

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE
SCIENTIFIQUE
UNIVERSITE SAAD DAHLAB DE BLIDA
FACULTE DES SCIENCES DE L'INGENIEUR
DEPARTEMENT D'AERONAUTIQUE

Mémoire de projet de fin d'études en vue de l'obtention du diplôme
d'études universitaires appliquées D.E.U.A

Option : Avionique

THEME

**ETUDE ET SIMULATION D'UN BANC
D'ESSAI DU GPWS**

Dirigé par :
Mr-KOUIDER ELOUAHED B.

Réalisé par :
– TOUAIBIA KHALED
– SAMEUT BOUHAÏK Med

Promotion 2008

Résumé

Notre travail consiste à détecter d'éventuelles pannes sur le système GPWS, qui est considéré comme une sorte d'ordinateur de bord servant à renseigner et alerter le pilote sur la position et les mouvements de l'avion par rapport au sol à chaque instant.

Il s'agit donc de reproduire l'environnement de l'avion en plein vol, en simulant les mouvements de l'avion et les signaux sortants des capteurs de l'avion vers le système GPWS dans chacun des modes de son fonctionnement à travers une carte d'interface.

المخلص:

الهدف من هذا العمل هو انجاز وساطة بين جهاز الإنذار (GPWS) و جهاز الكمبيوتر من اجل البحث عن عطب إن وجد، وذلك بتمثيل الحركات التي تقوم بها الطائرة و إرسال الإشارات اللازمة إلى دارة الوساطة لمعاينة حالة الجهاز (GPWS).

Abstract

The aim of project is to design a complete PC based system that will be used as a testing tool for the GPWS (Ground Proximity Warning System). The main part of the work will concentrate on the software part which will simulate the aircraft movement and generate all the electrical signals through an interface board connected to the PC parallel port. These signals will simulate those issued from the different sensors installed onboard.

Introduction générale	1
------------------------------------	---

Chapitre I : Généralités

I-1. Définition du GPWS	2
I-1-1. L'importance du GPWS	2
I-1-2. principe de vol	2
a. la portance.....	3
b. le poids.....	3
c. la poussée.....	4
d. la trainée.....	4
I-1-3. Dispositions générales	4
I-2. Systèmes embarqués sur avion	5
I-2-1. Radio navigation	5
I-2-2. Radiobalise omnidirectionnelle VHF(VOR)	5
I-2-3. Le système radiocompas ADF(Air Direction Finder)	5
I-2-4. Le système OMEGA	5
I-2-5. Radio communication	5
I-3. Equipement de sécurité	6
I-3-1. Le système ATC (Air Traffic Control)	6
I-3-2. Système d'approche aux instrument (ILS)	6
I-3-3. Le système de feux d'approche (ALS)	6
I-3-4. Le système GPWS (Ground Proximity Warning System)	7

Chapitre II : Etude détaillée du GPWS

II-1. Présentation du GPWS	8
II-2. Les entrées du GPWS	8
II-2-1. Radio Altimètre	8
II-2-2. Altimètre barométrique	9
II-2-3. Le Mach	9
II-2-4. Le Glide Slope	9
II-2-5. Position de volets	9
II-2-6. La position des trains d'atterrissage	9
II-2-7. Hauteur de décision(D/H)	10
II-3. Les sorties de GPWS	10
II-3-1. Alermes visuelles	11
II-3-2. Alerme audibles	11
II-4. Les périphériques du GPWS	12
II-4-1. Radio altimeter	12
II-4-2. Les récepteur de déviation du glide slope	12
II-4-3. L'altitude barométrique	12
II-4-4. ADC (Air Data Computer)	13
II-4-5. Les volets	13
II-4-6. Les atterrisseurs	13
II-4-7. L'alimentation de GPWS	13
II-5. Les signaux d'entrées du GPWS	14
II-5-1. Radio altimètre	14

II-5-2. Le taux barométrique	14
II-5-3. Le Mach.....	15
II-5-4. Le récepteur de glide slope	15
II-5-5. Configuration externe de l'avion	15
II-5-6. Les entrées de validation.....	15
II-6. Différents modes d'opérations	16
Mode 1 : pente de descente excessive.....	18
Mode 2 : taux d'approche excessif.....	19
Mode 3 : perte d'altitude après décollage	20
Mode 4 :	21
4A : proximité du sol avec les trains d'atterrissage entrants.....	21
4B : proximité du sol avec les volets entrants.....	21
Mode 5 : descente au dessous du glide slope.....	22
Mode 6 : descente au dessous du minimum.....	23

Chapitre III : Entrées et sorties du PC

III-1. Introduction.....	25
III-2. Choix du ports.....	25
III-2-1. Description des signaux.....	27
III-2-2. Les registres.....	28
III-2-3. Programmation du ports.....	28
III-3. Types de conversion.....	29
III-3-1. Conversion Numérique/Analogique (CNA).....	30

CHAPITRE IV : Etude théorique de la réalisation

IV-1. Introduction.....	31
IV-2. Schéma bloc.....	32
IV-2-1. Simulation des entrées.....	33
IV-2-2. Acquisition des sorties.....	33
IV-2-3. L'alimentation.....	33
IV-3. Définition des entrées /sorties du GPWS et leur simulation	33
IV-4. Simulation des signaux d'entrées.....	34
IV-4-1. Le convertisseur numérique/analogique (CNA)	35
a. Description du DAC 714.....	36
b. Configuration des broches.....	37
c. Principe de fonctionnement du DAC 714	38
IV-4-2. Inversion des tensions (Glide Slope et Taux Barométrique).....	40
IV-4-3. Amplification d'altitude.....	40
IV-4-4. Amplification des données logiques	41
IV-4-5. Alimentation	42
IV-4-6. Schéma électrique.....	

Chapitre V : Simulation des données d'entrée de GPWS

V-1. Introduction	47
V-2. L'environnement de visual C++ 6.0.....	47
V-2-1. La création d'un projet.....	48
V-2-2. Un premier projet.....	49
V-3. Introduction sur OpenGL.....	51
V-3-1. GLUT.....	52

V-3-2. L'utilisation des bibliothèques OpenGL.....	52
V-3-3. Traitement des données et préparation de leurs envois en série.....	53
V-4. Conversion grandeur/tension	53
V-5. L'organigramme de la conversion du vecteur	55
V-6. Présentation de l'application.....	56
V-6-1. La fenêtre du banc d'essai.....	56
V-6-2. Partie tests résultats.....	57
 Conclusion	 58

Annexes

bibliographie

LISTE DES TABLAUX

Tableau N° II.1 : les différents modes et leurs indications.....	17
Tableau N° III.1 : les registre du port parallèle.....	28
Tableau N°IV.1 : les entrées du GPWS et leur tension équivalente.....	33
Tableau N°IV.2 : les sorties du GPWS et leur tension équivalent.....	34
Tableau N°IV.3 : Description des broches de DAC714p.....	38
Tableau N°IV.4 : Description des pins de connecteur du GPWS.....	43
Tableau N°IV.5 : Description des pins du connecteur du GPWS.....	43-44

LISTE DES FIGURES

Figure:I-1 : Les forces qui s'exercent sur avion en vol	3
Figure II.1 : Schéma bloc de GPWS.....	10
Figure II.2 : Les entrées / sorties de l'ADC.....	13
Figure II.4: - Mode 1-pente de descente excessive.....	18
Figure II.5- Mode 2 taux d'approche excessif.....	19
Figure II.6 Mode 3- perte d'altitude après décollage.....	20
Figure II.7 Mode 4 proximité du sol	21
Figure II.8 Mode 5-descente au-dessous du glide slope.....	22
Figure II-9: Mode6- descente au-dessous du Minimum.....	23
Figure II-10 Mode 7- Avertir pour des conditions windshear.....	24
Figure III-1 : schéma de brochage du port parallèle.....	26
Figure.III.2 : La conversion numérique /analogique.....	30
Figure IV-1 : banc d'essai de GPWS.....	32
Figure IV.2 ; schéma synoptique du banc d'essai.....	35
Figure IV.3 : schéma bloc du DAC714	36
Figure IV.4 : schéma de brochage de DAC714.....	37
Figure IV-5 : Chronogramme de synchronisation de l'entrée.....	39
Figure IV-6 : Chronogramme de synchronisation de sortie.....	39
Figure N° IV.7 : Schéma de l'amplificateur.....	40
Figure IV.8 :ULN2803.....	42
Figure IV.9 : Circuit d'alimentation.....	42
Figure IV-10: la connection entre le GPWS et la carte d'interface.....	45
Figure IV-11: schéma de câblage de la carte d'interface.....	46
Figure V-1 : La page principale de Visual C++ 6.0.....	47
Figure V.2 : Le menu et la barre d'outils.....	49
Figure V.3 : Type d'application Win32.....	49
Figure V.4: PREMIER PROJET	50
Figure V.6 :l'organigramme de la conversion grandeur/ tension.....	53
Figure V.7: représentation du vecteur lue.....	54
Figure V-8 : représentation du vecteur lue.....	54
Figure V.8 : La fenêtre du banc d'essai.....	56

INTRODUCTION

Aujourd'hui, l'avion est le moyen de transport le plus utilisé dans le monde. Le pilotage de cet avion est une opération très complexe, trouver son chemin et rejoindre sa destination dans les meilleures conditions de vol tels que le confort, la sécurité, ... surtout pendant un long trajet.

Devant l'ampleur d'une catastrophe aérienne, chacun d'entre nous se pose la question "comment cela est-il possible ?", sachant qu'avant l'impact, l'avion était en état de navigabilité, que ses systèmes de bord fonctionnaient de façon normale, et que son équipage était en pleine possession de ses capacités physiques et intellectuelles.

Pour répondre à cette question, de nombreuses recherches ont été effectuées à partir des années soixante et qui ont abouti à plusieurs solutions, parmi elles le **GPWS** (Ground Proximity Warning System) qui supplanta rapidement les autres systèmes et son monopole dans cette catégorie d'équipement restera jusqu'à nos jours et qui fera l'objet de notre étude.

Le GPWS est un système de sécurité placé dans les avions afin d'avertir le pilote et son équipage en cas de problème pour pouvoir prendre des mesures et éviter des accidents.

Pour mener à bien notre travail, nous l'avons divisé en cinq chapitres :

Dans le premier chapitre nous donnerons un aperçu général sur le GPWS et les systèmes embarqués.

Le deuxième chapitre est consacré à l'étude détaillée du système GPWS.

Dans le troisième chapitre sera présenté les entrées et les sorties du PC.

L'avant dernier chapitre fera l'objet d'une étude théorique de la réalisation.

Dans le dernier chapitre nous présenterons une simulation.

Enfin nous terminerons par une conclusion.

INTRODUCTION

BIBLIOGRAPHIE

CHAPITRE I

CONCLUSION

CHAPITRE III

CHAPITRE II

CHAPITRE V

CHAPITRE IV

SOMMAIRE

ANNEX

ANNEXE A

ANNEXE B

I.1.Définition du GPWS :

Le **GPWS** est l'un des équipements embarqués sur avion, c'est un système électronique d'avertissement permettant aux membres de l'équipage de prendre les dispositions nécessaires en cas de danger.

Comme son nom l'indique « dispositif avertisseur de proximité du sol » le **GPWS** est enclenché lors des phases critiques de décollage et d'atterrissage (où le nom de crashes est important) c'est-à-dire à proximité du sol.

I.1.1.L'importance du GPWS :

Le concept du premier **GPWS** a été mis en œuvre par la **SAS** (Scandinavian Airlines système), il eut des débuts timides jusqu'au **1974**, où un Boeing **727** d'une compagnie américaine perd le contrôle à **50** pieds de piste alors qu'il entreprenait son atterrissage à l'aéroport de Washington .Ce crash a coûté la vie de **100** personne. Depuis ce terrible accident, la fédération américaine a imposé l'installation du **GPWS** sur tous ses appareils, plusieurs pays ont suivis cette démarche quelque années plus tard.

Le **GPWS** (**Ground Proximity Warning System**) qui prévient le pilote de l'approche du sol, indique à l'avance les obstacles du relief et donc le danger d'une descente trop brutale.

Il est considéré parmi les plus importants systèmes de sécurité embarquée sur avion vu l'apport considérable dans la diminution du nombre de crashes depuis son installation.

I.1.2. Le principe de vole :

Pendant des siècles beaucoup de scientifiques se sont intéressés à comprendre les principes de base du vol. Le débat continue encore entre experts sur certains détails de l'aérodynamique, mais il suffit aux pilotes de maîtriser quelques concepts fondamentaux, à commencer par les quatre forces qui s'exercent sur un avion en sol : la portance, le poids, la poussée et la traînée. Ces quatre forces agissent deux par deux : la portance s'oppose au poids, et la poussée s'oppose à la traînée.

Les forces opposées sont en équilibre lorsque le vol est stabilisé. On admet que les quatre forces en vol s'exercent en un point unique appelé centre de gravité (**CG**).



Figure:I-1 : Les forces qui s'exercent sur avion en vol.

a- La portance :

La portance est la force qui permet à un avion de voler. Elle est produite en majeure partie par les ailes. La portance produite par une aile dépend de la vitesse relative et de l'angle d'incidence auquel l'aile rencontre l'air. En général, plus la vitesse de l'avion ou l'angle d'incidence augmente, plus la portance créée par les ailes est importante. Lorsque la vitesse d'un avion augmente, le pilote doit réduire l'angle d'incidence (abaissier légèrement le nez de l'avion) pour conserver une altitude constante.

b- Le poids :

Le poids s'oppose à la portance. En pratique, on peut admettre que le poids s'exerce toujours selon une ligne qui va du centre de gravité de l'avion au centre de la terre. On pourrait croire à première vue que le poids change seulement de fonction de la consommation de carburant. En réalité, lorsqu'un avion manœuvre, il subit des variations de son facteur de charge ou des G qui modifient la charge supportée par les ailes.

Par exemple, un avion qui effectue un virage en palier avec une inclinaison de **60** degrés est soumis à un facteur de charge égale à **2**. Si cet avion pèse **900 Kg** quand il est à l'arrêt au sol, son poids effectif passe à **800Kg** au cours d'un virage. Pour conserver l'équilibre entre portance et poids pendant les manœuvres, le pilote doit régler l'angle d'incidence.

c- La poussée :

La poussée fournie par les moteurs d'un avion sert à propulser dans l'air. A la poussée s'oppose la traînée ; les deux forces s'équilibrent lors d'un vol stabilisé. Si le pilote augmente la poussée et conserve la même altitude, la poussée dépasse momentanément la traînée et l'avion prend la vitesse. Mais la traînée augmente aussi dans ce cas et rattrape la poussée au bout d'un certain temps. L'avion cesse alors d'accélérer et reprend un vol stabilisé.

d- La Traînée :

Un avion est soumis à deux types de traînées. La traînée parasite est le résultat des frottements entre l'air et la structure de l'avion : train d'atterrissage, antennes, etc. la traînée induite est un effet secondaire de la portance. Elle est le résultat de l'air circulant de la zone de haute pression située sous l'aile, à la zone de basse pression située au dessus de l'aile. Son effet se fait surtout ressentir à faible vitesse.

I.1.3. Dispositions générale :

L'exploitant d'un avion à turboréacteur doit :

- a) installer à bord de l'avion un dispositif avertisseur de proximité du sol ;
- b) entretenir et vérifier le dispositif avertisseur de proximité du sol conformément aux normes de navigabilité.

Il est interdit d'utiliser un avion à turboréacteur à moins qu'il ne se soit muni d'un dispositif avertisseur de proximité du sol qui est en bon état de fonctionnement et en marche.

c)- Au cours d'un vol, le commandant de bord d'un avion à turboréacteur peut, si la sécurité du vol l'exige, neutraliser l'un des modes du dispositif avertisseur de proximité du sol en se conformant au manuel de vol de l'aéronef, au supplément de ce manuel, au manuel d'utilisation de l'aéronef ou à la liste d'équipement minimal définie dans l'ordonnance sur la liste d'équipement minimal d'un aéronef.

d) En cas de panne ou de défectuosité, au cours d'un itinéraire prévu du dispositif avertisseur de proximité du sol d'un avion à turboréacteur, l'itinéraire peut, si l'avion ne se trouve pas à une base d'entretien qui est en mesure d'effectuer la réparation du dispositif, être poursuivi jusqu'à ce que l'avion atteigne une base d'entretien qui en mesure que le faire.

I.2- Systèmes embarqué sur avion :

I.2.1-Radio navigation :

La radio navigation est un système équipé de récepteurs et permettant le positionnement de l'avion par rapporte à des balises se trouvant au sol.

I.2.2-radiobalise omnidirectionnelle VHF (VOR) :

Emetteur radio au sol qui projette **360** radiales, certains de ces radiales définissent les routes aériennes, mais les pilotes peuvent se fier à n'importe quelle radial pour suivre une trajectoire particulière au dessus du sol. Les radiobalises **VHF** omnidirectionnelle utilisent la plage de fréquences **VHF** située entre **108,0** et **177,95 MHZ**. Bien que le système de navigation basé sur satellites de plus en plus réponsus, les radiobalises **VHF** omnidirectionnelle constituant néanmoins le principale système de navigation électronique actuellement en vigueur.

I.2.3-Le système radiocompas ADF (automatic direction Finder) :

C'est un instrument de radionavigation qui reçoit des signaux des balises radio non directionnelles (**NDB**) ou des émetteurs de radiodiffusion commerciale (**AM**), l'aiguille du radiocompas est toujours pointée en direction du signal sélectionné.

I.2.4-Le système OMEGA :

C'est un moyen de localisation, qui fait appel à la mesure de différence des phases entre plusieurs signaux de basse fréquence, émis par huit stations sol. Chaque émetteur transmet trois fréquences différentes **10** secondes.

I.2.5 – radio communication :

La communication est essentielle en vol, les contrôleurs aériens règlent la circulation aérienne en assignant des routes et des altitudes de vol aux appareiller et en surveillant le trafic aérien par radar.

Toute cette activité est coordonnée par radio. Les pilotes doivent rester en écoute permanente sur les fréquences radio appropriées pour recevoir leurs instructions. Ce système, permet aussi à l'équipage de communiquer avec l'extérieur avion-tour et avion-tour de contrôle à l'aide d'interphone.

I.3-Equipements de sécurité :

Le rôle essentiel des équipements de sécurité est la détection des anomalies de vol. Ils avertissent le pilote afin qu'il puisse prendre les actions de correction nécessaires.

I.3.1-Le système ATC (Air Traffic Control) :

Le contrôle de trafic aérien (ATC) est un réseau de route de contrôle, pour le décollage et l'atterrissage, afin d'assurer un déroulement efficace et sûr de trafic aérien.

Le contrôle aérien remplit plusieurs fonctions, le centre de contrôle au sol se charge des appareils atterrissant ou quittant les pistes. La route de contrôle ou (contrôle local), s'occupe des appareils circulant aux alentours de l'aéroport, et délivre les autorisations de décollage ou d'atterrissage.

I.3.2-Système d'approche aux instruments (ILS) :

Système d'atterrissage aux instruments basé au sol projette des faisceaux radio de chaque côté de la ligne centrale de la piste d'atterrissage.

Utilisé par faible visibilité, ce système sert de guide pour être sûr que l'avion arrive suivant la bonne trajectoire et selon un angle et une altitude correcte pour atterrir.

Ce système d'aide à la navigation et de feux d'approche guidant les avions approchant d'une piste dans les plans horizontaux et verticaux.

Le système **ILS** (Instrument Landing Système) comprennent un localisateur, un glide slope et des radiobalises extérieur, intermédiaires et intérieurs. Le localisateur (**LOC**), ou alignement de piste, transmet un signal directionnel qui guide l'avion vers la gauche ou vers la droite.

Le glide slope, ou pente d'approche, est un système électrique qui définit l'angle de descente approprié vers la piste, radiobalises indiquant la distance jusqu'à la piste.

I.3.4-Le système de feux d'approche (ALS) :

C'est des lumières qui clignent en série ou selon un code couleur et qui définissent clairement l'approche d'une piste d'atterrissage, les feux d'approche aident les pilotes à passer aux repères visuel afin d'une approche aux instruments.

I .3.4-Le système GPWS (Ground Proximity Warning Système) :

Ce système est appelé aussi système d'alerte de collision avec le sol ou (avertisseur de proximité de sol), système **GPWS** est conçu pour alerter le pilote quant l'avion entre dans une zone de le contact avec le sol est éminent.

II.1-Présentation du système GPWS :



Le système d'alerte de collision avec le sol « Ground Proximity Warning Système » (GPWS) alerte le pilote et/ou déclenche des ordres de commande lorsque ses calculs montrent que l'avion passe au-dessous d'une distance minimale donnée de sol.

En comparant en permanence les informations fournies par sa propre base de données du terrain ainsi que par l'altimètre radar, la navigation par satellite (GPS) et le central inertiel laser (LINS), surveille constamment la position de l'avion par rapport à la terre et exclut ainsi pratiquement tout risque de contact avec le sol.

II.2-Les entrées de GPWS :

II.2.1-Radio Altimètre :

Les appareils sont équipés d'une radio ou d'un altimètre radar qui indique l'altitude relative par rapport au terrain.

Les pilotes utilisent ces systèmes pendant les phases finales d'approche et d'atterrissage, surtout lorsque le plafond et la visibilité dominante sont réduits, déterminer la hauteur de décision.

II.2.2-Altimètre Barométrique :

Le baromètre mesure l'altitude en enregistrant les variations de pression atmosphérique quand l'appareil monte ou descend, en outre les gros appareils disposent d'un radio altimètre qui mesure la hauteur de l'appareil en fonction du temps mis par un faisceau radio qui est envoyé vers le sol pour revenir à sa source.

II .2.3-Le Mach :

C'est un rapport entre la vitesse d'un appareil et la vitesse de son, le terme Mach vient de nom du physicien autrichien (**Ernst Mach**).

La vitesse est déterminée à partir du Mach par l'**ADC** (Air Data Computer).

Mach= (vitesse de l'avion/ vitesse de son (330m/s)).

II.2.4-Le Glide Slope :

C'est un faisceau électromagnétique matérialisant la pente d'approche au sol.

Les émetteurs de glide slope situés à l'extrémité de la piste envoyant des signaux radio pour la pente d'approche correcte vers la piste. L'angle de la pente est généralement de **3** degrés par rapport à l'horizontal.

II.2.5-Position de volets :

Les volets changent la forme de l'aile, créant plus de portance et ajoutant de la traînée. Ces deux effets permettent à l'avion de voler à faible vitesse relative et de descendre selon une forte pente sans gagner de vitesse. Les volets ne sont pas des gouvernes principales, on ne les utilise pas pour diriger l'avion.

II.2.6-La position des trains d'atterrissage :

Les trains d'atterrissages sont les roues utilisées par un appareil pour atterri ou manœuvrer au sol. Ainsi appelé (atterrisseur) les deux types les plus courants les sont les trains tricycles et les trains à roulettes de queue (parfois appareils simplement « train classique »). Avec un train tricycle, l'appareil repose sur le sol sur une roue avant située au niveau du nez et les deux roues situées plus vers l'arrière de l'avion.

Les trains d'atterrissages principaux vont presque toujours par pairs et sont conçus pour supporter les chocs les plus importants à l'atterrissage.

II.2.7-Hauteur de décision (D/H) :

C'est une altitude à laquelle, lors d'une approche aux instruments ou une autre approche de précision de la piste d'atterrissage, le pilote doit décider s'il atterrit ou s'il annule son approche ; généralement, pour une approche aux instruments, la hauteur de la décision est de 200 pieds (60m) au dessus de sol.

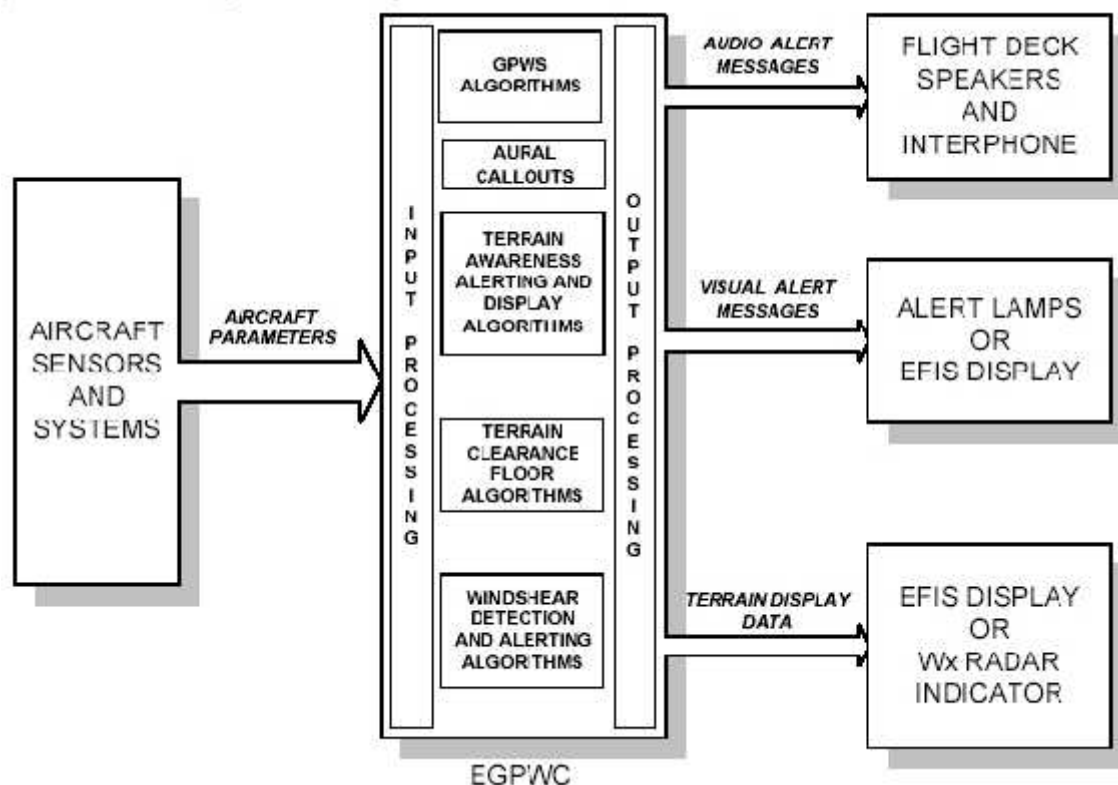


Figure II.1 : Schéma bloc de GPWS.

II.3-les sorties GPWS :

Afin de réduire le travail du pilote en cas d'état d'urgence, le GPWS dispose d'un système d'alarme intelligent.

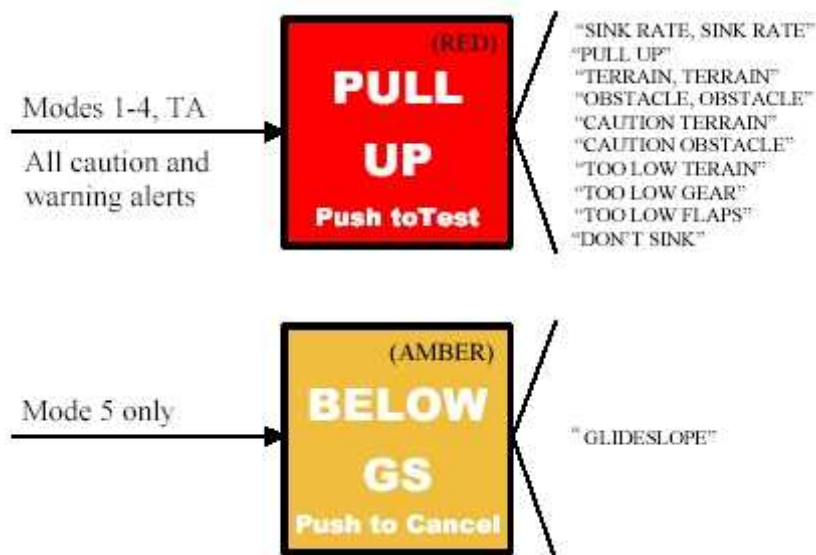
Celui-ci alerte le pilote au moyen de signaux visuels « pull up, Below G/S », alarmes sonores message parlés sont fourni à l'aide de haut parleur.

Les avertissements sont classés en plusieurs catégories, suivant la gravité ou la situation dont se trouve l'avion.

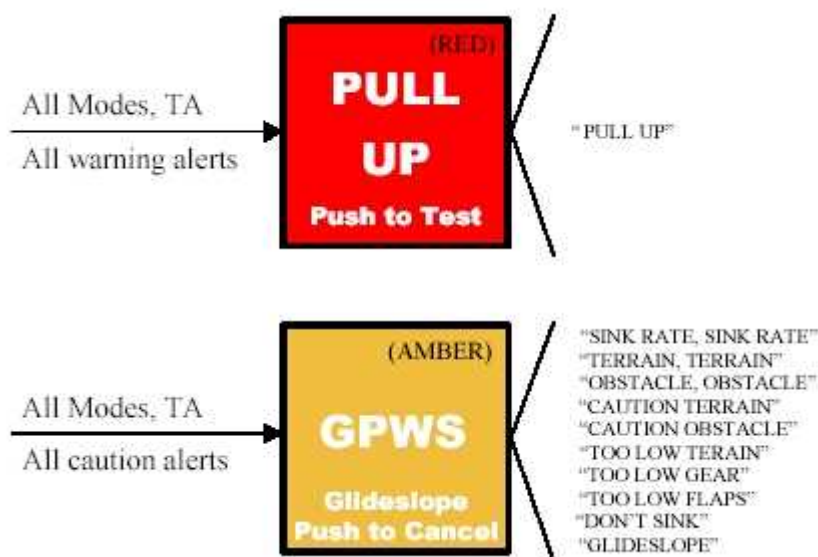
II.3.1-Alarmes visuelles :

C'est indicateur lumineux localisé sur le tableaux de bord « pull up : redressez, Bellow G/S ». Il existe 2 format de lampe:

format de lampe 1:



format de lampe 2:



II.3.2-Alarmes audibles :

C'est avertisseur oral offrant neuf messages différant classés par ordre de priorité, il est entendu par le pilote et son copilote à travers leur casque et par un haut parleur situé dans le cockpit.

Chaque message fourni par le système d'avertissement à proximité du sol (GPWS) est répété toutes les 0,75 secondes.

Les neuf messages sont :

1. « whoop-whoop-pull-up».....«whoop-whoop-redressez».
2. «terrain ».....« terrain ».
3. «too-low-terrain »..... «doucement-terrain».
5. « too-low-flaps».....«doucement-trains d’atterrissages».
6. «minimums ».....« minimums ».
7. « sink-rate».....«taux de descente».
8. « don’t sink» «ne descendez pas».
9. « glide-slope »« glide-slope ».

II.4-Périphérique du GPWS :

II.4.1-Radio Altimètre:

Le système radio altimètre mesure la distance vraie entre le sol et l’avion, il fournit la lecture de l’altitude par un indicateur automatique.

L’altitude maximal que peut mesurer ce dispositif est de 2500 pieds, est utilisé principalement durant le décollage et l’atterrissage de l’avion.

Le système radio altimètre mesure l’altitude en transmettant un signal au sol (à travers l’antenne d’émission) et compare ce signal réfléchi (le signal reçu par l’antenne de réception).

II.4.2-Le récepteur de déviation du glide slope :

C’est un système de radio navigation équipé de récepteurs et qui permet de positionner l’avion par rapport à des balises se trouvant au sol.

Ce système donne la pente de descente (l’information de déviation verticale par rapport à la pente réglementaire de l’atterrissage).

II.4.3-L’altitude barométrique :

C’est un système qui détermine le changement du taux d’altitude.

L’altitude barométrique est utilisée dans plusieurs calculs importants comme la détermination de l’altitude densité, l’altitude vrais.

II.4.4-ADC (Air Data Computer) :

C'est un calculateur d'informations aérodynamiques de l'air (pression statique, pression dynamique, température) qui donne les différentes informations après avoir été calculés :

Taux barométrique, Mach.

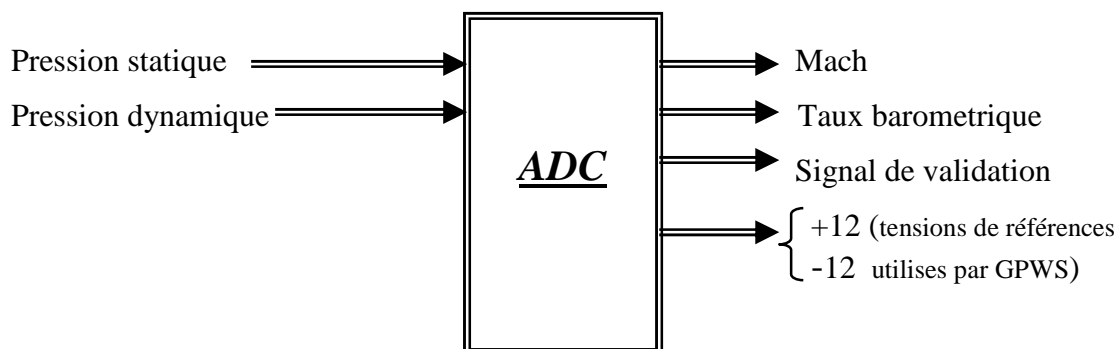


Figure II.2 : Les entrées / sorties de l'ADC

II.4.5-Les volets :

C'est la partie articulée de l'aile d'un avion, située généralement sur le bord de fuite, qui peut être abaissée pendant le décollage pour augmenter la portance et la traînée générées par les ailes.

Lorsqu'ils sont partiellement, les volets ajoutent de la portance en augmentant la courbure des ailes, ils favorisent également la permettent à l'avion de descendre en pente forte sans prendre de vitesse.

II.4.6-Les atterrisseurs :

Ils constituent un ensemble mécanique permettant le roulage et le freinage, ils sont composés d'amortisseurs, de freins et enfin de plusieurs bielles permettant le déploiement au sol ou la rentrée envol.

II.4.7-L'alimentation de GPWS :

Le système GPWS est alimenté par une tension de 115V ayant une fréquence de 400Hz, le GPWS a aussi besoin d'une tension de 28V continue pour ses entrées de validations.

II.5-Les signaux d'entrées du GPWS :

II.5.1-Rdio altimètre :

Le système radio altimètre donne une équivalence altitude /tension, ayant une fonction de transfert altitude/tension tel que :

Pour la partie linéaire est de 0 pied jusqu'à 480 pieds, la variation altitude tension est donnée suivant la fonction :

$$V(\text{volts}) = 0.02 \text{ Alt} + 0.4$$

Et la partie logarithmique est de 840 jusqu'à 2500 pieds obéit à la règle suivante :

$$V(\text{volts}) = 10 \ln(2.718(\text{Alt} + 20)/500)$$

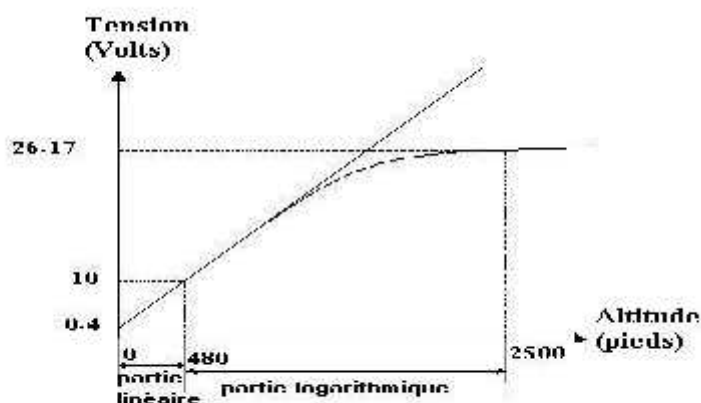


Figure II.3: Graphe d'équivalence Altitude-Tension

II.5.2-Le taux barométrique :

C'est la mouvement vertical de l'avion, sa détection se fait par la variation de pression par rapporte au temps.

Il est généré par l'ADC (Air Data Computer) qui le converti en tension tel que :

$$100 \text{ pieds/minute} \dots\dots\dots 0.5 \text{ volt}$$

II.5.3-Le Mach :

C'est un rapport entre la vitesse d'un appareil et la vitesse son (330m/s), ce système donne une équivalence vitesse/tension suivant la fonction de transfert suivante :

0.1 Mach..... 1VDC

II.5.4-Le récepteur de glide slope :

C'est un système de radio navigation, servant lors de manœuvres d'atterrissage, sa fréquence est entre 329 et 335 Mhz.

Loc : glide slope + localiseur (G/S-LOC) : c'est la position de l'avion par rapport à l'axe centrale de la piste d'atterrissage, et l'information de la déviation verticale de l'avion par rapport à la pente réglementaire d'atterrissage précis, efficace et sûr. (Localisateur) (Droite-Gouche, Avant-Après).

L'équivalence dot (point)..... 75Mv

II.5.5-Configuration externe de l'avion :

Ce sont entrées logique du système GPWS provenant de la position des volets et des trains d'atterrissage.

-trains d'atterrissage : Entrant « 0 » logique..... 0V.

Sortant « 1 » logique28 V.

-Volets : Entrant « 0 » logique..... 0V.

Sortant « 1 » logique28 V.

II.5.6-Les entrées de validation :

-Barometre validation (Air Data Validation)28 V.

-Altitude variation (Radio Altitude Validation)... 28 V.

-G/S enable ILS..... 28 V.

-G/S inhibit BC (Back Course28 V.)..... 28 V.

II.6-Différents modes d'opérations:

Les avions sont munis du dispositif avertisseur de proximité du sol standard (GPWS), qui évalue la distance séparant l'avion du sol et déclenche l'alarme sonore « pull up ! » c'est à dire (remontez) quand l'avion se trouve dangereusement près du sol.

Ce système permet au pilote d'être alerté du rapprochement du sol à partir du 2500 pieds. des voix synthétique se font entendre dans le cockpit à chaque étape.

Le GPWS intègre donc cette nouvelle fonctionnalité.

Il comporte également de nombreux sons d'alertes en fonction de diverses situations de vol .

Le GPWS a sept modes d'opération, ces modes sont activés automatiquement dans le GPWS computer.

La lampe « pull up ! » est allumée durant les quatre premiers modes. L'avertisseur du mode 5 est suivi d'un allumage de la lampe « Below G/S », et enfin les modes 6 et 7 produisent seulement un avertisseur oral.

Mode 1 : pente de descente excessive.

Mode 2 : taux d'approche excessif.

Mode 3 : perte d'altitude après décollage.

Mode 4 :

4A : proximité du sol avec les trains d'atterrissage entrants.

5B : proximité du sol avec les volets entrants.

Mode 5 : descente au dessous du glide slope.

Mode 6 : descente au dessous du minimum.

Mode 7 : Avertir pour des conditions Windshear

Chaque mode correspond à des indications déterminées (format de lampe 1):

Modes	Indication		
	Visuel	Audio	
	Lumière	Indication	Avertissement
1 .pente de descente excessive .	Pull up (rouge)	Sink Rate	Whoop-whoop Pull up
Taux d’approche excessif.	Pull up (rouge)	Terrain-Terrain	Whoop-whoop Pull up
perte d’altitude après décollage .	Pull up (rouge)	Don’t sink	-----
proximité du sol avec les trains d’atterrissage entrants.	Pull up (rouge)	Too low terrain	TOO LOW-GEAR -----
proximité du sol avec les volets entrants.	Pull up (rouge)	Too low terrain	Too low-flaps
descente au dessous du glide slope.	Beloz G/S (ombre)	Glide slope soft	Glide slope hard
descente au dessous du minimum.	-----	Minimums-minimums	-----
AVERTIR POUR DES CONDITIONS WINDSHEAR	WINDSHEAR (rouge)	WINDSHEAR	WINDSHEAR

Tableau N° II-1: les différents modes et leurs indications

Mode 1 : pente de descente excessive.

Ce mode dépend de l'altitude et du taux barométrique il est indépendant de la configuration de l'avion, il devient fonctionnel l'altitude dépasse 50 pieds.

Si l'avion entre dans 1ère zone d'avertissement indiquant perte d'altitude excessive, le message « sink rate » sera entendu et l'indicateur « pull up » s'allumera.

Si le taux de descente n'est pas rectifié, l'avion entrera dans la 2^{ème} zone d'alerte, puis la message « sink rate » laissera place à l'avertissement « whoop-whoop-pull-up », l'indicateur étant toujours allumé ; dans ce cas la situation devient plus dangereuse et le pilote doit impérativement corriger la trajectoire de l'appareil (figure II.4).

A une altitude inférieure à 50 pieds, toutes les alarmes sont inhibées afin d'empêcher de fausses alarmes dues à la fluctuation de la pression statique au niveau du sol.

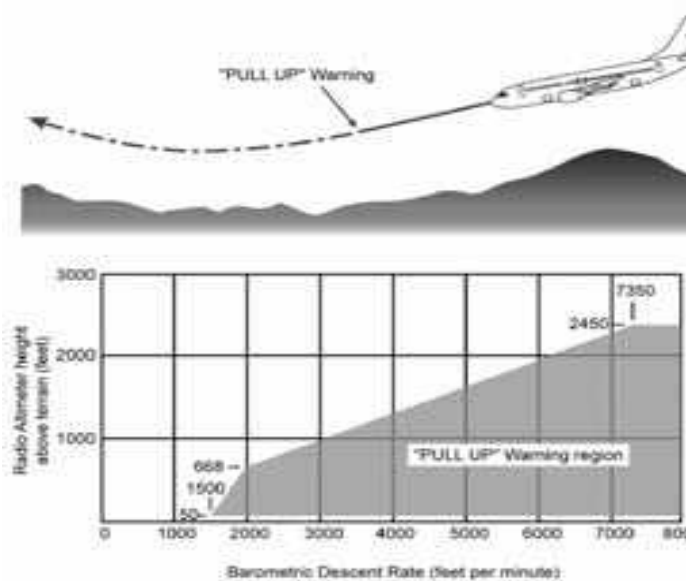


Figure II.4 : Mode 1-pente de descente excessive

Mode 2 : taux barométrique excessif.

Ce mode dépend du Mach, de l'altitude, du taux barométrique et de la configuration de l'avion (position des volets et les trains d'atterrissages).

Il est fonctionnel quand le taux d'approche du sol excède un certain seuil, des lors l'avion pénètre de la 1ère zone d'avertissement, l'indicateur « pull up » s'allume, le pilote doit redresser l'appareil pour que l'avertisseur s'arrête, dans le cas contraire, un autre message sera entendu « whoop-whoop-pull-up » suivi d'un autre message « terrain-terrain », il continuera jusqu'à ce que l'avion reprend les 300 pieds.

-la 1ère courbe est divisée en deux parties :

La première partie est celle où le Mach est inférieur à 0.35 dans l'autre le Mach compris entre 0.35 et 0.45.

-la 2ème courbe correspond à la configuration d'atterrissage de l'avion où les volets doivent être sortants, le danger existe quand ces derniers sont entrants (figure 2.5) pour une altitude de 700 pieds les trains d'atterrissages sont sortants l'alerte « pull-up » est désactivée et seulement l'avertissement sonore « terrain » sera entendu.

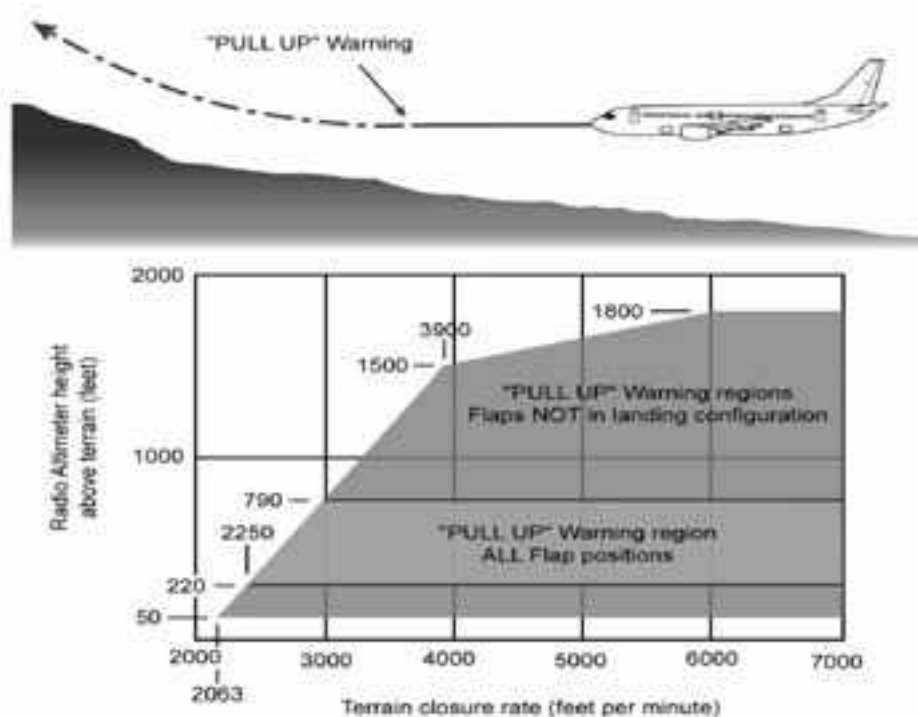


Figure II.5: Mode 2 taux d'approche excessif

Mode 3 : perte d'altitude après décollage :

Lors du décollage, une alerte sera donnée si l'avion se trouve en perte d'altitude. A un niveau d'altitude 100 pieds, une perte de d'altitude de 15 pieds déclenchera le mode 3, et à un niveau de 700 pieds, en plus déclenchera une alerte, les avertissements visuel « pull-up » clignotent et l'alarme sonore « don't sink » sera entendue.

Un verrouillage magnétique permet le déclenchement soit du mode 3 ou du mode 4. Lors de la phase de décollage, la logique valide le mode 3 et désactive les alertes terrain du mode 4. Dès que l'on dépasse une altitude de 700 pieds, elle désactive le mode 3 active les alertes « Terrain » correspondant au mode 4 (Figure II.6).

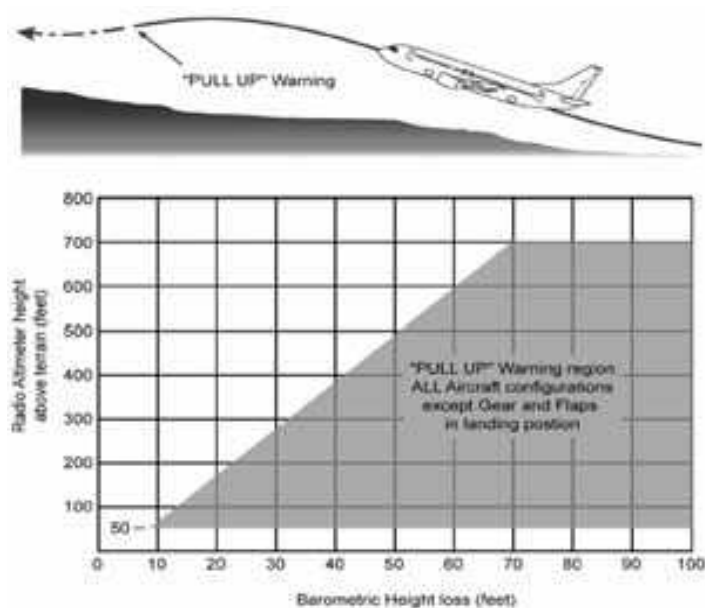


Figure II.6 : Mode 3- perte d'altitude après décollage

Mode 4 : Il correspond au cas où l'avion perd de l'altitude, alors qu'il vole à des Mach très élevés (supérieur à 0.5).

Mode 4A : proximité du sol avec les trains d'atterrissage entrants :

Si l'avion atteint les 500 pieds avec un Mach inférieur à 0,35 sans que le pilote fasse sortir les trains d'atterrissage, l'avertissement « Too Low-gear » se déclenchera et l'indicateur « pull-up » s'allumera.

Si dans la phase de décollage et à 200 pieds, l'avion a toujours les trains sortant, on entendra le même message.

Mode 4B : proximité du sol avec les volets entrants.

Si l'avion atteint les 200 pieds avec une vitesse inférieure à 0.29 et les trains d'atterrissage sont sortants, mais les volets quand à eux sont entrants, on entendra « Too Low-gear » et l'indicateur lumineux « pull-up » s'allumera.

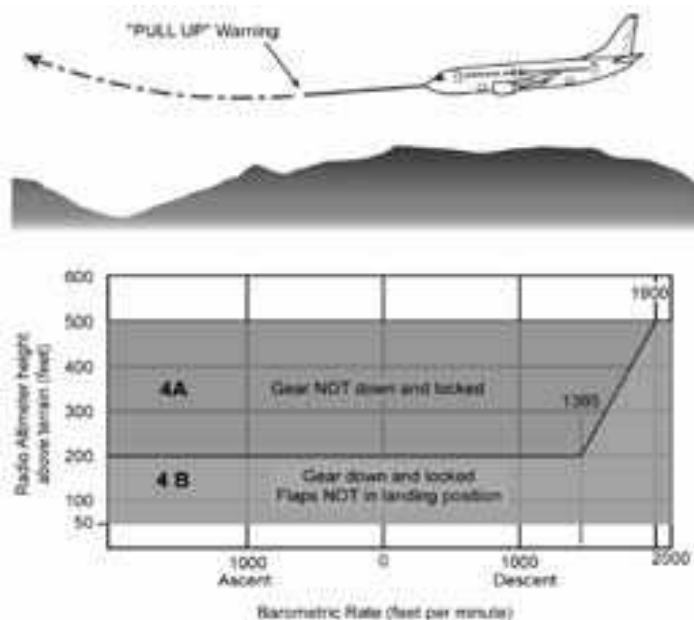


Figure II.7 : proximité du sol

Mode 5 : descente au dessous du glide slope :

L'avertissement de glide slope G/S est actif dès que la fréquence de l'ILS (Instrument Landing system) est sélectionnée, il est actif entre 50 et 100 pieds.

Si l'avion engage son atterrissage au dessous du glide slope, l'avertissement « glide slope » se déclenchera et l'indicateur « Blow G/S » s'allumera.

L'enveloppe d'alarme consiste de deux régions ; si la région alerte G/S est franchie, une alerte « soft » sous une forme de lumière ambre décrivant une étiquette « Below G/S » avec une alerte orale « glide slope » et le taux de répétition de l'alerte orale « glide slope » augmente avec l'augmentation de la déviation de glide slope (G/S).

Un signal oral « Hard » d'un volume égale à celui de « Pull-up » et l'illumination des signaux « Below G/S » si la déviation G/S dépasse les 2 dots lorsque l'avion est entre 300 et 500 pieds.

A une altitude inférieure à 150 pieds, la valeur de déviation G/S nécessaire pour produire une alerte augmente afin d'éliminer les alertes inutiles dues aux larges déviations lorsque l'avion est proche de l'émetteur de G/S.

Lorsqu'on remonte à une altitude supplémentaire à 100 pieds, le mode 5 sera validé, s'il fut annulé. Tous les autres modes continuent à fonctionner indépendamment du mode 5 et les messages audio ont la priorité sur l'alerte « glide slope » (Figure II.8).

Ce mode peut être bloqué par le pilote en appuyant sur le bouton « G/S CANCEL », mais il doit impérativement l'utiliser dans les mauvaises conditions météorologiques.

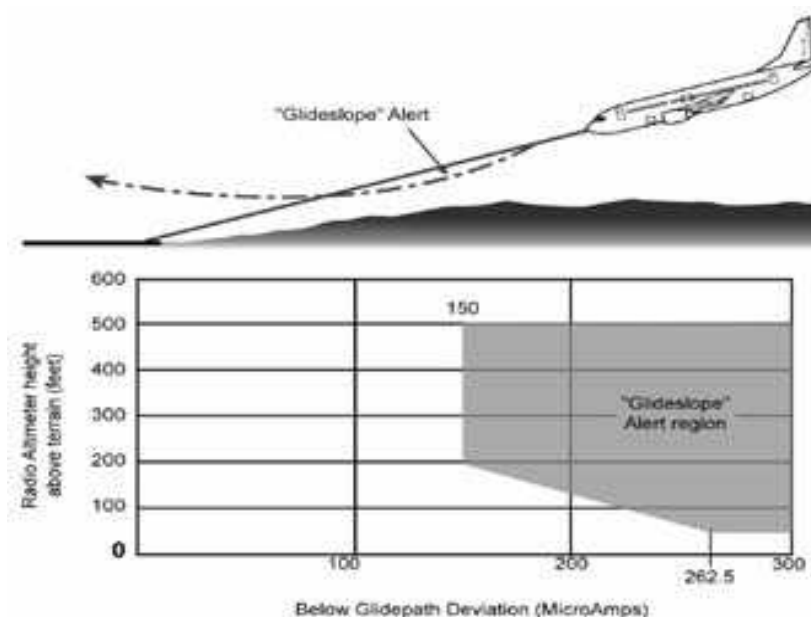


Figure II.8 : Mode 5-descente au-dessous du glide slope

Mode 6 : descente au dessous du minimum.

L'avertissement « **minimum-minimum** » sera entendu une fois que l'avion passe à l'altitude **D/H** (decision high) qui est déterminée ou fixée pour le pilote au préalable.

C'est une altitude à laquelle le pilote voudrait être averti de l'approche de la piste d'atterrissage. Celle ci peut être entre 50 et 100 pieds. (Figure II.9).

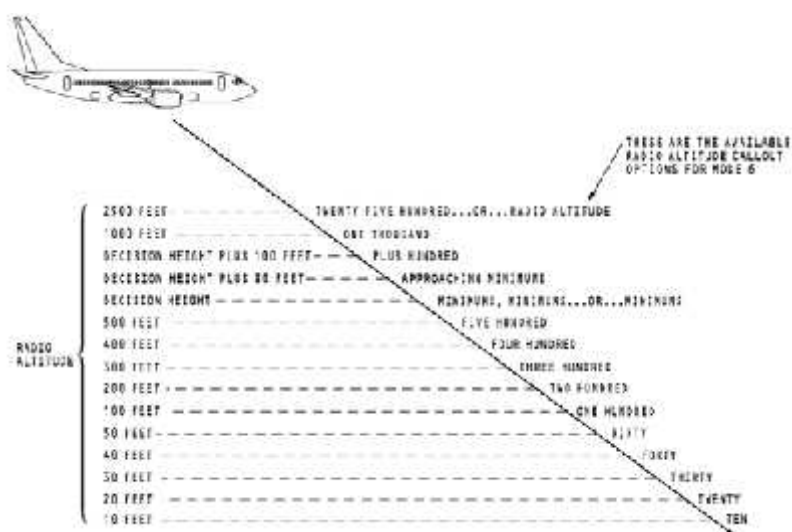


Figure II-9 : Mode6- descente au-dessous du Minimum

III.7-Mode7 : Avertir pour des conditions Windshear :

Le mode 7 donne des avertissements pendant le décollage au l'approche quand l'altitude est moins de 1500 pieds. Le GPWS donne des avertissements "Windshear" pour ces conditions : (Figure II-10)

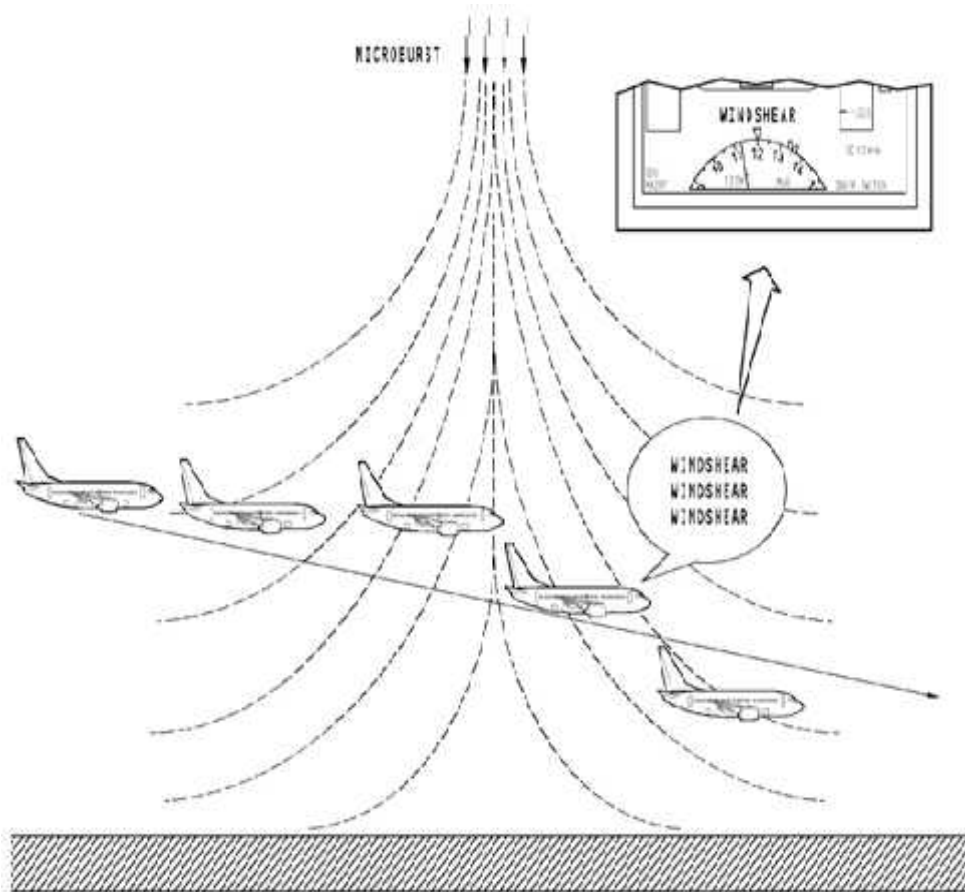


Figure II-10 : Mode 7- Avertir pour des conditions windshear

III.1.Introduction :

Un **PC** comporte de nombreuses interface lui permettent de communiquer vers le monde extérieur. Ces interfaces autorisent la réalisation d'une multitude d'applications bénéficiant d'une grande souplesse d'utilisation grâce à leur gestion par l'intermédiaire de programme utilisateur. Les principaux ports d'un sont :

- Deux ports série.
- Un port parallèle.

En interne, il dispose de deux connecteurs **IDE**, d'un connecteur pour lecteur des disquettes et de divers slots d'extensions de types **ISA/PCI** suivant son ancienneté.

III.2. Choix du port :

Pour notre application, vu le nombre de signaux que nous voulons générée nous avons opté pour le port parallèle directement accessible sur tout les PC.

Le port parallèle du PC a été spécifiquement conçu pour y brancher des imprimantes comportant une interface de communication parallèle pour pouvoir dialoguer avec l'ordinateur. On peut aussi utiliser ce port général d'entrées-sorties pour une infinité d'autres applications. Le port présente 12 sorties 4 entrées qui peuvent être accédées par le processeur par des applications de lecture et d'écriture sur la porte désirée.

Le port parallèle est rendu disponible grâce à un connecteur de 25 fils de type (DB25) femelle. Situé, à l'arrière de l'ordinateur.

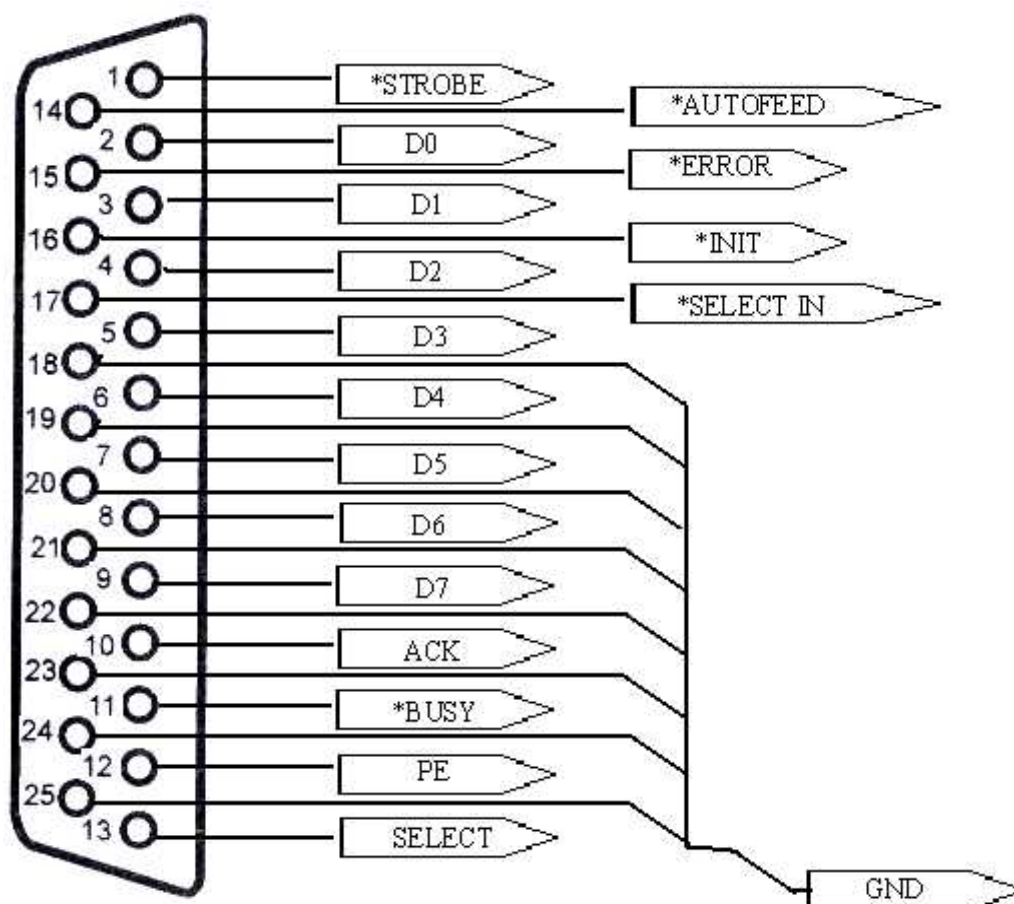


Figure III-1 : schéma de brochage du port parallèle.

III.2.1.-Description des signaux :

STROB : cette ligne indique à l'imprimante que des données sont présentées sur les lignes D0 à D7 et qu'il faut les prendre en compte.

D0 à D7 : c'est les bus de données sur lequel est véhiculée la valeur du caractère à imprimer.

On ne peut écrire sur ce port, à moins d'avoir un port parallèle étendu (c'est le cas pour les ports de type ECP /EPP).

ACK : l'imprimante met à 0 cette ligne pour indiquer à l'ordinateur qu'elle a bien reçu le caractère transmis et que ce dernier peut continuer la transmission.

BUSY : cette ligne est mise à 0 par l'imprimante lorsque son buffet de réception est plein.

L'ordinateur est ainsi vertu que celle-ci ne plus recevoir de données. Il doit attendre que cette ligne revienne à 1 pour recommence à émettre.

PE : signifie « Paper Error ». L'imprimante indique par cette ligne à l'ordinateur que l'alimentation en papier a été interrompue.

SELECT : cette ligne indique à l'ordinateur si l'imprimante est « On Lin ». ou « Off Line » .

AUTOFEED : lorsque ce signal est à 1, l'imprimante doit effectuer un saute de ligne à chaque caractère « return » reçu. En effet, certaines imprimante se contentent d'effectuer un simple retour du chariotent présence de ce caractère.

ERROR : indique à l'ordinateur que l'imprimante a détecte une erreur.

INIT : l'ordinateur peut effectuer une initialisation de l'imprimante par l'intermédiaire de cette ligne.

SELECT IN : l'ordinateur peut mettre l'imprimante hors ligne par l'intermédiaire de ce signal.

GND : c'est la masse de PC.

II.2.2.Les registres :

Toute la gestion du port parallèle se réalise par l'intermédiaire de trois registres de 8 bits chacun. Le premier correspond à l'adresse de base de port : c'est le registre de données (0x378 en général). Les lignes D0 à D7 du connecteur prennent le niveau correspondant à la donnée inscrite dans ce registre et si le port a été configuré en mode EPP (bus de données bidirectionnel) on peut y lire l'état des broches. L'adresse suivante (0x379) contient le registre d'état accessible en lecture uniquement. Enfin, on trouve le registre de contrôle (0x37A) accessible en écriture..

adresse	Registre/bit	7	6	5	4	3	2	1	0
0x378	Données (lecteur/écriture)	D7	D6	D5	D4	D3	D2	D1	D0
0x379	Etat (lecteur)	BUSY	ACK	PE	SELECT	ERROR	-	-	-
0x37A	Contrôle (lecture/écriture)	-	-	BIT CONTRÖL	IRQ ENABLE	SELECT IN	INIT	AUTOFEED	STROBE

Tableau N° III.1 : les registre du port parallèle

III.2.3.Programmation du port :

Le port parallèle est relativement simple à programmer. Plusieurs langages possèdent les fonctions pour accéder au contrôle des registres. Ainsi, il est possible de programmer en basic à l'aide de INP et OUT ou dans des langages plus évolués comme le C. nous nous intéresserons plus particulièrement à ce langage également au C++ buillder qui nous permettra de créés des applications sous Windows.

De point de vue des performances électriques. Chaque broche du port est capable de fournir un courant maximal de 12 mA environ. Il faut donc faire attention à la charge que l'on applique et calculer les résistances de limitations adéquates. Une solution pour éviter tout problème de consommation est de placer un circuit tampon juste à la sortie de port. Les niveaux de tension sont compatibles TTL : cela signifie qu'un bit mis à 1 provoquera une mise à plus de 5 volts sur la broche correspondante, et un 0 logique mettra cette broche à 0V (la masse de PC). Pour la lecture de données, il faut faire un peu plus attention car cela dépend de la technologie utilisée. En effet, certaines broches du port possèdent une résistance interne dite de « PULL-UP » (tirage au +5 V) sur leur broche tandis que d'autres ont leur sortie dite en « collecteur ouvert » (sans aucune résistance). Une résistance de pull-up à l'entrée de ces broches, de l'ordre de 4.7K Ω , rendra le montage compatible sur tous les ports parallèles.

III.3.Type de conversion :

Quand on désire enregistrer ou transmettre une grandeur, on utilise le plus souvent l'intermédiaire de transmission électrique. Il existe principalement deux méthodes pour transmettre ou enregistrer une grandeur par voie électrique. (Transmission série ou transmission parallèle).

En transmission parallèle, on utilise plusieurs supports de communication disposés en parallèle (un câble, une nappe, etc...). On peut ainsi envoyer les informations octet par octet par exemple.

Ce type de transmission pose des problèmes de synchronisation (tous les bits n'arrivent pas forcément en même temps). Cette solution est utilisée pour des liaisons de courte distance (ordinateur-imprimante par exemple) pour lesquelles le débit doit être élevé.

En transmission série, un seul support est utilisé. Les bits sont envoyés les uns à la suite des autres.

Exemple : la souris, le modem sont généralement branchés sur le port série.

Pour que l'ordinateur puisse communiquer avec des dispositifs analogiques, les signaux d'entrée doivent être en une représentation numérique et les signaux de sorties en analogique, ce qui nécessite de types de conversions.

1. Conversion analogique/ numérique(CAN).
2. Conversion numérique/analogique(CNA).

III.3.1- Conversion numérique /analogique(CNA) :

La conversion numérique /analogique consiste à transformer l'information disponible sous forme binaire en une information représentée sous forme analogique.

On dispose d'un mot numérique de n bits , que l'on voudrait convertir en une tension analogique , considérant un code binaire.

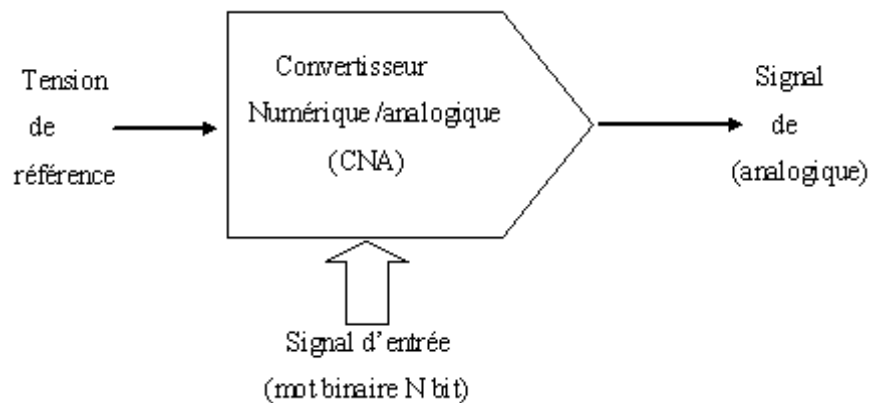


Figure.III.2 : La conversion numérique /analogique

La tension de sortie est rapportée à une autre tension, dite de référence.

IV.1-Introduction :

L'avertisseur de proximité de sol : le **GPWS** (Ground Proximity Warning System) est un système très complexe et difficile à étudier. Cette difficulté en terme de simulation des différents signaux provenant de l'avion, car pour que ce système puisse être testé une manière efficace et suivant les situations dont se trouve l'avion, il faut que toutes les grandeurs aux quelles le GPWS réagit soient présentes toutes en même temps. Pour cette raison nous avons choisi une conception telle que, tous les signaux doivent être générés en même temps. Chaque bit du registre de données de port parallèle de PC doit représenter une grandeur physique fixée au préalable, puis ces grandeurs seront transmises en séries sur un mot de 16 bits vers le convertisseur N/A associés pour être envoyées par la suite vers le système GPWS ; ce système à son tour compare ces données avec sa propre base de données afin qu'il puisse fournir des avertissements interprétant la situation de vole de l'avion .

L'échange des données du PC vers le GPWS doit se faire en mode série, en envoyant à chaque convertisseur numérique /analogique une série de mots binaires sur 16 bits matérialisant des grandeurs physique (altitude, taux barométrique, Mach, et glide slope).

Pour pouvoir générer même des petites variations de ces grandeurs, nous devons utiliser des convertisseurs avec un pas de résolution très petit, cela dans le but l'augmenter la précision de notre banc d'essai pour cette raison nous avons à opté à un convertisseur 16 bits ($5/65536=76.29 \mu V$).

IV.2-Schéma bloc:

Notre projet se présente comme suit :

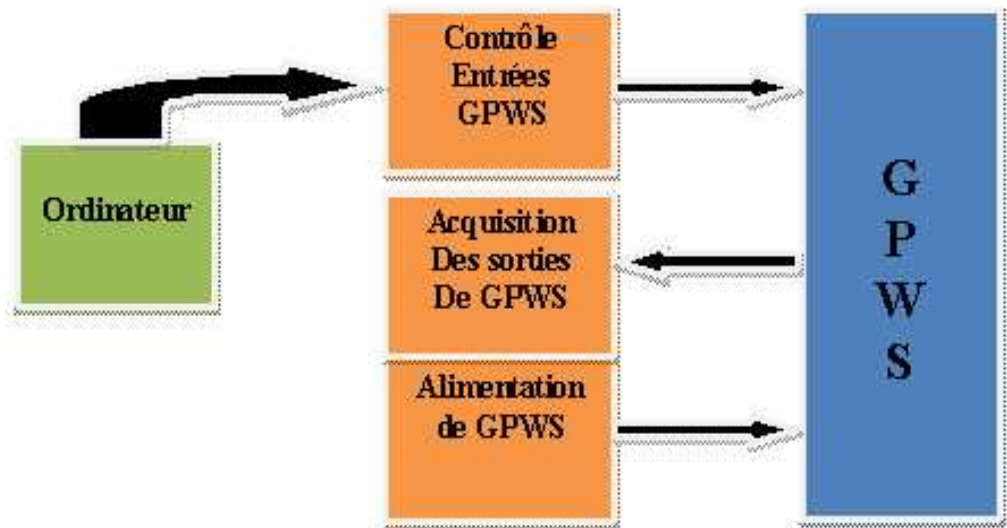


Figure IV-1 : banc d'essai de GPWS.

Ce banc d'essai se compose de trois blocs principaux qui sont les suivant :

- Simulation des entrées (contrôle).
- Acquisition des sorties.
- Alimentation de GPWS.

IV.2.1 Simulation des entrées.

Le contrôle des entrées du **GPWS** est assuré par le micro-ordinateur (PC) qui envoie les sept grandeurs (altitude, taux barométrique, Mach, glide slope D/H, position des trains, et positions des volets) à travers la carte d'interface qui assure la conversion des données envoyées par le PC en données comprises par le système GPWS. Chaque donnée sera représentée sur 16 bits, ce qui nous permet d'avoir une grande précision.

Une fois que le GPWS récupère ces données, il agit selon les signaux que le PC lui fournit et interprète une situation de vol bien déterminée.

IV.2.2-Acquisition des données :

La réaction du système GPWS suite à des données transmises par le PC et assurée l'émission des données envoyées par GPWS vers les LEDs et le haut-parleur, ce dernier fournit les différents avertissements qui seront transmis par le GPWS à travers le banc d'essai que nous allons concevoir.

IV.2.3- L'alimentation :

Pour que le système GPWS puisse fonctionner, il doit être alimenté par une tension continue de 28VDC, et par une tension alternative de 115VAC de fréquence de 400HZ, le système GPWS a également besoin de +12VDC et de -12VDC ainsi qu'une tension de 28VDC pour l'alimentation de différents circuits constituant notre carte de banc d'essai.

IV.3.- Définition des entrées /sorties du GPWS et leur simulation :

Les entrées de GPWS peuvent se résumer par le **tableau IV.1** et les sorties par le **tableau IV.2**.

Entrées du GPWS	Tension équivalente
Altitude	$V = 0.02H + 0.4$ (partie linéaire)
Taux barométrique	1000PPM = 0.5V
Mach	1Mach = 1V
Glide slope	1Dot = 75Mv
Volets	Entrant « 0Logique » = 0V Sortant « 1Logique » = 28V
Trains d'atterrissages	Entrant « 0Logique » = 0V Sortant « 1Logique » = 28V
Décision minimum	On = 28V Off = 0V

Tableau N°IV.1 : les entrées du GPWS et leur tension équivalente.

SORTIE DU GPWS	SIMULATION
Avertisseur « pull-up »	LED (une LED qui s’allume au cas où le message pull-up est activé)
Avertisseur « Blow G/S »	LED (une LED qui s’allume au cas où le message Blow G/S est activé)
Les 9 messages vocaux	Haut parleur

Tableau N°IV.2 : les sorties du GPWS

IV.4-Simulation des signaux d’entrées :

Dans le cadre de cette conception nous avons opté pour l’utilisation de registre de données du port parallèle pour la génération des sept grandeurs (altitude, taux barométrique, glide slope Mach, position des volets et des trains d’atterrissage, D/H), les quatre premiers bits de ce registre doivent envoyer en série des mots binaire à leurs convertisseurs CAN associé pour être converti à des tension analogique , ces tension représentant les grandeur physique précédemment citées .Pour les grandeurs logique (volets , train d’atterrissage , D/H), nous avons choisi les trois derniers bits de registre de données .

La sélection des convertisseurs et la génération du signal d’horloge se fait par le registre de commandes.

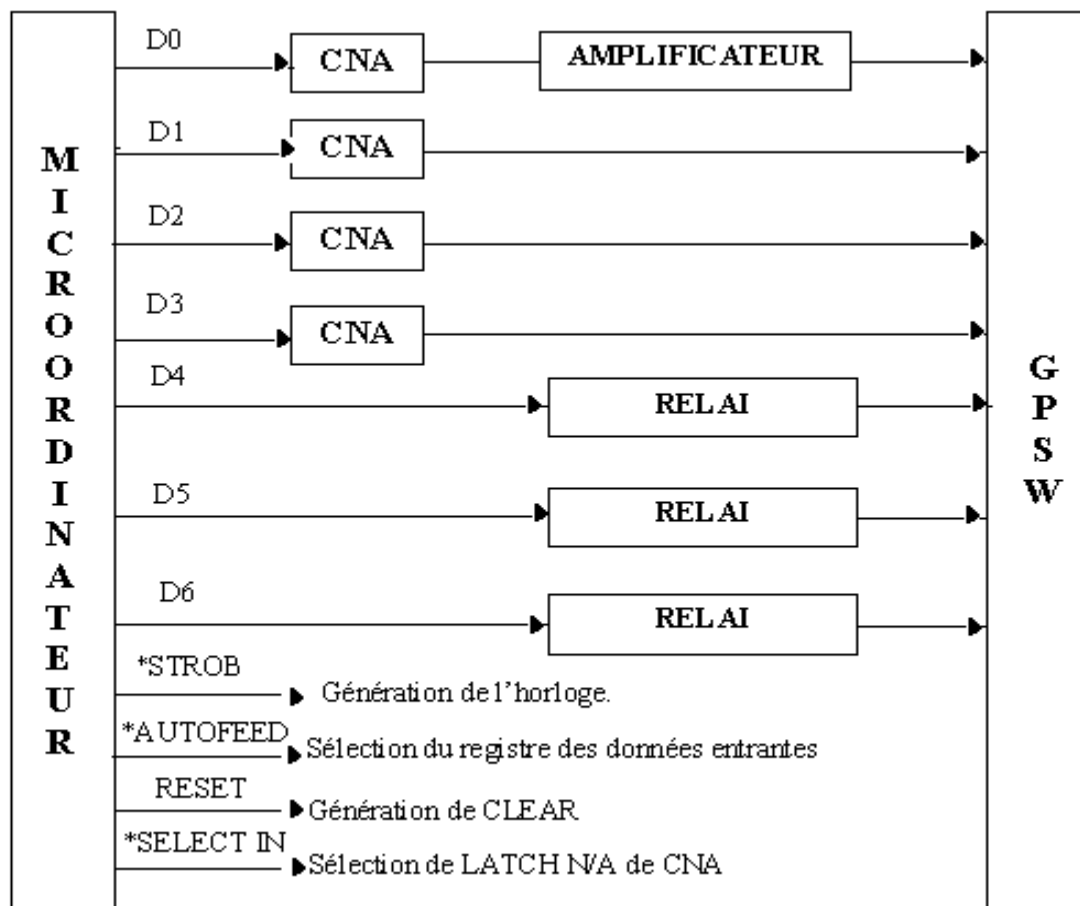


Figure N°IV.2 ; schéma synoptique du banc d'essai.

IV.4.1-Le convertisseur numérique/ analogique DAC714 p :

Après la génération des données relative à altitude, glide slope, taux barométrique et le Mach, chaque donnée générée doit subir une conversion numérique analogique, grâce au convertisseur DAC714 p que nous avons choisi pour les raisons suivantes :

Le DAC714 p travail sur 16 bits avec une entrée série.

Le DAC714 p utilise un pas de résolution très petit. Car sa résolution est sur 16 bits.

Les entrées numérique de DAC714 p sont aux niveaux TTL, ce convertisseur est conçu pour accepter les entrées binaires à complément à deux (BTC), C'est à dire que pour une entrée numérique 7FFFF_H la tension de sortie sera positive en pleine échelle (+VPE),

et pour une tension de 80000_H la tension de sortie sera négative en plein échelle ($-V_{PE}$). Le DAC714 p peut fournir des tensions négatives et positive entre $(-10v$ et $+10v)$.

a- Description du DAC714 p :

Le DAC714 p est un convertisseur numérique analogique série, ayant une tension de référence interne $V_{ref} = 10v$, un amplificateur courant – tension, une interface série synchrone, et une sorties des données série qui peut être utilisée pour faire des cascades de CNA.

La tension de sortie de ce convertisseur varie de $\pm 10v$, $\pm 5v$ ou 0 à $10v$, quand la tension d'alimentation de ce convertisseur est de $\pm 12v$ ou $\pm 15v$, cette tension de sortie dépend du câblage du convertisseur, soit il et utiliser en mode unipolaire ou en mode bipolaire.

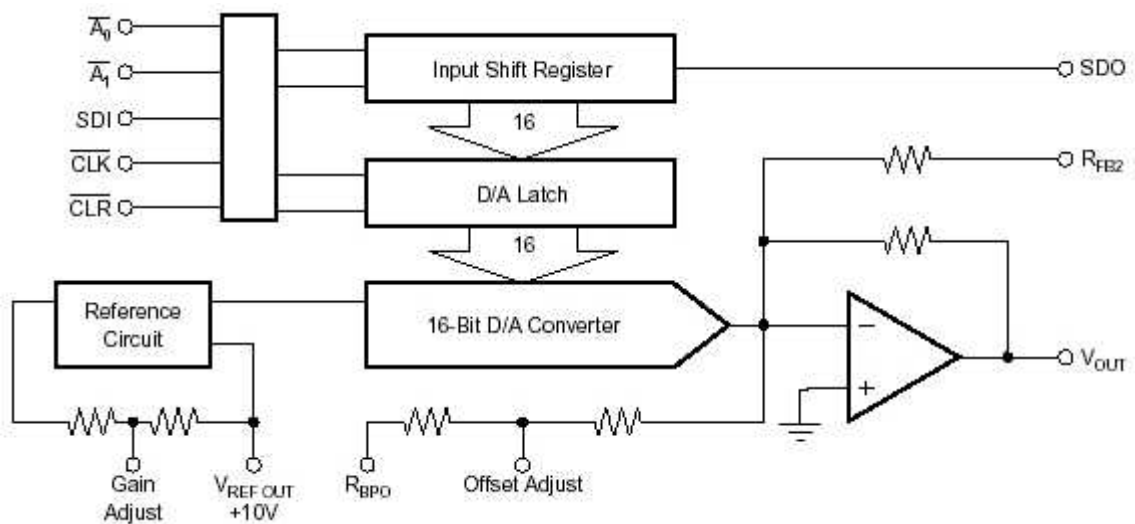


Figure N°IV.3 : schéma bloc du DAC714 p

b-configuration des broches :

Le **DAC 714p** se présente sous forme de boîtier de 16 broches, chaque broche de ce circuit à une description donnée par le tableau 4.3 ci dessous .Les deux condensateurs de découplage doivent être ajoutés comme le montre dans la figure 4.4, pour le bon fonctionnement de ce circuit deux condensateurs de valeur 1mF en totale doivent être placés près du boîtier.

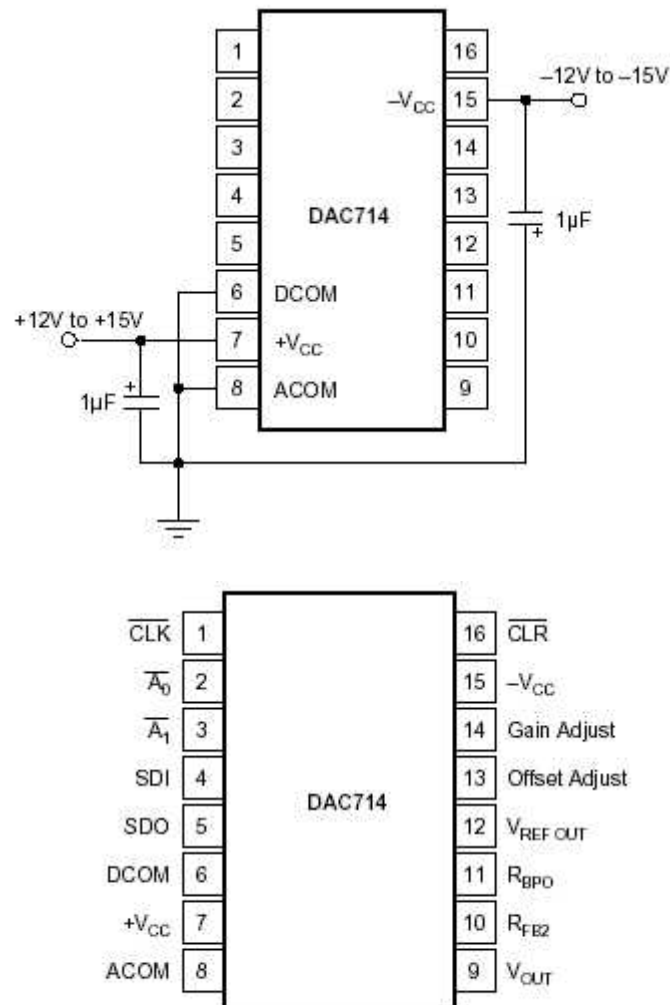


Figure IV.4 : schéma de brochage de DAC714p

Pin	Label	Description
1	*CLK	L'horloge de données séries
2	*A ₀	Sélection des entrées de registre
3	*A ₁	Sélection de latch N/A
4	SDI	Entrées de données séries
5	SDO	Sorties de données séries
6	DCOM	Terre numérique (Digital ground)
7	+V _{cc}	Tension d'alimentation positive
8	ACOM	Terre analogique (Analoge ground)
9	V _{out}	Tension de sortie analogique
10	V _{ref out}	Tension de référence externe
11	R _{FB2}	10v range feedback output
12	R _{FBO}	Offset bipolaire
13	Offset Adjust	Adjustable d'offset
14	Gain Adjust	Adjustable de gain
15	-V _{cc}	Tension d'alimentation negative
16	*CLR	Ctear (remise à zéro)

Tableau N°IV.3 : description des broches de DAC714p

Note : le signa (*) devant le nom signifie « barre », c'est à dire que la logique active est zéro.

c-principe de fonctionnement du DAC 714 :

Le DAC 714 a une interface série avec deux buffers de données qui peuvent être utilisés soit en mode synchrone. A₀ est l'activation de l'entrée du registre à décalage. A₁ est l'activation du latch N/A. L'horloge « CLK » est utilisée pour la synchronisation des données entrantes en série.

La sortie à décalage est valable comme étant SDO cette branche permet de mettre plusieurs DAC 714 en cascade soit en série ou en parallèle, ce ci nous permet d'obtenir des convertisseurs sur 32 bits ou plus. La première donnée entrant est considérée comme la donnée du poids le plus fort (MSB)

Toutes les phases de synchronisation des données par l'horloge sont données par les deux figures ci-dessous.

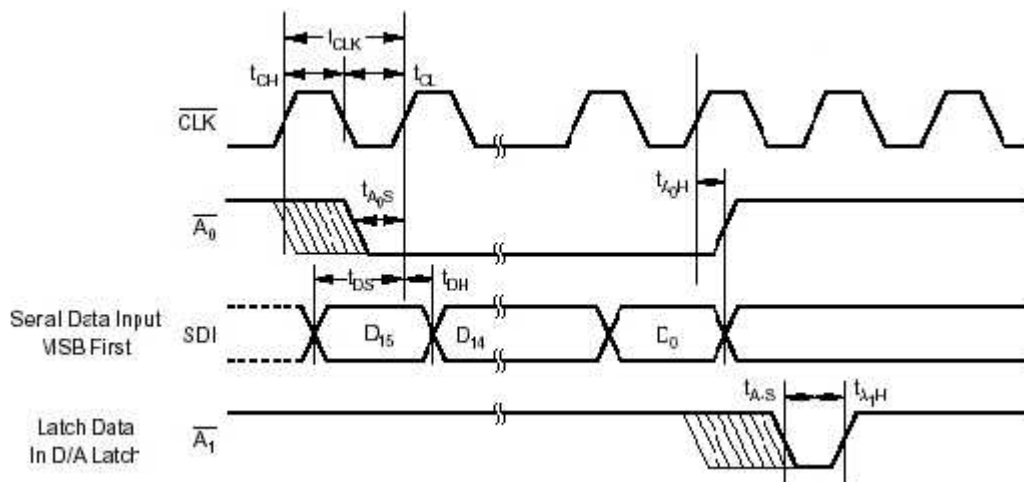


Figure IV-5 : Chronogramme de synchronisation de l'entrée.

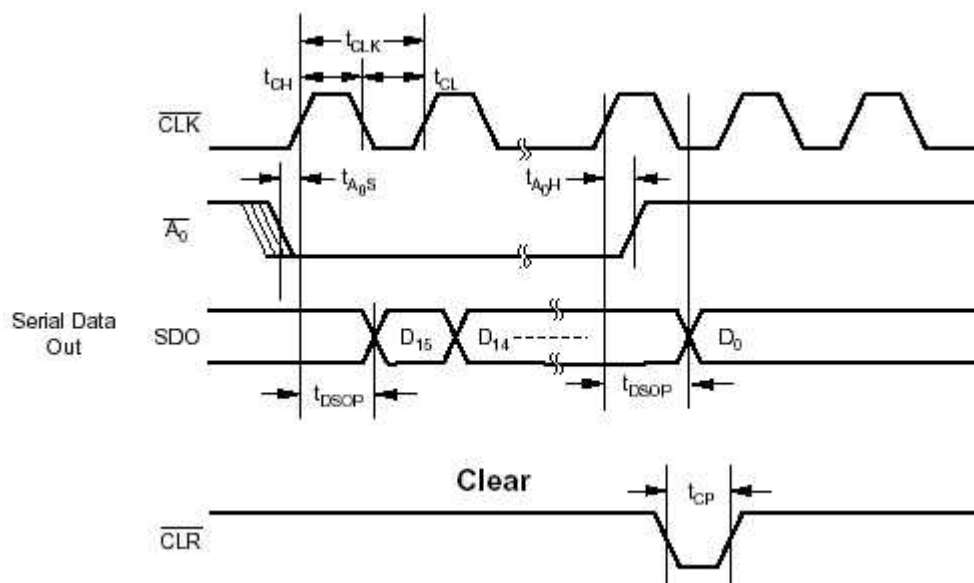


Figure IV-6 : Chronogramme de synchronisation de sortie.

IV.4.2-Inversion des tensions (glide slope et taux barométrique) :

La montée de l'avion se traduit par une tension de taux barométrique positive, et lorsque cette tension est négative, ça se traduit par la descente de l'avion.

Le glide slope peut être positif ou négatif, dans le cas où la tension est positive la valeur de glide slope peut être de 1, 2 ou 3 points, dans le cas contraire, on peut avoir -1, -2 ou -3 points. Ces points représentent la position relative à la pente d'atterrissage optimale.

Nous avons donc besoin d'une représentation négative des grandeurs glide slope et du taux barométrique, ces grandeurs se présentent sous la forme des tensions négatives matérialisant un changement de glide slope ou taux barométrique positif ou négatif, de ce fait convertisseur CNA réalise cette tâche car ce circuit nous permet d'avoir des tensions négatives et positives, par conséquent il n'est pas besoin d'ajouter un autre composant pour effectuer cette tâche.

IV .4.3-Amplification d'altitude :

Etant données qu'à une altitude maximale de 2500 pieds correspond à une tension de 26.17v et la tension pleine échelle du DAC714 p est de 10v, donc il est nécessaire de prévoir une amplification pour aboutir à cette valeur, pour notre cas nous avons utilisé le circuit LM 324 monté comme le montre la figure IV.7 ci-dessous.

Le circuit LM 324 comporte quatre amplificateurs opérationnels à gain élevé, ce circuit peut être alimenté par une tension de 32v.

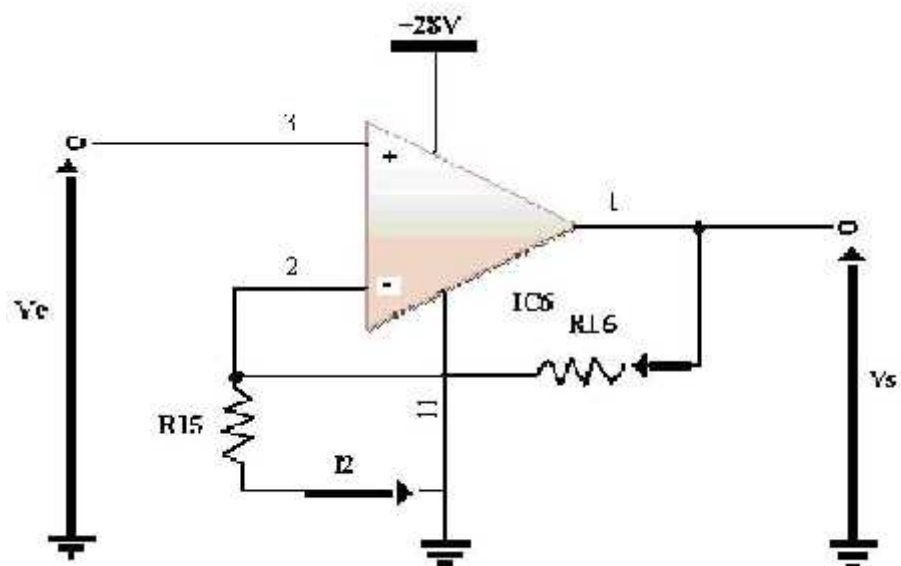


Figure N° IV.7 : Schéma de l'amplificateur.

Le gain de l'amplificateur non inverseur est fixé de telle sorte que pour une altitude maximale on aura une tension maximale qui lui est associée.

$$I_2 = (V_s - V_e)/R_{16}$$

$$I_1 = V_s/R_{15}$$

$$\text{On a : } I_1 = I_2$$

D'où:

$$(V_s - V_e)/R_{16} = V_e/R_{15} \Rightarrow V_e/R_{15} = V_e(1/R_{15} + 1/R_{16})$$

$$G = V_s/V_e = (R_{15}/R_{16})/R_{15} \Rightarrow G = 1 + R_{16}/R_{15}$$

Calcul numérique du gain :

Pour une altitude maximale la tension équivalente qui interprète cette altitude est égale à 26.17v, la tension maximale pleine échelle que peut fournir le convertisseur est de 10v. Ce qui nous permet de calculer le gain de l'amplificateur G qui est égale à :

$$G = V_s/V_e = 26.17/10 = 2.617$$

$$G = 1 + R_{15}/R_{16} = 2.617$$

$$\text{D'où : } R_{16} = 1.617 \times R_{15}$$

En fixant la valeur de R₁₃ à 10KΩ

$$R_{15} = 10K\Omega$$

$$R_{16} = 16.17 K\Omega$$

IV.4.4.- Amplification des données logiques:

Les données qui correspondent aux positions des volets, trains d'atterrissages, D/H doivent subir aussi une amplification, car la logique « 1 » du système de GPWS est égale à 28v, et celle du porte parallèle est égale à 5v. Les sorties du porte peuvent commander directement une LED mais pas un relais, même de faible puissance. Il est donc nécessaire d'amplifier le courant un transistor. Pour cela, nous allons utiliser un circuit intégré qui contient sept transistors identiques à fort gain en courant, dotés chacun d'une diode de roue libre pour les charges inductives, peuvent être pilotés par un signal de type TTL (le cas d'une autre pot). Il s'agit du circuit ULN2803, qui convient parfaitement ici puisque nous devons commander trois relais.

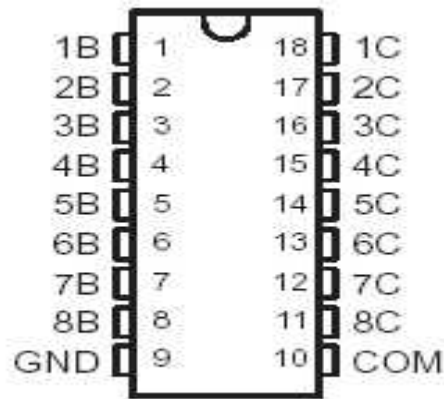


Figure IV.8 :ULN2803

IV.4.5-Alimentation :

Le système GPWS doit être alimenté par deux types d'alimentation qui sont :

- une tension alternative de 115VAC de 400Hz.
- Une tension continue de 28 VDC provenant du banc d'essai du GPWS que nous allons concevoir.

Pour l'alimentation de notre carte d'interface constituant le bon d'essai, tous les composants de cette interface en besoin soit d'une tension continue de 28v, -12v, et +12v.

Les régulateurs intégrés (7812 pour 12v) permettent des tensions.

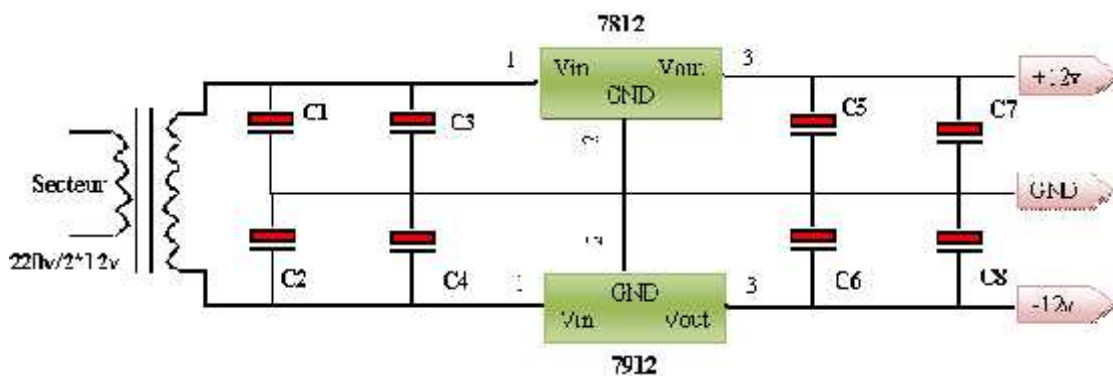


Figure IV.9 : Circuit d'alimentation.

Les connexions :

Les liaisons entre le banc d’essai que nous avons conçu et le système GPWS se font suivant les pins données dans les deux tableaux ci dessous (tableau IV.4 et tableau IV.5).

pins	Types	Simulation
12B	Moniteurs de Validité (M.V)	LED
11B	Lampes1 (L1)	LED
9B	Lampes 2 (L1)	LED
25B	Binary Warning (B.W)	LED
30B	+24VDC	LED
31B	-24VDC	LED
13B	Fascher Output (F.O)	LED
33B	Glide slope lampe	LED
33A	Haut parleur	Haut parleur

Tableau N° IV.4 : description des pins de connecteur du GPWS.

pins	types	simulation
28B	Taux barométrique	Du carte du banc d’essai
29B	+12VDC	Carte d’alimentation
30B	-12VDC	Carte d’alimentation
27B	Baro-rate validité (BRV)	28 VDC (Interrupteur)
20B	Altitude	Du carte du banc d’essai
21B	La masse	Masse
19B	Altitude validité	28 VDC (Interrupteur)
8B	Master inhibit	28 VDC (Interrupteur)
16B	Master inhibit	GND
23B	Trains d’atterrissages	Du carte du banc d’essai
22B	Self test	Bouton poussoir
2B	G\S inhibit B.C	28 VDC (Interrupteur)
1B	G\S Enable ILS	28 VDC (Interrupteur)
26B	G\S Validité	28 VDC (Interrupteur)

34B	G\S cancel	Masse Interrupteur
32B	G\S	Du carte du banc d'essai
3B	+115VAC	Alimentation de l'atelier
4B	-115VAC	Alimentation de l'atelier
6B	Masse	Masse
5B	Masse	Masse
24A	Volts	Du carte du banc d'essai
26A	D\H	Masse
27A	G\S inhibit B.C	Masse
5A	G\S Enable ILS	Du carte du banc d'essai
3A	Mach	Masse
39A	Masse	Masse
40A	Masse	Masse

Tableau N° IV.5 : Description des pins du connecteur du **GPWS**.

A partir de ces entrées et sorties, on établit la face externe et les connections entre le banc d'essai et le **GPWS**.

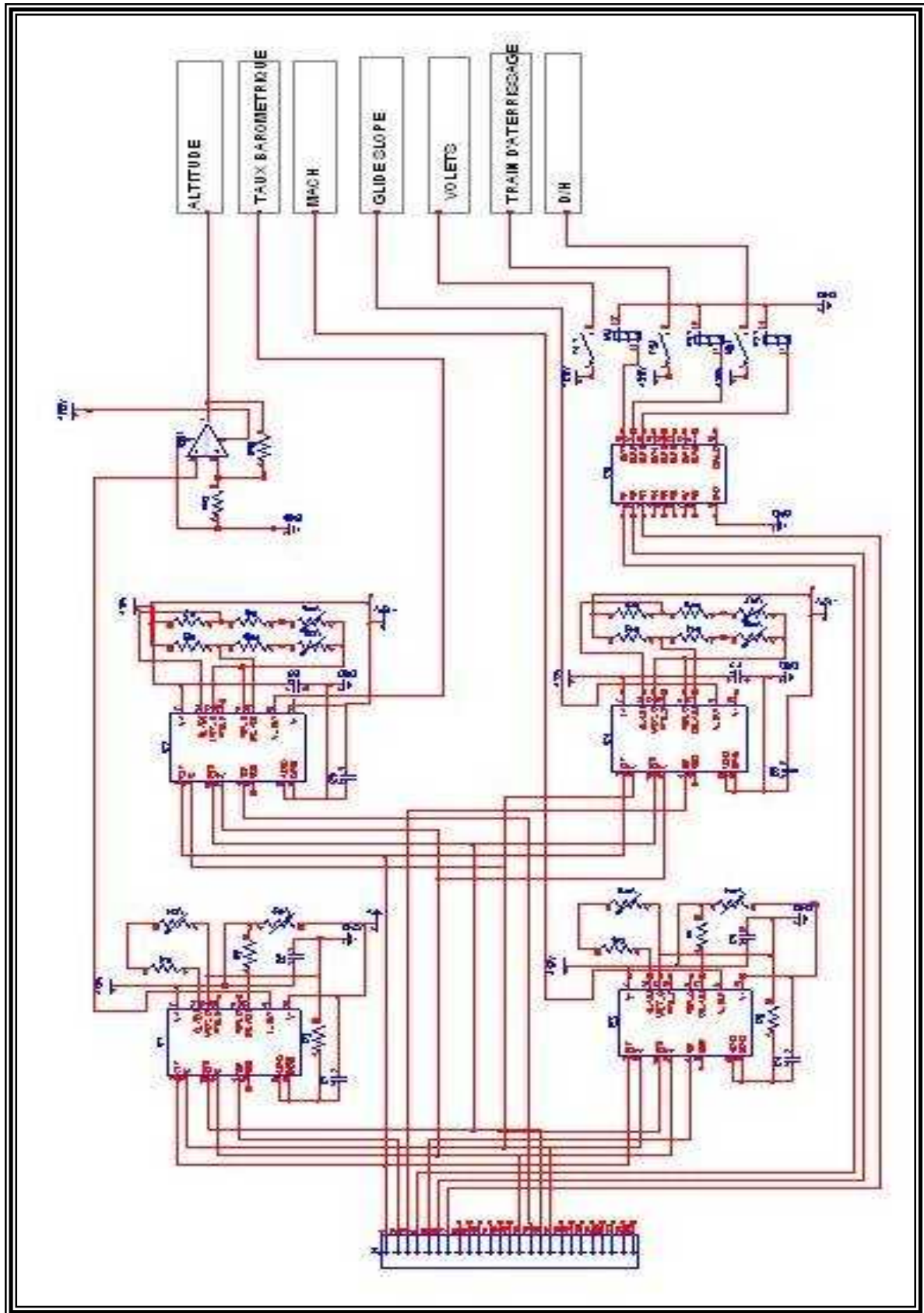


Figure IV-11: schéma de câblage de la carte d'interface.

CONCLUSION GENERALE

Notre but était de réaliser un banc d'essai qui se base sur une carte d'interface entre un PC et le GPWS pour tester le bon fonctionnement de se dernier et détecter ses pannes.

Le banc d'essai repose sur un système qui délivre quatre signaux simultanés sur 16 bits donc une résolution de $76.29 \mu\text{V}$, ce qui donne aux techniciens un moyen plus rapide, efficace et simple pour tester le GPWS.

Malheureusement, faute de composants électroniques la carte d'interface n'a pas été réalisée.

Néanmoins pour compléter le travail, nous avons fait une simulation des données de GPWS.

Dans l'ensemble, nous pouvons dire que ce projet a été bénéfique pour nous dans la mesure où nous avons eu un acquis théorique et technique sur le GWPS ainsi que l'utilisation de l'outil informatique pour la simulation.

Enfin, nous espérons que ce travail sera compléter par la réalisation de la carte d'interface.

Les ouvrages

[1] **Michael Tisher** ; bible du PC «Programmation système» ; Edition Berti 1995.

[2] **Jeff Molefee**; OpenGL Tutorial; Neon-Helium Productions 2001.

[3] Manuel de maintenance du GPWS; Sundstrand Data Control.

[4] Teach Yourself Visual C++ in 21 days ; Macmillan Computer Publishing.

Les thèses

[5]**Zermani.A et Kobbi .R** ; Représentation en 3D des mouvements d'un avion comme aide aux teste d'un GPWS; département électronique ; univ-Blida 2004.

[6] Utilisation d'un PC comme un banc d'essai de GPWS ; département électronique ; univ-Blida 2001.

Les liens

www.gldomain.com

www.recherche.enac.fr/leea/

www.dgac.fr/index.htm

www.airbus.com.com

www.boeing.com.com

www.honeywell.com

www.datasheet.com



DAC714

16-Bit DIGITAL-TO-ANALOG CONVERTER With Serial Data Interface

FEATURES:

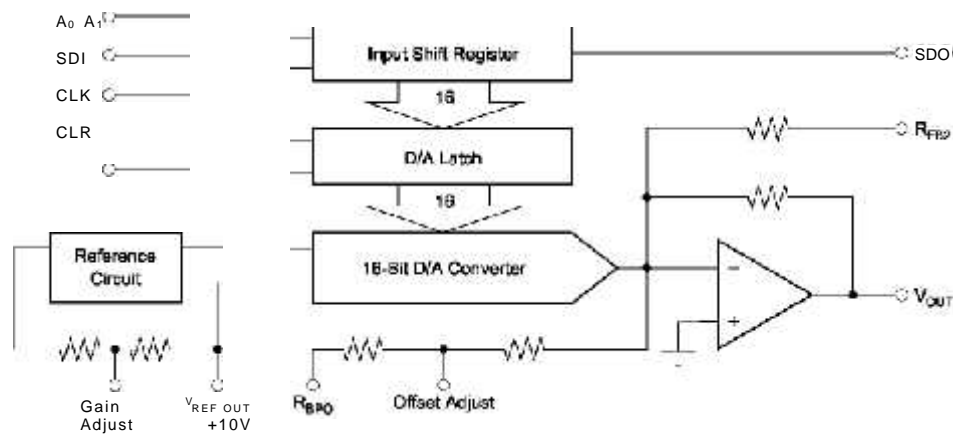
- | SERIAL DIGITAL INTERFACE
- | VOLTAGE OUTPUT: 10V, 5V, 0 to +10V | 1 LSB INTEGRAL LINEARITY
- | 16-BIT MONOTONIC OVER TEMPERATURE | PRECISION INTERNAL REFERENCE | LOW NOISE: 120nV/Hz Including Reference
- | 16-LEAD PLASTIC AND CERAMIC SKINNY DIP AND PLASTIC SOIC PACKAGES

DESCRIPTION

The DAC714 is a complete monolithic digital-to-analog converter including a +10V temperature compensated reference, current-to-voltage amplifier, a high-speed synchronous serial interface, a serial output which allows cascading multiple converters, and an asynchronous clear function which immediately sets the output voltage to midscale.

The output voltage range is 10V, 5V, or 0 to +10V while operating from 12V or 15V supplies. The gain and bipolar offset adjustments are designed so that they can be set via external potentiometers or external D/A converters. The output amplifier is protected against short circuit to ground.

The 16-pin DAC714 is available in a plastic 0.3" DIP, ceramic 0.3" CERDIP, and wide-body plastic SOIC package. The DAC714P, U, HB, and HC are specified over the -40C to +85C temperature range while the DAC714HL is specified over the 0C to +70C range.



International Airport Industrial Park • Mailing Address: PO Box 11400, Tucson, AZ 85734 • Street Address: 6730 S. Tucson Blvd., Tucson, AZ 85706 • Tel: (520) 746-1111 • Twx: 910-952-1111
Internet: <http://www.burr-brown.com/> • FAXLine: (800) 548-6133 (US/Canada Only) • Cable: BBRCORP • Telex: 066-6491 • FAX: (520) 889-1510 • Immediate Product Info: (800) 548-6132

SPECIFICATIONS

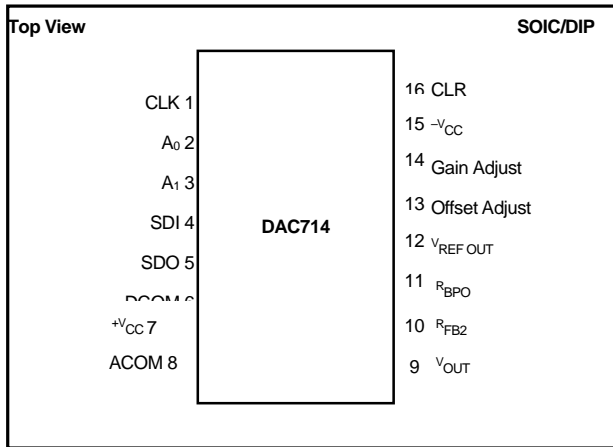
At $T_A = +25^\circ\text{C}$, $+V_{CC} = +12\text{V}$ and $+15\text{V}$, $-V_{CC} = -12\text{V}$, and -15V , unless otherwise noted.

PARAMETER	DAC714P, U			DAC714HB			DAC714HC			DAC714HL			UNITS
	MIN	TYP	MAX	MIN	TYP	MAX	MIN	TYP	MAX	MIN	TYP	MAX	
TRANSFER CHARACTERISTICS													
ACCURACY													
Linearity Error			4			2			1			1	LSB
T_{MIN} to T_{MAX}			8			4			2			2	LSB
Differential Linearity Error			4			2			1			1	LSB
T_{MIN} to T_{MAX}			8			4			2			1	LSB
Monotonicity	14			15			16			16			Bits
Monotonicity Over Spec Temp Range	13			14			15			16			Bits
Gain Error ⁽²⁾			0.1			0.1			0.1			0.1	%
T_{MIN} to T_{MAX}			0.25			0.25			0.25			0.25	%
Unipolar/Bipolar Zero Error ⁽³⁾			0.1			0.1			0.1			0.1	% of FSR ⁽²⁾
T_{MIN} to T_{MAX}			0.2			0.2			0.2			0.2	% of FSR
Power Supply Sensitivity of Gain			0.003			0.003			0.003			0.003	%FSR/% V_{CC}
			30			30			30			30	ppm FSR/% V_{CC}
DYNAMIC PERFORMANCE													
Settling Time (to 0.003%FSR, 5 k Ω 500pF Load) ⁽⁴⁾													
20V Output Step		6	10		6	10		6	10		6	10	s
1LSB Output Step ⁽⁵⁾		4			4			4			4		s
Output Slew Rate		10			10			10			10		V/s
Total Harmonic Distortion													
0dB, 1001 Hz, $f_s = 100\text{kHz}$		0.005			0.005			0.005			0.005		%
-20dB, 1001 Hz, $f_s = 100\text{kHz}$		0.03			0.03			0.03			0.03		%
-60dB, 1001 Hz, $f_s = 100\text{kHz}$		3.0			3.0			3.0			3.0		%
SINAD: 1001Hz, $f_s = 100\text{kHz}$		87			87			87			87		dB
Digital Feedthrough ⁽⁶⁾		2			2			2			2		nV-s
Digital-to-Analog Glitch Impulse ⁽⁵⁾		15			15			15			15		nV-s
Output Noise Voltage (includes reference)		120			120			120			120		nV/Hz
ANALOG OUTPUT													
Output Voltage Range $+V_{CC}, -V_{CC} = 11.4\text{V}$	10			10			10			10			V
Output Current	5			5			5			5			mA
Output Impedance		0.1			0.1			0.1			0.1		
Short Circuit to ACOM Duration		Indefinite			Indefinite			Indefinite			Indefinite		
REFERENCE VOLTAGE													
Voltage	+9.975	+10.000	+10.025	+9.975	+10.000	+10.025	+9.975	+10.000	+10.025	+9.975	+10.000	+10.025	V
T_{MIN} to T_{MAX}	+9.960		+10.040	+9.960		+10.040	+9.960		+10.040	+9.960		+10.040	V
Output Resistance		1			1			1			1		
Source Current	2			2			2			2			mA
Short Circuit to ACOM Duration		Indefinite			Indefinite			Indefinite			Indefinite		
INTERFACE													
RESOLUTION													
		16			16			16			16		Bits
DIGITAL INPUTS													
Serial Data Input Code Logic Levels ⁽¹⁾							Binary Two's Complement						
V_{IH}	+2.0		$(V_{CC}-1.4)$	+2.0		$(V_{CC}-1.4)$	+2.0		$(V_{CC}-1.4)$	+2.0		$(V_{CC}-1.4)$	V
V_{IL}	0		+0.8	0		+0.8	0		+0.8	0		+0.8	V
I_{IH} ($V_I = +2.7\text{V}$)			10			10			10			10	A
I_{IL} ($V_I = +0.4\text{V}$)			10			10			10			10	A
DIGITAL OUTPUT													
Serial Data													
V_{OL} ($I_{SINK} = 1.6\text{mA}$)	0		+0.4	0		+0.4	0		+0.4	0		+0.4	V
V_{OH} ($I_{SOURCE} = 500\text{A}$), T_{MIN} to T_{MAX}	+2.4		+5	+2.4		+5	+2.4		+5	+2.4		+5	V
POWER SUPPLY REQUIREMENTS													
Voltage													
$+V_{CC}$	+11.4	+15	+16.5	+11.4	+15	+16.5	+11.4	+15	+16.5	+11.4	+15	+16.5	V
$-V_{CC}$	-11.4	-15	-16.5	-11.4	-15	-16.5	-11.4	-15	-16.5	-11.4	-15	-16.5	V
Current (No Load, 15V Supplies) ⁽⁶⁾													
$+V_{CC}$		13	16		13	16		13	16		13	16	mA
$-V_{CC}$		22	26		22	26		22	26		22	26	mA
Power Dissipation ⁽⁷⁾			625			625			625			625	mW
TEMPERATURE RANGES													
Specification													
All Grades	-40		+85	-40		+85	-40		+85	0		+70	C
Storage	-60		+150	-60		+150	-60		+150	-60		+150	C
Thermal Coefficient, J_A		75			75			75			75		C/W

NOTES: (1) Digital inputs are TTL and +5V CMOS compatible over the specification temperature range. (2) FSR means Full Scale Range. For example, for 10V output, FSR = 20V. (3) Errors externally adjustable to zero. (4) Maximum represents the 3limit. Not 100% tested for this parameter. (5) For the worst-case Binary Two's Complement code changes: FFFF_H to 0000_H and 0000_H to FFFF_H. (6) During power supply turn on, the transient supply current may approach 3x the maximum quiescent specification. (7) Typical (i.e. rated) supply voltages times maximum currents.



PIN CONFIGURATION



ELECTROSTATIC DISCHARGE SENSITIVITY



Electrostatic discharge can cause damage ranging from performance degradation to complete device failure. Burr-Brown Corporation recommends that all integrated circuits be handled and stored using appropriate ESD protection methods.

ESD damage can range from subtle performance degradation to complete device failure. Precision integrated circuits may be more susceptible to damage because very small parametric changes could cause the device not to meet published specifications.

ABSOLUTE MAXIMUM RATINGS⁽¹⁾

NOTE: (1) Stresses above those listed under "Absolute Maximum Ratings" may cause permanent damage to the device. Exposure to absolute maximum

+V _{CC} to Common	0V to +17V
-V _{CC} to Common	0V to -17V
+V _{CC} to -V _{CC}	34V
ACOM to DCOM	0.5V
Digital Inputs to Common	-1 V to (V _{CC} -0.7V)
External Voltage Applied to BPO and Range Resistors	V _{CC}
V _{REF OUT}	Indefinite Short to Common
V _{OUT}	Indefinite Short to Common
SDO	Indefinite Short to Common
Power Dissipation	750mW
Storage Temperature	-60C to +150C
Lead Temperature (soldering, 10s)	+300C

conditions for extended periods may affect device reliability.

PIN DESCRIPTIONS

PIN	LABEL	DESCRIPTION
1	CLK	Serial Data Clock
2	A ₀	Enable for Input Register (Active Low)
3	A ₁	Enable for D/A Latch (Active Low)
4	SDI	Serial Data Input
5	SDO	Serial Data Output
6	DCOM	Digital Ground
7	+V _{CC}	Positive Power Supply
8	ACOM	Analog Ground
9	V _{OUT}	D/A Output
10	R _{FB2}	10V Range Feedback Output
11	R _{BPO}	Bipolar Offset
12	V _{REF OUT}	Voltage Reference Output
13	Offset Adjust	Offset Adjust
14	Gain Adjust	Gain Adjust
15	-V _{CC}	Negative Power Supply
16	CLR	Clear

ORDERING INFORMATION

PRODUCT	PACKAGE	LINEARITY ERROR max at +25C	TEMPERATURE RANGE
DAC714P	Plastic DIP	4 LSB	-40C to +85C
DAC714U	Plastic SOIC	4 LSB	-40C to +85C
DAC714HB	Ceramic DIP	2 LSB	-40C to +85C
DAC714HC	Ceramic DIP	1 LSB	-40C to +85C
DAC714HL	Ceramic DIP	1 LSB	0C to +70C

PACKAGE INFORMATION

PRODUCT	PACKAGE	PACKAGE DRAWING NUMBER ⁽¹⁾
DAC714P	Plastic DIP	180
DAC714U	Plastic SOIC	211
DAC714H	Ceramic DIP	129

NOTE: (1) For detailed drawing and dimension table, please see end of data sheet, or Appendix C of Burr-Brown IC Data Book.

The information provided herein is believed to be reliable; however, BURR-BROWN assumes no responsibility for inaccuracies or omissions. BURR-BROWN assumes no responsibility for the use of this information, and all use of such information shall be entirely at the user's own risk. Prices and specifications are subject to change without notice. No patent rights or licenses to any of the circuits described herein are implied or granted to any third party. BURR-BROWN does not authorize or warrant any BURR-BROWN product for use in life support devices and/or systems.

TIMING SPECIFICATIONS

$T_A = -40C$ to $+85C$, $+V_{CC} = +12V$ or $+15V$, $-V_{CC} = -12V$ or $-15V$.

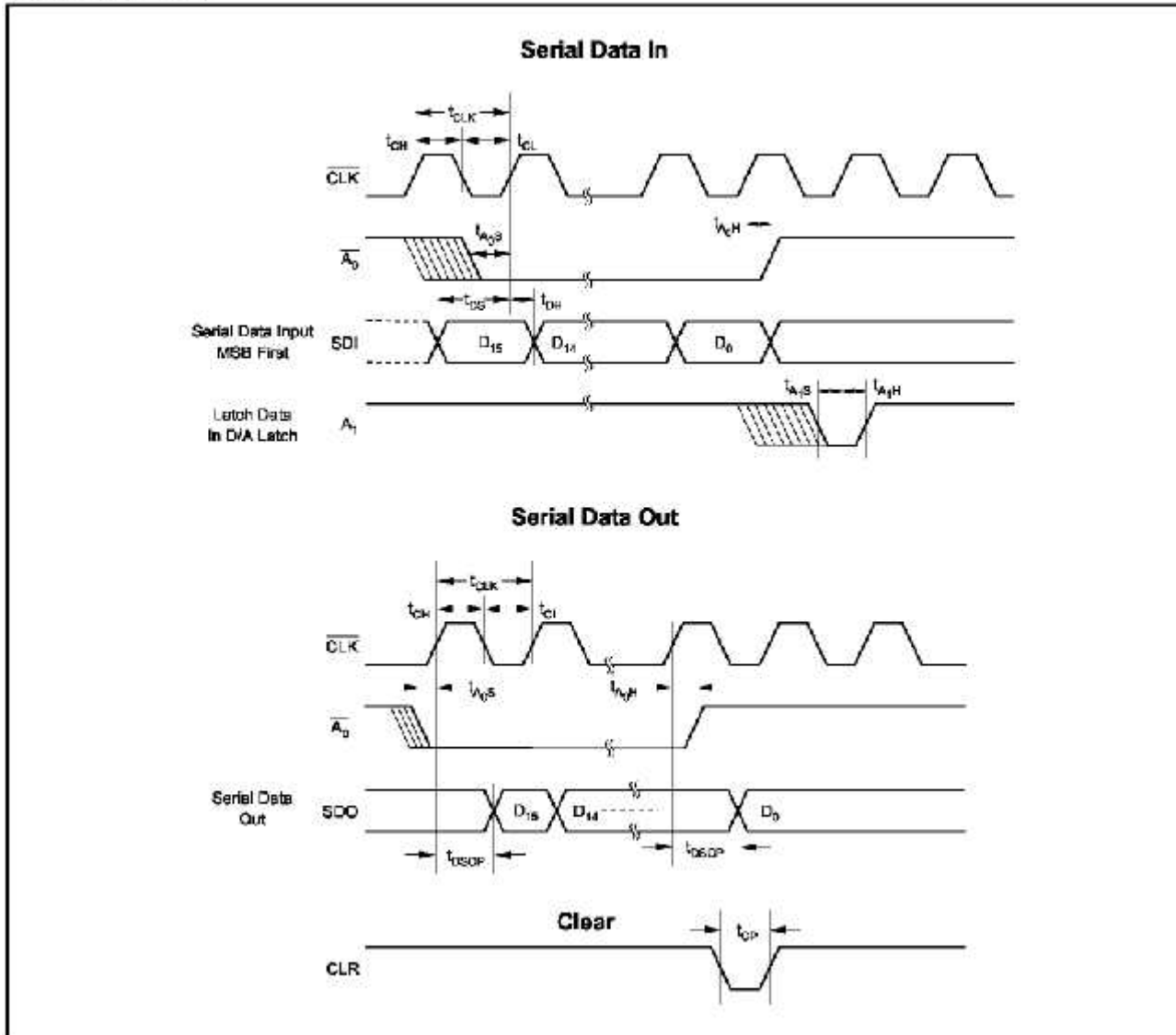
SYMBOL	PARAMETER	MIN	MAX	UNITS
t_{CLK}	Data Clock Period	100		ns
t_{CL}	Clock LOW	50		ns
t_{CH}	Clock HIGH	50		ns
t_{A0S}	Setup Time for A_0	50		ns
t_{A1S}	Setup Time for A_1	50		ns
t_{A0H}	Hold Time for A_0	0		ns
t_{A1H}	Hold Time for A_1	0		ns
t_{DS}	Setup Time for DATA	50		ns
t_{DH}	Hold Time for DATA	10		ns
t_{DSOP}	Output Propagation Delay		140	ns
t_{CP}	Clear Pulsewidth	200		ns

TRUTH TABLE

A_0	A_1	CLK	CLR	DESCRIPTION	
0	1	1	0	1	Shift Serial Data into SDI
1	0	1	0	1	Load D/A Latch
1	1	1	0	1	No Change
0	0	1	0	1	Two Wire Operation ⁽¹⁾
X	X		1	1	No Change
X	X	X	0		Reset D/A Latch

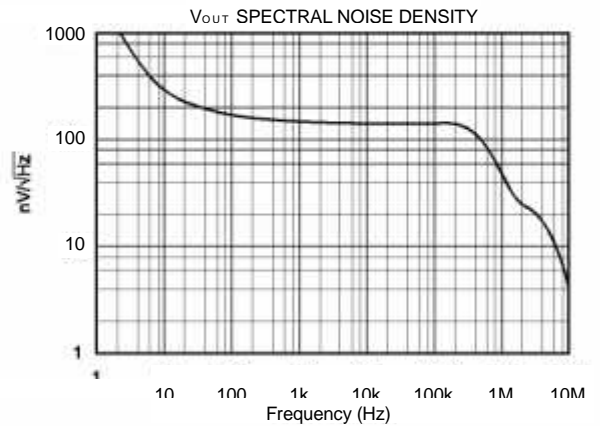
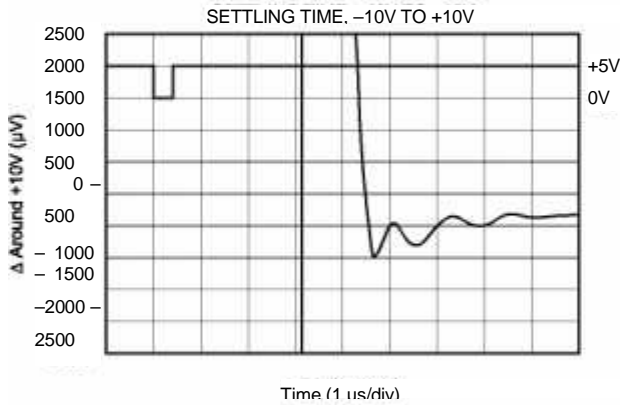
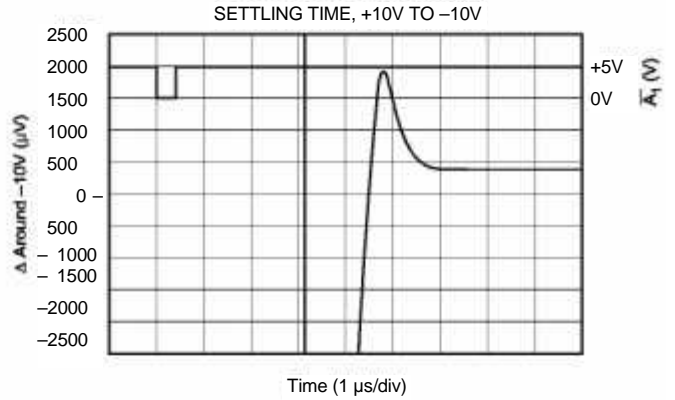
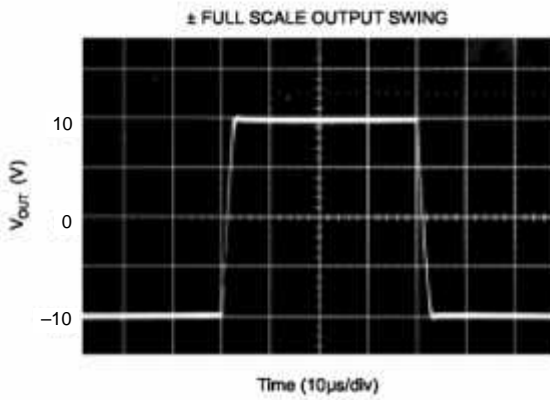
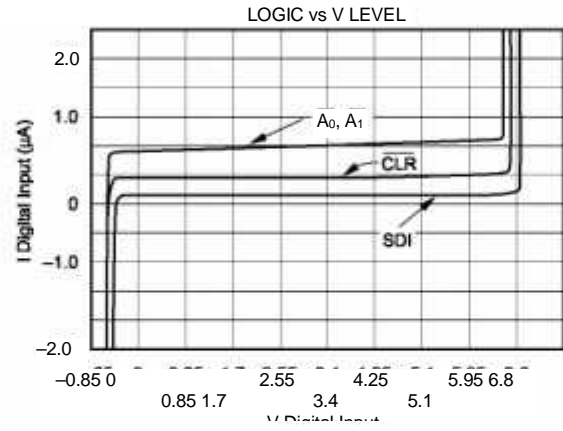
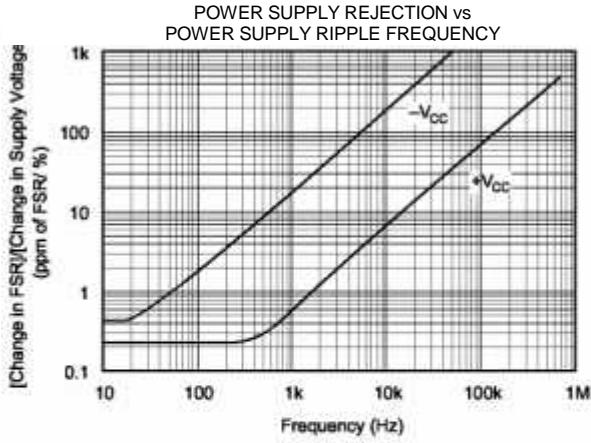
NOTES: X = Don't Care. (1) All digital input changes will appear at the output.

TIMING DIAGRAMS



TYPICAL PERFORMANCE CURVES

At $T_A = +25^\circ\text{C}$, $V_{CC} = 15\text{V}$, unless otherwise noted.



DISCUSSION OF SPECIFICATIONS

LINEARITY ERROR

Linearity error is defined as the deviation of the analog output from a straight line drawn between the end points of the transfer characteristic.

DIFFERENTIAL LINEARITY ERROR

Differential linearity error (DLE) is the deviation from 1LSB of an output change from one adjacent state to the next. A DLE specification of 1/2LSB means that the output step size can range from 1/2LSB to 3/2LSB when the digital input code changes from one code word to the adjacent code word. If the DLE is more positive than -1LSB, the D/A is said to be monotonic.

MONOTONICITY

A D/A converter is monotonic if the output either increases or remains the same for increasing digital input values. Monotonicity of the C and L grades is guaranteed over the specification temperature range to 16 bits.

SETTLING TIME

Settling time is the total time (including slew time) for the D/A output to settle to within an error band around its final value after a change in input. Settling times are specified to within 0.003% of Full Scale Range (FSR) for an output step change of 20V and 1LSB. The 1LSB change is measured at the Major Carry (FFFF_H to 0000_H, and 0000_H to FFFF_H: BTC codes), the input transition at which worst-case settling time occurs.

TOTAL HARMONIC DISTORTION

Total harmonic distortion is defined as the ratio of the square root of the sum of the squares of the values of the harmonics to the value of the fundamental frequency. It is expressed in % of the fundamental frequency amplitude at sampling rate f_s .

SIGNAL-TO-NOISE AND DISTORTION RATIO (SINAD)

SINAD includes all the harmonic and outstanding spurious components in the definition of output noise power in addition to quantizing and internal random noise power. SINAD is expressed in dB at a specified input frequency and sampling rate, f_s .

DIGITAL-TO-ANALOG GLITCH IMPULSE

The amount of charge injected into the analog output from the digital inputs when the inputs change state. It is measured at half scale at the input codes where as many as possible switches change state—from 0000_H to FFFF_H.

DIGITAL FEEDTHROUGH

When the A/D is not selected, high frequency logic activity on the digital inputs is coupled through the device and shows up as output noise. This noise is digital feedthrough.

OPERATION

The DAC714 is a monolithic integrated-circuit 16-bit D/A converter complete with 16-bit D/A switches and ladder network, voltage reference, output amplifier and a serial interface.

INTERFACE LOGIC

The DAC714 has double-buffered data latches. The input data latch holds a 16-bit data word before loading it into the second latch, the D/A latch. This double-buffered organization permits simultaneous update of several D/A converters. All digital control inputs are active low. Refer to the block diagram shown in Figure 1.

All latches are level-triggered. Data present when the enable inputs are logic "0" will enter the latch. When the enable inputs return to logic "1", the data is latched.

The CLR input resets both the input latch and the D/A latch to 0000_H (midscale).

LOGIC INPUT COMPATIBILITY

The DAC714 digital inputs are TTL compatible (1.4V switching level), low leakage, and high impedance. Thus the inputs are suitable for being driven by any type of 5V logic Family, such as CMOS. An equivalent circuit for the digital inputs is shown in Figure 2.

The inputs will float to logic "0" if left unconnected. It is recommended that any unused inputs be connected to DCOM to improve noise immunity.

Digital inputs remain high impedance when power is off.

INPUT CODING

The DAC714 is designed to accept binary two's complement (BTC) input codes with the MSB first which are compatible with bipolar analog output operation. For this configuration, a digital input of 7FFF_H produces a plus full scale output, 8000_H produces a minus full scale output, and 0000_H produces bipolar zero output.

INTERNAL REFERENCE

The DAC714 contains a +10V reference. The reference output may be used to drive external loads, sourcing up to 2mA. The load current should be constant, otherwise the gain and bipolar offset of the converter will vary.



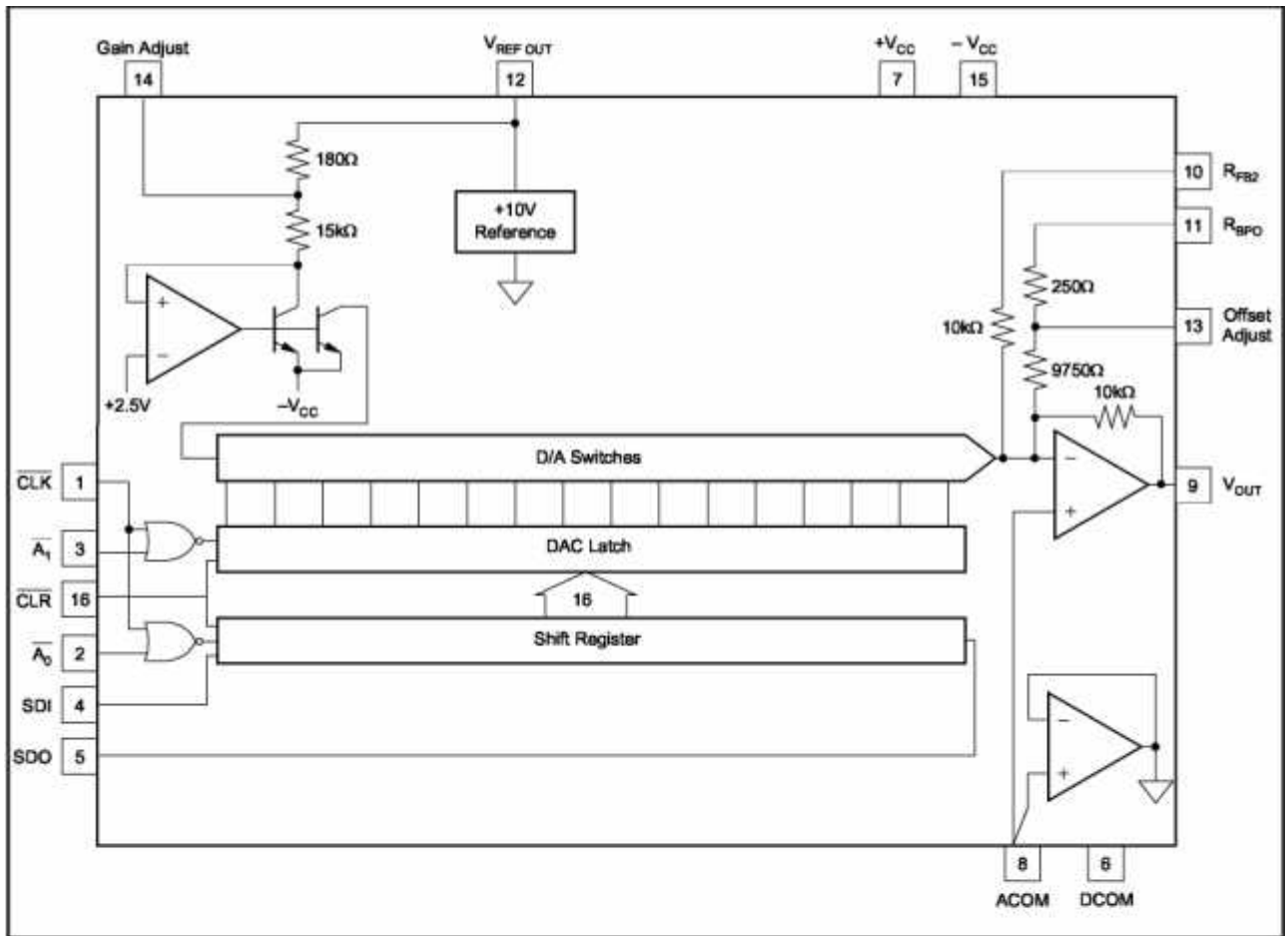


FIGURE 1. DAC714 Block Diagram.

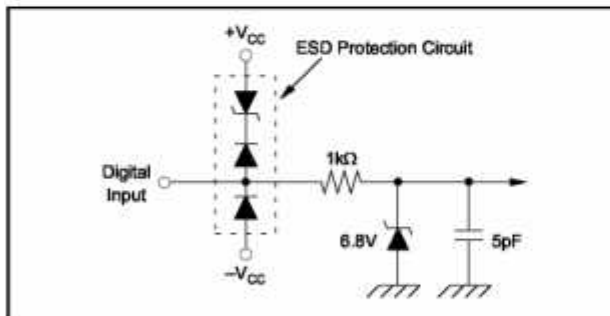


FIGURE 2. Equivalent Circuit of Digital Inputs.

OUTPUT VOLTAGE SWING

The output amplifier of the DAC714 is designed to achieve a 10V output range while operating on 11.4V or higher power supplies.

GAIN AND OFFSET ADJUSTMENTS

Figure 3 illustrates the relationship of offset and gain adjustments for a bipolar connected D/A converter. Offset should be adjusted first to avoid interaction of adjustments. See Table I for calibration values and codes. These adjustments have a minimum range of 0.3%.

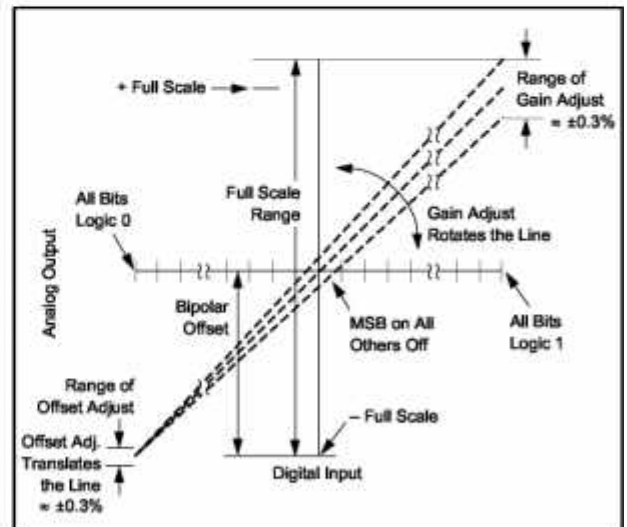


FIGURE 3. Relationship of Offset and Gain Adjustments.

Offset Adjustment

Apply the digital input code, 8000_H, that produces the maximum negative output voltage and adjust the offset potentiometer or the offset adjust D/A converter for -10V (or 0V unipolar).

DAC714 CALIBRATION VALUES			
DIGITAL INPUT CODE BINARY TWO'S COMPLEMENT, BTC	ANALOG OUTPUT (V)		DESCRIPTION
	BIPOLAR 20V RANGE	UNIPOLAR 10V RANGE	
7FFF _H 4000 _H 0001 _H	+9.999695	+9.999847	+ Full Scale -1 LSB
0000 _H	+5.000000	+7.500000	3/4 Scale
0001 _H	+0.000305	+5.000153	BPZ + 1LSB
0000 _H	0.000000	+5.000000	Bipolar Zero (BPZ)
FFFF _H C000 _H 8000 _H	-0.000305	+4.999847	BPZ - 1LSB
	-5.000000	+2.500000	1/4 Scale
	-10.000000	0.000000	Minus Full Scale

TABLE I. Digital Input and Analog Output Voltage Calibration Values.

Gain Adjustment

Apply the digital input that gives the maximum positive voltage output. Adjust the gain potentiometer or the gain adjust D/A converter for this positive full scale voltage.

INSTALLATION

GENERAL CONSIDERATIONS

Due to the high-accuracy of the DAC714 system design problems such as grounding and contact resistance become very important. A 16-bit converter with a 20V full-scale range has a 1LSB value of 305V. With a load current of 5mA, series wiring and connector resistance of only 60m will cause a voltage drop of 300V. To understand what this means in terms of a system layout, the resistivity of a typical 1 ounce copper-clad printed circuit board is 1/2 m p e r square. For a 5mA load, a 10 milliinch wide printed circuit conductor 60 milliinches long will result in a voltage drop of 150V.

The analog output of DAC714 has an LSB size of 305V (-96dB) in the bipolar mode. The rms noise floor of the D/A should remain below this level in the frequency range of interest. The DAC714's output noise spectral density (which includes the noise contributed by the internal reference,) is shown in the Typical Performance Curves section.

Wiring to high-resolution D/A converters should be routed to provide optimum isolation from sources of RFI and EMI. The key to elimination of RF radiation or pickup is small loop area. Signal leads and their return conductors should be kept close together such that they present a small capture cross-section for any external field. Wire-wrap construction is not recommended.

POWER SUPPLY AND REFERENCE CONNECTIONS

Power supply decoupling capacitors should be added as shown in Figure 4. Best performance occurs using a 1 to 10 F tantalum capacitor at $-V_{CC}$. Applications with less

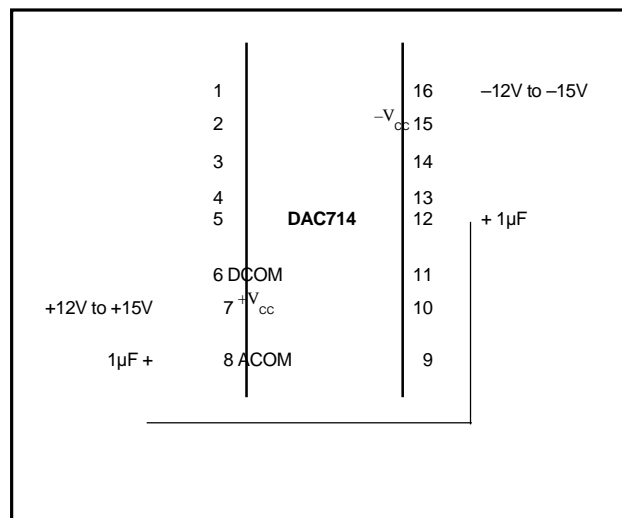


FIGURE 4. Power Supply Connections.

critical settling time may be able to use 0.01 F at $-V_{CC}$ as well as at $+V_{CC}$. The capacitors should be located close to the package.

The DAC714 has separate ANALOG COMMON and DIGITAL COMMON pins. The current through DCOM is mostly switching transients and are up to 1mA peak in amplitude. The current through ACOM is typically 5 A for all codes.

Use separate analog and digital ground planes with a single interconnection point to minimize ground loops. The analog pins are located adjacent to each other to help isolate analog from digital signals. Analog signals should be routed as far as possible from digital signals and should cross them at right angles. A solid analog ground plane around the D/A package, as well as under it in the vicinity of the analog and power supply pins, will isolate the D/A from switching currents. It is recommended that DCOM and ACOM be connected directly to the ground planes under the package.

If several DAC714s are used or if DAC714 shares supplies with other components, connecting the ACOM and DCOM lines to together once at the power supplies rather than at each chip may give better results.

LOAD CONNECTIONS

Since the reference point for V_{OUT} and $V_{REF OUT}$ is the ACOM pin, it is important to connect the D/A converter load directly to the ACOM pin. Refer to Figure 5.

Lead and contact resistances are represented by R_1 through R_3 . As long as the load resistance R_L is constant, R_1 simply introduces a gain error and can be removed by gain adjustment of the D/A or system-wide gain calibration. R_2 is part of R_L if the output voltage is sensed at ACOM.

In some applications it is impractical to return the load to the ACOM pin of the D/A converter. Sensing the output voltage at the SYSTEM GROUND point is reasonable, because there is no change in DAC714 ACOM current, provided that R_3 is a low-resistance ground plane or conductor. In this case you may wish to connect DCOM to SYSTEM GROUND as well.

GAIN AND OFFSET ADJUST

Connections Using Potentiometers

GAIN and OFFSET adjust pins provide for trim using external potentiometers. 15-turn potentiometers provide sufficient resolution. Range of adjustment of these trims is at least 0.3% of Full Scale Range. Refer to Figure 6.

Using D/A Converters

The GAIN ADJUST and OFFSET ADJUST circuits of the DAC714 have been arranged so that these points may be easily driven by external D/A converters. Refer to Figure 7. 12-bit D/A converters provide an OFFSET adjust resolution and a GAIN adjust resolution of 30 V to 50 V per LSB step. Nominal values of GAIN and OFFSET occur when the D/A converters outputs are at approximately half scale, +5V.

OUTPUT VOLTAGE RANGE CONNECTIONS

The DAC714 output amplifier is connected internally to provide a 20V output range. For other ranges and configurations, see Figures 6 and 7.

DIGITAL INTERFACE

SERIAL INTERFACE

The DAC714 has a serial interface with two data buffers which can be used for either synchronous or asynchronous updating of multiple D/A converters. A0 is the enable control for the input shift register. A1 is the enable for the D/A Latch. CLK is used to strobe data into the latches enabled by A0 and A1. A CLR function is also provided and when enabled it sets the shift register and the D/A Latch to 0000_H (output voltage is midscale).

Multiple DAC714s can be connected to the same CLK and data lines in two ways. The output of the serial shift register is available as SDO so that any number of DAC714s can be cascaded on the same input bit stream as shown in Figures 8 and 9. This configuration allows all D/A converters to be updated simultaneously and requires a minimum number of control signals. These configurations do require 16N CLK cycles to load any given D/A converter, where N is the number of D/A converters.

The DAC714 can also be connected in parallel as shown in Figure 10. This configuration allows any D/A converter in the system to be updated in a maximum of 16 CLK cycles.

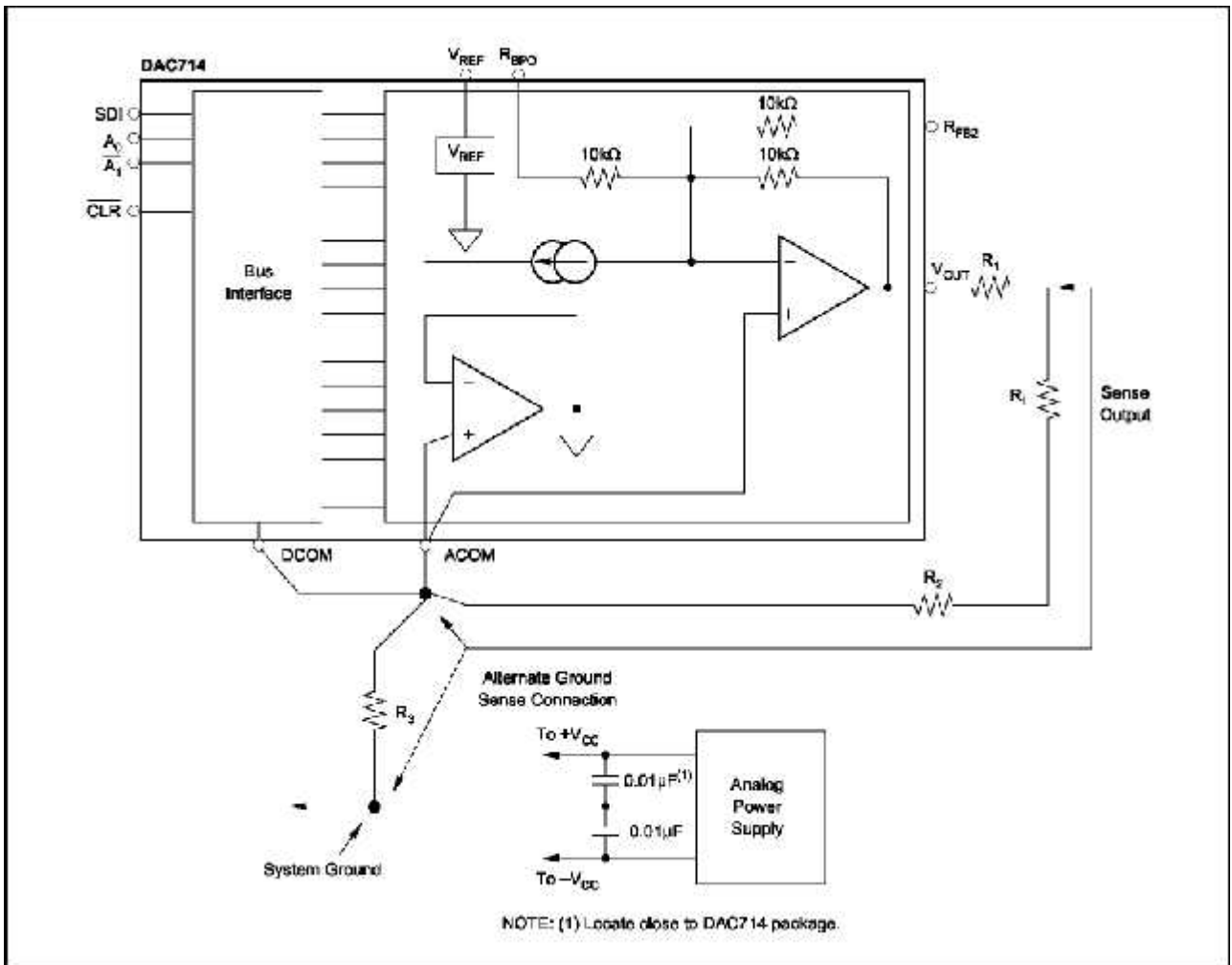


FIGURE 5. System Ground Considerations for High-Resolution D/A Converters.

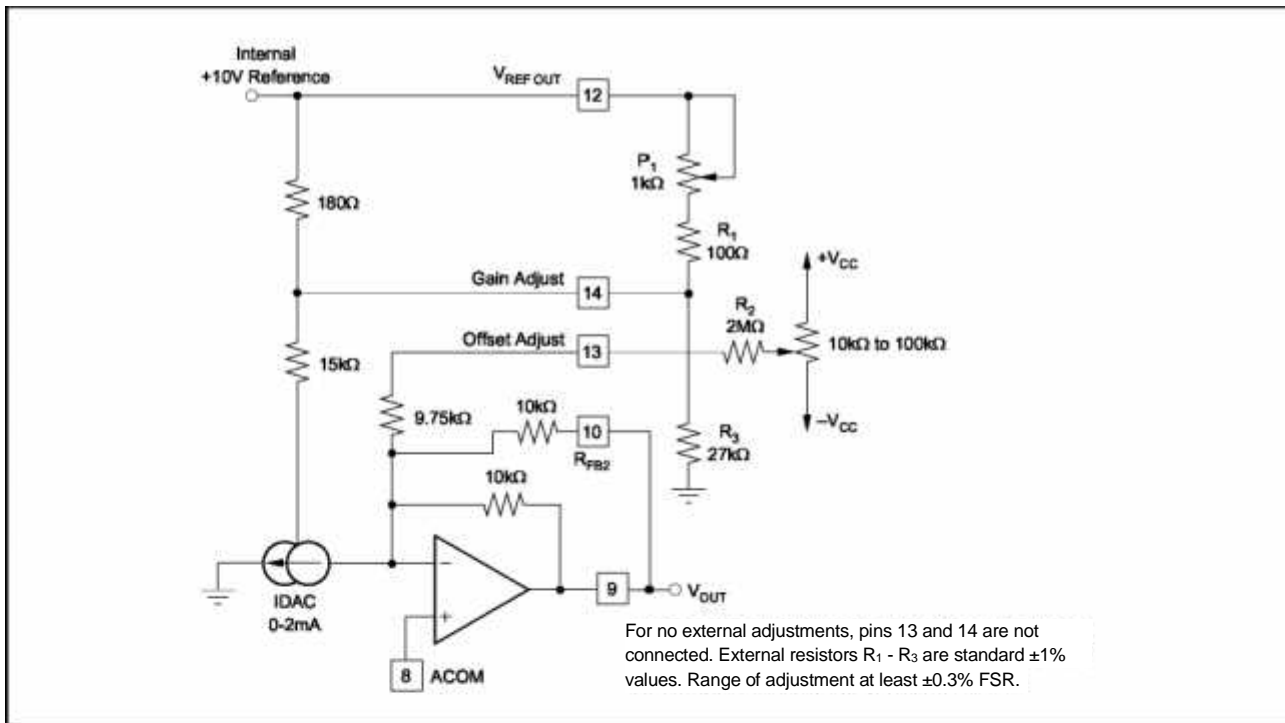


FIGURE 6a. Manual Offset and Gain Adjust Circuits; Unipolar Mode (0V to +10V output range).

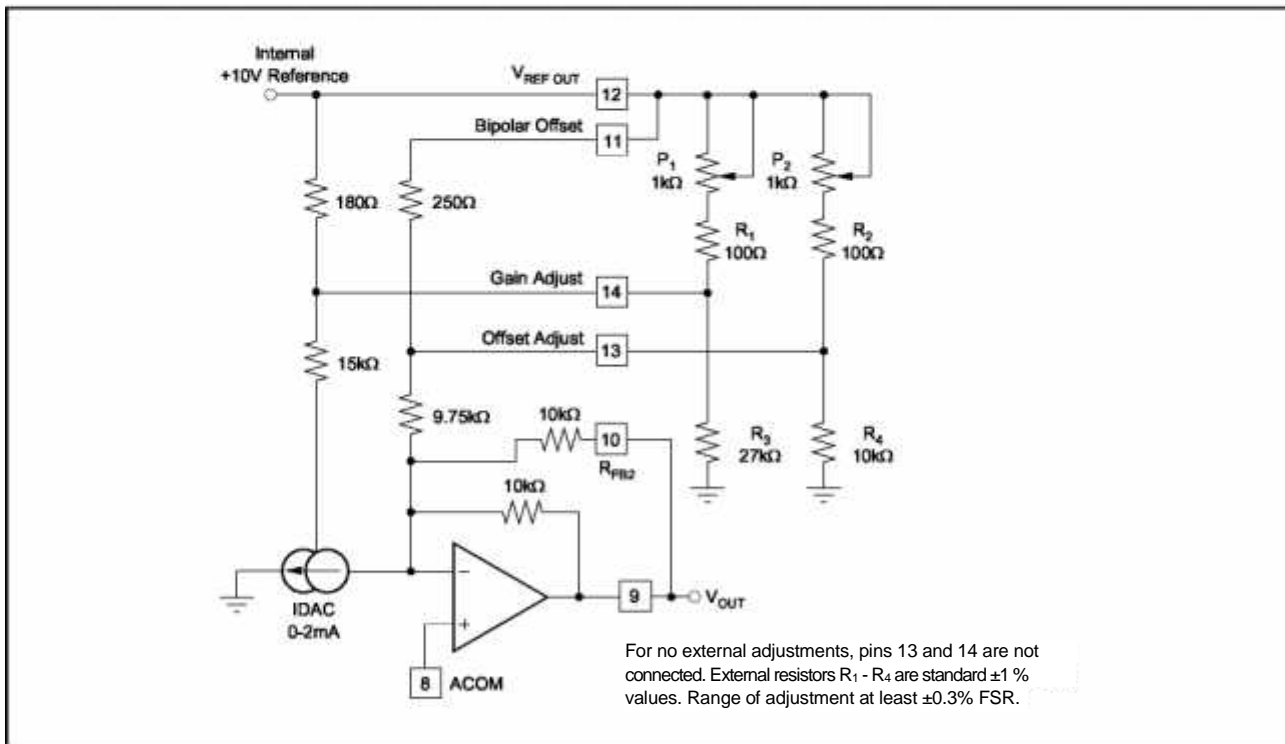


FIGURE 6b. Manual Offset and Gain Adjust Circuits; Bipolar Mode (-5V to +5V output range).

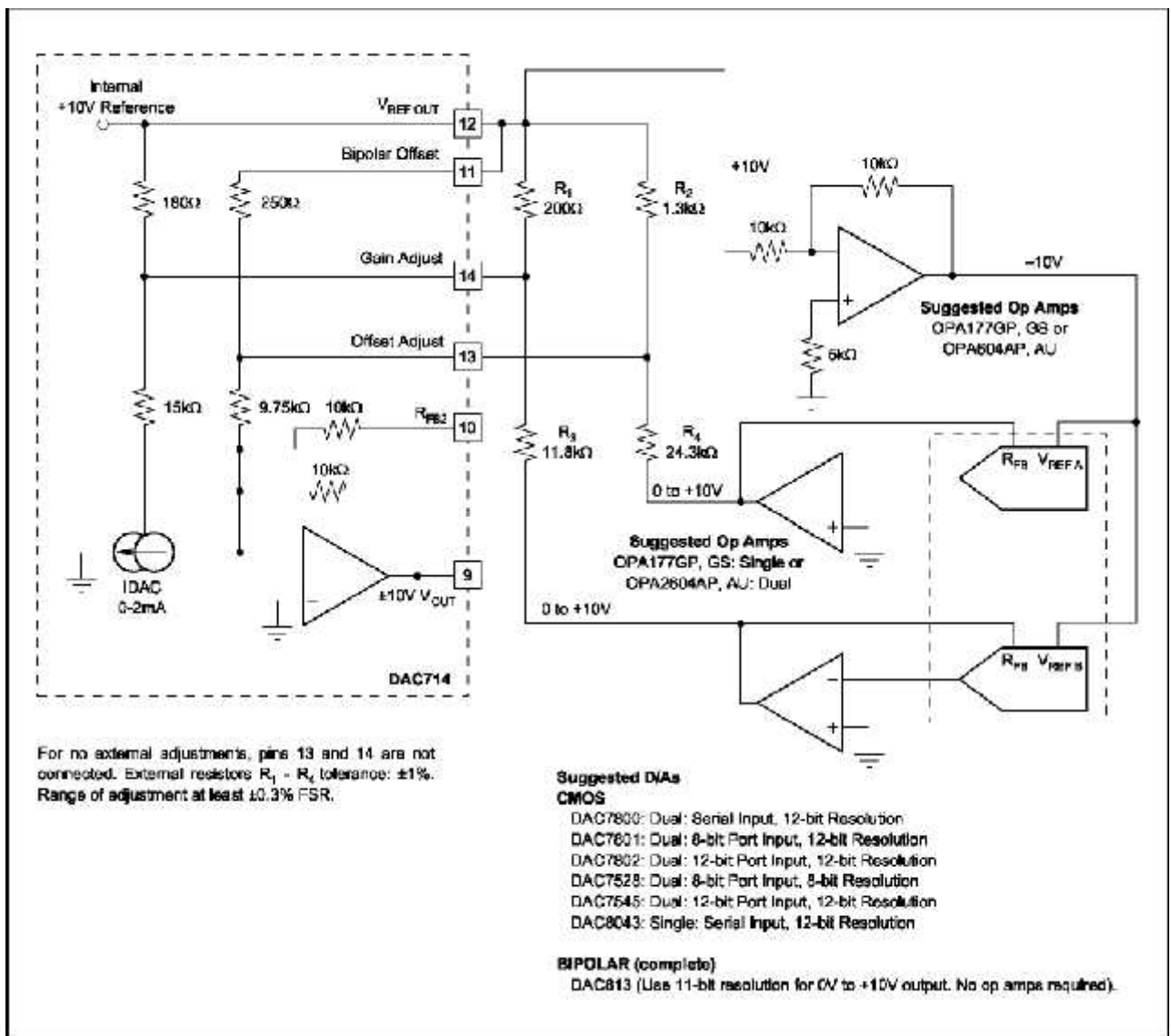


FIGURE 7. Gain and Offset Adjustment in the Bipolar Mode Using D/A Converters (–10V to +10V output range).

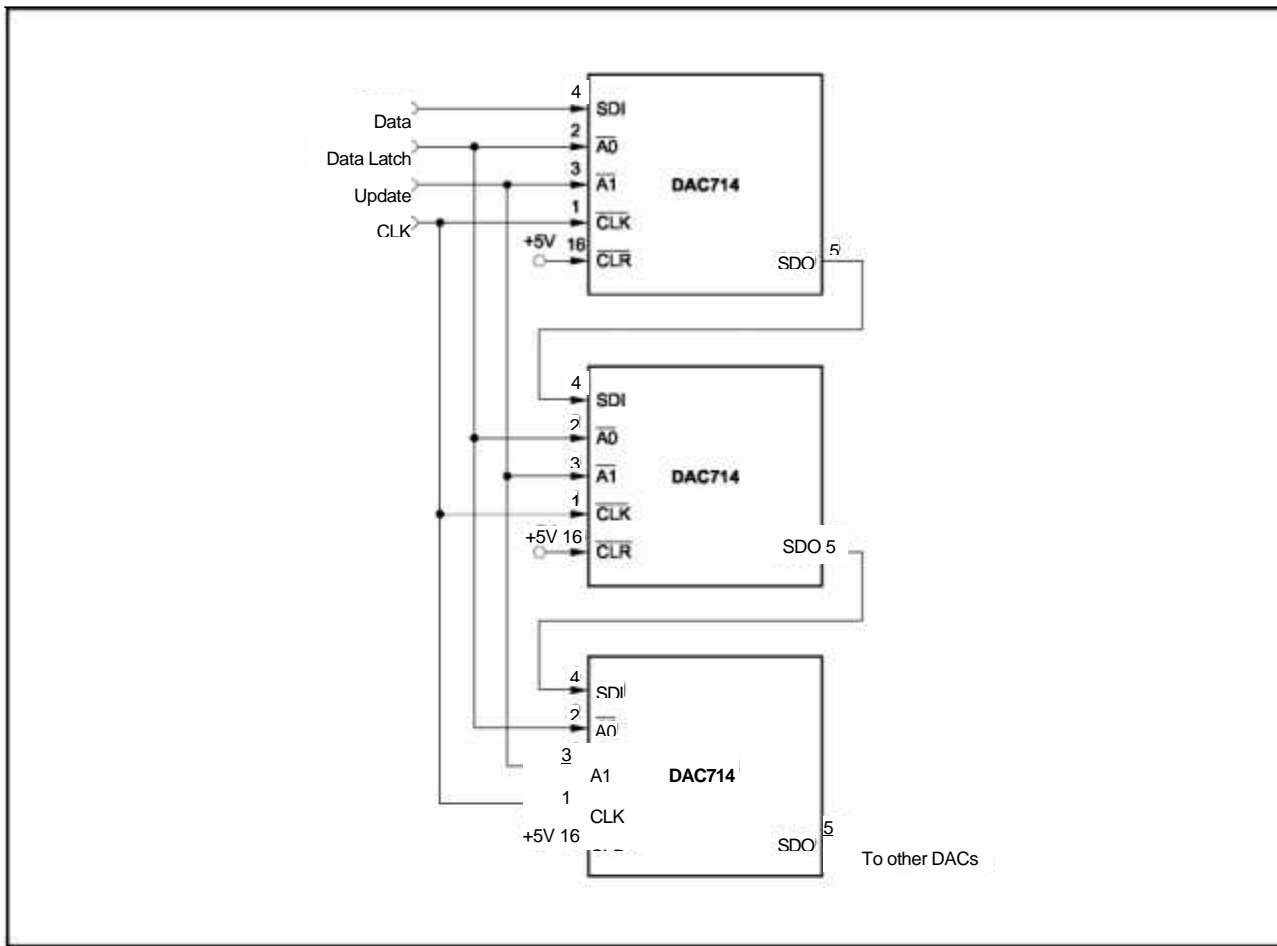


FIGURE 8a. Cascaded Serial Bus Connection with Synchronous Update.

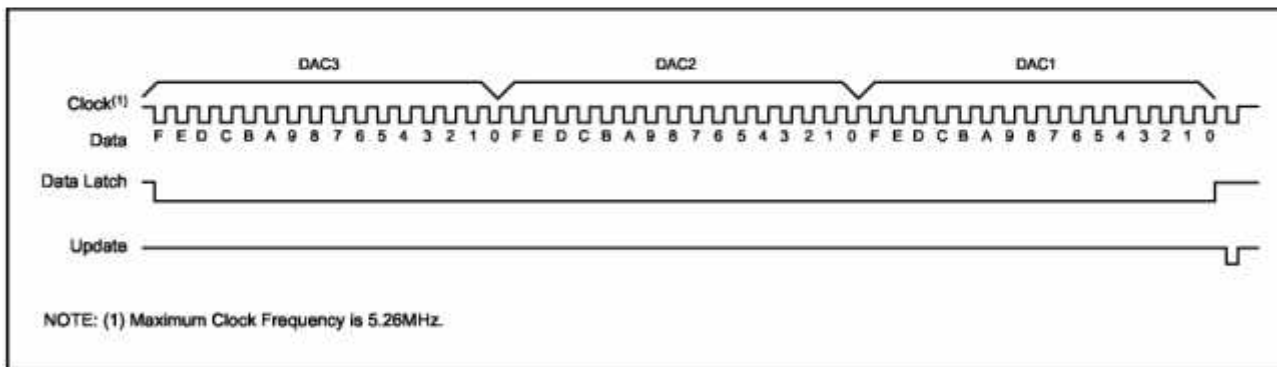


FIGURE 8b. Timing Diagram For Figure 8a.

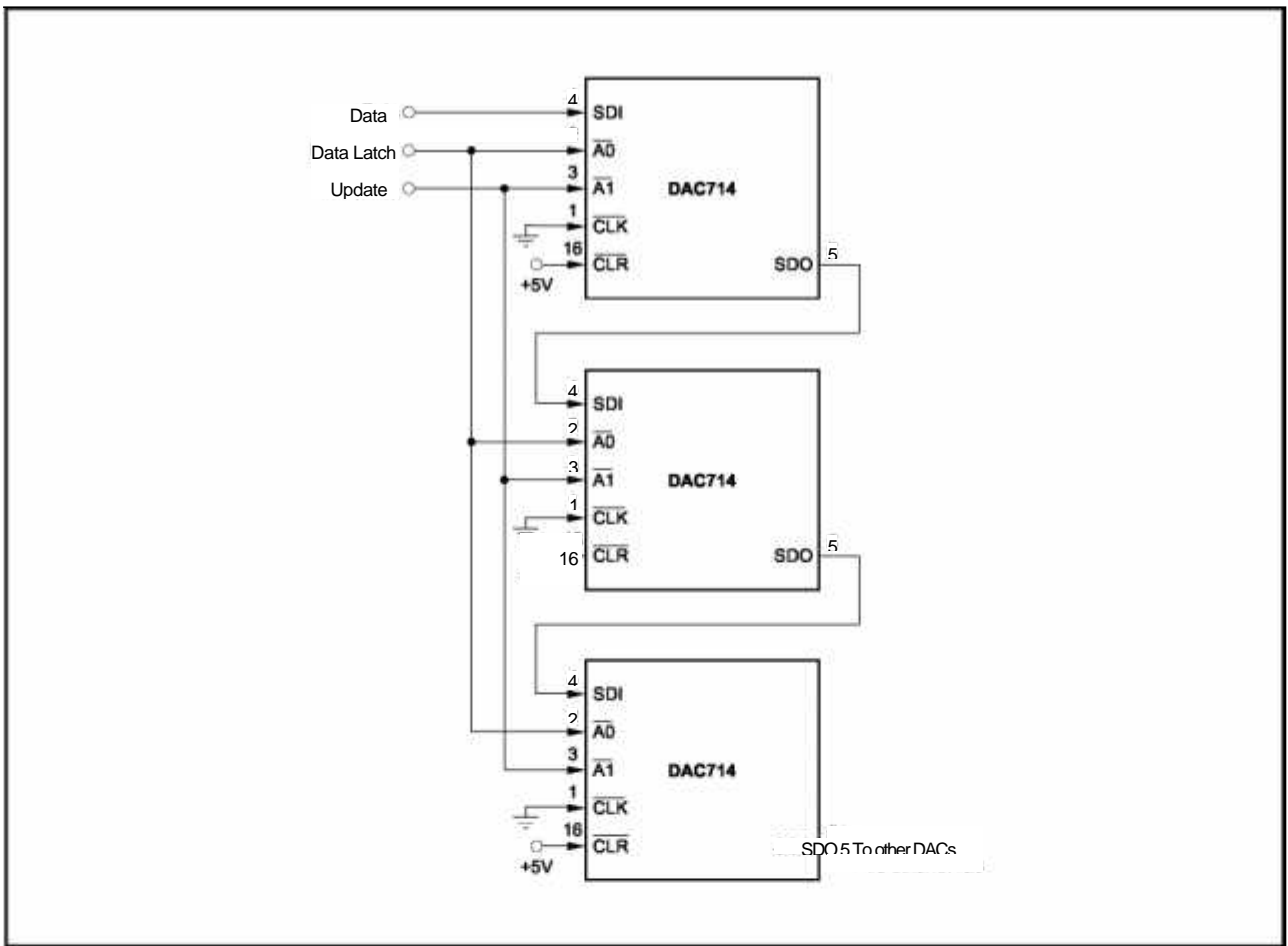


FIGURE 9a. Cascaded Serial Bus Connection with Asynchronous Update.

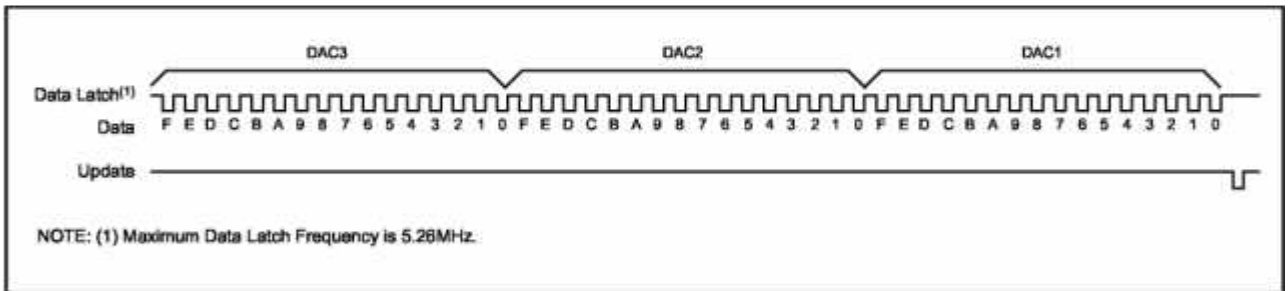


FIGURE 9b. Timing Diagram For Figure 9a.

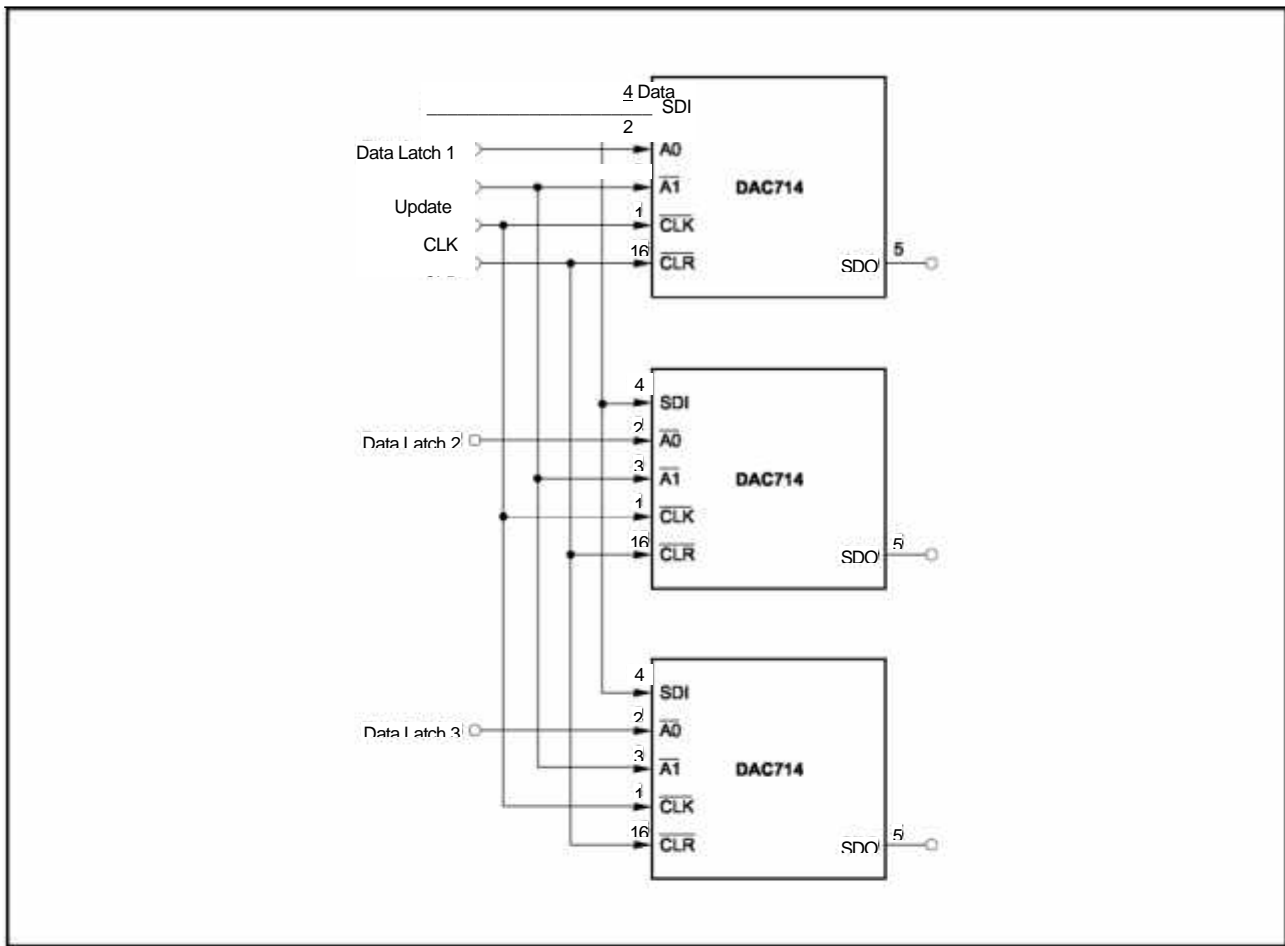


FIGURE 10a. Parallel Bus Connection.

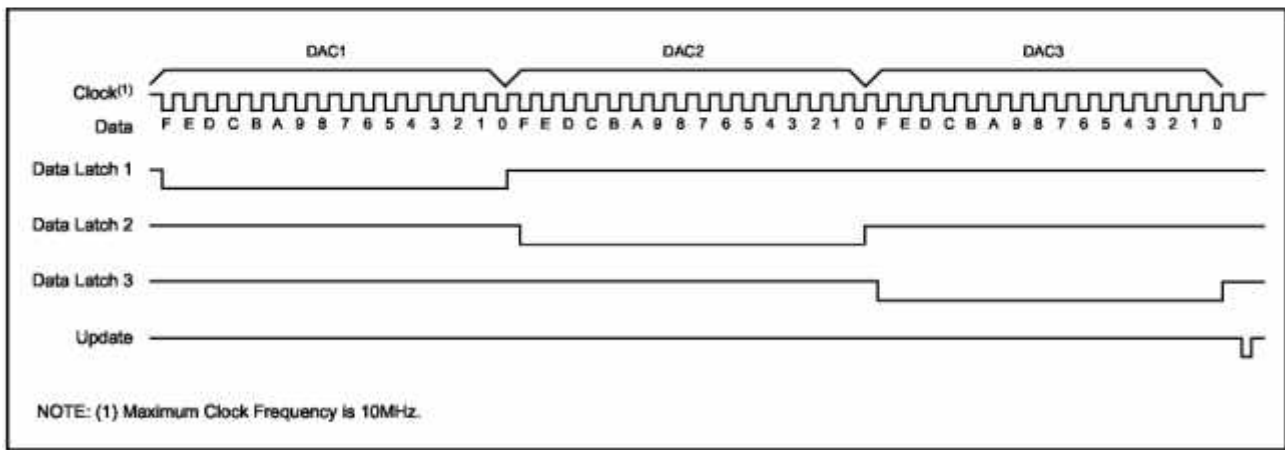


FIGURE 10b. Timing Diagram For Figure 10a.

500-mA Rated Collector Current (Single Output)

High-Voltage Outputs ...5 0 V

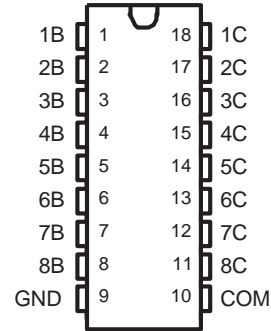
Output Clamp Diodes

Inputs Compatible With Various Types of Logic

Relay Driver Applications

Compatible with ULN2800A Series

**DW OR N PACKAGE
(TOP VIEW)**



description/ordering information

The ULN2803A is a high-voltage, high-current Darlington transistor array. The device consists of eight npn Darlington pairs that feature high-voltage outputs with common-cathode clamp diodes for switching inductive loads. The collector-current rating of each Darlington pair is 500 mA. The Darlington pairs may be connected in parallel for higher current capability.

Applications include relay drivers, hammer drivers, lamp drivers, display drivers (LED and gas discharge), line drivers, and logic buffers. The ULN2803A has a 2.7-k series base resistor for each Darlington pair for operation directly with TTL or 5-V CMOS devices.

ORDERING INFORMATION

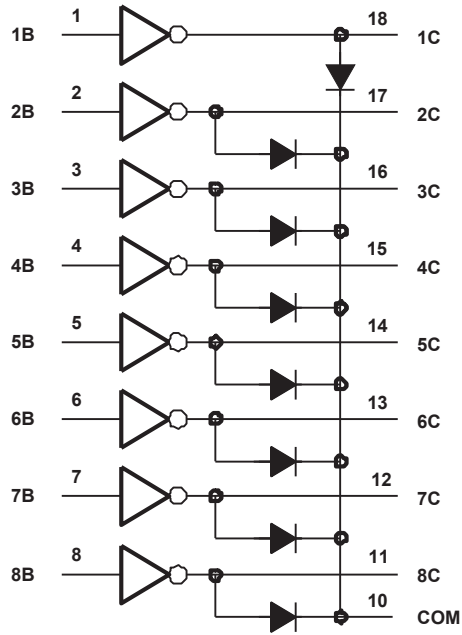
T A	PACKAGE †		ORDERABLE PART NUMBER	TOP-SIDE MARKING
40 C to 85 C C	PDIP (N)	Tube of 20	ULN2803AN	ULN2803AN
	SOIC (DW)	Tube of 40	ULN2803ADW	ULN2803A
		Reel of 2000	ULN2003ADWR	

† Package drawings, standard packing quantities, thermal data, symbolization, and PCB design guidelines are available at www.ti.com/sc/package.

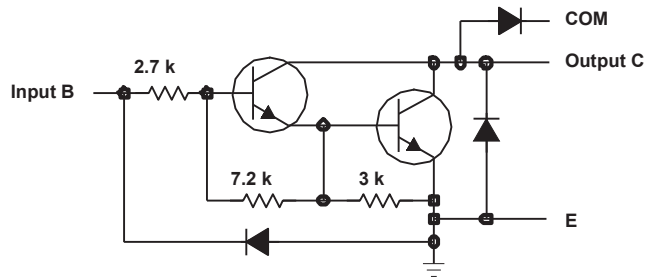


Please be aware that an important notice concerning availability, standard warranty, and use in critical applications of Texas Instruments semiconductor products and disclaimers thereto appears at the end of this data sheet.

logic diagram



schematic (each Darlington pair)



absolute maximum ratings at 25 C free-air temperature (unless otherwise noted)

†

Collector-emitter voltage	50 V
Input voltage (see Note 1)	30 V
Continuous collector current	500 mA
Output clamp diode current	500 mA
Total substrate-terminal current	2.5 A
Package thermal impedance, J_A (see Notes 2 and 3): DW package	TBD C/W
N package	TBD C/W
Operating virtual junction temperature, $T_{150}C$	
Storage temperature range, T_{stg} 65.C to 150.C	

† Stresses beyond those listed under "absolute maximum ratings" may cause permanent damage to the device. These are stress ratings only, and functional operation of the device at these or any other conditions beyond those indicated under "recommended operating conditions" is not implied. Exposure to absolute-maximum-rated conditions for extended periods may affect device reliability.

NOTES: 1. All voltage values, unless otherwise noted, are with respect to the emitter/substrate terminal GND.

2. Maximum power dissipation is a function of T_J (max), J_A , and T_A . The maximum allowable power dissipation at any allowable ambient temperature is $P_D = (T_J(\text{max}) - T_A) / J_A$. Operating at the absolute maximum T_J of 150 C can affect reliability.

3. The package thermal impedance is calculated in accordance with JESD 51-7.

electrical characteristics at 25 C free-air temperature (unless otherwise noted)

PARAMETER		TEST CONDITIONS	MIN	TYP	MAX	UNIT
I_{CEX}	Collector cutoff current	$V_{CE} = 50 V$, $I_I = 0$, See Figure 1			50	A
$I_I(\text{off})$	Off-state input current	$V_{CE} = 50 V$, $I_C = 500 A$, $T_A = 70 C$, See Figure 2	50	65		A
$I_I(\text{on})$	Input current	$V_I = 3.85 V$, See Figure 3		0.93	1.35	mA
$V_I(\text{on})$	On-state input voltage	$V_{CE} = 2 V$, See Figure 4			2.4	V V
					2.7	
					3	
$V_{CE}(\text{sat})$	Collector-emitter saturation voltage	$I_I = 250 A$, $I_C = 100 mA$, See Figure 5		0.9	1.1	V
		$I_I = 350 A$, $I_C = 200 mA$, See Figure 5		1	1.3	
		$I_I = 500 A$, $I_C = 350 mA$, See Figure 5		1.3	1.6	
I_R	Clamp diode reverse current	$V_R = 50 V$, See Figure 6			50	A
V_F	Clamp diode forward voltage	$I_F = 350 mA$, See Figure 7		1.7	2	V
C_i	Input capacitance	$V_I = 0 V$, $f = 1 MHz$		15	25	pF

switching characteristics at 25 C free-air temperature

PARAMETER		TEST CONDITIONS	MIN	TYP	MAX	UNIT
t_{PLH}	Propagation delay time, low- to high-level output	$V_S = 50 V$, $R_L = 163 \Omega$, $C_L = 15 pF$, See Figure 8		130		ns
t_{PHL}	Propagation delay time, high- to low-level output			20		
V_{OH}	High-level output voltage after switching	$V_S = 50 V$, See Figure 9	$V_S - 20$			mV

PARAMETER MEASUREMENT INFORMATION

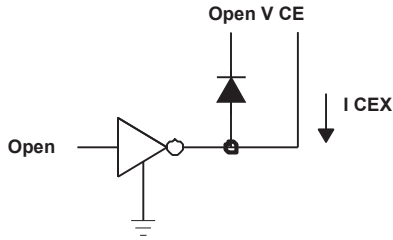


Figure 1. I_{CEX} Test Circuit

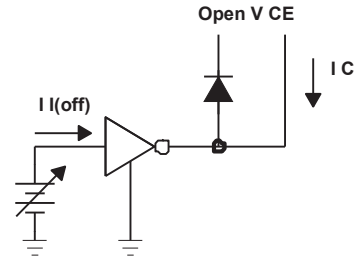


Figure 2. $I_{I(off)}$ Test Circuit

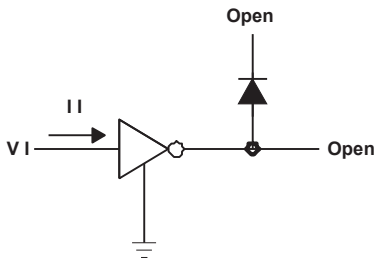


Figure 3. $I_{I(on)}$ Test Circuit

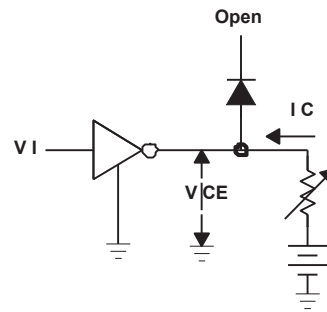


Figure 4. $V_{I(on)}$ Test Circuit

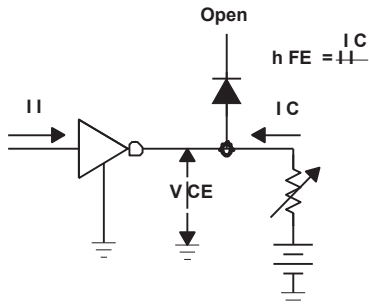


Figure 5. $h_{FE}, V_{CE(sat)}$ Test Circuit

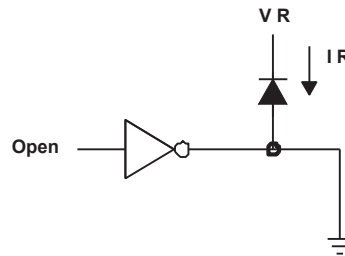


Figure 6. I_T Test Circuit

PARAMETER MEASUREMENT INFORMATION

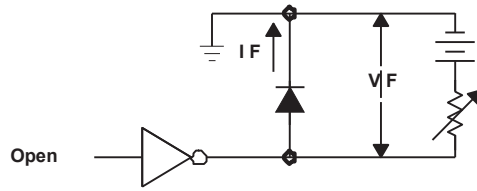
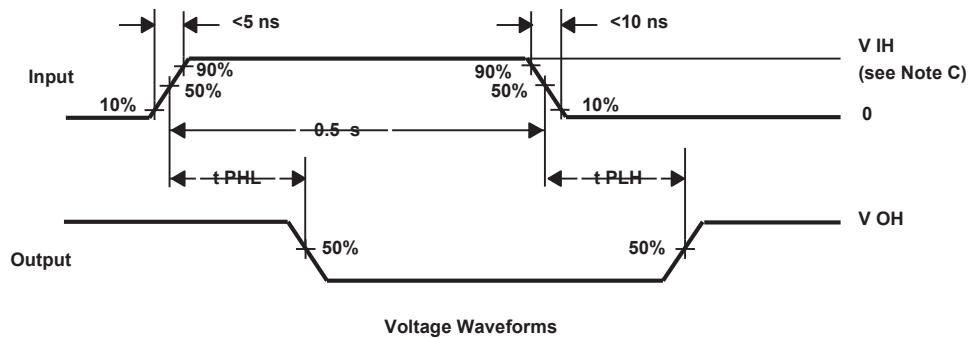
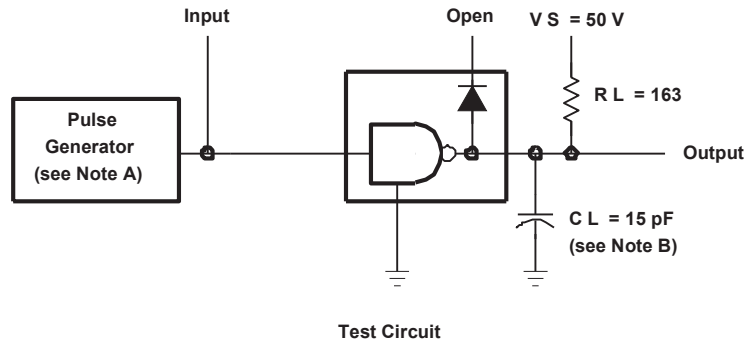


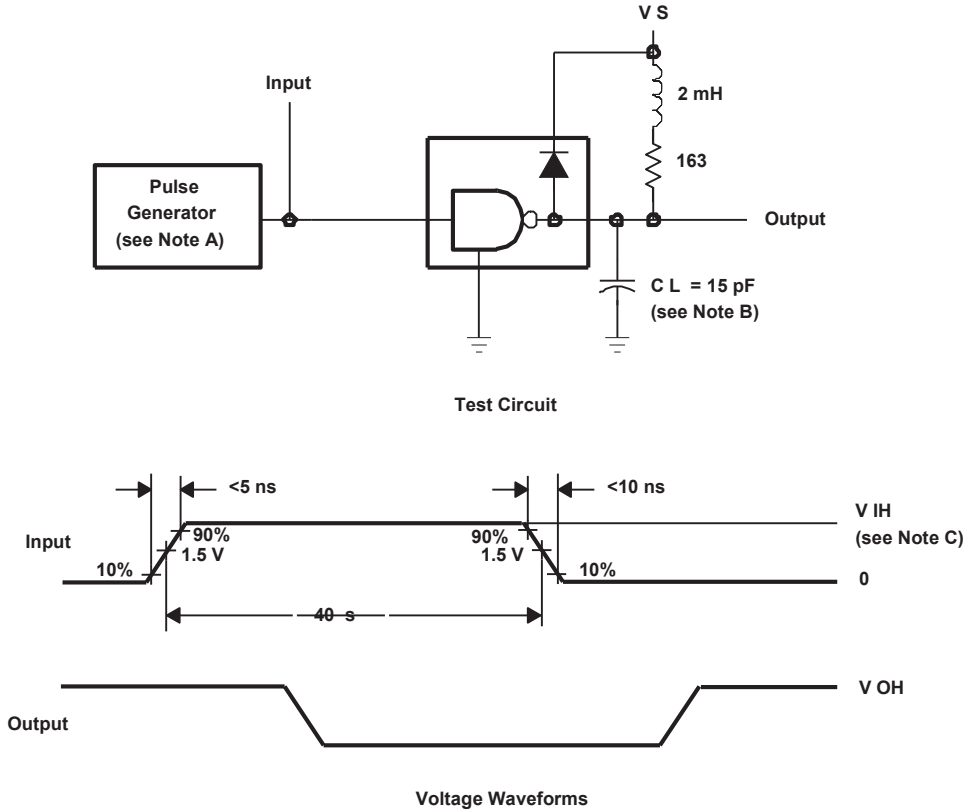
Figure 7. V_F Test Circuit



- NOTES: A. The pulse generator has the following characteristics: PRR = 1 MHz, $Z_O = 50 \Omega$.
 B. C_L includes probe and jig capacitance.
 C. $V_{IH} = 3 \text{ V}$

Figure 8. Propagation Delay Times

PARAMETER MEASUREMENT INFORMATION

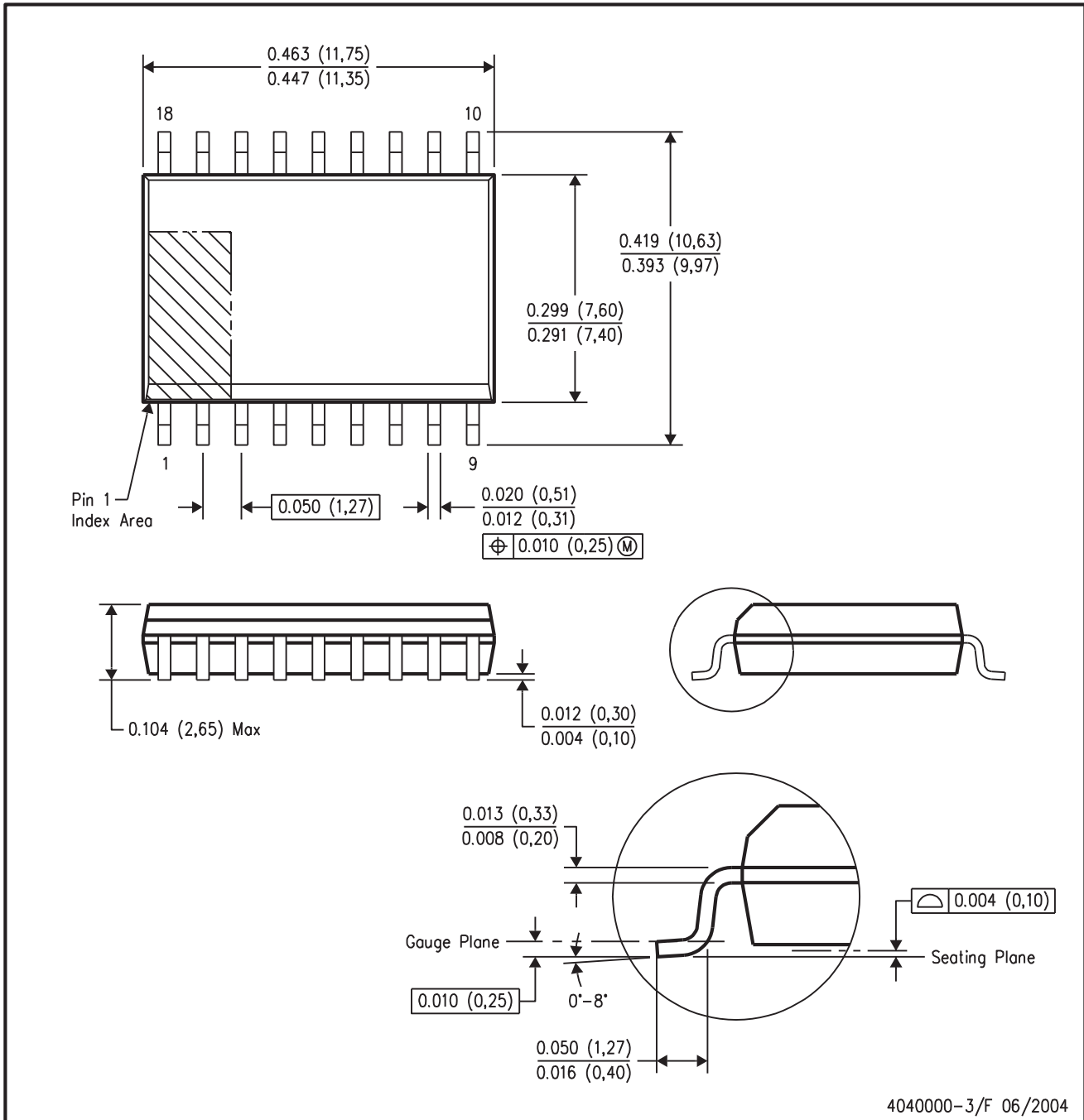


- NOTES: A. The pulse generator has the following characteristics: PRR = 12.5 KHz, Z O = 50 .
 B. C L includes probe and jig capacitance.
 C. V IH = 3 V

Figure 9. Latch-Up Test

DW (R-PDSO-G18)

PLASTIC SMALL-OUTLINE PACKAGE



4040000-3/F 06/2004

- NOTES:
- A. All linear dimensions are in inches (millimeters).
 - B. This drawing is subject to change without notice.
 - C. Body dimensions do not include mold flash or protrusion not to exceed 0.006 (0,15).
 - D. Falls within JEDEC MS-013 variation AB.

PACKAGING INFORMATION

Orderable Device	Status ⁽¹⁾	Package Type	Package Drawing	Pins	Package Qty	Eco Plan ⁽²⁾	Lead/Ball Finish	MSL Peak Temp ⁽³⁾
ULN2803ADW	ACTIVE	SOIC	DW	18	40	Green (RoHS & no Sb/Br)	CU NIPDAU	Level-2-260C-1YEAR
ULN2803ADWR	ACTIVE	SOIC	DW	18	2000	Green (RoHS & no Sb/Br)	CU NIPDAU	Level-2-260C-1YEAR
ULN2803AN	ACTIVE	PDIP	N	18	20	Pb-Free (RoHS)	CU NIPDAU	Level-NC-NC-NC

⁽¹⁾ The marketing status values are defined as follows:

ACTIVE: Product device recommended for new designs.

LIFEBUY: TI has announced that the device will be discontinued, and a lifetime-buy period is in effect.

NRND: Not recommended for new designs. Device is in production to support existing customers, but TI does not recommend using this part in a new design.

PREVIEW: Device has been announced but is not in production. Samples may or may not be available.

OBSOLETE: TI has discontinued the production of the device.

⁽²⁾ Eco Plan - May not be currently available - please check <http://www.ti.com/productcontent> for the latest availability information and additional product content details.

None: Not yet available Lead (Pb-Free).

Pb-Free (RoHS): TI's terms "Lead-Free" or "Pb-Free" mean semiconductor products that are compatible with the current RoHS requirements for all 6 substances, including the requirement that lead not exceed 0.1% by weight in homogeneous materials. Where designed to be soldered at high temperatures, TI Pb-Free products are suitable for use in specified lead-free processes.

Green (RoHS & no Sb/Br): TI defines "Green" to mean "Pb-Free" and in addition, uses package materials that do not contain halogens, including bromine (Br) or antimony (Sb) above 0.1% of total product weight.

⁽³⁾ MSL, Peak Temp. -- The Moisture Sensitivity Level rating according to the JEDEC industry standard classifications, and peak solder temperature.

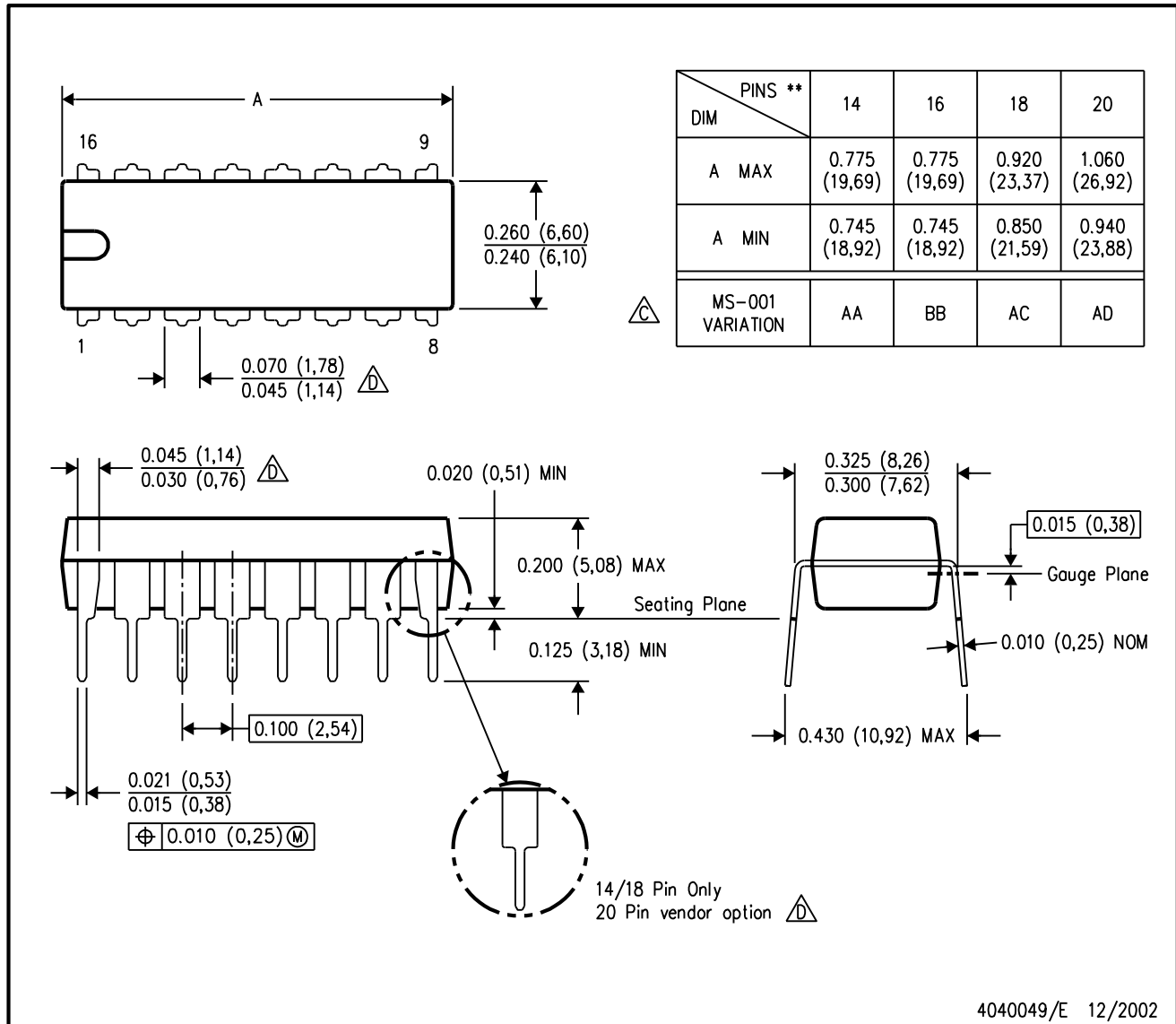
Important Information and Disclaimer: The information provided on this page represents TI's knowledge and belief as of the date that it is provided. TI bases its knowledge and belief on information provided by third parties, and makes no representation or warranty as to the accuracy of such information. Efforts are underway to better integrate information from third parties. TI has taken and continues to take reasonable steps to provide representative and accurate information but may not have conducted destructive testing or chemical analysis on incoming materials and chemicals. TI and TI suppliers consider certain information to be proprietary, and thus CAS numbers and other limited information may not be available for release.

In no event shall TI's liability arising out of such information exceed the total purchase price of the TI part(s) at issue in this document sold by TI to Customer on an annual basis.

N (R-PDIP-T**)

PLASTIC DUAL-IN-LINE PACKAGE

16 PINS SHOWN



- NOTES:
- A. All linear dimensions are in inches (millimeters).
 - B. This drawing is subject to change without notice.
 - Falls within JEDEC MS-001, except 18 and 20 pin minimum body length (Dim A).
 - The 20 pin end lead shoulder width is a vendor option, either half or full width.

