



**UNIVERSITE D'ANTANANARIVO**  
-----  
**ECOLE SUPERIEURE POLYTECHNIQUE**  
-----  
**DEPARTEMENT TELECOMMUNICATION**



**MEMOIRE DE FIN D'ETUDES**

en vue de l'obtention

du **DIPLOME** de Licence ès sciences techniques

*Spécialité : Télécommunication*

*par :* **RAKOTOARISON Sitraka Hasinarivo**

***ETUDE DE FONCTIONNEMENT DU SYSTEME  
D'AIDE A L'ATERRISSAGE I.L.S***

Soutenu le Vendredi 22 juin 2012 devant la Commission d'Examen composée de :

Président :

M. ANDRIAMIASY Zidora

Examineurs :

M. RADONAMANDIMBY Edmond Jean Pierre

M. BOTO ANDRIANANDRASANA Jean Espérant

Mme. ANDRIANTSILAVO Haja Samiarivonjy

Directeur de mémoire :

Monsieur RAKOTOMALALA Mamy Alain



## **REMERCIEMENTS**

Je remercie en premier lieu le Seigneur Dieu, qui par sa grâce, a permis la réalisation de ce mémoire. Je tiens à exprimer toute ma reconnaissance à ceux, qui, de près ou de loin ont contribué à son élaboration. Aussi, je remercie respectueusement :

Monsieur ANDRIANARY Philippe, Professeur, Directeur de l'Ecole Supérieure Polytechnique d'Antananarivo de m'avoir accueilli au sein de l'établissement ;

Monsieur RAZAKARIVONY Jules, Maître de conférences et Chef de Département Télécommunication, pour tous les savoirs qu'il nous a transmis et d'avoir permis l'achèvement de mes études dans les meilleures conditions possibles.

Monsieur RAKOTOMALALA Mamy Alain, Maître de conférences et Enseignant chercheur au sein du Département Télécommunication, et aussi mon directeur de mémoire, pour ses directives et ses précieux conseils qui m'ont été bénéfiques.

Monsieur ANDRIAMIASY Zidora, Maître de conférences et Enseignant chercheur au sein du Département Télécommunication, qui nous a fait l'honneur de présider le jury de cette soutenance.

Tous les membres du jury, à savoir :

Monsieur RADONAMANDIMBY Edmond Jean Pierre, Assistant d'Enseignement et de Recherche au sein du Département Télécommunication

Monsieur BOTO ANDRIANANDRASANA Jean Espérant, Assistant d'Enseignement et de Recherche au sein du Département Télécommunication

Madame ANDRIANTSILAVO Haja Samiarivonjy, Doctorant au sein du Département Télécommunication

Qui ont eu l'amabilité d'examiner ce mémoire malgré leurs nombreuses occupations.

Mes vifs remerciements s'adressent également à tous les enseignants et les personnels administratifs de l'ESPA.

Ma gratitude va plus particulièrement à :

La Société ASECNA, à l'ensemble de son personnel qui m'ont permis d'accomplir mes documentations, et tout particulièrement à Monsieur LALA-RAKOTOSON Christian, technicien supérieur qualifié ILS qui m'a largement éclairé sur le sujet ;

Mes parents qui m'ont encouragé et soutenu durant la longue préparation de ce mémoire.

## TABLE DES MATIERES

REMERCIEMENTS .....	i
TABLE DES MATIERES .....	ii
NOTATIONS.....	v
INTRODUCTION.....	1
CHAPITRE 1 LES TECHNIQUES UTILISEES ET PRESENTATION DE L'LLS .....	2
1.1 Introduction .....	2
1.2 Généralités .....	2
1.3 Caractéristiques des signaux modulés en amplitude .....	3
1.3.1 Modulation d'amplitude .....	3
1.3.2 Modulation d'amplitude à porteuse supprimée .....	4
1.3.3 Modulation d'amplitude avec porteuse.....	5
1.4 Présentation générale de l'LLS .....	8
1.4.1 Généralités sur l'LLS .....	8
1.4.2 Principe de fonctionnement .....	8
1.4.3 Plan de fréquence et polarisation .....	9
1.4.4 Indicatif .....	9
1.5 Conclusion.....	10
CHAPITRE 2 LE RADIOALIGNEMENT DE PISTE OU LOCALIZER.....	11
2.1 Introduction .....	11
2.2 Principe de fonctionnement du Localizer .....	11
2.2.1 Emission du signal .....	11
2.2.2 Interprétation du spectre et calcul du DDMloc (différence de modulation du Localizer) .....	11
2.3 Diagramme de rayonnement .....	14
2.3.1 Antennes d'alignement d'un diagramme directif : .....	14
2.3.2 Antennes de couverture : .....	15
2.3.3 Spectre totale du signal Localizer .....	16
2.4 Caractéristiques de l'installation sol.....	18
2.4.1 Sensibilité d'écart – Norme OACI (Organisation de l'Aviation Civile Internationale) .....	18
2.4.2 Fréquence et taux de modulation .....	19
2.4.3 Couverture volumétrique et puissance .....	19
2.5 Equipements de bord .....	20
2.5.1 Constitution .....	20
2.5.2 Synoptique d'un récepteur Localizer .....	21
2.5.3 Dispositif d'affichage .....	22
2.6 Utilisation du Localizer .....	23
2.7 Sources d'erreurs .....	24
2.7.1 Erreurs relatives à l'environnement et à l'installation sol.....	24
2.7.2 Erreurs relatives à l'aéronef.....	24
2.8 Conclusion.....	24
CHAPITRE 3 LE RADIOALIGNEMENT DE DESCENTE OU GLIDE PATH.....	25

3.1 Introduction .....	25
3.2 Principe de fonctionnement du Glide Path .....	25
3.2.1 Emission du signal .....	25
3.2.2 Interprétation du spectre et calcul du DDMgd (Différence de modulation du Glide) .....	26
3.3 Diagramme de rayonnement .....	28
3.3.1 Diagramme nulle référence .....	28
3.3.2 Caractéristiques du Glide nulle référence .....	29
3.4 Caractéristiques de l'installation sol .....	30
3.4.1 Secteur de descente – sensibilité d'écart angulaire de la norme OACI .....	30
3.4.2 Fréquence et taux de modulation .....	32
3.4.3 Couverture volumétrique et puissance .....	32
3.5 Equipements de bord .....	33
3.5.1 Constitution .....	33
3.5.2 Synoptique du récepteur Glide .....	33
3.5.3 Dispositif d'affichage .....	34
3.6 Utilisation du Glide .....	35
3.7 Sources d'erreurs .....	36
3.8 Particularités du Glide .....	36
3.8.1 Apparition de faux axes du Glide .....	36
3.8.2 Limite d'utilisation du Glide .....	37
3.9 Conclusion .....	37
<b>CHAPITRE 4 LES RADIOBORNES ET PERFORMANCES GLOBALES DE L'ILS .....</b>	<b>38</b>
4.1 Introduction .....	38
4.2 Caractéristiques générales .....	38
4.3 Principe de fonctionnement .....	39
4.3.1 Fréquence d'utilisation .....	39
4.3.2 Fonctionnement et caractéristiques des différents markers .....	39
4.4 Equipements au sol pour une balise .....	40
4.4.1 Constitution .....	40
4.4.2 Disposition spatiale des Markers .....	40
4.5 Equipements de bord .....	41
4.5.1 Constitution .....	41
4.5.2 Synoptique du récepteur de bord .....	41
4.5.3 Dispositif d'affichage .....	42
4.6 Utilisation des informations ILS .....	42
4.6.1 Calcul du taux de descente de l'avion .....	42
4.6.2 Calcul de la distance d'écart par rapport à l'axe de la piste .....	43
4.6.3 Anticipation de l'affichage de l'indication du Glide .....	44
4.7 Catégories d'approches ILS .....	45
4.8 Informations globales et précisions du système ILS .....	46
4.8.1 Erreurs globales du système ILS .....	46

4.8.2 Norme OACI sur la précision du système ILS .....	47
4.9 Conclusion.....	47
<b>CHAPITRE 5 SIMULATION SOUS MATLAB.....</b>	<b>48</b>
5.1 Introduction .....	48
5.2 Présentation du logiciel de simulation « MATLAB ».....	48
5.3 Présentation de la simulation .....	48
5.4 Paramétrage .....	49
5.5 Simulation .....	54
5.6 Conclusion.....	57
<b>CONCLUSION .....</b>	<b>58</b>
<b>ANNEXE 1 : CANAUX D'ACCORD DU RECEPTEUR ILS .....</b>	<b>59</b>
<b>ANNEXE 2 : CODE SOURCE D'UNE SIMPLE INTERFACE UTILISATEUR .....</b>	<b>60</b>
<b>BIBLIOGRAPHIE.....</b>	<b>62</b>
<b>FICHE DE RENSEIGNEMENT .....</b>	<b>64</b>
<b>RESUME .....</b>	<b>65</b>
<b>ABSTRACT .....</b>	<b>65</b>

## NOTATIONS

### 1. Minuscules latines

$c$	: célérité de la lumière
$e$	: signal modulant
$f$	: fréquence
$f_m$	: fréquence du signal modulant
$f_p$	: fréquence de la porteuse
$l$	: longueur entre la piste et l'antenne Localizer
$m$	: taux de modulation
$m_{gd}$	: taux de modulation du signal Glide
$m_{loc}$	: taux de modulation du signal Localizer
$p$	: porteuse
$s$	: signal modulé
$s_\theta$	: secteur angulaire
$t$	: paramètre temps

### 2. Majuscules latines

$A$	: Amplitude
$A_1$	: Antenne haute Glide
$A_2$	: Antenne basse Glide
$E_M$	: Amplitude du signal modulant
$G$	: point d'intersection entre la piste et la pente de descente
$K$	: facteur d'échelle du multiplieur
$L$	: longueur de la piste d'atterrissage
$P_M$	: Amplitude de la porteuse
$U_0$	: tension Offset du GBF
$U_1$	: tension générée par le modulant 90 Hz
$U_2$	: tension générée par le modulant 150 Hz
$U_3$	: tension SDM générée par la somme des modulants
$U_r$	: tension DDM générée par la différence des tensions modulants

V	: Volt
V <sub>s</sub>	: Vitesse sol de l'avion
W	: Watt

### 3. Minuscules grecques

$\alpha_s$	: secteur d'alignement de piste
$\varphi$	: phase du signal
$\lambda$	: longueur d'onde
$\pi$	: constante pi
$\Theta_d$	: angle de la trajectoire de descente
$\omega$	: pulsation du signal modulant

### 4. Majuscules grecques

$\Delta\Theta$	: secteur d'alignement de descente
$\Omega$	: pulsation de la porteuse

### 5. Abréviations

AM	: Amplitude Modulation
ASECNA	: Agence pour la Sécurité de la Navigation Aérienne
BF	: Basse Fréquence
CDI	: Course Deviation Indicator
CAT	: Catégorie d'ILS
DDM	: Différence du taux de modulation
DDM <sub>gd</sub>	: DDM du signal Glide
DDM <sub>loc</sub>	: DDM du signal Localizer
DH	: Decision Height
FM	: Frequency Modulation
Ft/min	: Feet per minute
GBF	: Générateur Basse fréquence
HI	: Sensibilité High du Marker



Hz	: Hertz
ILS	: Instrument Landing System
IM	: Inner Marker
Km	: Kilomètre
Km/h	: Kilomètre par heure
Kts	: Knots
LLZ	: Localizer
LO	: Sensibilité Low du Marker
MHz	: Megahertz
MM	: Middle marker
NM	: Nautical Mile
OACI	: Organisation de l'Aviation Civile Internationale
OM	: Outer marker
RAP	: Radioalignement de piste
RAD	: Radioalignement de descente
RVR	: Runway Visual Range
SEL	: Standard Elektric Lorenz
SDM	: Somme des modulations
SDM <sub>gd</sub>	: SDM du signal Glide
SDM <sub>loc</sub>	: SDM du signal Localizer
UHF	: Ultra High Frequency
VHF	: Very High Frequency
VOR	: VHF Omni Ran

## INTRODUCTION

En 1887, le physicien allemand Heinrich Hertz a découvert l'onde hertzienne comme support de transmission des signaux. Cette nouvelle découverte lance une vaste étude sur les diverses applications dans le domaine de la radiocommunication, puis la radiolocalisation. Les applications de cette dernière sont nombreuses et surtout axées dans le domaine de la sécurité de la navigation maritime et aérienne.

Dans le secteur de l'aéronautique, l'atterrissage d'un avion constitue une manœuvre assez difficile et risquée qui peut compromettre la sécurité des personnes à bord et celle des tierces personnes. En outre, un atterrissage raté serait une perte d'argent pour la compagnie exploitante. (A noter qu'avant, on adoptait des atterrissages visuels, qui étaient impossibles lors de mauvaises conditions météorologiques). Il est nécessaire de comprendre la délicatesse de cette manœuvre, et d'anticiper la nécessité absolue du pilote de connaître des informations précises et fiables pour le guider et l'aider à atterrir même dans des conditions météorologiques dégradées ; par exemple des informations d'écart vertical et horizontal par rapport à une trajectoire de descente idéale vers la piste d'atterrissage afin de la suivre et réussir un atterrissage parfait.

Aussi, le but de ce mémoire est axé sur l'étude de l'ensemble fonctionnel de L'ILS (Instrument Landing System), système d'aide à l'atterrissage qui permet aux pilotes la lecture directe à bord, des informations d'écarts par rapport à une trajectoire d'atterrissage idéale et des informations discontinues de distances par rapport au seuil de la piste.

Le contenu de travail de ce mémoire est divisé en deux parties :

La première partie, divisée en 4 chapitres consacrés à l'étude théorique :

- Le premier chapitre est consacré à l'explication de différentes techniques utilisées en radiolocalisation et une présentation générale de l'ILS.
- Le deuxième chapitre est réservé à l'étude théorique de l'ILS Localizer ;
- Et le troisième chapitre met en évidence l'étude de fonctionnement de l'ILS Glide ;
- Le quatrième chapitre se consacre à l'étude des radiobornes, un autre composant de l'ILS ;

Et la deuxième partie, consistant en une simulation sous Matlab du système ILS, en générant un signal reçu par le récepteur et en interprétant le résultat lu par le pilote.

# **CHAPITRE 1**

## **LES TECHNIQUES UTILISEES ET PRESENTATION DE L'I.L.S**

### **1.1 Introduction**

Le but de ce chapitre est premièrement d'expliquer les techniques utilisées par le système ILS afin de pouvoir comprendre son fonctionnement, notamment la modulation analogique d'amplitude. Ensuite, une présentation générale de l'ILS y sera effectuée afin de pouvoir passer aux chapitres suivants qui étudieront plus en détails ses différents composants, étant donné que les notions présentées dans ce chapitre seront acquises.

### **1.2 Généralités**

L'exploitation des ondes radio est un moyen utilisé dans le secteur de l'aéronautique pour améliorer la sécurité des personnes civiles ou militaires voyageant par la voie aérienne à bord des aéronefs. En général, la communication aéronautique peut être classifiée en deux grandes catégories [1] :

- Les systèmes de radiocommunication ;
- et les systèmes de radiolocalisation.

Concernant les systèmes de radiocommunication, comme leur nom l'indique, ils impliquent une communication directe entre le pilote et les contrôleurs aériens. Ils consistent principalement à la communication d'informations de guidage de la part du contrôleur, et de la transmission régulière de la position de l'aéronef par le pilote ainsi que d'autres informations pertinentes relatives à la sécurité ou au trafic aérien, par exemple le signalement d'un problème ou incident quelconque.

Pour la seconde catégorie, elle se réfère plutôt à l'utilisation des ondes radio pour localiser l'aéronef dans l'espace tridimensionnelle incluant l'altitude, et consiste à la mesure des paramètres de vol par le traitement des signaux émis ou reçus, selon l'équipement utilisé [2].

Aussi, afin de transmettre une information, quel que soit son type et son utilisation, on doit procéder à la modulation de ce signal, pour l'adapter au canal de transmission [3].

Les systèmes de radionavigation aérienne utilisent différents types de modulation suivant la fonction de l'équipement utilisé et du genre d'information échangée :

- modulation en impulsion
- modulation en amplitude

- modulation en fréquence.

Ce qui nous intéresse fortement ici est la modulation analogique d'amplitude (AM), utilisée par l'ILS.

### 1.3 Caractéristiques des signaux modulés en amplitude

#### 1.3.1 Modulation d'amplitude

Il est nécessaire ici de rappeler les fondements de la modulation d'amplitude, car ce principe est utilisé lors de l'émission des signaux ILS.

La modulation (d'amplitude, de fréquence, de phase) permet de transmettre par voie hertzienne des signaux qui seraient masqués par le bruit ambiant s'ils étaient émis directement (signaux de fréquences faibles). De plus, comme les antennes ont une dimension de l'ordre de grandeur de la longueur d'onde, elles seraient irréalisables (en effet, pour un signal de fréquence  $f = 1 \text{ KHz}$ , la

formule  $\lambda = \frac{c}{f}$  donne  $\lambda = 300 \text{ Km}$ ). On va ainsi utiliser un signal porteur de fréquence élevée qui

va être modulé par le signal à transmettre (signal modulant) [2].

Plus la fréquence de la porteuse est grande, plus la taille de l'antenne est petite et plus la portée du signal est grande.

Considérons une porteuse d'équation :

$$p(t) = P_M \times \cos(2\pi f_p t + \phi) \quad (1.01)$$

La modulation d'amplitude consiste à faire varier l'amplitude  $P_M$  de cette porteuse sans changer sa fréquence  $f_p$  et sa phase  $\phi$ , au rythme de l'information à transmettre (Signal modulant) [3].

Le signal modulant d'amplitude  $E_M$  et de fréquence  $f_m$  a pour équation :

$$e(t) = E_M \times \cos(2\pi f_m t) \quad (1.02)$$

Il faut que  $f_p \gg f_m$ .

Ces deux signaux vont être acheminés vers un multiplieur qui va réaliser l'opération (cf. figure 1.01) :

$$s(t) = K \times e(t) \times p(t) \quad (1.03)$$

$K$  s'appelle le facteur d'échelle.

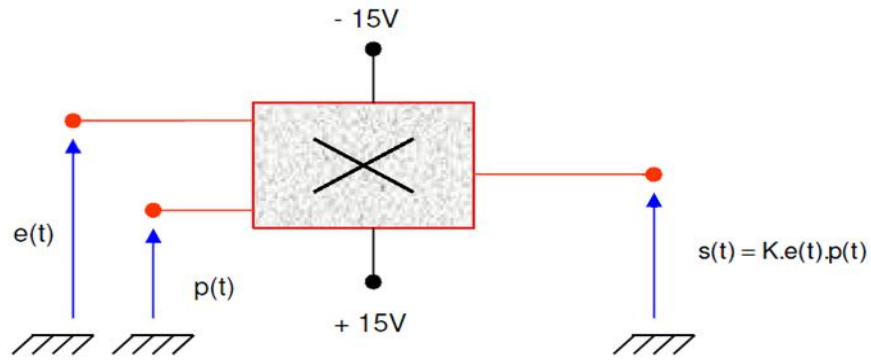


Figure 1.01 : Schéma électrique du multiplieur

### 1.3.2 Modulation d'amplitude à porteuse supprimée

On utilise le multiplieur et on fait la multiplication de  $e(t)$  par  $p(t)$  : On obtient alors un signal modulé en amplitude sans porteuse. En effet, à la sortie du multiplieur, on obtient :

$$s(t) = K \times e(t) \times p(t) = K \times P_M \times E_M \times \cos(2\pi f_p t) \times \cos(2\pi f_m t)$$

$$s(t) = \frac{K \times P_M \times E_M}{2} \times \left[ \cos(2\pi(f_p + f_m)t) + \cos(2\pi(f_p - f_m)t) \right] \quad (1.04)$$

Le spectre du signal résultant n'est donc constitué que de deux termes de même amplitude  $\frac{K \times P_M \times E_M}{2}$  et de fréquences  $(f_p + f_m)$  et  $(f_p - f_m)$  (cf. figure 1.02).

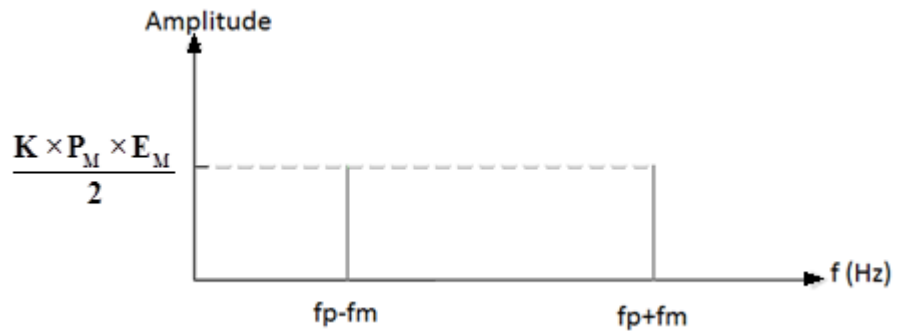


Figure 1.02 : Spectre du signal sans porteuse

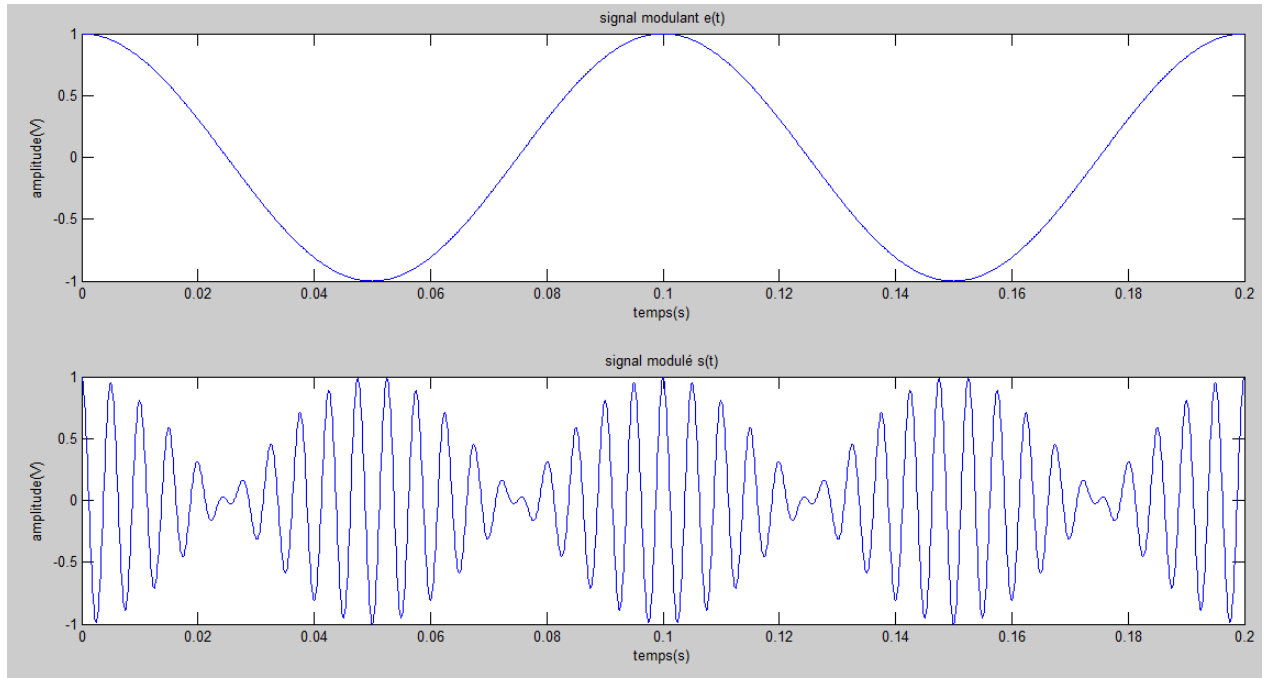


Figure 1.03 : Signal modulé à la sortie du multiplieur

### 1.3.3 Modulation d'amplitude avec porteuse

On désire transmettre un signal de la forme  $\mathbf{e(t) = E_M \times \cos(2\pi f_m t)}$ . Cette fois on ajoute au signal à transmettre un signal continu  $\mathbf{U_0}$  (offset du GBF ou Générateur Basse Fréquence). On pose :

$$\mathbf{e'(t) = e(t) + U_0} \quad (1.05)$$

On applique les signaux  $\mathbf{e'(t)}$  et  $\mathbf{p(t)}$  aux entrées du multiplieur. A la sortie, on obtient le signal

$$\begin{aligned} \mathbf{s(t) = K \times e'(t) \times p(t) = K \times P_M \times \cos(2\pi f_p t) \times [E_M \cos(2\pi f_m t) + U_0]} \\ \mathbf{s(t) = K \times e'(t) \times p(t) = K \times P_M \times U_0 \times \cos(2\pi f_p t) \times \left[1 + \frac{E_M}{U_0} \cos(2\pi f_m t)\right]} \end{aligned} \quad (1.06)$$

En posant :

- Amplitude du signal modulé :

$$\mathbf{A = K \times P_M \times U_0} \quad (1.07)$$

- Taux de modulation :

$$\mathbf{m = \frac{E_M}{U_0}} \quad (1.08)$$

On obtient finalement :

$$s(t) = A \times \cos(2\pi f_p t) \times [1 + m \times \cos(2\pi f_m t)] \quad (1.09)$$

$$s(t) = A \times \cos(2\pi f_p t) + \frac{A \times m}{2} \times \cos(2\pi (f_p + f_m) t) + \frac{A \times m}{2} \times \cos(2\pi (f_p - f_m) t) \quad (1.10)$$

On peut voir clairement d'après cette expression que le spectre du signal  $s(t)$  contient trois termes de fréquences  $f_p$ ,  $(f_p + f_m)$  et  $(f_p - f_m)$  (cf. figure 1.04).

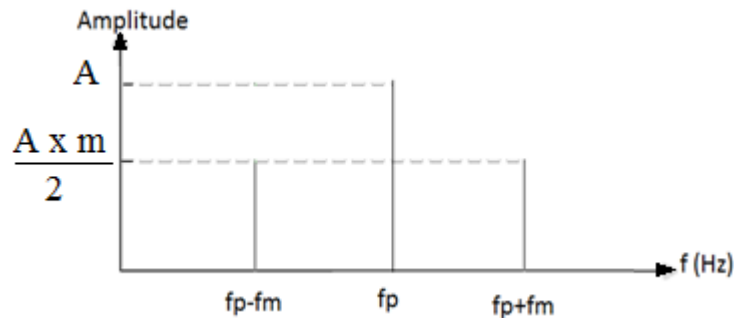


Figure 1.04 : Spectre du signal avec porteuse

### 1.3.3.1 Allure d'un signal modulé en amplitude

La modulation d'amplitude consiste à faire agir le signal modulant  $e(t)$  sur l'amplitude de la porteuse  $p(t)$ .

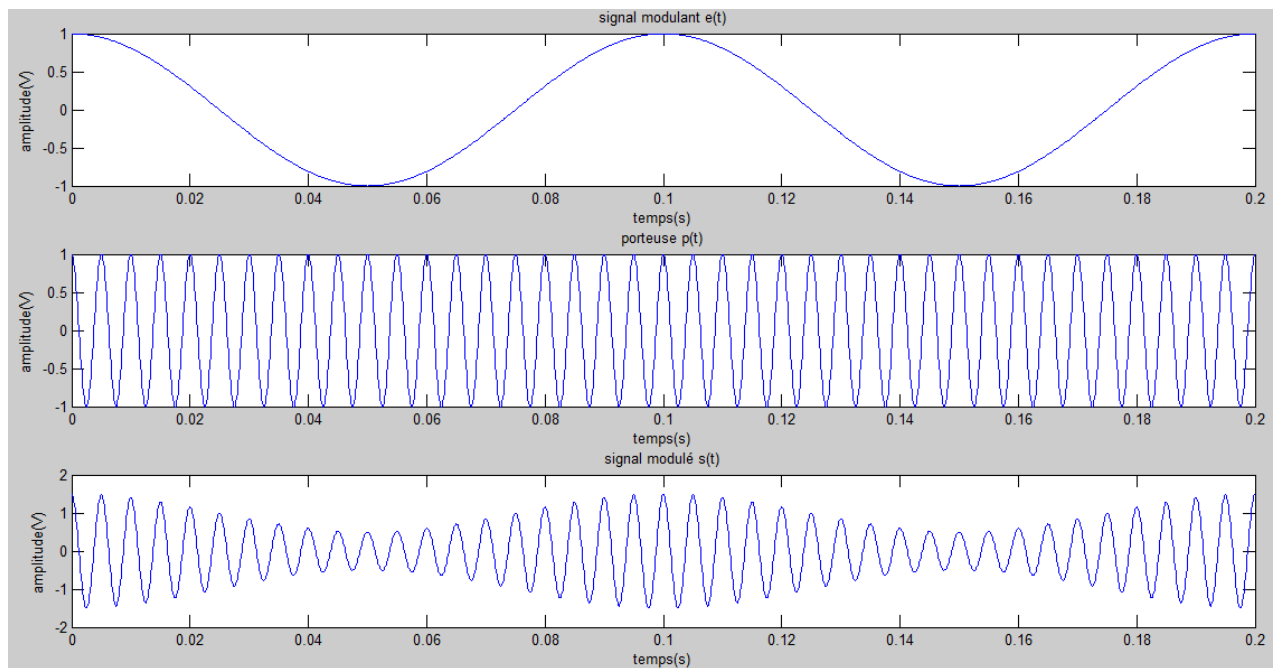


Figure 1.05 : Illustration de la modulation d'amplitude avec porteuse

### 1.3.3.2 Influence de l'indice de modulation

Si on observe  $s(t)$ , on constate que  $e(t)$  en constitue l'enveloppe, ceci à condition de prendre une certaine précaution concernant l'indice de modulation. Voici quelques cas pour différentes valeurs de  $m$  [3] :

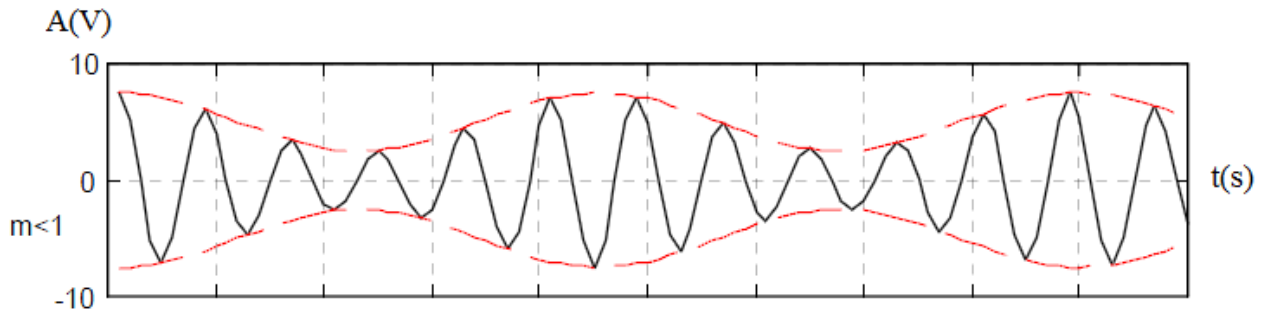


Figure 1.06 : Allure du signal modulé pour  $m < 1$

L'enveloppe ressemble au signal  $e(t)$

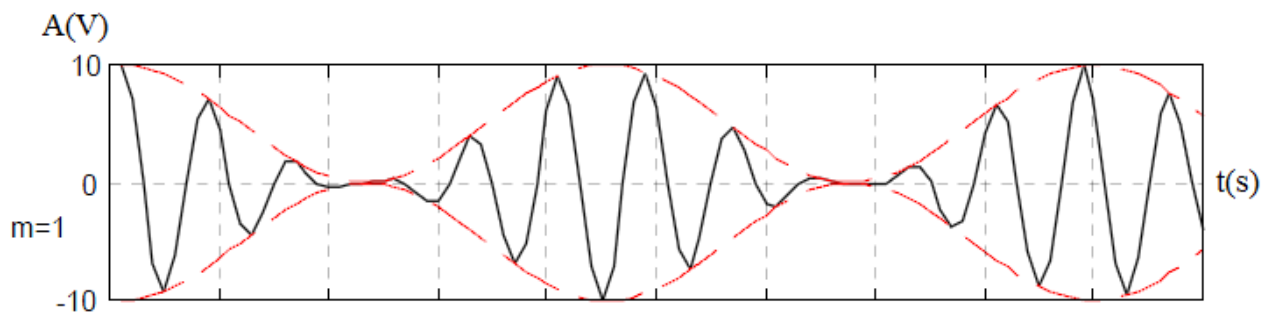


Figure 1.07 : allure du signal modulé pour  $m = 1$

L'enveloppe ressemble au signal  $e(t)$ , mais on est à la limite.

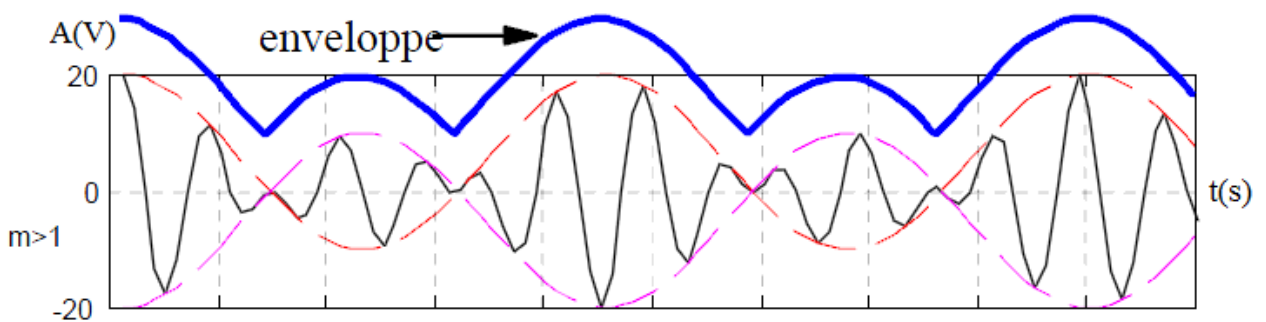


Figure 1.08 : allure du signal modulé pour  $m > 1$

L'enveloppe ne ressemble plus au signal  $e(t)$ , on dit qu'il y a surmodulation.

Conclusion : en modulation d'amplitude, il faut toujours que  $m$  soit inférieur à 1



## 1.4 Présentation générale de l'I.L.S

### 1.4.1 Généralités sur l'I.L.S

Le Système d'atterrissage aux instruments ou Instrument Landing System (ILS) fut créé en 1932 par Standard Elektric Lorenz (SEL) en Allemagne. Le développement de l'ILS était nécessaire afin de pouvoir voler et atterrir indépendamment du moment de la journée, surtout en cas de mauvaise visibilité ou de visibilité nulle. Utilisé depuis 1947 pour des applications civiles, l'ILS est un système automatique d'aide à l'atterrissage, le moyen de radionavigation le plus fiable utilisé lors d'approches en condition météorologiques dégradées (atterrissage nocturne, présence de brume, brouillard, pluie...), fournissant au pilote un guidage de précision dans les plans verticaux et horizontaux jusqu'au point d'impact sur la piste [5] [6] [7].

### 1.4.2 Principe de fonctionnement

#### 1.4.2.1 Définition de la trajectoire d'approche et d'atterrissage

On peut définir la trajectoire d'approche et d'atterrissage comme l'intersection du plan vertical passant par l'axe de la piste avec le plan oblique qui passe par le point d'impact et fait avec le plan horizontal de la piste l'angle utilisé par l'avion pour effectuer sa descente [8] [9].

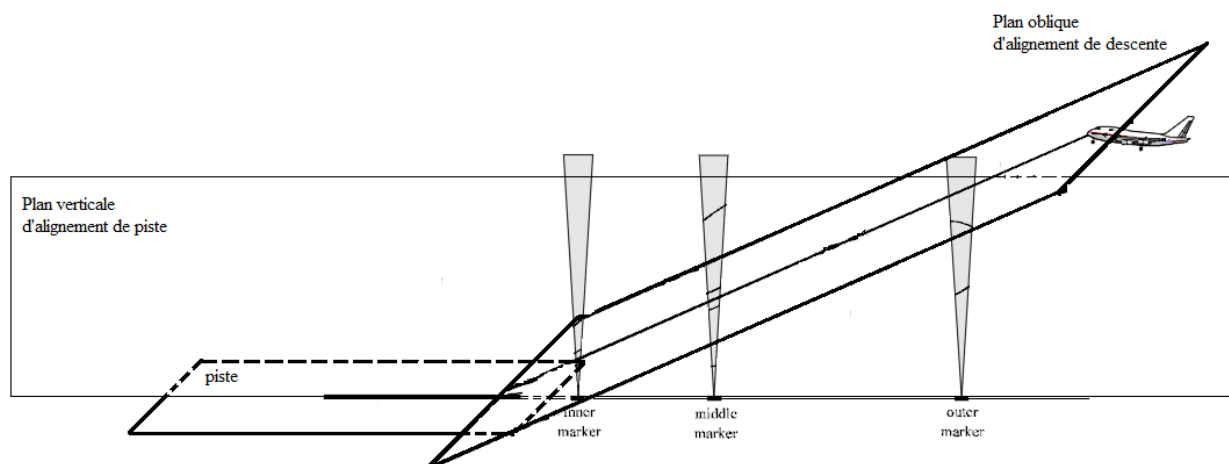


Figure 1.09 : trajectoire d'atterrissage d'un avion

#### 1.4.2.2 Infrastructure de l'I.L.S

L'infrastructure ILS se compose de 3 composants essentiels [1] :

- **Le Radioalignement de piste (RAP) :** dit encore LOCALIZER, qui fournit au pilote des informations continues d'écarts par rapport à un plan vertical contenant l'axe de la piste ;

- **Le radioalignement de descente (RAD)** : dit encore GLIDE PATH qui fournit au pilote des informations continues d'écarts par rapport à un plan oblique de descente aboutissant à la piste ;
- **Les Markers ou radiobornes** qui fournissent au pilote des informations discontinues de distances par rapport au seuil de la piste.

#### *1.4.3 Plan de fréquence et polarisation*

- **Le Localizer** fonctionne dans la bande de fréquence **VHF de 108 à 112 MHz**. Cette bande autorise **40 canaux** centrés sur tous les **1/10 de MHz impairs**.
- **Le Glide** occupe la bande de fréquence **UHF de 329 à 335 MHz** et **40 canaux** de cette bande sont directement **appariés aux 40 canaux Localizer**.
- **Les radiobornes** fonctionnent tous sur la fréquence **75 MHz**

Le récepteur de l'avion reçoit en continu deux signaux : un signal du Localizer et un signal du Glide. Quand le récepteur est réglé sur la fréquence du Localizer, la fréquence du Glide est automatiquement accordée sur le deuxième récepteur. Le signal d'un radioborne n'est reçu qu'en des endroits très précis sur la trajectoire d'approche et d'atterrissage. [1]

*Polarisation* : L'émission du Localizer et celle du Glide seront **polarisées horizontalement [10]**.

#### *1.4.4 Indicatif*

Séparer l'identification de l'ILS Localizer et du Glide Path n'est pas nécessaire étant donné que leurs fréquences sont directement appariées : la sélection de la fréquence VHF du Localizer alimente automatiquement les circuits du récepteur du Glide. L'ILS est caractérisé par un indicatif propre à la piste et à la direction d'approche. Cet indicatif se compose de 2 ou 3 lettres, en code morse, transmis en type de modulation A2A (modulation d'amplitude avec porteuse), avec une fréquence de modulation 1020 Hz et commence généralement par la lettre « I ». L'indicatif est transmis toutes les 10 secondes, en code morse, audible ; s'il n'y a pas d'identification, l'ILS ne doit pas être utilisé et est considéré comme hors service [9].

Exemple : I-TOU, pour l'identification de l'ILS de la piste de l'aéroport de Toulouse.

L'indicatif du radioborne dépend du type de radioborne utilisé.

## **1.5 Conclusion**

La modulation d'amplitude est indispensable à connaître pour pouvoir comprendre le fonctionnement des divers composants de l'ILS qui sont : le Localizer qui donne une indication d'écart par rapport à l'axe de piste, le Glide fournissant une indication d'écart par rapport à un plan de descente idéale, et les radiobornes offrant des indications discontinues de distances par rapport au seuil de la piste. Le chapitre suivant étudiera plus en détails le fonctionnement du Localizer.

## CHAPITRE 2

### LE RADIOALIGNEMENT DE PISTE OU LOCALIZER

#### 2.1 Introduction

Le Localizer est une aide à la navigation courte distance. Il fournit au pilote une indication continue d'écart par rapport à un plan vertical passant par l'axe de piste, de telle sorte que le pilote corrige ces écarts pour aligner l'avion avec la piste afin d'y atterrir et non à côté.

#### 2.2 Principe de fonctionnement du Localizer

##### 2.2.1 Emission du signal

Afin de faciliter l'étude du système, on considère deux antennes directives situées de part et d'autre de l'axe de la piste qui émettent des signaux modulés en amplitude (avec porteuse) à des fréquences différentes dans le prolongement de l'axe de la piste. L'antenne située sur le côté droit de la piste rayonne un signal porteur modulé par un signal sinusoïdal de 150 Hz et l'antenne située sur le côté gauche émet un signal porteur de même fréquence modulé par un signal sinusoïdal de fréquence 90 Hz. La distance séparant les deux antennes et l'angle entre les deux faisceaux sont relativement faibles (cf. figure 2.01). Le système utilisé est dit « équisignal » [2] [11].

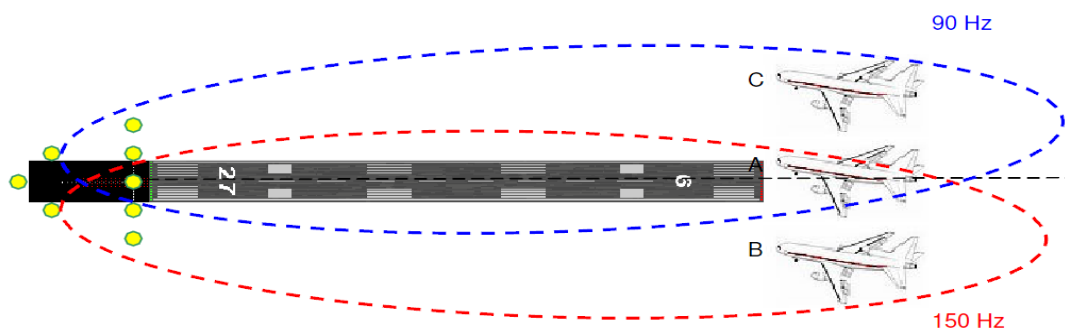


Figure 2.01 : schéma de principe du Localizer

Chaque porteuse est modulée à 40 % ( $m_{loc} = 0.4$ ) par son signal sinusoïdal. Les amplitudes des deux porteuses et leurs phases sont identiques [2].

##### 2.2.2 Interprétation du spectre et calcul du $DDM_{loc}$ (différence de modulation du Localizer)

Les spectres des signaux émis par chacun des antennes ont la forme suivante (cf. figure 2.02) :

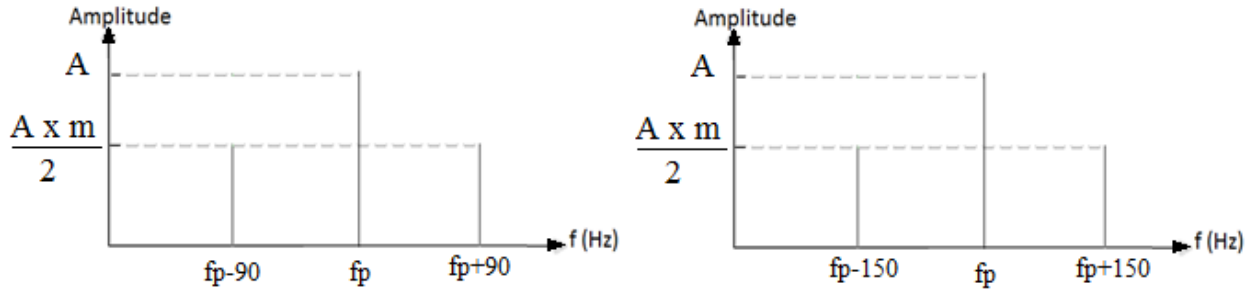


Figure 2.02 : spectres respectifs des signaux modulés 90 Hz et 150 Hz

Afin de comprendre le phénomène mis en jeu, on va considérer un avion pouvant se trouver à trois endroits différents par rapport à l'axe de la piste lors d'une approche et analyser le spectre du signal reçu par le récepteur Localizer de l'avion.

**1er cas** (cf. figure 2.01) : L'avion est aligné sur l'axe de piste (point A). Le récepteur ILS reçoit autant d'énergie des deux signaux à cause de la symétrie. Les amplitudes des deux porteuses s'additionnent (elles sont en phase) mais pas les bandes latérales de 90 Hz et 150 Hz.

L'amplitude de la porteuse ayant doublé, son taux de modulation passe de  $m_{loc} = 0.4(40\%)$  à  $m'_{loc} = 0.2(20\%)$ .

En effet, comme l'amplitude des bandes latérales reste constante, on a la relation :

$$\frac{m_{loc} \times A}{2} = \frac{m'_{loc} \times 2A}{2}$$

D'où, selon les normes requises :

$$m'_{loc} = \frac{m_{loc}}{2} = 20\% \quad (2.01)$$

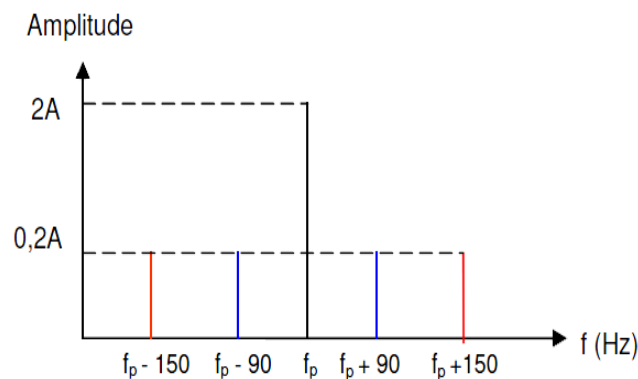


Figure 2.03 : Spectre du signal reçu au point A

Lorsque l'avion est aligné sur l'axe de piste, la  $\mathbf{DDM_{loc}}$  est nulle et aucune information de correction n'est fournie au pilote.

**2ème cas** (cf. figure 2.01) : L'avion se trouve actuellement à droite de l'axe de piste (point C). Le récepteur reçoit plus d'énergie de la porteuse modulée en 90 Hz que de la porteuse modulée en 150 Hz, la valeur de l'amplitude du signal modulé 90 Hz reçue est plus grande que celle de l'amplitude du signal modulé en 150 Hz. L'amplitude de la porteuse totale est légèrement inférieure à 2A mais cela n'a aucune importance car c'est la différence de modulation ( $\mathbf{DDM_{loc}}$ ) qui est mesurée. Dans ce cas, la différence de modulation va permettre d'afficher sur le récepteur ILS une indication d'écart par rapport à l'axe de la piste vers la droite.

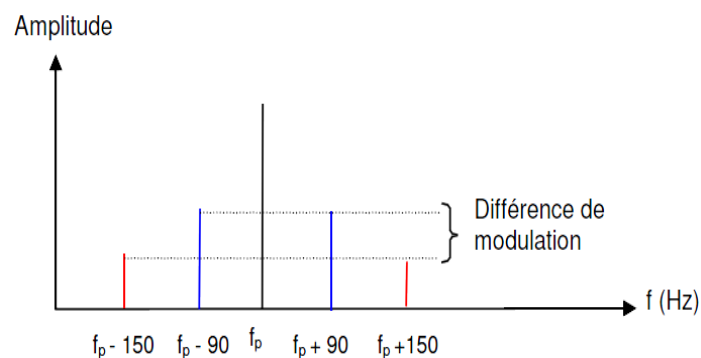


Figure 2.04 : Spectre du signal reçu au point C

L'avion étant à droite de l'axe de la piste, devrait virer à gauche pour la rejoindre.

**3ème cas** (cf. figure 2.01) : L'avion se trouve maintenant à gauche de l'axe de la piste (point B). L'énergie de la porteuse modulée en 150 Hz est supérieure à l'énergie de la porteuse modulée en 90 Hz.

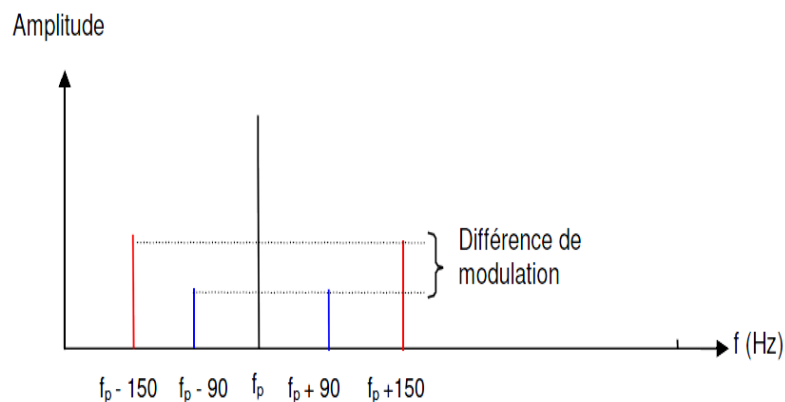


Figure 2.05 : Spectre du signal reçu au point B

Le récepteur ILS affiche une indication d'écart par rapport à l'axe de la piste vers la gauche.  
L'avion étant à droite de l'axe de la piste devrait virer à gauche pour la rejoindre.

## 2.3 Diagramme de rayonnement

Le diagramme de rayonnement du Localizer est un diagramme de rayonnement double comprenant [1] :

- **Un diagramme directif** (lobe principale) qui définit l'axe d'alignement de la piste (angle d'ouverture de  $\pm 10^\circ$  de part et d'autre de l'axe de piste).
- **Un diagramme de couverture** qui masque les faux axes créés par les lobes secondaires.

Le signal principal directif du Localizer s'appelle le **signal directionnel** et le signal servant à masquer les lobes secondaires est dit **signal de couverture** ou **signal Clearance**.

### 2.3.1 Antennes d'alignement d'un diagramme directif :

En réalité l'émission du Localizer est réalisée par un réseau d'antennes disposées en ligne et alimentées avec des amplitudes et des phases définies générant ainsi une modulation d'espace, de façon à créer un diagramme très directif [12].

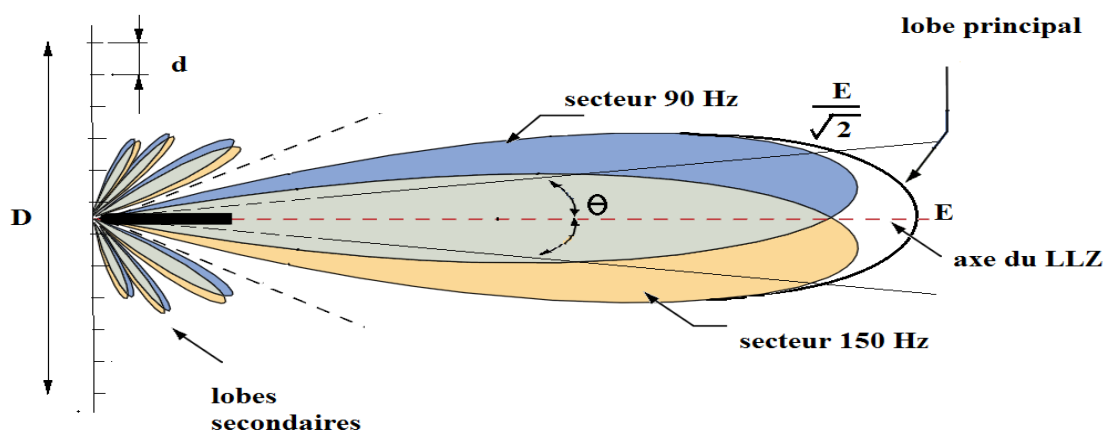


Figure 2.06 : Rayonnement directif du réseau d'antennes Localizer

- D : envergure du réseau d'antennes ;
- $\Theta$  : ouverture angulaire du faisceau Localizer ( $\Theta \approx 3^\circ$ ) ;
- d : espacement entre chaque antenne ( $d < \lambda$ ) ;
- E : valeur du champ électromagnétique au point considéré ;

Chaque antenne émet une partie du 90 Hz et du 150 Hz afin de réaliser la génération d'un faisceau de guidage latéral dans l'espace. Aussi, utilise-t-on plutôt des antennes moyennement directives,

mais précisément espacées les unes des autres et couplées en réseau afin de créer un diagramme de rayonnement commun, suffisamment étroit. Le récepteur reçoit ainsi de l'énergie des deux antennes principales et le champ électromagnétique combiné reçu par l'aéronef possède les deux amplitudes de modulation du 150 Hz et du 90 Hz.

Le gain diminue très vite avec l'azimut, d'où la création d'un lobe principal du diagramme dont on définit « l'ouverture à **3 dB** » entre mi- densité de puissance (correspondant au secteur compris entre les points à  $\frac{E}{\sqrt{2}}$  ). La plus grande partie de la puissance rayonnée se trouve dans ce lobe, son ouverture angulaire est d'environ 3° et varie proportionnellement avec l'inverse de l'envergure D du réseau.

Le réseau d'antennes, situé derrière la piste, rayonne une porteuse VHF modulée en amplitude par 2 fréquences BF 90 Hz et 150 Hz de telle façon que les taux de modulation soient fonctions de l'azimut avec des variations opposées de part et d'autre de l'alignement et tel que leur différence (DDM) soit proportionnelle à l'écart angulaire.

Le système utilisé est constitué de 12 antennes d'une longueur chacune de  $\lambda/2$  et espacée de  $\lambda/2$  avec réflecteur, fournissant un diagramme de rayonnement très directif dans un secteur de 10° de part et d'autre de l'axe de piste. Le diagramme obtenu a des lobes parasites qui vont être masquées par le diagramme de couverture (Clearance).

**Emplacement des antennes :** les antennes sont disposées à une distance  $l = 300$  m derrière la piste d'atterrissage [9].

### **2.3.2 Antennes de couverture :**

Cependant, même émis avec un diagramme étroit dans l'axe, les signaux Localizer ne garantissent pas une sécurité suffisante. En effet, il est toujours possible de voir un aéronef se diriger vers le seuil de la piste en suivant une direction différente de celle de son axe. Ceci est dû à l'inévitable présence des lobes secondaires (cf. figure 2.06) sur les diagrammes de rayonnement des antennes différentielles. Ces lobes se situent de part et d'autre de l'axe de la piste et sortent largement de l'enveloppe comprise entre  $\pm 20^\circ$  souhaitée. Un pilote pourrait donc suivre un faisceau secondaire qui, en apparence, semble tout à fait normal [12].

Pour remédier à ce problème, une zone de couverture appelée **Clearance**, en forme de haricot (cf. figure 2.09), créée par un ensemble d'antennes directionnelles a été mise en place.



Cette zone couvre les faisceaux incorrects (faisceaux latéraux et arrières) par l'émission d'un signal dont la fréquence est décalée (si ces signaux étaient à une fréquence identique, ils s'ajouteraient et accentueraient le phénomène). Le signal de couverture est modulé en amplitude à 90 Hz et à 150 Hz avec un taux de modulation  $m = 0.4$  (modulation AM avec porteuse). Cette émission supplémentaire ne fournit pas d'indication de guidage, mais uniquement une information du type « tout à gauche » ou « tout à droite ». L'émetteur du signal de couverture émet une fréquence de 4,75 KHz en dessous du signal de guidage.

Constitué de 3 antennes  $\lambda/2$  espacées de  $\lambda/2$  chacune, le Clearance fournit un diagramme moins directif, ayant la forme de 2 haricots [2].

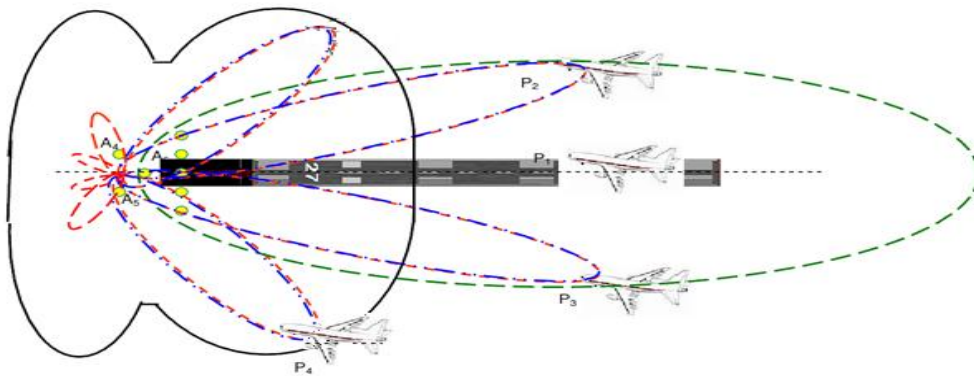


Figure 2.07 : Couverture totale d'une station Localizer, avec le Clearance

### 2.3.3 Spectre totale du signal Localizer

Le spectre entier du signal Localizer tel qu'il est reçu par un récepteur dépend de la position de l'avion (cf. figure 2.07). Les spectres correspondant aux positions  $P_1$ ,  $P_2$ ,  $P_3$  et  $P_4$  sont représentés ci-après [2].

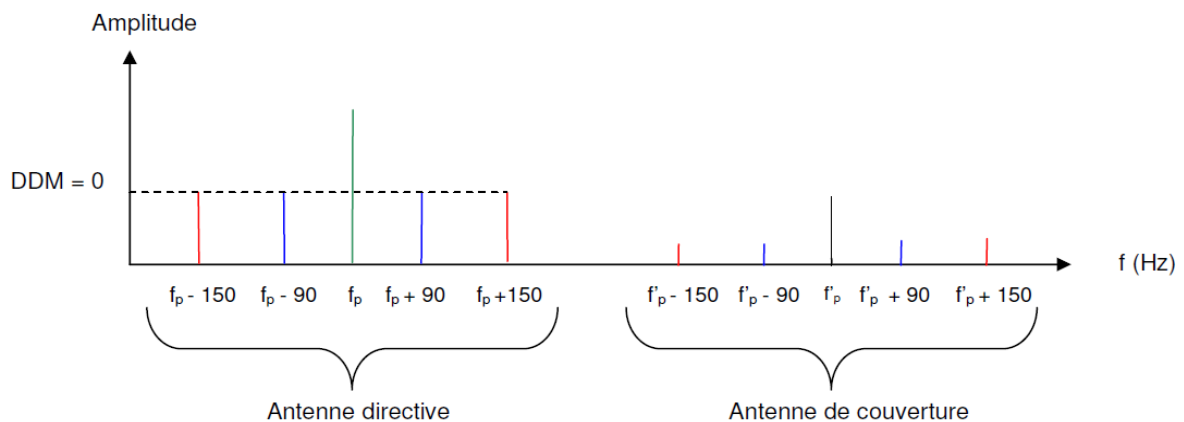


Figure 2.08 : Spectre reçu à la position  $P_1$

La différence de modulation est nulle, l'avion se trouve sur l'axe de la piste.

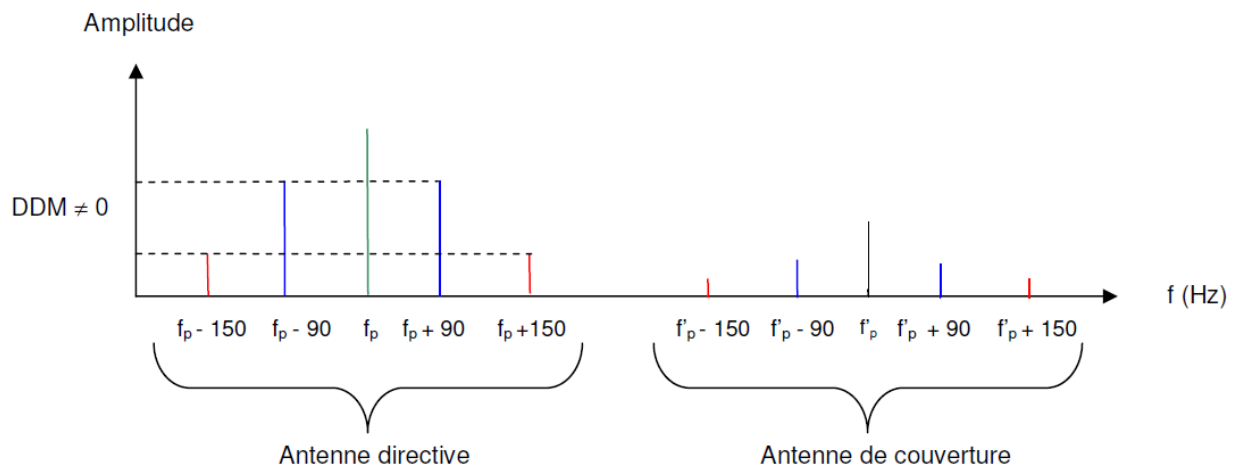


Figure 2.09 : Spectre reçu à la position  $P_2$

La différence de modulation n'est pas nulle et l'amplitude des bandes latérales 90 Hz est supérieure à celle des bandes latérales 150 Hz. L'avion est à droite de l'axe de la piste.

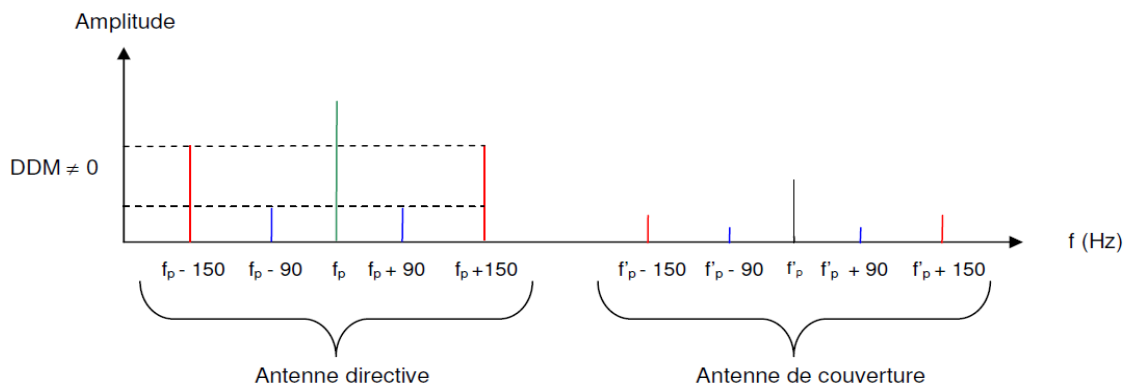


Figure 2.10 : Spectre reçu à la position  $P_3$

La différence de modulation n'est pas nulle, l'amplitude des bandes latérales 90 Hz diminue et l'amplitude des bandes 150 Hz augmente. L'avion se trouve à droite de l'axe de la piste.

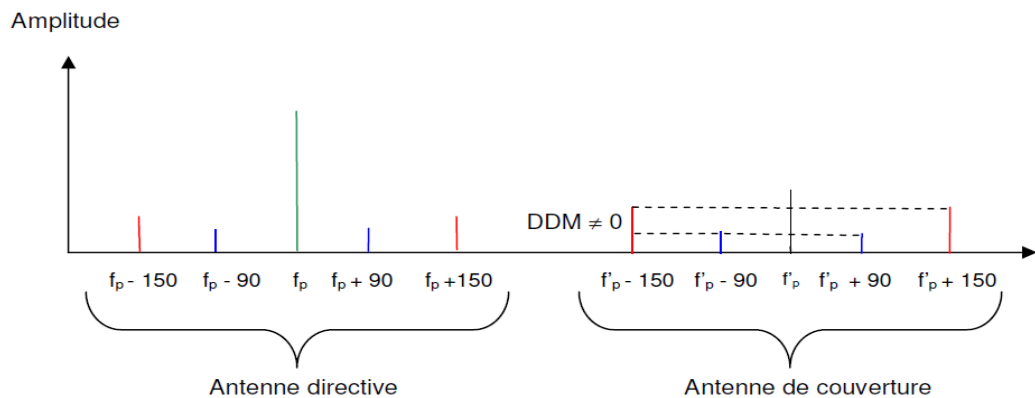


Figure 2.11 : Spectre reçu à la position  $P_4$

Dans ce cas, c'est le spectre relatif aux antennes de couverture qui fournit en grande partie la position de l'avion par une indication "tout à gauche" sur l'instrument de bord.

L'évaluation de la différence de modulation (DDM) permet de fournir au pilote l'indication de direction pour rejoindre la piste. Cette DDM varie linéairement avec l'écart angulaire de l'avion par rapport à l'axe de la piste lorsque ce dernier est inférieur à 3 ou 4 degrés. Lorsque l'avion se trouve dans la zone de couverture du Clearance, l'indicateur d'écart par rapport à l'axe dévie totalement vers la gauche ou vers la droite.

## 2.4 Caractéristiques de l'installation sol

### 2.4.1 Sensibilité d'écart – Norme OACI (Organisation de l'Aviation Civile Internationale)

Cette norme détermine les lois de variation de la  $DDM_{loc}$  et de la  $SDM_{loc}$  (Somme des modulations du Localizer) en fonction de l'azimut pris par rapport à l'axe de la piste.

**Le secteur d'alignement de la piste :** est défini comme la zone centrée sur l'axe de la piste et dans laquelle, on peut voir la variation de la  $DDM_{loc}$  traduit par le déplacement d'une aiguille indicatrice d'écart en degré, et hors de laquelle cette aiguille reste en butée, indiquant une position de l'avion trop à gauche ou trop à droite [14]. Ce secteur est défini comme suit [15] :

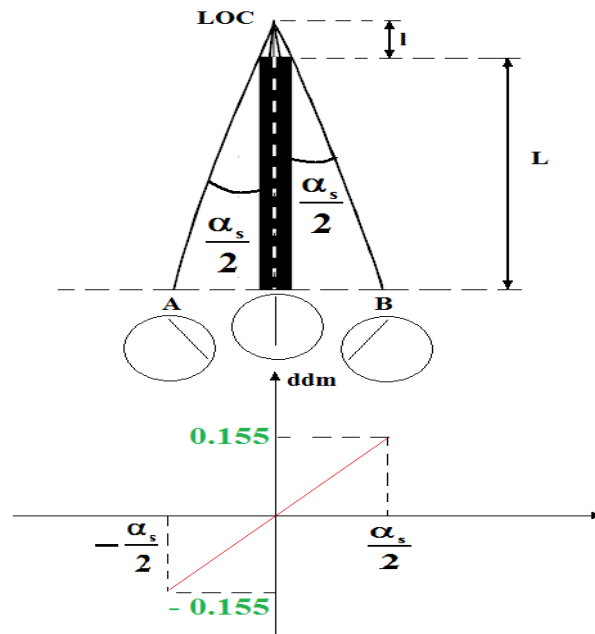


Figure 2.12 : Secteur d'alignement de piste

$$\tan\left(\frac{\alpha_s}{2}\right) = \frac{AB/2}{L+l} \quad (2.02)$$

- $\frac{\alpha_s}{2}$  : Demi-secteur
- L : Longueur de la piste
- l : distance entre la piste et l'antenne Localizer égale à 300 m
- AB : segment transversal du seuil de piste

Selon la norme imposée par l'OACI : AB = 210 m

La **DDM<sub>loc</sub> = 0.155** correspond à la mise en butée de l'aiguille à droite ou à gauche et délimite les bords du secteur d'alignement de piste.

Les valeurs numériques fournies par l'OACI déterminent l'ouverture angulaire du secteur par la condition qu'il intercepte au seuil un segment transversal AB = 210 m.

La valeur angulaire du secteur d'alignement de la piste dépend de la longueur de la piste L et de la distance l de l'émetteur Localizer à l'extrémité de la piste, tel que :

$$\tan\left(\frac{\alpha_s}{2}\right) = \frac{AB/2}{L+l} = \frac{105}{L+l} \quad (2.03)$$

#### **2.4.2 Fréquence et taux de modulation**

Elles sont situées dans la bande de fréquence de **108 à 112 MHz**, décimal impair.

Les taux de modulation 90 Hz et du 150 Hz sont de 20%. En plus de ces signaux, le signal du Localizer est aussi modulé par le signal BF de 1020 Hz d'identification de la piste utilisée. Le taux de modulation pour l'identification de la station est de 5 à 15% pour le 1020 Hz. L'identification sera transmise au moins 6 fois par minute, elle sera constitué de lettre I suivi de la station 2 ou 3 lettres [1] [2] [5].

Exemple : I-TOU

L'émetteur du signal de couverture Clearance émettra sur une fréquence de 4,75 kHz en dessous du signal de guidage.

#### **2.4.3 Couverture volumétrique et puissance**

##### **2.4.3.1 Couverture en azimut**

On appelle couverture en azimut la zone d'espace de part et d'autre du secteur d'alignement de la piste où le signal Localizer continue à être reçu normalement [1].

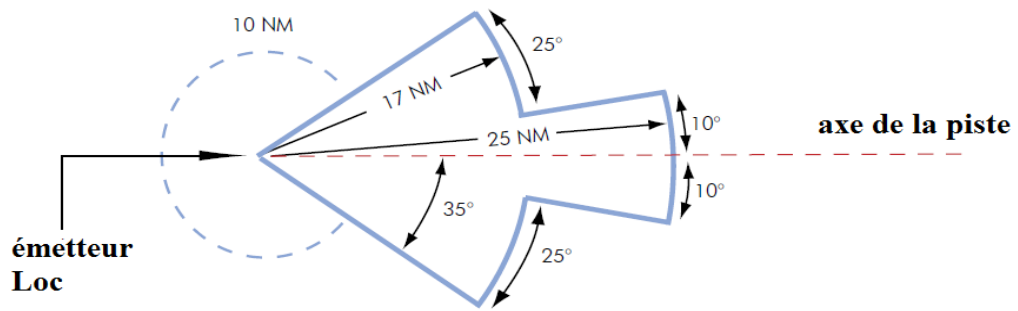


Figure 2.13 : Couverture en azimuth du Localizer

Puissance et portée [2]:

- Directif 10 W  $\Leftrightarrow$  pour une portée de  $\begin{cases} 25 \text{ NM à } 2000\text{ft} \\ 75 \text{ NM à } 1000\text{ft} \end{cases}$  ( $\pm 10^\circ$  de l'axe)
- Couverture Clearance (diagramme) : Portée 17 NM de  $\pm 10^\circ$  à  $\pm 35^\circ$  de l'axe et 10 NM au-delà de  $\pm 35^\circ$ .

Remarque : 1NM = 1.852Km ,et 1ft = 0.3m .

#### 2.4.3.2 Couverture en site

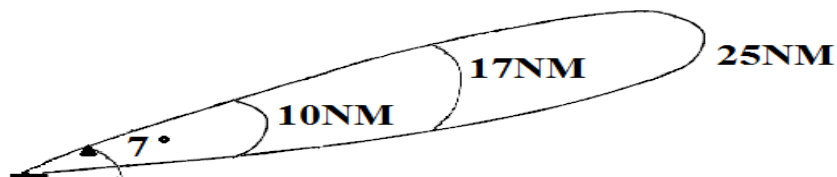


Figure 2.14 : Couverture en site du Localizer

Les signaux Localizer peuvent être normalement reçus à l'intérieur du volume délimité par un plan incliné de  $7^\circ$  par rapport à l'horizontal et les distances spécifiées précédemment en azimuth.

Le signal Localizer doit être reçu au plus haut des 2 points suivant :

- 600 m au-dessus du seuil de piste, ou
- 300 m au-dessus du niveau le plus élevé des aires d'approches intermédiaires et finales

## 2.5 Equipements de bord

### 2.5.1 Constitution

L'équipement de bord est constitué des éléments ci-après :

- Une antenne en polarisation horizontale qui capte le signal du Localizer.

- Un récepteur radionavigation VHF
- Dispositif d'affichage comprenant une barre de tendance verticale (CDI)

### 2.5.2 Synoptique d'un récepteur Localizer

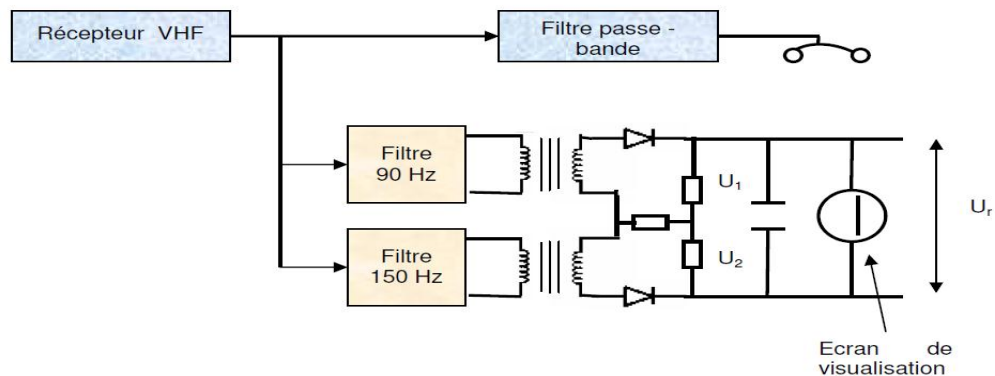


Figure 2.15 : Schéma synoptique du récepteur Localizer

Les signaux reçus à bord sont de la VHF modulée en amplitude par les BF 90 Hz et 150 Hz (Information de guidage), ainsi que 1020 Hz (Indicatif).

Ainsi, le récepteur de bord reçoit un signal VHF modulé par du 90 Hz et du 150 Hz. Ces 2 fréquences BF mélangées en sortie de détection forment le signal Localizer composite. Les filtres permettent de séparer les différentes informations.

Le 90 Hz et le 150 Hz sont redressés et déterminent respectivement une tension  $U_1$  et une tension  $U_2$ . Ces 2 tensions sont en opposition et proportionnelles aux amplitudes de modulation 90 Hz et 150 Hz ; aussi pour :

- 90 Hz supérieur à 150 Hz implique  $U_1$  supérieure à  $U_2$  ;  $U_r$  a la polarité de  $U_1$ , l'aiguille dévie à gauche.
- 90 Hz inférieur à 150 Hz implique  $U_1$  inférieure à  $U_2$  ;  $U_r$  a la polarité de  $U_2$ , l'aiguille dévie à droite.
- 90 Hz égale à 150 Hz implique  $U_1$  égale à  $U_2$ ,  $U_r$  égale à 0, l'aiguille reste centrée.

Dans tous les cas, l'aiguille indique le sens de la manœuvre à effectuer pour rejoindre l'axe de la piste.

La tension  $U_3 = U_2 + U_1$  prend le nom de Somme des taux de modulation SDM. Cette tension  $U_3$  commande le drapeau d'alarme, lorsque le niveau de réception est insuffisant pour assurer un fonctionnement correct.

L'intégrité du signal est évaluée par l'addition des amplitudes des bandes latérales du spectre (somme des modulations SDM). En effet, le taux de modulation résultant est constant et sensiblement égal à 0.4. Si ce taux devient inférieur à 0.4, un drapeau d'alarme (Alarm flag) apparaît.

### 2.5.3 Dispositif d'affichage

Le dispositif d'affichage comprend un boîtier de commande et un instrument de lecture de l'information.

#### 2.5.3.1 Boîtier de commande

On peut subdiviser en deux la signification des affichages sur le boîtier (cf. figure 2.16) :

**Radiocommunication** (côté gauche) : dans cette partie, c'est la fréquence de communication entre le pilote et le contrôleur qui est affichée. L'une est la fréquence qui est en cours d'utilisation et l'autre située à sa droite est la fréquence en attente.

**Radionavigation** (côté droit) : dans cette partie, c'est la fréquence du Localizer qui est affichée à l'écran, la gauche correspondant à la fréquence opérationnelle et l'autre à la fréquence en attente.



Figure 2.16 : Boîtier de commande

#### 2.5.3.2 Affichage d'écart du Localizer



Figure 2.17 : Dispositif d'affichage ILS

- Le rond central « 1 » représente l'avion.
- Aiguille mobile verticale « 2 » du Localizer définissant l'écart par rapport à la piste, qui est ici un écart vers la droite (l'aiguille représentant l'axe de la piste étant à gauche)
- Echelle « 3 » du Localizer correspondant toujours à  $2.5^\circ$ , représenté ici par 5 points, donc un écart de 1 point représente  $0.5^\circ$

## 2.6 Utilisation du Localizer

Pour les aéroports dotés de ILS, une piste d'atterrissage est associée à un système ILS caractérisé par :

- Son indicatif, qui est le code généralement de 3 lettres et commençant par la lettre I et transmis sous forme de signaux.
- Sa fréquence de calage correspondant à la fréquence du Localizer

*Remarque :* Si le pilote ne reçoit pas l'indicatif de l'ILS, alors le système est considéré comme non opérationnel et ne doit être en aucun cas utilisé.

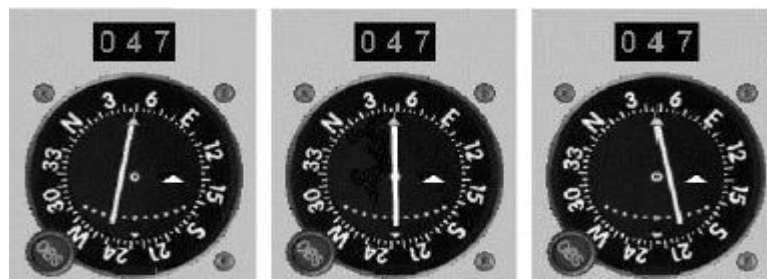


Figure 2.18 : Différents affichages du Localizer

**Pour la figure de gauche**, l'avion se trouve à droite de l'axe de piste et plus précisément environ à 1 degré à droite. Il faut alors que le pilote vire à gauche pour rejoindre l'axe de piste.

**Pour la figure centrale**, l'aiguille est centrée ce qui indique que l'avion est bien aligné sur l'axe de piste, et qu'aucune correction de manœuvre n'est à effectuer. Le pilote se trouve sur la bonne voie pour atterrir.

**Pour la figure de droite**, l'avion se trouve aux environs de 1 degré à gauche de l'axe de piste. Il faut alors que le pilote vire à droite.



## **2.7 Sources d'erreurs**

### ***2.7.1 Erreurs relatives à l'environnement et à l'installation sol***

Erreurs de réflexion parasite :

Les effets des obstacles peuvent être atténués en :

- Plaçant un écran absorbant entre les aériens et les obstacles
- Disposant d'aériens d'émission très directive
- Déplaçant définitivement l'obstacle.

Erreurs de stations (fixe) : dues au déséquilibre du taux de modulation et aux dérèglages des antennes qui requièrent un calibrage régulier.

### ***2.7.2 Erreurs relatives à l'aéronef***

- Erreur du récepteur de bord : erreur de centrage de l'instrument.
- Erreur de pilotage (variable suivant le mode automatique ou manuel)

## **2.8 Conclusion**

Le Localizer fait donc partie de l'une des composantes fondamentales de l'ILS, qui fournit au pilote une indication continue d'écart par rapport à l'axe de la piste. L'antenne Localizer rayonne deux porteuses (VHF) modulées en amplitude de part et d'autre de l'axe, par la BF 90 Hz (à droite) et la BF 150 Hz (à gauche), de telle sorte que le récepteur de bord de l'avion calcule la différence de modulation DDM du signal reçu qui varie en fonction de la position de l'avion, pour le convertir en angle d'écart. Il suffit au pilote de corriger cet écart pour rejoindre l'axe de la piste. Le Chapitre suivant se consacrera à l'étude d'un autre composant fondamental de l'ILS, qui est le Glide.

## CHAPITRE 3

### LE RADIOALIGNEMENT DE DESCENTE OU GLIDE PATH

#### 3.1 Introduction

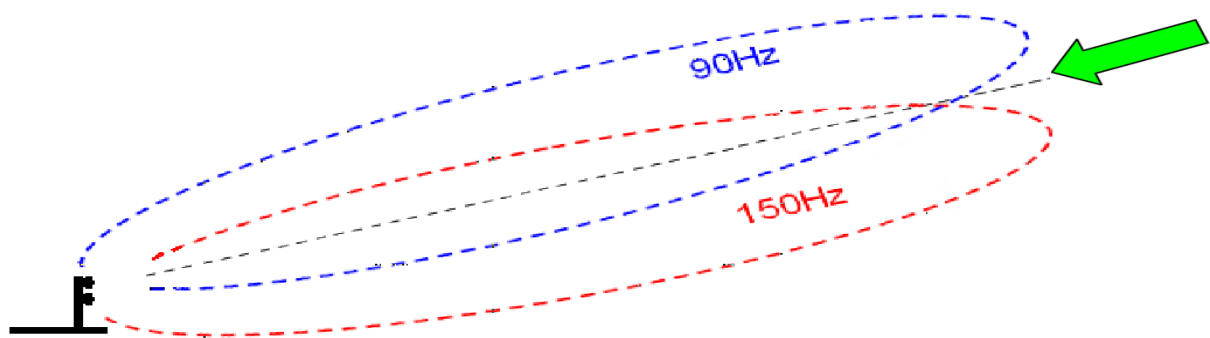
Le Glide Path fait partie intégrante du système ILS (au même titre que le Localizer). C'est une aide à la navigation courte distance. Il fournit au pilote une indication continue d'écart par rapport à un plan oblique matérialisant le plan de descente de l'avion.

L'information est présentée à bord sur un indicateur d'écart, le même indicateur que celui du Localizer par une barre horizontale directionnelle, centré lorsque l'avion est dans le plan de descente ; le sens de déviation de l'aiguille (haut ou bas) indique le sens de la manœuvre à effectuer (montée ou descente) pour rejoindre le plan de descente [1] [2] [9].

#### 3.2 Principe de fonctionnement du Glide Path

##### 3.2.1 Emission du signal

Le principe est identique à celui du Localizer. Un système d'aérien directif dans le plan vertical rayonne de façon différente des porteuses modulées à 90Hz et 150Hz. La mesure de la différence de taux de modulation permet de connaître l'écart par rapport au plan de descente, celui-ci étant matérialisé par l'égalité des modulations. Le principe de fonctionnement est quasiment identique à celui du Localizer : c'est un système Localizer tourné virtuellement sur le côté dont le diagramme de rayonnement est semblable (cf. figure 3.01). La pente de descente définie par le Glide Path est généralement comprise entre 2° et 4° [2] [9].



*Figure 3.01 : Schéma de principe du Glide Path*

Les variations des taux de modulation 90 Hz et 150 Hz sont symétriques par rapport au plan oblique de descente à suivre pour atterrir sans risque.

Chaque porteuse est modulée à 80 % ( $m_{gd} = 0.8$ ) par son signal sinusoïdal. Les amplitudes des deux porteuses sont identiques ainsi que leurs phases [2].

### 3.2.2 Interprétation du spectre et calcul du DDMgd (Différence de modulation du Glide)

Les spectres des signaux émis par chacun des antennes ont la forme suivante (cf. figure 3.02) :

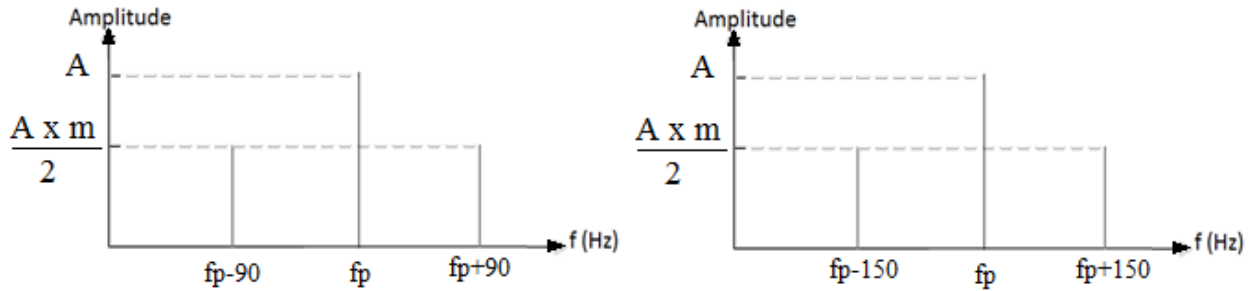


Figure 3.02 : Spectre respectif des signaux modulé 90 Hz et 150 Hz

On va considérer un avion pouvant se trouver à trois positions différentes par rapport à la pente de descente lors d'une approche et analyser le spectre du signal reçu par le récepteur.

**1er cas** (cf. figure 3.01) : L'avion suit la pente de descente. Le récepteur ILS reçoit autant d'énergie des deux signaux à cause de la symétrie. Les amplitudes des deux porteuses s'additionnent (elles sont en phase) mais pas les bandes latérales de 90 Hz et 150 Hz.

L'amplitude de la porteuse ayant doublé, son taux de modulation passe de  $m_{gd} = 0.8(80\%)$  à  $m'_{gd} = 0.4(40\%)$ .

En effet, comme l'amplitude des bandes latérales reste constante, on a la relation :

$$\frac{m_{gd} \times A}{2} = \frac{m'_{gd} \times 2A}{2}$$

D'où, selon les normes requises :

$$m'_{gd} = \frac{m_{gd}}{2} = 40\% \quad (3.01)$$

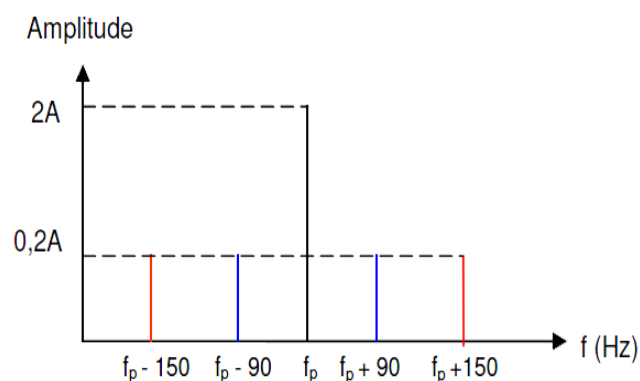


Figure 3.03 : Spectre du signal reçu par un avion suivant la pente de descente

Lorsque l'avion suit correctement la pente de descente, la  $\mathbf{DDM_{gd}}$  est nulle et aucune information de correction n'est fournie au pilote.

**2ème cas** (cf. figure 3.01) : L'avion se trouve actuellement au-dessus de la pente de descente idéale. Le récepteur reçoit plus d'énergie de la porteuse modulée en 90 Hz que de la porteuse modulée en 150 Hz. L'amplitude de la porteuse totale est légèrement inférieure à 2A mais cela n'a aucune importance car c'est la différence de modulation ( $\mathbf{DDM_{gd}}$ ) qui est mesurée. Dans le cas présent, la différence de modulation va permettre d'afficher sur le récepteur ILS une indication d'écart par rapport à la pente de descente.

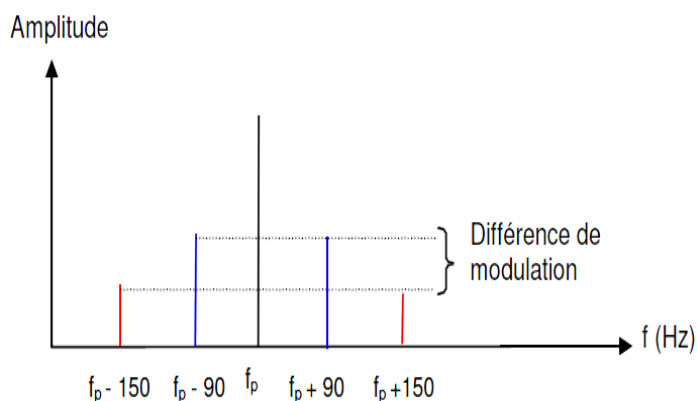


Figure 3.04 : Spectre du signal reçu par un avion situé au-dessus de la pente de descente

L'avion étant au-dessus de la pente de descente, le pilote devrait faire descendre un peu l'avion pour rejoindre cette pente.

**3ème cas** (cf. figure 3.01) : L'avion se trouve maintenant au-dessous de la pente de descente.

L'énergie de la porteuse modulée en 150 Hz est supérieure à l'énergie de la porteuse modulée en 90 Hz.

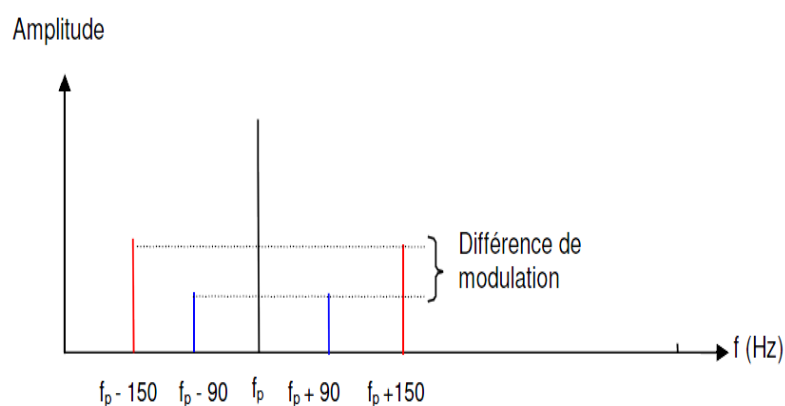


Figure 3.05 : Spectre du signal reçu par un avion situé au-dessous de la pente de descente

Le récepteur ILS affiche une indication d'écart vers le bas, l'aiguille se déplace vers le haut.

L'avion étant en dessous de la pente de descente, le pilote devrait faire monter un peu l'avion pour rejoindre cette pente.

### 3.3 Diagramme de rayonnement

#### 3.3.1 Diagramme nulle référence

Le principe de fonctionnement étant précédemment expliqué, en fait, l'obtention du diagramme de rayonnement du Glide dans la réalité se fait selon le principe dit « nulle référence ». Pour obtenir les propriétés directives dans le plan vertical, on utilise 2 antennes horizontales placées au-dessus du sol. Les 2 antennes sont disposées et alimentées différemment. Ces deux antennes  $A_1$  et  $A_2$  rayonnent des porteuses modulées à 90 Hz et 150 Hz. Comme pour le Localizer, la connaissance de la différence des taux de modulation permet d'indiquer l'écart par rapport au plan de descente.

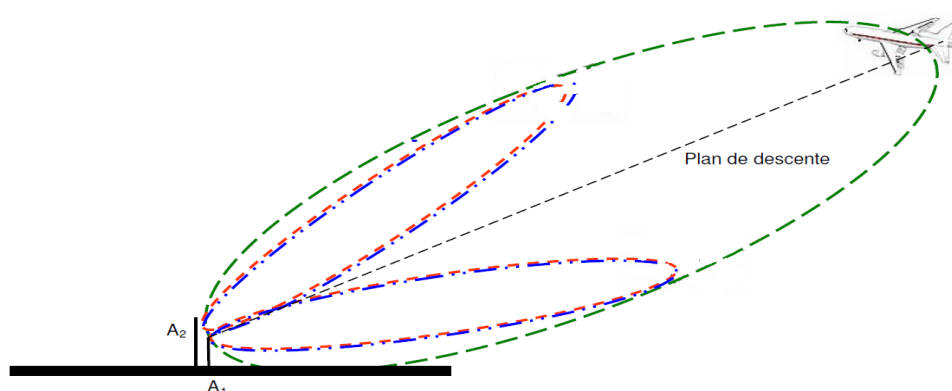


Figure 3.06 : Rayonnement des deux antennes Glide

L'antenne basse  $A_1$  se situe à  $6\lambda$  au-dessus du sol et rayonne la porteuse de fréquence  $f_p$  et les bandes latérales correspondant aux modulations 90 Hz et 150 Hz. Elle est modulée en amplitude (modulation avec porteuse) [2].

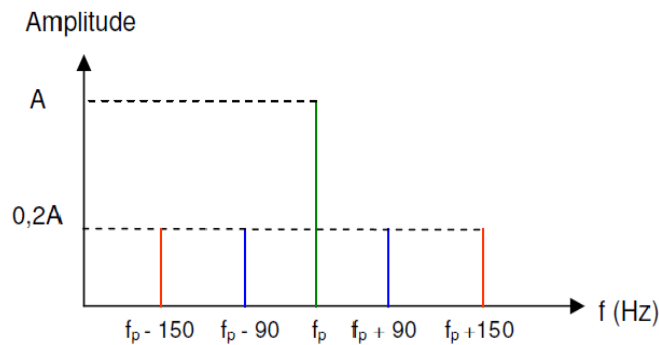


Figure 3.07 : Spectre du signal rayonné par l'antenne basse  $A_1$

L'antenne haute  $A_2$  est située à  $12\lambda$  du sol et rayonne uniquement les bandes latérales des deux modulations 90 Hz et 150 Hz. On utilise une modulation d'amplitude avec porteuse supprimée [2].

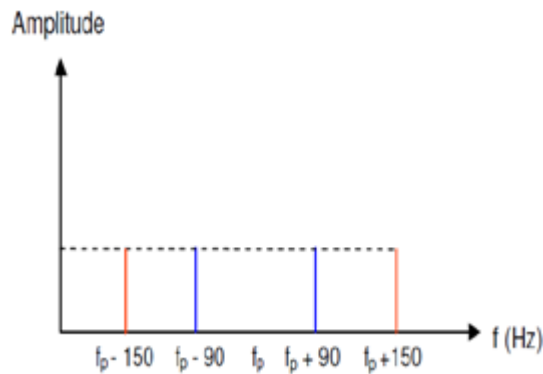


Figure 3.08 : Spectre de rayonnement de l'antenne haute  $A_2$

La modulation 90 Hz dans  $A_2$  est en opposition de phase avec la modulation 90 Hz dans  $A_1$ , la modulation 150 Hz dans  $A_2$  est en phase avec la modulation 150 Hz dans  $A_1$ . Aussi, on peut avoir une variation symétrique des taux de modulation du 90 Hz et du 150 Hz.

### 3.3.2 Caractéristiques du Glide nulle référence

Le diagramme de rayonnement obtenu dans le plan vertical est donc (cf. figure 3.09) :

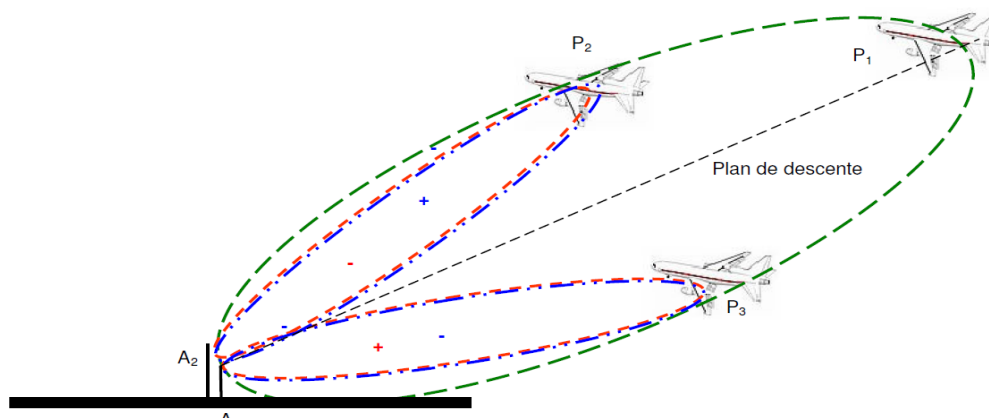


Figure 3.09 : Diagramme de rayonnement du Glide nulle référence

Les signes + et – indiquent que les latérales 150 Hz et 90 Hz sont en opposition de phase de part et d'autre de la pente. Rouge pour le 150 Hz et Bleu pour le 90 Hz

Les antennes travaillent en polarisation horizontale et doivent fournir un diagramme assurant la couverture volumétrique d'un GLIDE.

Ce type de Glide dit GLIDE NULLE REFERENCE est le plus utilisé pour :

- minimiser l'importance de la variation de pente due à une variation de hauteur des antennes au-dessus du sol ;
- permettre des déviations symétriques de part et d'autre du plan de descente.

**Emplacement des antennes Glide :** Les antennes utilisées sont situées à 150 m à gauche de la piste et à une distance comprise entre 240 m et 480 m de l'entrée de piste [1].

### 3.4 Caractéristiques de l'installation sol

#### 3.4.1 Secteur de descente – sensibilité d'écart angulaire de la norme OACI

**Le secteur d'alignement de descente** est défini comme la zone centrée sur la pente de descente idéale et dans laquelle, l'avion reçoit correctement le signal Glide. On peut ainsi y distinguer la variation de la  $DDM_{gd}$  traduit par le déplacement d'une aiguille indicatrice d'écart en degré, et hors de cette zone, l'aiguille reste en butée, indiquant une position de l'avion trop haut ou trop bas. Ce secteur est défini comme suit [1]:

L'indicateur d'écart provoque une mise en butée inférieure ou supérieure correspondant à un  $DDM_{gd} = \pm 0.175$  qui délimite les bords supérieurs et inférieurs du secteur d'alignement de descente.

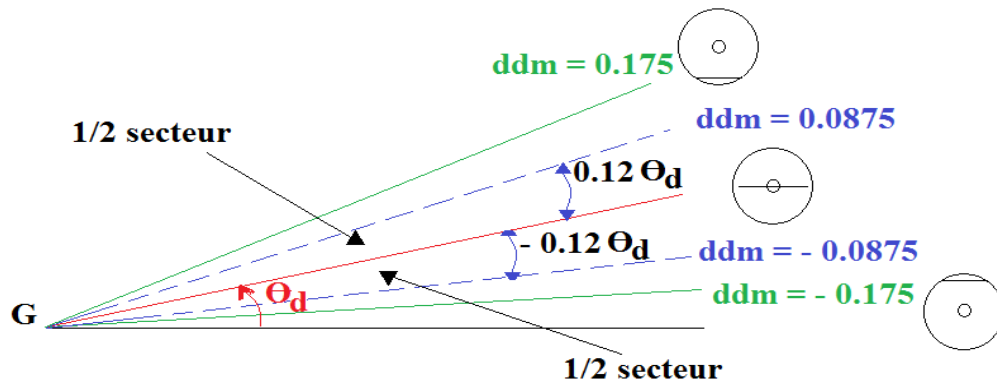


Figure 3.10 : Secteur de descente de la piste

- $\Theta_d$  : angle de descente idéale de la piste
- G : point de rencontre de la piste et de la trajectoire de descente

La variation linéaire du  $DDM_{gd}$  se trouve à l'intérieur du demi-secteur d'alignement de descente, lequel est délimité par le lieu des points où le  $DDM_{gd}$  est égale à  $\pm 0.0875$  correspondant à  $\pm 0.12\Theta_d$ .

On ne définit pas pour le Glide une sensibilité d'écart linéaire, mais seulement une sensibilité d'écart angulaire  $S_\theta = 0.0875$  pour  $\Delta\theta = 0.12\Theta_d$ .

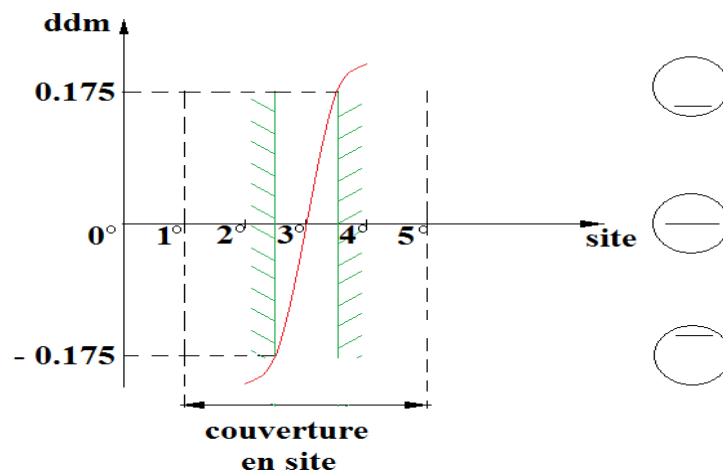


Figure 3.11 : Courbe de variation de la ddm en fonction de l'angle de site

- Entre 1 et 5 degré, le drapeau est rentré
- Sur l'axe, le  $DDM_{gd} = 0$ , taux de modulation égaux à 40%,  $SDM_{gd} = 0.8$  (80%)
- Autour de l'axe,  $DDM_{gd}$  est proportionnelle à l'écart en site.



- Secteur d'alignement de descente limité par  $\mathbf{DDM}_{gd} = \pm 0.175$  (17.5%) et de demi-largeur de  $0.24\Theta_d (2 \times 0.12\Theta_d)$
- La zone en dehors du secteur de guidage située entre 1 à 5 degrés de site environ, est appelé le secteur de couverture ou de clearance.
- Validation des signaux reçus par surveillance de la  $\mathbf{SDM}_{gd}$  ; la  $\mathbf{SDM}_{gd}$  ne descendra pas en dessous de sa valeur nominale 0.8 (80%) dans les limites de la couverture UHF.

### 3.4.2 Fréquence et taux de modulation

Elles sont situées dans la bande **UHF** de **329 à 335 MHz** (40 canaux) espacées de **150 KHz** et appariées avec les fréquences LOCALIZER.

Le pourcentage de modulation des bandes latérales du signal GLIDE vaut deux fois celui du LOCALIZER (40%) car il n'y a pas de message d'identification. On peut noter que contrairement au LOCALIZER qui peut être utilisé seul pour une approche de non précision, le GLIDE doit toujours être utilisé conjointement avec le LOCALIZER.

### 3.4.3 Couverture volumétrique et puissance

#### 3.4.3.1 Couverture en azimuth

Le Glide émet des faisceaux radioélectriques dans le prolongement de l'axe de la piste et assure une couverture en azimuth de  $8^\circ$  de part et d'autre de l'axe de la piste [2]

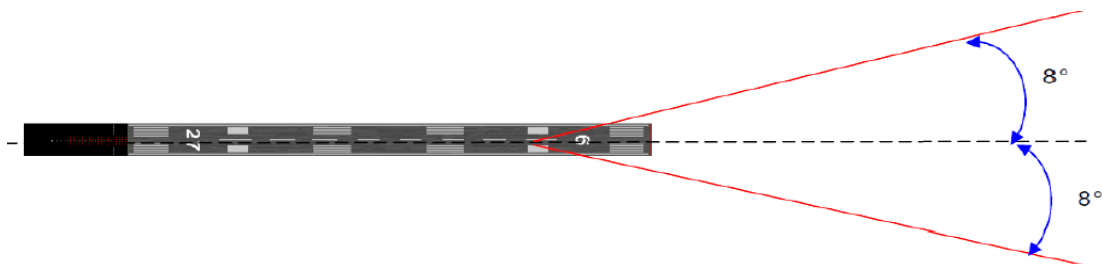


Figure 3.12 : Couverture en azimuth du Glide

#### 3.4.3.2 Couverture en site

Le Glide assure une couverture en site comprise entre  $0,45\Theta$  et  $1,75\Theta$  où  $\Theta$  représente l'angle  $\Theta_d$  de site de l'alignement de descente variant entre  $2^\circ$  et  $4^\circ$  (cf. figure 3.13). Certaines parties des faisceaux radioélectriques émis par les antennes sont réfléchies par le sol et ces dernières participent à l'élaboration du plan de référence [2].

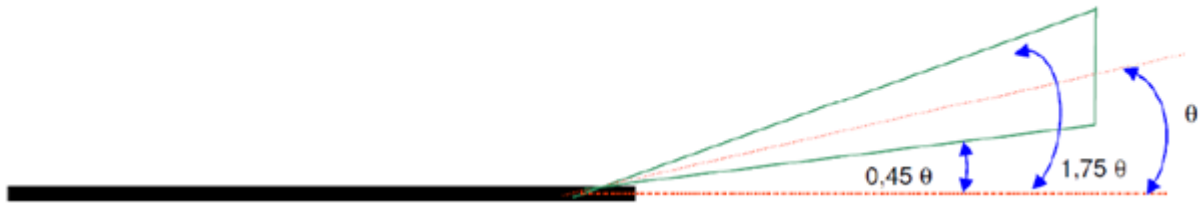


Figure 3.13 : Couverture en site du Glide

$\Theta$  : angle en site de la pente de descente réglable entre 2 à 4 degré.

### 3.4.3.3 Portée et Puissance

L'installation au sol doit assurer les couvertures volumétriques citées ci-dessus avec une portée de 10 NM, pour une puissance de 30 Watts [2].

### 3.5 Equipements de bord

### 3.5.1 Constitution

L'équipement de bord est constitué par :

- Une antenne horizontale pour la réception du signal Glide
- Un récepteur UHF,
- Une barre de tendance horizontale ou CDI, pour indiquer l'écart de l'avion par rapport à la pente de descente.

### 3.5.2 Synoptique du récepteur Glide

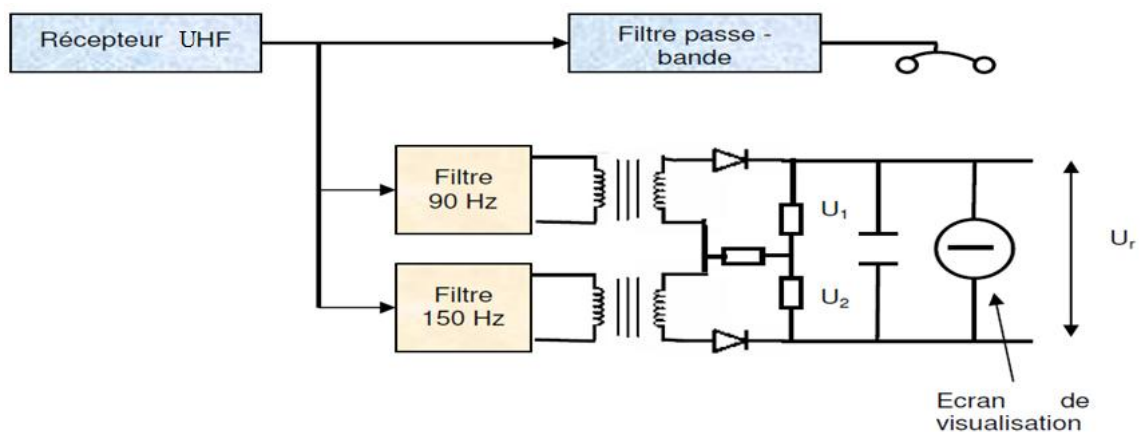


Figure 3.14 : Schéma synoptique du récepteur Glide

Les signaux reçus à bord sont de la UHF modulé en amplitude par les BF 90 Hz et 150 Hz. Le principe de fonctionnement est le même que pour le Localizer.

Le récepteur de bord reçoit un signal UHF modulé par 90 Hz et 150 Hz. Ces 2 fréquences BF mélangées en sortie de détection forment le signal Glide composite. Les filtres permettent de séparer les différentes informations [1].

Le 90 Hz et le 150 Hz sont redressés et déterminent respectivement une tension  $U_1$  et une tension  $U_2$ . Ces 2 tensions sont en opposition et proportionnelles aux amplitudes de modulation 90 Hz et 150 Hz ; aussi pour :

- 90 Hz supérieur à 150 Hz implique  $U_1$  supérieure à  $U_2$ ,  $U_r$  a la polarité de  $U_1$ , l'aiguille dévie vers le bas (l'avion est trop haut).
- 90 Hz inférieur à 150 Hz implique  $U_1$  inférieure à  $U_2$ ,  $U_r$  a la polarité de  $U_2$ , l'aiguille dévie vers le haut (l'avion est trop bas).
- 90 Hz égale à 150 Hz implique  $U_1$  égale à  $U_2$ ,  $U_r$  égale à 0, l'aiguille reste centrée (l'avion est sur la pente de descente).

Dans tous les cas, l'aiguille indique le sens de la manœuvre à effectuer pour rejoindre la pente de descente.

La tension  $U_3 = U_2 + U_1$  prend le nom de Somme des taux de modulation SDM. Cette tension  $U_3$  commande le drapeau d'alarme, lorsque le niveau de réception est insuffisant pour assurer un fonctionnement correct. En effet, l'intégrité du signal est évaluée par l'addition des amplitudes des bandes latérales du spectre (somme des modulations SDM). En effet, le taux de modulation résultant est constant et sensiblement égal à 0.8. Si ce taux devient inférieur à 0.8, un drapeau d'alarme (Alarm flag) apparaît.

### ***3.5.3 Dispositif d'affichage***

L'information d'écart fournie par le Glide est située sur le même dispositif que celui où se trouve celle du Localizer (cf. figure 3.15). La fréquence du Glide n'a pas besoin d'être entrée par le pilote, ni affichée par le boîtier de commande.



Figure 3.15 : Dispositif d'affichage du Glide

- Le rond central « 1 » représente l'avion.
- L'aiguille horizontale « 2 » du Glide qui peut dévier vers le haut ou vers le bas pour indiquer l'écart par rapport à la pente d'atterrissage.
- Echelle d'écart « 3 » correspondant à 2 points, l'écart entre le dernier point et le rond central est toujours de  $0.7^\circ$ .
- Voyant d'alarme Glide « 4 » indiquant que le Glide est inutilisable.

### 3.6 Utilisation du Glide

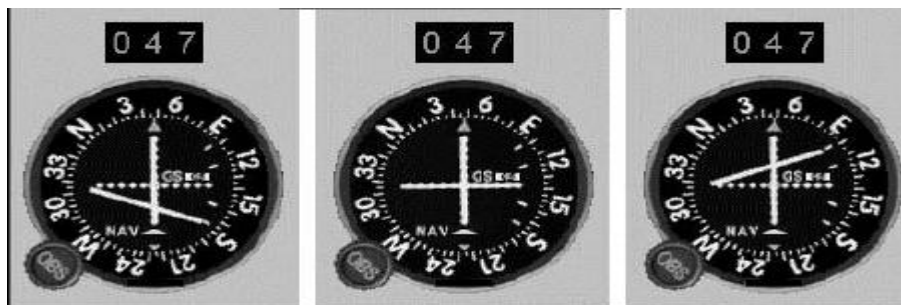


Figure 3.16 : Exemple d'affichage du Glide

**La première figure** indique que l'avion, étant aligné sur l'axe de piste, est situé un peu haut par rapport à la pente idéale de descente, et devra corriger l'écart en descendant plus bas.

**La figure centrale** indique que l'avion est bien aligné sur l'axe de piste, et suit correctement la pente de descente idéale, le pilote devra ainsi garder cette trajectoire.

La **figure de droite** indique que l'avion, étant aligné sur l'axe de piste, est situé un peu bas par rapport à la pente idéale de descente, et devra corriger l'écart en montant un peu plus haut.

### 3.7 Sources d'erreurs

Erreur de station : Plutôt fixe et donnant un certain décalage de l'axe moyen, due par exemple aux déséquilibres des taux de modulation, ou au dérèglement des antennes, etc.

Erreurs de réflexions parasites : Variables selon le déphasage des porteuses directes et réfléchies, se traduisant par des distorsions pseudopériodiques sur la trajectoire d'alignement de descente :

- **Coude de radioalignement**, c'est une déviation sans période définie par la trajectoire ;
- **Dentelure** : distorsion rythmique du radioalignement ;
- **Irrégularités** traduites par des déviations rapides et irrégulières du radioalignement.

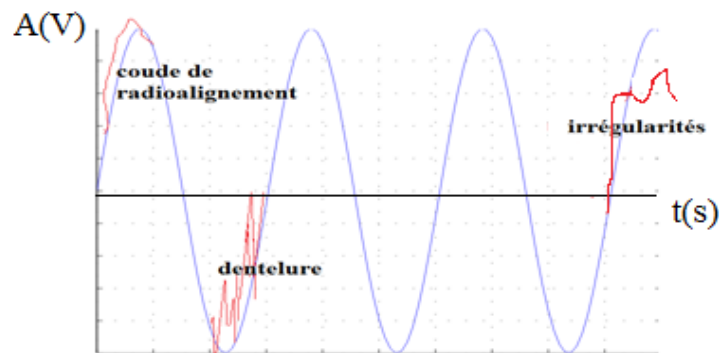


Figure 3.17 : Illustration des distorsions possibles du signal

Erreur de parallaxe : due au fait que les antennes Glide ne sont pas situées dans l'axe de la piste.

### 3.8 Particularités du Glide

#### 3.8.1 Apparition de faux axes du Glide

Des lobes secondaires peuvent apparaître pour le Glide Slope comme pour le Localizer et former des faux axes de descente.

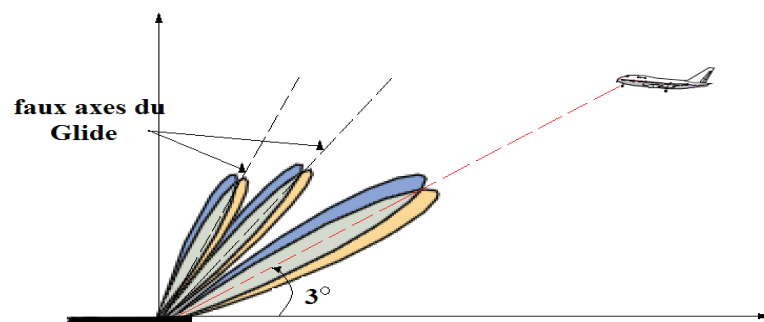


Figure 3.18 : Schéma des faux axes du Glide

Cependant, ces faux axes ne sont pas dangereux pour le pilote car :

- Ces faux axes sont toujours largement au-dessus de l'axe normal de descente.
- Le signal du Glide est intercepté par le bas
- Ces signaux (faux axes) sont faibles et devraient faire apparaître un drapeau d'alarme.
- La réception du signal Glide est toujours vérifiée dès le passage de la radiobalise Outer Marker

### 3.8.2 Limite d'utilisation du Glide

En réalité, le plan de descente Glide est une portion de surface conique dont l'intersection avec le plan vertical de la piste est une branche d'hyperbole dont le point bas se situe à 7.5 m au-dessus de la piste et 300 m en aval du seuil de la piste.

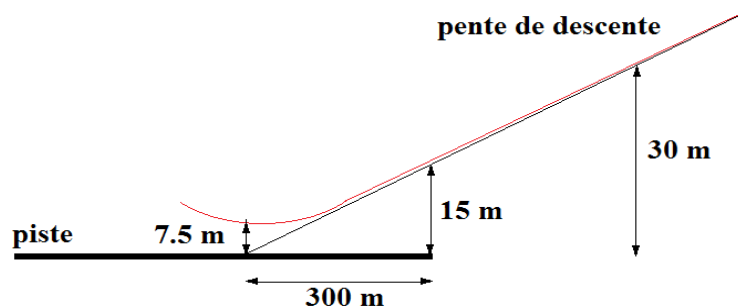


Figure 3.19 : plan de descente du Glide

Les signaux du Glide sont inutilisables à partir de 15 m de hauteur au-dessus du seuil de piste et certainement au-dessus de 30 m en amont de la piste.

## 3.9 Conclusion

Le Glide est le deuxième composant fondamental de l'ILS, qui fournit au pilote une indication continue d'écart par rapport à un plan de descente idéale. Ayant plus ou moins le même principe que le Localizer, la gamme de fréquence du Glide se situe dans le UHF. Utilisé conjointement au Localizer, il permet au pilote de se repérer par rapport à un plan de descente idéale pour la sécurité et le confort des passagers à bord. Il est à rappeler que la fréquence du Glide est directement appariée à celle du Localizer. Le chapitre suivant traitera plus en détails les radiobornes, ainsi que les performances globales de l'ILS.

## CHAPITRE 4

### LES RADIOBORNES ET PERFORMANCES GLOBALES DE L'ILS

#### 4.1 Introduction

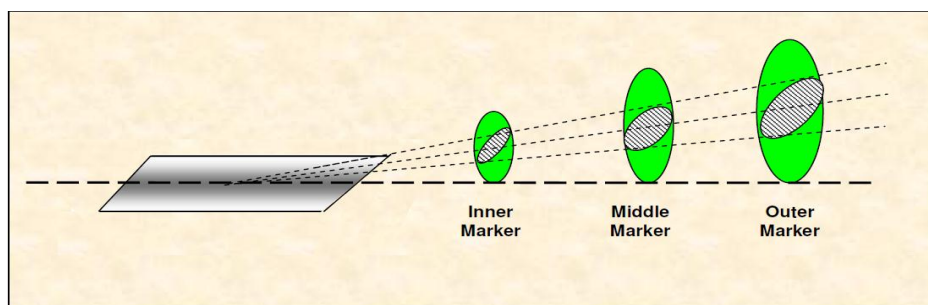
Dans ce chapitre, nous allons voir premièrement les radiobornes, qui sont des aides-radio à la navigation à courte et moyenne distance. Ils sont placés sur des routes aériennes, ou sur des trajectoires d'atterrissage, ce qui permet une indication exacte mais temporaire de la position de l'avion lors du survol d'une de ces radiobalises. Ils font aussi partie des composants de l'ILS, et sont utilisés avec le Localizer et le Glide pour essayer un atterrissage parfait. Et enfin, nous termineront sur les performances globales de l'ILS pour chaque catégorie d'approche.

#### 4.2 Caractéristiques générales

**Les radiobornes ou markers, appelé aussi « radiobalises à rayonnement vertical »** donnent à bord des repères de distance par rapport au seuil de la piste ; ils servent à identifier des emplacements particuliers le long de l'axe ILS par le biais de signaux auditifs et visuels, lors d'une approche aux instruments. La trajectoire d'atterrissage est radioélectriquement balisée par 3 markers respectivement nommé [1] [2] [9] :

- balise intérieure (Inner Marker IM)
- Balise milieu ou médiane (Middle Marker MM)
- Balise extérieure (Outer Marker OM)

Chacune de ces balises fournissent des renseignements de distance par l'intermédiaire d'indications visuelles (allumage de différentes lampes) et auditives (tonalité morse à la verticale de la balise) différentes.



*Figure 4.01 : Balisage de la trajectoire de descente*

### 4.3 Principe de fonctionnement

#### 4.3.1 Fréquence d'utilisation

Les trois radiobalises émettent des signaux directifs verticaux sur une fréquence porteuse unique de 75 MHz modulé par une fréquence BF caractéristique au type de marker utilisé [1] [2] [4] [9].

#### 4.3.2 Fonctionnement et caractéristiques des différents markers

Chaque station sol émet un signal modulé en amplitude sur une fréquence de 75 MHz avec une puissance variant de 3 à 5 W. Les faisceaux d'émission sont à rayonnement vertical et ils forment des cônes verticaux étroits de telle sorte à ce que leurs pointes soient situées vers le bas. La puissance de sortie diminue pour le Middle Marker et l'Inner Marker car l'altitude de l'avion est plus basse quand il les survole.

Le survol de l'un de ces balises déclenche des signaux d'alertes :

- visuelles (clignotement des lampes de différents couleurs)
- auditives tonalité en code morse

Chaque MARKER a sa propre particularité en ce qui concerne le taux de modulation, la couleur des lampes témoins, la longueur de la durée d'interception ainsi que le code morse auditif d'identification. On peut ainsi dresser le tableau détaillant les caractéristiques de chaque balise [2].

	<b>OUTER MARKER</b>	<b>MIDDLE MARKER</b>	<b>INNER MARKER</b>
<b>Modulation</b>	400 Hz	1300 Hz	3000 Hz
<b>Durée d'interception de la balise pour V=275Km/h</b>	8 secondes	4 secondes	2 secondes
<b>Code morse d'identification</b>	- -	- . - .	. . . . .
<b>Couleur de la lampe témoin</b>	Bleue	Ambre	Blanche

*Tableau 4.01 : Caractéristiques des différents Markers*

Ainsi, en fonction de l'endroit où se trouve l'aéronef durant l'approche, il percevra les informations énumérées ci-dessus. On note cependant que les distances séparant les balises au seuil de piste ne sont pas disponibles sur le récepteur. Ceci est dû au fait que ces distances varient en fonction des installations et aucune standardisation n'est disponible. On peut cependant utiliser les cartes d'approches ILS en procédure IFR (Instrument Flight Rules ou vol aux instruments) afin de bénéficier de ces renseignements complémentaires.



## 4.4 Equipements au sol pour une balise

### 4.4.1 Constitution

- Un aérien utilisé en polarisation horizontale pour obtenir un diagramme de rayonnement directif vertical ;
- un émetteur VHF ,modulation A2A (modulation d'amplitude en tonalité code morse).

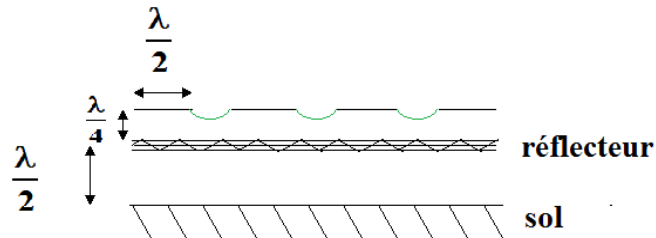


Figure 4.02 : Aérien utilisé pour une balise

Les 4 brins horizontaux de longueur  $\lambda/2$  correspondent à un alignement de 4 antennes dipolaires placées au-dessus d'un réflecteur.

### 4.4.2 Disposition spatiale des Markers

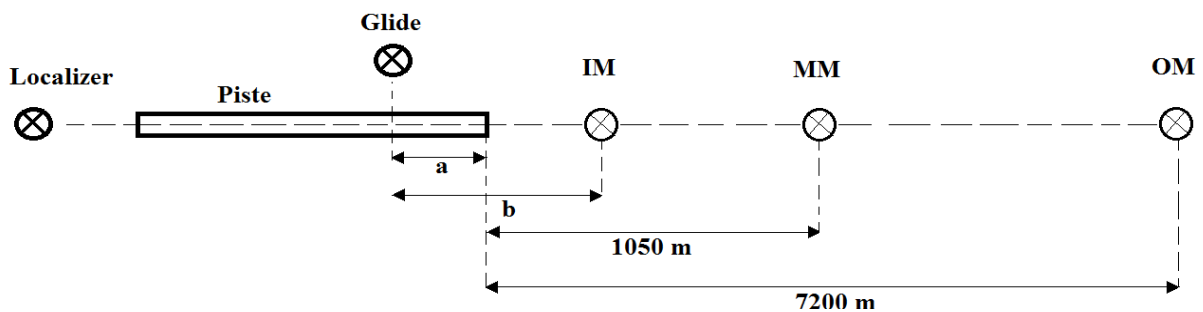


Figure 4.03 : Emplacements des différents markers

On a :

$$a = \frac{15}{\tan(\theta_d)} \quad (4.01)$$

$$b = \frac{30}{\tan(\theta_d)} \quad (4.02)$$

- a : distance entre l'antenne du Glide et le seuil de la piste
- b : distance entre l'antenne Glide et l'Inner Marker (IM)
- $\theta_d$  : angle de descente

La balise intérieure IM est implantée à une distance du seuil tel que la verticale en ce point rencontre la trajectoire de descente à une hauteur de 30 m (hauteur de décision pour la catégorie II).

**Puissance de chaque balise : 3 à 5 watt**

## 4.5 Equipements de bord

### 4.5.1 Constitution

L'équipement est composé de [1] [2] :

- Une antenne filaire horizontale  $\lambda/2$  dont l'axe est parallèle à l'axe longitudinal de l'aéronef.
- Un récepteur VHF
- Un circuit de sortie BF (vers le haut-parleur de bord, et vers les filtres commandant les voyants colorés)

### 4.5.2 Synoptique du récepteur de bord

Les 3 radiobornes au sol émettent chacun en A2A un faisceau vertical dirigé vers le haut d'un signal de 75 MHz qui est modulé par une fréquence de 3000 Hz, 1300 Hz et 400 Hz.

Un récepteur VHF à changement de fréquence (superhétérodyne) de grande sélectivité reçoit le signal.

Le récepteur de bord est composé d'un boîtier comportant trois filtres passe bande et il a pour but de générer les signaux auditifs et visuels lors du passage à la verticale de la balise. On peut ainsi le représenter par le schéma fonctionnel suivant (cf. figure 4.04).

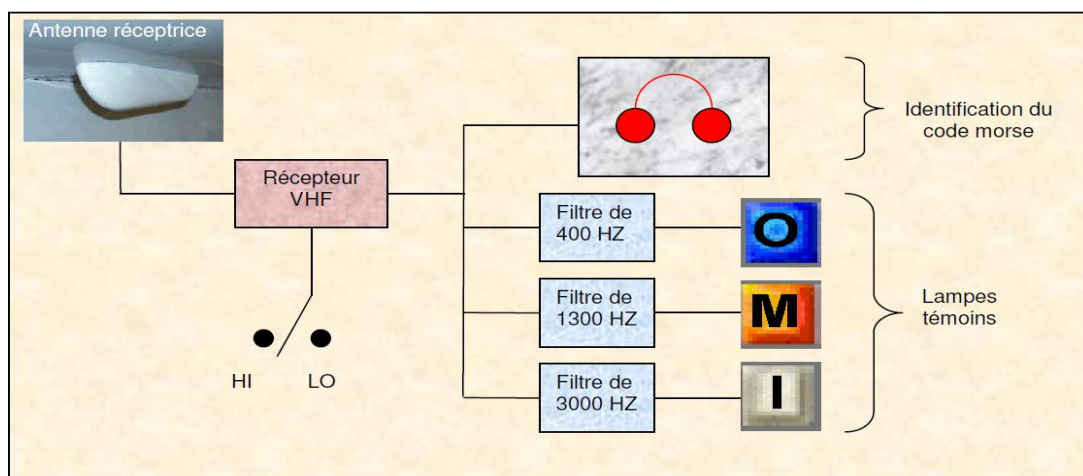


Figure 4.04 : Synoptique du récepteur de bord des Markers

Le signal reçu par l'antenne est démodulé puis transmis vers des filtres passe bande à 400 Hz, 1300 Hz et 3000 Hz. Ces fréquences ont été choisies de telle sorte qu'aucune harmonique ne corresponde avec la fréquence de modulation supérieure. Notamment, la troisième harmonique de 400 Hz est 1200 Hz et le filtre à 1300 Hz est suffisamment étroit pour rejeter cette harmonique. On peut noter qu'il existe un interrupteur permettant de sélectionner deux niveaux de précision lors de l'interception d'un marker. La position LO (Low) fournit la meilleure précision en ce qui concerne le temps d'allumage des lampes (l'instant d'allumage est très précis lorsque l'avion rentre dans le cône d'émission, cette position LO est requise pour le passage des markers en final.) tandis que la position HI (High) est plus facilement utilisée comme un indicateur de tendance (la lampe commence à s'allumer quelques nautiques avant le passage à la verticale). 3 lampes indicatrices (400 Hz bleu OM, 1300 Hz Ambre MM, 3000 Hz Blanc IM) sont alimentées à la sortie des 3 filtres à 400 Hz, 1300 Hz et 3000 Hz.

#### 4.5.3 Dispositif d'affichage.

L'installation de bord est constituée d'un boîtier unique. Au passage à la verticale de la balise, la lampe du marker concerné clignote et un indicateur sonore retentit.

Les radiobornes fonctionnent toutes sur la même fréquence unique VHF de 75 MHz.

On peut enfin représenter un récepteur tel qu'il se présenterait dans l'avion (cf. figure 4.05). Les lampes des Markers se trouvent tout à gauche, et ensuite se trouve le sélecteur de sensibilité High-Low. La partie restante est réservée pour d'autres fonctions [14].



Figure 4.05 : Dispositif d'affichage des Markers

## 4.6 Utilisation des informations ILS

### 4.6.1 Calcul du taux de descente de l'avion

Le taux de descente de l'avion peut être calculé en connaissant la vitesse sol de l'avion et l'angle de descente du Glide. Ainsi, le pilote pourra ajuster son taux de descente pour le confort des passagers [11].

$$\tau_d = \frac{\theta_d \times V_s \times 100}{60} \quad (4.03)$$

- $\tau_d$  : taux de descente de l'avion en pieds par minutes (ft/min).
- $\theta_d$  : angle de descente du Glide en degré
- $V_s$  : vitesse par rapport au sol de l'avion en nœud (Knots)

*Application numérique :*

Pour un angle de descente de  $2.7^\circ$  et une vitesse sol de l'avion de 120 Kts (222.4 Km/h), le taux de descente à respecter est :

$$\tau_d = \frac{2.7 \times 120 \times 100}{60} = 540 \text{ft / min} (164.6 \text{m / min})$$

*Remarque :* 1 Kts = 1 NM/h = 1.852 Km/h et 1 ft = 0.3048 m

#### 4.6.2 Calcul de la distance d'écart par rapport à l'axe de la piste

Le pilote peut estimer l'écart latéral (distance) de l'avion par rapport à l'axe de la piste au passage d'une balise avec l'indication du Localizer.

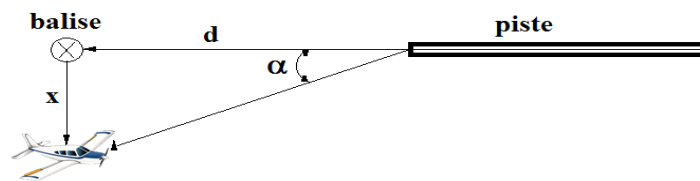


Figure 4.06 : Ecart latéral de l'avion

- $x$  : distance latérale de l'avion par rapport à l'axe de la piste
- $d$  : distance entre la balise et le seuil de la piste
- $\alpha$  : écart angulaire de l'avion par rapport à l'axe

$$x = \tan(\alpha) \times d \quad (4.04)$$

*Application numérique :*

Un avion passe la balise Outer Marker OM qui est à 4 NM (7408 m) du seuil de la piste. Le CDI indique 3 points d'écart « virer à gauche » sur un affichage de 4 points. A quelle distance de l'axe de la piste se trouve l'avion ?

L'échelle d'indication du Localizer est toujours de  $2.5^\circ$  d'écart maximal, ce qui implique qu'une déviation de l'aiguille de 3 points sur 4 points correspond à un écart angulaire de :

$$\alpha = \frac{2.5}{4} \times 3 = 1.875^\circ$$

Or,  $d = 4$  NM d'où :

$$x = \tan(1.875) \times 4 = 0.13 \text{ NM} = 242.5 \text{ m}$$

#### 4.6.3 Anticipation de l'affichage de l'indication du Glide

En gardant une altitude prédéterminée, le pilote peut anticiper l'affichage du Glide quand il passera à la verticale d'une balise.

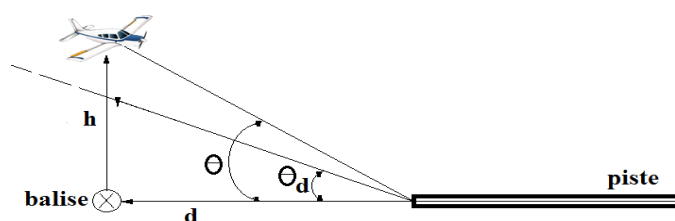


Figure 4.07 : Survol vertical d'une balise à une altitude h

- $h$  : altitude de passage
- $d$  : distance entre la balise et le seuil de la piste
- $\Theta_d$  : angle de descente du Glide
- $\Theta$  : angle en site de l'avion vu au seuil de la piste

#### Application numérique :

La pente de descente de l'ILS Glide d'une piste est de  $3^\circ$  et la balise OM se trouve à 4 NM de la piste. Si un avion passe à la verticale de la balise OM avec une altitude de 1500 ft, quelle devrait être l'indication d'écart lu sur l'affichage du Glide à 5 points ?

L'échelle d'indication du Glide est de  $0.7^\circ$  d'écart maximal lisible, ce qui implique qu'une déviation de l'aiguille de 1 point correspond à  $0.14^\circ$  ( $0.7^\circ$  divisé par 5).

$$\theta = \arctan\left(\frac{h}{d}\right) = \arctan\left(\frac{1500}{4 \times 1852 / 0.3048}\right) = 3.532^\circ$$

D'où un écart de  $0.532^\circ$  qui affiche sur le CDI une déviation de l'aiguille de 3.8 points ( $0.532^\circ$  divisé par  $0.14^\circ$ ) « voler plus bas ».

## 4.7 Catégories d'approches ILS

On rencontre différentes sortes d'approches qui sont fonction des conditions météorologiques. Un atterrissage peut ainsi s'effectuer à vue, avec une aide visuelle extérieure (repères lumineuses) ou encore aux instruments (ILS). Bien qu'une approche I.L.S puisse être entreprise par beau temps, on l'utilise majoritairement lorsque les conditions météorologiques sont dégradées [2].

Les approches de précision sont classées en trois catégories, qui dépendent de deux paramètres [2] [9] :

- La hauteur de décision (DH) : une hauteur arrivé à laquelle, le pilote prend une décision d'atterrir s'il peut voir la piste d'atterrissage et qu'il juge que l'atterrissage est faisable en toute sécurité, ou d'interrompre l'atterrissage et remettre les Gaz dans le cas contraire.
- La portée visuelle de piste (RVR).

On distingue alors 3 catégories d'ILS classés selon la précision de l'installation : la catégorie I (CAT I), la catégorie II (CAT II) et la catégorie III (CAT III). CAT III a la plus haute précision, CAT I la plus basse.

Lors d'une approche ILS (de précision), tous les éléments constitutifs du système ILS sont utilisés (Localizer, Glide, radiobornes). Si un seul de ces éléments n'est pas en état de marche, l'approche effectuée devient une approche de non-précision si les conditions météorologiques le permettent.

On obtient donc le tableau suivant :

Categories	CAT I	CAT II	CAT IIIa	CAT IIIb	CAT IIIc
Hauteur de décision (DH)	$\geq 200$ ft	100 �� 199 ft	moins de 100 ft	moins de 50 ft	Non défini
Portée visuelle de piste (RVR)	$\geq 550$ m	400 �� 549 m	200 �� 399 m	moins de 200 m	Non défini

Tableau 4.02 : Caractéristiques des différentes catégories d'approche

- Le nombre d'instruments de bord nécessaires à une approche de précision varie selon la catégorie d'approche :
- Pour une approche de catégorie I, l'avion doit être équipé d'un récepteur Localizer et d'un récepteur Glide.
- Pour une approche de catégorie II, l'avion doit être équipé d'un second récepteur Localizer et d'un second récepteur Glide, ainsi qu'un radioaltimètre. De plus, un équipage de deux pilotes qualifiés est requis.

- Pour une approche de catégorie III, on doit trouver à bord de l'avion, en plus des instruments nécessaires pour effectuer une approche de catégorie II, un pilote automatique.

Afin de donner une idée des conditions de visibilité auxquelles sont soumises les pilotes, voici quelques photos illustrant l'environnement extérieur selon la catégorie d'approche.



*Figure 4.08 : Visibilité selon la catégorie d'approche*

## 4.8 Informations globales et précisions du système ILS

### 4.8.1 Erreurs globales du système ILS

Le système ILS offrant un guidage tridimensionnel peut être affecté des erreurs relatives aux systèmes Localizer et au Glide, individuellement ou à des défauts communs [2] [9].

**Le Multi-trajet :** Parmi les nombreuses erreurs auxquelles le système ILS est soumis, on peut noter que les multi-trajets des faisceaux radioélectriques (multipath) fournissent les erreurs les plus importantes. Lorsqu'un signal est émis d'une antenne (signal direct), il peut se réfléchir sur un obstacle (bâtiments, montagnes, etc.) (signal réfléchi) et se diriger vers le récepteur en interférant avec le signal direct. Ceci a pour conséquence de courber le faisceau radioélectrique et de modifier la trajectoire d'approche.

**Disposition à prendre :** Afin de prévenir la formation de réflexions parasites, le système Localizer doit émettre des faisceaux étroits. Le système ILS doit être recalibré régulièrement afin de prendre en compte les réflexions pouvant provenir d'installations en construction.

**Erreur du Glide :** Les faisceaux issus des antennes Glide se réfléchissent en partie sur la piste et participent à l'élaboration du plan de descente. Cependant, lorsque le sol se trouve être recouvert d'eau ou de neige, l'indice de réflexion varie et implique une variation d'incidence du plan de descente. Le système NULL REFERENCE n'est plus utilisable et un système Glide à trois antennes doit être utilisé afin de contrer le phénomène.

**Condition d'utilisation du Localizer :** Sur certains aéroports où le trafic est dense, il peut y avoir plusieurs pistes ayant chacune son propre système ILS. Cependant l'utilisation simultanée des différents systèmes n'est pas autorisée lorsqu'il y a des risques d'interférences (pistes parallèles).

**Interférence :** Enfin, des interférences peuvent se produire entre les signaux ILS et ceux émis par les stations FM. Il faudra veiller à choisir une fréquence ILS n'étant pas sensible à l'environnement électromagnétique.

#### 4.8.2 Norme OACI sur la précision du système ILS

L'OACI a dressé un tableau définissant les écarts maximaux tolérés sur les trajectoires, les variations de modulation du signal et les durées d'absence d'émission en fonction des différentes catégories d'approche [2] [9] [10].

		INSTALLATION SOL		
		Ecart maximum toléré sur la trajectoire	Ecart maximum toléré sur les modulations	Durée maximale d'absence d'émission
LOCALIZER	CAT I	0,031 DDM à OM 0,015 DDM à MM 0,015 DDM après	$\pm 2,5\%$	10 s
	CAT II	0,031 DDM à OM 0,005 DDM à MM 0,005 DDM ensuite	$\pm 1,5\%$	5 s
	CAT III	0,031 DDM à OM 0,005 DDM à MM 0,005 DDM jusqu'au seuil 0,005 à 0,001 DDM après	$\pm 1,0\%$	2 s
GLIDE	CAT I	0,075 $\theta$	$\pm 2,5\%$	6 s
	CAT II	0,075 $\theta$	$\pm 1,5\%$	2 s
	CAT III	0,04 $\theta$	$\pm 1,0\%$	2 s

Tableau 4.03 : Précision du système ILS de l'OACI

#### 4.9 Conclusion

Utilisé conjointement aux autres composants de l'ILS, les radiobornes ou Markers offrent beaucoup de possibilités d'utilisation grâce aux informations discontinues de distances. Les 3 radiobornes, fonctionnant toutes sur la fréquence de 75 MHz servent de repères sur la trajectoire d'atterrissage idéale. Les caractéristiques globales imposées par l'OACI du système ILS varie en fonction du catégorie d'approche ILS. Le chapitre suivant se consacrera à la simulation proprement dite.



## CHAPITRE 5

### SIMULATION SOUS MATLAB

#### 5.1 Introduction

La simulation en question consiste à générer un signal ILS qui sera analyser pour ensuite le transformer en informations d'écarts lisibles par le pilote. On pourra ainsi voir en même temps la forme du signal émis, le traitement de ce signal, la position de l'avion par rapport à la trajectoire idéale d'atterrissage et l'information lue par le pilote tel qu'elle peut se présenter dans l'avion. Le système ILS utilisé sera le système équisignal (modulation 90 Hz et modulation 150 Hz rayonnée identiquement de part et d'autre de l'axe de référence) tant pour le Localizer que pour le Glide.

#### 5.2 Présentation du logiciel de simulation « MATLAB »

MATLAB, acronyme de « MATrix LABoratory » est un logiciel développé par Mathworks conçu pour les calculs scientifiques possédant toutes les fonctionnalités des approches récentes de programmation. En plus d'être un outil très puissant de calcul et riches en possibilités, la logique des syntaxes et des codes employés facilitent considérablement sa manipulation, c'est pourquoi dans cette simulation on a utilisé MATLAB version 7.8.0 (R2009a).

#### 5.3 Présentation de la simulation

Une fois le logiciel MATLAB lancé, il suffit d'ouvrir le fichier « fenetre\_mems\_1.m », puis de lancer le programme, ce qui devra faire apparaître la fenêtre d'accueil (cf. figure 5.01).



Figure 5.01 : Fenêtre d'accueil du programme

Arrivé à la fenêtre d'accueil, pour continuer la simulation, il suffit de cliquer sur le bouton « Suivant » ou « Quitter » pour interrompre la simulation.

Ensuite on devrait voir apparaître la fenêtre de paramétrage (cf. figure 5.02).

## 5.4 Paramétrage

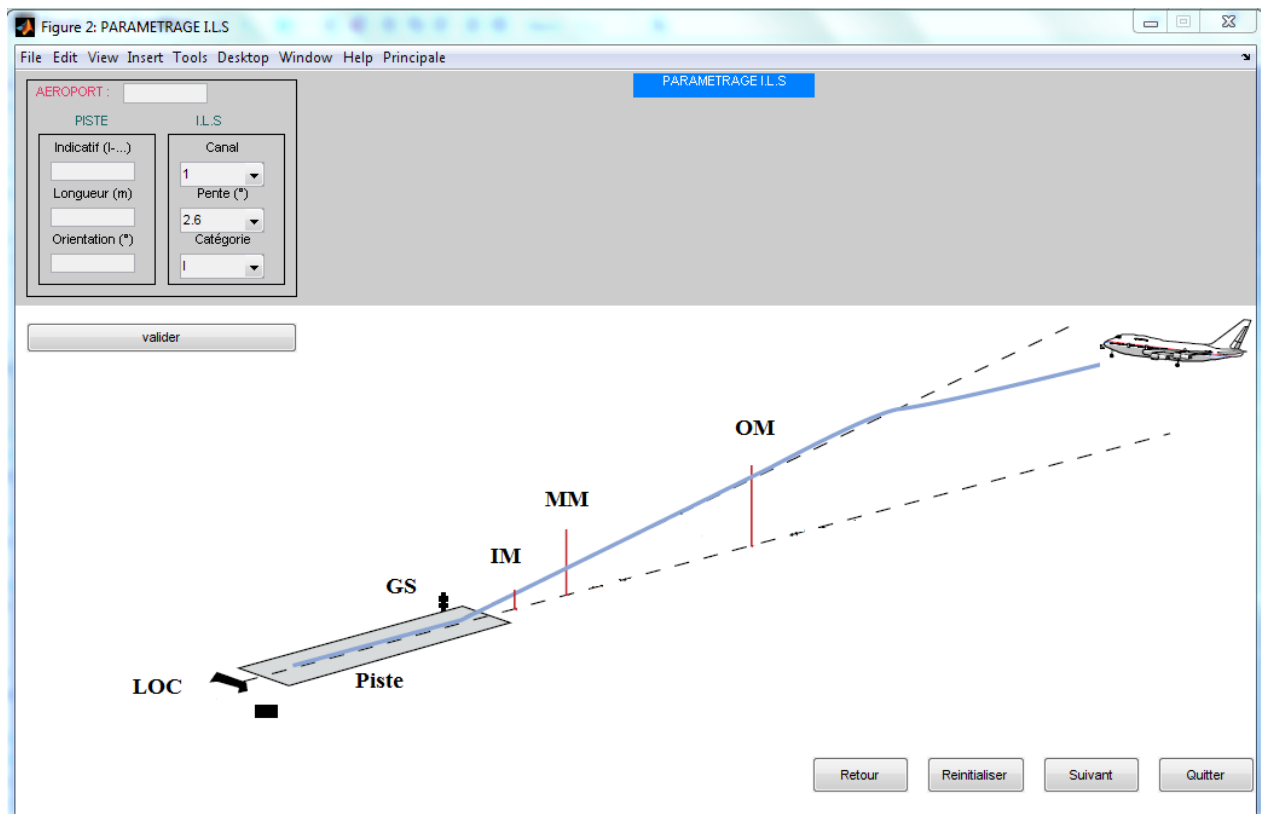


Figure 5.02 : Fenêtre de paramétrage

Dans un premier temps, il faut configurer certains paramètres à savoir :

**Le nom de l'aéroport**, par exemple « Ivato ».

Les paramètres de la piste :

**L'Indicatif de la piste** : correspondant à l'identification de **3 lettres** propre au système ILS, qui sera audible en code morse au moins toutes les 10 secondes pour marquer que le système est opérationnel. Il suffit seulement de taper les trois lettres par exemple « IVT » pour Ivato.

**La longueur de la piste d'atterrissage (en m)** : qui définira la largeur du secteur d'alignement de piste ;

**L'orientation de la piste :** comprise entre **0 à 360°**, elle est prise par rapport au Nord magnétique. Elle marquera ainsi le numéro de la piste caractéristique à la direction d'atterrissage. Par exemple, si on introduit 113°, la piste d'atterrissage sera appelée « piste 11 ». Et inversement, la piste 05 aura une orientation par rapport au Nord magnétique comprise entre 45° et 55°.

Les paramètres de l'ILS :

**Le canal ILS :** qui définira le couple de fréquence ILS Localizer-Glide utilisé (cf. annexe 1). 20 canaux d'accords suffisent largement pour un pays. Par exemple le canal 1 correspond à la fréquence Localizer 108.10 MHz et à la fréquence Glide 334.7 MHz.

**La pente de la trajectoire idéale :** comprise entre 2° à 3°, c'est l'angle de descente idéale prédéfini qui sera suivi par tous les avions qui atterriront. Elle dépend généralement de l'aire d'atterrissage, c'est-à-dire, si elle est dégagée d'obstacles ou non. Elle définira aussi la largeur du secteur Glide.

**La catégorie d'approche :** elle définira la précision de l'approche aux instruments adopté et fixera les minimums RVR (portée visuelle de piste) et DH (hauteur de décision).

Cependant, pour plus d'informations sur la signification des entrées, aller dans le menu : Principale > Aide, ce qui devra faire apparaître la fenêtre d'informations (cf. figure 5.03).

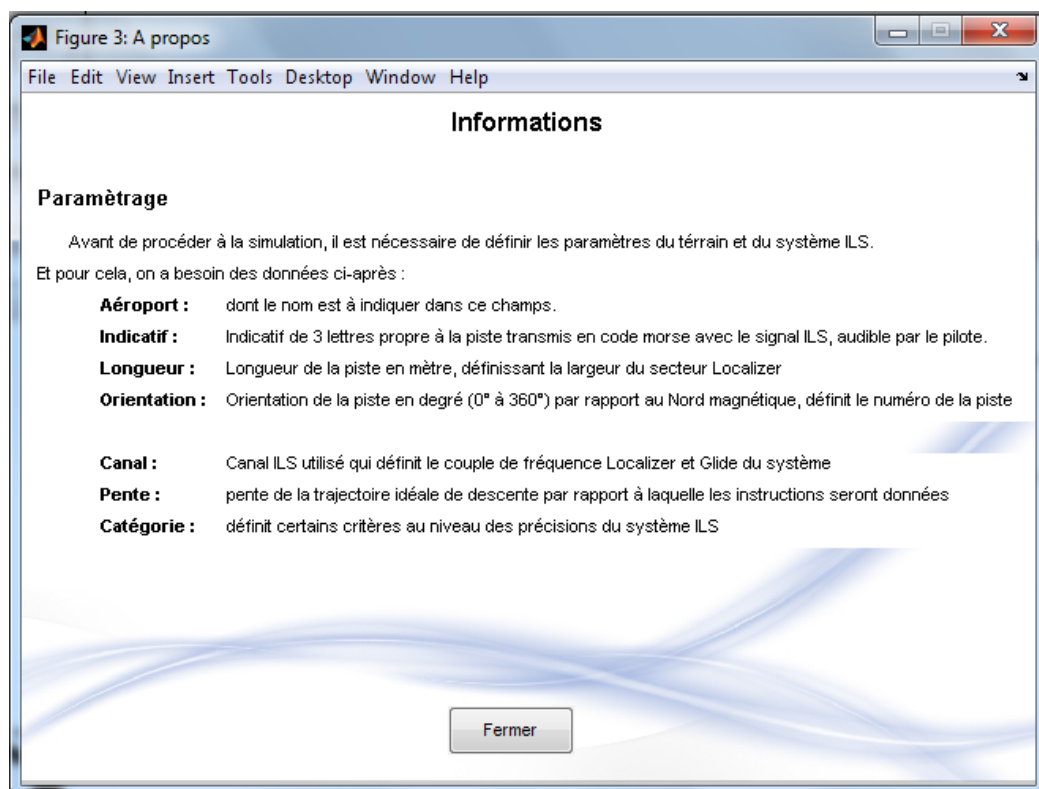


Figure 5.03 : Fenêtre d'aide du paramétrage

On peut toujours changer certaines entrées et valider à tout moment, ou les réinitialiser entièrement en cliquant sur le bouton approprié. Après validation des entrées, on pourra constater les résultats de la configuration.

Voici un exemple de paramétrage et les résultats de la configuration (cf. figure 5.04):

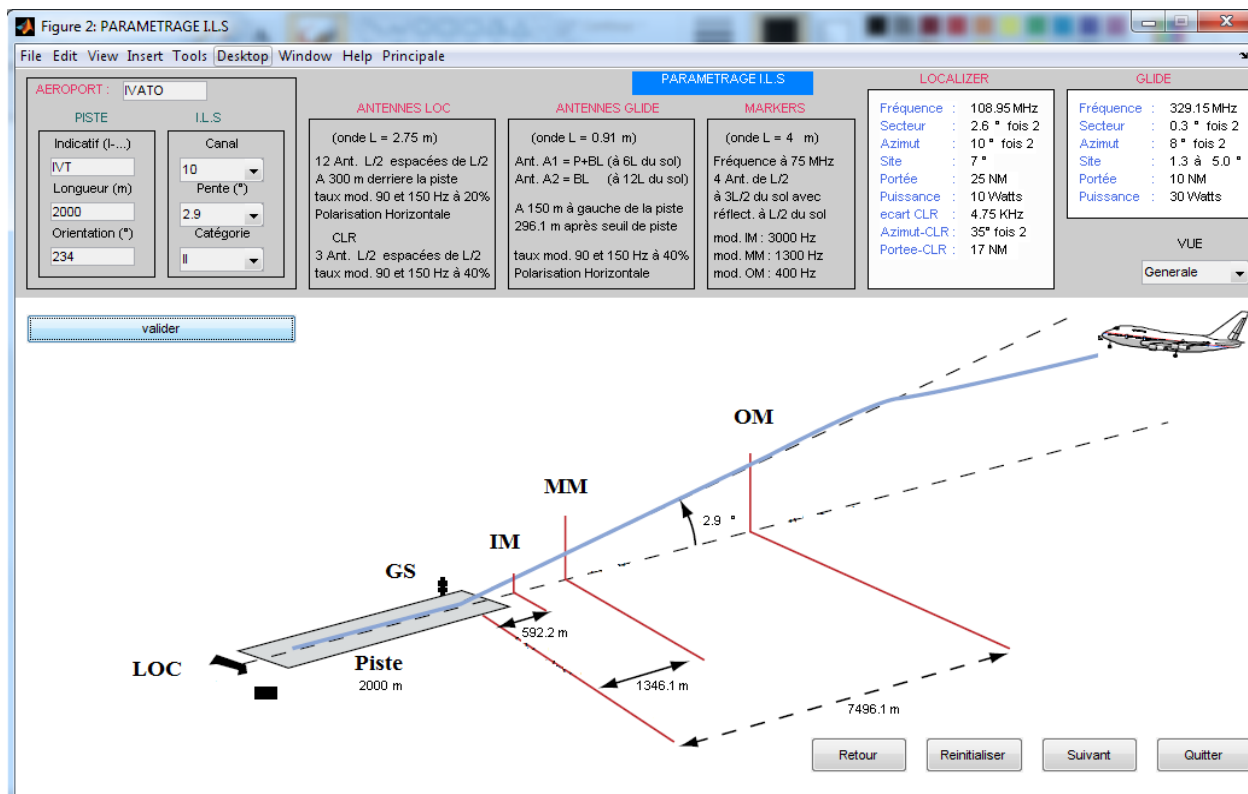


Figure 5.04 : Exemple de configuration

Les résultats du paramétrage sont directement affichés à côté :

D'abord des informations sur les antennes du Localizer, du Glide et des Markers, qui spécifient par exemple leurs emplacements par rapport à la piste, leurs dimensions en fonctions de la longueur d'onde, les fréquences des signaux modulateurs, leur taux de modulation, leur polarisation. Ensuite, les caractéristiques des émissions Localizer et Glide (Fréquence, secteur d'atterrissage, couverture en azimut, puissance, portée).

En outre, on peut changer de vue à volonté.

Il est aussi possible de changer la vue sur la zone de l'image. Il y a 5 possibilités : vue générale, vue du secteur Localizer, secteur Glide, secteur ILS et faisceau Localizer.

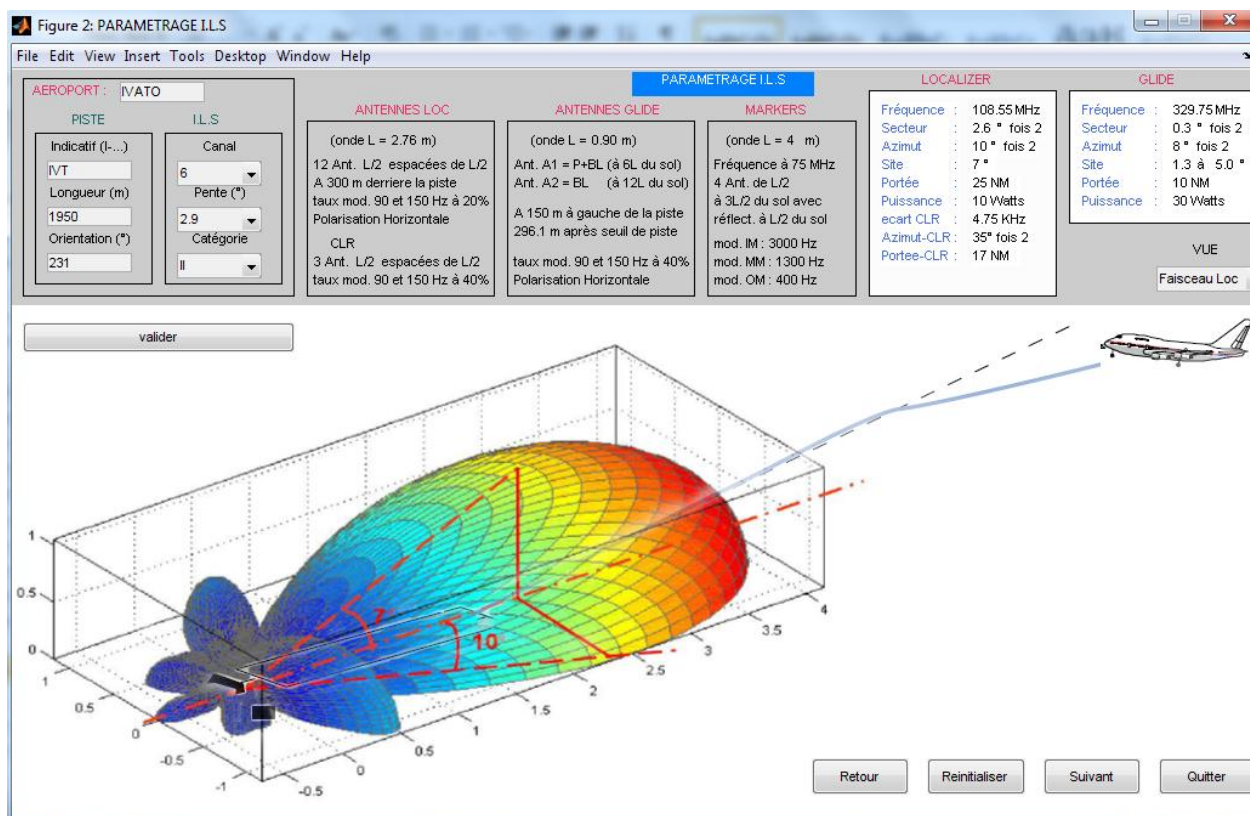


Figure 5.05 : Exemple de vue du faisceau Localizer

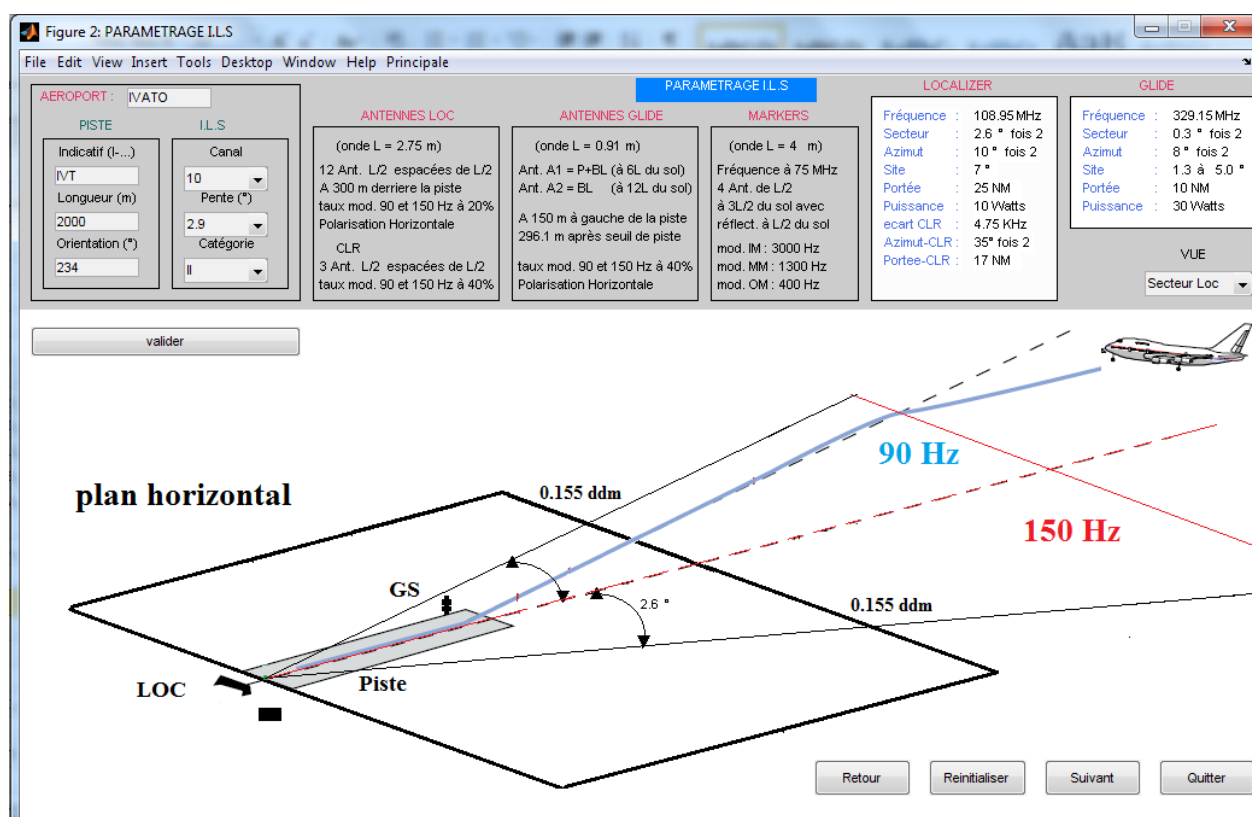


Figure 5.06 : Exemple de vue du secteur Localizer

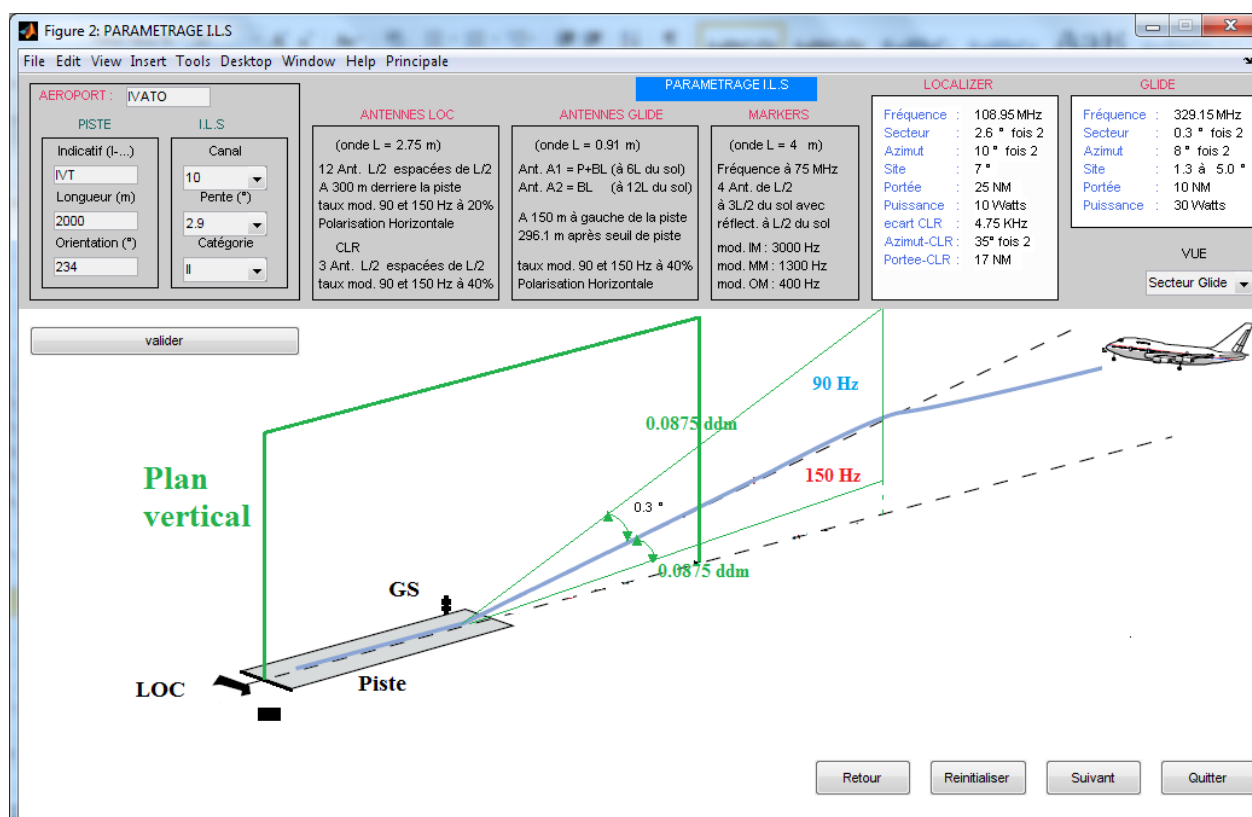


Figure 5.07 : Exemple de vue du secteur Glide

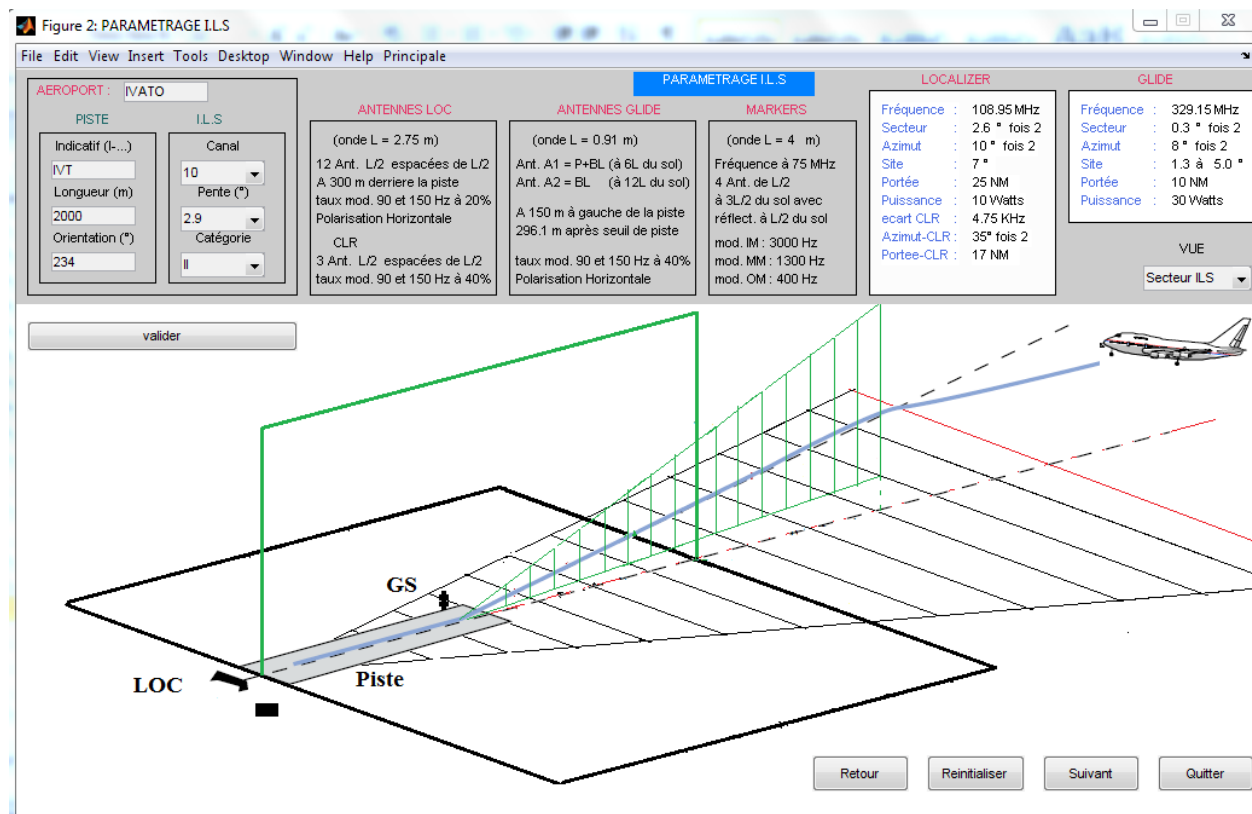


Figure 5.08 : Exemple de vue du secteur ILS



Pour enfin procéder à la simulation, il faut cliquer sur le bouton « Suivant » ( à noter qu'on peut quitter la simulation ou réinitialiser les valeurs des entrées à tout moment) ce qui fera apparaître la fenêtre de la simulation (cf. figure 5.09).

## 5.5 Simulation

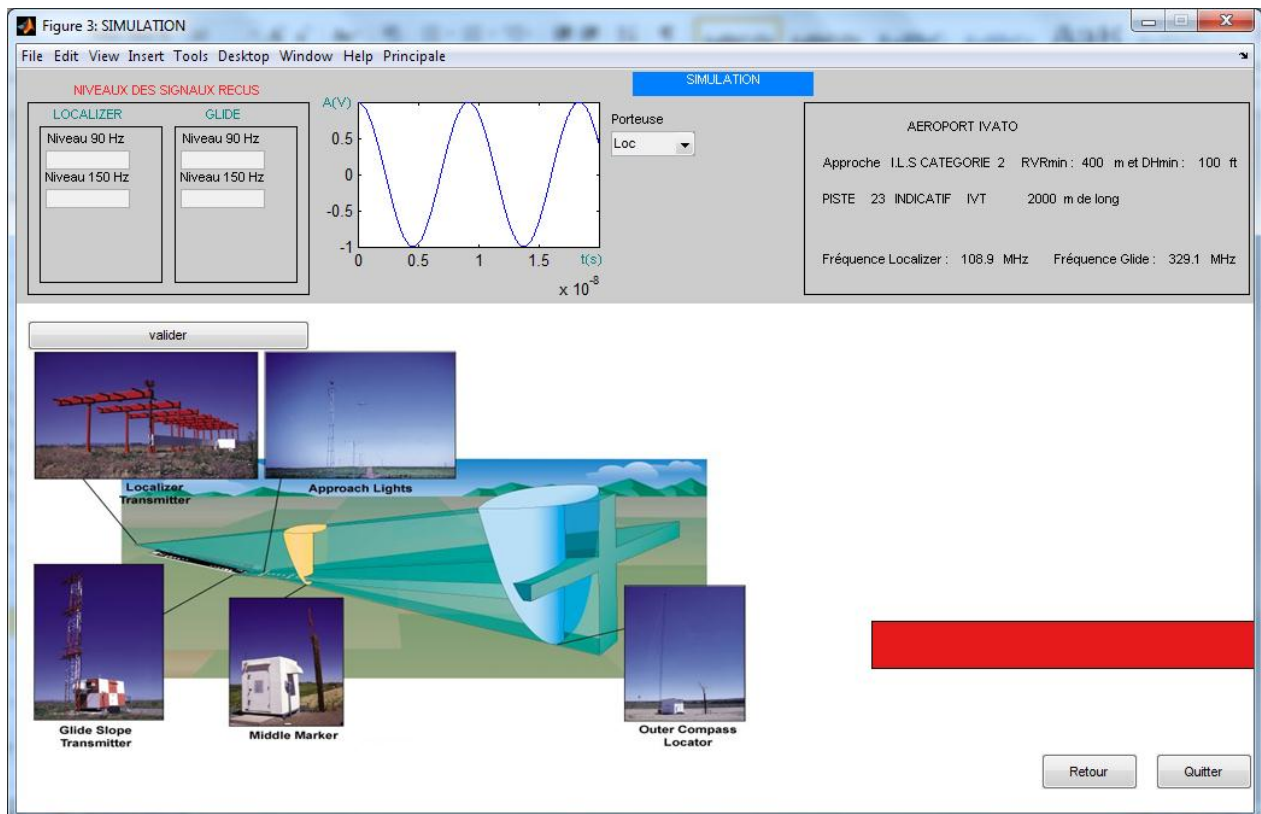


Figure 5.09 : Fenêtre de Simulation

Pour cette simulation, il faut entrer les données suivantes :

Niveaux des signaux reçus Localizer :

- Niveau en volt de la porteuse modulé 90 Hz (0 à 3 V)
- Niveau en volt de la porteuse modulé 150 Hz (0 à 3 V)

Niveaux des signaux reçus Glide :

- Niveau en volt de la porteuse modulé 90 Hz (0 à 3 V)
- Niveau en volt de la porteuse modulé 150 Hz (0 à 3 V)

Pour des informations sur les significations des paramètres, aller dans le menu Principale > Aide, ce qui fera apparaître une fenêtre d'informations (cf. figure 5.10).

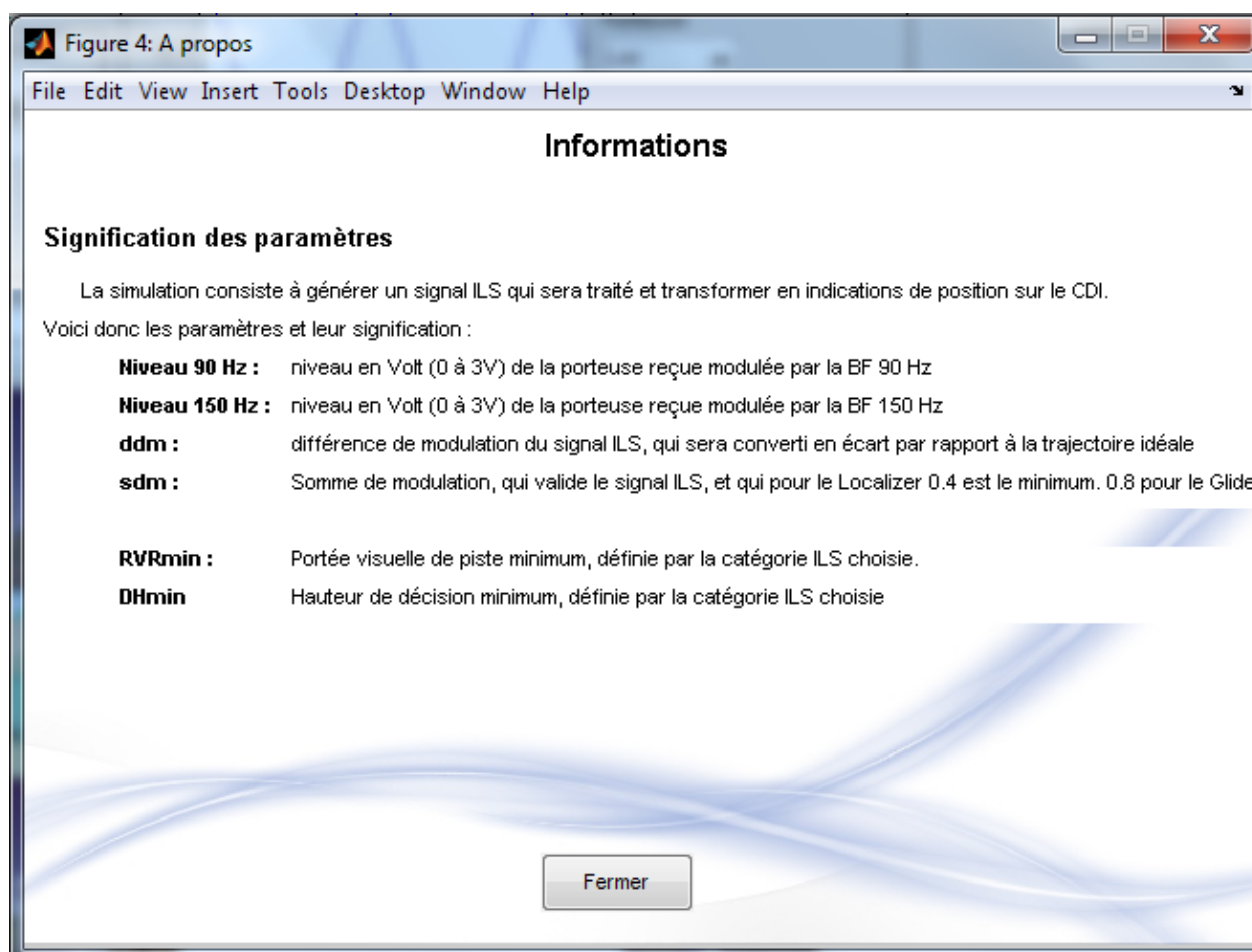


Figure 5.10 : Fenêtre d'information de la partie simulation

Cliquer sur le bouton « Fermer » pour revenir à la fenêtre de simulation.

Après avoir entré les données et cliquer sur le bouton « valider », on peut constater le résultat de la simulation (cf. figure 5.11) :

On pourra voir les DDM et SDM des signaux Localizer et Glide.

On pourra voir la position de l'avion par rapport à la trajectoire idéale d'atterrissage selon les DDM calculés ( l'avion est un peu trop haut,  $1.6^\circ$  à gauche par rapport à la trajectoire d'atterrissage idéale) en même temps que l'affichage des informations lu par le pilote sur l'indicateur ILS à aiguille ou CDI (cf. figure 5.11).

Pour plus de détails sur l'allure des signaux ILS et leurs spectres, il suffit de cliquer sur le bouton « zoom » (cf. figure 5.12).



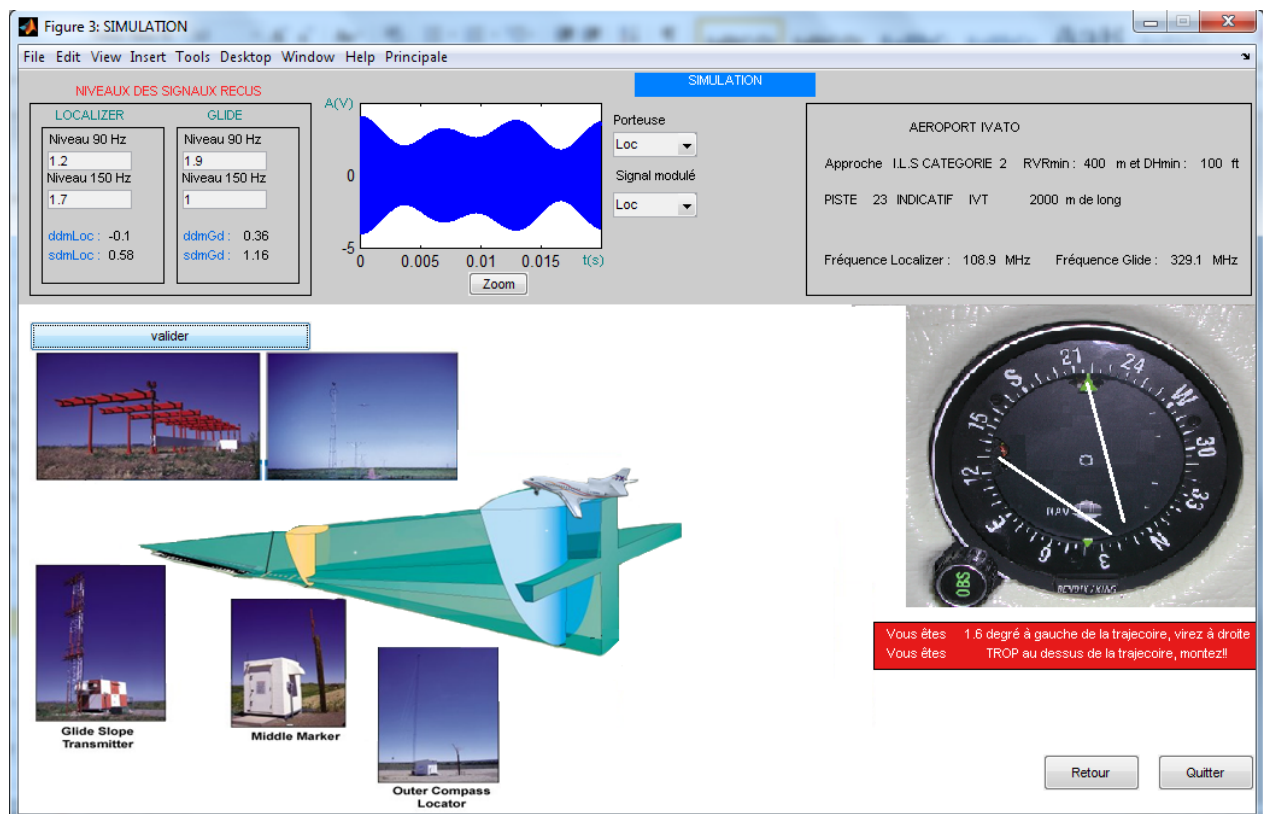


Figure 5.11 : Résultat de la simulation

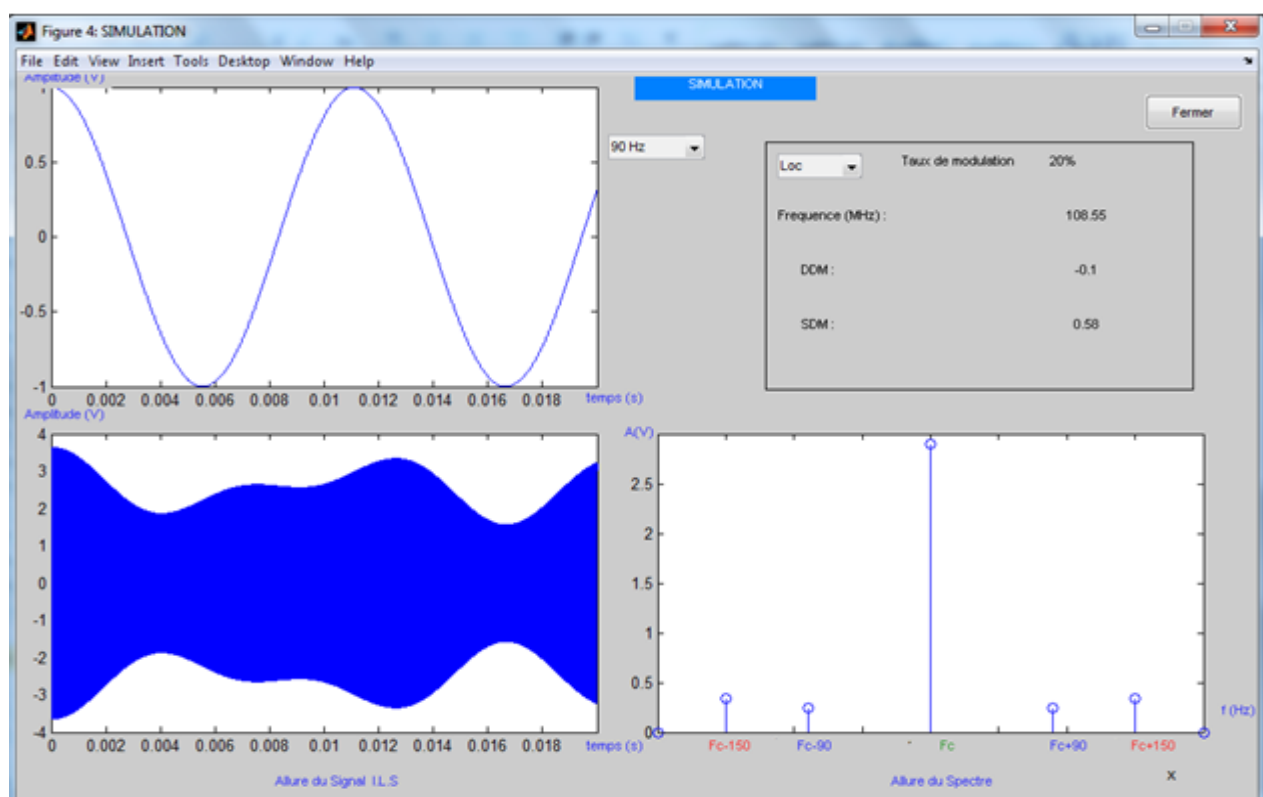


Figure 5.12 : Détails des informations sur les signaux

## **5.6 Conclusion**

Cette simulation nous a permis de comprendre le fonctionnement du système ILS dit équisignal, comment se présente l'information d'écart à bord. Ce programme pourra être amélioré en intégrant plusieurs autres systèmes utilisés comme par exemple le « nulle-référence » ou même d'autres aides à la navigation comme le VOR, le DME, les RADAR.....

## CONCLUSION

L'atterrissage d'un avion étant jadis une manœuvre très délicate nécessitant une grande habileté et une grande expérience de la part du pilote, l'effort de ce dernier se trouve désormais considérablement facilité grâce aux indications fournies par l'ILS, le système d'aide à l'approche et à l'atterrissage le plus précis, utilisant les ondes radio. En outre, l'ILS permet un atterrissage dans des conditions météorologiques dégradées.

Le Localizer, un des équipements constitutifs de l'ILS fournissant une indication d'écart latéral par rapport à l'axe de piste, peut être utilisé seul pour une approche de non précision, et aussi selon la catégorie d'approche. Cependant, le Glide fournissant une indication d'écart vertical par rapport à un plan de descente doit toujours être utilisé avec le Localizer. Les balises donnent au pilote des renseignements supplémentaires discontinus de distances pour parfaire l'atterrissage.

En somme, l'ILS est un système facile et fiable du point de vue technique, malgré quelques contraintes liées à l'installation au sol et l'environnement extérieur. Les principes utilisés sont simples, consistant en la mesure de la différence de modulation entre deux signaux BF modulant une porteuse, qui varie avec l'azimut ou le site de l'avion par rapport à la trajectoire d'atterrissage idéale selon l'équipement en question.

Malgré la simplicité des techniques utilisées, le système ILS reste néanmoins le système d'aide à l'atterrissage le plus précis utilisé par les pilotes de lignes, étant donné que des normes spécifiées par l'OACI requièrent un certain degré de précisions. L'ASECNA utilise le système ILS sur la piste d'Ivato pour renforcer la sécurité des avions qui y atterrissent. Finalement, dans le but encore d'améliorer cette notion fondamentale de sécurité, on trouve dans les grands aéroports utilisés conjointement avec l'ILS, d'autres systèmes d'aides se basant sur des Radars de hautes précisions fournissant la position exacte de l'avion sur demande à un contrôleur aérien.

## ANNEXE 1 : CANAUX D'ACCORD DU RECEPTEUR ILS

Numéro <b>N</b> du Canal <i>ILS</i>	Selected localizer frequency FL ( MHz )	Paired glide slope frequency FG ( MHz )
0 Self Test	107.95	335.15
1	108.10	334.70
2	108.15	334.55
3	108.30	334.10
4	108.35	333.95
5	108.50	329.90
6	108.55	329.75
7	108.70	330.50
8	108.75	330.35
9	108.90	329.30
10	108.95	329.15
11	109.10	331.40
12	109.15	331.25
13	109.30	332.00
14	109.35	331.85
15	109.50	332.60
16	109.55	332.45
17	109.70	333.20
18	109.75	333.05
19	109.90	333.80
20	109.95	333.65
21	110.10	334.40
22	110.15	334.25
23	110.30	335.00
24	110.35	334.85
25	110.50	329.60
26	110.55	329.45
27	110.70	330.20
28	110.75	330.05
29	110.90	330.80
30	110.95	330.65
31	111.10	331.70
32	111.15	331.55
33	111.30	332.30
34	111.35	332.15
35	111.50	332.90
36	111.55	332.75
37	111.70	333.50
38	111.75	333.35
39	111.90	331.10
40	111.95	330.95

*Tableau A1.01 : Tableau des canaux d'accord du récepteur ILS*

N, numéro du canal,  $N \in [0 : 40]$

Et  $N = 0$  pour la fréquence de Self TEST (Localizer 107,95 MHz et Glide 335,15 MHz).

Il est à rappeler que la sélection de la fréquence Localizer alimente les circuits du récepteur Glide qui s'accorde automatiquement à la fréquence UHF correspondante. Et c'est pour ça que dans le cockpit, on n'a nul besoin d'afficher la fréquence du Glide sur le boîtier de commande.

## ANNEXE 2 : CODE SOURCE D'UNE SIMPLE INTERFACE UTILISATEUR

Voici le code source d'une simple interface utilisateur sous Matlab, comprenant quelques éléments de contrôles tels que les menus, menus déroulants, boutons poussoirs ainsi que d'autres éléments :

```
%=====
%% EXEMPLEP.M
%% Quelques elements de controle
%=====
chaine = 'Fenetre principale'; %=====
haut = 160; larg = 200;
figNumber = figure('Color',[1 1 0],...
'Visible','off','NumberTitle','on','Resize','off','Name',chaine,'Position',...
[100 560 larg haut],'Units','pixels');

%===== Menu
menuprincipal = uimenu(gcf,'Label','Princ.');
%===== Les elements de menu
textetb = str2mat('A propos...','Sauve','Charge','Quitte');
septb = str2mat('off','on','off','on'); M = size(textetb,1);
for k = 1:M,
sousmenu(k)=uimenu(menuprincipal,'Label',textetb(k,:), 'Separator',septb(k,:));
end
set(sousmenu(M), 'Callback', 'close(gcf);clear all');

%===== Frame
uicontrol('Style','frame','Units','pixels','Position',[10 haut-110 80 100],...
'BackgroundColor',[.8 .8 .8]);
chaine = 'Texte statique'; %=====
txtsstat = uicontrol('Style','text','Units','pixels','Position',...
[15 haut-35 70 16],'BackgroundColor',[0 .5 1],'ForegroundColor',...
[0 0 0],'String',chaine,'HorizontalAlignment','center');

%===== Texte editable
txtedit = uicontrol('Style','edit','Units','pixels','Horiz','left','String',...
str2mat('150','chat'),'Max',[2],'Position', [15 haut-75 70 36]);

%=====
popupctrl = uicontrol('Style','popup','String','1|2|3|4','Position',...
[15 haut-100 70 18]);

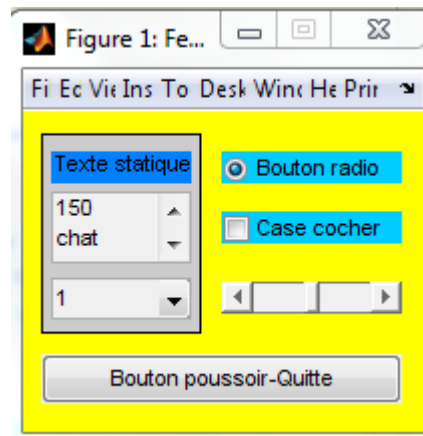
%=====
boutradio = uicontrol('Style','radio','Value',1,'BackgroundColor',...
[0 .8 1],'Position', [100 haut-35 90 16],'String','Bouton radio');

%=====
casecochee = uicontrol('Style','checkbox','Value',0,'BackgroundColor',...
[0 .8 1],'Position', [100 haut-65 90 16],'String','Case cocher');

%===== Glissiere
glsse = uicontrol('Style','slider','Position',...
[100 haut-100 90 16],'Value',.5);
```

```
%==== Bouton poussoir
boutpousse = uicontrol('Style','pushbutton','Position',...
[10 haut-145 180 25], 'String', 'Bouton poussoir-Quitte');
set(boutpousse, 'Callback', 'close(gcf);clear all');
%get(boutpousse); % Pour avoir les proprietes
set(figNumber, 'Visible', 'on');
```

En lançant ce petit programme, on devrait avoir une petite fenêtre de ce genre :



*Figure A2.01* : Exemple de fenêtre d'interface utilisateur sous Matlab

## BIBLIOGRAPHIE

- [1] F. Randriamamonjy, « *Radionavigation* », cours ENEAM 6, Ecole Nationale de l'Enseignement de l'Aéronautique et de la Météorologie Ivato, 2007-2008.
- [2] Aerogates, « *Navigation Système d'atterrissage aux instruments ILS* », Jar 66 Chap. 13\_04c cat. B2 niv. 3, Oxford, Juin 2003.
- [3] J. Razakarivony, « *Modulation et Démodulation* », Cours 2<sup>me</sup> année, Dép. Tél.- E.S.P.A., A.U. : 2009-2010.
- [4] J. Haggège, « *cours d'électronique de communication* », cours 3<sup>e</sup> niveau, Dép. Génie électrique-opt. Electronique- ISET Radès, 2003-2004.
- [5] D. Michaud, « *Cours avionique* », cours L3 – IMA, Univ. Bordeaux, 2005-2006.
- [6] D. Michaud, « *support de Cours avionique 1* », cours L3 – MAI-MA, Univ. Bordeaux, 2005-2006.
- [7] D. Michaud, « *Radionavigation et Radiocommunication 1* », cours L3 – IUP2, Univ. Bordeaux, 2005-2006.
- [8] A. Duval, L. Hebrard, « *Traité pratique de radionavigation aérienne* », Gauthier-Villars 3<sup>e</sup> édition, Paris, Oct. 1935.
- [9] S. de Groote, C. Caballero, « *création d'une interface Labview pour fabriquer et mesurer un signal ILS* », Master 1 IMA, Univ Bordeaux, 2009-2010.
- [10] Elest, « *Système d'aide à l'atterrissage ILS* », B.T.S électronique, étude d'un système technique, dossier du système technique, Bordeaux, session 2004.
- [11] B. Cabanes, N. Loukakos, « *Guide pratique du Pilote de Ligne 7<sup>e</sup> édition* », EU-OPS 7<sup>e</sup> édition, université d'Aix-en-Provence, sept. 2007
- [12] G. Jeppesen, « *Théoretical knowledge Manual* », 060\_062\_Radionavigation 2<sup>e</sup> édition, Frankfurt, Germany, sept. 2011.
- [13] Ivao, « *l'ILS* », ELH FPR, sect. Instruction, div. France, sept. 2011

- [14] P. Fombonne, J.Darricau, « *Radiolocalisation et Radionavigation* », 1<sup>ère</sup> édition, Paris, 1990.
- [15] Civil Aviation Authority, « *Air Navigation Order for Radio Aids* », ANO (COM) A1 first edition, Bangladesh, Fev. 2009.
- [16] F. Raymond, « *Radionavigation et Radioguidage* », Presse universitaire de France 2<sup>e</sup> édition, Paris, jan. 1949.



## FICHE DE RENSEIGNEMENT

**Nom** : RAKOTOARISON  
**Prénoms** : Sitraka Hasinarivo  
**Adresse** : Lot II J 53 Ter Ivandry  
Antananarivo 101  
**Téléphone** : +261 033 03 122 42  
**E-mail** : rakotoarison.sitraka@yahoo.fr



**Titre du mémoire** :  
*ETUDE DE FONCTIONNEMENT DU SYSTEME  
D'AIDE A L'ATERRISSAGE I.L.S*

**Nombre de pages** : 61

**Nombre de tableaux** : 4

**Nombres de figures** : 64

**Mots clés** : Atterrissage, Alignement, Localizer, Glide, écart, azimuth, modulation,  
Descente, pente, markers, distances, site, visibilité

**Directeur de mémoire** : Monsieur RAKOTOMALALA Mamy Alain

## **RESUME**

Le présent mémoire nous a permis de connaître et de comprendre ce qu'est le système d'aide à l'atterrissage ILS, pourquoi ce système est-il aussi indispensable pour les pilotes.

La première partie nous décrit les différents composants du système ILS, notamment le Localizer, le Glide et les Markers, comment ils fonctionnent et avec quelles techniques, ainsi que leurs conditions d'utilisation.

Dans la deuxième partie, le fonctionnement de l'ILS est illustré par une simulation de quelques possibilités d'indication de l'ILS selon les signaux reçus. Dans un premier temps, on configure les divers paramètres de la piste et les secteurs d'atterrissages pour ensuite réaliser la simulation. Notons que la simulation se fait à l'aide du logiciel MATLAB version 7.8.0 (R2009a).

## **ABSTRACT**

This memory allowed us to know and to understand what the Instrument Landing System is, why it is so important for pilot.

In the first part, it describes us the different ILS components, such as the Localizer, the Glide Slope and the Marker, how do they work and what are the technology used for, and finally their operational conditions of use.

In the second part, the working of ILS is illustrated by a simulation of some possibilities of CDI indication relating with the received signals. First, the runway's field and the landing sector should be setup so as we can start the simulation. Notice that the simulation is done using software MATLAB version 7.8.0 (R2009a).