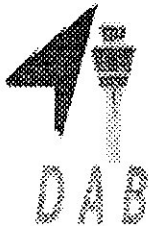


MINISTÈRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPÉRIEUR ET DE
LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITÉ SAAD DAHLEB DE BLIDA
FACULTE DES SCIENCES DE L'INGÉNIEUR
DÉPARTEMENT D'AÉRONAUTIQUE



013107



MEMOIRE DE FIN D'ETUDES

En vue de l'obtention du diplôme d'ingénieur d'état en Aéronautique

OPTION : INSTALLATION

THÈME :

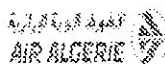
**Utilisation de l'accessoire d'aide à l'atterrissage
le récepteur ILS & GNSS 'Global Landing Unit-920' équipant les avions
B737-800NG et A330-200.**

Réaliser par :

Mr : CHOUICHA MOHAMMED

Encadré par :

♦ *Promoteur : Mr M. LAGHA*



♦ *Co-promoteur : Mr S. ZAMOURI*

Promotion:

2006-2007

Dédicace

Je dédie ce modeste travail à :

A mes très chers parents, pour leurs encouragements et leurs amours, je leurs souhaite longue vie.

A mes très chers frères et ma sœur.

*A mes très chers grands parents que dieu les protègent ainsi que toute la famille «
CHOVICHA ».*

A mes amis et ce qu'on aime surtout les amis de la cité universitaire II.

A tout mes collègues, ainsi qu'aux enseignants du département d'aéronautique et les ingénieurs et techniciens de maintenance d'Air Algérie.

• *Mr CHOVIHA MOHAMMED.*



Remerciements

Avant tout je tien à remercier Dieu le tout puissant de ma avoir donné la fois et confiance en moi, ainsi que la volonté et le courage, pour pouvoir venir devant le jury, afin d'obtenir un diplôme.

Je remercie :

● *Tout d'abord le promoteur Mr M.LAGHA, ainsi que le co-promoteur Mlle RAZIKA.*

● *Mr hassenaoui yafra.*

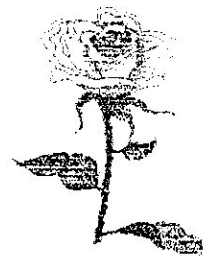
● *Mr safia salaf.*

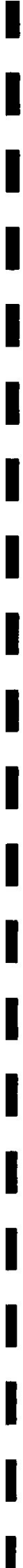
● *Mr benadjaoud.*

«pour leurs aides ainsi que leurs encouragements, ainsi que leurs conseils ».

Sans oublier tous les enseignants du département d'aéronautique.

● *Mr CHOUICHA MOHAMMED.*





RÉSUMÉ

RÉSUMÉ

L'objet de notre travail, porte sur l'étude des systèmes de radionavigation en générale, le système d'atterrissage aux instruments et les nouvelles techniques de navigation par satellite en particulier.

On détaillera l'étude de l'accessoire d'aide à l'atterrissage en l'occurrence le récepteur ILS & GNSS "Global Landing Unit-920" équipant les avions B737-800 NG et A330-200, nous allons mentionnés les différentes aspects du GLU-920, pour effectuer le test et ensuite la maintenance de l'accessoire au niveau des ateliers d'Air Algérie. On va réalisé une interface graphique de simulation qui permet de visualiser et d'estimer la trajectoire de descente de l'avion dans la phase d'atterrissage à l'aide du GLU-920.

Ce travail a pour but la mise en œuvre et l'exploitation des différentes informations et connaissances acquises durant les années d'études. Afin de pouvoir réaliser des atterrissages basés sur le système ILS et des approches de non précision basées sur le système GNSS, réduire considérablement le temps de recherche des pannes du GLU-920, le contrôle du bon fonctionnement avant toute installation à bord de l'avion et son entretien en cas de panne, et tout cela en respectant les normes aéronautique (Manuel du constructeur CMM ATA34 "34-70-11").

SUMMARY

The object of our work, relate to the study of the systems of radio navigation into general, the instrument landing system and new techniques of navigation by satellite in particular.

In will detail the study of the accessory of assistance to the landing in fact the ILS & GNSS receiver "Global Landing Unit-920" equipping the planes B737-800 NG and A330-200, we go mentioned the different ones face from the GLU-920, to carry out the test and then the maintenance of the accessory on the level of the workshops of Air Algeria. One goes carried out a graphic interface of simulation which makes it possible to visualize and to estimate the trajectory of descent of the plane in the phase of landing using the GLU-920.

The purpose of this work is the setting in activity and the exploitation of various information and knowledge obtained during the years of studies. In order to be able to carry out landings based on the system ILS and of the approaches of no precision based on the system GNSS, to reduce considerably the search time of the breakdowns of the GLU-920, the control of the correct operation before any installation on board plane and its maintenance in the event of breakdown, and all that while respecting the standards aeronautics (Manual of manufacturer CMM ATA34"34-70-11").

ملخص

الهدف من هذا العمل هو دراسة أجهزة الملاحة الجوية بصفة عامة وجهاز الهبوط والتقنيات الجديدة للملاحة عبر الأقمار الصناعية بصفة خاصة لتسهيل الملاحة للطائرات المدنية .

سوف نتعمق في دراسة جهاز تسهيل الهبوط " GLU- 920 " الموجود في طائرات البونغ

"B737-800" واربيس "A330 – 200" ، سندرس مختلف خصائص جهاز الهبوط " GLU- 920 " لكي يتسنى لنا مراقبة وتصليح هذا الجهاز إذا كان عاطبا في ورشات التصليح للشركة الوطنية للخطوط الجوية . سننجز برنامج بالإعلام الآلي يسمح لنا برؤية وتقدير مسار الهبوط للطائرة عند حالة هبوطها بواسطة جهاز الهبوط " GLU- 920 " .

الهدف من هذا المشروع هو استغلال مختلف المعلومات المكتسبة خلال السنين الدراسية . من أجل إنجاز عملية هبوط الطائرات بواسطة نظام الهبوط بالأجهزة " ILS " وعملية اقتراب من منطقة الهبوط بدون دقة بواسطة نظام الملاحة عبر الأقمار الصناعية " GNSS " ، التقليل من المدة الزمنية اللازمة لتصليح هذا الجهاز ، وكذا البحث عن مكان العطب ، كذلك للتحقق من مدى السير الحسن لهذا الجهاز وهذا قبل التركيب على متن الطائرة وهذا باستعمال قوانين المصنع (" 11 – 70 – 34 " CMM ATA 34) .

SOMMAIRE

<i>Introduction générale</i>	1
Chapitre I : Description générale du fonctionnement du système de radionavigation ILS	
<i>Introduction</i>	5
Partie 1 : Présentation d'Air Algérie, Airbus A330-200 et Boeing B737-800	
I-1) Historique de la compagnie Air Algérie	6
I-1-1) Présentation de la compagnie Air Algérie	6
I-1-2) Evolution	6
I-1-3) La direction technique	7
I-1-4) Organigramme de la direction technique	7
I-1-5) Présentation de l'A330-200 et du B 737-800	8
I-1-5-1) Présentation de l'Airbus A330-200	8
Caractéristiques	8
Configuration	9
I-1-5-2) Présentation du Boeing 737-800	9
Caractéristiques	9
Equipage	9
Configuration	9
Partie 2 :Description du fonctionnement du système de radionavigation ILS	
I-2) Généralité sur la radionavigation	10
I-2-1) Introduction	10
I-2-2) Historique	10
I-2-2-1) Evolution des instruments de la navigation aérienne	10
Génération zéro	10
Première génération (1950)	10
Deuxième génération (1960-1970)	10
Troisième génération (1980)	10
I-2-3) Les classifications des moyens de radionavigation	11
I-2-3-1) Classification géométrique des systèmes	11
Les systèmes circulaires	11
Les systèmes angulaires	11
Les systèmes hyperboliques	11
I-2-3-2) La classification opérationnelle	12
Aide à grande distance ($D > 300$ NM)	12
Aides à moyenne distance ($D < 300$ NM)	12
Aides à courte distance, approche et atterrissage	13
I-2-4) Définition des termes de navigation	13
I-2-4-1) Les orientations	13
a) Les directions origines	13
b) Les angles	13
I-2-4-2) Les différentes directions d'un avion	13
I-2-4-3) Les relèvements d'un avion	13
I-3) Le système d'atterrissage aux instruments (ILS)	14
I-3-1) Introduction	14

Radiophare d'alignement de piste	14
Radiophare d'alignement de descente	14
Les Markers ou radiobornes	15
1-3-2) Disposition des sous- systèmes	15
1-3-3) Principe de fonctionnement du radiophare	16
d'alignement de piste	
Expression des champs rayonnés par les diagrammes	18
1-3-4) Principe de fonctionnement du radiophare	21
d'alignement de descente	
1-3-5) Principe de fonctionnement des radiobornes	22
Radiobornes extérieures (OM)	23
Radiobornes intermédiaires	23
1-3-6) Couvertures ILS	23
La couverture du Localizer	24
La couverture du Glide	24
1-3-7) Catégorie d'ILS	25
Catégories de précision des installations	25
Catégories opérationnelles d'approche	25
1-3-8) Performances de l'ILS	25
1-3-9) Les phases d'approches et d'atterrissage automatique	26
1-3-11) Limitation du système ILS	28
I-4) Conclusion	28

Chapitre II : Description du fonctionnement du système GNSS

Introduction	29
II) Le système global de navigation par satellite (GNSS)	29
II-1) Introduction au système GNSS	29
II-2) Définition	30
II-2-1) La première évolution : GNSS-1	31
II-2-2) La seconde évolution : GNSS-2	31
II-3) Constellations de base	32
II-3-1) Le système GPS	32
II-3-1-1) Historique et développement du système GPS	32
II-3-1-2) Définition du système GPS	33
II-3-1-3) Architecture du système GPS	33
II-3-1-3-1) Segment spatial	34
II-3-1-3-1-1) Constellation spatiale	34
II-3-1-3-1-2) Le satellite GPS	35
II-3-1-3-2) Segment de contrôle	36
II-3-1-3-3) Segment utilisateur	36
II-3-1-4) Le signal GPS	37
II-3-1-4-1) Codes pseudo aléatoire	39
Le code C/A	39
Le code P	40
II-3-1-4-2) Message de navigation	40
II-3-1-5) Les services GPS	40
II-3-1-5-1) Le PPS	40
II-3-1-5-2) Le SPS	41
II-3-1-6) Description du fonctionnement du récepteur GPS	41

II-3-1-6-1) Catégories des récepteurs GPS	41
II-3-1-6-1-1) Le récepteur à canaux parallèles.....	41
II-3-1-6-1-2) Le récepteur séquentiel	42
II-3-1-6-1-3) Le récepteur multiplexé	42
II-3-1-6-2) Architecture générale d'un récepteur GPS	43
II-3-1-6-2-1) L'antenne	43
II-3-1-6-2-2) Le préamplificateur a faible bruit	43
II-3-1-6-2-3) Le module RF	44
II-3-1-6-2-4) Le module numérique	44
II-3-1-6-3) Principe des mesures GPS	45
II-3-1-6-3-1) Pseudo distance sur les codes	45
II-3-1-6-3-2) Mesure de phase	46
II-3-1-6-4) Calcul de la solution de navigation	48
II-3-1-6-5) Performances du système	49
II-3-1-6-5-1) L'UERE	49
II-3-1-6-5-2) GDOP	50
II-3-1-6-5-3) Précision de vitesse	50
II-3-1-6-5-4) Précision de l'heure	50
II-3-1-6-6) Sources d'erreurs	50
II-3-1-6-6-1) Erreur d'origine naturelle	50
II-3-1-6-6-1-1) Erreur de l'ionosphère	50
II-3-1-6-6-1-2) Erreur de la troposphère	51
II-3-1-6-6-2) Erreur d'origine technique	51
II-3-1-6-6-2-1) Disponibilité sélective (SA).....	51
II-3-1-6-6-2-2) Diminution de la précision	51
II-3-1-6-6-3) Autres sources d'erreurs	53
II-3-1-6-6-3-1) Mauvais fonctionnement d'un satellite	53
II-3-1-6-6-3-2) Arrêt d'un satellite	53
II-3-1-6-6-3-3) Dégradation volontaire par l'armée	53
II-3-1-6-6-3-4) Erreurs dues à l'utilisateur	54
II-3-1-6-6-3-5) Panne du récepteur	54
II-3-1-6-7) Les modes de positionnement	54
II-3-1-6-7-1) Positionnement absolu	54
II-3-1-6-7-2) Positionnement relatif	55
II-3-1-6-7-2-1) GPS différentiel (DGPS)	55
II-3-2) Le système GLONASS	56
II-3-2-1) Description du fonctionnement et développement du	57
système GLONASS	
II-3-3) Le système GALILEO	58
II-3-3-1) Description du fonctionnement et développement du	58
système GALILEO	
II-4) Les équipements de bord GNSS	59
II-5) Les systèmes de renforcement	60
II-5-1) Le système de renforcement embarqué (ABAS)	60
II-5-2) Le système de renforcement par satellite (SBAS)	61
II-5-3) Le système de renforcement par station au sol (GBAS)	61
II-6) Utilisation d'un récepteur GNSS autonome	62
II-6-1) Plan de vol	62
II-6-2) Protection des procédures GNSS	62

II-6-3) Fonctionnement du récepteur GNSS	62
II-7) Conclusion	64

Chapitre III : Étude du récepteur ILS & GNSS (Global Landing Unit-920)

Introduction	65
III) Le GLU-920	65
III-1) Introduction	65
III-2) Description de l'équipement GLU-920	66
III-2-1) Description mécanique	66
III-2-2) Description électrique	66
III-3) Contrôles et indications du GLU-920	67
III-4) Principe de fonctionnement du GLU-920	68
III-4-1) Le récepteur GNSS	68
III-4-1-1) Description générale du récepteur GNSS	69
III-4-1-2) Mesure de la distance séparant le récepteur GNSS du satellite	70
III-4-1-3) Le signal GPS	70
III-4-1-4) ARINC 429	71
III-4-1-4-1) Définition de l'ARINC 429	71
III-4-1-4-2) Format ARINC 429	72
III-4-1-4-2-1) Champ étiquette	72
III-4-1-4-2-2) Champ SDI	72
III-4-1-4-2-3) Le champ d'information	72
III-4-1-4-2-4) Le champ SSM	73
III-4-1-4-2-5) Le bit de parité	73
III-4-1-4-3) Le signal électrique de l'ARINC 429	74
III-4-1-5) Principe de fonctionnement du récepteur GNSS	74
III-4-1-5-1) Le signal du satellite GPS	77
III-4-1-5-2) Le signal RF	77
III-4-1-5-3) Le processeur du signal numérique Raven	77
III-4-1-5-4) Le processeur du signal numérique CAGE	77
III-4-1-5-5) Le microprocesseur GPS	77
III-4-1-5-6) Communication d'entrée/sortie	78
III-4-1-5-7) La mémoire	78
III-4-1-5-8) Le message de navigation	79
III-4-2) Le système processeur	79
III-4-2-1) Système processeur	79
III-4-2-2) Bus d'adresse et de donnée	79
III-4-2-3) Les mémoires	79
III-4-2-4) Les circuits de contrôle	79
III-4-2-5) Communication	80
III-4-2-6) Déviation ILS	80
III-4-2-7) Les données GNSS et le temps(Time Mark)	80
III-4-2-8) L'alimentation	80
III-4-3) Le récepteur ILS	82
III-4-3-1) Introduction	82
III-4-3-2) Le processeur d'instrumentation	85
III-4-3-2-1) Le processeur primaire d'instrumentation	85
III-4-3-2-2) Le processeur surveillant d'instrumentation	87
III-4-3-3) Interface du bus de données ARINC 429	89

III-4-3-4) Le récepteur VHF	89
III-4-3-4-1) La section RF du récepteur VHF	89
III-4-3-4-2) La sélection de la fréquence intermédiaire du récepteur VHF	91
III-4-3-4-3) La section synthétiseur de fréquence du récepteur	92
III-4-3-4-3-1) Le signal d'injection du premier oscillateur local	92
III-4-3-4-3-2) Le signal d'injection du second oscillateur local	94
III-4-3-4-4) La section d'autotest du récepteur VHF	94
III-4-3-5) Le récepteur UHF	94
III-4-3-5-1) La section RF du récepteur UHF	95
III-4-3-5-2) La section de fréquence intermédiaire du récepteur UHF	95
III-4-3-5-3) Le détecteur	97
III-4-3-5-4) Le contrôle automatique de gain du récepteur UHF	97
III-4-3-5-5) La section de synthétiseur du récepteur UHF	97
III-4-3-5-6) La section de test fonctionnel du récepteur UHF	98
III-5) Étude pratique du GLU-920	98
III-5-1) Introduction	98
III-5-2) Description du banc d'essai T1207	98
III-5-3) Passage au banc d'essai et application du protocole de test	100
Le récepteur GNSS	100
Le récepteur ILS	101
III-6) Visualisation des informations fournies par le GLU-920	101
Le CDU d'avion B737-800 NG	101
Le CDU d'avion A330-200	101
III-7) Les documents de maintenance en aéronautique	102
(MANUELS)	
III-7-1) Documents de planification de maintenance (MDP)	103
III-7-2) Manuel d'entretien d'avion [AMM (Aircraft Manual Maintenance)]	103
III-7-3) Manuel schématique du système	104
[SSM (Système Schematic Manual)]	
III-7-4) Manuel de diagramme de câblage	104
[WDM (Wiring Diagram Manual)]	
III-7-5) Catalogue partiel illustré [IPC (Illustrated Part Catalog)]	104
III-7-6) Manuel de reportage défaut [FRM (Fault Reporting Manual)]	104
III-7-7) Manuel de dépannage [TSM ou FIM]	104
III-7-8) Construit en manuel d'équipement d'essai [BITE (Built In Test Equipment Manual)]	104
III-7-9) Manuel de réparation structurale	104
[SRM (Structural Repair Manual)]	
III-7-10) Manuel de maintenance des composants	104
[CMM (Component Maintenance Manual)]	
III-8) Recherche de panne et la maintenance du GLU-920	105
III-8-1) Les procédures de test du GLU-920	105
III-8-2) L'autotest du GLU-920	110
III-8-3) L'identification des pannes probables du GLU-920	111
III-8-3-1) Le récepteur GNSS	111
III-8-3-2) Le récepteur ILS	112
III-9) Conclusion.....	113

Chapitre IV : Simulation

IV-1) Introduction	114
IV-2) Procédures particulières d'approche aux instruments	114
IV-2-1) Construction des procédures d'approche ILS/GNSS	114
IV-2-2) Conditions normalisées	114
IV-2-3) Stratégie de mise en œuvre des procédures GNSS	114
IV-3) Détermination d'une position par le récepteur GNSS	115
IV-4) Le filtre de kalman	117
IV-4-1) Principe du filtre de kalman	117
IV-5) Simulation	118
IV-5-1) Élaboration de l'interface	118
♦ Thème de la simulation	118
♦ Élaboration de la trajectoire de descente théorique	119
♦ Simulation de l'atterrissage d'avion à l'aide du Glide Slope	119
♦ Simulation des diagrammes de rayonnement du réseau d'antennes Glide Slope	120
♦ Élaboration du signal Glide Slope reçu par l'avion	120
♦ Le signal GPS reçu par le récepteur GNSS intégré dans le GLU-920	121
♦ Élaboration de la trajectoire de descente théorique, ILS et GNSS	122
♦ Estimation de la trajectoire de descente d'avion à l'aide de GLU-920 (récepteur ILS&GNSS)	122
IV-6) Conclusion	124
<i>Conclusion générale</i>	125
BIBLIOGRAPHIE	

LISTE DES FIGURES

Chapitre I : Description générale du fonctionnement du système de radionavigation ILS

Figure (I-1) : Organigramme de la direction technique	7
Figure (I-2) : (a) Configuration de l'Airbus A330-200, (b) dimensions principales de l'Airbus A330-200	8
Figure(I-3) : Les dimensions principales du B737-800, (a) vue du côté et (b) vue de face	9
Figure(I-4) : (a) système circulaire, (b) système hyperbolique, (c) système angulaire.	12
Figure (I-5) : Les directions d'un avion	13
Figure(I-6) : Les relèvements de l'avion	14
Figure (I-7) : Définition de la trajectoire de descente	15
Figure(I-8) : Plan de fréquences de l'ILS en MHz	15
Figure (I-9) : Disposition des sous-systèmes ILS	16
Figure (I-10) : Diagramme de rayonnement du radiophare d'alignement de piste	17
Figure (I-11) : Récepteur ILS, (a) schéma synoptique et (b) schéma Fonctionnel	17
Figure(I-12) : (a1) Le boîtier de commande de l'ILS d'avion B737-800NG, (a2) le boîtier de commande de l'ILS d'avion A330-200.	19
Figure(I-13) : (b1) l'instrument de lecture ILS, (b2) informations de l'ILS dans l'EFIS d'avion A330-200.	20
Figure(I-14) : Vue en plan d'approche Localizer	20
Figure(I-15) : Diagramme de rayonnement d'un radiophare d'alignement de piste	21
Figure(I-16) : Vue en profil d'approche Glide Slope	21
Figure (I-17) : Le récepteur de bord du signal des Markers	22
Figure (I-18) : Indicateur des balises Markers sur l'avion	22
Figure(I-19) : L'indicateur des balises Markers sur l'écran PFD d'avion A330-200.	23
Figure(I-20) : Schéma de principe des informations ILS	23
Figure(I-21) : Couverture Localizer, (a) en azimut, (b) en site	24
Figure(I-22) : Couverture Glide Slope, (a) en azimut, (b) en site	25
Figure (I-23) : Procédure d'atterrissage ILS, (a) l'alignement sur l'axe de descente, (b) l'alignement sur l'axe de piste	27
Figure (I-24) : Schéma synoptique de l'utilisation du pilote automatique pour l'atterrissage aux instruments	28

Chapitre II : Description du fonctionnement du système GNSS

Figure(II-1) : Concept du GNSS1	31
Figure(II-2) : Les secteurs de couverture des système de renforcement par satellite géostationnaire (SBAS) du GNSS	31
Figure(II-3) : Architecture du GPS	34
Figure(II-4) : Le segment spatial du GPS	35
Figure(II-5) : Satellite GPS bloc 2	35

Figure(II-6) : Le segment de contrôle du GPS	36
Figure(II-7) : Segment utilisateur du GPS	37
Figure(II-8) : Le signal GPS	37
Figure(II-9) : Modulation par la phase	38
Figure(II-10) : Générateur de code C/A	39
Figure(II-11) : Architecture générale d'un récepteur GPS	43
Figure(II-12) : Comparaison entre le signal reçu et le signal propre du récepteur sur les codes	45
Figure(II-13) : Comparaison entre le signal reçu et le signal du récepteur sur la porteuse	47
Figure(II-14) : Interprétation géométrique de la mesure de phase	48
Figure(II-15) : Mesures de pseudo distances	49
Figure(II-16) : Mauvais GDOP	52
Figure(II-17) : GDOP correct	52
Figure(II-18) : Le positionnement absolu	54
Figure(II-19) : Le positionnement relatif	55
Figure(II-20) : Principe général du système DGPS	56
Figure(II-21) : Constellation du GLONASS	57
Figure(II-22) : Constellation du GALILEO	59
Figure(II-23) : Les augmentations différentielles régionales SBAS	61
Figure(II-24) : Aspects opérationnels du GBAS	62

Chapitre III : Etude du récepteur ILS & GNSS (Global Landing Unit-920)

Figure(III-1) : Schéma synoptique général des liaisons entre le GLU-920 et les différents systèmes d'avion	66
Figure(III-2) : Le schéma fonctionnel simplifié du GLU-920	67
Figure(III-3) : Vue de la face avant du boîtier du GLU-920	68
Figure(III-4) : Emplacement du GLU-920 dans la soute électronique de l'avion B737-800	68
Figure(III-5) : Emplacements des antennes GNSS dans l'avion B737-800NG	69
Figure(III-6) : L'antenne GNSS d'avion B737-800, (a) vue supérieure, (b) vue inférieure	69
Figure(III-7) : Description générale du fonctionnement du récepteur GNSS intégré dans le GLU-920	70
Figure(III-8) : (a) Mesure de pseudo distances, (b) Mesure de la différence de temps entre le signal reçu et le signal propre du récepteur	71
Figure(III-9) : Format de l'ARINC 429	72
Figure(III-10) : Chronogramme de l'ARINC 429	74
Figure(III-11) : Le schéma fonctionnel du récepteur GNSS	75
Figure(III-12) : La durée du message de navigation total	79
Figure(III-13) : Le schéma fonctionnel du système processeur A3	81
Figure(III-14) : (a) Emplacement des deux antennes de Localizer et Glide Slope dans l'avion B737NG, (b) description du fonctionnement du récepteur ILS intégré dans le GLU-920	81
Figure(III-15) : Le schéma fonctionnel simplifié du récepteur ILS (la carte A7)	84
Figure(III-16) : Le schéma fonctionnel simplifié du circuit du processeur primaire d'instrumentation	86

Figure(III-17) : Le schéma fonctionnel simplifié du circuit du processeur surveillent d'instrumentation	88
Figure(III-18) : Le schéma fonctionnel simplifié du récepteur VHF	90
Figure(III-19) : Le schéma fonctionnel simplifié du récepteur UHF	96
Figure(III-20) : La face avant du banc d'essai T1207 du GLU-920	99
Figure(III-21) : L'installation nécessaire pour le passage au banc d'essai T1207	100
Figure(III-22) : Affichages des informations fournies par le récepteur GNSS sur le CDU, (a) de l'avion B737-800NG, (b) de l'avion A330-200	102
Figure(III-23) : L'autotest du GLU-920	111
Figure(III-24) : Indication de la défaillance de l'information fournie par le récepteur GNSS d'avion B737-800 NG	111
Figure(III-25) : L'autotest de l'ILS	112

Chapitre IV : Simulation

Figure(IV-1) : La transformation d'une projection sphérique en projection plane	115
Figure(IV-2) : La localisation d'une position par les satellites GPS	116
Figure(IV-3) : Dilution sur la position liée à la configuration des satellites	116
Figure(IV-4) : Thème du projet	119
Figure(IV-5) : La trajectoire de descente théorique	119
Figure(IV-6) : Simulation de l'atterrissage d'avion à l'aide du Glide Slope	120
Figure(IV-7) : Simulation des diagrammes de rayonnement du réseau d'antennes Glide Slope	120
Figure(IV-8) : Le signal Glide Slope reçu par l'avion lorsque, (a) l'avion est trop haut de l'axe de descente, (b) l'avion sur l'axe de descente, (c) l'avion est trop bas de l'axe de descente	121
Figure(IV-9) : Le spectre du signal GPS simulé composé du code C/A et du code P	122
Figure(IV-10) : Le spectre du signal GPS reçu par le récepteur GNSS composé du code C/A	122
Figure(IV-11) : Simulation de la trajectoire de descente théorique, ILS et GNSS	122
Figure(IV-12) : L'estimation de la trajectoire de descente théorique d'avion	123
Figure(IV-13) : L'estimation de la trajectoire de descente à base du Glide	123
Figure(IV-14) : L'estimation de la trajectoire de descente à base du récepteur GNSS	123
Figure(IV-15) : L'estimation de la trajectoire de descente d'avion à l'aide de GLU-920	124

Abréviations / Acronymes :

Abréviations	Identification
A/D	Analog-to-Digital
ADF	Automatic Direction Finder
AFC	Automatic Frequency Control
AGC	Automatic Gain Control
AM	Amplitude Modulation
APPR	Approach
ARINC	Aeronautical Radio Incorporated
ATA	Air Transport Association
BCD	Binary Code Decimal
BITE	Built-in Test Equipment
BNR	Binary
BPSK	Binary Phase Shift Keying
C/A	Course/Acquisition
CAGE	Commercial Avionics GPS Engine
CDU	Control Display Unit
CFDS	Centralized Fault Display System
CMOS	Complimentary Metal Oxide Semiconductor
CPU	Central Processing Unit
D/A	Digital -to- Analog
dB	Decibel
dBm	Decibel Below 1 Milliwatt
DDM	Difference in Depth of Modulation
DEV	Deviation
DME	Distance Measuring Equipment
DSP	Digital Signal Processor
EEPROM	Electrically Erasable Programmable Read Only Memory
FM	Frequency Modulation
FMC	Flight Management Computer
FPGA	Field Programmable Gate Array
GLONASS	Global Orbiting Navigation Satellite System
GLS	Global Landing System
GLU	Global Landing Unit
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPS	Global Positioning System
Hz	Hertz
IF	Intermediate Frequency
ILS	Instrument Landing System
IRS	Inertial Reference System
LED	Light Emitting Diode
LRU	Line Replaceable Unit
MCU	Module Concept Unit
MLS	Microwave Landing System
MMR	Multi Mode Receiver
NCD	No Computed Data
NM	Nautical Mille
NML	NORMAL OPERATION
OMS	Onboard Maintenance System
PFD	Primary Flight Display

PLD	Programmable Logic Device
PLL	Phase Locked Loop
PROM	Programmed Read-Only Memory
PRAIM	Predictive Receiver Autonomous Integrity Memory
PRN	Pseudo Random Noise
PVT	Position, Velocity and Time
RAIM	Receiver Autonomous Integrity Memory
RAM	Random Access Memory
ROM	Read Only Memory
RF	Radio Frequency
SSM	Sign/Status Matrix
SysP	System Processor
TX	Transmit
UART	Universal Asynchronous Receiver-Transmitted
UHF	Ultra High Frequency
UTC	Universal Time Coordinated
VCO	Voltage Controlled Oscillator
VHF	Very High Frequency
VOR	VHF Omni directional Rang

INTRODUCTION
GÉNÉRALE

INTRODUCTION GÉNÉRALE

Depuis ses origines, l'aéronautique est en évolution permanente. Dans un premier temps, l'aéronautique et la motorisation ont permis d'améliorer les performances de nos avions. De nos jours, ce sont principalement les équipements à base d'électronique et d'informatique qui permettent d'améliorer et d'optimiser le vol. Les équipements de bord se sont modernisés en utilisant les techniques nouvelles, de nouveaux instruments d'aides à la radionavigation.

La radionavigation est un ensemble de techniques de guidage qui utilisent des émissions d'ondes électromagnétique pour déterminer la position d'un avion. Elle consiste à guider à l'aide de mesure sur les signaux radioélectriques, augmente considérablement les performances de navigation. La plupart des systèmes de radionavigation ont été développés pour les besoins militaires, puis ils ont été mis à la disposition des utilisateurs civils. Les systèmes radioélectriques reposent sur la transmission des signaux radio ou qui permettent le positionnement bidimensionnel avec une précision dépendant de la portée et de la fréquence de chaque système. Les principaux systèmes radioélectriques sont :

- Les systèmes au sol transhorizon : **OMEGA, OMEGA Différentiel, LORAN C.**
- Les systèmes au sol à portée limitée : **VOR, DME (TACAN), ILS, MLS.**
- Les radiocompas.

Le système international OMEGA émet des signaux entre 10 kHz et 13 kHz et couvre le monde à partir de huit stations. La précision est d'environ une dizaine de kilomètres. Il est contrôlé par les garde-côtes américains et par les marines nationales abritant les stations. Le traitement des mesures à bord est complexe et comprend des modèles de propagations sophistiqués. Ce système très sensible aux conditions météorologiques. Un système complémentaire au système OMEGA est le OMEGA différentiel qui permet de communiquer, par une liaison codée et indépendante à l'OMEGA, les erreurs de propagations constatées en un point connu. La précision obtenue peut atteindre le kilomètre. Le LORAN C est un système formé d'un réseau de stations couvrant chacune un ou deux mille kilomètres. Toutes les stations sont sur la même fréquence. Elles émettent des impulsions dont la structure permet de reconnaître l'émetteur. A partir des mesures sur trois stations, un mobile au sol calcule sa latitude et sa longitude à quelques centaines de mètres près et recalc son horloge à mieux qu'une microseconde. La couverture est côtière sur l'hémisphère nord.

Le VOR de portée optique est le système de navigation normalisé de l'aviation civile. Il fonctionne dans la bande VHF [108 MHz-118 MHz] et il fournit la partie angulaire des coordonnées polaires. Sa précision est de 3% à 95%. Le système complémentaire du VOR est le système DME qui donne la distance par rapport à une station par mesure du temps de propagation aller retour d'un signal. C'est un équipement cher et précis, environ 200 m à 95%. Les systèmes ILS (Instrument Landing System) et MLS (Microwave Landing System) sont des systèmes d'aide à l'atterrissage permettent de guider l'avion dans la phase d'approche jusqu'à la piste. Ils émettent des signaux pour ILS dans la bande VHF [108 MHz-112 MHz] et dans la bande UHF [329MHz-335MHz] avec la possibilité de 40 canaux et pour le MLS dans la bande C de [5 GHz-5,125 GHz] avec la possibilité de 200 canaux. La précision est de quelques mètres à l'entrée de la piste durant la phase d'approche. Cette phase d'approche est considérée comme la phase la plus critique durant une opération aérienne, car c'est durant la quelle le pilote prépare son appareil à la configuration d'atterrissage ce qui nécessite l'élaboration des procédures d'approche simple afin de diminuer la charge de travail du pilote.

Le radiocompas embarqué, associé à une radiobalise au sol, est le plus ancien des systèmes de radionavigation. Il porte au-delà de l'horizon et même imprécis, il permet de rejoindre l'émetteur à coup sur, ou presque. Il est très sensible aux interférences.

Malheureusement, plusieurs limitations ont été constatées pour les systèmes de radionavigation sol ce qui dégradent parfois leur performances. Ces limitations sont :

- Une couverture limitée.
- Une précision insuffisante et dépendante du lieu.
- Une sensibilité aux interférences radioélectriques.
- Un levé d'ambiguïté délicat.
- Une navigation bidimensionnelle.
- Un temps de mesure relativement long.
- Une disponibilité non permanente.
- Une sensibilité aux conditions météorologiques.
- Des mesures à effectuer avec le véhicule à l'arrêt.

L'OACI (Organisation de l'Aviation Civile Internationale) a, dans le cadre de la mise en œuvre du concept CNS/ATM (Communication, Navigation & Surveillance/Air Traffic Management) promu l'utilisation de la navigation par satellite comme moyen de navigation. Le système actuellement disponible, le système de positionnement global par satellite GPS (Global Positioning System) vient donc de résoudre les problèmes des systèmes de navigation conventionnels et donc d'améliorer les performances de positionnement. Le système GPS qui a remplacé le système satellitaire américain TRANSIT, offre des potentialités très importantes car il allie, pour première fois, des qualités exceptionnelles comme la navigation tridimensionnelle, la couverture mondiale et permanente et des précisions de localisation centimétriques à décimétriques (suivent les moyens et les traitements mis en œuvre). Il faut encore ajouter que le nombre d'utilisateurs est illimité et le coût du service est très faible.

Le système de positionnement global GPS a été introduit en 1978 par le département de la défense américaine, afin de remplacer tous les systèmes de positionnement peu performants ou trop contraignants de l'époque. Cependant, il n'a vraiment été accessible au grand public que vers le milieu des années 80, et en moins de dix ans, il a complètement détrôné tous les autres systèmes de positionnement existants.

Aujourd'hui, un récepteur GPS tient dans le creux de la main et permet de connaître instantanément sa position avec une erreur inférieure à 22mètres, quelque soient le lieu, l'heure ou les conditions météorologiques. Il permet de connaître la distance et la direction de tous les lieux connus. De nombreuses informations utiles sont également fournies en permanence par le récepteur GPS, comme la vitesse et la direction de déplacement, l'heure, le jour ou encore une estimation de l'heure d'arrivée. Son utilisation ne requiert généralement aucune compétence particulière, il suffit de mettre en marche le récepteur GPS comme n'importe quel récepteur radio et d'attendre que la position soit affichée.

On considère, depuis que l'armée américaine a cessé de dégrader les signaux GPS. Qu'un récepteur GPS permet généralement une précision horizontale de l'ordre de 10mètres. Mais cette précision ne peut pas toujours être garantie elle peut varier dans des proportions non négligeables suivant le lieu et les conditions. Aussi, le GPS n'est pas vraiment disponible

Introduction générale

partout certaines forêts aux feuillages extrêmement denses ne permettent pas de recevoir les signaux des satellites ; certains émetteurs ou phénomènes naturels provoquent des interférences empêchant complètement le fonctionnement des récepteurs GPS, et dans certaines circonstances, parfois dues à l'utilisateur, les récepteurs fournissent des indications erronées. Dues aux nombres réduits des satellites visibles. Le passage en mode 2D par le récepteur peut provoquer un décalage de plusieurs centaines de mètres.

De nombreux systèmes et procédés ont été développés pour augmenter la précision et la fiabilité du GPS parce que une erreur peut conduire parfois des situations dramatiques surtout dans la phase d'atterrissage d'avion. Le GPS différentiel est l'un des moyens le plus connus et le plus répandus. D'autres procédés, tel que le calcul d'une moyenne sur une position fixe pendant un temps assez long, permettent d'annuler une partie des erreurs et d'obtenir un résultat d'une très bonne précision. Certains récepteurs GPS sont pourvus de cette fonction. A cause de certain nombre de défauts, à la fois technique (précision, intégrité, disponibilité) et surtout politique du GPS. Le département de la défense américaine « DoD », l'exploitant du système, ne veut reconnaître aucune responsabilité en cas de problème causés par son utilisation, une solution a consisté à ajouter au système existant, un système complémentaire permettant d'améliorer ses performances et surtout le contrôle de son intégrité. C'est le GNSS 'Global Navigation Satellite System' ou Système Global de Navigation par Satellite. Il est escompté du GNSS qu'il répondra aux besoins de toutes les phases du vol ainsi que des opérations à la surface des aérodromes et les opérations en route et en région terminale ainsi que sur les opérations d'approche et d'atterrissage jusqu'à l'approche de précision de catégorie 1. Actuellement le système d'atterrissage aux instruments ILS est le moyen d'aide à l'approche et à l'atterrissage primaire telle que reconnu par l'OACI dans le futur lorsque le GNSS sera complètement opérationnel, il sera une aide à la navigation normalisée.

Dans le but d'assimiler certaines notions de base des principaux systèmes d'aide à l'atterrissage ce projet consiste d'étudier le récepteur ILS et GNSS au niveau de l'avion à travers la description générale du principe de fonctionnement des deux systèmes ILS et GNSS et de l'utilisation pratique en vol afin de détaillée l'étude pratique du récepteur ILS et GNSS, ce travail s'intéresse surtout à l'étude des différents modules et à la maintenance de l'unité d'atterrissage global **GLU-920** (Global Landing Unit-920) pour assurer la sécurité des passagers et d'avions au niveau le plus haut (navigabilité), il faut faire la maintenance et la recherche de pannes (banc d'essai) des équipements de bord.

Quand on parle du bon fonctionnement de l'accessoire d'aide à l'atterrissage GLU-920 d'avion, on vise bien la sécurité des passagers et d'avions, donc il fallait absolument bien comprendre le fonctionnement interne pour faire la maintenance et la recherche de pannes en vue d'établir un matériel à son potentiel de performance et de disponibilité à un niveau fixé par l'autorité responsable (l'état).

Dans le cadre de ce travail, nous allons aborder les différentes notions de base des deux systèmes ILS et GNSS, tout les mesures effectuées par les récepteurs pour le bien comprendre nous suivons les étapes suivantes :

Tout d'abord, le premier chapitre est consacré à la description générale du système ILS d'une façon explicite, nous commençons dans la première partie par une présentation de la compagnie d'accueil (Air Algérie), après la deuxième partie est consacrée principalement pour l'étude du système d'atterrissage aux instruments ILS. les grandes étapes et l'architecture du système, puis les différents services du système seront discutés. Ce chapitre

Introduction générale

abordera également le principe de fonctionnement du récepteur ILS, et enfin les limites du système.

Le deuxième chapitre est consacré à l'étude détaillée du fonctionnement des modules du système de navigation mondiale par satellite GNSS. En commençant par les différents composants du système telle que les constellations de base, en développant la constellation GPS, constellation GLONASS et GALILEO, puis on développe les systèmes de renforcement (ABAS, GBAS et SBAS), et enfin l'utilisation du récepteur GNSS en phase d'approche.

En suite, dans le troisième chapitre nous allons parler d'une manière approfondie du fonctionnement interne du récepteur ILS et GNSS ou bien le GLU-920 (Global Landing Unit-920) car c'est un élément très important dans notre projet de fin d'études. On commence notre étude par une description générale de l'équipement GLU-920, après on passe à la description du fonctionnement interne des différents modules de l'équipement, et l'étude pratique du GLU-920 et la visualisation des informations fournies. Ensuite on va présenter les différents manuels de maintenance, après les procédures de test de l'équipement GLU-920, puis les conditions de test et la méthode de test. Enfin la recherche de pannes et le test de l'équipement, en commençant par les procédures de test, l'autotest, l'identification des pannes des deux récepteurs GNSS et ILS intégrés dans le GLU-920.

Le dernier chapitre est consacré à la réalisation d'une interface graphique de simulation sous un environnement MATLAB permettant de visualiser et d'estimer la trajectoire de descente de l'avion dans la phase d'atterrissage à l'aide du GLU-920.

Enfin nous terminons notre travail par une conclusion générale.

CHAPITRE I.

Description générale du fonctionnement
du système de radionavigation ILS

Introduction :

Dans ce chapitre on va faire une description générale et une étude détaillée du système ILS d'une façon explicite, nous commençons dans la première partie par une présentation de la compagnie Air Algérie, ces évolutions, la direction technique, puis la description des deux avions B737-800 NG et A330-200, après dans la deuxième partie nous allons passer à l'étude du système ILS, dans cette dernière partie nous insistons sur les grandes étapes et l'architecture du système ILS, puis les différents services du système seront discutés. Ce chapitre abordera également le principe de fonctionnement du récepteur ILS, et enfin les limites du système.

Partie 1 :

Présentation d'Air Algérie, Airbus A330-200
et Boeing B737-800

Partie 1 : Présentation d'Air Algérie, Airbus A330-200 et Boeing B737-800

I-1) Historique de la compagnie Air Algérie :

I-1-1) Présentation de la compagnie Air Algérie :

La compagnie Air Algérie a été créée en 1947 pour l'exploitation du réseau des lignes aériennes entre l'Algérie et la France. Ce même réseau était desservi par la société Air Transport dont les lignes s'étendaient jusqu'à l'ex Afrique occidentale française.

En 1953 : A la suite de la fusion de ces deux organismes ; la compagnie générale de transport (Air Algérie) entre en activité.

En 1963 : Air Algérie devient compagnie nationale sous la tutelle du ministère du transport.

I-1-2) Evolution :

En 1954 : Air Algérie transports 100 000 passagers avec une flotte composée de quatre (04) avions conventionnels à piston Douglas de 4.

En 1956 : L'introduction des lockhurd « constellation » porte le nombre d'avions à dix (10) et le nombre de passagers transportés est de 230 000.

En 1957 : Acquisition de deux (02) autres DC4, ainsi que (02) autres DC4 500Tonnes de fret

En 1959 : Mise en service de la première caravelle, avions propulsés par du turbo-réacteurs.

En 1962 : A cette date, la flotte se compose de :

- 08 caravelles.
- 10 Douglas.
- 03 Douglas DC3.

En 1966 : Nationalisation totale du personnel navigant commercial.

En 1968 : Les actions détenues par les sociétés étrangères sont rachetées acquisition de quatre (04) convairs 640 et retrait des DC4 et DC3.

En 1971 : Mise en service des premiers « super jet » Boeing. La disponibilité du personnel navigant Algérien permettrait la composition des premiers équipages entièrement algériens

En 1972 : Réalisation au sien des ateliers de maintenance de Dar El Beida de la première grande visite sur un appareil de type caravelle.

En 1973 : Achat du deuxième et troisième Boeing 727-200.

En 1975 : Toute est renouvelée, Air Algérie sera la première compagnie du tiers monde à se placer dans le rang des plus grandes compagnies mondiales.

En 1980 : La flotte s'enrichit d'une nouvelle race d'avion, l'Airbus de type gros porteur pour satisfaire les clients tant au niveau national qu' international.

En 1984 : La nationalisation du personnel navigant technique. Quatre vingt huit pour cent de l'effectif du personnel de conduite est composé de nationaux (88%).

En 1987 : Air Algérie est déchargée de la gestion aéroports.

En 1997 : Air Algérie devient une société par actions avec un capital de 2,5 milliards DA.

En 1998 : Libéralisation du transport aérien.

En 2000 : Le capital d'Air Algérie est porté à 6 milliards de dinars.

En 2002 : Le capital d'Air Algérie est porté à 14 milliards de dinars.

La flotte est renouvelée par l'acquisition de nouveaux avions tels que les Boeing 737 - 800, 737 - 600, les ATR - 72-500 et par des Airbus A330 - 200. A ce jour, Air Algérie compte une flotte de 29 avions composées de :

- 5 avions Airbus 330 - 200,
- 6 avions ATR 72,
- 3 avions Boeing 767-300,
- 5 avions Boeing 737-600,
- 10 avions Boeing 737-800.

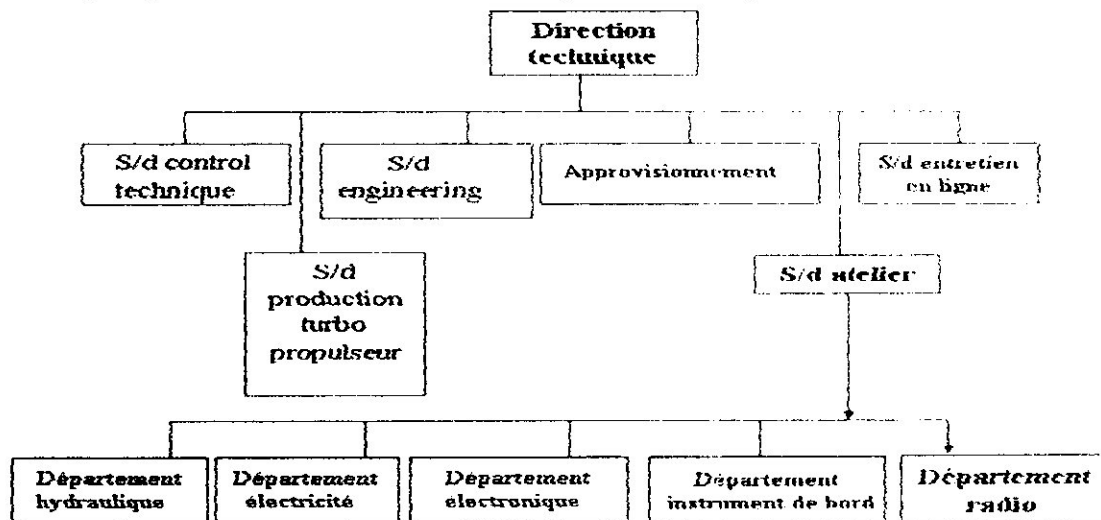
Pour l'activité cargo, l'entreprise est dotée d'un Boeing 737 d'une capacité de treize tonnes.

L'évolution de la compagnie c'est fait par l'adjonction d'unités ou d'activités issues de diverses restrictions. Air Algérie est organisé par plusieurs directions et la plus importante c'est la direction technique.

I-1-3) La direction technique :

Pour faire face à l'impératif de sécurité et pour prolonger la durée de l'exploitation, des appareils de la flotte, une politique de maintenance doit être mise en œuvre. Ces précisement le rôle de la direction technique au sein d'Air Algérie, installée au niveau de l'aéroport HOUARI BOUMEDIENNE situer à l'Est de la capitale à une distance de 20km et s'étend sur une surface de 2400ha. La direction technique à son tour est divisée en sous direction, représentées sur un organigramme.

I-1-4) Organigramme de la direction technique : Voir la figure(I-1)

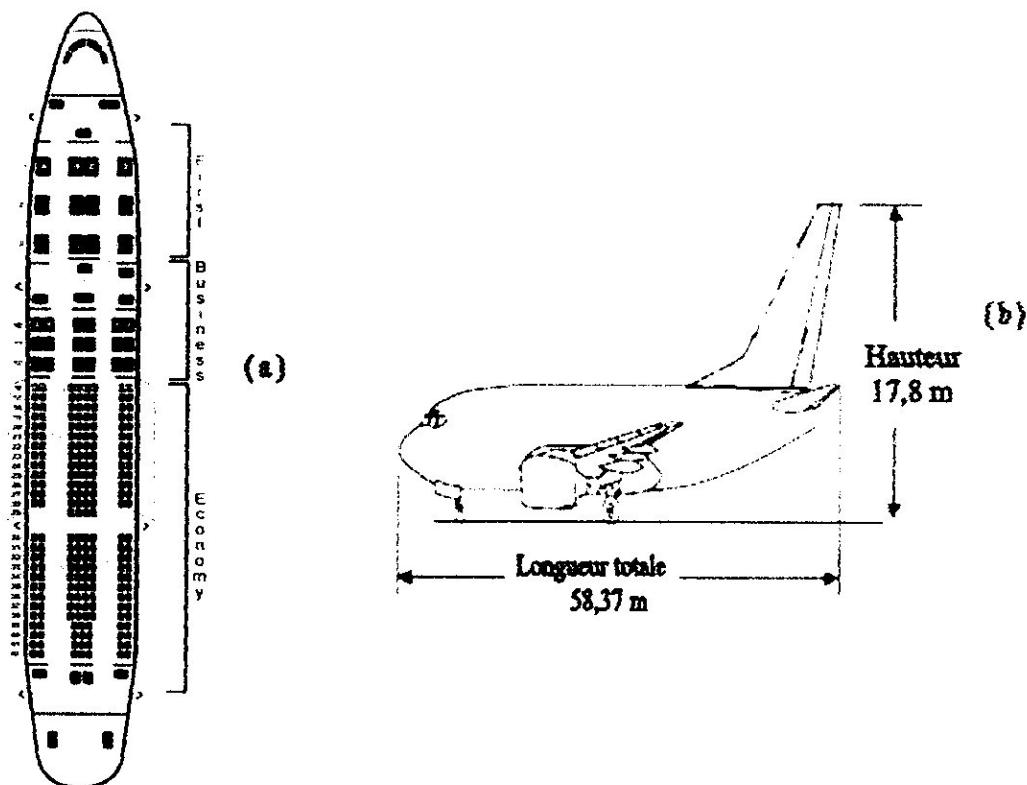


Figure(I-1): Organigramme de la direction technique

I-1-5) Présentation de l'A330-200 et du B 737-800 :

I-1-5-1) Présentation de l'Airbus A330-200 :

L'Airbus A330-200 est un avion bimoteur moyen-courrier, équipé de deux (02) réacteurs CF6-80E1A3 situés sous les ailes de part et d'autre du fuselage. Cette appareil, concurrent direct des Boeing 777, présente de nombreuse analogie avec celle de A340, notamment une voilure et un fuselage identique. Par ailleurs, le cockpit et la technologie (commandes de vol électriques) de l'A330 sont analogues à ceux de la famille des A340 et des A320, ce qui permet une gestion et une formation plus efficaces du personnel navigant et des techniciens au sol. Airbus a commencé à proposer aux clients une version de transport de fret, désignée A330-200F. Il offrait un avion-cargo civil d'une plus longue autonomie, actuellement proposés par le constructeur et également légèrement supérieur en termes de charge utile voir la figure (I-2).



Figure(I-2): (a) Configuration de l'Airbus A330-200, (b) dimensions principales de l'Airbus A330-200.

Caractéristiques :

Longueur totale	58.37 mètres
Envergure d'aile	60.3 mètres
Hauteur	17.8 mètres
La masse maximale au décollage	233,000kg
La masse maximale à l'atterrissage	182,000kg
La vitesse maximale (anémomètre)	956km/h
Vitesse de croisière	867 Km /heure

Tableau (I-1) :Caractéristiques de l'A330-200.

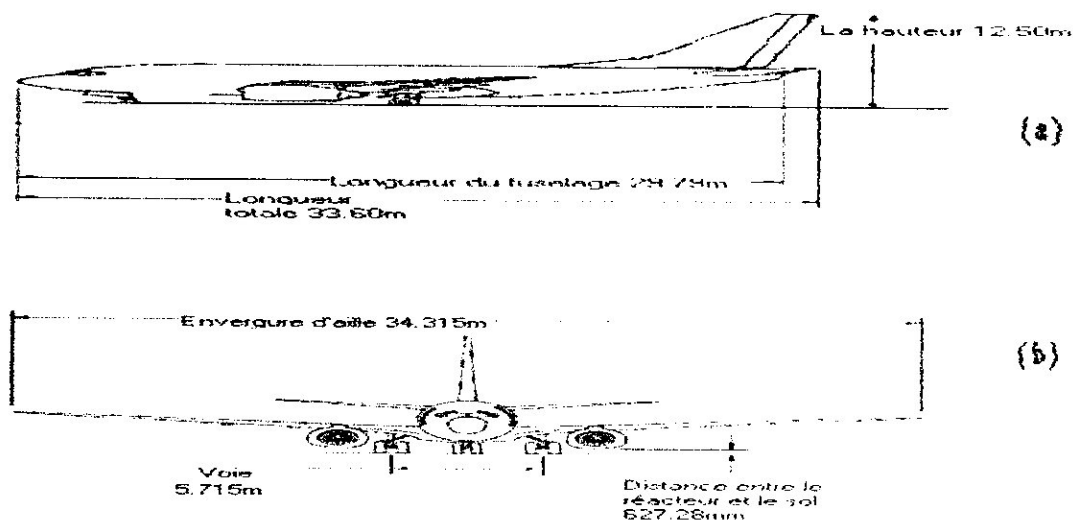
Configuration :

Première classe	12 sièges
Classe affaire	18 sièges
Classe économique	208 sièges
Nombre total de sièges	238 sièges
Équipage	(2 + 11) sièges

Tableau (I-2) : Configuration de l'A330-200.

I-1-5-2) Présentation du Boeing 737-800 :

Le Boeing 737-800 est un avion moyen courrier, équipé de deux (02) réacteurs CFM56-7b27 situés sous les ailes de part et d'autre du fuselage voir la figure(I-3).



Figure(I-3): Les dimensions principales du B737-800, (a) vue du cote et (b) vue de face

Caractéristiques :

Longueur totale	33,60mètres
Envergure d'aile	34,30mètres
Hauteur	12,50mètres
La masse à vide	26.900 t
Carburant	26.025litres
La vitesse maximale	0,82 mach
Rayon d'action maximum	3.630 NM/5.840 km

Tableau (I-3) :Caractéristiques du B737-800.

▪ Equipage :

- Un pilote.
- Un copilote.
- Un ou deux observateurs éventuels.
- Dans la cabine trois (03) assistants.
- Réseau domestique et international.

Configuration :

Nombre total de sièges : 163 sièges.

Partie 2.

Description du fonctionnement du système
de radionavigation ILS

Partie 2 : Description du fonctionnement du système de radionavigation ILS**I-2) Généralité sur la radionavigation :****I-2-1) Introduction :**

La radionavigation est un ensemble des techniques de guidage qui offre un certain nombre de moyen qui permettent de relever la position d'un mobile (navire, avion, etc.), et à déterminer son itinéraire d'un point à un autre. La radionavigation utilise des émissions d'ondes électromagnétique pour déterminer la position d'un avion. Elle consiste à guider à l'aide de mesure sur les signaux radioélectriques, augmente considérablement les performances de navigation. La plupart des systèmes de radionavigation ont été développés pour les besoins militaires, puis ils ont été mis à la disposition des utilisateurs civiles. Les systèmes radioélectriques reposent sur la transmission des signaux radio ou qui permettent le positionnement bidimensionnel avec une précision dépendant de la portée et de la fréquence de chaque système.

I-2-2) Historique :**I-2-2-1) Evolution des instruments de la navigation aérienne :**

Les différents systèmes de radionavigation se sont développés progressivement selon le schéma suivant :

◆ Génération zéro :

Comme son nom l'indique, c'est le début de l'aviation en générale, et à cette époque, le pilote utilisait ces facultés physiologique comme capteurs (vue, l'ouïe).

◆ Première génération (1950) :

Dans les années cinquante, il y a eu l'apparition des systèmes de navigation et des aides à la navigation et de communication. Il est à signaler qu'à cette époque les avions volaient à faibles altitudes.

La technologie utilisée était mécanique et électromécanique et donc caractérisé par :

- La non répétitivité de l'information,
- Le coût élevé,
- Une fiabilité médiocre de ces instruments.

◆ Deuxième génération (1960-1970) :

Cette époque était caractérisée par l'apparition d'avion volant à plus de 40000pieds et des vitesses dépassant « MACH 2 » avec l'apparition de l'électronique et de l'automatique.

Cette génération est caractérisée par :

- Une intégration partielle des systèmes et des instruments,
- Transmission des données électrique, analogique, et aussi hydromécanique.

◆ Troisième génération (1980) :

Dans les années quatre-vingt, avec l'accroissement du trafic aérien, les ingénieurs étaient confrontés de plus aux problèmes de gestion de vol tout en assurant un confort aux passagers et des coûts raisonnables. Donc cette époque était caractérisée par l'utilisation généralisée de l'informatique, de l'automatique et on remplace les points essentiels suivants :

- L'automatisation complète des systèmes,
- Intégration totale de tous les systèmes de pilotage (guidage, échanges an-sol, surveillance etc....),
- Communication NAV (surveillance),
- Gestion du trafic aérien « ATM ».

Tout les fonctions sont pilotées par des algorithmes de traitement et sont élaborés à partir des modèles approfondis qui peuvent prendre en compte des données concernant le vol.

Un avion de la troisième génération équipé de ces nouveaux systèmes et instruments de navigation aérienne peut assurer les opérations complexes associées, y compris le décollage et l'atterrissage.

Parmi les nouveautés apparues dans la gamme des systèmes de navigation, le système TCAS. Le système TCAS est un système d'anticollision entre avion et un obstacle. Il est à base d'un transpondeur (émetteur/récepteur); son principe est basé sur le calcul d'une distance entre l'avion et le reste de la flotte ou avec un obstacle. Pour une distance minimale une alarme sonore et un voyant sont déclenchés, donc le pilote doit changer de cap ou d'altitude. Ce système offre une certaine autonomie à l'équipage de bord dans la gestion du vol.

La révolution du siècle est l'apparition du GPS qui consiste à donner au pilote des paramètres concernant le vol en temps réel. Les informations fournies au pilote sont : la position (la latitude, la longitude, l'altitude), le cap, la vitesse d'avion.

En conclusion, on peut dire que les instruments de radionavigation ne cessant d'évoluer, ce qui rend la tâche du pilote moins ardue.

L'aviation va peut être nous réserver de nouvelles découvertes qui vont faciliter d'avantage la navigation aérienne.

I-2-3) Les classifications des moyens de radionavigation

On peut classer les moyens de radionavigation de deux manières principalement :

I-2-3-1) Classification géométrique des systèmes :

Tous les systèmes de radionavigation consistent à mesurer des temps de propagation ou des différences de temps de propagation des signaux radioélectrique. D'après la mesure effectuée et la nature géométrique des lignes de position (LOP), on distingue :

♦ Les systèmes circulaires :

Entre le mobile et la station au sol une mesure de temps de propagation aller-retour donne la distance LOP : cercle centrés sur le point (voir la figure(1-4)) où s'effectue la mesure (sol ou bord), correspondant à un certain temps :

$$t = (2 \times D)/c \quad c : \text{la vitesse des ondes électromagnétique.}$$

D'où pratiquement : $c = 300 \text{ m}/\mu\text{s}$. C'est le principe général des radars (RADAR) et des mesures de distance (DME).

♦ Les systèmes angulaires :

Le principe est basé sur la mesure de la différence de phase entre un signal de référence et un signal de phase variable avec le temps. Si la distance entre deux stations devient très petite par rapport aux distances au mobile, les hyperboles peuvent être confondues avec leurs asymptote : les LOP sont alors des (radiales) passant par la station et définies par leur azimut (voir la figure(1-4)).

En pratique, la mesure se fait sur le signal d'interférence des deux signaux radio, dont l'amplitude, par exemple, est fonction de l'azimut ; c'est par exemple du système VOR et NDB.

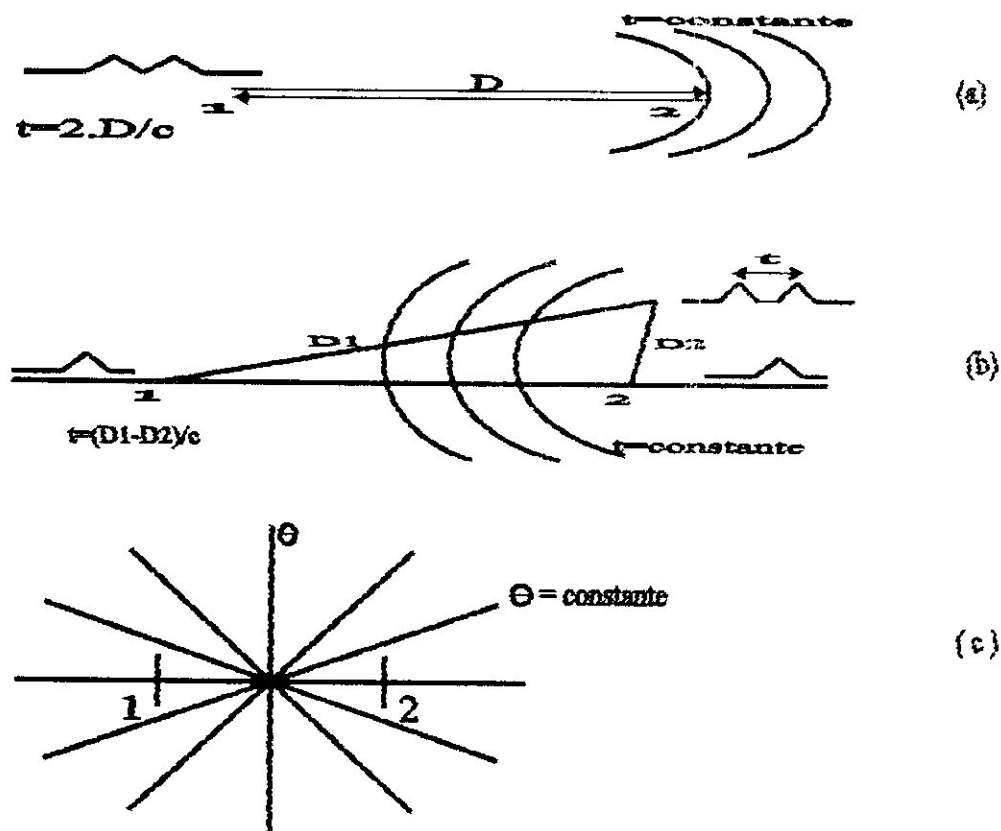
♦ Les systèmes hyperboliques :

A grande distance, il est avantageux de mesurer à bord la différence des temps de propagation à partir des stations synchrones largement espacées, c'est-à-dire de mesurer le temps qui s'écoule entre la réception des signaux émis en même (ou avec un décalage de temps connu) :

$$t = (D_1 - D_2) / c$$

Les LOP $t = \text{constante}$ sont des hyperboles de foyer (voir la figure(I-4)).

Exemple : OMEGA, LORAN



Figure(I-4): (a) système circulaire, (b) système hyperbolique, (c) système angulaire.

I-2-3-2) La classification opérationnelle :

♦ Aide à grande distance ($D > 300 \text{ NM}$) :

Ces moyens sont utilisables pour la navigation long courrier au dessus des grandes étendus désertiques ou maritimes ; précision attendue de 5 à 10 NM.

Ces aides ne peuvent utiliser que les fréquences VLF, LF ou MLF et sont de la famille hyperbolique en général : LORAN, OMEGA, GPS.

♦ Aides à moyenne distance ($D < 300 \text{ NM}$) :

Il sont utilisées pour la navigation sur routes aérienne et dont la précision doit être de quelques NM ou quelques degrés. Ces aides utilisent les fréquences HF, VHF et UHF

♦ **Aides à courte distance, approche et atterrissage :**

Ils sont utilisées dans les régions terminale et au voisinage des aérodrômes. Ce sont principalement les systèmes d'atterrissage ILS. Dont la précision est grande de quelques centaines de mètres, quelques dixième de degrés. Ces aides utilisent les fréquences VHF, UHF et SHF et sont de la famille angulaire et circulaire.

I-2-4) Définition des termes de navigation

I-2-4-1) Les orientations :

L'orientation est une mesure angulaire de 0° à 360° dans le sens rétrograde à partir d'une direction de référence (direction d'origine).

a) Les directions origines : Il existe trois directions

- **Le nord vrai (Nv) :** C'est la tangente au méridien de lieu orienté vers le pôle nord.
- **Le nord magnétique (Nm) :** C'est la direction de la projection horizontale du champ magnétique terrestre.

- **Le nord compas (Nc) :**

C'est la direction du nord magnétique indiqué par le compas du nord.

b) Les angles :

- **La déclinaison magnétique (Dm) :** C'est l'angle entre le nord vrai et le nord magnétique. Dm positive (Est) si le nord magnétique est à droite du nord vrai. Dm négative (West) si le nord magnétique est à gauche du nord vrai.

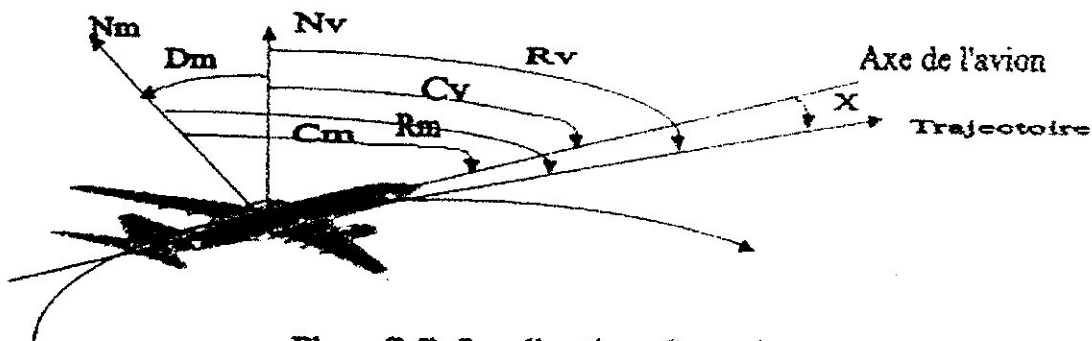
- **La déviation du compas (d) :** c'est l'angle entre le nord magnétique et le nord compas.

d est positive si le nord compas est à droit du nord magnétique.

d est négative si le nord compas est à gauche du nord magnétique.

I-2-4-2) Les différentes directions d'un avion :

- **La tangente de la trajectoire T :** voir la figure(I-5).
- **La route R :** c'est l'angle entre l'un des nord de la trajectoire.
- **Le cap C :** c'est l'angle entre l'un des nord et l'axe de l'avion.
- **La dérive X :** c'est l'angle entre l'axe de l'avion et la trajectoire.

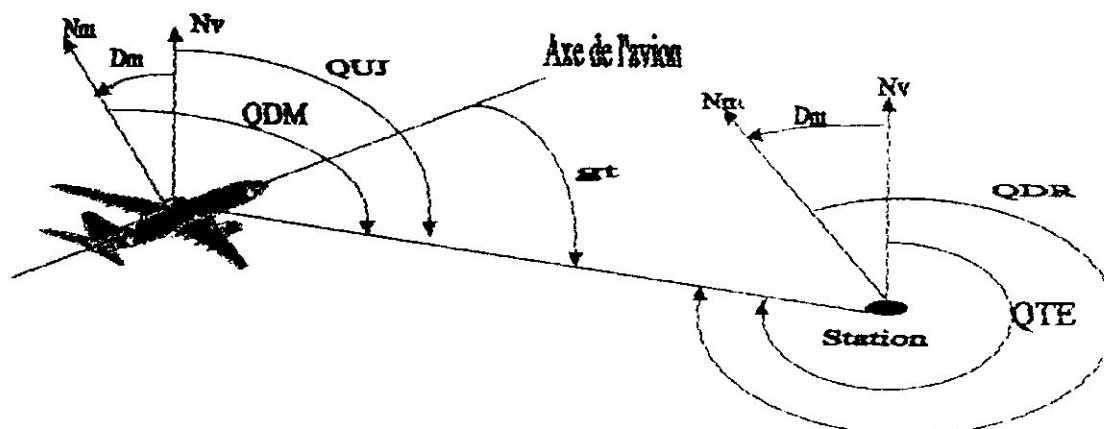


Figure(I-5): Les directions d'un avion

I-2-4-3) Les relèvements d'un avion (les codes Q) : voir la figure (I-6)

- **QUJ :** c'est le relèvement vrai d'une station par un avion.
- **QDM :** c'est le relèvement magnétique d'une station par un avion.
- **QTE :** c'est le relèvement vrai d'un avion par une station.

- **QDR** : c'est le relèvement magnétique d'un avion par une station.
- **Le gisement** : c'est l'angle entre l'axe de l'avion et l'axe joignant l'avion à une station.



Figure(I-6): Les relèvements de l'avion

I-3) Le système d'atterrissage aux instruments (ILS)

I-3-1) Introduction :

Les limites du VOR et du DME sont perçues à l'approche d'un avion de la piste d'atterrissage. Ces deux instruments de radionavigation permettent d'améliorer considérablement le guidage latéral, mais sans aucune possibilité de fournir un guidage en hauteur de l'avion. Le système d'atterrissage aux instruments (ILS : Instrument Landing System) permet de donner au pilote l'angle de descente par rapport à la piste en plus de l'information d'altitude. A tout point de vue c'est un système d'approche de précision qui est très utile en cas de mauvaise visibilité ou de visibilité nulle. L'ILS est considéré comme un système de radiophares qui vont matérialiser dans l'espace une trajectoire formée par l'intersection de deux rayonnements perpendiculaires entre eux et aboutissant à la piste et l'ILS aussi une aide à la radionavigation utilisé au niveau international pour l'approche de la piste. Le radioalignement de piste est donné par le *Localizer* et le radioalignement de descente par le *Glide Slope*. L'ILS se compose des éléments suivants (figure (I-7)) :

♦ Radiophare d'alignement de piste (RAP ou Localizer) :

Implanté dans l'axe de la piste, à 300mètres après l'extrémité, d'un part pour respecter les normes de sécurité (270m mini) et d'autre part pour permettre le guidage jusqu'à la piste et le long de celle-ci. Le signal de Localizer fournit l'azimut, ou la partie latérale. L'information pour guider l'avion à la ligne centrale de la piste. Il est semblable à un signal de VOR sauf qu'il fournit l'information sur une seule radiale : le centre de la piste. L'information du Localizer est visualisée sur le même indicateur que le VOR il travaille dans la bande de fréquence VHF de 108.10 à 111.975 MHz.

♦ Radiophare d'alignement de descente (RAD ou Glide Slope) :

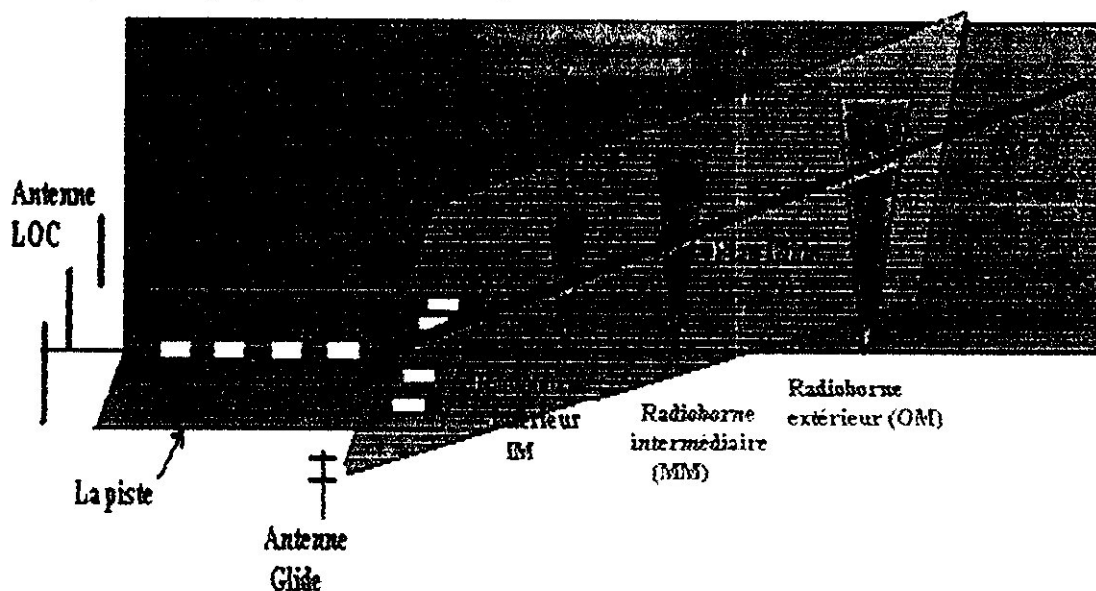
Il assure l'alignement de descente (la pente de descente), il est implanté de 150m à 300m après le seuil de piste et de 120m à 150m sur le côté de celle-ci. Sa portée est de 10 NM. Le signal Glide fournit l'information verticale de l'avion pendant l'approche ILS. L'angle de descente standard est de 3°.

♦ **Les Markers ou radiobornes (Balises) :**

Les markers sont des radiobornes à rayonnement vertical. Ils travaillent tous sur la même fréquence 75 MHz. Ils constituent une aide à la navigation (petite et moyenne distance). Les markers sont généralement placés sur l'axe d'approche finale, toutefois, certains servent comme points de report en route. Ils peuvent également servir à la navigation en route pour préciser des positions en TMA ou Airway. Au niveau de la piste ces balises sont utilisées pour alerter le pilote par rapport à son altitude en cas de mauvaise manoeuvre. Cette information est présentée au pilote par des sélections audio et visuelles, les markers sont reconnaissables au code morse que le récepteur émet en cabine mais aussi aux couleurs des lampes du récepteur qui clignotent au tableau de bord. L'ILS peut avoir jusqu'à trois radiobornes : intérieure (Inner Marker), intermédiaire (Middle Marker) et extérieure (Outer Marker).

La définition de la trajectoire de descente est une pente de 3° (degrés) environ passant à 15 mètres au dessus du seuil de piste et aboutit à 300mètres après le seuil, c'est l'intersection de deux plans qui sont :

- Un plan vertical passant par l'axe de piste : le *Localizer*.
- Un plan oblique perpendiculaire au plan Localizer : le *Glide*.



Figure(I-7) : Définition de la trajectoire de descente

Les fréquences VHF et UHF allouées au système ILS sont indiqués sur la figure (I-8).



Figure (I-8): Plan de fréquences de l'ILS en MHz

1-3-2) Disposition des sous- systèmes :

La disposition des différents sous-systèmes équipant l'ILS est indiquée par la figure (I-9).

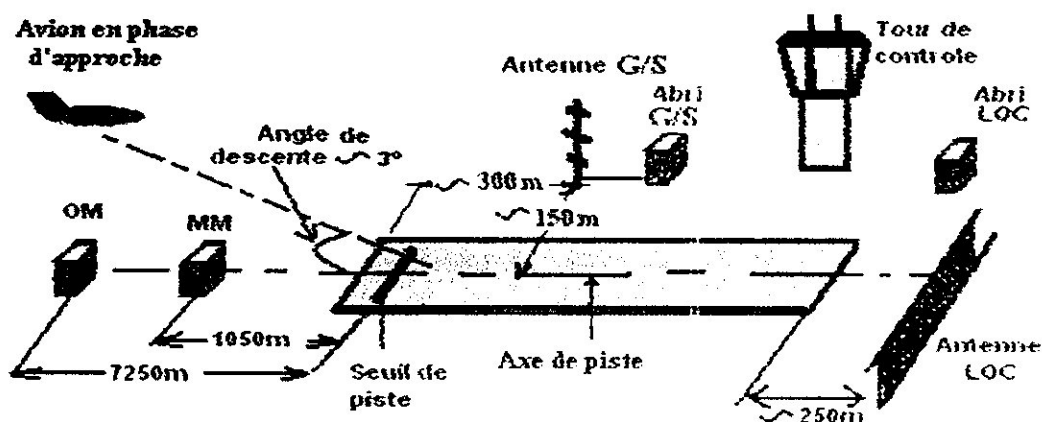


Figure (I-9): Disposition des sous-systèmes ILS

Généralement le réseau d'antenne du RAP mesure environ 25 mètres de largeur et se situe à 300 mètres de l'extrémité de piste.

Les aériens du RAD sont montés sur un mat d'environ 9 mètres, généralement situé à 300 mètres en aval du seuil de piste et à 150 mètres d'un côté ou de l'autre de l'axe de piste.

Le radioborne se trouve entre 75 et 450 mètres pour le radioborne intérieur (Inner Marker (IM)), 1050 mètres pour le radioborne intermédiaire (Middle Marker (MM)) et 7200 mètres pour le radioborne extérieur (Outer Marker (OM)) devant le seuil de la piste d'atterrissage, sur la ligne médiane prolongée de la piste d'atterrissage. Seul le radioborne médian (intermédiaire) et le radioborne extérieur sont mis en œuvre dans la majorité des cas suivants :

- Si un système DME est utilisé à titre d'équipement supplémentaire pour le radioborne, il existe des différentes possibilités d'implantation comme par exemple :
 - Antenne DME sur le mat Glide Slope (transpondeur d'impulsion DME logée dans l'abri Glide Slope).
 - Antenne DME sur le toit de l'abri Localizer (transpondeur d'impulsion DME logée dans l'abri Localizer).
 - Transpondeur d'impulsion DME logée dans un abri séparé avec antenne DME logée sur le toit de celui-ci.
 - Transpondeur d'impulsion DME logée dans un abri séparé avec antenne DME placée sur un mat séparé.

Les deux dernières dispositions citées seront choisies de préférence pour permettre une approche dans les deux sens de la piste d'atterrissage, à mi-longueur de cette dernière. Dans tous les cas, les différences de temps de transit entre points de poser et le système DME sont incluses, on obtient ainsi un zéro précis au point de poser.

I-3-3) Principe de fonctionnement du radiophare d'alignement de piste (Localizer) :

Le RAP émis dans la bande VHF sur 40 fréquences s'échelonnant entre 108 et 113 MHz, les décimales sont impaires espacées de 200 kHz (108.1, 108.3, ...).

Le réseau d'antenne du radiophare d'alignement de piste émet deux lobes qui se recoupent. Les lobes ont les mêmes fréquences porteuses, mais ils ont des modulations différentes (50 Hz et 90 Hz, comme on peut le voir sur le diagramme polaire (diagramme de rayonnement) représenté par la figure (I-10).

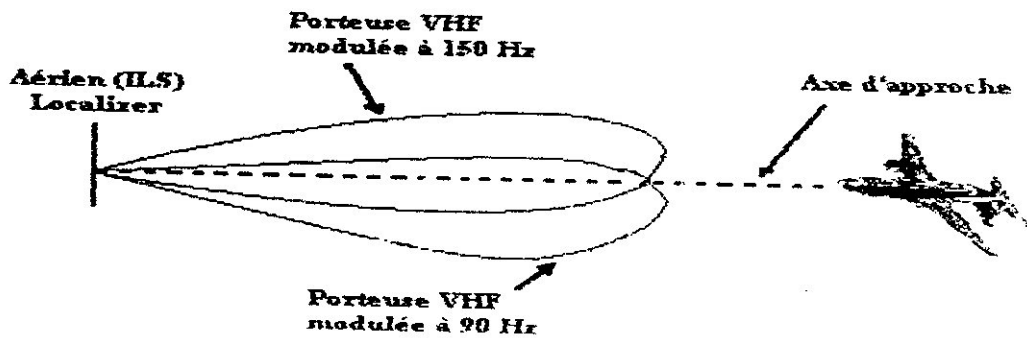


Figure (I-10): Diagramme de rayonnement du radiophare d'alignement de piste

Le récepteur de bord (figure (I-11)) compare l'amplitude des deux signaux ou exactement le taux de modulation des deux lobes. Cette comparaison est utilisée pour produire une tension qui alimente l'aiguille d'alignement de piste. Si l'avion est sur l'alignement de piste, les taux de modulation sont égaux et une tension nulle est envoyée à l'aiguille d'alignement de piste qui reste donc en position neutre, c'est-à-dire au centre.

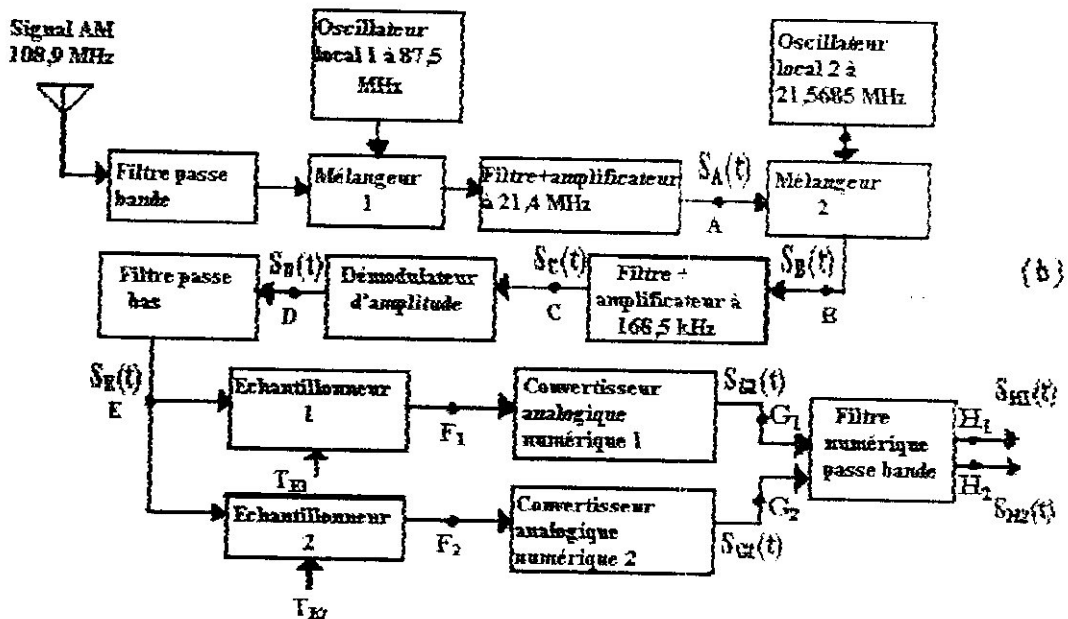
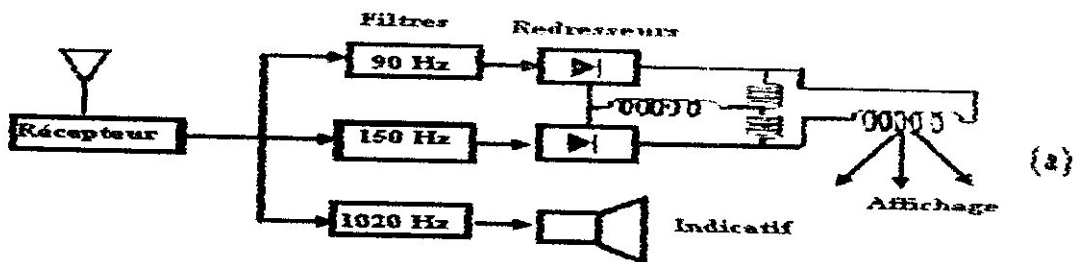


Figure (I-11): Récepteur ILS, (a) schéma synoptique et (b) schéma fonctionnel

Le récepteur ILS fournit deux informations aux systèmes de contrôle du vol et d'affichage de l'avion : les indications de pente et de déviation horizontale. Le signal reçu est un signal modulé en amplitude par deux signaux modulateurs sinusoïdaux de fréquences 90 Hz et 150 Hz.

Expression des champs rayonnés par les diagrammes :

Le signal $S_A(t)$ (figure(1-11-b)) est modulé en amplitude par deux signaux modulateurs, d'amplitudes respectives A_{m1} et A_{m2} , de fréquences respectives $f_{m1}=90$ Hz et $f_{m2}=150$ Hz. La fréquence f_p de la porteuse du signal $S_A(t)$ est égale à 21400 kHz et son amplitude est notée A_p . le signal $S_A(t)$ s'écrit :

$$S_A(t) = A_p \cdot [1 + m_1 \cdot \cos(\omega_{m1} \cdot t) + m_2 \cdot \cos(\omega_{m2} \cdot t)] \cdot \cos(\omega_p \cdot t) \quad (1.1)$$

Avec $\begin{cases} m_1 = k \cdot A_{m1} : \text{indice de modulation du premier signal modulant} \\ m_2 = k \cdot A_{m2} : \text{indice de modulation du second signal modulant} \end{cases}$
avec k étant une constante (en V^{-1}).

Le mélangeur est constitué d'un circuit multiplieur et délivre une tension $S_B(t)$ ($S_B(t) = k \cdot S_A(t) \cdot S_{OSC}(t)$, avec $k > 0$). La fréquence f_0 de l'oscillateur local est égale à 21568,5 kHz, les signaux $S_{OSC}(t)$ et $S_A(t)$ sont respectivement :

- Un signal d'amplitude constante S_{OSC} et de pulsation ω_0 :
 $S_{OSC}(t) = S_{OSC} \cdot \cos(\omega_0 \cdot t)$
- Le signal modulé en amplitude : $S_A(t) = S(t) \cdot \cos(\omega_p \cdot t)$

Donc :

$$S_B(t) = k \cdot S_A(t) \cdot S_{OSC}(t) = k \cdot S(t) \cdot \cos(\omega_p \cdot t) \cdot S_{OSC} \cdot \cos(\omega_0 \cdot t) \quad (1.2)$$

$$= 0,5 \cdot k \cdot S_{OSC} \cdot S(t) \cdot [\cos((\omega_0 + \omega_p) \cdot t) + \cos((\omega_0 - \omega_p) \cdot t)]$$

On doit utiliser un filtre sélectif centré sur la fréquence intermédiaire $f_i = f_0 - f_p$ (ou un filtre passe bas de fréquence de coupure $f_c = f_0 - f_p$) pour ne conserver que le signal modulé dont la fréquence porteuse est plus basse.

Au point C du schéma fonctionnel de la figure (1-19), le signal modulé en amplitude s'écrit :

$$S_C(t) = S_{C0}(t) \cdot \cos((\omega_0 - \omega_p) \cdot t) \quad (1.3)$$

avec $S_{C0}(t) = A_C \cdot [1 + m_1 \cdot \cos(\omega_{m1} \cdot t) + m_2 \cdot \cos(\omega_{m2} \cdot t)]$

Avec $\begin{cases} m_1 = k \cdot A_{m1} : \text{indice de modulation du premier signal modulant} \\ m_2 = k \cdot A_{m2} : \text{indice de modulation du second signal modulant} \end{cases}$
 A_C étant une constante (en V^{-1})

Les pulsations ω_0 et ω_p correspondent respectivement à la pulsation de l'oscillateur local numéro 2 et à la pulsation de la porteuse. Avec $f_0 = 21568,5$ kHz et que $f_p = 21400$ kHz. Pour obtenir le signal informatif correct qui nous intéresse on utilise le démodulateur d'amplitude à diode qui doit satisfaire la condition suivante :

$$A_C \cdot (1 - m_1 - m_2) > 0, \text{ donc } (m_1 + m_2) < 1$$

Quand $S_C(t) < S_D(t)$ la diode est passante donc $S_C(t) = S_D(t)$.

Quand $S_C(t) > S_D(t)$ la diode se bloque donc le condensateur se décharge lentement à travers la résistance par rapport à l'évolution du signal. Donc on peut obtenir le signal informatif à la sortie de notre récepteur.

Dans la pratique $k=0,4$ (V^{-1}), $\omega_{m1} = 2 \cdot \pi \cdot f_{m1} = 2 \cdot \pi \cdot 90$ Hz et $\omega_{m2} = 2 \cdot \pi \cdot 150$ Hz

$$DDM = 0,4 \cdot (A_{m1} - A_{m2}) / (A_{m1} + A_{m2}) = k \cdot \theta$$

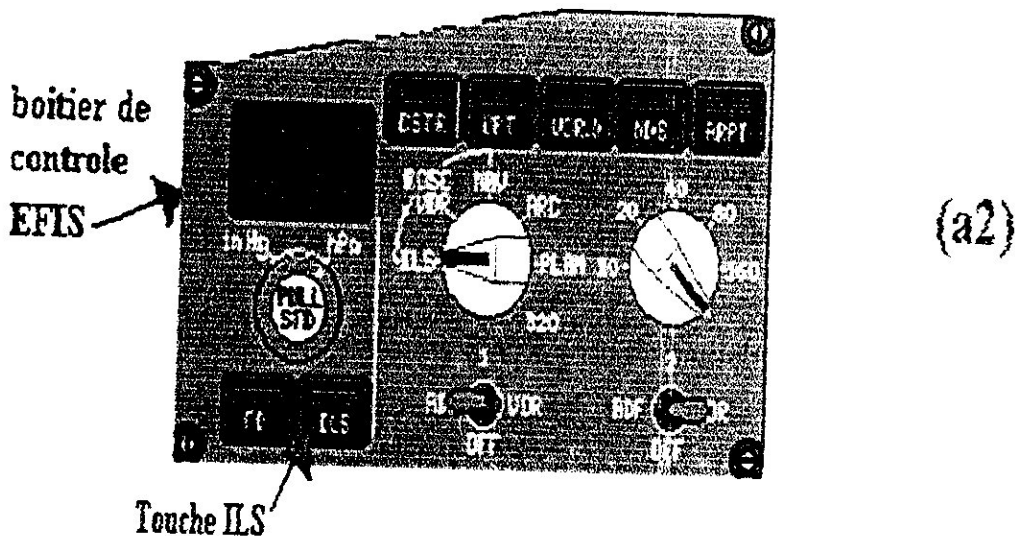
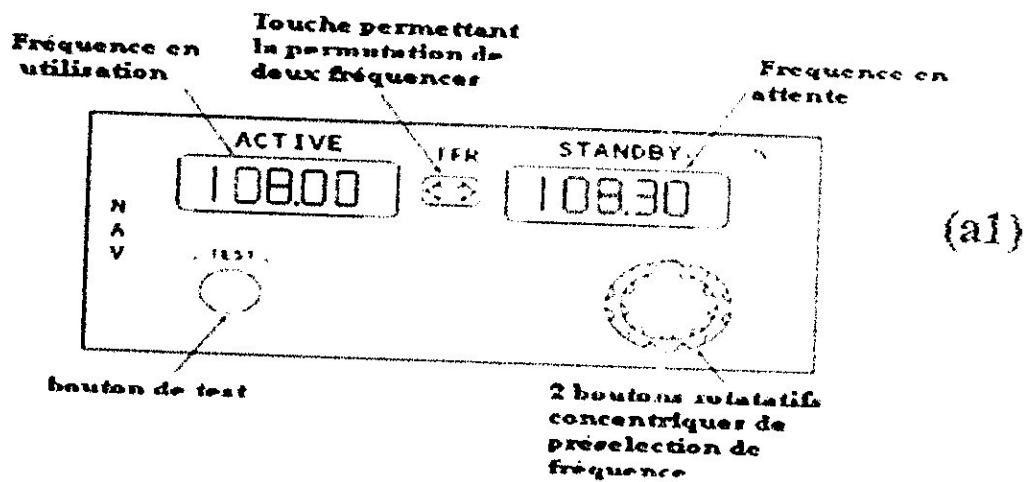
$$SDM = 0,4 \cdot (A_{m1} + A_{m2}) / (A_{m1} + A_{m2}) = 0,4 = \text{constante.}$$

A bord de l'avion l'indicateur de déviation traduit les mesures de DDM en indication d'écart. Sur l'axe de piste la DDM=0 ; les taux de modulation m_1 et m_2 sont égaux (implique $A_{m1} = A_{m2}$) d'où la SDM=0,4.

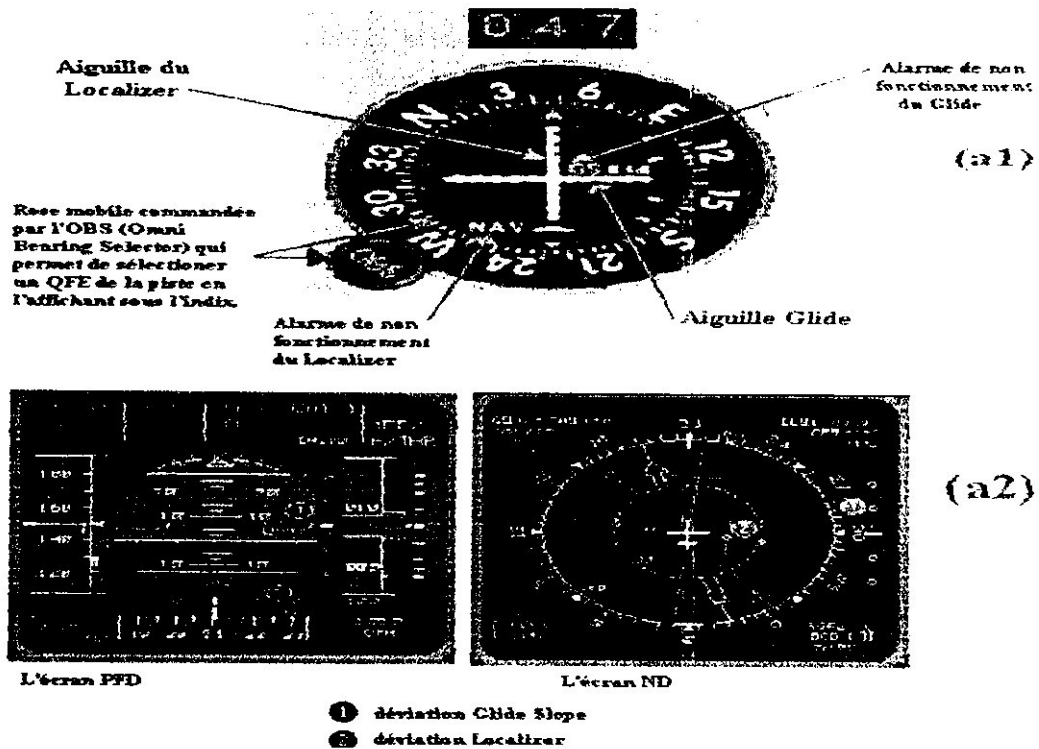
De part et d'autre de l'axe de piste la DDM est proportionnelle à l'écart avec le taux de modulation m_2 (150 Hz) prédominant à droite, et le taux de modulation m_1 (90 Hz) à gauche. Le secteur d'alignement de piste à ses limites définie par DDM =15,5 %.

Le faisceau du RAP offre un guidage en azimut grâce à l'aiguille de l'appareillage de bord ILS (ou autre indicateur semblable) accessible au pilote qui comprend :

- Un boîtier de commande (figure(I-12)),
- Un instrument de lecture (très semblable également au VOR avec toutefois une indication supplémentaire donnée par l'aiguille du Glide)(figure(I-13)).

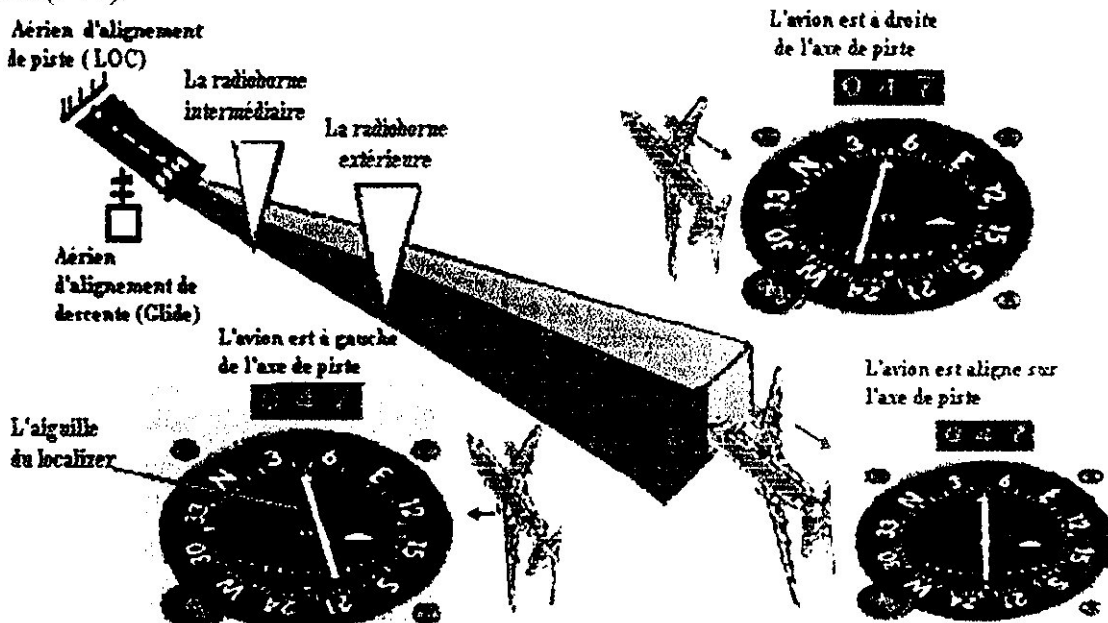


Figure(I-12) : (a1) Le boîtier de commande de l'ILS d'avion B737-800NG, (a2) le boîtier de commande de l'ILS d'avion A330-200.



Figure(I-13): (a1) L'instrument de lecture de l'information ILS, (a2) informations de ILS dans l'EFIS d'avion A330-200.

Si l'alignement de piste est à gauche en approche final, la modulation 150 Hz est plus forte que la modulation 90 Hz et une tension représentant cette différence est envoyée à l'aiguille d'alignement de piste qui dévie à gauche, signifiant que l'axe de piste est à gauche ; de même , si l'alignement de piste est à droite en approche finale, la modulation à 90 Hz sera prédominante et l'aiguille dévira à droite, signifiant que l'axe de piste est à droite voir la figure (I-14).



Figure(I-14): Vue en plan d'approche Localizer

1-3-4) Principe de fonctionnement du radiophare d'alignement de descente (Glide Slope) :

Le RAD émis dans la bande UHF sur 40 fréquences s'échelonnant entre 328 et 336 MHz.

Les radiophares RAP et RAD ont des fréquences appariées, par exemple un RAP dont la fréquence est de 110,3 MHz sera couplée à un RAD dont la fréquence sera de 335 MHz.

Le même principe s'applique aux indications d'axe de descente, si ce n'est que les lobes se recoupent dans le plan vertical.

La figure (I-15) montre que le diagramme polaire de l'alignement de descente. L'angle d'alignement de descente désiré (habituellement 3°) est obtenu en réglant l'amplitude de la porteuse modulée à 150 Hz. Si la modulation 150 Hz est plus forte que la modulation 90 Hz et une tension représentant cette différence est envoyée à l'aiguille d'alignement de descente qui dévie en haut, signifiant que l'avion est très bas de l'axe de descente ; de même, si la modulation 90 Hz est plus forte que la modulation 150 Hz et une tension représentant cette différence est envoyée à l'aiguille d'alignement de descente qui dévie en bas, signifiant que l'avion est très haut de l'axe de descente (figure (I-16)).

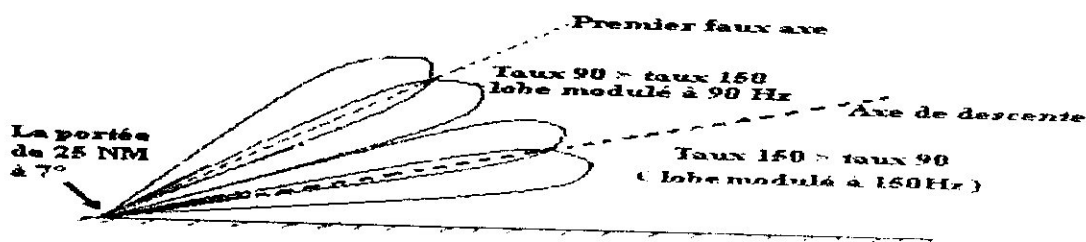
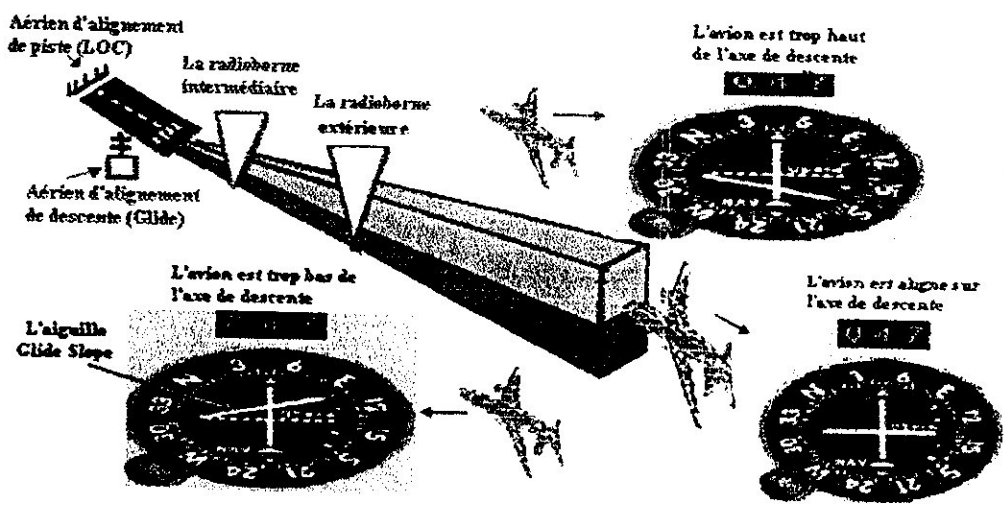


Figure (I-15): Diagramme de rayonnement d'un radiophare d'alignement de piste

Sur la même figure on voit qu'il peut exister des faux axes d'alignement, mais ils se trouvent au dessus de l'alignement de descente réel, si bien qu'ils ne devraient pas amener l'avion dangereusement bas s'ils sont utilisés par accident.

Le faisceau du radiophare d'alignement de descente assure le guidage dans le plan vertical grâce à l'aiguille correspondante de l'indicateur ILS de bord, comme le montre la figure (I-16).



Figure(I-16): Vue en profil d'approche Glide Slope

1-3-5) Principe de fonctionnement des radiobornes (les Markers) :

Les radiobornes émettent un rayonnement en éventail qui peut être reçu dans un secteur limité à la verticale de l'aérien. Elles émettent sur la même fréquence de 75 MHz, dans la bande VHF (modulée en amplitude par l'indicatif).

Les balises sol émettent une onde modulée en amplitude (A2 (MORSE)) suivant un rythme (- - . .) par l'intermédiaire d'une antenne dont le diagramme de rayonnement vertical est un cône.

Le récepteur de bord (figure (I-17)) est conçu pour donner des indications visuelles et auditives à la verticale et de l'identité de la radioborne. Sur les équipements de bord, les indications visuelles sont fournies par des voyants de couleurs différentes, un pour chaque radioborne. Le récepteur de bord reçoit l'émission de la balise. Le décodage MORSE a lieu par l'intermédiaire du filtre. La lampe et le son concernés s'actionnent.

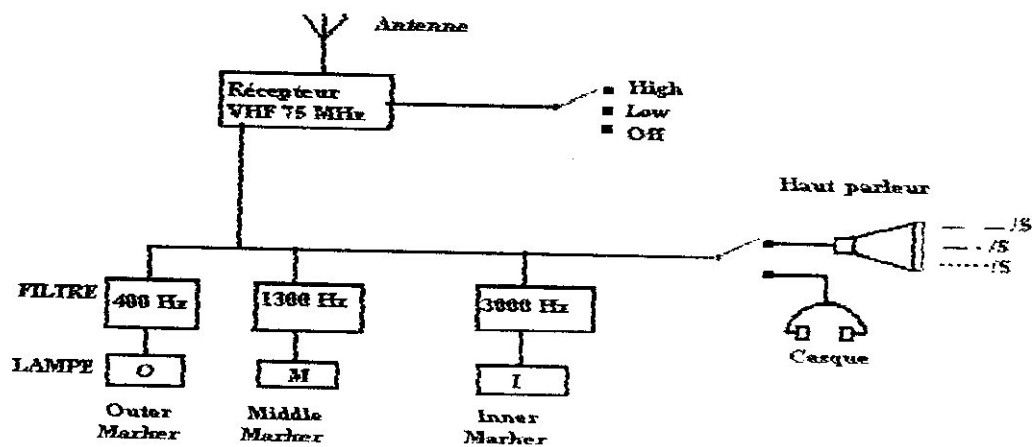


Figure (I-17): Le récepteur de bord du signal des Markers

L'appareillage de bord est constitué d'un boîtier unique comme le montre la figure (I-18).

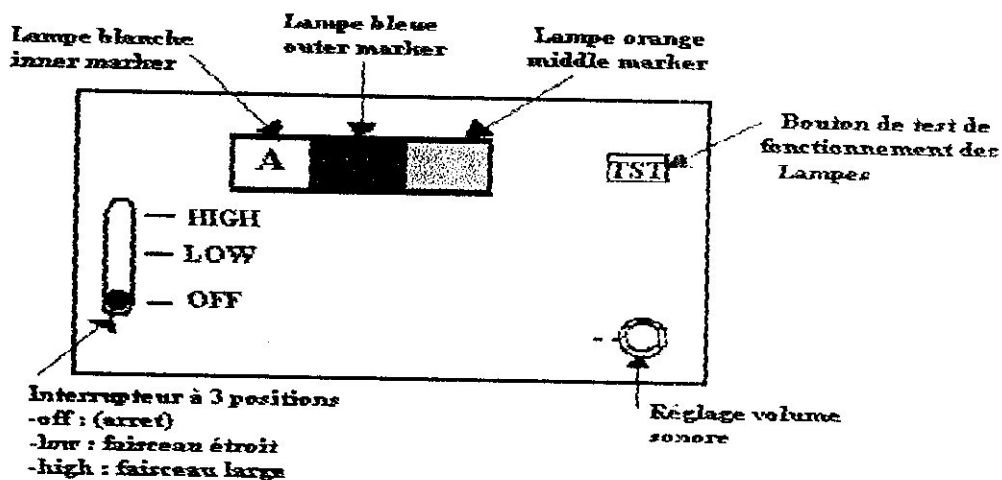
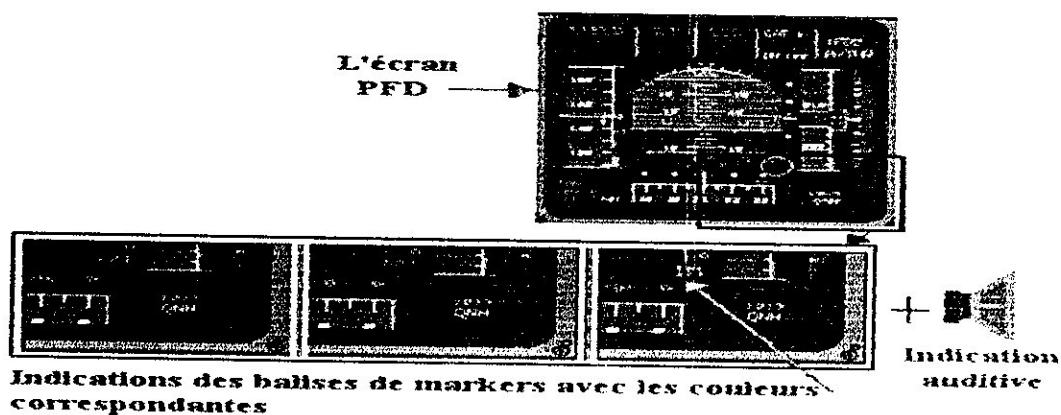


Figure (I-18): Indicateur des balises Markers sur l'avion

On peut avoir aussi l'indication des balises markers sur l'écran primaire d'affichage de Vol PFD (Primary Flight Display) équipant les avions Boeing B737-800 NG et airbus A330-200 comme le montre la figure (I-19).



Figure(I-19) : L'indication des balises Markers sur l'écran PFD d'avion A330-200

La plupart des installations ILS sont dotés d'une radioborne extérieure et d'une radioborne intermédiaire (figure (I-20)) situées sur l'axe d'approche de manière à donner des indications de distance par rapport au seuil de piste. On ne trouve rarement des radiobornes intérieures, étant donné que le pilote atteint normalement la hauteur de décision au voisinage de la radioborne intérieure et qu'il se pose à vue ou remet les gaz au moment où il la franchit.

♦ Radiobornes extérieures (OM) :

Ces radiobornes sont généralement situées à une distance comprise entre 3 et 6 NM du seuil de piste. Elles ont un indicatif de tonalité grave composé de deux traits par seconde (400 Hz) ; un voyant bleu clignote. Un voyant brillant clignote.

♦ Radiobornes intermédiaires (MM) :

L'indicatif de ces radiobornes est composé de points et de traits alternant à raison de trois par seconde et la tonalité du signal est moyenne (1300 Hz).

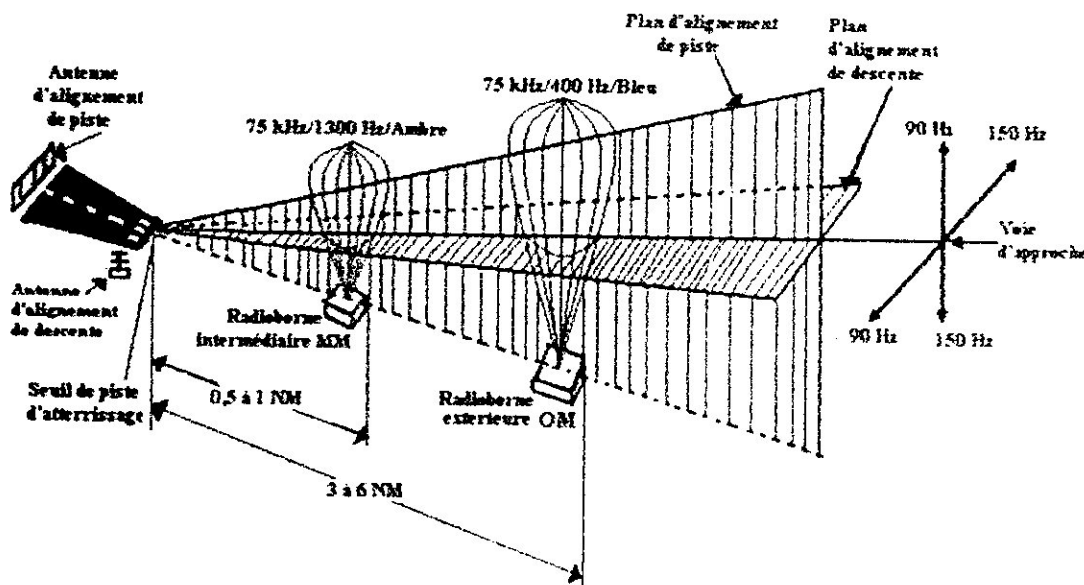


Figure (I-20): Schéma de principe des informations ILS

I-3-6) Couvertures ILS :

On appelle couverture ILS la zone d'espace où les signaux émis par les antennes Localizer et Glide sont normalement reçue.

Les zones de couverture du Localizer et du Glide en azimuth et en site sont les suivantes :

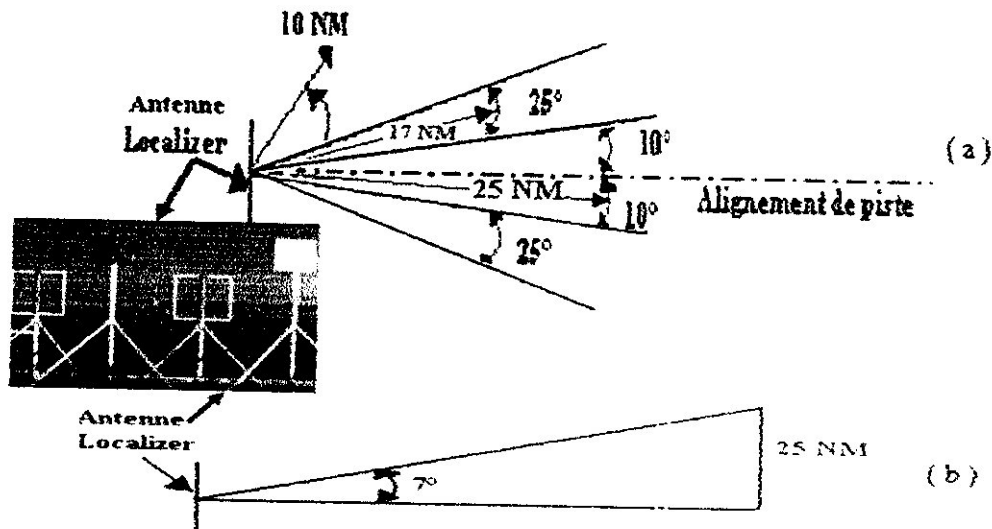
♦ **La couverture du Localizer :** La figure (I-21) montre la couverture du Localizer.

• **En azimut :** La couverture en azimut du Localizer comprend :

- Un secteur à $\pm 10^\circ$ de part et d'autre de l'axe de piste avec une portée associée de 25 NM.
- Un secteur plus large (de 10° à 35°) où la portée exigée n'est que de 17 NM

• **En site :**

La couverture en site va de 0° à 7° .



Figure(I-21) : Couverture Localizer, (a) en azimut, (b) en site.

♦ **La couverture du Glide :** La figure (I-22) montre la couverture du glide.

• **En azimut :** Elle s'étend sur un secteur $\pm 8^\circ$ de part et d'autre de l'axe avec une portée minimale de 10 NM.

• **En site :** Elle va de $\theta_d = 0,45$ à $\theta_d = 1,75$, θ_d étant l'angle de descente.

A l'intérieur de la zone de couverture, les signaux DDM (différence de taux de modulation) et SDM (somme de taux de modulation) doivent respecter certaines contraintes, à avoir :

Pour le Localizer, le signal DDM du Localizer devra toujours être supérieure à 0,155 si l'écart angulaire de l'aéronef est compris entre 10° et 35° .

Le signal SDM, indicateur de la qualité de réception, sera supérieur ou égal à 0,4 dans tout la zone de couverture du Localizer.

Pour le Glide, le signal DDM devra toujours être supérieur à 0,175 si l'aéronef est au dessus de l'axe de descente avec une position en site θ_d comprise entre 0,76 et 0,45.

Le signal SDM devra être supérieure ou égal à 0,8 (les taux de modulation des signaux A et B du Glide sont plus élevés que ceux du Localizer).

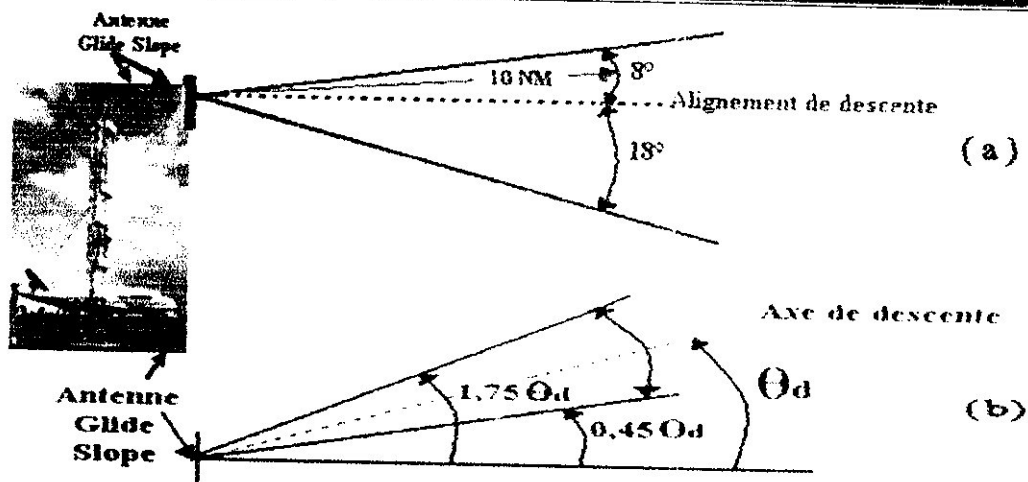


Figure (I-22): Couverture Glide Slope, (a) en azimut, (b) en site

I-3-7) Catégorie d'ILS :

L'OACI a défini deux classes de catégories pour les équipements ILS.

- Catégories de précision des installations.
- Catégories opérationnelles d'approche.

♦ Catégories de précision des installations :

L'ILS assure un guidage jusqu'à la hauteur de décision, qui dépend en partie des catégories de précision définies par l'OACI pour les installations au sol.

- Catégorie I : guidage de précision jusqu'à 200 pieds du point de référence ILS.
- Catégorie II : guidage de précision jusqu'à 50 pieds au dessus du point de référence.
- Catégorie III : guidage de précision jusqu'au niveau de la piste.

♦ Catégories opérationnelles d'approche :

Ce sont des catégories définies par l'OACI d'après la hauteur de décision et la portée visuelle de piste.

- Catégorie I : l'exactitude des émissions ILS permet un guidage de l'avion jusqu'au minimum météorologique de 200 pieds QFE et 800 mètres RVR (portée visuelle de piste).

- Catégorie II : l'émission est plus précise et permet un guidage de l'avion jusqu'à 100 pieds QFE et 400 mètres RVR.

- Catégorie III : ce système ILS de haute précision permet d'effectuer une approche complètement automatique dans n'importe quelle condition météorologique (plafond et visibilité nulle). Par ce système l'avion sera également guidé sur la piste après l'atterrissage.

Cette catégorie se divise en trois sous catégories :

- Catégorie III-A : la visibilité est de 600 pieds, 600 pieds RVR, et 0-100 pieds la hauteur de décision.
- Catégorie III-B : la visibilité 150 pieds, 600 pieds RVR, et 0 pieds la hauteur de décision.
- Catégorie III-C : la visibilité 0 pieds, 150 pieds RVR, et 0 pieds la hauteur de décision.

I-3-8) Performances de l'ILS :

• Pour le Localizer :

- Erreur de position, plutôt fixe et donnant un certain décalage de l'axe moyen.
- Erreur de réflexion parasite (multi trajet) plutôt variable dans l'espace et se traduisant par des écarts plus ou moins périodiques de l'axe radio appelé coudes.

La qualité d'un axe Localizer est essentiellement déterminée par son décalage moyen et ses amplitudes de coude : ces deux paramètres vont servir à le classer dans une catégorie de performance.

Exemple de bilan d'écart en catégorie II à la hauteur de décision de 30 mètres (erreurs en mètres : décalage axe (8 mètres), coude (3 mètres), récepteur (6 mètres) et pilotage (5 mètres), ce qui donne une erreur moyenne de 11,50 mètres, soit $0,2^\circ$ d'écart.

• **Pour le Glide Slope :**

Comme pour le Localizer, on trouve les mêmes types d'erreurs.

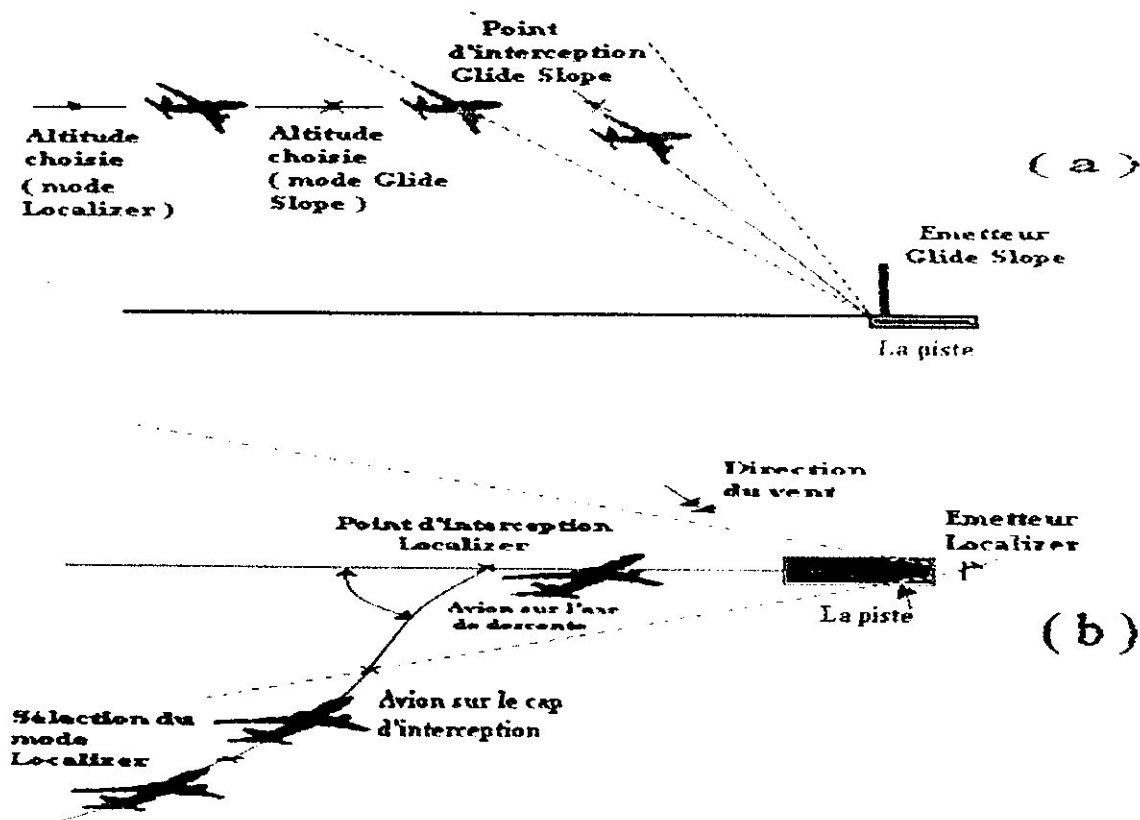
Exemple de bilan d'écart en catégorie II à 30 mètres de hauteur (erreurs en $1/10$ degré) : décalage axe (2 mètres), coude (1 mètres), récepteur (0,8 mètres) et pilotage (1 mètres), ce qui donne un écart moyen de $0,26^\circ$ soit une erreur de $\pm 2,6$ mètres à 600 mètres.

I-3-9) Les phases d'approches et d'atterrissage automatique :

Les procédures d'approches comportent les phases suivantes :

- Descente jusqu'à l'altitude de sécurité (altitude la plus basse pour laquelle l'avion est protégé des obstacles du relief de voisinage), arrivé à la verticale d'un moyen radio (radio compas ou VOR) et réduction de la vitesse.
- Poursuite de la descente et mise sur un circuit d'attente si le terminal est saturé.
- Le déroulement d'une procédure d'atterrissage automatique se décompose suivant les étapes suivantes :
 - Mise en condition de capture du faisceau Localizer à une distance d'environ 20 ou 30 NM le pilote automatique latérale engagé en mode maintien d'un CAP convergent vers l'axe du Localizer, pilote automatique longitudinal engagé en mode maintien d'altitude (entre 250 et 1500 pieds) et auto manette engagée en mode maintien de vitesse sélectionnée ($1,3 V_s + 30$ à 50 Kt de marge). Le pilote sélectionnant le mode d'atterrissage automatique latérale et le mode prise de faisceau Glide est armé au pilote automatique longitudinal.
 - Le pilote automatique latérale réalise la capture du faisceau Localizer même sous un angle de présentation important (90°) puis assure son maintien lorsque le signal d'écart du Localizer reste inférieur à certain seuil pendant suffisamment de temps (15 μ A pendant 10s pour A300B).
 - Le pilote automatique longitudinal effectue la capture du faisceau Glide alors que l'avion est déjà aligné sur le faisceau Localizer. Celle-ci se fait toujours par « en dessous » du plan de descente afin d'éviter un faux plan de descente correspondant au deuxième lobe du diagramme d'émission de l'émetteur du Glide. Quelques instants plus tard, le pilote automatique longitudinal assure le maintien du plan de descente. L'avion est alors mis en configuration d'atterrissage (volet sortant, becs et train sortis).
 - Le pilote corrige éventuellement la vitesse affichée à l'auto manette ($1,3 V_s +$ éventuelles corrections tenant compte du vent annoncé par la tour). L'avion est désormais en descente normale non décelérée suivant l'axe de l'ILS, le mode arrondi (flare) est alors armé.

La figure (I-23) schématise les différentes étapes de l'atterrissage.



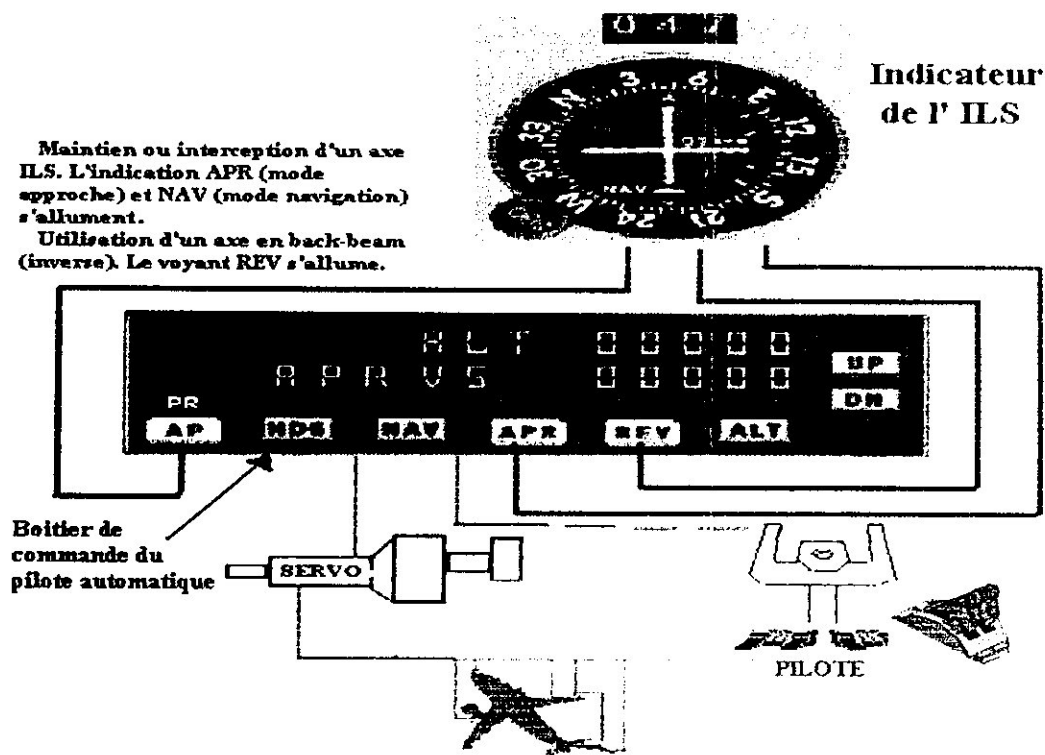
Figure(I-23): Procédure d'atterrissage ILS, (a) l'alignement sur l'axe de descente, (b) l'alignement sur l'axe de piste.

- Lorsque la hauteur diminue et comprise entre 50 et 100pieds, le pilote automatique longitudinal abandonne le mode tenu compte du plan de Glide et à partir des informations reçues d'une radiosonde (hauteur du train principal par rapport au sol), maintient la vitesse verticale (de l'ordre de 10 pieds par seconde).

- Le pilote automatique longitudinal réalise alors la manœuvre d'arrondi (flare), ce qui permet de diminuer la vitesse verticale de l'avion (ramené à environ 2pieds par seconde) en très peu de temps (moins de 20 secondes en général), ainsi l'impact au sol sera compatible avec la résistance structurale de l'appareil (notamment train principal) et le confort des passagers. Simultanément si le CAP avion ne coïncide pas avec celui du faisceau Localizer (présence du vent traverser), le pilote automatique latéral réalise la manœuvre d'alignement à environ 100 pieds du sol ou dé cabré aux environs de 20pieds du sol suivant les avions afin d'éviter de faucher le train à l'impact. Toujours à cette altitude, l'auto manette se met en mode de poussée réduite.

Le toucher des sources a eu lieu à environ 500mètres à l'entrée de piste. A l'impact le pilote automatique longitudinal peut introduire un ordre de piquer de façon à ramener et maintenir au sol la rouette avant. Le pilote peut alors engagé les moteurs en reverse afin d'obtenir un freinage rapide. Cette manœuvre induit un moment à piquer supplémentaire. Le pilote automatique se dégage, le directeur de vol restant disponible en lacet pour aider le pilote au guidage au sol suivant l'axe de piste (information du faisceau Localizer étant encore disponible).

La figure (I-24) présente un schéma synoptique de l'utilisation du pilote automatique pour l'atterrissage aux instruments.



Figure(I-24): Schéma synoptique de l'utilisation du pilote automatique pour l'atterrissage aux instruments

I-3-11) Limitation du système ILS :

- Trajectoire unique de descente.
- Secteur de guidage étroite.
- Problème de capture.
- Information de distance donnée de façon discontinue par les markers.
- Antennes de grandes dimensions (problème d'implantation).
- Installation du système très coûteuse.
- Nécessite d'aplanir l'entrée de piste pour éviter des problèmes de propagation d'onde (travaux de génie civil).
- Vol de calibration nécessaire pour contrôler la précision du matériel au sol.
- Grande sensibilité aux réflexions parasites (bouillage).
- Saturation de la bande VHF (encombrement du spectre 40 canaux seulement).

I-4) Conclusion :

Dans ce chapitre nous avons présentés quelques outils parmi les plus importants dans la radionavigation dont lequel notre sujet s'insère "ILS", dont on a fait une étude détaillée du système ILS d'une façon explicite qui est une aide à la radionavigation aérienne en approche, utilisé pour le guidage de l'avion en phase d'atterrissage et qui fait l'objet de notre travail. La phase d'approche est considérée comme la phase la plus critique durant une opération aérienne, car c'est durant la quelle le pilote prépare son appareil à la configuration d'atterrissage ce qui nécessite l'élaboration des procédures d'approche simple afin de diminuer la charge de travail du pilote.

CHAPITRE II:

Description du fonctionnement du système GNSS

Introduction :

Dans ce deuxième chapitre on va faire l'étude détaillée du fonctionnement des modules du système de navigation mondiale par satellite GNSS. En commençant par les différents composants du système telle que les constellations de base, en développant la constellation GPS, constellation GLONASS et GALILEO, puis on développe les systèmes de renforcement qui permettent d'améliorer le contrôle d'intégrité et la précision (ABAS, GBAS et SBAS), et enfin l'utilisation du récepteur GNSS en phase d'approche.

II) Le système global de navigation par satellite (GNSS)**II-1) Introduction au système GNSS :**

L'OACI (Organisation de l'Aviation Civile Internationale) a, dans le cadre de la mise en œuvre du concept CNS/ATM (Communication, Navigation & Surveillance/Air Traffic Management) promu l'utilisation de la navigation par satellite comme moyen de navigation. Le système actuellement disponible, le système de positionnement global par satellite **GPS (Global Positioning System)** vient donc de résoudre les problèmes des systèmes de navigation conventionnels et donc d'améliorer les performances de positionnement. Le système GPS qui a remplacé le système satellitaire américain **TRANSIT**, offre des potentialités très importantes car il allie, pour première fois, des qualités exceptionnelles comme la navigation tridimensionnelle, la couverture mondiale et permanente et des précisions de localisation centimétriques à décimétriques (suivent les moyens et les traitements mis en œuvre). Il faut encore ajouter que le nombre d'utilisateurs est illimité et le coût du service est très faible.

Le système de positionnement global GPS a été introduit en 1978 par le département de la défense américaine, afin de remplacer tous les systèmes de positionnement peu performants ou trop contraignants de l'époque. Cependant, il n'a vraiment été accessible au grand public que vers le milieu des années 80, et en moins de dix ans, il a complètement détrôné tous les autres systèmes de positionnement existants.

On considère, depuis que l'armée américaine a cessé de dégrader les signaux GPS. Qu'un récepteur GPS permet généralement une précision horizontale de l'ordre de 10 mètres. Mais cette précision ne peut pas toujours être garantie elle peut varier dans des proportions non négligeables suivant le lieu et les conditions. Aussi, le GPS n'est pas vraiment disponible partout certaines forêts aux feuillages extrêmement denses ne permettent pas de recevoir les signaux des satellites ; certains émetteurs ou phénomènes naturels provoquent des interférences empêchant complètement le fonctionnement des récepteurs GPS, et dans certaines circonstances, parfois dues à l'utilisateur, les récepteurs fournissent des indications erronées. Dues aux nombres réduits des satellites visibles. Le passage en mode 2D par le récepteur peut provoquer un décalage de plusieurs centaines de mètres.

De nombreux systèmes et procédés ont été développés pour augmenter la précision et la fiabilité du GPS parce que une erreur peut conduire parfois des situations dramatiques surtout dans la phase d'atterrissage d'avion. Le GPS différentiel est l'un des moyens le plus connus et le plus répandus. D'autres procédés, tel que le calcul d'une moyenne sur une position fixe pendant un temps assez long, permettent d'annuler une partie des erreurs et d'obtenir un résultat d'une très bonne précision. Certains récepteurs GPS sont pourvus de cette fonction. A cause de certains défauts, à la fois technique (précision, intégrité, disponibilité) et surtout politique du GPS. Le département de la défense américaine, DoD, exploitant du système, ne veut reconnaître aucune responsabilité en cas de problème causés par son utilisation, une solution a consisté à ajouter au système existant, un système complémentaire

permettant d'améliorer ses performances et surtout le contrôle de son intégrité. C'est le GNSS 'Global Navigation Satellite System' ou Système Global de Navigation par Satellite. Il est escompté du GNSS qu'il répondra aux besoins de toutes les phases du vol ainsi que des opérations à la surface des aérodromes et les opérations en route et en région terminale ainsi que sur les opérations d'approche et d'atterrissage jusqu'à l'approche de précision de catégorie 1. Le système global de navigation par satellite (GNSS) permet, sous certaines conditions, la mise en oeuvre de la navigation de surface (RNAV) dans les phases en route, en région terminale et en approche. La navigation de surface (RNAV) est une méthode de navigation de plus en plus répandue, permettant le vol sur n'importe quelle trajectoire voulue, utilisant une position absolue de l'aéronef indépendante de l'emplacement des infrastructures sol.

II-2) Définition :

L'acronyme GNSS pour (Global Navigation Satellite System ou Système de Navigation Global par Satellite). Le GNSS, tel que le définit l'OACI (Annexe 10 de la convention relative à l'aviation civile internationale), est un système de navigation fournissant aux utilisateurs des informations précises de position, vitesse et temps, ceci partout dans le monde. Ce système est composé des éléments suivants (figure(II-1)) :

- Constellation(s) de base : constellation GPS, constellation GLONASS et constellation GALILEO (dans le futur).
- Récepteur utilisateur.
- Systèmes de renforcement : permettent d'améliorer le contrôle d'intégrité et de la précision. Il existe trois type de systèmes :
 - des systèmes de renforcement embarqués (ABAS),
 - des systèmes de renforcement par station au sol (GBAS),
 - des systèmes de renforcement par satellite géostationnaire (SBAS).

Il faut préciser que tout les systèmes de navigation ne sont pas pour autant des GNSS, en effet ces derniers doivent répondre aux contraintes techniques et institutionnelles si dessous :

-Au niveau technique : un GNSS doit satisfaire des exigences de disponibilité et de précision liées à son domaine d'utilisation (transport aérien, maritime et autres...) c'est-à-dire fournir des informations de navigation en temps réel, donc présenter une disponibilité continue, associé à des niveaux de précision spécifiés. Assurer l'intégrité des informations fournies. Les utilisateurs doivent être capables de vérifier et/ou de s'assurer que la position affichée est bonne et sûre. Ce sera une grande avancée de GALILEO par rapport à GPS : une telle information d'intégrité sera transmise et rendue disponible aux utilisateurs. L'intégrité peut être définie comme une information significative du bon fonctionnement du système et qui conditionne le degré de confiance que l'on peut lui accorder à un instant donné.

-Au niveau institutionnel : un GNSS doit permettre une garantie de responsabilité et de bon fonctionnement c'est-à-dire présenter des garanties et des responsabilités quant aux incidents éventuels de fonctionnement. De plus il doit être placé sous le contrôle civil international. Ce n'est a priori pas le cas du GPS actuel. A nouveau ce sera le cas du système GALILEO.

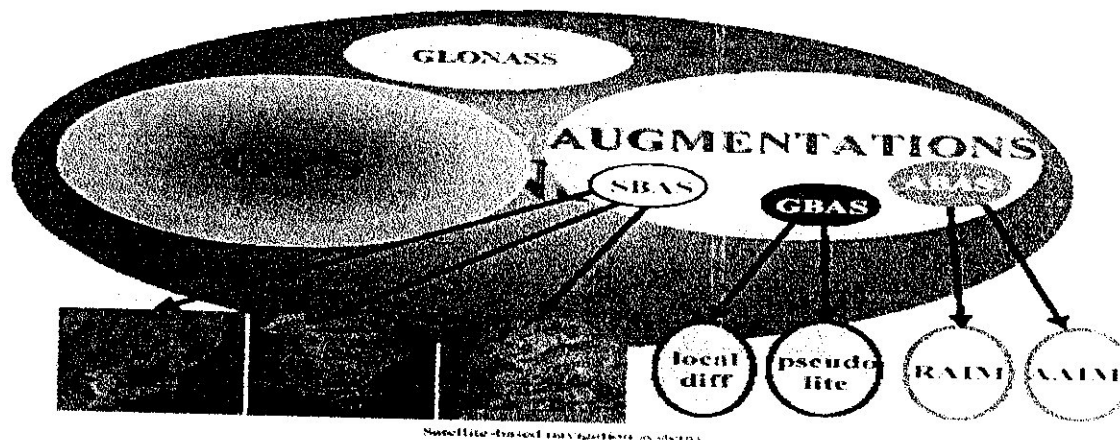
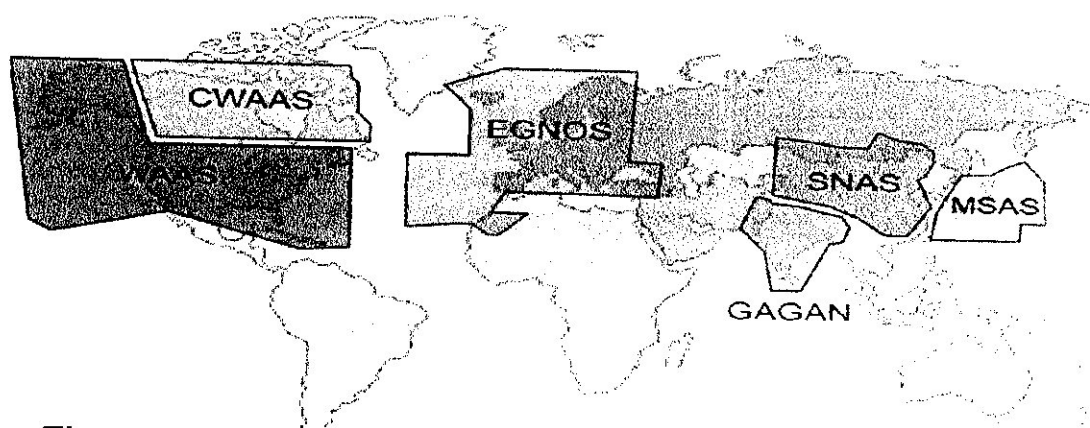


Figure (II-1): Concept du GNSS1

L'évolution vers un GNSS répondant à ces besoins est prévue en 2 phases d'évolution.

II-2-1) La première évolution : GNSS-1

La première étape réutilise les installations existantes des systèmes GLONASS et GPS. Le principe réside en une augmentation des signaux envoyés par les constellations des satellites de ces deux systèmes on utilise des systèmes **SBAS** (Satellite Based Augmentation System). Il s'agit d'un ensemble de satellites géostationnaires destinés à renseigner en temps réel les utilisateurs de GPS sur la qualité des signaux qu'ils reçoivent. Ceci a pour but d'offrir plus de précision, disponibilité et d'intégrité à l'utilisateur. Les premiers GNSS-1 en vue sont actuellement trois ensembles en activité: **EGNOS** (European Geostationary Navigation Overlay Service) pour l'Europe, **WAAS** (Wide Area Augmentation System) pour les Etats-Unis, et **MSAS** (Multifunctional Transport Satellite Space-Based Augmentation System) pour le Japon. Il y a d'autres projet telle que **CWAAS** pour le Canada (Amérique du Nord), le système **SNAS** (Satellite Navigation Augmentation System) de la Chine, l'Inde a également entrepris d'implanter son propre système **GAGAN** (GPS And GEO Augmented Navigation, Gagan signifie : le ciel) (figure(II-2)).



Figure(II-2): Les secteurs de couverture des systèmes de renforcement par satellite géostationnaire (SBAS) du GNSS

II-2-2) La seconde évolution : GNSS-2

La deuxième étape de cette évolution consiste en un déploiement de nouveaux satellites. Ce déploiement de nouvelles ressources permettra la modernisation des systèmes existants.

mais aussi la création d'un nouveau système indépendant (Comme par exemple GALILEO). Dès l'origine ces nouvelles constellations sont conçues pour palier aux insuffisances techniques des systèmes présents, et pour, comme dans le cas GALILEO, répondre aux nouvelles contraintes imposées par un GNSS « parfait ».

II-3) Constellations de base

II-3-1) Le système GPS (Global Positioning System)

II-3-1-1) Historique et développement du système GPS :

L'idée d'utiliser les satellites comme aide à la navigation a conduit l'U.S.NAVY à lancer un premier satellite de navigation « TRANSIT » au début des années 60. Le réseau opérationnel dès 1964 avec cinq satellites, tournant autour de la terre à une altitude moyenne de 1075 km selon des orbites polaires parcourues en 107 minutes environ et repose sur le principe de la mesure de la fréquence doppler qui affecte la fréquence porteuse des signaux émis par les satellites. Il est donc possible de faire une triangulation calculée par le récepteur fonctionnant avec une alimentation électrique de 12 ou 24 volts. On peut ainsi obtenir jusqu'à 16 positions par 24 heures avec une précision de 3 à 900 mètres. Parmi les inconvénients du système TRANSIT on trouve un temps plus long de pré chauffage (30 minutes), 35 à 100 minutes d'attente entre chaque position déterminée en fonction de la latitude (temps plus long près de l'équateur) et une précision de 3 à 900 mètres.

En 1973, le département de la défense américain "DoD" (Department of Defense) décide en groupant les deux programmes de l'U.S.Navy et U.S Air Force de développer le programme GPS/NAVSTAR. Un nouveau système de positionnement le concept GPS/NAVSTAR (NAVigation System with Time And Ranging) est le résultat d'études entreprises en 1965 par l'armée de l'air et la marine américaine a débuté en 1974, il commence peu à peu être utilisé afin de réduire la prolifération des aides à la navigation. Le GPS, qui résout tous les problèmes rencontrés par les nombreux autres systèmes de navigation, a été adopté par un large éventail d'utilisateurs. Dès la mise en orbite des tout premiers satellites, il s'est montré très performant pour les applications classiques de navigation. Son utilisation étant compatible avec celle d'équipements bon marché, le GPS encourage la création de nombreuses applications nouvelles. Le projet GPS/ NAVSTAR est coordonné par un bureau interarmées. Le "Joint Program Office" (JPO) dont le siège est situé à LOS ANGELES. Les dates qui ont marquées la réalisation:

1965: Premier concept du GPS.

1972: Étude préliminaires de faisabilité du GPS.

1974-1979: Validation du concept (1er tir Février 1978)

1979-1986: Évaluation et développement

1986-1994: Mise en place opérationnelle du GPS. Phase interrompue entre janvier 1986 et février 1989. Les lancements des satellites BLOCK II n'ont en fait commencés qu'en février 1989.

Le 17/02/1994 : Le GPS est opérationnel et fait partie intégrante du système de contrôle du trafic aérien des USA.

Le 30/03/1998 : Un nouveau signal sera ajouté à la porteuse L2. Ce signal accessible aux civils vers 2005, permettra d'améliorer considérablement la précision du système.

Le 02/05/2000 : La dégradation volontaire SA des signaux émis par les satellites GPS est totalement supprimée. La précision fournie par tous les récepteurs GPS civils passe alors de 100 mètres à 22 mètres.

La constellation GPS est contrôlée et opérée par le "DoD" «Department of Defense» des Etats-Unis d'Amérique. Composée de 24 satellites, elle permet aux utilisateurs équipés de récepteurs adéquats d'obtenir leur position avec une précision à 95% de 33m dans le plan horizontal et de 73m dans le plan vertical. Le GPS (système de positionnement global) est un système de radionavigation vous renseignant de manière précise sur votre position sur le globe terrestre, et ce dans les trois dimensions. D'ailleurs, cette information est disponible 24 heures sur 24, et ce quelques soient les conditions atmosphériques. Ce système utilise 24 satellites en orbite autour de la terre et constitue un réseau de surveillance financé et actionné par le département de la défense des USA. Une partie de ce système est réservée à des fins militaires, l'autre partie pouvant être employée librement par quiconque disposant d'un récepteur approprié.

Système totalement opérationnel depuis le 17 juillet 1995, le GPS a bouleversé notre manière de nous orienter sur terre, ciel, ou encore mer. Mais il a également ouvert un grand nombre de champs d'application extrêmement divers tels que des applications scientifiques en passant par de la construction marine, ou encore de la météorologie.

Le GPS, employé en mode « normal » (récepteur de signaux satellites) ou en mode « différentiel » (DGPS, abréviation de Differential GPS, ensemble de techniques conçues pour améliorer l'exactitude du système), offre des qualités de précision, de disponibilité, et de rentabilité si attrayantes que vous souhaiteriez utiliser cette technologie plus largement et la mettre à profit dans bien d'autres domaines scientifiques.

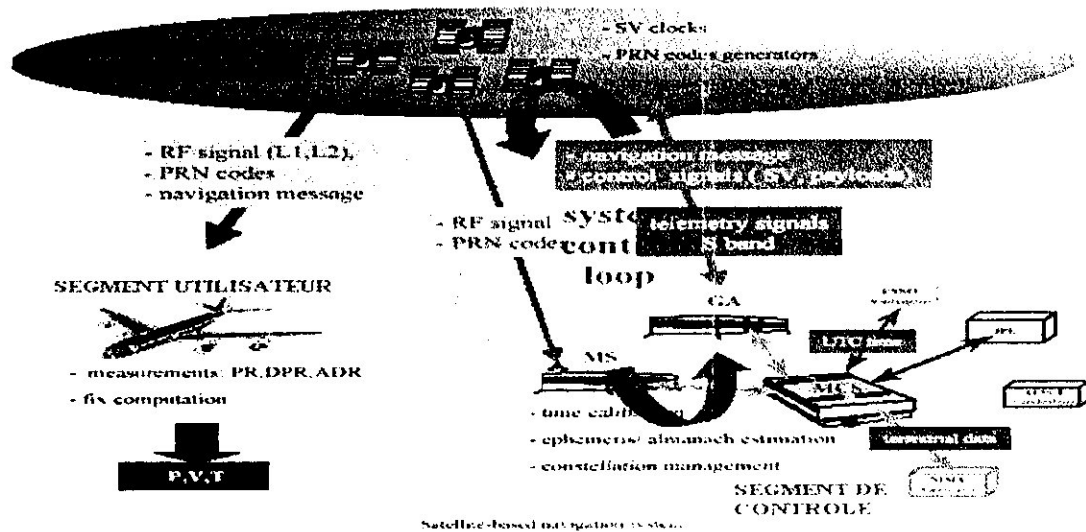
II-3-1-2) Définition du système GPS :

L'acronyme *GPS* pour "*Global Positioning System*", ce qui signifie système de positionnement global, c'est à dire valable pour la terre entière. Il s'agit d'un système de satellites mis en place par le département de la défense US permettant d'acquérir, en temps réel, à la fois **la position en trois dimension, la vitesse de déplacement et le temps de référence précis**, partout sur et aux environs immédiats de la terre. La constellation satellitaire GPS est contrôlée et opérée par le "DoD" « Department of Defense » des Etats-Unis d'Amérique. Composée de 24 satellites complète, mais actuellement, nous disposons de quatre satellites supplémentaires, soit 28 satellites qui sont placés sur orbite à 20200km d'altitude. Leur répartition sur 6 orbites différentes a été étudiée afin de couvrir l'ensemble de la surface terrestre de façon optimale. La constellation satellitaire permet aux utilisateurs équipés de récepteurs adéquats d'obtenir leur position avec une précision à 95% de 33mètres dans le plan horizontal et de 73mètres dans le plan vertical.

II-3-1-3) Architecture du système GPS :

Le système GPS est composé de trois segments (figure(II-3)):

- Segment spatial.
- Segment de contrôle.
- Segment utilisateur.



Figure(II-3): Architecture du GPS

II-3-1-3-1) Segment spatial :

II-3-1-3-1-1) Constellation spatiale :

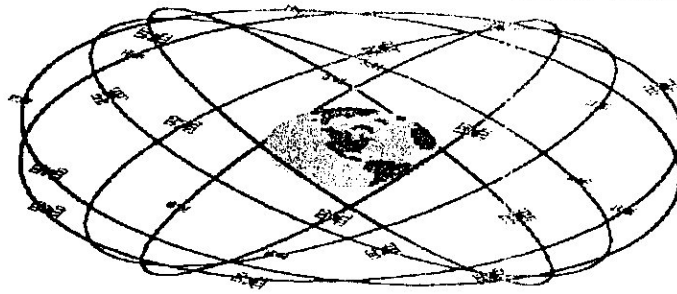
Le segment spatial du GPS comprend 24 satellites en six (6) plans d'orbite (figure(II-4)), qui orbitent la Terre toutes les 12 heures à une altitude de 10 898 NM. Chaque satellite a une vue de la terre de 28° mais seulement 4 satellites sont requis pour déterminer la position à 3 dimensions.

Les orbites sont inclinées de 55° par rapport au plan équatorial. Elles sont presque circulaire de 26600km de rayon. La distance à l'utilisateur varie entre 20200km pour un satellite situé au zénith et 25600km pour un satellite situé au ras de l'horizon. Les temps de propagation des ondes radio électriques sont au minimum de 67 ms et au maximum de 86 ms.

Un satellite décrit une orbite en une demi journée sidérale. Un observateur terrestre ; qui observe un satellite en particulier, le voit toutes les 23 heures 56 minutes au même endroit du fait de la différence entre la période de rotation des satellites et de la terre.

Les satellites sont positionnés de manière à ce qu'un minimum de 6 soit visible. En limitant l'angle de visibilité à 15° au dessus de l'horizon (angle de d'élévation), l'utilisateur dispose d'un minimum de 4 satellites à toute heure et quelle que soit sa position dans l'environnement proche de la terre. Onze satellites sont occasionnellement visibles au dessus de l'horizon (élévation nulle).

Le satellite émetteur transmet un signal codé. Le récepteur de bord GPS de l'avion décode le signal et calcule la distance du satellite en synchronisant le déphasage de sa référence temps avec celui de l'horloge du satellite GPS pour définir la latitude, la longitude et l'altitude. De même, le FMS (système de management de vol) avec contrôleur d'affichage et calculateur de navigation peut concerter avec les VOR / DME, TACAN, OMEGA / VLF, et GPS pour assumer une complète fonction de navigation. Toutefois quand, l'altitude est connue la plupart des récepteurs GPS peuvent opérer en mode navigation 2 dimensions. A noter que la vie d'un satellite est de plus de 7 ans.



Figure(II-4): Le segment spatial du GPS

II-3-1-3-1-2) Le satellite GPS :

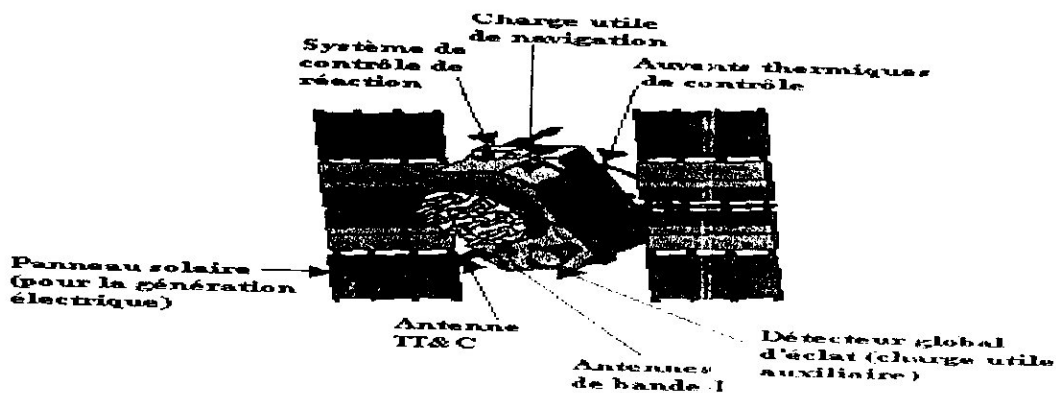
Plusieurs générations de satellites se suivent, elles sont appelées Bloc 1, Bloc 2, Bloc 2A, Bloc 2R et Bloc 2F. Les satellites du Bloc 1 ont été lancés entre 1978 et 1985. Le dernier a été utilisé jusqu'en 1995.

La constellation a été déclarée opérationnelle fin 1993, lorsque les 24 satellites du Bloc 2 ont été en service. 28 satellites de cette génération ont été commandés. Chaque satellite pèse 846 kg une fois placé sur son orbite. Les 20 satellites du Bloc 2R étaient lancés de 1996 à 2001 par des fusées Delta-2. Chaque satellite pèse 1080 kg mais vaut la moitié du prix de la génération précédente.

Un satellite GPS assure les fonctions suivantes :

- Recevoir et mémoriser les informations du segment de contrôle.
- Maintenir un temps très précis par une moyenne sur plusieurs oscillateurs embarqués. Un satellite dispose de deux horloges au césium et deux horloges au rubidium.
- Transmettre les informations aux utilisateurs par l'intermédiaire de deux porteuses L1 et L2.
- Asservir sa position et son attitude.
- Transférer sa position si nécessaire.
- Assurer une liaison UHF entre les différents satellites (à partir du bloc 2R).

Les satellites du Bloc 2 (figure(II-5)) ont 10 années d'autonomie et leur durée de vie est estimée à 7,5 ans. Des panneaux solaires de 7,25 m² fournissent une puissance électrique de 700 W.



Figure(II-5): Satellite GPS Bloc 2

II-3-1-3-2) Segment de contrôle :

Le segment de contrôle (figure(II-6)) comprend la station maîtresse de contrôle, située à la base Falcon de l'armée de l'air des USA, à Colorado Springs, dans le Colorado. Cette station est responsable des 5 autres stations qui suivent les satellites. Elle comprend également des stations de surveillance installées à Falcon AFB (Hawaii), sur l'île de l'Ascension dans l'Atlantique, à Diego Garcia dans l'océan Indien et sur l'île Kwajalein dans le Pacifique Sud. Ces 5 stations de surveillance enregistrent en continue les signaux GPS sur les deux fréquences (L1 et L2), effectuent des mesures météorologiques et envoient les données à la station principale Colorado Springs (Master Control Station). Le système de contrôle utilise les mesures collectées par les stations de surveillance pour prédire le comportement de chaque orbite et de chaque horloge des satellites. Les données prévisionnelles sont transférées aux satellites pour être transmises aux utilisateurs. Le système de contrôle veille aussi à ce que les orbites des satellites GPS ainsi que les horloges ne s'écartent pas trop de leurs caractéristiques nominales.

Les éphémérides radiodiffusées sont calculées une par jour pour chaque satellite. Des éphémérides précises sont calculées a posteriori par la DMA (Defense Mapping Agency) en ajoutant les observations des 5 autres sites.

Des réseaux de poursuite civils se sont mis en place pour calculer les éphémérides et surveiller le fonctionnement du système en particulier : CIGNET (Cooperative International GPS Network) puis IGS (International GPS Service for Geodynamics) depuis 1994.



Figure(II-6): Le segment de controle du GPS

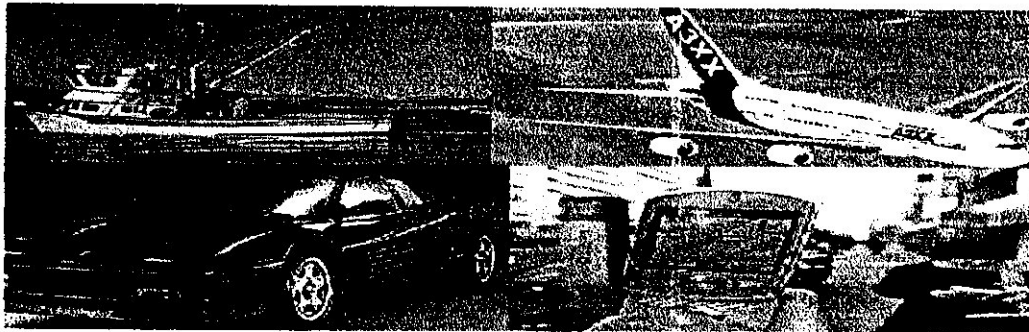
II-3-1-3-3) Segment utilisateur :

Le segment utilisateur (figure(II-7)) a été associée, à l'origine, aux récepteurs militaires. Le système GPS utilisé par les militaires a, en effet, été intégré dans les avions de chasse, les bombardiers, les navires de ravitaillement, les hélicoptères, les navires de guerre, les sous-marins, les tanks, les véhicules tout terrain, ainsi que dans les équipements individuels des soldats. Outre les fonctionnalités élémentaires de navigation, les applications militaires du GPS incluent également le repérage de cibles, le soutien en vol rapproché, les munitions « intelligentes » (projectiles capables de repérer leur cible et de la suivre à l'aide des capteurs et de têtes chercheuses) et les rendez-vous à des endroits précis, déterminés par GPS dans des zones telles que les déserts et les jungles. Le GPS est également installé sur la navette spatiale.

Un récepteur GPS est conçu pour recevoir, décoder et traiter les signaux émis par les satellites GPS. Les récepteurs intégrés (carte ou circuits spécifiques au GPS) dans d'autres systèmes sont également inclus dans le segment utilisateur.

Les utilisateurs disposent d'un moyen unique pour leurs applications de localisation, de navigation, de référence de temps, de géodésie voire de détermination d'attitude. Ces applications diverses ont conduit à développer différents types de récepteurs chacun pouvant inclure différentes fonction adaptées au besoin. Tous les récepteurs GPS fournissent :

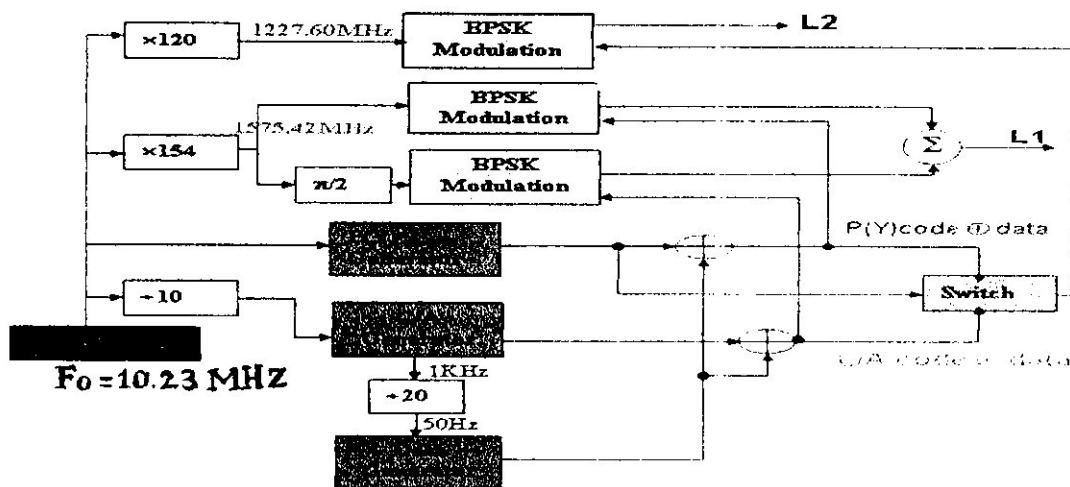
- Une position précise en trois dimension,
- Une information de vitesse,
- Une information de temps.



Figure(II-7): Segment utilisateur du GPS

II-3-1-4) Le signal GPS :

Les satellites GPS peuvent être considérés comme des horloges ultra précises dont la stabilité du signal en fréquence est assurée avec une très grande fiabilité grâce aux horloges atomiques embarquée. Les satellites GPS envoient des signaux horaires et des informations concernant leur position orbitale. Ces signaux (figure(II-8)) sont émis sur deux fréquences appelées L1 (1575,42 mégahertz) et L2 (1227,60 mégahertz), et sont introduits sous une forme codée appelée code C/A (Coarse /Aquisition) et le code P (Precise). Le code C/A est émis sur la fréquence L1 seulement, et peut être librement consulté, tandis que le code P est présent sur les deux fréquences, mais celui-ci n'est pas rendu accessible aux civils.



Figure(II-8): Le signal GPS

A partir de la fréquence fondamentale à 10,23 MHz, l'émetteur génère deux ondes L1(1575,42 MHz) et L2(1227,60 MHz) qui sont modulées par des codes pseudo aléatoires avant d'être envoyées en direction de la terre. Les ondes porteuses L1 et L2 sont modulées par la phase. Le débit du message de navigation du GPS est de 50 bits par seconde.

Le choix de la bande L résulte d'un compromis entre de nombreux critères. On peut citer deux des plus importants : les pertes de propagation en espace libre croissantes en f^2 et la complexité donc le coût des matériels croissant également avec la fréquence.

L'utilisation des deux porteuses permet d'une part de mesurer le temps de groupe, retard de la modulation d'un signal par rapport à la phase de la porteuse. Dans le cas du GPS, le temps de groupe et la vitesse de phase sont différents du fait de la nature de l'ionosphère.

La fréquence L2 est utile lorsque la fréquence L1 est perturbée (volontairement ou fortuitement). Les deux fréquences GPS sont cohérentes et sont multiples d'une horloge de référence de $f_0 = 10,23$ MHz :

$$L1 = 1575,42 \text{ MHz} = 154 \times f_0 \text{ MHz}$$

$$L2 = 1227,64 \text{ MHz} = 120 \times f_0 \text{ MHz}$$

Avant d'être transmises, les porteuses L1 et L2 sont modulées par des codes pseudo aléatoire. Le type de modulation est la modulation biphase BPSK (Binary Phase Shift Keying). La phase de la porteuse varie au rythme des bits transmis : à 0 est associée la phase π et à 1 est associée la phase 0. Par conséquent, le signal GPS regroupe des codes PRN (C/A et P) et le message de navigation.

Moduler L1 et L2 par la phase (figure(II-9)) consiste à augmenter la phase de 180° lorsque le code (C/A ou P) ou le message change de parité (0,1). On remarque que cela revient à changer le signal et l'on peut écrire :

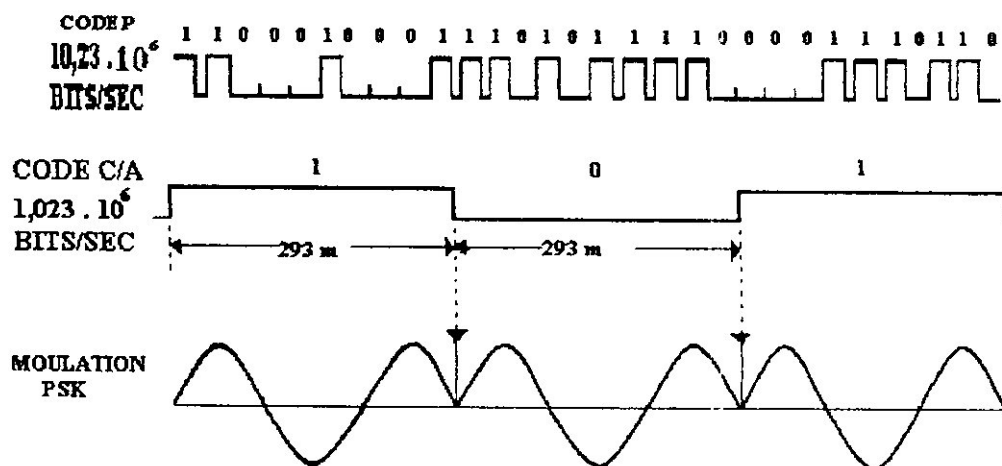
$$L1(t) = a_1 P(t) D(t) \cos(\omega_{L1} t) + a_1 C/A(t) D(t) \sin(\omega_{L1} t)$$

$$L2(t) = a_2 P(t) D(t) \cos(\omega_{L2} t)$$

Donc le signal des satellites GPS est exprimé sous l'équation suivante :

$$S_{GPS}(t) = a_1 P(t) D(t) \cos(\omega_{L1} t) + a_1 C/A(t) D(t) \sin(\omega_{L1} t) + a_2 P(t) D(t) \cos(\omega_{L2} t)$$

Où a_1 , a_2 sont les amplitudes de L1 et L2 respectivement et $P(t)$, $C/A(t)$, $D(t)$ des fonctions du temps ne prenant que les valeurs +1 ou -1 et représentant respectivement les codes P et C/A et les données du message, ω_{L1} et ω_{L2} représentant respectivement les pulsations des porteuses L1 et L2.



Figure(II-9): Modulation par la phase

II-3-1-4-1) Codes pseudo aléatoire :

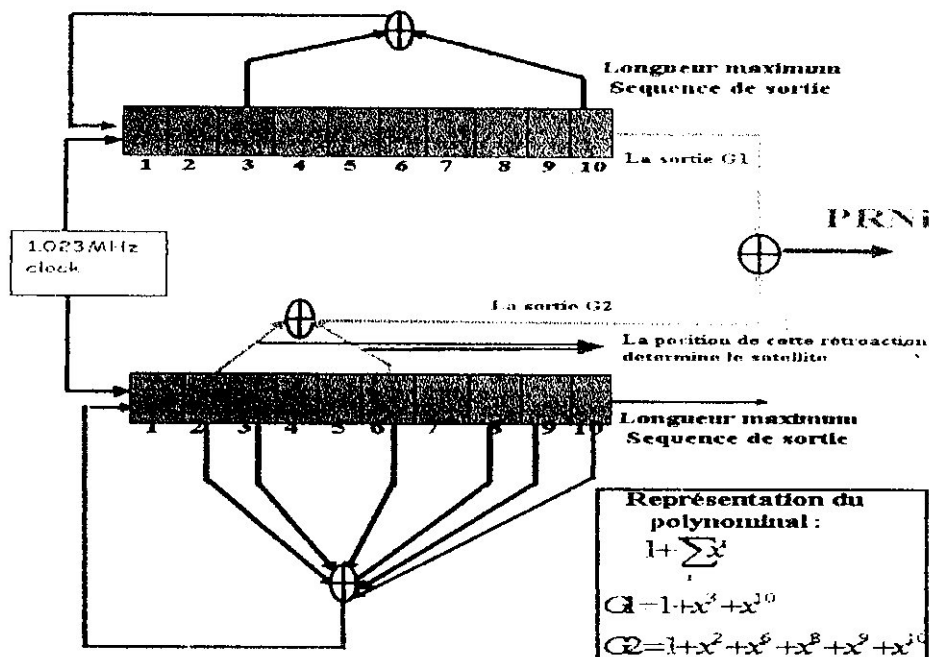
Les codes pseudo aléatoires "PRN" (Pseudo Random Noise) permettent de faire les mesures et protéger l'utilisation du système d'un point de vue militaire. Ils se composent de :

• Le code C/A :

Le code C/A (Coarse/Acquisition) est une série pseudo aléatoire de ± 1 définie d'une façon déterministe par une fonction mathématique de période 1 ms à une fréquence de $f_0/10 = 1,023$ MHz. Ce code est généré par deux registres à décalage de 10 étages (figure(II-10)).

La courte période de ce signal permet au récepteur une acquisition rapide des satellites.

Le code C/A n'est transmis que sur L1 et n'est pas crypté.



Figure(II-10): Générateur de code C/A

• Le code P :

Le code P est une série pseudo aléatoire de période 267 jours et de fréquence $f_0 = 10,23$ MHz. Il est généré par quatre registres à décalage de 12 étages.

Le code P est modulé sur les deux fréquences L1 et L2. Afin de ne pas se faire leurrer, les militaires américains ont remplacé le code P par le code Y. Les caractéristiques de code P ou Y sont inconnues et il est donc impossible de le reproduire. Ce code n'est accessible qu'aux utilisateurs possédant des clés de décryptage comme l'armée américaine et certains de ses alliés.

II-3-1-4-2) Message de navigation :

Le message de navigation contient les informations suivantes :

- Les éphémérides du satellite (des éléments képlériens de l'orbite et leurs variations en fonction du temps).
- Une indication de temps, la semaine GPS et la date de synchronisation de l'horloge interne des récepteurs.
- Les corrections d'horloge du satellite, qui permettent de convertir le temps satellite dans l'échelle de temps GPS à l'aide d'un polynôme d'ordre 2.
- Les paramètres du modèle mondial d'ionosphère.
- La différence entre UTC et le temps GPS.
- Les almanachs de l'ensemble des satellites opérationnels.

Ces derniers sont des éphémérides et des corrections d'horloges dégradées. Les récepteurs les utilisent pour connaître approximativement la position des satellites dans le ciel, ce qui leur permet de les capter plus facilement et plus rapidement. Ils sont aussi utilisés par les logiciels pour les prédictions des messages des satellites en un lieu donné.

Les informations spécifiques à chaque satellite, comme les corrections d'horloge et les éphémérides des satellites, sont transmises en totalité toute les 30 secondes sur une période de 18 secondes.

Le message de navigation est, quant à lui, transmis dans sa totalité en 12 minutes et 30 secondes.

II-3-1-5) Les services GPS :

Le GPS fournit deux types de positionnements, le positionnement précis (PPS) et le positionnement standard (SPS).

II-3-1-5-1) Le PPS :

Le PPS (Precise Positioning Service) est un système de positionnement précis. L'erreur de position maximale dans 95 % des cas est inférieure à 21 mètres en horizontal et à 27,7 mètres en vertical. L'heure peut être obtenue avec une précision de 100 nanosecondes. Le PPS est réservé à l'armée américaine et ses alliés, au gouvernement américain et à certains alliés.

ayant une autorisation spéciale. L'utilisation du PPS nécessite un matériel spécifique ainsi qu'une clé qui consiste en un code d'utilisation fourni par l'armée américaine.

Les signaux du PPS sont transmis sur les deux fréquences L1 et L2, et contiennent le code de précision ou code P. Le code P est généralement crypté, on parle alors de code Y. Lorsque le code Y est transmis, le mode antileurrage ou antibrouillage dit AS (Anti-Spoofing) est activé. Le signal L2 est également utilisé pour déterminer le retard introduit par les couches de l'ionosphère. Le PPS n'étant normalement pas accessible aux civils.

II-3-1-5-2) Le SPS :

Le SPS (Standard Positioning Service) est la version civile du GPS. Les signaux du SPS sont transmis sur la seule fréquence L1, et qui contient le code d'acquisition dit « grossier » (C/A), ainsi que le message de navigation.

En théorie, la précision fournie par le SPS est identique à celle du PPS. Cependant, les signaux du SPS étant transmis sur une seule fréquence, il n'est pas possible, d'analyser le retard sur deux fréquences différentes d'en déduire le retard introduit par l'ionosphère et d'effectuer ainsi des corrections. Certains récepteurs civils peuvent eux même analysés le retard sur deux fréquences et d'effectuer les corrections nécessaires.

II-3-1-6) Description du fonctionnement du récepteur GPS

II-3-1-6-1) Catégories des récepteurs GPS :

On distingue trois catégories des récepteurs adaptées à des besoins particuliers. Ces catégories sont :

- Les récepteurs à poursuite continue,
- Les récepteurs séquentiels,
- Les récepteurs multiplexés.

La majorité des récepteurs traitent uniquement le code C/A tandis que d'autres ont la capacité d'acquérir le code P.

Un récepteur P(Y) acquiert une première fois le code C/A pour obtenir le temps GPS puis il accroche le code P(Y). Toutefois, une acquisition directe du code P(Y) est possible sous certaines conditions.

Les récepteurs bi fréquences estiment le retard ionosphérique améliorant de ce fait la précision des mesures. Un récepteur mono fréquence (exploitant uniquement L1) utilise le modèle GPS de l'ionosphère pour élaborer ces corrections.

Pour chaque catégorie de récepteurs, il existe des utilisateurs spécifiques tels qu'en aéronautique ou en marine. Si le traitement des signaux GPS est identique pour un appareil d'une gamme donnée, les interfaces utilisateurs sont adaptées à l'application. Un récepteur GPS dédié à la navigation visualisera le cap ou la distance parcourue, en plus de la position, tandis qu'un récepteur de géodésie affichera les retards ionosphériques ou le biais d'horloge.

II-3-1-6-1-1) Le récepteur à canaux parallèles :

Le récepteur à canaux parallèles dispose d'au moins quatre canaux pour traiter simultanément quatre satellites. Ces récepteurs offrent les meilleures performances. Les récepteurs à 5 ou 6 canaux réservent un canal à la recherche et à l'acquisition des satellites de manière à toujours optimiser la configuration géométrique des satellites utilisés. Ces récepteurs maintiennent la précision de localisation sous de fortes dynamiques, résistent mieux au brouillage que ceux des premières générations (récepteurs séquentiels) et ont un temps de calcul du premier point réduit.

Des récepteurs GPS à 8, 10 ou 12 canaux sont également appelés récepteurs All-in-view. Un récepteur "All-in-view" ou "Tout en vue" utilise tous les satellites disponibles. L'avantage de cette architecture est de fournir une solution en continu lorsque plusieurs satellites viennent à être masqués. Si la précision est dégradée, les sauts de position ont une amplitude plus faible. Ces récepteurs sont utilisés lorsqu'une précision importante est recherchée telle qu'en géodésie ou lorsque les masques sont fréquents comme sur les mobiles manoeuvrants (avion d'arme, missile agile, ...) ou dans tous scénarios extrêmes. Le nombre important de canaux permet rapidement d'obtenir de la première position (TTFF : Time To First Fixe). Cette performance intéresse plus particulièrement les sous-marins qui doivent minimiser leur temps de présence au ras de l'eau. L'intégration de l'électronique réduit sans cesse le volume et les coûts de ces matériels.

Dans cette catégorie de récepteurs, on distingue plus particulièrement les récepteurs de type codeless. Les récepteurs de ce type sont dédiés aux applications de géodésie. Le "codeless" est une technique qui permet d'estimer le retard ionosphérique sans utilisation du code Y crypté.

Ces récepteurs mesurent les pseudo distances et, plus généralement, le temps de groupe différentiel et la vitesse de phase différentielle entre les signaux L1 et L2. Les pseudo mesures (pseudo distance et pseudo vitesse) sont estimées à partir du code C/A sur L1. Le message de navigation est démodulé à partir du code C/A.

II-3-1-6-1-2) Le récepteur séquentiel :

Un récepteur séquentiel poursuit plusieurs satellites en utilisant uniquement un ou deux canaux. Un canal acquiert un satellite et effectue une mesure de pseudo distance. Ce canal sauvegarde les paramètres d'accrochage, acquiert un deuxième satellite, effectue une mesure et recommence les opérations sur un troisième satellite. Lorsque quatre pseudo distances sont disponibles, une solution est calculée et les opérations sont itérées. Ces récepteurs furent les premiers à être mis sur le marché, aujourd'hui ils ne sont plus commercialisés.

Ils étaient parmi les moins chers car l'architecture matérielle est simple. En contre partie, ils ne peuvent pas opérer sous de fortes dynamiques et ont un temps de premier point "TTFF" (Time To First Fixe) très long. Ils sont réservés à des usages civils, marines ou terrestres.

Certains récepteurs de ce type, possédant quatre ou cinq canaux, partagent suivant ce principe chaque canal entre deux satellites. Ils peuvent alors utiliser jusqu'à 8 ou 10 mesures pour calculer la solution de navigation. Le logiciel de gestion est complexe.

II-3-1-6-1-3) Le récepteur multiplexé :

Le niveau des signaux captés est très faible. Le préamplificateur doit donc amplifier ces signaux sans dégrader de façon notable leur qualité. Ce sous ensemble doit se situer à proximité de l'antenne pour limiter la dégradation du rapport signal bruit.

Un coaxial permet, d'une part, de transmettre le signal au récepteur lui même et, d'autre part, d'alimenter le préamplificateur.

Un filtre en tête atténue les fréquences hors bande. Celui-ci peut être à large bande recouvrant les fréquences de L2 (1227,6 MHz) à L1 (1575,42 MHz) ou sélectif à double bande. Le choix du filtre dépend de l'application. Au minimum, un filtre non sélectif est nécessaire pour supprimer les fréquences images du signal avant la transposition de fréquences.

L'amplificateur à faible bruit peut être équipé d'un parafoudre, d'un limiteur et d'un dispositif de blanking.

II-3-1-6-2-3) Le module RF :

Le module RF assure la transposition des signaux L1 et L2 (le cas échéant) vers des fréquences plus faibles, appelée fréquences intermédiaires (FI). Ces FI permettent de traiter plus aisément le signal.

La transposition est effectuée grâce au battement ou produit, du signal d'entrée avec une sinusoïde pure, appelée oscillateur local (OL), générée par un synthétiseur de fréquence. Ce dernier est piloté par l'horloge à quartz du récepteur.

Le signal FI contient la modulation du signal. Seule la fréquence porteuse a été décalée en préservant la dérive due à l'effet Doppler. Les filtres FI offrent des bandes étroites adaptées au signal. Une sélectivité maximale est assurée par un filtre à ondes de surface (bande de 2 ou 20 MHz pour une fréquence centrale comprise entre 100 et 200 MHz).

Un dispositif de contrôle automatique de gain (CAG) régule le niveau du bruit (le signal est largement sous le bruit thermique avant sa compression par l'opération de corrélation).

Le CAG est nécessaire si la numérisation du signal est réalisée sur plusieurs niveaux, de manière à optimiser la plage d'entrée des convertisseurs analogiques numériques. Une numérisation mono bit, réalisée par un comparateur de tension, simplifie l'architecture car le signal est écrêté.

Le signal est numérisé après un échantillonnage. La conversion analogique numérique a lieu directement en fréquence intermédiaire (FI) à quelques mégahertz pour les fréquences C/A, à quelques dizaines de MHz pour les récepteurs code P(Y). Ceci autorise une plus grande souplesse dans le traitement numérique pour pouvoir, par exemple, prendre en compte d'autres satellites (Glonass, ...).

Le module RF peut être réalisé soit autour d'un ASIC RF, soit à partir d'éléments discrets. Avec une architecture à élément discret, la tenue au brouillage est renforcée car la chaîne de réception supporte des variations de niveau importants (IM3, PC1dB, ...).

II-3-1-6-2-4) Le module numérique :

Les premières architectures de récepteurs GPS ont été analogiques. Les récepteurs d'aujourd'hui traitent numériquement le signal au plus tôt dans la chaîne. Les circuits numériques remplacent les circuits analogiques en fonction de leurs performances et de leur coût.

Dans le module numérique, on distingue principalement un ou deux circuits ASIC (Application Specific Integrated Circuit) dédiés au traitement GPS et un processeur de signal. On trouve également les circuits traditionnels d'une structure programmée (mémoires, port d'interface, ...).

Le circuit ASIC assure les premiers traitements des signaux GPS. Un exemple d'ASIC est donné au paragraphe suivant.

L'ASIC est contrôlé par un processeur de signal numérique. Celui-ci réalise les fonctions d'asservissement des signaux des satellites, la démodulation des messages de navigation, les calculs de navigation,

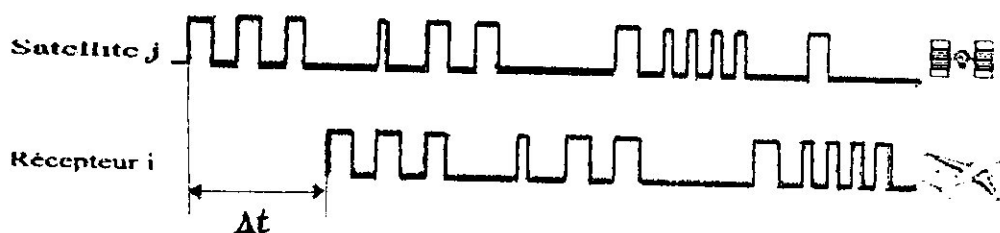
Le processeur assure également l'affichage des paramètres lorsque les tâches demandées ne sont pas sophistiquées. Le cas échéant, un microcontrôleur gère l'interface utilisateur récepteur.

II-3-1-6-3) Principe des mesures GPS :

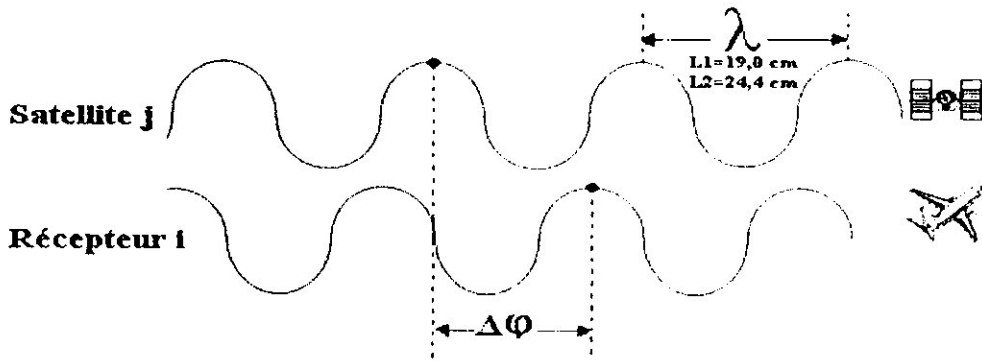
Les mesures GPS sont de deux types : mesure de code et mesure de phase. Le principe est de déterminer des distances entre une ou plusieurs stations au sol et des satellites dont on connaît plus ou moins précisément la position à tout instant.

II-3-1-6-3-1) Pseudo distance sur les codes :

Si on mesure la durée de propagation d'un signal émis par le satellite jusqu'à son arrivée à un récepteur sur la terre, on peut estimer la distance du satellite au récepteur. La mesure de pseudo distance nécessite la connaissance des codes pseudo aléatoires (C/A et (ou) P) (ou Y)). Le code généré par le satellite arrive au récepteur avec un retard Δt correspondant au temps mis par le signal pour parcourir le chemin satellite récepteur (figure(II-12)). Un algorithme connu génère le code pseudo aléatoire et lie le code au temps GPS. Le récepteur génère donc une réplique du code satellite, qui est synchronisée avec le code satellite. La comparaison au récepteur entre le signal venant du satellite et le récepteur permet de mesurer le décalage en temps Δt . La mesure se fait en retardant le code du récepteur jusqu'à ce qu'il coïncide avec le code satellite.



Figure(II-12): Comparaison entre le signal reçu et le signal propre du récepteur sur les codes



Figure(II-13): Comparaison entre le signal reçu et le signal du récepteur sur la porteuse

La distance ρ_i^j entre le récepteur et le satellite est donnée en comparant la phase du signal à l'instant de réception (t_R) à la phase à l'instant d'émission (t_E). En effet, on a :

$$\varphi(t_R) - \varphi(t_E) = f \times (t_R - t_E) \quad (II.6)$$

Et $(t_R - t_E) = \rho_i^j / c$

Donc $\varphi(t_R) - \varphi(t_E) = f \times \rho_i^j / c \quad (II.7)$

Lorsque le récepteur compare la phase $\varphi_i(t_R)$ de son signal à la phase

$\varphi^j(t_E)$ du signal qu'il reçoit à t_R , on obtient un déphasage $\Delta\varphi$ compris entre 0 et 1 cycle, c'est-à-dire la partie décimale de la différence $\varphi_i(t_R) - \varphi^j(t_E)$. la différence de phase totale est :

$$\varphi_i(t_R) - \varphi^j(t_E) = \Delta\varphi(t_R) + N_i^j(t_R) \quad (II.8)$$

Où $N_i^j(t_R)$ est un nombre entier inconnu de cycle que le récepteur ne peut pas mesurer.

En plus du déphasage $\Delta\varphi$, le récepteur mesure à l'aide d'un compteur le nombre entier de cycles du déphasage reçus depuis la première mesure. Ainsi si t_1 est l'instant de la première mesure pour toute les autres mesures on aura le même nombre de cycles, tant que la réception du signal n'est pas interrompue :

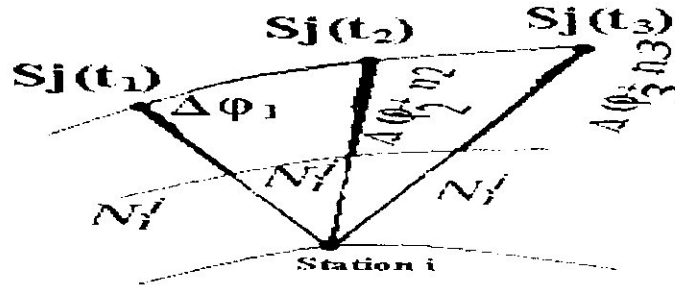
Donc :

$$N_i^j(t_R) = N_i^j(t_1) + \eta(t_R) \quad (II.9)$$

$\eta(t_R)$: Nombre de cycle comptés par le compteur à l'instant t

$$\Delta\varphi(t_R) = \varphi_i(t_R) - \varphi^j(t_E) - (N_i^j(t_1) + \eta(t_R)) \quad (II-10)$$

On voit donc que pour un satellite donné et un récepteur donné, la quantité inconnue $N_i^j(t_1)$ est la même pour toutes les mesures tant qu'il n'y a pas d'interruption du signal. Cette quantité est appelée ambiguïté entière. Elle sera notée N_i^j dans la suite. Une interruption du signal provoque un saut de cycle, c'est-à-dire une autre valeur pour l'ambiguïté qui se traduit par des mesures aberrantes à partir d'une époque donnée (figure(II-14)).



Figure(II-14): Interprétation géométrique de la mesure de phase

La mesure de phase s'écrit donc :

$$\Delta\phi(t_R) + \eta(t_R) = \phi_i(t_R) - \phi^j(t_E) - N_i^j \tag{II.11}$$

On a donc:

$$\phi^j(t_E) = \phi^j(t_R) - (f \times \rho_i^j)/c \tag{II.12}$$

$$\Delta\phi(t_R) + \eta(t_R) = \phi_i(t_R) - \phi^j(t_R) + (f \times \rho_i^j)/c - N_i^j \tag{II.13}$$

Si les deux horloges étaient parfaitement synchronisées on aurait $\phi^j(t_R) = \phi_i(t_R)$.

En réalité et en tenant compte de l'équation (II.2), où δt_i et δt^j sont les décalages par rapport au temps GPS (t_R)

$$\phi_i(t_{Ri}) - \phi^j(t_E^j) = f_i \times (t_{Ri} - \delta t_i) - f^j \times (t_E^j - \delta t^j) \tag{II.14}$$

les fréquences des horloges étant très proches on peut ici faire l'approximation :

$$f_i = f^j = f$$

$$\phi_i(t_{Ri}) - \phi^j(t_E^j) = f \times (\rho_i^j)/c + f \times (\delta t^j - \delta t_i) \tag{II.15}$$

On peut exprimer la mesure de phase en multipliant par la longueur d'onde λ , et avec l'équation (II.13), on a :

$$\lambda\Phi = c(\delta t^j - \delta t_i) + \rho_i^j - \lambda N_i^j \tag{II.16}$$

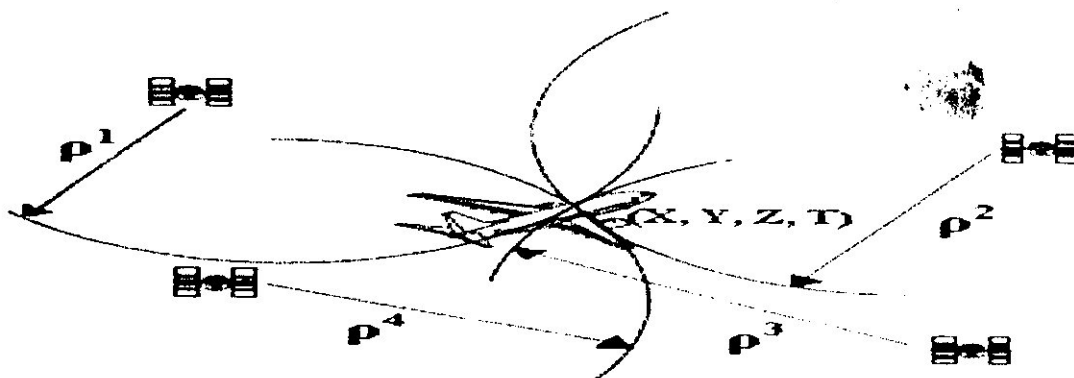
Avec :

$$\Phi = (\Delta\phi(t_R) + \eta(t_R)) \tag{II.17}$$

II-3-1-6-4) Calcul de la solution de navigation :

Une fois que le récepteur a recueilli les pseudo distances et les données de navigation de quatre satellites (figure(II-15)) ou plus, il calcule la solution de position en temps réel.

Le récepteur résout un minimum de quatre équations simultanées de pseudo distances avec comme variables inconnues la position tridimensionnelle et le décalage d'horloge du récepteur utilisateur.



Figure(II-15): Mesures de pseudo distances

Chaque équation est une expression du principe que la distance réelle ρ^j (la différence entre la position connue du satellite et la position inconnue du récepteur) est égale à la différence entre la pseudo distance mesurée PR et les décalages d'horloges récepteur satellite j ($\Delta t, \Delta \tau^j$). Ce principe s'exprime comme suit :

$$PR^j - c \times (\Delta t - \Delta \tau^j) = \rho^j = [(X^j - x)^2 + (Y^j - y)^2 + (Z^j - z)^2]^{1/2} \quad (\text{II.18})$$

Où : (x, y, z) : les coordonnées du récepteur (en mètres)

(x, y, z) : les coordonnées du satellite j (en mètres)

La distance réelle ρ est non seulement biaisée par les décalages d'horloges récepteur satellite, mais aussi elle est biaisée par les effets relativistes et les retards de propagation (ionosphérique et troposphérique) du signal.

Le tableau (II.1) schématise le calcul de la solution de position en incorporant toutes les corrections qui peuvent biaiser le signal GPS.

II-3-1-6-5) Performances du système :

Les exigences concernant la précision de positionnement imposées par le département de défense des USA (DoD) sur le système GPS sont moins de 16 mètres (95%) pour le service PPS, et 100 mètres (95%) en horizontal pour le service SPS lorsque la dégradation volontaire (SA) était activée. Après la levée de SA, une précision de moins de 30 mètres pour le service SPS est obtenue, précision qui n'est assurée par d'autres systèmes de navigation courants. La détermination de la précision de positionnement s'effectue par deux paramètres importants qui sont :

- L'erreur de distance équivalente utilisateur (UERE) qui est la précision de mesure de distance entre l'utilisateur et chaque satellite visible.
- Le facteur de dégradation géométrique de précision GDOP.

II-3-1-6-5-1) L'UERE :

L'UERE (User Equivalent Ranging) est le résultat de la projection de toutes les erreurs sur cette ligne de visée. Les erreurs proviennent d'une modélisation imprécise de la trajectoire ou du temps du satellite, d'une modélisation imparfaite des phénomènes de propagation, des imperfections du récepteur ou des lois physiques (bruit thermique).

II-3-1-6-5-2) GDOP :

Le GDOP (Geometric Dilution Of Precision) est un facteur multiplicatif sans dimension représentant une mesure instantanée de l'erreur du positionnement. Ce facteur relie l'erreur de mesure de distance (UERE) à l'erreur de position finale par la relation suivant :

$$\text{UERE} \times \text{GDOP} = \text{erreur de position}$$

II-3-1-6-5-3) Précision de vitesse :

Des récepteurs typiques calculent la vitesse par mesure de biais de fréquence. La précision peut atteindre le 0,2 m/sec pour les services PPS et SPS.

II-3-1-6-5-4) Précision de l'heure :

L'heure est transmise avec une précision de 200 nanosecondes (ns) dans 95% des cas. Pour obtenir une telle précision il est indispensable d'avoir un récepteur de très bonne qualité et que celui-ci soit parfaitement immobile. C'est de toute façon un des systèmes les plus fiables, qui permet de connaître l'heure n'importe où avec une très grande précision.

II-3-1-6-6) Sources d'erreurs :

Les sources d'erreurs affectant la précision du GPS sont multiples. Certaines sources d'erreurs sont d'origine naturelle, d'autres d'origine technique. Le tableau(II.1) fournit les contributions à l'erreur dues à chacun de ces composantes.

Sources d'erreur	Erreur typique (mètre)
Ionosphère non modélisée	4,0
Troposphère	0,7
Réflexion parasites	1,4
Horloge et précision des satellites	3,0
Bruit du récepteur	0,5
Erreur par satellite	5,5

Tableau(II.1) : Contribution des sources d'erreurs

La précision de la position dépend non seulement de l'erreur induite par chaque satellite, mais aussi de la géométrie des satellites, c'est-à-dire de la manière dont les satellites, qui servent à déterminer la position, sont répartis dans le ciel. Afin de connaître l'erreur introduite sur la position teneur par satellite doit être multipliée par un facteur appelé diminution de la précision (PDOP).

II-3-1-6-6-1) Erreur d'origine naturelle :**II-3-1-6-6-1-1) Erreur de l'ionosphère :**

La couche de l'atmosphère comprise entre 50 et 500 kilomètres d'altitude composée d'air ionisé qui retarde la propagation des signaux qui la traversent. L'ionosphère est responsable de la plupart des erreurs du GPS. Une partie des retards liés à l'ionosphère peut être facilement modélisée, car ils sont valables sur une grande région. Ces informations sont

transmises par les satellites en même temps que les informations de navigation et permettent au récepteur de corriger le temps de propagation du signal.

Malheureusement il n'est pas possible de modéliser tous les retards induits par l'ionosphère. Il est cependant possible de corriger plus de 50% de ces erreurs.

II-3-1-6-6-1-2) Erreur de la troposphère :

La couche basse de l'atmosphère qui s'élève jusqu'à une dizaine de kilomètres d'altitude, engendre des retards dans la réception des signaux, ils peuvent difficilement être modélisés, ils dépendant de la température, de la pression et de l'humidité de l'air. La réflexion du signal sur des objets proches du récepteur produit des échos interférant parfois sur le signal reçu et provoquant ainsi un décalage. Si l'écho est suffisamment fort, il peut même être pris pour le signal lui-même lorsque le satellite est masqué. Il est important de noter que l'erreur typique ne considère pas les effets dus à des réflexions parasites supérieures à un angle de 5°.

II-3-1-6-6-2) Erreur d'origine technique :

La dérive de l'horloge du satellite non corrigée par la station de contrôle ainsi que la précision de l'éphéméride peuvent provoquer des erreurs. Le bruit introduit par le codage du signal de navigation peut aussi entraîner des imprécisions sur la valeur de ces signaux.

Le bruit ainsi que la précision de l'horloge des récepteurs produit également des erreurs dont la valeur dépend de la qualité des récepteurs utilisés.

II-3-1-6-6-2-1) Disponibilité sélective (SA) :

L'accès (la validité) sélective "SA" (Selective Availability) est l'erreur introduite volontairement par le département de la défense des Etats Unis afin de dégrader les performances du GPS, ces dégradations elles sont au niveau de la fréquence de l'horloge des satellites (par ajout de déphasage) et au niveau des éléments du message radiodiffusé (éphémérides des satellites, paramètres d'horloge satellite). Le SA a été utilisé jusqu'en mai 2000 afin d'éviter que le GPS ne soit utilisé pour construire une arme autoguidée d'une suffisante pour atteindre une cible. A partir de cette date, le SA a complètement été supprimé par l'armée américaine, celle-ci ayant dès lors la possibilité d'interdire tout accès au GPS dans les zones de conflit militaire.

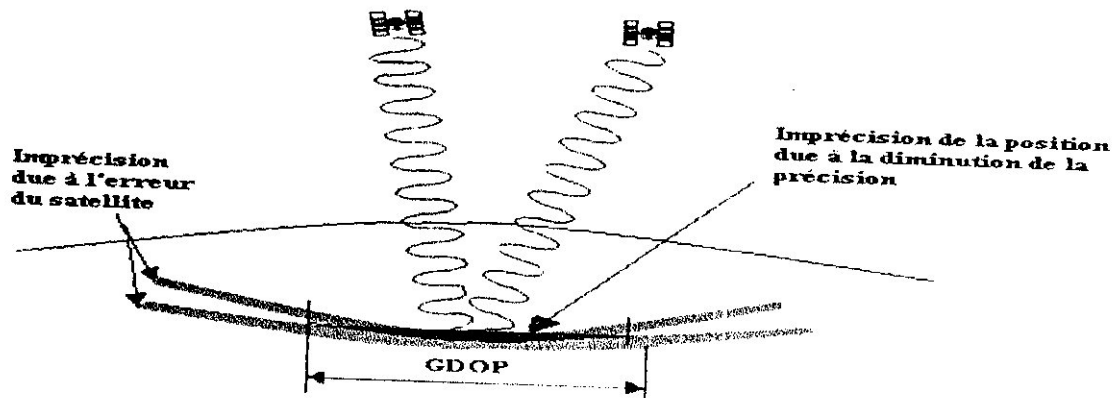
La validité sélective était responsable de la plus grande partie des erreurs du GPS. L'erreur introduite par le SA était différente pour chaque satellite et produite à partir d'un générateur pseudo aléatoire. Le SA introduisait un mouvement très lent autour de la position exacte. Il a été observé que la position affichée par un récepteur GPS lorsque le SA était activée variait d'environ un mètre par seconde.

II-3-1-6-6-2-2) Diminution de la précision :

La distance de chaque satellite peut être évaluée avec une précision caractéristique de l'ordre de 5mètres. Cependant, le positionnement par satellite requiert l'utilisation de plusieurs satellites pour qu'une position en deux ou trois dimensions puisse être déterminée. L'erreur totale sera donc supérieure à la précision fournie par chaque satellite et dépendra

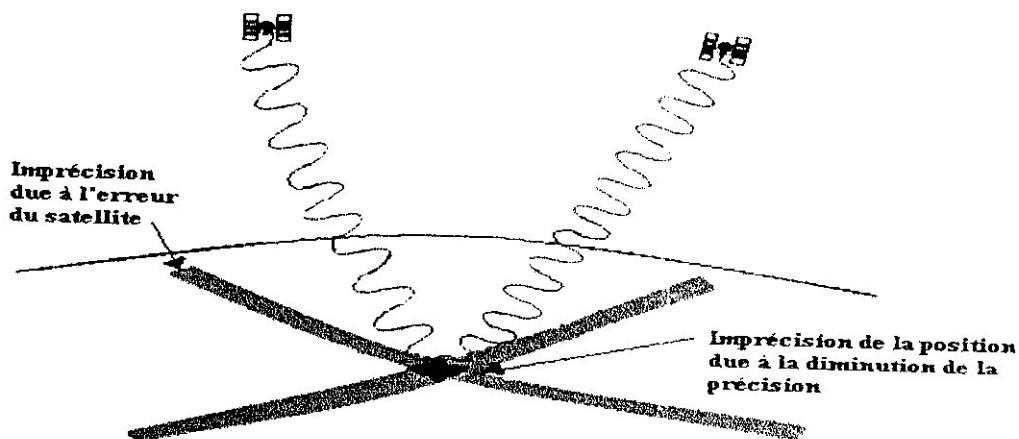
essentiellement de la position des satellites entre eux. La géométrie des satellites est ainsi appelée diminution de la précision géométrique "GDOP" (Geometric Dilution of Precision).

Afin de connaître la précision de la position, il faut multiplier l'erreur introduite par les satellites par un facteur qui dépend de la géométrie des satellites sélectionnés en fonction de la position du récepteur. Lorsque les satellites sont groupés (figure(II-16)) c'est-à-dire quand les angles du récepteur avec l'ensemble de satellites visibles utilisés sont semblables, le GDOP obtenu est très grand et la position imprécise (une grande valeur représentant un petit volume de vecteur d'unité).



Figure(II-16): Mauvais GDOP

On obtient un bon facteur de GDOP lorsque tous les satellites forment des angles différents entre eux et aussi grands que possible (une petite valeur représentant un grand volume de vecteur d'unité) voir la figure(II-17).



Figure(II-17): GDOP correct

A partir du GDOP, on détermine les différents facteurs :

- PDOP (Position Dilution of Precision) permet de définir la précision d'une position en trois dimensions.
- HDOP (Horizontal Dilution of Precision) permet de définir la précision de la latitude et la longitude.
- VDOP (Vertical Dilution of Precision) permet de définir la précision de l'altitude.
- TDOP (Time Dilution of Precision) permet de définir la précision de l'heure.

Tous ces termes sont liés. Le nombre de satellites et leur position ont été calculé pour qu'au moins 4 satellites soient toujours en vue (99,9% du temps), avec un PDOP inférieur ou égal à 6. Le facteur HDOP est le plus important puisque il dépend directement la précision de la position horizontale. Ce facteur est parfois affiché par les récepteurs GPS et fournit une indication de la précision digne de confiance.

On considère généralement que le HDOP est inférieur à 4 pendant 95% du temps. Cependant avec un bon récepteur, on observe généralement un HDOP inférieur à 2 dans 95% des cas. Un HDOP supérieur à 12 ne permet plus de donner une position avec une fiabilité suffisante.

II-3-1-6-6-3) Autres sources d'erreurs :

Outre les erreurs courantes que nous venons de passer, les performances du GPS peuvent être dégradées lorsque surviennent certains événements comme la panne ou l'arrêt d'un satellite. Nous recensons ici les principes sources d'erreur pouvant survenir.

II-3-1-6-6-3-1) Mauvais fonctionnement d'un satellite :

Un problème ou une panne d'un satellite peut très bien n'être détecté et corrigé par les stations au sol, qu'au bout d'un délai de 3 heures. Cela signifie que votre récepteur peut recevoir des informations erronées pendant près de trois heures avant d'être informé que les informations provenant de ce satellite ne doivent pas être utilisées. Cependant, l'on a constaté que le temps de réponse à une panne est généralement de 10 à 30 minutes. Le système GPS différentiel corrige immédiatement de telles anomalies.

Les erreurs introduites lors du mauvais fonctionnement d'un satellite peuvent être de plusieurs centaines de kilomètres. Dans ce cas, la plupart des récepteurs GPS rejettent le satellite car il ne permet pas de résoudre la position. Le récepteur rejette également un satellite si celui-ci présente des variations trop importantes. Cependant, lorsque l'erreur n'est que de quelques centaines de mètres, le récepteur n'écarte pas systématiquement le satellite défectueux.

II-3-1-6-6-3-2) Arrêt d'un satellite :

Un satellite peut cesser d'émettre pour plusieurs raisons, en particulier pour permettre la maintenance du satellite. L'arrêt du satellite peut également être dû à une panne du satellite.

Lorsqu'un satellite n'émet plus alors qu'il devrait permettre au récepteur de résoudre la position, le PDOP en est affecté. La précision de la mesure peut donc en être dégradée.

Lorsqu'un satellite est indisponible pendant une durée de 6 heures, la probabilité pour qu'il soit en vue est de 63%. La durée moyenne pour laquelle ce satellite sera en vue est de 3 heures.

La probabilité pour qu'au moins 21 satellites soient en fonctionnement est de 99%. Il a été estimé que la totalité des arrêts de satellite cumulés ne dépasse pas 18 heures par an.

II-3-1-6-6-3-3) Dégradation volontaire par l'armée :

En cas de conflit, l'armée américaine se réserve le droit de dégrader volontairement les signaux émis par les satellites dans les proportions quelle jugera bonnes pour sa sécurité. Elle signalera toutefois dans un délai de 24 heures son intention de dégrader le système (section informations aux utilisateurs).

Il faut cependant noter que, pendant la guerre du golfe en 1991, les signaux du SPS n'avaient plus été dégradés au moyen du SA et présentaient donc une précision voisine du PPS. Cette situation tenait principalement au manque de récepteurs militaires et à l'obligation d'utiliser des récepteurs civils par l'armée.

Depuis le retrait du SA, l'armée américaine a la possibilité d'interdire tout accès au GPS dans une zone de conflit sans affecter les utilisateurs en dehors de la zone. Elle ne devrait donc plus avoir recours à la dégradation volontaire des signaux dans les zones de paix.

II-3-1-6-6-3-4) Erreurs dues à l'utilisateur :

Sélectionner un mauvais système géodésique (section systèmes géodésique) peut entraîner une erreur de plusieurs centaines de mètres. L'introduction de coordonnées erronées d'un waypoint représente une autre source d'erreur assez courante. L'erreur peut être due à une confusion des chiffres saisis ou à une erreur de système géodésique.

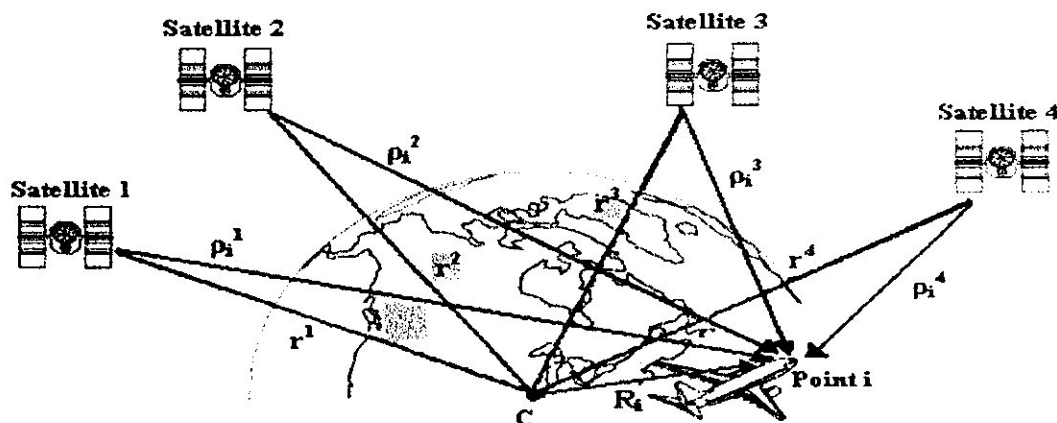
II-3-1-6-6-3-5) Panne du récepteur : Le récepteur n'est pas à l'abri des pannes qui engendrent des erreurs dont la distance est difficilement prévisible.

II-3-1-6-7) Les modes de positionnement :

On distingue deux modes de positionnement qui se différencient par la manière de lier les mesures à un système de référence.

II-3-1-6-7-1) Positionnement absolu :

Le positionnement absolu (figure(II-18))consiste à déterminer les coordonnées d'un point quelconque de la terre en utilisant les codes générés par les satellites. Il est qualifié d'absolu car il considère la relation entre un récepteur et plusieurs satellites.

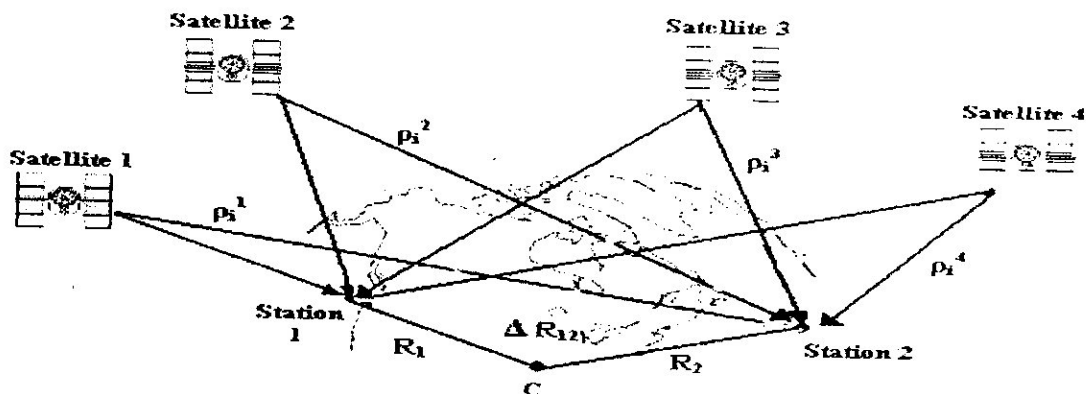


Figure(II-18): Le positionnement absolu

Ce type de positionnement est utilisé en navigation sur terre, sur mer ou dans les airs. L'intérêt de cette méthode est la possibilité d'exploitation en temps réel et d'obtention une position instantanée. C'est le mode utilisé par la majorité des navigateurs.

II-3-1-6-7-2) Positionnement relatif :

Le positionnement relatif (figure(II-19)) fait intervenir deux récepteurs qui enregistrent simultanément les signaux GPS sur 2 points différents. Dans ce cas, on s'intéresse au vecteur spatial reliant ces 2 points. La connaissance d'un point de référence dans un système de coordonnées permet de rattacher précisément chaque vecteur à ce dernier, c'est pourquoi l'on parle de positionnement relatif. Ce mode est utilisé pour les applications de géodésie et de mensurations précises car la précision obtenue est de l'ordre de millimètres. Les traitements sont faits au bien en temps diffère au bien en temps réel.



Figure(II-19): Le positionnement relatif

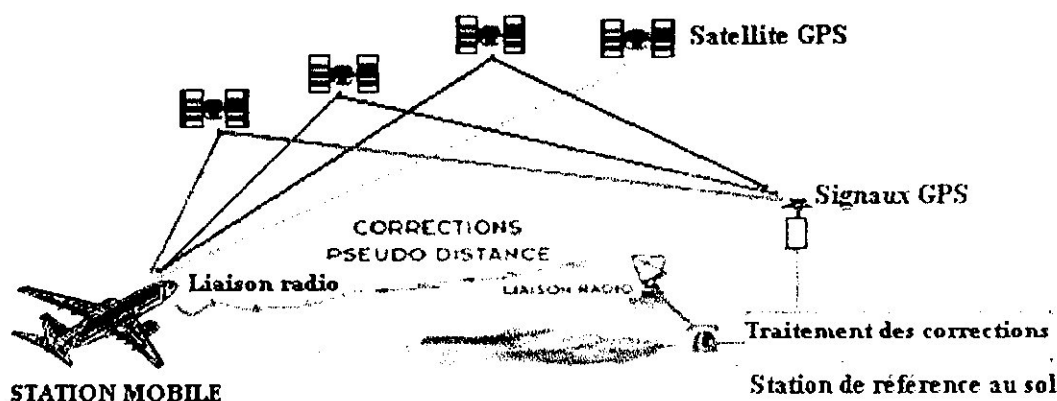
Le positionnement relatif repose sur plusieurs modes dont le GPS différentiel (DGPS) est une technique de traitement en temps réel sur mesure de codes.

II-3-1-6-7-2-1) GPS différentiel (DGPS) :

Depuis la suppression du SA, la précision d'un GPS couvre presque tous les besoins de positionnement courants. Cependant, il est parfois nécessaire de disposer d'une plus grande précision, lors de la phase d'approche d'un port pour les bateaux ou d'un aéroport pour les avions, par exemple.

Aussi le GPS différentiel (DGPS) a-t-il été introduit par les garde-côtes américains. Les industriels et les scientifiques ont également mis en œuvre différentes techniques pour obtenir une précision allant jusqu'au millimètre.

Le DGPS (figure(II-20))est un moyen de corriger l'erreur sur la position fournie par le GPS. Le DGPS est destiné à améliorer la fiabilité et la précision du système GPS existant. Une station de référence dont la position est connue avec une très grande précision, est capable de déterminer l'erreur introduite par chaque satellite. Des signaux qui contiennent les valeurs des corrections à apporter à chaque satellite sont alors émis par cette station. Le récepteur après avoir reçu ces signaux est en mesure de corriger la pseudo distance qui a été déterminée pour chacun des satellites. La position géographique est alors définie par le récepteur avec une précision dépendant de la qualité des informations de correction reçue et de l'émetteur DGPS.



Figure(II-20): Principe général du système DGPS

Il existe plusieurs systèmes de GPS différentiel. Cependant quelque soit le système utilisé, le DGPS est généralement constitué de trois composantes suivantes :

- Une station de contrôle terrestre qui recueille en permanence les données émises par les satellites et qui calcule les corrections à apporter pour chaque satellite.
- Un moyen de transmissions des informations de corrections. L'émetteur peut se situer au même endroit que la station de contrôle ou bien être déporté par exemple dans le cas d'un satellite ou encore être intégré dans un réseau de stations de contrôle. Les informations peuvent également être enregistrées pour un traitement différé.
- Un récepteur capable de recevoir les informations de corrections DGPS et connecté à un récepteur GPS équipé d'une fonction de correction différentielle. Lors de traitement en mode différé, les informations reçues sont simplement enregistrées, puis traitées ultérieurement.

La précision du DGPS varie de quelques mètres à quelques millimètres suivant la technique utilisée et la qualité des récepteurs. Cependant dans tous les cas la précision dépend de la distance entre le récepteur et la station de contrôle. Plus la distance les séparant est grande, moins la précision est bonne.

Deux services DGPS en temps réel sont désignés : le service **LDGPS** (Local Area Differential GPS) et le service **WDGPS** (Wide Area Differential GPS).

Les émetteurs DGPS locaux (LDGPS) peuvent être utilisés dans un rayon d'une centaine de kilomètres autour de l'émetteur. Leur portée se situe entre quelques kilomètres et 250 kilomètres. Les médias utilisés sont généralement les ondes hertziennes, dans les bandes GO, PO, FM ou VHF. Les signaux RDS des émetteurs FM peuvent également être utilisés pour transmettre les informations DGPS.

Les émetteurs DGPS à large couverture sont (WDGPS) généralement intégrés à un réseau. Plusieurs stations de contrôle réparties dans la zone de réception sont utilisées afin d'éliminer les erreurs locales (ionosphère, réflexions parasites ...). Seules les erreurs globales comme la précision des informations émises par les satellites sont corrigées et transmises. De ce fait, le WDGPS est généralement moins précis que le LDGPS.

Outre des émetteurs hertziens des satellites géostationnaires sont également utilisés pour transmettre les informations WDGPS.

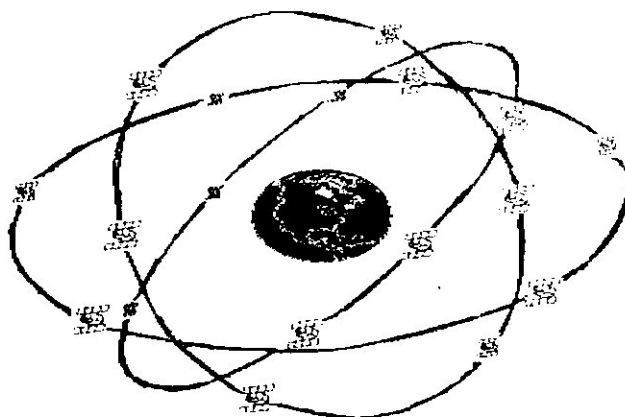
II-3-2) Le système GLONASS

II-3-2-1) Description du fonctionnement et développement du système GLONASS :

Le système **GLONASS** (GLObal NAVigation Satellite System) employé par l'URSS, analogue au système GPS. La constellation GLONASS est contrôlée et opérée par la Fédération de Russie. Elle est constituée, à ce jour, de 11 satellites opérationnels. Les plans de développement prévoient une constellation finale de 24 satellites à l'horizon 2010 qui fournira une précision à 95% de 28m en horizontal et de 60m en vertical.

Il permet également la navigation à toutes les conditions météorologique à toutes heures et en toutes lieu, ce qui autorise, les applications aéronautiques, maritimes et terrestres.

Une fois le système complet, la couverture mondiale sera assurée par 24 satellites répartis sur 3 plans quasi-circulaires, l'altitude des satellites est de 19100 km, ce qui entraîne une période de rotation de 11heures et15 minutes. L'inclinaison des orbites est de $64,8^\circ$. Le lancement des satellites GLONASS débuta en 1982. Depuis les satellites ont été modernisés et leur fiabilité a été grandement améliorée (voir figure(II-21)).



Figure(II-21): Constellation du GLONASS

Le système GLONASS et le GPS ont été développés en parallèle et ont de nombreuses caractéristiques communes. La différence porte sur des détails techniques (au niveau de la radiofréquence et des corrélateurs) transparents à l'utilisateur. Ainsi, contrairement au système GPS, l'accès à un satellite GLONASS est réalisé par la sélection de la fréquence d'émission. En effet, tous les codes émis sont uniques, un seul code est utilisé par tous les satellites, par contre, chaque satellite a sa propre fréquence d'émission.

Cette particularité complique les étages radiofréquences car ceux-ci nécessitent un synthétiseur de fréquence programmable. Cette fonction tend à être numérisée et à être intégrée dans l'ASIC de traitement. L'architecture au point de vue composant est identique à un récepteur GPS.

Chaque satellite GLONASS utilise deux porteuses en bande L, les fréquences L1 sont comprises entre 1602,5625 MHz et 1615,50 MHz par pas de 0,5625 MHz, les fréquences L2 s'échelonnent de 1246,4375 MHz par pas de 0,4375 MHz, chaque porteuse est modulée en phase par un signal de 5,11 MHz. En plus, la porteuse L1 est modulée par un signal à 0,511 MHz.

Après une période transitoire qui durera jusqu'au 2005, la bande de fréquence du système GLONASS sera réduite de moitié. Les satellites en opposition autour de la terre émettront sur la même fréquence. Un utilisateur n'en verra qu'un et ne sera pas perturbé par l'émission de son homologue. De plus cette bande de fréquence sera décalée vers le bas, se rapprochant ainsi des fréquences GPS. Les nouvelles fréquences GLONASS seront centrées de 1598,0625 MHz.

à 1604,25 MHz (l'ancienne bande de fréquence interférait avec les systèmes radio astronomiques).

Ainsi les bandes de fréquences GPS et GLONASS sont suffisamment proches pour permettre à un récepteur de capter et de traiter les informations émises par les deux systèmes. Le débit du message de navigation GLONASS est de 50 bits par seconde et chaque bit est codé en bi phase. Ainsi la structure des signaux GLONASS est proche de celle des signaux GPS. Le signal code P n'est pas crypté (AS).

Deux autres aspects différencient également le système GLONASS du système GPS se sont les systèmes de coordonnées et les références de temps. Le "WGS 84" (World Geodetic System 1984) et le "SGS 85" (Soviet Geocentric Coordinate System 1985) sont respectivement utilisés par GPS et GLONASS, les différences entre les deux systèmes peuvent créer des erreurs de navigation en les joignant.

Le message de navigation GPS contient les éphémérides (paramètres de Kepler de l'orbite) des satellites tandis que le message de navigation GLONASS dispose de la position du satellite dans un repère ECEF (Earth Centred Earth Fixed). Le système GLONASS est aussi précis que le système GPS en mode PPS.

La détermination de la position et de la vitesse d'un utilisateur GLONASS est basée sur la mesure du temps de transit et la mesure Doppler des signaux transmis par les satellites GLONASS. Pour ce faire, les satellites transmettent des signaux de porteuses (bande L) sur des fréquences multiples séparées. Ces signaux diffusés regroupent deux codes binaires, le code d'acquisition C/A (Coarse/Acquisition) et le code de précision P statut (Precision Code), et un message de données de navigation qui contient l'information du par statut du satellite émetteur et le statut des autres satellites de la constellation, les paramètres de correction d'horloge fournissant le décalage du temps satellite par rapport au temps GLONASS et au temps UTC (Universal Time Coodinated), et les coordonnées de la position des satellites visibles. Actuellement, les utilisateurs voient plutôt GLONASS comme un système complémentaire au GPS.

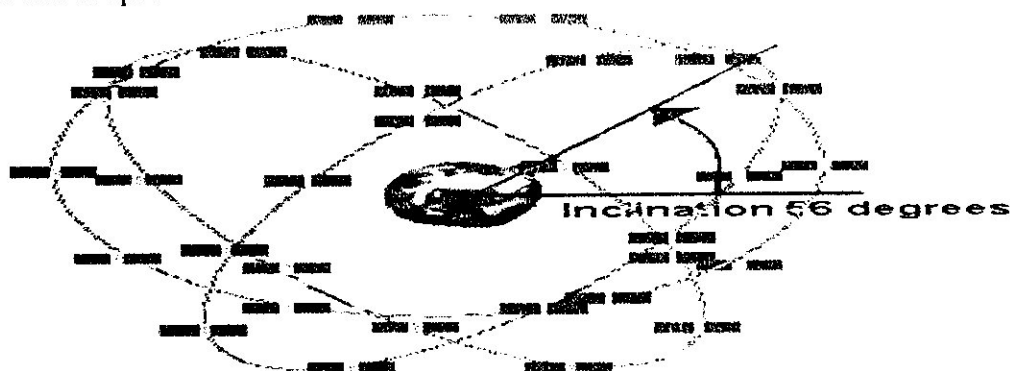
II-3-3) Le système GALILEO

II-3 -3 -1) Description du fonctionnement et développement du système GALILEO :

Les systèmes GPS et GLONASS sont des systèmes propriétaires et leurs exploitant ne donnent aucune garantie pour une disponibilité permanente. En cas d'erreurs ou de panne, les utilisateurs ne sont pas immédiatement informés. C'est la raison pour laquelle l'union européenne qui soucieuse de son indépendance, a décidé en mars 2002 d'engager le développement de son propre système de navigation par satellite, appelé Galileo. Conçu pour des besoins civils, Galileo vient en complément du GPS américain et de son équivalent russe Glonass, tous les deux d'origine militaire. Le système Galileo, développé et financé conjointement par l'Agence spatiale européenne (ESA) et l'union européenne (UE), il permettra aux utilisateurs équipés d'un récepteur adéquat de connaître leur position en temps réel, avec une précision à 95% de 4m dans le plan horizontal et de 8m dans le plan vertical. La constellation GALILEO comportera 30 satellites et sera opérationnelle aux alentours de 2012.

Le premier satellite expérimental du programme Galileo, baptisé Giove-A (acronyme de Galileo In Orbit Validation Element), a été placé en orbite en décembre 2005 pour démontrer

la capacité du système européen à émettre des signaux GPS de précision supérieure à celle de ses concurrents. Le système GALILEO basé sur le même principe de fonctionnement que ses concurrents, il utilisera les signaux radio émis par une constellation de 30 satellites équipés d'horloges atomiques, positionnés sur trois orbites terrestres de 23 616 km d'altitude et qui tourne autour de la terre avec une vitesse de révolution 14 heures 4 minutes, circulaires et inclinées de 56° par rapport à l'équateur terrestre pour assurer la meilleure couverture possible de la planète (figure(II-22)). La gestion du système de navigation et le suivi du fonctionnement des satellites seront assurés par deux centres de contrôle Galileo (GCC) installés en Europe.



Figure(II-22) : Constellation du GALILEO

Par ailleurs, la construction et l'exploitation du système européen de radionavigation sont assurées conjointement par les consortiums iNavSat (composé des groupes EADS, Thales et Inmarsat) et Eurely (qui comprend les groupes Alcatel, Finmeccanica, AENA et Hispasat).

Les applications de Galileo, complémentaires et redondantes avec celles du GPS américain, concerneront de multiples secteurs : les transports (circulations routière, ferroviaire, maritime, aérienne), le monde financier (synchronisation des transmissions de données entre banques), l'exploration minière, les télécommunications, etc. Toutefois, contrairement à son rival américain, le système Galileo restera exclusivement à usage civil.

Le système de navigation par satellite Galileo indépendant mais parfaitement compatible avec le GPS. Galileo reposera sur les mêmes principes technologiques que le GPS et le GLONASS. Il est mis en place spécifiquement à des fins civiles et commerciales, sur la base de l'état de l'art de la technique et vise une fiabilité élevée. Eu égard à ces évolutions et au fait qu'on s'attend qu'un GNSS fournissant des capacités de navigation mondiale solides sera un composant fondamental du système international CNS/ATM.

II-4) Les équipements de bord GNSS :

Les systèmes de navigation incluant un récepteur GNSS sont de deux sortes:

- Les systèmes GNSS dits autonomes (« stand alone ») sont des systèmes qui élaborent et affichent une information de navigation et/ou de guidage indépendamment des autres équipements de l'aéronef, uniquement basée sur les données fournies par le récepteur GNSS.
- les systèmes multi senseurs ou multi capteurs sont des systèmes de navigation utilisant plusieurs capteurs, dont éventuellement un récepteur GNSS. Les informations fournies par ce récepteur sont alors utilisées par le système, éventuellement combinées à d'autres informations provenant d'autres capteurs (IRS, VOR, DME etc.), pour élaborer et afficher les informations de navigation et/ou de guidage. Afin d'opérer les procédures d'approche

RNAV/GNSS (RNAV : c'est la navigation de surface), les aéronefs équipés des systèmes multi senseurs devront être dotés d'un récepteur GNSS.

II-5) Les systèmes de renforcement :

Le GNSS comprend également trois types de systèmes de renforcement :

- systèmes de renforcement embarqués (ABAS).
- systèmes de renforcement par satellite géostationnaire (SBAS).
- systèmes de renforcement par station au sol (GBAS).

OPERATION	En route	Terminal (Région terminale)	NPA	APV 1	APV 2	PA CAT I	PA CAT II	PA CAT III	Airport Surface
Augmentation									
ABAS									
SBAS									
GBAS									

Tableau (II.2): Utilisation des augmentations GNSS en fonction des opérations aériennes

Le tableau(II.2) présent l'utilisation des augmentations GNSS en fonction des opérations aériennes en phases d'approches.

L'OACI définit dans l'Annexe 6 à la convention relative à l'Aviation Civile Internationale (Partie I) trois classes d'approches :

- **NPA** (Non Precision Approach) : Les approches de non précision qui ne reposent que sur un guidage latéral,
- **APV** (Approach with Vertical Guidance) : Les approches avec guidage vertical (type 1 et type 2) ; il s'agit d'approches aux instruments avec guidages latéral et vertical qui ne remplissent toutefois pas les critères des approches de précision,
- **PA** (Precision Approach) : Les approches de précision (catégorie I, catégorie II et III).

Cette classification des approches a été approuvée par le groupe de travail de l'OACI sur le franchissement des obstacles, définissant les nouveaux types de procédures aux instruments.

II-5-1) Le système de renforcement embarqué (ABAS) :

Le système de renforcement à bord de l'aéronef "ABAS" (Aircraft Based Augmentation System) est composé des deux techniques de contrôle d'intégrité suivantes :

- **RAIM** (Receiver Autonomous Integrity Monitoring) : Cette fonction de contrôle autonome de l'intégrité par le récepteur est mise en oeuvre dans les récepteurs GNSS autonomes elle est utilisée quand plus de 4 satellites sont visibles et présentent une géométrie appropriée pour détecter au sein du récepteur une erreur éventuelle sur l'un des signaux reçus . Elle permet de vérifier l'état des signaux reçus de la constellation de satellites. La fonction RAIM émet une alerte indiquant la possibilité d'une erreur de position inacceptable quand elle détecte une incohérence dans l'ensemble de mesures de distances transmises par les satellites utilisés. Cette fonction est indisponible lorsque le nombre de satellites reçus est insuffisant ou leur géométrie défavorable. Elle n'utilise pas les mesures d'autres senseurs. Certains systèmes utilisent les données barométriques dans le RAIM en vue de diminuer le nombre de satellites

nécessaires pour assurer le contrôle d'intégrité. Dans certains récepteurs enfin, la fonction RAIM comporte une fonction d'exclusion des satellites défectueux (FDE).

- **AAIM** (Airborne Autonomous Integrity Monitoring) : L'algorithme AAIM est mis en oeuvre dans les systèmes multi capteurs. Il exploite les propriétés complémentaires du GNSS et d'autres capteurs de navigation (notamment les centrales à inertie, altimètre, ...) pour combiner leurs mesures et élaborer un contrôle d'intégrité plus performant. Cette méthode est plus complexe à cause de l'hybridation associée, mais dans plus de précision pour le calcul de la position par rapport à la méthode RAIM.

II-5-2) Le système de renforcement par satellite (SBAS) :

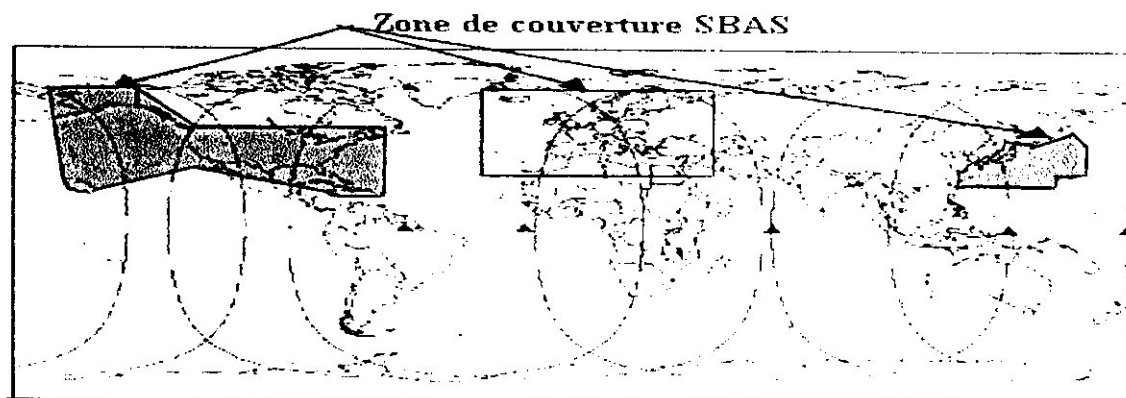
Le système de renforcement par satellite "SBAS" (Satellite Based Augmentation System) c'est un système différentiel étendu pour toutes les phases de vol (jusqu'à APV 2 (près de Catégorie I !)) sur une large zone de service même utilisé dans les régions océaniques et désertiques où il s'avère difficile d'implanter des récepteurs au sol, il utilise un ou plusieurs satellites géostationnaires pour transmettre aux utilisateurs des signaux des constellations de base des données complémentaires de trois types :

- données concernant l'intégrité des données issues des constellations de base,
- corrections régionales à appliquer aux données des constellations de base afin d'améliorer la précision,
- données de distance par rapport au satellite géostationnaire qui est alors vu par le récepteur comme un satellite GNSS supplémentaire.

Actuellement, il existe dans le monde trois programmes qui se basent sur la technique SBAS (figure(II-23)):

- **MSAS** (Multifunctional Transport Satellite Space-Based Augmentation System) pour le Japon.
- **WAAS** (Wide Area Augmentation System) pour les Etats-Unis.
- Le système européen de renforcement satellitaire **EGNOS** (European Geostationary Navigation Overlay System) devrait être opérationnel en 2007. Son utilisation permettra la mise en oeuvre des procédures d'approche RNAV avec guidage vertical APV. Ce type d'approche pourra apparaître sur la même carte d'approche que l'approche de non précision RNAV/GNSS avec des minima opérationnels différenciés.

Les récepteurs SBAS permettent d'effectuer des approches de non précision RNAV/GNSS avec généralement de meilleures performances, en particulier la disponibilité du contrôle d'intégrité, que les systèmes de bord de type ABAS.



Figure(II-23): Les augmentations différentielles régionales SBAS

II-5-3) Le système de renforcement par station au sol (GBAS) :

Le système de renforcement par station au sol "GBAS" (Ground Based Augmentation System) c'est un système différentiel local (figure(II-24)) pour les opérations d'approche de précision catégorie I avec "potentiel" d'évolution vers catégorie II et III. Il consiste à utiliser un récepteur au sol, à côté d'un aéroport par exemple. La position de ce récepteur étant connue, il peut calculer des corrections différentielles locales qui représentent la majorité des erreurs dégradent la précision. Ces corrections sont transmises ensuite aux utilisateurs qui évoluent près de cette station (dans la moyenne de 100km à 200km autour de la station) afin de permettre aux usagers de corriger en temps réel leurs positions avec une précision métrique et même centimétrique dépendant du type des récepteurs et des méthodes de calcul utilisées. Cette technique est connue sous le nom de DGPS.

Dans le concept différentiel local ou GBAS (Ground Based Augmentation System) les corrections sont élaborées et transmises par une station sol. Afin d'atteindre les performances requises pour les opérations d'approches de précision catégorie I. L'infrastructure est limitée mais la zone de service réduite.



Figure(II-24): Aspects opérationnels du GBAS

II-6) Utilisation d'un récepteur GNSS autonome

II-6-1) Plan de vol :

Les aéronefs qui naviguent avec un récepteur GNSS autonome sont considérés comme des aéronefs équipés RNAV (Area Navigation) et le suffixe d'équipement approprié doit figurer dans le plan de vol. En cas de panne de l'avionique GNSS, le pilote doit immédiatement en informer l'ATC (Air Traffic Control) et modifier le suffixe d'équipement pour les plans de vol suivants.

II-6-2) Protection des procédures GNSS :

La protection des procédures GNSS repose sur les hypothèses suivantes :

- Toutes les opérations IFR (Instrument Flight Rules) avec GNSS autonome sont conduites conformément aux consignes d'utilisation. Avant un vol IFR (vol à l'aide des instruments) au GNSS autonome, le pilote s'assure que l'équipement GNSS et l'installation ont été agréés et certifiés pour le vol IFR prévu.
- Le pilote suit les procédures spécifiques de mise en route et d'autocontrôle du récepteur GNSS qui sont énoncées dans les consignes d'utilisation.

II-6-3) Fonctionnement du récepteur GNSS :

Il est supposé que les équipages de conduite sont complètement familiarisés avec le fonctionnement de leur récepteur particulier avant de l'utiliser en vol, qu'ils l'exploitent

conformément aux dispositions du manuel d'utilisation de l'aéronef et qu'ils disposent à bord de l'aéronef de listes de vérifications appropriées comme référence rapide pour le chargement séquentiel et l'utilisation de l'équipement.

- **Modes de fonctionnement et limites d'alerte** : le récepteur GNSS de base offre trois modes de fonctionnement : en route, région terminale et approche. Les limites d'alerte RAIM (en cas d'incertitude de position supérieure à la limite d'alerte) sont automatiquement couplées à ces modes; elles sont de ± 2 NM, ± 1 NM et $\pm 0,3$ NM, respectivement.

- **Sensibilité du CDI (Course Deviation Indicator)** : la sensibilité du CDI est automatiquement couplée au mode de fonctionnement du récepteur et est réglée respectivement à $\pm 5,0$, $1,0$ ou $0,3$ NM pour les modes en route, région terminale et approche. Le choix est laissé au pilote d'afficher ou non le mode « en route » ou « terminal » et donc de sélectionner manuellement la sensibilité du CDI, mais la neutralisation d'une sensibilité de CDI choisie automatiquement pendant une approche annulera le mode d'approche sans que celui-ci puisse être réactivé par la suite, même manuellement. trouve dans un rayon de 30 NM. Cela ne s'applique pas aux systèmes qui arment automatiquement le mode « Région terminale ».

- Lorsque le mode « Région terminale » est armé et que l'aéronef est dans un rayon de 30 NM du point de référence d'aérodrome, le récepteur GNSS passe progressivement à la sensibilité du mode région terminale et au réglage RAIM correspondant sur une distance de 1 NM. Le pilote doit s'en assurer. Si le récepteur ne passe pas dans ce mode, le franchissement des obstacles n'est pas assuré. En effet, les critères de franchissement des obstacles et les aires de protection sont basés sur l'hypothèse que le récepteur est en mode « Région terminale ».

- A une distance de 2 NM avant le FAF (Final Approach Fix), et à condition que le mode « Approche » soit activé, la sensibilité du CDI et le réglage du seuil d'alerte RAIM changent graduellement pour atteindre les valeurs d'approche (0,3 NM) au FAF. En outre, l'indication « approche active » apparaît.

- Le pilote doit vérifier l'indication « approche active » au passage du FAF, ou avant, et interrompre la procédure si elle n'apparaît pas ou si elle est annulée par la neutralisation d'une sensibilité choisie automatiquement.

- Si le CDI n'est pas centré lorsque sa sensibilité change, l'écart sera amplifié et donnera l'impression que l'aéronef s'écarte de la trajectoire nominale même s'il se trouve sur un cap d'interception acceptable. Pour éviter ce problème, le pilote doit s'assurer qu'il intercepte la trajectoire d'approche finale (à une altitude supérieure ou égale à la dernière contrainte d'altitude) et se stabilise au moins 2,0 NM avant le FAF (Final Approach Fix).

- Les écrans de visualisation appropriés doivent être sélectionnés de façon à ce que les informations suivantes soient surveillées :

- la position de l'aéronef,
- le cheminement désiré calculé par le système GNSS (DTK : Desired Track),
- la position relative de l'aéronef par rapport à ce cheminement,
- l'indication des performances de navigation à moins qu'une fonction d'alerte automatique ne soit disponible,
- l'absence d'alerte RAIM.

- La progression de l'aéronef au cours de l'approche doit être surveillée à l'aide de la mesure de l'écart par rapport à la trajectoire (XTE (Cross Track Error)) ou d'indications fournies par le CDU (Cockpit Display Unit) ou par les cartes mobiles, à l'aide également des erreurs de position estimées (EPE (Estimated Position Error), EPU (Estimated Position Uncertainty), ANP (Actual Navigation Performance) selon le cas) qui permettent de déterminer la précision

de navigation. En cas de doute concernant la précision de navigation, la procédure doit être interrompue.

- L'utilisation par le pilote d'une information d'altitude GNSS (WGS 84 (World Geodetic System 1984)) durant la phase d'approche est interdite. Le pilote doit respecter les altitudes minimales publiées en recourant à l'altimètre barométrique.

- En cas d'alerte ou d'indisponibilité de la fonction RAIM, la procédure doit être interrompue.

II-7) Conclusion :

La plupart des systèmes de navigation sont à l'interférence et peuvent être sévèrement et dangereusement compromis, s'il sont employés dans des situations critiques. Les utilisateurs devraient se protéger en se familiarisant avec des symptômes d'interférence et en maintenant le scepticisme humain au sujet de n'importe quel système de navigation. Un navigateur devrait fréquemment se demander : "pourquoi devrais-je croire à cette position ?". Alors il doit comparer les positions à d'autres systèmes autant que possible.

Pour améliorer la fiabilité du système GPS les chercheurs ont employés la méthode de renforcement du système dans ses différents segments, d'où on note les systèmes de renforcement à bord de l'avion (AAIM et RAIM), les systèmes de renforcement par satellite géostationnaire (SBAS), et les systèmes de renforcement par station au sol (GBAS) comme le GPS différentiel et les pseudolites. Mais à cause des inconvénients du système GPS la disponibilité de plusieurs constellations indépendantes dans le cadre du système GNSS est une obligation, ces constellations réduisent la dépendance par rapport à un système quelconque, assure une protection contre certains risques redoutés au niveau institutionnel, tels que le refus de fournir le service, et le retrait potentiel du soutien financier d'un système particulier, et réduit la probabilité qu'une panne importante touche la totalité de l'infrastructure. L'arrivée de nouveaux signaux et systèmes de navigation par satellite renforcera le système GNSS sur le plan de la technologie, de l'exploitation et des institutions. La combinaison des signaux provenant de constellations différentes améliorera également considérablement les capacités en matière de navigation et la mise en oeuvre des procédures d'approche afin de pouvoir réaliser des approches de non précision RNAV (navigation de surface) basées sur le GNSS.

Les nouveaux systèmes GNSS sont moins sensibles aux interférences eues égard à leur puissance plus élevée, à leur meilleure structure et à leur plus grande bande passante. Ces signaux seront également situés dans des bandes de fréquence réservées aux services aéronautiques et de radionavigation, et bénéficieront ainsi de la protection assurée par une meilleure gestion du spectre. Comme l'a remarqué le groupe GNSS de l'OACI, la diversification des fréquences constitue également une protection très efficace contre les interférences non délibérées.

L'introduction du système Galileo apportera aussi de nouvelles garanties pour l'aviation civile. Il est prévu que Galileo sera exploité par un organisme civil, qui sera responsable de la qualité des services fournis aux usagers. Cela ouvrira la voie à un système de garantie contractuelle officiel pour les usagers intéressés.

CHAPITRE III.

ÉTUDE DU RÉCEPTEUR ILS & GNSS

(GLOBAL LANDING UNIT-920)

Introduction :

Dans ce troisième chapitre nous allons parler d'une manière approfondie du fonctionnement interne du récepteur ILS et GNSS ou bien le **GLU-920** (Global Landing Unit-920) car c'est un élément très important dans notre projet de fin d'études, qui permettra une indication permanente et à tout endroit du globe terrestre des paramètres de la navigation aérienne telle que la position en trois dimensions (altitude, latitude, longitude), le temps et la vitesse de déplacement et il calcul des données de vol, facilitant ainsi les tâches des pilotes tout en optimisant les conditions de vol. Le GLU-920 se compose d'un récepteur du système ILS qui est une aide à la radionavigation aérienne en approche utilisé pour le guidage de l'avion en phase d'atterrissage et d'un récepteur du système global de navigation par satellite "GNSS" qui permet de recevoir les données de navigation. On commence notre étude par une description générale détaillée de l'équipement GLU-920, ensuite on passe à la description du fonctionnement interne des différents modules de l'équipement et l'étude pratique du GLU-920, enfin la visualisation sur avion des informations fournies par le GLU-920 et le test et la recherche de pannes.

III) Le GLU-920 :**III-1) Introduction :**

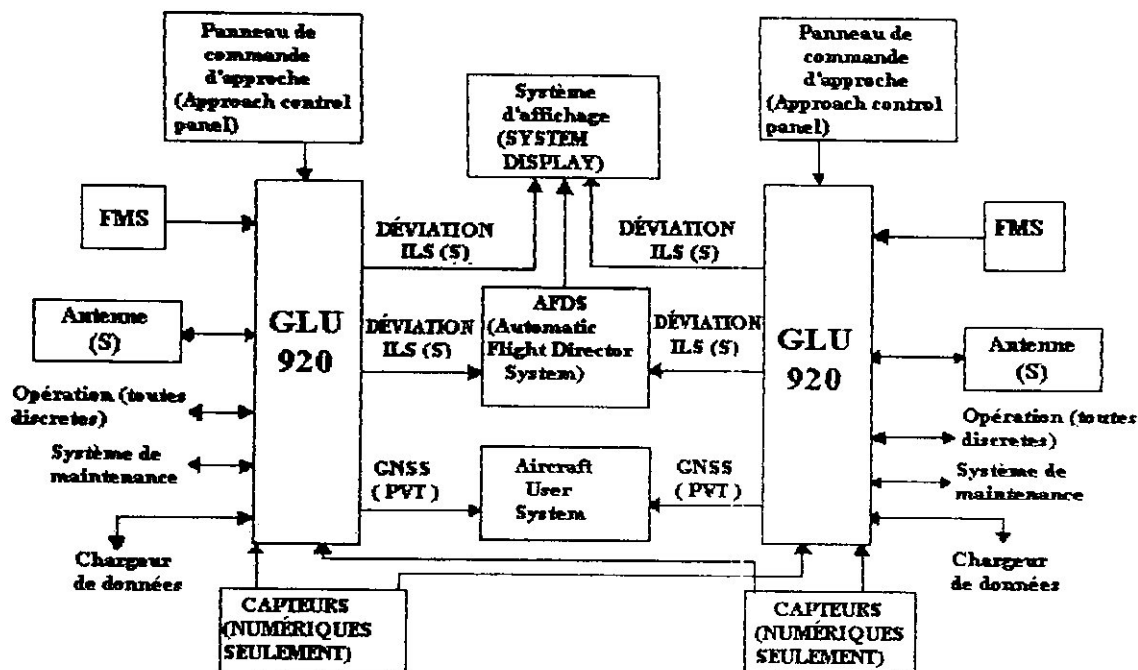
Le GLU-XXX est de la famille des **MMR** (Multi Mode Receivers) souple et évolutif aux changements de besoins aéronautiques en matière d'atterrissage. Cet équipement s'adresse autant à la production qu'aux avions déjà en service. On peut le faire évoluer de deux manières, « Soft » en mettant à jour le logiciel opérationnel (retour chez le fournisseur) ou « Hard » en ajoutant de nouveaux modules afin d'étendre sa capacité (Module GNSS ou MLS).

On a :

- **GLU-910** : Equipement de base c'est l'ILS seulement.
- **GLU-920** : ILS + Module GNSS.
- **GLU-930** : ILS + Module MLS.
- **GLU-940** : ILS + Module GNSS et MLS.

Le GLU a été développé pour s'intégrer aux avions équipés de système FMS (Flight Management System). Cet équipement répond en outre aux exigences de la norme ARINC 755 (Approche de précision MMR) mais regroupe aussi toutes les caractéristiques nécessaires au future mode de navigation « FANS » (Future Air Navigation System). Le GLU peut remplacer directement dans leur rack les équipements 'ILS ARINC 710' comme l'ILS 700, 720 et 900.

La figure(III-1) montre un schéma synoptique général des liaisons entre le GLU-920 et les différents systèmes d'avion.



Figure(III-1): Schéma synoptique général des liaisons entre le GLU-920 et les différents systèmes d'avion

III-2) Description de l'équipement GLU-920 :

III-2-1) Description mécanique :

Le GLU-920 a une hauteur de 200 millimètres, une largeur de 94,9 millimètres, une longueur de 373,8 millimètres et un poids maximum de 4,31 kilogrammes. Le GLU-920 est constitué avec un format ARINC 600.

Le GLU-920 est refroidi avec un système alimenté en bas de l'unité et la ventilation sort du haut de l'unité.

Le GLU-920 est composé de deux plaques en haut et en bas, d'un panneau avant, de deux charniers à droite et à gauche et d'une connexion arrière qui est protégé par HIRF (High Intensity Radiated Fields). Le haut de la connexion arrière est destiné à l'antenne GNSS et le milieu pour le transfert des données et le bas pour alimenter l'accessoire et les connexions des antennes du Localizer et du Glide Slope. A l'intérieur du châssis, se trouve sept cartes électroniques liées entre elle avec des câbles ruban, câble (coaxial). Le GLU-920 est composé de plusieurs cartes qui sont :

- La carte d'interconnexion arrière A1,
- La carte du système processeur A3,
- La carte d'alimentation avant A4,
- La carte d'alimentation arrière A5,
- La carte du circuit LED A6,
- La carte du récepteur ILS A7,
- La carte du récepteur GNSS A8.

III-2-2) Description électrique :

Le GLU-920 est un assemblage électrique qui a pour fonction la réception et le traitement des signaux ILS et GNSS. Les signaux ILS sont utilisés pour déterminer les déviations durant l'approche. Les signaux GNSS sont utilisés pour déterminer la position en trois dimensions

(altitude, latitude, longitude), la vitesse de déplacement, le temps et il calcule des données de vol, facilitant ainsi les tâches des pilotes tout en optimisant les conditions de vol.

Le récepteur GNSS reçoit les signaux des satellites GPS et utilise au maximum douze satellites et au minimum six satellites en même temps pour fournir à la sortie, les données PVT (la position, la vitesse et le temps), les données PVT sortent sous format ARINC 429, les signaux de marques de temps (Time marks) sont utilisées pour synchroniser les données PVT avec l'instant dans le temps où c'est valide.

Le signal du GPS RF (Radio Fréquence) provient de l'antenne GNSS à travers l'antenne Jack sur l'interconnexion arrière A1.

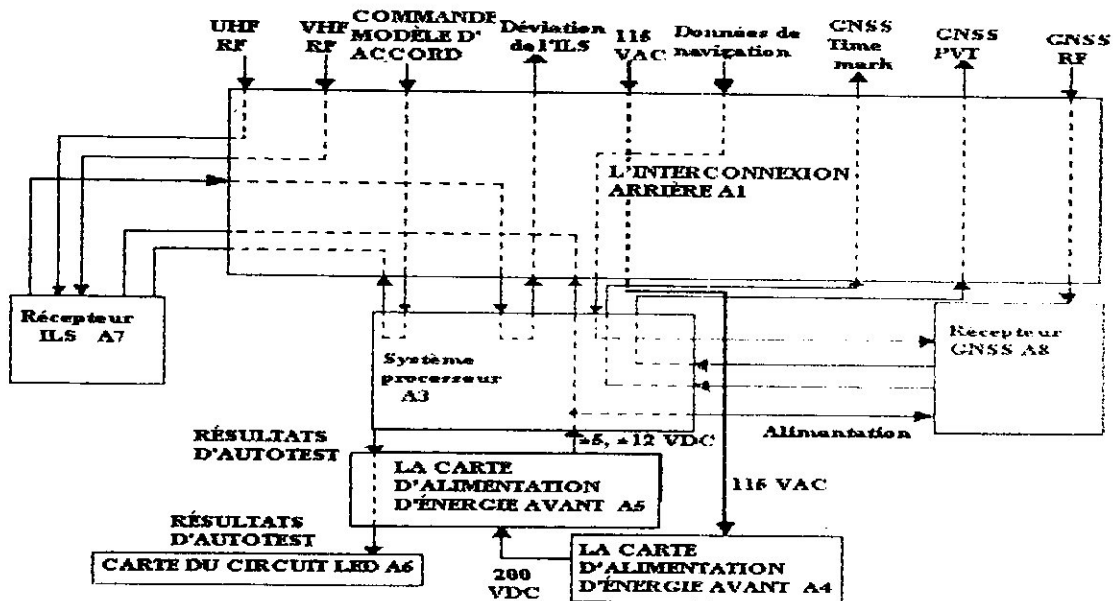
Le récepteur ILS reçoit les signaux du Localizer et Glide Slope et fournit les déviations sous format ARINC 429 (Aeronautical Radio Incorporated 429).

Le signal UHF du Glide Slope et le signal VHF du Localizer sont reçus à travers des antennes séparées par l'intermédiaire des antennes Jacks sur l'interconnexion arrière A1.

Le GLU-920 utilise une tension alternative 115 VAC et une fréquence de 400 Hz monophasé pour l'alimentation des deux cartes d'alimentations de l'avant A4 et de l'arrière A5, ces dernières convertissent la tension d'entrée en une tension continue ± 5 VDC pour qu'il servent à alimenter d'autres cartes.

Le GLU-920 communique avec d'autres systèmes avion en utilisant le ARINC 429, qui reçoit et transmet des données à partir du système processeur A3.

La figure(III-2) représente le schéma fonctionnel simplifié du GLU-920.

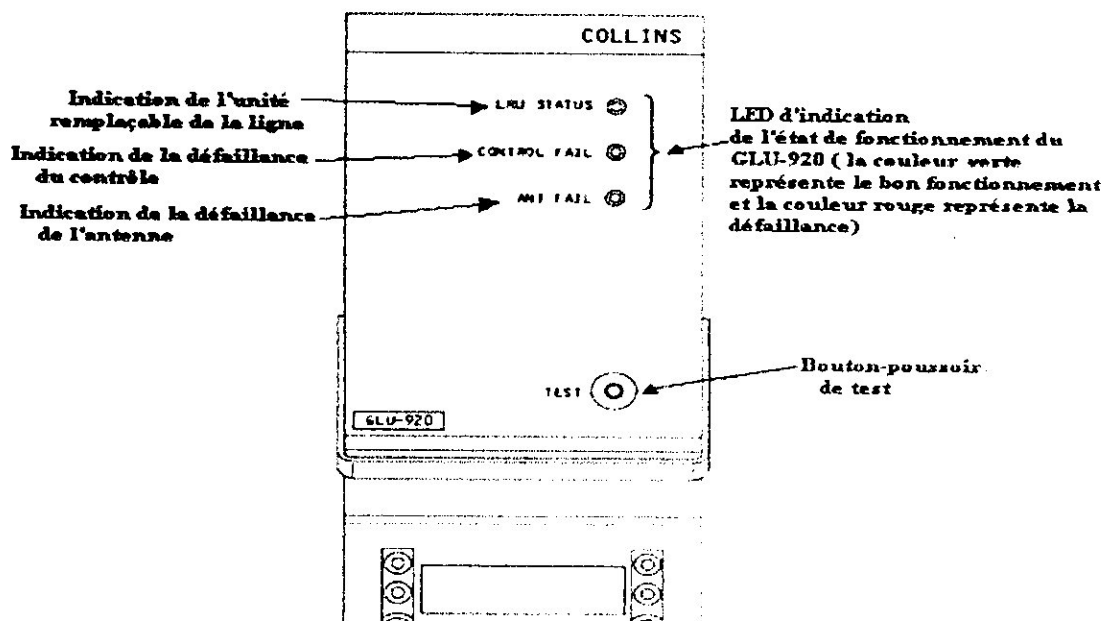


Figure(III-2): Le schéma fonctionnel simplifié du GLU-920

III-3) Contrôles et indications du GLU-920 :

Le GLU-920 possède un bouton-poussoir de test sur la face avant du boîtier et trois diodes électroluminescente "LED" (Light Emitting Diode) d'indications qui s'allument en couleur verte en cas de bon fonctionnement et de couleur rouge en cas de défaillance, qui

permettent d'indiquer le statut du GLU-920 durant le cycle de l'autotest. La figure(III-3) représente une vue de la face avant du boîtier du GLU-920.

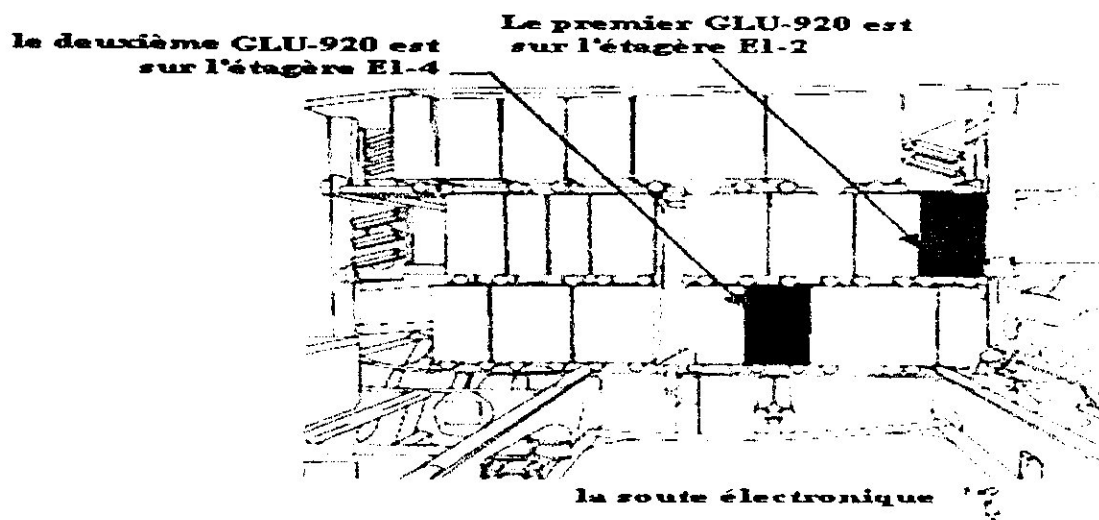


Figure(III-3): Vue de la face avant du boîtier du GLU-920

III-4) Principe de fonctionnement du GLU-920 :

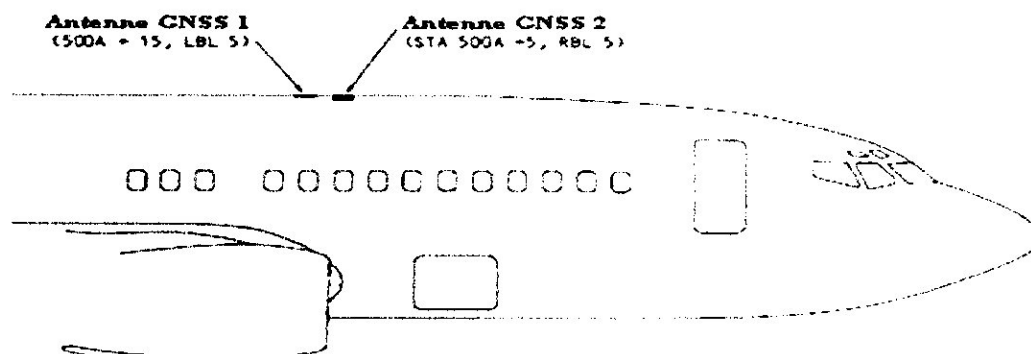
III-4-1) Le récepteur GNSS :

Il ya deux récepteurs GNSS (La carte A8) qui sont à l'intérieur des deux boîtier du GLU-920. Les deux GLU-920 sont installés dans la soute électronique d'équipement. Le 1^{er} est sur l'étagère E1-2 et le 2^{ème} est sur l'étagère E1-4 (figure(III-4)).



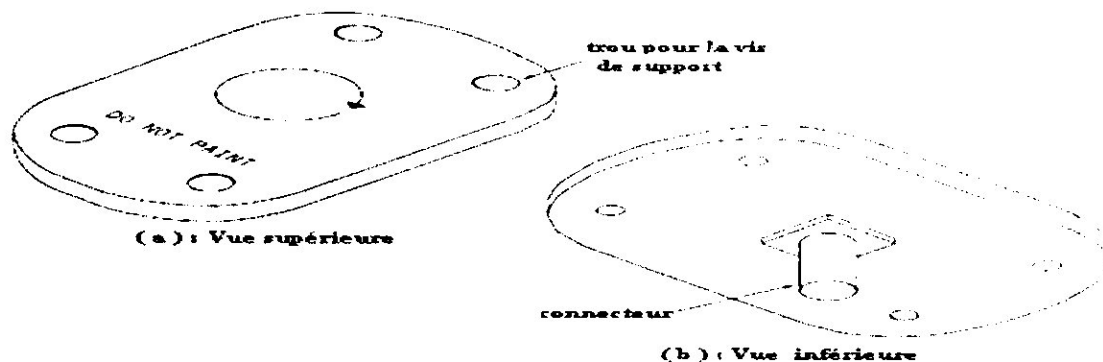
Figure(III-4): Emplacement du GLU-920 dans la soute électronique de l'avion B737-800

Chaque GLU-920 reçoit un signal radio fréquence (RF) d'une antenne GNSS. Il y a deux antennes GNSS qui reçoivent les signaux émis par les différents satellites, elles sont installés au dessus du fuselage (figure(III-5)).



Figure(III-5): Emplacements des antennes GNSS dans l'avion B737-800 NG

Les deux antennes GNSS reçoivent le signal de fréquence de la bande L (L1 :1575,42 mégahertz) et l'envoient aux deux récepteurs GNSS intégrés dans les deux GLU-920. Au niveau de chaque antenne il existe un préamplificateur intégré pour augmenter le signal transmis au GLU-920. Les préamplificateurs d'antennes sont alimentés avec une tension continue de 12 V qui vient de la carte d'alimentation d'énergie avant (A5) dans le GLU-920 (figure(III-6)).

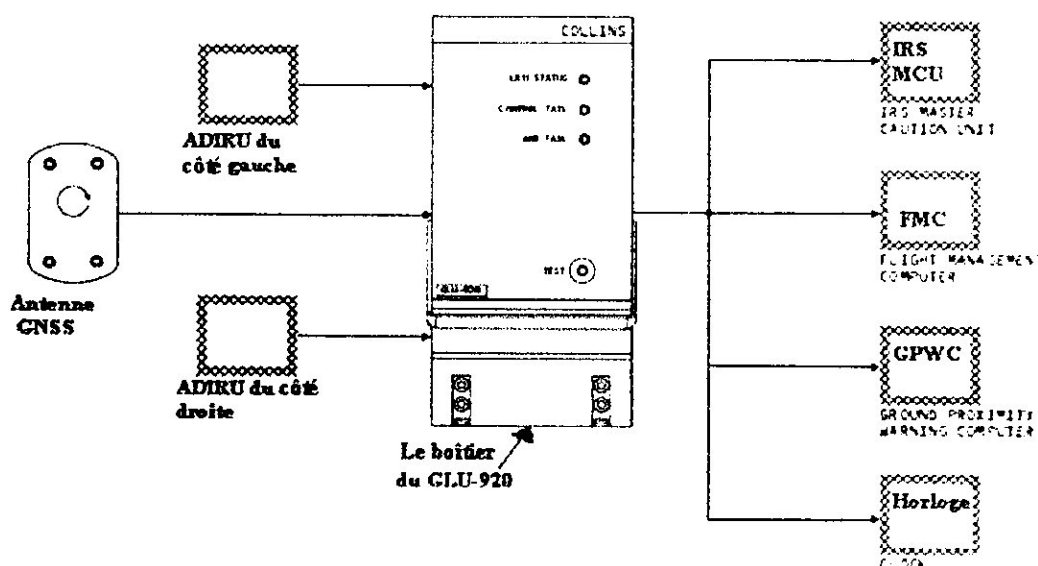


Figure(III-6): L'antenne GNSS d'avion B737-800, (a) vue supérieure, (b) vue inférieure

III-4-1-1) Description générale du récepteur GNSS :

Il y a deux récepteurs et deux antennes GNSS dans les avions B737-800 et A330-200. L'antenne 1 reçoit les signaux des satellites et les envoie au récepteur GNSS intégré dans le GLU-920 numéro 1. L'antenne 2 est reliée au récepteur GNSS intégré dans le GLU-920 numéro 2. Les deux récepteurs GNSS calculent la position de l'avion et le temps précis. Ces données vont au système informatique de gestion de vol "FMCS" (Flight Management Computer System) et à l'unité principale de l'IRS. Le FMCS utilise la position fournie par le GLU-920 ou la position fournie par le système de radionavigation GNSS avec des données de l'IRS (Inertial Reference System) pour calculer la position de l'avion.

L'ADIRU (Air Data Inertial Reference Unit) envoie des données de position au deux GLU-920. L'unité principale de l'IRS obtient des données GNSS des deux GLU-920. Elle provoque l'allumage de la lumière de défaillance du signal GNSS sur l'unité choisie de mode de l'IRS quand les deux unités ont une panne ou si une unité est défaillante et déclenche l'alarme de défaillance. L'ordinateur d'avertissement au proximité du sol "GPWC" (Ground Proximity Warning Computer) obtient la position du récepteur GNSS et les données de vitesse fournies par le GLU-920. L'horloge obtient l'heure et la date du GNSS du GLU-920 (figure(III-7)).



Figure(III-7): Description générale du fonctionnement du récepteur GNSS intégré dans le GLU-920

III-4-1-2) Mesure de la distance séparant le récepteur GNSS du satellite :

Les satellites GPS ont des horloges extrêmement précises pour fournir le temps de référence qui est utilisé dans le calcul du temps du signal parcouru. La vitesse du signal parcouru c'est la vitesse de la lumière avec elle le récepteur GNSS peut calculer la distance parcourue par le signal basé sur le temps d'arrivé du signal au récepteur.

III-4-1-3) Le signal GPS :

Chacun des satellites radiodiffuse un signal constitué de deux codes pseudo-aléatoires à savoir le code C/A (code d'approche), et le code P (code précis), ainsi que un code d'informations. Ce dernier contient tous les renseignements concernant l'état des satellites (position, santé, paramètres horloges, etc...) utiles aux calculs de positionnement. Les codes pseudo-aléatoires, quant à eux, permettent de calculer instantanément la distance séparant le satellite du récepteur GNSS. Le récepteur GLU-920 se trouve donc à l'intersection des différentes sphères ayant pour centre chacun des satellites "en vue" et pour rayon les distances calculées.

Chaque satellites transmet la position, le temps exact de transmission et le code C/A (Coarse/Acquisition). Ces informations sont utilisées par le récepteur pour déterminer la distance entre le satellite et le récepteur.

Le code C/A est de 1023 bits qui se répètent une fois toutes les millisecondes : le récepteur GNSS peut recevoir des signaux satellitaires qui proviennent de n'importe quel satellite visible. Le récepteur GNSS est capable de recevoir l'émission de six (6) satellites au minimum et de douze (12) satellites au maximum. Mais pour déterminer la position de l'avion, il a besoin de recevoir l'émission de quatre satellites GPS uniquement.

Le récepteur GNSS utilise la portée pour mesurer la distance le séparant du satellite visible et pour déterminer la distance, il a besoin de mesurer le temps nécessaire pour le parcours du signal PRN du satellite vers le récepteur.

Le code pseudo aléatoire "PRN" (Pseudo Random Noise), c'est un signal satellitaire qui comporte le code C/A utilisé par les civils (transmis sur la fréquence porteuse L1=1575,42

III-4-1-4-2) Format ARINC 429 :

Chaque mot ARINC 429 se compose de 32 bits, la figure(III-9) définit la fonction de chaque bit.

0	1	1	0	0	1	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	1	1	0	0	1	0	0	1	0	0	1	1	1	0	1	0	1	0
32	31	30	29	28	27	26	25	24	23	22	21	20	19	18	17	16	15	14	13	12	11	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1		
P		SM		DATA																		SDI		LABEL									

P : Parity (ODD)

SM : Status Matrix (Data Conditionality)

SDI : Source/ Destination Identifier

LABEL : Word- Type Identifier

Figure(III-9): Format de l'ARINC 429.

III-4-1-4-2-1) Champ étiquette (label) :

Il s'étend sur 8 bits (du 1^{er} au 8^{ème}). Chaque mot ARINC 429 est repéré par une étiquette définissant sa nature à travers laquelle nous pouvons affirmer qu'il s'agit d'un taux d'altitude, d'une distance, d'une vitesse....

Par exemple le label d'identification de la fréquence ADF (Automatic Direction Finder) est de 032 ; fréquence ILS =033 ; fréquence VOR =034.

Le champ étiquette est constitué de trois intervalles :

- Le premier contenant 2 bits et représentant le MSC (Most Signifiant Character) de l'étiquette,
- Le seconde composé de 3 bits,
- Le troisième contenant 3 bits et représentant le LSC (Least Signifiant Character) de l'étiquette.

III-4-1-4-2-2) Champ SDI (Source Destination Identification) :

Le champ d'identification de la source de destination occupe le 9^{ème} et 10^{ème} bits du mot ARINC 429. Il est utilisé pour désigner la destination de la transmission. Selon le contenu du champ SDI, l'information sera envoyée à l'un ou à tous les récepteurs voir le tableau(III.1).

Destination \ Champ SDI	Le bit 10	Le bit 9
Tous les récepteurs	0	0
Récepteur 1	0	1
Récepteur 2	1	0
Récepteur 3	1	1

Tableau(III.1) : Désignation de la destination de la transmission

III-4-1-4-2-3) Le champ d'information (Data Field) :

L'information à transmettre est contenue dans les bits allant du 11^{ème} au 29^{ème} selon le code utilisé elle est :

- Du 11^{ème} au 28^{ème} bit si la donnée est binaire complémentée à 2,
- Du 11^{ème} au 29^{ème} bit dans le cas d'utilisation du BCD (Binaire Code Decimal),
- Du 9^{ème} au 29^{ème} bit dans le cas d'information alpha numérique.

L'ARINC 429 considère 4 types de données transmissibles :

- Données numériques (exemple les données décimal),
- Données discrètes (exemple la fonction escalier),
- Données de maintenance : données aléatoires utilisées pour le test du bon fonctionnement,

- Données alphanumériques (exemple les données hexadécimal).

L'utilisation d'une cinquième donnée fait actuellement l'objet d'études menées par les firmes aériennes par exemple la donnée graphique.

III-4-1-4-2-4) Le champ SSM (Sign Status Matrix) :

Les bits 30 et 31 déterminent l'état de la donnée SSM, ces deux bits sont représentés soit en binaire (BNR), soit en décimal (BCD). Le champ SSM comprend deux éléments le signe (sign) et états (status) :

- **Signe :**

Il identifie les caractères du mot ARINC 429 à transmettre telles que la direction (Nord, Sud, au dessus, au dessous), le signe (moins, plus) et valeur. Si la donnée est un nombre négatif, elle est obligatoire codée en binaire complémenté à deux et le signe négatif (-) est stocké dans le SSM.

- **Etat :**

Il est reconnaît du hardware de l'émetteur tel que données invalides (pas de données ou panne de l'émetteur) ou test de fonctionnement.

- **Données invalides :**

- Pas de calcul des données (NCD : No Computed Data) c'est le cas de la source incapable de traiter une donnée fiable pour des raisons autres qu'un défaut du système.

- Panne de l'émetteur (Failure Warning) en cas de panne de la source : celle-ci s'arrête d'envoyer des données sur le bus. Une source auxiliaire prévue à cet effet, prend la relève

- **Test de fonctionnement :**

Ce test codé dans le SSM informe que la donnée dans le mot transmis est soit une exécution d'un test soit une commande de l'exécution d'un test voir le tableau(III.2).

CODE SSM	BCD (en décimal)		BNR (en binaire)	
	Bit 31	Bit 30	Bit 31	Bit 30
Opération normale (NML)	0	0	1	1
Pas de calcul des données (NCD)	0	1	0	1
Test de fonctionnement	1	0	1	0
Avertissement de défaillance	1	1	0	0

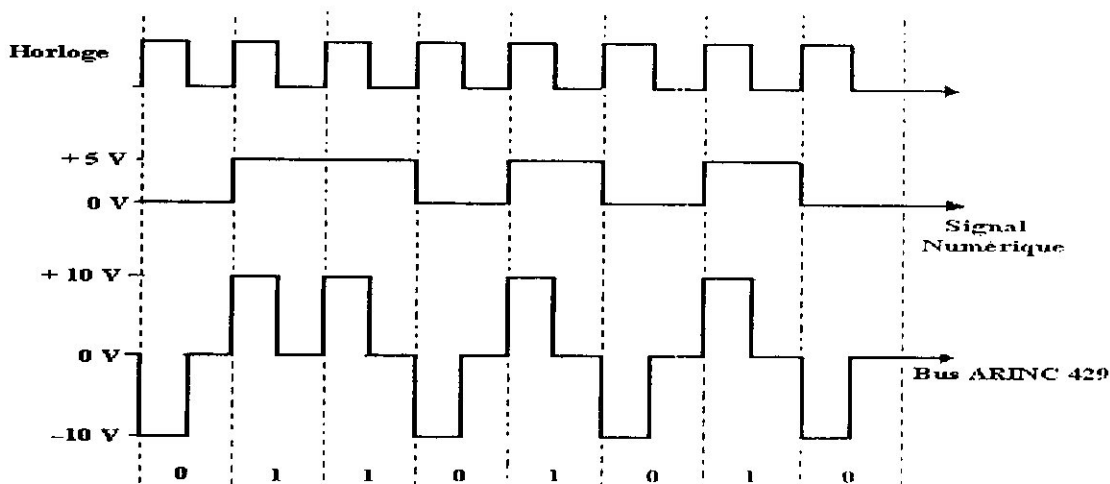
Tableau(III.2) : Test de fonctionnement du champ SSM.

III-4-1-4-2-5) Le bit de parité :

Le dernier bit (le 32^{ème} bit) est le bit de parité du mot ARINC 429. Afin d'éviter tout erreur dans une transmission en informatique, on ajoute des bits de vérification aux données à transférer, la technique la plus simple consiste à ajouter un bit de parité à chaque données, bit qui permet d'indiquer si la somme des bits du paquet est un nombre paire ou impaire par exemple, on peut décider que ce bit de parité sera égal à 1 si la somme des bits égale à 1 d'un paquet est impaire, et à 0 dans le cas contraire on parle alors de parité paire, car en comptant tous les bits d'un paquet plus le bit de parité, on obtient toujours un nombre paire. L'autre convention possible, proposant un bit de parité à 1 si la somme des bits d'un paquet est paire, et à 0 dans le cas inverse, est appelée parité impaire, car la somme des bits d'un paquet et du bit de parité est dans ce cas toujours impaire.

III-4-1-4-3) Le signal électrique de l'ARINC 429 :

Electriquement, le binaire est un signal continu ayant deux niveaux de tension 0 V pour 0 logique et +5 V pour 1 logique. Par contre l'ARINC 429, qui est un signal électrique bipolaire à zéro, attribue +10 V avec un retour à zéro pour représenter un 1 logique et -10 V avec un retour à zéro pour un 0 logique (figure(III-10)).



Figure(III-10): Chronogramme de l'ARINC 429

Le bus ARINC 429 possède deux vitesses, la vitesse maximale au rythme de 100 k bits/s et la vitesse minimale au rythme de 12 à 14,5 k bits/s. Ces deux vitesses ne peuvent pas naturellement être utilisées sur le même bus.

III-4-1-5) Principe de fonctionnement du récepteur GNSS :

Il y a deux récepteurs GNSS identiques dans les deux avions B737-800 et A330-200. Le récepteur GNSS suit simultanément plusieurs satellites (jusqu'à 12), le récepteur GNSS à partir du temps précise de réception des signaux satellites il détermine sa position tridimensionnelle (latitude, longitude, l'altitude) puis les signaux sont envoyés au FMC du FMS ainsi que l'heure. Grâce à l'augmentation de bord d'avion RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitoring), le récepteur GNSS surveille l'intégrité du système GPS pour cela il faut recevoir le signal GPS de au moins 5 ou 6 satellites pour déterminer un satellite défectueux. Le récepteur GNSS a pour rôle aussi :

- Déterminer la validité des signaux,
- Éliminer les satellites défectueux,
- Estimer si la couverture restera suffisante pour la poursuite de la navigation, détermination du PRAIM (Predictive Receiver Autonomous Integrity Monitoring), avertir l'équipage des anomalies.

Le récepteur GNSS (La carte du récepteur GNSS A8) reçoit les signaux transmis par les satellites GPS est fournit à la sortie les données PVT (la position, la vitesse, le temps) qui sont utilisées par d'autres systèmes avion. Le récepteur GNSS se compose d'une partie qui traite le signal RF et de la partie numérique CAGE (Commercial Avionics GPS Engine), le processeur du signal numérique (DSP), ainsi que le microprocesseur GPS, le circuit de la communication d'entrée/sortie et le circuit mémoire.

La figure(III-11) montre le schéma fonctionnel du récepteur GNSS.

III-4-1-5-1) Le signal du satellite GPS :

Le signal reçu du satellite par le GLU-920, c'est un signal qui comporte le code C/A utilisé par les civils (transmis sur la fréquence porteuse L1=1575,42 MHz) et le message de navigation. Le code C/A est unique pour chacun des 24 satellites GPS, le message de navigation est superposé au code C/A.

III-4-1-5-2) Le signal RF :

Le récepteur convertit le signal RF en un signal FI en utilisant un convertisseur (Viper ASIC U44), ce signal analogique et digitalisé en utilisant un circuit (COBRA ASIC U36).

III-4-1-5-3) Le processeur du signal numérique Raven :

Les processeurs du signal numérique Raven ASIC (U25, U26, U27), reçoivent la fréquence intermédiaire du COBRA U36 et code C/A, ensuite démodule les données GPS (message de navigation) qui vont être stockés dans la RAM interne des RAVENS, le processeur du signal numérique Raven U25 génère le signal qui porte l'information de temps (time mark) une fois chaque seconde qui est utilisé par d'autres systèmes avion.

Les systèmes avion utilisent le signal time mark périodiquement pour synchroniser les données GPS avec l'instant dans le temps ou c'est validé.

III-4-1-5-4) Le processeur du signal numérique CAGE :

La CAGE DSP U5 (Commercial Avionics GPS Engine) lit les données GPS qui sont stockées dans la RAM interne Ravens et procède à faire les fonctions de navigation suivantes :

- Détermine le satellite visible et poursuit les 12 satellites en utilisant le code C/A (transmis sur la fréquence porteuse L1=1575,42 MHz).
- Interprète les données transmis par les satellites et utilise ces données pour calculer la position en trois dimensions, la vitesse et le temps (PVT).
- Accepte l'initialisation et les données de l'aide à la navigation (IRS) pour calculer la position en trois dimensions, la vitesse et le temps (PVT).
- Procède à la surveillance et au contrôle autonome de l'intégrité du récepteur pour la détection d'erreur du satellite (RAIM).
- Procède à la surveillance et au contrôle autonome de l'intégrité prédictive du récepteur pour la détection d'erreur du satellite (PRAIM).

La CAGE DSP U5 écrit les données de navigation dans les RAM (U6, U7), se sont des RAM qui sont partagées avec le processeur du signal GPS U4, les RAM (U6, U7), c'est des liaisons pour passer les messages des données entre le processeur du signal GPS U4 et la CAGE DSP U5, c'est-à-dire les RAM sont des mémoires communes entre les deux microprocesseurs.

III-4-1-5-5) Le microprocesseur GPS :

Le microprocesseur du signal GPS U4 lit les données de navigation des RAM (U6, U7) et leur donne un format afin de les transmettre vers les autres systèmes avions à travers le UART U39. Le processeur U4 possède d'autres fonctions qui sont :

· Communique avec le système processeur A3 en utilisant le bus ARINC 429 -- LIKE (bus interne (local) du GLU-920).



· Exécute les procédures d'autotest et communique le rapport de faute au système processeur A3.

· Communique les données de l'aide à la navigation (IRS) au CAGE DSP U5 à travers la RAM comme (U6, U7).

III-4-1-5-6) Communications d'entrée/sortie :

Le chargeur de l'émetteur/ récepteur universel asynchrone UART(Universal Asynchronous Receiver Transmitter) U39 assure la communication entre le processeur du signal GPS U4 et le système processeur A3, le chargeur U39 reçoit et transmet les données sous forme ARINC 429-LIKE.

III-4-1-5-7) La mémoire :

Le programme d'application est stocké dans la mémoire instantanée (flash memory), pour la CAGE DSP U5, le programme d'application est enregistrée dans le circuit U13 et pour le processeur du signal GPS U4, le programme est enregistrée dans U11. Le processeur U4 peut accéder à la lecture/écriture de la mémoire instantanée (flash memory) de U5 pour un chargement d'un nouveau programme à l'aide du chargeur de données (DATA LOADER) qui utilise le format ARINC 616.

Chaque processeur peut accéder à la lecture/écriture de la mémoire non volatile (NVM), laquelle garde les données durant une coupure de l'alimentation- EEPROM U9. C'est la mémoire non volatile pour la CAGE DSP U6 qui stocke les données du satellite de l'almanach (almanach data satellite) à l'exception des données de dépannage et les données utilisées pour le démarrage chaud. Les EEPROMs (Electrically Erasable Programmable Read Only Memory) (U16, U17) sont des mémoires non volatile pour le processeur du signal GPS U4 qui stockent les données de dépannage et de maintenance.

A) Traitement des signaux RF :

L'antenne de reçoit le signal RF de GPS, il le convertis en FI, et processus les données résultantes. Le signal RF comprend principalement de ASIC et les composants associés. Le VIPER ASIC (U44) est un transformateur du signal RF à un signal de fréquence intermédiaire FI. Le cobra ASIC (U36) est un quantificateur de fréquence intermédiaire FI. Les RAVEN ASIC (U25, U26, et U27) sont des processeurs du signal de canal 5.

B) La CAGE DSP :

La CAGE DSP U5 lit des données de GPS des endroits de RAM sur les RAVEN ASIC, il processus, et écrit une solution de navigation à la RAM (U6 et U7) qui est partagée avec le processeur U4 de GPS.

C) Processeur GPS :

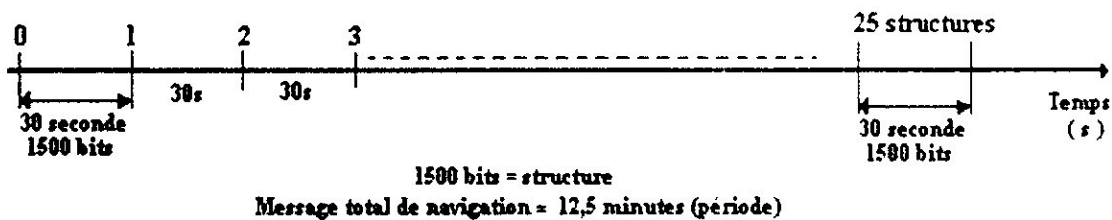
Le processeur GPS (U4) lit des données de navigation des endroits de RAM sur l'autobus local de CAGE. Il restructure les données de format parallèle au format série (périodique), transmet ainsi les données au système processeur A3. L'autre fonction du processeur U4 de GPS incluent des communications avec la CAGE DSP U5 et le système processeur A3, compte morte la solution de navigation si nécessaire, calibrage d'altitude externe, et l'autotest.

III-4-1-5-8) Le message de navigation :

Le message total de navigation du satellite est envoyé au rythme de 50 bits.seconde et contient les données suivantes :

- Le temps de transmission du satellite et les corrections d'horloge du satellite, qui permettent de convertir le temps satellite dans l'échelle de temps GPS à l'aide d'un polynôme d'ordre 2,
- Information orbitale du satellite (les éphémérides du satellite),
- Une indication de temps, la semaine GPS et la date de synchronisation de l'horloge interne du satellite qui provient du système GPS,
- Le statut du satellite (état de santé du satellite),
- Les données d'Almanach de l'ensemble des satellites GPS opérationnels.

La figure(III-12) représente la durée du message total de navigation.



Figure(III-12): La durée du message total de navigation

III-4-2) Le système processeur :

La carte processeur A3 est un système qui gère tous les signaux du GLU-920, la figure(III-13) montre le schéma fonctionnel du système processeur A3.

III-4-2-1) Système processeur :

L'unité centrale de traitement CPU (Central Processing Unit) U69 lit et écrit vers les circuits connectés à travers le bus de donnée.

III-4-2-2) Bus d'adresse et de donnée :

Les bus d'adresse et de données fournissent la communication entre le microprocesseur, les mémoires, circuits de contrôle et ARINC 429.

III-4-2-3) Les mémoires :

La mémoire aléatoire statique SRAM (Static Random Memory), la mémoire instantanée (flash memory) et l'EEPROM (Electrically Erasable Programmable Read Only Memory) assurent le support des fonctions du microprocesseur.

III-4-2-4) Les circuits de contrôle :

La FPGA (Field Programmable Gate Array) et le dispositif logique programmé "PLD" (Programmed Logic Device) assurent la fonction de contrôle du microprocesseur U69. Ces

fonctions de contrôle comportent Chip Select, autorisations d'accès d'autobus (Bus Access Grants), multiplexage des entrées discrètes (Multiplexing of discret inputs), la sélection du mode de la relance du système (System Restart Mode Selection) et la mise hors tension (power down).

III-4-2-5) Communication :

Le déchargeur de l'émetteur/ récepteur Universel Asynchrone "UART" (Universal Asynchronous Receiver Transmitter) et le circuit intégré spécifique d'application "ASIC" (Application Specific Integrated Circuit) assurent l'intercommunication entre le système processeur A3, et le récepteur ILS A7 et le récepteur GNSS A8.

III-4-2-6) Déviation ILS :

Les déviations ILS sont reçues du récepteur ILS A7 et traversent la carte A3 et sortent sous format ARINC 429 pour aller vers d'autres systèmes avion.

III-4-2-7) Les données GNSS et le temps(Time Mark) :

Les données GNSS et le temps (time mark) sont reçues du récepteur GNSS A8 et traversent la carte A3 sous format ARINC 429 pour aller vers d'autres systèmes avion.

III-4-2-8) L'alimentation :

L'alimentation d'entrée du système processeur A3 provient de la carte d'alimentation arrière A5 et elle est régulée par le système processeur avant d'être utilisée. Le système processeur A3 fournit aussi l'alimentation non régulée vers les autres sous ensembles.

III-4-3) Le récepteur ILS :

III-4-3-1) Introduction : Le système d'atterrissage aux instruments (ILS) a deux récepteurs sur les deux avions A330-200 et B737-800 qui sont intégrés dans les deux GLU-920. Le récepteur ILS reçoit des signaux de ces antennes :

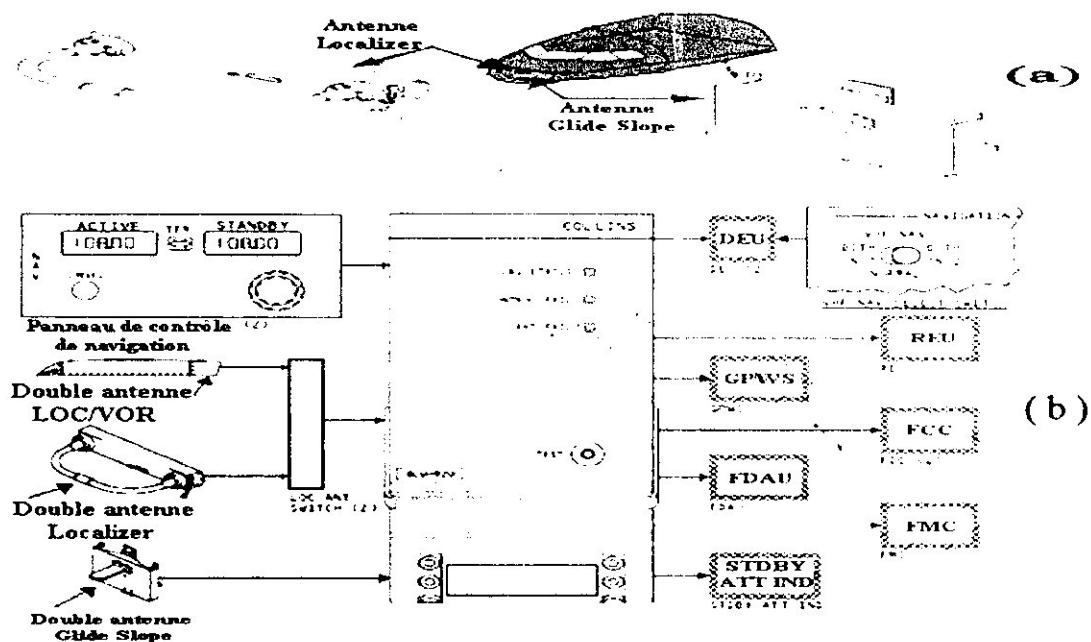
- antenne de VOR/LOC,
- antenne de Localizer,
- antenne de Glide Slope.

L'antenne de Localizer a deux éléments. Un élément qui fournit des entrées de signal RF au récepteur 1 de l'ILS et un autre élément qui fournit des entrées de signal RF au récepteur 2 de l'ILS. L'antenne de Localizer reçoit des fréquences de 108,1 mégahertz à 111,95 mégahertz aux dixièmes intervalles impairs.

L'antenne de Glide Slope a également deux éléments. Un élément qui fournit des entrées de signal RF au GLU-920 numéro 1 et un élément qui fournit des entrées de signal RF au GLU-920 numéro 2. L'antenne Glide Slope reçoit des fréquences de 328,6 mégahertz à 335,4 mégahertz.

L'antenne de VOR/LOC et l'antenne de Localizer envoient des signaux de Localizer par les commutateurs d'antennes de Localizer aux deux GLU-920. Les commutateurs d'antennes Localizer choisissent l'antenne de VOR/LOC ou l'antenne de Localizer comme source de signal RF a entré dans le GLU-920. L'antenne de Glide Slope envoie des signaux de Glide Slope aux deux récepteurs ILS intégrés dans les deux GLU-920 voir la figure(III-14). Les deux récepteurs GLU-920 envoient des données de déviation de l'ILS à ces LRUs:

- DEUs (Display Electronics Unit)
- REU (Remote Electronics Unit)
- GPWC (Ground Proximity Warning Computer)
- FCC (Flight Control Computer)
- FDAU (Flight Data Acquisition Unit)
- FMC (Flight Management Computer)
- Indicateur d'assiette de secours.



Figure(III-14): (a) Emplacement des deux antennes de Localizer et Glide Slope dans l'avion B737NG, (b) Description générale du fonctionnement du récepteur ILS intégré dans le GLU-920.

Le récepteur ILS reçoit le signal radiofréquence (RF) VHF et UHF qui provient de l'antenne Jacks sur la connexion arrière à la sortie du récepteur en aura les déviations Localizer et Glide Slope voir le schéma fonctionnel simplifié du récepteur ILS (la carte A7) de la figure(III-15).

Le récepteur ILS se compose de quatre parties qui sont :

- Le récepteur VHF,
- Le récepteur UHF,
- Le circuit du processeur primaire d'instrumentation (Primary Instrumentation Processor Circuit),
- Le circuit du processeur surveillant d'instrumentation (Monitor Instrumentation Processor Circuit).

Le récepteur VHF reçoit le signal RF et il va être converti en fréquence intermédiaire. Le récepteur UHF reçoit le signal RF et il le traite pour donner le signal de détection UHF. Le processeur d'instrumentation converti la fréquence intermédiaire VHF et le signal de détection UHF en données numériques, ces données numériques sont utilisées pour le calcul des déviations. Les données de sortie du récepteur ILS (la carte A7) vont se diriger vers le système processeur A3 qui va les rendre sous format ARINC 429 afin d'être exploité par le système de commande de vol automatique "AFCS" (Automatique Flight Control System) et le système de visualisation d'avion "ADS" (Aircraft Display System).

Le signal (série) de la sortie du DSP U2 est converti à un signal analogique par le convertisseur Numérique/Analogique (D/A) U14, ces données sont utilisées par le contrôle automatique du gain "AGC" (Automatic Gain Control) et le contrôle automatique de fréquence "AFC" (Automatic Frequency Control) pour le récepteur VHF et l'audio vers le système de distribution audio sur l'avion.

Le circuit du processeur primaire d'instrumentation fournit la modulation au modulateur pour le circuit d'autotest, le modulateur utilise la modulation pour générer le signal RF d'entrée qui est utilisé à l'entrée du récepteur, cette modulation est sous forme série numérique qui provient du port de sortie du DSP U2 et se dirige vers le dispositif logique programmé "PLD" (Programmed Logic Device) PLD U8 avant d'être converti en signal analogique par le convertisseur Numérique/Analogique U12, la sortie du convertisseur Numérique/Analogique U12 se divise en deux parties : le modulateur VHF et le modulateur UHF.

Le DSP U2 compare et calcul les déviations du Localizer et du Glide Slope avec ceux déterminés par le circuit du processeur surveillant d'instrumentation. Les sorties de déviations sont mises à pas de donnée calculée "NCD" (No Computed Data) si les déviations excèdent les limites prédéfinies.

III-4-3-2) Le processeur d'instrumentation :

Le récepteur ILS A7 se compose de deux processeurs d'instrumentation le primaire et le surveillant, le processeur primaire d'instrumentation fournit l'instrumentation ILS, la sortie audio, la surveillance de l'alimentation local.

Le processeur surveillant d'instrumentation fournit le calcul des déviations qui sont comparés avec les déviations calculées par le processeur primaire d'instrumentation, le processeur surveillant d'instrumentation désactivera les déviations de sortie du processeur primaire d'instrumentation si les déviations calculés ne sont pas les mêmes avec celle du processeur primaire d'instrumentation.

III-4-3-2-1) Le processeur primaire d'instrumentation :

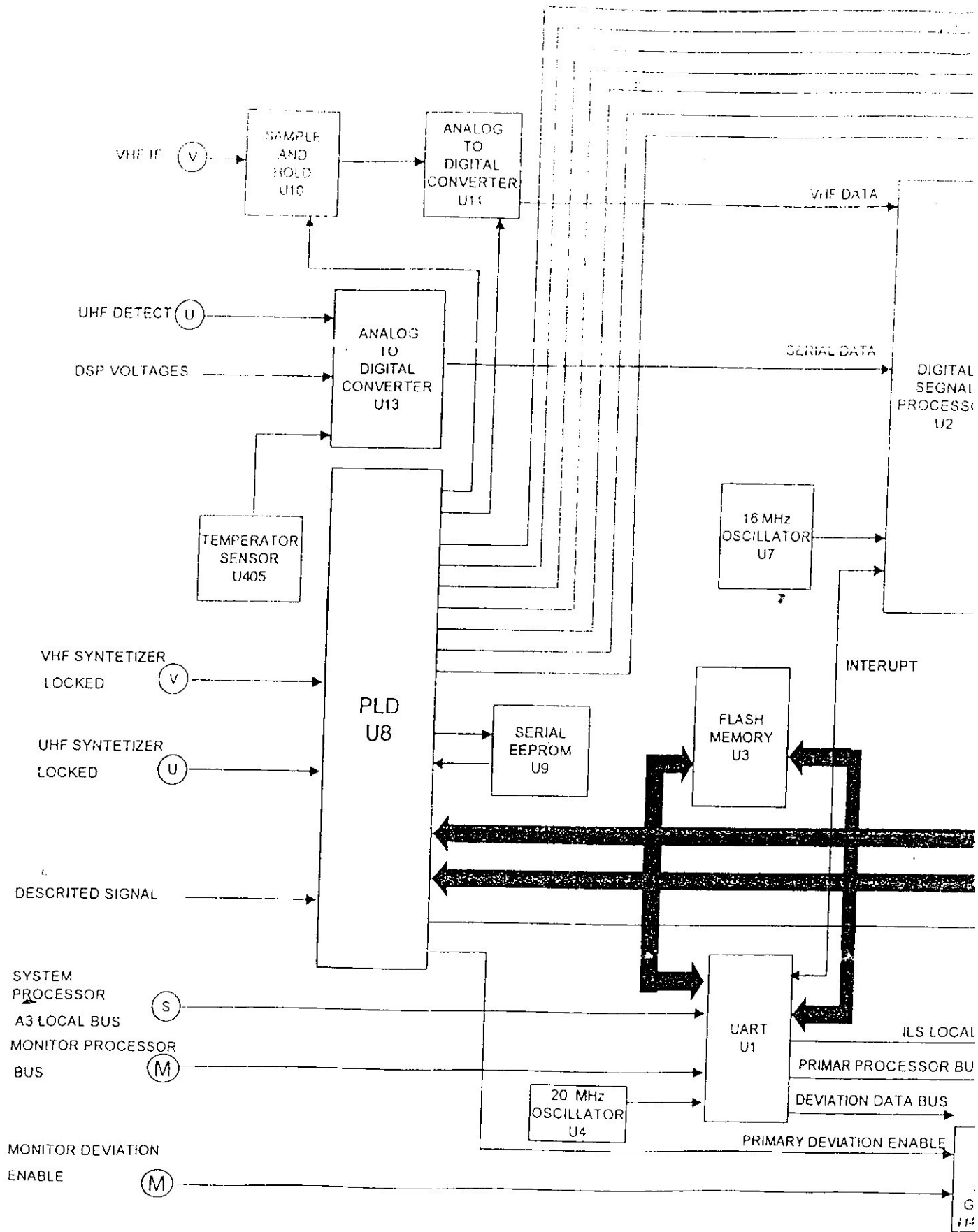
Le microprocesseur dans le circuit du processeur primaire d'instrumentation est le processeur du signal numérique "DSP" U2. Le DSP exécute le programme software de l'ILS qui est chargé dans la mémoire instantanée (Flash Memory) U3. ARINC 429 UART U1 assure la communication entre le processeur primaire d'instrumentation et le système processeur A3.

Le signal FI (Fréquence Intermédiaire) qui provient du récepteur VHF est échantillonné et maintenu par U10, U10 est contrôlé par le dispositif logique programmé PLD U8, ensuite le signal sera converti du signal analogique au signal numérique par U11, la sortie de U11 se dirige vers le DSP U2.

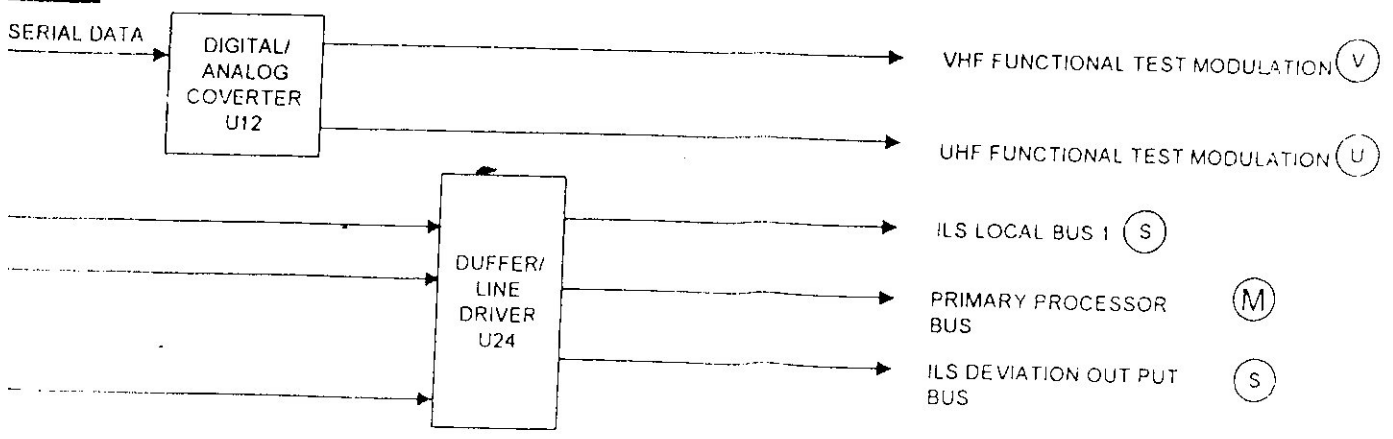
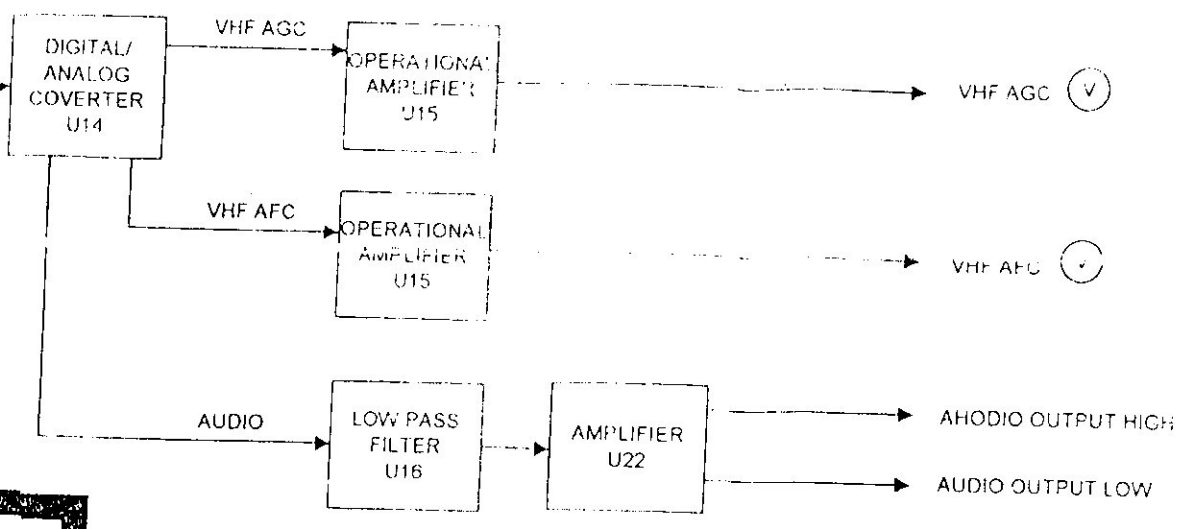
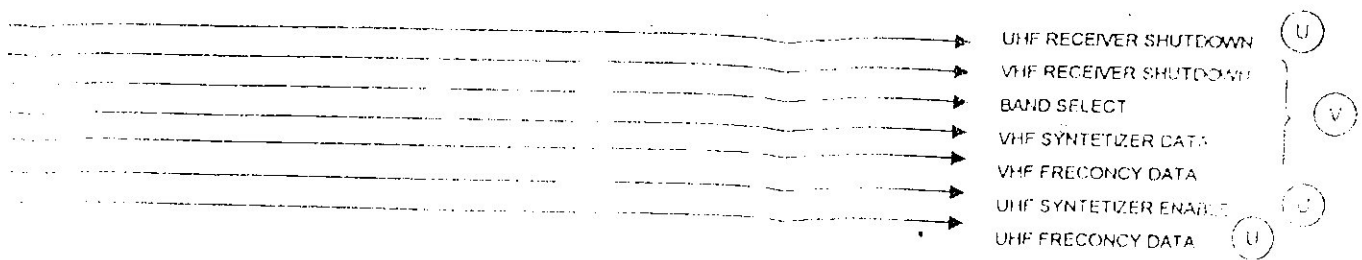
Le signal UHF détecté qui provient du récepteur UHF est converti du signal analogique au signal numérique par U13 qui se dirige vers le DSP U2, le convertisseur Analogique/Numérique U13 converti aussi la tension de référence du DSP en données numériques utilisé par l'autotest.

Les signaux de déviation sont générés par le processeur du signal numérique DSP U2 ensuite ils sont transmis par l'ARINC 429 UART U1, avant de quitter le récepteur ILS A7 les signaux de déviation sont dirigés vers les portes logiques des deux commutateurs (switches) U17, U23, l'activation ou désactivation des commutateurs logiques des sorties de déviation sont contrôlés par le dispositif logique programmé PLD U8 et le circuit du processeur surveillant d'instrumentation.

La figure(III-16) montre le schéma fonctionnel simplifié du circuit du processeur primaire d'instrumentation.



Figure(III-16) : Le schéma fonctionnel simplifié du circuit du processeur primaire d'instrumentation.



III-4-3-2-2) Le processeur surveillant d'instrumentation :

Le microprocesseur DSP U101 exécute le programme software de l'ILS qui est stocké dans la mémoire instantanée (Flash Memory) U102.

ARINC 429 UART U100 assure la communication entre le processeur surveillant d'instrumentation et les autres ensembles dans le récepteur.

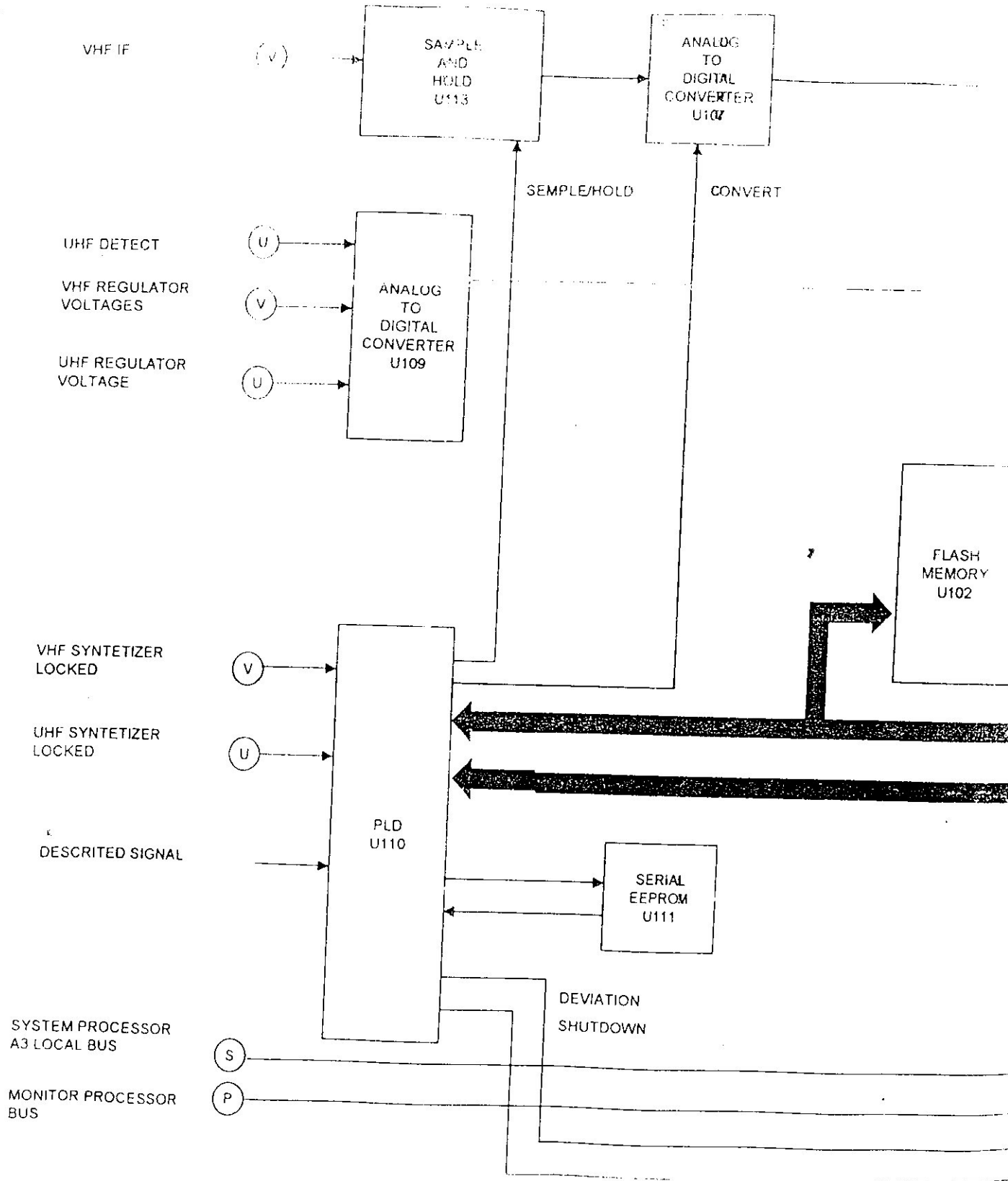
La fréquence intermédiaire VHF du récepteur VHF est échantillonné et gardé par U113 au rythme du contrôleur PLD U110, puis converti du signal analogique a un signal numérique par U107, la sortie du U107 se dirige vers l'entrée du DSP U101.

Le signal UHF détecté et reçu par le circuit du processeur surveillant d'instrumentation est converti du signal analogique a un signal numérique par U109, puis dirigé vers l'entrée du DSP U101. Le convertisseur A/N (Analogique/Numérique) U109 converti aussi les tensions de référence (en provenance des régulateurs de circuits des récepteurs VHF et UHF) en données numériques utilisés pour l'autotest, la sélection des entrées de U109 sont contrôler par le DSP U101.

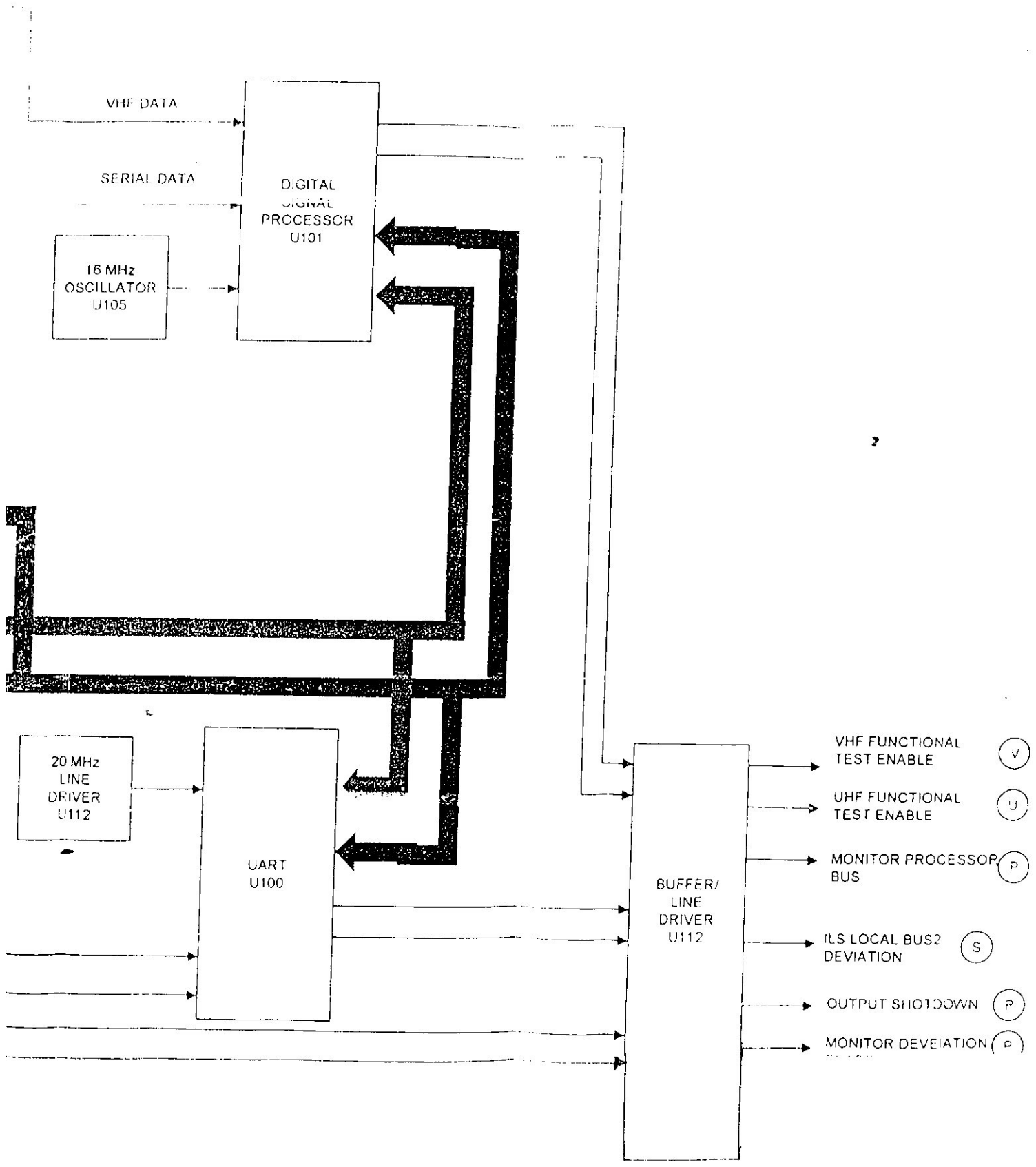
Les signaux des déviations sont générés par le DSP U101, ensuite transmis par ARINC 429 UART U100, les déviations sont reçues par le circuit du processeur primaire d'instrumentation pour la comparaison.

Le circuit du processeur surveillant d'instrumentation fournit deux signaux de contrôle qui sont utilisés pour activé où désactivé les sorties de déviation du circuit du processeur primaire d'instrumentation.

La figure(III-17) montre le schéma fonctionnel simplifié du circuit du processeur surveillant d'instrumentation.



Figure(III-17) : Le schéma fonctionnel simplifié du circuit du processeur surveillant d'instrumentation.



III-4-3-3) Interface du bus de données ARINC 429 :

Le récepteur ILS A7 utilise le bus ARINC 429 pour communiquer avec le système processeur A3, et pour faire sortie les données de déviation ainsi que le transfert d'information entre les circuits du processeur primaire et surveillent d'instrumentation.

Les circuits du processeur primaire et surveillent d'instrumentation tous les deux ont un récepteur ARINC 429 indépendant pour recevoir les données en provenance du système processeur A3 sur un bus ARINC 429 de grande vitesse.

Le multiplexeur U1 et UART pour le circuit du processeur primaire d'instrumentation et U100 pour le circuit du processeur surveillent d'instrumentation.

Les circuits du processeur primaire et surveillent d'instrumentation tous les deux transmettent les données vers le système processeur A3 sur un bus ARINC 429 de grande vitesse indépendant utilisant U1 et U100.

III-4-3-4) Le récepteur VHF :

Le récepteur VHF reçoit le signal RF dans la gamme de fréquence VHF [108 MHz -118 MHz] ensuite il fait la conversion de ce signal en fréquence intermédiaire (FI). Le récepteur a la possibilité de recevoir le signal du Localizer, et le signal du VOR, le signal du Localizer est la seule fonction utilisée dans le GLU-920, la gamme de fréquence du Localizer est de 108,1 à 111,95 MHz, le Localizer utilise les dizaines impaires espacé de 50kHz de 108,1 à 111,95 MHz.

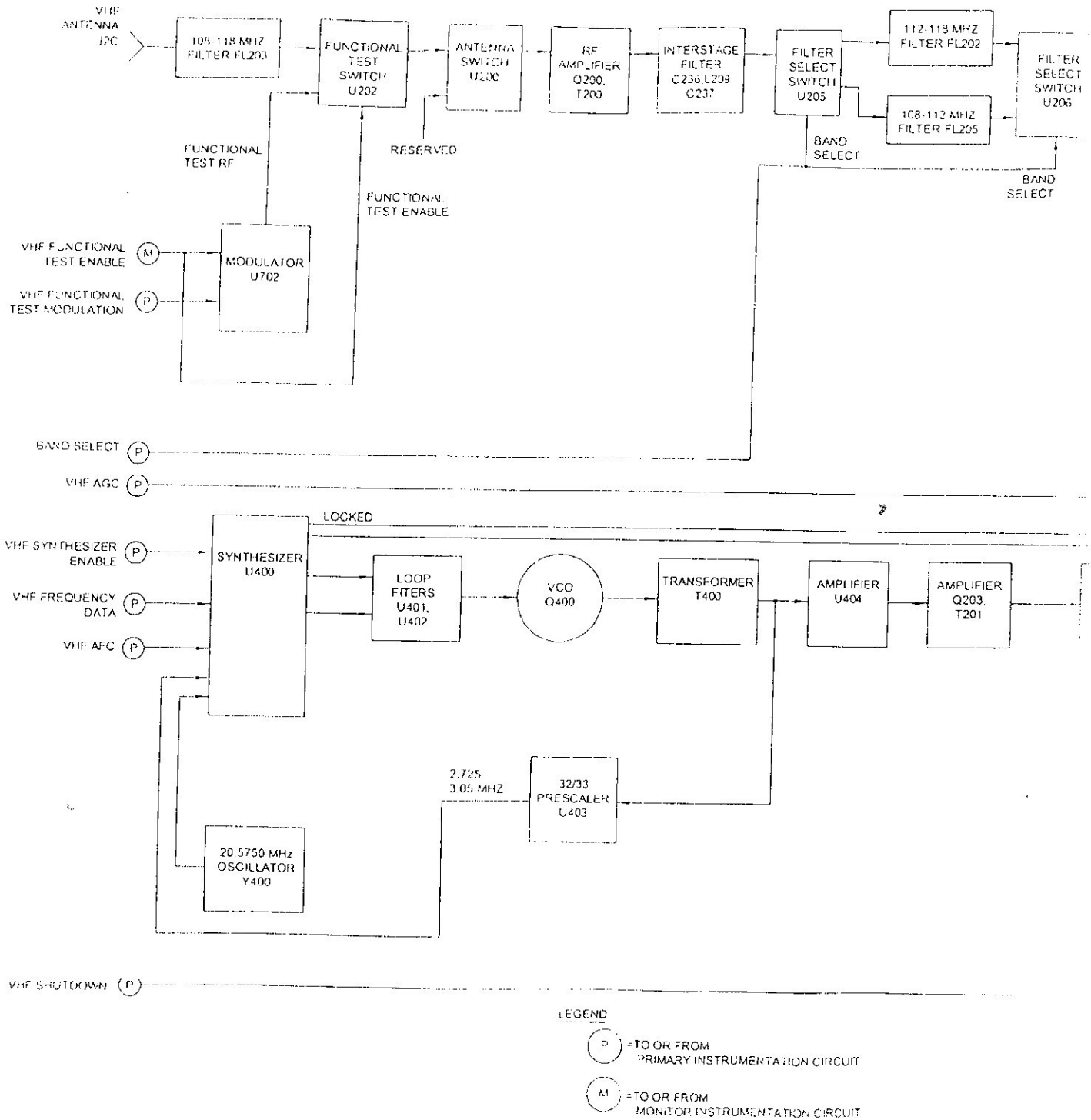
La figure(III-18) montre le schéma fonctionnel simplifié du récepteur VHF.

III-4-3-4-1) La section RF du récepteur VHF :

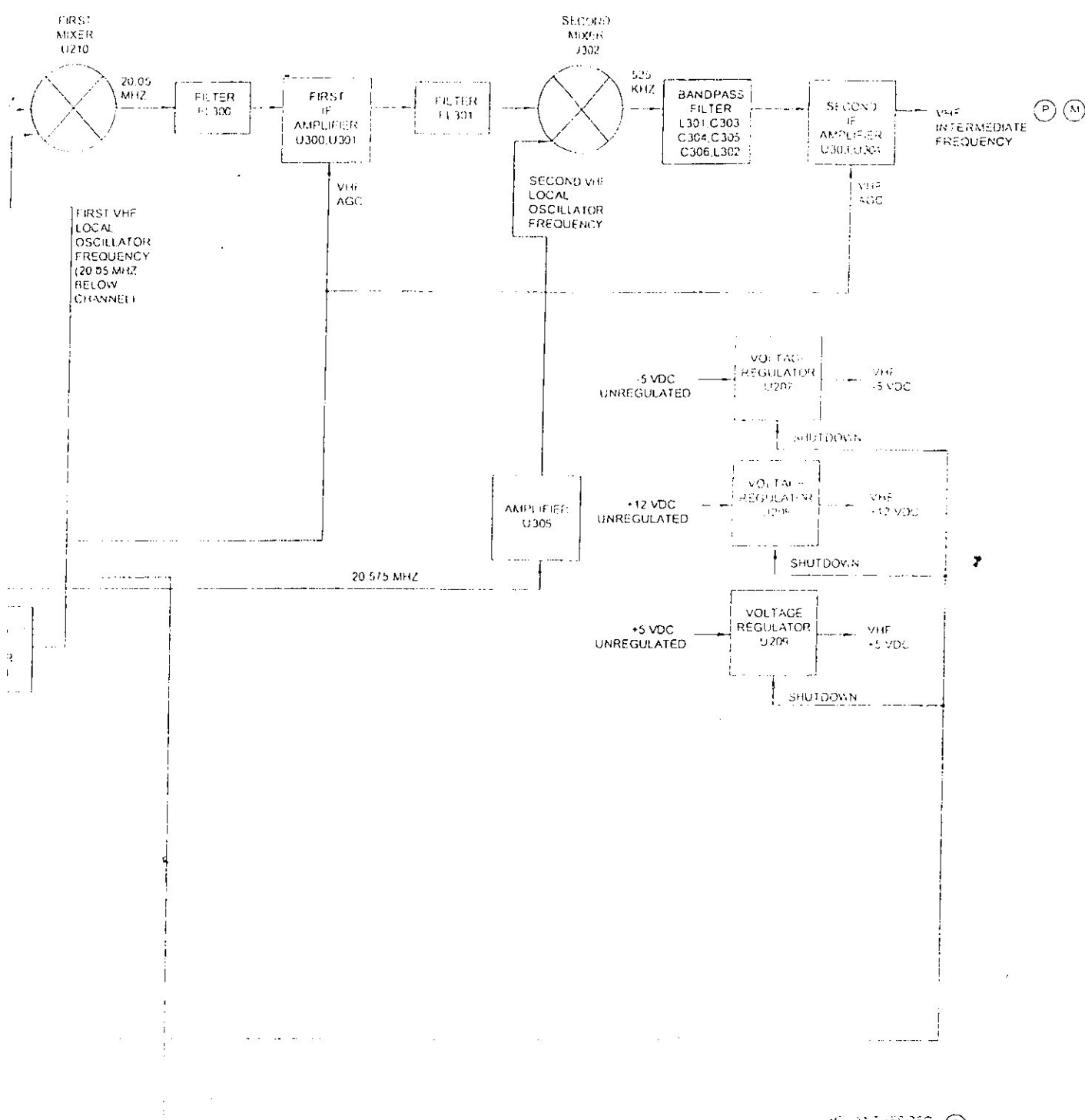
La section RF du récepteur VHF reçoit le signal RF provenant de l'antenne ainsi que le signal du test fonctionnel. La section RF se compose des filtre RF, des circuits d'amplifications et des commutateurs.

Le signal d'entrée en provenance de l'antenne VHF d'approche (APPR VHF ANT2) est filtré par C214, C215, C246 et L206.

Le tube Néon E201 avec 90 V de tension d'allumage protège le récepteur contre la foudre, le filtre suivant est un filtre présélecteur FL203 qui fait passer les fréquences de 108,1 à 118 MHz.



Figure(III-18) : Le schéma fonctionnel simplifié du récepteur VHF.



U.S. GOVERNMENT PRINTING OFFICE: 1965 O - 345 000 (P)

AD7846 0*

Le commutateur U202 est un commutateur RF qui permet la sélection soit le signal RF en provenance de l'antenne ou le test fonctionnel du signal RF "VFTRF" (VHF Functional Test Radio Frequency). La sélection est contrôlée par le "VFTE" (VHF Functional Test Enable) en provenance du circuit du processeur surveillant d'instrumentation, quand le "VFTE" est a un niveau bas le signal RF qui vient de l'antenne qui passe à travers le commutateur quand le VFTE est a un niveau haut (activé) le signal RF du modulateur du signal VHF U702 passe à travers le commutateur.

La sortie du commutateur du test fonctionnel est transmise au commutateur de l'antenne RF. Le commutateur de l'antenne U200 est connecté vers deux sorties une en provenance de l'antenne VHF(1) et l'autre en provenance du commutateur du test fonctionnel U202. L'antenne VHF (1) est utilisée pour la réception du signal VOR, cette fonction n'est pas utilisée dans le GLU-920, la sélection du commutateur de l'antenne est contrôlée par le signal de sélection de l'antenne (ANT SEL) en provenance du circuit du processeur primaire d'instrumentation, quand "ANT SEL" est a un niveau haut le signal RF en provenance du commutateur de test fonctionnel passe à travers le commutateur de l'antenne et lorsque "ANT SEL" est a un niveau bas le signal RF en provenance de l'antenne VHF (1) passe à travers le commutateur de l'antenne.

Le signal RF sortant du commutateur de l'antenne va être amplifié par Q200 avec un gain de 8,3 dB en association avec le transformateur T200, le transistor Q201 fournit la contre réaction pour éliminer le bruit, le signal amplifié puis passe à travers le filtre (C236, L209, C237), la sortie du filtre se dirige vers le commutateur U205, c'est un filtre de sélection il fait passer deux signaux RF soit FL202 ou FL205.

Le circuit du processeur primaire d'instrumentation sélectionne le filtre avec le signal de la bande choisie (Band Select).

- Quand la bande choisie (Band Select) est a un niveau bas le filtre FL205 est sélectionné pour la gamme de fréquence 108 à 112 MHz.
- Quand la bande choisie (Band Select) est a un niveau haut le filtre FL202 est sélectionné pour la gamme de fréquence 112 à 118 MHz.

La sortie des deux filtres se dirige vers U206, U206 c'est un commutateur qui fait passer les signaux des filtres FL202 ou FL205 vers le premier mélangeur U210, la sortie est contrôlée par la bande choisie (Band Select) en provenance du circuit du processeur primaire d'instrumentation.

III-4-3-4-2) La sélection de la fréquence intermédiaire du récepteur VHF :

Le signal RF en provenance de la section RF est mélangé avec le premier oscillateur local (First Local Oscillator) par le premier mélangeur U210, la fréquence de l'oscillateur local est variable dans une gamme de fréquence de 87,95 à 97,95 MHz, qui dépend du canal sélectionné. La sortie du premier mélangeur U210 est une fréquence intermédiaire de 20,05 MHz. la sortie se dirige vers le filtre cristal FL300 qui va rejeter toutes les fréquences et les harmoniques sauf la fréquence intermédiaire 20,05 MHz ensuite cette FI va être amplifiée par U300 et U301, le signal du premier amplificateur FI est variable entre -10 à 30 dB en dépend de l'état du signal d'entrée. Le contrôle du gain se fait automatiquement par le (VHF Automatic Gain Control) signal en provenance du circuit du processeur primaire d'instrumentation. le signal de fréquence intermédiaire "FI" amplifié puis passe à travers le filtre FL301.

La sortie de FL301 est mélangée par le deuxième mélangeur U302 avec le deuxième oscillateur local (20,575 MHz), la sortie du deuxième mélangeur passe à travers le filtre passe bande (L301, C303, C304, C306 et L302) pour éliminer les harmoniques et les fréquences intermédiaire non désirée, ensuite la FI (525 kHz) est amplifiée par le deuxième amplificateur FI U303 et U304. Le gain de U303 et U304 est variable de -10 à +30 dB dépend de l'état du signal d'entrée (fort ou faible), le control de gain se fait automatiquement par le signal VHF AGC (Automatic Gain Control) en provenance du circuit du processeur primaire d'instrumentation.

Le signal VHF de fréquence intermédiaire FI (525 kHz) sera converti à un signal numérique par le circuit du processeur d'instrumentation. Le circuit du processeur d'instrumentation reçoit l'information désiré de la fréquence intermédiaire du signal VHF et calcul les déviations et les fait sortir vers le contrôle de pilotage automatique "AFC" (Automatic Flight Control) et système de visualisation sur avion.

III-4-3-4-3) La section synthétiseur de fréquence du récepteur :

La section du synthétiseur VHF fournit les fréquences de l'oscillateur local du premier et du second mélangeur.

III-4-3-4-3-1) Le signal d'injection du premier oscillateur local :

La section synthétiseur fournit +17 dBm de sortie pour le premier oscillateur local, la fréquence varie d'un pas de 50 kHz pour une gamme de fréquence de 87,95 à 97,95 MHz qui dépend du canal sélectionné.

Le synthétiseur U400 et l'oscillateur Y400 maintien la fréquence de sortie du premier oscillateur local à 20,05 MHz en bas du signal RF reçu par le récepteur VHF pour la gamme de fréquence de 108 à 118 MHz la fréquence de sortie du premier oscillateur local est entre 87,95 et 97,95 MHz, l'information du canal choisi est contrôlé par une donnée série (VHF_SYNTH_DATA), l'horloge (VHF_SYNTH_CLK) et l'activation (VHF_SYNTH_EN), le tableau(III.3) montre la liste des canaux VHF et UHF et le label ARINC 429 qui proviennent de la boite de commande de navigation.

BITS 29-15 de l'étiquette(label) 033 d'ARINC 429 (données décimales de fréquence)	Fréquences VHF du Localizer en MHz	Fréquences VHF du Glide Slope en MHz
0810	108,1	334,7
0815	108,15	334,55
0830	108,30	334,1
0835	108,35	329,95
0850	108,5	329,9
0855	108,55	329,75
0870	108,7	330,5
0875	108,75	330,35
0890	108,9	329,3
0895	108,95	329,15
0910	109,1	331,4
0915	109,15	331,25
0930	109,3	332,0
0935	109,35	331,85

0950	109,5	332,6
0955	109,55	332,45
0970	109,7	333,2
0975	109,75	333,05
0990	109,9	333,8
0995	109,95	333,65
1010	110,1	334,4
1015	110,15	334,25
1030	110,3	335,0
1035	110,35	334,85
1050	110,5	329,6
1055	110,55	329,45
1070	110,7	330,2
1075	110,75	330,05
1090	110,9	330,8
1095	110,95	330,65
1110	111,1	331,7
1115	111,15	331,55
1130	111,3	332,3
1135	111,35	332,15
1150	111,5	332,9
1155	111,55	332,75
1170	111,7	333,5
1175	111,75	333,35
1190	111,9	331,1
1195	111,95	330,95

Tableau(III.3) : La liste des canaux VHF et UHF et le label ARINC 429 qui proviennent de la boîte de commande de navigation.

L'oscillateur a quartz Y400 est connecté entre les deux autres oscillateurs (OSC 0 et OSC 1) sur U400. Si la fréquence de Y400 est faible la fréquence se stabilise automatiquement par le signal de contrôle (VHF Automatic Frequency Control) en provenance du circuit du processeur primaire d'instrumentation à travers les diodes varicap CR401 et CR404.

Les signaux de sortie du synthétiseur U400 se dirige vers les boucles du filtre U401 et U402. La boucle du filtre conditionne le signal pour le circuit de l'oscillateur commandé en tension "VCO" (Voltage Controlled Oscillator).

Le VCO Q400 produit le signal de la première injection qui varie dans la gamme de fréquence de 87,95 et 97,95 MHz, le transformateur T400 isole l'oscillateur commandé en tension (le VCO) de la contre réaction vers le synthétiseur et de la fréquence d'injection.

La sortie du prescaler varie en fréquence entre 2,725 et 3,05 MHz, le tableau(III.4) représente la liste des fréquences du VCO et la sortie du prescaler.

Le signal du VCO est dirigé vers la première entrée du circuit à travers R408, R409 et R410, ensuite vers U404 pour être amplifié avec un gain de 21 dB à la fin on aura le signal de sortie que on appelle le signal d'injection.

Le signal d'injection va être amplifié aussi par Q203, il passe aussi par T201, à la fin il traverse le filtre FL204, avec une bande passante de 88 à 98 MHz, ensuite le premier oscillateur local est appliqué au premier mélangeur U210.

Les canaux VHF (MHz)	Fréquences du VCO (MHz)
108,00	87,95
108,05	88,00
108,10	88,05
108,80	88,75
108,85	88,80
109,00	88,95
110,00	89,95
111,00	90,95
112,00	91,95
113,00	92,95
114,00	93,95
115,00	94,95
116,00	95,95
117,00	96,95
117,95	97,90

Tableau(III.4) : La liste des fréquences du VCO et la sortie du prescaler

III-4-3-4-3-2) Le signal d'injection du second oscillateur local :

L'oscillateur de référence du synthétiseur U400 sur la pine 14 est utilisé pour produire le signal d'injection du second oscillateur local qui est un signal carré de 20,575 MHz, ce signal traverse C340 et R328 ainsi que L310 et C341, R330, R329, R331 jusqu'à ce qu'il arrive à l'amplificateur U305 qui a un gain de 12 dB, ce signal est appliqué au deuxième mélangeur U302.

III-4-3-4-4) La section d'autotest du récepteur VHF :

La section d'autotest utilise la fréquence 112 MHz qui provient de l'oscillateur U701, c'est un signal carré de 5 V sur la pine 8, il est atténué par R701 et le filtre (C704, L701, C705, L702, C706) pour éliminer les harmoniques à fin d'obtenir un signal sinusoïdal. Le modulateur U702 reçoit la porteuse en provenance de U701.

Le commutateur du test fonctionnel RF est précédé par le commutateur du test fonctionnel U202 qui possède le circuit du processeur surveillent d'instrumentation (le "VFTE" c'est-à-dire VHF Functional Test Enable). Lorsque le VFTE est à l'état bas le commutateur U202 fait passé le signal en provenance de l'antenne VHF (2).

III-4-3-5) Le récepteur UHF :

Le récepteur UHF reçoit un signal RF dans la gamme de fréquence UHF [328,6 MHz - 335,4 MHz], puis fait la conversion en fréquence intermédiaire (FI). Ensuite il fait la démodulation, le résultat entre aux circuits d'instruments de bord.

La figure(III-19) montre le schéma fonctionnel simplifié du récepteur UHF.

III-4-3-5-1) La section RF du récepteur UHF :

La section RF du récepteur UHF reçoit le signal RF provenant de l'antenne et le signal RF de test fonctionnel. La section RF se compose de filtres RF et d'un commutateur RF.

Le signal entrant de l'antenne UHF (UHF ANT) est filtré par C500, L500 et C501. Le tube Néon E500 alimenté avec une tension de 90 V pour l'allumage assure la protection contre la foudre, puis le signal va être filtré par le filtre passe bande FL500 qui laisse passer les fréquences dans la bande de fréquences de 329 à 335 MHz.

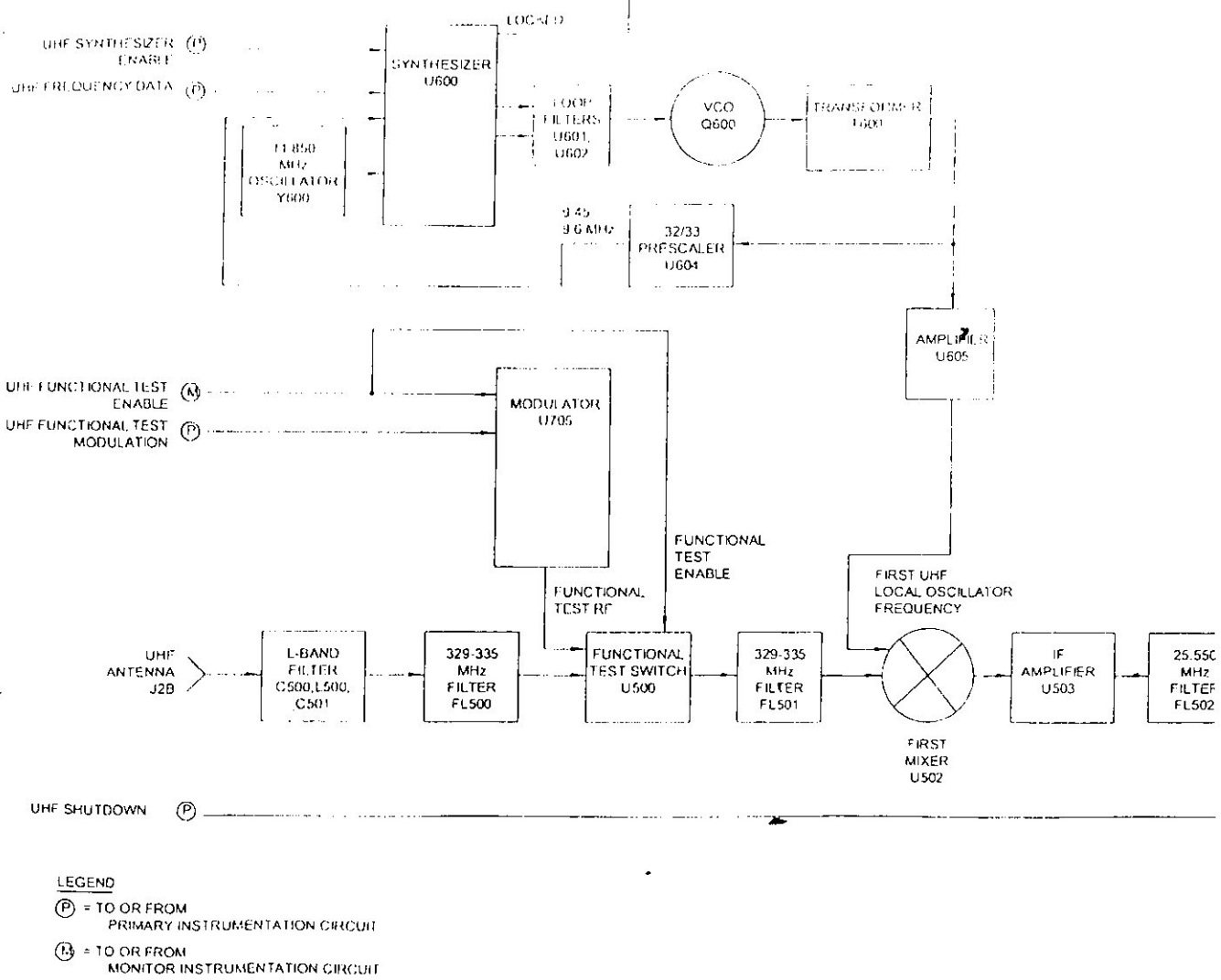
Le commutateur du test fonctionnel U500 est un commutateur RF qui permet la sélection du signal RF de l'antenne UHF ou bien le signal RF de test fonctionnel "GSFTRF" (Glide Slope Functional Test Radio Frequency). La sélection est commandée par le signal de test fonctionnel d'activation "GSFTE" (Glide Slope Functional Test Enable) en provenance du circuit du processeur surveillant d'instrumentation comme suit :

- Quand le signal est logique bas, le signal RF de l'antenne UHF traverse le commutateur.
- Quand le signal est logique haut, le signal RF du modulateur UHF U705 traverse le commutateur.

La sortie du commutateur du test fonctionnel est protégée par U501, la sortie du U501 est dirigée vers le filtre FL501, qui fait passer des fréquences dans la bande de 329 à 335 MHz au premier mélangeur de fréquence intermédiaire.

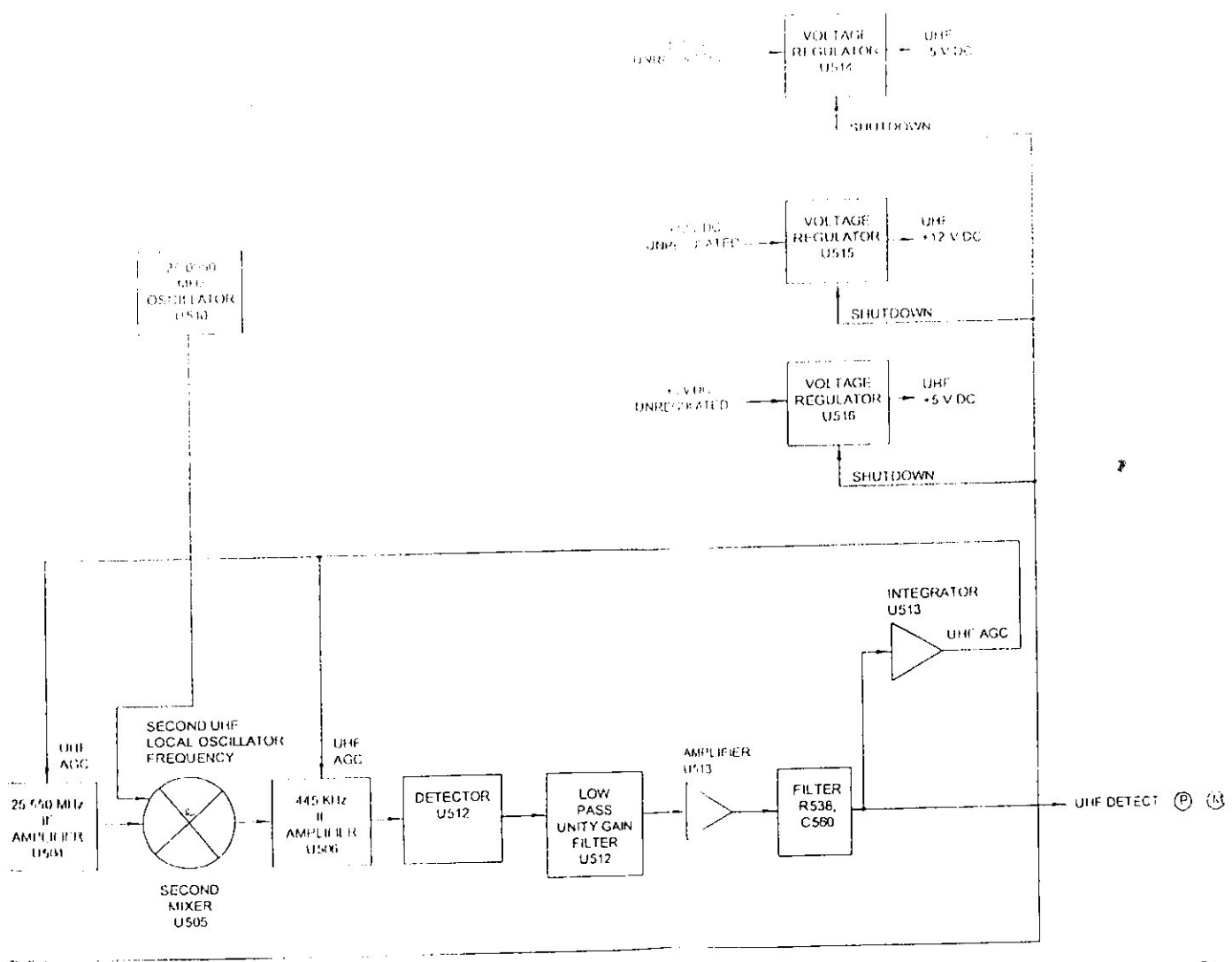
III-4-3-5-2) La section de fréquence intermédiaire du récepteur UHF :

Le signal RF de la section RF est mélangé au premier oscillateur local par le premier mélangeur U502. La fréquence de l'oscillateur local est variable dans la gamme de fréquence de 303,05 à 309,85 MHz, selon le canal sélectionné. La sortie du premier mélangeur U502 est un signal à une fréquence intermédiaire de 25,55 MHz.



Figure(III-19) : Le schéma fonctionnel simplifié du récepteur UHF.

UHF UNIT IS LOCKED



La sortie du mélangeur est amplifiée par U503, puis dirigé vers le filtre en cristal FL502 qui va rejeter toutes les fréquences et les harmoniques sauf la fréquence intermédiaire FI (FI=25,55 MHz), ensuite cette fréquence intermédiaire va être amplifiée par les amplificateurs U504. Le gain des amplificateurs de fréquence intermédiaire est variable, dépendant de l'état du signal d'entrée. Le contrôle du gain se fait automatiquement par le signal AGC en provenance de l'intégrateur U515.

La fréquence intermédiaire de 25,55 MHz est mélangée par le deuxième mélangeur U505 avec le deuxième oscillateur local de 25,095 MHz. La sortie du deuxième mélangeur traverse le filtre passe bande de 455 kHz (L507, C515, L508, C526). La sortie à fréquence intermédiaire FI (FI= 455 kHz) est amplifiée par l'amplificateur U506, le gain de l'amplificateur U506 est variable de -1 à +40 dB, selon l'état du signal d'entrée. Le contrôle du gain se fait automatiquement par le signal AGC en provenance de l'intégrateur U513.

III-4-3-5-3) Le détecteur :

Le détecteur U512 rectifie la fréquence intermédiaire de 455 kHz et coupe la partie négative de ce signal. La référence de la précision élevée "HPR" (High Precision Reference) U511 fournit une tension continue de référence de $2,5 \pm 0,005$ V (TP103) cette tension est divisée par l'ensemble de R547 et R527 qui donne une tension 0,228 VDC. La sortie de détecteur est une combinaison des deux signaux de 90 Hz et 150 Hz. La sortie du détecteur est amplifiée par U513, puis filtré par R538 et C560 pour passer les signaux de 90 et 150 Hz aux circuits du processeur d'instrumentation comme GS_DET.

III-4-3-5-4) Le contrôle automatique de gain du récepteur UHF :

L'intégrateur U513 intègre le signal détecteur pour dériver un signal de contrôle automatique du gain (U513 + AGC) qui contrôle les étages de l'ampli à fréquence intermédiaire "IF" dans le récepteur UHF. Le signal du contrôle automatique du gain "AGC" varie typiquement de +1,7 VDC sous le signal RF et de 0,8 VDC quand le signal RF est de -16 dBm.

III-4-3-5-5) La section de synthétiseur du récepteur UHF :

La sortie de la section synthétiseur du récepteur UHF de +10 dBm est transportée pour être injecté dans le premier oscillateur local du récepteur UHF. La fréquence transportée varie d'un pas de 150 kHz dans l'intervalle 303,60 à 309,45 MHz selon le canal sélectionné.

Le synthétiseur se compose d'une boucle du filtre et d'un signal de sortie conditionné. la fréquence de la boucle assure la précision du premier signal d'injection et le signal de sortie conditionné amplifie et filtre la première injection de l'entrée du premier mélangeur. La fréquence du premier oscillateur local varie de 303,05 à 309,85 MHz pour le Glide Slope et la fréquence est de 309,85 MHz pour le test fonctionnel. Les informations du canal sélectionné arrivent du circuit du processeur primaire d'instrumentation, elles sont :

- L'impulsion de l'horloge (GS_SYNTH_CLK),
- Une série d'information (GS_SYNTH_DATA),
- Impulsion de validation (GS_SYNTH_EN).

Le quartz Y600 fournit une fréquence de 11,85 MHz au synthétiseur U600, il est connecté entre les deux entrées de l'oscillateur (OSC 0 et OSC 2) du synthétiseur. La fréquence 11,85 MHz est divisé par 79 pour produire un signal de référence de 150 kHz qui est surveillé à la pince 13, ce signal est utilisé par le détecteur de phase, la pince 10 de U600 reçoit (GS_SYNTH_DATA), la pince 8 de U600 reçoit un signal provenant du prescaler U604, ce signal est traité pour être appliqué au détecteur de phase.

Les deux sorties du synthétiseur pines 15 et 16 sont les entrées du comparateur de phases qu'a une sortie liée à la boucle du filtres. Ces deux sorties pines 15 et 16 sont a haut niveau quand la boucle et le synthétiseur sont verrouillé (GS_SYNTH_LK)est verrouillé lorsque la pine 7 est a un niveau bas, quand la boucle non verrouillé la pine 7 est a un niveau haut et l'une des pines 15 ou 16 devient a un niveau bas.

Le VCO Q600 produit le signal de la première injection de fréquence 303,05 à 309,85 MHz. Le transformateur T600 isole le VCO du synthétiseur, afin d'évité la réaction du circuit d'injection de fréquence sur le synthétiseur. Le signal du VCO est renvoyé au synthétiseur à travers le prescaler U604 qui divise le signal par 32 ou 33 selon le contrôle MC.

- MC est à un niveau haut le prescaler U604 divise le signal par 32.
- MC est à un niveau bas le prescaler U604 divise le signal par 33.

III-4-3-5-6) La section de test fonctionnel du récepteur UHF :

La section d'autotest utilise la fréquence 335,15 MHz qui provient de l'oscillateur U704 ce signal est un signal carré de 5 V sur la borne 8. le signal d'oscillateur est atténué par les résistances R711 et R712, et filtré par le filtre passe bas C718 et L705. le modulateur U705 module le signal transporté de l'oscillateur U704 par le signal revenant du circuit du processeur primaire d'instrumentation.

La sortie du circuit de test fonctionnel est un signal RF à 335,150 MHz. Ce signal est précédé par le commutateur de test fonctionnel U500 qui possède la fonction de contrôle en provenance du circuit du processeur surveillent d'instrumentation (GSFTE).

- Quand le signal de GSFTE est a un niveau haut, le commutateur U500 fait passé le signal de test fonctionnel RF.
- Quand le signal de GSFTE est a un niveau bas. le commutateur U500 fait passé le signal de l'antenne UHF.

III-5) Étude pratique du GLU-920 :

III-5-1) Introduction :

Quand en parle du bon fonctionnement de l'accessoire d'aide à l'atterrissage GLU-920 d'avion, on vise bien la sécurité des passagers et d'avions (B737-800 NG et A330-200). donc pour s'assurer du bon fonctionnement du GLU-920 et assurer la sécurité qui est un objectif fondamental de l'aéronautique, il faut faire passer le GLU-920 à travers un banc d'essai. il y a deux types de banc d'essais :

- Le banc d'essai automatique (RFT-1000),
- Le banc d'essai manuel (T1207).

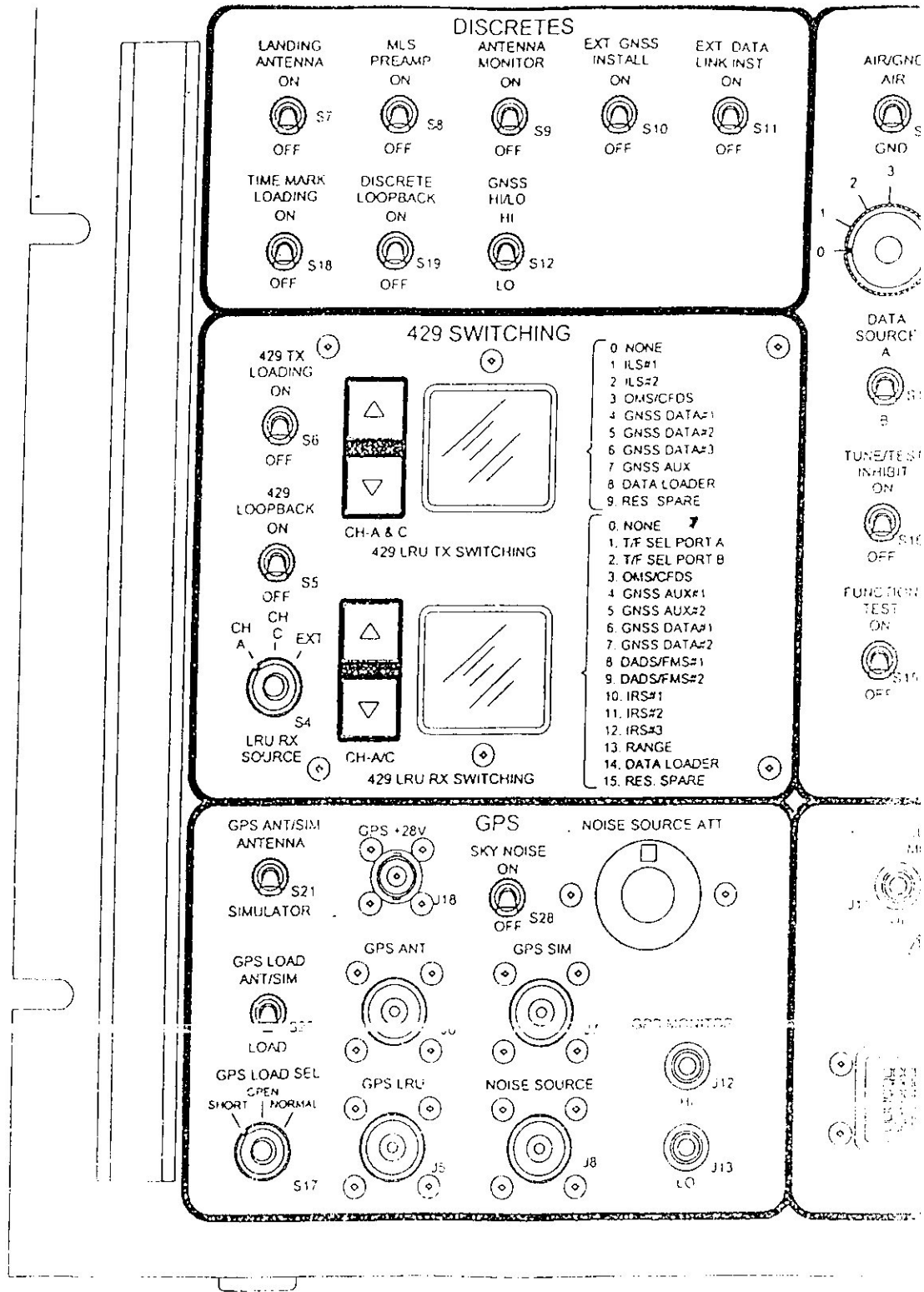
Dans notre travail on va utilisé le banc d'essai manuel.

III-5-2) Description du banc d'essai T1207 :

Le banc d'essai T1207 est composé de plusieurs parties :

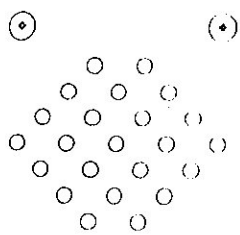
- Les fonctions discrètes,
- Les fonctions ILS,
- Les points de test,
- Les commutateurs 429,
- L'alimentation,
- Les fonctions GNSS,
- La connexion de l'unité remplaçable de la ligne (LRU),
- Le chargeur de données (Data loader).

La figure(III-20) montre la face avant du banc d'essai T1207 et la figure(III-21)montre l'installation nécessaire pour le passage au banc d'essai.

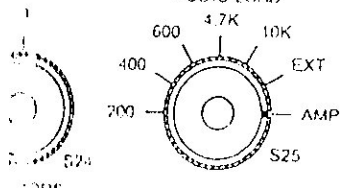


La figure(III-20) : La face avant du banc d'essai TT207 du GNSS

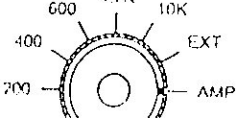
ILS



VOLUME

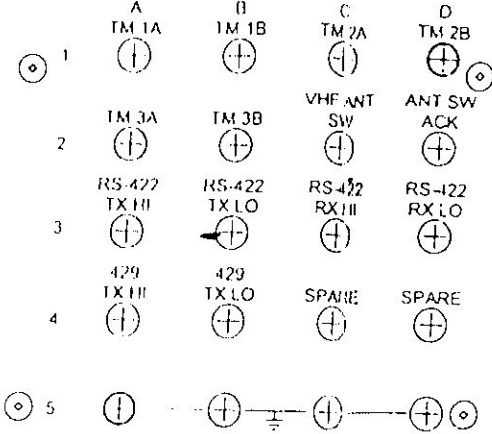


AUDIO (3A)

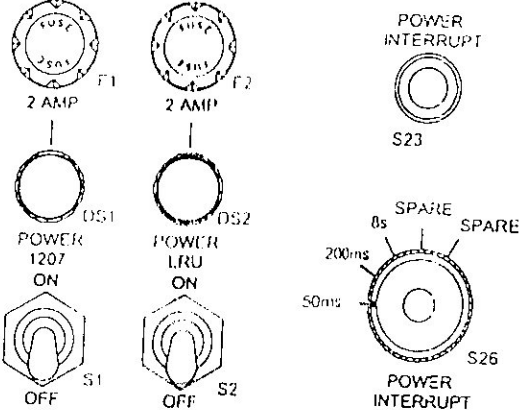


RCVR AUDIO

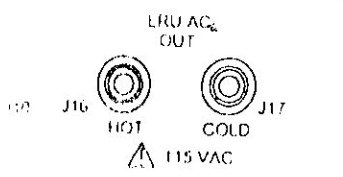
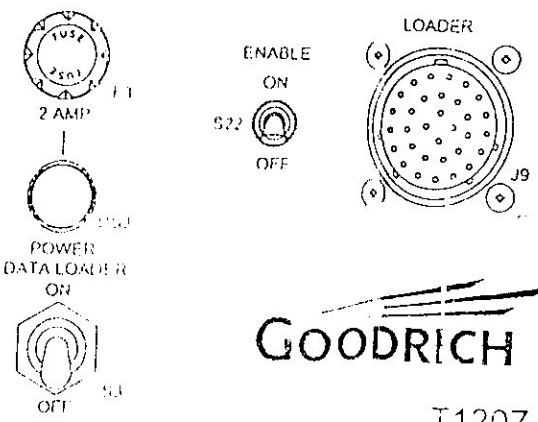
COX LINS GLU 9XX TEST POINT OVERLAY



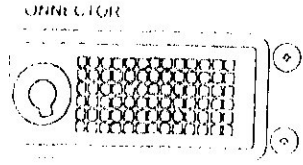
POWER



DATA LOADER

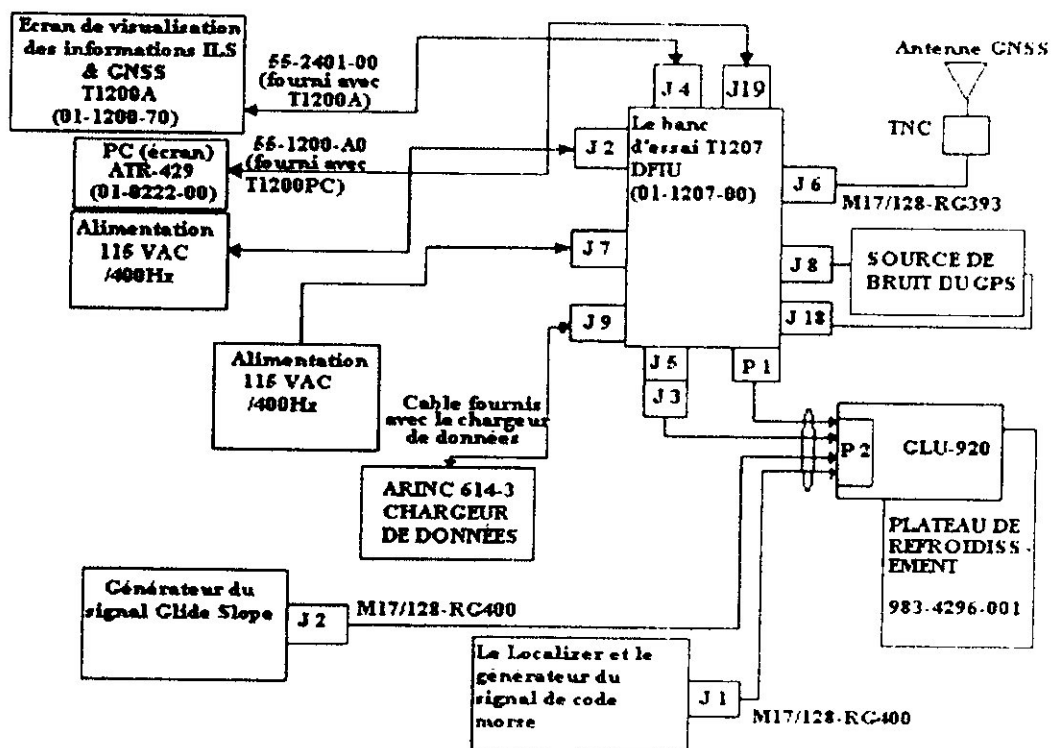


LRU AC2 OUT



GOODRICH

T1207



Figure(III-21): L'installation nécessaire pour le passage au banc d'essai T1207

III-5-3) Passage au banc d'essai et application du protocole de test :

Avant de procéder à faire passer le GLU-920 sur le banc d'essai il est nécessaire de connaître les labels et les bus de réception et de transmission des deux récepteurs GNSS (la carte A8) et ILS (la carte A7) voir les tableaux (III.5) et (III.6).

• Le récepteur GNSS :

Signification de quelques acronyme des bus ARINC 429 utilisé par le récepteur GNSS .

- SYSP_LCL_TX : désigne le bus local de transmission et le nom de la carte qui envoie la donnée sous forme ARINC-LIKE (série CMOS).
- IRS_1_RX : } désigne les bus de réception avec des données sous
- IRS_2_RX : } forme série (CMOS TTL LOGIC LEVELS).
- IRS_3_RX : }
- GNSS_1_TX : } désigne les bus de transmission avec des données sous
- GNSS_2_TX : } forme série (CMOS TTL LOGIC LEVELS).
- GNSS_1_LCL_TX : } désigne les bus local de transmission et la carte
- GNSS_2_LCL_TX : } qui envoie la donnée sous forme ARINC-LIKE (série CMOS TTL LOGIC LEVELS).

Bus ARINC 429	La direction	La vitesse
SYSP_LCL_TX	L'entrée	Une grande vitesse
IRS_1_RX	L'entrée	Une grande vitesse
IRS_2_RX	L'entrée	Une grande vitesse
IRS_3_RX	L'entrée	Une grande vitesse

GNSS_1_TX	La sortie	Une vitesse variable (grande ou basse)
GNSS_2_TX	La sortie	Une vitesse variable (grande ou basse)
GNSS_DEV_TX	La sortie	Une basse vitesse (Le bus de déviation du GNSS n'est pas utilisé sur GLU-920)
GNSS_1_LCL_TX	La sortie	Une grande vitesse
GNSS_2_LCL_TX	La sortie (handicapé)	Une grande vitesse

Tableau (III.5) : Les labels et les bus de réception et de transmission du récepteur GNSS.

• **Le récepteur ILS :**

Label	La fonction	Le temps de transmission
033	La fréquence du système d'atterrissage /mode contrôle	150 à 250 ms
173	La déviation du Localizer	150 à 250 ms
174	La déviation du Glide Slope	33,3 à 66,6 ms

Tableau (III.6) : Les labels et les bus de réception et de transmission du récepteur ILS.

III-6) Visualisation des informations fournies par le GLU-920 :

Les informations fournies par le GLU-920 qui se divise en données du système ILS que nous avons citées dans le premier chapitre et les données générales du système GNSS qui sont affichées sur l'unité de visualisation de commande "CDU" (Control Display Unit).

♦ **Le CDU d'avion B737-800NG :**

Les pages de position montrent les données fournies par le récepteur GNSS. Ce sont les trois pages de position :

- Position d'initialisation (1/3),
- Position de référence (2/3),
- Position de décalage (3/3).

Il faut utiliser la prochaine et précédente clef pour voir chacune des trois pages de position. Ce sont les pages qui montrent des données de GPS :

- La position de référence (POS REF): elle montre des positions de GPS L (1) et de R (2).
- La position de décalage (POS SHIFT): elle montre la position fournie par les satellites GPS de la position fournie par de l'ordinateur de gestion de vol (FMC).

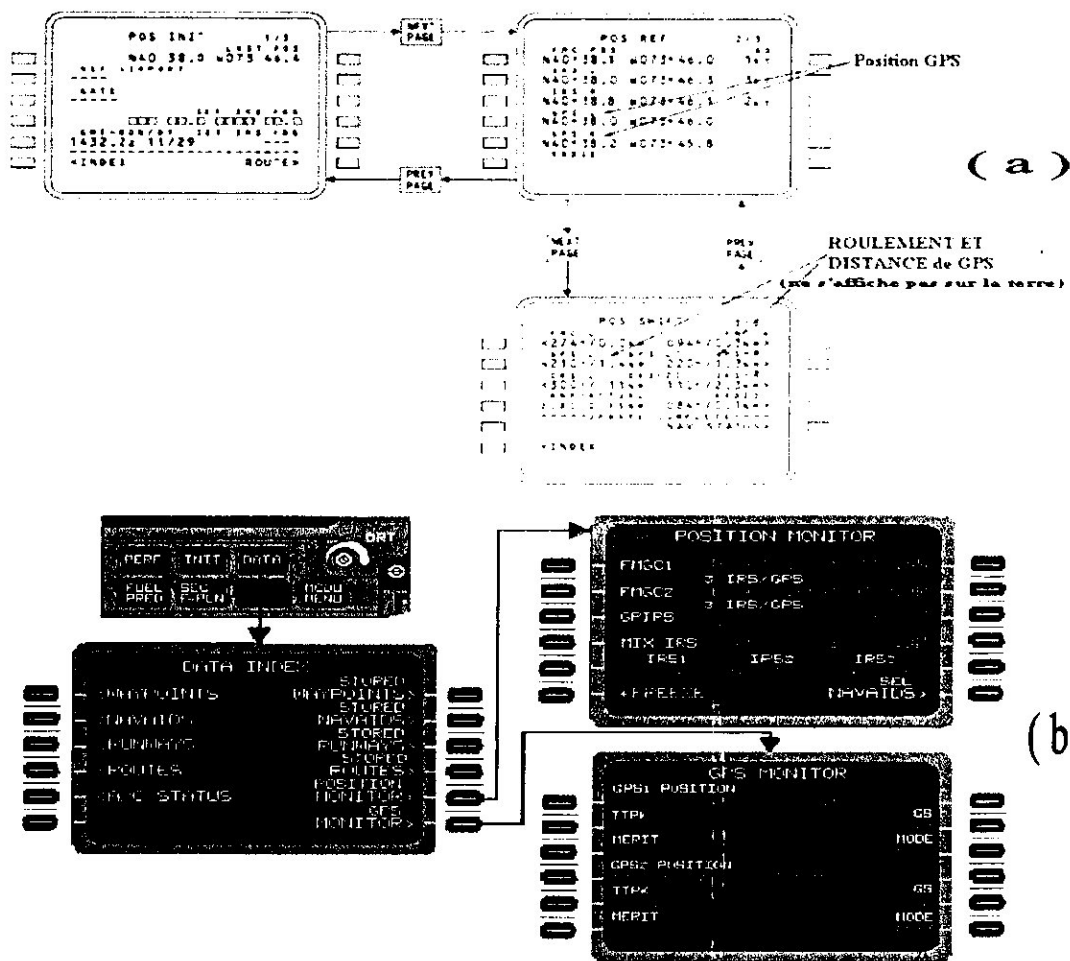
La position de GPS s'affiche dans ces deux pièces divisées par un slash (/):

- La position de GPS de la position de FMC,
- Distance de la position GPS de la position FMC en milles marins (NM).

Le point de l'information de formation pour tous les affichages de CDU qui montrent des données des satellites GPS, les affichages se rapportent à GPS L comme GPS L et GPS R comme GPS R. La page de décalage de position n'affiche pas l'information dans les zones d'information quand l'avion est sur la terre voir la figure (III-22).

♦ **Le CDU d'avion A330-200 :**

- La page de POSITION MONITOR pour montrer la position de l'avion,
- La page de GPS MONITOR pour l'affichage des informations suivantes :
 - La position fournie par le GPS (Latitude, Longitude), voie vraie " True Track",
 - La figure du mérite, vitesse au sol (Ground Speed) et le mode.



Figure(III-22): Affichages des informations fournies par le récepteur GNSS sur le CDU, (a) de l'avion B737-800 NG, (b) de l'avion A330-200.

III-7) Les documents de maintenance en aéronautique (MANUELS) :

Différents documents travaillent ensemble pour nous permettre de maintenir l'avion. Les documents de maintenance vont aider à faire le travail de maintenance programmée et non programmée.

On utilise les documents suivants pour la maintenance programmée :

- Document de planification d'entretien [MPD (Maintenance Planning Document)].
- Manuel d'entretien d'avion [AMM (Aircraft Maintenance Manual)].

On utilise les documents suivants pour la maintenance non programmée :

- Manuel de dépannage [TSM ou FIM].
- Construit en manuel d'équipement d'essai [BITE (Built In Test Equipment Manual)].
- Manuel de réparation structurale [SRM (Structural Repair Manual)].
- Manuel d'entretien d'avion [AMM (Aircraft Maintenance Manual)].

Les documents suivants fournissent des données de support pour faire la maintenance programmée :

- Manuel Schématique Système [SSM (System Schematic Manual)].
- Manuel de diagramme câblage[WDM (Wiring Diagram Manual)]

- Manuel de réparation structurale [SRM (Structural Repair Manual)].
- Catalogue partiel illustré [IPC (Illustrated Part Catalog)].

III-7-1) Documents de planification de maintenance (MDP) :

Le MDP définit les tâches pour chaque type d'inspection de maintenance programmée. Les compagnies aériennes utilisent le MDP pour faire des cartes de tâches que le technicien utilise durant les inspections de maintenance.

III-7-2) Manuel d'entretien d'avion [AMM (Aircraft Manual Maintenance)]:

Le AMM a deux parties :

- partie I,
- partie II.

La partie I est SDS (System Description Section). Cette section remplace la section de description et opération (D et O). La SDS apporte les descriptions des interfaces, fonction et opération des systèmes et sous systèmes avion. La SDS est divisée en chapitre ATA (système) ou chapitre /section (sous-système).

La partie II comprend les procédures et pratiques. Ces derniers ont donné lieu aux fonctions suivantes :

- Dépose /pose des composants,
- Location des composants,
- Pratique de maintenance,
- Entretien (servicing),
- Ajustement/teste,
- Inspection/Contrôle,
- Nettoyage/peinture,
- Réparation.

Le manuel a un système de numération de chapitre suivant la norme ATA comme suite :

XX'-YY'-ZZ'

XX' : chapitre ou système (ATA)

YY' : section ou sous système

ZZ' : élément (unité, composant).

Exemple de notre récepteur on a : **34-70-11**.

Chapitre (ATA) 34 : Navigation.

Section 70 : Global Positioning System.

Élément 11 : Le récepteur Global Landing Unit-920.

Chaque page a deux numéros dans le coin inférieur droite : le ASN est un numéro de page sujet. Les pages sont réparties comme suite :

Type de page	Bloc de page
Pratique maintenance (PM).	201-299
Servicing (SRV).	301-399
Dépose /pose des composants(R/I).	401-499
Ajustement/teste (A/P).	501-599
Inspection/Contrôle (I/C)	601-699
Nettoyage/peinture (C/P)	701-799
Réparation	801-899
Dispatch déviation guide (DDG)	901-999

Tableau(III-7) : Répartition des pages du manuel AMM.

III-7-3) Manuel schématique du système [SSM (System Schematic Manual)] :

Le SSM apporte à l'utilisateur une compréhension du fonctionnement du système et l'aide dans la procédure d'isolation de panne il fournit l'interconnexion de tout "LRU" (Line Replaceable Unit) d'un système ou sub-système.

Il fournit aussi une connaissance générale : sur le fonctionnement d'un système.

III-7-4) Manuel de diagramme de câblage [WDM (Wiring Diagram Manual)] : Le WDM fournit des détails sur les câbles d'un point à un point dans l'avion.

III-7-5) Catalogue partiel illustré [IPC (Illustrated Part Catalogue)] :

L'IPC fournit des données sur le remplacement d'une pièce.

Ces données incluent :

- Numéro de pièce de rechange,
- Illustration de pièce,
- Données de support,
- Numéro de spécification,
- Les activités de rechange recommandées.

III-7-6) Manuel de reportage défaut [FRM (Fault Reporting Manual)] :

L'équipement utilise le FRM pour améliorer la communication avec le personnel de maintenance.

L'équipage utilise le FRM pour avoir les codes des pannes pour les pannes avion. Ces pannes peuvent être (Flight detect effect) ou autre.

Le FRM a un log-book standard avec entête pour chaque code de panne, le code de panne permet une maintenance rapide quand l'avion atterri.

III-7-7) Manuel de dépannage (TSM ou FIM) :

On utilise pour réparer les pannes le TSM (Trouble Shooting Manual) de l'Airbus A330-200 ou le FIM (Fault Isolation Manual) du Boeing B737-800NG. On commence la procédure d'isolation de la panne avec les codes des pannes de FRM ou une description de la panne. Le TSM va identifier les actions de maintenance pour corriger la faute.

III-7-8) Construit en manuel d'équipement d'essai [BITE (Built In Test Equipment Manual)] :

On utilise la BITE MANUAL pour avoir les données sur la panne de l'équipement de test incorporé dans l'avion. Si on commence la procédure d'isolation de la panne avec des pannes observées, le BITE MANUAL va identifier quelles pannes observées.

III-7-9) Manuel de réparation structurale [SRM (Structural Repair Manual)] :

Le SRM fournit des informations descriptives et des instructions spécifiques pour aider la réparation de la structure de l'avion sur terrain, il a des données relatives aux domaines suivants :

- Evacuation des dommages permise,
- Réparation typique,
- Identification matériel,
- Installation rapide,
- Contrôle d'alignement,
- Planification.

III-7-10) Manuel de maintenance des composants [CMM (Component Maintenance Manual)] :

Le CMM est préparé en séquence dicté par ATA100, révision 26, il traite l'emballage des équipements (composants), description et fonctionnement des composants, test et isolation, démontage, nettoyage, recherche de panne, réparation, montage, outils spéciales, appareil et équipement et une partie d'installation. Chaque document de maintenance a une introduction pour nous montrer comment utiliser ce document.

III-8) Recherche de panne et la maintenance du GLU-920 :

La méthode d'essai manuelle (banc d'essai manuel T1207) de bon fonctionnement assure que l'unité à tester "UUT" (Unit Under Test) (GLU-920) fonctionne correctement.

III-8-1) Les procédures de test du GLU-920 :

◆ Procédure de test d'installation

- **Test (1.1) :** Relier l'équipement (l'unité à tester (UUT)) au câble. Sur le banc d'essai, placer les commutateurs et les commandes à la position de repos (OFF) avant de relier le banc d'essai à l'unité remplaçable de ligne "LRU" (Line Replaceable Unit).

- **Test (1.2) :** Relier les câbles du signal RF du Localizer et du signal RF du Glide Slope au générateur de ILS, on place les commutateurs de puissance à la position ON.

- **Test (1.3) :** Relier le câble du signal RF du GNSS au câble d'antenne de GPS. Ne pas relier le câble de GNSS RF à un simulateur satellite de canal simple tout en examinant une unité contenant le logiciel opérationnel.

- **Test (1.4) :** Placer les commutateurs suivants sur le T1207 comme indiqué tous à la position OFF.

GNSS HI/LO à HI,
Data INTERRUPT à INTERRUPTED (Interruption de données à interrompu),
AIR/GND à AIR,
DATA SOURCE à A.

- **Test (1.5) :** Sur le T1207, placer l'alimentation électrique 1207 et les commutateurs de l'alimentation électrique de l'unité remplaçable de ligne "LRU" à la position ON.

- **Test (1.6) :** Placer les commutateurs suivants sur le T1207 comme indiqué ,
RX CHANNEL SWITCHING à CH-A,
429 TX LOADING à ON,
429 LRU TX SWITCHING à 4 (GNSS DATA #1).

- **Test (1.7) :** Sur le générateur de ILS, serrer le commutateur de puissance à la position ON

- **Test (1.8) :** Sur le T1200, serrer le commutateur de l'alimentation à la position ON. Le résultat c'est que la lumière de l'alimentation 1207 est allumée.

◆ Procédure de test de l'alimentation d'énergie

- **Test (2.1) :** Employer un multimètre numérique et mesurer 110-125 VAC à l'unité remplaçable de ligne "LRU" extérieur sur le banc d'essai T1207.

- **Test (2.2) :** Employer un multimètre numérique et mesurer moins 0,5 A au MONITEUR COURANT sur T1027, en mesurant par un courant alternatif (AC).

◆ Procédure de test du récepteur GNSS

- Test (3.1) : Choisir le mode standard "MODE STANDARD" en choisissant la boîte sur l'écran d'affichage du T1200.
- Test (3.2) : Choisir la configuration d'utilisateur "USER CONFIGURATION" sur le banc d'essai T1200.
- Test (3.3) : Choisir RX-A sur le banc d'essai T1200.
- Test (3.4) : Insérer les mots ENTER LABEL/SDI TO SET TRAP sur l'écran de T1200 pour accentuer une boîte d'entrée.
- Test (3.5) : Écrire l'étiquette 273 sur T1200 puis appuyer sur la touche ENTER deux fois et noter l'étiquette et les bits associés qui apparaissent au dessus de l'écran.

L'étiquette	Nombre de bits
273	32 → 9

- Test (3.6) : Localiser les nombres de bits 26 à 28 sur T1200, et si chacun des trois est 1, un code de défaut est indiqué.
- Test (3.7) : Sur T1207, passage du commutateur de l'unité remplaçable de ligne "LRU " de cycle de la position ON à la position OFF. Cesser plus longtemps que 30 sec.

Placer le commutateur de LRU à la position ON et le moniteur sur T1200 de la sortie du GNSS de l'étiquette 273 sur la position " time to navigate" en chronométrant la transition des bits 26, de 27, et 28 de 000 à 011. Ceci devrait prendre moins de 20 minutes.

Continuer à surveiller les bits 26, 27, et 28 pour s'assurer que la récepteur GNSS reste dans le mode de navigation (011 displayed) pour des 15 minutes continues.

- Test (3.8) : Répéter le test (1.1) et (1.2) entrer 352 et noter les bits suivants sur T1200.

25 GNSS critical	0 no fail	1 critical fail
26 RF input fail	1 no antenna	
27 GNSS receiver fail	0 no fail	1 critical fail

◆ Procédure de test du système processeur (SYSP)

- Test (4.1) : Placer le commutateur 429 TX LRU à la position 1 (ILS #1) sur T1207.
- Test (4.2) : Écrire l'étiquette 351 sur T1200.
- Test (4.3) : Si les bits 11, 12, et 15 est un 1, un défaut de processeur de système est indiqué.
- Test (4.4) : Écrire l'étiquette 271 sur T1200.
- Test (4.5) : Vérifier les bits suivants sur T1200.
 - 12, 13 sont 1, 0 indique respectivement un échec de ILS.
 - 18, 19 sont 1, 0 indique respectivement un échec de GNSS

◆ Procédure de test du système de visualisation centralisé de défaut (CFDS)

- Test (5.1) : Appuyer sur la touche RESET deux fois sur T1200 pour retourner au menu principal.
- Test (5.2) : Placer le commutateur de 429 LRU TX et le commutateur 429 LRU RX à la position 3 (OMS(Onboard Maintenance System)/CFDS) sur T1207.
- Test (5.3) : Sur T1200, choisir le MODE de CFDS.
- Test (5.4) : Sur T1200, choisir l'entrée manuelle "MANUAL ENTRY".
- Test (5.5) : Écrire 055 sur T1200 et appuyer sur la touche ENTER.

- **Test (5.6)** : Sur T1200, choisir le MODE de "CFDS OPERATION".
- **Test (5.7)** : Sur T1200, choisir le mode de MENU.
- **Test (5.8)** : Choisir le balayage au sol "GROUND SCANNING" en appuyant sur le bloc des touches (touche 4) du T1200.

- **Test (5.9)** : Employer la PAGE sur le bloc des touches T1200 pour faire défiler pour des défauts de la CLASSE 1 indiqués sur la droite de l'écran.
Pour voir le défaut, localiser la lettre correspondante sur le bloc des touches T1200 et insérer la lettre pour choisir.

- ♦ **Procédure de test du système ILS**
- **Test (6.1)** : Sur T1207, placer le commutateur de 429 LRU TX et le commutateur de 429 LRU RX à la position 1.

- **Test (6.2)** : Sur T1200, en appuyant sur la touche RESET deux fois pour retourner au menu principal.

- **Test (6.3)** : Sur T1200, choisir le mode STANDARD.
- **Test (6.4)** : Sur T1200, choisir le menu de "AVIONICS LRU".
- **Test (6.5)** : Sur T1200, choisir 710 ILS.

- **Test (6.6)** : Choisir le LOC DEV et le GLS DEV sur l'écran de T1200 situé au-dessous des mots reçus sur l'écran en utilisant "MORE WORDS FUNCTION" située sur le fond de l'écran pour faire défiler par des options.

- **Test (6.7)** : Changer la fréquence pour ILS FREQ à TX-A en 108,10 mégahertz en insérant la fréquence sur l'écran T1200, entrer la nouvelle fréquence, puis appuyer sur la touche ENTER sur le bloc des touches.

- **Test (6.8)** : Placer la fréquence pour le générateur de ILS, écran de LOC, affichée par ILS FREQ sur T1200 à TX-A.

- **Test (6.9)** : Sur T1200, La matrice de Signe/Statut "SSM" (Sign/Status Matrix) devrait lire l'opération normale "NML" (Normal Operation) pour le LOC DEV.

- **Test (6.10)** : Examiner la sensibilité pour la fréquence de LOC en ajustant la gamme de dB dans les étapes sur le générateur de ILS jusqu'à ce que l'opération normale "NML" devienne pas de données calculée "NCD" (No Computed Data) sur le T1200.

- **Test (6.11)** : Placer la fréquence sur le générateur de ILS, l'écran de G/S, fréquence à 334.70 mégahertz en appuyant sur le bouton de LOC / G/S pour accéder à l'écran de GS.

- **Test (6.12)** : Sur T1200, SSM devrait lire NML pour GLS DEV (Global Landing System Deviation) pour chaque fréquence respective.

- **Test (6.13)** : Examiner la sensibilité pour la fréquence de GLS en ajustant la gamme de dB dans les étapes sur le générateur de ILS jusqu'à ce que le NML devienne NCD sur le T1200.
GLS NMT -87 dB

- **Test (6.14)** : Changer la fréquence pour ILS FREQ à TX-A en 110,10 mégahertz en insérant la fréquence sur l'écran T1200, entrer la nouvelle fréquence, puis appuyer sur la touche ENTER dans le bloc de touches.
- **Test (6.15)** : Placer la fréquence sur le générateur de ILS, écran de LOC, affichée sur ILS FREQ sur T1200 à TX-A.
- **Test (6.16)** : Sur T1200, SSM devrait lire NML pour LOC DEV.
- **Test (6.17)** : Examiner la sensibilité pour la fréquence de LOC en ajustant la gamme de dB dans les étapes sur le générateur de ILS jusqu'à ce que le NML devienne NCD sur le T1200. LOC NMT -99 dB
- **Test (6.18)** : Placer la fréquence sur le générateur de ILS, l'écran de G/S, la fréquence à 334,40 mégahertz en appuyant sur le bouton de LOC/G/S pour accéder à l'écran de G/S
- **Test (6.19)** : Sur T1200, SSM devrait lire NML pour GLS DEV pour chaque fréquence respective.
- **Test (6.20)** : Examiner la sensibilité pour la fréquence de GLS en ajustant la gamme de dB dans les étapes sur le générateur de ILS jusqu'à ce que le NML devienne NCD sur le T1200. GLS NMT -87 dB
- **Test (6.21)** : Changer la fréquence pour ILS FREQ à TX-A en 111,95 mégahertz en insérant la fréquence sur l'écran T1200, entrer la nouvelle fréquence, puis ENTER sur le bloc de touches.
- **Test (6.22)** : Placer la fréquence sur le générateur de ILS, écran de LOC, affichée sur ILS FREQ sur T1200 à TX-A.
- **Test (6.23)** : Sur T1200, SSM devrait lire NML pour LOC DEV.
- **Test (6.24)** : Examiner la sensibilité pour la fréquence de LOC en ajustant la gamme de dB dans les étapes sur le générateur de ILS jusqu'à ce que le NML devienne NCD sur le T1200. LOC NMT -99 dB
- **Test (6.25)** : Placer la fréquence sur le générateur de ILS, l'écran de G/S, fréquence à 330,95 mégahertz en appuyant sur le bouton de LOC/G/S pour accéder à l'écran de G/S.
- **Test (6.26)** : Sur T1200, SSM devrait lire NML pour GLS DEV pour chaque fréquence respective.
- **Test (6.27)** : Examiner la sensibilité pour la fréquence de GLS en ajustant la gamme de dB dans les étapes sur le générateur de ILS jusqu'à ce que le NML devienne NCD sur le T1200. GLS NMT -87 dB
- **Test (6.28)** : Pour assurer l'essai de fonctionnement, vérifier le commutateur d'AIR GND est placé à la position AIR sur T1207.

- **Test (6.29)** : Placer le commutateur de "FUNCTION TEST" à la position ON et ne noter aucun changement sur le T1200.
- **Test (6.30)** : Placer le commutateur de "FUNCTION TEST" à la position OFF sur T1207.
- **Test (6.31)** : Placer le commutateur d'AIR/GND à la position GND (la terre) sur T1207.
- **Test (6.32)** : Placer le commutateur de "FUNCTION TEST" à la position ON et noter le LOC et le GLS sur le commutateur de T1200 SSM au FW, au NCD, au FT, au NML ou au NCD (selon la fréquence).

Noter le DDM suivant pendant la commutation

	NCD	FT
LOC	-.075	.075
GLS	-.085	.085

- **Test (6.33)** : Pour examiner l'air d'essai empêcher (Test Tune Inhibit), choisi ILS FREQ sous les RECEIVE WORDS sur le T1200 (MORE WORDS peuvent être nécessaires pour faire défiler par les options).
- **Test (6.34)** : Vérifier la fréquence d'allumettes de TX-A avec RX-A et marquer 033 pour ILS FREQ sur T1200.
- **Test (6.35)** : Placer TUNE / TEST INHIBIT à la position ON.
- **Test (6.36)** : Changer TX-A ILS FREQ par 110,10 et fait le entré dans le T1200.
- **Test (6.37)** : La notification RX-A ILS FREQ montre la fréquence précédente (ne change pas) sur T1200.
- **Test (6.38)** : Placer TUNE/TEST INHIBIT à la position OFF sur T1207.
- **Test (6.39)** : La notification RX-A ILS FREQ change en l'allumette TX-A ILS FREQ sur T1200.
- **Test (6.40)** : Changer la position du commutateur "429 LRU RX SWITCHING" de la position 1 à la position 2 sur T1207.
- **Test (6.41)** : Placer le commutateur de DATA SOURCE de A à B sur T1207 et la notification ILS FREQ SSM change de NCD en NML sur T1200.

◆ Procédure de test de l'arrêt (SHUTDOWN)

- **Test (7.1)** : Sur T1200, appuyer sur la touche RESET deux fois, puis l'actionner à OFF.
- **Test (7.2)** : Sur T1207, placer les commutateurs de "POWER 1207" et de "POWER LRU" à la position OFF.
- **Test (7.3)** : Sur le générateur de ILS, placer le commutateur de puissance "POWER" à la position OFF.

III-8-2) L'autotest du GLU-920 :

L'autotest du GLU-920 (la face avant) quand vous poussez le contact d'essai (le bouton-poussoir), le GLU-920 fait un contrôle de l'opération interne et de son interface avec l'antenne GNSS et les deux antennes ILS (antenne Localizer et l'antenne du Glide Slope). L'essai prend approximativement 36 secondes.

Vous faites l'essai du récepteur GLU-920 avec la procédure BITE sur la face avant du boîtier du GLU-920. Il existe deux récepteurs GLU-920. GLU-920 numéro 1 est sur l'étagère E1-2 et GLU-920 numéro 2 est sur l'étagère E1-4 dans la soute électronique (le compartiment électronique d'équipement).

L'essai de BITE de GLU-920 fait un auto-test pour déterminer l'existence des pannes internes et externes. Des résultats de l'essai de BITE sont montrés sur la face avant du boîtier du GLU-920. Les deux récepteurs GLU-920 ont 3 voyants lumineux sur la face avant. C'est l'ordre de test qui montre sur le statut des LED (les diodes électroluminescente) pendant l'essai :

- 0 à 2 secondes, le "LRU STATUS", la "CONTROL FAIL LED", et la "ANT FAIL LED" sont de couleur rouge,
- des 2 à 4 secondes, le LRU STATUS LED est de couleur verte et la CONTROL FAIL LED est de couleur rouge,
- 4 à 6 secondes, toutes les diodes électroluminescente "LED" (Light Emitting Diode) sont éteint (absence de la couleur),
- 6 à 36 secondes, expositions de statut d'essai (allumage des LED).

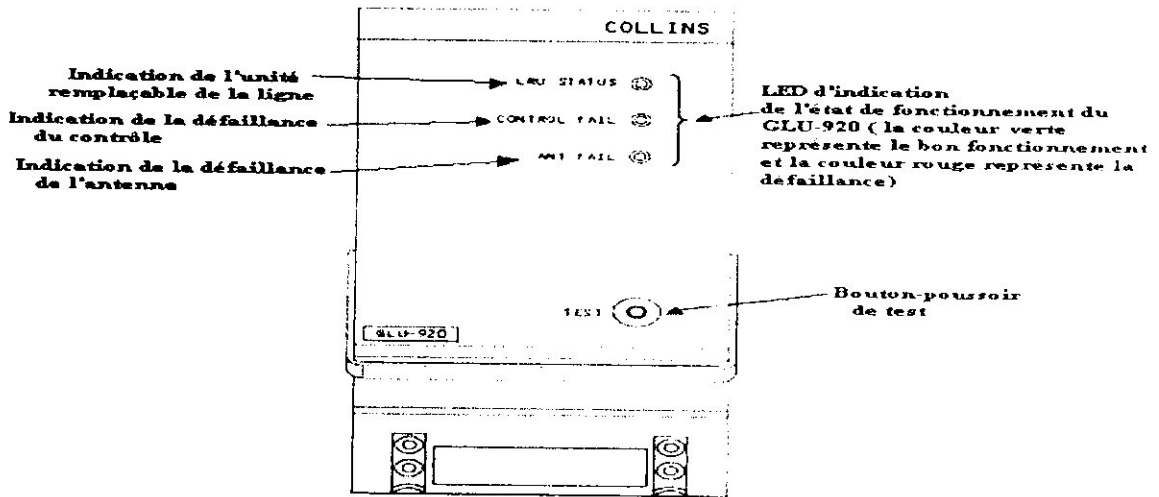
ANT FAIL LED n'est pas employé actuellement. Le LRU STATUS LED est de couleur rouge quand il y a une défaillance interne dans le GLU-920. Une LED verte prouve que le GLU-920 est normal. La CONTROL FAIL LED est de couleur rouge quand une interface du GLU-920 a une défaillance.

Dans le cas où la lumière de détection de la panne d'antenne "ANTENNA FAIL" n'est pas employée et elle restera non allumée à toute l'heure. Sur des avions équipé du "Collins SB GLU-920-34-15", la lumière d' ANTENNA FAIL s'affichera sur le GLU-920 mais ceci n'indique pas une panne.

On va faire les procédures suivantes pour réparée la panne :

- Fait la procédure de BITE pour le GLU-920.
- Poussez et libérez le contact d'essai (le bouton-poussoir) sur la face avant du boîtier du récepteur pour commencer l'essai de BITE.
 - (a) S'assurer que ces indications se produisent:
 - 1) toutes les lumières rouges s'allument.
 - 2) la lumière LRU STATUS change en couleur verte après 2 secondes.
 - 3) toutes les lumières vont s'éteignent après 2 secondes.
 - 4) la lumière LRU STATUS s'allume après 30 secondes.
 - (b) Faire la tâche d'analyse de panne pour trouver la panne et la réparée.

La figure(III-23) montre l'autotest du GLU-920.



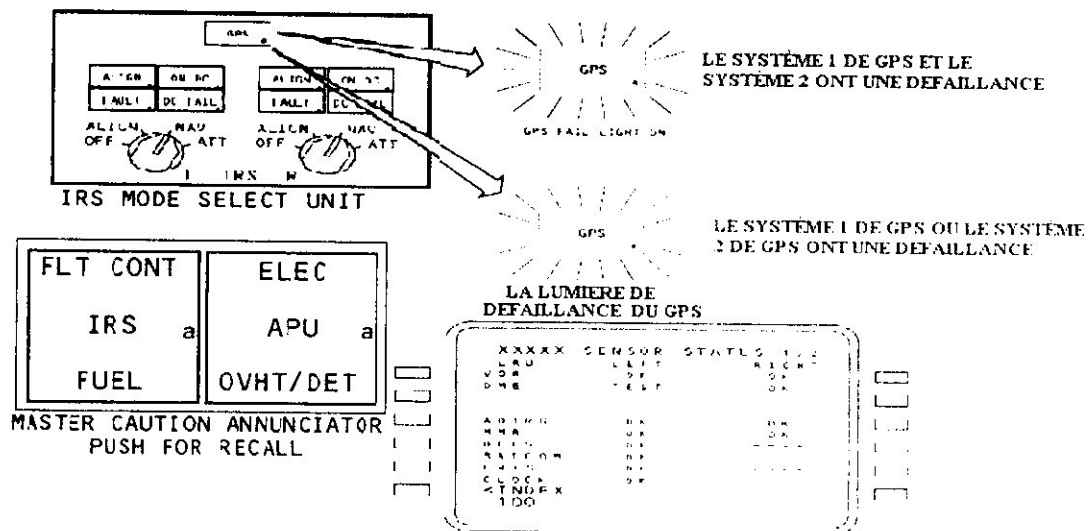
Figure(III-23): L'autotest du GLU-920

III-8-3) L'identification des pannes probables du GLU-920 :

III-8-3-1) Le récepteur GNSS :

Il existe trois manières de détecter des défaillances du signal GPS :

- Quand le signal 1 du récepteur GNSS intégré dans le GLU-920 (qui vient de l'antenne 1) que on appelle signal du système 1 du GPS et le signal 2 du récepteur GNSS intégré dans le GLU-920 (qui vient de l'antenne 2) que on appelle signal du système 2 du GPS ont des défaillances, la lumière de défaillance du GPS apparaitre.
- Quand vous poussez un annonceur d'attention principale "MCA" (Master Caution Annunciator) et le système GPS a une défaillance, la lumière de défaillance du GPS apparaitre.
- La page de FMC SENSOR STATUT montre des défaillances de GLU-920. La page de FMC SENSOR DATA montre la défaillance interne dans le GLU-920 (figure(III-24)).



Figure(III-24): Indication de la défaillance de l'information fournie par le récepteur GNSS d'avion B737-800 NG.

Il y a deux pages qui montrent des données d'entretien de GPS :

- La page de FMCS SENSOR STATUS elle montre le statut des systèmes GPS. Elle affiche bien (OK) pour les systèmes qui sont valides et défaillant (FAIL) pour un système GPS qui a

une défaillance. Pour obtenir l'accès vers les données de technologie pour les défaillances, le type 100 dans des zones de travail et choisi "LSK 6R" (Line Select Key 6 Right).

- La page de FMCS SENSOR DATA, apparaît quand GPS L (1) ou GPS R (2) a une défaillance, les données de technologie s'exposeront. Si les deux systèmes GPS sont valides, les données de technologie pour les systèmes GPS ne s'exposeront pas à cette page. Les données qui s'affichent sont :

- Le code du système,
- Le code d'étiquette,
- L'état de défaut,
- Le temps de défaillance,
- Le code surveillant.

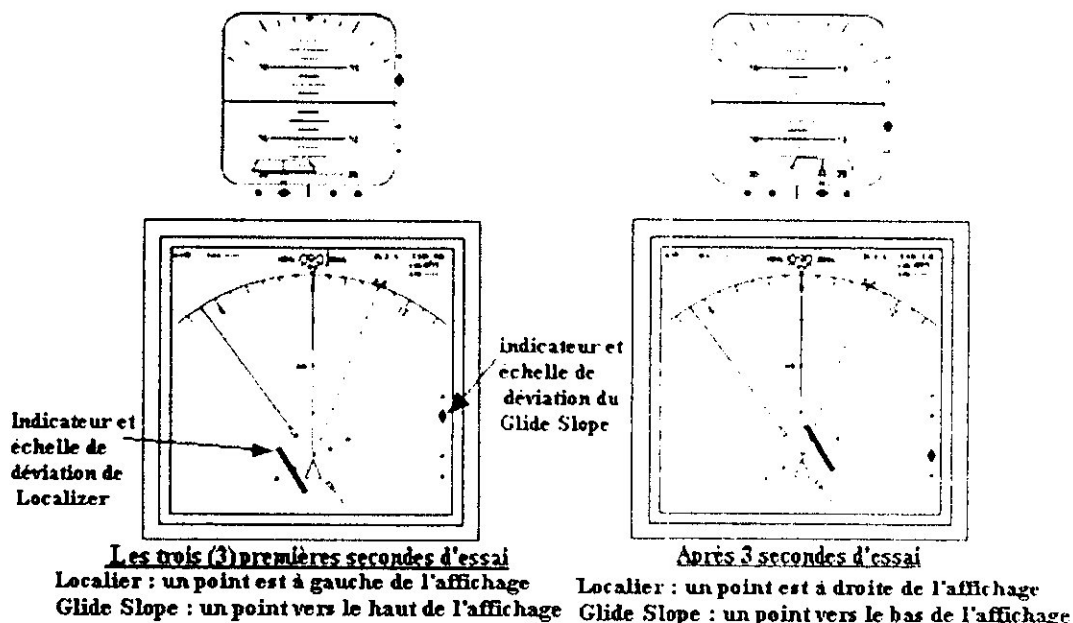
III-8-3-2) Le récepteur ILS :

On utilise les panneaux de contrôle de NAV pour faire un essai de l'ILS du tableau de bord de l'avion. Le panneau de contrôle du pilote NAV fait un essai de GLU-920 numéro 1 et le panneau de contrôle du co-pilote NAV fait un essai de GLU-920 numéro 2. Pour faire un essai de l'ILS on doit placer ces commandes:

- Écriture d'une fréquence valide de l'ILS dans le viseur actif de fréquence sur le panneau de contrôle de NAV,
- Placer un cours sur le panneau de contrôle de mode DFCS qui est à moins de 90 degrés du titre d'avion,
- Pousser le contact d'essai sur le panneau de contrôle de NAV. Pour voir le test de l'ILS sur l'affichage de NAV, on doit choisir le mode approche (APP) sur le panneau de contrôle de sélection de mode de l'EFIS.

C'est l'ordre d'affichage qui montre sur le CDS pendant l'essai de l'ILS (figure(III-25)) :

- Pour les 3 premières secondes, un point à gauche de déviation de Localizer et un point vers le haut de déviation du Glide Slope.
- Pour les 3 secondes suivantes, un point à droite de déviation de Localizer et un point vers le bas de déviation du Glide Slope.
- Retour d'affichages aux indications normales.



Figure(III-25): L'autotest de l'ILS.

III-9) Conclusion

Dans ce troisième chapitre nous avons bien détaillés l'étude du fonctionnement interne des différents modules du récepteur ILS et GNSS ou bien le **GLU-920** (Global Landing Unit-920) car c'est un élément très important dans notre projet de fin d'étude, qui permettra le test, la recherche de pannes et la maintenance du GLU-920 dans les ateliers d'Air Algérie.

Dans ce chapitre nous avons aussi eus l'occasion de se familiariser avec la politique de la maintenance et la recherche de pannes, qui est une application adéquate de la réparation et la révision de l'équipement GLU-920, afin de l'exploiter et d'augmenter sa fiabilité, vue sont importance dans l'avion pour assurer les données de vol de la navigation aérienne et en phase approche, et surtout d'assurer la sécurité d'avion et des passagers.

Ce travail nous a permis la mise en œuvre et l'exploitation des différentes informations acquises durant les années d'études, en étudiant le GLU-920 qui est un équipement très important, car il se compose d'un récepteur du système ILS qui est une aide à la radionavigation aérienne en approche utilisé pour le guidage de l'avion en phase d'atterrissage et d'un récepteur du système GNSS qui permet de recevoir les données de navigation. Le GLU-920 améliorera également considérablement les capacités en matière de navigation et la mise en oeuvre des procédures d'approche afin de pouvoir réaliser des approches de non précision RNAV(navigation de surface) basées sur le GNSS.

CHAPITRE IV.

SIMULATION

IV-1) Introduction :

Dans ce chapitre on va réaliser une interface graphique par MATLAB permettant de visualiser et d'estimer la trajectoire de descente de l'avion à l'aide du GLU-920 dans la phase d'atterrissage. Nous commençons par l'exposition des procédures particulières d'approche aux instruments, construction des procédures d'approche ILS/GNSS, les conditions normalisées pour répondre aux objectifs opérationnels des catégories I, II et III décrits dans l'annexe 10 de l'OACI, puis la stratégie de mise en œuvre des procédures GNSS. Enfin la simulation.

IV-2) Procédures particulières d'approche aux instruments :**IV-2-1) Construction des procédures d'approche ILS/GNSS :**

La procédure à suivre depuis le vol de croisière jusqu'au moment de précision de l'approche ILS et de la phase finale d'approche interrompue doit être conforme aux critères généraux. Les différences résident dans les caractéristiques physique du segment de précision de l'ILS, qui comprend le segment d'approche finale ainsi que les phases initiale et intermédiaire du segment d'approche interrompue. Ces caractéristiques sont liées aux performances des systèmes ILS de catégories I, II et III.

IV-2-2) Conditions normalisées :

Les hypothèses normalisées sur lesquelles reposent les procédures sont les suivantes :

- dimensions des aéronefs : demi envergure, 30 mètres au maximum ; distance verticale entre la trajectoire des roues et l'antenne de radioalignement de descente, 6 mètres au maximum ;
- catégorie II avec directeur de vol ;
- pente de montée à l'approche interrompue 2,5 % ;
- largeur du secteur ILS : 210 mètres au seuil ;
- hauteur du point de repère ILS : 15 mètres (49 ft) ;
- toutes les hauteurs des obstacles sont rapportées à l'altitude du seuil ;
- pour l'exploitation des catégories II et III, les obstacles ne dépassent pas les surfaces intérieures d'approche et de transition et la surface d'atterrissage interrompue.

Des corrections sont prévues lorsqu'il y a lieu. Des corrections sont obligatoires lorsque les conditions diffèrent d'une manière défavorable des conditions normalisées et elles sont facultatives lorsque cela est spécifié.

IV-2-3) Stratégie de mise en œuvre des procédures GNSS :

La procédure RNAV/GNSS vise à compléter et à améliorer l'accès des aéroports, pour les vols IFR : elle doit permettre de pallier l'absence ou l'indisponibilité d'un moyen radioélectrique, rendre accessible directement le centre QFU d'une piste équipée d'un seul ILS, permettre de raccorder une procédure conventionnelle au moyen d'un segment GNSS etc.

Les procédures d'approche de non précision RNAV/GNSS sont des procédures autonomes, c'est-à-dire basées uniquement sur l'utilisation du GNSS et donc indépendantes des moyens de radionavigation terrestres (sauf dans certains cas pour l'approche interrompue).

Chaque repère est déterminé sous la forme d'un point de cheminement défini par ses coordonnées (latitude et longitude en degrés, minutes, secondes, d'une précision d'un dixième de seconde ou, pour un repère coïncidant avec le seuil de piste, d'un centième de seconde, en référence au système géodésique mondial de 1984 WGS 84) et représenté sur la carte

d'approche aux instruments avec le symbole correspondant à son type, « à survoler » (fly over) ou « par le travers » (fly by). Les différents points de cheminement correspondent aux repères habituels des procédures d'approche aux instruments (exemples : IAF (Initial Approach Fix), IF (Intermediate Fix), FAF (Final Approach Fix), MAPt (Missed Approach Point)).

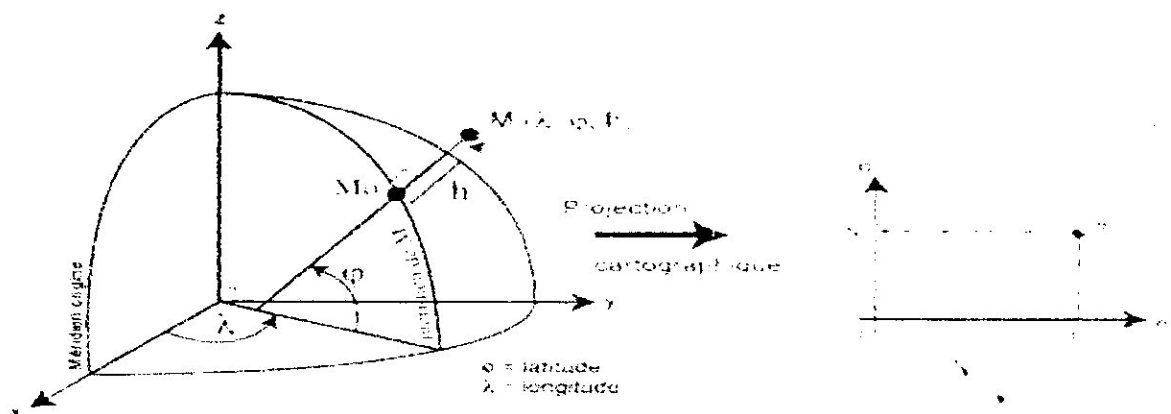
IV-3) Détermination d'une position par le récepteur GNSS :

La géodésie décrit directement la forme de la surface topographique. La position d'un point à la surface de la terre est déterminée par ses coordonnées cartésiennes dans l'espace ou ses coordonnées géographiques exprimées en longitude et latitude (qui rappellent le équivalent aux cosinus directeurs de la verticale en ce point). A cette description géométrique s'ajoute la description dynamique du point mesuré (en termes de potentiel et de pesanteur).

Comme tout système basé sur la géodésie, le système GPS se base sur différentes mesures :

- les mesures angulaires azimutales,
- les mesures de distances zénithales,
- les mesures de pesanteur,
- les mesures astronomiques (latitude, longitude et azimut).

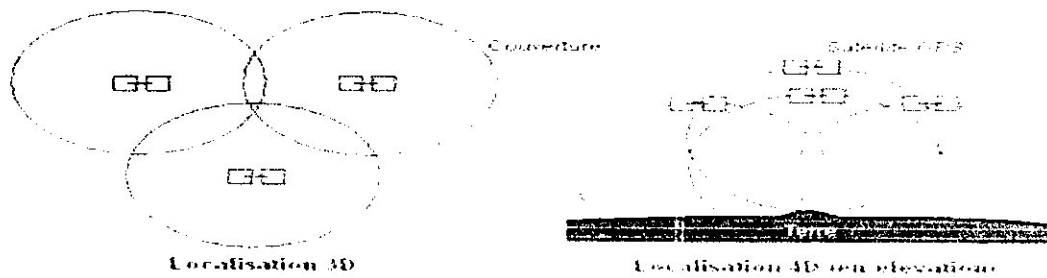
La figure(IV-1) montre la transformation d'une projection sphérique en projection plane. A gauche, localisation dans l'espace d'un point M à partir de ses coordonnées de longitude (λ), latitude (ϕ) et élévation (h). A droite, transformation d'une projection sphérique d'un point M en projection plane. Les coordonnées M (λ, ϕ, h) deviennent les coordonnées cartésiennes (E, N) dans le nouveau plan de projection orthonormé (O,e,n).



Figure(IV-1): La transformation d'une projection sphérique en projection plane.

Le principe de localisation par GPS est donc très proche du principe de la triangulation utilisé en astronomie ou en goniométrie. La distribution des satellites GPS a été conçue de telle manière que partout sur Terre on puisse atteindre à vue (par des moyens radios) au moins 4 satellites à tout moment afin de déterminer une position dans l'espace (à la surface du sol et en élévation). En pratique entre 6 et 10 satellites GPS peuvent être simultanément présents au-dessus de l'horizon mais la puissance de certains signaux ne sera pas toujours exploitable par le récepteur GPS.

La localisation d'un lieu se réalise en mesurant la distance entre l'utilisateur et plusieurs satellites GPS dont les positions sont connues en temps réel. Le récepteur GNSS identifie le satellite grâce à un signal pseudo aléatoire (une réplique) émis par chaque satellite. Comme le montre la figure suivante(IV-2), le système dispose ainsi de 3 ou 4 sphères centrées sur les satellites dont l'intersection donne la position du récepteur GNSS dans l'espace



Figure(IV-2): La localisation d'une position par les satellites GPS.

La trentaine de satellites GPS émettent en permanence des signaux sur deux fréquences UHF de la bande L à 1575.42 MHz (L1) et 1227.6 MHz (L2). Pour calculer l'heure et indirectement la distance avec précision, les satellites GPS disposent d'une horloge atomique embarquée calibrée sur la période d'excitation de l'atome de Césium-133 lorsque l'électron passe du niveau d'excitation f3 au niveau f4. Ce signal présente une période de 9192631770 cycles par seconde correspondant à une fréquence d'environ 9.2 GHz.

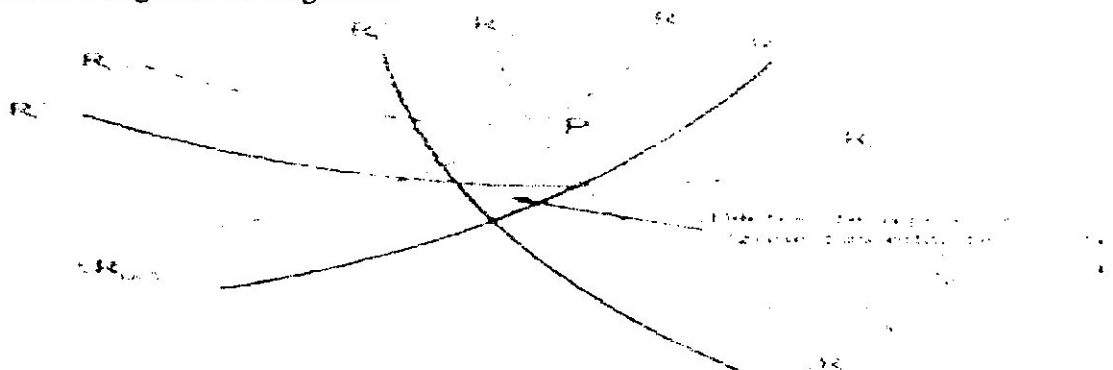
Le satellite émet également des signaux comprenant ses éléments orbitaux (qui permettent de calculer sa trajectoire et sa position dans le ciel), son almanach (données orbitales hebdomadaires) et l'heure exacte de départ du satellite.

Le récepteur GNSS, possède en mémoire les coordonnées précises des orbites d'un certain nombre de satellites de la constellation (entre 8 et 20 satellites). Le récepteur GNSS télécharge ces informations grâce à une antenne micro onde. Le récepteur GNSS peut ainsi reconnaître le satellite émetteur, comparer les signaux horaires qu'il a reçu avec ses données internes afin de calculer le temps mis par le signal pour arriver jusqu'à lui et calculer la distance qui le sépare du satellite. Dès que le récepteur reçoit les signaux d'au moins quatre satellites simultanément, il peut calculer sa position exacte.

Pour augmenter la précision, le récepteur GNSS s'assure que son signal est synchronisé avec celui émis par le satellite. La mesure de ce déphasage (effet Doppler) indique la distance qui sépare le satellite du récepteur GNSS ($D = c \times T$ où c est la vitesse de la lumière soit 299792.458 km/s).

Pour éliminer la "dilution" sur la position (figure(IV-3)) (la zone d'incertitude présentée à gauche par rapport à la position réelle P) et notamment pour calculer la position en altitude, les signaux d'un quatrième satellite sont nécessaires.

A partir de ces données le récepteur GNSS peut également fournir des informations sur la vitesse du récepteur, le cap vrai du déplacement, la variation en pourcentage de l'altitude, la correction de l'altitude du lieu, etc. D'autres calculs spécifiques peuvent être effectués par des logiciels de navigation ou de gestion.



Figure(IV-3): Dilution sur la position liée à la configuration des satellites

Le temps mis pour calculer une position avec un récepteur GNSS dépend du temps d'acquisition. Ce dernier ne dépend pas du logiciel de navigation ou de gestion puisque le calcul d'une position dépend directement de la bonne réception des signaux par le récepteur GNSS.

La précision du système GPS depuis le 1er mai 2000 (la suppression de la dégradation volontaire SA) est dans 95 % des cas :

- précision latérale : douze mètres ;
- précision verticale : vingt mètres.

IV-4) Le filtre de kalman :

Dans notre simulation on va utiliser le filtre de kalman pour estimer la position de l'avion dans la trajectoire de descente basée sur le signal du Glide Slope et le signal du GPS.

IV-4-1) Principe du filtre de kalman :

Une idée centrale dans le filtre de kalman est de modéliser le système étudié comme un système dynamique linéaire affecté par des bruits. Le filtre de kalman est une approche statistique, d'assimilation des données, dont le principe est de corriger la trajectoire du modèle en combinant les observations avec l'information fournie par le modèle de façon à minimiser l'erreur entre l'état vrai et l'état filtré.

Considérons la représentation stochastique de l'espace d'état suivante:

$$\mathbf{X}_{k+1} = \mathbf{M}_k \mathbf{X}_k + \mathbf{B}_k \mathbf{u}_k + \mathbf{G}_k \mathbf{W}_k \quad (\text{IV.1})$$

avec \mathbf{M}_k est la dynamique linéaire, \mathbf{u}_k est le terme de forçage projeté sur les variables par la matrice \mathbf{B}_k et \mathbf{G}_k est la matrice d'entrée de bruit \mathbf{W}_k qui est un bruit Gaussien de moyenne zero et de matrice de covariance \mathbf{Q}_k et qui modélise l'erreur modèle.

L'observation \mathbf{Z}_k est reliée à l'état du modèle (inconnu) \mathbf{X}_k par la relation, dite équation d'observations, suivante:

$$\mathbf{Z}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{X}_k + \mathbf{V}_k \quad (\text{IV.2})$$

avec \mathbf{H}_k est un opérateur linéaire d'observation et \mathbf{V}_k représente l'erreur sur les observations produit par un bruit Gaussien de moyenne nulle et de matrice de covariance \mathbf{R}_k .

L'état initial \mathbf{X}_0 est supposé être Gaussien avec une moyenne \mathbf{X}_0 est une matrice de covariance \mathbf{P}_0 .

Afin d'obtenir l'état optimale du système on doit combiner les observations \mathbf{Z}_k avec l'information fournie par le modèle \mathbf{X}_k . Pour résoudre ce problème de filtrage on doit déterminer la densité de probabilité conditionnelle de l'état \mathbf{X}_k sachant l'historique des mesures pris $\mathbf{Z}_1, \dots, \mathbf{Z}_k$ (on note $k/1$). Cette densité de probabilité est Gaussienne (puisque on est dans un cas linéaire) et donc complètement caractériser par sa moyenne $\mathbf{X}_{k/1}$ et sa matrice de covariance $\mathbf{P}_{k/1}$.

L'algorithme :

- Initialisation de l'état du système et de sa matrice de covariance

$$\begin{aligned} \mathbf{X}_{0/0} &= \mathbf{X}_0 \\ \mathbf{P}_{0/0} &= \mathbf{P}_0 \end{aligned} \quad (\text{IV.3})$$

- Calcul de l'estimation $X_{k/k-1}$ de l'état du système à l'instant k à partir des mesures disponibles à l'instant $k-1$

$$X_{k/k-1} = M_k X_{k-1/k-1} + B_k u_k \quad (IV.4)$$

- Mise à jour intermédiaire de la matrice de covariance de l'état en tenant compte de l'évolution prévue par l'équation d'évolution de l'état.

$$P_{k/k-1} = M_k P_{k-1/k-1} M_k^T + G_k Q_k G_k^T \quad (IV.5)$$

- Calcul du gain du filtre optimal (qui peut être calculé a priori)

$$K_k = P_{k/k-1} H_k^T (H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k)^{-1} \quad (IV.6)$$

- Mise à jour de la matrice de covariance de l'état

$$P_{k/k} = (I - K_k H_k) P_{k/k-1} \quad (IV.7)$$

- Réactualisation de l'estimation de l'état

$$X_{k/k} = X_{k/k-1} + K_k (Z_k - H_k X_{k/k-1}) \quad (IV.8)$$

Le gain optimal (de Kalman) tient compte des caractéristiques statistiques du bruit de mesure mais ne dépend pas des données mesurées donc il peut être calculé a priori.

Le cas d'un processus stationnaire représenté dans l'espace d'état par les équations suivantes:

$$X_{k+1} = M X_k + B u_k + G W_k \quad (IV.9)$$

Et

$$Z_k = H X_k + V_k \quad (IV.10)$$

IV-5) Simulation :

On va réaliser une interface graphique de simulation sous un environnement MATLAB permettant de visualiser et d'estimer la trajectoire de descente de l'avion dans la phase d'atterrissage à l'aide du GLU-920. Utilisant à la fois les données ILS, à savoir le Glide Slope (qui fournit la pente d'approche 3° de la trajectoire nominale de descente) et les données GNSS (qui fournit la position des deux points, à savoir la position du début de descente (à une distance de 7200m avant le seuil de piste) et de fin de descente (à une distance de 300m après le seuil de piste)).

IV-5-1) **Élaboration de l'interface** : Notre interface se compose des fenêtres suivantes :

- ♦ **Thème de la simulation** : La figure(IV-4) montre le thème de notre projet.

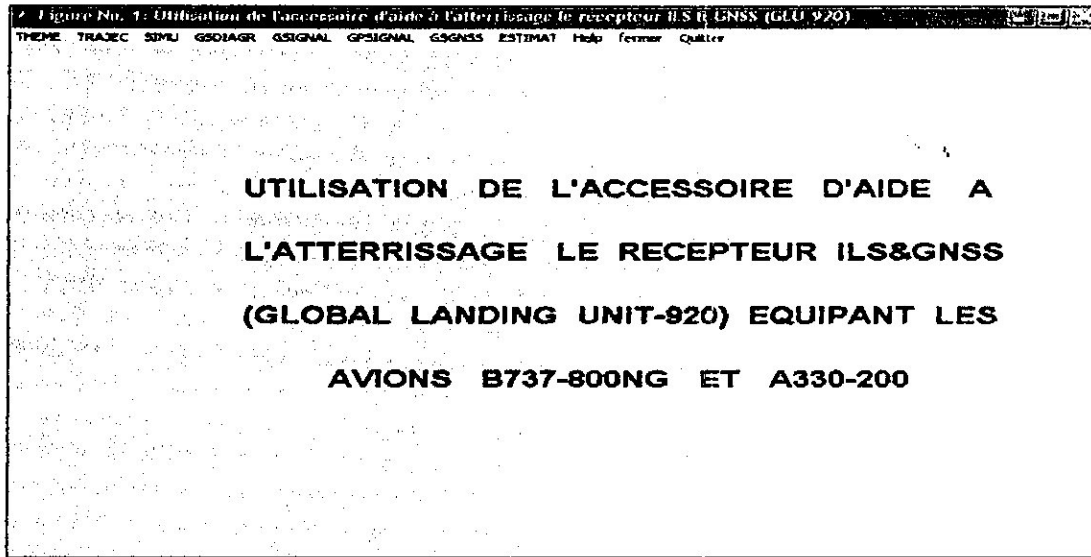
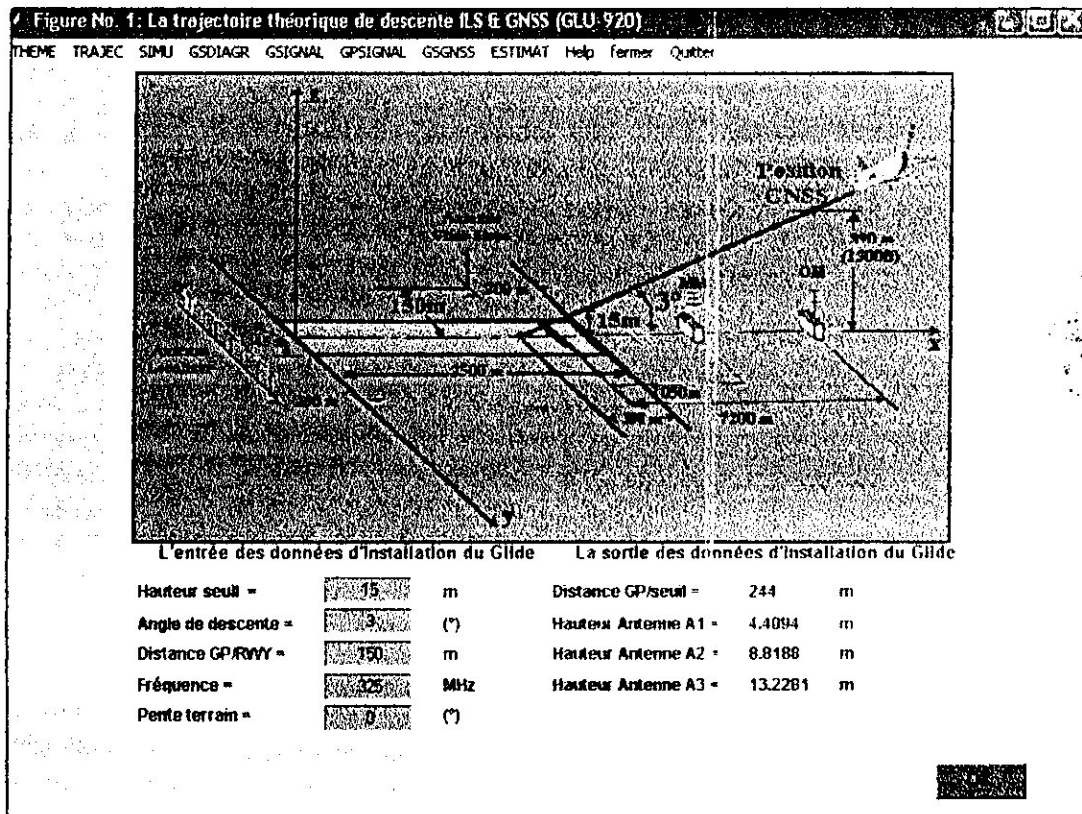


Figure (IV-4): Thème du projet

◆ **Élaboration de la trajectoire de descente théorique :**

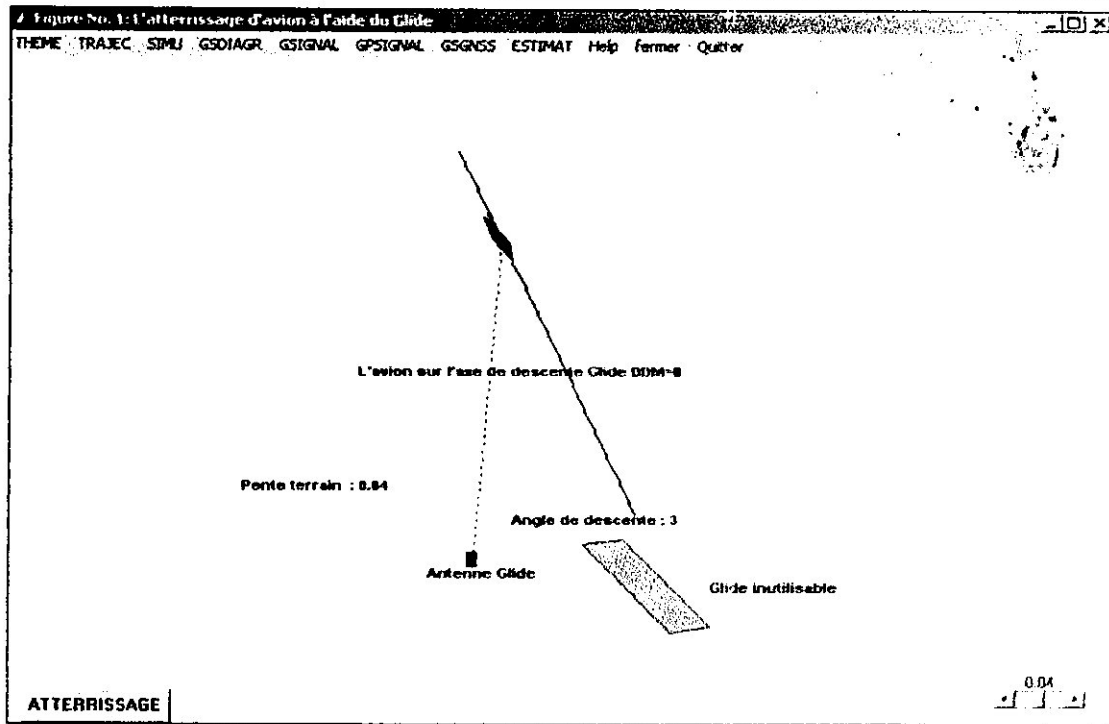
La piste d'atterrissage à une longueur de 3500mètres et une largeur de 45mètres, La figure(IV-5) montre la trajectoire de descente théorique de notre simulation.



Figure(IV-5): La trajectoire de descente théorique

◆ **Simulation de l'atterrissage d'avion à l'aide du Glide Slope :**

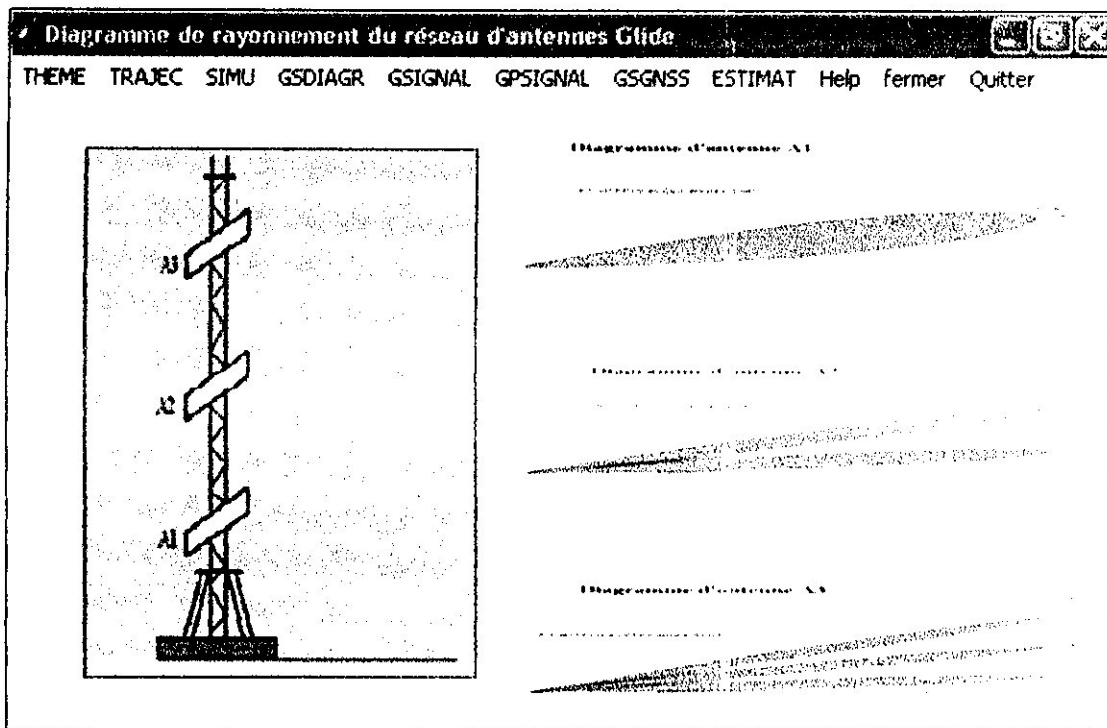
La figure(IV-6) montre la simulation de l'atterrissage d'avion à l'aide du Glide Slope.



Figure(IV-6): Simulation de l'atterrissage d'avion à l'aide du Glide Slope

♦ Simulation des diagrammes de rayonnement du réseau d'antennes Glide Slope :

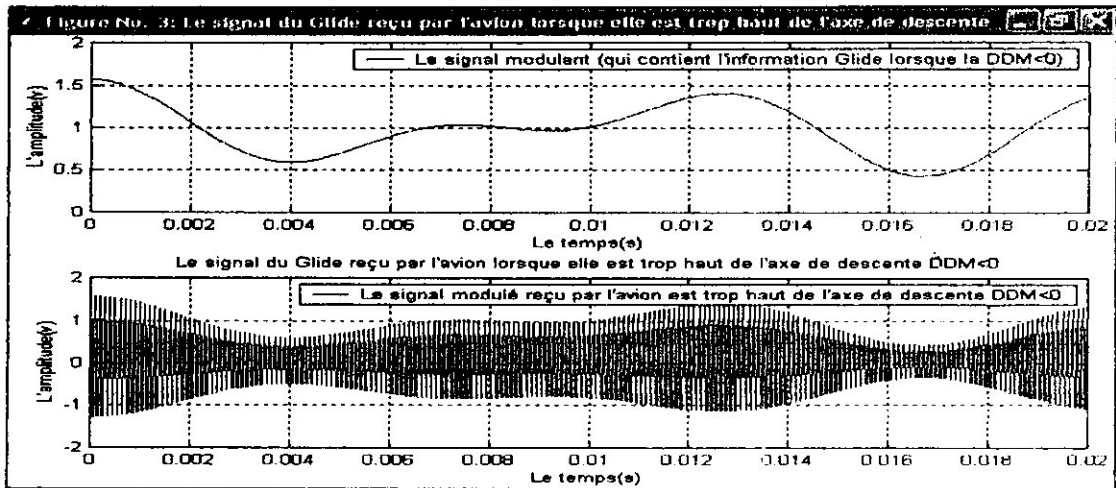
La figure(IV-7) montre la simulation des diagrammes de rayonnement du réseau d'antennes Glide Slope.



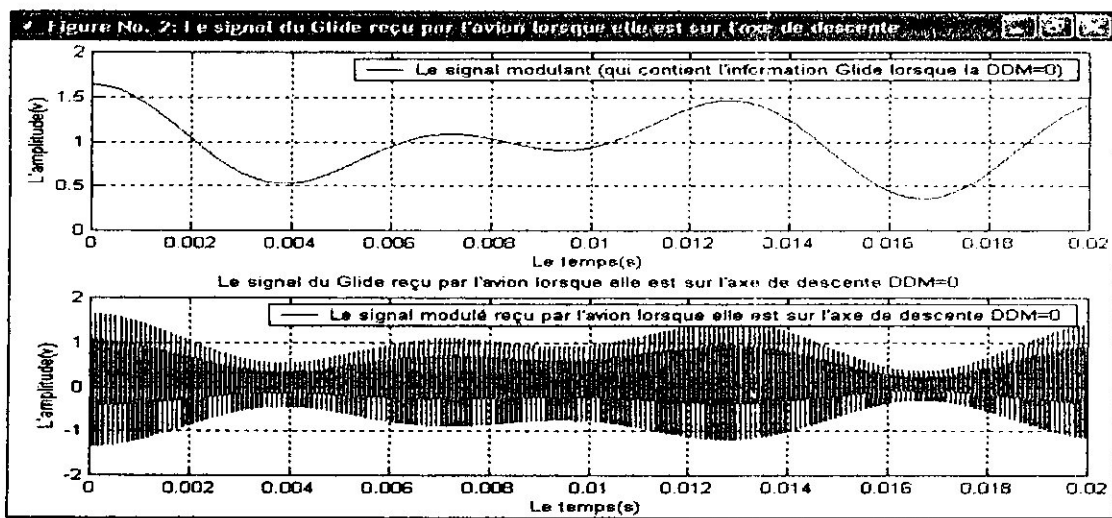
Figure(IV-7): Simulation des diagrammes de rayonnement du réseau d'antennes Glide slope

♦ Élaboration du signal Glide Slope reçu par l'avion :

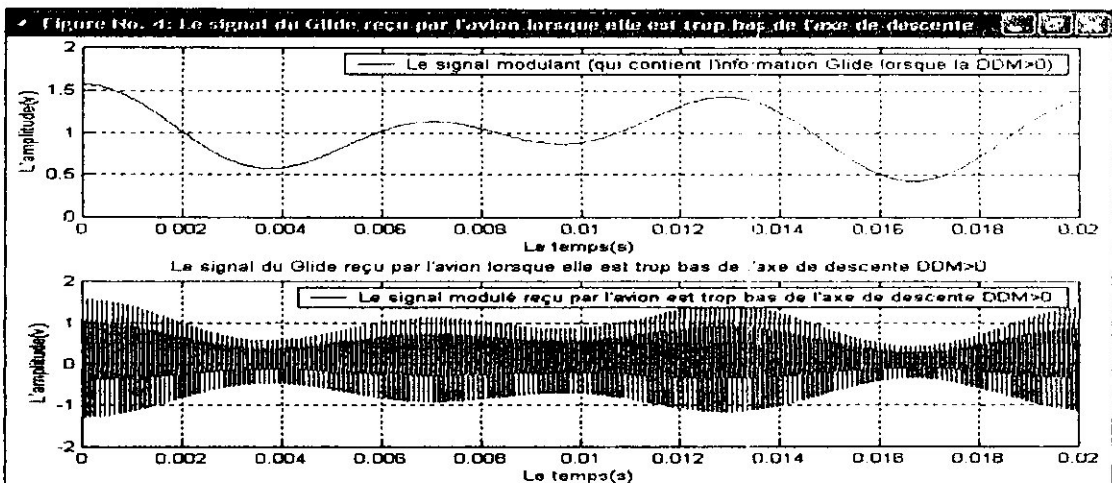
La figure(IV-8) montre le signal Glide Slope reçu par l'avion lors de l'atterrissage.



(a)



(b)

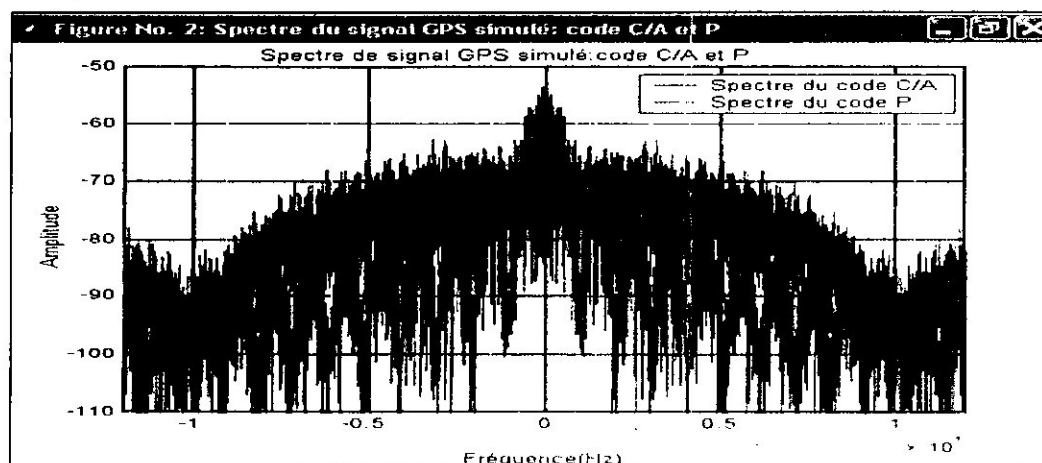


(c)

Figure(IV-8): Le signal Glide Slope reçu par l'avion lorsque, (a) l'avion est trop haut de l'axe de descente, (b) l'avion sur l'axe de descente, (c) l'avion est trop bas de l'axe de descente.

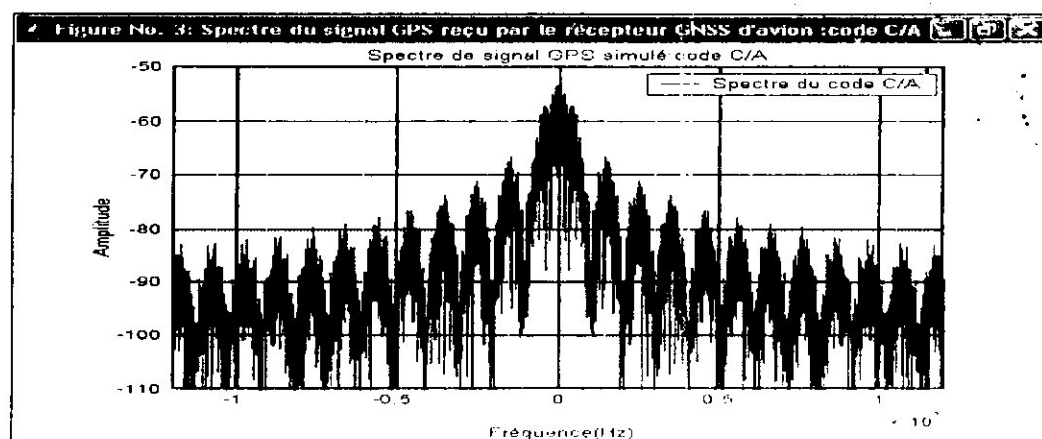
♦ Le signal GPS reçu par le récepteur GNSS intégré dans le GLU-920:

La figure(IV-9) montre le spectre du signal GPS simulé composé du code C/A et du code P.



Figure(IV-9): Le spectre du signal GPS simulé composé du code C/A et du code P

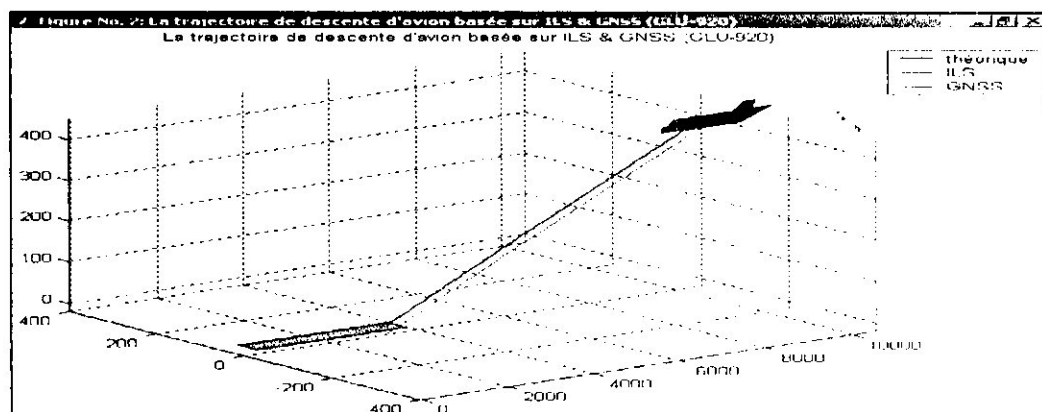
La figure(IV-10) montre le spectre du signal GPS simulé composé du code C/A reçu par le récepteur GNSS intégré dans le GLU-920.



Figure(IV-10): Le spectre du signal GPS reçu par le récepteur GNSS composé du code C/A

♦ **Élaboration de la trajectoire de descente théorique, ILS et GNSS :**

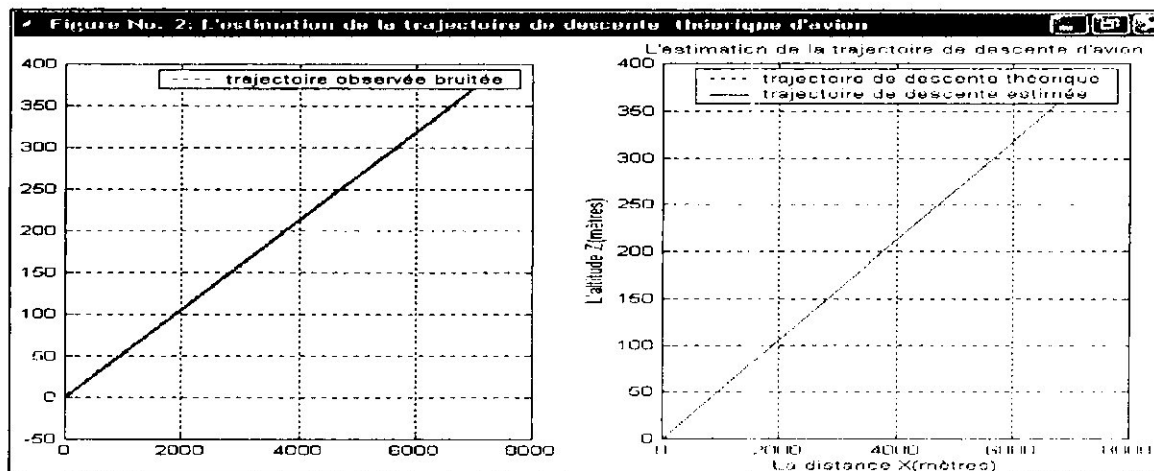
La figure(IV-11) montre la simulation de trajectoire de descente théorique, ILS et GNSS.



Figure(IV-11): Simulation de la trajectoire de descente théorique, ILS et GNSS.

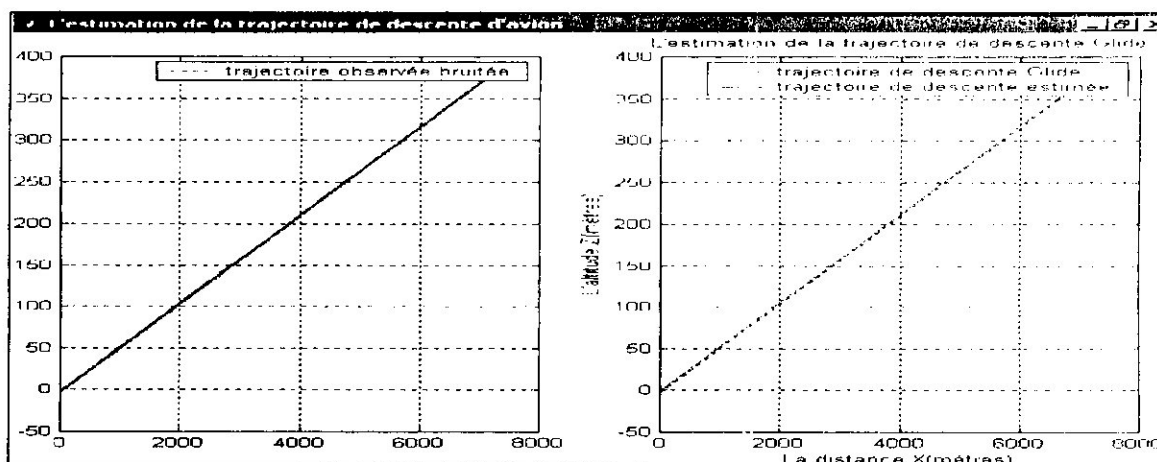
♦ **Estimation de la trajectoire de descente d'avion à l'aide de GLU-920 (récepteur ILS&GNSS):**

La figure(IV-12) montre l'estimation de la trajectoire de descente théorique d'avion.



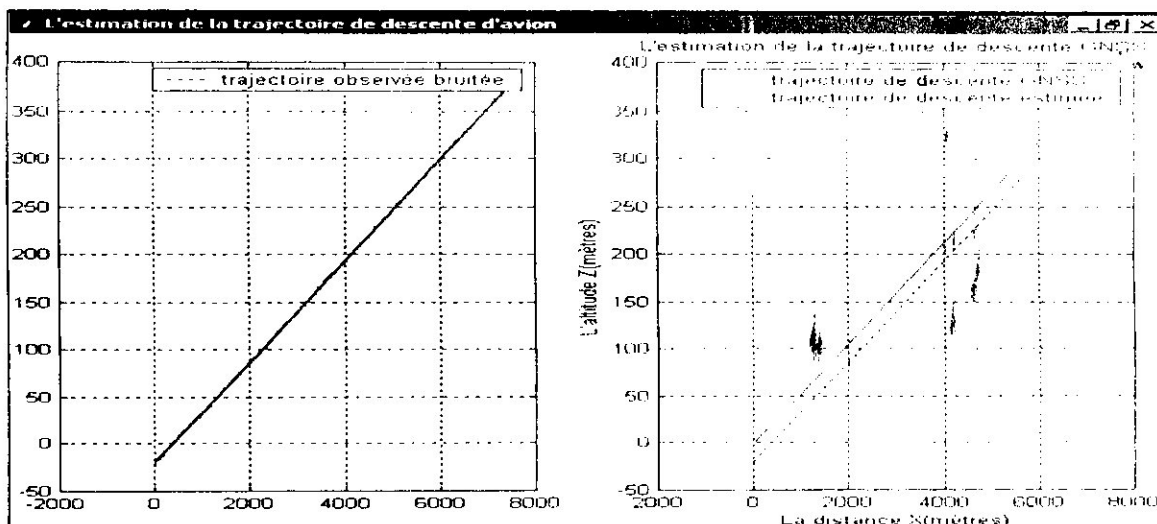
Figure(IV-12): L'estimation de la trajectoire de descente théorique d'avion

La figure(IV-13) montre l'estimation de la trajectoire de descente à base du Glide (récepteur ILS).



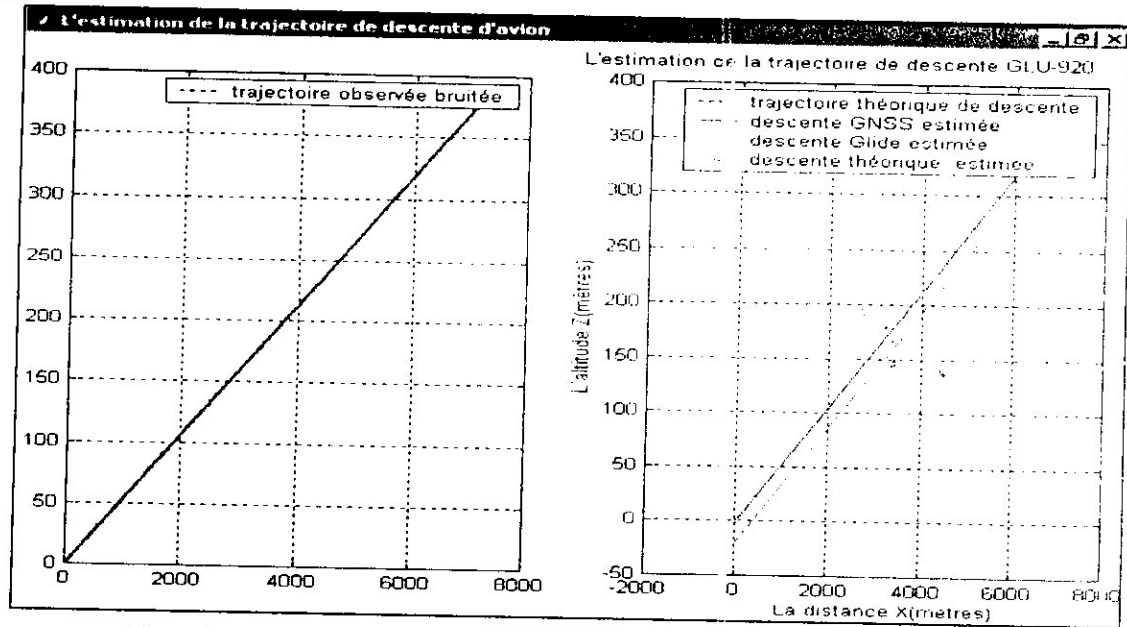
Figure(IV-13): L'estimation de la trajectoire de descente à base du Glide

La figure(IV-14) montre l'estimation de la trajectoire de descente à base du récepteur GNSS.



Figure(IV-14): L'estimation de la trajectoire de descente à base du récepteur GNSS

La figure(IV-15) montre l'estimation de la trajectoire de descente d'avion à l'aide de GLU-920.



Figure(IV-15): L'estimation de la trajectoire de descente d'avion à l'aide de GLU-920

IV-6) Conclusion :

Dans ce chapitre on a réalisé une interface graphique permettant de visualiser et d'estimer la trajectoire de descente d'avion dans la phase d'atterrissage à l'aide du GLU-920 par le logiciel MATLAB, qui est un système interactif et convivial de calculs numérique et de visualisation graphique. Il possède un langage à la fois puissant et simple d'utilisation.

CONCLUSION GENERALE

CONCLUSION GENERALE

Nous sommes intéressé à ce projet, vu l'importance de la phase d'atterrissage qui est toujours une source d'accidents d'avions, cette phase nécessite des instruments de guidage très performants pour obtenir des précisions très grandes afin d'assurer un guidage parfait. Et de satisfaire les spécifications définies par l'OACI.

La réalisation de ce projet de fin d'études a été très bénéfique pour nous et sera d'une aide précieuse pour le personnel d'entretien et de maintenance de l'atelier radio d'Air Algérie, afin de comprendre le principe de fonctionnement et d'essayer d'augmenter la durée de vie de l'accessoire d'aide à l'atterrissage et donc d'assurer la sécurité des passagers. Parmi les points essentiels du bénéfice de la réalisation de ce projet, nous pouvons citer :

La mise en œuvre et l'exploitation des différentes informations et connaissances acquises durant les années d'études, et surtout à l'application et la confrontation des différents problèmes à la réalisation pratique du test de l'accessoire d'aide à l'atterrissage le récepteur ILS et GNSS 'Global Landing Unit-920' tout en tenant compte des différentes normes et procédures de maintenance. Ce projet est une aide considérable pour les ateliers d'Air Algérie, car il permet la maintenance de l'accessoire au niveau de leurs ateliers. Ce qui met fin à la sous traitante étrangère et par conséquent un gain économique conséquent.

A travers ce mémoire, nous avons mentionnés les différentes aspects du récepteur d'avion des deux systèmes ILS et GNSS, afin de pouvoir réaliser des atterrissages basés sur le système ILS et des approches de non précision basées sur le système GNSS. La réalisation de l'interface graphique de simulation a permet de visualiser et d'estimer la trajectoire de descente de l'avion dans la phase d'atterrissage à l'aide du GLU-920. Nous avons eu l'occasion durant le stage pratique de se familiarisé avec la politique de la recherche de pannes et les techniques appliquées à la maintenance en aéronautique.

Nous espérons que ce travail sera utile pour toutes les personnes désireuses d'approfondir leurs connaissances sur les systèmes de radionavigation en générale, système d'atterrissage aux instruments et les nouvelles techniques de navigation par satellite en particulier.

Enfin nous souhaitons que notre projet contribuera positivement au département d'aéronautique (DAB), et fera l'objet d'un support pédagogique et technique pour les futures promotions. Aux quels nous suggérons l'apport d'une amélioration dans le domaine de la radionavigation et les nouvelles techniques de navigation par satellite.

BIBLIOGRAPHIE

BIBLIOGRAPHIE .

- . Le GPS (Marine-Aviation-Randonnées) par Thierry DU PUY DE GOYNE Cépaduès-éditions (mars 2001).
- . Les instruments de navigation aérienne par A Ségolène 2^{ème} éditions S.E.E.S 1989-1993.
- . EXPLOITATION TECHNIQUE DES AÉRONEFS volume II (CONSTRUCTION DES PROCÉDURES DE VOL À VUE ET DE VOL AUX INSTRUMENTS) troisième édition-1986 (OACI)
- . **Bibliothèque d'Air Algérie** (les manuels de maintenance) :
 - Aircraft Maintenance Manual (AMM) d'avions B737-800 NG et A330-200.
 - Component Maintenance Manual (CMM) d'avions B737-800 NG et A330-200.
 - Fault Isolation Manual (FIM) d'avion B737-800 NG.
- . **Internet :**
 - <http://www.boeing.com>
 - www.sia.aviation-civile.gouv.fr
 - <http://www.ngi.be>
 - www.galileo-pgm.org
 - <http://www.rockwellcollins.com>
- . **Thèses :**
 - Interface graphique du radioalignement de descente Glide Path (TYPE ZERO-REFERENCE ET TYPE M) par N Amrouch, promoteur MENGUELATI (2004/2005).
 - Utilisation d'un récepteur GPS pour la navigation en mode NAT/DIFF par H Zahir, promoteur BENCHIKH (2005/2006).