

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Université SAAD DAHLEB BLIDA

Institut d'Aéronautique et des Etudes Spatiales

Mémoire pour l'obtention du diplôme de

Master en Aéronautique

Option : Avionique



Sur le thème

Conception et réalisation d'un modèle réduit simulant

le fonctionnement d'un EGPWS

Présenté par :

ZELLAL Soumia

SADOU Khadidja

Proposé par :

Mr. B KAZED

Année universitaire :

2015-2016

ملخص

يتضمن عملنا هذا صنع نموذج مصغر محاكي لطريقة عمل نظام الإنذار بالقرب من الأرض، هذا النموذج يجعل على تبسيط مفهوم عمل نظام الإنذار هذا، لكل من يهتم بأنظمة الأمن في مجال الطيران.

Résumé

Notre travail consiste à faire une réalisation d'un modèle réduit simulant le fonctionnement du système amélioré d'avertissement de proximité sol EGPWS, ce modèle rend l'EGPWS plus compréhensible pour ceux qui s'intéresse aux systèmes de sécurité dans l'aviation.

Summary

Our work consists in making a realization of a small-scale model simulating the operation of the Enhanced Ground Proximity Warning System EGPWS, this model makes the EGPWS more comprehensible for those which is interested in the security systems in aviation.

Dédicace

A

Nos parents.

Nos s frères et sœurs.

Nos nièces et neveux.

A toute la famille Zellal et Sadou.

Mes collègues et mes amis.

Soumia et Khadija

REMERCIEMENTS

Au terme de ce travail, nous remercions DIEU de nous avoir donné la volonté et le courage d'achever notre travail dans de bonnes conditions.

Nous tenons à remercier en particulier Monsieur Boualem Kazed notre promoteur pour son encadrement de notre travail où il a été une source de motivation et d'encouragement. Nous tenons à lui exprimer nos gratitude pour toutes les aides qu'il nous apportées du début jusqu'à la fin de notre thèse.

Nous tenons également à remercier chaleureusement Monsieur S. BOUKRAA. Pour ses conseils précieux, ses orientations et surtout d'avoir organisé notre travail.

Sans oublier de remercier Mr MEKRAZI pour son aide et son encouragement.

Nous tenons à exprimer toute notre amitié à nos camarades pour les bons moments que nous avons passés ensemble, pour leurs sympathies et leurs disponibilités.

Enfin, nous voudrions remercier très chaleureusement nos parents pour leurs soutien déterminant, et leurs équilibre et envie de réussir.

SOMMAIRE

RESUME	
DEDICACES	
REMERCIEMENTS	
SOMMAIRE	
LISTES DES FIGURES	
LISTES DES TABLEAUX	
LISTES DES ABREVIATIONS	
INTRODUCTION	1
CHAPITRE 1: LES SYSTEMES DE SECURITE POUR PREVENIR LE CFIT	
1.1. Les accidents de type CFIT	2
1.2. Les systèmes de sécurité recommandés pour prévenir le CFIT	2
1.2.a. Le système d'atterrissage aux instruments ILS	2
1.2.b. Le système amélioré d'avertissement de proximité sol EGPWS	6
1.2.c. Le radar terrain/ météo TERR/WXR	8
1.3. Conclusion	9
CHAPITRE 2: DESCRIPTION GENERALE DU SYSTEME EGPWS	
2.1. Introduction au système EGPWS	10
2.2. Historique du système EGPWS	11
2.3. Les équipements constituant le système EGPWS	11
2.4. Localisation des composants constituant le système EGPWS	12
2.4.1. Dans le poste de pilotage	12
2.4.2. Dans la soute électronique	15
2.5. Affichage des informations de l'EGPWS	16
2.6. Description du fonctionnement de l'EGPWS	16
2.7. Fonctionnement de l'EGPWS	17
2.7.1. Les interfaces analogiques du système EGPWS	17
2.7.2. Les interfaces digitales de l'EGPWS	18
2.7.3. Les alarmes audibles	19
2.8. Les sept modes d'alerte	20
2.8.1. Mode 1 : Taux de descente excessif (Large descent rates)	20
2.8.2. Mode 2 : Taux de rapprochement sol excessif (Too much of a closure rate when approaching terrain that is rising)	20
2.8.3. Mode 3 : Perte d'altitude après le décollage ou une approche manquée. (Too much altitude loss during climbout « at take off or in go around)	23
2.8.4. Mode 4 : Proximité sol avec les trains d'atterrissage ou les volets rentrés (Not enough terrain clearance)	24
2.8.5. Mode 5: Descente au-dessous de Glide Slope (Too much deviation below the Glide Slope)	25
2.8.6. Mode 6 : Annonces automatiques lors de descente (Aural callouts when the airplane descends)	26
2.8.7. Mode 7 : Détection de gradient de vent (WINDSHEAR)	28
2.9. Conclusion	30

CHPITRE 3: PARTIE ELECTRONIQUE

3.1. Les micro-systèmes MEMS	31
3.1.1. Introduction	31
3.1.2. Définition	31
3.1.3. Domaine d'application	31
3.1.4. Degrés de liberté et force fictive de Coriolis	32
3.1.5. Exemple d'un accéléromètre MEMS	33
3.1.6. Exemple d'un gyroscope MEMS	36
3.1.7. IMU (Inertial Measurement Unit)	38
3.1.7.1. Définition	38
3.1.7.2. Structure d'un IMU	38
3.1.7.3. Les registres de MPU6050	39
3.2. Bus I2C	41
3.2.1. Présentation	41
3.2.2. But	41
3.2.3. Propriétés	41
3.2.4. Couche liaison de données	41
3.2.5. Lecture des données via le bus I2C	45
3.3. La PWM	45
3.3.1. Définition	45
3.3.2. Principe de la PWM	46
3.4. Radar ultrason	46
3.4.1. Caractéristiques	47
3.4.2. Principe de fonctionnement du capteur d'ultrasons	47
3.4. Conclusion	49

CHAPITRE 4 : PARTIE PRATIQUE

4.1. La carte Arduino Uno	50
4.1.1. Introduction	50
4.1.2. Le but et l'utilité	50
4.1.3. Applications	50
4.1.4. Description	51
4.1.5. Le logiciel	52
4.1.5.1. Lexique de termes anglais	53
4.1.6. Structure d'un programme	54
4.1.7. Exemples de programme Arduino	55
4.2. La connexion entre la carte Arduino et le MPU-6050	56
4.3. Le synoptique	57
4.4. L'organigramme	58
4.5. Programmation	59
4.6. Test et résultats	62
CONCLUSION GENERALE	64

LISTES DES FIGURES

CHAPITRE 1 : LES SYSTEMES DE SECURITE POUR PREVENIR LE CFIT

Figure 1.1	Représentation des composants constituant l'ILS	3
Figure 1.2	Représentation des plans et de la trajectoire de l'ILS	3
Figure 1.3	Antenne Localizer	4
Figure 1.4	Antenne GLIDE	4
Figure 1.5	Localisation des antennes radio sur le Boeing 737 NG	5
Figure 1.6	Schéma synoptique de l'équipement de bord des trois radiobornes	6
Figure 1.7	L'équipement de bord de l'ILS	6
Figure 1.8	L'affichage de l'EGPWS sur les ND's lorsque l'avion est loin du Terrain	7
Figure 1.10	L'affichage du radar terrain/ météo sur les ND's	8

CHAPITRE 2 : DESCRIPTION GENERALE DU SYSTEME EGPWS

Figure 2.1	Indications du terrain lorsque l'avion s'approche du relief	10
Figure 2.3	Localisation des composants de l'EGPWS dans le cockpit	12
Figure 2.4	Haut-parleur	12
Figure 2.5	Bouton témoin BELOW G/S	13
Figure 2.6	Constitution du module d'avertissement de proximité sol EGPWM	13
Figure 2.7	Le panneau du contrôle EFIS	14
Figure 2.8	Emplacement de l'EGPWC et du PIN Program	15
Figure 2.9	Affichage du terrain dans le ND	16
Figure 2.10	Schéma synoptique des interfaces analogiques du système EGPWS	17
Figure 2.11	Les interfaces digitales du système EGPWS	19
Figure 2.12	Représentation de mode 1	20
Figure 2.13	Représentation de sous-mode 2A	21
Figure 2.14	Représentation de sous-mode 2B	22
Figure 2.15	Représentation de l'aéronef en sous-mode 2B avec trains sortis	22
Figure 2.16	Représentation de mode 3	23
Figure 2.17	Représentation de sous-mode 4A	24
Figure 2.18	Représentation de sous-mode 4B	25
Figure 2.19	Descente au -dessous de Glide Slope	26
Figure 2.20	Schéma représente toutes les annonces automatiques	27
Figure 2.21	Inclinaison de l'avion dépasse 45°	28
Figure 2.22	Image représente le WINDSHEAR sur une piste d'atterrissage	29
Figure 2.23	Représentation des différentes positions d'un avion attaqué par le Microbust	29

CHAPITRE 3 PARTIE ELECTRONIQUE

Figure 3.1	Domaines des MEMS ; exemple	32
Figure 3.2	L'axe de lacet d'un capteur MEMS	33
Figure 3.3	Cas sans pesanteur	33

Figure 3.4	Cas d'une force fictive (sans pesanteur)	34
Figure 3.5	Cas de la pesanteur	34
Figure 3.6	Accéléromètre MEMS	35
Figure 3.7	Foctionnement d'accéléromètre MEMS	36
Figure 3.8	Gyroscope MEMS	36
Figure 3.9	Fonctionnement du gyroscope MEMS	37
Figure 3.10	L'unité de mesure à inertie IMU	38
Figure 3.11	Le module MPU 6050	38
Figure 3.12	Echange maitre-esclave	42
Figure 3.13	Condition de START	43
Figure 3.14	Acquittement	44
Figure 3.15	Pause	44
Figure 3.16	Condition de RESTART	44
Figure 3.17	Condition de STOP	44
Figure 3.18	Les différents signaux PWM	45
Figure 3.19	Principe de la PWM	46
Figure 3.20	Le fonctionnement du capteur ultrason	48

CHAPITRE 4 : PARTIE PRATIQUE

Figure 4.1	le prototype de l'Arduino	50
Figure 4.2	Description de la carte Arduino	51
Figure 4.3	Programme Arduino	52
Figure 4.4	Structure d'un programme	55
Figure 4.5	Lecture d'une entrée analogique	55
Figure 4.6	Clignotement d'une led	56
Figure 4.7	Les pins utilisée dans le MPU 6050	56
Figure 4.8	Le schéma synoptique	57
Figure 4.9	L'organigramme	58
Figure 4.10	La compression des alarmes audibles	59
Figure 4.11	compression et décompression des données	59
Figure 4.12	La boucle	60
Figure 4.13	Le programme d'affichage	61
Figure 4.14	Mode 1	62
Figure 4.15	Mode 2	62
Figure 4.16	Mode 3	63

LISTE DES TABLEAUX

CHAPITRE 3 : PARTIE ELECTRONIQUE

Tableau 3.1	Les registres du 59 au 64	40
Tableau 3.2	Les registres du 67 au 72	40
Tableau 3.3	Registre 28	40

CHAPITRE 4 : PARTIE PRATIQUE

Tableau 4.1	Les gammes d'accélération	61
-------------	---------------------------	----

LISTE DES ABREVIATIONS

A

ACK/NACK	Acquittement /non Acquittement	
ADF	Automatic Direction Finder	Instrument de radionavigation
ADI	Attitude Direction Indicator	
ADIRS	Air Data Inertial Reference System	système de référence aérodynamique et inertielle
ADIRU	Air Data Inertial Reference unit	l'unité de référence aérodynamique et inertielle
ARINC 429	Aeronautical Radio Incorporation type 429	
ATC	Air traffic control	Le contrôle de trafic aérien

B

BioMEMS	Biomedical MEMS	
----------------	-----------------	--

C

CDI	Course deviation indicator	Indicateur d'écart de route
CFIT	Controlled Flight Into Terrain	Collisions avec le relief sans perte de contrôle

D

DEU	Display Electronic Unit	L'unité d'affichage électronique
DFCS	Digital Flight Control System	
DME	Distance measurement equipment	
DMP	Digital Motion Processor	Il est capable de stocker des données et les restituer.
DOF	Degree of Freedom	Degré de liberté

E

EFIS	Electronic Flight Instrument System	Le panneau de control
EGPWC	Enhanced Ground Proximity Warning Computer	Computer d'avertissement de proximité sol
EGPWM	Enhanced Ground Proximity Warning Module	Module d'avertissement de proximité sol
EGPWS	Enhanced Ground Proximity Warning System	Système amélioré d'avertissement de proximité sol

F

FMC	Flight Management Computer System	Le système de calculateur de gestion de vol
Ft	Feet	Pied

G

GPWS	Ground Proximity Warning System	Système d'avertissement de proximité sol
G/S	Glide slope	Faisceau électromagnétique

		matérialisant la pente d'approche au sol
GY-521	la référence du capteur IMU	

H

HSI	Horizontal situation indicator	Indicateur de situation horizontale
------------	--------------------------------	-------------------------------------

I

I2C	Inter integrated circuit	
ILS	Instrument Landing System	Le système d'atterrissage aux instruments
IMU	Inertial Measurement Unit	

L

LOC	LOCALIZER	Le radioalignement de piste
------------	-----------	-----------------------------

M

MCP	Mode Control Panel	
MEMS	Micro Electro Mechanical System	
MLI		Modulation à largeur d'impulsion
MMR	Multi Mode Receiver	Le récepteur multi mode
MOEMS	Micro-Opto-Electro-Mechanical System	

N

ND	Navigation display	Ecran de navigation
NRZ	Non retour à 0	

O

OACI	International Civil Aviation Organisation	Organisation de l'aviation civile internationale
-------------	---	--

P

PFD	Primary flight display	Indicateur de vol primaire
PSEU	Proximity Switch Electronic Unit	Le capteur de proximité de l'unité électronique
PWM	Pulse With Modulation	une méthode pour générer un signal analogique à l'aide d'une source numérique

R

RA	radio altimètre	Indique l'altitude relative de l'avion par rapport au terrain
RAD	radioalignement de descente	définit un plan oblique de descente perpendiculaire au RAP
RAP	radioalignement de piste	définit le plan vertical passant par l'axe de la piste
REU	Remote Electronic Unit	
RFMEMS	Radio Frequency MEMS	

RS	Restart	
R/W	Read /Write	Lire /Ecrire

S

SAS	Scandinavian Airlines system	
SCL	Clock	signal d'horloge
SDA	Data	signal de données
SMYD	Stall Management Yaw Damper	Le calculateur de décrochage et d'amortisseur de lacet

T

TAD	Terrain Alerting Display	
TAS		
TAWS	Terrain Awareness Warning System	Système amélioré d'avertissement de proximité sol
TCAS	Trafic And Alerte Collision Avoidance System	Le système d'alerte de trafic et d'évitement de collision
TERR/ WXR	Terrain/ Weather radar	Le radar terrain/ météo
TRK	Track	Route

U

UHF	Ultra high frequency	Ultra haute fréquence
------------	----------------------	-----------------------

V

VHF	Very high frequency	Très haute fréquence
------------	---------------------	----------------------

INTRODUCTION

Introduction :

A la fin des années 1960, une série d'accidents de type CFIT; Controlled Flight Into Terrain (collision avec le sol en vol piloté) tua des centaines de passagers.

L'ensemble des professionnels de l'aéronautique s'est donc penché sur ce problème crucial pour la sécurité du trafic aérien, et un certain nombre d'états ont engagé des études portant sur la réalisation des différents appareils et instruments fiables et précis, afin de faciliter la conduite des avions et prévenir ce type d'accident.

Parmi ces instruments de bord, on trouve le TAWS (Terrain Awareness and Warning System), dont les plus anciens datent des années 70. Ces équipements, plus connus sous les noms GPWS (Ground Proximity Warning System) ou EGPWS (Enhanced Ground Proximity Warning System).

Ils sont installés à bord des avions, génèrent des alarmes avancées, sonores et visuelles dans le poste de pilotage, en cas de condition de vol dangereuse proche du sol.

Pour cela nous avons entrepris un travail ayant pour but de réaliser une carte électronique munie de capteurs pour l'accélération, l'altitude. Les données recueillies seront transmises à une carte électronique sur laquelle un programme permettra à nous d'entendre les messages comprenant les différentes manœuvres, tel que cela est le cas pour un EGPWS.

Donc pour réaliser ce projet on va utiliser des capteurs microsystème MEMS (MPU6050, et radar ultrason), connectés avec une carte Arduino Uno.

CHAPITRE 1 :

LES SYSTÈMES DE SECURITE POUR PREVENIR LE CFIT

1.1. Les accidents de type CFIT :

L'impact sans perte de contrôle CFIT, est un accident au cours duquel un avion maîtrisé par un équipage de conduite contrôle totalement l'avion mais se fait une fausse idée de sa situation dans le plan vertical et/ou horizontal et par conséquent conduit par inadvertance vers le relief, un obstacle ou un plan d'eau, sans qu'il ait suffisamment du temps ou qu'il soit averti à temps pour prévenir l'accident.[1]

1.2. Les systèmes de sécurité recommandés pour prévenir le CFIT :

La densité croissante du trafic aérien a rendu son contrôle nécessaire par des organisations nationales et internationales qui ont recommandées les moyens de radio navigation, ces derniers sont presque tous basés sur les radiocommunications entre le sol et les aéronefs, pour faciliter la conduite des avions et par conséquent assurer la sécurité et la régularité.

1.2.a. Le système d'atterrissage aux instruments ILS (Instrument Landing System) :

Le système ILS est pratiquement le seul système opérationnel en tant qu'aide non visuelle à l'approche et l'atterrissage, approuvé par l'OACI ; un grand nombre d'aéroports en sont équipés et la totalité des avions de transport l'utilise. Il fournit au pilote sur des indicateurs de bord des signaux de guidage sur la trajectoire de descente vers la piste.

1.2.a.1. Constitution du système ILS :

On distingue l'équipement sol et l'équipement de bord

A. L'équipement sol :

Il est constitué de trois systèmes (Figure 1.1 ; 1.2):

- Le radioalignement de piste (RAP)
- Le radioalignement de descente (RAD)
- Les trois Radiobornes (MARKER BEACON)

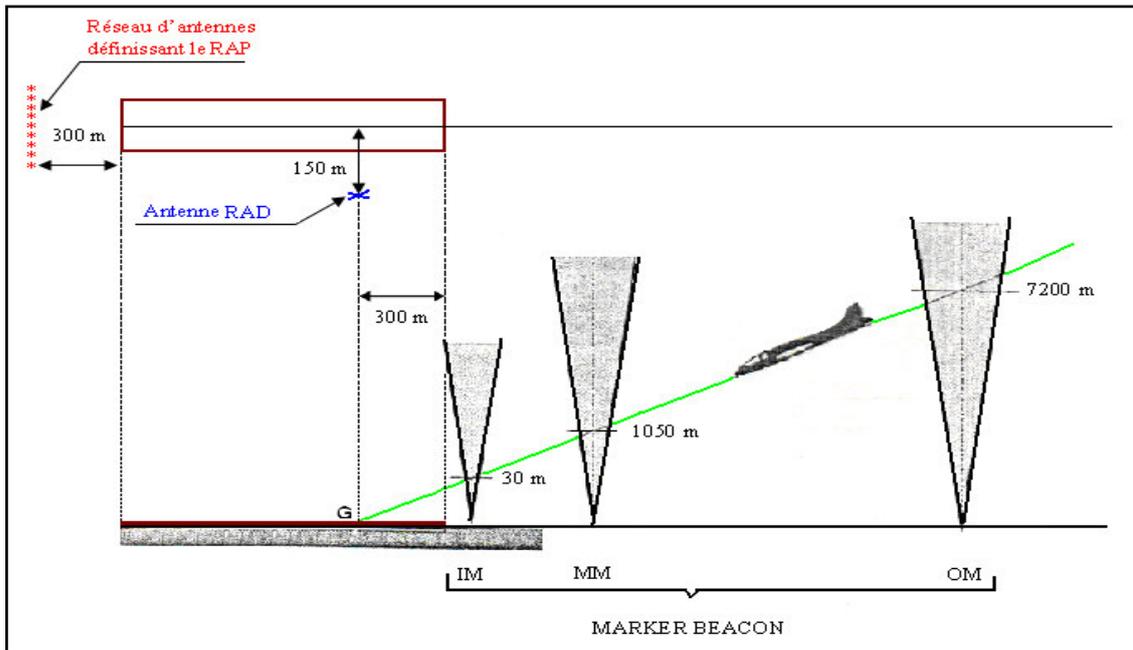


Figure 1.1: Représentation des composants constituant l'ILS

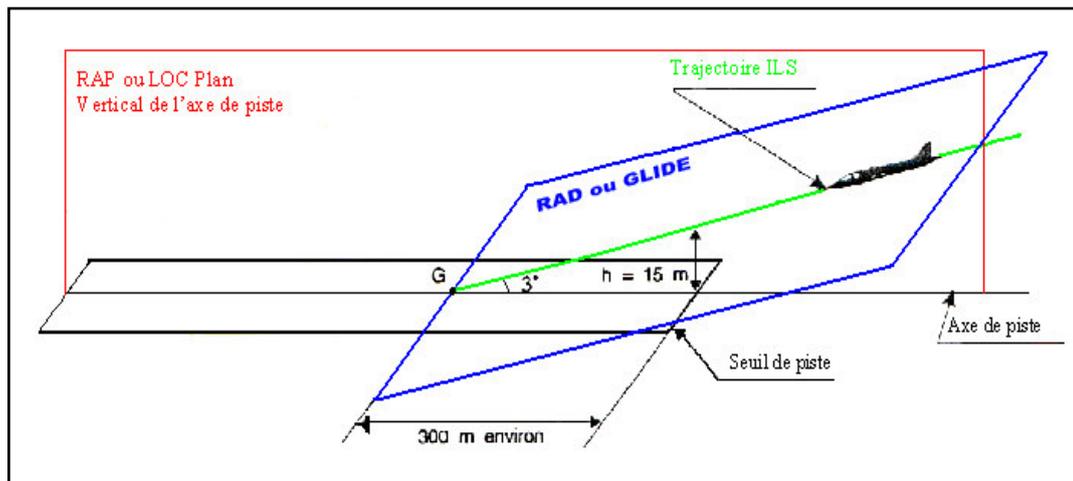


Figure 1.2: Représentation des plans et de la trajectoire de l'ILS

A.1. Le radioalignement de piste (RAP) :

Dit «LOCALIZER » ou LOC en abrégé, définit le plan vertical passant par l'axe de la piste. Il donne une information d'écart latéral par rapport à un plan vertical (Figure 1.2 ; 1.3).



Figure 1.3: Antenne Localizer

A.2. Le radioalignement de descente (RAD) :

Dit « GLIDE PATH » ou GLIDE en abrégé, définit un plan oblique de descente perpendiculaire au premier (Figure 1.4) .Il donne une information d'écart vertical par rapport à un plan oblique (de 3° par rapport au seuil de la piste). L'intersection des deux plans est la trajectoire idéale (Figure1.2).



Figure 1.4:Antenne GLIDE

A.3. Trois Radiobornes (MARKER BEACON) :

Le système ILS est complété par trois Radiobornes à rayonnement vertical, situées sur l'axe d'approche à des distances caractéristiques.

- Passage à 7200m de hauteur (Outer MARKER)
- Passage à 1050 m de hauteur (Middle MARKER)

- Passage à 30 m de hauteur (Inner MARKER)

Ils donnent une information sonore et visuelle d'écart discontinue de distance par rapport à un seuil de piste (Figure 1.1).

B. L'équipement de bord de l'ILS :

Il y a en fait deux récepteurs à modulation d'amplitude distincte :

- Un pour recevoir la porteuse VHF du radioalignement de piste (LOC)
- L'autre pour recevoir les signaux UHF du radioalignement de descente (GLIDE) (Figure 1.5)
- Lorsque l'aéronef passe à la verticale d'une des trois balises (Markers) un récepteur MARKER fait entendre le signal audible, caractéristique de la balise (Figure 1.5; 1.6) et des voyants s'allument sur les PFD's (Bleu pour Outer, Orange pour Middle, Blanc pour Inner) (Figure 1.6 ; 1.7).

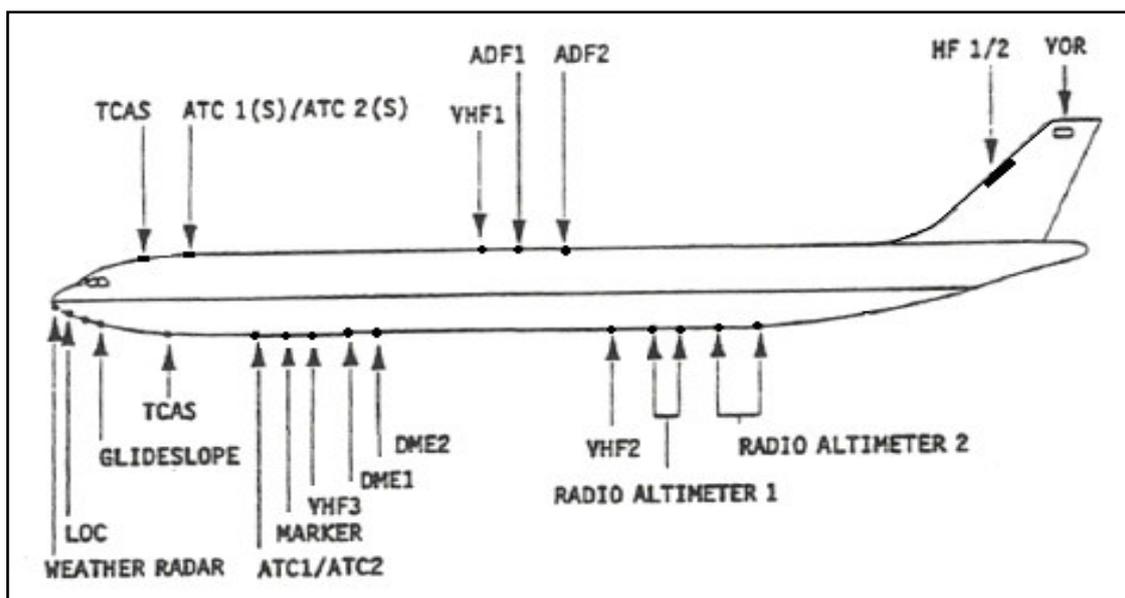


Figure 1.5 : Localisation des antennes radio sur le Boeing 737 NG

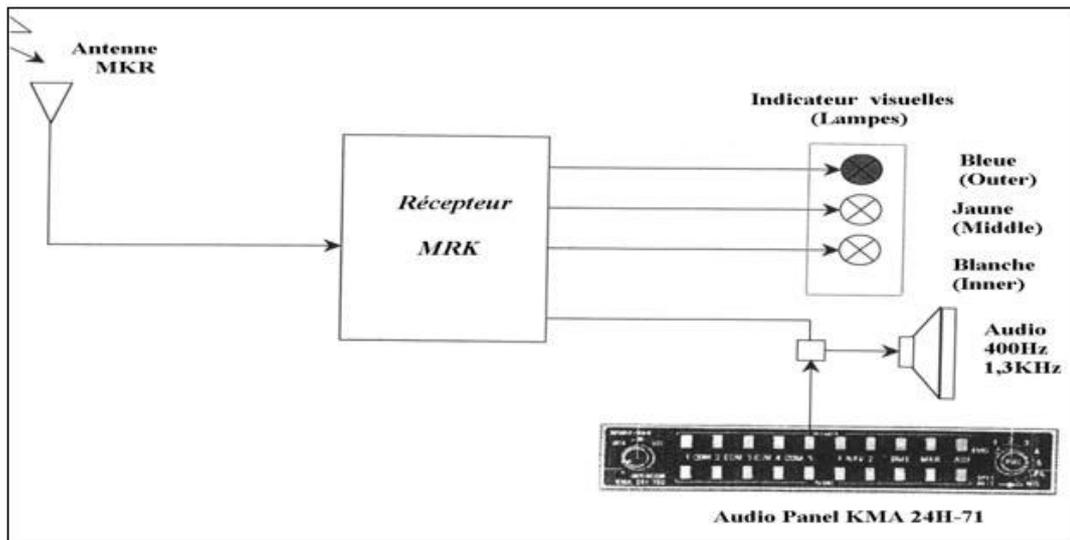


Figure 1.6 : Schéma synoptique de l'équipement de bord des trois radiobornes

- L'horizon artificiel ADI (Attitude Direction Indicator) qui est intégré dans les écrans de vol primaire PFD's (Primary flight display) ; l'indicateur d'écart de la route CDI (Course Deviation Indicator) et l'indicateur de situation horizontale HSI (Horizontal Situation Indicator) qui sont intégrés dans les écrans de navigation ND's navigation display (Figure 1.7).

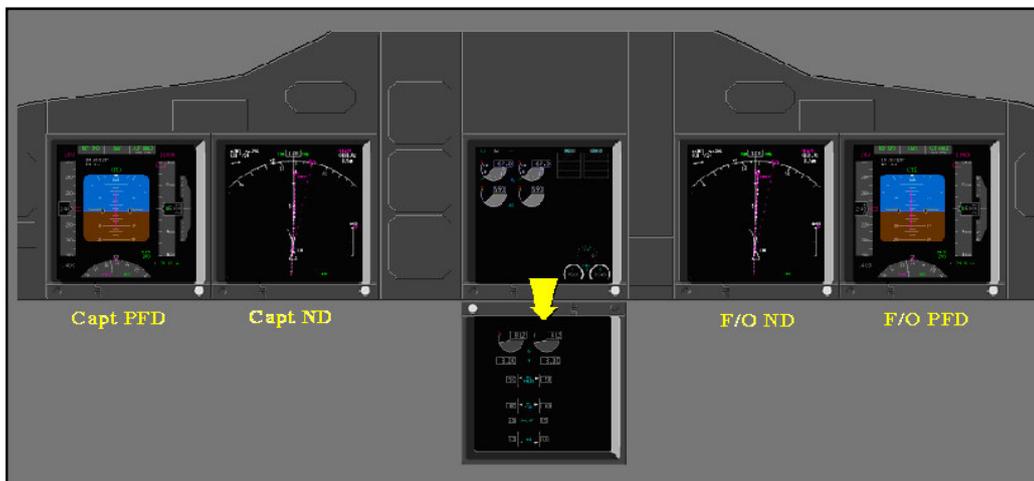


Figure 1.7 : L'équipement de bord de l'ILS

1.2.b. Le système amélioré d'avertissement de proximité sol EGPWS :

Le système amélioré d'avertissement de proximité sol EGPWS (Enhanced Ground Proximity Warning System) ; est un système embarqué destiné à éviter qu'un avion s'écrase au sol, il est auto opérationnel à des altitudes comprises entre 50 et 2500 pieds. Il est doté d'une base de

données géographique et il utilise une information Radio altimétrique pour détecter si l'avion se rapproche trop du sol, et de l'unité de référence aérodynamique et inertielle ADIRS (Air Data Inertial Reference System) pour la position actuelle de l'aéronef et le cap ainsi que des systèmes de radio navigation.

Quand l'avion s'approche du relief, ce dernier apparaît sur les écrans d'affichage sous la forme de taches colorées et une alarme retentit dans le poste de pilotage de type "woop, woop - terrain, terrain - pull up, pull up" (Figure 1.8 ; 1.9).

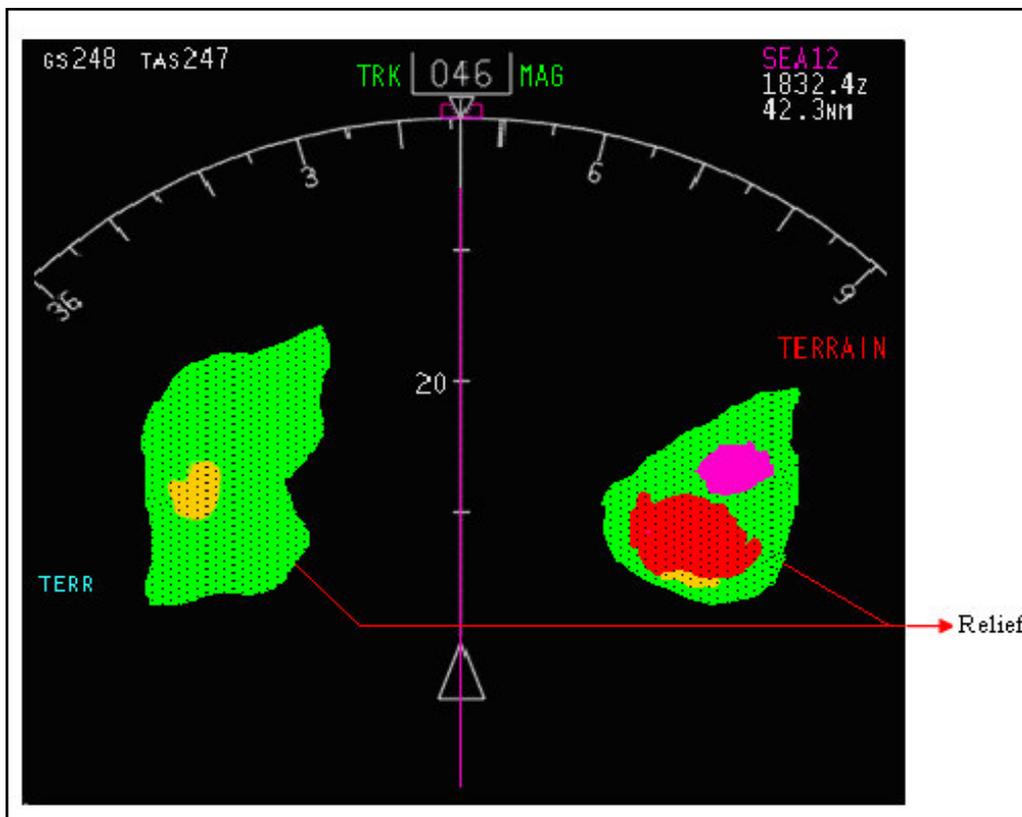
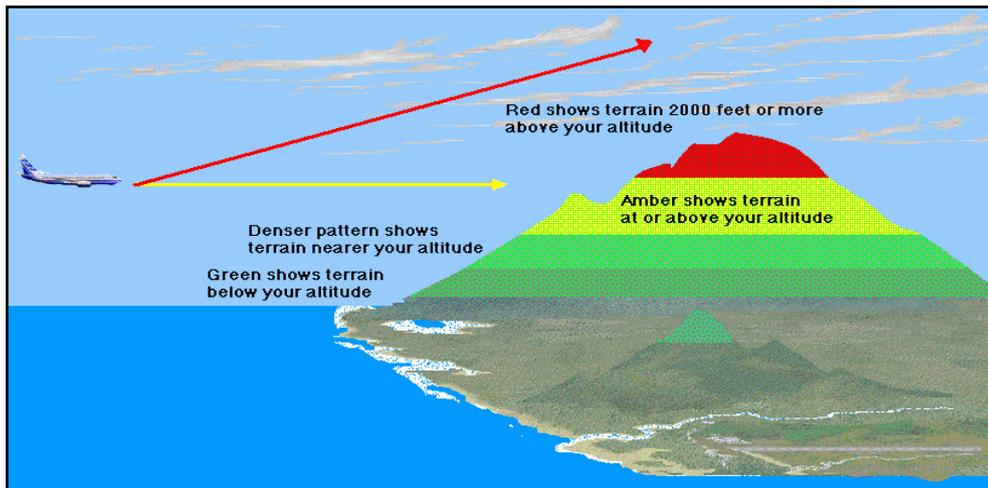


Figure 1.8 ; 1.9 : L'affichage de l' EGPWS sur les ND's lorsque l'avion est loin du terrain

Signification des couleurs du relief :

- Les données du relief ne sont pas valides
- La hauteur du relief à l'avant de l'avion est supérieure ou égale à 2000 FT
- La hauteur du relief est inférieure ou égale à l'altitude de l'avion
- La hauteur du relief est inférieure à l'altitude de l'avion

1.2.c. Le radar terrain/ météo TERR/WXR :

Il est utilisé à deux fins :

- Détection à l'avant de l'aéronef des zones à forte turbulence ou fortes précipitations (Orages) associées aux Cumulonimbus.

Les Cumulonimbus sont des nuages d'orages à grand développement vertical, sièges de très forts gradients de vent et de phénomènes météorologiques dangereux pour la navigation aérienne (foudre, grêle, pluies abondantes, rafales).

- Vision cartographique du sol au-dessous de l'aéronef (Figure 1.5 ; 1.10).

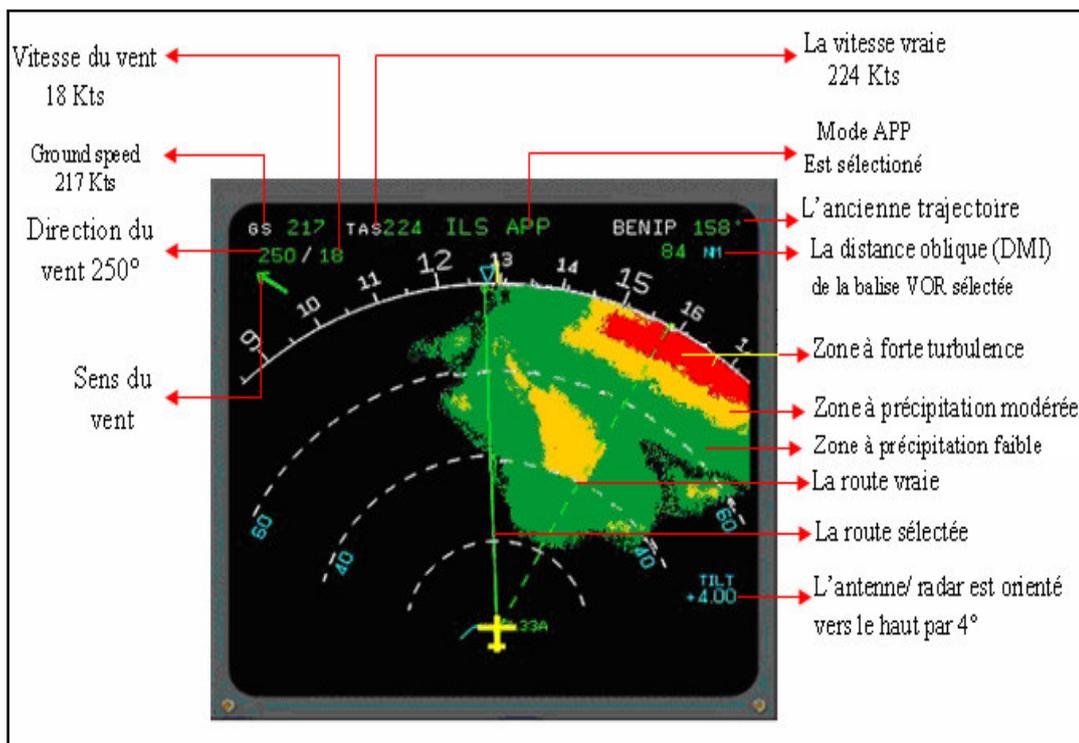


Figure 1.10 : L'affichage du radar terrain/ météo sur le ND's

1.3. Conclusion :

Depuis l'introduction de l'EGPWS /TAWS en 1996, aucun aéronef doté de cet équipement n'a été impliqué dans un accident par CFIT.

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

CHAPITRE 2 :

DESCRIPTION

GENERALE DU

SYSTEME EGPWS

2.1. Introduction au système EGPWS :

Le système GPWS (Ground Proximity Warning System) est un système qui va permettre d'avertir le pilote en cas de rapprochement trop important du sol (ou d'une montagne), fonctionne avec la radio altimètre. Il donne à l'équipage de vol des alarmes avancées, sonores et visuelles en cas de condition de vol dangereuse proche du sol. Il fonctionne entre 50 et 2450 pieds et ne détecte que le sol qui est en dessous de l'avion.

Pour résoudre ce problème, une version améliorée du système, appelé EGPWS (Enhanced Ground Proximity Warning System) doté d'une base de données géographique qui permet de détecter l'état du terrain à l'avant de l'appareil, il est ainsi agrémenté par des informations provenant de l'unité de référence aérodynamique et inertielle ADIRS (Air Data Inertial Reference System) pour la position actuelle de l'aéronef et le cap, de la radio altimètre pour l'altitude, ainsi que des systèmes de radio navigation. L'EGPWS est capable d'anticiper les éventuelles collisions. Concrètement, quand l'avion s'approche du relief, ce dernier apparaît sur les écrans d'affichage sous la forme de taches colorées. 60 secondes avant l'impact le danger s'affiche en jaune avec une alerte retentit comme « Terrain, Terrain »; si l'équipage n'a pas corrigé la trajectoire de l'aéronef et 30 secondes avant l'impact la couleur jaune devient rouge et l'alerte change en alarme comme par exemple: "Whoop, Whoop; Pull Up".

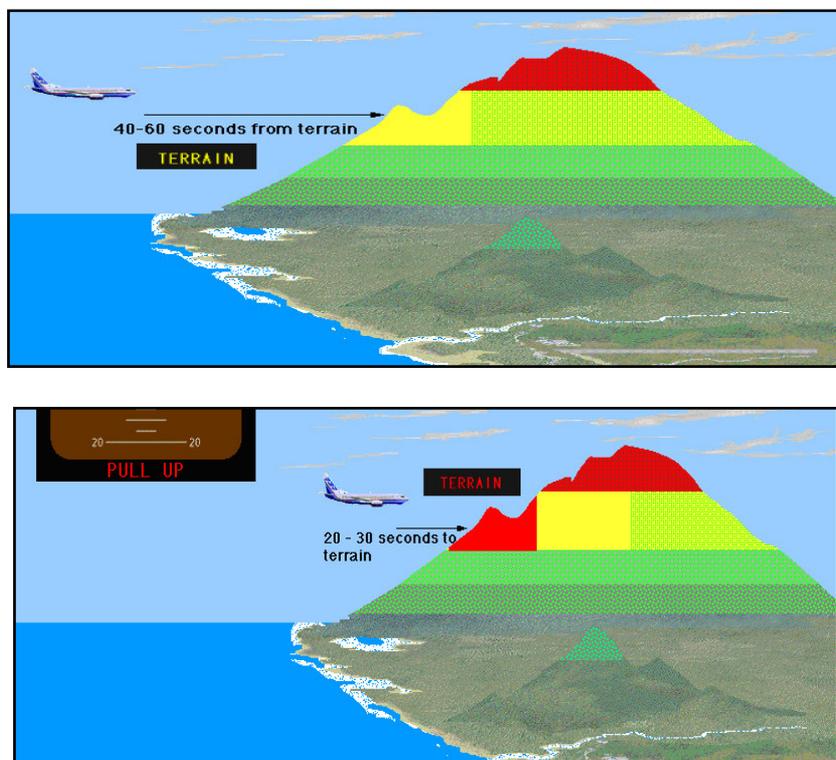


Figure 2.1 ; 2.2 : Indications du terrain lorsque l'avion s'approche du relief

2.2. Historique du système EGPWS :

Le concept du premier GPWS a été mis en œuvre par la SAS (Scandinavian Airlines system), il eut des débuts timides jusqu'au 1974, où un Boeing 727 d'une compagnie Américaine perd le contrôle à 50 pieds de la piste alors qu'il est entreprenait son atterrissage à l'aéroport de Washington. Ce crash a coûté la vie de 100 personnes. 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.[2]

Dans la première génération d'équipement GPWS le pourcentage d'accidents aéronautiques de type CFIT est resté élevé pour les raisons suivantes :

- A chaque fois que le terrain commence à monter sous l'avion de façon dangereuse ou non résulte un taux trop élevé de fausses alertes qui influence sur la réaction de l'équipage (l'équipage réagit trop tardivement ou ne réagit pas).
- Le GPWS ne détecte que le sol qui est en dessous de l'avion et non au-devant de l'avion.

Le besoin d'améliorer ces équipements GPWS d'alerte sol de première génération s'est donc rapidement fait sentir, la voie suivie a été celle d'augmenter les informations prises en compte par les équipements d'alerte sol concernant le terrain situé au-devant et sur les côtés de la trajectoire prévisible à court terme de l'aéronef. Ils ont également amélioré ceci en intégrant une corrélation entre la position avion et la base de données terrain mondiale qui est embarquée dans ce système C'est l'EGPWS dit aux États-Unis TAWS; ceci se traduit par la présentation d'une image de terrain au pilote et d'alertes visuelles et sonores.[1]

2.3. Les équipements constituant le système EGPWS :

L'EGPWS se compose des éléments suivants :

- Les deux hauts parleurs
- Les deux boutons témoins ambres « BELOW G/S »
- Le module d'avertissement de proximité sol EGPWM (Enhanced Ground Proximity Warning Module)
- Le calculateur d'avertissement de proximité sol EGPWC (Enhanced Ground Proximity Warning Computer)
- Le module de commutateur de programme (PIN Program)
- Le relais 745 du radar terrain/ météo (TERR/WXR relays)
- Le relais 746 du radar terrain/ météo (TERR/WXR relays)

2.4. Localisation des composants de l'EGPWS :

2.4.1. Dans le poste de pilotage :

Les composants de l'EGPWS qui existent dans le cockpit se localisent comme l'indique la figure (Figure 2.3).

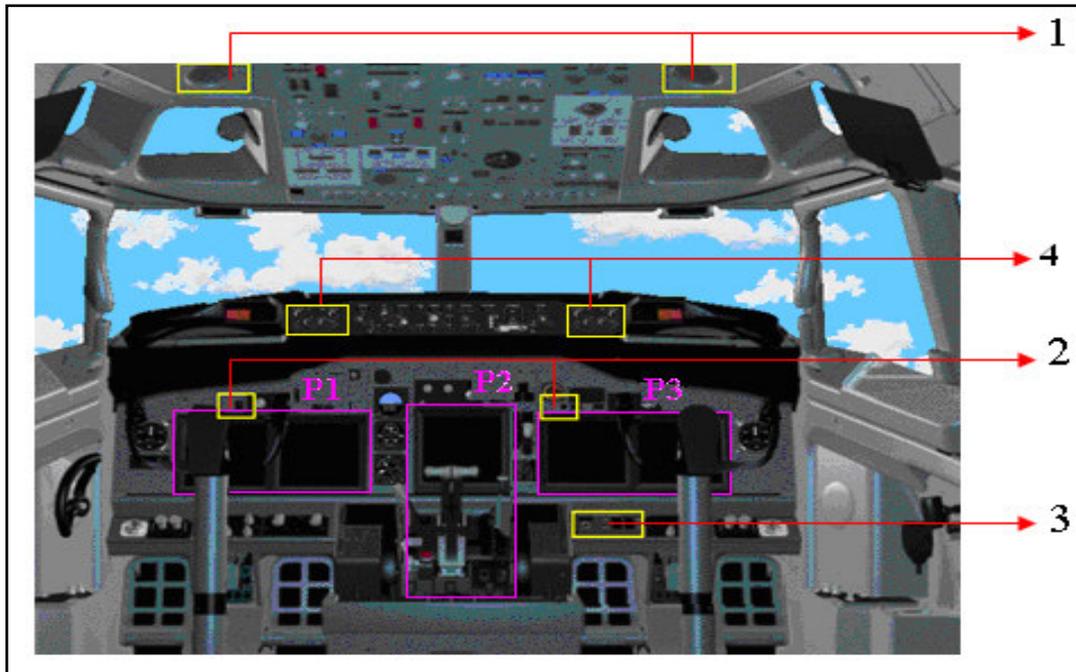


Figure 2.3 : Localisation des composants de l'EGPWS dans le cockpit

Les composants qui existent dans le poste de pilotage sont :

1- Deux hauts parleurs:

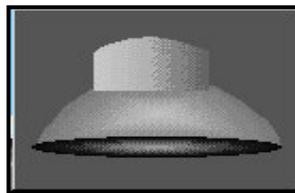


Figure 2.4 : Haut-parleur

Ils fournissent des avertissements générés électroniquement par l'EGPWS et on cite quelques un:

- « WOOP-WOOP-PULL-UP »
- « TERRAIN, TERRAIN »
- « TOO LOW TERRAIN »

2- Deux boutons témoins ambres « BELOW G/S » :

Les boutons témoins « BELOW G/S » ont deux fonctions :

- Elles s'allument en clignotant pour avertir l'équipage que l'aéronef est en dessous de la trajectoire du Glideslope pendant le mode 5 (Voir paragraphe 2.8.5).
- Pour désactiver le mode 5, il suffit d'appuyer sur l'un de ces boutons témoins.



Figure 2.5 : Bouton témoin BELOW G/S

3- Le module d'avertissement de proximité sol EGPWM :

Le module d'avertissement de proximité sol EGPWM est l'interface entre l'équipage et l'EGPWS, il se situe sous la planche P3 en face le copilote (Figure 2.6).



Figure 2.6: Constitution du module d'avertissement de proximité sol EGPWM

Ce module contient :

a- Une lampe témoin ambre « GPWS INOP » :

Elle s'allume dans les cas suivants:

- Le mauvais fonctionnement de l'EGPWS
- Le manque de l'une des entrées critiques de l'EGPWC (Input)

- Si l'EGPWC ne peut pas calculer les conditions Windshear (Effet de cisaillement de vent)

- Pendant un autotest de l'EGPWC.

b. Un bouton poussoir test : Le Bouton de test permet de faire un autotest de l'EGPWC au niveau du poste de pilotage.

c. Un interrupteur surpassement volets « FlapInhibit Switch »

d. Un interrupteur surpassement trains « GearInhibit Switch »

e. Un interrupteur surpassement terrain « Terrain Inhibit Switch »

4-Le panneau de contrôle EFIS :

L'EFIS est l'interface entre l'équipage et l'EGPWS ; il contient des éléments qui permet de choisir les données à afficher sur les ND's comme l'indique la figure 2.7.

1- Le sélecteur de mode ND

2 - Le sélecteur de range ND

3 - Bouton TERR map



Figure 2.7 : Le panneau du contrôle EFIS

2.4.2. Dans la soute électronique :

L'EGPWC et le PIN Program sont placés sur le compartiment E1 de la soute électronique sur l'étagère E1-1 (Figure 2.8).



Figure 2.8 : Emplacement de l'EGPWC et du PIN Program

1. Le calculateur EGPWC :

Le calculateur d'avertissement de proximité sol EGPWC, compare le profil de vol d'avion, la position des volets, des trains et la marge de sécurité par rapport au sol, pour déterminer s'il y a une alerte ou condition d'avertissement de collision avec le sol.

2. Description du PIN Program:

Est une petite boîte fixée sur l'étagère E1-1 (Figure 2.8), contient plusieurs micro switch (micro interrupteurs) câblés et positionnés de telle sorte à donner un mot binaire indiquant à l'EGPWC les informations suivantes :

- Le type d'avion
- Les annonces de mode 6
- Le volume d'écoute haut ou bas

2.5. Affichage des informations de l'EGPWS:

Lorsqu'un écran radar compatible, des EFIS (ND) ou un écran dédié est disponible, la fonction TAD (Terrain Alerting Display) de l'EGPWS affiche une image du relief environnant, sous forme de zone de couleurs d'intensité variable.

Les zones de couleurs sont verte, jaunes, rouges, selon l'altitude relative de l'aéronef par rapport au relief.

Une couleur magenta est réservée à l'affichage des zones dont la base de données ne possède pas (exceptionnellement) d'information.

La couleur bleue peut représenter le niveau de la mer, si l'écran permet l'affichage du cyan.

Selon la configuration du système il existe des TAD affichant seulement le relief dans une tranche de ± 2000 pieds ou bien tous les reliefs, quelle que soit l'altitude relative.[3]

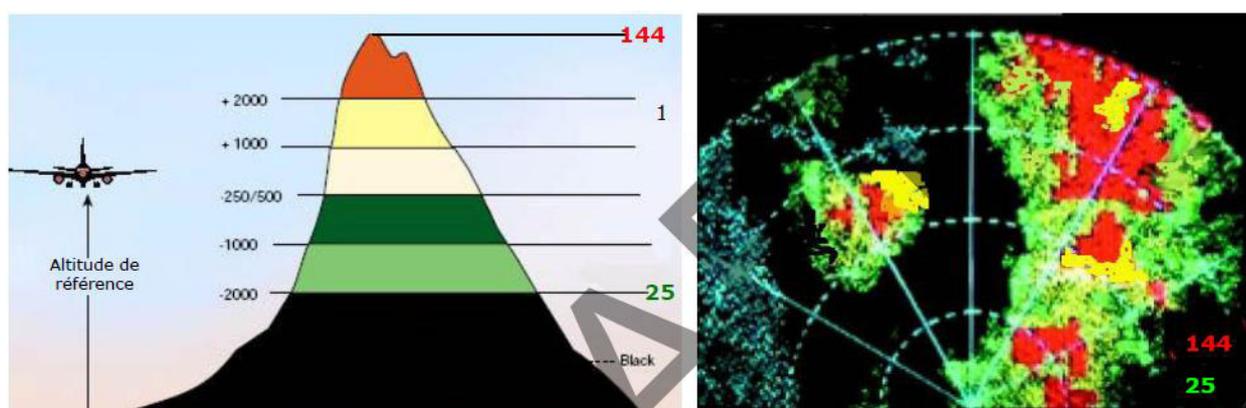


Figure 2.9 : Affichage du terrain dans le ND

2.6. Description du fonctionnement de l'EGPWS :

La figure 2.10 ; représente le schéma synoptique de l'alimentation et les interfaces analogiques du système EGPWS :

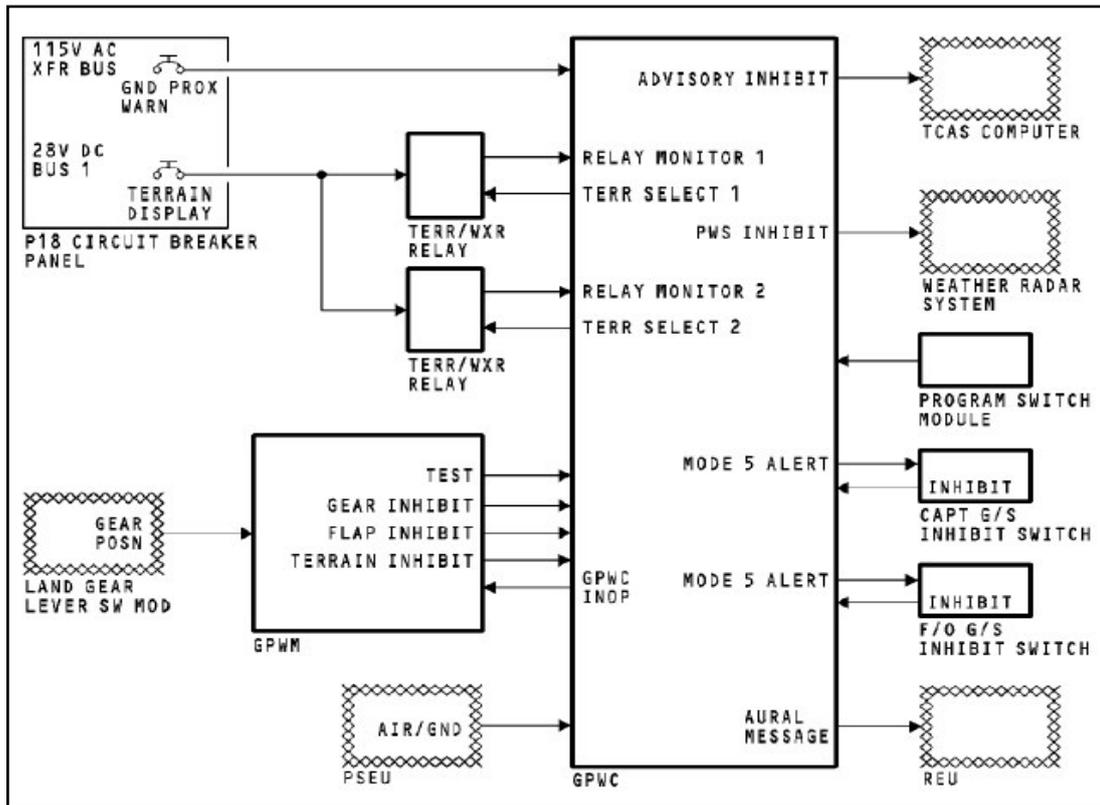


Figure 2.10 : Schéma synoptique des interfaces analogiques du système EGPWS

2.7. Fonctionnement de l'EGPWS :

Le constructeur a différencié les interfaces de l'EGPWS selon le degré de l'importance de l'information à traiter en deux : Les interfaces analogiques et les interfaces digitales.[1]

2.7.1. Les interfaces analogiques du système EGPWS:

A. Les entrées analogiques du système EGPWS:

- a. Les relais du radar terrain/ météo (2 Relais)
- b. L'interrupteur surpassement Trains de l'EGPWM
- c. L'interrupteur surpassement volets de l'EGPWM
- d. L'interrupteur surpassement terrain de l'EGPWM
- e. Le bouton poussoir test de l'EGPWM
- f. Le capteur de proximité de l'unité électronique PSEU
- g. Le module de commutateur de programme PIN Program
- h. Les deux boutons témoins « BELOW G/S »

B. Les sorties analogiques du système EGPWS :

- a. La lampe INOP de l'EGPWM
- b. Le système d'alerte de trafic et d'évitement de collision TCAS
- c. Le radar Terrain/ météo TERR/ WXR
- d. Les deux boutons témoins « BELOW G/S »
- e. Le REU

2.7.2. Les interfaces digitales de l'EGPWS:

L'EGPWC sert comme interface avec les autres systèmes de l'aéronef à l'aide du bus de données ARINC 429 (Aeronautical Radio Incorporation type 429).

Ces systèmes ont des interfaces digitales avec l'EGPWC (Figure 2.11) :

A. Les entrées digitales de l'EGPWS :

- a. l'unité de référence aérodynamique et inertielle droite et gauche ADIRU 1 et 2
- b. La radio altimètre RA 1 et 2
- c. Le récepteur multi mode MMR 1 et 2
- d. Le calculateur de gestion de vol FMC 1 et 2
- e. Le Mode Control Panel MCP du Digital Flight Control System DFCS
- f. Le calculateur de décrochage et d'amortisseur de lacet SMYD 1 et 2
- g. Le radar Terrain/météo TERR/ WXR
- h. L'unité d'affichage électronique DEU 1 et 2

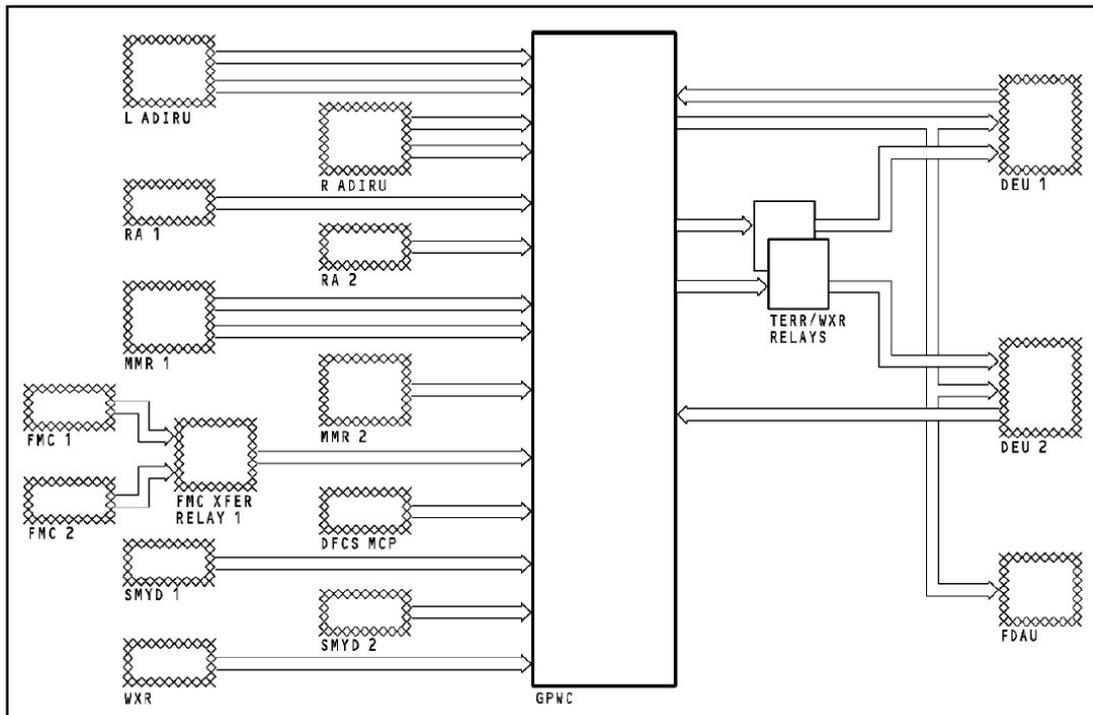


Figure 2.11 : Les interfaces digitales du système EGPWS

B. Les sorties digitales de l'EGPWS :

a. Les DEU's

b. Le module d'acquisition des paramètres de vol FDAU

c. Les relais du radar terrain/ météo

2.7.3. Alarmes audibles :

C'est un avertisseur oral offrant des messages différents classés par ordre de priorité, il est entendu par le pilote et son copilote à travers leurs casques et par un haut-parleur situé dans le cockpit.[2]

Les messages sont :

- 1- « whoop-whoop-pull up »..... « whoop-whoop-redressez ».
- 2- «Terrain».....«Terrain».
- 3- «Too-Low-Terrain».....«doucement-Terrain».
- 4- «Too-Low-Gear».....«doucement-trains d'atterrissage».
- 5- «Too-Low-Flaps».....«doucement-volets».
- 6- «Minimums».....«minimums».
- 7- «Sink-Rate».....«taux de descente».
- 8- «Don'tSink».....«ne descendez pas».
- 9- «Glide-Slope».....«glide slope».
- 10- «Bank Angle».....«angle de roulis».
- 11- «Windshear».....«Cisaillement du vent».

2.8. Les sept modes d'alerte :

2.8.1. Mode 1 :Taux de descente excessif (Large descent rates)

a. Description :

▪ C'est un mode qui surveille le taux de descente Ft/mn (Vitesse de descente Ft/mn) lorsque l'aéronef est proche du sol, ce mode est indépendant de la position des volets et des trains d'atterrissages (Figure 2.12).

▪ Le «Mode 1» débute d'abord par les alertes sonores « SINK RATE » qui veut dire « taux de descente excessif » avec un message rouge PULL UP s'affiche automatiquement sur les PFD's.[1]

▪ Ensuite si le taux de descente ne diminue pas l'alerte change en alarme sonore « WHOOP WHOOP PULL UP » plus le message PULL UP sur les PFD's.

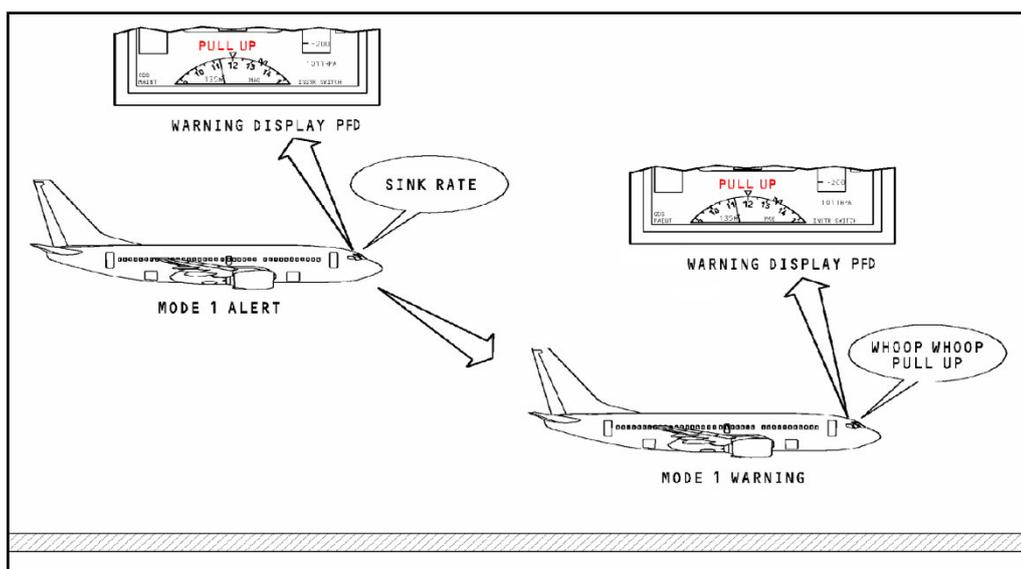


Figure 2.12: Représentation de mode 1

2.8.2. Mode 2: Taux de rapprochement sol excessif (Toomuch of a closure rate when approaching terrain that is rising)

a. Description :

Ce mode apparaît lorsque l'aéronef (en vol horizontal) se dirige vers un terrain montant (Exemple: début d'une montagne) avec un grand taux d'approche.

Ce mode se divise en deux sous-modes : Le sous-mode 2A et Le sous-mode 2B.

1. Le sous-mode 2 A :

- Il apparaît si les volets ne sont pas en configuration d'atterrissage (volets < 30 unités) (Figure 2.13).
- Si le taux de rapprochement du terrain vers l'aéronef (en vol horizontal) est rapide l'alerte sera un message sonore «TERRAIN TERRAIN» avec le message « PULL UP » sur les PFD's.
- Si la situation n'a été pas corrigée l'alerte change en alarme et le message sonore généré sera « WHOOP WHOOP PULL UP » et les PFD's continuent à afficher «PULL UP ».
- Quand ce taux de rapprochement du terrain diminue ou le pilote tire sur le manche (pour cabrer) ; l'alarme sonore « WHOOP WHOOP PULL UP » change en alerte « TERRAIN » et le message PULL UP reste affiché jusqu'à ce que la durée de la pénétration dans la zone d'alerte « TERRAIN » dépasse 45 secondes ou l'altitude change positivement de plus de 300Ft par rapport à l'altitude initiale (celle qui a enclenché le mode 2).
- Après que l'aéronef atteint une altitude positive de plus de 300Ft par rapport à l'altitude initiale (celle qui a enclenché le mode 2) ou le pilote a fait sortir les trains d'atterrissage ; les alertes et les alarmes sonores s'arrêtent et le message PULL UP s'efface des PFD's.

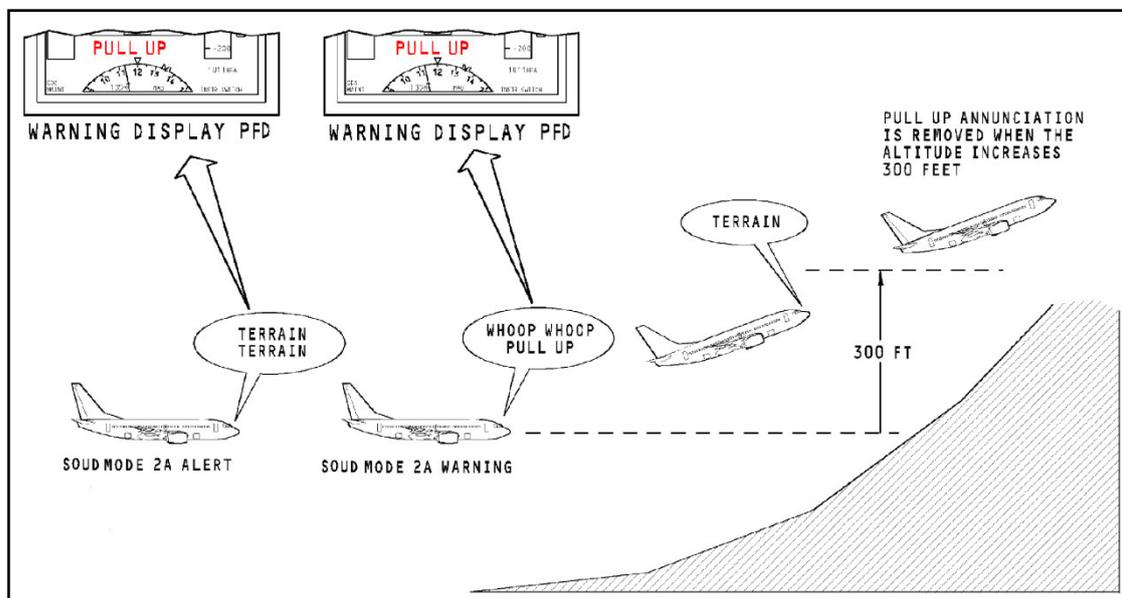


Figure 2.13: Représentation de sous-mode 2A

2. Le sous-mode 2B :

- Il apparaît lorsque les volets sont en configuration d'atterrissage (volets ≥ 30 unités) et les trains d'atterrissage sont rentrés (Figure 2.14).
- Si le taux d'approche du terrain vers l'avion est excessif le message sonore généré sera «TERRAIN TERRAIN » qui se répète mais cette fois ci sans affichage du PULL UP sur les PFD's.
- Si cette condition persiste plus de 1.6 seconds l'alerte change en alarme sonore« WHOOP WHOOP PULL UP » avec le message« PULL UP »sur PFD's.

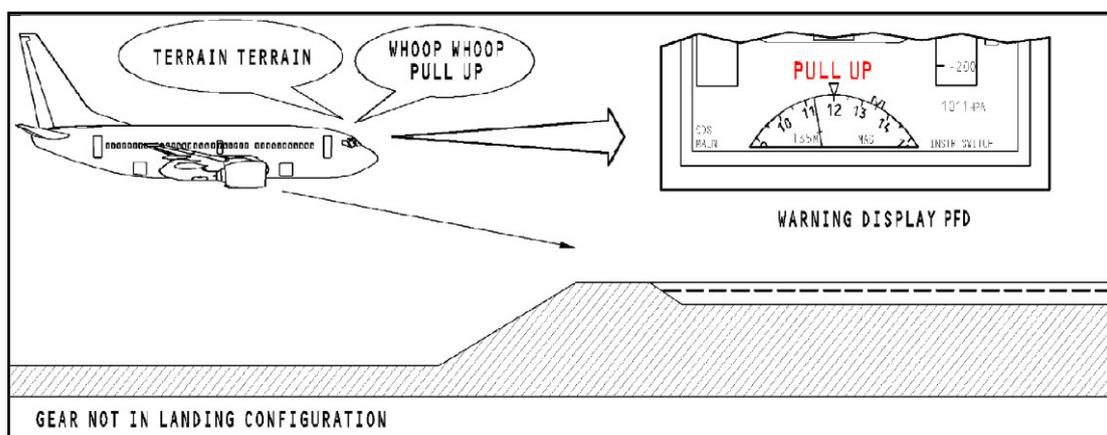


Figure 2.14: Représentation de sous-mode 2B

- Si le taux de rapprochement du terrain vers l'avion est excessif et les trains d'atterrissage sont sortis l'alarme sonore « WHOOP WHOOP PULL UP » change en alerte sonore « TERRAIN » (Figure 2.15).

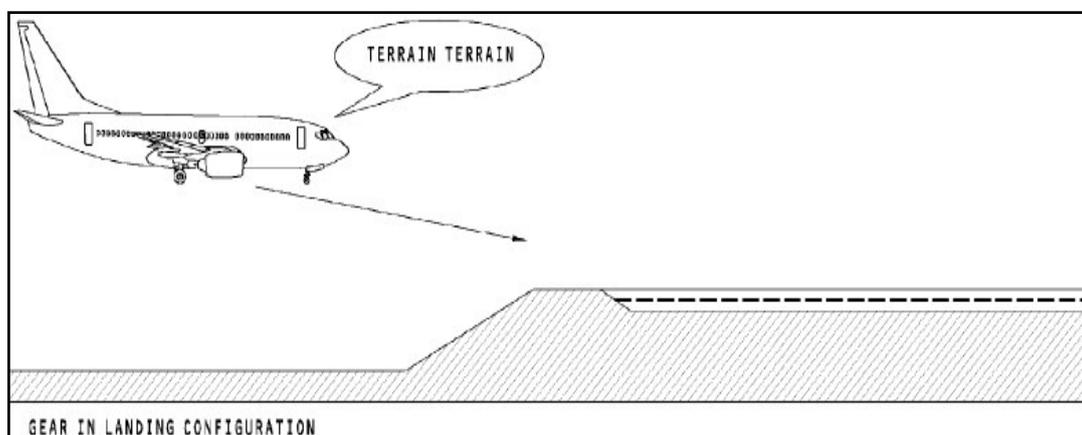


Figure 2.15: Représentation de l'aéronef en sous-mode 2B avec trains sortis

2.8.3. Mode 3: Perted'altitude après le décollageouuneapproche manquée (Too much altitude loss during climbout "at take off or in go around")

a. Description :

Ce mode apparaît lors d'une grande perte d'altitude pendant le décollage ou approche manquée et les volets ne sont pas en configuration d'atterrissage (Volets < 30) ou les trains ne sont pas sortis.

Ce mode se divise en deux sous-modes : Le sous-mode 3A et le sous-mode 3B (Figure 2.16).

1. Le sous-mode 3A :

▪ Il apparaît lorsque l'aéronef perd beaucoup d'altitude inertielle après le décollage. L'altitude quantitative perdue dépend du taux de montée (Vitesse ascensionnelle Ft/mn) et de l'altitude radio de l'aéronef.

▪ L'EGPWC génère le message sonore répétitif «DON'T SINK »; avec le message « PULL UP »sur les PFD's.

2.Le sous-mode 3B :

▪ Ce mode se produit si l'avion vole au-dessous d'une altitude calculée par l'EGPWC.

▪ Dans ce sous-mode le message sonore généré est : «TOO LOW TERRAIN » avec le message « PULL UP »sur PFD's.

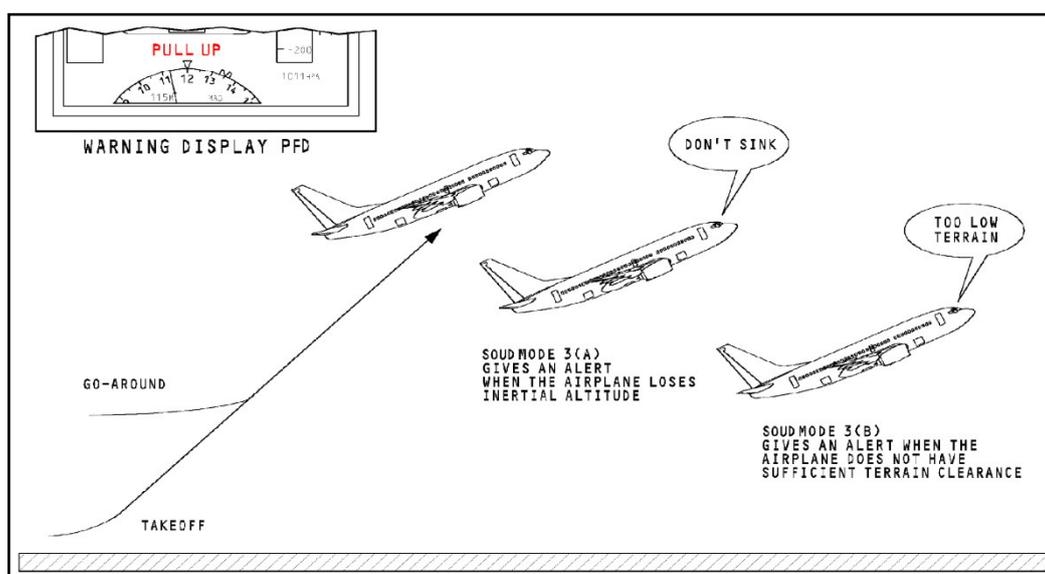


Figure 2.16 : Représentation de mode 3

2.8.4. Mode 4 : Proximité sol avec les trains d'atterrissage ou les volets rentrés (Not enough terrain clearance)

a. Description :

Ce mode apparaît si l'avion est trop près du terrain, et les trains ou les volets ne sont pas en configuration d'atterrissage (volets ≥ 30 unités ; ou trains sortis bas : c'est la configuration d'atterrissage)

Ce mode se divise en deux sous-mode : le sous-mode 4A et le sous-mode 4B

1. Le sous-mode 4A :

- Ce sous-mode apparaît lorsque les trains ne sont pas en configuration d'atterrissage (Les trains sont rentrés) (Figure 2.17).
- Si la vitesse de l'aéronef est basse l'EGPWC génère l'alerte sonore «TOO LOW GEAR » avec le message PULL UP sur les PFD's.
- Si la vitesse de l'aéronef est élevée l'EGPWC génère l'alerte sonore «TOO LOW TERRAIN » avec le message PULL UP sur les PFD's.

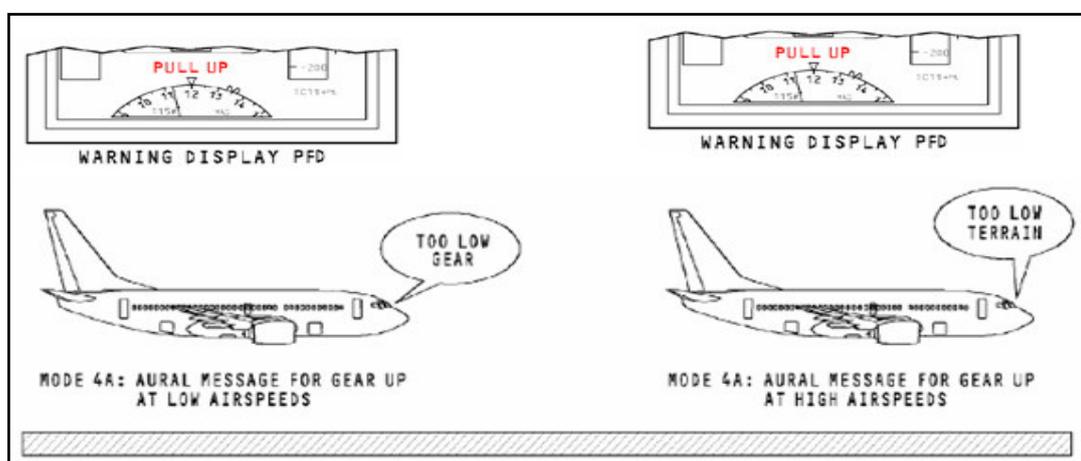


Figure 2.17: Représentation de sous-mode 4A

1. Le sous-mode 4B :

- Ce sous-mode apparaît lorsque les trains d'atterrissage sont en configuration d'atterrissage (trains sortis bas) et les volets ne sont pas en configuration d'atterrissage (volets < 30 unités) (Figure 2.18).

- Dans ce sous-mode si la vitesse de l'aéronef est basse le message sonore sera « TOO LOW FLAPS » avec le message « PULL UP » sur les PFD's.
- Si la vitesse de l'aéronef est élevée le message sonore généré sera TOO LOW TERRAIN avec le message « PULL UP » sur les PFD's.

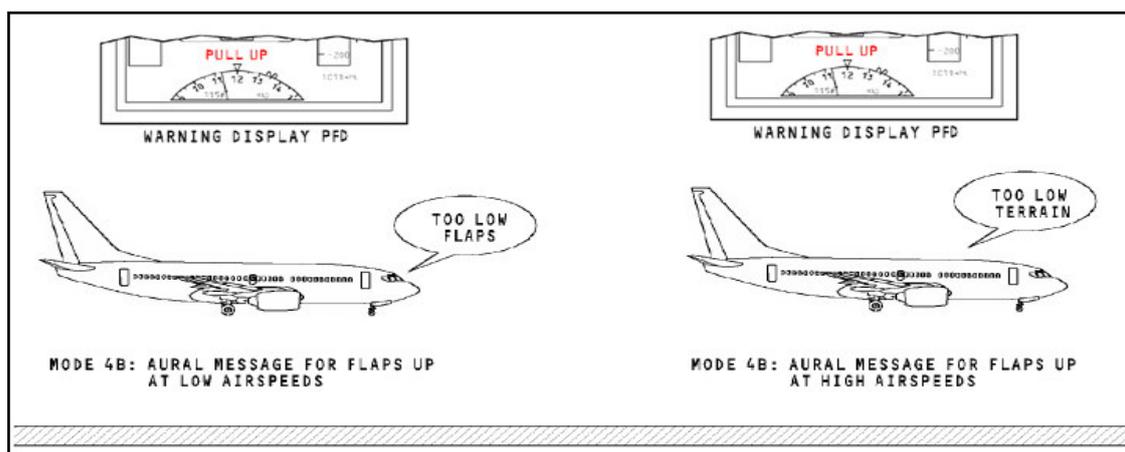


Figure 2.18: Représentation de sous-mode 4B

2.8.5. Mode 5: Descente au-dessous de Glide Slope (Too much deviation below the Glide Slope)

a. Description :

- Le mode 5 fournit deux niveaux d'alerte si l'avion passe significativement sous le centre du faisceau du glide lors d'une approche ILS avec les trains d'atterrissage sortis (Figure 2.19).
- Le premier niveau d'alerte est généré si l'avion s'écarte de plus de 1,3 point du centre du faisceau du glide sous mille pieds. L'annonce répétitive « Glide slope » retentit à la moitié (en dB) de l'intensité sonore des autres alertes vocales. Et les voyants ambres BELOW G/S s'allument en clignotant.
- Le second niveau d'alerte est généré en dessous de trois cents pieds de hauteur radio altimétrique lorsque la déviation sous le centre du faisceau du glide est supérieure à deux points. L'annonce répétitive « Glide slope » retentit au volume normal ainsi qu'elle se répète d'une façon rapide associée aux clignotements des voyants ambres BELOW G/S.
- Le mode 5 peut être inhibé, en pressant l'un des boutons témoins BELOW G/S.

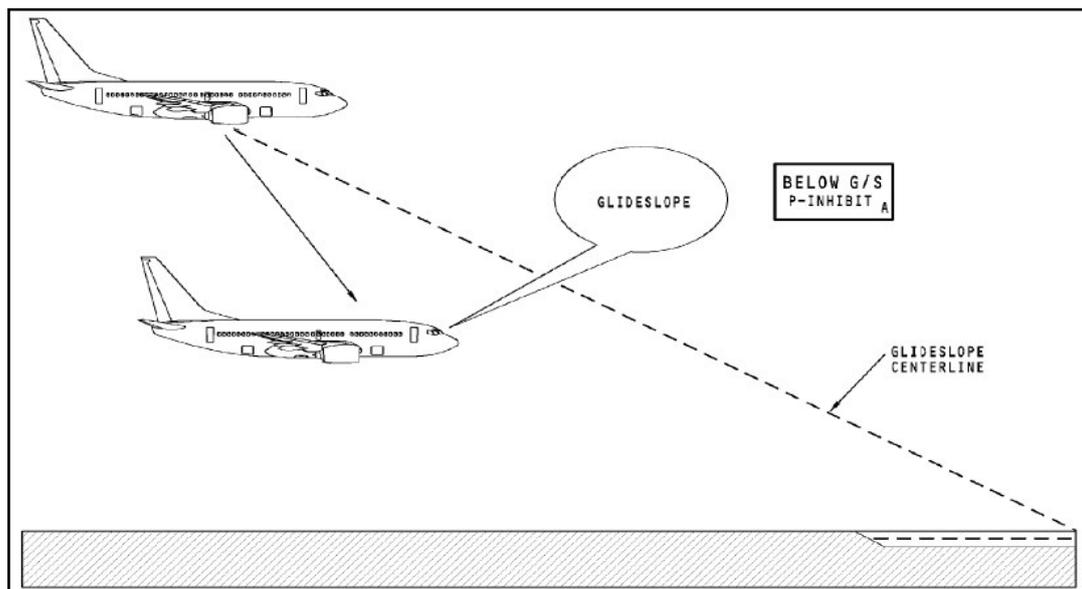


Figure 2.19: Descente au -dessous de Glide Slope

2.8.6. Mode 6 : Annonces automatiques lors de descente (Aural callouts when the airplane descends)

a. Description :

L'EGPWC génère des annonces de hauteurs radioaltimètre (Rappels audio) automatiquement en approche finale lorsque les trains sont sortis (Figure 2.20).

Ces rappels audio peuvent être :

- a) Des rappels d'altitude
- b) Des rappels d'altitude minimum
- c) Des rappels d'approche minimum
- d) Des alertes de roulis.

a) Tous les rappels d'altitude commencent à partir de 2500Ft; quand l'avion arrive à cette altitude on entend le message sonore « TWENTY FIVE HUNDRED » ou bien « RADIO ALTITUDE ».

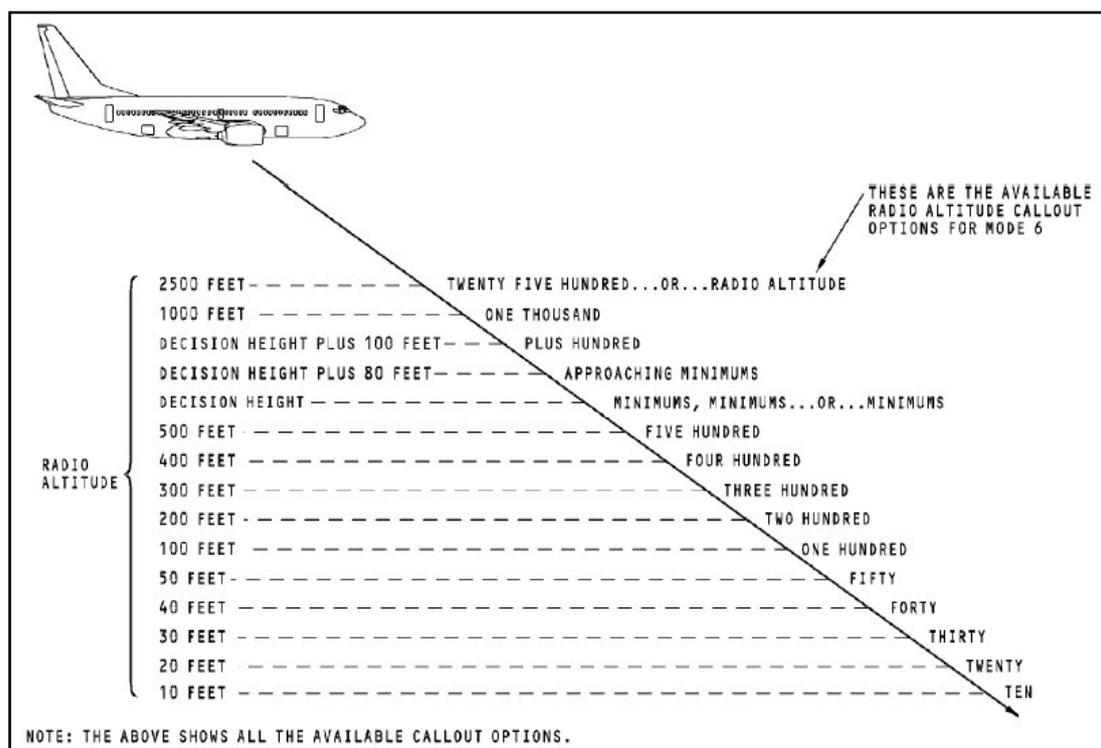


Figure 2.20 : Schéma représente toutes les annonces automatiques

b) Les rappels « Altitude Minimums » s'exécutent en fonction de l'altitude ou hauteur de décision (decisionheight) programmé sur le panneau d'EFIS par l'équipage.

Dans ce cas L'EGPWC génère les rappels audio suivants :

- MINIMUMS
- MINIMUMS, MINIMUMS
- DECISION HEIGHT

c) Les rappels « Approche Minimums » ou « APPROACHING DECISION HEIGHT » s'exécutent lorsque l'aéronef s'approche de la hauteur de décision programmée sur le panneau d'EFIS par 80 Ft .

Les rappels audio de cette option sont les suivants :

- APPROACHING MINIMUMS
- APPROACHING DECISION HEIGHT
- PLUS HUNDRED (plus cent Ft par rapport à la hauteur de décision programmée donc, il reste 100 Ft pour atteindre l'altitude programmée)

d) Le rappel audio « BANK ANGLE, BANK ANGLE » se produit pour les conditions suivantes (Figure 2.21) :

- a) Si l'angle de roulis $> 10^\circ$ entre 30ft et 130 Ft d'altitude
- b) Si l'angle de roulis $> 35^\circ, 40^\circ$ et 45° à une altitude > 130 Ft.



Figure 2.21: Inclinaison de l'avion dépasse 45°

2.8.7. Mode 7 : Détection de gradient de vent (WINDSHEAR)

a. Description :

- Ce mode apparaît quand les conditions Windshear (Cisaillement du vent) sont présentes pendant le décollage ou l'approche et à une altitude inférieure à 1500 Ft (Figure 2.22).

- Le Windshear se produit lorsque il y'a une différence dans la vitesse ou la direction des vents entre deux points de l'atmosphère. Selon que les deux points de référence sont à des altitudes différentes ou à des coordonnées géographiques différentes, le cisaillement est dit vertical ou horizontal.

- Le Windshear est l'effet d'un grand volume d'air qui change de direction subitement Le type le plus dangereux de Windshear est le Microburst (rafale descendante), qui ne laisse pas au pilote suffisamment du temps pour réagir.

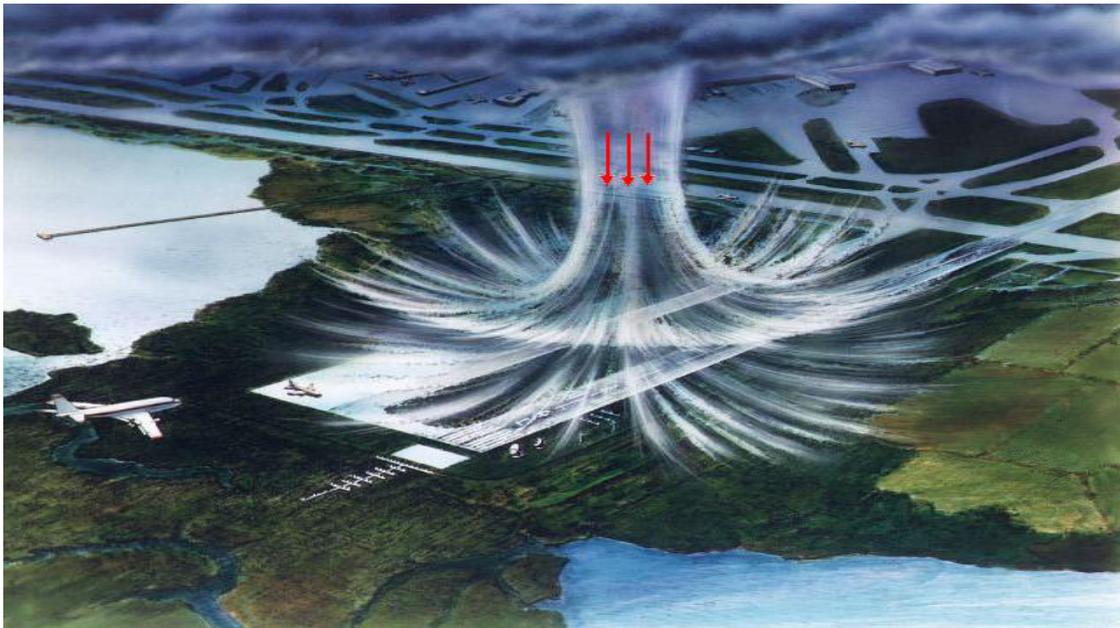


Figure 2.22: Image représente le WINDSHEAR sur une piste d'atterrissage

- Lorsque le Microburst attaque l'avion dans le premier temps il fait augmenter sa vitesse et sa portance et par conséquent l'altitude augmente (Figure 2.23).
- Quand l'avion continue à s'approcher et entre dans le Microburst, l'effet change subitement et dans ce cas il va perdre la vitesse et la portance ; par conséquent il perd l'altitude.

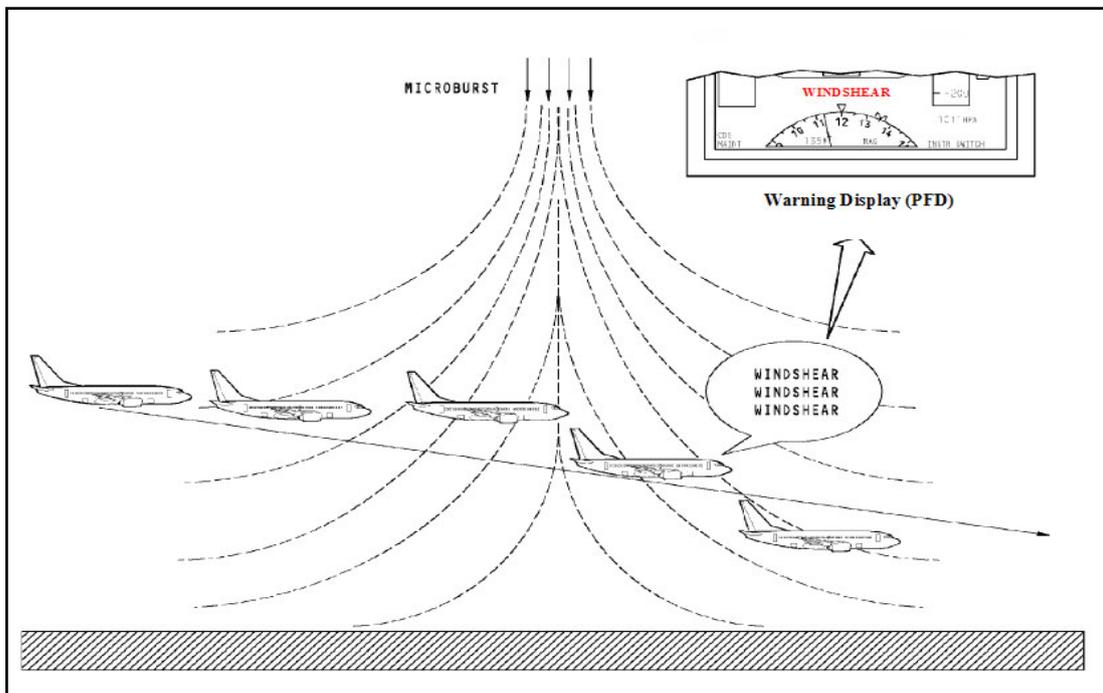


Figure 2.23: Représentation des différentes positions d'un avion attaqué par le Microburst

La détection de Windshear déclenche :

Une sirène suivie de l'alarme WINDSHEAR WINDSHEARWINDSHEAR avec le message « WINDSHEAR » en rouge sur les PFD's.

Le mode 7 est prioritaire sur les autres modes de détection, lesquels sont inhibés tant que les conditions Windshear sont présentes.

2.9. Conclusion :

Le système d'avertissement de proximité sol EGPWS comprend un calculateur d'avertissement de proximité sol EGPWC, un module d'avertissement de proximité sol EGPWM, les deux relais et d'autres composants

L'EGPWS a sept types de fonctionnement:

Mode 1 : Taux de descente excessif (Large descent rates)

Mode 2 : Taux de rapprochement sol excessif (Too much of a closure rate when approaching terrain that is rising)

Mode 3 : Perte d'altitude après le décollage ou un approche manquée. (Too much altitude loss during climbout « at take off or in go around)

Mode 4 : Proximité sol avec les trains d'atterrissage ou les volets rentrés (Not enough terrain clearance)

Mode 5 : Descente au-dessous de Glide Slope (Too much deviation below the Glide Slope)

Mode 6 : Annonces automatiques lors de descente (Aural callouts when the airplane descends)

Mode 7 : Détection de gradient de vent (WINDSHEAR)

CHAPITRE 3 :

PARTIE

ELECTRONIQUE

3.1. Les microsystemes MEMS :

3.1.1. Introduction :

Les premiers MEMS sont apparus dans les années 1970 sous la forme de capteurs de pression, capteurs de température ou d'accéléromètres. Leur portée était déjà très vaste en passant de l'imprimante, à l'automobile.

Un MEMS (Micro Electro Mechanical System) est un système microélectronique composé d'éléments électroniques analogiques et numériques mais aussi d'éléments électromécaniques destinés à assurer des fonctions de capteurs ou d'actionneurs. Les MEMS (aussi désignés sous l'appellation de Microsystemes en Europe ou Micromachines au Japon) réunissent un ensemble de composants réalisés le plus souvent sur silicium à l'aide de micro-technologies. Leur particularité est d'employer des technologies microélectroniques pour réaliser des dispositifs qui, en plus d'être des circuits électroniques, sont des capteurs ou des actionneurs.

Le microsysteme MEMS qu'on a utilisé dans notre projet est l'IMU (Inertial Measurement Unit) qui contient un accéléromètre et un gyroscope.

3.1.2. Définition :

Le terme MEMS (Micro Electro Mechanical System) est plus utilisé. Il s'agit d'un micro dispositif ou d'un système intégré qui combine des composants électriques ou mécaniques fabriqués avec les techniques de la micro-électronique conventionnelle et qui varient en taille du micromètre au millimètre.

3.1.3. Domaine d'application :

Avec l'explosion des microsystemes ces dernières années, les domaines d'utilisations des MEMS sont très vastes. Néanmoins, on peut les répartir en quatre principales catégories, que sont : les capteurs, les MOEMS, les RFMEMS et les BioMEMS. La Figure (Figure 3.1) donne pour chaque domaine quelques exemples d'applications. [4]

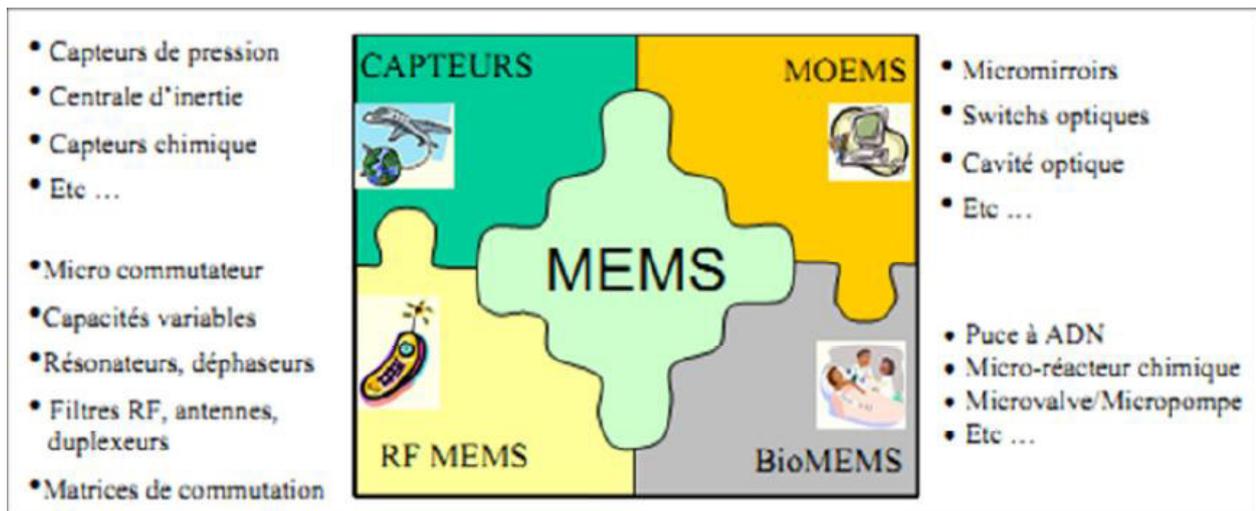


Figure 3.1 : Domaines des MEMS ; exemple

Dans le domaine de l'aéronautique, les applications envisageables sont très importantes. On y retrouve, en majorité, des capteurs répondant, par exemple, à des fonctions de mesure inertielle et de pression (accéléromètre, gyroscope ...).

3.1.4. Degrés de liberté et force fictive de Coriolis :

Le MEMS en question mesure trois degrés de liberté. Très schématiquement, en mécanique les degrés de liberté représentent les mouvements d'un solide dans l'espace. Nous nous limiterons aux six principaux. Il y a trois mouvements de translation (déplacement d'un corps d'un point à un autre) : le mouvement longitudinal (T_x) qui décrit un objet qui avance ou recule, le mouvement transversal (T_y) qui désigne un objet qui bouge de droite à gauche et enfin le mouvement vertical (T_z) qui est utilisé pour les corps qui montent ou descendent. Il y a ensuite trois mouvements de rotation : le roulis (R_x ou roll en anglais) qui désigne le mouvement de bascule de droite à gauche, le tangage (R_y ou pitch en anglais) qui marque le mouvement d'un corps qui bascule de l'avant à l'arrière et enfin le lacet (R_z ou yaw) qui est le pivotement de droite à gauche, comme une voiture qui prend un virage. Les accéléromètres mesurent les mouvements de translation et les gyroscopes les mouvements de rotation.

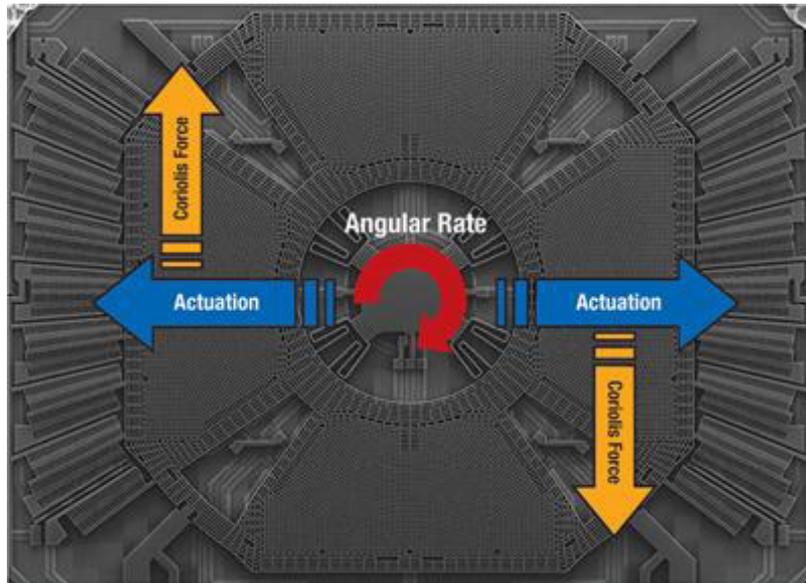


Figure 3.2 : L'axe de lacet d'un capteur MEMS

3.1.5 Exemple d'un accéléromètre MEMS :

Tout d'abord nous présenterons l'accéléromètre d'une manière simplifiée afin de mieux comprendre son fonctionnement et cela d'une manière générale.

Pour cela nous imaginerons une boîte cubique avec une bille à l'intérieur qui va tout simplement flotté au milieu si aucun champ ne l'affecte (Figure 3.3). Une paire de parois est attribuée à chaque axe.[5]

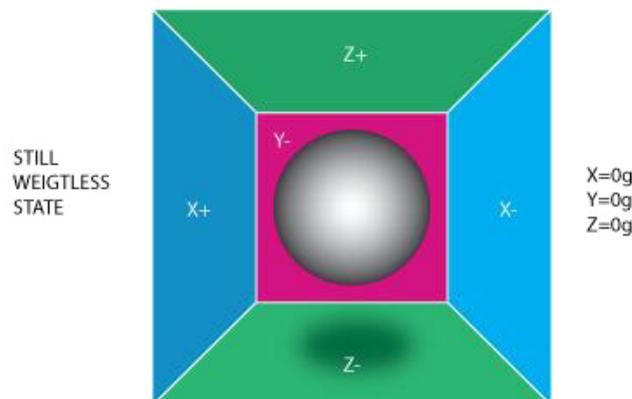


Figure 3.3 : Cas sans pesanteur

Si une accélération est appliquée à gauche d'une valeur $1g = 9.8m/s^2$. La balle va frapper le mur (-x), la force qu'appliquera la balle sur la paroi sera mesurée et ce qui nous donnera une sortie d'une valeur de (-1g) sur l'axe x (Figure 3.4).

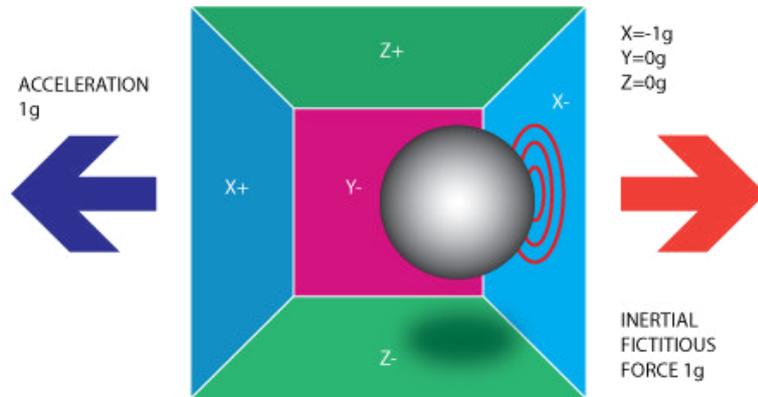


Figure 3.4 : Cas d'une force fictive (sans pesanteur)

L'accéléromètre va donc détecter une force qui est dirigée dans la direction opposée de celle du vecteur d'accélération. Cette force est souvent appelée force d'inertie fictive. Cette dernière peut être causée par une accélération mais ce n'est pas toujours le cas.

Si nous prenons l'exemple de la figure ci-dessous (Figure 3.5), le model (la boîte cubique) est posé sur le sol, la balle va tomber sur la paroi (-z) et appliquera une force de 1g sur la paroi du dessous. Dans ce cas la boîte ne bouge pas, mais nous aurons toujours une lecture de 1g sur l'axe (z). La pression qu'applique la balle sur la paroi est causée par une force de gravitation.

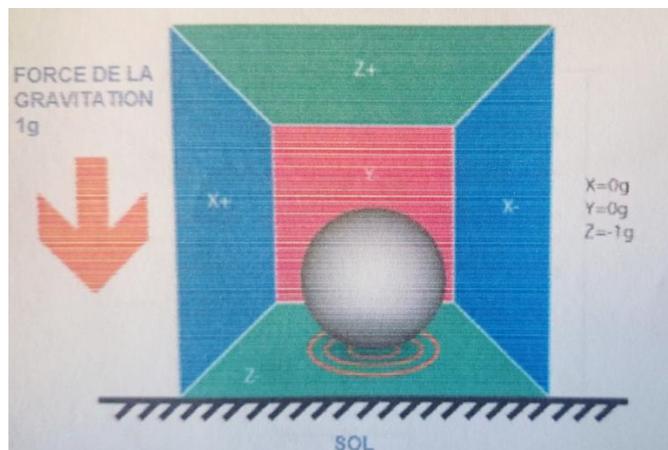


Figure 3.5 : Cas de la pesanteur

A. Description générale :

L'accéléromètre MEMS mesure l'accélération sur 3 axes complets. Il contient un micro-capteur et un circuit de conditionnement de signaux. Les signaux de sortie sont des tensions analogiques qui sont proportionnelles à l'accélération statique de la gravité dans les applications de détection d'inclinaison ainsi que l'accélération dynamique résultant du mouvement, chocs ou des vibrations.

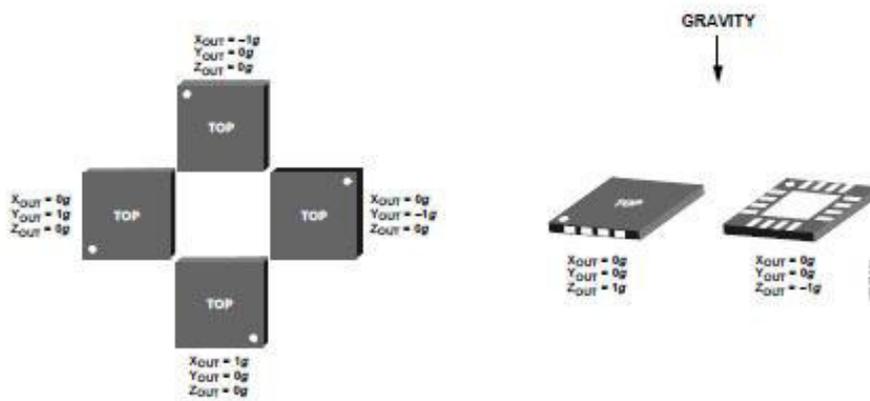


Figure 3.6 : Accéléromètre MEMS

B. Principe de fonctionnement :

Le capteur est une structure micro-usinée en poly-silicium au-dessus d'une plaquette de silicium. Des ressorts de poly-silicium suspendent la structure au-dessus de la surface de la plaquette fournissent une résistance contre les forces d'accélération.

La déformation du dispositif est mesurée en utilisant un condensateur différentiel qui se compose de plaques indépendantes fixes et de plaques attachées à la masse mobile. L'accélération dévie la masse mobile et déséquilibre le condensateur différentiel ce qui nous donne une sortie dont l'amplitude est proportionnelle à l'accélération (Figure 3.7).

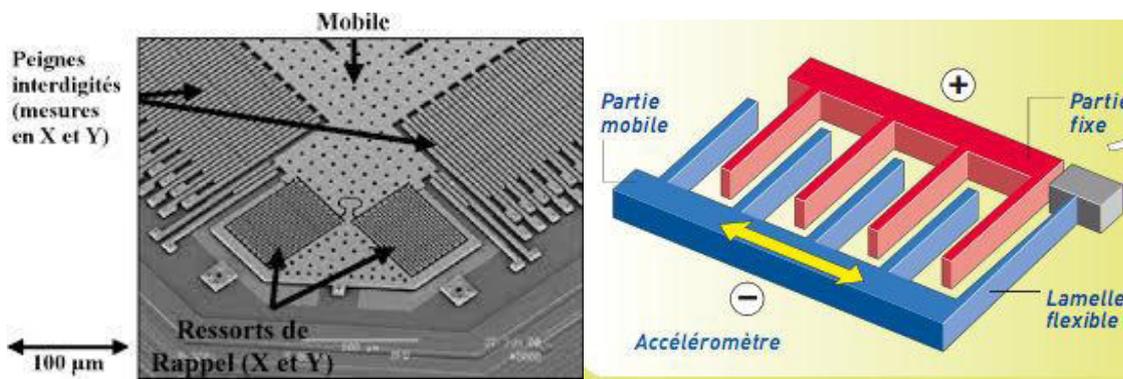


Figure 3.7 : Fonctionnement d'accéléromètre MEMS

3.1.6. Exemple d'un gyroscope MEMS :

Un gyroscope est un instrument qui mesure la vitesse angulaire. Il est utilisé principalement dans les avions, les bateaux, les sous-marins.

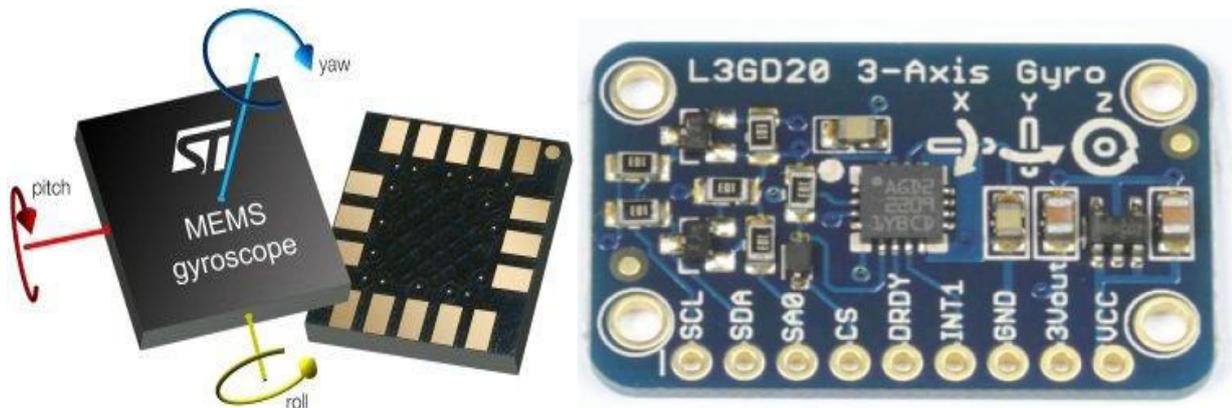


Figure 3.8 : Gyroscope MEMS

La structure du gyroscope :

La première chose que l'on remarque est l'axisymétrie de la partie mécanique. Ce choix de conception, que l'on rencontre sur tous les gyroscopes à vibration, permet au système de séparer les mouvements réels des secousses ou chocs accidentels. En effet, si la puce est réellement en mouvement, une série de capteurs opposés seront actionnés. S'il ne s'agit que de vibrations parasites, d'autres sections seront mises en mouvement et le système pourra alors rejeter le signal.

Comme le montre la figure (Figure 3.9), le gyroscope de notre exemple est composé de quatre sections (M1, M2, M3, M4). Chaque section (appelée masse) est composée de deux éléments : le premier est désigné comme le conducteur (drive mass) et le second est la preuve (proof mass)

qui sert de référence. Le premier bouge sur l'axe qu'il mesure. Le second est libre et sert de confirmation.

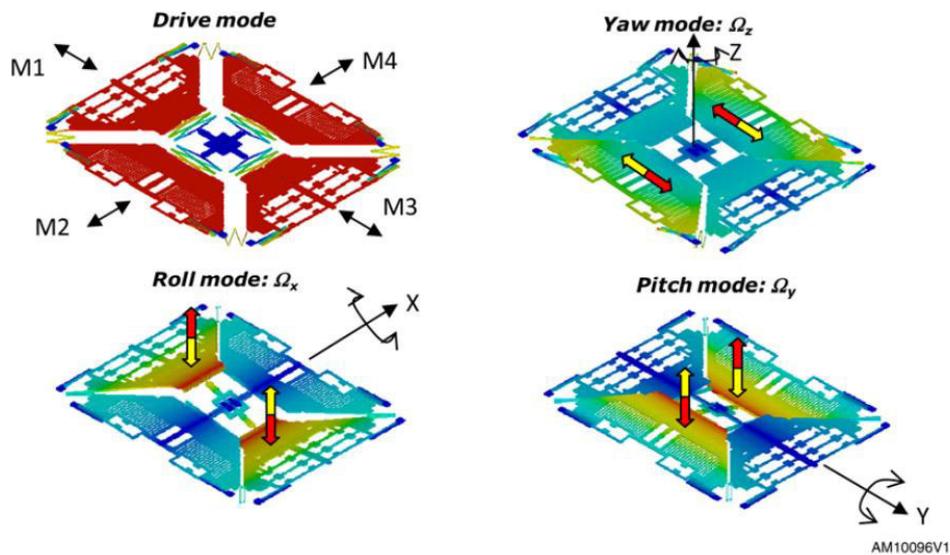


Figure 3.9 : Fonctionnement du gyroscope MEMS

Par exemple, pour mesurer le lacet, M4 et M2 vont subir un mouvement opposé vers l'avant ou l'arrière du MEMS. Le système va combiner les signaux envoyés par chaque masse pour déterminer le mouvement de rotation. Si M4 bouge vers l'extérieur et vers l'avant alors que M2 se déplace vers l'intérieur et vers l'arrière, le système électronique pourra en déduire que le MEMS tourne vers la gauche. Le roulis est détecté par les plaques M1 et M3 qui vont monter ou descendre, tout comme M2 et M4 lors d'un tangage.

Comme le montrent les schémas, M1, M2, M3 et M4 sont des peignes interdigités qui vont se rapprocher ou s'éloigner sous l'effet des rotations. Le système va donc mesurer les changements de capacités électriques entre les doigts du peigne. Cette modification sera interprétée par le circuit interne qui va renvoyer une tension électrique. Plus elle est forte, plus le mouvement angulaire sera considéré comme important. Le signal est ensuite converti en un format 16 bits et stocké dans une mémoire tampon qui pourra être accédée par un processeur externe. Ainsi, lorsque le système désire connaître le mouvement de rotation de l'appareil et son intensité, il va puiser l'information directement dans cette mémoire.

3.1.7. IMU (Inertial Measurement Unit) :

3.1.7.1. Définition :

L'unité de mesure à inertie (IMU) est un appareil électronique qui mesure et rapporte la vitesse d'un aéronef, l'orientation, et les forces de la gravité, en utilisant une combinaison des accéléromètres et des gyroscopes, parfois des magnétomètres.[6]

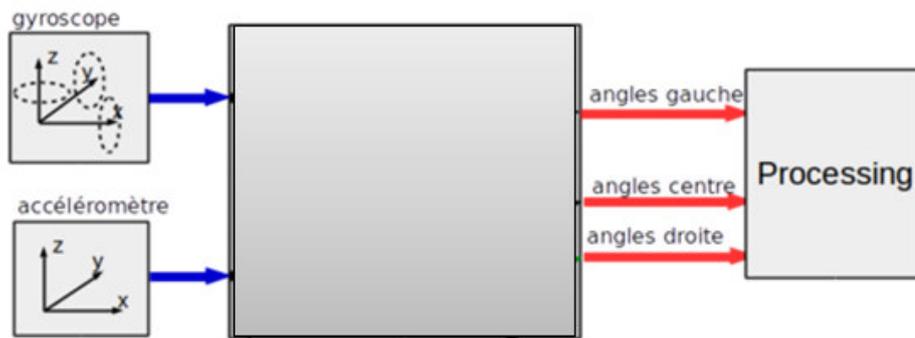


Figure 3.10 : L'unité de mesure à inertie IMU

3.1.7.2. Structure d'un IMU :

Le capteur que nous allons utiliser porte la référence GY-521 et est architecturé autour d'un MPU 6050 (Figure 3.10) qui est composé de deux capteurs et un processeur :

- un capteur accéléromètre 3 axes (x,y et z) qui mesure une accélération (voir paragraphe 3.1.5).
- un capteur gyroscope 3 axes qui mesure une vitesse angulaire (voir paragraphe 3.1.6).
- Digital Motion Processor (DMP) capable de stocker des données et les restituer.



Figure 3.11 : Le module MPU 6050

Le processeur DMP :

le MPU6050 IMU contient un DMP (Digital Motion Processor, Processeur de mouvement numérique) qui combine les données d'accéléromètre et de gyroscope ensemble pour réduire au minimum les effets des erreurs.

Remarque :

La terminologie anglo-saxonne associée pour ce genre de capteur est 6 DOF (Degree of Freedom). Le meilleur de ce qui se fait actuellement pour les capteurs bon marché comporte 9 axes. En général c'est un magnétomètre qui est ajouté pour essayer de repérer le Nord magnétique. Ces 9 axes sont en général suffisants pour réaliser, en combinant les mesures de ces trois capteurs, une centrale à inertie de coût modeste.

Mais ces trois capteurs ont des défauts différents ce qui rend leur utilisation délicate.

Nous allons nous contenter de six axes dans la suite de ce projet.

Une autre manière de dire les choses est que si la seule accélération est celle de la pesanteur (pas d'autres forces que le poids) alors la projection de cette accélération sur les trois axes permet

3.1.7.3. Les registres de MPU6050:

Le MPU-6050 contient 104 registres, chaque registre a sa propre fonction. On s'intéresse dans notre projet à quelques registres que l'on décrit dans la suite de ce chapitre.[7]

A. Les registres du 59 au 64 –AccelerometerMeasurements :

Ces registres stockent les mesures d'accéléromètre les plus récentes.

Paramètres :

- ACCEL-XOUT de 16 bits : Stocke la mesure d'accéléromètre d'axe des abscisses la plus récente.
- ACCEL-YOUT de 16 bits : Stocke la mesure d'accéléromètre d'axe des ordonnées la plus récente.
- ACCEL-ZOUT de 16 bits : Stocke la mesure d'accéléromètre d'axe de Z la plus récente.

Type: Read Only

Register (Hex)	Register (Decimal)	Bit7	Bit6	Bit5	Bit4	Bit3	Bit2	Bit1	Bit0
3B	59	ACCEL_XOUT[15:8]							
3C	60	ACCEL_XOUT[7:0]							
3D	61	ACCEL_YOUT[15:8]							
3E	62	ACCEL_YOUT[7:0]							
3F	63	ACCEL_ZOUT[15:8]							
40	64	ACCEL_ZOUT[7:0]							

Tableau 3.1 : Les registres du 59 au 64

B. Les registres du 67 au 72 - Gyroscope Measurements :

Ces registres stockent les mesures de gyroscope les plus récentes.

Paramètres :

- GYRO-XOUT de 16 bits : Stocke la mesure de gyroscope d'axe des abscisses la plus récente.
- GYRO-YOUT de 16 bits : Stocke la mesure de gyroscope d'axe des ordonnées la plus récente.
- GYRO-ZOUT de 16 bits : Stocke la mesure de gyroscope d'axe de Z la plus récente.

Type: Read Only

Register (Hex)	Register (Decimal)	Bit7	Bit6	Bit5	Bit4	Bit3	Bit2	Bit1	Bit0
43	67	GYRO_XOUT[15:8]							
44	68	GYRO_XOUT[7:0]							
45	69	GYRO_YOUT[15:8]							
46	70	GYRO_YOUT[7:0]							
47	71	GYRO_ZOUT[15:8]							
48	72	GYRO_ZOUT[7:0]							

Tableau 3.2 : Les registres du 67 au 72

C. Le registre 28- Accelerometer Configuration:

Ce registre est utilisé pour déclencher l'accéléromètre d'autotest et pour configurer la gamme complète. L'autotest d'accéléromètre permet à des utilisateurs d'examiner les parties mécaniques et électriques de l'accéléromètre, pour chaque axe d'accéléromètre l'autotest peut être activé en commandant le XA_ST, YA_ST, et ZA_ST.[8]

AFS_SEL choisit la gamme complète des sorties d'accéléromètre selon la table suivante.

Register (Hex)	Register (Decimal)	Bit7	Bit6	Bit5	Bit4	Bit3	Bit2	Bit1	Bit0
1C	28	XA_ST	YA_ST	ZA_ST	AFS_SEL[1:0]		-		

Tableau 3.3 : Registre 28

3.2. Bus I2C:

3.2.1. Présentation:

I2C: inter integrated circuit

Développé au début des années 80 par « Philips Semiconductor » pour permettre de relier facilement à un microprocesseur les différents circuits d'un téléviseur moderne.[9]

3.2.2. But :

Faire communiquer entre eux des composants électroniques très divers grâce à seulement 3 fils :

- signal de données :SDA
- signal d'horloge :SCL
- signal de référence électrique : masse

3.2.3. Propriétés :

I²C est un bus série synchrone bidirectionnel half-duplex.

Plusieurs équipements, soit maîtres, soit esclaves, peuvent être connectés au bus.

Les échanges ont toujours lieu entre un seul maître et un (ou tous les) esclave(s), toujours à l'initiative du maître (jamais de maître à maître ou d'esclave à esclave). Cependant, rien n'empêche un composant de passer du statut de maître à esclave et réciproquement.

3.2.4. Couche liaison de données :

A. Echange maître ↔ esclave :

Le message peut être décomposé en deux parties :

Le maître est l'émetteur, l'esclave est le récepteur :

- émission d'une condition de START par le maître (« S »),
- émission de l'octet ou des octets d'adresse par le maître pour désigner un esclave, avec le bit R/W à 0 (voir la partie sur l'adressage ci-après),
- réponse de l'esclave par un bit d'acquittement ACK (ou de non-acquittement NACK),

- après chaque acquittement, l'esclave peut demander une pause (« PA »).
- émission d'un octet de commande par le maître pour l'esclave,
- réponse de l'esclave par un bit d'acquiescement ACK (ou de non-acquiescement NACK),
- émission d'une condition de RESTART par le maître (« RS »),
- émission de l'octet ou des octets d'adresse par le maître pour désigner le même esclave, avec le bit R/W à 1.

Le maître devient récepteur, l'esclave devient émetteur :

- émission d'un octet de données par l'esclave pour le maître,
- réponse du maître par un bit d'acquiescement ACK (ou de non-acquiescement NACK),
- (émission d'autres octets de données par l'esclave avec acquiescement du maître),
- pour le dernier octet de données attendu par le maître, il répond par un NACK pour mettre fin au dialogue,
- émission d'une condition de STOP par le maître (« P »).

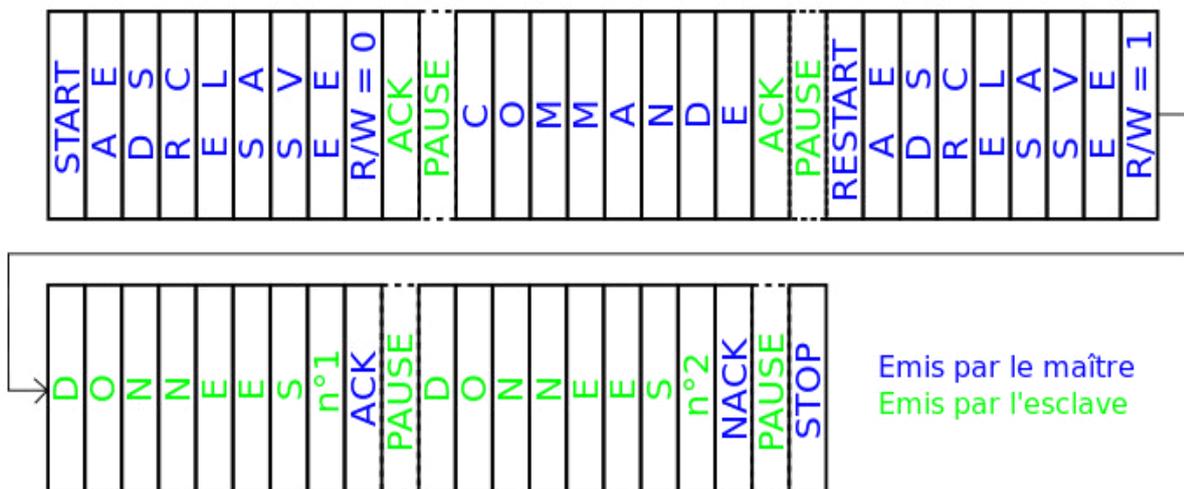


Figure 3.12 : Echange maître-esclave

B. Condition de START :

La condition de START est une transgression de la règle de codage des bits qui est utilisée par le maître pour signifier le début d'une trame.

Cette condition est caractérisée par le passage de la ligne SDA du niveau « HIGH » au niveau « LOW » pendant que la ligne « SCL » est maintenue au niveau « HIGH ».

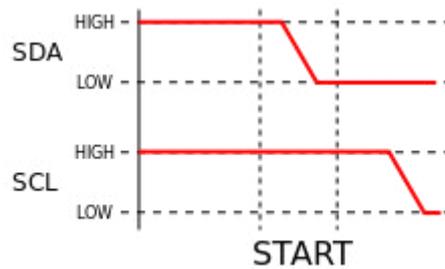


Figure 3.13 : Condition de START

C. Acquittement :

Le récepteur positionne le bit d'acquiescement à :

- « ACK », en forçant la ligne SDA au niveau « LOW », pour signaler la bonne réception de l'octet, équivalent à un bit à 0,
- « NACK », en laissant la ligne SDA au niveau « HIGH », pour signaler un défaut dans la réception de l'octet, équivalent à un bit à 1.

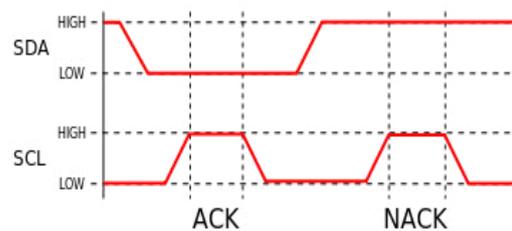


Figure 3.14 : Acquiescement

Si le récepteur est dans l'incapacité de recevoir l'octet, il ne positionnera pas le bit d'acquiescement, et celui-ci sera de facto un NACK.

Quand le maître est le récepteur, il positionne également le bit d'acquiescement à NACK pour interrompre le dialogue, avant d'envoyer la condition de STOP.

D. Pause :

À tout moment, l'esclave peut « bloquer » la ligne SCL au niveau « LOW » pour signaler qu'il est occupé.

Lorsque le maître fournit un niveau « HIGH » sur la ligne SCL, il détecte l'écrasement. Le maître doit continuer à fournir le niveau « HIGH » sur la ligne.

Lorsque l'esclave est à nouveau prêt, il libère la ligne SCL et celle-ci prend alors immédiatement le niveau « HIGH », le cycle reprend.



Figure 3.15 : Pause

E. Condition de RESTART :

La condition de RESTART est une transgression de la règle de codage des bits qui est utilisée par le maître pour signifier le début d'une nouvelle trame dès la fin de la trame précédente sans passer par une condition de STOP.

La condition de RESTART est similaire à la condition de START, à cela près que la ligne SCL doit d'abord passer du niveau « LOW » au niveau « HIGH ».

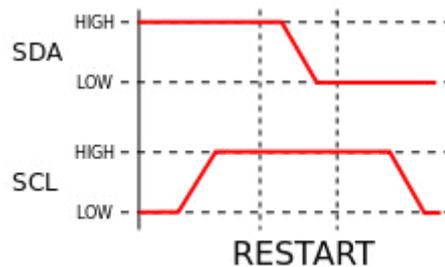


Figure 3.16 : Condition de RESTART

F. Condition de STOP :

La condition de STOP est une transgression de la règle de codage des bits qui est utilisée par le maître pour signifier la fin d'une trame.

Cette condition est caractérisée par le passage de la ligne SDA du niveau « LOW » au niveau « HIGH » pendant que la ligne SCL est maintenue au niveau « HIGH ».

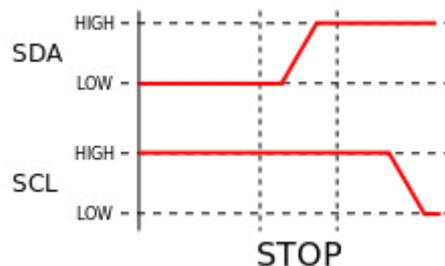


Figure 3.17: Condition de STOP

3.2.5. Lecture des données via le bus I2C :

Le bus I2C permet d'envoyer et recevoir des données du capteur. On parle d'écriture et de lecture. Pour chaque opération (écriture ou lecture), il faut préciser l'adresse du capteur et un registre. Ce registre est un numéro (on le notera en hexadécimal) qui permettra de signifier ce que l'on veut lire ou écrire, par exemple lire la coordonnées X de l'accélération (c'est une lecture) ou mettre le capteur en veille (c'est une écriture).

3.3. La PWM :

3.3.1. Définition :

La PWM (Pulse With Modulation) est une méthode pour générer un signal analogique à l'aide d'une source numérique. Un signal PWM est constitué de deux éléments principaux qui définissent son comportement : un rapport cyclique et une fréquence. Le cycle de fonctionnement décrit le temps pendant lequel le signal est dans un état haut ; comme un pourcentage de la durée totale pour compléter un cycle. La fréquence détermine la vitesse.[5]

La commande par PWM permet de produire simplement une variation de la valeur moyenne d'une tension.

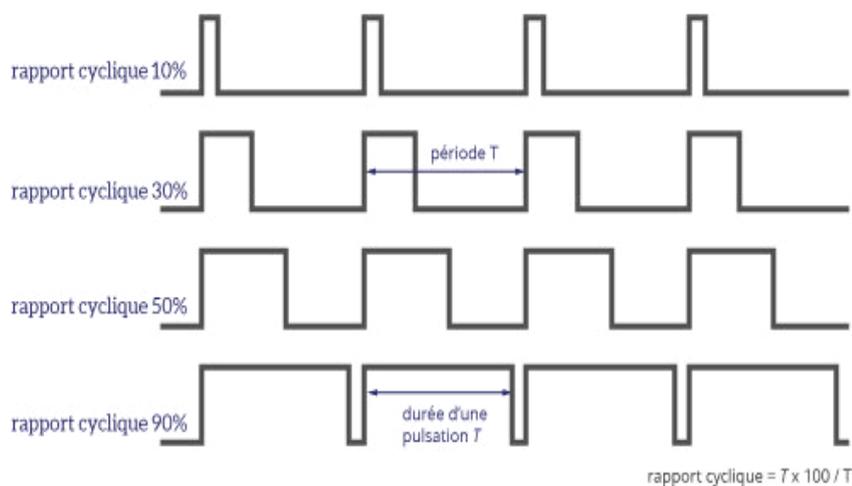


Figure 3.18 : Les différents signaux PWM

3.3.2. Principe de la PWM :

Le principe est de générer un signal logique (valant 0 ou 1), à fréquence fixe mais dont le rapport cyclique est contrôlé numériquement. La moyenne du signal de sortie est égale au rapport cyclique : il suffit donc de mettre un filtre passe-bas pour obtenir la valeur analogique recherchée.

On peut voir sur cet exemple les principales contraintes de la MLI :

- Il doit y avoir une fonction filtrage pour extraire le signal utile (ce filtre peut exister naturellement dans le système : condensateur de l'alimentation à découpage, inductance du moteur pour le variateur de vitesse, etc.) ;
- La bande passante est limitée par ce filtre ;
- La fréquence porteuse doit être significativement supérieure à la fréquence de coupure du filtre, pour que l'ondulation résiduelle soit faible

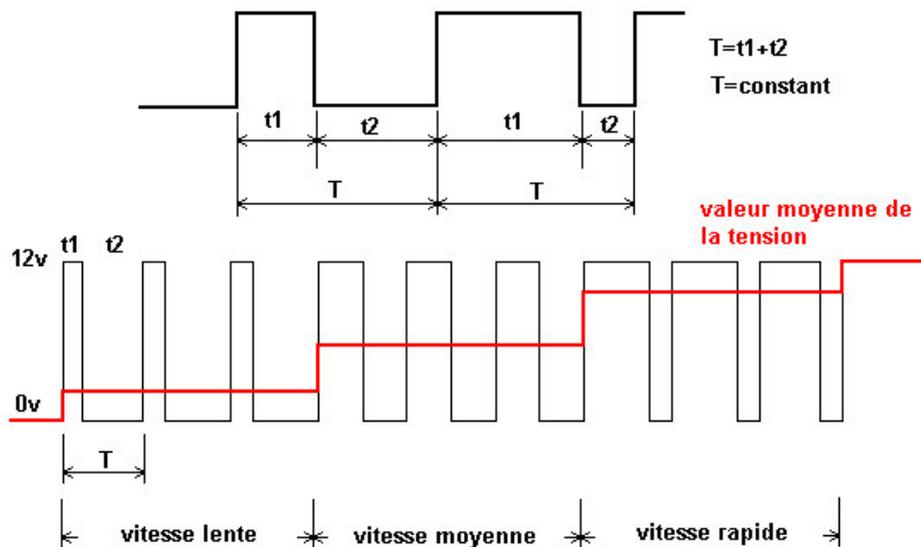


Figure 3.19 : Principe de la PWM

3.4. Radar ultrason :

Ce module MaxSonar LV-EZ2 permet de mesurer les distances entre un objet mobile et les obstacles rencontrés. Sa large plage d'alimentation, sa faible consommation et ses dimensions miniatures en font un capteur indispensable en robotique. La portée effective se situe entre 0 et 6,45m. Le signal de sortie est disponible en PWM, tension analogique ou sortie série.

3.4.1. Caractéristiques :

Rayon: moyen

Sensibilité: moyenne

Alimentation: 2,5 à 5,5 Vcc

Consommation: 2 mA

Fréquence: 42 kHz

Portée: de 0 à 6,45 m

Fréquence de lecture: 20 Hz

Déclenchement: interne ou externe

Signal de sortie:

3 lectures de sortie: analogique, série, impulsion

- analogique: $(V_{cc}/1300)/\text{cm}$

- PWM: 58 $\mu\text{s}/\text{cm}$

- série: 0 à Vcc - 9600 bauds

Dimensions: 20 x 22 x 16,4 mm.

Module prêt à l'emploi.

Référence fabricant: MB1020

3.4.2. Principe de fonctionnement du capteur d'ultrasons :

Un capteur à ultrasons émet à intervalles réguliers de courtes impulsions sonores à haute fréquence. Ces impulsions se propagent dans l'air à la vitesse du son. Lorsqu'elles rencontrent un objet, elles se réfléchissent et reviennent sous forme d'écho au capteur. Celui-ci calcule alors la distance le séparant de la cible sur la base du temps écoulé entre l'émission du signal et la réception de l'écho. L'émetteur et le récepteur sont situés dans le même boîtier

Pour détecter le niveau (la distance d), on utilise l'équation :

$$V = \frac{d}{t} \text{ alors } d = V \cdot t$$

- t étant le temps vu au-dessus entre le début de l'émission et le début de la réception

- V étant la vitesse du son qui est de 330 m /s.

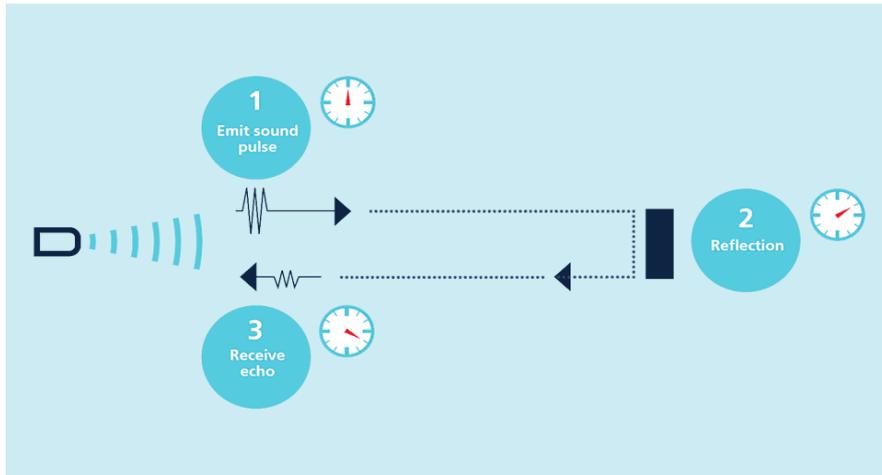


Figure 3.20 : Le fonctionnement du capteur ultrason

Remarque :

Les ultrasons sont simplement des sons à haute fréquence (supérieure à 20 000 Hz) et sont donc inaudibles par l'homme.

Pratiquement tous les matériaux réfléchissant le son peuvent être détectés, quelle que soit leur couleur. Même les objets transparents ou films minces ne posent aucun problème à un capteur à ultrasons.

3.5. Conclusion :

Ce chapitre contient le matériel nécessaire pour notre réalisation (chapitre suivant) ; nous avons présenté au début l'idée générale sur les microsystemes MEMS, passant par le capteur MPU-6050, le bus I2C qui peut faire une communication entre le MPU et une carte Arduino.

On a besoin d'un radar ultrason pour capter des informations sur la distance horizontal et vertical.

CHAPITRE 4 :

PARTIE

PRATIQUE

4.1. La carte Arduino Uno :

4.1.1. Introduction :

Arduino est un projet créé par une équipe de développeurs, composée de six individus : Massimo Banzi, David Cuartielles, Tom Igoe, Gianluca Martino, David Mellis et Nicholas Zambetti. Cette équipe a créé le "système Arduino". C'est un outil qui va permettre aux débutants, amateurs ou professionnels de créer des systèmes électroniques plus ou moins complexes.

Arduino est une plate-forme de prototypage d'objets interactifs à usage créatif constituée d'une carte électronique et d'un environnement de programmation.[12]

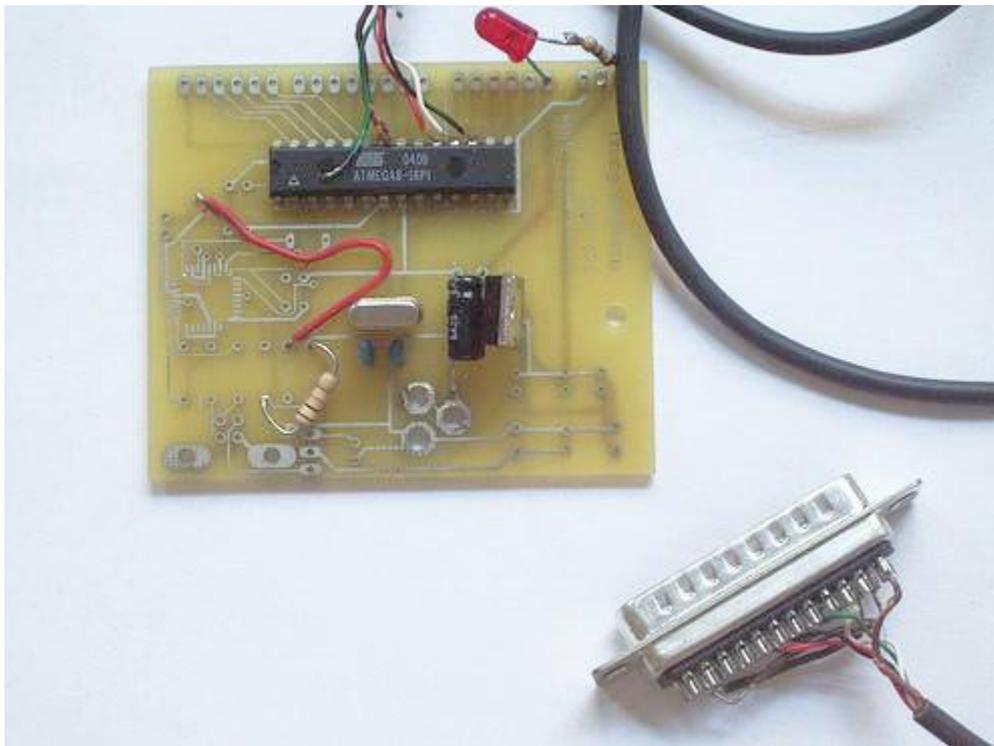


Figure 4.1 : le prototype de l'Arduino

4.1.2. Le but et l'utilité :

Le système Arduino, nous donne la possibilité d'allier les performances de la programmation à celles de l'électronique. Plus précisément, nous allons programmer des systèmes électroniques. Le gros avantage de l'électronique programmée c'est qu'elle simplifie grandement les schémas électroniques et par conséquent, le coût de la réalisation, mais aussi la charge de travail à la conception d'une carte électronique.

4.1.3. Applications :

Le système Arduino nous permet de réaliser un grand nombre de choses, qui ont une application dans tous les domaines, par exemple :

- Le contrôle des appareils domestiques.
- La fabrication des robots.
- Faire un jeu de lumières.
- Communiquer avec l'ordinateur.
- Télécommander un appareil mobile (modélisme).
- etc.

4.1.4. Description :

Arduino est une plate-forme de prototypage d'objets interactifs à usage créatif constituée d'une carte électronique et d'un environnement de programmation.

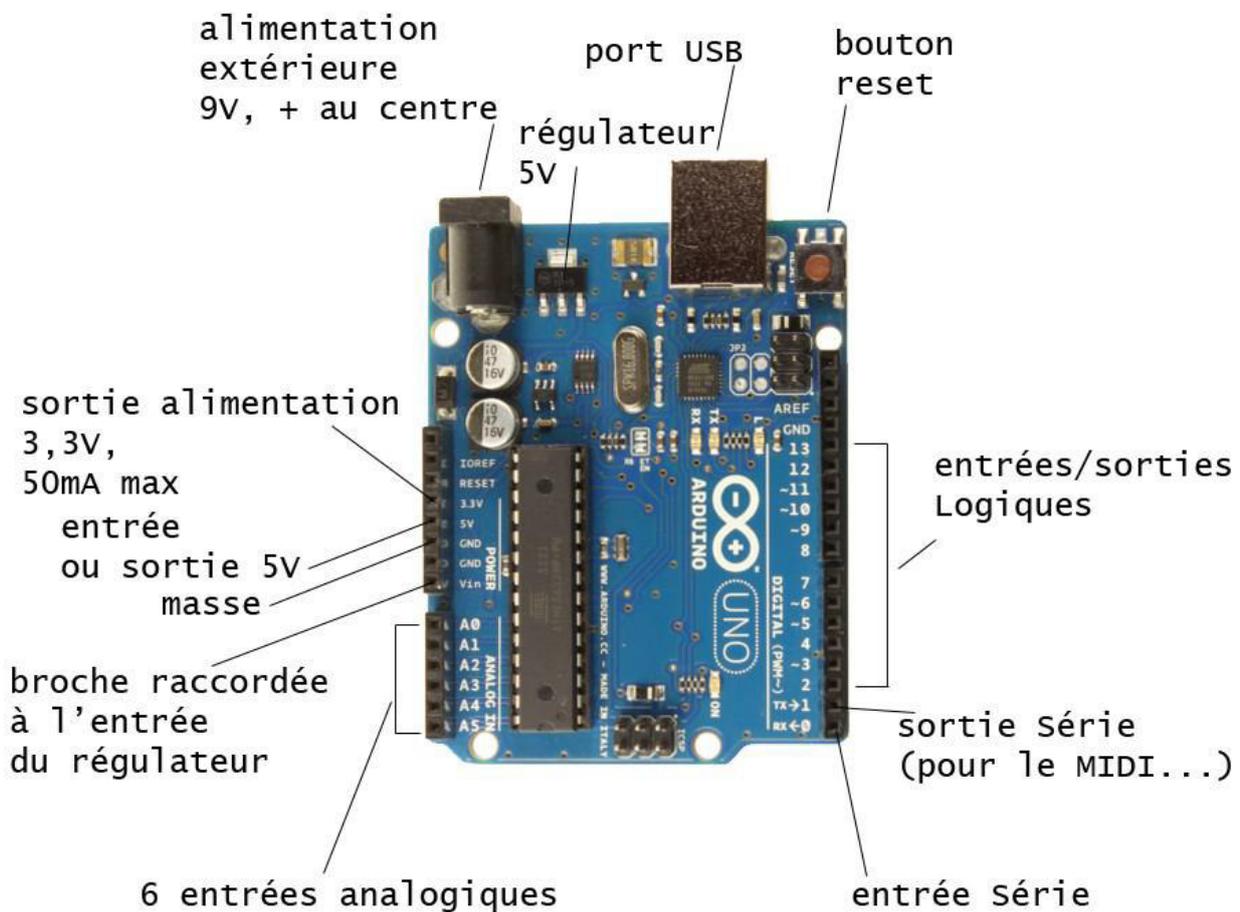
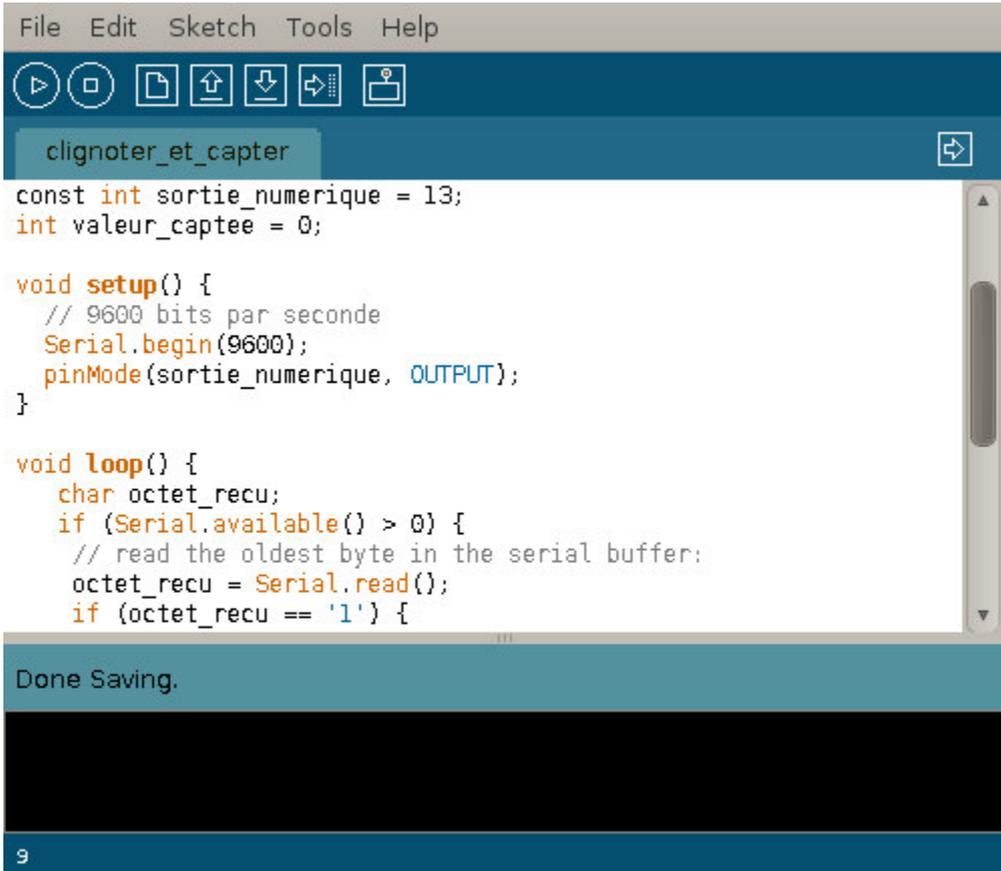


Figure 4.2 : Description de la carte Arduino

La carte Arduino repose sur un circuit intégré (un mini-ordinateur appelé également micro-contrôleur) associée à des entrées et sorties qui permettent à l'utilisateur de brancher différents types d'éléments externes.

4.1.5. Le logiciel :

L'environnement de programmation Arduino (IDE en anglais) est une application écrite en Java inspirée du langage Processing. L'IDE permet d'écrire, de modifier un programme et de le convertir en une série d'instructions compréhensibles pour la carte.



```
File Edit Sketch Tools Help
clignoter_et_capter
const int sortie_numerique = 13;
int valeur_captee = 0;

void setup() {
  // 9600 bits par seconde
  Serial.begin(9600);
  pinMode(sortie_numerique, OUTPUT);
}

void loop() {
  char octet_recu;
  if (Serial.available() > 0) {
    // read the oldest byte in the serial buffer:
    octet_recu = Serial.read();
    if (octet_recu == '1') {
```

Done Saving.

9

Figure 4.3 : Programme Arduino

-  New : pour créer un nouveau programme (sketch).
-  Open : ouvrir un programme existant.
-  Save : sauvegarde le programme, si vous voulez le sauvegarder sous un autre nom, passer par file/save as
-  Serial Monitor : pour ouvrir la fenêtre qui permet de visualiser les données transmises par le port série de l'Arduino (très pratique pour le débogage...).

4.1.5.1. Lexique de termes anglais :

ANALOG :	Analogique.
AREF :	Abréviation pour Analog REference, référence analogique.
AVAILABLE :	Disponible.
BEGIN :	Début.
BIT :	bit, unité d'information informatique pouvant prendre soit la valeur 0 soit la valeur 1.
BYTE :	Octet, soit un groupe de 8 bits.
bps :	Abréviation pour Bits Per Second, Bits Par Seconde.
CHAR :	Pour CHARacter, caractère (typographique). Type de variable d'une taille d'un octet.
DEFINE :	Définit.
DIGITAL :	Numérique.
GND :	Abréviation pour GrouND, la terre. C'est la masse, 0 Volt.
HIGH :	Haut.
INCLUDE :	Inclut.
INPUT :	Entrée.
INT :	Abréviation pour INTeger, entier. Groupe de 16 bits, 2 octets groupés, considérés comme représentant un nombre entier négatif ou positif.
LONG :	Abréviation pour "entier long". Groupe de 32 bits, 4 octets groupés, considérés comme représentant un nombre entier négatif ou positif.
LOOP :	Boucle.
LOW :	Bas.
OUTPUT :	Sortie.
PIN :	Broche.
POWER :	Alimentation.
PWM :	Abréviation de (Pulse Width Modulation), soit Modulation en Largeur d'Impulsion.
READ:	Lire.
RESISTOR:	résistance.
RELAY:	relais.
RX :	Abréviation pour Receive, réception.
SERIAL :	Série.
SETUP :	Initialisation.

SENSOR:	capteur
SWITCH :	basculer, interrupteur
TX:	Abréviation pour Transmit, transmission.
WIRE:	câble, fil.
WHILE :	Tant que.
WORD :	mot, soit dans le sens de langage ; soit dans le sens d'un groupe de 16 bits.
WRITE:	Ecrire.[13]

4.1.6. Structure d'un programme :

Le programme est lu par le micro-contrôleur de haut vers le bas.

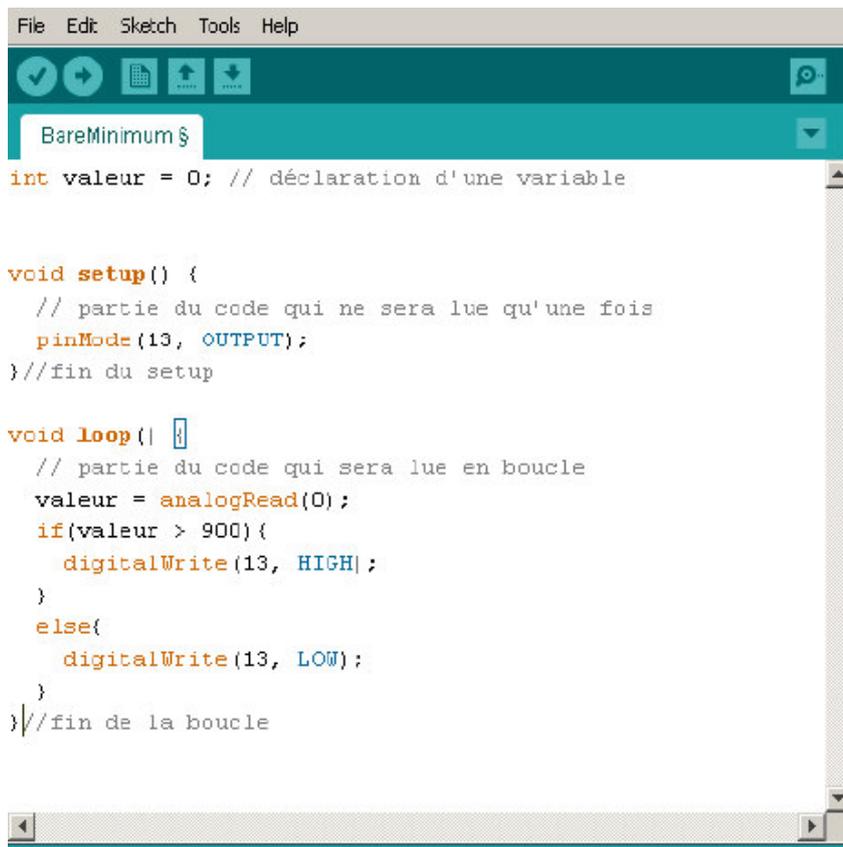
Une variable doit être déclarée avant d'être utilisée par une fonction.

La structure minimale est constituée :

- en tête : déclaration des variables, des constantes, indication de l'utilisation de bibliothèques etc...
- un setup (= initialisation) cette partie n'est lue qu'une seule fois, elle comprend les fonctions devant être réalisées au démarrage (utilisation des broches en entrées ou en sortie, mise en marche du midi, du port série de l' I2C etc.....)
- une loop (boucle) : cette partie est lue en boucle ! C'est ici que les fonctions sont réalisées.

En plus de cette structure minimale, on peut ajouter :

- des « sous-programmes » ou « routines » qui peuvent être appelées à tout moment dans la boucle, très pratiqué pour réaliser des morceaux de codes répétitifs.
- Des « callbacks », ce sont des fonctions qui sont rappelées automatiquement depuis une bibliothèque. [11]



```

File Edit Sketch Tools Help
BareMinimum $
int valeur = 0; // déclaration d'une variable

void setup() {
  // partie du code qui ne sera lue qu'une fois
  pinMode(13, OUTPUT);
} //fin du setup

void loop() {
  // partie du code qui sera lue en boucle
  valeur = analogRead(0);
  if(valeur > 900){
    digitalWrite(13, HIGH);
  }
  else{
    digitalWrite(13, LOW);
  }
} //fin de la boucle

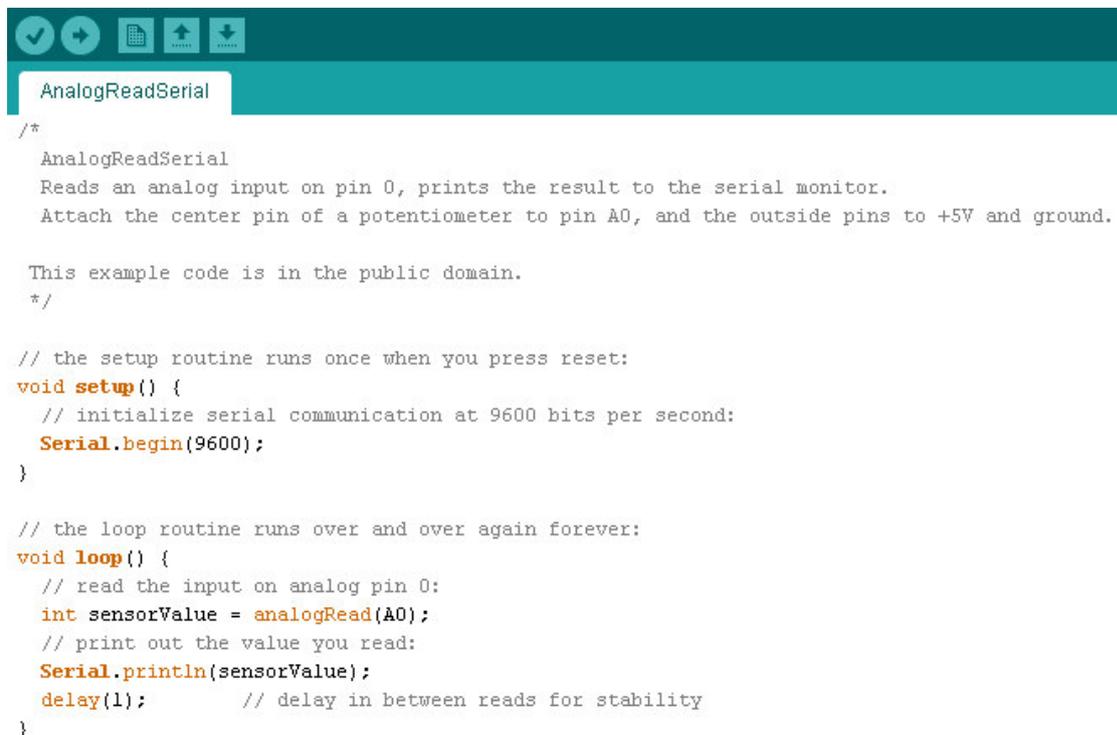
```

Figure 4.4 : Structure d'un programme

4.1.7. Exemples de programme Arduino :

Nous fournissons ici quelques exemples simples testés avec la carte Arduino Uno :

- Lit une entrée analogique sur la broche A0 et affiche le résultat sur le moniteur série



```

AnalogReadSerial
/*
  AnalogReadSerial
  Reads an analog input on pin 0, prints the result to the serial monitor.
  Attach the center pin of a potentiometer to pin A0, and the outside pins to +5V and ground.

  This example code is in the public domain.
  */

// the setup routine runs once when you press reset:
void setup() {
  // initialize serial communication at 9600 bits per second:
  Serial.begin(9600);
}

// the loop routine runs over and over again forever:
void loop() {
  // read the input on analog pin 0:
  int sensorValue = analogRead(A0);
  // print out the value you read:
  Serial.println(sensorValue);
  delay(1);        // delay in between reads for stability
}

```

Figure 4.5 : Lecture d'une entrée analogique

b) Clignotement d'une LED avec un intervalle du temps égale à une seconde d'une manière répétitive.

```
✓ → 📄 ⬆ ⬇ Nouveau
Blink
/*
  Blink
  Turns on an LED on for one second, then off for one second, repeatedly.

  This example code is in the public domain.
  */

// Pin 13 has an LED connected on most Arduino boards.
// give it a name:
int led = 13;

// the setup routine runs once when you press reset:
void setup() {
  // initialize the digital pin as an output.
  pinMode(led, OUTPUT);
}

// the loop routine runs over and over again forever:
void loop() {
  digitalWrite(led, HIGH); // turn the LED on (HIGH is the voltage level)
  delay(1000);             // wait for a second
  digitalWrite(led, LOW);  // turn the LED off by making the voltage LOW
  delay(1000);             // wait for a second
}
```

Figure 4.6 : Clignotement d'une led

4.2. La connexion entre la carte Arduino et le MPU-6050 :

Le capteur MPU 6050 possède 8 connecteurs (appelés pins), mais nous ne nous servons que de 4 d'entre eux. Il est alimenté par 3.3V via les pins VCC et GND. Ce composant communique les données via les pins SDA (Serial Data) et SCL (Serial Clock) en utilisant un protocole appelé I2C.



Figure 4.7 : Les pins utilisée dans le MPU 6050

4.3. Le synoptique :

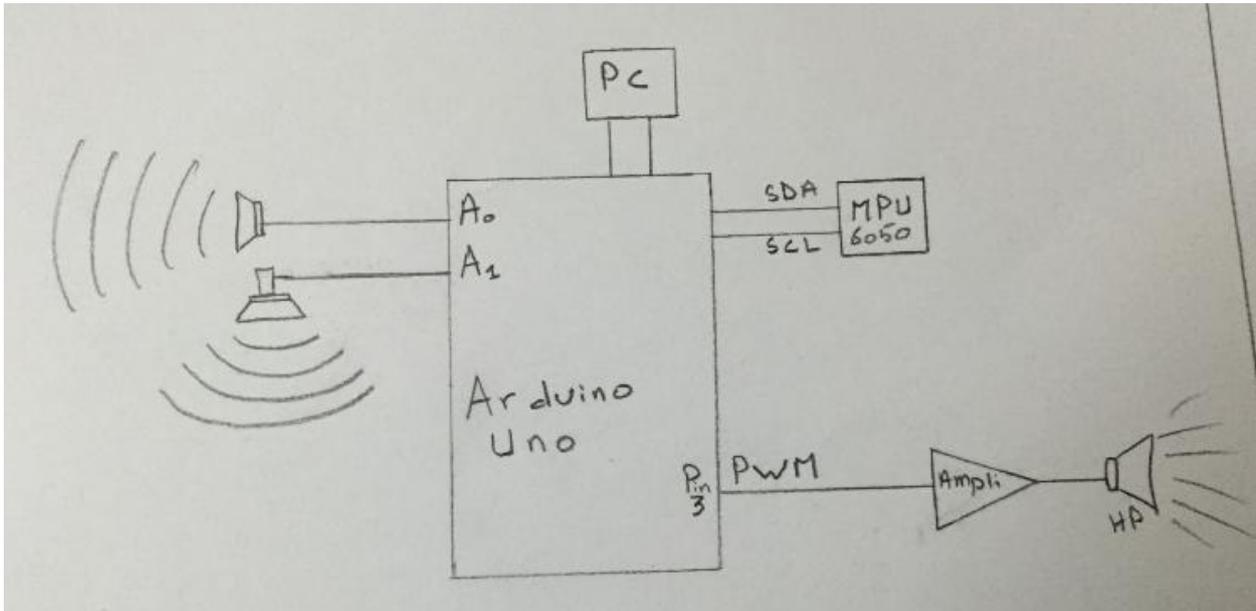


Figure 4.8 : Le schéma synoptique

La carte Arduino Uno est connectée avec :

- Le capteur MPU-6050 par un bus I2C pour le transfert des informations sur l'accélération.
- Le radar ultrason (pin A0) ; il donne l'information de la distance horizontale.
- Le radar ultrason (pin A1) ; il donne l'information de la hauteur sol.
- Un haut-parleur passant par un amplificateur (pin 3).
- Un PC pour la programmation de la carte.

4.4. L'organigramme :

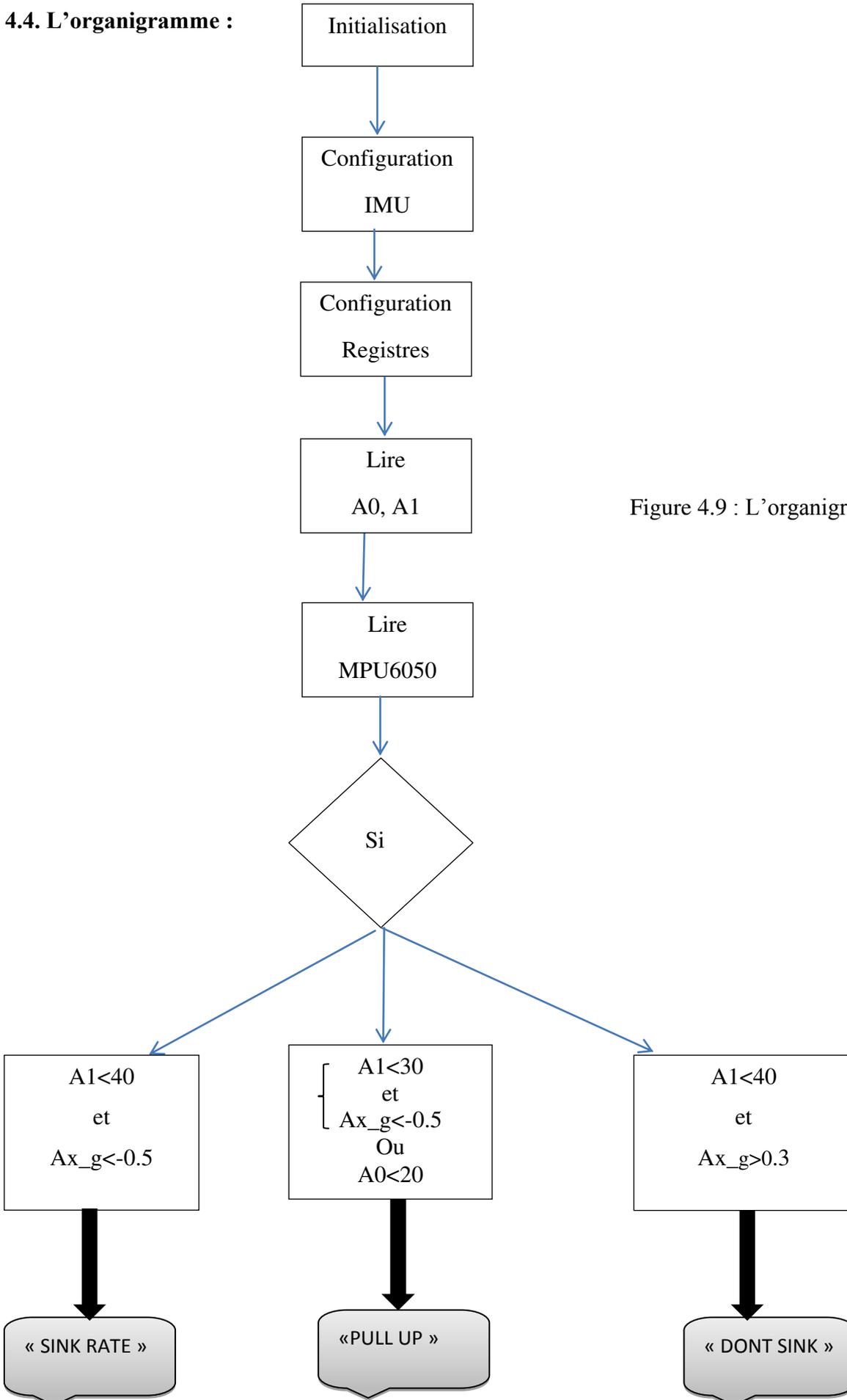


Figure 4.9 : L'organigramme

La déclaration des accélérations :

```
long accelX, accelY, accelZ;
```

Accélérations brutes délivrées par l'IMU.

```
float accelX_g, accelY_g, accelZ_g;
```

Accélérations exprimées en g (9.81 m/s²).

A. Initialisation (void setup) :

```
void setup() {
  Serial.begin(9600);
  Wire.begin(); // ouvrir le port I2C
  config_MPU(); // configurations de l'IMU
}
```

B. Boucle :

```
void loop() {
  int hauteur_sol = analogRead(A1);
  int distance_obstacle = analogRead(A0);
  LireAccelRegisters();
  // printData(); affichages des accelerations
  // Serial.println(hauteur_sol); affichage des distances
  if((hauteur_sol<40)&&(accelX_g < -0.5)) { //mode 1

  voice.say(SinkRate);

  }
  if(((hauteur_sol<30)&&(accelX_g<-0.5)) || (distance_obstacle<20)){ //mode 1 et obstacle proche mode 2
  voice.say(PullUp);
  }
  if((hauteur_sol<40)&&(accelX_g > 0.3)) { //mode 3

  voice.say(DontSink);
  }
}
```

Figure 4.12 : La boucle

Après la boucle on a fait la configuration IMU par les étapes suivantes:

- ✓ Configuration d'adresse IMU : dans ce cas l'Arduino est le maitre, et l'IMU est l'esclave.
- ✓ Configuration des registres IMU.
- ✓ Arrêt de communication I2C.

- ✓ Configuration d'accélération (Chapitre 3, page 40).
- ✓ Configuration de la valeur maximale d'accélération $\pm 2g$ AFS_SEL=0 :

On a choisi $\pm 2g$ comme valeur maximale d'accélération pour ces raisons :

- On n'a pas besoin des valeurs d'accélération importantes.
- $\pm 2g$ est plus précis par rapport aux gammes du tableau ci-dessous :

Chaque gamme (échelle) a une taille de 16 bit \longrightarrow $\pm 2g$ a plus de valeurs d'accélération.

\longrightarrow Pour $1g \longrightarrow$ 16384 valeurs.

AFS_SEL	Full Scale Range	LSB Sensitivity
0	$\pm 2g$	16384 LSB/g
1	$\pm 4g$	8192 LSB/g
2	$\pm 8g$	4096 LSB/g
3	$\pm 16g$	2048 LSB/g

Tableau 4.1 : Les gammes d'accélération

Après la configuration de l'IMU on fait la lecture des valeurs d'accélération puis on les normalise en terme de g (diviser par 16384), et on termine le programme par l'affichage des valeurs d'accélération (Figure 4.12).

```
void printData() {
  Serial.print("Accel (g)");
  Serial.print(" X = ");
  Serial.print(accelX_g);
  Serial.print(" Y = ");
  Serial.print(accelY_g);
  Serial.print(" Z = ");
  Serial.println(accelZ_g);
}
```

Figure 4.13 : Le programme d'affichage

4.6. Test et résultats :

Après la programmation de la carte Arduino on a fait les tests et voici quelques un :



Figure 4.14 : Mode 1

Dans la figure 4.14 ; on a faire incliner l'avion vers le bas avec une accélération exprimée en g inférieur à (-0.5) et une hauteur moins de 40 cm, et l'alarme sonore « SINK RATE » déclenche ce qui exprime le cas du premier mode du système EGPWS.

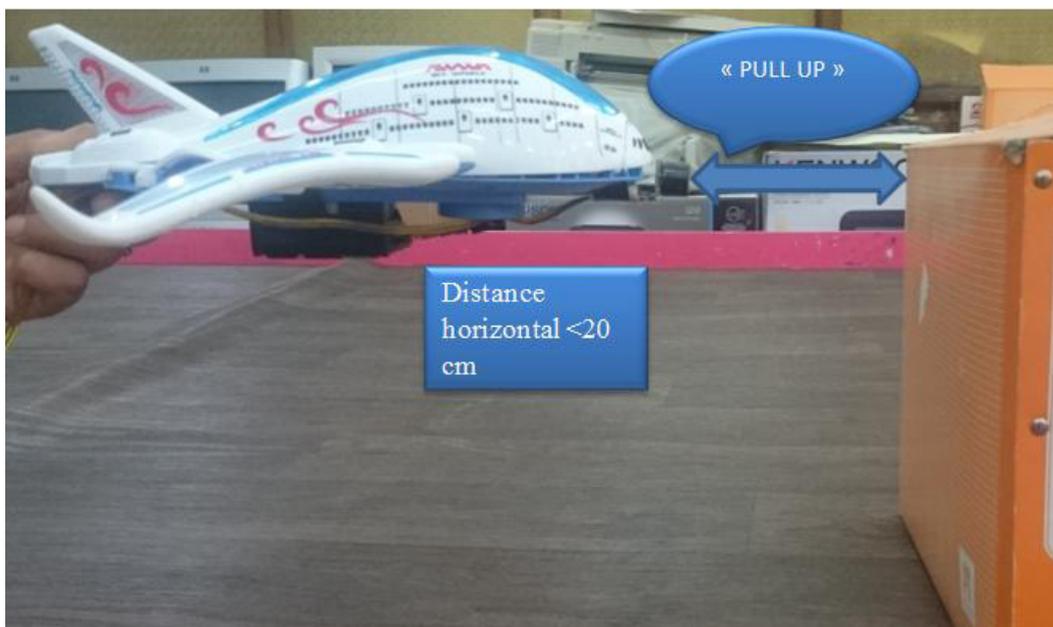


Figure 4.15 : Mode 2

Maintenant pour simuler le deuxième mode de l'EGPWS, on a fait un obstacle avant l'avion (Figure 4.15) de distance horizontale inférieur à 20 cm, et le message « PULL UP » déclenche dans ce cas.

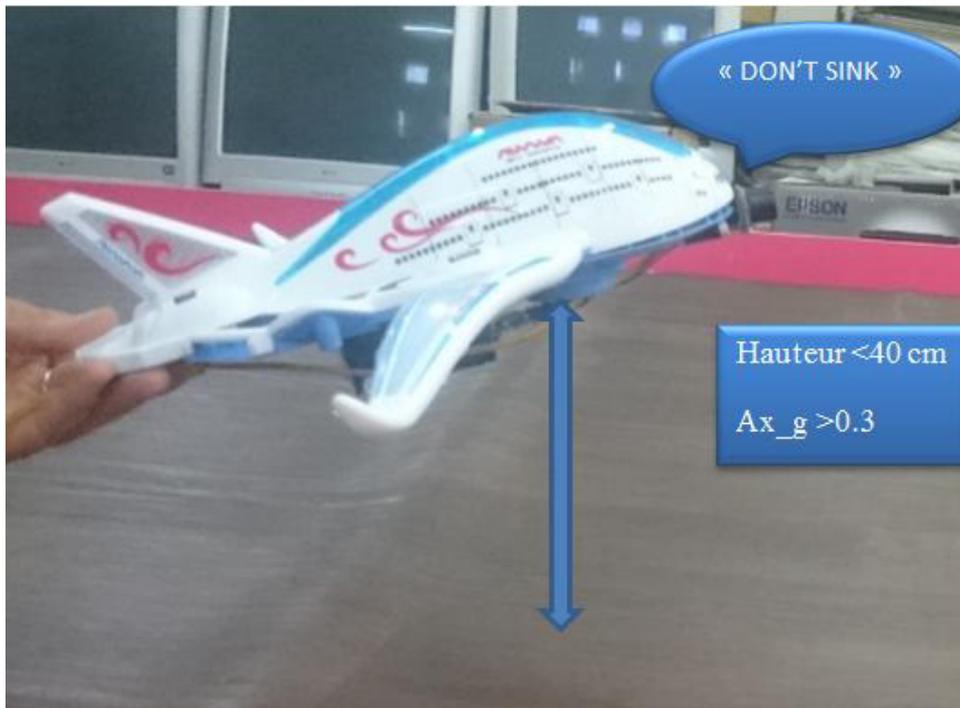


Figure 4.16 : Mode 3

Dans cette figure (Figure 4.16), on a fait incliner l'avion vers le haut (décollage) et après une certaine distance on a simulé le cas du troisième mode (L'avion perd l'altitude) et lorsque le modèle est dessous de 40 cm avec une accélération 0.3g le message sonore « DON'T SINK » déclenche.

A la fin de ce chapitre

on a atteint notre but qui consiste à réaliser le modèle réduit qui simule le fonctionnement du système EGPWS.

CONCLUSION

GENERALE

CONCLUSION GENERALE

Le travail que nous avons présenté, nous a permis d'avoir des connaissances sur les différents modes du système amélioré d'avertissement de proximité sol EGPWS, ainsi les microsystèmes MEMS (IMU MPU-6050), et aussi sur la programmation de la carte Arduino.

On a effectué un travail qui nous a permis d'atteindre notre but, qui consiste à réaliser un modèle réduit simulant le fonctionnement d'un EGPWS.

Cette réalisation va offrir aux étudiants un moyen simple pour bien comprendre ce système de sécurité, cette dernière est un facteur très important dans le domaine d'aviation.

Enfin, nous souhaitons que notre travail va inspirer les étudiants qui s'intéressent aux équipements de sécurité pour l'améliorer ; on peut donner comme perspectives par exemple de développer notre modèle dans la programmation parce qu'il peut calculer la vitesse et par conséquent d'utiliser les autres modes en jeu, de simuler les balises de LOC et GLIDE par des capteurs pour mieux rapprocher du système réel.

BIBLIOGRAPHIE

Bibliographie :

[1]- Thèse (2007-2008) sou le thème : « Etude du système amélioré d'avertissement de proximité sol EGPWS du Boeing 737 NG », présentée par MERIEM BENAZZOUZ. Département d'aéronautique Blida.

[2]- Thèse (Septembre 2001) sou le thème : « Utilisation d'un PC comme banc d'essai pour le GPWS », présentée par Z. FARID et Y. SAÏDA. Institut d'électronique Blida.

[3]- Livre DRAFT tome 2. Institut Aéronautique JEAN MERMOZ.

[4]- Thèse (Juin 2012) sou le thème : « Conception et modélisation d'un accéléromètre microélectronique triaxial », présentée par BENICHOU ABDELKADER. Département de génie électrique et électronique Tlemcen.

[5]- Thèse (2013-2014) sou le thème : Application d'un micro-accéléromètre pour la télécommande gestuelle d'un bras manipulateur », présentée par SERHAN SANA. Département d'électronique Blida.

[6]-<http://fr.arduino.cc/> Microcontrôleur AVR/ Travail Pratique/ Utilisation d'un accéléromètre MPU-6050.

[7]- Livre Arduino Guide using MPU-6050 and nRF24L01. L'auteur DANIEL TITELLO- Intern.

[8]- <http://www.invensense.com>

[9]- <http://www.licm.sciences.univ-metz.fr>

[10]- <http://arduino.cc/>

[11]- <http://www.ladyada.net/learn/arduino/>