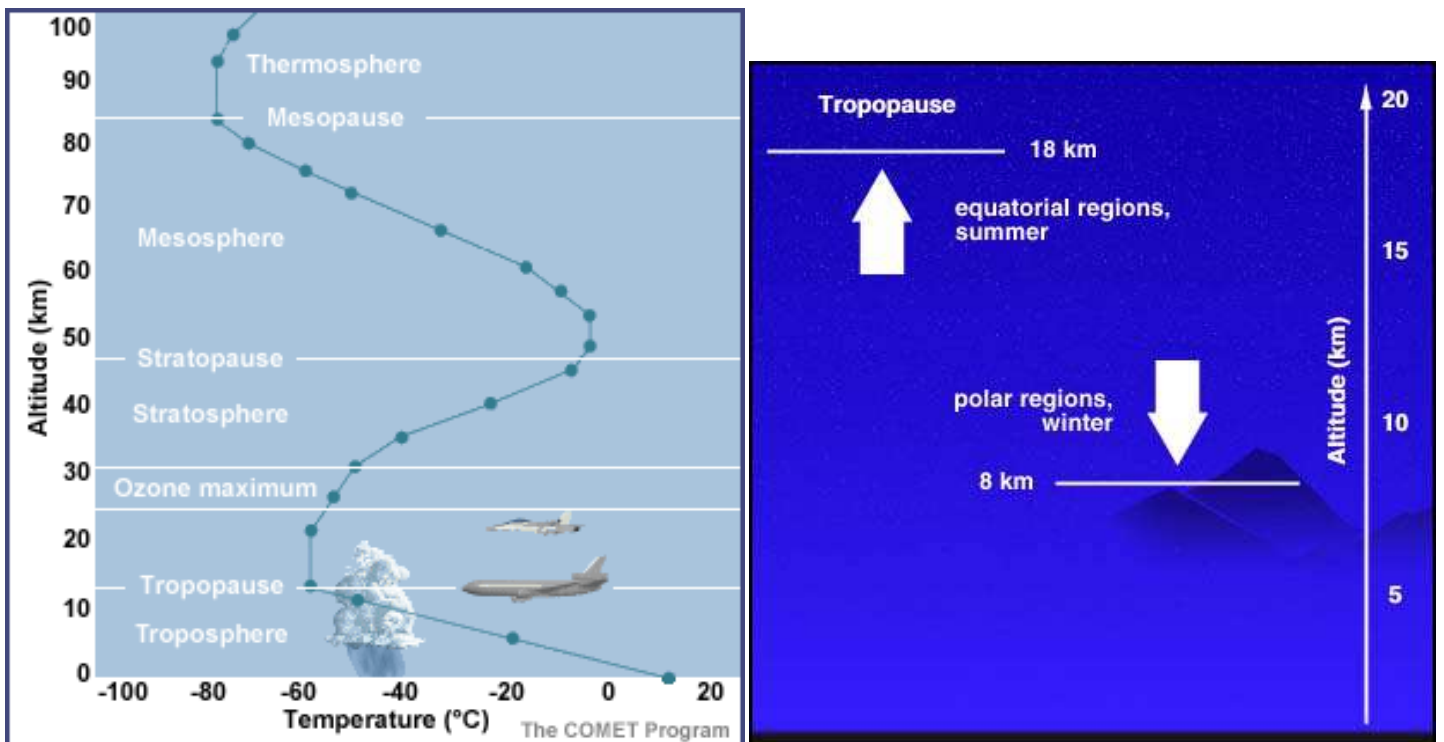
ADD-ON

A.1 **Atmosphère**

The **OACI, International Civil Aviation Organisation's** **International Standard Atmosphere [ISA]**

L'atmosphère définie comme standard est une atmosphère ayant les caractéristiques suivantes:

- Pression de 1013,25 hPa, 29,92 inHg ; 760mm de Hg au **niveau de la mer**
- T° de 15°C ou 288K **au niveau de la mer**
- Masse volumique $\rho = 1,2255 \text{ kg/m}^3$ T° de 15°C ou 288K **au niveau de la mer**
- Célérité du son $a \approx 341 \text{ m/s}$ ou 1225 km/h ou 660 KT **au niveau de la mer**.
- Décroissance de pression dans les basses couches de 28ft/hPa arrondi à 30hPa pour le calcul mental
- Décroissance verticale de T° de 6.5°C / 1000m (2°C:1000ft) du niveau de la mer jusqu'à 30000ft
- T° constante de -56.6°C au dessus de 36000ft (au dessus de la tropopause) de 11km à 20km.



$$e = 0,78125 \text{ mm}$$

Exercice: calculer l'épaisseur e de l'atmosphère Terrestre « ramenée » aux dimensions d'une orange .

r = rayon pomme ou orange = 5 cm

R_t = rayon terre = 6400 km

h = épaisseur de l'atmosphère = 100 km

e = épaisseur de la peau = ?

$$\frac{e}{h} = \frac{r}{R_t}$$

Modélisation simplifiée dans troposphère : (0 à 11 km)

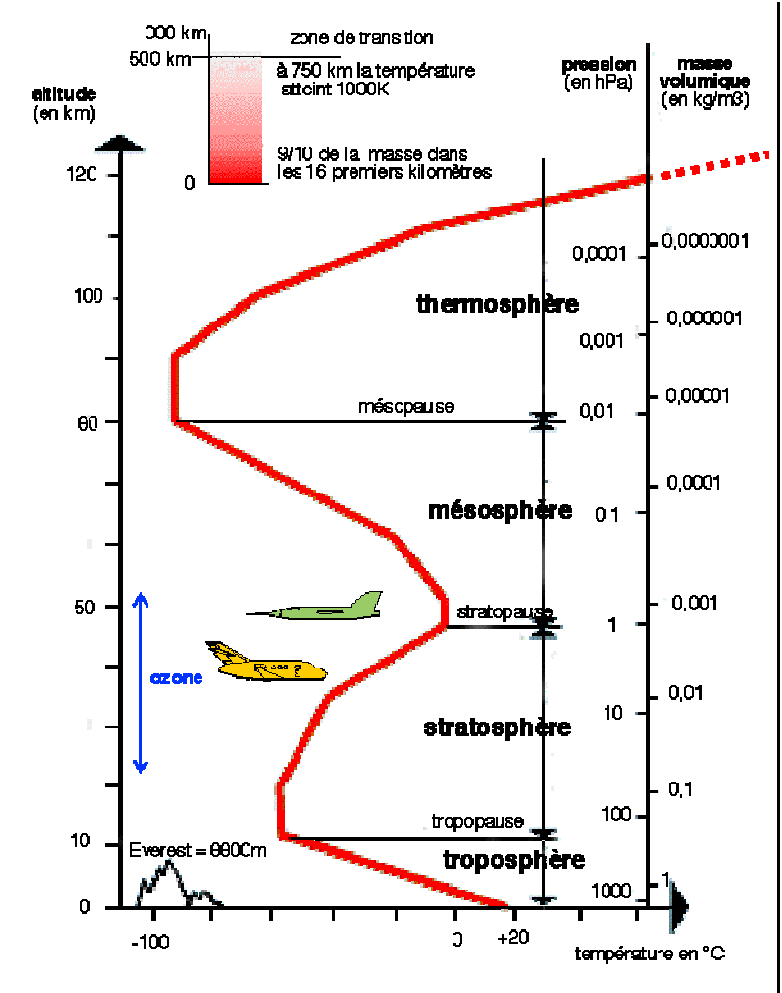
$$P_{\text{statique}}(z) \approx 1013,12 * \left(\frac{31-z}{31+z}\right)^2 \quad \text{avec } z \text{ l'altitude en km et } P_{\text{statique}} \text{ en hPa}$$

$$T_{\text{statique}}(z) \approx 15 - 6,5 * z \quad \text{Densité } \delta(z) \approx \frac{20-z}{20+z} \quad \text{avec } T_{\text{statique}} \text{ en } ^\circ\text{C}$$

TABLE ISA : Température / Pression / Altitude

Altitude (km)	<P> Pression (hPa)	<P> temp (°C)	Altitude (pieds)
0	1 013	15	0
0,5	955	9	1 640
1	900	7	3 281
1,5	845	5	4 921
2	794	2	6 562
2,5	746	-1	8 202
3	700	-3	9 843
3,5	658	-6	11 483
4	617	-10	13 123
5	541	-16	16 404
6	471	-23	19 685
7	411	-31	22 966
8	357	-38	26 247
9	331	-41	29 528
10	265	-51	32 808
11	227	-55	36 089
12	194	-56	39 370
13	165	-56	42 651
14	141	-55	45 932
15	119	-55	49 213
20	55	-46	65 617
30	11	-38	98 425
40	3	-5	131 234
50	0,9	+1	164 042
60	$2,5 \cdot 10^{-2}$	-20	
100	$4,0 \cdot 10^{-4}$	-64	
200	$1,3 \cdot 10^{-6}$		
300	$2,0 \cdot 10^{-7}$		
400	$4,4 \cdot 10^{-8}$		
500	$1,1 \cdot 10^{-8}$		

FL	Temp (°K)
	288
FL 050	
	272
FL 098	
	267
	263
	257
FL 195	
FL 230	242
	222
	218
	217
FL 492	
FL 1640	274



VITESSE

$$1 \text{ m/s} \approx 200 \text{ ft/min} \approx 2 \text{ KT} \approx 3,6 \text{ km/h}$$

- **VSO** : vitesse de décrochage avec tous les hypersustentateurs sortis (to Stall with the flaps Out)
- **VSi** : vitesse de décrochage avion lisse, train et volets rentrés (to Stall with the flaps In)
- **VFE** : vitesse maxi avec tous les hypersustentateurs sortis (maximum flap extended speed)
- **VNO** : vitesse Normale Opérationnelle
- **VNE** : vitesse maximum à pas dépasser (Never Exceed speed)

PRESSION

P : pression en N/m^2 (**1 Pa = 1 N/m^2**)

La pression est souvent exprimée en bar (**1 bar = 10^5 Pa**)

Certains constructeurs utilisent des unités anglo-saxonnes p.s.i (**1 p.s.i \approx 0,07 bar**)

1 PSI = $6\,894\text{ N/m}^2 = 6\,894\text{ Pa}$ (PSI = *pound per square inch = pound/in²*, livre par pouce carré, unité anglo-saxonne)

1 PSI = 0,068 94 bar

A.2 Unités

length		
To convert from:	to:	multiply by
ångström (Å)	Meter (m)	1.0 E-10
foot (ft)	Meter (m)	3.048 E-01
foot (U.S. survey) (ft)	Meter (m)	3.048006 E-01
inch (in)	centimeter (cm)	2.54
light year (l.y.)	Meter (m)	9.46073 E+15
micron (m)	Meter (m)	1.0 E-06
mil (0.001 in)	millimeter (mm)	2.54 E-02
mile (mi)	kilometer (km)	1.609344
mile, nautical	Meter (m)	1.852 E+03

Exercice :

Calculer la longueur, en NM, d'une MINUTE d'arc du méridien Terrestre, sachant que le méridien à pour longueur 40 000 km.

De même pour un centième de grade.

Conclure

TD:

- Unités en aéronautiques
- Avionique,
- Radionavigation,
- Bus avionique

A.3 Conversion et codage : Unités en aéronautique

DISTANCES:

NM	Mille marin	Mètres	km	cm	pieds	feet = ft	
1							Distance en NM
0,6							Distance en NM
5,1							Distance en NM
200							Distance en NM
5	5,00	9 260,00	9,26	926 000	30 380,58	30 380,58	Distance en NM
					200,00		HD
					100,00		HD
					50,00		HD
4,9374	4,94	9 144,00	9,14	914 400	30 000,00	30 000,00	altitude en pieds
0,0005		1,00		100	3,28	3,28	RVR en mètres
		300,00			984,25		RVR en mètres
		200,00			656,17		RVR en mètres
		75,00			246,06		RVR en mètres

Triangle rectangle, pente

Erreur	Hypoténuse		Altitude					
(DO-DS)/DO	DO	DS	H	pente	angle	Angle	DS	H
%	NM	NM	NM	%	degré	Radian	mètres	Pieds
0,14	5,00		0,26	5,24	3,00	0,05	9 247,3	1 590,0
	1 000,00				4,00			
	5,00							
			500,00	4,00				
			500,00	3,00				
0,12		10 000,00	500,00	5,00	2,86	0,05	18 520 000,0	3 038 057,7

Vitesse / durée / distance: Aéronautique

1 miles = 1609 mètres, 1 pieds = 1 foot = 12 inch = 12 pouces ; 1 pouces = 2,54 cm ; 10 mils = 2,54 mm

D	V					T	Tminute	Tseconde
Distance	Vitesse	NM / h		/ 60	/ 60	D = V * T		
NM	KT	Nœuds	km/h	NM / min	km / min	min	"	
5,1	80	80	148	1,33	2,47	3,83	3	49,5
10	160							
5	160							
5,1	80							
1	40							
2	80							
1	80							
10	80							
100	400							
100	800							

A.4 **Altimètre :**

A 5 000ft d'altitude selon l'atmosphère standard :

- a) T° = + 15°C et pression = 1013,25 Hpa
- b) T° = - 17,5°C et pression = 700 Hpa
- c) T° = + 5°C et pression = 850 Hpa
- d) T° = + 25°C et pression = 750 Hpa

1/ calcul de la température

L'altitude est inférieure à 11000 m, le gradient de température est de - 2°/1000 ft.

$$T^{\circ}C = 15^{\circ} - (2 \times 5000 / 1000) = 5^{\circ}C$$

Seule la réponse proposée « c » donne cette valeur.

2/ calcul (pour contrôle éventuel) de la pression statique

a – première méthode

L'altitude étant basse (inférieure à 2000m) on prend un gradient approximatif de 1 hpa /28ft :

$$P_s = 1013,25 - (5000/28) = 834,68 \text{ hpa}$$

b – deuxième méthode

$$5\ 000 \text{ ft} = 1524 \text{ mètres} = 1,5 \text{ km}$$

$$P_s = 1013,25 \left(\frac{31-Z}{31+Z} \right)^2 = 1013,25 \left(\frac{31-1,5}{31+1,5} \right)^2 = 834,82$$

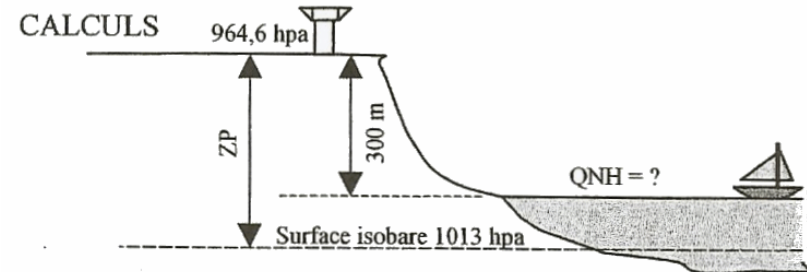
Dans les deux cas, la réponse proposée en « c » (850 hpa) est la plus proche

2/ Dans une station météorologique (altitude topographique de 300 m), la pression atmosphérique est de 964,6 hPa. Le QNH est :

- a) 977,7 hPa
- b) non calculable car la T° à la station non connue
- c) 990,1 hPa
- d) 999,8 hPa

Extrait de la table d'atmosphère standard :

Z (m)	0	100	200	300	400	500	600	700
P (hpa)	1013,2	1001,3	989,4	977,7	966,1	954,6	943,2	931,9



1/ première méthode : on utilise le tableau selon la pression régnant à la station, son altitude pression est d'environ 400 m (à 2,5 hpa près). Pour une dénivellation de 300 m, le tableau donne un écart de pression de :

$$1001,3 - 966,1 = 35,2$$

$$QNH = 999,8$$

2/ deuxième méthode : on considère un gradient de pression de 1hpa/28 ft (basses altitudes)

$$\text{conversion des mètres en pieds } 300 \text{ m} \times 3,28 = 984 \text{ ft}$$

$$\text{écart de pression : } 984 / 28 = 35,14$$

$$QNH = 964,6 + 35,14 = 999,74$$

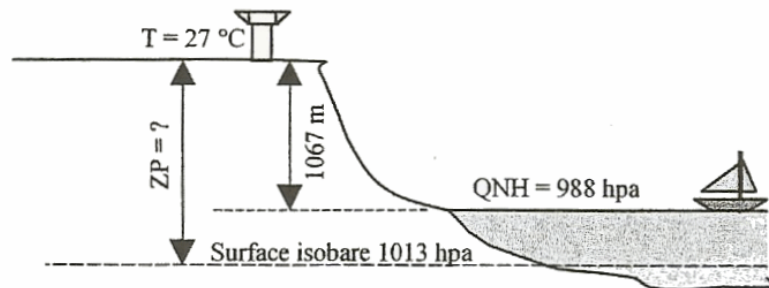
3/ Beaucoup de planeurs ont un indicateur de vitesse gradué en Km/h, alors que les organismes de la circulation aérienne utilisent couramment le noeud (kt). Si la tour de contrôle indique un vent de 30 Kt, la vitesse du vent exprimé en Km/h est de :

- a) 30 km/h b) 56 km/h c) 16 km/h d) 120 km/h

Conversion kt en km/h = $30 \times 1,852 = 55,56$ km/h
Réponse « b » la plus proche

7/ L'altitude topographique de l'aérodrome est de 1 067 mètres. Le QNH est de 988 hpa et la température de 27°C. L'altitude pression de l'aérodrome est de :

- a) 3100 ft b) 3900 ft c) 4200 ft d) 4500 ft



CALCULS

On considère un gradient de pression de 1 hpa/28ft (basse altitude inférieure à 2000 m)
Conversion mètres en pieds : $1067 \times 3,28 = 3499,76$ ft
 $QFE = 988 - 3499,76 / 28 = 863$ hpa
Altitude pression « Zp » = $(1013,25 - 863) \times 28 = 4207$ ft

La réponse proposée « c » est la plus proche

10/ Le Mont Blanc a une altitude de 4807 m. Le niveau de vol FL 160 :

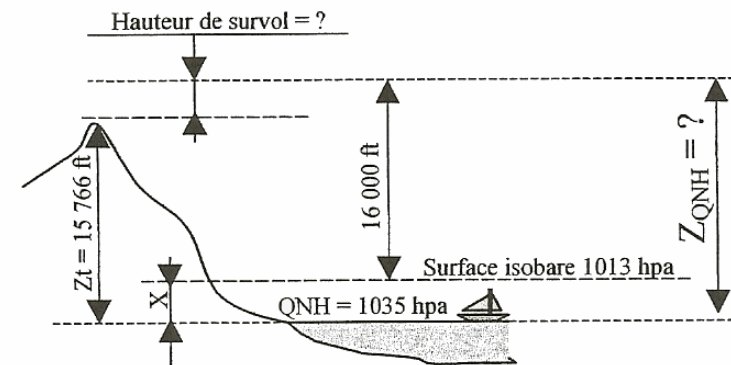
- a) permet toujours son survol
b) ne permet jamais son survol
c) permet son survol avec un QNH de 990 hpa
d) permet son survol avec un QNH de 1035 hpa

CALCULS

Remarque : la hauteur minimale réglementaire de survol du sommet est de 500 ft
FL 160 = 16 000 ft QNE (Zp = 16 000 ft)
Conversion hauteur topographique de mètres en pieds :
 $4807 \times 3,28 = 15766,96$ ft

1/ En supposant que le QNH = 1013 (QNE) la hauteur de survol est insuffisante ($16000 - 15766 = 233$ ft < 500 ft). La réponse « c » n'est donc pas possible car le QNH est plus pénalisant. Par contre avec un QNH = 1035, la hauteur de survol sera supérieure

2/ calcul de la hauteur de survol pour le cas de la réponse « d » (QNH = 1035)



$Z_{QNH} = 16000 + X = 16000 + (1035 - 1013) \times 28 = 16616$ ft
Hauteur minimale = $16616 - 15766 = 850$ ft

La réponse proposée « d » est correcte

Calcul de la correction

[Formules](#) et formule calcul simplifié

Exemple:

Calculer la Z_v d'un avion dont l'altimètre, QNH = 1013 (terrain au niveau de la mer) indique 30000 ft. Pour $T_s = T^\circ = \text{ISA} - 10^\circ\text{C}$.

Appliquons à Z_{QNH} la correction de T° ;
 $Z_v - Z_t = (Z_{\text{QNH}} - Z_t) * T_s / T_{\text{std}}$

La mesure de T° sera prise au milieu de la tranche (15000ft).
 $T_{\text{std}} = 258\text{K}$ (diminution de T° $2^\circ\text{C}/1000$ ft déjà calculée : voir tableau atmosphère : ≈ 260 K !)
 $T_s = 258 - 10 = 248\text{K}$
 $Z_v = 30000 * 248 / 258$

Méthode globale de résolution

Une représentation graphique du problème facilite grandement la résolution. En résumé, les problèmes altimétriques consistent à convertir une altitude avec une certaine pression vers une autre altitude avec une pression différente. Nous ferons une ségrégation entre les altitudes avec une référence sol et celles avec une référence en vol.

<u>VOL</u>	FL 1013		QNE 1013	<u>SOL</u>
	H_{QFE} QFE		Z_t QNH	0 QFE
	Corr. T° Z_v			

Exemple de problème type:

- **Calcul d'une altitude vraie**

Un avion au FL190 en ISA -15°C au dessus d'un massif montagneux dont le sommet est a 16500ft.

Le QNH fournis (topo du terrain = 1000ft) est de 990hPa.

Quelle est la marge de survol ?

#1 Calcul de l'altitude vraie : Correction de calage ensuite correction de T° .

- **Correction de calage : 1013 - 990 = 23 hPa**

En ft : 23 hPa = 23 * 28 = 644 ft => Zv = 19000 - 644 = 18356ft

Tstd = 288 - 2°C * 18356 / 1000ft ≈ 288 - 37 = 251 °K

Ts = 251 - 15 = 236 °K Donc , Z_{vT°} = 18356 * 236 / 251 = 17428 ft

Clearance avec le relief : 17428 - 16500 = 928ft

Dans ce cas précis, il suffit d'appliquer d'abord la correction barométrique ensuite la correction de T°.

- **Calcul d'une hauteur indiquée à partir d'une altitude vraie**

En approche d'un terrain côtier (alt. topo = 110 ft). 4000ft lu à la radiosonde.

T° = 5°C et QNH = 985

Quel indication lue sur alti calé QFE ?

#1 Correction de température

#2 Correction barométrique

La couche est peu épaisse et nous savons peu d'indications sur les T°. Nous utiliserons les T° données au niveau de la mer.

Pour calculer la T° std au niveau du terrain, il faut calculer l'altitude à la pression du terrain (QNE).

Lorsque l'avion est au sol, l'alti indique 110ft si calé au QNH.

Il indique le QNE si il est calé a 1013.

Correction de T°

110+(1013-985)*28 =894ft => Tstd = 288 * 2*1 = 286 K (1000ft = diminution de 2°C)

Z_{QNH} = 110+(4000)* 286/278 = 4225 ft

Correction de calage

L'alti. au QFE indiquera 110ft de moins => H_{QFE} = 4002ft

- **Passage entre différents calages**

Au FL060, un terrain a proximité (QNE = 440ft et QNH = 1030).

Quelle valeur de l'alti. au QNH, QFE du terrain, Indication alti. au QFE et altitude topo. du terrain.

Calcul de Z_{QNH} = (1030 -1013) * 27 = 460ft

Le calage augmente, l'indication alti. aussi => 6000+460 = 6460ft.

Calcul du QFE du terrain = Passant de 1013 au QFE, l'indication diminue de 440ft.

440/27.5 = 16Hpa

QFE = 1013 - 16 = QFE = 997

Calcul du H_{QFE} = 6000 - 440 = H_{QFE} = 5560ft

Calcul du QNH = L'altitude augmente de 460ft = zt = 440 + 460 = 900ft

- **Calcul du QNH de deux terrains voisins**

Deux terrains A et B d'altitude topo. de $Z_{TA} = 275\text{ft}$ et $Z_{TB} = 1900\text{ft}$.

Terrain A : $QNH_A = 1028$ et $T^\circ = \text{ISA} + 20^\circ\text{C}$

QNH_B du terrain B ?

Le problème peut se résumer à identifier le QNH d'un terrain connaissant l'altitude vraie de l'avion, vu qu'il est posé sur le terrain A et que quand il est sur le terrain B on a $Z_v = 1900\text{ft}$.

Correction de T°

On utilise la T° au milieu de la tranche (avion - terrain A) => environ 1000ft

$$T_{\text{std}} = 288 - 2 = 286\text{K}$$

$$T_s = 286 + 20 = 306\text{K}$$

$$Z_{QNH} = 275 + (1900 - 275) * 286 / 306 = 1794\text{ft}$$

Supposons que l'avion soit au sol du terrain B.

L'alti au calage 1028 indique 1794ft. : correction $\approx 26,5 \text{ ft/hPa}$.

Au calage QNH_B , l'alti indique 1900ft.

$$\text{Donc, } QNH_B = 1028 \text{ hPa} + (1900 \text{ ft} - 1794 \text{ ft}) / (26,5 \text{ ft/hPa}) = 1028 + 4 = 1032 \text{ hPa}$$

- **Avion volant plus bas que le terrain de référence QNH**

Un avion décolle du terrain $QNH = 1013 - 6000\text{ft}$ et se dirige vers un terrain alti. topo. = 27ft

et $T^\circ = \text{ISA} + 13$.

L'alti reste calé sur le QNH de départ.

Quelle est la hauteur vraie lorsque l'alti indique 1000ft ?

Connaissant Z_{QNH} , il faut calculer ZV (utilisation des T° milieu de tranche) =

$$Z_p \text{ terrain} = 6000\text{ft}$$

$$Z_p \text{ avion} = 1000\text{ft}$$

$$Z_p \text{ milieu} = 3500\text{ft}$$

$$T_{\text{std}} = 288 - 2 * 3500 / 1000 = 281\text{K}$$

$$T_s = 281 + 13 = 294\text{K}$$

$$Z_v = 6000 + (1000 - 6000) * 294 / 281 = 769 \text{ ft}$$

L'altitude topo du terrain de destination est de 27ft.

La hauteur vraie de l'avion sera de $769 - 27 = 742\text{ft}$

Quand on vole plus bas que le QNH de référence, la logique "plus haut, plus chaud" s'inverse => plus chaud = plus bas!!)

- **Terrain situé en altitude**

Un terrain d'alti topo de 6583ft - QNH = 1030.

Calculer le QFE.

Calculer un nouveau QFE (nouveau QNH de 980)

Comparer dans les deux cas le facteur $\Delta P = QNH - QFE$

L'écart de pression entre les 2 terrains étant très important, on ne peut plus appliquer une règle forfaitaire de 28.5ft/hPa. L'utilisation de stables ISA devient obligatoire.

$P=1030$, altitude pression ≈ -454 ft

Alti. topo. du terrain = 6583 ft - 454 ft = **6129 ft**

Ce niveau correspond a une P de 808 hPa => QFE = **808**

En effet, pour 6562 ft on a 794 hPa en STANDARD ISA

soit QFE = $794 + (6562 - 6129) / 29,5 = 808$

Si $P_{QNH} = 980$, alors altitude pression $\approx 28 * (1013-980) = + 924$ ft

Alti. topo. du terrain = 6583 ft + 924 ft = **7507 ft**

Ce niveau correspond a une P de 770 hPa => QFE = ?

Comparons les valeurs, on découvre que QFE est fonction du QNH.

- **Exo : Altimétrie :**

1-1: Donnez le principe physique de la mesure d'altitude ainsi que le schéma simplifié d'un altimètre.

1-2 : Donnez la définition des calages altimétriques QFE , QNH et QNE ou standard.

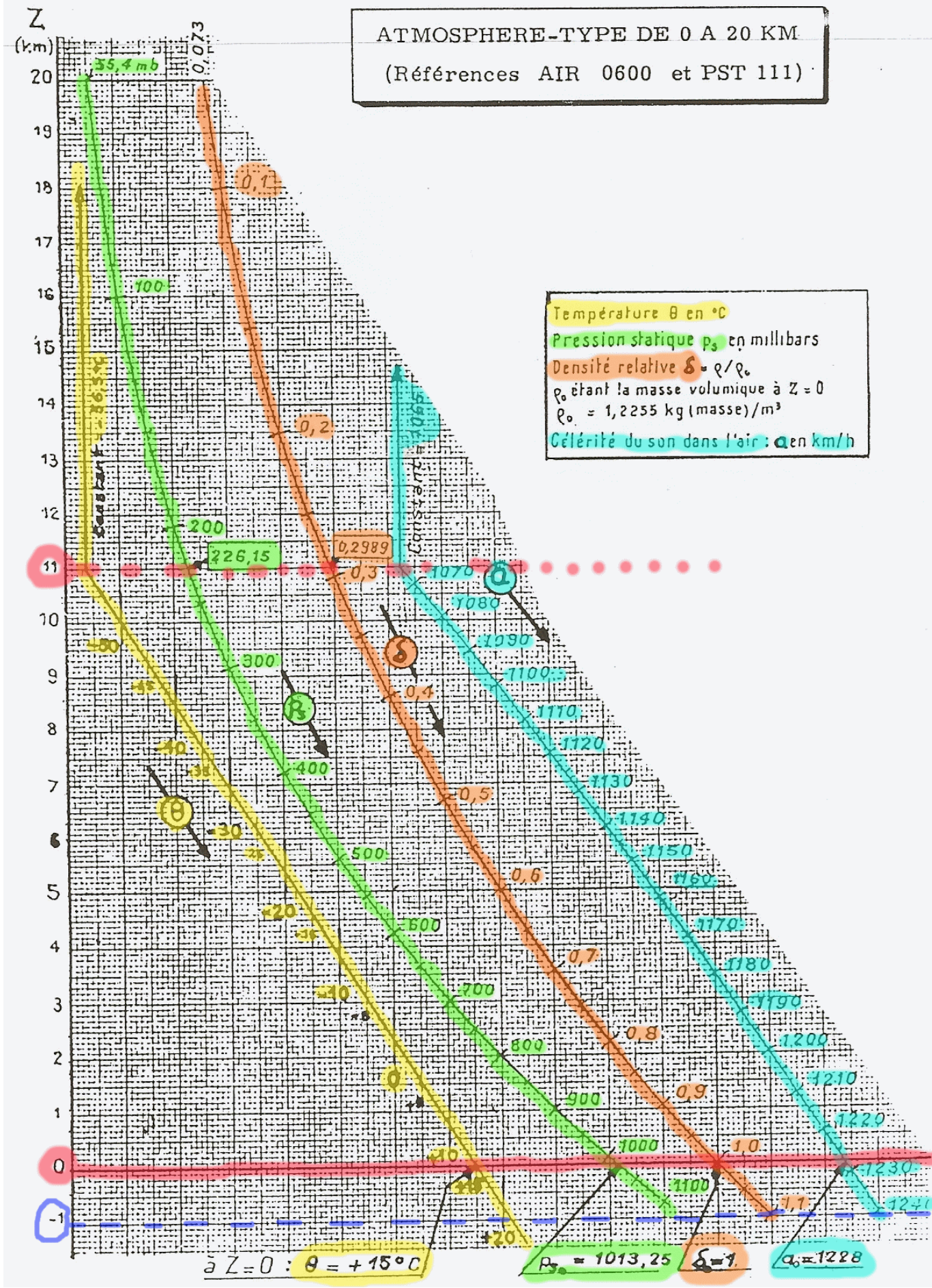
1-3 : On considère un aéroport dont l'altitude vraie est 2000 ft ; la pression au sol est 1000 hPa . L'altimètre utilisé est supposé sans erreur instrumentale.

1-31 : En linéarisation, dans la zone de mesure, la courbe de l'atmosphère standard jointe en annexe, évaluez le gradient d'altitude dans le domaine de mesure.

1-32: Calculez les QFE, QNH et QNE au niveau de cet aéroport.

ATMOSPHERE-TYPE DE 0 A 20 KM

(Références AIR 0600 et PST 111)



Calcul de l'altitude vraie connaissant celle d'une surface isobare.

FL330 - ISA +10°C a tous les niveaux.

La carte MTO indique une surface isobare de 300hPa à 30240ft

Altitude vraie de l'avion ?

La base de la tranche d'air à corriger se situe au niveau où l'on a la correspondance altitude pression / altitude vraie.

Calcul de l'alti. pression de la surface 300hPa.

Effectué avec la table ISA:

301hPa = 30000ft et 287hPa = 31000ft => 14hPa = 1000ft => 300hPa = 30070ft

Calcul de Z_v :

Correction de $T^\circ = 33000 - 30070 = 2930\text{ft}$

Calcul de la T° , milieu de tranche => FL 315

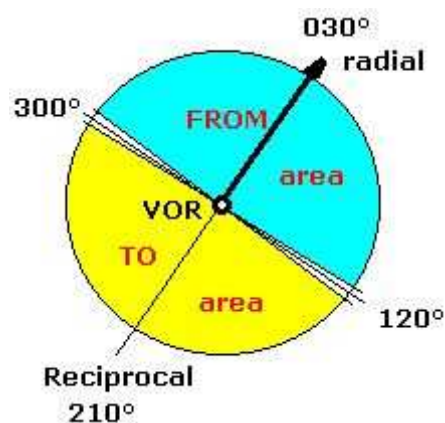
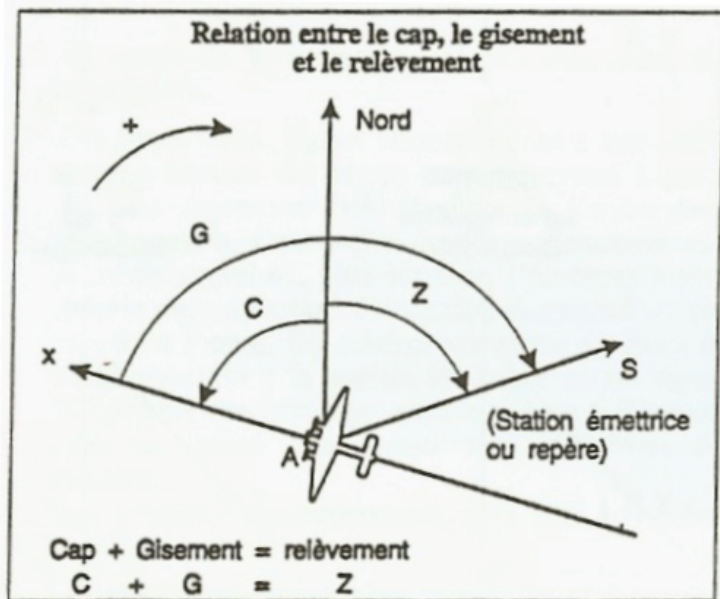
$T_{std} = 288 - 2 \times 31.5 = 225\text{K}$

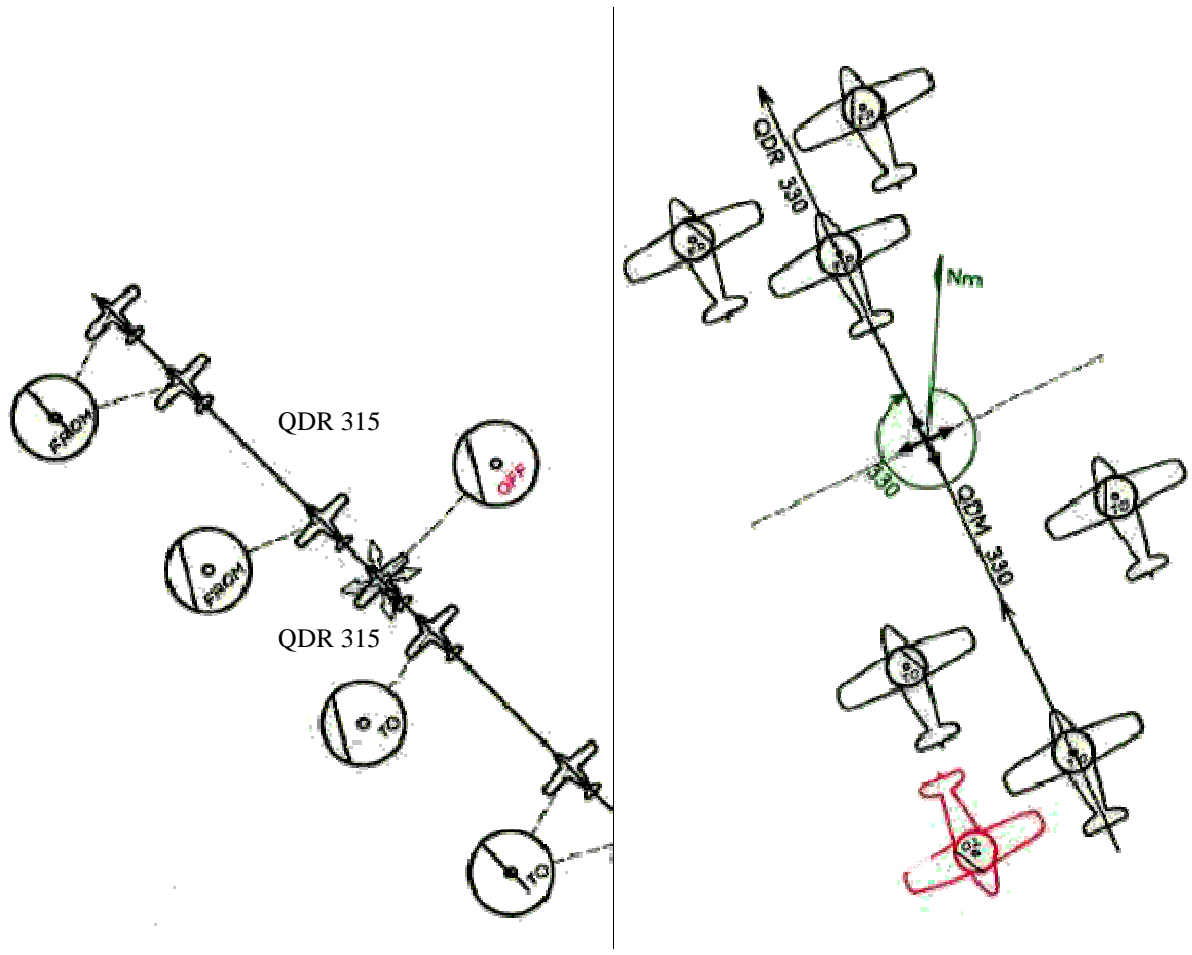
$T_s = 225 + 10 = 235\text{K}$

Diff. $Z_v = 2930 \times 235 / 225 = 3060\text{ft}$

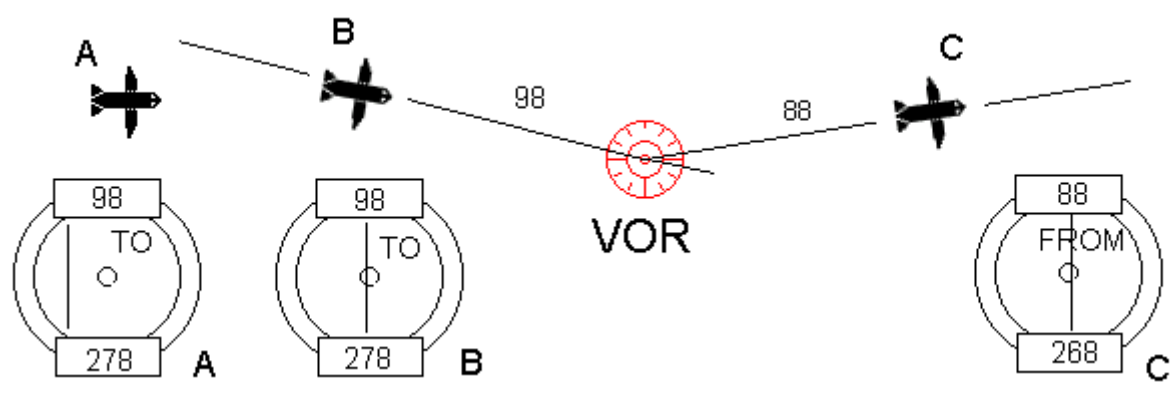
$z_v = 30240 + 3060 = 33300\text{ft}$

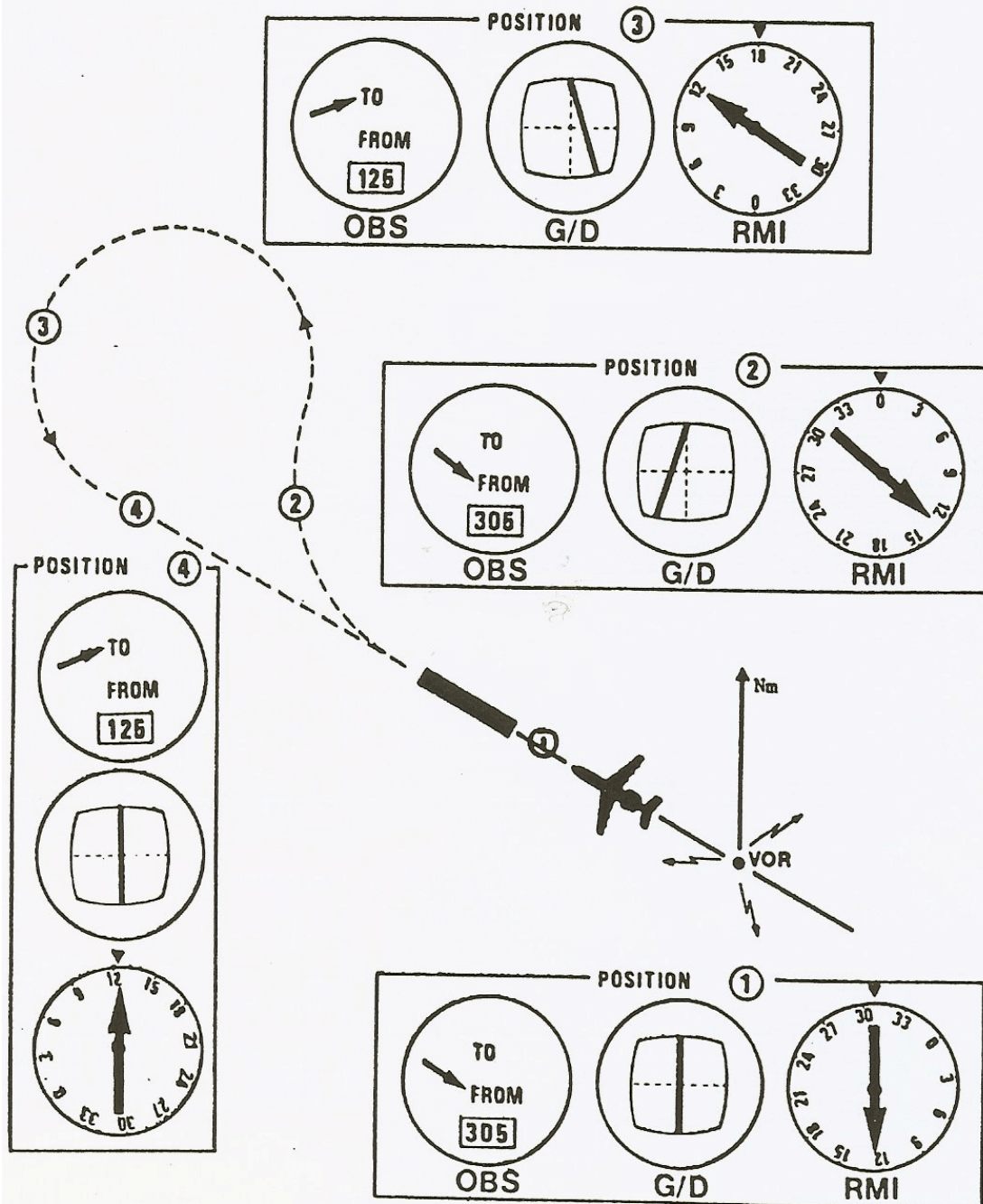
A.5 VOR



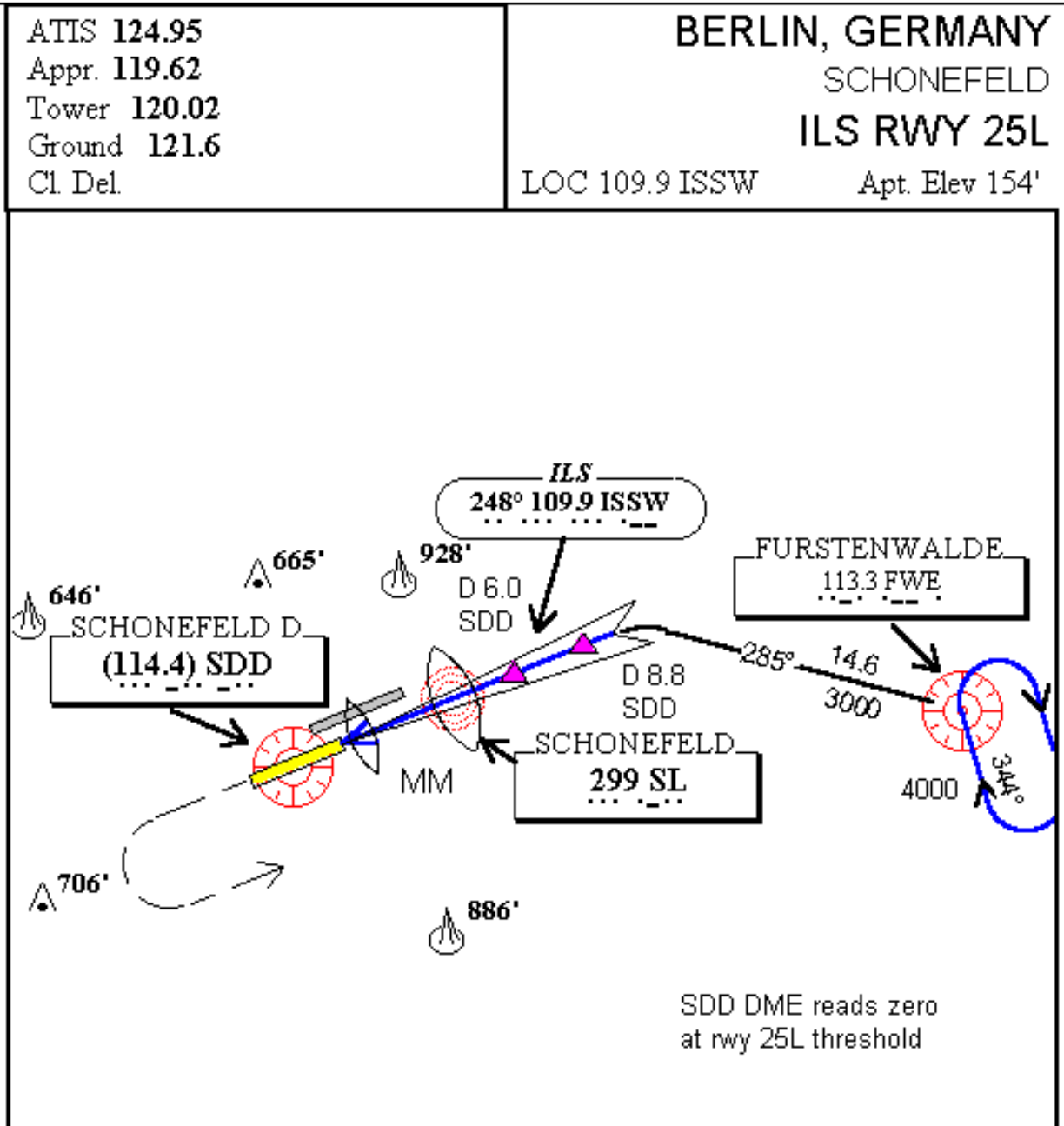


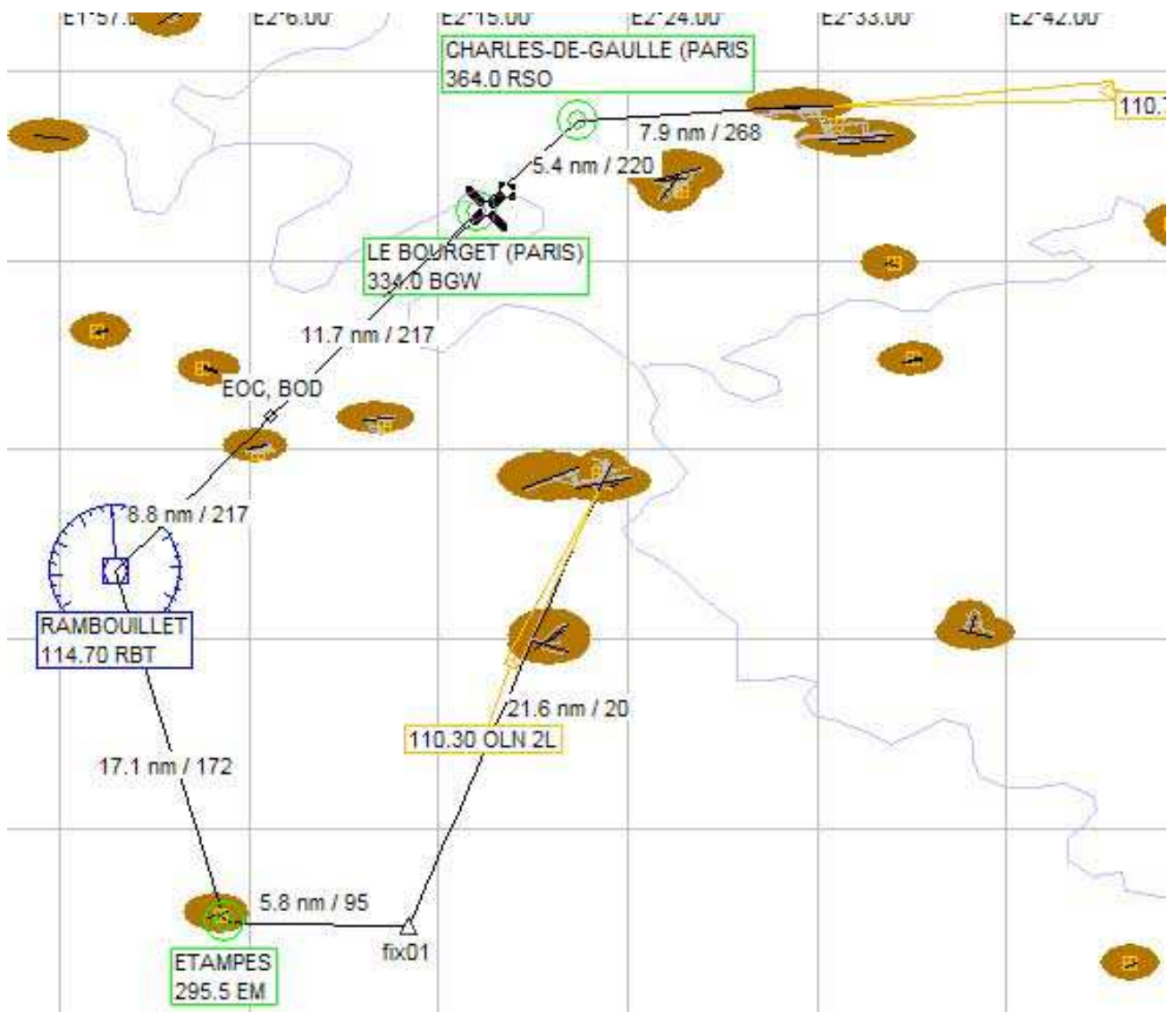
A.6 VOR : QDM / QDR : COMPLETER

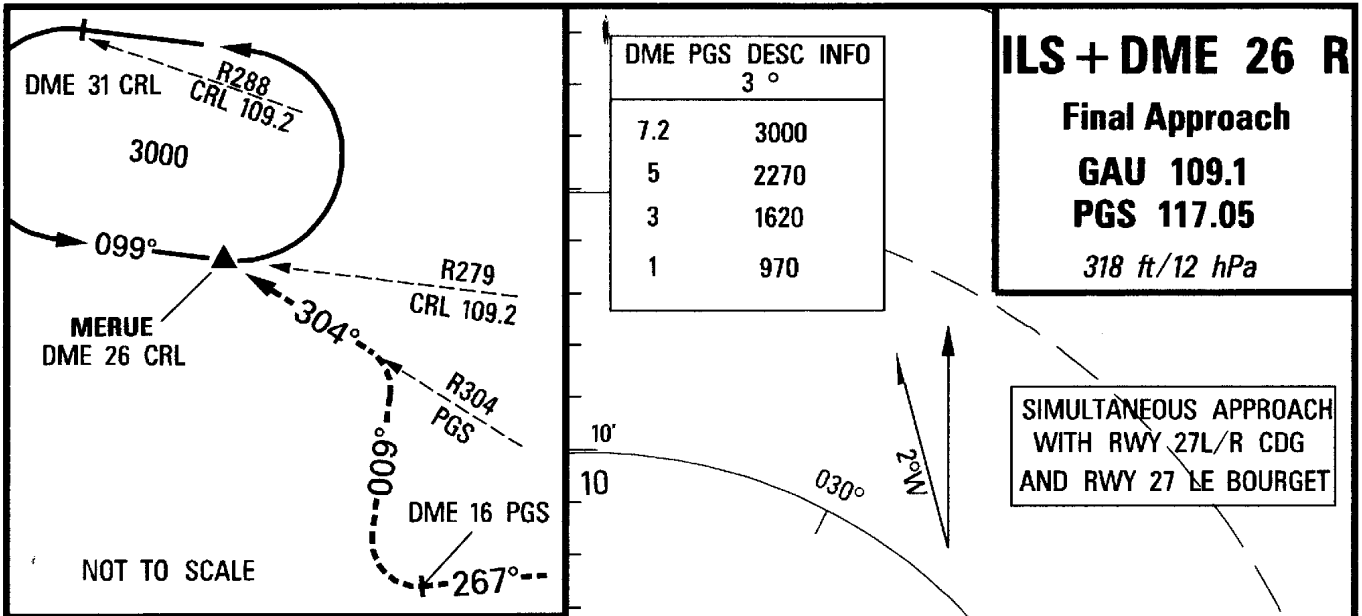




A.7 **Exploitation de cartes de navigation aérienne:**



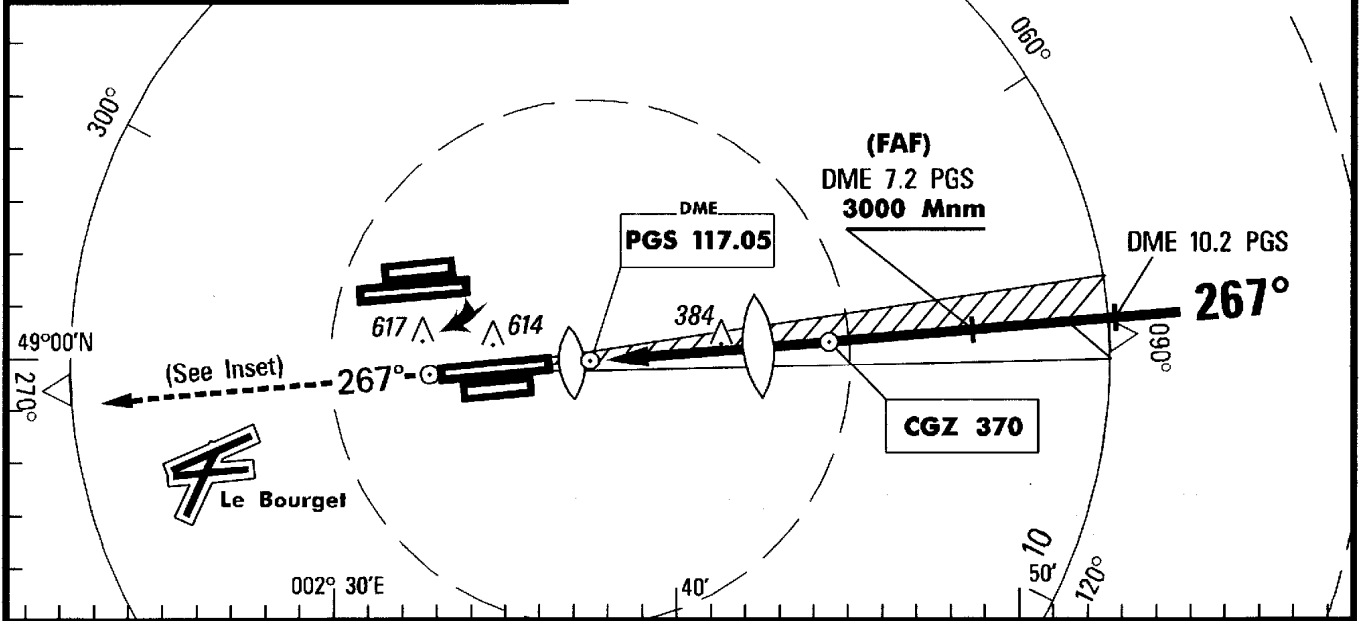




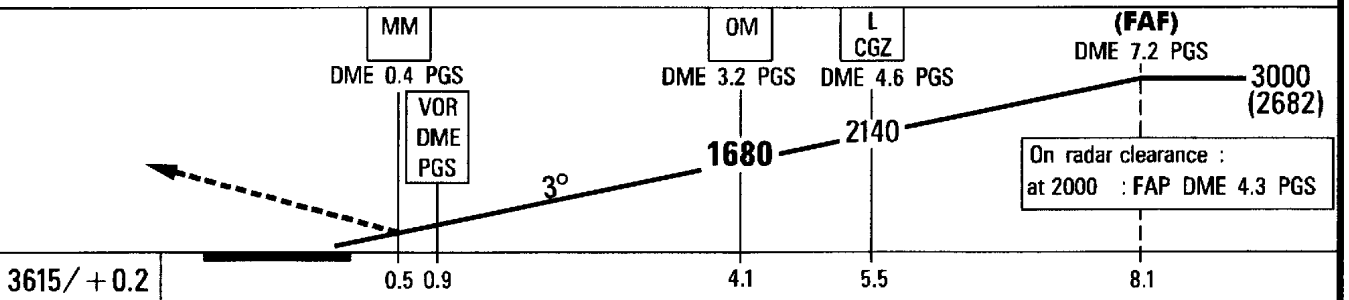
DME PGS	DESC	INFO
7.2	3000	3°
5	2270	
3	1620	
1	970	

ILS + DME 26 R
Final Approach
GAU 109.1
PGS 117.05
 318 ft/12 hPa

SIMULTANEOUS APPROACH
 WITH RWY 27L/R CDG
 AND RWY 27 LE BOURGET



Climb to 4000. On 267° to DME 16 PGS, RT on 009° to intercept and follow R304 PGS to MERUE

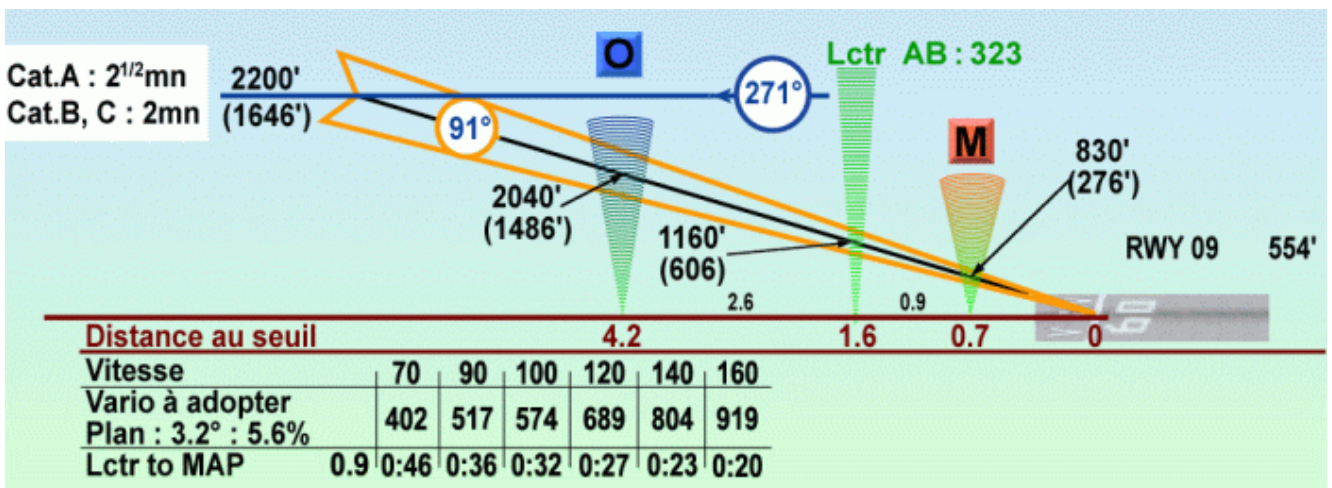
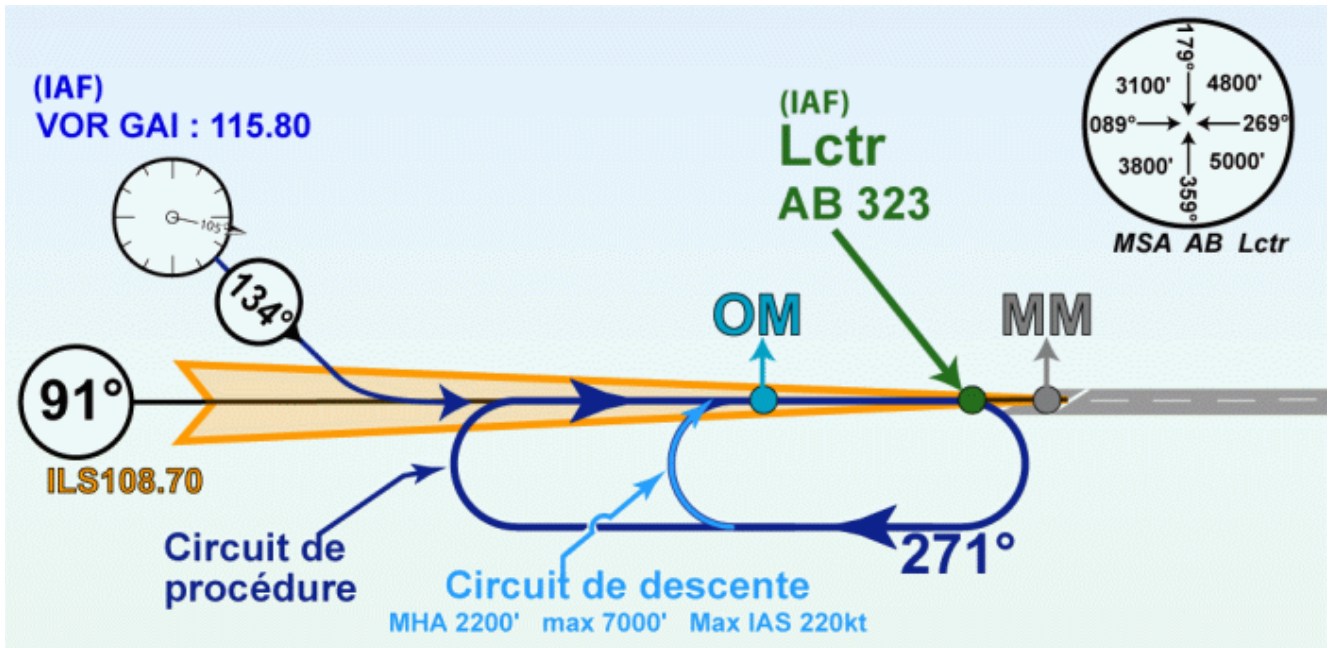


3615/+0.2

Paris Ch. de Gaulle

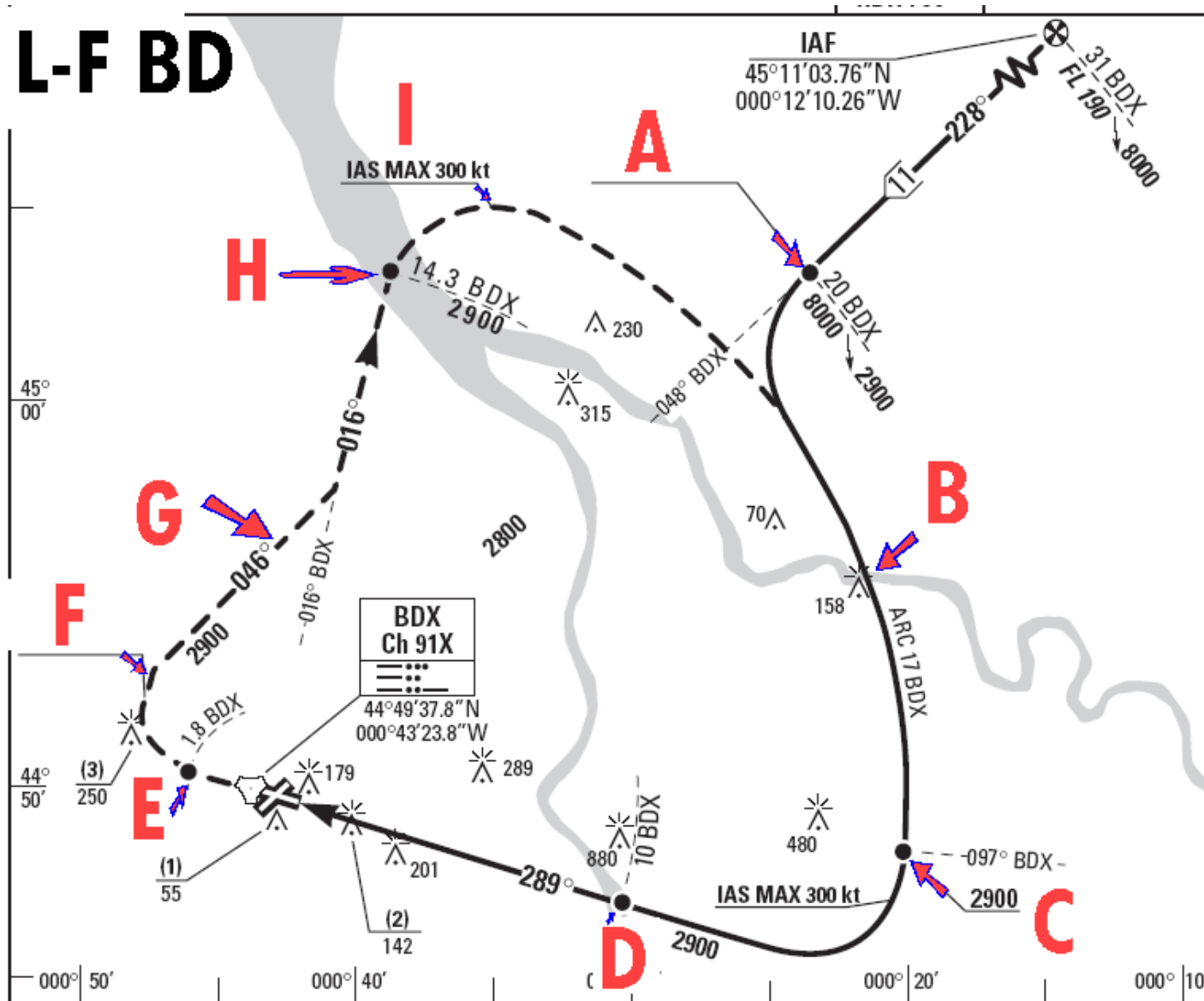
Document réservé au pilote.

APP(R):	121.150	125.825	TR LEVEL	ATC
	119.850	136.275	TR ALT	4000
	126.425	118.150	MSA	25 NM
TWR:	119.250	123.600		
	120.900	118.650		
GND:	121.600	121.800		
	121.975	121.775		
OM-MAPt	GS	120	140	160
GP U/S	Time	1'48	1'33	1'21
3.0° 5.2%	FPM	650	750	850



A.8 **Approche de Bordeaux Mérignac LFBO sur la balise BDX**

Un avion fait route au 228 au FL190 depuis le point IAF de coordonnées :
 45°11' 03.76" N
 000° 12' 10.26" W



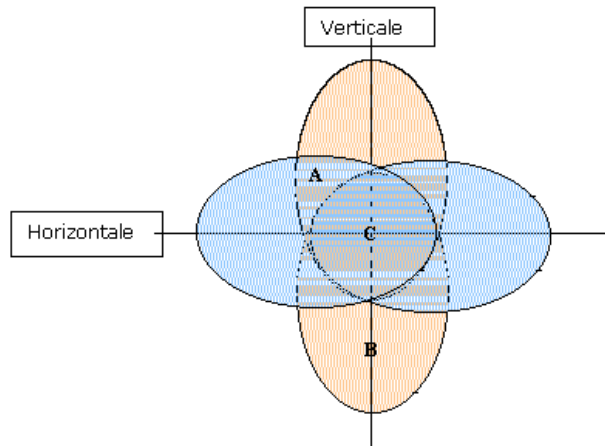
A.9 **Récepteur ILS : Etude du système d'atterrissage aux instruments :**

Afin de mieux appréhender le fonctionnement du récepteur ILS, on se propose d'étudier le fonctionnement global du **système d'aide à l'atterrissage d'un aéronef** ainsi que la fonction FP6 du Récepteur **ILS**, « accorder la réception sur le canal cap-alignement ».

Définissez le rôle des 3 paramètres captés par le récepteur ILS d'un aéronef ?

Quelle est la particularité des modulants « glide » et « localiser » reçus par l'aéronef lorsqu'ils se trouvent sur la trajectoire de consigne ?

COMPLETEZ le tableau ci-après après avoir analysé les différentes positions (A,B,C) de l'aéronef dans les lobes d'émission ILS ; le récepteur est accordé sur le canal 13. (voir annexe cours, page) :



Point A,B ou C			
Affichage sur le tableau de bord			
Porteuse(s) en MHz	Glide : Loc. :	Glide : Loc. :	Glide : Loc. :
Modulant dominant en Hz	Glide : Loc. :	Glide : Loc. :	Glide : Loc. :

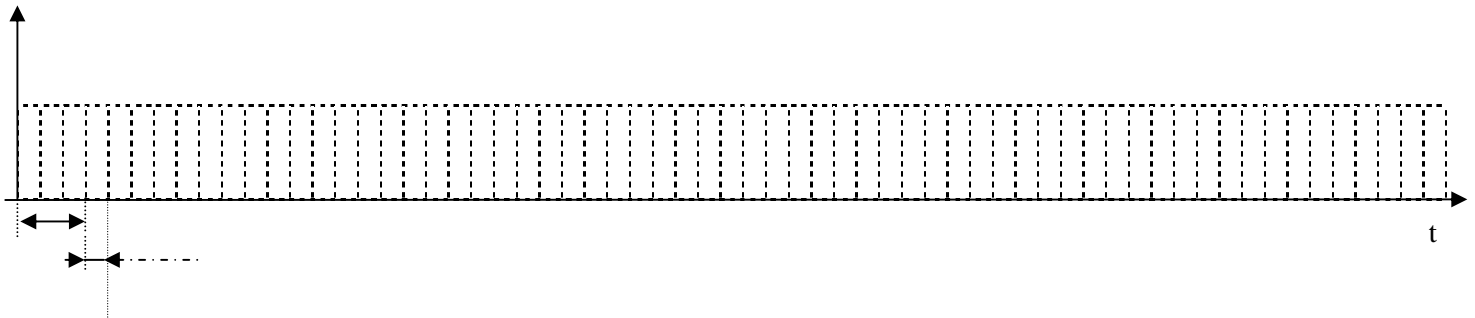
Le système ILS de l'aéroport est classé dans la catégorie 2 (II) ; indiquez la hauteur de décision et la portée visuelle minimale associées : (voir page)

HD (feet) : **RVR (m) :**

Analyse des paramètres d'atterrissage « MORSE »:

La piste d'atterrissage possède l'identifiant « GAU » ; INDIQUEZ le code morse correspondant ; REPRESENTEZ le chronogramme correspondant à la transmission d'un mot « GAU » ; vous PRECISEREZ les caractéristiques temporelles ; vous REPRESENTEREZ un état haut pour un point ou un trait et un état bas pour les silences (espaces).

GAU :



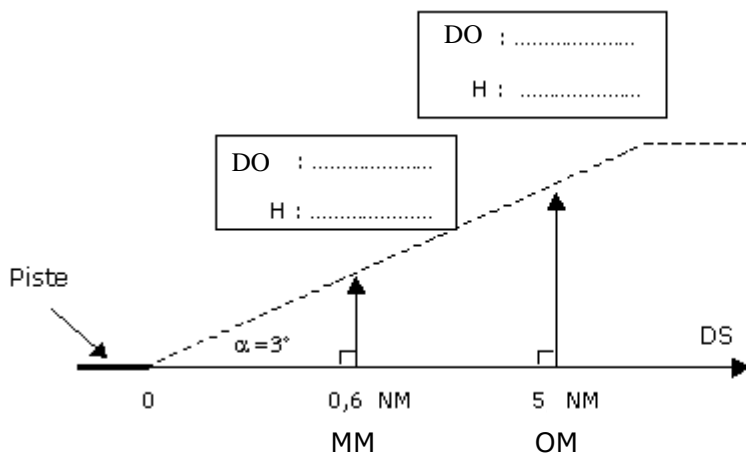
A.10 **DME**

Distance Sol / Oblique

A partir des données fournies sur le croquis du profil d'approche d'un aéronef, ci-dessous, et de la « Distance au Sol » (DS) et de l'angle α du plan de descente par rapport au sol, CALCULEZ les paramètres d'atterrissage du profil d'approche, associés aux balises Markers OM et MM : (voir page ..)

- « Distance Oblique » DO en NM (arrondir à la 4^{ème} décimale)
- « altitude » H, en pieds / sol , (1 pied (feet) = 30,48cm)

REPORTER ces valeurs sur le schéma ci dessous :



Justifiez l'écart entre les valeurs de DO et DS :

.....

.....

.....

A partir des données « DME » affichées ci-dessous, CALCULER en mille marin, la distance séparant l'aéronef de la piste ; détaillez votre calcul.



.....

.....

.....

.....

.....

.....

A.11 **DME** du H.S.I.

On a : $2 d_{DME} = C \tau$ et $d_{DME(NM)} \approx (t_{mesuré} - \tau) / 12,34$

Avec :

$\tau = 50\mu s$ en mode X

$\tau = 56\mu s$ en mode Y

et vitesse, célérité lumière $C \approx 3 \cdot 10^8 \text{ ms}^{-1}$

Conversions et calculs de la distance DME et de la durée de parcours :

DME (NM)	DME (km)	DME (ft)	Vitesse (KT)	Durée Trajet estimée (min)	T _{mesuré} (μs)	T _{trajetOnde} (μs)	Mode X ou Y ?
1			100				
10			150				X
200			500				Y
			200	5			
	50			10			
	500			50			Y
			300		65		X
			400			330	Y

The **OACI, International Civil Aviation Organisation's International Standard Atmosphere [ISA]** provides a fixed standard atmospheric model used for many purposes among which are the uniform assessment of aircraft performance and the calibration of some aircraft instruments. The model is akin to the average condition in mid-latitudes but contains the following assumptions:

- dry air is assumed throughout the atmosphere
- the mean sea level pressure = 1013.25 hPa
- the msl temperature = 15 °C [288 K]
- the tropopause is at 36 090 feet [11 km] and the pressure at the tropopause = 226.3 hPa
- the temperature lapse rate to 36 090 feet = 6.5 °C per km or nearly 2 °C per 1000 feet
- the temperature between 36 090 and 65 600 feet [20 km] remains constant at -56.5 °C.

Pressure	Flight level	Temperature	Air density	Altitude
hPa		°C	kg/m ³	Feet
1013		15	1.225	Msl
1000		14.3	1.212	364
950		11.5	1.163	1773
900		8.6	1.113	3243
850	FL050	5.5	1.063	4781
800		2.3	1.012	6394
750		-1.0	0.960	8091
700	FL100	-4.6	0.908	9882
650		-8.3	0.855	11 780
600	FL140	-12.3	0.802	13 801
550		-16.6	0.747	15 962
500	FL185	-21.2	0.692	18 289
450		-26.2	0.635	20 812
400	FL235	-31.7	0.577	23 574
350		-37.7	0.518	26 631
300	FL300	-44.5	0.457	30 065
250	FL340	-52.3	0.395	33 999
200	FL385	-56.5	0.322	38 662
150	FL445	-56.5	0.241	44 647
100		-56.5	0.161	53 083

Not immediately apparent from the ISA table is that the pressure lapse rate is about one hPa per 30 feet up to the 850 hPa level, then slowing to 40 feet per hPa at the 650 hPa level, 50 feet at the 450 hPa level, 75 feet at the 300 hPa level and so on, however, this provides a useful rule of thumb:

Rule of Thumb #1

"An altitude change of 30 feet per hPa can be assumed for operations below 10 000 feet."

A.13 **International Standard Atmosphere:** *The standard sea-level air density is .002378 slugs/cubic foot*

Fly Level	Altitude feet.	Density Ratio ρ	Pressure Ratio δ	Pressure	Temp. °C	Temp. °F	Temp. °K	Temp. Ratio θ	Speed of Sound Knots	Kinematic Viscosity ν Ft ² /Sec
	0	1.0000	1.0000	1013	15.00	59.00	288.15	1.0000	661.7	.000158
	1000	0.9711	0.9644		13.02	55.43		0.9931	659.5	.000161
	2000	0.9428	0.9298		11.04	51.87		0.9862	657.2	.000165
	3000	0.9151	0.8962		9.06	48.30		0.9794	654.9	.000169
	4000	0.8881	0.8637		7.08	44.74		0.9725	652.6	.000174
	5000	0.8617	0.8320		5.10	41.17		0.9656	650.3	.000178
	6000	0.8359	0.8014		3.12	37.60		0.9587	647.9	.000182
	7000	0.8109	0.7716		1.14	34.04		0.9519	645.6	.000187
	8000	0.7860	0.7428		-0.84	30.47		0.9450	643.3	.000192
	9000	0.7620	0.7148		-2.82	26.90		0.9381	640.9	.000197
FL 100	10,000	0.7385	0.6877		-4.80	23.34		0.9312	638.6	.000202
	15,000	0.6292	0.5643		-14.72	5.51		0.8969	626.7	.000229
	20,000	0.5328	0.4595		-24.60	-12.32		0.8625	614.6	.000262
	25,000	0.4481	0.3711		-34.50	-30.15		0.8281	602.2	.000302
	30,000	0.3741	0.2970		-44.40	-47.98		0.7937	589.5	.000349
	35,000	0.3099	0.2353		-54.30	-65.82		0.7594	576.6	.000405
	36,089	0.2971	0.2234		-56.50	-69.70		0.7519	573.8	.000419
	40,000	0.2462	0.1851		-56.50	-69.70		0.7519	573.8	.000506
	45,000	0.1936	0.1455		-56.50	-69.70		0.7519	573.8	.000643
FL 500	50,000	0.1622	0.1145		-56.50	-69.70		0.7519	573.8	.000818
	55,000	0.1197	0.0900		-56.50	-69.70		0.7519	573.8	.001040
	60,000	0.0941	0.0708		-56.50	-69.70		0.7519	573.8	.001323
	65,000	0.0740	0.0557		-56.50	-69.70		0.7519	573.8	.001682
	70,000	0.0582	0.0438		-56.50	-69.70		0.7519	573.8	.002139
	75,000	0.0458	0.0344		-56.50	-69.70		0.7519	573.8	.002721
	80,000	0.0360	0.0271		-56.50	-69.70		0.7519	573.8	.003460
	85,000	0.0280	0.0213		-53.78	-64.80		0.7613	577.4	.004499
	90,000	0.0217	0.0168		-49.21	-56.57		0.7772	583.4	.00591
	95,000	0.0169	0.0134		-44.63	-48.34		0.7931	589.3	.00772
FL 1000	100,000	0.0132	0.0107	233.1	-40.06	-40.11		0.8089	595.2	.01004