



SERVICES CULTURE ÉDITIONS  
RESSOURCES POUR  
L'ÉDUCATION NATIONALE

**Base Nationale des Sujets d'Examens de l'enseignement professionnel**

**Campagne 2009**

Ce fichier numérique ne peut être reproduit, représenté, adapté ou traduit sans autorisation.

CRDP Aquitaine

# 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.**

**BREVET TECHNICIEN SUPERIEUR  
MAINTENANCE ET EXPLOITATION DES MATERIELS AERONAUTIQUES**

-----  
**Session JUIN 2009**  
-----

**TECHNOLOGIE APPLIQUEE A L'AERONEF ET MATHEMATIQUES  
SERVOMECHANISMES ET INSTRUMENTS DE BORD – RADIONAVIGATION**

**Durée : 2H00 Coefficient : 1**

---

**CORRECTION**

**1<sup>ère</sup> PARTIE : Servomécanismes/Instruments de bord  
Durée conseillée : 1H00**

---

**1. Instruments aérodynamiques Air Data System**

Généralités (informations)

Le système d'information aérodynamique comprend quatre ensembles :

- les circuits pneumatiques, Pitots, statiques et sonde de température,
- 2 calculateurs ADC (Air Data Computer),
- le système de secours,
- les sondes d'incidence associées à un calculateur de décrochage.

Principe de fonctionnement de l'A.D.C

1.1 Citer les paramètres d'entrées de l'ADC<sup>(1)</sup>

Les paramètres d'entrée sont: Pt (pression totale), Ps (pression statique) et Ti ou Tt (la température intermédiaire ou température totale), le terme qui relie les deux températures est le coefficient de récupération de la sonde Kr).

NOTA<sup>(1)</sup>: certaines centrales aérodynamiques peuvent également recevoir la valeur d'incidence.

<sup>(1)</sup> **NOTA** : la valeur d'incidence ( $\alpha$ ) est envoyée vers le calculateur de décrochage.

Le schéma donné en **annexe N°1** représente la structure interne de l'ADC N°1 (configuration modulaire).

1.2 Sur votre copie, indiquer, sous forme de liste, ce que représentent les parties manquantes (*éléments numérotés de 1 à 8*) ?

1 → Ps (pression statique).

2 → Pt (pression totale).

3 → Ti ou Tt (température intermédiaire ou température totale).

4 → calcul de M (MACH), puis le signal est transmis sous forme analogique vers les périphériques (ex: machmètre, PA, etc....).

- 5 → correction de l'erreur de statique ( $\Delta P_s$ ), en fonction du nombre de Mach.  
 6 → calcul de  $V_c$  (vitesse conventionnelle) ou C.A.S (Calibrated Air Speed), puis le signal est transmis vers les périphériques (ex: anémomètre, PA, DV, etc....).  
 7 → calcul de la T.A.S (True Air Speed) ou  $V_v$  (vitesse vraie), la vitesse vraie est utile pour la navigation (détermination du vent, à partir de la Vitesse sol et de la vitesse vraie).  
 8 → calcul de la S.A.T (Static Air Temperature) ou  $T_s$  (Température Statique).

Le traducteur de pression de l'ADC (**voir annexe N°2**) reçoit respectivement:

- au point "A" une pression de 732 hPa,
- au point "B" une pression de 582 hPa.

On donne les paramètres suivants :

$Z_p = 21000$  ft (altitude pression),  $\rho = 0,769$  kg/m<sup>3</sup> (masse volumique).

La température statique (S.A.T ou  $T_s$ ) correspond à la valeur **ISA-10** ou **standard - 10**.

Par ailleurs, on sait que le coefficient de récupération ( $K_r$ ) de la sonde de température est de 0,95.

**1.3** Rappeler la relation entre la pression dynamique, la pression totale et la pression statique.

$$P_d = P_t - P_s$$

**1.4** Rappeler la relation entre la pression dynamique,  $V_v$  (Vitesse Vraie) et  $\rho$ .

$$P_d = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_v^2$$

**1.5** En déduire la valeur de  $V_v$  (Vitesse Vraie) ou T.A.S (True Air Speed) en km/h, puis en kt ?

$$P_d = P_t - P_s = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_v^2 \Rightarrow V_v = \sqrt{\frac{2 \cdot P_d}{\rho}}$$

$$V_v = \sqrt{\frac{2 \cdot P_d}{\rho}} = \sqrt{\frac{2 \cdot (73200 - 58200)}{0,769}} = 197,51 \text{ m/s} \text{ ou } V_v = 711,05 \text{ km/h} \approx 711 \text{ km/h.}$$

**1 NM/h = 1 Kt = 1,852 km/h, de ce fait on obtient: 383,9 NM/h ou 383,9 Kt  $\approx$  384 Kt**

$$\boxed{V_v = 711 \text{ km/h} = 383,9 \text{ kt}}$$

**1.6** Rappeler la relation entre le nombre de MACH,  $V_v$  et la vitesse du son  $V_s$ . En déduire le nombre de MACH.

$$M = \frac{V_v}{a}$$

**On rappelle la relation suivante :**  $M = \frac{V_v}{\sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_s}}$

**1.7** Indiquer les valeurs et ce que représentent les coefficients  $\gamma$ ,  $r$  et  $T_s$ . En déduire le nombre de MACH corrigé.

$$M = \frac{V_v}{\sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_s}} = \frac{197,51}{\sqrt{1,414 \cdot 288 \cdot T_s}}$$

**Il est nécessaire de déterminer la température statique (degrés Kelvin).**

$$T_s = ISA - 10$$

**NOTA: ISA ou atmosphère standard (Tstd)**

$$T_{STD} = 288 - \frac{2 \cdot Z_p}{1000} = 288 - \frac{2 \cdot 21000}{1000} = 288 - 42 = 246K \quad T_{STD} = 246 - 273 = -27^\circ C$$

**Donc**  $T_{s(K)} = T_{STD(K)} - 10 = 246 - 10 = 236K$  **ou**  $T_{s(^\circ C)} = T_{STD(^\circ C)} - 10 = (-27) - 10 = -37^\circ C$

$$M = \frac{V_v}{\sqrt{\gamma \cdot r \cdot T_s}} = \frac{197,51}{\sqrt{1,414 \cdot 288 \cdot 236}} = 0,637 \approx 0,64 \quad \boxed{M = 0,64}$$

**1.8 Déterminer la valeur de la température d'impact et en déduire l'échauffement cinétique de la sonde?**

$$T_s = \frac{T_i}{1 + 0,2 \cdot Kr \cdot M^2}$$

$$T_i = T_s \cdot (1 + 0,2 \cdot Kr \cdot M^2) = T_s + T_s \cdot 0,2 \cdot Kr \cdot M^2$$

$$T_i = 236 + (236 \cdot (0,2) \cdot (0,95) \cdot (0,64^2)) = 236 + \Delta t$$

$$T_i = 236 + 18,37 = 254,37K$$

**L'échauffement cinétique partiel correspond à "Δt", avec:**

$$\Delta t = T_s \cdot 0,2 \cdot Kr \cdot M^2 = 236 \cdot 0,2 \cdot 0,95 \cdot (0,64)^2 = +18,37^\circ C$$

$$\boxed{T_i = 254,37 K = - 18,63^\circ C}$$

**NOTA:  $T_i \neq T_t$  car  $Kr \neq 1$  et  $T_i$  correspond à la température intermédiaire**

Le module d'altitude est représenté de la manière sur les **annexes N°3 et N°4**.

**1.9 Donner le principe de fonctionnement de ce dispositif.**

**Il s'agit d'un système à équilibrage de force. La pression statique crée une force s'exerçant sur la capsule anéroïde, celle-ci est équilibrée par une "force électromagnétique" (électro-aimant). Ce système élabore un courant proportionnel à  $P_s$  dans une bobine de rappel. Il s'agit donc d'un système asservi. La plus petite variation de  $P_s$  est détectée. Cette technologie limite donc les déformations de la capsule...**

**1.10 Indiquer quels sont les avantages de la technologie employée dans ce dispositif ?**

**L'avantage de ce type de capteur est de réduire considérablement l'erreur d'HYSTERESIS. En effet le capteur travaille autour d'une position d'équilibre ("zéro"), les variations de flèche sont très faibles.**

## 2. Inertial Navigation System ou Inertial Reference System (INS/IRS)

*Généralités : Concernant les installations de type INS et IRS.*

**2.1** Citer le but et donner le principe fondamental de ces deux systèmes.

C'est un système de navigation entièrement autonome (ce dispositif ne nécessite aucune infrastructure au sol. Le but principal des centrales inertielle (INS ou IRS) est de déterminer la position de l'aéronef. La position est connue si:

- On connaît la position de départ ( $P_0$ ) et la vitesse initiale de l'aéronef ( $V_0$ ).
- On détermine le trajet parcouru.

Le principe général (INS ou IRS) est basé sur l'utilisation de capteurs accélérométriques.

On mesure une accélération sur un axe sensible puis à l'aide d'un intégrateur on obtient une vitesse (vitesse sol). On intègre une nouvelle fois (vitesse sol), on obtient une distance. Puis, il suffit d'incrémenter ce paramètre à la position de départ, on a la position présente de l'aéronef.

**Exemple:**

$$\int_0^t \vec{\gamma}_{NS} . dt \Rightarrow \vec{V}_{NS} \qquad \int_0^t \vec{\gamma}_{EW} . dt \Rightarrow \vec{V}_{EW}$$

$$\int_0^t \vec{V}_{NS} . dt \Rightarrow DIST_{NS} \Rightarrow \Delta L \qquad \int_0^t \vec{V}_{EW} . dt \Rightarrow DIST_{EW} \Rightarrow \Delta G$$

**2.2** Expliquer l'intérêt de coupler une centrale aérodynamique (ADC ou CADC) avec une centrale inertielle (INS ou IRS).

Une centrale aérodynamique calcule la vitesse vraie (TAS) ou  $V_p$  (vitesse propre). L'INS ou l'IRS fournit la vitesse sol (GS). A partir de ces deux paramètres, le calculateur est capable d'élaborer automatiquement le vent en module et en direction (principe de résolution du triangle de vitesses).

---

**CORRECTION**  
**2<sup>ème</sup> PARTIE : RADNAV**  
**Durée conseillée : 1H00**

---

**1. Généralités**

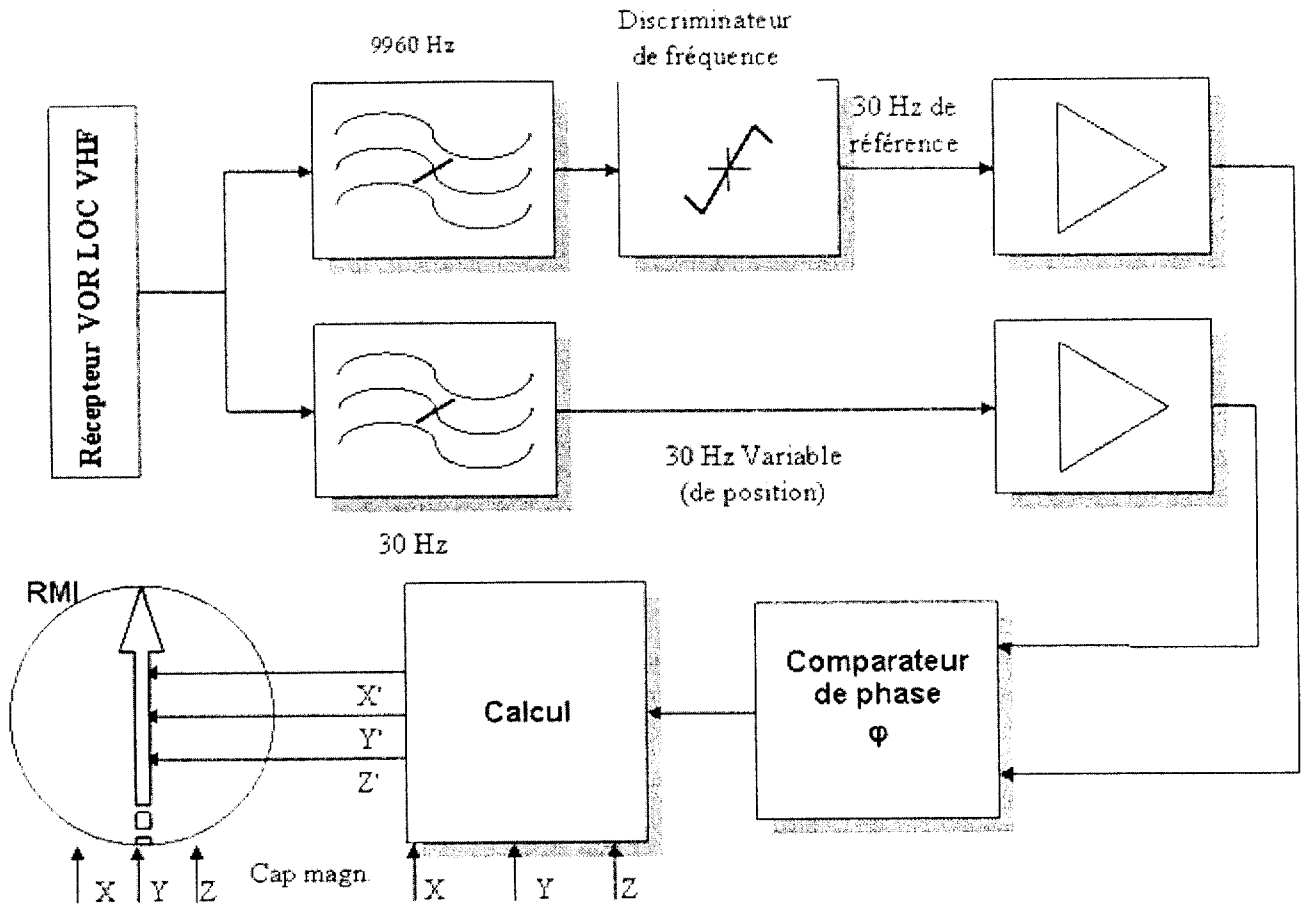
	A (systèmes)	B (bandes – longueur d'onde)	C (fréquence en MHz)
1	RADAR METEO	UHF	1575,42
2	V.O.R	Millimétrique	0,42
3	G.P.S	Hectométrique	329,15
4	GLIDE	VHF	9375
5	ADF	Centimétrique	112,40

Associer les systèmes donnés ci-dessus aux bandes et fréquences proposées. Répondre sur votre copie sous forme d'un tableau identique à celui donné ci-dessous :

1	RADAR METEO	<b>B5</b>	<b>C4</b>
2	V.O.R	<b>B4</b>	<b>C5</b>
3	G.P.S	<b>B2</b>	<b>C1</b>
4	GLIDE	<b>B1</b>	<b>C3</b>
5	ADF	<b>B3</b>	<b>C2</b>

**2. Etude d'une installation VOR/DME****2.1 V.O.R**

a) Reproduire sur votre copie le schéma de principe d'une chaîne automatique d'un récepteur V.O.R. et indiquer clairement les éléments caractéristiques (fréquences, modules électroniques, ...) associés à leur fonction dans la chaîne.



b) Indiquer avec quel(s) indicateur(s) elle est associée.  
 La chaîne automatique du VOR fournit, par l'intermédiaire de l'indicateur RMI.

c) Indiquer la (ou les) information(s) fournie(s) au pilote ?  
 Une information de QDM (angle entre nord magnétique avion et la direction avion/balise).

**2.2 DME**

Un système DME (Distance Measuring Equipment), à bord d'un aéronef volant au FL 250 (référéncé à 1013,25 hpa) est en phase de poursuite. Il mesure un décalage de 290 µs entre ses impulsions d'interrogation et leur retour via la balise sol. On rappellera que le retard balise est de 50 µs.

- a) Calculer la distance (en NM) oblique séparant l'aéronef de la balise.
- temps aller retour des impulsions = 290µs – 50µs (retard balise) = 240 µs.
- distance séparant l'avion de la balise DME :

$$d = \frac{c \times t}{2} = \frac{300000000 \times 240 \times 10^{-6}}{2} = 36000 \text{ m} = 19,4 \text{ NM}$$

Soit 19,4 NM



- b) En déduire la distance sol (en NM) qui sépare l'aéronef de la balise.  
 - FL250 correspond à  $25\,000 \times 0,305 = 7625$  mètres.

$$- \dots = \sqrt{\dots + \dots}$$

$$- \dots = \sqrt{\dots + \dots} = \dots$$

Soit 19 NM

- c) Indiquer la distance affichée par le DME lors du passage à la verticale de la balise.  
 A la verticale de la station, le DME fournit une distance qui est la hauteur de survol de la station soit 7625 mètres ou 4,1 NM

### 3. Etude d'un radar primaire à impulsions

Dans un radar primaire à impulsions (ou radar météo)

3.1 Expliquer ce qu'est la "distance aveugle" d'un radar à impulsions.

La distance aveugle d'un radar à impulsion est la distance dans laquelle le radar ne peut détecter aucun écho. Cette distance correspond à la moitié de la largeur d'impulsion émise par le radar.

3.2 Indiquer le(s) paramètre(s) dont dépend la "distance aveugle".

Elle dépend de la largeur d'impulsion  $t$ .

3.3 Expliquer comment diminuer cette distance.

Pour réduire la zone aveugle du radar, il faut diminuer la largeur d'impulsion  $t$ .

$$C.t = 2D \text{ avec } C = \text{constante} = 3.10^8 \text{ m/s.}$$

$$D = \frac{C.t}{2}$$

Si la largeur d'impulsion est très faible, la distance minimum à laquelle le radar sera capable de détecter un écho sera elle aussi plus faible.