

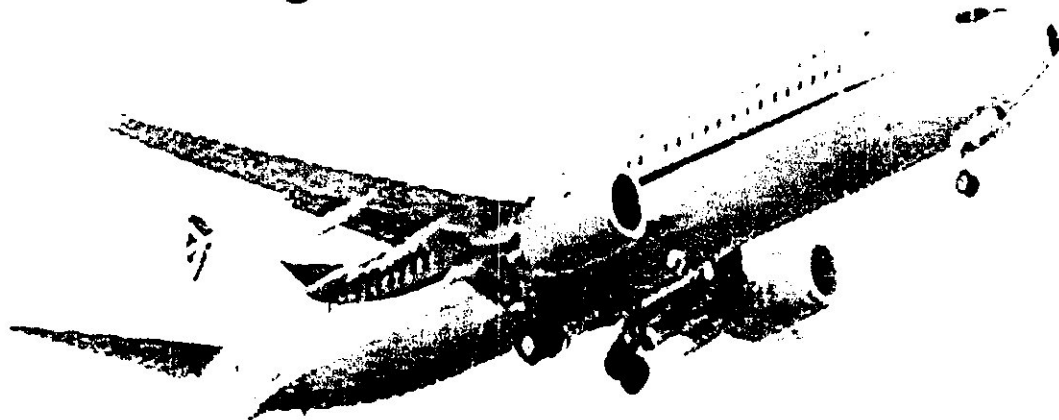
REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOQRATIQUE ET POPULAIRE
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique
Université de SAAD DAHLAB de BLIDA
Faculté des sciences de l'ingénieur
Département Aéronautique



**Mémoire de fin d'étude pour
l'obtention du diplôme
DEUA en Aéronautique**

Option : Avionique

**Le Récepteur ILS
(Instrument Landing System)
Intégré dans Le GLU-920**



Encadré par :
Talbi Abdelhalim

Présenté par
Bara Nawal
Boudey Ahmed

Promotion : 2006

REMERCIEMENTS

Avant tout on tient à remercier Dieu tout puissant de nous avoir donné la foi et la confiance en soi, ainsi que la volonté et le courage, pour pouvoir nous voir un jour devant le jury, afin d'obtenir ce diplôme. Nous remercions encor tous ceux qui ont aide de près ou de loin ; par leurs encouragements, leurs conseils et leurs critiques.

Nous tenons à remercier chaleureusement Mer TALBI HALIM notre promoteur qui nous a bien encadré dans ce travail, nous le remercions pour son attention, ses précieux conseils, ainsi que la confiance que il nous a témoignée.

Nous remerciamment a tout le personnelle de l'Atelier Radio à l'aéroport de H-B, et particulièrement le douanier Mr BOUGHLAM ATMAN et Mr HASNAWI YAHYA qui ont été l'étincelle de ce projet.

Notre profonde gratitude à l'ensemble des enseignants de L'IAB qui ont contribué à assurer notre formation. On espérant que ce modeste travail fera crédibilité à leur efforts.

Dédicace

Je dédie ce modeste travail à toute ma famille, à ma chère mère qui est mon exemple dans la vie, mon cher père, mon frère, mes sœurs, mes tantes et mes oncles.

A mon oncle smail et toutes sa famille, aux famille Bauamra, bouchrite qui mon toujours aidé et soutenu, a mon grand père qui veille sur moi avec ces prières et recommandation à tous mes amies, mes cousins et cousines et tous ce qui m'aiment.

A tous ceux qui ont participes à notre formation durant ces années d'étude

Je le dédie à mon binom Ahmed qui a une éducation exemplaire et a toutes sa famille

Nawal

ICE

Je dédie ce modeste travail à Mes parents qui m'ont soutenu moralement et m'ont offert tous les moyens pour réussir.

Mes chères sœurs surtout ma sœur Fatiha.

Mes chers frères.

Toute la famille Badey, Boughlam et Marcsi.

Mon Binôme et sa famille.

Mes chers amis :

Koaka Mohammed et sa famille.

Zaine Mohamed et les membres de Club d'Astronome.

La promotion Avionique

Les membres de ASA surtout Domi Noradin

Ahmed

ملخص

هذه المذكرة تهدف و تقدم دراسة حول جهاز استقبال (ILS) المركب في الوحدة (GLU-920) ولتحقيق هذا قمنا بتقديم الجزء النصري، الذي يشمل التعريف بالمبادئ و الأنظمة الملاحة الاسلكية لتقديم المحور الثاني دراسة الوحدة (GLU-920) عامة و المستقبل (ILS) خاصة. وفي النهاية قمنا بتطبيق بروتوكول فحص .

Résumé

Ce mémoire consiste a présenté l'étude du récepteur ILS intégré dans le GLU-920. Pour ce faire nous avons rappelé en premier lieu la partie théorique englobant les définitions des notions de systèmes Radionavigation, afin de présenté dans la deuxième chapitre on fait l'étude général du système et en particulier du récepteur ILS, Enfin en à réalise le protocole de teste.

Summary

This memory consists in presenting the study of the ILS receiver integrated in the GLU-920. With this intention we recalled the theoretical part initially including, the definitions of the concepts and of the systems of Radionavigation, in order to present in the second chapter the general study of links GLU-920 and in particular ILS receiver. Finally we carried out the protocol of tests.

Sommaire

Introduction

Introduction à la maintenance aéronautique

Chapitre I- Les systèmes de Radionavigation

I- 1 Définitions des termes de navigation	03
I-2 Radiophone Omnidirectionnel VHF (VOR)	06
I-3 DME (Distance Measuring Equipment).....	09
I-4 ADF (Automatic Direction Finder)	10
I- 5 GPS (Global Positioning System).....	11
I-6 Système d'Atterrissage aux Instrument (ILS).....	13
I-8 Conclusion.....	22

Chapitre II- LE GLU 920

II-1 Description de l'équipement.....	23
II-2 Contrôles et Indicateurs.....	26
II-3 Système processeur A3.....	29
II-4 ARINC 429.....	31
II-5 Récepteur ILS A7.....	36
II-5-1 Introduction.....	36
II-5-2 Instrumentation processeur.....	38
II-5-3 ARINC 429 Data Bus Interface.....	43
II-5-4 Récepteur VHF.....	44
II-5-5 Récepteur UHF.....	50

Chapitre III- Etude Pratique du Récepteur ILS (GLU-920)

III-1 Introduction.....	54
III-2 Description du banc d'essai T1207.....	54
III-3 Passage au banc d'essai et application du protocole de test	58
III-4 Conclusion.....	64

Conclusion

Liste des figures

Chapitre I

Figure I-1 : Les direction d'un avion	04
Figure I-2 : Les relèvements de l'avion.....	05
Figure I-3 : principe de la navigation en route du VOR.....	07
Figure I- 4 : Principe de l'émetteur VOR.....	08
Figure I-5 Angle de phase dans différentes directions.....	08
Figure I-6 : Synoptique du DME.....	09
Figure I-7 : Cadre mobile	10
Figure I-8 : Constellation.....	11
Figure I-9 : Structure du signal GPS.....	12
Figure II-10 : Modulation par la phase.±	13
Figure I- 11 : Définition de la trajectoire de descente.....	14
Figure I-12 : Plan de fréquences en MHz.	14
Figure I-13 : Disposition des sous-systèmes ILS.....	15
Figure I-14 : Diagramme de rayonnement du Radiophare d'alignement de piste.....	16
Figure I-15 : Récepteur ILS.....	16
Figure I-16 : Vue en plan de l'approche.....	17
Figure I-17 : Diagramme de rayonnement d'un radiophare d'alignement de piste.....	18
Figure I-18: Vue en profil de l'approche.....	18
Figure I-19 : Couverture LOC (a) en azimut, (b) en site.....	19
Figure I-20 : Couverture GS, (a) en azimut, (b) en site.....	20
Figure I-21 : Schéma de principe de toutes les informations ILS.....	21

Chapitre II

Figure II-1 : Block diagramme de Constataion du GLU dans un système avion.....	24
Figure II-2 : Assembler Locations.....	25
Figure II-3: GLU-920 Simplified Block Diagram.....	27
Figure II-4: Front-Panel Controls and Indicators.....	28
Figure II-5 : Block Diagramme de Processeur A 3.....	30
Figure II-6 : Format de l'ARINC 429.....	34
Figure II-7 : Chronogramme de l'ARINC 429.....	35
Figure II-8 : Block Diagramme De récepteur ILS A7.....	37
Figure II-9 : Block Diagramme du Primaire Instrumentation Processeur	40
Figure II-10 : Block Diagramme du Moniteur Instrumentation Processeur...	42
Figure «II-11» : Liste des canaux VHF et UHF et label de l'ARINC 429 qui proviennent de la boîte de commande navigation.....	47
Figure « II-12 » : Liste de fréquence de VCO et la sortie du prescaler.....	49

Figure II-13 : Block Diagramme Simplifier de récepteur VHF.....	50
Figure II-14 : Block Diagramme Simplifier de récepteur UHF.....	53

Chapitre III

Figure III-1 : Panneau avant de banc d'essai T1207.....	55
Figure III-2 : L'installation nécessaire pour le passage au banc d'essai.....	56

Introduction

Avec le développement de la science et la technologie dans tous les domaines, l'aéronautique et l'aviation on connu aussi un développement considérable de nouvelles techniques, de nouveaux instruments d'aides à la radionavigation.

La radionavigation est un ensemble de techniques de guidage qui utilisé des émissions d'ondes électromagnétiques pour déterminer la position d'un avion.

Parmi ces techniques on trouve des systèmes de radionavigations comme : le VOR, DME, ADF, ILS ...

La phase d'approche est considéré 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 et le système qui a la fonction du guidage de l'avion est l'ILS (Instrument Landing System).

Dans le but d'assimiler certaines notions de bas de l'art de la navigation aérienne, on' a comme thème Etude du Récepteur ILS Intègre dans le GLU 920.

Ce travail s'intéresse surtout à l'étude du GLU-920 et en particulier le récepteur ILS (Instrument Landing System), il est réparti comme suite :

Le chapitre I on étudier les systèmes de radionavigations qui sont en relation avec notre thème

Dans le chapitre II on présentera le GLU-920 et on développe le récepteur ILS.

Le quatrième et le dernier chapitre, sera une étude pratique de récepteur ILS.

I- Les systèmes de Radionavigation :

Introduction

Navigation aérienne, science et technique consistant à déterminer l'itinéraire d'un mobile (avion) d'un point à un autre, et de relever sa position.

Son application demande a la fois, une connaissance des théories qui la régissent, une solide expérience et du jugement personnel.

Etant donné que ce travail s'inscrit dans le domaine de la radionavigation il est nécessaire de faire appel quelque principe de base des systèmes de radionavigation.

I- 1 Définitions des termes de navigation

I-1-1 Les orientations

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

a) Les directions originés :

Il existe trois directions

Le nord vrai N_v :

C'est la tangente au méridien de lieu orienté vers le pôle nord

Le nord magnétique N_m :

C'est la direction de la projection horizontale du champ magnétique terrestre

Le nord compas N_c :

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

b) Les angles :

La déclinaison magnétique D_m : c'est l'angle entre nord vrai et le nord magnétique

D_m positif (Est) si le nord magnétique est à droite du nord vrai

D_m négatif (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 droite du nord magnétique

D est négative si le nord compas est à gauche du nord magnétique

I-1-2 Les différentes directions d'un avion

La tangente de la trajectoire T

Voir figure « I-1 »

La route R : c'est l'angle entre l'un des nord et la trajectoire.

Le cap C : c'est l'angle entre l'un des nord et l'axe de l'avion.

La drive X : c'est l'angle entre l'axe de l'avion et la trajectoire.

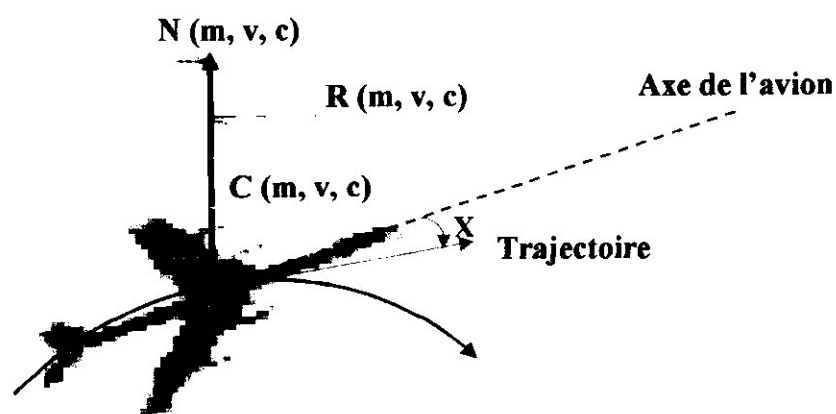


Figure I-1 : Les directions d'un avion

I-1-3 Les relèvements d'un avion (les codes Q)

Voir (figu-I-2)

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

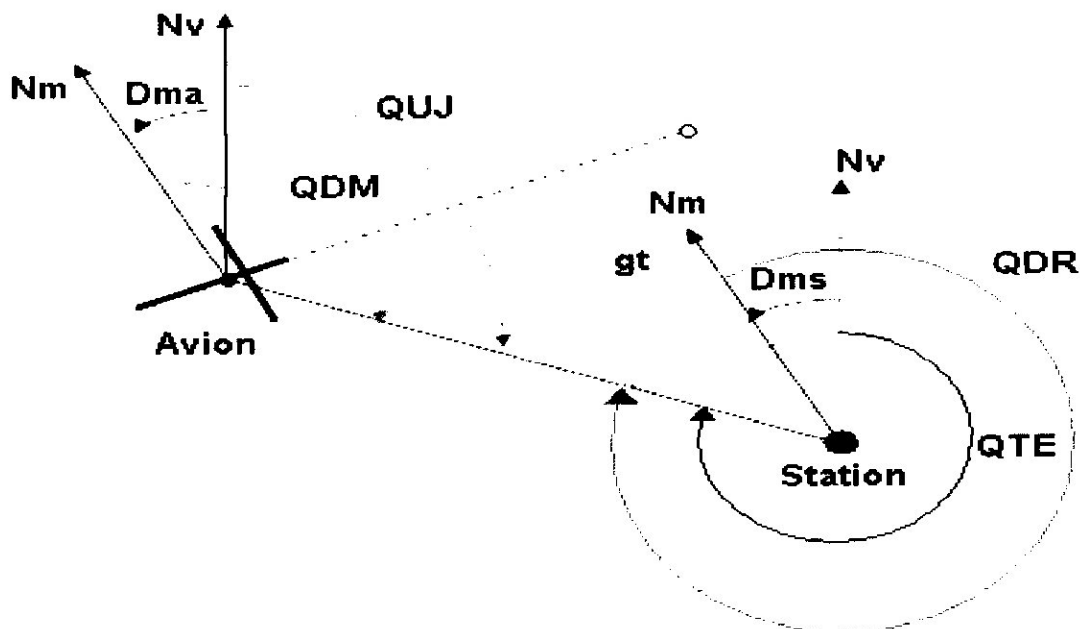


Figure I-2 : Les relèvements de l'avion

I-1-4 Principes de base des systèmes de radionavigation

Le principe consiste à mesurer les temps de propagation ou les phases des signaux radioélectriques.

On distingue trois familles de systèmes de radionavigation au point de vue géométrique.

a) Système circulaire :

Le principe alors est basé sur la mesure du temps de propagation

$$T = 2.D / C \quad C : \text{vitesse des ondes en m}$$

Exemple : DME, RADAR.

b) System hyperbolique :

Le principe est basé sur la mesure de la différence des temps de propagation à partir des stations

$$T = (D1 - D2) / C$$

Exemple : OMEGA, LORAN.

c) 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.

Exemple : VOR, NDB.

I-1-5 Classification opérationnelles :

a) Aides à grande distance (D>300 NM) :

Utilisables pour la navigation long courrier

Précision : de 5 à 10 NM

Fréquence de travail : VLF, LF, MF

Famille hyperbolique.

b) Aides à moyenne distance (D<300 NM) :

Utilisable sur les routes aériennes

Précision : quelques NM au quelque degré

Fréquence de travail:HF et surtout VHF et UHF.

c) Aides à courte distance, l'approche et l'atterrissage :

Utilisable à l'approche et au voisinage des aéroports

Précision : quelques centaines de mètre, quelque dixième de degrés

Fréquence de travail : VHF, UHF, SHF

Famille angulaire et circulaire.

I-2 Radiophare omnidirectionnel VHF (VOR)

Le VOR est un système d'aide à la radionavigation, recommandé par l'OACI et reconnu interprofessionnelle pour le guidage des avions à courte et moyenne distance .il peut être commandé et surveillé à distance. Le récepteur VOR fournit au pilote les informations suivantes :

L'indication d'azimute de la position de l'avion par rapport à la balise au sol, c'est-à-dire l'angle entre les lignes du nord magnétique passant par le VOR et la direction de la balise au sol vers l'avion.

Le gisement qui indique si l'avion vol à gauche ou à droite de la route présélectionnée (ligne de position) ou s'il la suit exactement.

L'indication « de/à » qui montre si l'avion se dirige vers la balise VOR ou s'il s'en éloigne.

Le VOR sert au balisage des routes aériennes comme le montre la figure I-3.

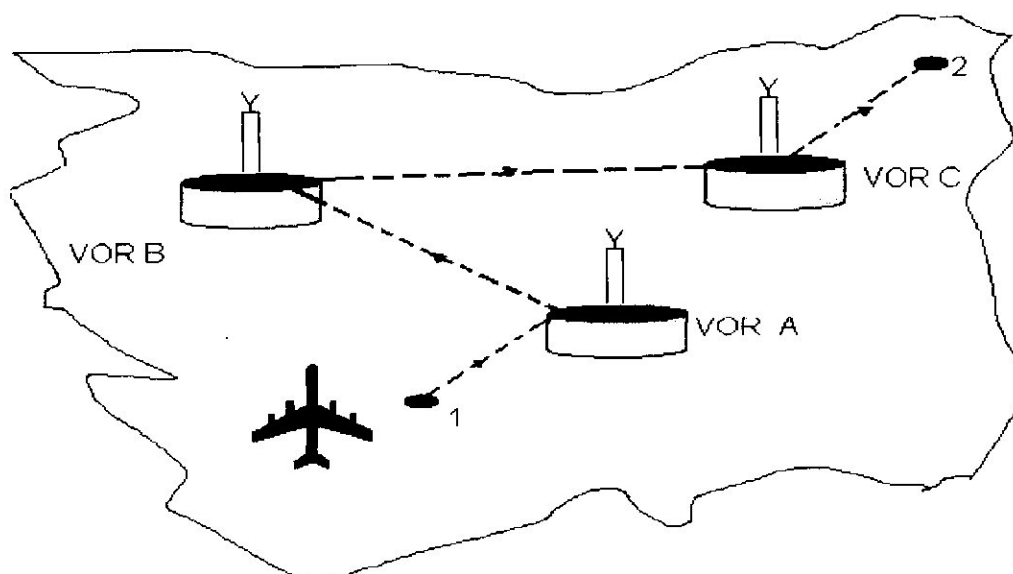


Figure I-3 : principe de la navigation en route du VOR

I-2-1 Principe de fonctionnement

Le réseau de trafic aérien actuel se caractérise par un certain nombre de balise VOR au sol fonctionnant dans la gamme de fréquence 108 à 118 MHz et ayant un porté allant jusqu'à 300 Km.

Le signale RF émis par un VOR est modulé par deux ondes sinusoïdales de 30 Hz. Celle-ci ont une position de phase donnée l'une par rapport a l'autre qui dépend de la direction dans laquelle le signal est reçue. Le rapport de phase est identique à l'angle géographique entre le nord et la direction de l'avion par rapport à la balise au sol (azimute). L'une des deux oscillations à 30 Hz est totalement indépendante de l'azimut (30 Hz de référence), alors que le rapport de phase entre la seconde oscillation à 30 Hz et le signal de référence varie avec l'azimut (signal variable).

La fréquence du signal, indépendante de la direction (référence) module (FM) une sous porteuse de f_0 9960 Hz, avec une déviation maximum de fréquence de 480 Hz. Le sou porteur est émis en modulation d'amplitude de la porteuse f_0 avec une profondeur de modulation de 30 par une antenne omnidirectionnelle polarisé horizontalement. De plus, la porteuse f_0 est modulée avec un code d'identité (1020 Hz) et également à la fréquence vocale (300 à 3000 Hz).

Le signal variable est émis par deux dipôles croisés reçoivent des signaux bandes latérales en provenance des deux émetteurs Bandes Latérales, caractérisés par une différence de phase de 90° dans l'enveloppe. La porteuse signaux Bandes Latérales est supprimée. Ceci à pour résultat un signal dans l'espace, ayant un « diagramme en huit » effectuant 30 tr/s.

La figure « I-4 » donne un schéma synoptique de la station VOR au sol.

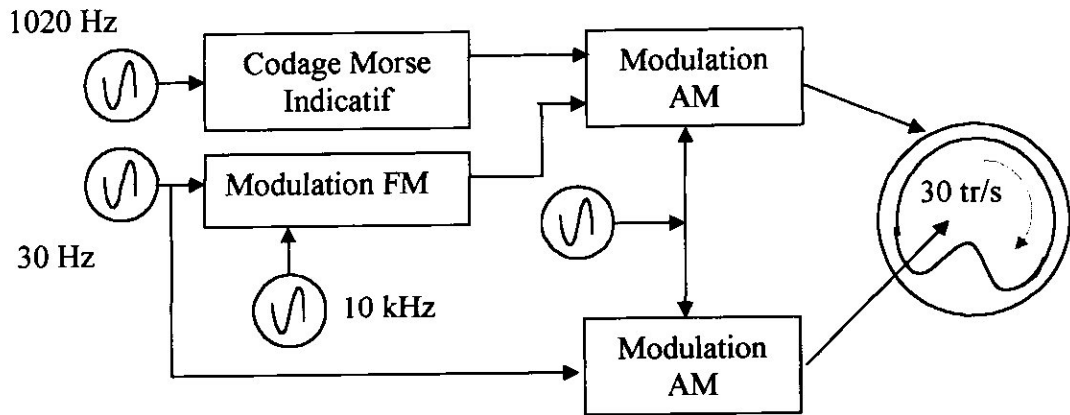


Figure I- 4 : Principe de l'émetteur VOR

Etant donné que la porteuse f_0 est émise par une antenne omnidirectionnelle, la superposition de la porteuse et bande latérales à 30Hz dans le champ (si la phase est correctement ajustée) produit une modulation d'amplitude pure, dont la phase du signal résultant à 30 Hz dépend de l'azimut, par rapports au signal référence à 30 Hz. Les rapports de phase entre le signal de référence et le signal variable, dans plusieurs directions sont les suivant :

Sous un angle d'azimut de 0° (Nord), l'angle de phase entre les deux signaux est de 0°

Au Sud (azimut = 180°), l'angle de phase est de 180° , à l'Est (azimut = 90°), il est de 90° et à L'Ouest (azimut = 270°), il est de 270° . les directions le long desquelles l'angle d'azimut reste constant sont en position radiale par rapport à la balise du VOR

Voir « figureI-5 ».

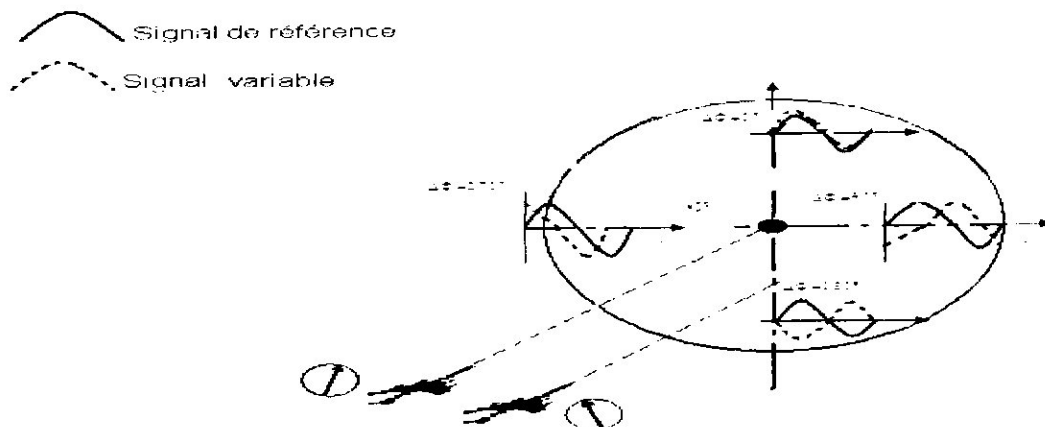


Figure I-5 Angle de phase dans différentes directions

II -3 DME (Distance Measuring Equipment)

Le DME est un équipement de mesure de distance entre un avion équipé d'un interrogateur et une station au sol équipée d'un transpondeur, son but est de donner au pilote en permanence et d'une façon automatique une information de distance.

En général le DME est en colocation (emplanté) avec le VOR afin de permettre au pilote de connaître sa position en coordonnées polaires, il fonctionne dans la gamme de fréquence UHF (962 à 1213 MHz), sa portée ne dépasse pas 325 NM.

I-3-1 Principe de fonctionnement du DME

Le principe de fonctionnement se fait par interrogations-réponses. L'émetteur de bord interroge la station sol en lui envoyant des paires d'impulsions UHF répétées irrégulièrement que la station au sol renvoie sur une autre fréquence avec un retard fixe de 50 microsecondes.

Le récepteur de bord mesure le temps aller-retour des impulsions et en déduit la distance D par la formule suivante : $D = C.t / 2$

C : étant la vitesse de la lumière et t le temps aller-retour auquel on a retranché le radar fixe de $50 \mu s$.

La figure « I-6 » donne un aperçu du système DME.

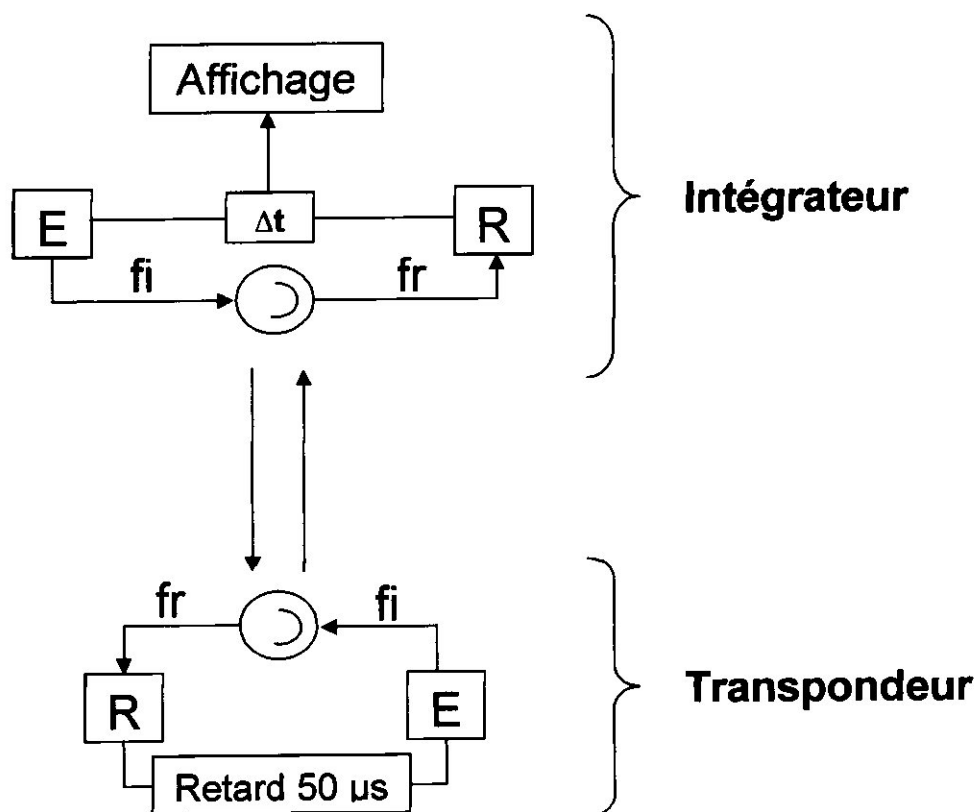


Figure I-6 : Synoptique du DME

I-3-2 Les caractéristiques du DME

La capacité d'un équipement DME est conçue pour répondre à une centaine d'avions simultanément (95 en poursuite et 5 en recherche), ce qui peut être souvent insuffisant.

Les erreurs de réflexion sont faibles du fait de l'utilisation de fréquences différentes à l'émission et à la réception.

La précision courante est de l'ordre de 0,2 NM, ce qui fait du DME un système assez précis.

I-4 ADF (Automatic Direction Finder)

Le radiocompas automatique (ADF), aussi appelé radio-goniomètre automatique, est une aide de radionavigation d'usage très courant depuis des années. L'ADF sert à mesurer le relèvement d'un aéronef par rapport à un NDB LF/ MF ou une station de radiodiffusion LF/ MF assez proche pour produire une forte onde surface.

Selon le type de l'indicateur ADF de bord, on obtient un gisement ou un relèvement. Les relèvements sont parfois appelés relèvements ADF ou radiocompas. Le récepteur ADF peut également, être utilisé pour écouter les émissions des stations de radiodiffusion LF/MF ou pour capter les transmissions des radiophares Consol.

I-4-1 Principe de fonctionnement

Le rectangle de la figure I -7 représente un cadre d'antenne. Ce cadre, qui peut tourner autour d'un axe verticale, est relié au récepteur ADF de bord. En position A, le NDB est dans le plan du cadre. Les ondes à polarisation verticale du radiophare induisent des tensions alternatives dans les deux branches verticales du cadre.

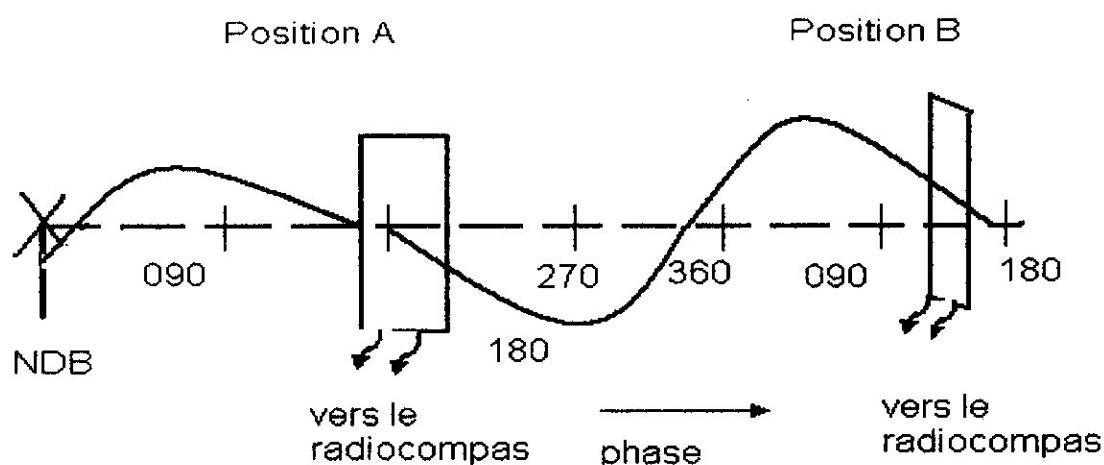


Figure I-7 : Cadre mobile

La position du cadre sert donc à mesurer le relèvement de la station. Un circuit électrique reproduit les déplacements du cadre au niveau de l'indicateur du pilote.

I- 5 GPS (Global Positioning System)

Le système GPS est un système de positionnement par satellites conçu et mis en service par le département de la défense des USA.

Il a été développé en vue du remplacement du système de positionnement TRANSIT qui présentait deux défauts importants : le premier étant une couverture satellitaire insuffisante, le deuxième étant une faible précision en navigation.

Le système GPS a été conçu au départ pour des applications militaires, mais sous les directives du congrès américain, le département de la défense a favorisé son utilisation pour des applications civiles, en particulier pour la géodésie.

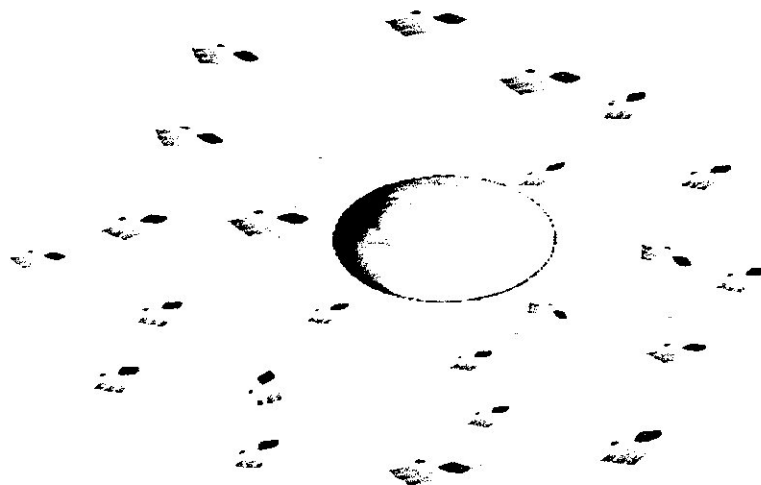


Figure I-8 : Constellation

I-5-1 Description du système

Le système est composé de trois secteurs :

Le secteur spatial qui est constitué d'un ensemble de satellites,

Le secteur de contrôle qui permet de piloter le système,

Le secteur utilisateur qui est l'ensemble des utilisateurs civils et militaires du système.

a) Le secteur spatial :

Le système GPS comporte 24 satellites répartis sur 6 plans orbitaux, ayant tous une inclinaison d'environ 55° sur l'équateur.

L'orbite des satellites est quasi-circulaire, leur altitude est d'environ 20000 Km et leur période d'environ 12 heures.

Chaque satellite émet simultanément sur deux fréquences porteuses $f_1=1575,42$ MHz (porteuse L₁) et $f_2=1227,6$ MHz (porteuse L₂), générés à partir d'une fréquence fondamentale $F=10,23$ MHz.

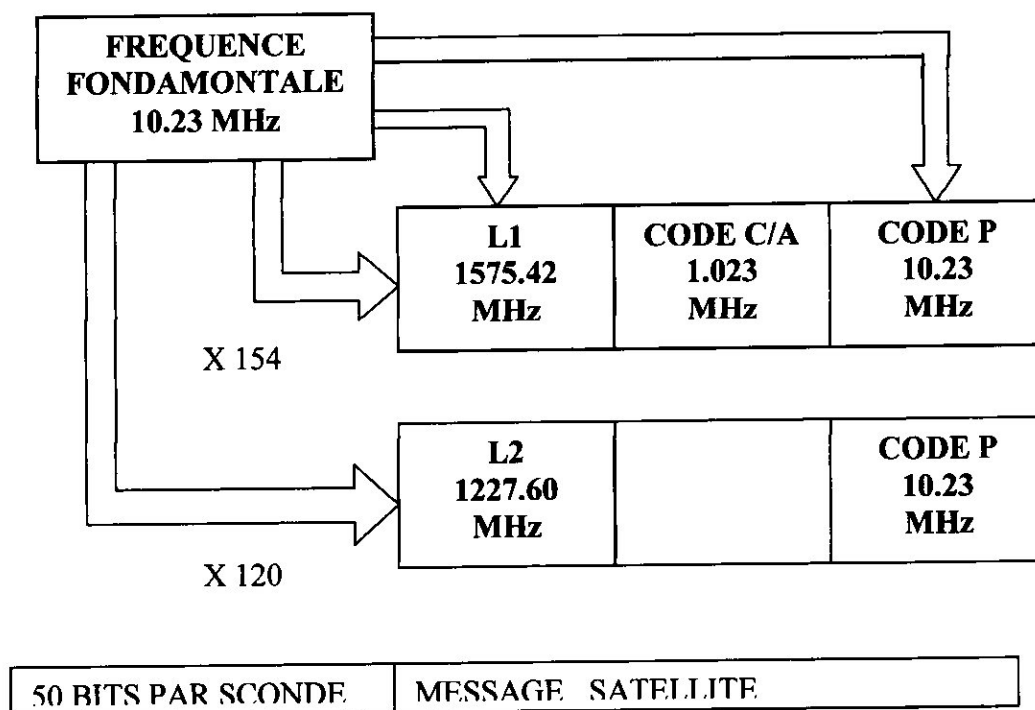


Figure I-9 : Structure du signal GPS

Les ondes porteuses L₁ et L₂ sont modulées par la phase figure « I-10 » ce qui permet au satellite d'envoyer :

- Un message qui comporte en particulier les éphémérides du satellite.
- Des code pseudo-aléatoires C/A (coarse / acquisition) code sur L₁, code P (precision code) sur L₁ et L₂.

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

$$L1(t) = a_1 P(t) D(t) \cos 2\pi f_1 t + a_1 C/A(t) D(t) \sin 2\pi f_1 t$$

$$L2(t) = a_2 P(t) D(t) \cos 2\pi f_2 t$$

Où a_1 et a_2 sont les amplitudes de L₁ et L₂ 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.

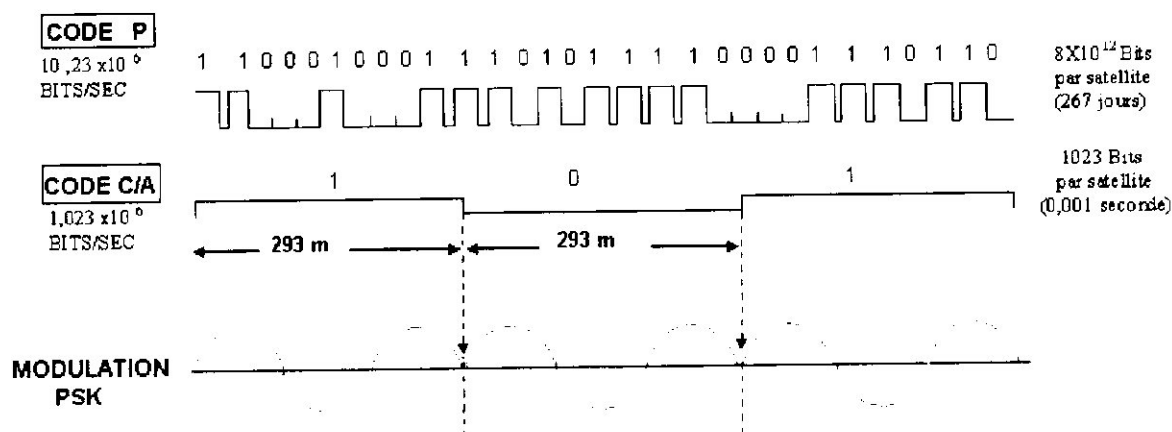


Figure II-10 : Modulation par la phase.±

b) Le secteur de contrôle :

Le secteur de contrôle est composé de 5 stations au sol (Hawaii, Colorado Springs, Ascencion, Diego Garcia, Kwajalein) qui enregistrent en continu 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).

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

c) Le secteur utilisateur :

Regroupe l'ensemble des récepteurs civils et militaires qui ne font que recevoir les informations des satellites.

On distingue deux types de récepteurs :

Les récepteurs mono fréquence pour l'accès au service standard SPS (ils décodent C/A sur L1 et P sur L1)

Les récepteurs bi fréquences pour l'accès au service PPS (décodent C/A sur L1 et P sur L1 et L2).

I-6 Système d'Atterrissage aux Instrument (ILS)

L'ILS est un système d'aide à la navigation utilisé au niveau international pour l'approche de la piste. Il se compose des éléments suivants : radiophare d'alignement de piste (Localizer), radiophare d'alignement de descente (Glide slope) et du radioborne à utilisations multiples (Outer marker (radioborne extérieur) et middle marker (radioborne intermédiaire), ainsi Inner(Marker radioborne) comme cas spéciale .

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 300 mètre après le seuil ; c'est l'intersection de deux plans figuré.

Un plan vertical passant par l'axe de piste : le Localizer ou LOC.

Un plan oblique perpendiculaire au LOC : le Glide.

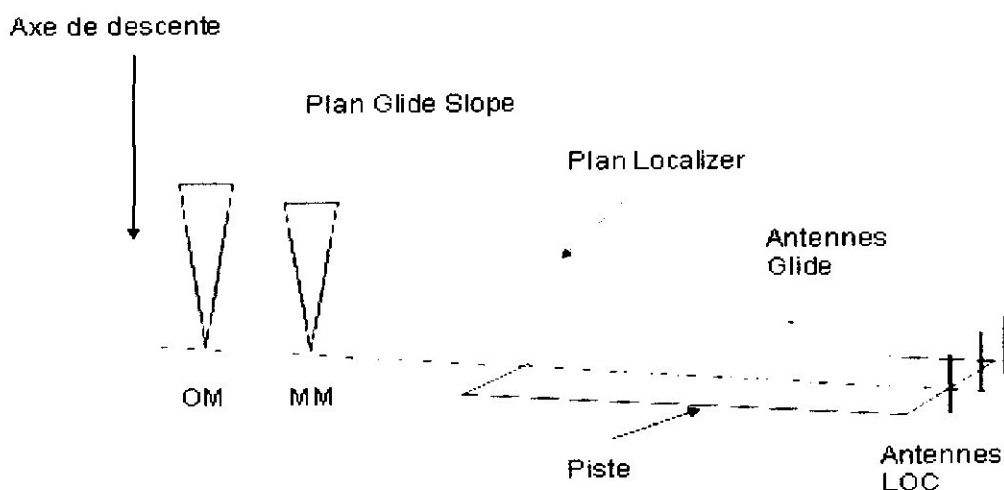


Figure I- 11 : Définition de la trajectoire de descente

Les fréquences VHF et UHF allouées au système ILS sont indiqués sur la figure « I-12 ».



Figure I-12 : Plan de fréquences en MHz.

I-6-1 Disposition des sous- systèmes

La disposition des sous-systèmes équipant le système ILS :

Radiophare d’alignement de piste (RAP ou Localizer « LOC »)

Radiophare d’alignement de descente (RAD ou Glide slope « GS »).

Radio borne (Marker « M »)

Sont disposés le long de la piste d’atterrissage selon la figure « I-13 ».

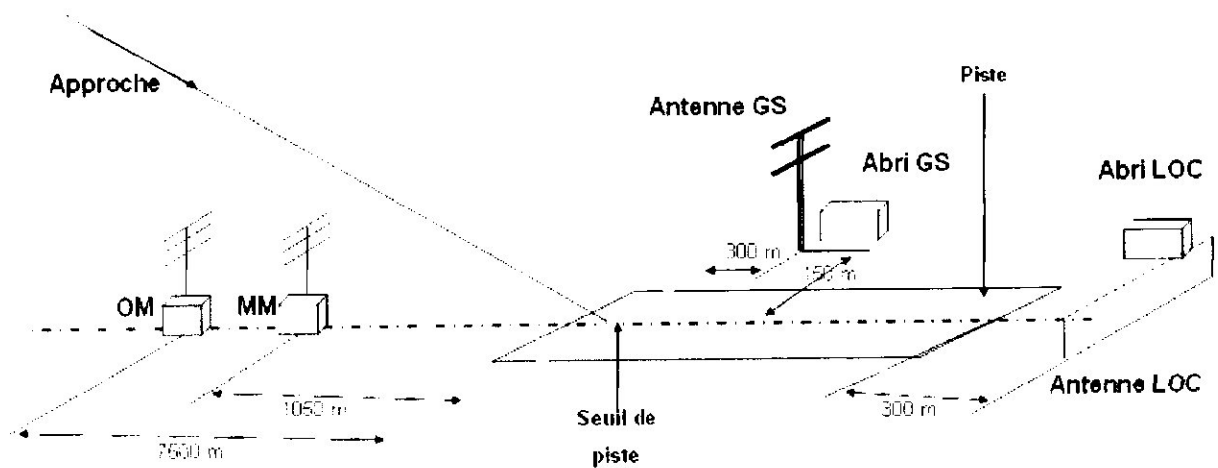


Figure I-13 : Disposition des sous-systèmes ILS

Généralement le réseau d'antennes du RAP mesure environ 25 mètres de largeur et se situe à 300 mètres de l'extrémité de piste comme on peut le voir à la figure « I-13 »

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 mètre d'un côté ou de l'autre de l'axe de piste.

L'émetteur RAD y afférant est logé dans un abri à proximité de l'antenne.

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

Si un système DME est utilisé à titre d'équipement supplémentaire pour le radioborne, il existe de différentes possibilités d'implantation comme par exemple :

Antenne DME sur le mat GS (transpondeur d'impulsion DME logée dans l'abri GS)

Antenne DME sur le toit de l'abri LOC (transpondeur d'impulsion DME logée dans l'abri LOC).

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-6-2 Principe de fonctionnement radiophare d'alignement de piste (Localizer)

Ces radiophares émettent dans la bande VHF sur 20 fréquences s'échelonnant entre 108 et 112 MHz, les décimales sont impaires et espacées de 200 KHz (108.1, 108.3, ...).

Le réseau d'antennes 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, 150 Hz et 90 Hz, comme on peut le voir sur le diagramme polaire (diagramme de rayonnement) représenté à la figure I-14.

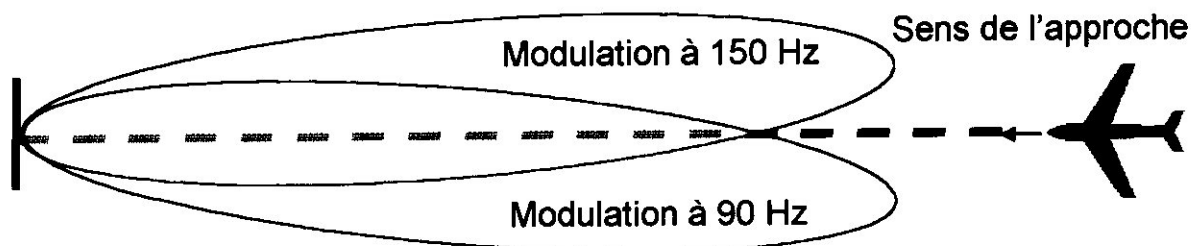


Figure I-14 : Diagramme de rayonnement du Radiophare d'alignement de piste

Le récepteur de bord (figure « I-15 ») compare la force des deux modulations ou, plus exactement le taux de modulation 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 modulations 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.

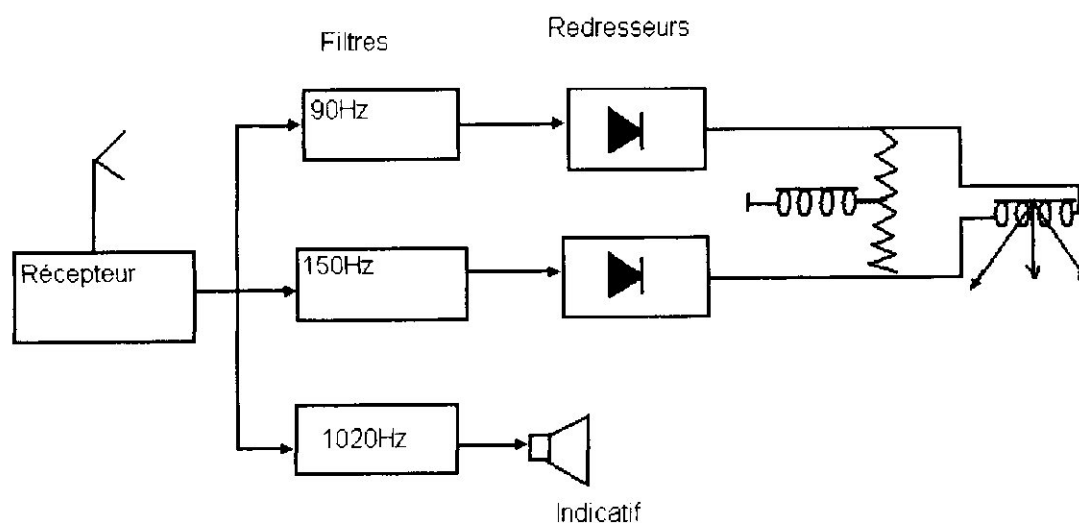


Figure I-15 : Récepteur ILS

Le faisceau du RAP offre un guidage en azimuth grâce à l'aiguille de l'indicateur ILS de bord (ou autre indicateur semblable) comme le montre la figure « I-16 ».

Si l'alignement de piste est à gauche en approche finale, la modulation 150Hz est plus forte que la modulation 90Hz et une tension représentant cette différence est envoyée à

l'aiguille d'alignement de piste 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 déviera à droite, signifiant que l'axe de piste est à droite.

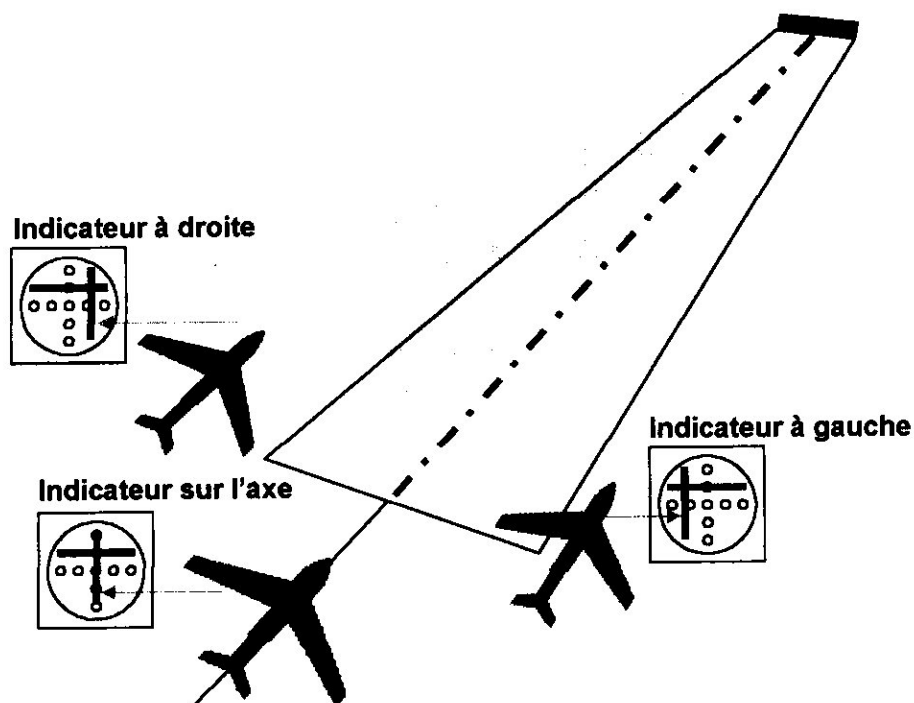


Figure I-16 : Vue en plan de l'approche

I-6-3 Principe de fonctionnement radiophare d'alignement de descente (Glide Slope)

Ces radiophares émettent dans la bande UHF sur 20 fréquences espacées de 300 KHz jusqu'à 335MHz.

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

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

La figure « I-17 » montre le diagramme polaire de l'alignement de descente peut être un peu plus complexe que celui de l'alignement de piste, du fait qu'il comporte deux séries de lobes qui se recourent, ce phénomène résulte d'une interférence entre les ondes directes et les ondes réfléchies par le sol. L'angle d'alignement de descente désiré (habituellement 3°) est obtenu en réglant l'amplitude de la porteuse modulée à 150Hz.

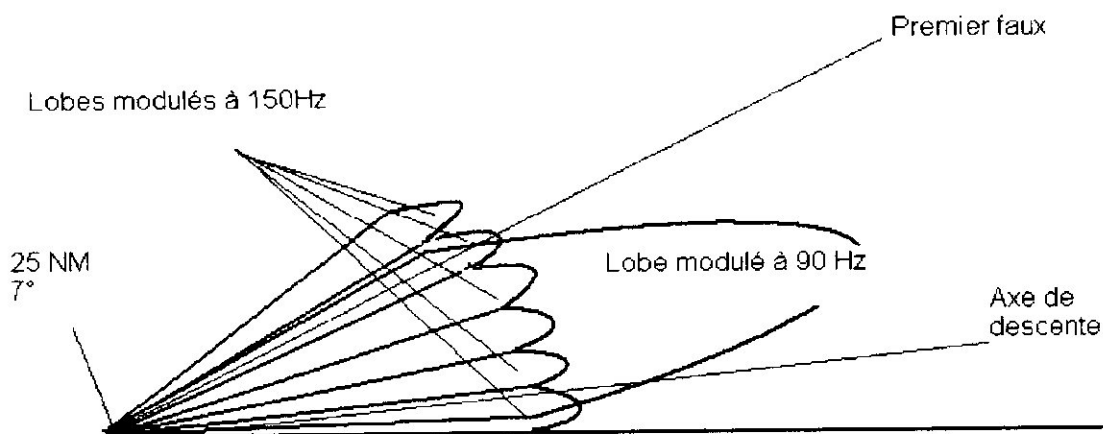


Figure I-17 : Diagramme de rayonnement d'un radiophare d'alignement de piste

Sur la même figure on voit qu'il peut exister des faux équisignée d'alignement appelés faux axes, 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-18.

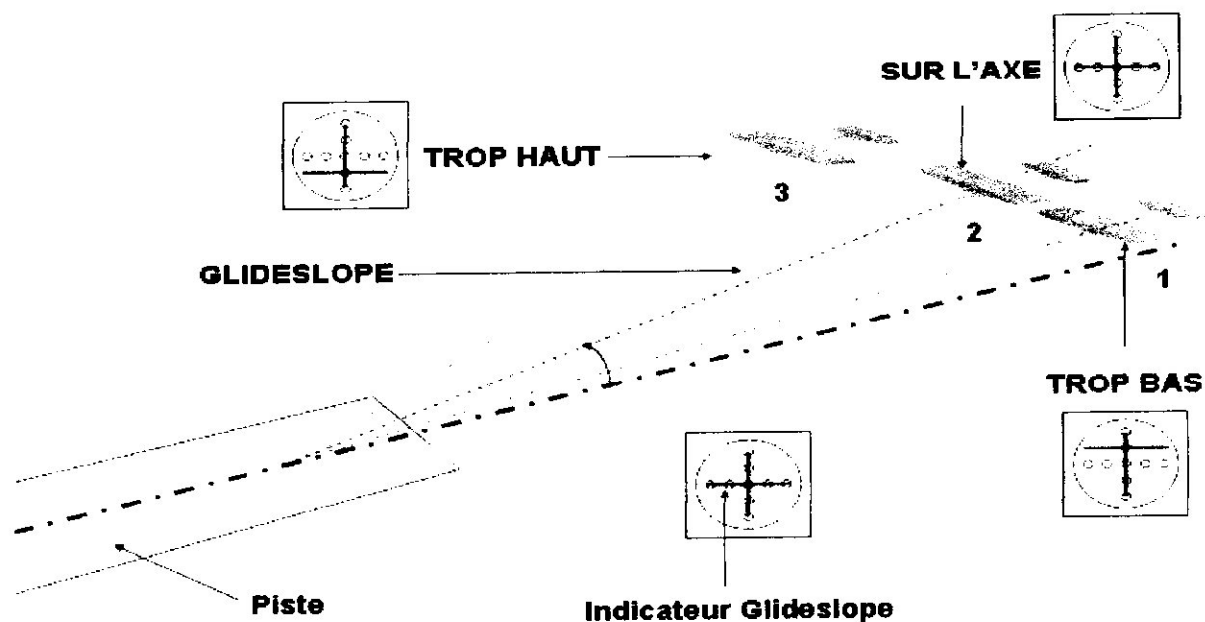


Figure I-18: Vue en profil de l'approche

I-6-4 Couverture ILS

On appelle couverture ILS la zone d'espace où les signaux émis par les antennes LOC et GLIDE sont normalement reçus.

Couverture LOC figure « I-19 ».

I-6-4-1 La couverture en azimute du LOC comprend :

Un secteur à $\pm 10^\circ$ de part et d'autre de l'axe 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

La couverture en site va de $\phi = 0$ à $\phi = 7^\circ$

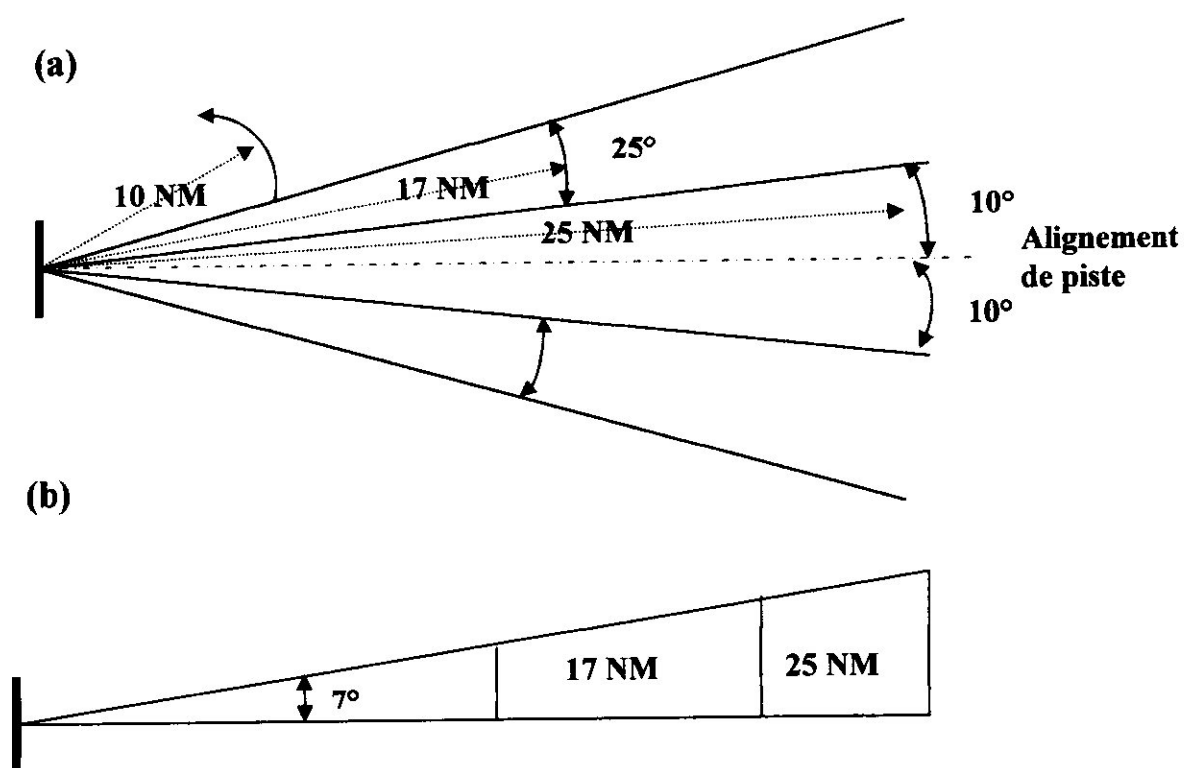


Figure I-19 : Couverture LOC (a) en azimut, (b) en site

I-6-4-2 La couverture en azimute du GS (figure I-20) :

Elle s'étend sur un secteur $+ 8^\circ$ de part et d'autre de l'axe avec une portée minimale de 10 NM. La couverture en site va $\phi=0,450$ à $\phi= 1,750$

A l'intérieure de la zone de couverture, les signaux DDM et SDM doivent respecter certaines contraintes, à savoir :

Pour le LOC, le signal DDM du LOC 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 toute la zone de couverture du LOC.

Pour le GLIDE, le signal DDM devra toujours être supérieur à 0,175 si l'aéronef est en dessous de l'axe de descente avec une position en site ϕ comprise entre 0,760 et 0,450

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 LOC).

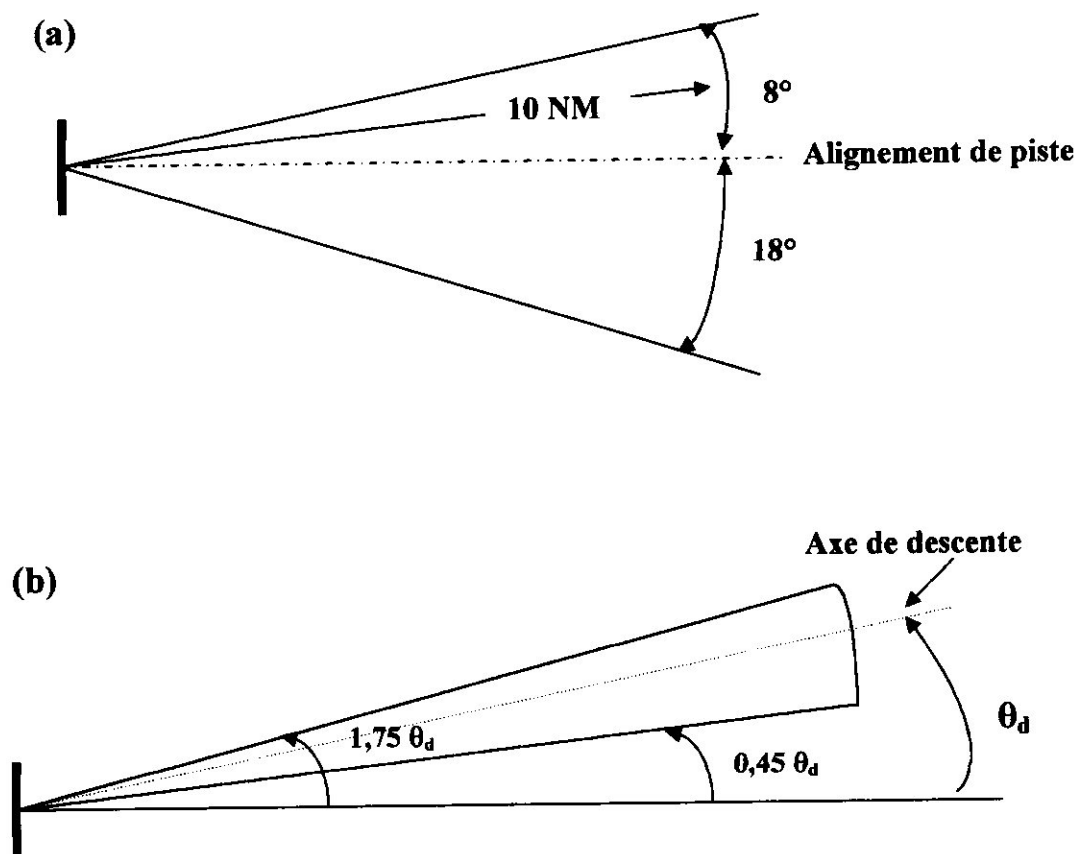


Figure I-20 : Couverture GS, (a) en azimut, (b) en site

I-6-5 Les Radiobornes

Les radiobornes émettent un rayonnement en éventail qui peut être reçu dans un secteur limité à la verticale de l'aérien. Etant donné que le rayonnement est principalement vertical, il est impossible d'effectuer un radorallèlement sur une radioborne. Pour la même raison, il y a très peu d'interférence entre les radiobornes, même si elles émettent sur la même fréquence de 75 MHz, dans la bande VHF (modulée en amplitude par l'indicatif).

I-6-5-1 Les récepteurs de radiophares :

Les récepteurs sont conçus 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.

Radiobornes ILS :

La plupart des instruments ILS sont dotés d'une radioborne extérieure et d'une radioborne intermédiaire situées sur l'axe d'approche de manière à donner des indications de distance par rapport au seuil de la piste. On ne trouve plus que rarement des radiobornes intérieures. En fait, les radiobornes intérieures sont peu utiles, 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.

a) 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 (400Hz) ; un voyant brillant clignote. La distance par rapport au seuil est comprise entre 0,5 et 1 NM.

b) Radiobornes intérieure (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 (1300Hz).

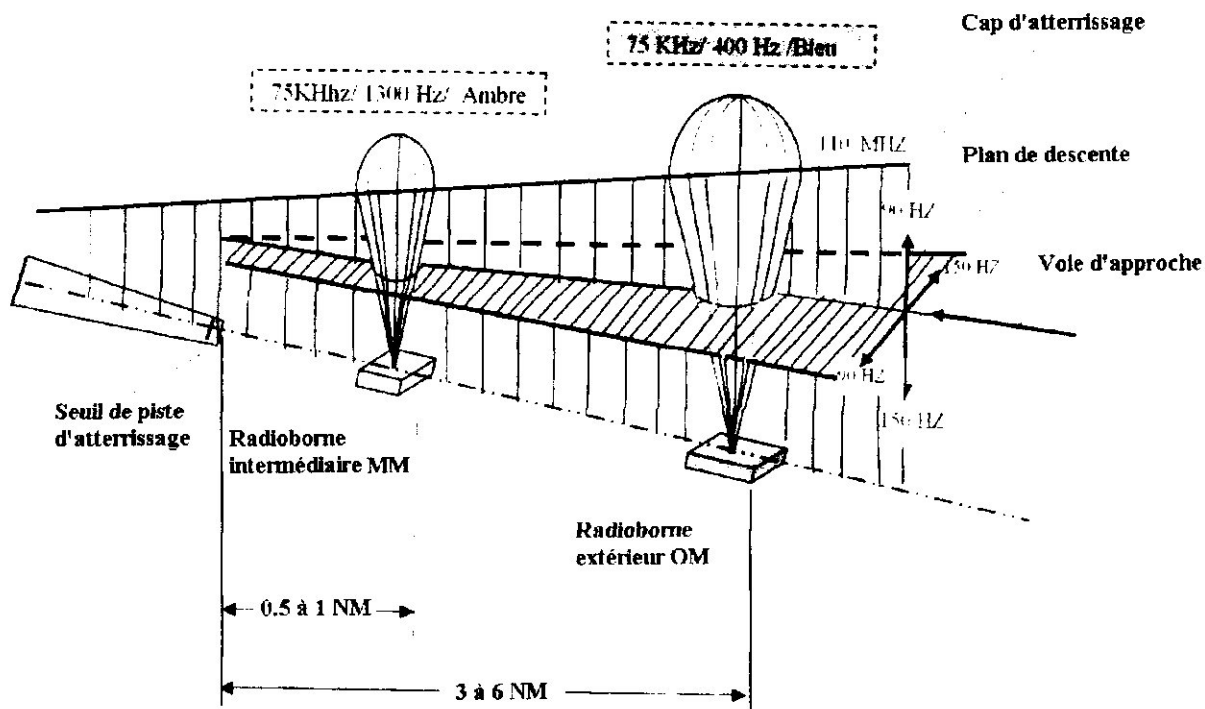


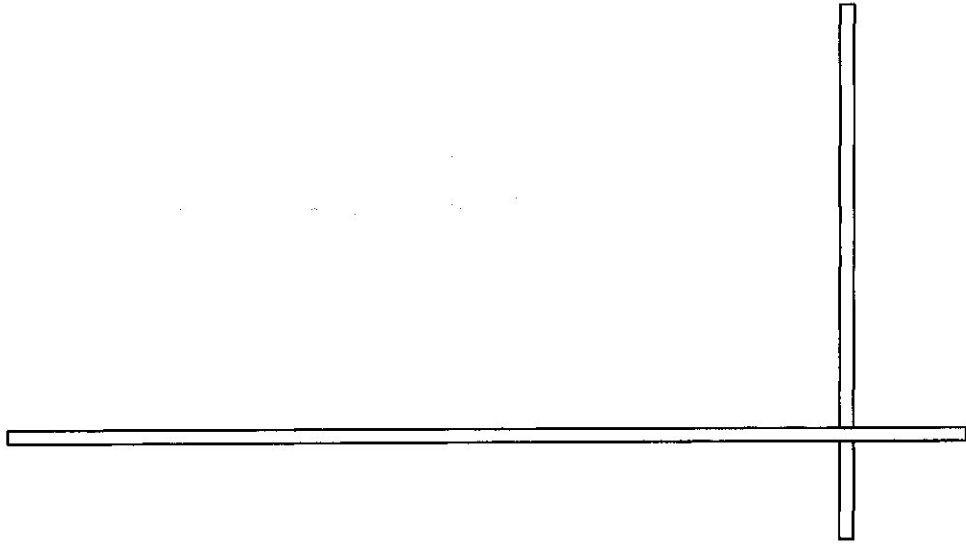
Figure I-21 : Schéma de principe de toutes les informations ILS

I-8 Conclusion

Dans ce chapitre nous avons présenté quelques outils parmi les plus important dans la radionavigation dont lequel notre projet s'insère ; à titre d'exemple on a citer certains équipements VOR, DME, ILS Dont on à décrit leurs principes de fonctionnement ainsi que les indications du signale des équipements.



1. The first part of the document is a list of items.



II- LE GLU 920

Introduction

Le GLU-XXX de la famille des Multi Mode Receiver (MMR) souple et évolutif répond aux changements de besoins aéronautique 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 ou « Hard » en ajoutant de nouveaux modules afin d'étendre sa capacité (Module GPS ou MLS..).

On a

GLU-910 : Equipement de bas (ILS).

GLU-920 : ILS+GPS.

GLU-930 : ILS+MLS.

GLU-940 : ILS+GPS+MLS.

Dans ce chapitre on va étudier le GLU 920 (Global Landing Unit) qui est un équipement de navigation qui se compose de l'ILS (Instrument Landing System) et du GNSS (Global Navigation System Satellite). L'ILS sert pour le guidage de l'avion en atterrissage et le GNSS permet de recevoir les données de navigation et fournit en sortie, les données PVT (Position, Vitesse et Temps).

La figure « II-1 » Montre le plan du GLU dans un système avion.

II-1 Description de l'équipement

II-1-1 Description mécanique

- Le GLU 920 a une dimension de 3 MCU, il 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 droit et à gauche et d'un connecteur arrière qui est protégé par High Intensity Radiated Fields (HIRF). Le haut du connecteur arrière est destiné à l'antenne GNSS et le milieu pour le transfert des données et le bas pour alimenter l'accessoire et les connections des antennes Localizer et le Glide Slope. A l'intérieur du châssis, loge sept cartes électroniques liées entre elles avec des câbles ruban, câble (coaxial). La figure « II-2 » montre la location des modules, les modules sont :

- 1- Carte interconnecte arrière A1
- 2- Carte système processeur A3
- 3- Carte d'alimentation avant A4
- 4- Carte d'alimentation arrière A5
- 5- Carte circuit LED A6
- 6- Carte récepteur ILS A7
- 7- Carte récepteur GNSS A8

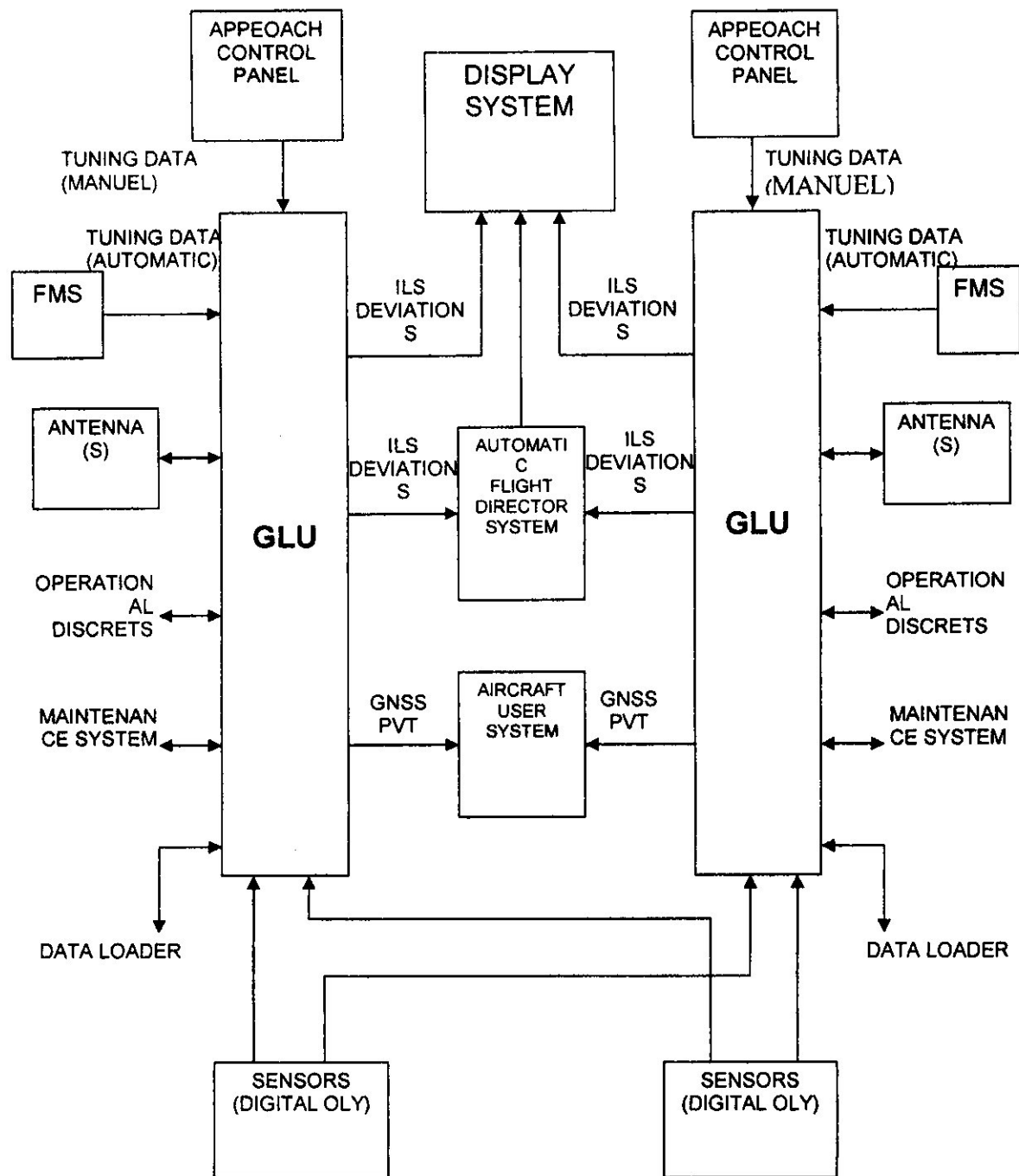


Figure II-1 : Block diagramme de Constatation du GLU dans un système avion.

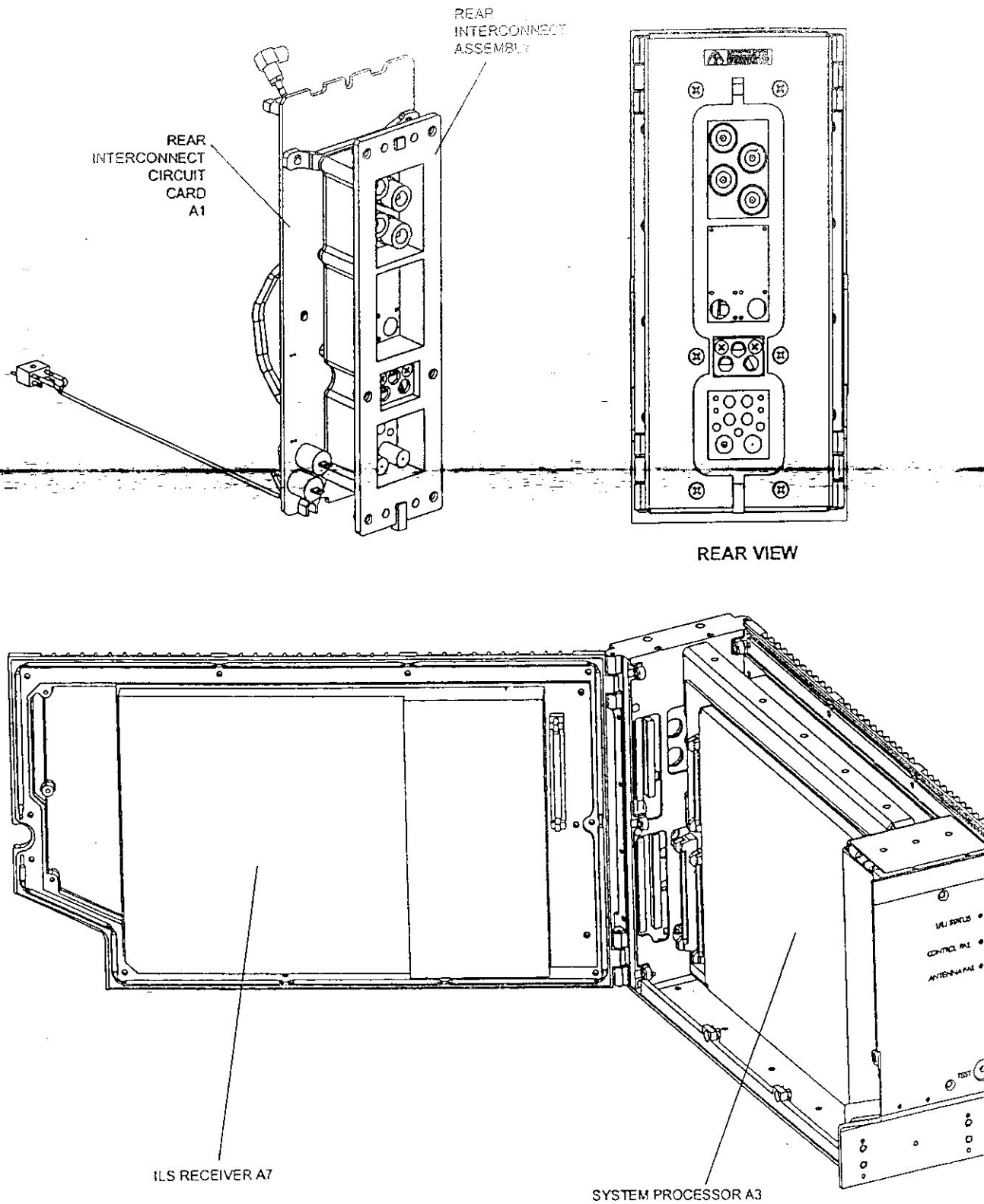
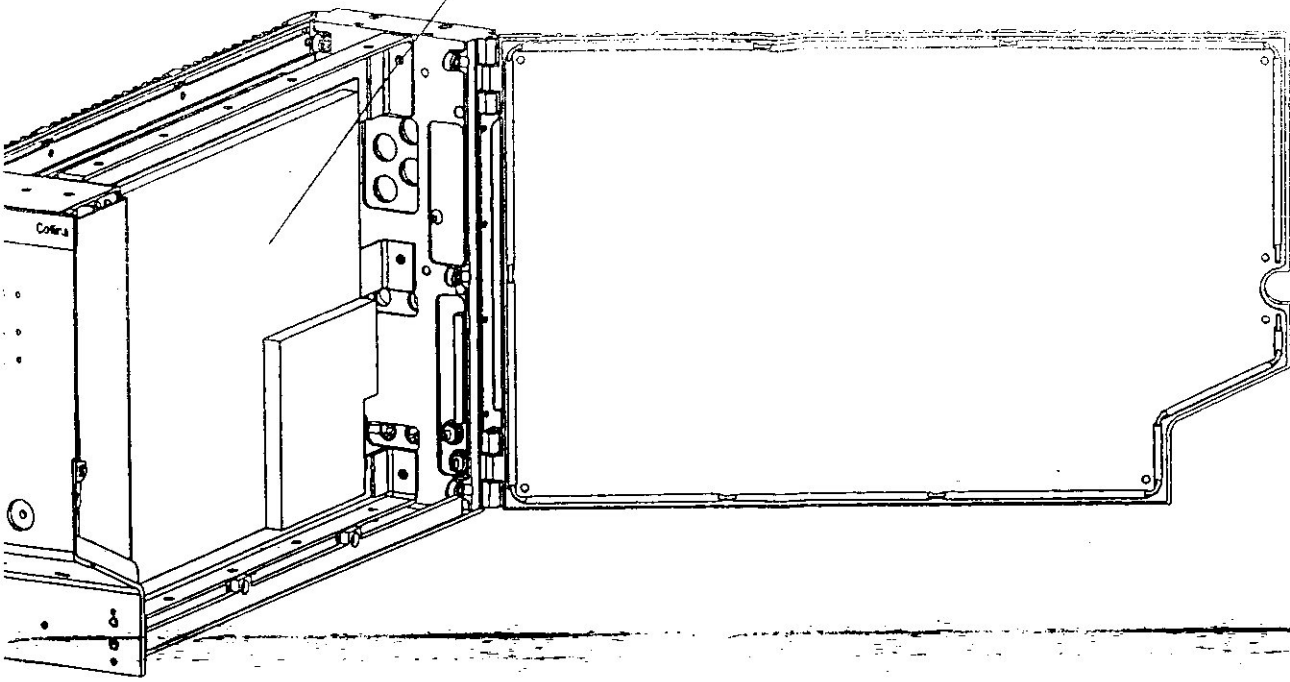
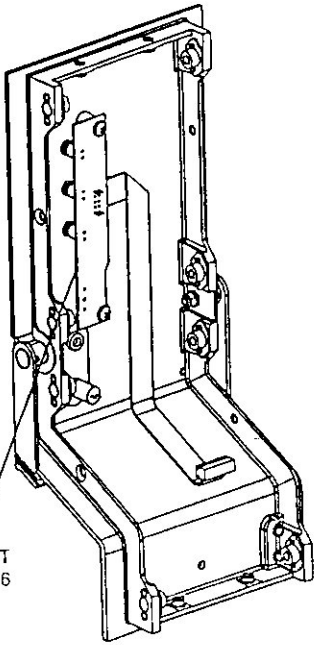


Figure II-2 : Assembler Locations

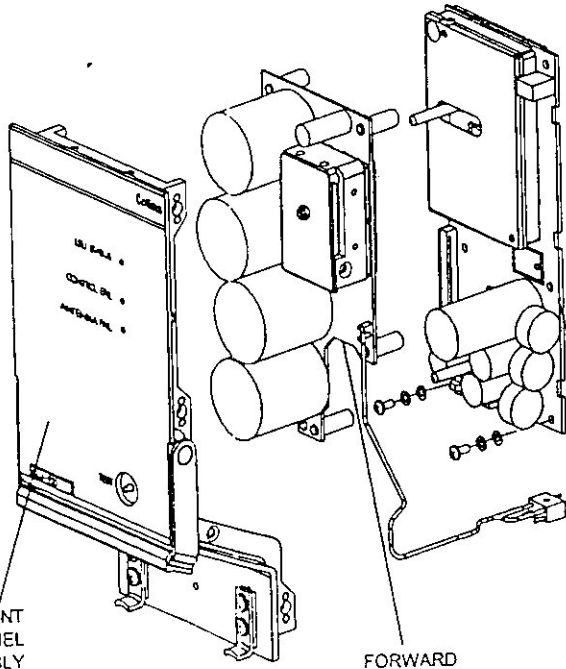
GNSS RECEIVER A1



LED CIRCUIT
CARD A6



FRONT
PANEL
ASSEMBLY



FORWARD
POWER
SUPPLY A4

AFT
POWER
SUPPLY A5

AD7933_01

II-1-2 Description électrique

- Le GLU 920 est un assemblage électronique 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 vitesse et temps (PVT).

- Le récepteur GNSS reçoit les signaux stellites GPS fournit à la sortie, les données PVT et le time MARKS. Les données PVT sortent sous format ARINC 429, les Times MARKS signaux sont utilisées pour synchroniser les données PVT avec l'instant dans le temps où c'est valide.

- Le GPS RF signal provient de l'antenne GNSS à travers l'antenne Jack sur l'interconnecte arrière A1.

- Le récepteur ILS reçoit les signaux Localizer et Glide Slope et fournit les déviations sous format ARINC 429.

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

- Le GLU 920 utilise 115 V en CA, 400 Hz, monophasé ; l'alimentation de l'avant A4 et l'alimentation arrière A5, convertissent la tension d'entrée en ± 5 V et ± 12 V en CC pour qu'ils servent à alimenter d'autres cartes.

- Le GLU 920 communique avec d'autres systèmes avion en utilisant le ARINC 429 reçoit et transmet sur le système processeur A3.

La figure « II-3 » montre le bloc diagramme simplifié du GLU 920.

II-2 Contrôles et Indicateurs

- Le GLU 920 possède un bouton test sur le panneau avant et trois bi couleurs (rouge et vert), LED qui permet d'indiquer le statut du GLU 920 durant le cycle du self teste.

La figure «II-4 » montre une vue de face GLU 920.

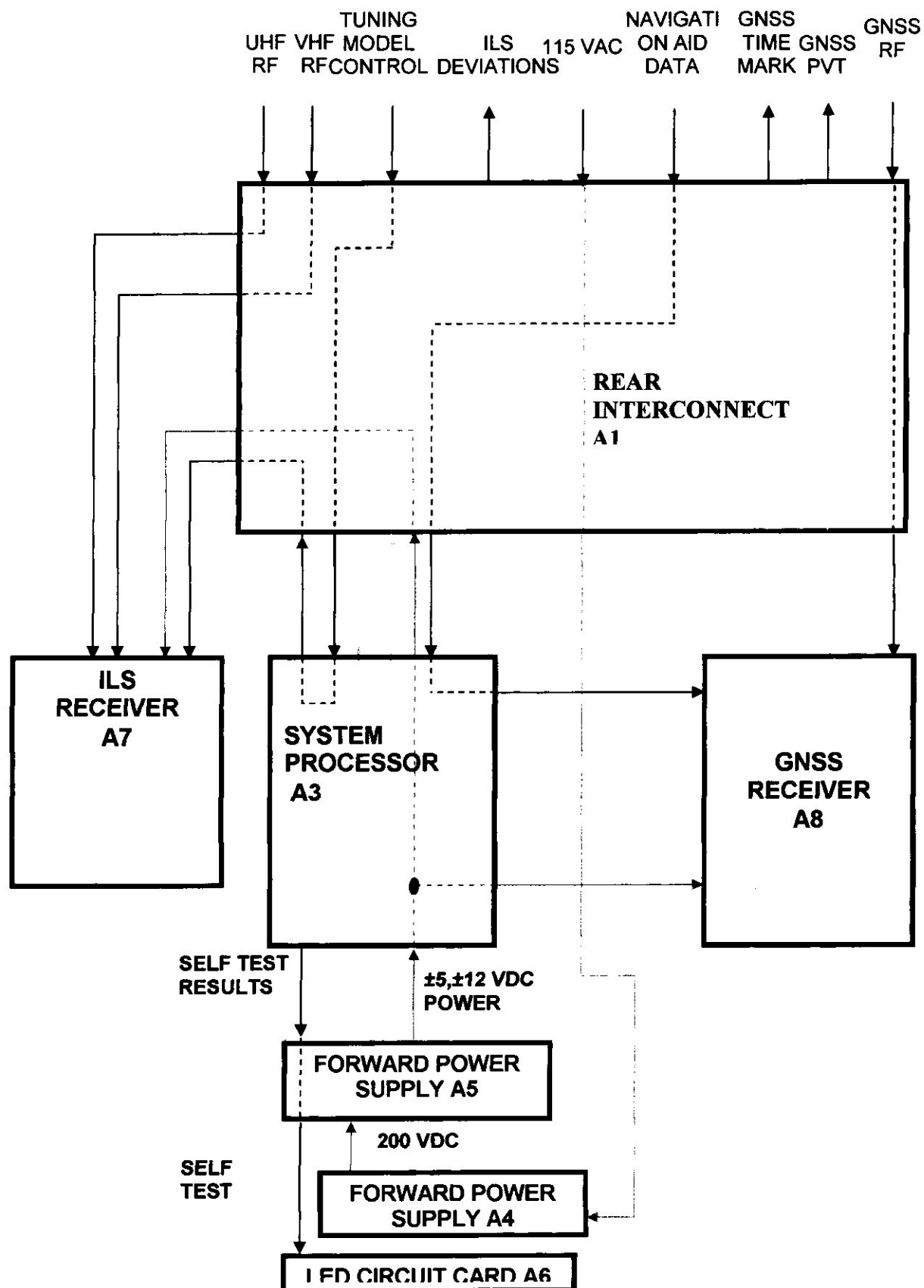
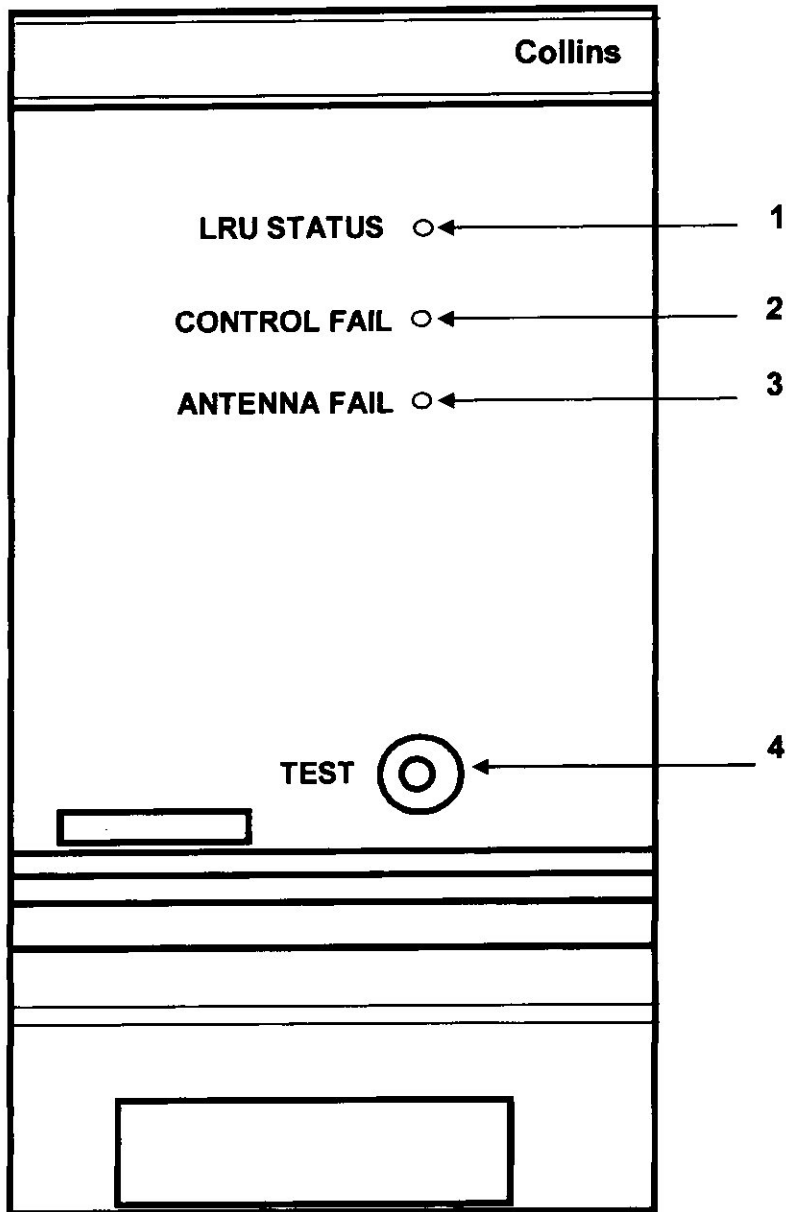


Figure II-3: GLU-920 Simplified Block Diagram



- 1- LRU Status Indicator
- 2- Control Fail Indicator
- 3- Antenna Fail Indicator
- 4- Test Pushbutton

Figure II-4: Front-Panel Controls and Indicators

II-3 Système processeur A3

La carte processeur A3 est un système qui gère tous les signaux du GLU 920, la figure « II-4 » montre le block diagramme du système processeur A3.

1- Système processeur :

Le Central Processing Unit (CPU) U69 lit et écrit vers les circuits connectés à travers le bus de donnée.

2- Bus d'adresse et de donnée :

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

3- Les mémoires :

Static Random Memory (SRAM), flash memory et Electrically Erasable Programmable Read Only Memory (EEPROM) assurent le support des fonctions du microprocesseur.

4- Circuits de Control :

Le Field Programmable Gate Array (FPGA) et la programmed Logic Device (PLD), assurent la fonction de contrôle du microprocesseur U62. Ces fonctions de contrôle comportent Chip Select, bus access grants, multiplexing of discrete inputs, system restart mode sélection et power down.

5- Communication :

Unloader Universal Asynchronous Receiver - Transmitter (UART) application Specific Integrated Circuit (ASICs) assure l'intercommunication entre système processeur A3, et le récepteur ILS A7 et le récepteur GNSS A8.

6- Déviation ILS :

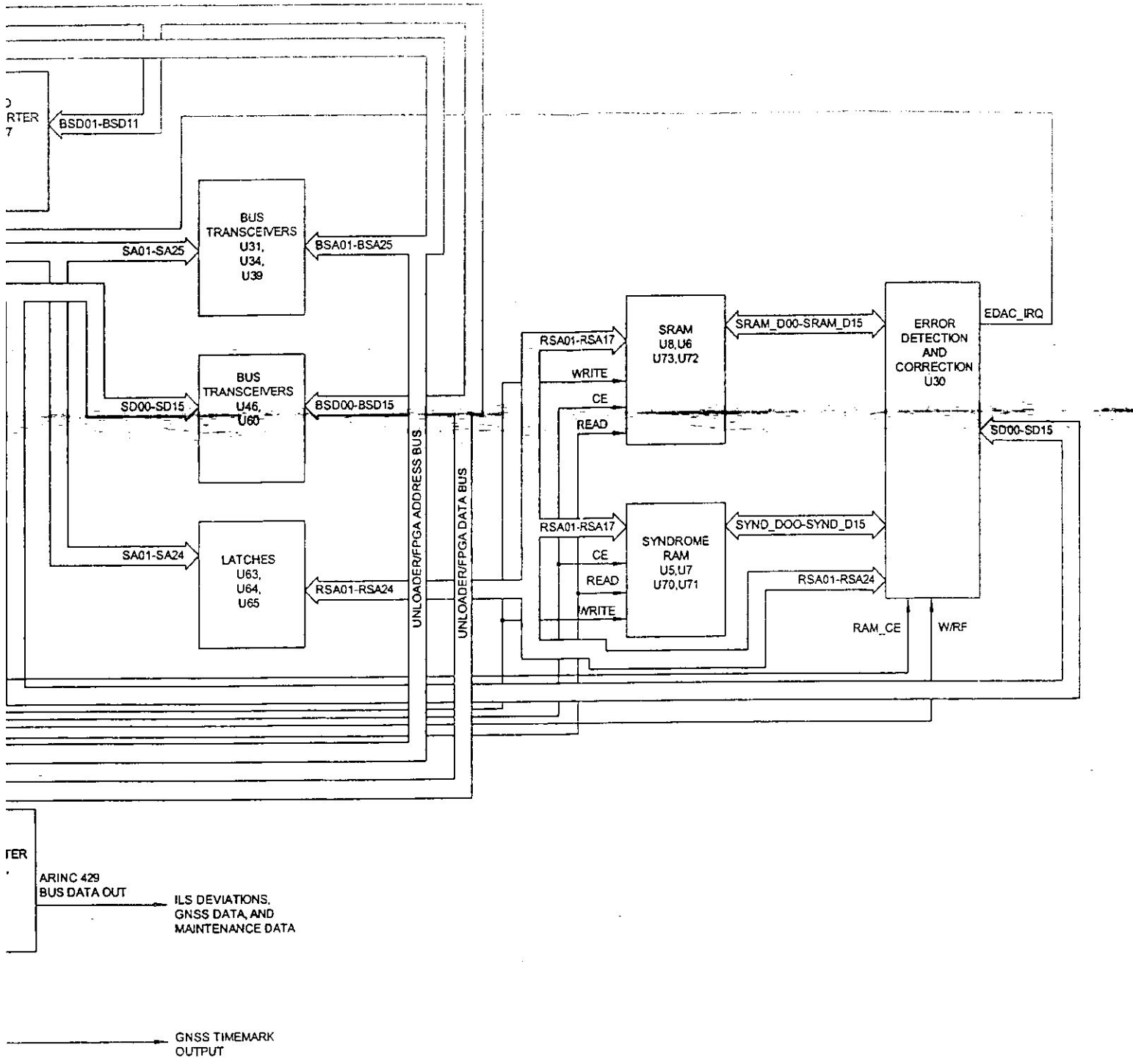
Les déviations ILS sont reçues du récepteur ILS A7 et traversent la carte A3 et sortent sous format ARINC 429 pour aller vers d'autres systèmes avion.

7- Données GNSS et Time Mark :

Les données GNSS et le Time MARK sont reçues du récepteur GNSS A8 et traversent la carte A3 sous format ARINC 429 pour aller vers d'autres systèmes avion.

8- L'alimentation :

L'alimentation d'entrée pour le 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.



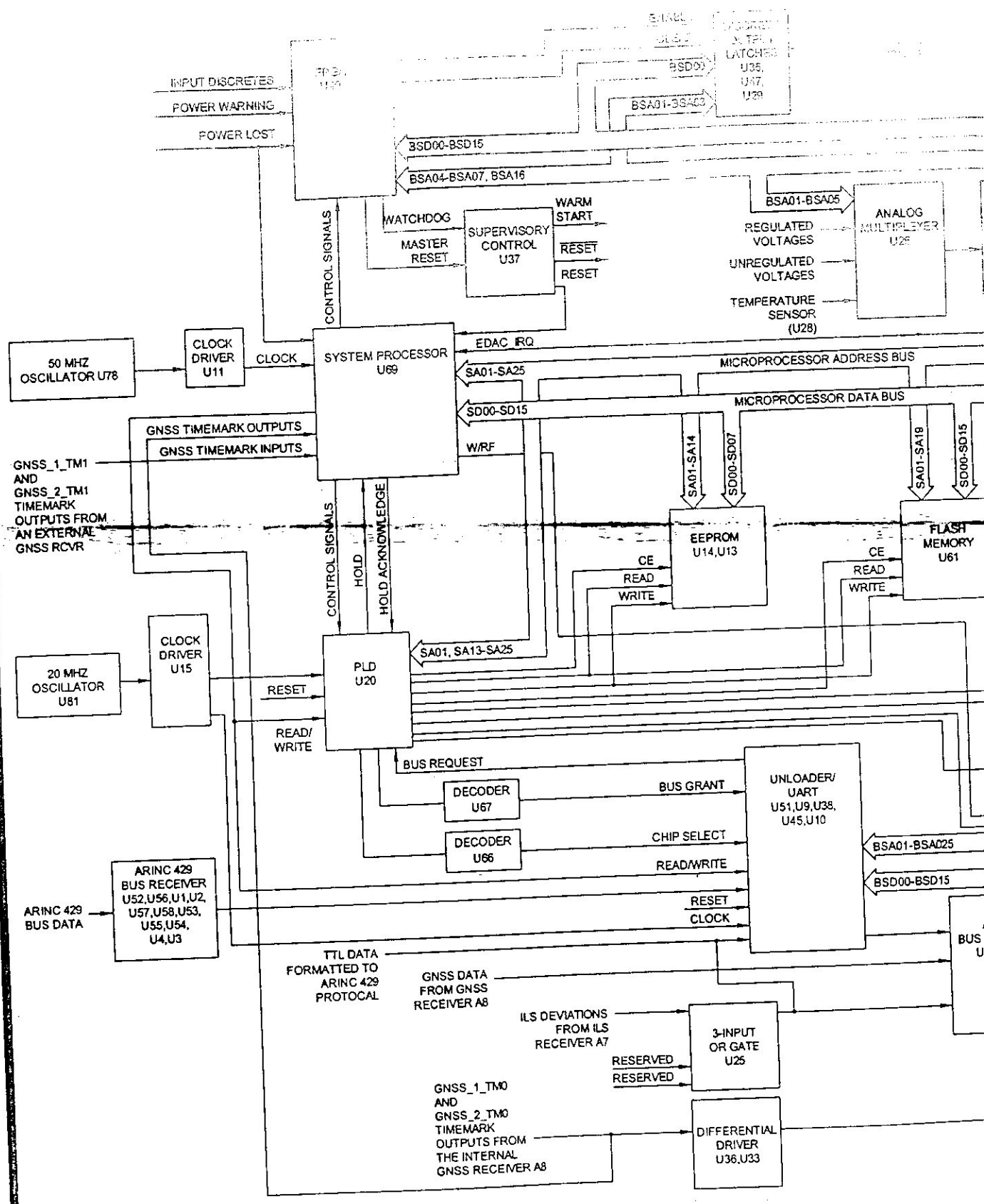


Figure II-5 : Processeur A3 Block Diagramme

II-4 ARINC 429

II-4-1 Définition de l'ARINC 429

L'ARINC 429 est une norme aéronautique internationale permettant le transport de données unidirectionnelles en séries entre un émetteur (source) et une vingtaine de récepteur au plus.

Ces données (numériques) sont codées en BCD (Binaire Code Decimal) ou en binaire compléments en deux. Elles peuvent représenter un cap, une altitude, une position, ou autres données...

Un message ARINC 429 est composé de plusieurs mots ARINC 429 séparés l'un de l'autre par intervalle de la durée de quatre (4) cycles d'horloge. Un mot ARINC 429 est composé 32 bits divisés en cinq champs ayant chacun sa propre fonction dans le transfert de données :

II-4-2 Format de l'ARINC 429

Chaque mot bus ARINC 429 se compose de 32 bits, la figure « II-6 » définit la fonction de chaque bit.

II-4-2-1 Champ étiquette

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...

Le champ étiquette est constitué de trois intervalles :

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

II-4-2-2 Champ SDI (Source Destination Identification)

Il 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.

Destination	Bit 10	Bit 9
Tous les récepteurs	0	0
Récepteur 1	0	1
Récepteur 2	1	0
Récepteur 3	1	1

II-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

- 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 l'information alpha numérique.

L'ARINC 429 considère 4 types de données transmissibles :

- Données numériques : exemple le décimal,
- Données discrètes : exemple fonction escalier,
- Données de maintenance : données aléatoires utilisées pour le test du bon fonctionnement,
- Données alphanumériques : exemple : hexadécimal.

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

II-4-2-4 Champ SSM (Sign Status Matrix)

Formé des bits 30 et 31. Il comprend deux éléments : signe (Sign) et états (Status) :

- **Signe :**

Il identifie les caractères du mot ARINC 429 à transmettre telles que direction (Nord, Sud, Droite, au dessus, au dessous) : signe (moins, plus) et valeur.

Si la donnée est un nombre négatif, elle est obligatoirement codée en binaire complémenté à deux et le signe négatif (-) est stocke dans le SSM.

- **Etat :**

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

- **Données invalides :**

- Pas de 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 de 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 fonctionnel :

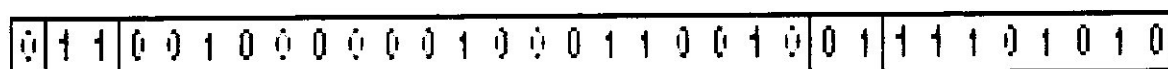
Ce test codé dans le SSM informe que la donnée dans le mot transmis est soit une exécution d'un test soit une commande de l'exécution d'un test.

SSM CODE	BCD		BNR	
	Bit 31	Bit 30	Bit 31	Bit 30
Normal Operation (NML)	0	0	1	1
No computed Data (NCD)	0	1	0	1
Fonctionnel Test (FT)	1	0	1	0
Failure Warning	1	1	0	0

II-4-2-5 Bit de parité

Le MSB (32^{ème} bit) est le bit de partie de 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 = 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.



P : PARITY (ODD)
 SM : STATUS MATRIX (DATA CONDITION/VALIDITY)
 SDI : SOURCE/DESTINATION IDENTIFIER
 LABEL : WORD-TYPE IDENTIFIER

Figure II-6 : Format de l'ARINC 429

II-4-3 Le signal électrique de l'ARINC 429

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

Voir figure « II-7 ».

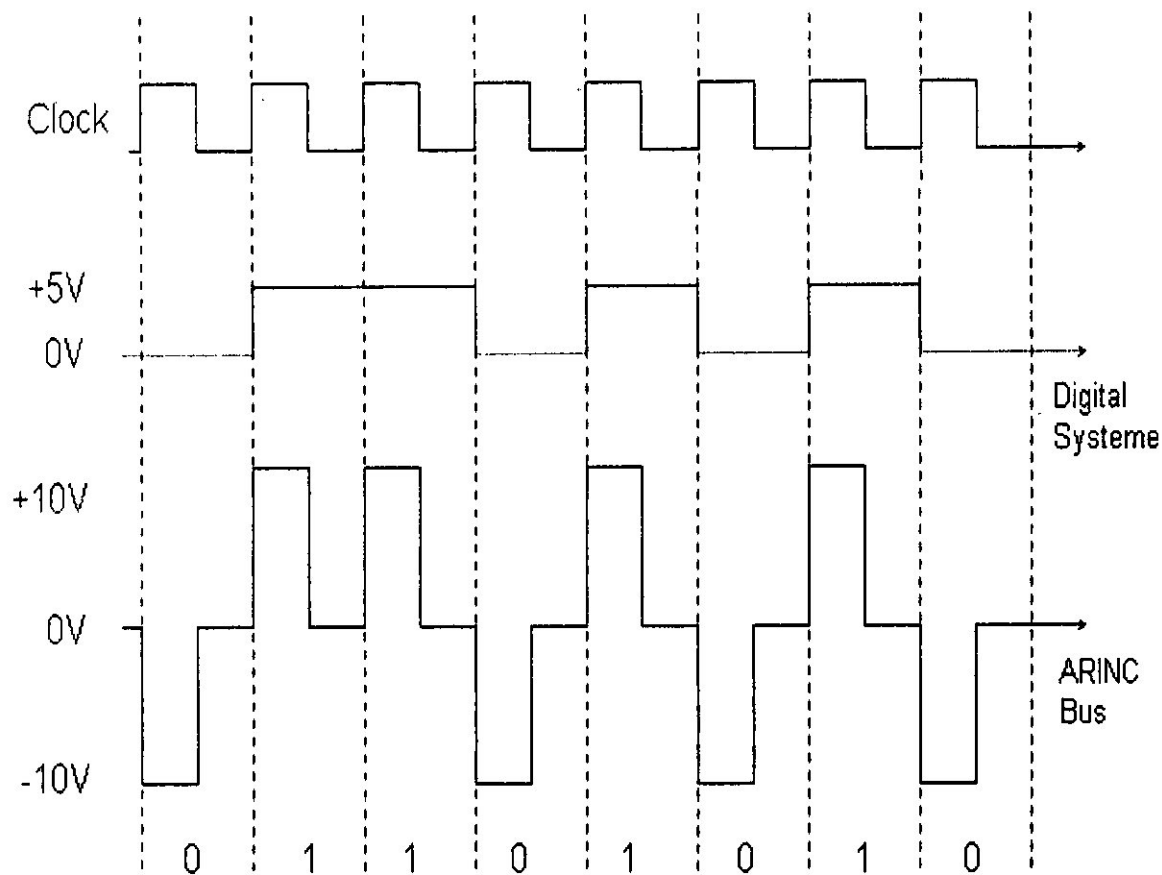


Figure II-7 : Chronogramme de l'ARINC 429

Tolérances

Le signal ARINC 429 possède une vitesse maximale de 100 K bits/s et une vitesse minimale de 12 à 14.5 K bits/s. Ces deux vitesses ne peuvent naturellement pas être utilisées sur le même bus.

II-5 Récepteur ILS A7

II-5-1 Introduction

Le récepteur ILS reçoit VHF et UHF Radio Fréquence Signal qui provient de l'antenne jacks sur le connecteur arrière à la sortie du récepteur en aura les déviations localizer et glideslope ainsi que flag voir le bloc diagramme simplifié sur le récepteur ILS figure « II-8 », le récepteur ILS A7 se compose de 4 partie :

Le récepteur VHF, le récepteur UHF, primaire instrumentation processeur et moniteur instrumentation processeur.

Le récepteur VHF reçoit le signal RF et il va être converti en fréquence intermédiaire. Le récepteur UHF reçoit le signal RF et il va être converti en UHF détection signal. L'instrumentation processeur converti la VHF IF et le signal de détection UHF en données numériques, ces données numériques sont utilisés pour le calcul des déviations. Les données de sortie du récepteur ILS A7 vont se diriger vers le système processeur A3 qui va leur donner un format ARINC 429 afin d'être exploité par Automatic Flight Control System (AFCS) et Aircraft Display System (ADS).

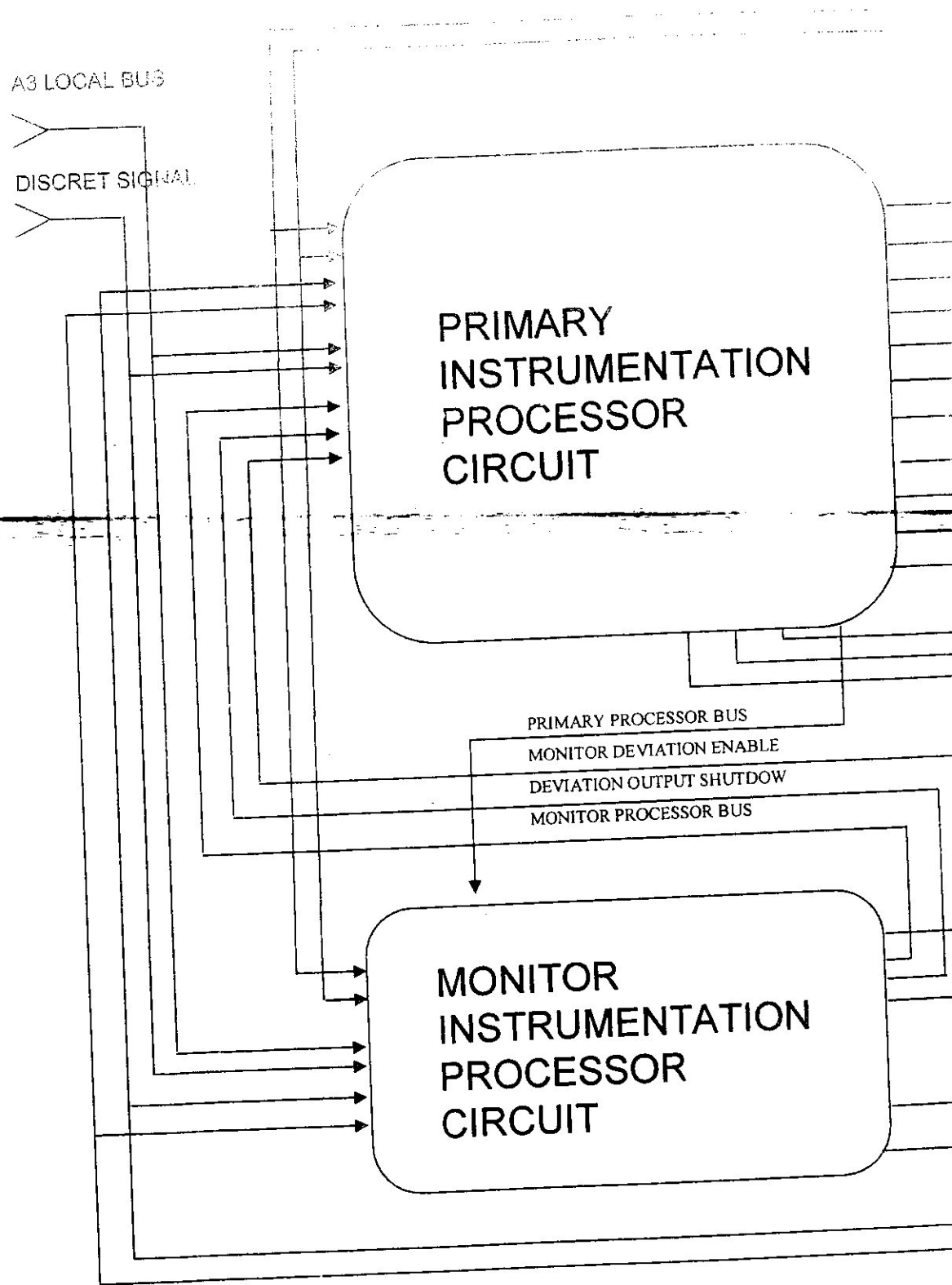


Figure II-8 : Block Diagramme de récepteur ILS A7

VHF SYNTHESIZER LOCKED

VHF RF

VHF RF

VFTM

BAND SELECT

VHF AGC

VHF S E

VHF F D

VHF AFC

VHF SHUTDOWN

VFTE

VHF
RECEIVER
CIRCUIT

AUDIO OUTPUT

ILS LOCAL BUS

ILS DEVIATION BUS

UHF RF

U S E

UHF F D

UFTM

UHF SHUTDOWN

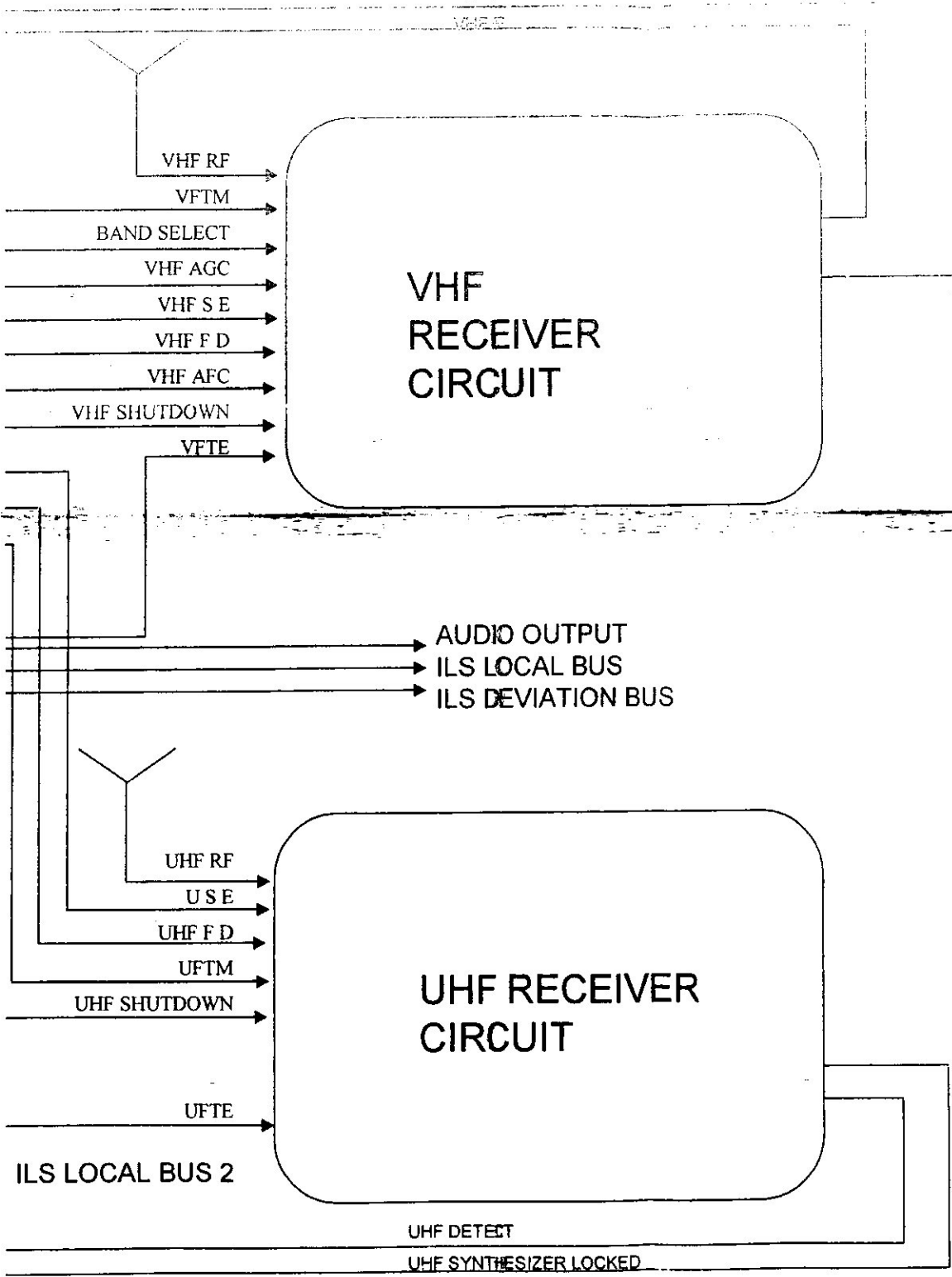
UFTE

UHF RECEIVER
CIRCUIT

ILS LOCAL BUS 2

UHF DETECT

UHF SYNTHESIZER LOCKED



II-5-2 Instrumentation processeur

Le récepteur ILS A7 se compose de primary et monitor instrumentation processeur circuit, le primary instrumentation processeur fournit instrumentation ILS, la sortie audio, la surveillance de l'alimentation local.

Le monitor instrumentation processeur fournit le calcul des déviations qui sont comparé avec les déviations calculées par le primary instrumentation processeur, le monitor instrumentation processeur désactivera les déviations de sortie du primary instrumentation processeur si les déviations calculés ne sont pas les même sur le primary instrumentation processeur.

II-5-2-1 Primary Instrumentation processeur

Voir figure «II-9» qui montre le bloc diagramme du primary instrumentation processeur.

Le micro processeur dans la primary instrumentation circuit est le digital signal processeur (DSP) U2. Le DSP exécute le programme software ILS qui est chargé dans la flash memory U3.

ARINC 429 UART U1 assure la communication entre primary instrumentation processeur et système processeur A3.

Le signal FI qui provient du récepteur VHF est échantillonné et maintenu par U10, U10 est contrôlé par PLD U8, ensuite le signal sera converti de l'analogique au digital série par U11, la sortie de U11 se dirige vers le DSP U2.

Le signal UHF détecté qui provient du récepteur UHF est converti de l'analogique au digital série par U13 qui se dirige vers le DSP U2, le convertisseur A/D U13 converti aussi le voltage de référence DSP en données digital utilisé par le self test.

Les signaux de déviation sont générés par 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 logique switches U17 et U23, l'activation ou désactivation des switches logique des sorties de déviation sont contrôlés par le PLD U8 et le Monitor instrumentation circuit.

La sortie série de la DSP U2 est converti à un signal analogique par le convertisseur D/A U14, ces données sont Automatic Gain Control AGC et Automatic Frequency Control AFC pour le récepteur VHF et l'Audio vers le système de distribution audio sur l'avion.

Le primary instrumentation processeur fournit la modulation au modulateur pour le self test circuit, le modulateur utilise la modulation pour génère le signal d'entrée RF qui est utilisé à l'entrée du récepteur, cette modulation est sous forme série digital qui provient du port de sortie de la DSP U2 et se dirige vers PLD U8 avant d'être converti en signal analogique par le convertisseur D/A U12, la sortie du convertisseur D/A U12 se divise en deux parties : Modulateur VHF et le modulateur UHF.

Le DSP U2 compare et calcul les déviations de localizer et glideslope avec ceux déterminés par le monitor instrumentation circuit. Les sorties de déviations sont mises à No Computed Data NCD si les déviations excèdent les limites prédéfinies.

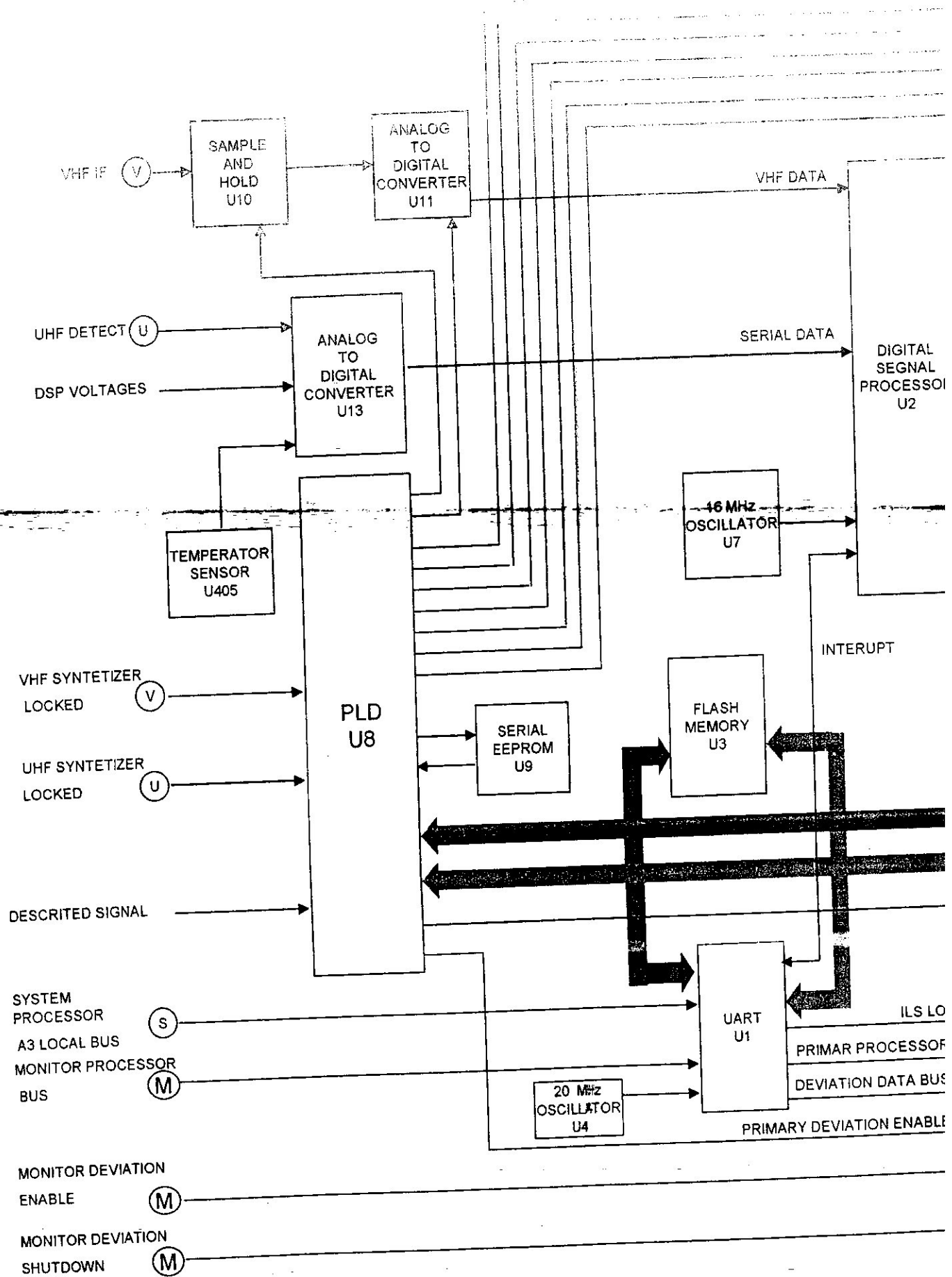
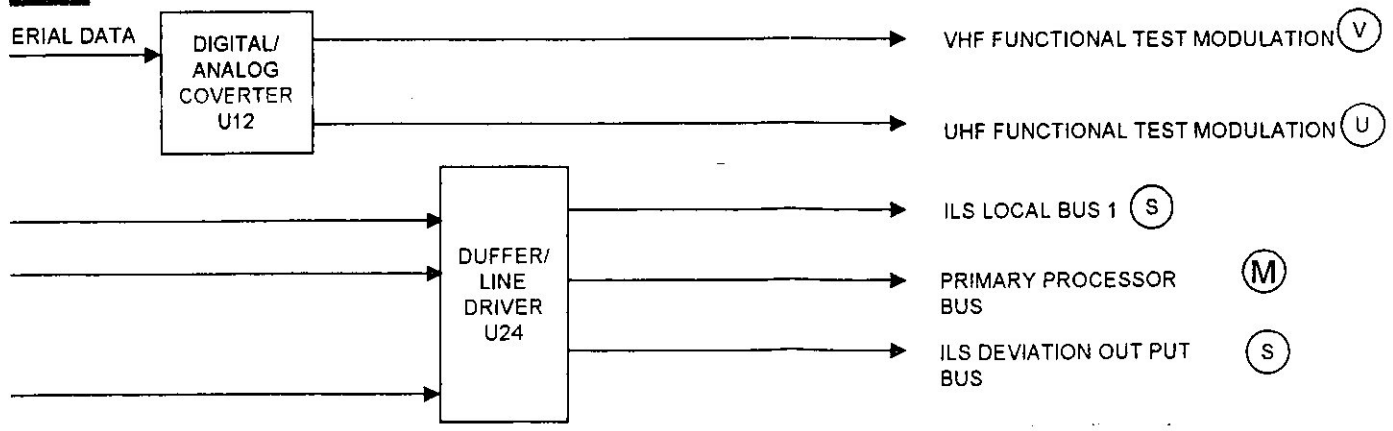
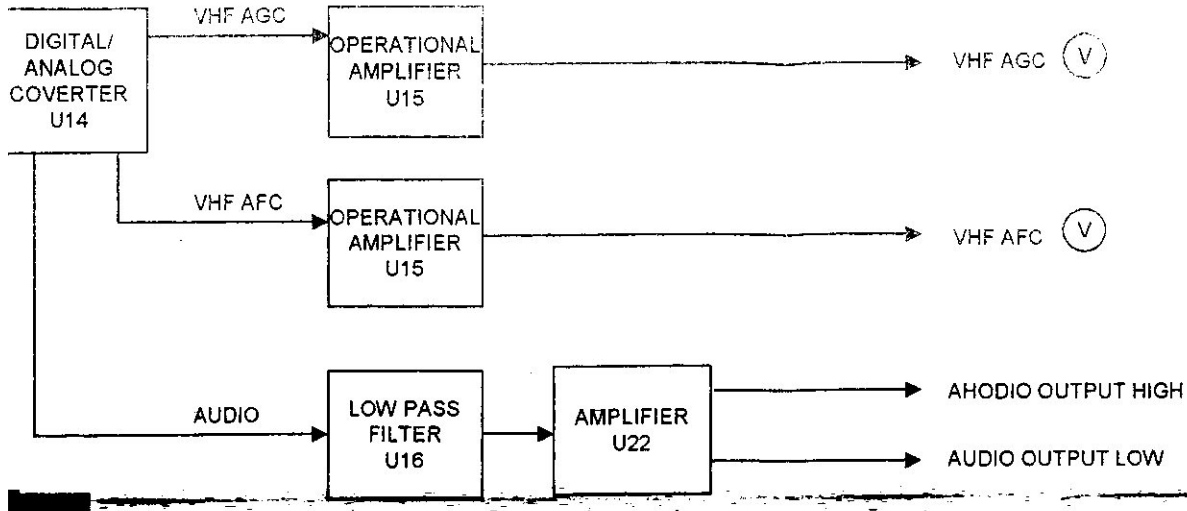
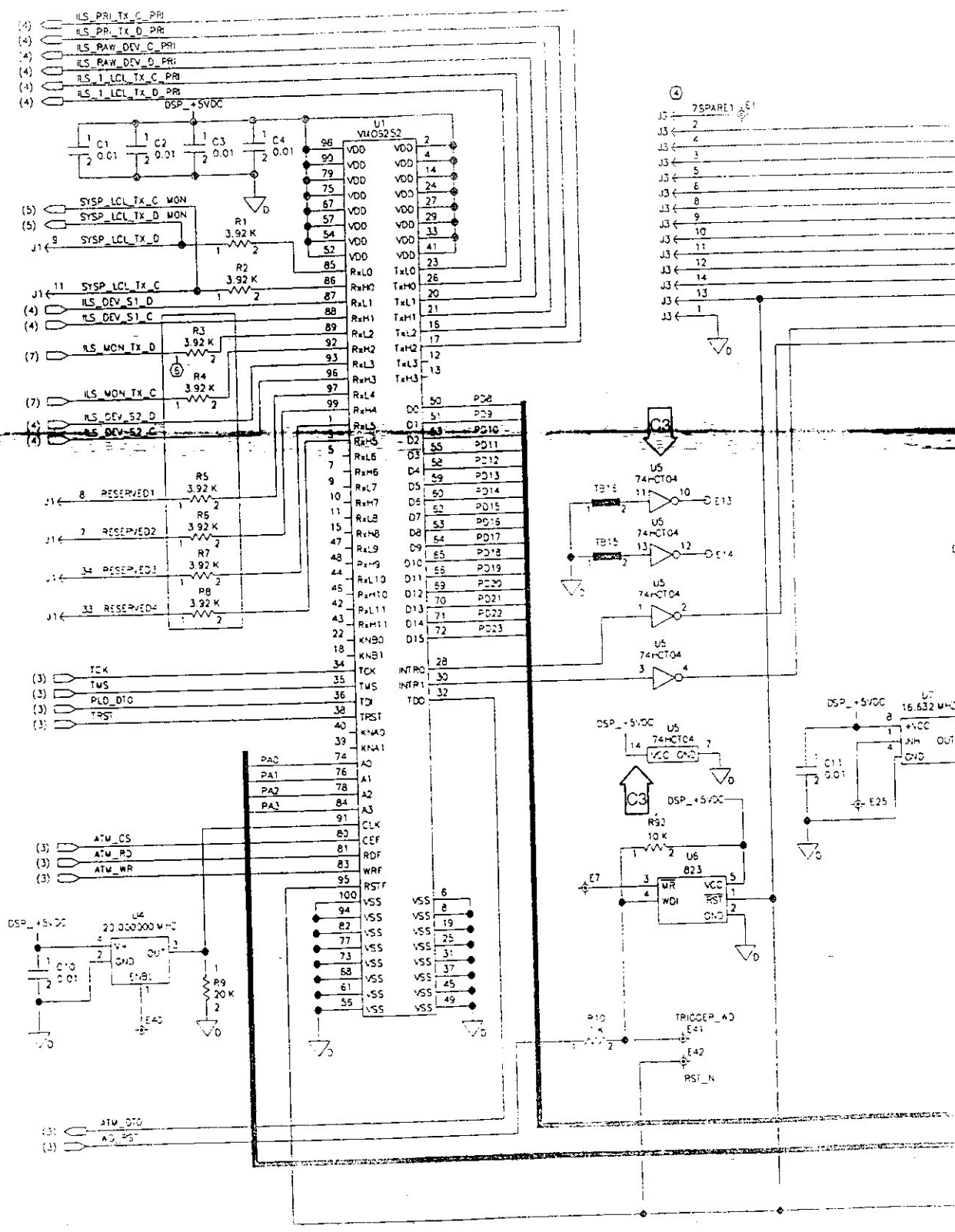


Figure II-9 : Bloc diagramme du primaire instrumentation processeur

VHF RECEIVER SHIFTER IN
 RADIO SELECT
 VHF SYNTHESIZER DATA
 VHF FREQUENCY DATA
 VHF SYNTHESIZER ENABLE
 VHF FREQUENCY DATA



ROCKWELL COLLINS
 COMBINED TEST MAINTENANCE MANUAL
 GLU-920 Heloail Landing Unit, PART NO 920-001

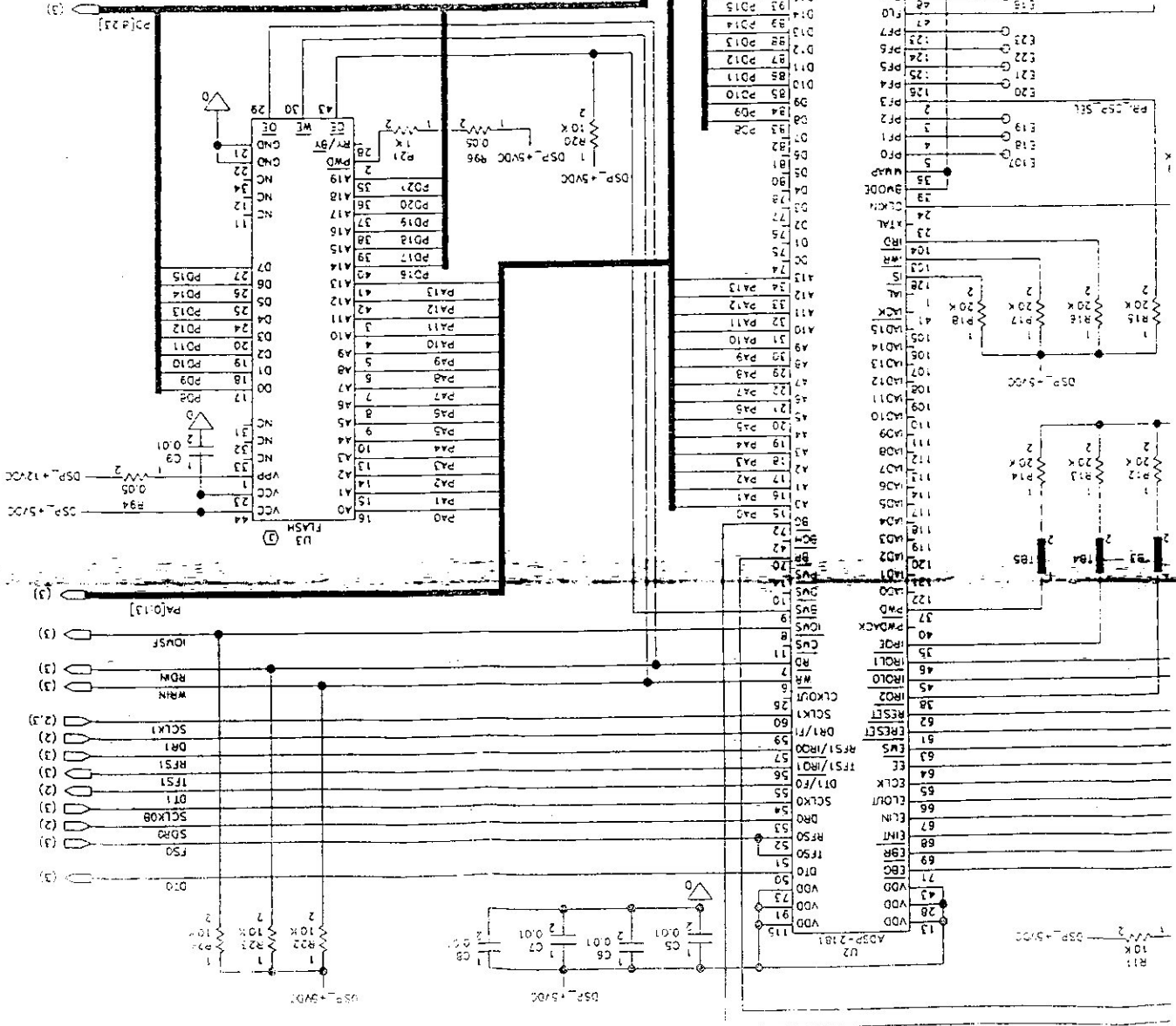


(3) S155
 (3) CLK15M
 (3) S157

- ① UNLESS OTHERWISE SPECIFIED, RESISTANCE VALUES ARE IN OHMS, CAPACITANCE VALUES ARE IN MICROFARADS, AND INDUCTANCE VALUES ARE IN MILLIHENRYS.
- ② PARTIAL REFERENCE DESIGNATIONS ARE SHOWN FOR COMPONENTS.
- ③ FOR COMPLETE DESIGNATION, REFER TO THE COMPONENT BOARD PART NUMBER.
- ④ INSTALLED AT NEXT HIGHER LEVEL ASSEMBLY UNIT AND/OR ASSEMBLY DESIGNATION.
- ⑤ INSTALLED AT NEXT HIGHER LEVEL ASSEMBLY UNIT.
- ⑥ NOT INSTALLED FOR ENGINEERING DEVELOPMENT USE ONLY.
- ⑦ NOT INSTALLED FOR FUTURE USE.
- ⑧ SEPARATION RESISTORS BETWEEN PINES



- ⑦ C433 AND C434 NOT INSTALLED AT ASSEMBLY LEVEL. MAY BE INSTALLED AT TEST DISCRETION ON PCB. SEE 5008-109.
- ⑧ C434 IS A TEST SELECT. P/R: 8229-8229-001.
- ⑨ INSTALLED AT NEXT HIGHER LEVEL ASSEMBLY UNIT AND/OR ASSEMBLY DESIGNATION.
- ⑩ C621, C622 AND C726 ARE TEST SELECTS. P/R: P/R: 8158-1058-001 WITH SINGLE BOARD POWER SUPPLY ONLY.
- ⑪ INSTALLED AT NEXT HIGHER LEVEL ASSEMBLY UNIT ONLY.



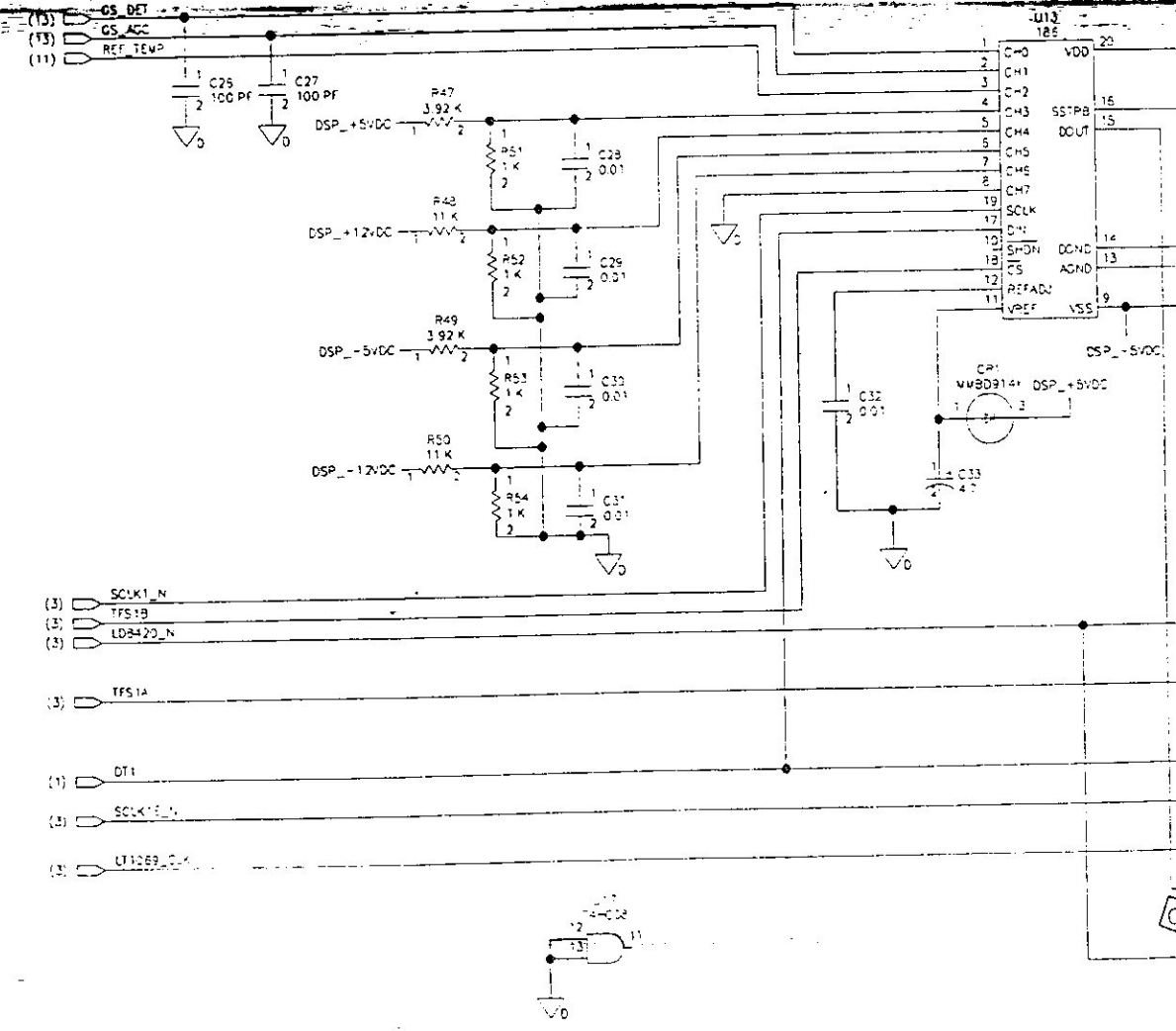
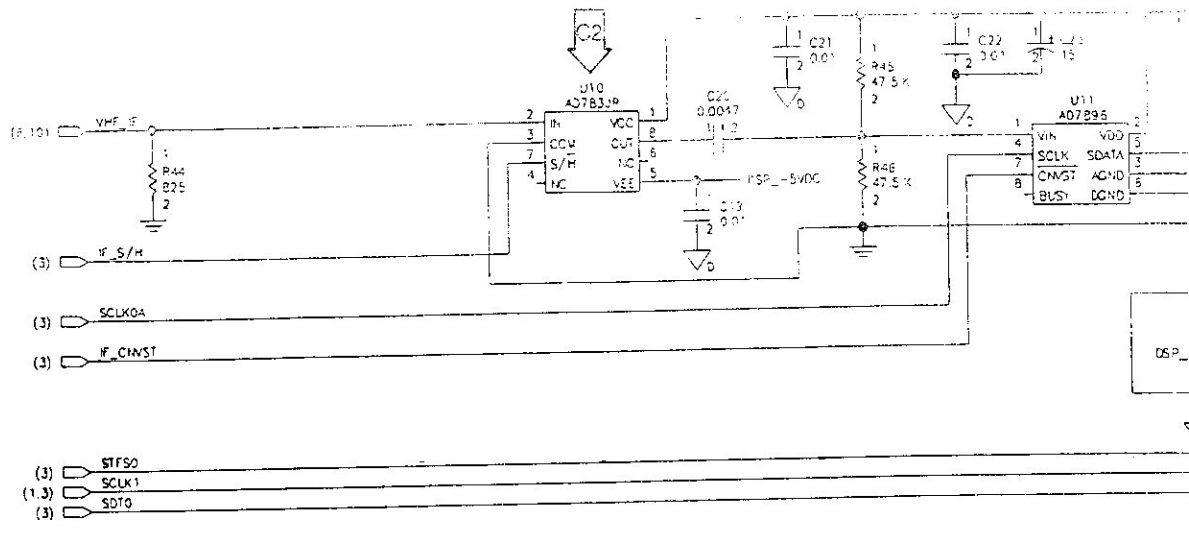
PA[0:15]
 IOVSF
 RDM
 WAIN
 SCLK1
 DR1
 RFS1
 TFS1
 DT1
 SCLK08
 SDR0
 FSO
 D10

USP+5VDC
 DSP+5VDC
 DSP+5VDC

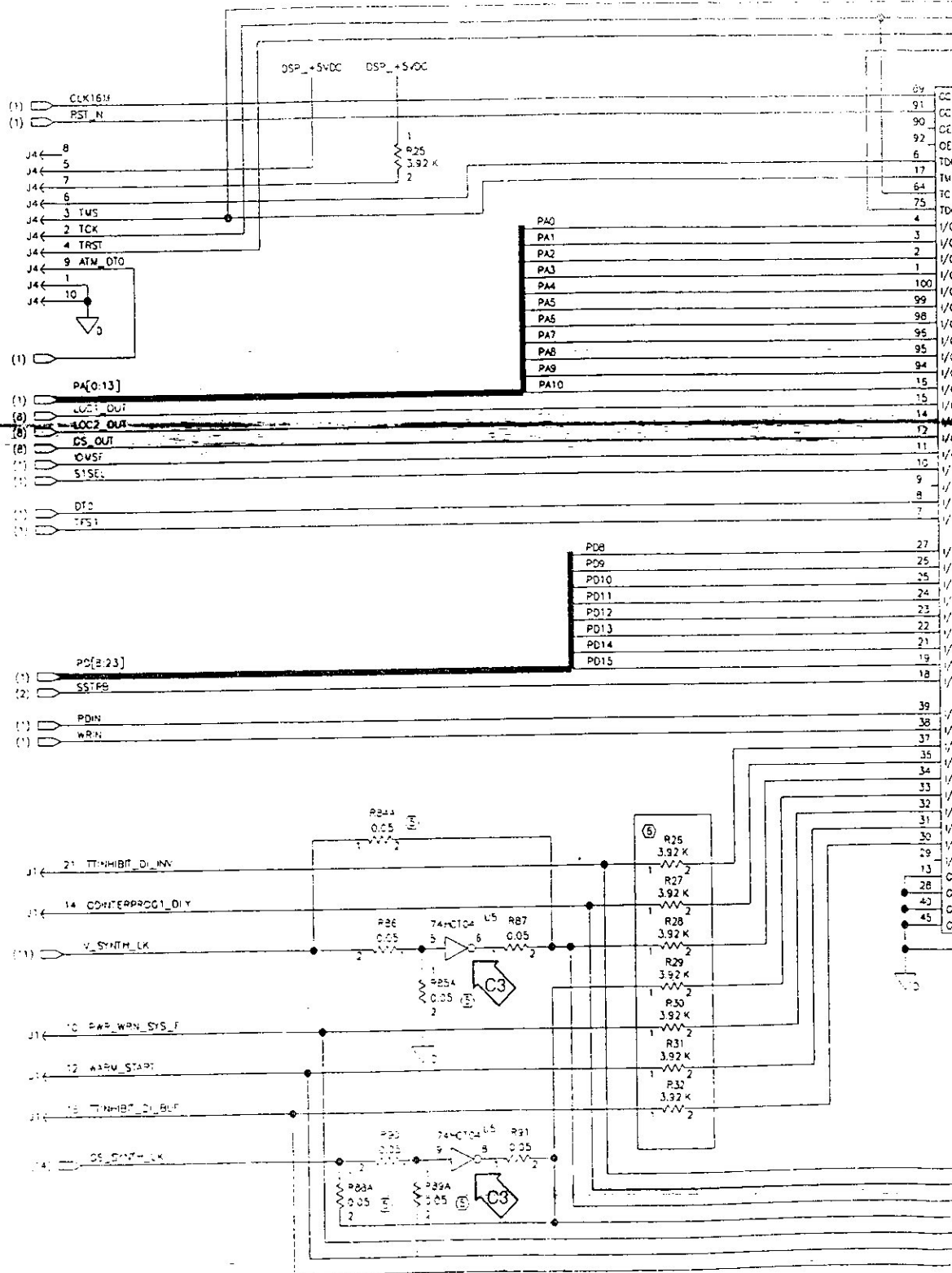
U3 FLASH
 VCC+5VDC
 VPP+12VDC
 C9
 C3
 R34
 R33
 R32
 R31
 R30
 R29
 R28
 R27
 R26
 R25
 R24
 R23
 R22
 R21
 R20
 R19
 R18
 R17
 R16
 R15
 R14
 R13
 R12
 R11
 R10
 R9
 R8
 R7
 R6
 R5
 R4
 R3
 R2
 R1

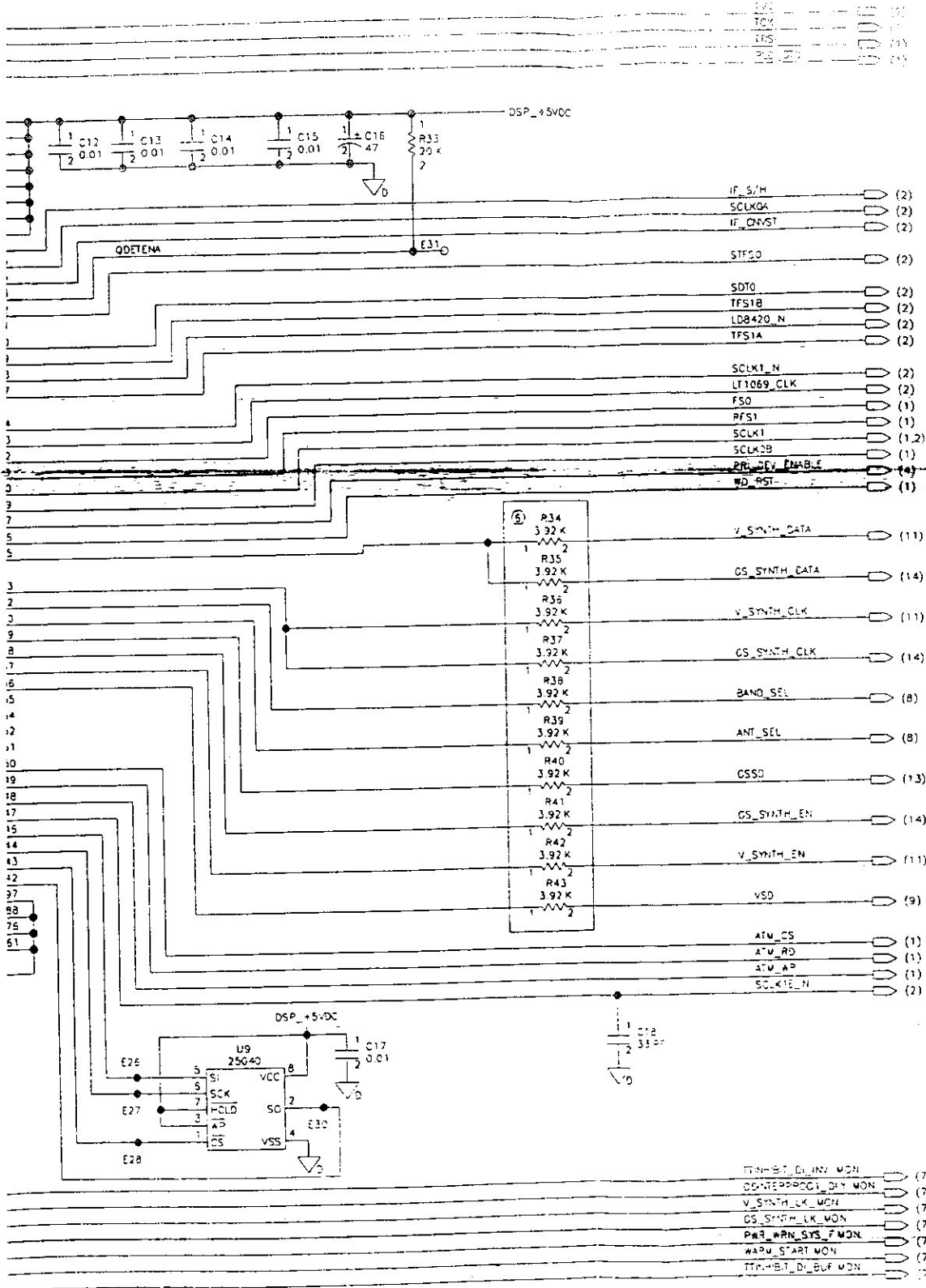
U2 ADSP-2181
 VDD0
 VDD1
 VDD2
 VDD3
 VDD4
 VDD5
 VDD6
 VDD7
 VDD8
 VDD9
 VDD10
 VDD11
 VDD12
 VDD13
 VDD14
 VDD15
 VDD16
 VDD17
 VDD18
 VDD19
 VDD20
 VDD21
 VDD22
 VDD23
 VDD24
 VDD25
 VDD26
 VDD27
 VDD28
 VDD29
 VDD30
 VDD31
 VDD32
 VDD33
 VDD34
 VDD35
 VDD36
 VDD37
 VDD38
 VDD39
 VDD40
 VDD41
 VDD42
 VDD43
 VDD44
 VDD45
 VDD46
 VDD47
 VDD48
 VDD49
 VDD50
 VDD51
 VDD52
 VDD53
 VDD54
 VDD55
 VDD56
 VDD57
 VDD58
 VDD59
 VDD60
 VDD61
 VDD62
 VDD63
 VDD64
 VDD65
 VDD66
 VDD67
 VDD68
 VDD69
 VDD70
 VDD71
 VDD72
 VDD73
 VDD74
 VDD75
 VDD76
 VDD77
 VDD78
 VDD79
 VDD80
 VDD81
 VDD82
 VDD83
 VDD84
 VDD85
 VDD86
 VDD87
 VDD88
 VDD89
 VDD90
 VDD91
 VDD92
 VDD93
 VDD94
 VDD95
 VDD96
 VDD97
 VDD98
 VDD99
 VDD100
 VDD101
 VDD102
 VDD103
 VDD104
 VDD105
 VDD106
 VDD107
 VDD108
 VDD109
 VDD110
 VDD111
 VDD112
 VDD113
 VDD114
 VDD115
 VDD116
 VDD117
 VDD118
 VDD119
 VDD120
 VDD121
 VDD122
 VDD123
 VDD124
 VDD125
 VDD126
 VDD127
 VDD128
 VDD129
 VDD130
 VDD131
 VDD132
 VDD133
 VDD134
 VDD135
 VDD136
 VDD137
 VDD138
 VDD139
 VDD140
 VDD141
 VDD142
 VDD143
 VDD144
 VDD145
 VDD146
 VDD147
 VDD148
 VDD149
 VDD150
 VDD151
 VDD152
 VDD153
 VDD154
 VDD155
 VDD156
 VDD157
 VDD158
 VDD159
 VDD160
 VDD161
 VDD162
 VDD163
 VDD164
 VDD165
 VDD166
 VDD167
 VDD168
 VDD169
 VDD170
 VDD171
 VDD172
 VDD173
 VDD174
 VDD175
 VDD176
 VDD177
 VDD178
 VDD179
 VDD180
 VDD181
 VDD182
 VDD183
 VDD184
 VDD185
 VDD186
 VDD187
 VDD188
 VDD189
 VDD190
 VDD191
 VDD192
 VDD193
 VDD194
 VDD195
 VDD196
 VDD197
 VDD198
 VDD199
 VDD200
 VDD201
 VDD202
 VDD203
 VDD204
 VDD205
 VDD206
 VDD207
 VDD208
 VDD209
 VDD210
 VDD211
 VDD212
 VDD213
 VDD214
 VDD215
 VDD216
 VDD217
 VDD218
 VDD219
 VDD220
 VDD221
 VDD222
 VDD223
 VDD224
 VDD225
 VDD226
 VDD227
 VDD228
 VDD229
 VDD230
 VDD231
 VDD232
 VDD233
 VDD234
 VDD235
 VDD236
 VDD237
 VDD238
 VDD239
 VDD240
 VDD241
 VDD242
 VDD243
 VDD244
 VDD245
 VDD246
 VDD247
 VDD248
 VDD249
 VDD250
 VDD251
 VDD252
 VDD253
 VDD254
 VDD255
 VDD256
 VDD257
 VDD258
 VDD259
 VDD260
 VDD261
 VDD262
 VDD263
 VDD264
 VDD265
 VDD266
 VDD267
 VDD268
 VDD269
 VDD270
 VDD271
 VDD272
 VDD273
 VDD274
 VDD275
 VDD276
 VDD277
 VDD278
 VDD279
 VDD280
 VDD281
 VDD282
 VDD283
 VDD284
 VDD285
 VDD286
 VDD287
 VDD288
 VDD289
 VDD290
 VDD291
 VDD292
 VDD293
 VDD294
 VDD295
 VDD296
 VDD297
 VDD298
 VDD299
 VDD300
 VDD301
 VDD302
 VDD303
 VDD304
 VDD305
 VDD306
 VDD307
 VDD308
 VDD309
 VDD310
 VDD311
 VDD312
 VDD313
 VDD314
 VDD315
 VDD316
 VDD317
 VDD318
 VDD319
 VDD320
 VDD321
 VDD322
 VDD323
 VDD324
 VDD325
 VDD326
 VDD327
 VDD328
 VDD329
 VDD330
 VDD331
 VDD332
 VDD333
 VDD334
 VDD335
 VDD336
 VDD337
 VDD338
 VDD339
 VDD340
 VDD341
 VDD342
 VDD343
 VDD344
 VDD345
 VDD346
 VDD347
 VDD348
 VDD349
 VDD350
 VDD351
 VDD352
 VDD353
 VDD354
 VDD355
 VDD356
 VDD357
 VDD358
 VDD359
 VDD360
 VDD361
 VDD362
 VDD363
 VDD364
 VDD365
 VDD366
 VDD367
 VDD368
 VDD369
 VDD370
 VDD371
 VDD372
 VDD373
 VDD374
 VDD375
 VDD376
 VDD377
 VDD378
 VDD379
 VDD380
 VDD381
 VDD382
 VDD383
 VDD384
 VDD385
 VDD386
 VDD387
 VDD388
 VDD389
 VDD390
 VDD391
 VDD392
 VDD393
 VDD394
 VDD395
 VDD396
 VDD397
 VDD398
 VDD399
 VDD400
 VDD401
 VDD402
 VDD403
 VDD404
 VDD405
 VDD406
 VDD407
 VDD408
 VDD409
 VDD410
 VDD411
 VDD412
 VDD413
 VDD414
 VDD415
 VDD416
 VDD417
 VDD418
 VDD419
 VDD420
 VDD421
 VDD422
 VDD423
 VDD424
 VDD425
 VDD426
 VDD427
 VDD428
 VDD429
 VDD430
 VDD431
 VDD432
 VDD433
 VDD434
 VDD435
 VDD436
 VDD437
 VDD438
 VDD439
 VDD440
 VDD441
 VDD442
 VDD443
 VDD444
 VDD445
 VDD446
 VDD447
 VDD448
 VDD449
 VDD450
 VDD451
 VDD452
 VDD453
 VDD454
 VDD455
 VDD456
 VDD457
 VDD458
 VDD459
 VDD460
 VDD461
 VDD462
 VDD463
 VDD464
 VDD465
 VDD466
 VDD467
 VDD468
 VDD469
 VDD470
 VDD471
 VDD472
 VDD473
 VDD474
 VDD475
 VDD476
 VDD477
 VDD478
 VDD479
 VDD480
 VDD481
 VDD482
 VDD483
 VDD484
 VDD485
 VDD486
 VDD487
 VDD488
 VDD489
 VDD490
 VDD491
 VDD492
 VDD493
 VDD494
 VDD495
 VDD496
 VDD497
 VDD498
 VDD499
 VDD500
 VDD501
 VDD502
 VDD503
 VDD504
 VDD505
 VDD506
 VDD507
 VDD508
 VDD509
 VDD510
 VDD511
 VDD512
 VDD513
 VDD514
 VDD515
 VDD516
 VDD517
 VDD518
 VDD519
 VDD520
 VDD521
 VDD522
 VDD523
 VDD524
 VDD525
 VDD526
 VDD527
 VDD528
 VDD529
 VDD530
 VDD531
 VDD532
 VDD533
 VDD534
 VDD535
 VDD536
 VDD537
 VDD538
 VDD539
 VDD540
 VDD541
 VDD542
 VDD543
 VDD544
 VDD545
 VDD546
 VDD547
 VDD548
 VDD549
 VDD550
 VDD551
 VDD552
 VDD553
 VDD554
 VDD555
 VDD556
 VDD557
 VDD558
 VDD559
 VDD560
 VDD561
 VDD562
 VDD563
 VDD564
 VDD565
 VDD566
 VDD567
 VDD568
 VDD569
 VDD570
 VDD571
 VDD572
 VDD573
 VDD574
 VDD575
 VDD576
 VDD577
 VDD578
 VDD579
 VDD580
 VDD581
 VDD582
 VDD583
 VDD584
 VDD585
 VDD586
 VDD587
 VDD588
 VDD589
 VDD590
 VDD591
 VDD592
 VDD593
 VDD594
 VDD595
 VDD596
 VDD597
 VDD598
 VDD599
 VDD600
 VDD601
 VDD602
 VDD603
 VDD604
 VDD605
 VDD606
 VDD607
 VDD608
 VDD609
 VDD610
 VDD611
 VDD612
 VDD613
 VDD614
 VDD615
 VDD616
 VDD617
 VDD618
 VDD619
 VDD620
 VDD621
 VDD622
 VDD623
 VDD624
 VDD625
 VDD626
 VDD627
 VDD628
 VDD629
 VDD630
 VDD631
 VDD632
 VDD633
 VDD634
 VDD635
 VDD636
 VDD637
 VDD638
 VDD639
 VDD640
 VDD641
 VDD642
 VDD643
 VDD644
 VDD645
 VDD646
 VDD647
 VDD648
 VDD649
 VDD650
 VDD651
 VDD652
 VDD653
 VDD654
 VDD655
 VDD656
 VDD657
 VDD658
 VDD659
 VDD660
 VDD661
 VDD662
 VDD663
 VDD664
 VDD665
 VDD666
 VDD667
 VDD668
 VDD669
 VDD670
 VDD671
 VDD672
 VDD673
 VDD674
 VDD675
 VDD676
 VDD677
 VDD678
 VDD679
 VDD680
 VDD681
 VDD682
 VDD683
 VDD684
 VDD685
 VDD686
 VDD687
 VDD688
 VDD689
 VDD690
 VDD691
 VDD692
 VDD693
 VDD694
 VDD695
 VDD696
 VDD697
 VDD698
 VDD699
 VDD700
 VDD701
 VDD702
 VDD703
 VDD704
 VDD705
 VDD706
 VDD707
 VDD708
 VDD709
 VDD710
 VDD711
 VDD712
 VDD713
 VDD714
 VDD715
 VDD716
 VDD717
 VDD718
 VDD719
 VDD720
 VDD721
 VDD722
 VDD723
 VDD724
 VDD725
 VDD726
 VDD727
 VDD728
 VDD729
 VDD730
 VDD731
 VDD732
 VDD733
 VDD734
 VDD735
 VDD736
 VDD737
 VDD738
 VDD739
 VDD740
 VDD741
 VDD742
 VDD743
 VDD744
 VDD745
 VDD746
 VDD747
 VDD748
 VDD749
 VDD750
 VDD751
 VDD752
 VDD753
 VDD754
 VDD755
 VDD756
 VDD757
 VDD758
 VDD759
 VDD760
 VDD761
 VDD762
 VDD763
 VDD764
 VDD765
 VDD766
 VDD767
 VDD768
 VDD769
 VDD770
 VDD771
 VDD772
 VDD773
 VDD774
 VDD775
 VDD776
 VDD777
 VDD778
 VDD779
 VDD780
 VDD781
 VDD782
 VDD783
 VDD784
 VDD785
 VDD786
 VDD787
 VDD788
 VDD789
 VDD790
 VDD791
 VDD792
 VDD793
 VDD794
 VDD795
 VDD796
 VDD797
 VDD798
 VDD799
 VDD800
 VDD801
 VDD802
 VDD803
 VDD804
 VDD805
 VDD806
 VDD807
 VDD808
 VDD809
 VDD810
 VDD811
 VDD812
 VDD813
 VDD814
 VDD815
 VDD816
 VDD817
 VDD818
 VDD819
 VDD820
 VDD821
 VDD822
 VDD823
 VDD824
 VDD825
 VDD826
 VDD827
 VDD828
 VDD829
 VDD830
 VDD831
 VDD832
 VDD833
 VDD834
 VDD835
 VDD836
 VDD837
 VDD838
 VDD839
 VDD840
 VDD841
 VDD842
 VDD843
 VDD844
 VDD845
 VDD846
 VDD847
 VDD848
 VDD849
 VDD850
 VDD851
 VDD852
 VDD853
 VDD854
 VDD855
 VDD856
 VDD857
 VDD858
 VDD859
 VDD860
 VDD861
 VDD862
 VDD863
 VDD864
 VDD865
 VDD866
 VDD867
 VDD868
 VDD869
 VDD870
 VDD871
 VDD872
 VDD873
 VDD874
 VDD875
 VDD876
 VDD877
 VDD878
 VDD879
 VDD880
 VDD881
 VDD882
 VDD883
 VDD884
 VDD885
 VDD886
 VDD887
 VDD888
 VDD889
 VDD890
 VDD891
 VDD892
 VDD893
 VDD894
 VDD895
 VDD896
 VDD897
 VDD898
 VDD899
 VDD900
 VDD901
 VDD902
 VDD903
 VDD904
 VDD905
 VDD906
 VDD907
 VDD908
 VDD909
 VDD910
 VDD911
 VDD912
 VDD913
 VDD914
 VDD915
 VDD916
 VDD917
 VDD918
 VDD919
 VDD920
 VDD921
 VDD922
 VDD923
 VDD924
 VDD925
 VDD926
 VDD927
 VDD928
 VDD929
 VDD930
 VDD931
 VDD932
 VDD933
 VDD934
 VDD935
 VDD936
 VDD937
 VDD938
 VDD939
 VDD940
 VDD941
 VDD942
 VDD943
 VDD944
 VDD945
 VDD946
 VDD947
 VDD948
 VDD949
 VDD950
 VDD951
 VDD952
 VDD953
 VDD954
 VDD955
 VDD956
 VDD957
 VDD958
 VDD959
 VDD960
 VDD961
 VDD962
 VDD963
 VDD964
 VDD965
 VDD966
 VDD967
 VDD968
 VDD969
 VDD970
 VDD971
 VDD972
 VDD973
 VDD974
 VDD975
 VDD976
 VDD977
 VDD978
 VDD979
 VDD980
 VDD981
 VDD982
 VDD983
 VDD984
 VDD985
 VDD986
 VDD987
 VDD988
 VDD989
 VDD990
 VDD991
 VDD992
 VDD993
 VDD994
 VDD995
 VDD996
 VDD997
 VDD998
 VDD999
 VDD1000

COMPONENT MAINTENANCE MANUAL
 47-0271-001 Landing Unit, Part NO 826-1 (P. 1)

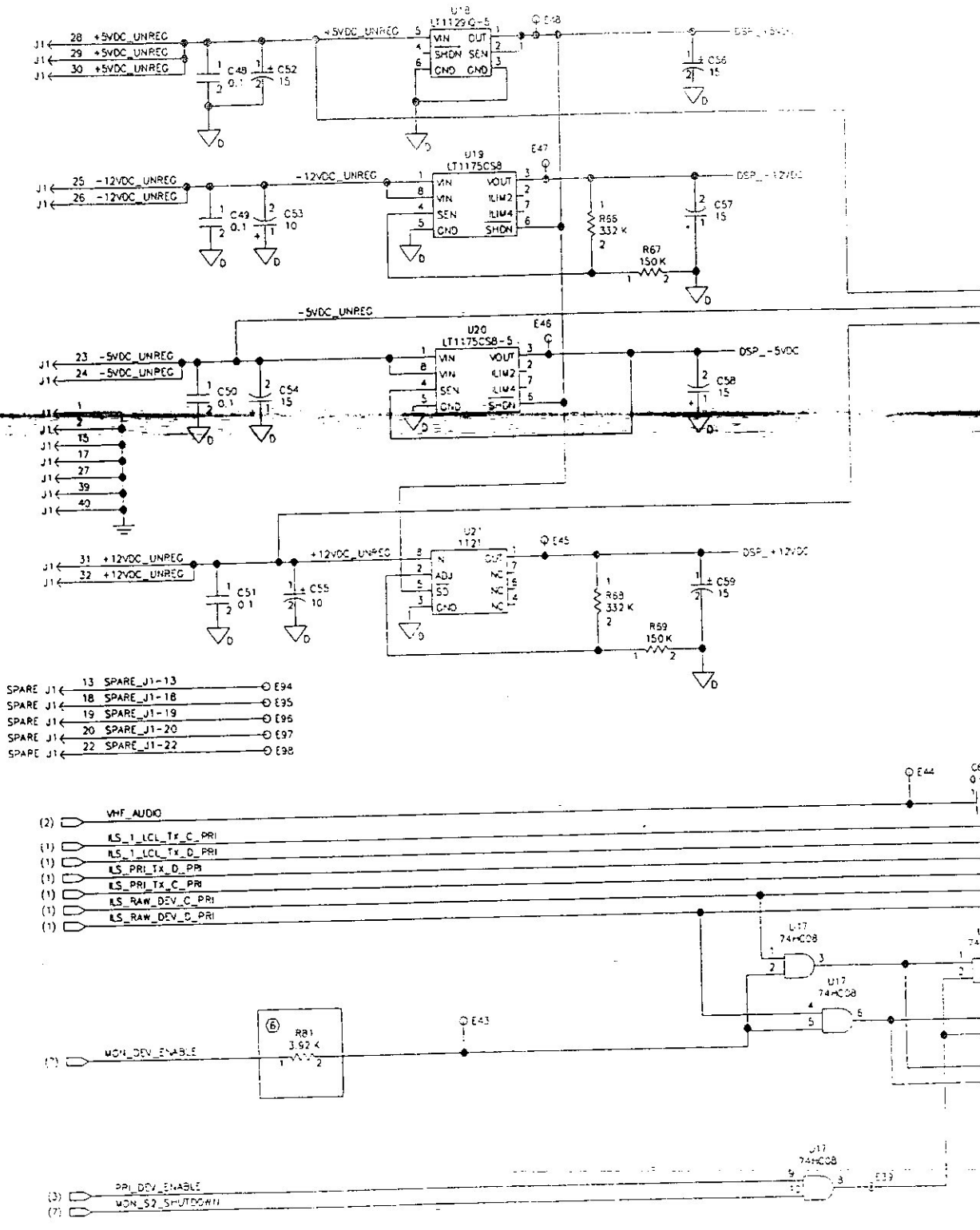


QUORQUETWELL COMPANY
 COMPONENT MAINTENANCE MANUAL
 GLU-920 Global Landing Unit, PART NO 822-1152





ROCKWELL COLLINS
 COMPONENT MAINTENANCE MANUAL
 (GLU-920 Global Landing Unit, PART NO 828-115)



II-5-2-2 Monitor Instrumentation Processor

Voir figure « II-10 » qui montre le block diagramme simplifier du monitor instrumentation processor.

Le microprocesseur DSP U101 exécute le software programme de l'ILS qui est stocké dans la flash memory U102.

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

La VHF IF du récepteur VHF est échantillonné et gardé par U113 au rythme du contrôleur PLD U110, puis converti de l'analogique a un signal série digital par U107, la sortie du U107 se dirigé vers l'entrée de DSP U101.

Le signal UHF détecté reçu par le monitor instrumentation circuit est converti de l'analogique vers le digital par U109, puis dirigé vers l'entrée de DSP U101. Le convertisseur A/D U109 converti aussi les voltages de référence (en provenance des régulateurs des circuits de récepteur VHF et UHF) en données digitaux utilisé pour le Self Test, la sélection des entrées de U109 sont contrôler par le DSP U101.

Les signaux de déviations sont génère par le DSP U101, ensuite transmis par ARINC 429 UART U100, les déviations sont reçu par Le primary instrumentation circuit pour la comparaison.

Le monitor instrumentation circuit fourni deux signaux de control qui sont utilisé pour activé où désactivé les sorties de déviation du primary instrumentation circuit.

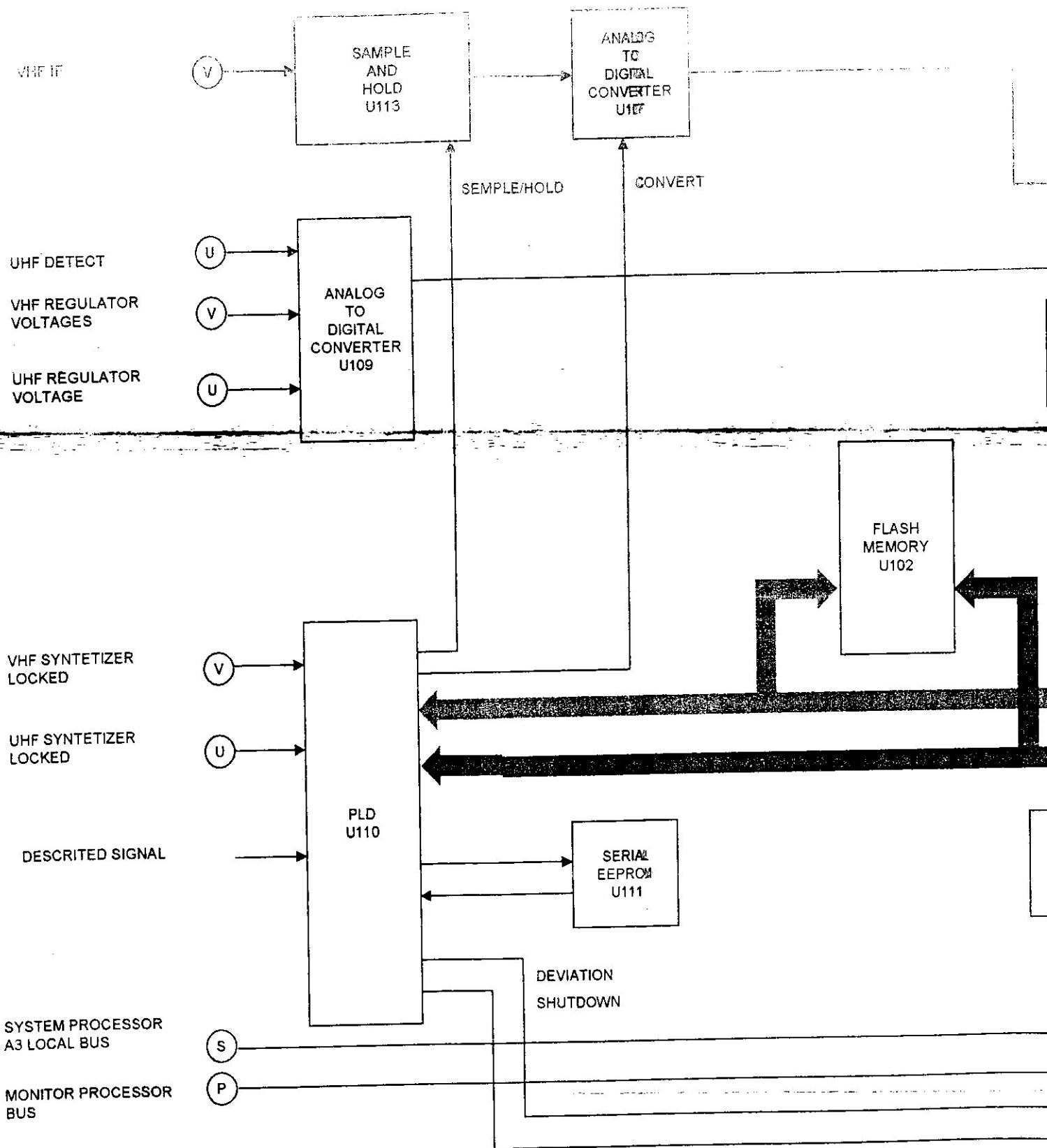
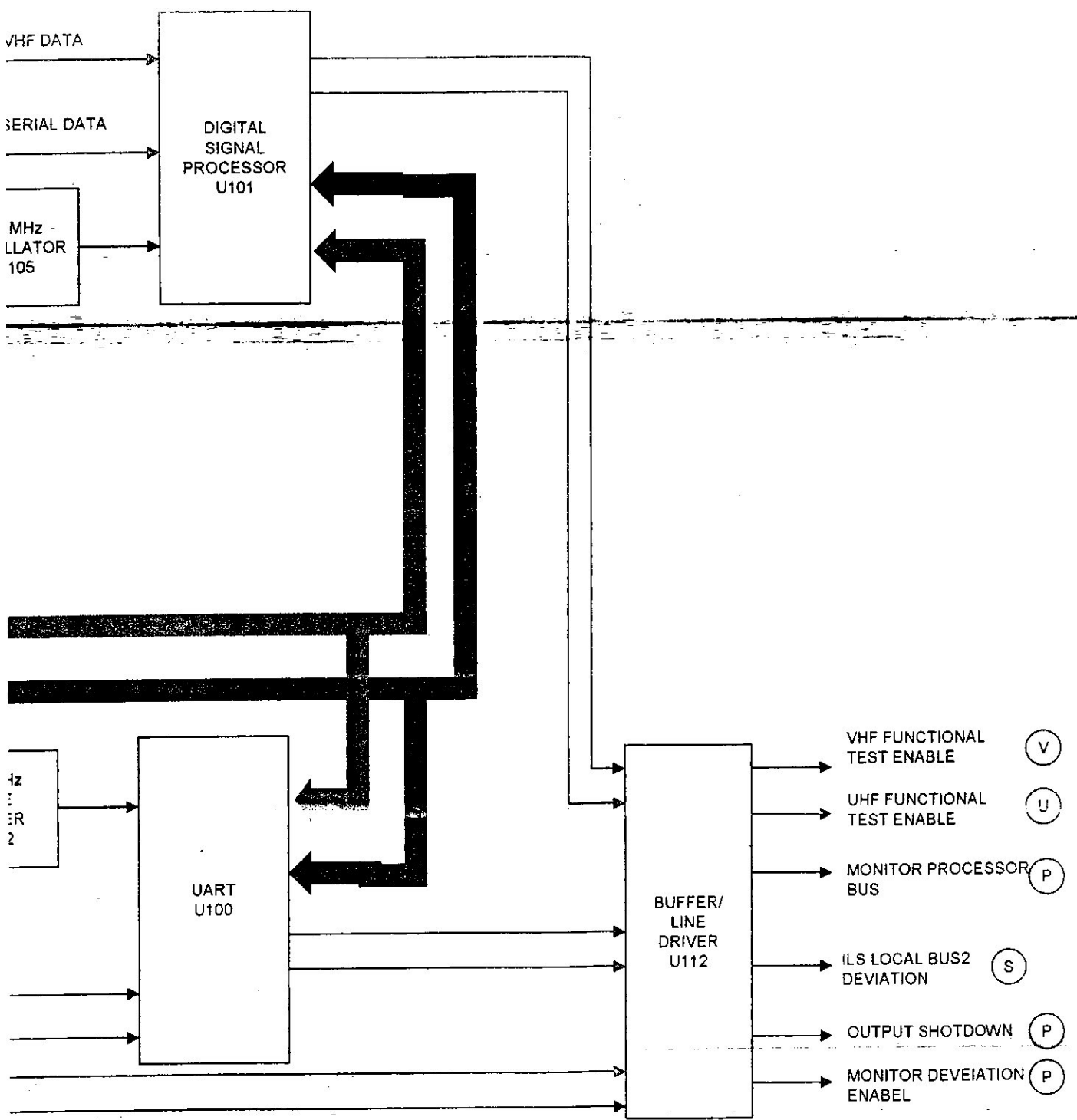
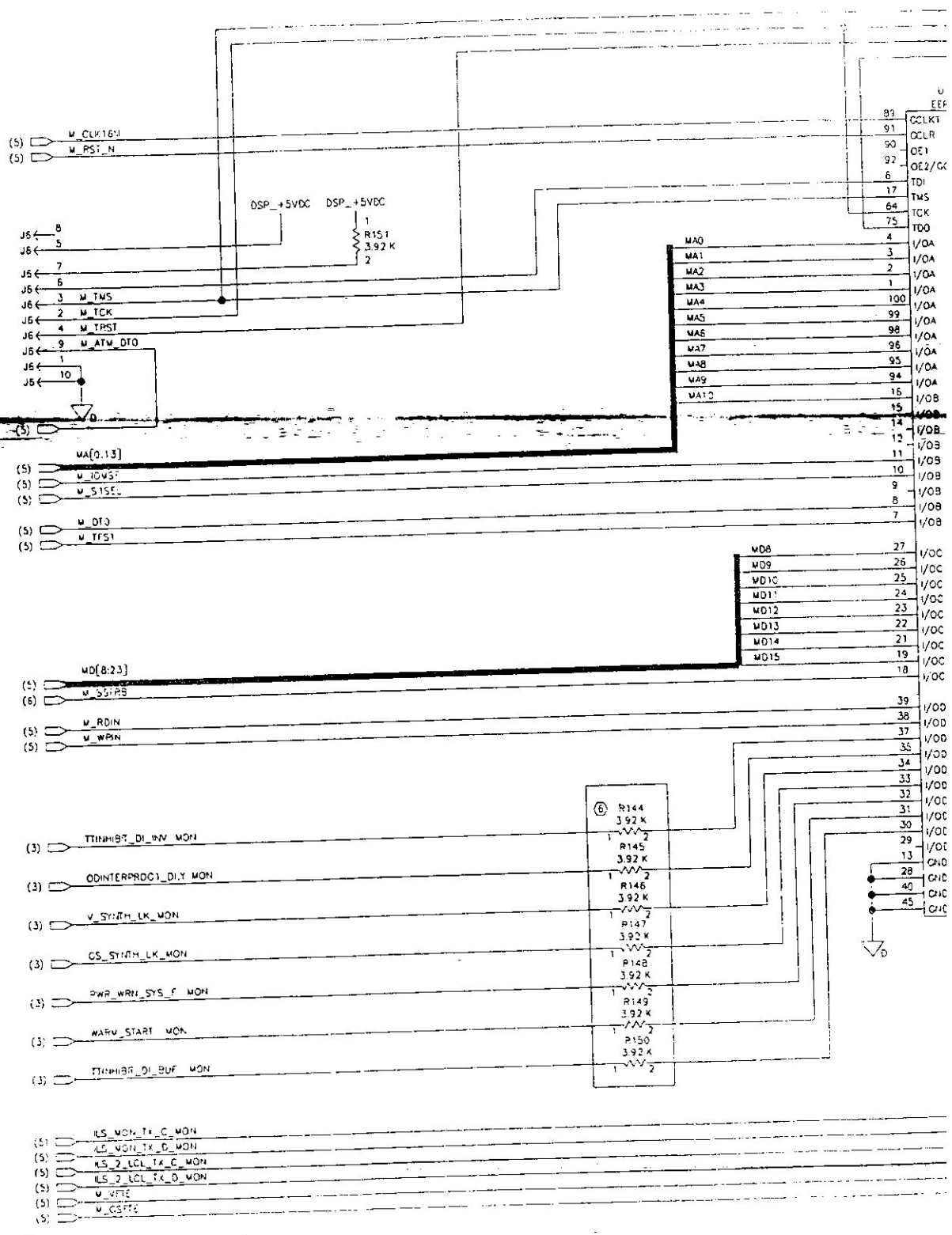


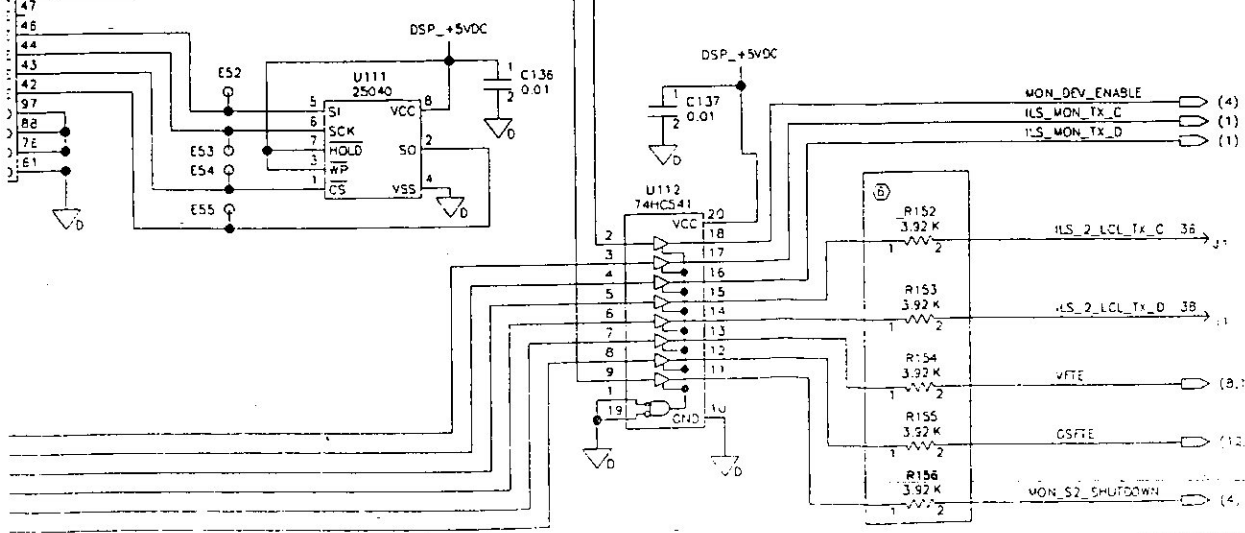
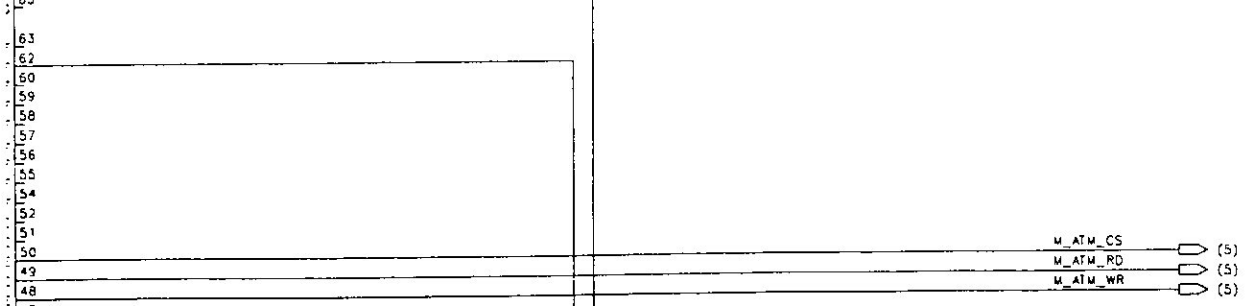
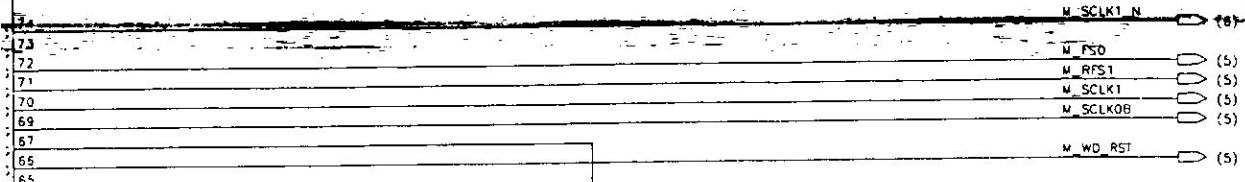
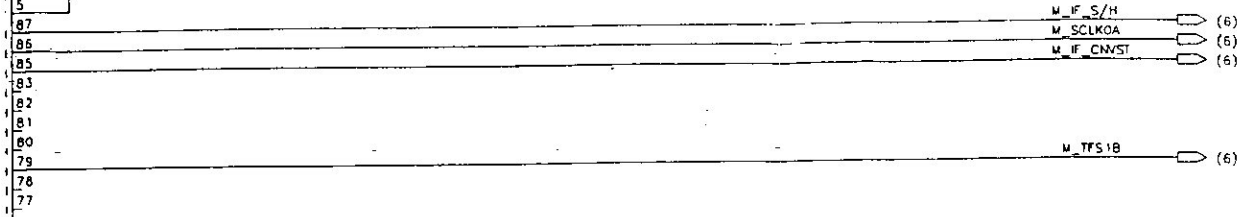
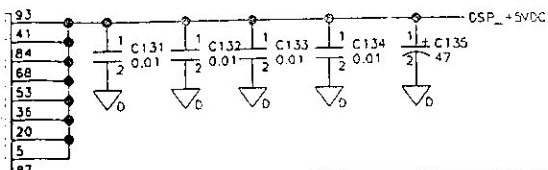
Figure II-10 : Block diagramme simplifier du moniteur instrumentation



cesseur

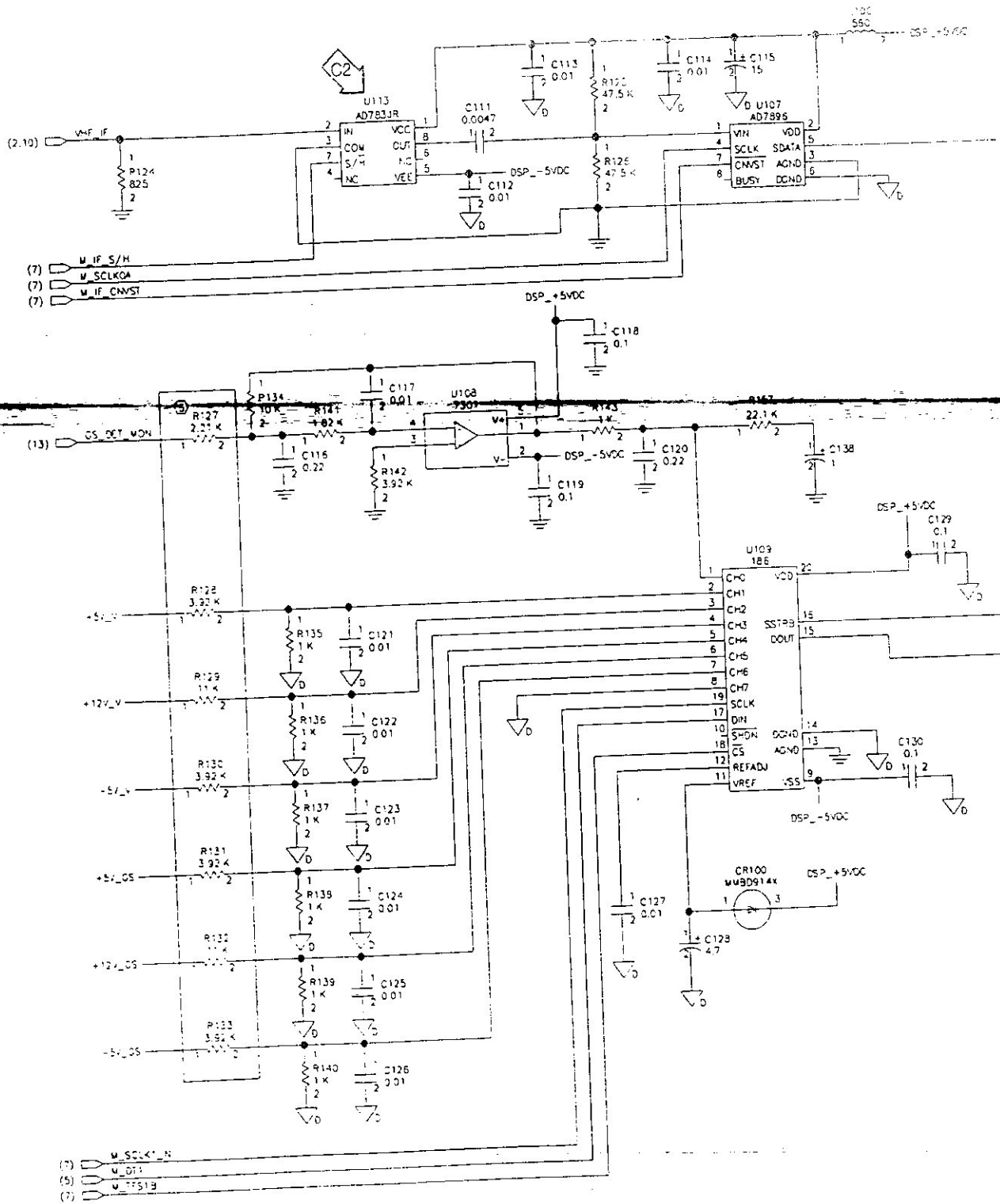
THE POWELL COLLINS
 COMPONENT MAINTENANCE MANUAL
 GLU-920 Global Landing Unit, PART NO 822-1152





(828-8339-410D_7)
 TPG5963_07

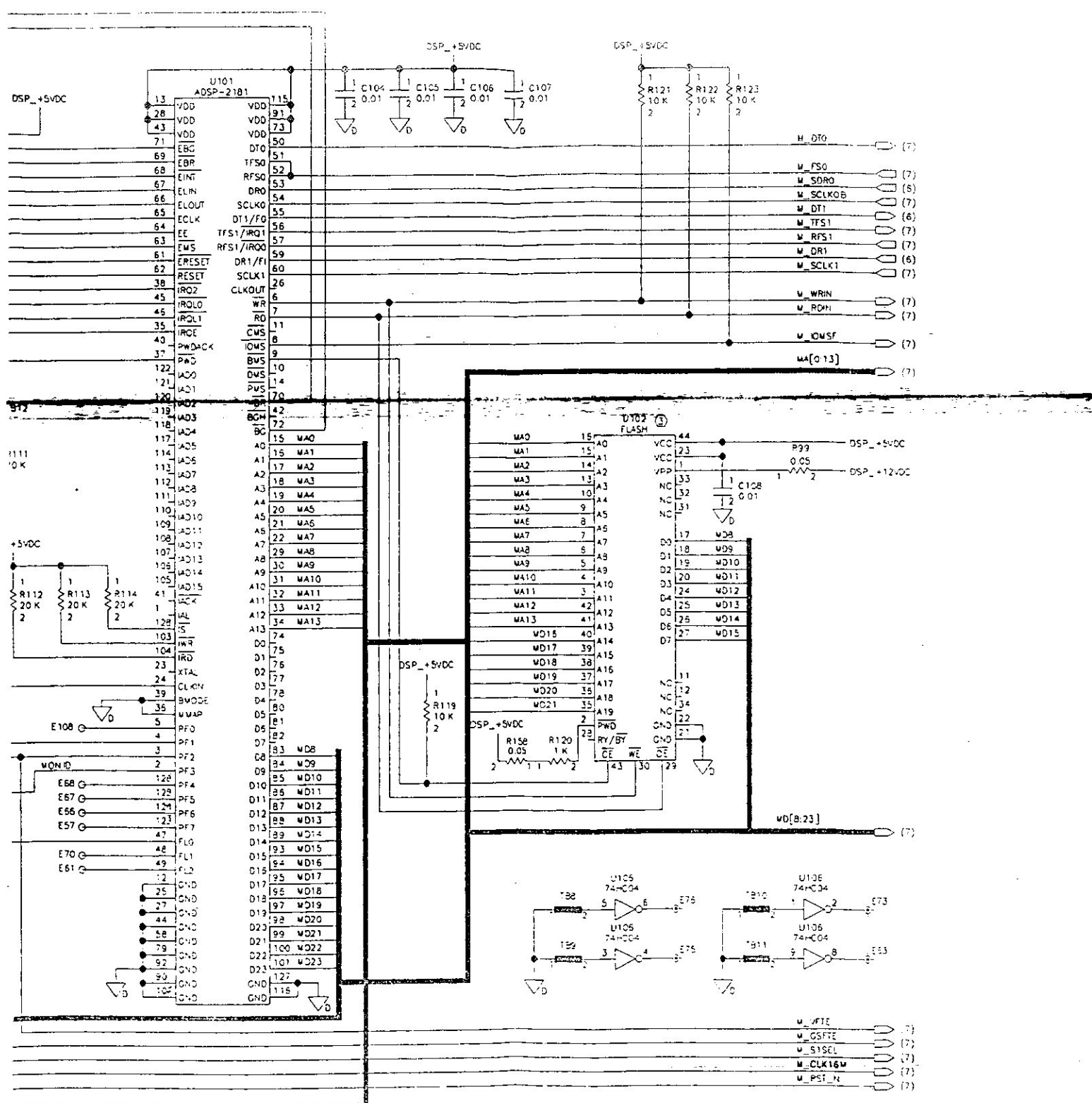
ROCKWELL COLLINS
 COMPONENT MAINTENANCE MANUAL
 GLU-920 Global Landing Unit, PART NO 822 P15



M_SDR0 (5)

M_SSTRB (7)

M_DR1 (5)



II-5-3 ARINC 429 Data Bus Interface

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 primary et monitor instrumentation circuit.

Le primary et monitor instrumentation circuits 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 haut vitesse.

Le multiplexer U1 est le UART pour le primary instrumentation circuit et U100 pour le monitor instrumentation circuit.

Le primary et le monitor instrumentation circuits tous les deux transmettent les données vers le système processeur A3 sur un bus ARINC 429 haut vitesse indépendant utilisant U1 et U100.

II-5-4 Récepteur VHF

Voir figure « II-13 » qui montre le block diagramme simplifier de récepteur VHF.

Le récepteur VHF reçoit le signal RF dans la gamme de fréquence VHF 108 à 118 MHz ensuite il fait la conversion de ce signal en fréquence intermédiaire (FI). Le récepteur a la possibilité de recevoir le localizer, VHF Omnidirectional Radio (VOR), le 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 espacées de 50kHz de 108.1 à 111.95 MHz.

II-5-4-1 Section RF de Récepteur VHF

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

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 90v de point d'allumage protège contre la foudre, le filtre suivant c'est un filtre présélecteur FL203 qui fait passé les fréquences de 108.1 à 118 MHz.

Fonctionnel Test (FT) switch U202 est un switch RF qui permet la sélection soit le signal RF en provenance de l'antenne ou le fonctionnel test RF signal (VFTRF). La sélection est contrôlé par le VHF Fonctionnel Test Enable (VFTRF) en provenance du monitor instrumentation circuit, quand le VFTRF est a un niveau bas le signal RF qui vient de l'antenne qui passe à travers le switch et quand le VFTRF est un niveau haut le signal RF du VHF modulateur U702 passe à travers le switch.

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

Le signal RF sortant de l'antenne switch 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 a travers le filtre (C236, L209, C237), la sortie du filtre se dirigé vers le switch U205, c'est un filtre de sélection il fait passé deux signaux RF soit vers FL202 ou FL205.

Le primary instrumentation circuit sélectionne le filtre avec le signal (BAND SELECT).

- Quand le BAND SEL est a un niveau bas le filtre FL 205 est sélectionné pour la gamme de fréquence 108 à 112 MHz.

- Quand le BAND SEL 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 switch qui fait passer les signaux des filtres FL202 ou FL205 vers le premier mélangeur U210, la sortie est contrôlée par (BAN SEL) en provenance de primary instrumentation circuit.

II-5-4-2 Sélection Fréquence Intermédiaire du Récepteur VHF

Le signal RF en provenance de la section RF est mélangé avec le 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 FI 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 AGC) signal en provenance du primary instrumentation circuit, le signal 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 contrôle de gain se fait automatiquement par le signal VHF AGC en provenance du primary instrumentation processeur.

Le VHF FI (525 kHz) sera converti à un signal digital sur l'instrumentation processeur circuit. L'instrumentation processeur circuit reçoit l'information désirée de la VHF IF et calcul les déviations et les fait sortir vers l'automatique flight control et le display système sur avion.

II-5-4-3 Section Synthétiseur du Récepteur

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

II-5-4-3-1 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 maintient 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 sélectionné est contrôlée par une donnée série (VHF_SYNTH_DATA), l'horloge (VHF_SYNTH_CLK) et enable (VHF_SYNTH_EN), figure «II-11» liste des canaux VHF et UHF et le label ARINC 429 qui proviennent de la boîte de commande navigation.

ARINC 429 LABEL 033 BITS 29-15 (BCD FREQUENCY DATA)	VHF LOCALIZER FREQUENCY (MHz)	UHF GLIDESLOP FREQUENCY (MH)
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

Figure «II-11» : Liste des canaux VHF et UHF et label de l'ARINC 429 qui proviennent de la boîte de commande navigation

Le quartz Y400 est connecté entre les deux entres oscillateurs (OSC0 et OSC1) sur U400.

Si la fréquence de Y400 est faible la fréquence se stabilise automatiquement par le signal de contrôle (V_AFC) en provenance du primary instrumentation circuit à travers les varacteurs CR401 et CR404.

Les signaux de sortie du synthétiseur U400 se dirigé vers les loop filtres U401 et U402. Le loop filtre conditionne le signal pour le Voltage Controled Oscillator Circuit.

Le Voltage Controled Oscillator 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 le Voltage Controled Oscillator 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, la figure «II-12 » représente la liste de fréquence de VCO et la sortie du prescaler.

Le Voltage Controled Oscillator Signal est dirigé vers la première injection 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 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 passant de 88 à 98 MHz, ensuite le premier oscillateur local est appliqué au premier mélangeur U210.

CHANNEL (MHz)	VCO FRECONCY (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

Figure « II-12 » : Liste de fréquence de VCO et la sortie du prescaler

II-5-4-3-2 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 à un gain de 12 dB, ce signal est appliqué au deuxième mélangeur U302.

II-5-4-4 Section Self Test du Récepteur VHF

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

Le fonctionnel test RF est switché par le fonctionnel test switch U202 qui possède la fonction de control en provenance du monitor instrumentation circuit (VFTE). Lorsque VFTE signal est à l'état haut le switch U202 fait passé le fonctionnel test RF signal, lorsque VFTE est à l'état bas le switch U202 fait passé le signal en provenance de VHF ANT 2.

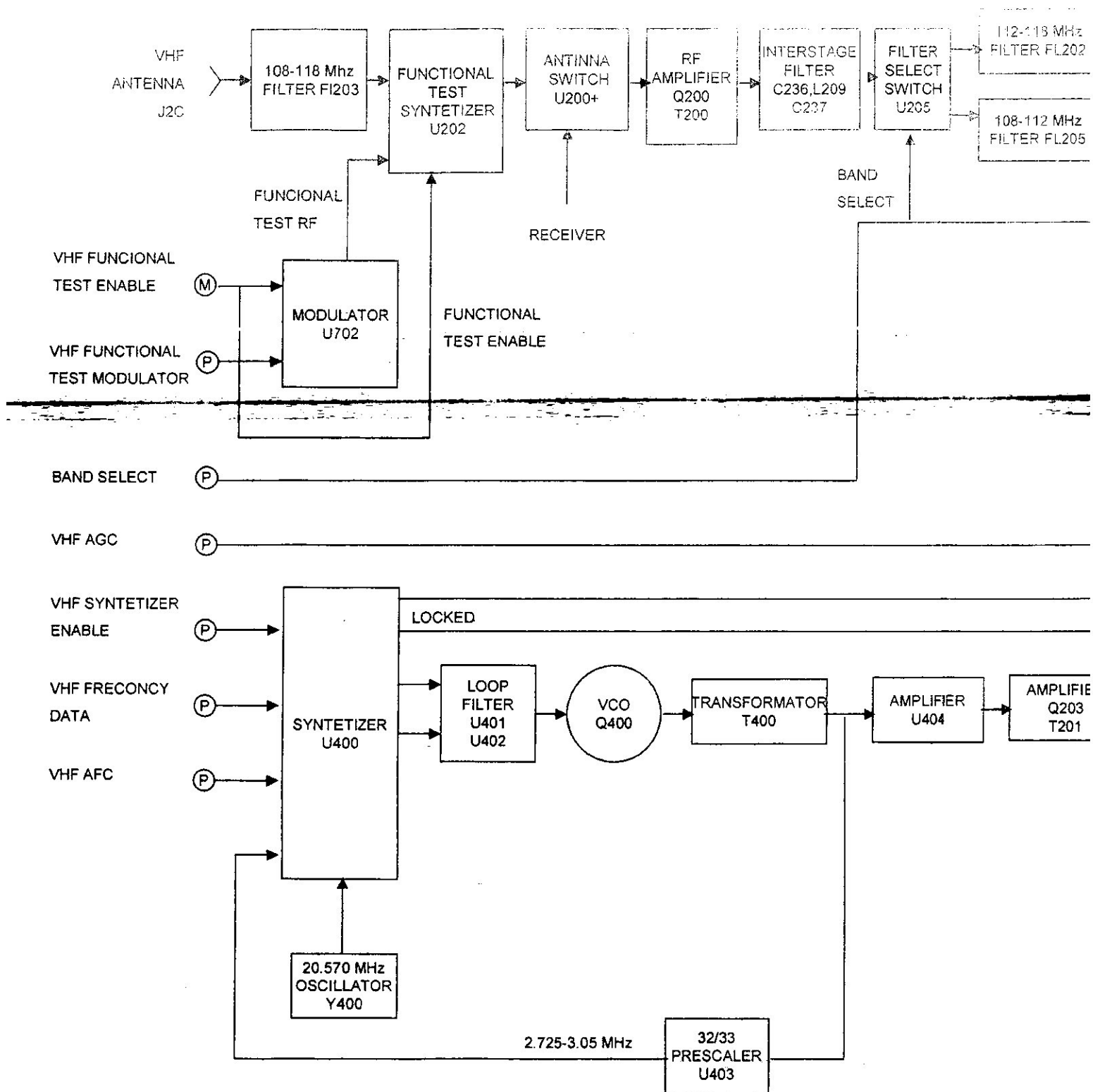
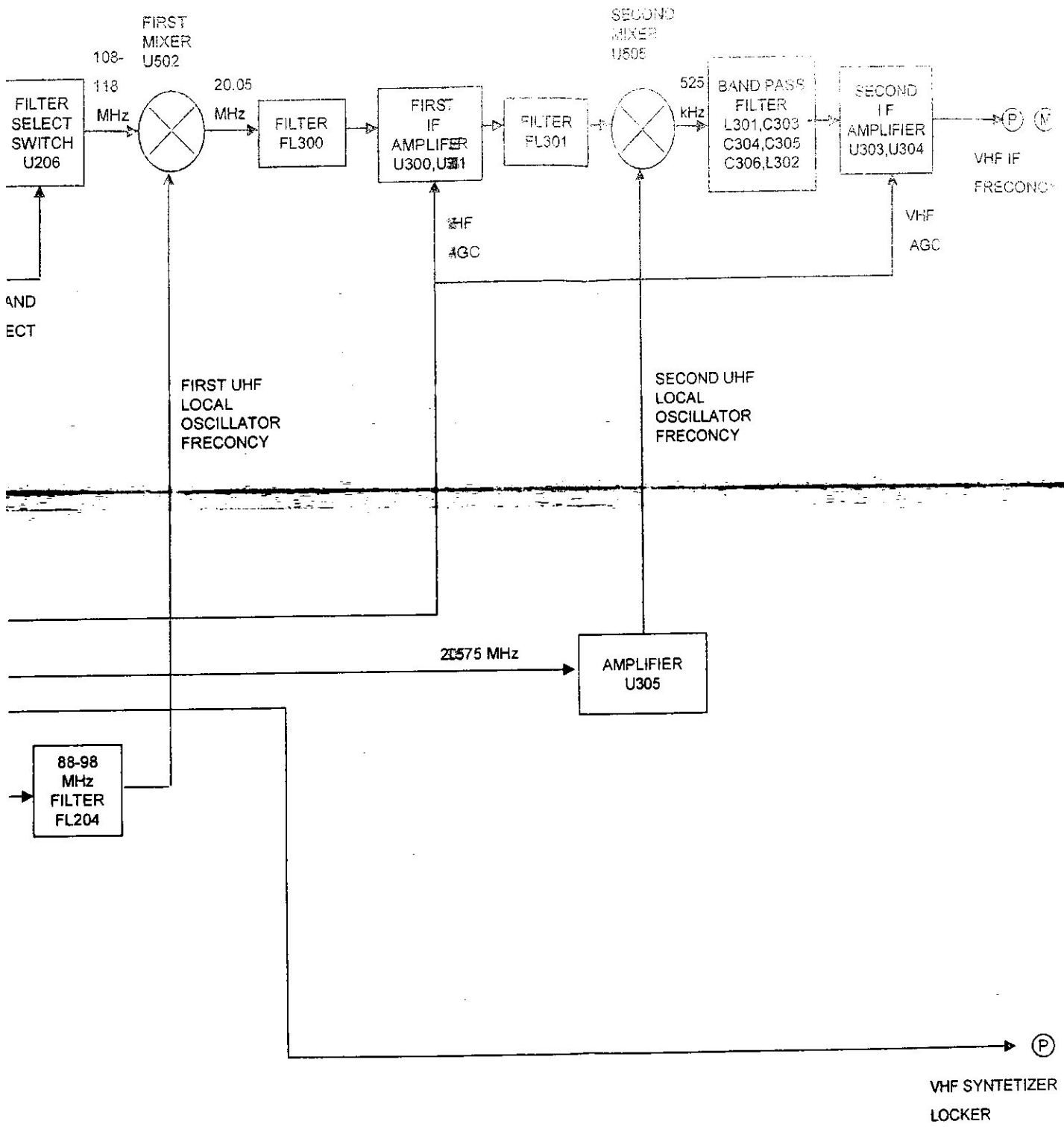
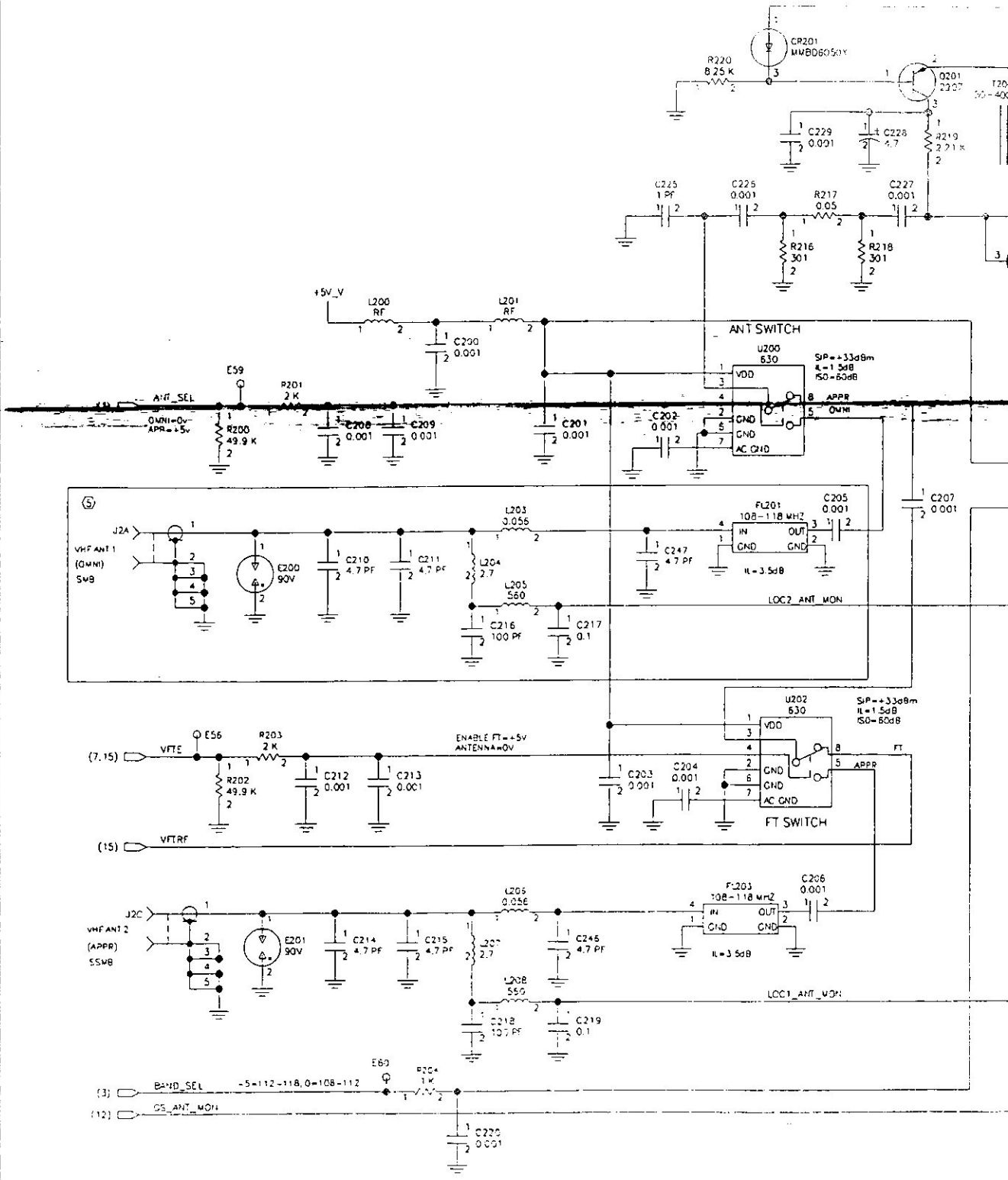
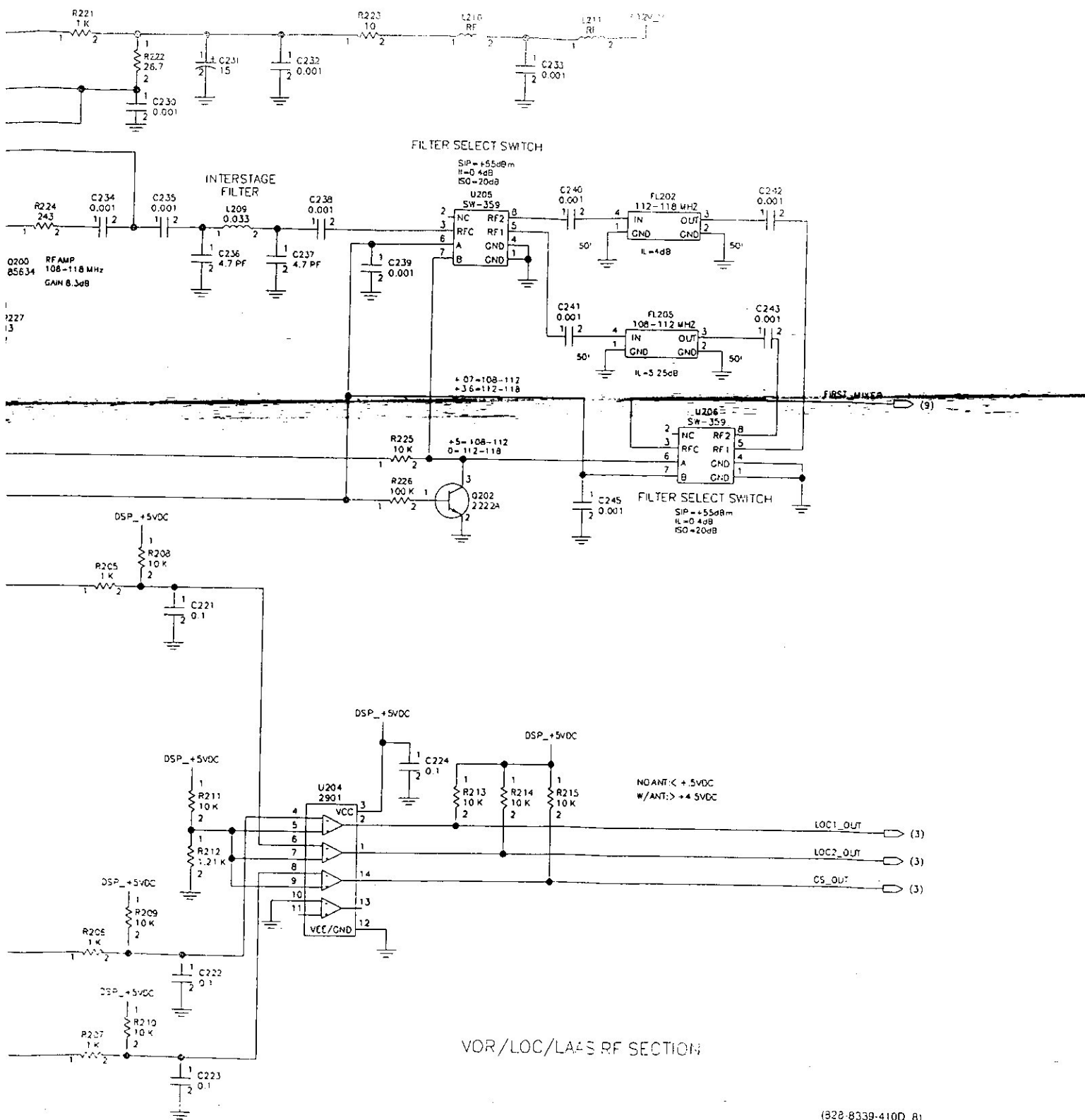


Figure II-13 : Block diagramme simplifier de récepteur VHF

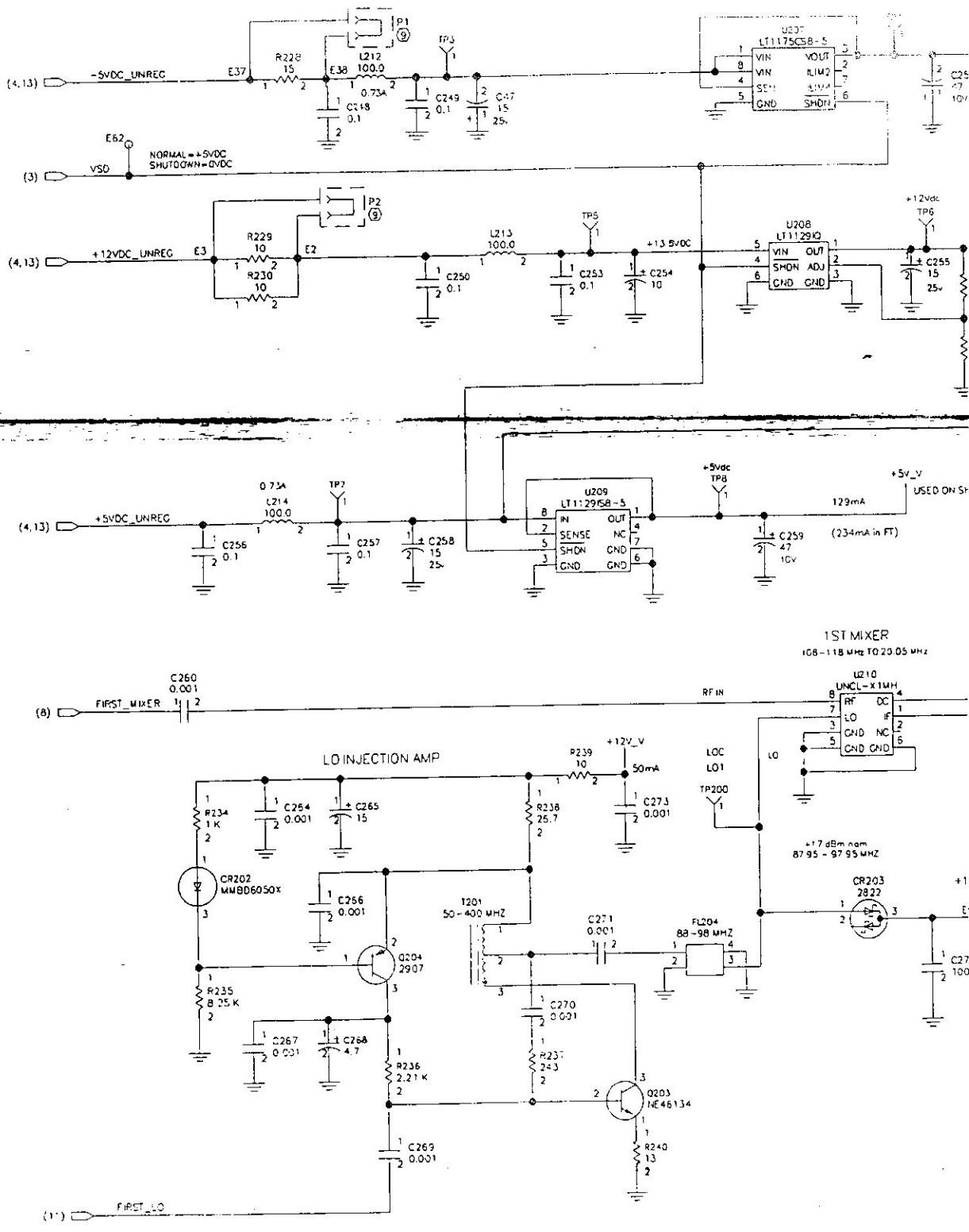


ROCKWELL COLLINS
 COMPONENT MAINTENANCE MANUAL
 GLU-920 Global Landing Unit, PART NO 822-1151



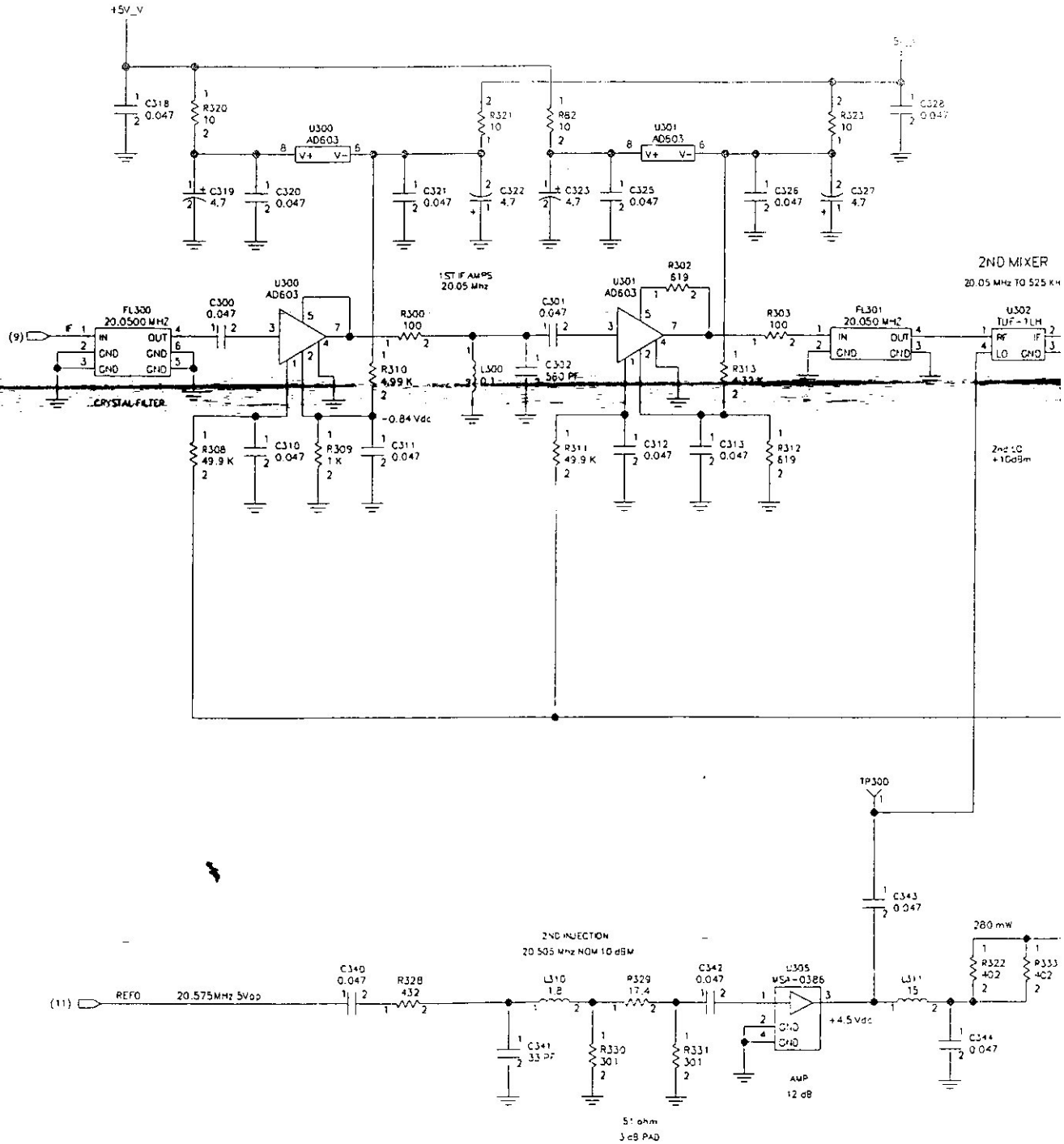


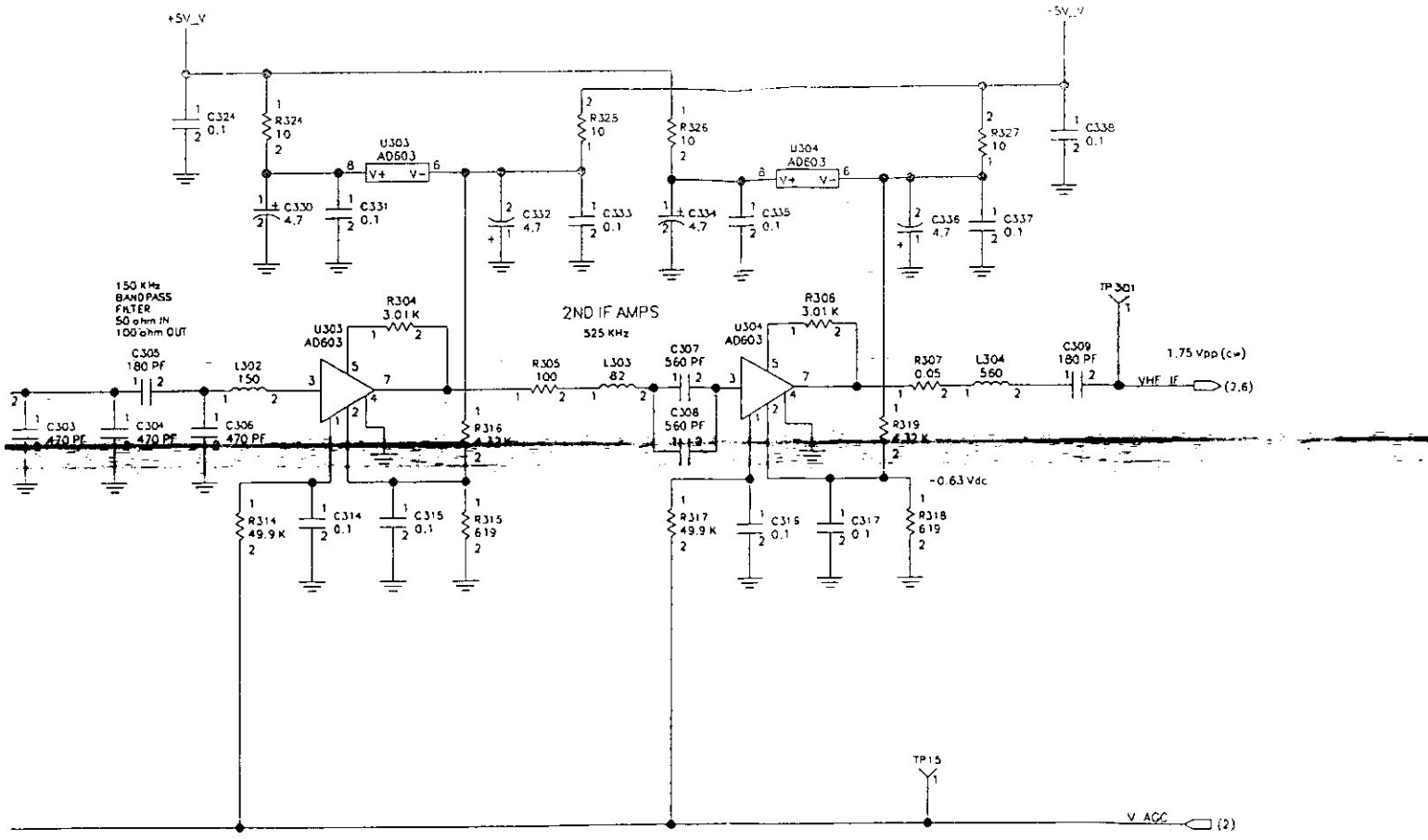
ROCKWELL COLLINS
COMPONENT MAINTENANCE MANUAL
GLU-920 Global Landing Unit, PART NO 822-1152



ILS Receiver A7 (CPN 828-2939-410) Schematic Diagram

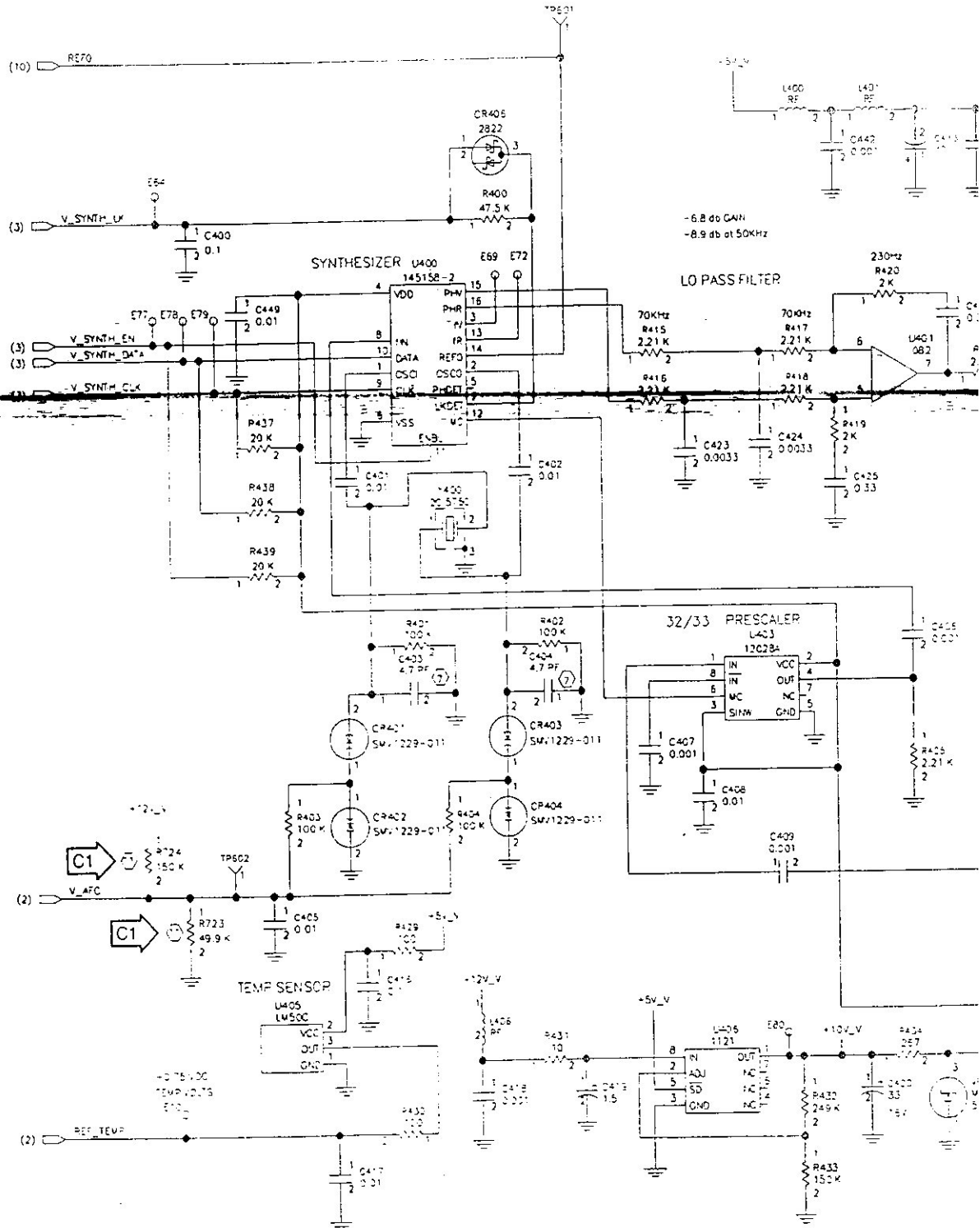
ROCKWELL COLLINS
 EQUIPMENT MAINTENANCE MANUAL
 GLL-920 Global Landing Unit, PART NO 822-1152



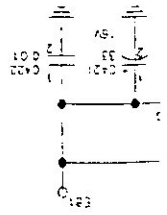
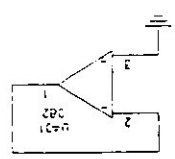
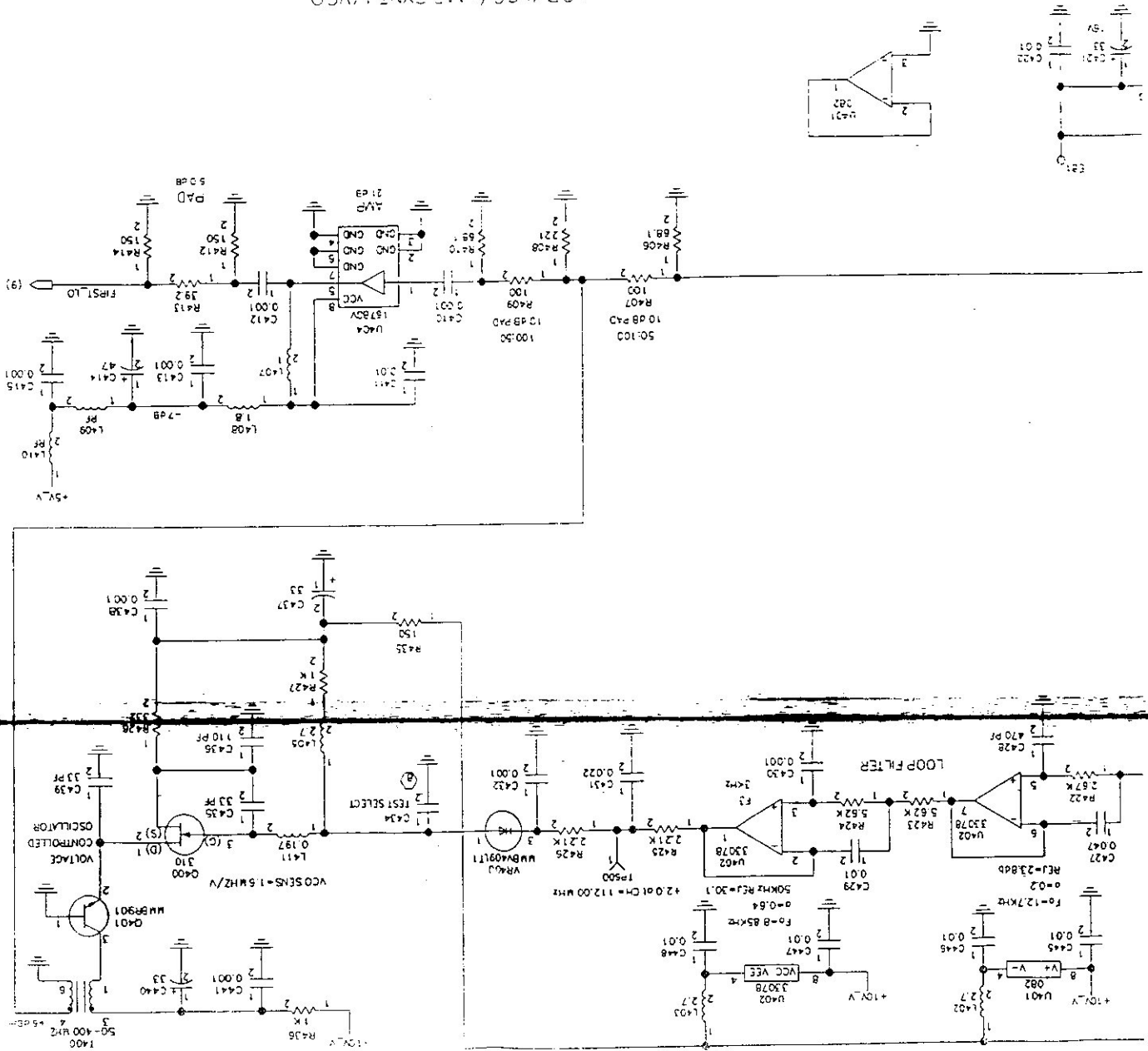


VOR/LOC/LAAS IF/2ND LO

ROCKWELL COLLINS
COMPONENT MAINTENANCE MANUAL
 GLJ-920 Global Landing Unit, PART NO 822-1157



VCO, LOOP/PHAS SYNTH/VCO



II-5-5 Récepteur UHF

Voir figure « II-14 » qui montre le block diagramme simplifié de récepteur UHF.

Le récepteur UHF reçoit un signal RF dans la gamme de fréquence UHF de 328.6 à 335.4 MHz, puis fait la conversion en fréquence intermédiaire (FI). Ensuite il fait la démodulation, le résultat entre aux instrumentations circuits.

II-5-5-1 Section RF du Récepteur UHF

La section RF du récepteur UHF reçoit le signal RF provenant de l'antenne et le signal RF de fonctionnel test. 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 avec 90V de point d'allumage assure la protection contre la foudre, puis le signal va être filtré par le filtre passe bande FL500 qui passe les fréquences dans la bande de 329 à 335 MHz.

Le Functional Test Switch U500 est un switch RF qui permet la sélection du signal RF de l'antenne UHF ou bien le signal RF de test fonctionnel (GSFTRF). La sélection est commandé par le signal de Functional Test Enable (GSFTE) en provenance du monitor instrumentation circuit comme suit :

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

La sortie du fonctionnel test switch 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.

II-5-5-2 Section Fréquence Intermédiaire du Récepteur UHF

Le signal RF de la section RF est mélangé au premier d'oscillateur local par le premier mélangeur U502. La fréquence d'oscillateur locale 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.

La sortie du mélangeur est amplifiée par U503, puis dirigée vers le filtre en cristal FL502 qui va rejeter toutes les fréquences et les harmoniques sauf la FI 25.55 MHz, ensuite cette fréquence intermédiaire va être amplifiée par les amplificateurs U504. Le gain des amplificateurs d'IF est variable, dépendant de l'état du signal d'entrée.

Le contrôle du gain est fait automatiquement par le signal AGC (U_AGC) en provenance de l'intégrateur U513.

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, et C526). La sortie FI (455 kHz) est amplifiée par l'amplificateur U506, le gain de l'amplificateur U506 est variable de -1 à +41 dB, selon l'état du signal d'entrée. Le contrôle du gain est fait automatiquement par le signal U_AGC en provenance de l'intégrateur U513.

II-5-5-3 Détecteur

Le détecteur U512 rectifie la fréquence intermédiaire de 455 kHz et coupe la partie négative de ce signal.

Le High Precision Reference U511 fournit une tension de référence de 2.5 ± 0.005 V CC (TP103) cette tension est divisée par l'ensembles de R547 et R527 qui donne une tension 0,228 V CC. La sortie de détecteur est une combinaison des deux signaux de 90 Hz et 150 Hz. La sortie du détecteur est amplifié par U513, puis filtré par R538 et C560 pour passer les signaux de 90 et 150 Hz aux circuits de processeur d'instrumentation comme GS_DET.

II-5-5-4 AGC de Récepteur UHF

L'intégrateur U513 intègre le signal détecteur pour dériver un signal d'AGC (U+AGC) qui contrôlé les étages de l'ampli IF dans le récepteur UHF.

Le signal AGC varie typiquement de +1.7 V CC sous le signal RF et de 0.8 V CC quant le signal RF est de -16 dBm.

II-5-5-5 Section 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 303.05 à 309.85 MHz selon le canal sélectioné.

Le synthétiseur se compose d'un filtre loop et d'un signal de sortie conditionné, la fréquence loop 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 de premier Local oscillateur varie de 303.05 à 309.85 MHz pour Glideslope et de 309.45 MHz pour test fonctionnel.

Les informations du canal sélection arrivent du primary instrumentation circuit, elles sont :

- Clock impulsion (GS_SYNTH_CLK)
- Série d'information (GS_SYNTH_DATA)
- Impulsion de validation (GS_SYNTH_EN)

Le Quartz Y600 fournie une fréquence de 11.85 MHz au synthétiseur U600, il est connecté entre les deux entrées de l'oscillateur (OSC0 et OSC2) du synthétiseur.

La fréquence 11.85 MHz est divisé par 79 pour produit un signal de référence de 150 kHz qui est surveille à la pine 13, ce signal est utilisé par le détecteur de phase, la pine 10 de U600 reçoit (GS_SYNTH_DATA), la pine 8 de U600 reçoit un signal provenant du prescaler U604, ce signal est traité pour être appliqué au détecteur de phase.

Les deux sorties de synthétiseur pins 15 et 16 sont les entrées du comparateur de phases qu'a une sortie liée au boucle filters. Ces sortie 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 pine 15 ou 16 devient 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'éviter la réaction du circuit d'injection de fréquence sur synthétiseur.

Le signal 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 niveau haut le prescaler U604 divise le signal par 32.
- MC est à niveau bas le prescaler U604 divise le signal par 33.

II-5-5-6 Section Test Fonctionnel du Récepteur UHF

La section self test utilise la fréquence 335.15 MHz qui provient de l'oscillateur U704 ce signal est un signal carré de 5V 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 convoyeur de l'oscillateur U704 par le signal revenant de primary instrumentation circuit.

La sortie du circuit fonctionnel test est un signal RF à 335.150 MHz. Ce signal est switché par le fonctionnel test switch U500 qui possède la fonction de contrôle en provenance de monitor instrumentation circuit (GSFTE).

- Quand le signal de GSFTE est niveau haut, le switch U500 fait passer le signal de Fonctionne Test RF.

- Quand le signal de GSFTE est niveau bas, le switch U500 fait passer le signal de l'antenne UHF.

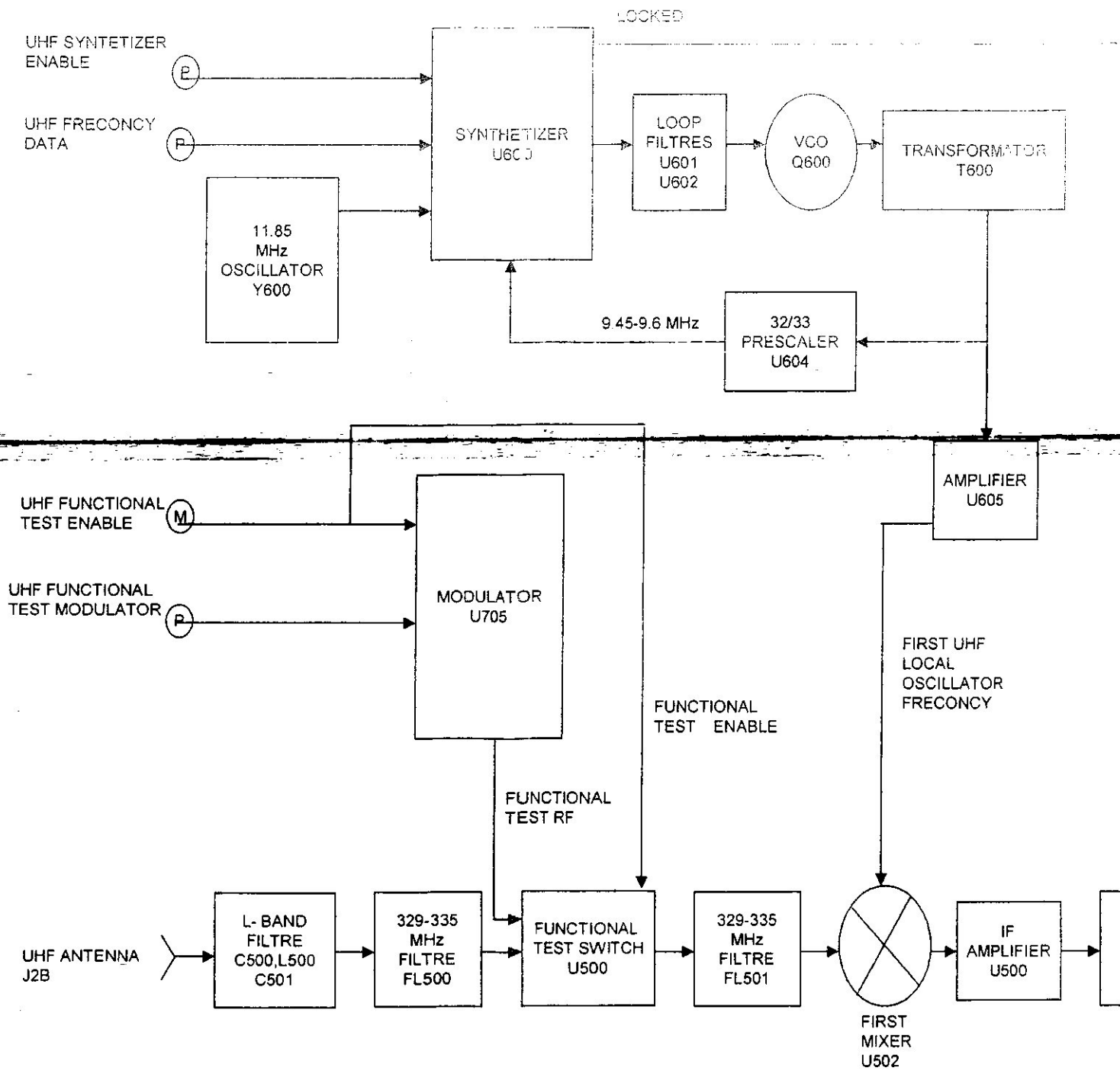
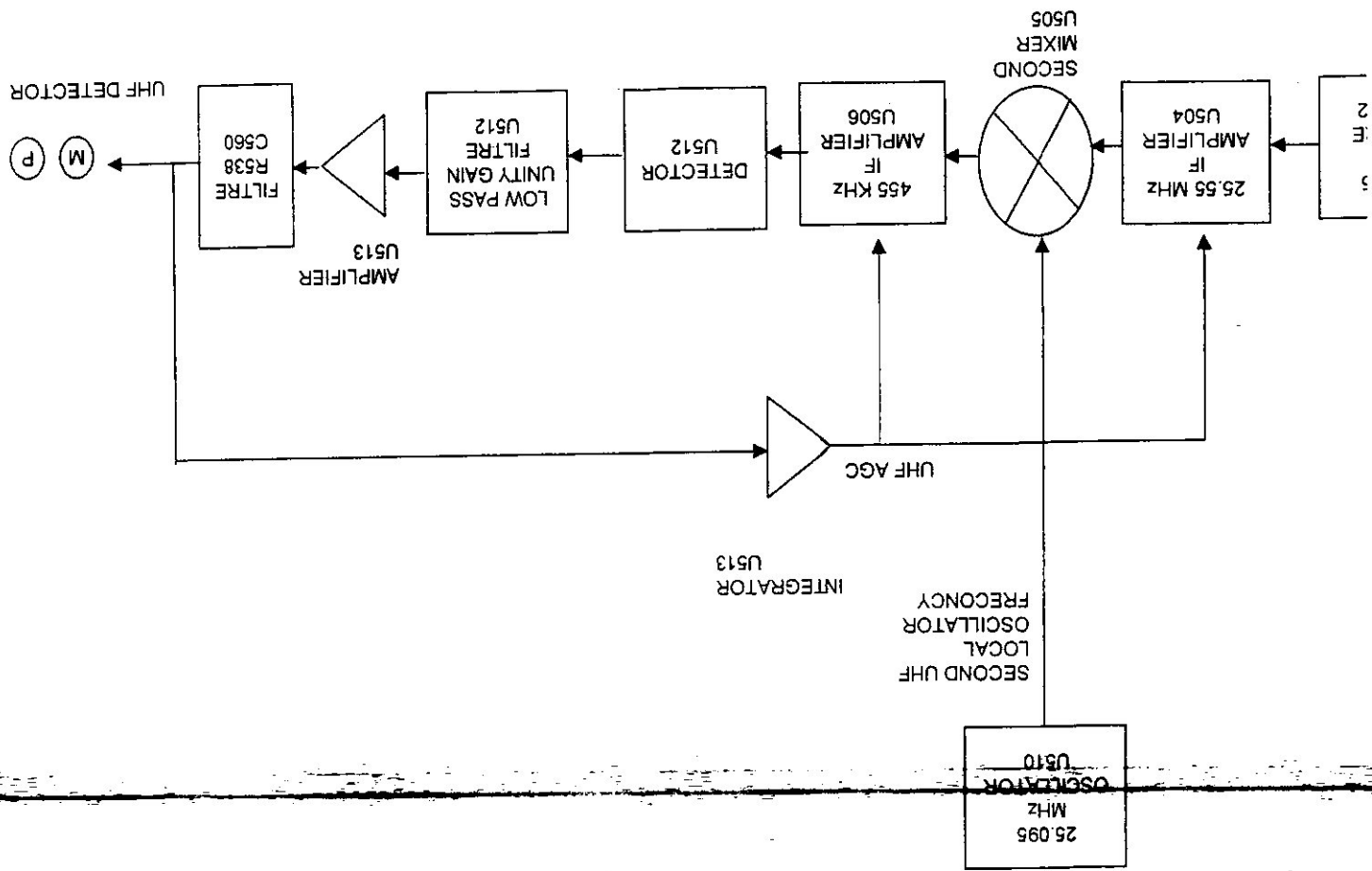
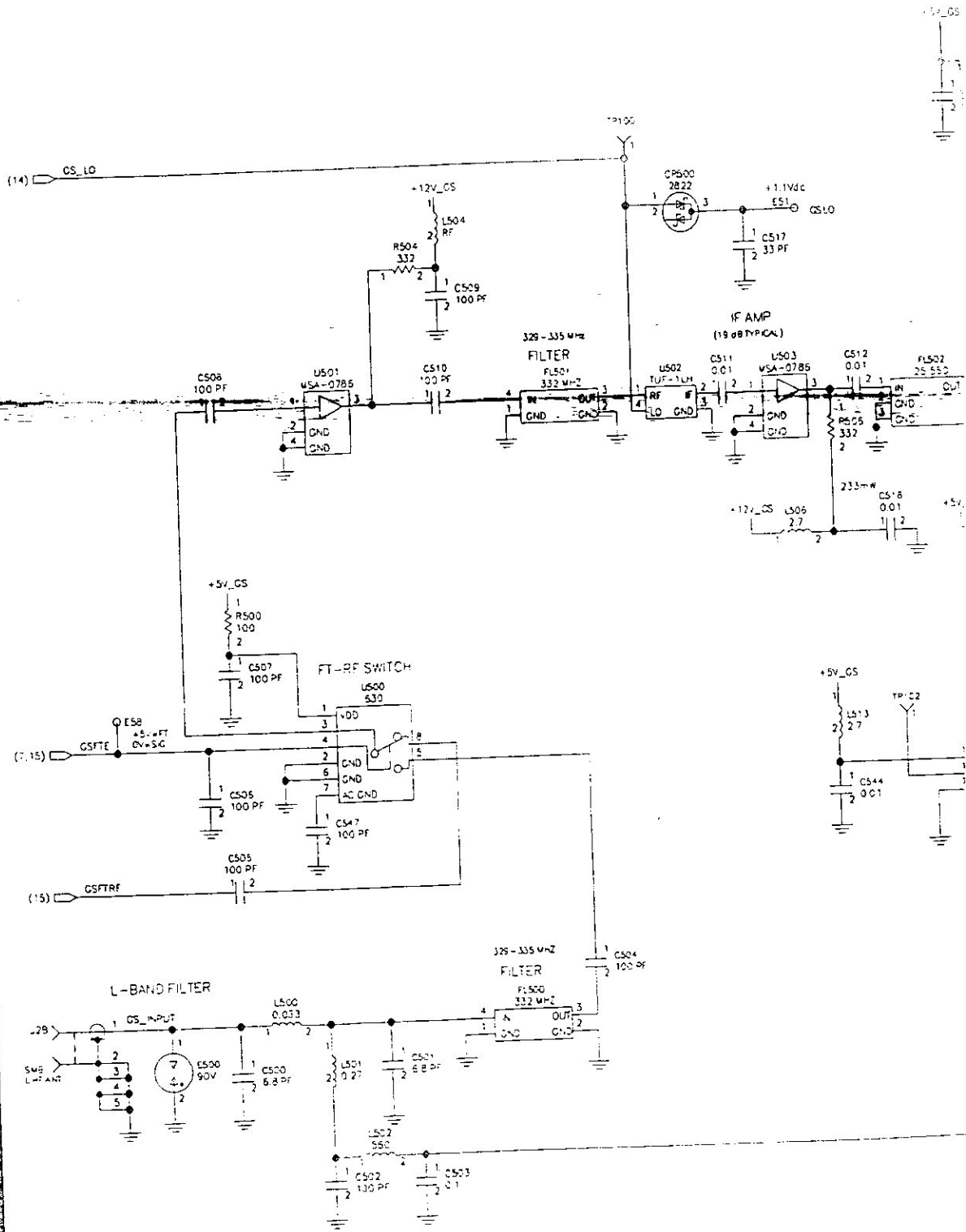


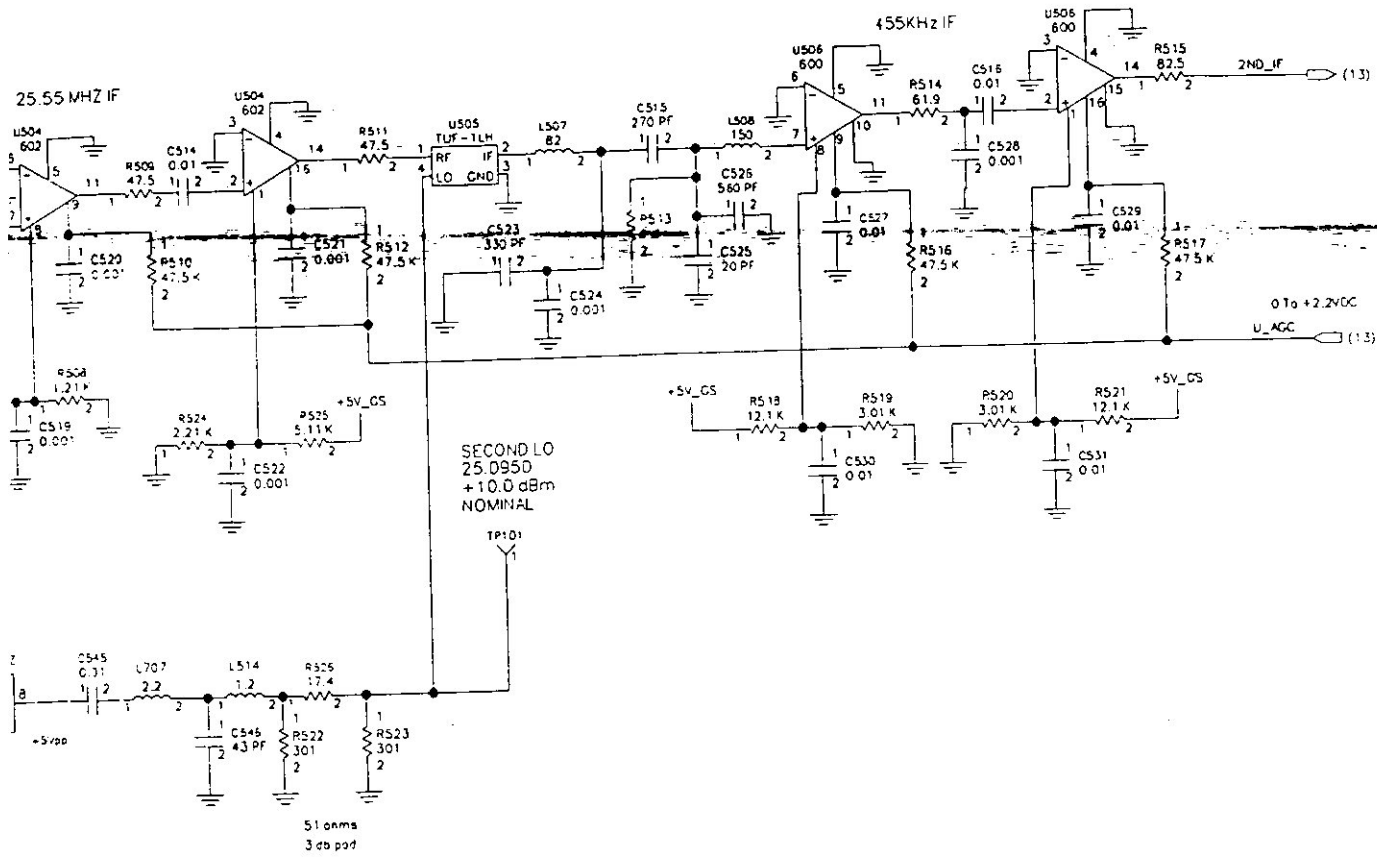
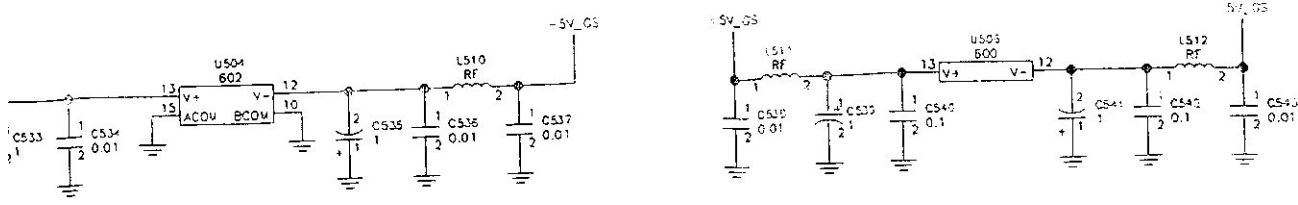
Figure 1I-14 : Block diagramme simplifier de récepteur UHF



UHF SYNTHETIZER
 LOCKED
 P

ROCKWELL COLLINS
 COMPONENT MAINTENANCE MANUAL
 GLU-920 Global Landing Unit, PART NO 822-1152



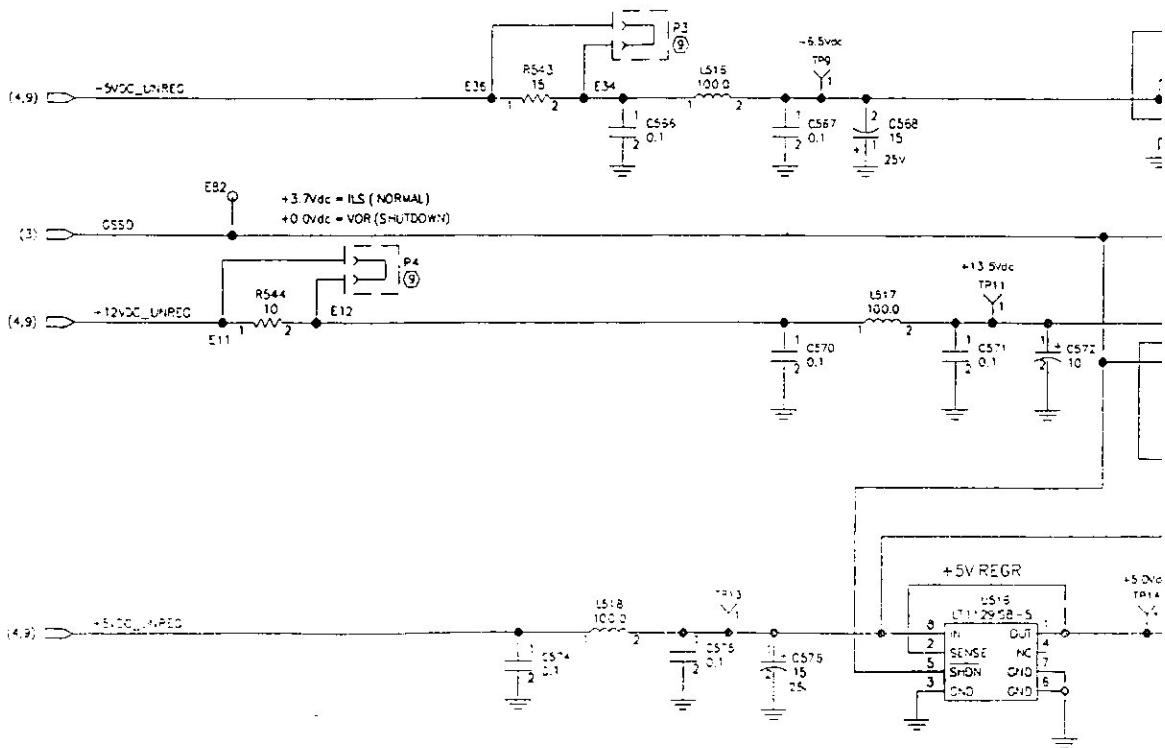
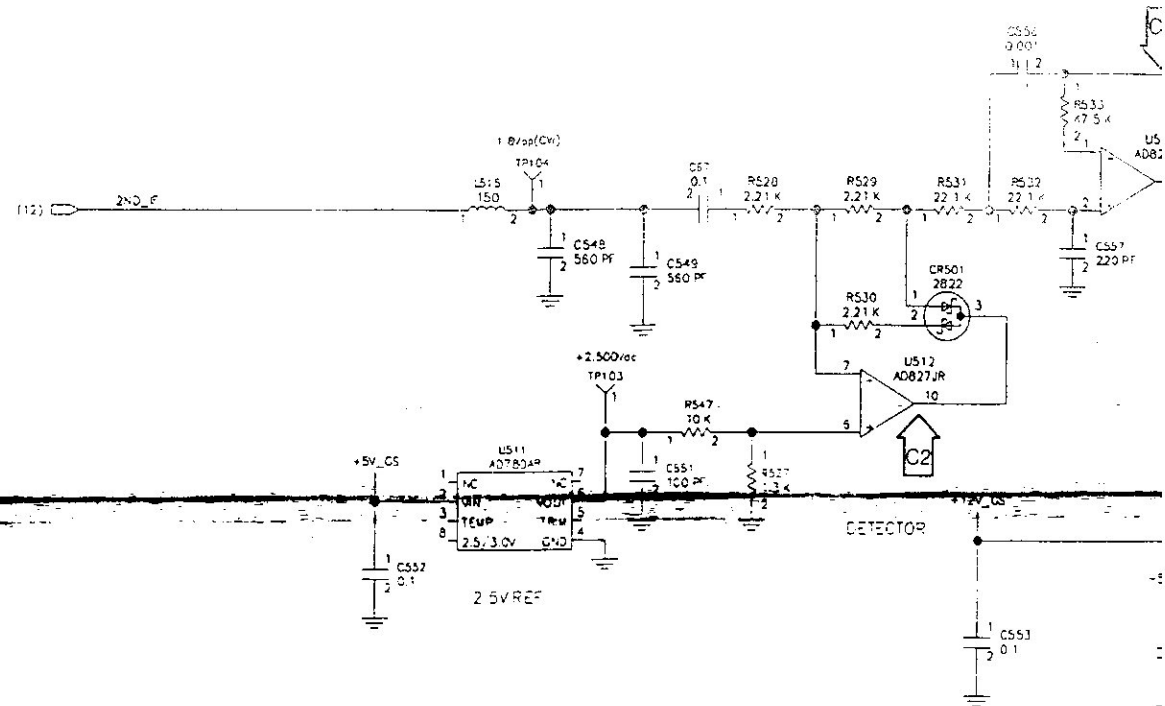


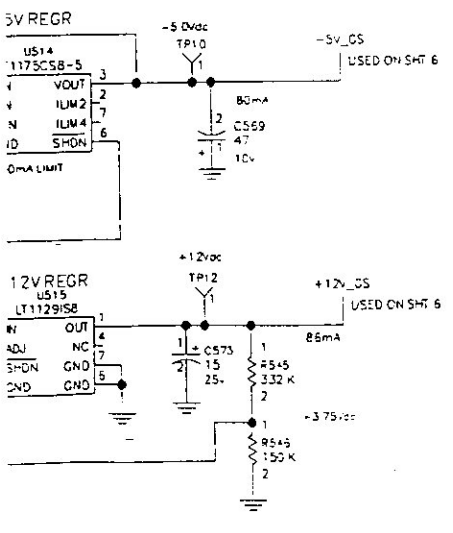
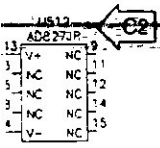
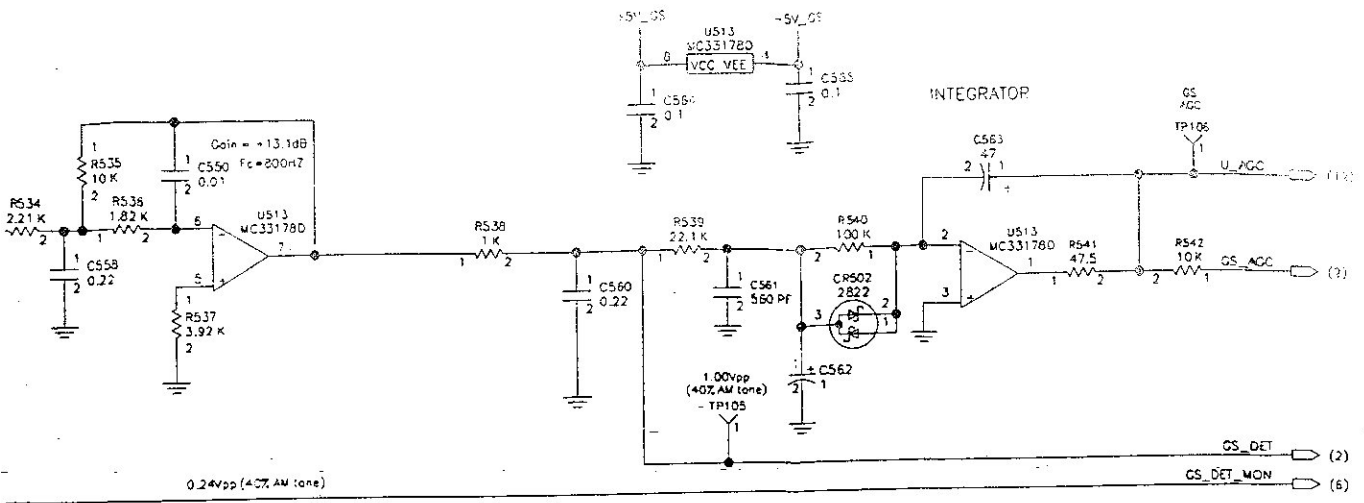
CS_ANT_MON (9)

GLIDESLOPE RF&IF

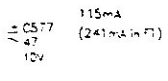
(828-8339-410D_12)
TPG5963_12

ROCKWELL COLLINS
 COMPONENT MAINTENANCE MANUAL
 GLL-520 Global Landing Unit, PART NO 822-1152

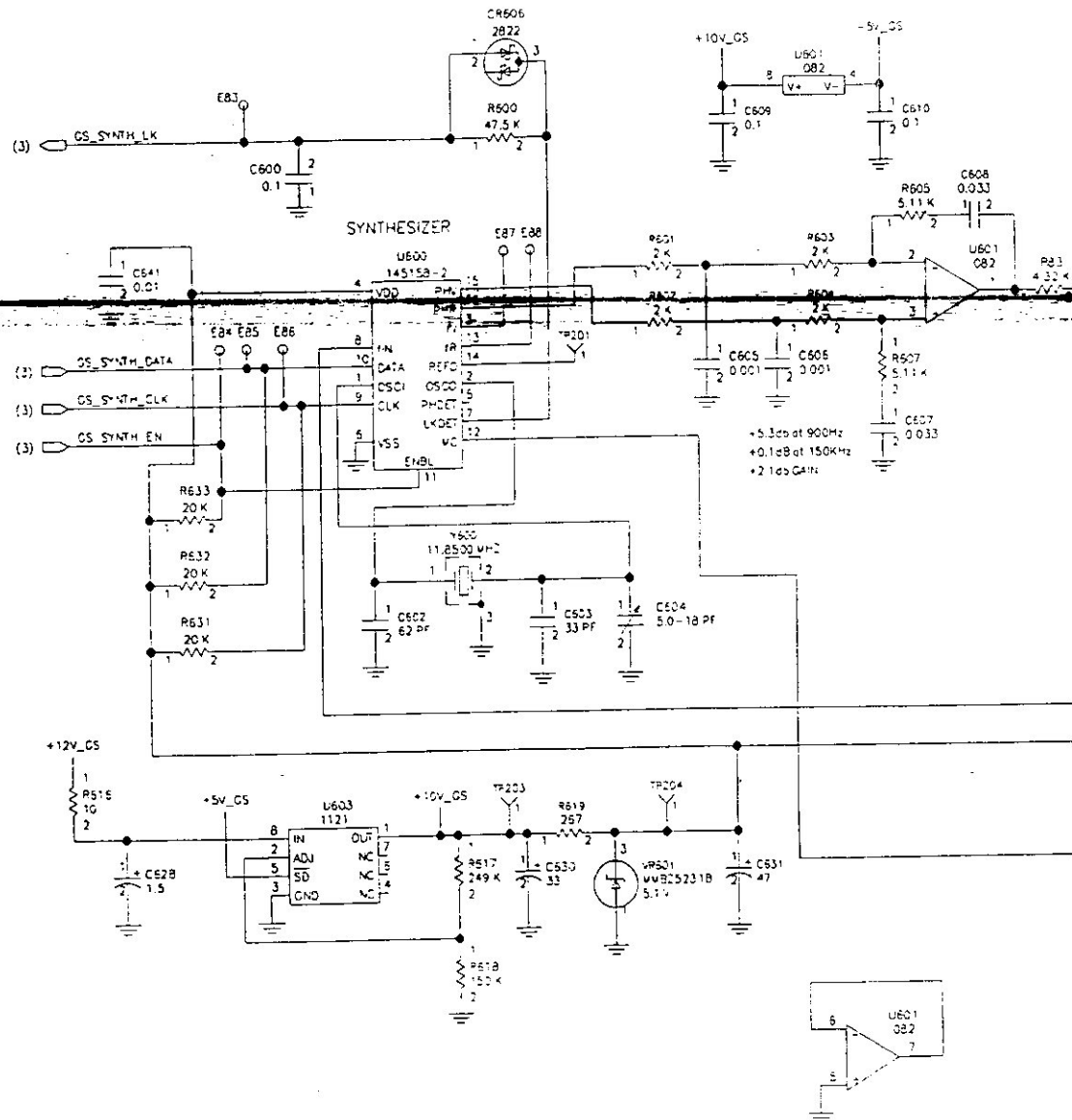


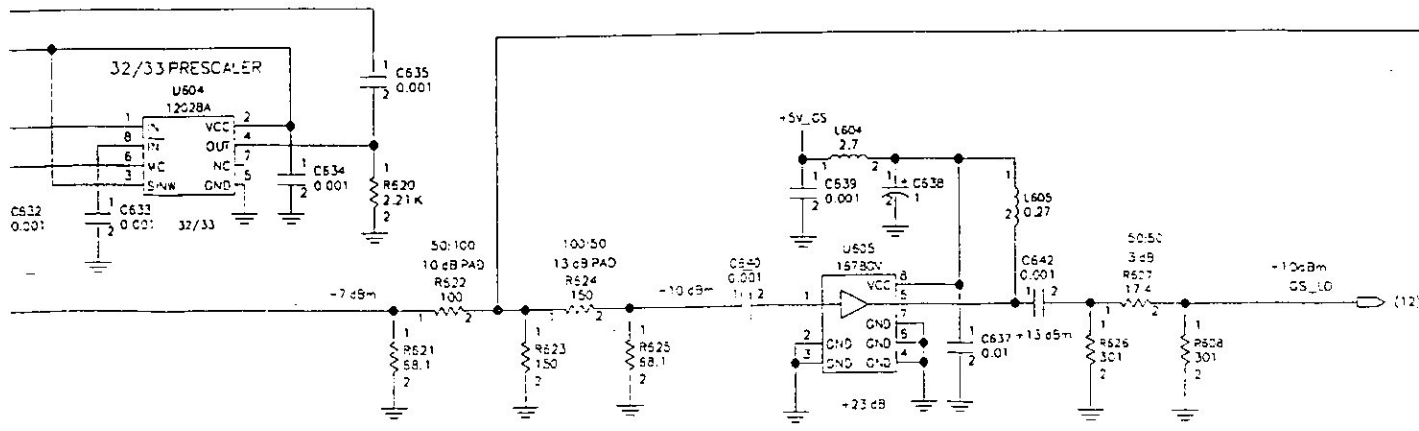
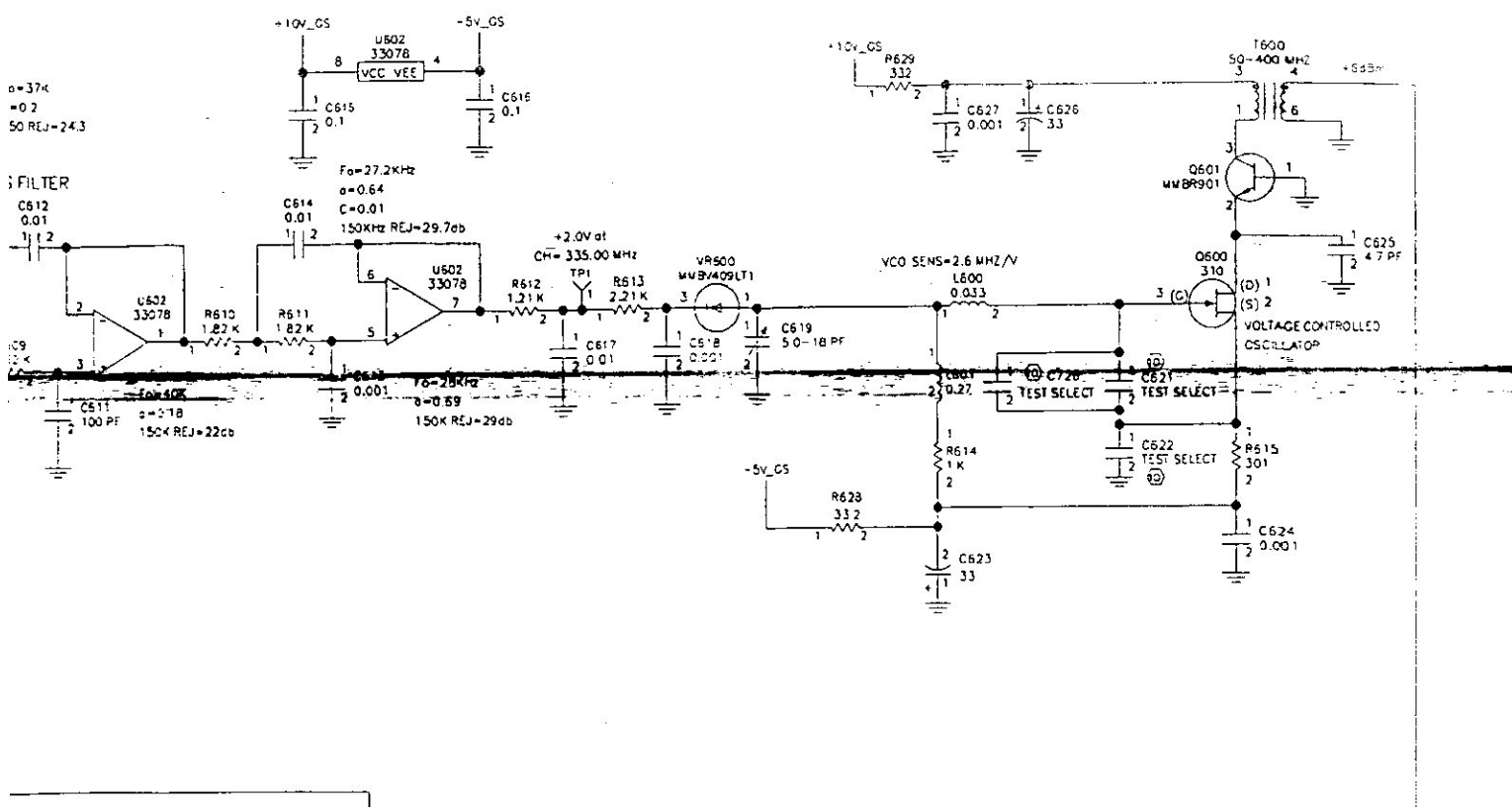


GLIDESLOPE DETECTOR/ACC/REGS



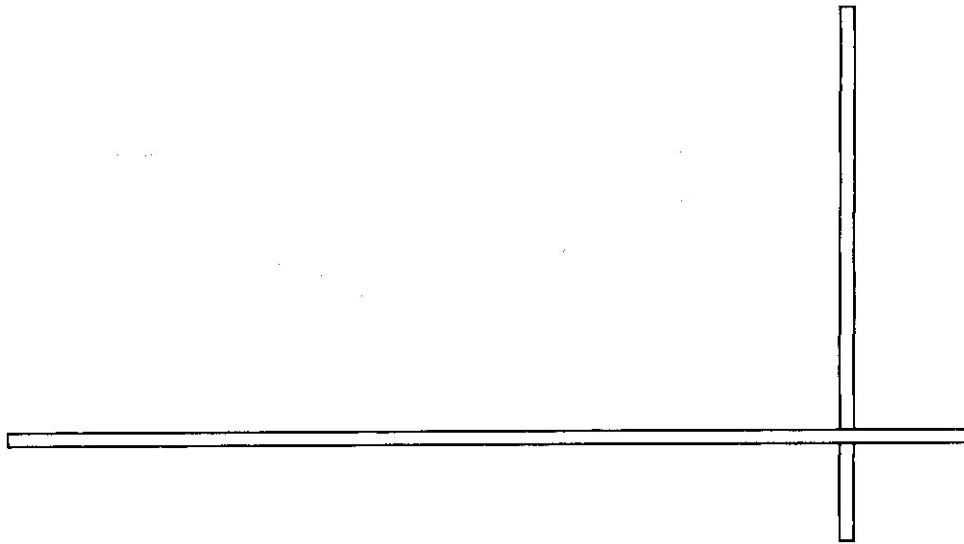
ROCKWELL COLLINS
 COMPONENT MAINTENANCE MANUAL
 GLU-920 Global Landing Unit, PART NO 822-1155





GLIDESLOPE SYNTH/VCO

(828-8339-410D_14)
 TPG5963_14



III- Etude Pratique du Récepteur ILS (GLU-920)

III-1 Introduction

Pour s'assurer du bon fonctionnement du GLU-920 il faut le faire passer à travers un banc d'essai, il y a deux types de banc d'essais :

- banc d'essai automatique (RFT-1000)
- banc d'essai manuel (T1207)

Dans ce qui suit on va étudier le banc d'essai manuel

III-2 Description du banc d'essai T1207

Le banc d'essai T1207 est composé de plusieurs parties :

- Les fonctions discrètes
- ILS
- Test point
- 429 switching
- L'alimentation
- Les fonctions GPS
- LRU connecteur
- Data loader

La figure « III-1 » montre le panneau avant du banc d'essai T1207 et la figure « III-2 » montre l'installation nécessaire pour le passage au banc d'essai.

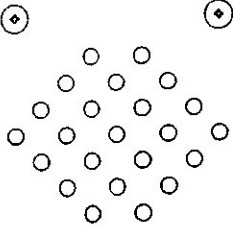
L'installation nécessaire pour le passage de banc d'essai est constituée d'un générateur des signaux RF GS et RF LOC connecté au GLU-920 qui est installé sur le support COOLNIG TRAY qui lui assure la refroidissement du module.

Le GLU-920 est connecté au T1207 à travers un câble de connexion sous format ARINC 600.

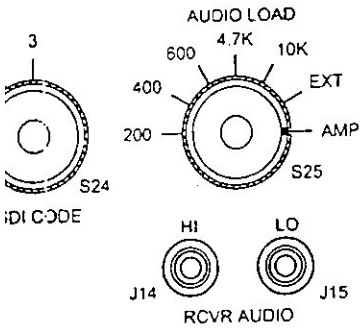
Le T1207 est alimenté par les générateurs 115 V AC/400Hz et 115 V AC 60/50Hz

Le T1207 est connecté avec T1200A qui reçoit et transmet les données sous format ARINC-409.

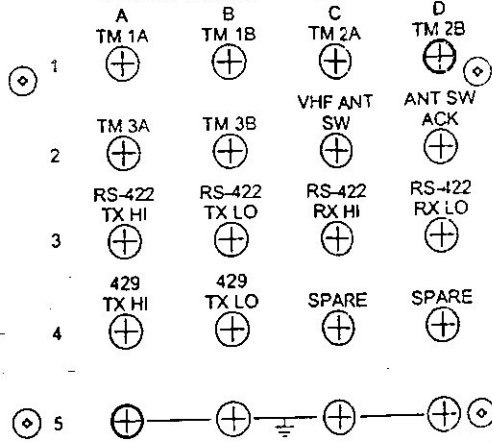
ILS



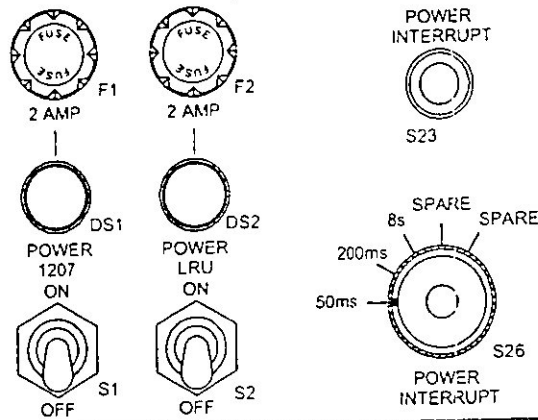
VOLUME



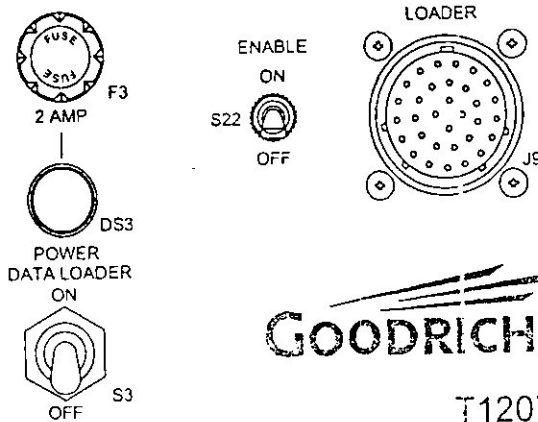
COLLINS GLU-9XX TEST POINT OVERLAY



POWER

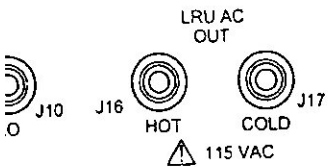


DATA LOADER

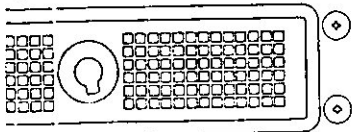


GOODRICH

T1207



LRU CONNECTOR



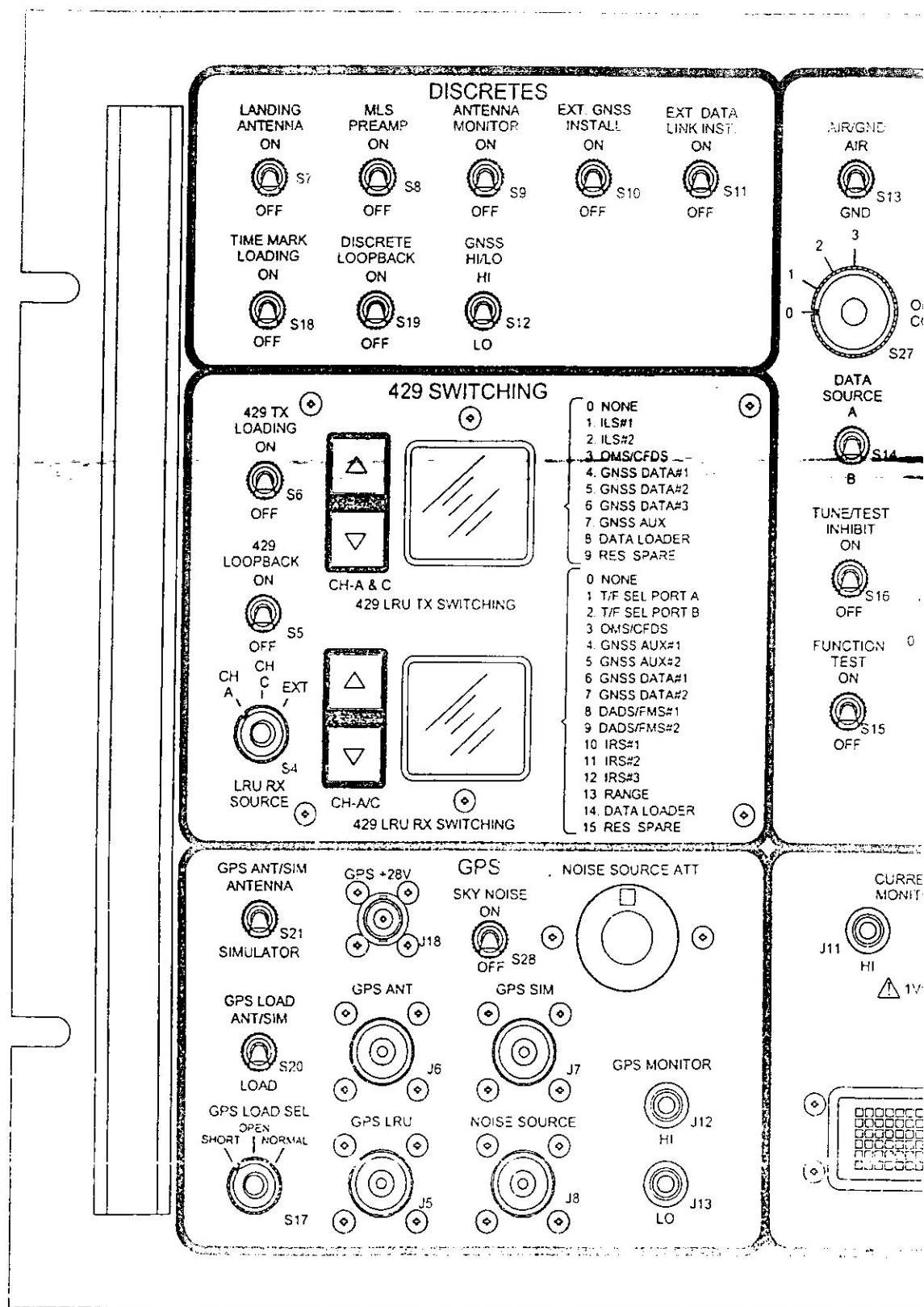


Figure « III-1 » : Panneau avant du banc d'essai T1407

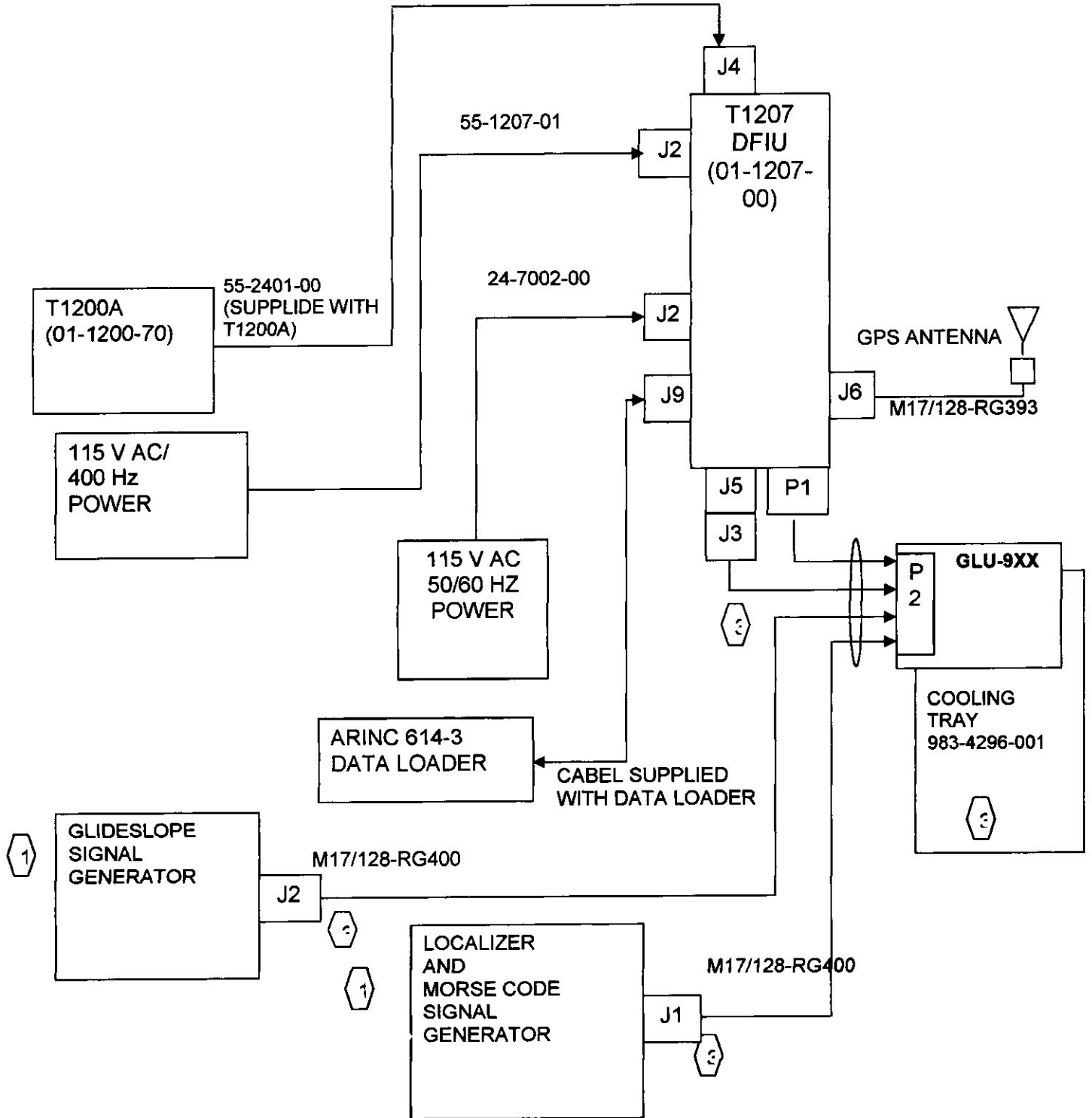


Figure « III-2 » : L'installation nécessaire pour le passage au banc d'essai

III-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 du récepteur ILS.

Remarque :

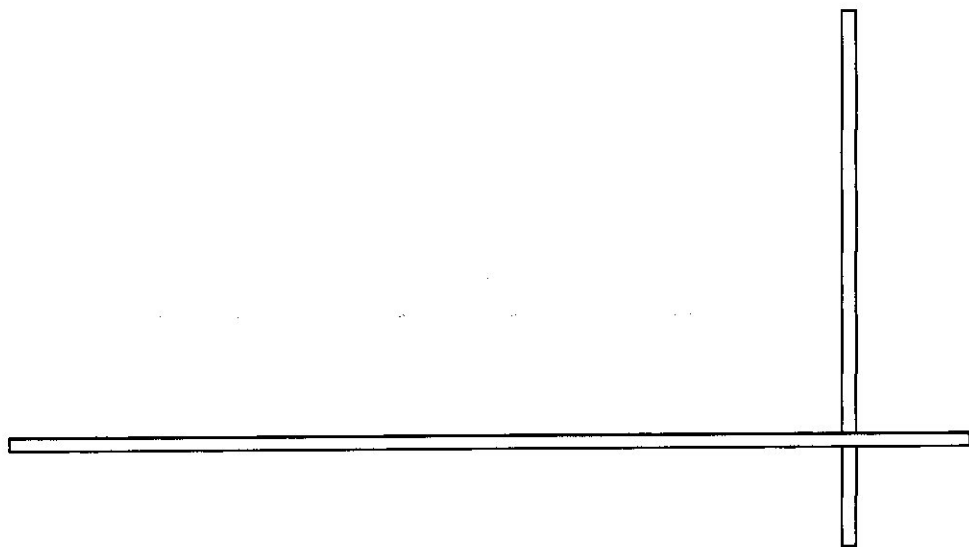
Syssp-LCL-Tx : désigne bus local de transmission de le nom de la carte qui envoie la donnée sous forme ARINC-LIKE (Série CMSTTLOGICLEVELS).

ILS-DEV-Tx : désigne bus de transmission avec des données sous forme (Série CMSTTLOGICLEVELS).

ILS-1-LCL-Tx-PRI bus : désigne bus local de transmission avec des données sous forme ARINC-LIKE (Série CMSTTLOGICLEVELS).

ILS-1-LCL-Tx-MON bus : désigne bus local de transmission avec des données sous forme ARINC-LIKE (Série CMSTTLOGICLEVELS).

LABEL	FUNCTION	TRANS MIT RATE
033	Landing system frequency/ mode control	150 to 250 ms
173	Localizer deviation	150 to 250 ms
174	Glideslope deviation	33.3 to 66.6 ms



Les étapes de procédure de test :

1^{ère} étape

La préparation de banc d'essai en exécutant les procédures de 1.0 à 1.8

2^{ème} étape

Test d'alimentation en exécutant les procédures de 2.0 à 2.2

3^{ème} étape

Test ILS en exécutant les procédures de 3.0 à 3.41

4^{ème} étape

Eteinte du banc d'essai en exécutant les procédures de 4.0 à 4.3

**AIR TRANSPORT SYSTEMS
COMPONENT MAINTENANCE MANUAL
GLU-920, PART NO 822-1152**

Manual Function Test

TEST	PROCEDURE
TEST 1.0	SETUP
TEST 1.1	Connect unit under test (UUT) to connecting cable.
TEST 1.2	Connect RF LOC and GS RF cables to the ILS generator.
TEST 1.3	Connect GNSS RF cable to GPS antenna cable. Do not connect GNSS RF cable to a single channel satellite simulator while testing a unit containing operational software.
TEST 1.4	Set the following switching on the T1207 as indicated all others to OFF. GNSS HI/LO to HI DATA INTERRUPT to INTERRUPTED AIR/GND to AIR DATA SOURCE to A
TEST 1.5	On the T1207, set the POWER 1207 and POWER LRU power switches to ON.
TEST 1.6	Set the following switches on the T1207 as indicated RX CHANNEL SWITCHING to CH-A 429 TX LOADING to ON 429 LRU TX SWITCHING to 4 (GNSS DATA #1)
TEST 1.7	On the ILS generator, press POWER switching to on.
TEST 1.8	On the T1200, press the POWER switching to on.
TEST 2.0	POWER SUPPLY
TEST 2.1	Use a digital multimeter and measure 110-125 VAC at LRU AC OUT on T1207.
TEST 2.2	Use a digital multimeter and measure less 0.5 A at CURRENT MONITOR on T1027, measuring by VAC (1V=1A).

**AIR TRANSPORT SYSTEMS
COMPONENT MAINTENANCE MANUAL
GLU-920, PART NO 822-1152**

TEST	PROCEDURE
TEST 3.0	ILS
TEST 3.1	On T1207, set 429 LRU TX SZITCHING and 429 LRU SZITCHING to 3.
TEST 3.2	On T1200, press RESET twice to return to main menu.
TEST 3.3	On T1200, select STANDAR MODE.
TEST 3.4	On T1200, select AVIONICS LRU MENU.
TEST 3.5	On T1200, select 710 ILS.
TEST 3.6	Select LOC DEV and GLS DEV on screen of T1200 located below RECEIVED WORD on top of screen using the MORE WORDS FUNCTION located on bottom of screen to scroll through options.
TEST 3.7	Change frequency for ILS FREQ at TX-A 108.10 MHz by pressing the frequency on the T1200 screen, inputting the frequency, and then ENTER on the keypad.
TEST 3.8	Set frequency on ILS generator, LOC screen, to same shown for ILS FREQ on T1200 at TX-A.
TEST 3.9	On T1200, SSM should read NML for LOC DEV.
TEST 3.10	Test the sensitivity for the LOC frequency by adjusting the dB range in steps on the ILS generator until the NML becomes NCD on the T1200. GLS NMT-87 dB.
TEST 3.11	Set frequency on ILS generator, G/S screen, frequency to 334.70 MHz by pressing the LOC/ G/S button to access the G/S screen.
TEST 3.12	On T1200, SSM should read NML for GLS DEV for each respective frequency.

**AIR TRANSPORT SYSTEMS
COMPONENT MAINTENANCE MANUAL
GLU-920, PART NO 822-1152**

TEST	PROCEDURE
TEST 3.13	Test the sensitivity for the GLS frequency by adjusting the dB range in steps on the ILS generator unit the NML becomes NCD on the T1200. GLS NMT -87 dB
TEST 3.14	Change frequency for ILS FREQ at TX-A to 110.10 MHz by pressing the frequency on the T1200 screen, inputting the new frequency, then ENTER on keypad.
TEST 3.15	Set frequency on ILS generator, LOC screen, to same shown for ILS FREQ on T1200 at TX-A.
TEST 3.16	On T1200, SSM should read NML for LOC DEV.
TEST 3.17	Test the sensitivity for the LOC frequency by adjusting the dB range in steps on the ILS generator until the NML becomes NCD on the T1200. LOC NMT -99 dB
TEST 3.18	Set frequency on ILS generator, G/S screen, frequency to 334.40 MHz by pressing the LOC/ G/S button to access the G/S screen.
TEST 3.19	On T1200, SSM should read NML for GLS DEV for each respective frequency.
TEST 3.20	Test the sensitivity for the GLS frequency by adjusting the dB range in steps on the ILS generator unit the NML becomes NCD on T1200. GLS NMT -87 dB
TEST 3.21	Change frequency for ILS FREQ at TX-A 111.95 MHz by pressing the frequency on the T1200 screen, inputting the new frequency, and then ENTER on the keypad.
TEST 3.22	Set frequency on ILS generator, LOC screen, to same show for ILS FREQ on T1200 at TX-A.
TEST 3.23	On T1200, SSM should read NML for LOC DEV.

**AIR TRANSPORT SYSTEMS
COMPONENT MAINTENANCE MANUAL
GLU-920, PART NO 822-1152**

TEST	PROCEDURE									
TEST 3.24	Test the sensitivity for the LOC frequency by adjusting the dB range in steps on the ILS generator unit the NML becomes on the T1200. LOC NMT -99 dB									
TEST 3.25	Set frequency on ILS generator, G/S screen, frequency to 330.95 MHz by pressing the LOC/ G/S button to access the G/S screen.									
TEST 3.26	On T1200, SSM should red NML for GLS DEV for each respective frequency.									
TEST 3.27	Test the sensitivity for the GLS frequency by adjusting the dB range in steps on the ILS generator unit the NML becomes NCD on T1200. GLS NMT -87 dB									
TEST 3.28	For function test, verify the QIR/GND switch is set to AIR on T1207.									
TEST 3.29	Set the FUNCTION TEST switch to ON and notice no change on the T1200.									
TEST 3.30	Set the FUNCTION TEST switch to OFF on T1207.									
TEST 3.31	Set the AIR/GND switch to GND on T1207.									
TEST 3.32	Set FUNCTION TEST switch to ON and notice both LOC and GLS on the T1200 SSM Notice the following DDM during switching									
	<table border="0" style="margin-left: auto; margin-right: auto;"> <thead> <tr> <th style="width: 10%;"></th> <th style="width: 15%;">NCD</th> <th style="width: 15%;">FT</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>LOC</td> <td>-.075</td> <td>.075</td> </tr> <tr> <td>GLS</td> <td>-.085</td> <td>.085</td> </tr> </tbody> </table>		NCD	FT	LOC	-.075	.075	GLS	-.085	.085
	NCD	FT								
LOC	-.075	.075								
GLS	-.085	.085								
TEST 3.33	To test the TEST Tune Inhibit, select ILS FREQ under the RECEIVER WORDS on the T1200 (MORE WORD may be needed to scroll through the options).									
TEST 3.34	Verify TX-A matches frequency with RX-A and label 033 for ILS FREQ on T1200.									
TEST 3.35	Set TUNE/TEST INHIBIT to ON.									

**AIR TRANSPORT SYSTEMS
COMPONENT MAINTENANCE MANUAL
GLU-920, PART NO 822-1152**

- TEST 3.36 Change TX-A ILS FREQ to 110.10 then press enter on the T1200.
- TEST 3.37 Notice RX-A ILS FREQ displays previous frequency (does not change) on T1200.
- TEST 3.38 Set TUNE/TEST INHIBIT to OFF on T1207.
- TEST 3.39 Notice RX-A ILS FREQ changes to match TX-A ILS FREQ on T1200.
- TEST 3.40 Switch 429 LRU RX SWITCHING from 1 to 2 on T1207.
- TEST 3.41 Set DATA SOURCE switch from A to B on notice ILS FREQ SSM changes from NCD to NML on T1200.
- TEST 4.0 **SHUTDOWN**
- TEST 4.1 On T1200, press RESET twice, then POWER to OFF.
- TEST 4.2 On T1207, set POWER 1207 and POWER LRU to OFF.
- TEST 4.3 On ILS generator, press POWER switch to OFF.

Conclusion

Conclusion

La réalisation de ce module a été très bénéfique et sera d'une aide précieuse pour le personnel de la maintenance de l'atelier Radio d'Air Algérie. Elle nous a permis d'approfondir nos connaissances théoriques et pratiques, nous avons après :

- Un nouveau module le GLU 920
- Une nouvelle norme aéronautique l'ARINC 429
- L'utilisation d'un manuel d'entretien
- L'application des procédures d'un test

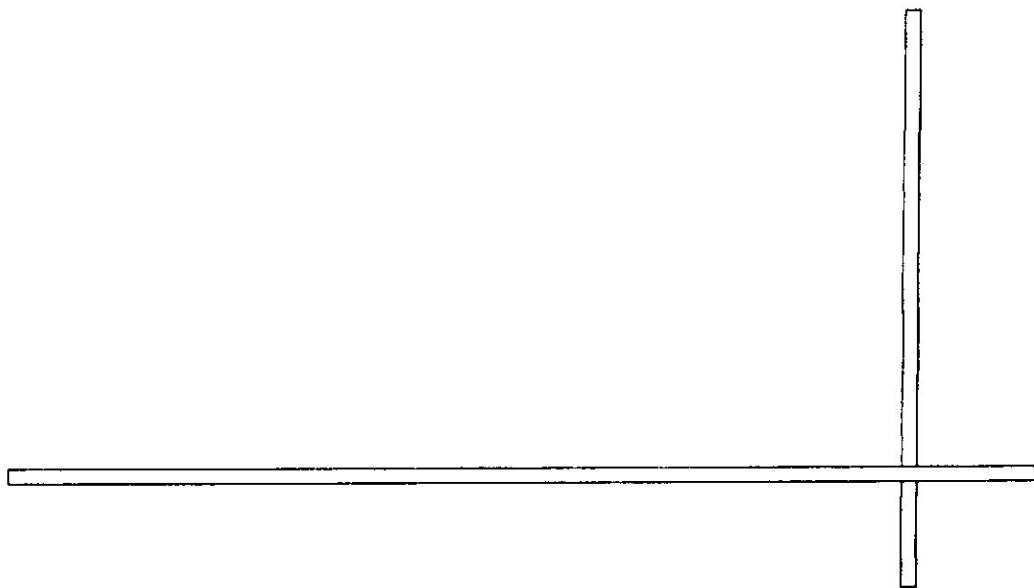
Comme elle nous a donnée une vocation sur les valeurs de la vie et les relations humaines qui vont nous aider dans notre avenir professionnelle.

Enfin, notre manuel peut servir de documentation pour les étudiants qui s'orientent vers le domaine des aéronautiques.

Les Abréviations

Abréviaton	Identification
A/D	Analog-to-Digital
AFC	Automatic Frequency Control
AGC	Automatic Gain Control
BCD	Binary Code Decimal
BNR	Binary
D/A	Digital-to-Analog
dB	Decibel
dBm	Decibel Below 1 Milliwatt
DDM	Difference in Depth of Modulation
DEV	Deviation
DSP	Digital Signal Processor
EEPROM	Electrically Erasable Programmable Read Only Memory
FM	Frequency Modulation
FMC	Flight Management Computer
FPGA	Field Programmable Gate Array
GLS	Global Landing System
GLU	Global Landing Unit
GNSS	Global Navigation Satellite System
GPS	Global Position System
IF	Intermediate Frequency
ILS	Instrument Landing System
LRU	Line-Replaceable Unit
MLS	Microwave Landing System
MMR	Multimode Receiver
NCD	No Computer Data
NML	Normal Operation
PLD	Programmed Logic Device
PROM	Programmed Read Only Memory
PVT	Position, Velocity and Time
RAM	Random Access Memory
RF	Radio Frequency

Abréviation	Identification
ROM	Read Only Memory
TX	Transmit
UART	Universal Asynchronous Receiver-Transmitter
UHF	Ultra High Frequency
VCO	Voltage-Controlled Oscillator
VHF	Very High Frequency



Bibliographie

Manuel :

- **CMM : Component Maintenance Manuel**

1^{er} édition 1/8/1997.

3^{ème} version 18/11/2002.

Les Ouvrages :

- **GPS Constatation et navigation**

Serge Botton

Françoise Duquenne

Yves Egels

Michel Even

Pascal Willis

Edition HERMES Mars 98.

Les Thèses :

- Etude du GNSS Intégré dans le GLU-920 (2005).
- Etude de l'ARINC-429 (1999).
- Etude de la boîte de commande VOR/DME (2002).