

Remerciement

Ce projet a été réalisé en vue de l'obtention du diplôme du MASTER en Aéronautique option « avionique », au sein du département Aéronautique de Blida.

Nous tenons à remercier en premier lieu « ALLAH » tout puissant de nous avoir donné la chance et le courage et la volonté pour terminer notre projet de fin d'études et de nous avoir attribué la faveur de réussir nos études.

Nous tenons à exprimer nos vifs remerciements à notre promoteur Dr. Med Djendi de la diligence dont il a fait preuve durant toute la préparation de notre mémoire et nous le remercions pour ses précieux conseils.

Nous remercions également, Mr. Bensafia Djilali pour son aide et pour son soutien.

Nous remercions également les enseignants de la promotion avionique 2012-2013 pour leurs constants suivis et leurs précieux conseils spécialement Mr. MONGUËLLATI.

Enfin il nous est agréable de remercier chaleureusement tous les membres de nos familles surtout nos parents pour leurs sacrifices, leurs affections et leur compréhension.

Dédicace

*Je souhaite dédier ce modeste travail, synonyme de
concrétisation de tous mes efforts fournis ces
dernières années d'études*

A :

- Ma chère mère

« Chrifa »

- Mon père

« Abdelkaoui »

- mes très chères sœurs

« Zineb, Asma, Halima et Chaimaa »

- mon frère

« Hichem »

- Tous mes Amis et mes collègues de la promotion Avionique 2012-2013

Louadj Ibrahim

Dédicace

*Je souhaite dédier ce modeste travail, synonyme de
concrétisation de tous mes efforts fournis ces
dernières années d'études*

A :

- a ma très chère maman

Rachida

*- symbole de sacrifice et de courage
qui m'a appris toutes les bonnes valeurs
à toi le plus beau papa du monde*

Nacer

*- A ceux qui m'encouragent à donner le meilleur en moi
mes frères*

Arezki et Yanni

- A toute la famille Rabhi et messalti

- A mes cousins et mes cousines

- A tous mes Amis et mes collègues de la promotion avionique 2012-2013

Rabhi Nesrine

ملخص

المشكلة الكبرى مع الاتصالات هو الضجيج الذي يؤثر بشدة على وضوح الرسالة المرسله والمستلمة من قمرة قيادة الطائرة (الطيار للركاب, طاقم الطائرة, برج المراقبة...). في هذا المشروع, سوف نقوم بدراسة تحسين الاتصالات الصاخبة من خلال طريقة نزع الضوضاء بالهيكل المباشر لتفرقة المنبع باستعمال خوارزمية LMS.

Résumé

Le problème majeur de la communication est celui du bruit qui nuit fortement à l'intelligibilité du message transmis et reçu à partir du cockpit d'avion (message du pilote aux passagers, équipage et contrôleurs). Dans ce projet, nous allons étudier le debuitage de la communication bruitée par la méthode de séparation aveugle de source type Directe développée avec l'algorithme LMS.

Abstract

The major problem with communication is the noise that affects strongly the intelligibility of the message sent and received from the cockpit of plane (the pilot to passengers, crew and controllers). In this project, we will study the enhancement of noisy communication by the method of forward blind separation of sources which is developed with the LMS algorithm.

Liste des abréviations

ANCAS : Active Noise Controller for Aircraft Seat

ASANCA : Study of Active Noise Control in Aircrafts

ATVA : Active Tuned Vibration Absorbers

BF : Basses Fréquences

COP : Côté Opposé à la Poussée

CP : Côté Poussée

DAV : Détection d'Activité Vocale

FFT : Fast Fourier Transform

FIR : Finite Impulse Reponse

GMP : Groupe Motopropulseur

GSM : Global System for Mobile communication

HF : Hautes Fréquences

HP : Haute Pression

LMS : Least Mean Square

NASA : National Aeronautics and Space Administration

OACI : Organisation de l'Aviation Civile Internationale

RANNTAC : Reduction of Aircraft Noise by Nacelle Treatment and Active Control

RSB : Rapport Signal à Bruit

S.T : Système de Transmission

SAS : Séparation Aveugle de Sources

SHF : Super High Frequency (Super Hautes Fréquences)

SM : System Mismatch

TFD : Transformée de Fourier discrète

TFR : Transformée de Fourier rapide

Liste des figures

Chapitre I : Technique de traitement de signal

- Figure I.1** : Distribution spectrale d'un signal avec la définition de la largeur de bande spectrale ΔF 4
- Figure I.2** : Classification morphologique des signaux..... 6

Chapitre II : Etude des différents types de bruit acoustique

- Figure II.1** : un bruit blanc avec leur spectrogramme..... 15
- Figure II.2** : un bruit rose avec leur spectrogramme..... 15
- Figure II.3** : Répartition de l'exposition à des niveaux sonores dépassant 65 dB(A) dans l'Union européenne (à 15 pays)..... 17
- Figure II.4** : Propagation des ondes sonores dans un espace clos..... 19
- Figure II.5** : Représentation bidimensionnelle de l'évolution d'un front d'onde induit par une source monopolaire dans un local de 10,2 m × 6,8 m × z 21
- Figure II.6** : Représentation bidimensionnelle du trajet d'un rayon sonore dans le local de la figure II.5..... 21
- Figure II.7** : Représentation bidimensionnelle du trajet de l'onde directe et des premières réflexions dans un local à parois d'impédance infinie..... 22
- Figure II.8** : Distribution temporelle schématique d'une impulsion sonore..... 23
- Figure II.9** : Croissance et décroissance de l'énergie sonore dans une salle..... 23

Liste des figures

Figure II.10 : Analyse temps/fréquence du bruit d'injecteur.....	27
Figure II.11 : Phénomène de basculement de piston (<i>piston slap</i>).....	28
Figure II.12 : Effet de la variation du jeu piston-chemise sur le bruit rayonné (tiers d'octaves) : 2 000 tr/min, charge moyenne	29

Chapitre III : Le bruit dans un avion

Figure III.1 : Origine des sources de bruit moteur et de bruit aérodynamique avion.....	31
Figure III.2 : les différentes sources de bruit sur un avion de type quadriréacteur long-courrier.....	33
Figure III.3 : Évolution du bruit de jet en fonction de la vitesse d'éjection.....	34
Figure III.4 : Vibrations de la structure provoquées par le moteur.....	36
Figure III.5 : Bruit de la turbulence aérodynamique.....	36
Figure III.6 : voies de transfert du bruit du moteur dans la cabine.....	37
Figure III.7 : voies de transfert du bruit des hélices dans la cabine.....	37
Figure III.8 : Capteurs utilisés par le système UltraQuiet Cabin™.....	40
Figure III.9 : Contrôleur du système UltraQuiet Cabin™.....	40
Figure III.10 : Actionneurs vibratoires du système UltraQuiet Cabin™.....	41
Figure III.11 : Montage des haut-parleurs du système UltraQuiet Cabin™.....	41
Figure III.12 : Amplificateur de puissance du système UltraQuiet Cabin™.....	42
Figure III.13 : Vue éclatée d'un siège utilisant le système ANCASTM.....	43

Chapitre IV : Rehaussement de la communication bruitée dans un avion

Figure IV.1 : Système de débruitage de la communication bruitée dans un avion..... 45

Figure IV.2 : Signal délivré par le filtre Wiener $w(t)$ 46

Figure IV.3 : modèle général de mélange convolutif.....48

Figure IV.4 : structure de mélange.....49

Figure IV.5 : Structure symétrique de débruitage Récursive50

Figure IV.6 : la structure de séparation de sources Directe..... 52

Chapitre V : Résultat des simulations

Figure V.1 : Signal de parole55

Figure V.2 : Signal de parole55

Figure V.3 : un bruit blanc avec son spectrogramme.....56

Figure V.4 : un bruit avion F16 avec son spectrogramme.....56

Figure V.5 : un bruit avion B747 avec son spectrogramme..... 57

Figure V.6 : un bruit avion A320 avec son spectrogramme.....57

Figure V.7 : un bruit avion Hercules C130 avec son spectrogramme..... 58

Figure V.8 : un bruit avion Cessna 172 avec son spectrogramme.....58

Figure V.9 : Signal de parole figure V.1 segmenté59

Figure V.10 : Signal de parole figure V.2 segmenté.....59

Figure V.11 : signal original de parole avec son spectrogramme.....64

Liste des figures

Figure V.12 : signal du bruit blanc avec son spectrogramme.....	65
Figure V.13 : signal de sortie de mélange avec son spectrogramme et $RSB=RSB2=-10dB$	65
Figure V.14 : signal de sortie de mélange avec son spectrogramme et $RSB=RSB2=-10dB$	66
Figure V.15 : signal de sortie de structure Directe avec son spectrogramme	66
Figure V.16 : signal de sortie de structure Directe avec son spectrogramme.....	67
Figure V.17 : les trois signaux (cs, m1, e1).....	67
Figure V.18 : signal original de parole avec son spectrogramme.....	68
Figure V.19 : signal du bruit avion F16 avec son spectrogramme.....	69
Figure V.20 : signal de sortie de mélange avec son spectrogramme et $RSB1=RSB2=0$	69
Figure V.21 : signal de sortie de mélange avec son spectrogramme et $RSB1=RSB2=0$	70
Figure V.22 : signal de sortie de structure Directe avec son spectrogramme.....	70
Figure 5.23 : signal de sortie de structure Directe avec son spectrogramme.....	71
Figure 5.24 : les trois signaux (cs, m1, e1).....	71
Figure V.25 : Système Mismatch de bruit blanc du filtre w_l pour $\mu=0.1$ et $L=10$	72
Figure 5.26 : Système Mismatch de bruit avion F16 du filtre w_l pour $\mu=0.1$ et $L=64$	73
Figure V.27 : RSB de sortie pour la parole de figure 5.1 et bruit blanc.....	73
Figure V.28 : RSB de sortie pour la parole de figure 5.2 et bruit avion F16.....	74
Figure V.29 : Représentation de filtre adaptatif w_l et réponse impulsionnelle h_l de 1 ^{ère} cas.....	74

Liste des figures

Figure V.30: Représentation de filtre adaptatif w_l et réponse impulsionnelle h_l de 2 ^{ème} cas.....	75
Figure V.31: Système Mismatch avec $L=10$	76
Figure V.32: Système Mismatch avec $L=64$	77
Figure V.33: Système Mismatch avec $L=256$	77
Figure V.34: Système Mismatch avec $\mu = 0.9$	78
Figure V.35: Système Mismatch avec $\mu = 0.1$	79
Figure V.36: Système Mismatch avec $\mu = 0.01$	79
Figure V.37: Système Mismatch avec $RSB1 = -10$	80
Figure V.38: Système Mismatch avec $RSB1 = 0$	81
Figure V.39: Système Mismatch avec $RSB1 = 5$	81

Sommaire

Introduction générale.....	1
Chapitre I : Technique de traitement de signal	
I.1 Introduction.....	2
I.2 Partie 1 : Théorie du signal.....	2
I.2.1 Définitions de base.....	2
I.2.2 Classification des signaux.....	2
I.2.3 La convolution.....	6
I.2.4 Corrélation.....	8
I.2.5 Transformée de Fourier.....	9
I.2.6 Transformée de Laplace.....	10
I.3 Partie 2 : traitement numérique du signal.....	10
I.3.1 Définition.....	10
I.3.2 Echantillonnage.....	11
I.3.3 Transformée de Fourier discrète.....	11
I.3.4 Transformée de Fourier rapide.....	11
I.3.5 Convolution.....	11
I.3.6 corrélation discrète.....	12
I.4 Conclusion.....	12

Chapitre II : Etude des différents types de bruit acoustique

II.1 Introduction.....	13
II.2 Caractéristiques physiques du son.....	13
II.3 Le bruit.....	13
II.3.1 Les caractéristiques des sources de bruit.....	14
II.3.2 Type de bruit.....	14
II.3.3 Couleurs de bruit.....	14
II.4 Bruit environnement.....	16
II.4.1 Définition.....	16
II.4.2 Sources de bruit dans l'environnement.....	17
II.5 Bruit dans une salle.....	18
II.5.1 Comportement du bruit dans une salle.....	18
II.5.2 Diffusion.....	19
II.5.3 Absorption.....	20
II.5.4 Représentation simple des phénomènes de propagation.....	20
II.6 Le bruit dans l'automobile.....	24
II.6.1 Sources de bruit.....	24
II.6.2 Bruit moteur.....	25
II.6.3 Contrôle du bruit moteur.....	30
II.7 Conclusion.....	30

Chapitre III : Le bruit dans un avion

III.1 Introduction.....31

III.2 Description du bruit des avions31

III.3 Les principales sources de bruit des avions33

 III.3.1 Le bruit de jet.....34

 III.3.2 Bruit de la soufflante et la turbine.....34

 III.3.3 Bruit de la chambre de combustion..... 35

 III.3.4 Bruit hélice.....35

 III.3.5 Le bruit de la cellule.....36

III.4 Propagation de bruit dans l'avion.....36

III.5 Contrôle actif de bruit.....38

 III.5.1 Systèmes de contrôle actif pour la réduction du bruit dans les
cabines.....38

 III.5.2 Bruit dû à la couche limite turbulente..... 43

 III.5.3 Contrôle local du bruit dans la cabine..... 43

 III.5.4 Bruit de soufflante.....44

III.6 Conclusion..... 44

Chapitre IV : Rehaussement de la communication bruitée dans un avion

IV.1 Introduction.....45

IV.2 Système débruitage de la communication bruitée dans un avion..... 45

IV.3 Algorithme du gradient stochastique (Least Mean Square – LMS)..... 46

Sommaire

IV.4 Filtre de Wiener.....	46
IV.5 La séparation aveugle de sources.....	47
IV.6 Modèle de mélange.....	47
IV.7 Description des deux structures de séparation de sources (bi-capteurs).....	49
IV.7.1 La structure symétrique Récursive.....	49
IV.7.2 La structure Directe.....	51
IV.6 Conclusion.....	53
Chapitre V : Résultat des simulations	
V.1 Introduction.....	54
V.2 Signaux utilisés en simulation.....	54
V.3 Segmentation de la parole.....	58
V.4 Le critère du Désajustement.....	60
V.5 Simulation de la structure Directe.....	60
V.6 Analyse des résultats obtenus.....	72
V.7 Système Mismatch.....	72
V.8 RSB de sortie.....	73
V.9 Simulation de filtre adaptatif w_l et réponse impulsionnelle h_1	74
V.10 L'influence des paramètres L, μ et RSB sur la structure Directe.....	75
V.10.1 Effet de la taille du filtre adaptatif L	76
V.10.2 Effet du pas d'adaptation μ	78
V.10.3 Effet du RSB du mélange.....	80

Sommaire

V.11 Conclusion.....82

Conclusion générale.....83

BIBLIOGRAPHIE

Introduction générale

A l'heure où les communications sont couramment utilisées, il peut toujours être intéressant d'améliorer la qualité du signal transmis. Ainsi dans un milieu ambiant très sonore comme le cockpit d'un avion, le bruit interne de l'avion devient un facteur important. Car il peut causer différents problèmes de santé à l'équipage et les passagers ou perturber la communication orale des pilotes et ainsi de réduire la sécurité du vol, donc le signal que le micro du pilote envoie ne sera pas de bonne qualité sans un débruitage.

Le débruitage comprend l'ensemble des techniques qui permettent d'annuler le bruit contenu dans un signal. Le bruit étant un composant indésirable, il est nécessaire de l'éliminer le plus possible pour recueillir le signal qui nous intéresse.

L'objectif de ce projet est le rehaussement de la communication bruitée dans un avion par la technique de séparation aveugle de sources de type Directe développé avec l'algorithme LMS. Partant de l'hypothèse que le signal et le bruit sont décorrélés et stationnaire, l'idée est de chercher à estimer un signal e_1 , à partir du mélange m_1 , et un bruit e_2 à partir du mélange m_2 .

Le projet a été divisé en cinq chapitres :

- **Chapitre I** : généralité sur le traitement du signal et traitement numérique du signal
- **Chapitre II** : décrit les différents types de bruit acoustique dans l'environnement, une salle et la voiture.
- **Chapitre III** : décrit le bruit dans l'avion et quelque méthode de réduction de bruit dans l'habitacle de l'avion.
- **Chapitre IV** : dont on étudie le problème de manière analytique.
- **Chapitre V** : exprimer et étudier le problème par la simulation et on commentera les résultats du rehaussement de la communication bruitée dans un avion et la performance du programme.



Chapitre I :

Technique de traitement de signal

I.1 Introduction

La théorie du signal : qu'est-ce que c'est ? Quels sont ces objectifs ?

L'objet de ce chapitre est de répondre à ces questions, à travers les quelques définitions et surtout les quelques exemples.

Ce chapitre décrit les outils mathématiques pour manipuler des signaux déterministes et aléatoires, il se divise en deux parties représentant les signaux continus et discrets.

I.2 Partie 1 : Théorie du signal

I.2.1 Définitions de base

La **théorie du signal** a pour objectif fondamental la « description mathématique » des signaux. Cette représentation commode du signal permet de mettre en évidence ses principales caractéristiques (distribution fréquentielle, énergie, etc.) et d'analyser les modifications subies lors de la transmission ou du traitement de ces signaux [1].

Le **traitement du signal** est la discipline technique qui, s'appuyant sur les ressources de l'électronique, de l'informatique et de la physique appliquée, a pour objet l'élaboration ou l'interprétation des signaux. Son champ d'application se situe donc dans tous les domaines concernés par la perception, la transmission ou l'exploitation des informations véhiculées par ces signaux [1].

Un **signal** est la représentation physique de l'information qu'il transporte de sa source à son destinataire. Il sert de vecteur à une information. Il constitue la manifestation physique d'une grandeur mesurable (courant, tension, force, température, pression, etc.) [1].

I.2.2 Classification des signaux

Pour faciliter l'étude des signaux, différents modes de classification peuvent être envisagés:

- représentation temporelle des signaux.
- représentation spectrale.
- caractéristique morphologique (signal continu ou discret) [2].

• **Représentation temporelle des signaux**

La première classification, basée sur l'évolution du signal en fonction du temps, fait apparaître deux types fondamentaux :

- les **signaux certains** (ou déterministes) dont l'évolution en fonction du temps peut être parfaitement décrite par un modèle mathématique. Ces signaux proviennent de phénomènes pour lesquels on connaît les lois physiques correspondantes et les conditions initiales, permettant ainsi de prévoir le résultat ;
- les **signaux aléatoires** (ou probabilistes) dont le comportement temporel est imprévisible et pour la description desquels il faut se contenter d'observations statistiques.

Parmi les signaux déterministes, on distingue les signaux périodiques dont les signaux sinusoïdaux sont un cas particulier :

$$s(t) = A \sin[(2\pi/T)t + \varphi] \quad (I.1)$$

Avec T la période du signal et φ la phase initiale.

Les signaux non périodiques se composent d'une part des signaux pseudopériodiques formés d'une somme de sinusoïdes de périodes différentes et d'autre part des signaux transitoires dont l'existence est limitée dans le temps.

• **Classification spectrale**

Un signal peut être classé suivant la distribution de son amplitude, sa puissance ou son énergie en fonction de la fréquence (spectre du signal). Le domaine des fréquences occupé par son spectre est aussi appelé la **largeur de bande spectrale du signal** ΔF (figure 1.1) [3] :

$$\Delta F = F_{max} - F_{min} \quad (I.2)$$

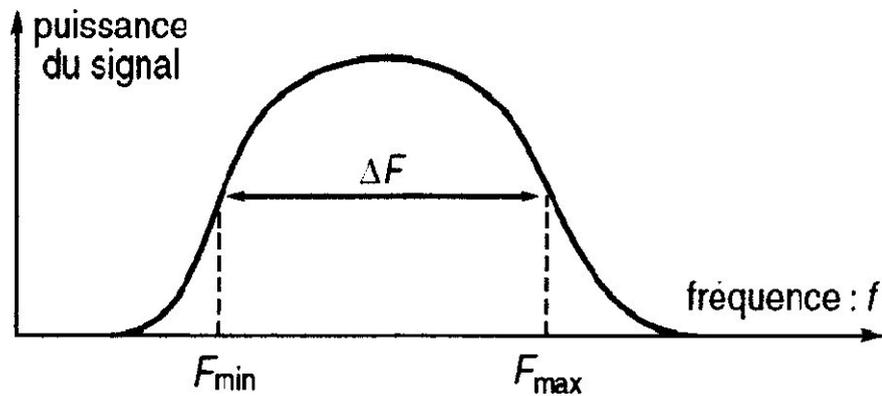


Figure I.1 : Distribution spectrale d'un signal avec la définition de la largeur de bande spectrale ΔF .

Cette caractéristique, exprimée en hertz (Hz), est absolue. Aussi il est nécessaire de la comparer au domaine de fréquences dans lequel se situe le signal. En considérant la fréquence moyenne $F_{moy} = (F_{max} - F_{min})/2$, on peut distinguer deux types de signaux:

- les signaux à bande étroite avec $\Delta F/F_{moy}$ petit.
- les signaux à large bande avec $\Delta F/F_{moy}$ grand.

Pour les signaux à bande étroite, il est possible de les classer par le domaine de variation de la fréquence moyenne F_{moy} :

- $F_{moy} < 250$ KHz signaux basses fréquences (BF)
- 250 KHz $< F_{moy} < 30$ MHz signaux hautes fréquences (HF)
- 30 MHz $< F_{moy} < 300$ MHz signaux très hautes fréquences (VHF)
- 300 MHz $< F_{moy} < 3$ GHz signaux ultra hautes fréquences (UHF)
- $F_{moy} > 3$ GHz signaux super hautes fréquences (SHF)

Lorsque la fréquence du signal devient très grande, pratiquement supérieure à quelques térahertz (THz = 10^{12} Hz), la longueur d'onde λ est le paramètre de référence ($\lambda = c/F$ avec c : vitesse de la lumière 300 000 Km/s) :

- 700 nm $< \lambda < 0,1$ mm signal lumineux infrarouge
- 400 nm $< \lambda < 700$ nm signal lumineux visible
- 10 nm $< \lambda < 400$ nm signal lumineux ultraviolet

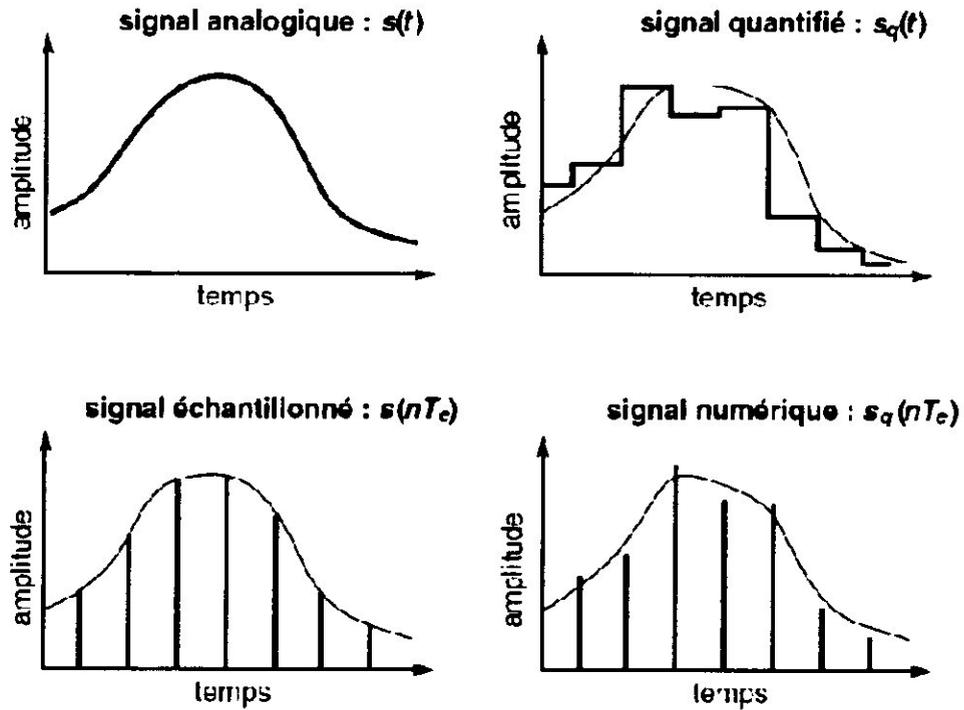


Figure I.2 : Classification morphologique des signaux

I.2.3 La convolution

- **Définition**

Une impulsion brève, injectée à l'entrée d'un système de transmission linéaire, continu et stationnaire, donne en sortie un signal de durée finie. Cette réponse est appelée **réponse impulsionnelle** du filtre et notée $h(t)$. pour un système de transmission possédant les trois propriétés suivants[5] :

Systemes linéaires

En considérant $s_i(t)$ réponse à $e_i(t)$, le système de transmission, noté S.T, est dit linéaire si :

$$e_i(t) \xrightarrow{S.T} s_i(t) \quad (I.3)$$

Alors
$$e(t) = \sum_{i=1}^{\infty} a_i \cdot e_i(t) \xrightarrow{S.T} s(t) = \sum_{i=1}^{\infty} a_i \cdot s_i(t) \quad (I.4)$$

Systèmes continus

Soit $s_n(t)$ la suite des réponses paramétrées par n à $e_n(t)$, le système est dit continu si nous avons la propriété suivante :

$$\lim_{n \rightarrow +\infty} e_n(t) \xrightarrow{S.T} \lim_{n \rightarrow +\infty} s_n(t) \quad (I.5)$$

Systèmes stationnaires

Un système est stationnaire si son comportement est indépendant de l'origine du temps, donc, si $s(t)$ est la réponse à $e(t)$:

$$e(t - \theta) \xrightarrow{S.T} s(t - \theta) \quad (I.6)$$

Dans le cas général, c'est-à-dire pour signal d'entrée quelconque, nous avons une relation mathématique qui lie le signal d'entrée $e(t)$ et le signal de sortie $s(t)$ noté S.T-L.C.S soit :

$$e(t) \xrightarrow{S.T-L.C.S} s(t) = \int_{-\infty}^{+\infty} e(\tau) \cdot h(t - \tau) \cdot d\tau = e(t) * h(t) \quad (I.7)$$

Cette opération, appelée « **convolution** » et notée $*$, exprime la réponse à un signal quelconque à partir de celle à un signal type (réponse impulsionnelle) ; la réponse dépend du filtre, caractérisé par $h(t)$, et de l'histoire du signal. Le calcul de la convolution est complexe. Il nécessite de nombreuses étapes de calculs : pour chaque point de la réponse $s(t)$, il est nécessaire d'élaborer la fonction $h(t - \tau)$, symétrique de la réponse impulsionnelle par rapport à l'axe des ordonnées et décalée temporellement, puis le produit par le signal d'entrée $e(\tau)$ et enfin l'intégration sur la variable τ .

- **Propriétés**

- commutativité : $x(t) * y(t) = y(t) * x(t)$
- associativité : $x(t) * (y(t) * z(t)) = (x(t) * y(t)) * z(t)$
- distributivité par rapport à l'addition : $x(t) * (y(t) + z(t)) = x(t) * y(t) + x(t) * z(t)$
- élément neutre : $x(t) * \delta = \delta * x(t) = x(t)$

I.2.4 Corrélation

- **Définition de la fonction de corrélation pour les signaux à énergie finie**

La fonction d'auto corrélation d'un signal $x(t)$ est définie par :

$$C_{xx}(t) = \int_{-\infty}^{+\infty} x(\theta) \cdot x(\theta - t) \cdot d\theta \quad (I.8)$$

La fonction d'inter corrélation de deux signaux $x(t)$ et $y(t)$ est définie par :

$$C_{xy}(t) = \int_{-\infty}^{+\infty} x(\theta) \cdot y(\theta - t) \cdot d\theta \quad (I.9)$$

Les fonctions de corrélation traduisent la similitude d'un signal ou de deux signaux au niveau de la forme et de la position en fonction du paramètre de translation t . Dans le cas de la fonction d'autocorrélation, c'est une étude de la ressemblance du processus avec lui-même au cours du temps, et, par conséquent, si le signal est périodique, la fonction d'autocorrélation permettra de détecter cette périodicité [6].

- **Corrélation de signaux périodiques**

Pour un signal périodique réel $x(t)$ de période T_0 , on définit la corrélation de la manière suivante :

$$C_{xx}(t) = \frac{1}{T_0} \int_{-T_0/2}^{+T_0/2} x(\theta) \cdot x(\theta - t) \cdot d\theta \quad (\text{I.10})$$

Pour deux signaux périodiques réels $x(t)$ et $y(t)$, on définit la corrélation de la manière suivante :

$$C_{xy}(t) = \frac{1}{T_0} \int_{-T_0/2}^{+T_0/2} x(\theta) \cdot y(\theta - t) \cdot d\theta \quad (\text{I.11})$$

I.2.5 Transformée de Fourier

On peut considérer la transformée de Fourier des fonctions non-périodiques comme une extension de la transformation précédente pour laquelle la période est infinie. L'intervalle de fréquence F_0 tend alors vers zéro et le spectre devient alors une fonction continue. D'où, la transformée de Fourier de $s(t)$, notée $S(f)$ ou $F\{s(t)\}$, et la transformée de Fourier inverse, notée $F^{-1}\{S(f)\}$ [7] :

$$S(f) = \int_{-\infty}^{+\infty} s(t) \cdot e^{-j2\pi ft} \cdot dt \quad (\text{I.12})$$

Et

$$s(f) = \int_{-\infty}^{+\infty} S(t) \cdot e^{+j2\pi ft} \cdot dt \quad (\text{I.13})$$

$S(f)$ est une fonction de f , en général complexe, qui comprend donc une partie réelle $\text{Re}[S(f)]$ et une partie imaginaire $\text{Im}[S(f)]$:

$$\text{Re}[S(f)] = \int_{-\infty}^{+\infty} s(t) \cdot \cos(2\pi ft) \cdot dt \quad (\text{I.14})$$

Et

$$\text{Im}[S(f)] = \int_{-\infty}^{+\infty} s(t) \cdot \sin(2\pi ft) \cdot dt \quad (\text{I.15})$$

Pour que la transformée de Fourier de $s(t)$ existe et soit réciproque, il suffit que $s(t)$ soit une fonction de carré sommable. Cela signifie que $s(t)$, ainsi que sa transformée de Fourier, sont à énergie finie. Toutes les fonctions existant physiquement vérifient ces conditions parce qu'on les observe sur un temps fini.

I.2.6 Transformée de Laplace

La transformée de Fourier n'existe que si l'intégrale permettant de la calculer (équation I.12) a une valeur finie (convergente). Dans le cas contraire on peut rendre cette intégrale convergente en multipliant $s(t)$ par $e^{-\sigma t}$, la valeur σ réelle positive est appelée « rayon de convergence ». Cela conduit à définir une nouvelle grandeur, appelée « fréquence complexe », $p = \sigma + j2\pi f$. Si de plus on considère un signal causal (nul pour $t < 0$), on obtient la transformée de Laplace $S(p)$ du signal $s(t)$, notée \mathcal{L} [8]:

$$S(p) = \int_0^{+\infty} s(t) \cdot e^{-p \cdot t} \cdot dt \quad (I.16)$$

La transformée de Laplace est très utile dans l'étude des régimes transitoires qui vérifient le principe de causalité. En particulier, elle sera un outil important dans l'étude des filtres basés sur la réponse impulsionnelle (signal causal). D'une manière générale, cette transformée est l'outil de base dans le domaine de l'automatique, c'est-à-dire des systèmes bouclés.

Dans le cas d'un régime harmonique établi, on peut remplacer p par $j2\pi f$ ou $j\omega$ dans la transformée de Laplace.

I.3 Partie 2 : Traitement numérique du signal

I.3.1 Définition

Le traitement numérique du signal désigne l'ensemble des opérations, calculs arithmétiques et manipulations de nombres, qui sont effectués sur un signal à traiter, représenté par une suite ou un ensemble de nombres, en vue de fournir une autre suite ou un autre ensemble de nombres, qui représentent le signal traité. Les fonctions les plus variées sont réalisables de cette manière, comme l'analyse spectrale, le filtrage linéaire ou non linéaire, le transcoding, la modulation, la détection, l'estimation et l'extraction de paramètres. Les machines utilisées sont des calculateurs numériques.

I.3.2 Echantillonnage

L'échantillonnage consiste à représenter un signal analogique continu $s(t)$ par un ensemble de valeurs $s(nTe)$ avec n entier situées à des instants discrets espacés de Te constante, appelée la **période d'échantillonnage**[9].

I.3.3 Transformée de Fourier discrète

La transformation de Fourier Discrète s'introduit quand il s'agit de calculer la transformée de Fourier d'une fonction à l'aide d'un ordinateur numérique. En effet un tel opérateur ne peut traiter que des nombres et de plus en quantité limitée par la taille de sa mémoire. Il s'en suit que la transformée de Fourier [10]:

$$X(k) = \sum_{n=0}^{N-1} x(n)e^{-j2\pi\frac{nk}{N}} \quad (I.17)$$

I.3.4 Transformée de Fourier rapide

La transformée de Fourier rapide **TFR** ou **FFT** (*Fast Fourier Transform*) est simplement un algorithme permettant de réduire le nombre d'opérations, en particulier le nombre de multiplications, pour calculer la TFD.

Ce temps de calcul est en effet primordial pour réaliser des systèmes numériques en « temps réel ».

I.3.5 Convolution

La convolution discrète z de x et de y , formée des points $z(iTe)$ ($= zi$), est définie à partir de l'écriture discrétisée de la relation de définition par [11]:

$$z(k) = \sum_{i=-\infty}^{+\infty} x(i) \cdot y(k - i) \quad (I.18)$$

Avec k quelconque

Mais, pour N échantillons de x_i et y_i , la convolution discrète s'exprime par :

$$z(k) = \sum_{i=0}^{N-1} x(i) \cdot y(k - i) \quad (\text{I.19})$$

Avec $k \in [0, N-1]$

I.3.6 corrélation discrète

La corrélation discrète $C_{xy,k}$ de x et y est définie à partir de la relation (1.9) qui conduit à la relation discrétisée suivante [12]:

$$C_{xy}(k) = \sum_{i=-\infty}^{+\infty} x(i) \cdot y(i - k) \quad (\text{I.20})$$

Avec k quelconque

I.4 Conclusion

Nous avons donc vu dans ce chapitre Les méthodes de traitement du signal qui permettent d'imaginer des méthodes plus sûres, plus fiables, plus rapides pour analyser et transmettre des signaux. Dans le domaine des communications avion, étalement de spectre, GSM, etc. en sont des exemples représentatifs.



Chapitre II :
Etude des différents
types de bruit
acoustique

II.1 Introduction

L'acoustique traite la production, la propagation du son de la source au récepteur, la détection et la perception du son.

L'acoustique est devenue un large champ interdisciplinaire entourant les disciplines de la physique, technologie, psychologie, la parole, audiologie, musique, architecture, physiologie, neurologie, aéronautique, ect...

II.2 Caractéristiques physiques du son

Le son est un phénomène physique d'origine mécanique qui consiste en une variation de très faible pression, de vitesse vibratoire ou de densité du fluide, qui se propage en modifiant progressivement l'état de chaque élément du milieu considéré, donnant ainsi naissance à une onde acoustique. Le son est également la sensation procurée par cette onde, qui est reçue par l'oreille, puis transmise au cerveau et déchiffrée par celui-ci. De toutes les ondes acoustiques, seules certaines peuvent être perçues par l'oreille : il s'agit des ondes dont la fréquence est comprise entre 20 Hz et 20 000 Hz (20 kHz). En dessous de 20 Hz, on parle d'infrasons et, au dessus de 20 kHz, d'ultrasons. Le son résulte d'une variation périodique de la pression de l'air. Le **niveau sonore** L_p (exprimé en décibels ou dB) est directement relié à l'amplitude de la variation de pression [13].

II.3 Le bruit

Le bruit est la manifestation spécifique d'une source vibratoire qui se propage par ondes dans un milieu matériel. Le milieu de propagation peut être solide, liquide ou gazeux ; plus généralement, c'est l'air ambiant. Dans le vide, il n'y a pas de milieu matériel, donc pas de bruit : le silence [21].

Le bruit se manifeste par l'apparition simultanée de sons :

- d'**intensités** différentes que l'on distingue les uns des autres par leur **niveau** mesuré et exprimé en décibels (dB) ;
- de **hauteurs** différentes que l'on distingue les uns des autres

- par leur **fréquence** unique (ou mode) mesurée et exprimée en hertz (Hz).
- Le **domaine fréquentiel** est découpé en intervalles normalisés de fréquences.

II.3.1 Les caractéristiques des sources de bruit

Une source de bruit se caractérise par :

- la **puissance acoustique** qu'elle émet ;
- sa **directivité**, qui traduit la répartition spatiale de la puissance émise ;
- son **spectre** qui traduit la répartition fréquentielle de cette puissance.

L'effet que cette émission produit en tout point se caractérise par une **variation de la pression efficace** du milieu, appelée pression acoustique.

Les niveaux de puissance acoustique L_W et de pression acoustique L_p sont exprimés en décibels [21].

II.3.2 Type de bruit

- **Les bruits stables** : aux faibles fluctuations de niveau dans un temps d'observation supérieure au temps de fluctuation.
- **Les bruits fluctuants** : aux variations de niveau continues nettement perceptibles entre deux périodes d'observations rapprochées.
- **Les bruits intermittents** : aux variations de niveau soudaines et séquencées, nettement perceptible par rapport à un bruit de fond faiblement variable, et observables dans un temps englobant une suite significative de séquences.
- **Les bruits de fond** : bruits qui existent en absence de toute manifestation sonore particulière et qui marquent toujours le niveau acoustique « zéros » naturel du lieu observé. A partir du bruit de fond local on détermine l'émergence d'un bruit particulier (en niveau et en fréquence) [22].

II.3.3 Couleurs de bruit

La couleur du bruit est un système de termes inscrivant les couleurs définies aux certains types de signaux de bruit suivant l'analogie entre le spectre du signal d'un caractère arbitraire (ou précisément, de sa densité spectrale ou en utilisant la langue mathématique,

des paramètres de la distribution du processus aléatoire), et les spectres de couleurs différentes de la lumière visible.

Les correspondances des couleurs de différents types de signal de bruit sont déterminées à l'aide des graphiques (histogrammes) de la densité spectrale, c'est-à-dire, la distribution de puissance du signal sur les fréquences [23].

- **Le bruit blanc**

C'est un signal de densité spectrale uniforme à toutes les fréquences et de dispersion égale à l'infini. Il représente un processus aléatoire stationnaire.

En d'autres termes, ce signal a la même puissance dans la même gamme de fréquences de toute partie du diapason. Le bruit blanc illimité de fréquence n'est possible qu'en théorie, car dans ce cas sa puissance est infinie. Dans la pratique, le signal peut être un bruit blanc seulement dans la zone limitée de fréquence [23].

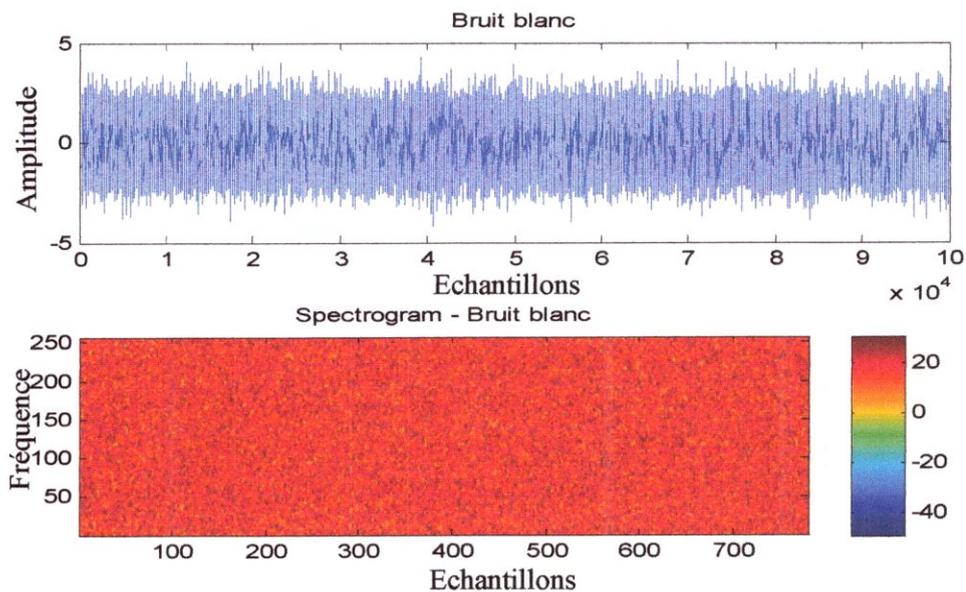


Figure II.1 : un bruit blanc avec son spectrogramme

- **Le bruit rose**

La densité spectrale de bruit rose est définie par la formule $\sim 1 / f$ (la densité est inversement proportionnelle à la fréquence), ainsi il est uniformément régressant dans

l'échelle logarithmique de fréquences. La densité spectrale de ce signal en comparaison avec le bruit blanc s'amortit de 3 dB par octave.

Exemple du bruit rose : le son de l'hélicoptère volant. Le bruit rose est détecté dans les rythmes cardiaques, sur les graphiques de l'activité électrique du cerveau, dans le rayonnement électromagnétique des corps célestes.

On appelle parfois le bruit rose tout type de bruit dont la densité spectrale diminue avec l'augmentation de la fréquence [23].

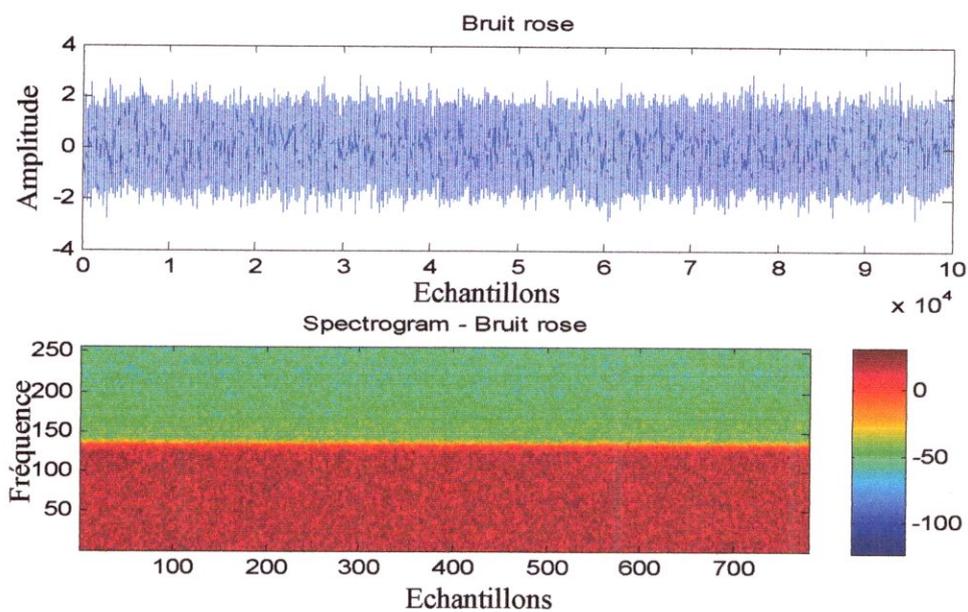


Figure II.2 : un bruit rose avec son spectrogramme

II.4 Bruit environnement

II.4.1 Définition

Le bruit dans l'environnement est défini comme le son extérieur non désiré ou nuisible **est un problème majeur dans les environnements urbains** résultant d'activités humaines, les moyens de transports, le trafic routier, ferroviaire ou aérien et provenant de sites d'activité industrielle classée.

II.4.2 Sources de bruit dans l'environnement

• Le trafic routier

Les émissions sonores des véhicules à moteur sont une source importante de bruit dans l'environnement, dans presque tous les pays industrialisés dans le monde, et de nombreuses mesures ont été prises pour réduire ces niveaux. Contrairement au bruit des avions, le bruit des véhicules affecte les populations dans une zone géographique très étendue, et est omniprésent dans toutes les zones présentant un réseau routier bien défini. Dans les zones de loisirs, le bruit des véhicules récréatifs est la source major d'agacement. En dehors de la réduction des émissions sonores des véhicules eux-mêmes, des écrans antibruit et des zones tampons sont les principales méthodes de protection des personnes du bruit des véhicules à moteur.

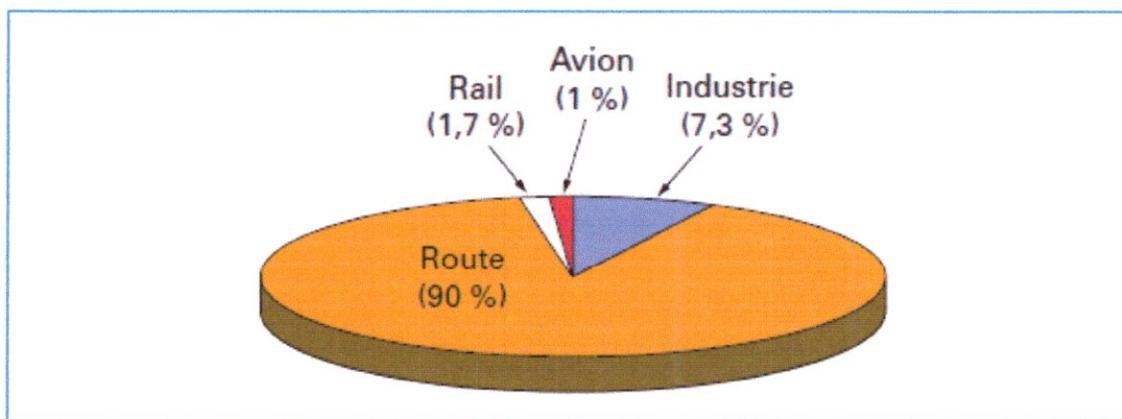


Figure II.3 : Répartition de l'exposition à des niveaux sonores dépassant 65 dB(A) dans l'Union européenne (à 15 pays)

Selon les estimations de l'Union européenne, quatre-vingts millions de ressortissants de l'ancienne Europe des 15 sont exposés dans la journée à des niveaux sonores extérieurs dépassant en permanence 65 dB(A), limite de ce qui est jugé acceptable. La figure II.3 indique la répartition entre les diverses causes de nuisance (hors bruit de voisinage). Le transport aérien ne touche qu'une très faible partie de la population car les surfaces de bruit sont cantonnées aux zones de décollage et d'atterrissage, au voisinage des aéroports ; elles ne s'étirent pas tout le long du trajet, comme pour les déplacements terrestres [15].

- **Les avions**

Le bruit des avions civils a été réglé depuis plus de 35 ans, d'abord par la Federal Aviation Administration des États-Unis, et plus tard, au niveau international, par l'Organisation de l'Aviation Civile Internationale (OACI). Le bruit des avions individuels a été considérablement réduit, l'exposition totale au bruit des avions pour les résidents des collectivités riveraines des aéroports a augmenté beaucoup en raison de la croissance du nombre des opérations aériennes dans les aéroports à travers le monde. Par conséquent, les exploitants des avions et les aéroports continuent à faire diminuer le bruit des avions.

II.5 Bruit dans une salle

II.5.1 Comportement du bruit dans une salle

Une source sonore placée dans un espace fermé rayonne en général dans toutes les directions. Les ondes sonores se propagent vers les limites du volume et entrent en contact avec les parois ou les obstacles. Leur comportement obéit à des lois qui dépendent principalement des caractéristiques du signal émis et de l'impédance des matériaux rencontrés. Les principaux facteurs qui interviennent dans la structure du champ rayonné sont (figure II.4)[16] :

- la **source sonore** dont les caractéristiques fondamentales sont :
 - répartition temporelle (signaux continus, intermittents, impulsionnels, etc.) ;
 - la composition spectrale (bande passante, spectre de raies, colorations, etc.) ;
 - la puissance ou l'énergie rayonnée ;
 - la directivité ;
- le **milieu de propagation**, en général l'air, supposé homogène et isotrope en l'absence de perturbations susceptibles de créer des variations locales de pression (températures, hygrométrie, courants d'air) ou des dispersions (humidité, poussières, particules).

Il est à noter que cette stabilité et cette homogénéité sont rarement obtenues dans les locaux industriels (machines chauffantes, aération, pollution...) et, à un degré moindre, dans les salles de concert (gradient de température dû à la présence du public) ;

- La **nature des parois et des obstacles**. Selon la nature et la forme des obstacles rencontrés (murs, cloisons, tentures, auditoire...), le comportement des ondes sonores est extrêmement variable. Il est régi par deux familles de lois : les lois de la diffusion et les lois de l'absorption.

Les effets de diffusion sont dus principalement à la superposition des phénomènes de réflexion, réfraction et diffraction. L'absorption résulte surtout de la réfraction-transmission à l'interface de deux milieux et de toutes les formes de dissipation qui lui sont associées.

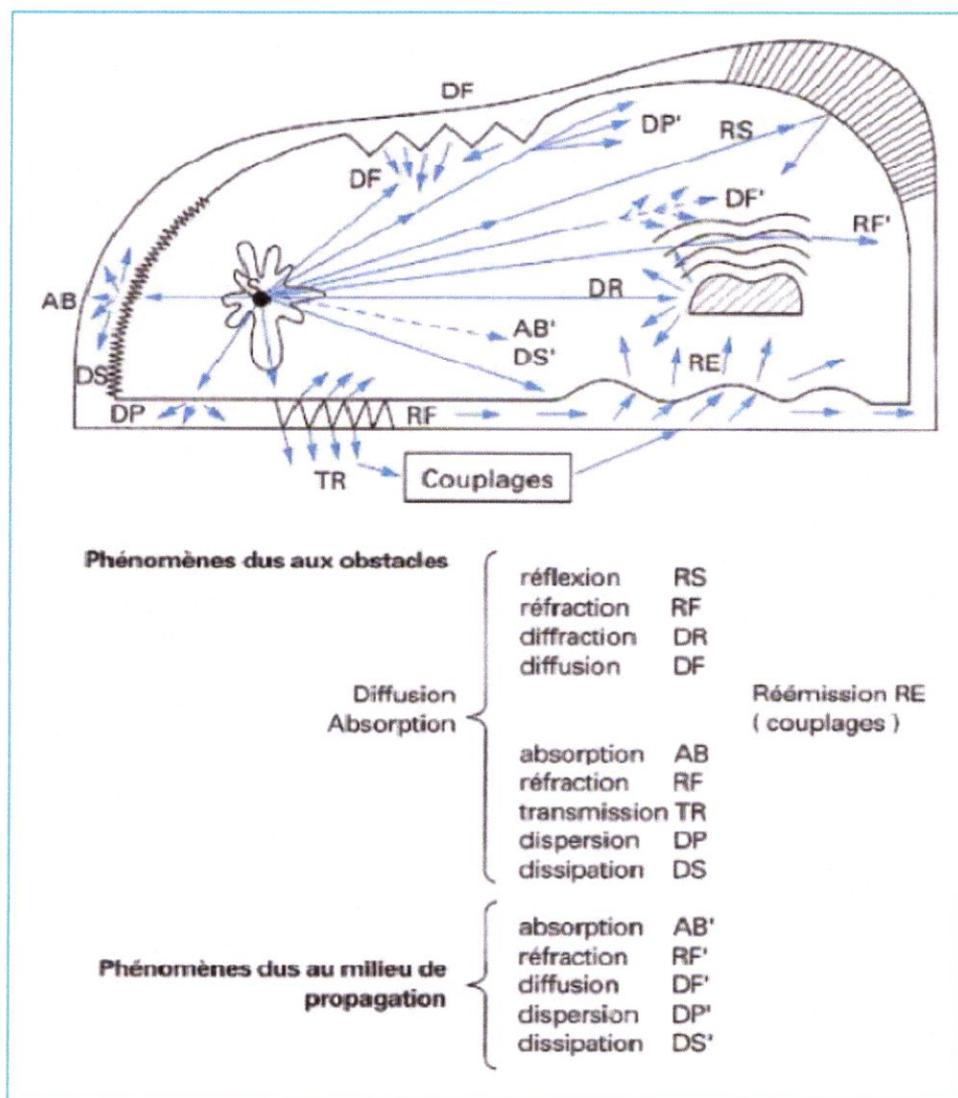


Figure II.4 : Propagation des ondes sonores dans un espace clos

II.5.2 Diffusion

La diffusion du son est le résultat de tous les changements de direction des ondes sonores provoqués simultanément par les phénomènes de réflexion, de réfraction et de diffraction.

- Réflexion : changement de direction de l'onde sonore arrivant sur une paroi sous incidence donnée et réfléchi suivant les lois de Descartes.
- Réfraction : changement de direction de l'onde sonore dû aux variations de la vitesse de propagation dans le milieu (fluides inhomogènes).
- Diffraction : changements de direction de l'onde sonore provoqués par les obstacles (ou les inhomogénéités du milieu) [16].

II.5.3 Absorption

L'absorption est le résultat de la perte d'une fraction de l'énergie sonore de l'onde incidente en contact avec une paroi ou un obstacle. Cette absorption peut être nulle (réflexion parfaite) partielle ou totale (ouverture sur un espace infini).

L'absorption est due à plusieurs phénomènes pouvant se produire simultanément : la réfraction, la transmission et la dissipation [16].

II.5.4 Représentation simple des phénomènes de propagation

• Propagation d'une onde. Trajet d'un rayon

L'approche géométrique de l'acoustique des salles s'appuie essentiellement sur une représentation graphique des phénomènes de propagation. Dans le cas très simple d'une source omnidirectionnelle située dans une salle parallélépipédique, le tracé des fronts d'onde atteint très vite des dimensions rédhibitoires et n'est envisageable que pour rendre compte des toutes premières réflexions. Le tracé s'effectue à partir des images de la source engendrées par réflexion spéculaire sur les parois, c'est la **méthode des sources images**.

Ainsi, dans la représentation bidimensionnelle de la figure II.5, le tracé des fronts d'onde devient inextricable au-delà de 100 ms.

La représentation des propagations dans un local s'effectue de façon plus simple à partir d'un tracé de rayons. Chaque rayon, perpendiculaire au front d'onde, peut être considéré comme l'image d'un pinceau sonore infiniment fin et son trajet peut être suivi pendant un temps assez long.

Dans le cas de la figure II.6, le tracé du pinceau sonore peut se poursuivre bien au-delà de 300 ms.

Cette représentation peut être effectuée de façon assez correcte par ordinateur. Il est possible alors de créer des modèles simplifiés dans lesquels un pinceau sonore part de la source avec une certaine énergie et perd à chaque réflexion, sur une surface d'indice i , une fraction α_i de son énergie.

Le tracé d'un grand nombre de rayons ($> 100\ 000$) peut ainsi donner une première idée du comportement du son dans la salle [16].

Ce mode de représentation est appelé **méthode des rayons**

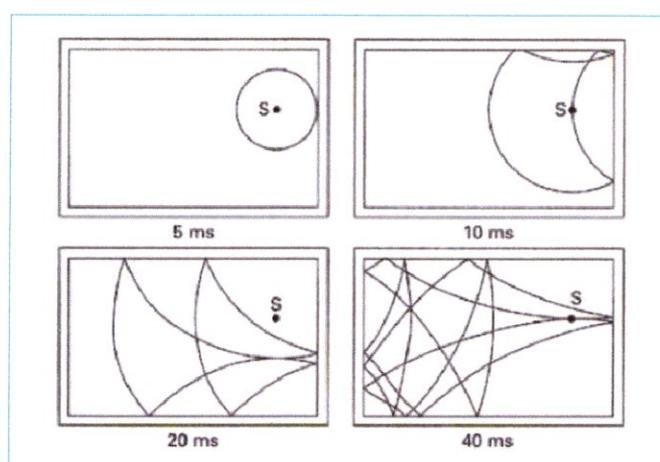


Figure II.5 : Représentation bidimensionnelle de l'évolution d'un front d'onde induit par une source monopolaire dans un local de $10,2\text{ m} \times 6,8\text{ m} \times z$

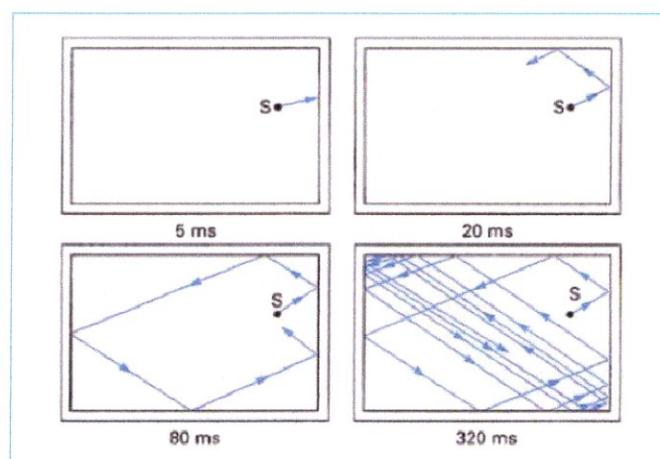


Figure II.6 : Représentation bidimensionnelle du trajet d'un rayon sonore dans le local de la figure II.5

- **Propagation d'une impulsion sonore**

Dans une salle, le son issu d'une source émettrice se propage dans toutes les directions.

Pour effectuer le parcours d'un point source à un point d'observation, il peut emprunter une infinité de trajets respectant les lois de la réflexion spéculaire (figure II.6) [16].

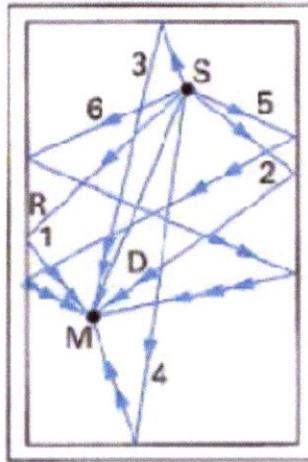


Figure II.7 : Représentation bidimensionnelle du trajet de l'onde directe et des premières réflexions dans un local à parois d'impédance infinie

Une source sonore S émet, à l'instant $t = 0$, une impulsion dans une salle de volume V . Un microphone situé en M reçoit successivement :

- le signal porté par l'onde directe D, atténué par la divergence sphérique et l'absorption de l'air. Ce signal arrive en M au temps $t_D = SM/c$ (c étant la célérité du son) ;
- le signal formé par la première des réflexions (celle qui a suivi le plus court chemin). Ce signal, atténué par la divergence sphérique et l'absorption murale, arrive au temps $t_1 = (SR + RM)/c$;
- les signaux fournis par les réflexions d'ordre 1 (réflexion sur une seule paroi), d'ordre 2 (réflexions sur 2 parois),..., d'ordre n , constituent une série de raies dont la densité croît avec le temps tandis que leur amplitude décroît avec la distance parcourue, le nombre de réflexions et la nature des matériaux rencontrés. Ces réflexions arrivent (successivement) aux temps t_2, t_3, \dots, t_n . Quand la densité des réflexions est trop importante, il n'est plus possible de dissocier les différentes composantes du son. Le champ résultant, observé au point M, est alors appelé **champ diffus**.

On distinguera donc (figure II.8) :

- le **champ direct** dont la valeur ne dépend que des caractéristiques de la source (niveau de puissance et directivité) et de la distance source-point de mesure ;
 - le **champ réverbéré** qui comprend par définition :
 - le champ des réflexions successives dont l'ensemble forme la texture du son,
 - le champ diffus dont on admettra, en première approximation, qu'il est homogène et isotrope dans tout le volume du local à un instant donné, c'est-à-dire constitué d'une infinité d'ondes planes se propageant dans toutes les directions.
- Il faut noter que si t_D ne dépend que de la distance source-récepteur, les durées t_1, t_2, \dots, t_n dépendent à la fois de cette distance et de la position relative de la source et du microphone par rapport aux parois, donc du volume de la salle [16].

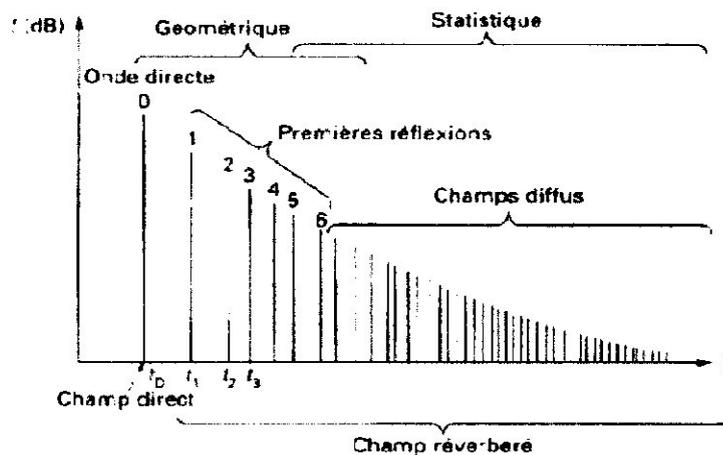


Figure II.8 : Distribution temporelle schématique d'une impulsion sonore

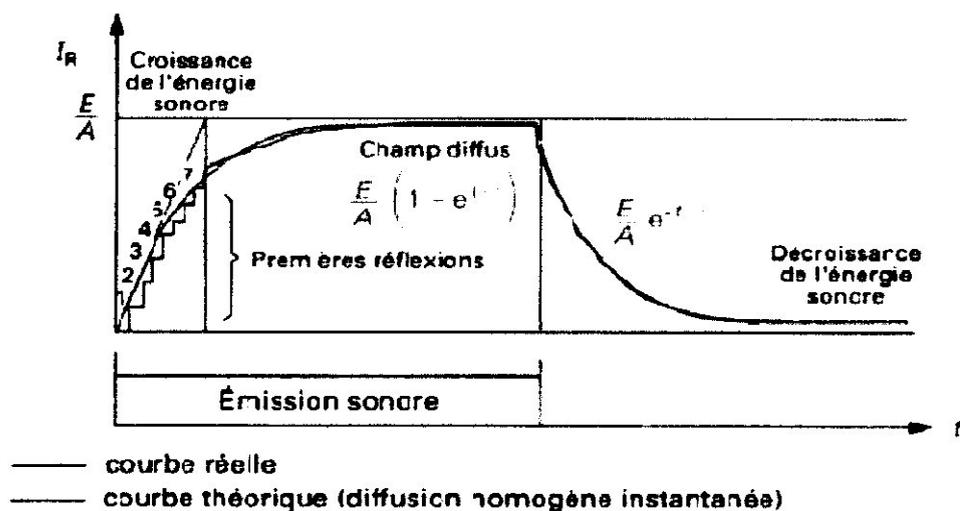


Figure II.9 : Croissance et décroissance de l'énergie sonore dans une salle

• Propagation en régime transitoire

Si une source émet, à partir d'un instant $t = 0$ pris comme origine, un son permanent de niveau constant, l'incidence des réflexions successives se traduit par une suite d'échelons énergétiques. Cette représentation cumulative permet de rendre compte de la croissance progressive du son en un point donné de la salle. Le tracé correspondant (figure II.8) sera en partie discontinu (premières réflexions), en partie quasi continu (champ diffus). Une théorie statistique permet de déterminer la valeur moyenne de cette courbe et sa nature exponentielle.

De même, à l'arrêt de la source, on observe une décroissance de l'énergie sonore. Les lois de décroissance sont révélatrices de certaines propriétés de la salle, dont la durée de réverbération. Pour éviter le caractère discontinu de la fonction de croissance des sons, il est préférable de mettre en évidence les propriétés réverbérantes de la salle, à partir de la fonction de décroissance [16].

II.6 Le bruit dans l'automobile

La complexité des moteurs d'automobiles conduit à la multiplicité des sources. Celles-ci sont décrites, analysées et quantifiées, puis les solutions techniques en vue de leurs réductions sont exposées. Cette partie détaille successivement les efforts d'inertie, les bruits de combustion, des systèmes d'injection, de distribution et d'alimentation. Les présentations du phénomène de « piston slap », puis finalement du bruit des boîtes de vitesse [17].

II.6.1 Sources de bruit

Il existe plusieurs sources de bruit au sein du véhicule. La première provient du moteur qui transmet des vibrations par l'intermédiaire de ses fixations au reste de la structure. Les phénomènes d'admission et d'échappement s'apparentent à des **aspirations** et des expirations dans des tuyaux de faible diamètre. Ces émissions sonores se rapprochent de celles d'instruments à vent et déterminent directement la « musicalité » du bruit du moteur.

Une autre source de bruit réside dans les roulements ; les vibrations et les tressautements des roues sur la chaussée remontent aussi dans l'habitacle. Ces émissions sonores sont fonction notamment du type de revêtement routier et des pneus utilisés.

La troisième source de bruit est due à l'air dans lequel le véhicule se déplace. Selon son profil, la carrosserie produira des turbulences et des filets d'air apparaîtront autour des points saillants (rétroviseurs, antennes, barres de toit, jointures de portières...). Enfin, des équipements dits de confort (essuie-glaces, ventilation) viennent également apporter leur contribution au bruit régnant à l'intérieur de l'habitacle.

II.6.2 Bruit moteur

- **Rayonnement acoustique du groupe motopropulseur (GMP)**

L'enveloppe du groupe motopropulseur représente la majeure partie des surfaces rayonnantes du moteur. Si l'on omet le bruit d'accessoires généralement fixés sur le carter cylindres (alternateur, pompes, courroies, turbocompresseur, système d'injection), il représente la voie de transfert des efforts d'inertie et de combustion qui passent par l'attelage mobile et qui viennent solliciter les paliers du vilebrequin. La culasse est aussi directement excitée par la pression de combustion. Enfin, le carter cylindres l'est par le piston lorsque celui-ci, dans son mouvement transversal, vient s'appuyer dessus. On parle alors, en employant un anglicisme, de *piston slap* lorsque, à cause du jeu fonctionnel existant, le piston crée un choc sur le haut des chemises. La boîte de vitesses génère elle aussi un bruit propre, bruit d'engrènement principalement lié aux chocs entre dentures [17].

- **Efforts d'inertie**

Les efforts d'inertie sont causés par les mouvements de l'attelage mobile (pistons, bielles et vilebrequin) et appliqués au bloc moteur au niveau des chemises et des paliers du vilebrequin. L'étude de la dynamique d'un monocylindre permet de calculer les efforts d'inertie à partir de données massiques et géométriques. Les résultats sont ensuite

- la fermeture de l'aiguille ;
- la mise en vibration des tuyaux HP.

Comme les vibrations et le bruit ont une certaine persistance dans le temps, les phénomènes générant des niveaux importants de vibrations ou de bruit vont couvrir les autres sources. Une analyse de spectres sans prise en considération du temps ne permet pas de diagnostiquer ces phénomènes. Seule une analyse par « ondelettes » prenant en compte le temps et la fréquence est réellement efficace (figure II.10).

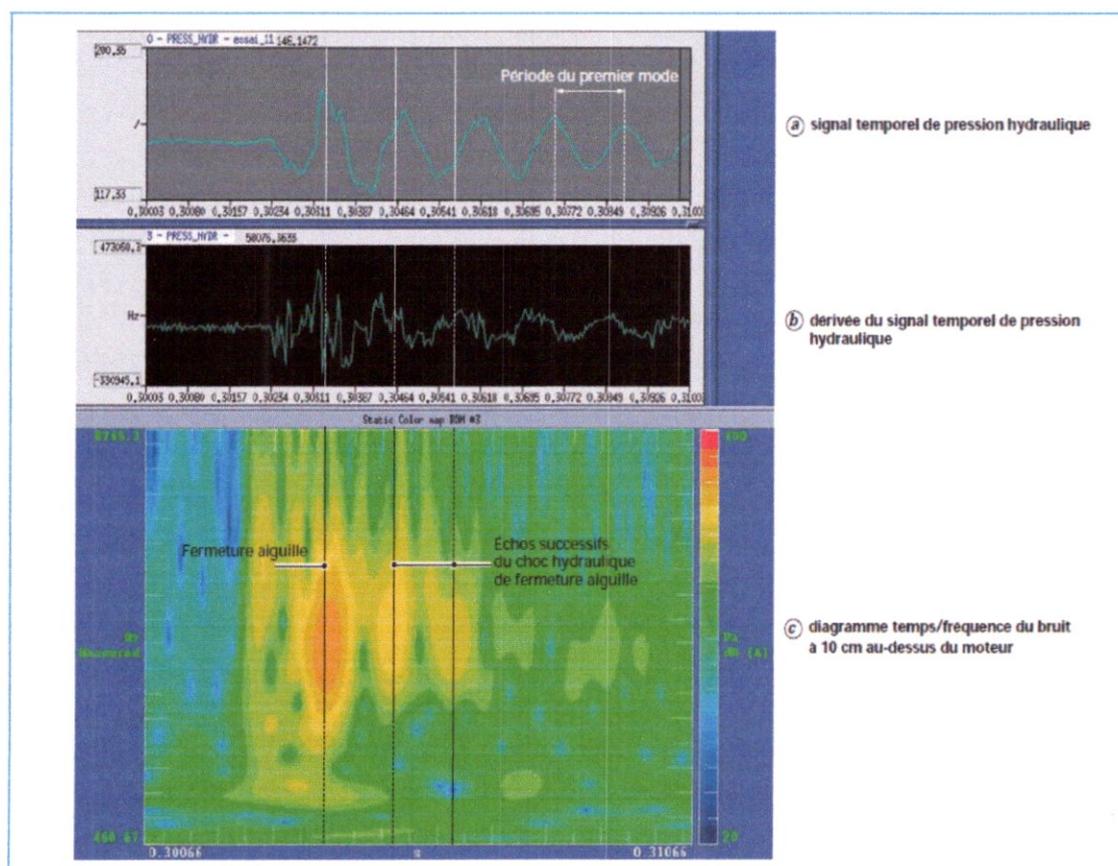


Figure II.10 : Analyse temps/fréquence du bruit d'injecteur

- **Le piston slap**

Les jeux de liaisons, nécessaires au bon fonctionnement du moteur, nuisent à l'acoustique. Ces jeux sont en effet à l'origine de chocs, notamment entre les pistons et les cylindres. Le phénomène de *piston slap*, ou basculement de piston, désigne les impacts générés lors du changement de signe de l'effort transversal appliqué par le piston sur le cylindre, résultant

des efforts d'inertie et de gaz. Le piston passe alors d'un appui CP (côté poussée) à un appui COP (côté opposé à la poussée) ou inversement. Des allers-retours peuvent se produire plusieurs fois par cycle, la nature des mouvements dépendant du régime et de la charge moteur. Le choc généré au changement de côté est d'autant plus intense que la pente de l'effort latéral est prononcée. Le changement d'obliquité de la bielle imposé par la cinématique de l'ensemble a pour conséquence un changement de signe de la résultante latérale qui, couplée à la force de compression, génère un choc important à la réception du piston par le CP. Le phénomène est illustré sur la figure II.11.

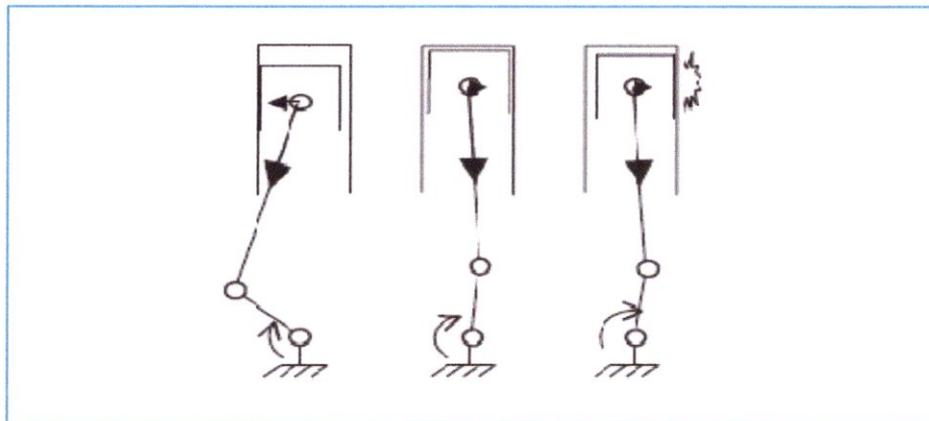


Figure II.11 : Phénomène de basculement de piston (*piston slap*)

De nombreux travaux ont étudié la corrélation directe entre la variation du jeu de fonctionnement et le bruit de piston slap. Une représentation du bruit moteur à 1 m est donnée sur la figure II.12 pour différentes configurations de pistons : pistons standards, pistons avec jeu augmenté et jeu réduit.

La dégradation du bruit global du moteur par l'augmentation du jeu est significative, ce qui dénote le pouvoir de nuisance de jeux surdimensionnés. En revanche, les mesures réalisées avec le jeu minimal ne présentent qu'une diminution mineure du bruit [17].

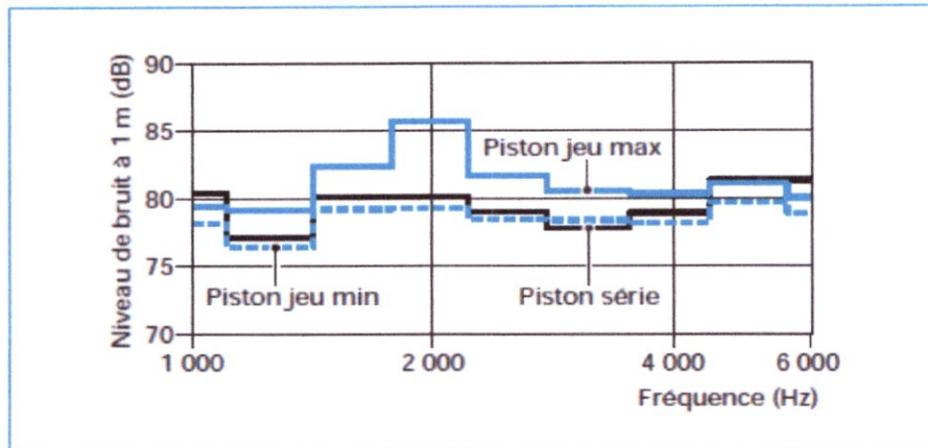


Figure II.12 : Effet de la variation du jeu piston-chemise sur le bruit rayonné (tiers d'octaves) : 2 000 tr/min, charge moyenne

• **Bruit des boîtes de vitesses**

Une boîte de vitesse comporte un arbre primaire et un ou deux arbres secondaires garnis de pignons. Chaque vitesse correspond à un couple de pignons, l'un sur l'arbre primaire et l'autre sur un arbre secondaire. Sur l'arbre primaire, relié au vilebrequin par l'intermédiaire de l'embrayage, on trouve les **pignons « menants »** qui lui sont solidaires. Sur le(s) arbre(s) secondaire(s), les **pignons « menés »** ont un degré de liberté de rotation, potentiellement supprimé par le passage de la vitesse correspondante. Les pignons sont donc tous constamment en rotation, le pignon « mené » correspondant à la vitesse utilisée entraînant en rotation l'arbre secondaire. Les autres pignons menés, désolidarisés en rotation de leur arbre, sont appelés **pignons fous**. L'arbre secondaire entraîne les roues par l'intermédiaire d'un pont de différentiel, comprenant lui-même d'autres pignons.

Les bruits de boîtes de vitesses sont générés par les chocs entre les dentures des pignons.

On distingue deux phénomènes [17]:

- le **sirènement**, généré par les chocs entre les pignons par lesquels transite le couple ;
- et le **grailonnement**, provoqué par les mouvements des pignons fous.



Chapitre III :

Le bruit dans un avion

Type d'aéronef		Les principales sources de bruit	
		Unité de puissance	La cellule
Avions – ordinaire décollage et l'atterrissage	turboréacteur	tuyère d'éjection, la soufflante, bruit de combustion.	becs au bord d'attaque des ailes, volets au bord de fuite, train d'atterrissage, fuselage et les turbulentes des couches limites
	turbopropulseur	Hélice, l'arbre d'hélice, tuyère d'éjection.	
Avions – court décollage et l'atterrissage	turboréacteur	la soufflante, tuyère d'éjection.	Interférence de <u>jet</u> avec les volets
	turbopropulseur	Hélice	
Avion supersonique (exp : concorde, F16)		tuyère d'éjection	Interférence de flux avec La carcasse de moteur
Hélicoptères		Les pales du rotor principal, l'échappement du moteur	N'est pas important
Les aéronefs de l'aviation générale (petits avions)	turboréacteur	tuyère d'éjection, la soufflante	N'est pas important
	turbopropulseur	Hélice, tuyère d'éjection.	

Tableau III.1 : Une classification des sources de bruit à bord des avions

En approche, c'est le bruit de cellule qui domine car les moteurs sont ralentis, alors que les dispositifs hypersustentateurs sont sortis (becs au bord d'attaque des ailes et volets au bord de fuite), ainsi que les trains d'atterrissage. L'émission globale des moteurs est cependant peu inférieure.

Dans les deux autres conditions de certification (décollage et survol), le bruit des moteurs qui domine. (Voir Figure III.2)[15]

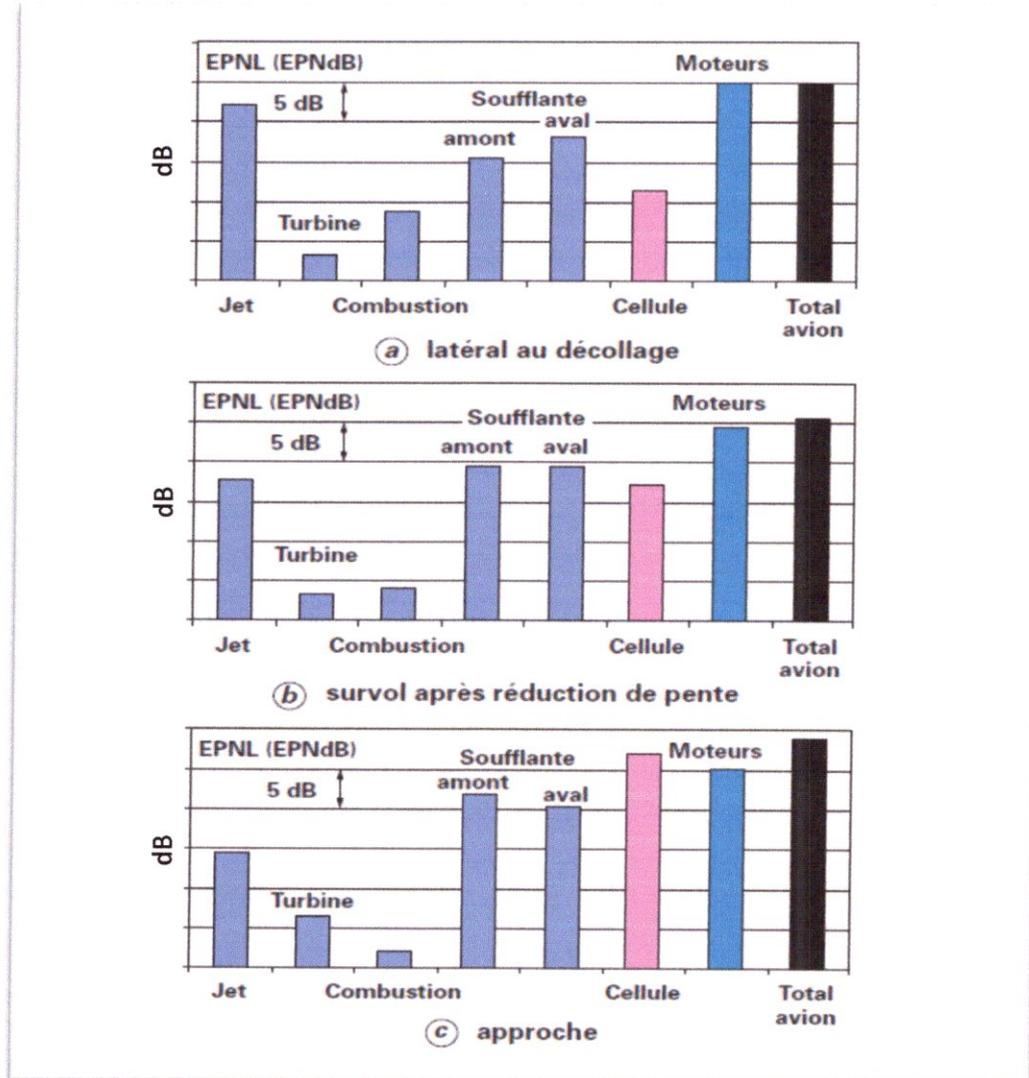


Figure III.2 : les différentes sources de bruit sur un avion de type quadriréacteur long-courrier

III.3. Les principales sources de bruit des avions

Il ya eu une baisse considérable des niveaux de bruit des avions individuels au cours des 35 dernières années. Les niveaux de bruit produits par les avions modernes sont environ 22 dB inférieurs à ceux des premiers avions à réaction de nouvelle génération. Cette réduction a été obtenue à la suite de la mise au point de réacteurs à double flux avec des taux de

dilution élevé, la technologie de revêtement et la réduction du bruit à la source des turbomachines. De plus la réduction du bruit des avions sera réalisée à partir de l'amélioration de la conception des systèmes du moteur, diminution des sources de la cellule et l'introduction de technologies de réduction du bruit [18].

III.3.1 Le bruit de jet

Le bruit de jet est dû à la génération de fortes turbulences dans la zone où les gaz chauds à haute pression éjectés de la tuyère du moteur se mélangent à l'air ambiant. Le bruit de jet est un bruit à large bande, sa directivité est maximale à l'arrière et il est fonction de D^2V^8 , D étant le diamètre de la tuyère et V la vitesse d'écoulement du jet. Le bruit de jet a été fortement réduit dans les moteurs modernes à double flux, de grand diamètre et à basse vitesse d'éjection.

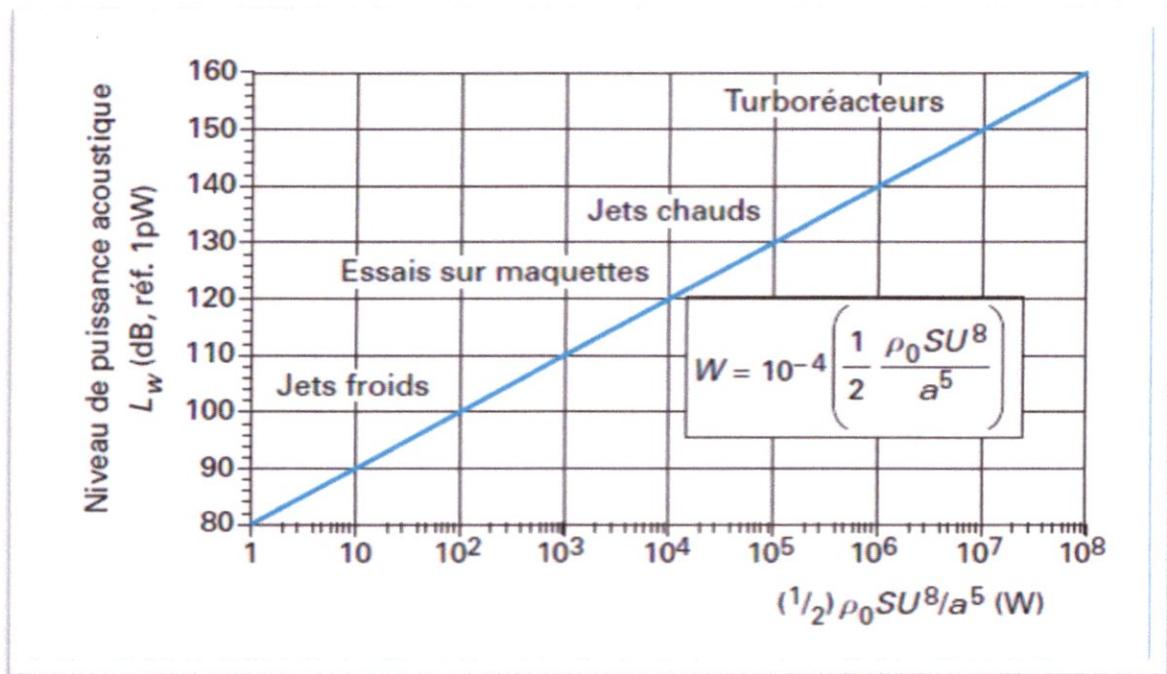


Figure III.3 : Évolution du bruit de jet en fonction de la vitesse d'éjection

III.3.2 Bruit de la soufflante et la turbine

La soufflante, le compresseur et la turbine d'un moteur d'avion génèrent du bruit tonal et à large bande. Résultats de bruit large bande de l'interaction de pression non homogène avec un écoulement turbulent. La tonalité de lame de passage et ses harmoniques pour des

III.3.5 Le bruit de la cellule

Le bruit de la cellule est le résultat de bruit de plusieurs sources génératrices aérodynamiques sur l'aile, l'empennage horizontal et vertical, les volets, les becs, les trains d'atterrissage.

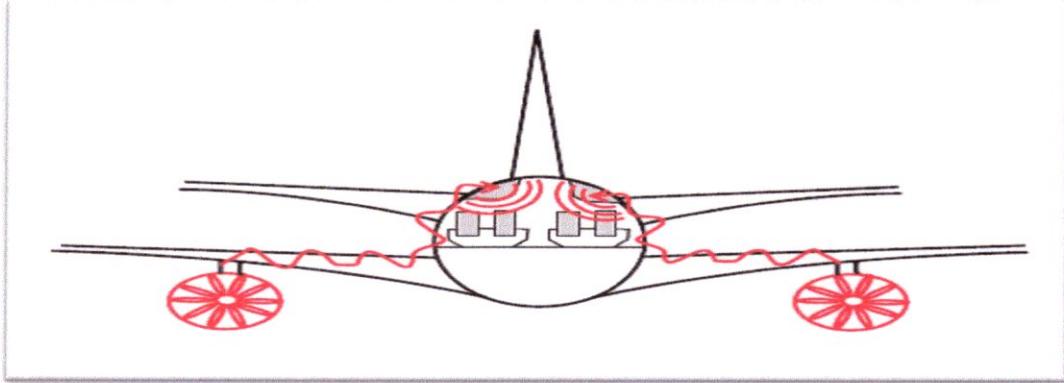


Figure III.4 : Vibrations de la structure provoquées par de moteur

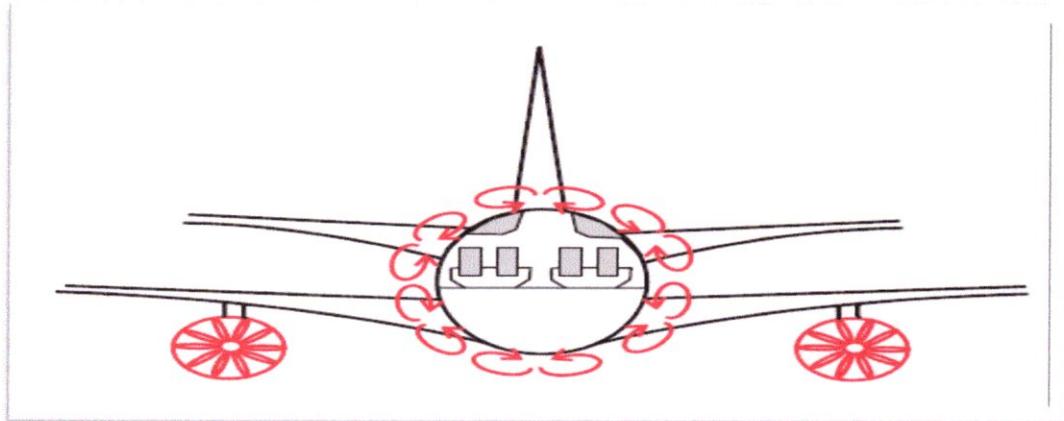


Figure III.5 : Bruit de la turbulence aérodynamique

III.4 Propagation de bruit dans l'avion

Une analyse antérieure basée en particulier sur les techniques d'imagerie acoustique de Metravib RDS avait démontré que la principale source de bruit était la transmission au fuselage des vibrations des deux moteurs et de son harmonique d'ordre 2, via les attaches des moteurs et les pylônes dans ce cas très courts (figure III.6) [24].

III.5 Contrôle actif de bruit

Les applications du contrôle actif sont nombreuses dans l'industrie aéronautique et peuvent être classées selon divers critères [19]:

- le type de contrôle actif, qui peut être acoustique, vibroacoustique ou vibratoire ;
- le type d'avion concerné, à hélice ou à réaction ;
- le but du contrôle : réduction du bruit dans la cabine (localement, au niveau des passagers, ou dans toute la cabine) ou du bruit émis par l'avion dans l'environnement.

Quelques applications sont décrites dans les paragraphes qui suivent.

III.5.1 Systèmes de contrôle actif pour la réduction du bruit dans les cabines

La réduction par un contrôle actif du bruit dans les cabines d'avion a fait l'objet de nombreuses études et programmes de recherche soutenus par la communauté européenne, comme Brite Euram ASANCA (pour *Advanced Study of Active Noise Control in Aircrafts*) ou par la NASA aux Etats-Unis.

Nous allons décrire deux systèmes actuellement sur le marché, le système NVX™ développé par Lord Corporation et le système UltraQuiet Cabin™ de Ultra Electronics[19].

- **Système NVX™**

Le bruit dominant dans une cabine d'avion à hélices est un bruit à spectre de raies dont la fréquence fondamentale est égale à la fréquence de rotation d'une hélice multipliée par le nombre de pales. À l'origine de ce bruit, il y a l'interaction d'écoulements instationnaires avec la structure de l'appareil qui excite cette dernière en vibration.

Le système NVX™ a été développé par Lord Corporation pour réduire les premiers harmoniques de la fréquence de passage des pales dans un Beechcraft KingAir, avion d'affaire possédant deux turbopropulseurs Pratt & Whitney et des hélices à trois pales ou quatre pales.

- **Choix des actionneurs** : dans le cas du Beechcraft, la partie de structure excitée par le passage des pales se trouve au niveau du nez de l'appareil. Elle est très complexe et des essais préliminaires ont montré qu'il était difficile de corréler sa vibration avec le bruit dans la cabine. Pour cette raison, les actionneurs du système NVX™ sont des haut-parleurs conçus avec les spécifications suivantes :
 - optimisation des paramètres de Thielle et Small pour une efficacité acoustique entre 60 Hz et 150 Hz malgré un espace limité pour l'installation ;
 - faible distorsion de façon à éviter l'amplification d'harmoniques élevés ;
 - choix d'un aimant réalisé avec un lanthanide, le néodyme, pour améliorer le rapport concentration magnétique/poids.

Des amplificateurs de puissance travaillant en classe D sont intégrés à ces haut-parleurs.

- **Choix des capteurs** : les signaux de référence sont délivrés par des accéléromètres placés sur la structure de l'avion.
- **Le contrôleur** : bien qu'étant placé dans l'enceinte pressurisée de l'appareil, le contrôleur est soumis à de sévères contraintes environnementales :
 - température de fonctionnement : - 15 °C à + 55 °C ;
 - vibrations : jusqu'à 3 g (crête), ce qui nécessite une conception spécifique des cartes électroniques et du boîtier ;
 - taux d'humidité : jusqu'à 100 % avec condensation possible et formation de gouttes, ce qui implique l'étanchéité du boîtier et l'utilisation de vernis spéciaux pour les cartes [19];

- **UltraQuiet Cabin™**

Ce système, développé par Ultra Electronics, permet de réduire les composantes tonales du bruit dans les cabines d'avion par contrôle actif vibratoire (Bombardier Série Q, Bombardier Challenger 604) ou par contrôle actif acoustique (Saab 340, Saab 2000, Raytheon King Air 90, 200, 300 et 350, Lockheed C130 Hercules).

- **Les capteurs** : les capteurs utilisés sont des microphones et des accéléromètres (fig III.8). Les microphones sont montés sur une plaque derrière l'habillage de la cabine (fig III.8 b) et les accéléromètres sont placés sur la structure de l'avion. Tous ces

capteurs, dont la masse est très faible (moins de 0,03 kg pour les microphones et moins de 0,16 kg pour les accéléromètres) sont alimentés par le contrôleur. Typiquement, le nombre de capteurs à utiliser dans un avion à turbopropulseurs est de l'ordre de 70.

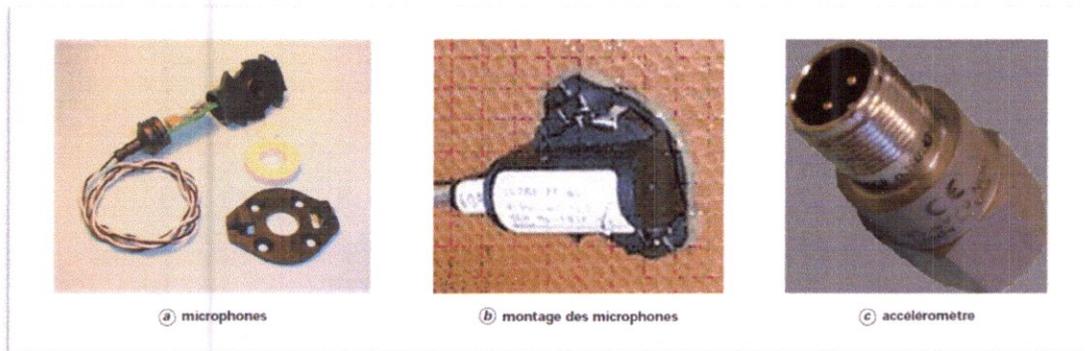


Figure III.8 : Capteurs utilisés par le système UltraQuiet Cabin™

- **Le contrôleur** : il peut recevoir les signaux de 96 capteurs et des signaux spécifiques à l'avion (signaux tachymétriques par exemple) et il peut commander jusqu'à 48 actionneurs (figure III.9). Il peut aussi garder en mémoire les réglages correspondant à plusieurs configurations de la cabine. Son poids est inférieur à 3,5 kg et il consomme moins de 12W.



Figure III.9 : Contrôleur du système UltraQuiet Cabin™

- **Les actionneurs** : les actionneurs sont de deux types : vibratoires à inertie ou haut-parleurs. Les actionneurs vibratoires (figure III.10), dénommés ATVA™ (pour

Active Tuned Vibration Absorbers), ont été spécialement développés pour cette application. Ils pèsent moins de 600 g et sont capables de générer une force de 150 N. Lorsqu'ils sont utilisés seuls (sans haut-parleurs) leur nombre est d'environ 35 pour un avion à turbopropulseurs. Leur consommation est inférieure à 15 W par voie. Les haut-parleurs peuvent être utilisés seuls ou conjointement avec les actionneurs vibratoires. Ils sont intégrés à l'habillage de la cabine (figure III.11) et leur poids total (incluant le poids de l'amplificateur de puissance et celui de l'enceinte) ne dépasse pas 1,5 kg. Lorsqu'ils sont utilisés seuls, le nombre de haut-parleurs nécessaire dans un avion à turbopropulseurs est de l'ordre de 12[19].

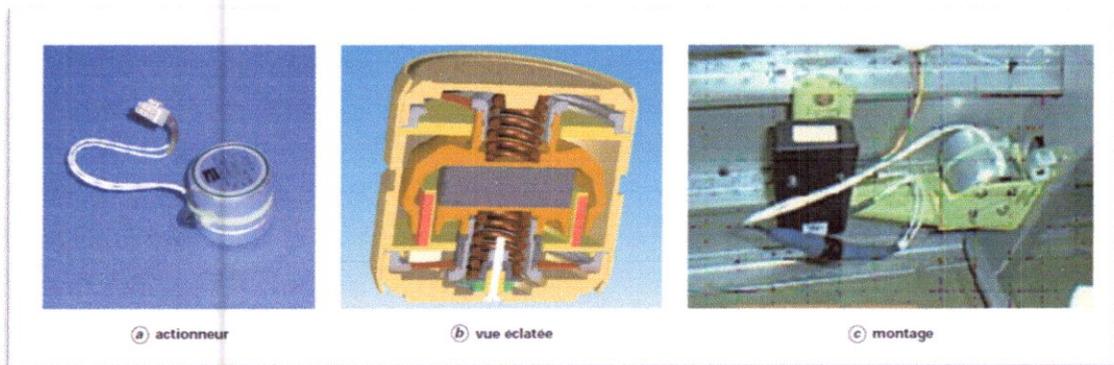


Figure III.10 : Actionneurs vibratoires du système UltraQuiet Cabin™

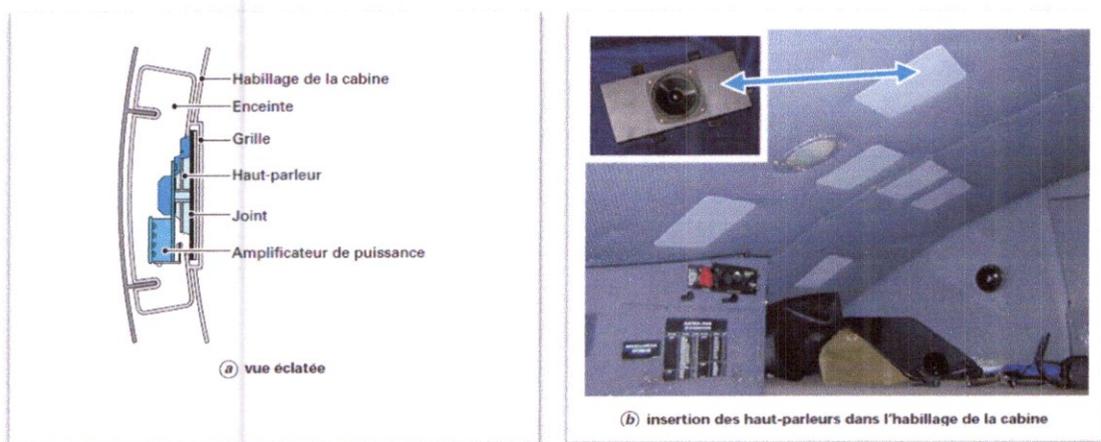


Figure III.11 : Montage des haut-parleurs du système UltraQuiet Cabin™

- **Les amplificateurs de puissance** : commandés par le contrôleur, ils sont intégrés aux haut-parleurs et alimentés par une tension continue de 28 V. Leur poids est inférieur à 0,25kg (figure III.12).

Les effets d'un contrôle actif utilisant le système UltraQuiet dépendent du point de mesure dans la cabine. Le constructeur annonce une atténuation moyenne d'environ 15 dB(A). Les résultats du contrôle dans la cabine de pilotage (C 130 Hercules) sont présentés dans le tableau III.2.

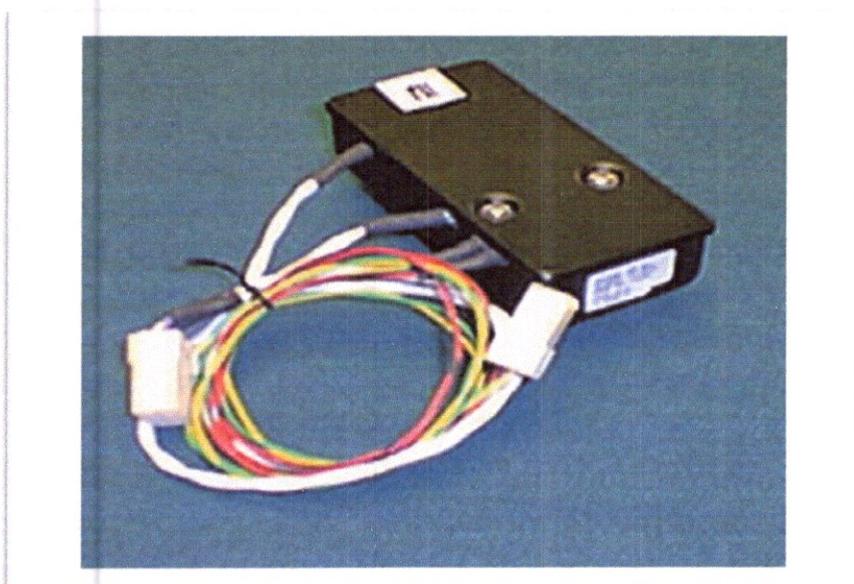


Figure III.12 : Amplificateur de puissance du système UltraQuiet Cabin™

Emplacement	Niveau sonore sans contrôle actif (dB)	Niveau sonore avec contrôle actif (dB)
Pilote	103,2	93,5
Copilote	111,8	96,0
Mécanicien	106,5	93,7
Navigateur	107,6	100,2

Tableau III.2 : Niveaux sonores dans la cabine de pilotage d'un C130 Hercules, système UltraQuiet Cabin™

III.5.2 Bruit dû à la couche limite turbulente

L'excitation de la structure d'un avion par les fluctuations de pression de la couche limite turbulente constitue une contribution majeure au bruit dans la cabine d'un avion de transport à réaction. C'est un bruit à large bande dont la composition fréquentielle est liée à la turbulence dans la couche limite et à la réponse élastique des panneaux couplés à la cavité constituée par l'habitacle. Il est difficile d'obtenir des signaux de référence (qui doivent être bien corrélés avec ce bruit et respecter la condition de causalité) car les sources de bruit sont réparties tout autour de l'appareil. Le seul contrôle actif envisageable est donc un contrôle en boucle fermée. Fuller a étudié la possibilité d'utiliser un contrôle hybride basé sur l'utilisation de matériaux intelligents. Le contrôle actif de la couche limite reste, et pour une durée probablement assez longue, un sujet de recherche de laboratoire [19].

III.5.3 Contrôle local du bruit dans la cabine

Dans ce type de contrôle, on cherche à réduire le bruit autour de la tête du passager. Certaines compagnies proposent d'ailleurs ce service aux passagers de la première classe ou de la classe affaires. On peut aussi envisager d'inclure un appuie-tête actif dans les sièges de l'avion comme dans le procédé ANCAS™ (pour *Active Noise Controller for Aircraft Seat*) développé par TechnoFirst en collaboration avec Dassault Electronique (figure III.13)[19].

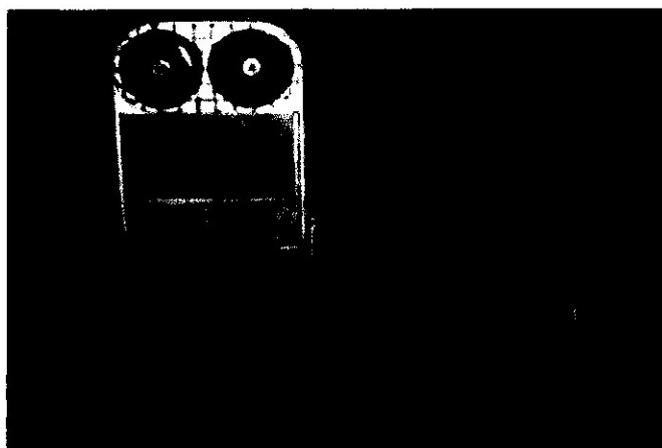


Figure III.13 : Vue éclatée d'un siège utilisant le système ANCAS™

Chapitre IV :
Rehaussement de la
communication
bruitée dans un avion

IV.1 Introduction

Dans ce chapitre on va étudier le rehaussement de la communication bruitée dans un avion de manière analytique. Le problème traité est celui de l'estimation d'un signal perturbé par un bruit additif lorsque l'on dispose de deux observations chacune composée d'un signal et d'un bruit additif, donc on va proposer une idée de débruitage basé sur la séparation de bruit de la parole et envoyé seulement le message clair de communication entre pilote-contrôleur et pilote-passagers.

Le filtrage de Wiener, l'algorithme LMS, ainsi que deux structures de séparation aveugle de sources dites (Directe et Réursive) ont été proposés dans ce chapitre dans le but de l'amélioration de la communication bruitée.

IV.2 Système débruitage de la communication bruitée dans un avion

Notre système de rehaussement de la communication bruitée dans un avion installé dans le casque du pilote comprend deux microphones, le pilote utilise un microphone pour parler qui représente le mélange m_1 , et le deuxième installé sur la couverture de casque utilisé pour capter le bruit qui représente le mélange m_2 (voir figure VI.1).

À l'intérieure de casque, on installe notre système de débruitage basé sur la séparation aveugle de sources type Directe développé avec l'algorithme LMS. Et dans la suite on va détailler la méthode de débruitage utilisé dans notre système.

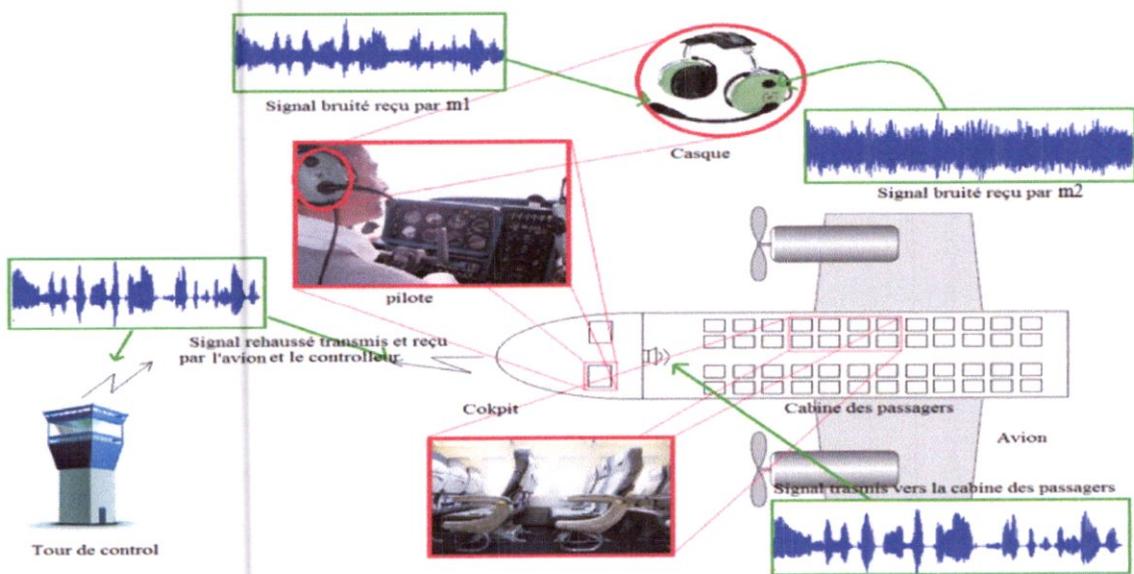


Figure IV.1 : Système de débruitage de la communication bruitée dans un avion

IV.3 Algorithme du gradient stochastique (Least Mean Square – LMS)

Grace à sa simplicité et son efficacité, l'algorithme LMS est largement utilisé. Selon les études effectuées, le choix du pas d'adaptation est critique pour le bon fonctionnement du LMS. Afin de trouver un compromis entre la vitesse de convergence et la performance de l'algorithme, certains algorithmes sont développés avec un pas variable [26].

Détail de l'algorithme LMS

- Initialisation des coefficients $w(0)$ à zéro.
- Instant $t = 1, 2, 3, \dots, m$

$$\hat{x}(t) = w^T(t - 1)y(t) \tag{IV.1}$$

$$e(t) = x(t) - \hat{x}(t) \tag{IV.2}$$

$$w(t) = w(t - 1) + 2\mu y(t)e(t) \tag{IV.3}$$

IV.4 Filtre de Wiener

On dispose d'un message $m(t) = s_1(t) + b_1(t)$ où le signal et le bruit sont deux processus aléatoires stationnaires. Il s'agit de trouver le filtre linéaire stationnaire qui donne la meilleure approximation de $s_1(t)$ notée $\hat{s}_1(n)$. Le signal et le bruit sont deux processus aléatoires stationnaires [27].

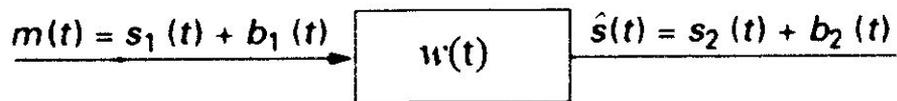


Figure IV.2 : Signal délivré par le filtre Wiener $w(t)$

$$\hat{s}(t) = \int_{-\infty}^{+\infty} w(\tau) m(t - \tau) d\tau \tag{IV.4}$$

En d'autres termes, il faudra que :

$$\hat{s}(t) = s_2(t) + b_2(t) \text{ Soit aussi proche que possible de } s_1(t)$$

On notera :

$$e(t) = \hat{s}(t) - s_1(t) \quad (IV.5)$$

Qui constitue l'erreur entre la sortie effective du filtre et la sortie désirée $s_1(t)$. Le filtre de Wiener est basé sur la minimisation de l'erreur quadratique moyenne $\langle EQM \rangle \overline{e^2(t)}$:

$$\overline{e^2(t)} = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{2T} \int_{-T}^T e^2(t) dt = E\{e^2(t)\} = E\{[s_1(t) - \hat{s}(t)]^2\} \quad (IV.6)$$

Avec $E\{ \}$ opérateur espérance mathématique

IV.5 La séparation aveugle de sources

La séparation aveugle de sources (SAS) est un problème général en traitement du signal, dont le principe consiste à retrouver un ensemble de signaux inobservables dits « signaux sources », à partir d'un ensemble de signaux observables dits « observations ». Ces observations sont souvent des mélanges de ces sources et proviennent de capteurs. Nous pouvons observer sur chaque capteur, la sortie d'un système réalisant le « mélange » des signaux sources. La nature du mélange et le milieu de propagation de ces sources sont généralement inconnus. Aucune information n'est donc disponible sur les sources ni sur les mélanges.

IV.6 Modèle de mélange

Dans le cas d'une prise de son par deux microphones dans un environnement réel (par exemple cockpit d'un avion), on obtient, à la sortie d'un microphone, un signal complexe, résultant de la superposition du signal de parole et des bruits ambiants selon un mélange inconnu. Ce mélange dépend des positions des microphones, des caractéristiques acoustiques du cockpit, des sources elles-mêmes, etc. En général, un tel mélange est un mélange convolutif dans lequel les signaux ont les propriétés suivantes :

- Le signal de la parole a une bande passante large,
- Le bruit est généralement non stationnaire, non ponctuel, non blanc, et peut avoir un niveau élevé.

Approximativement on peut considérer qu'un mélange convolutif résulte du passage des signaux dans des filtres inconnus de type FIR. Le modèle général de mélange est présenté dans la figure IV.3, où h_1, h_2, h_3, h_4 sont les systèmes linéaires représentant les fonctions de transfert entre les sources et les deux microphones. Ce modèle général de mélange se complique par le fait que les sources s_i et tous les filtres sont inconnus [20].

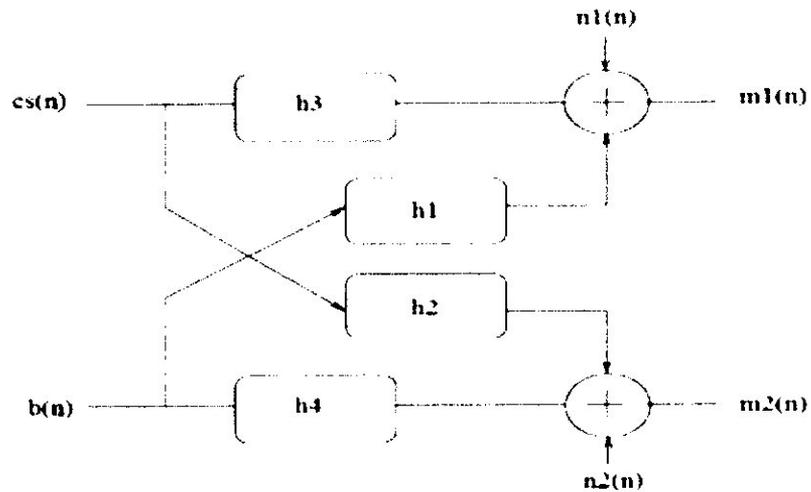


Figure IV.3 : modèle général de mélange convolutif

Ce modèle est défini comme suite dans le domaine fréquentiel :

$$\begin{cases} m_1(n) = h_3(n) * cs(n) + h_1(n) * b(n) + n_1(n) \\ m_2(n) = h_2(n) * cs(n) + h_4(n) * b(n) + n_2(n) \end{cases} \quad (IV.7)$$

Dans une première approximation, nous supposons que :

- Les sources sont ponctuelles.
- La réponse en fréquence des microphones est presque constante sur tout le spectre de parole.
- La distance entre les deux microphones est petite.
- Les erreurs de mesure des microphones $n_1(n)$ et $n_2(n)$ sont négligeable.

Dans ces conditions nous pouvons prendre un modèle simplifié de perturbation, dans lequel les deux filtres h_3 et h_4 sont des " passe-tout " comme est représenté dans la figure IV.4.

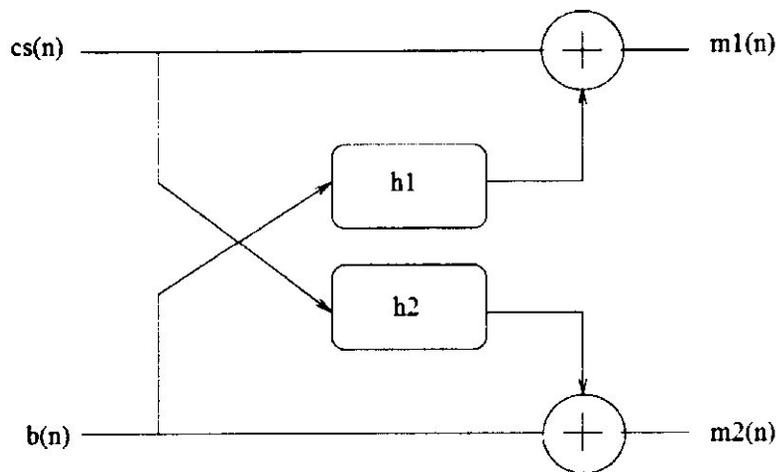


Figure IV.4 : structure de mélange

Le modèle des signaux observés est écrit :

$$m_1(n) = cs(n) + h_1(n) * b(n) \quad (IV.8)$$

$$m_2(n) = b(n) + h_2(n) * cs(n) \quad (IV.9)$$

Où h_1 et h_2 représentent les effets du couplage mutuel entre les signaux ; $cs(n)$ et $b(n)$ sont respectivement, deux sources ponctuelles de parole et de bruit.

Et * désigne le produit de convolution.

IV.7 Description des deux structures de séparation de sources (bi-capteurs)

IV.7.1 La structure symétrique Réursive

Cette extension a été initialement proposée pour le débruitage en présence de deux signaux de parole. Mais son utilisation pour d'autres types de signaux est tout à fait envisageable à condition de satisfaire le modèle de mélange de la figure IV.3 [20].

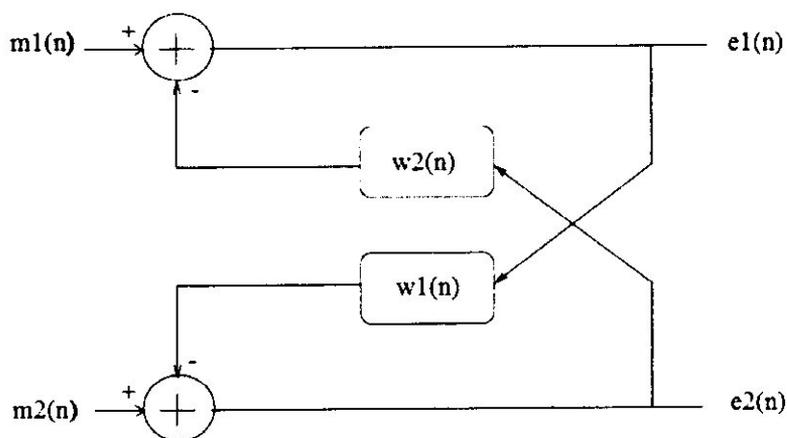


Figure IV.5 : Structure symétrique de débruitage Récursive

Les sorties $e_1(n)$ et $e_2(n)$ de la structure de séparation de sources Récursive sont données par les formules suivantes :

$$e_1(n) = m_1(n) - w_2(n) * e_2(n) \quad (\text{IV.10})$$

$$e_2(n) = m_2(n) - w_1(n) * e_1(n) \quad (\text{IV.11})$$

En remplaçant l'expression de $m_1(n)$ dans l'expression de $e_1(n)$, nous trouvons :

$$e_1(n) = cs(n) + b(n) * h_1(n) - w_2(n) * e_2(n) \quad (\text{IV.12})$$

En remplaçant $e_2(n)$ par son expression dans (IV.12) on trouve :

$$e_1(n) = cs(n) + b(n) * h_1(n) - w_2(n) * (m_2(n) - w_1(n) * e_1(n)) \quad (\text{IV.12})$$

Ensuite on remplace $m_2(n)$ son expression dans (IV.12) on trouve :

$$\begin{aligned} e_1(n) * (\delta(n) - w_2(n) * w_1(n)) \\ = cs(n) * (\delta(n) - w_2(n) * h_2(n)) + b(n) * (h_1(n) - w_2(n)) \end{aligned}$$

$$e_1(n) = \frac{1}{(\delta(n) - w_2(n) * w_1(n))} (cs(n) * (\delta(n) - w_2(n) * h_2(n)) + b(n) * (h_1(n) - w_2(n))) \quad (\text{IV.13})$$

Si

$$w_2(n) = h_1(n) \text{ et } w_1(n) = h_2(n)$$

Alors

$$e_1(n) = cs(n) \tag{IV.14}$$

Et de même pour $e_2(n)$, en remplaçant l'expression de $m_2(n)$ ensuite de $m_1(n)$ dans l'expression de $e_2(n)$, nous trouvons :

$$e_2(n) = b(n) + cs(n) * h_2(n) - w_1(n) * (cs(n) + h_1(n) * b(n) - w_2(n) * e_2(n))$$

Et donc

$$e_1(n) = \frac{1}{(\delta(n) - w_1(n) * w_2(n))} (b(n) * (\delta(n) - w_1(n) * h_1(n)) + cs(n) * (h_2(n) - w_1(n))) \tag{4.15}$$

Si

$$w_2(n) = h_1(n) \text{ et } w_1(n) = h_2(n)$$

Alors

$$e_2(n) = b(n) \tag{IV.16}$$

IV.7.2 La structure Directe

Dans cette partie nous représentons l'implémentation de la structure Directe et ses équations de sorties puis nous donnons la solution optimale [20].

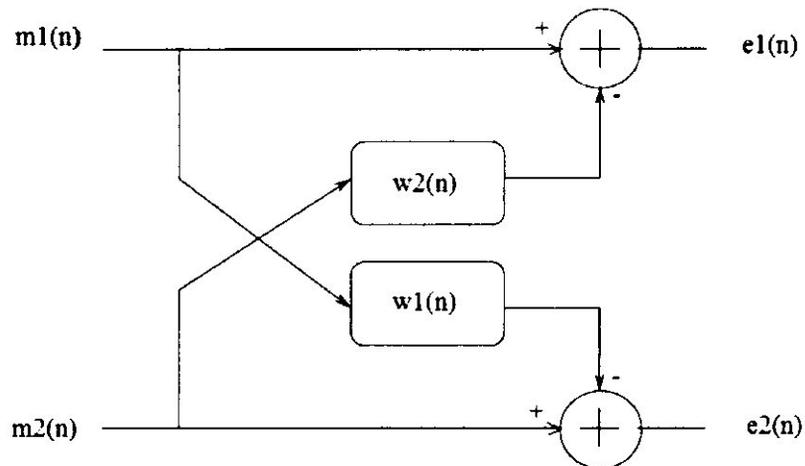


Figure IV.6 : la structure de séparation de sources Directe

Les expressions des sorties $e_1(n)$ et $e_2(n)$ de la structure de séparation de sources Directe de la figure IV.6 sont données par les formules suivantes :

$$e_1(n) = m_1(n) - m_2(n) * w_2(n) \quad (\text{IV.17})$$

$$e_2(n) = m_2(n) - m_1(n) * w_1(n) \quad (\text{IV.18})$$

En remplaçant les expressions de $m_1(n)$ et $m_2(n)$ dans l'expression $e_1(n)$, nous trouvons:

$$e_1(n) = cs(n) + h_1(n) * b(n) - w_2(n) * (b(n) + h_2(n) * cs(n)) \quad (\text{IV.19})$$

$$e_1(n) = (\delta(n) - w_2(n) * h_2(n)) * cs(n) + (h_1(n) - w_2(n)) * b(n) \quad (\text{IV.20})$$

Si

$$w_2(n) = h_1(n) \text{ et } w_1(n) = h_2(n)$$

Alors

$$e_1(n) = (\delta(n) - h_1(n) * h_2(n)) * cs(n) \quad (\text{IV.21})$$

Et de même pour $e_2(n)$, en remplaçant les expressions de $m_1(n)$ et $m_2(n)$ dans l'expression $e_2(n)$, nous trouvons :

$$e_2(n) = b(n) + h_2(n) * cs(n) - w_1(n) * (cs(n) + h_1(n) * b(n)) \quad (\text{IV.22})$$

$$e_2(n) = (\delta(n) - w_1(n) * h_1(n)) * b(n) + (h_2(n) - w_1(n)) * cs(n) \quad (\text{IV.23})$$

Si

$$w_2(n) = h_1(n) \text{ et } w_1(n) = h_2(n)$$

Alors

$$e_2(n) = (\delta(n) - h_2(n) * h_1(n)) * b(n) \quad (\text{IV.24})$$

IV.8 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté une technique de débruitage de la communication dans un environnement bruyant (cockpit) à l'aide de deux microphones.

Nous avons montré comment la communication bruitée peut être rehaussée dans un environnement bruyant (cockpit), en utilisant la séparation aveugle de sources type Directe développé avec l'algorithme LMS.

Chapitre V :

Résultat des simulations

V.1 Introduction

L'objectif de ce chapitre est de présenter une validation expérimentale de l'étude théorique développé dans le chapitre IV, qui concerne la structure de séparation aveugle de sources de type Directe développé avec l'algorithme LMS.

L'organisation de ce chapitre est la suivante : nous définissons d'abord les différents signaux sources (parole, bruit) utilisés. Nous présentons ensuite les résultats de simulations obtenues dans le cas du mélange d'un Bruit Blanc et la parole puis du mélange d'un Bruit avion F16 et la parole. Ainsi nous discutons suivant les résultats obtenus sur la robustesse de notre algorithme en termes de rapidité de convergence.

V.2 Signaux utilisés en simulation

Notons tout d'abord que les résultats présentés dans ce document sont obtenus à partir de deux signaux de parole suivants :

- Un signal de parole échantillonné à 11025 Hz d'environ 2 secondes prononcé par un pilote de ligne adulte masculin dans un cockpit d'avion qui dit « we'll be landing in 10 minutes » (voir Figure V.1)
- Un signal de parole échantillonné à 16 KHz d'environ 4 secondes prononcé par un locuteur masculin suivant « un loup s'est jeté immédiatement sur la petite chèvre » (voir Figure V.2)

Ces signaux sont représentés dans le domaine temporel.

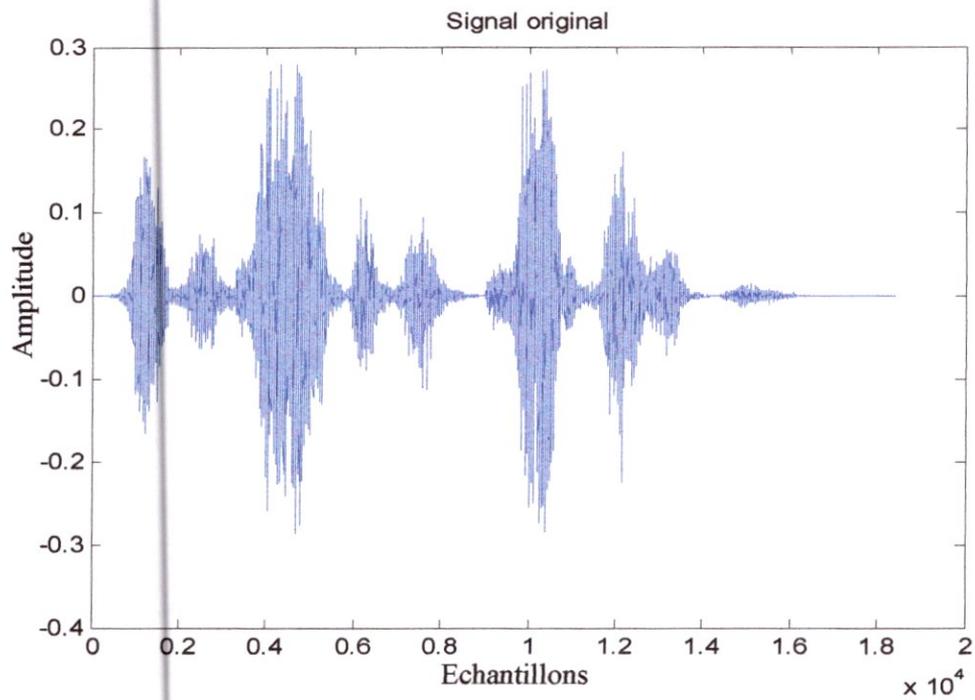


Figure V.1 : Signal de parole

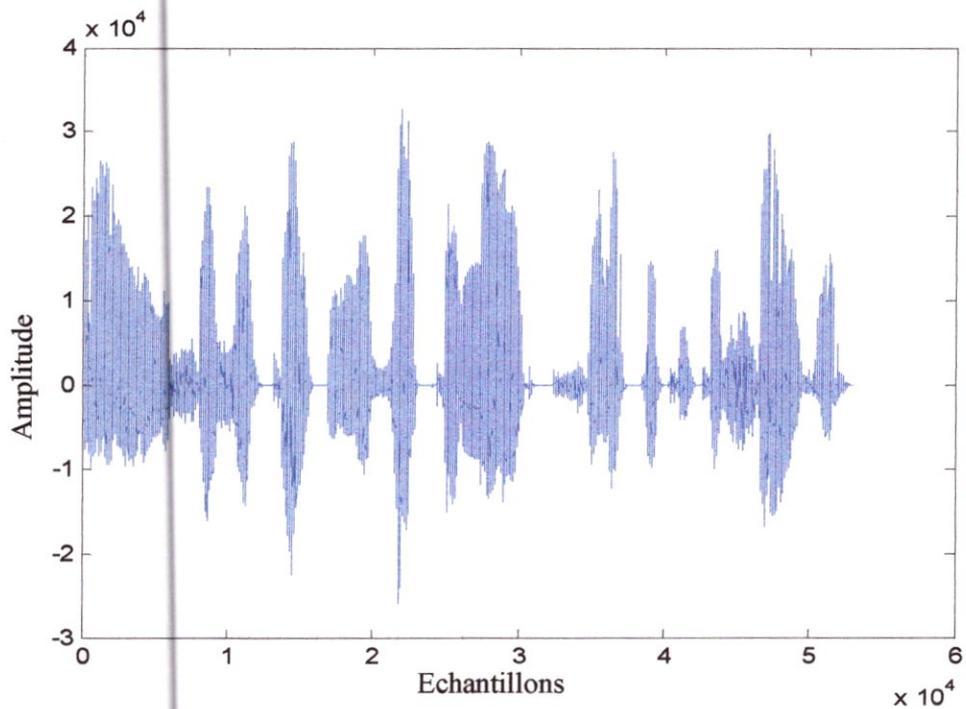


Figure V.2 : Signal de parole

En ce qui concerne la seconde source, nous avons utilisé six types de bruit dans chaque partie de simulation correspondant à :

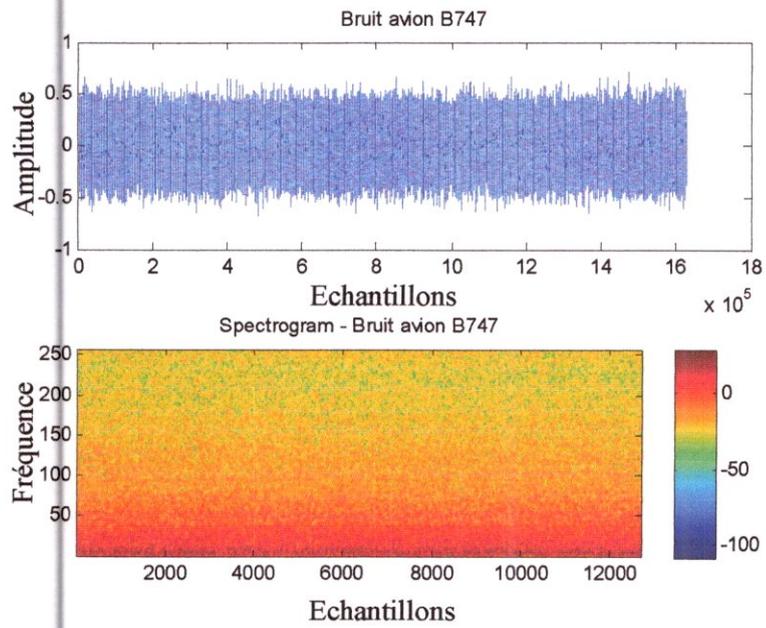


Figure V.5 : un bruit avion B747 avec son spectrogramme

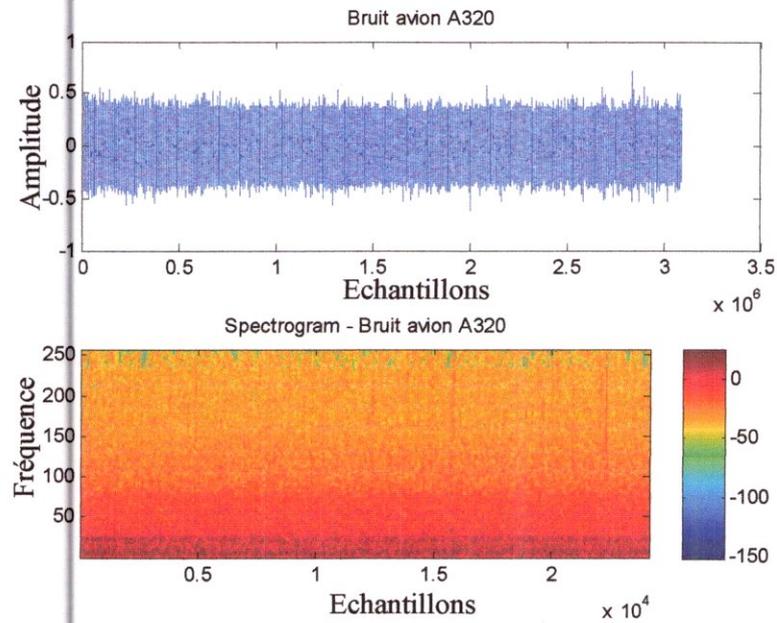


Figure V.6 : un bruit avion A320 avec son spectrogramme

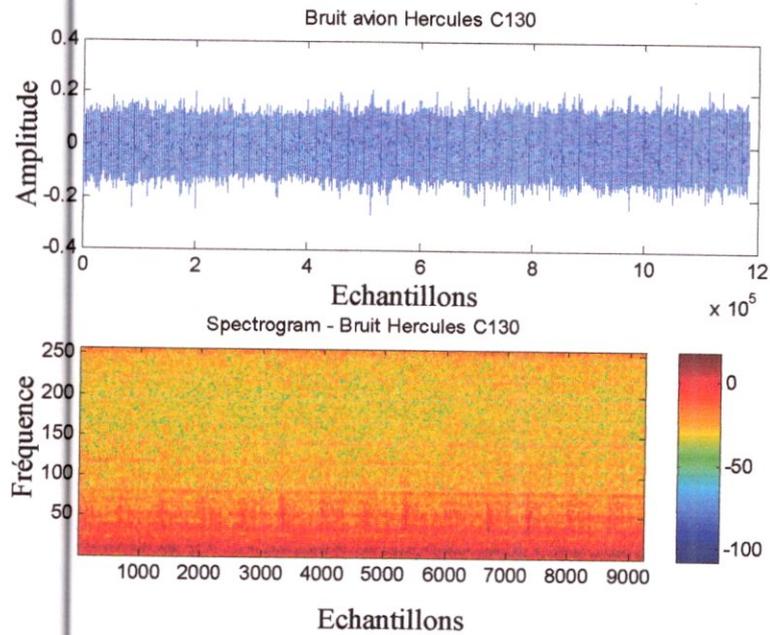


Figure V.7 : un bruit avion Hercules C130 avec son spectrogramme

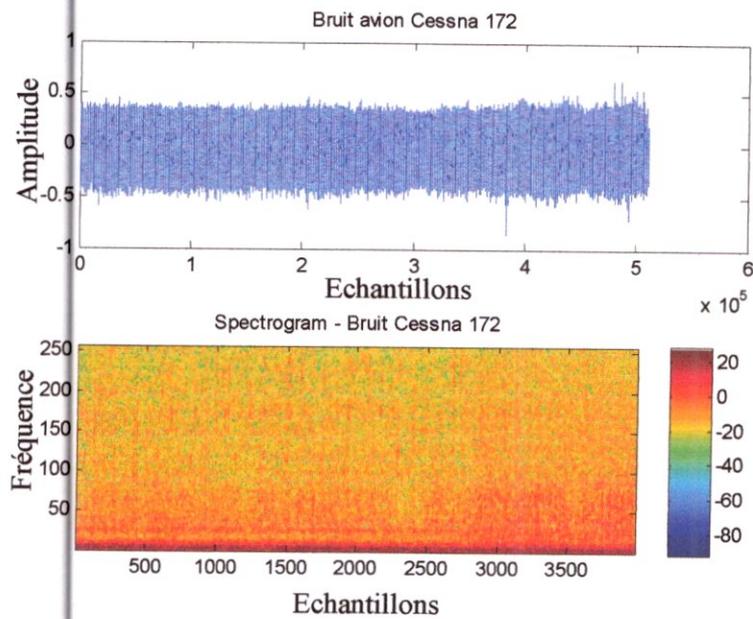


Figure V.8 : un bruit avion Cessna 172 avec son spectrogramme

V.3 Segmentation de la parole

La structure de séparation de sources Directe utilise un mécanisme de Détection d'Activité Vocale (DAV) manuel ou automatique pour contrôler l'adaptation des filtres w_1 et w_2 .

Cette adaptation est contrôlée de la manière suivante : le filtre w_2 est adapté uniquement en période de bruit seul, alors que le filtre w_1 est adapté uniquement pendant les périodes d'activité vocale (période de présence du signal de parole utile). Les figures V. (9.10) présentent deux exemples de segmentation manuelle sur le signal de parole originale.

Dans l'ensemble des simulations réalisées dans ce mémoire, nous avons utilisé la structure de séparation de source Directe avec un système de Détection d'Activité Vocale (DAV) manuel.

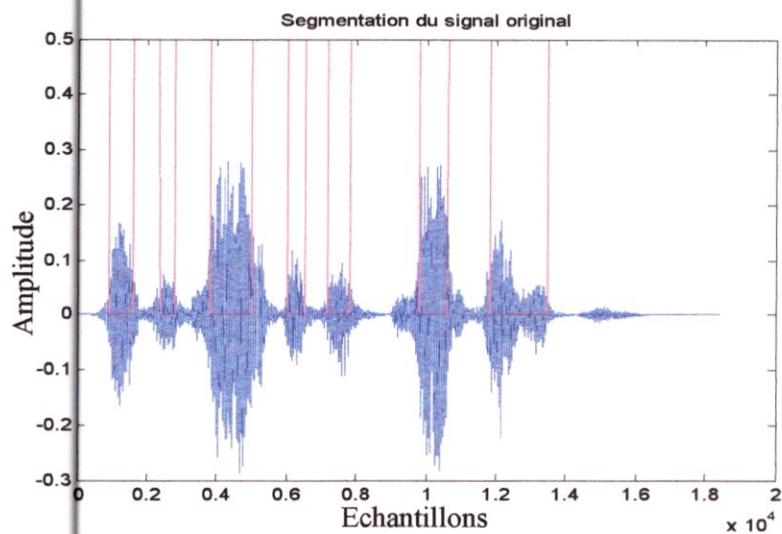


Figure V.9 : Signal de parole figure V.1 segmenté

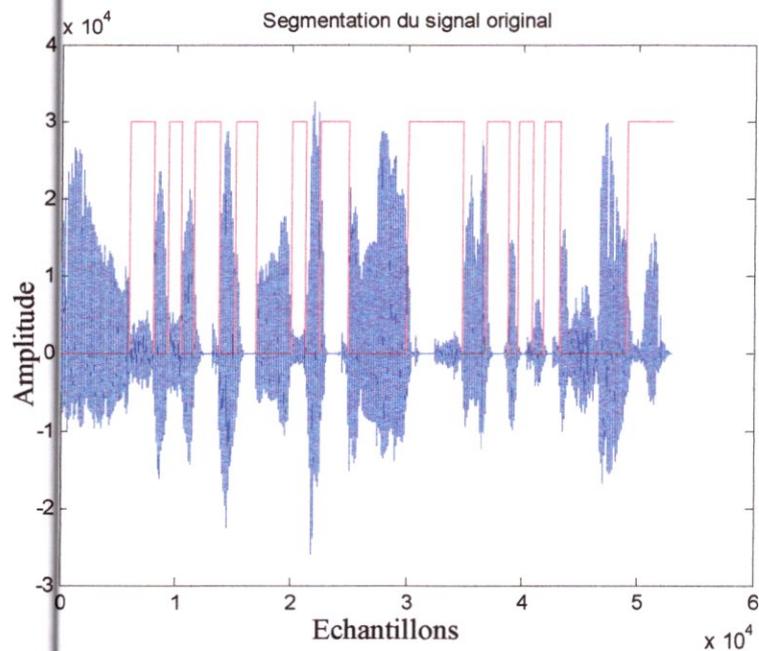


Figure V.10 : Signal de parole figure V.2 segmenté

V.4 Le critère de Désajustement

Le critère du désajustement est un critère robuste dans l'évaluation des performances. Ce critère se calcule à partir de la distance euclidienne entre les coefficients des réponses impulsionnelles réelles et mesurées (estimées). Ce critère, noté SM pour « System Mismatch », est défini par l'expression suivante :

$$(SM)_{dB} = 10 * \log \left(\frac{\|\bar{w}_i - h_i\|^2}{\|h_i\|^2} \right) \quad (V.1)$$

Avec $i \in \{1,2\}$

h_i représente les coefficients du filtre réel (utilisé dans la convolution, h_1 et h_2), et \bar{w}_i représente la valeur moyenne des coefficients estimés (coefficients du filtre adaptatif w_1 et w_2).

V.5 Simulation de la structure Directe

Dans ce paragraphe nous utilisons deux signaux de parole (parole de Figure 5.1 et parole de Figure 5.2). Nous utilisons la parole Figure 5.1 pour obtenir les résultats du RSB de sortie représentés dans Les trois premiers tableaux et les trois derniers sont les résultats de parole Figure 5.2.

Nous avons varié les paramètres de réglage de l'algorithme LMS (nombre de coefficient des filtres adaptatifs w_1 et w_2 (L) et le pas d'adaptation (μ)) et le rapport signal à bruit (RSB) sur les deux entrées du modèle de mélange. A chaque fois on fixe un paramètre et on change les autres. Notre but dans cette partie de simulation est de constater l'évolution de RSB de sortie et obtenir les meilleurs paramètres de réglage pour un bon résultat. Les résultats de RSB de sortie sont représentés dans les tableaux suivants.

Chapitre V : Résultat des simulations

Type de bruit	RSB d'entrée (dB)							
	-10		0		5		10	
	$\mu = 0.1$	$\mu=0.01$	$\mu = 0.1$	$\mu=0.01$	$\mu = 0.1$	$\mu=0.01$	$\mu = 0.1$	$\mu=0.01$
Blanc	5.2780	-7.0323	11.6721	2.3767	14.3021	7.3647	17.9725	11.6173
F16	3.3785	-4.4982	9.2447	5.8768	13.1863	8.3245	18.7081	14.3945
B747	4.8012	2.6838	13.0374	10.8704	19.0295	18.0494	21.8926	17.5403
A320	5.5205	0.3458	14.1979	10.2848	19.2217	14.3988	21.3989	19.7912
Hercules C130	7.0530	-2.0514	15.1119	6.9154	19.0786	11.5399	21.1375	16.0184
Cessna 172	4.2169	2.3569	10.2493	7.0662	18.1715	17.7845	21.3439	20.8047

Tableau V.3 : RSB de sortie avec L=256

Type de bruit	RSB d'entrée (dB)							
	-10		0		5		10	
	$\mu = 0.1$	$\mu=0.01$	$\mu = 0.1$	$\mu=0.01$	$\mu = 0.1$	$\mu=0.01$	$\mu = 0.1$	$\mu=0.01$
Blanc	20.2148	21.3411	20.0813	22.1195	27.2161	21.5865	22.5660	24.4598
F16	13.4255	17.5808	15.9945	21.8976	17.1938	20.0072	20.9593	25.1062
B747	12.5093	11.3317	11.9668	18.4476	13.3233	19.4737	20.0628	24.4615
A320	11.8852	10.9021	11.3203	21.0099	13.8058	16.3256	19.6692	22.4862
Hercules C130	8.5595	14.1260	10.0209	14.6748	10.9693	17.3484	16.9420	23.3833
Cessna 172	10.2833	13.4718	13.5989	14.3985	17.1076	17.9657	15.3953	20.1244

Tableau V.4 : RSB de sortie avec L=10

Chapitre V : Résultat des simulations

Type de bruit	RSB d'entrée (dB)							
	-10		0		5		10	
	$\mu = 0.1$	$\mu=0.01$	$\mu = 0.1$	$\mu=0.01$	$\mu = 0.1$	$\mu=0.01$	$\mu = 0.1$	$\mu=0.01$
Blanc	19.2385	4.0906	22.4112	11.6304	22.6054	15.1964	23.2697	16.5118
F16	12.3571	1.6515	16.2411	11.5047	18.2816	15.8209	19.5168	20.1901
B747	9.0745	6.6511	12.6912	17.0325	15.2787	16.1315	18.4139	21.9633
A320	8.6045	6.9215	13.1715	16.0167	16.8932	20.4084	17.9610	21.6885
Hercules C130	7.9292	8.0771	12.6795	12.9981	14.8683	19.2034	17.9663	19.9222
Cessna 172	6.3407	5.3164	13.1936	11.6581	13.0764	13.6809	17.4144	19.6977

Tableau V.5 : RSB de sortie avec L=64

Type de bruit	RSB d'entrée (dB)							
	-10		0		5		10	
	$\mu = 0.1$	$\mu=0.01$	$\mu = 0.1$	$\mu=0.01$	$\mu = 0.1$	$\mu=0.01$	$\mu = 0.1$	$\mu=0.01$
Blanc	11.9665	-6.0138	15.8263	3.4824	18.5734	8.0747	20.1273	12.4334
F16	4.1411	-4.7773	13.9883	5.1576	16.9551	9.6114	18.7903	13.9585
B747	3.3096	-0.6441	13.7401	6.4982	16.2630	12.8878	19.5194	16.5103
A320	4.7087	3.0119	14.8523	11.3438	10.0803	16.5691	19.5889	18.1954
Hercules C130	5.5522	2.1596	13.3870	9.7840	17.1229	14.4019	18.5538	17.9683
Cessna 172	4.9909	1.6413	10.0377	12.8243	13.0308	15.4017	16.9020	18.1258

Tableau V.6 : RSB de sortie avec L=256

Après ces simulations qui sont présentées dans les tableaux précédents on va représenter deux cas :

1^{ère} cas pour la parole de figure V.1 et un bruit blanc. Les paramètres utilisés pour le réglage de l'algorithme LMS sont les suivants :

- Nombre de coefficients des filtres adaptatifs w_1 et w_2 : $L=10$
- Pas d'adaptation : $\mu_1 = \mu_2 = 0.1$
- le rapport signal à bruit RSB sur les deux entrées de la structure Directe est de -10 dB.

Le signal de parole originale figure V.1, le signal de bruit blanc figure V.3 et les signaux de mélanges sont représentés avec leurs spectrogrammes dans les figures V. (11, 12, 13, 14), Les signaux de sortie de la structure de séparation de sources Directe obtenus avec la technique de segmentation manuelle sont représentés avec leur spectrogrammes dans les figures V. (15, 16) et les trois signaux (parole (cs), signal rehaussé (e1), signal bruité (m1)) sont également représentés dans la figure V.17.

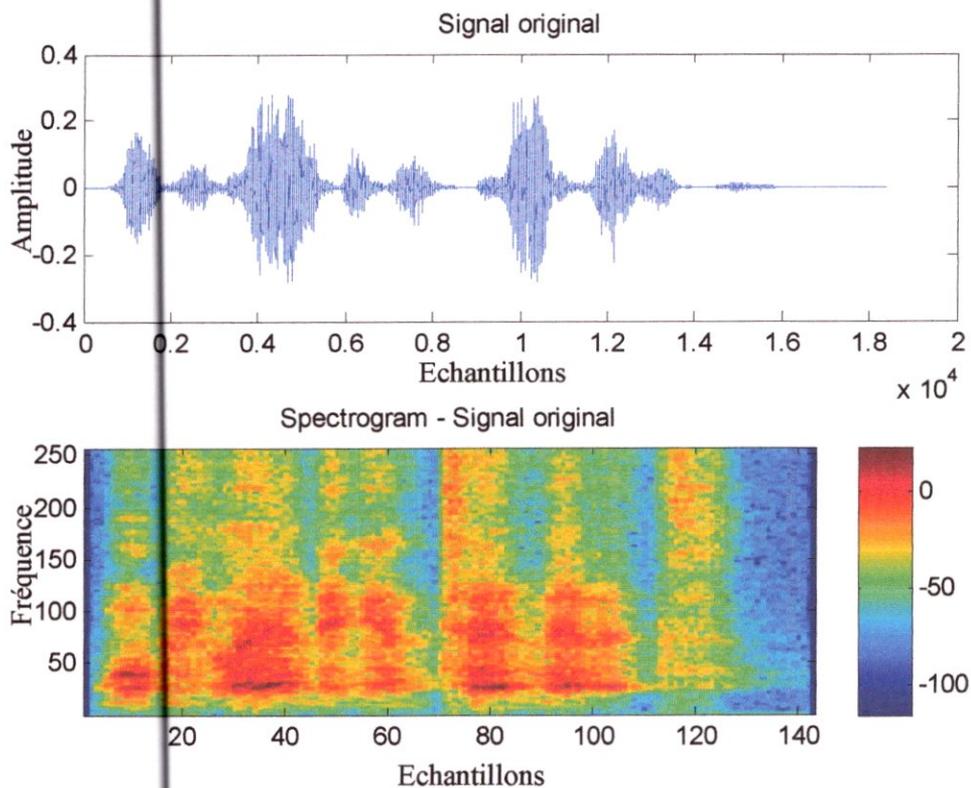


Figure V.11 : signal original de parole avec son spectrogramme

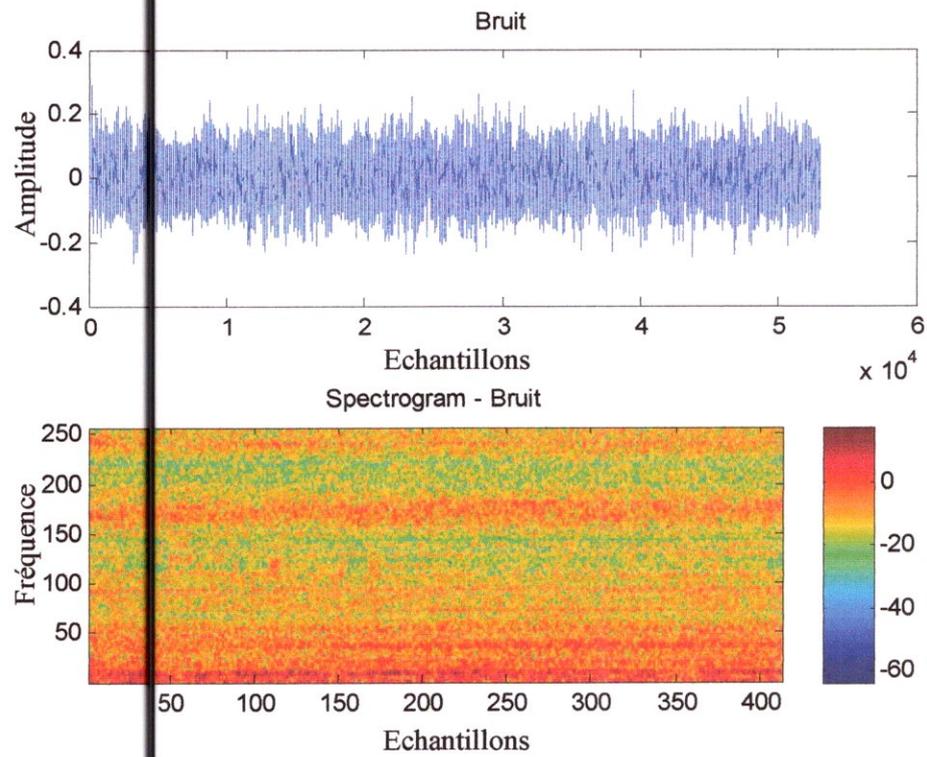


Figure V.23: signal de sortie de structure Directe avec son spectrogramme

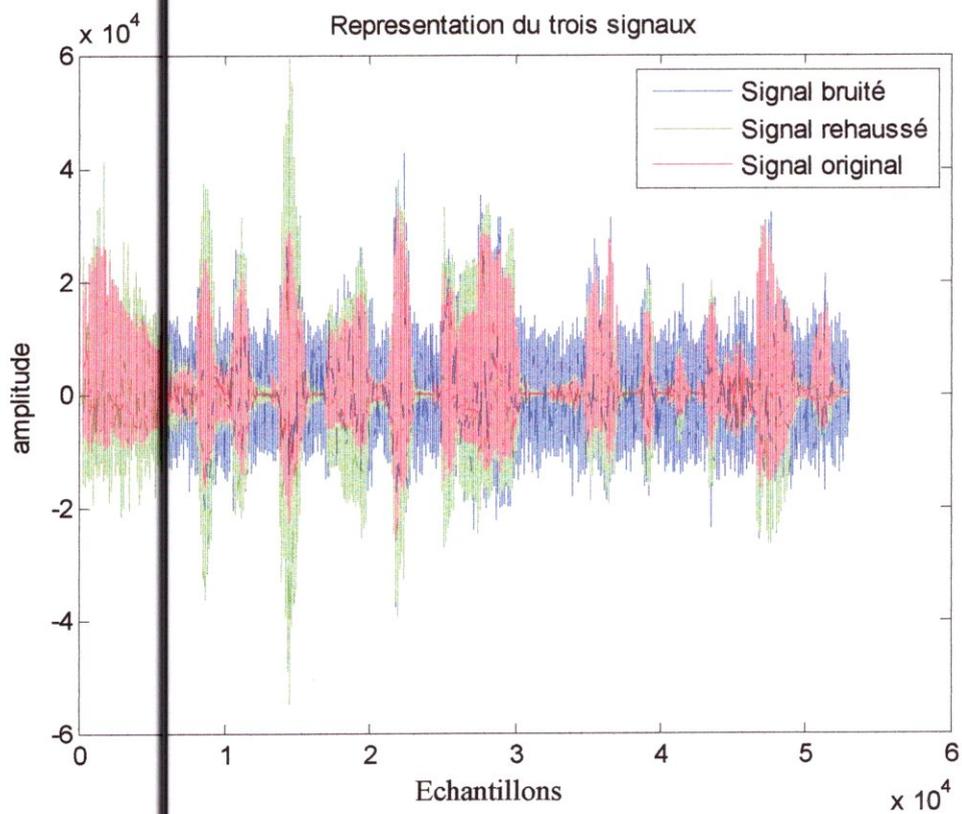


Figure V.24: les trois signaux (cs, m1, e1)

V.6 Analyse des résultats obtenus

Lors de l'analyse des deux figures (V.15) et (V.22), nous remarquons que le signal de parole en sortie e_1 pour les deux types de bruit récupéré en utilisant la technique de segmentation manuelle est visuellement nettoyé du bruit et très proche du signal de parole originale. Ceci grâce au contrôle de l'adaptation du filtre w_2 par un système de détection d'activité vocale (DAV), ce filtre est adapté uniquement pendant les périodes de non activité vocale du mélange m_2 . Durant ces périodes d'inactivité vocale, le filtre adaptatif w_2 n'a à son entrée que du bruit, ce qui lui permet d'identifier la réponse de couplage h_2 puis supprimer le bruit au niveau du signal de sortie e_1 .

D'après les deux figures (5.16) et (5.23), nous remarquons que la parole est partiellement enlevée de la deuxième sortie e_2 pour cette techniques de segmentation, car si on veut supprimer complètement la parole on doit adapter le w_1 pendant les périodes d'activité vocale. Malheureusement, durant ces périodes le bruit persiste et le filtre w_1 s'actualise avec un mélange à l'entrée m_1 , c'est l'inconvénient majeur de cette structure.

V.7 Système Mismatch

D'après les figures (V.25) et (V.26), Nous remarquons que l'algorithme LMS avec bruit blanc est plus rapide qu'avec le bruit avion F16 car les tailles du filtre adaptatif w_1 L sont différentes.

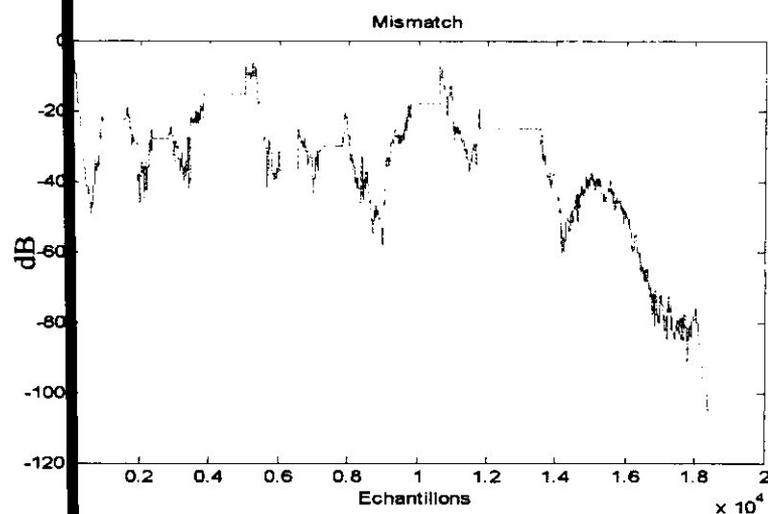


Figure V.25: Système Mismatch de bruit blanc du filtre w_1 pour $\mu=0.1$ et $L=10$

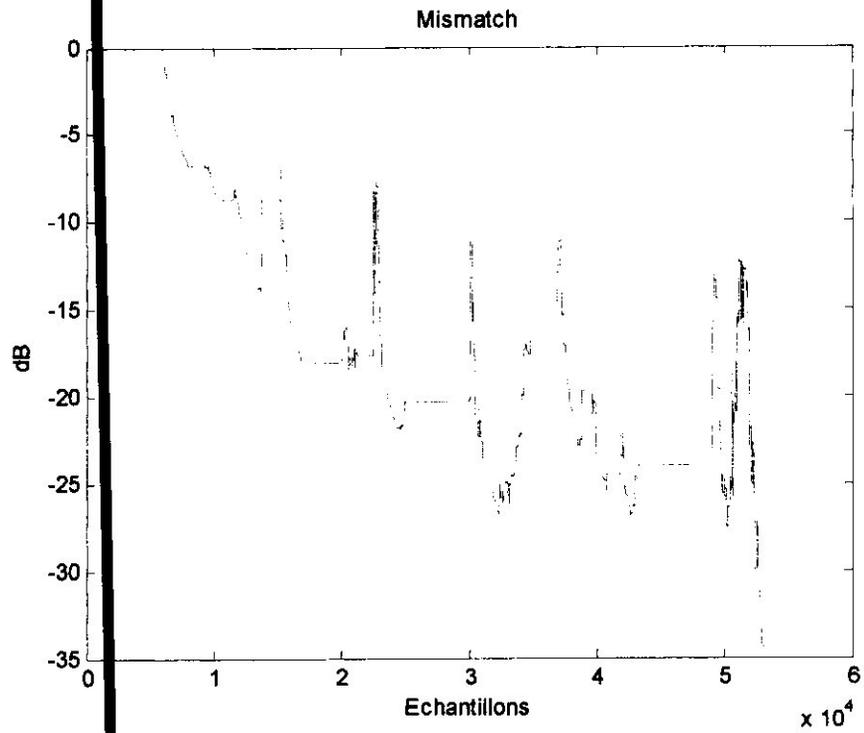


Figure V.26: Système Mismatch de bruit avion F16 du filtre w_l pour $\mu=0.1$ et $L=64$

V.8 RSB de sortie

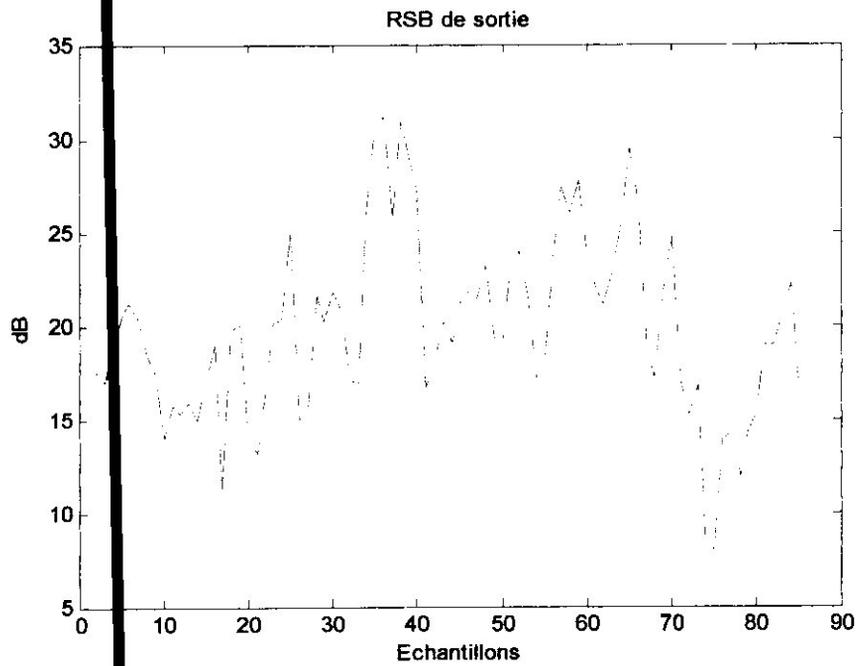


Figure V.27: RSB de sortie pour la parole de figure 5.1 et bruit blanc

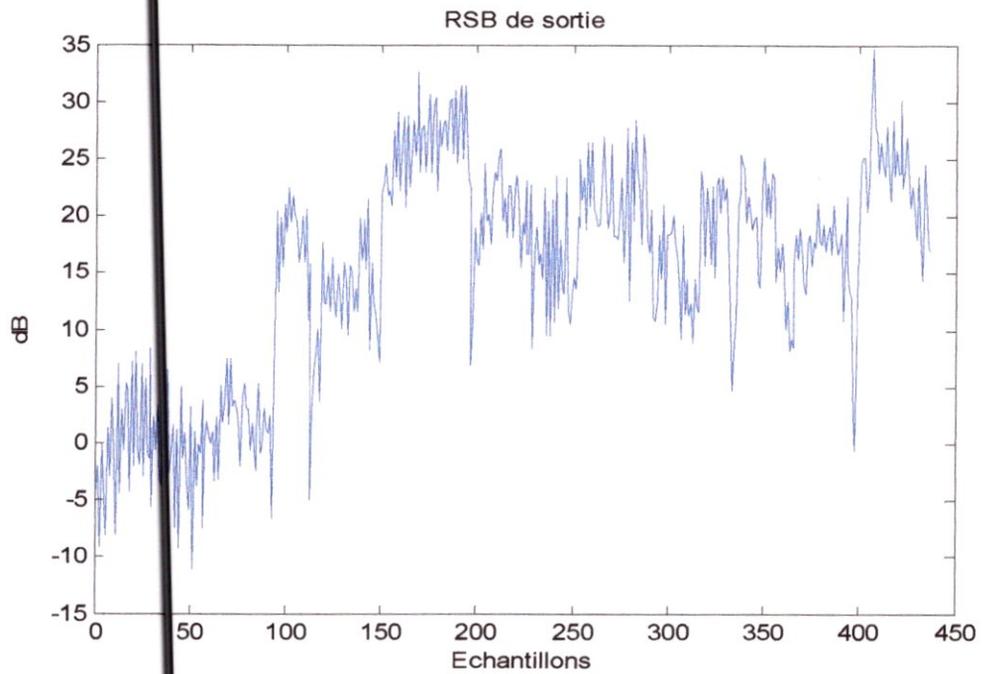


Figure V.28: RSB de sortie pour la parole de figure 5.2 et bruit avion F16

Nous remarquons que le résultat du RSB de sortie du premier cas qui a été représenté dans la figure (V.27) a une valeur moyenne de 20 dB. Et le deuxième cas qui a été représenté dans la figure (V.28) a une valeur moyenne de RSB de sortie environ de 15 dB.

V.9 Simulation de filtre adaptatif w_1 et réponse impulsionnelle h_1

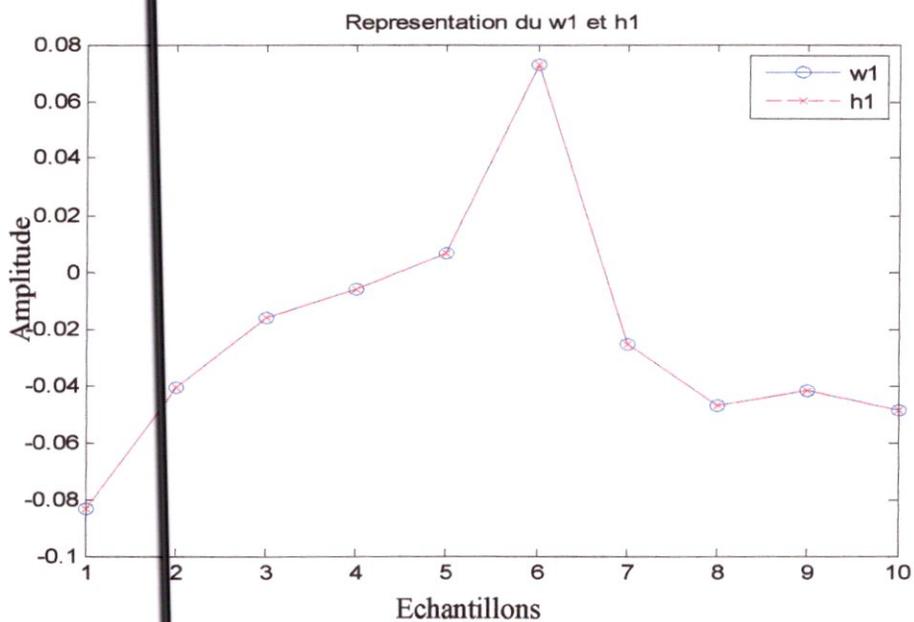


Figure V.29: Représentation de filtre adaptatif w_1 et réponse impulsionnelle h_1 de 1^{ère} cas

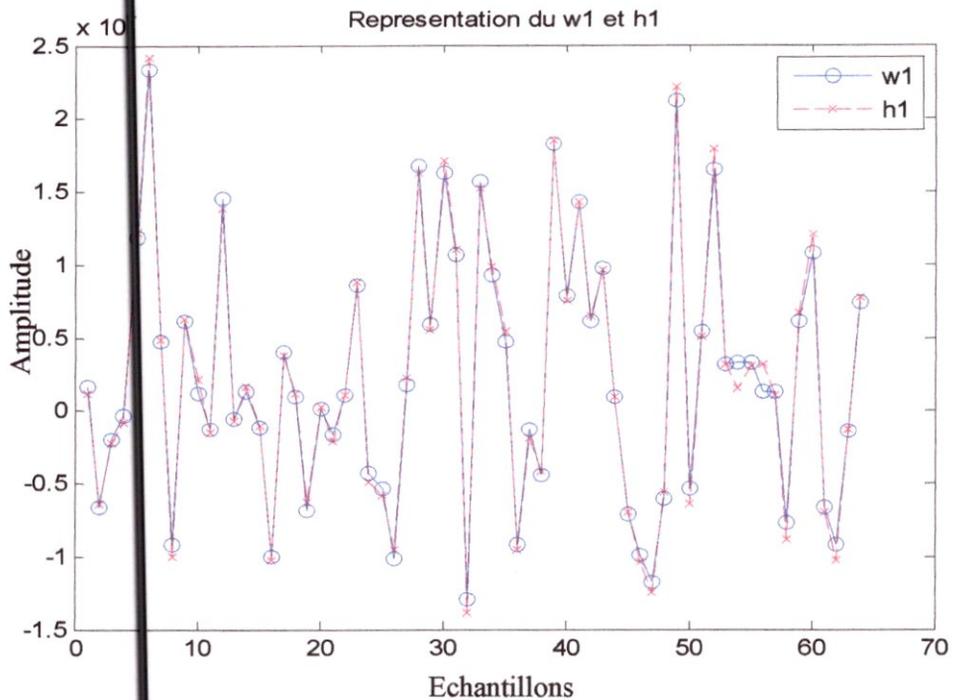


Figure V.30: Représentation de filtre adaptatif w_1 et réponse impulsionnelle h_1 de 2^{ème} cas

D'après les figures (V.29) et (V.30), Nous remarquons que le graphe de filtre adaptatif w_1 et le graphe de la réponse impulsionnelle h_1 sont les mêmes (superposé) donc $w_1 = h_1$ et ce qui explique la sortie clair du signal bruité de la structure Directe.

V.10 L'influence des paramètres L, μ et RSB sur la structure Directe

Pour voir le comportement de la structure Directe utilisée dans le domaine de débruitage du signal de parole. Nous avons réalisé plusieurs simulations pour voir l'influence de chaque paramètre sur les performances de cette structure. C'est-à-dire l'étude de performances de l'algorithme LMS en termes de vitesse de convergence.

Ces paramètres sont :

L : taille du filtre adaptatif,

μ : pas d'adaptation de l'algorithme LMS,

RSB1, RSB2 : rapport signal à bruit sur les deux entrées de la structure de séparation des sources type Directe

L'évaluation de l'effet de chaque paramètre cité précédemment sur les performances de la structure Directe a donné les résultats suivants :

V.10.1 Effet de la taille du filtre adaptatif L :

Pour mieux voir l'effet de la taille du filtre L sur la structure Directe, nous avons varié ce dernier (L=10; L=64; L=256).

Les autres paramètres sont égales à :
 $\mu = 0.1$ et $RSB1 = RSB2 = 0$ dB.

Les signaux d'entrée de mélange sont :

Signale de parole figure (V.2) et bruit avion F16 figure (V.4)

Pour réaliser cette comparaison, nous avons tracé l'évolution temporelle du système Mismatch pour les trois tailles et nous avons obtenu le résultat montré sur les figures V.(31, 32, 33).

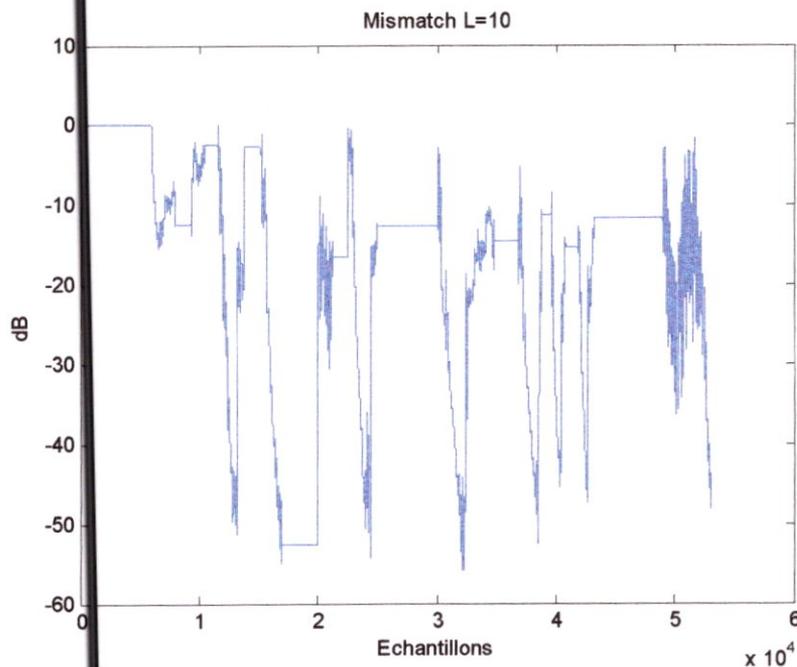


Figure V.31: Système Mismatch avec L=10

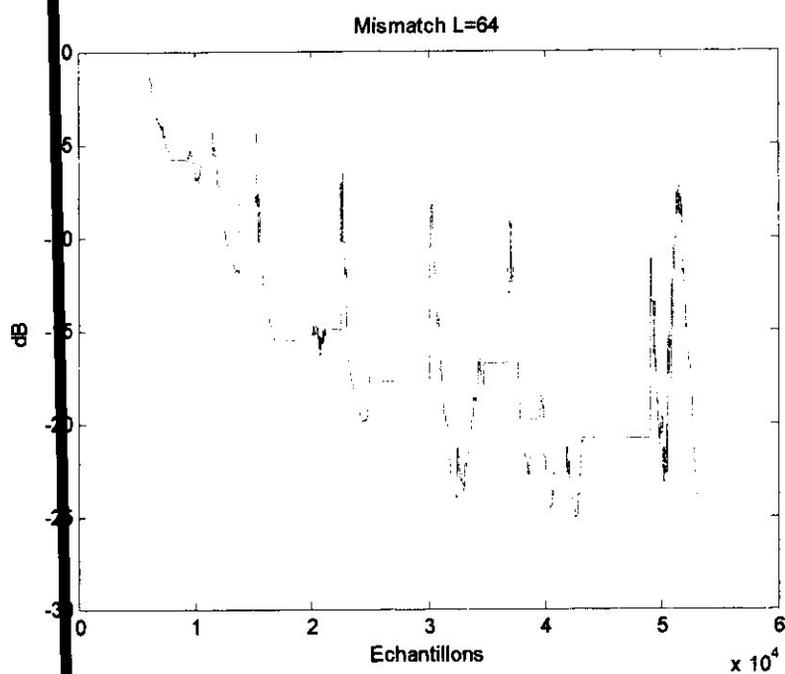


Figure V.32: Système Mismatch avec L=64

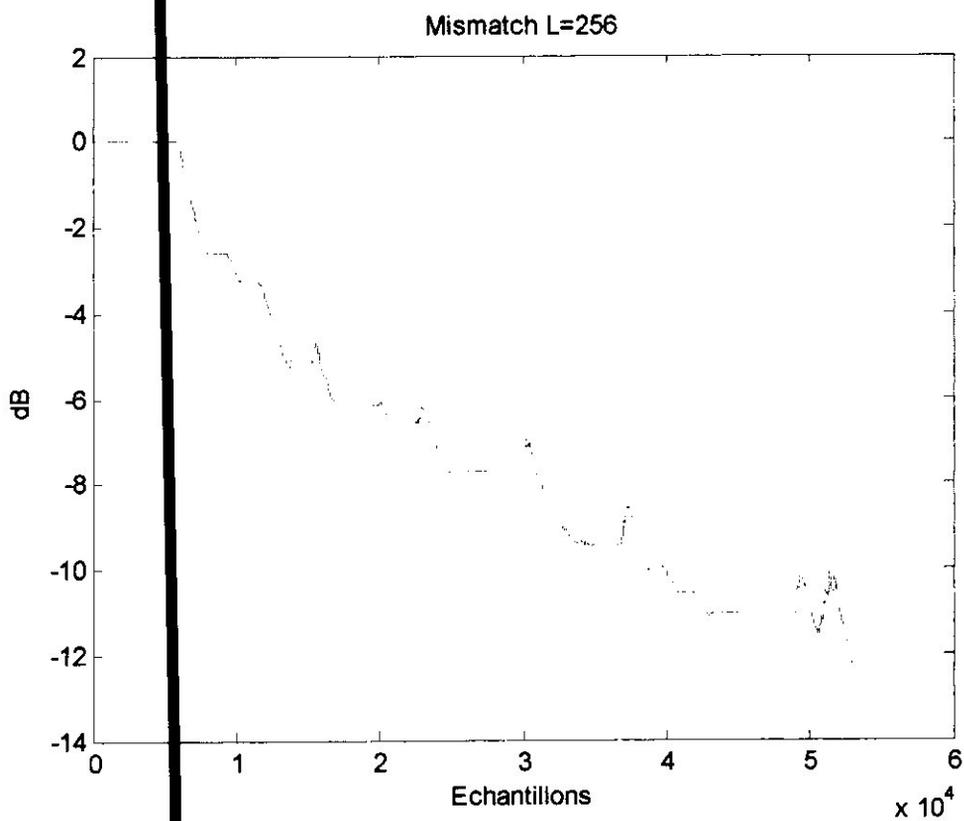


Figure V.33: Système Mismatch avec L=256

D'après les figures V.(30,31,32), nous remarquons que l'algorithme LMS converge mieux lorsque la taille du filtre L est faible, ce qui montre que la vitesse de convergence de l'algorithme LMS est inversement proportionnelle à la taille du filtre adaptatif.

V.10.2 Effet du pas d'adaptation μ :

Dans cette simulation, nous avons varié le pas d'adaptation μ , en prenant trois valeurs $\mu = 0.9, 0.1$ et 0.01 , la taille du filtre $L=64$ et le rapport signal à bruit sur les deux entrées de la structure Directe est égale à 0 dB.

Les résultats du système Mismatch de cette expérience sont représentés sur les figures V.(33,34,35):

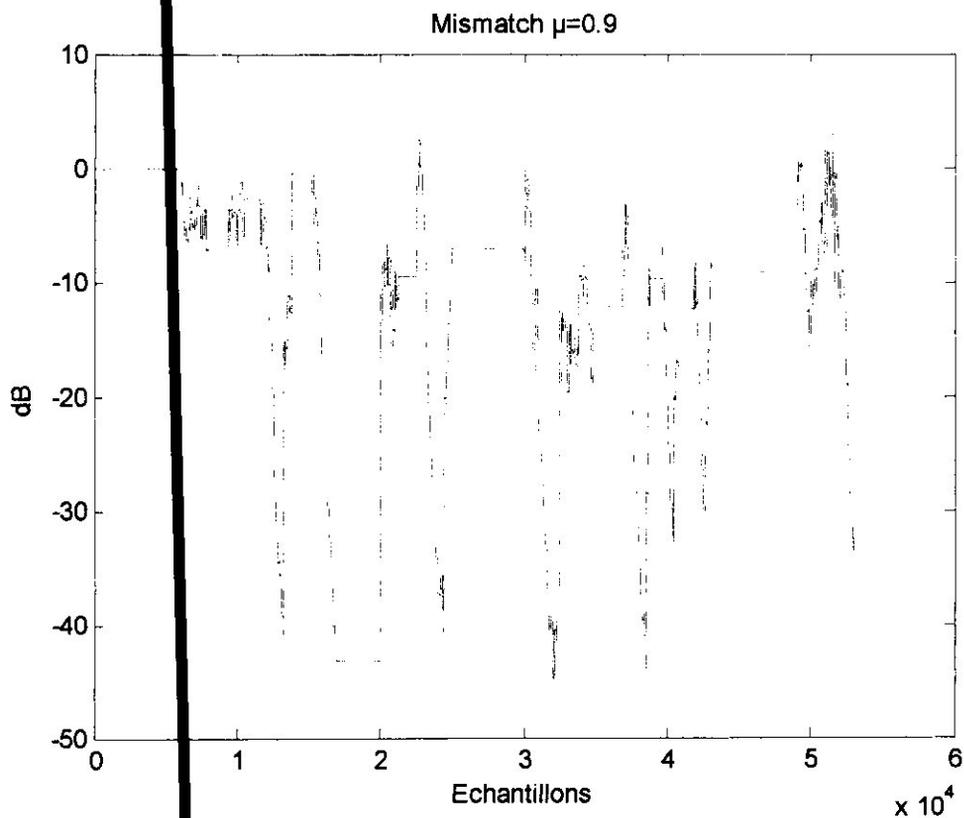


Figure V.34: Système Mismatch avec $\mu = 0.9$

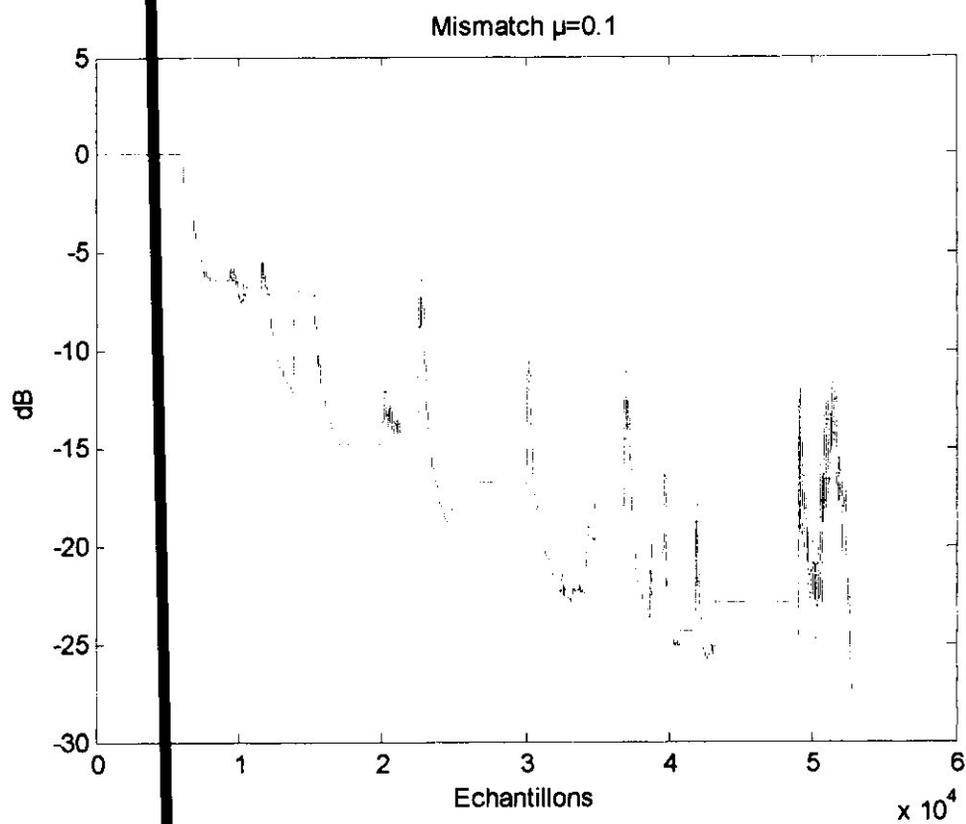


Figure V.35: Système Mismatch avec $\mu = 0.1$

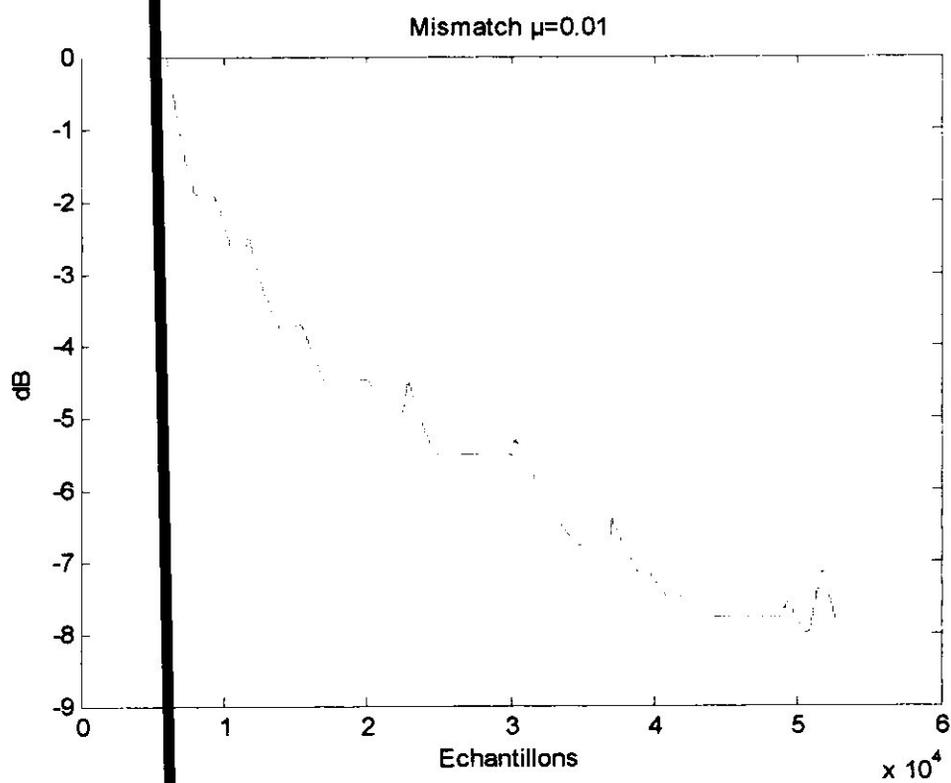


Figure V.36: Système Mismatch avec $\mu = 0.01$

Chapitre V : Résultat des simulations

D'après les figure V.(34,35,36), nous remarquons que l'algorithme LMS converge rapidement lorsque le pas d'adaptation μ est grand, ce qui montre que la vitesse de convergence de l'algorithme LMS est proportionnelle au pas d'adaptation.

V.10.3 Effet du RSB du mélange :

Dans cette simulation, nous avons étudié l'influence du rapport signal à bruit au niveau du mélange m_1 sur les performances de la structure Directe. Les paramètres de cette simulation sont :

L : taille du filtre = 64, μ : pas d'adaptation = 0.1, nous avons fixé le rapport signal à bruit RSB2 = 0dB et nous avons varié le RSB1.

Les résultats de simulation du système Mismatch sont représentés sur la figure V.(37,38,39).

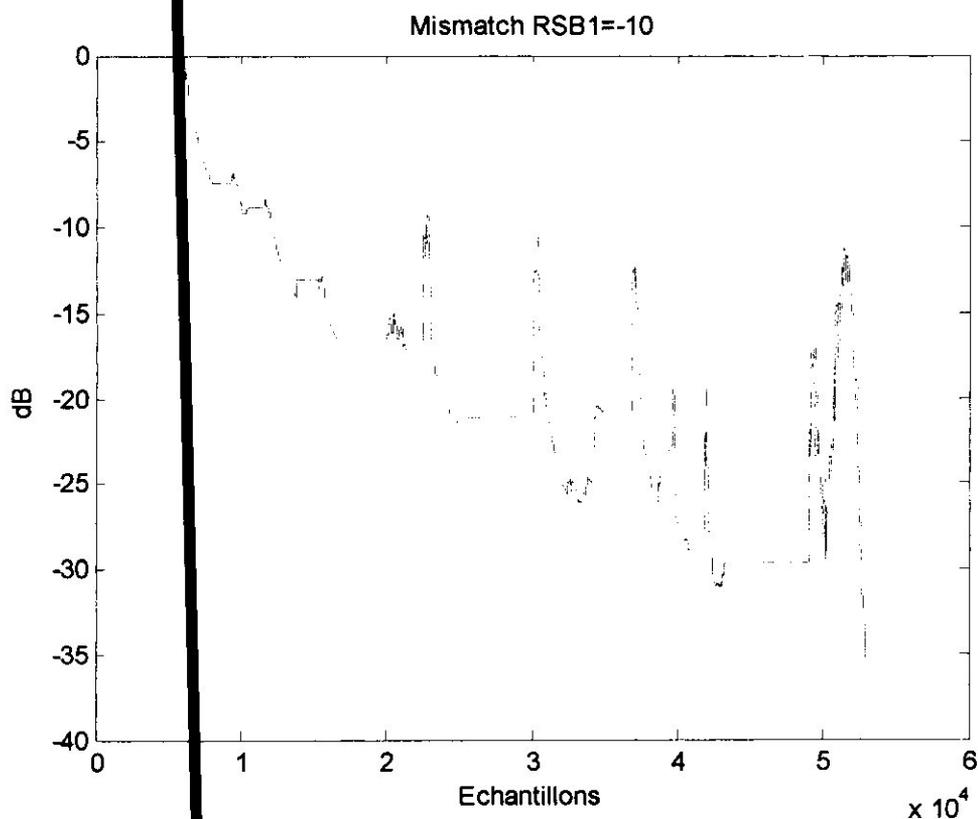


Figure V.37: Système Mismatch avec RSB1 = -10

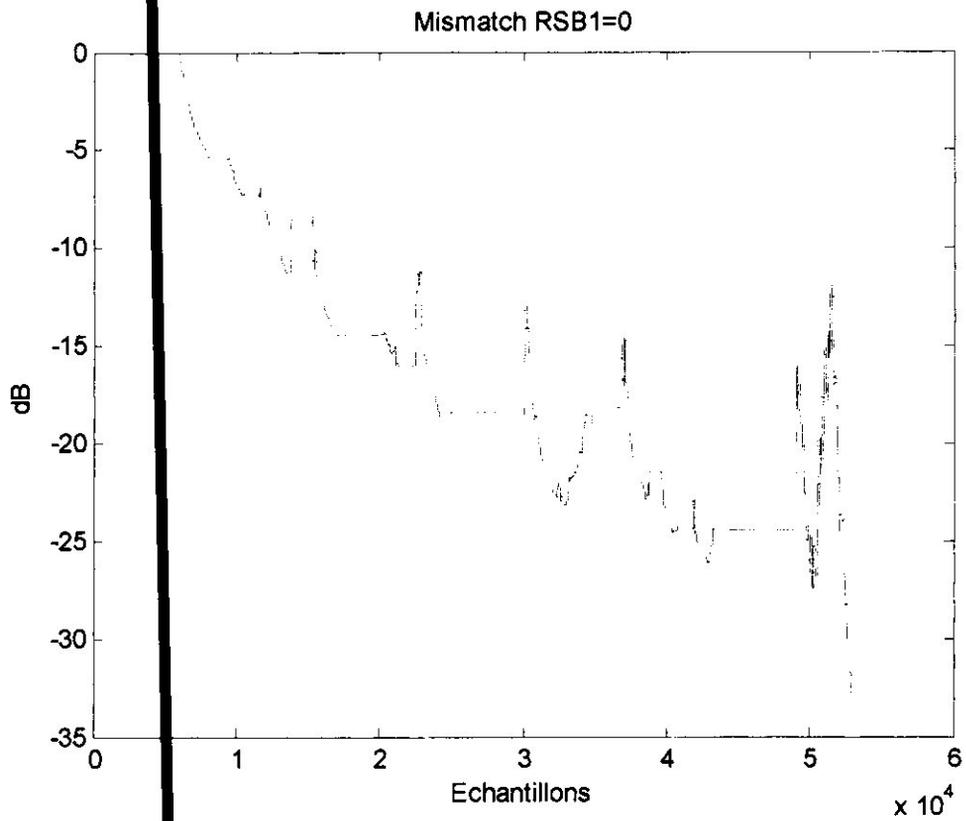


Figure V.38: Système Mismatch avec RSB1 = 0

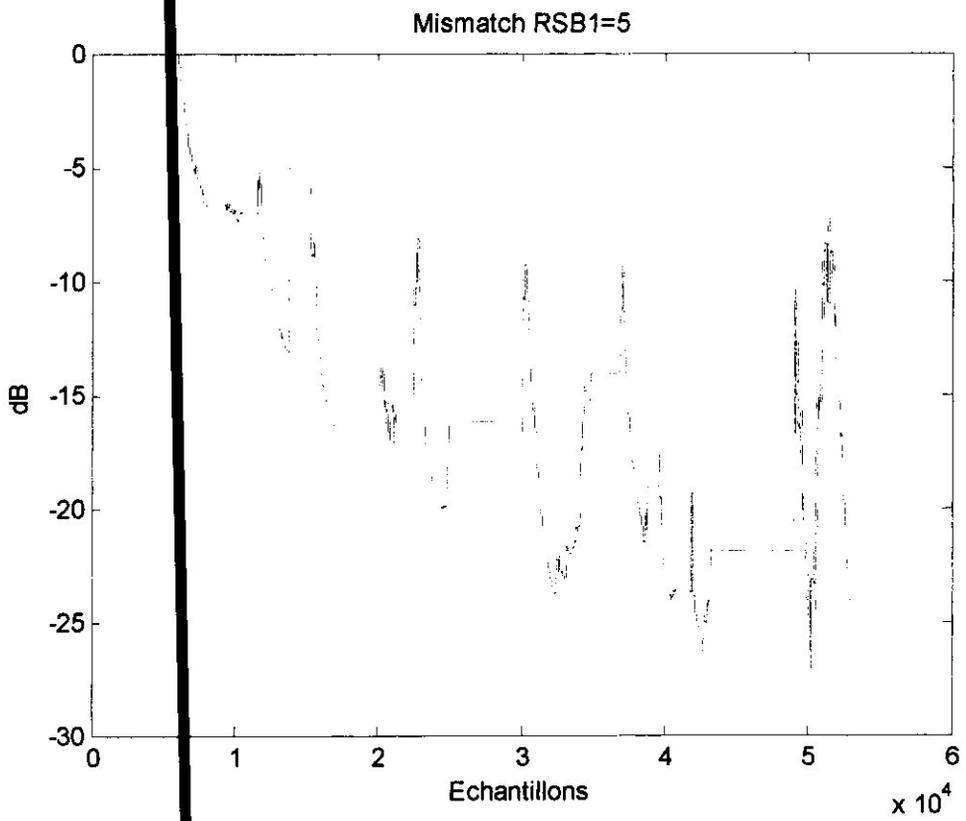


Figure V.39: Système Mismatch avec RSB1 = 5

Chapitre V : Résultat des simulations

D'après les figures V. (37, 38,39), nous avons remarqué que le changement de RSB1 n'influe pas sur la vitesse de convergence de l'algorithme LMS.

V.11 Conclusion

Dans cette étude, on a développé sous Matlab un programme de débruitage utilisant la séparation aveugle de sources type Directe développé avec l'algorithme LMS. Les résultats obtenus par la simulation montrent que la méthode proposée est efficace pour le rehaussement de la communication bruitée dans un cockpit d'avion.

Conclusion générale

Conclusion générale

L'objectif principal de ce projet de recherche consistait à faire la réalisation d'un programme développé sous Matlab permettant de supprimer efficacement les bruits de l'avion et à laisser passer les signaux vocaux du pilote (figure IV.1).

Plusieurs essais avec différents paramètres de réglage de l'algorithme LMS (nombre de coefficient des filtres adaptatifs w_1 et w_2 (L) et le pas d'adaptation (μ)) et le rapport signal à bruit (RSB) sur les deux entrées du modèle de mélange ont suffi à démontrer que le programme de renforcement de la communication bruitée est capable de faire la suppression de bruit de la communication bruitée. Ensuite avec un système de transmission, on transmet le message rehaussé vers le contrôleur ou les passagers... etc.

Il restera donc à l'implanter dans un circuit électronique ayant la capacité de traitement nécessaire pour exécuter la tâche.

Bibliographie

Bibliographie

- [1] AIDE-MÉMOIRE TRAITEMENT DU SIGNAL Francis Cottet Dunod 2005 page 2-3
- [2] AIDE-MÉMOIRE TRAITEMENT DU SIGNAL Francis Cottet Dunod 2005 page 8
- [3] AIDE-MÉMOIRE TRAITEMENT DU SIGNAL Francis Cottet Dunod 2005 page 9-10
- [4] AIDE-MÉMOIRE TRAITEMENT DU SIGNAL Francis Cottet Dunod 2005 page 11-12
- [5] AIDE-MÉMOIRE TRAITEMENT DU SIGNAL Francis Cottet Dunod 2005 page 34
- [6] AIDE-MÉMOIRE TRAITEMENT DU SIGNAL Francis Cottet Dunod 2005 page 52
- [7] AIDE-MÉMOIRE TRAITEMENT DU SIGNAL Francis Cottet Dunod 2005 page 24
- [8] AIDE-MÉMOIRE TRAITEMENT DU SIGNAL Francis Cottet Dunod 2005 page 224
- [9] AIDE-MÉMOIRE TRAITEMENT DU SIGNAL Francis Cottet Dunod 2005 page 111
- [10] AIDE-MÉMOIRE TRAITEMENT DU SIGNAL Francis Cottet Dunod 2005 page 151
- [11] AIDE-MÉMOIRE TRAITEMENT DU SIGNAL Francis Cottet Dunod 2005 page 163
- [12] AIDE-MÉMOIRE TRAITEMENT DU SIGNAL Francis Cottet Dunod 2005 page 164
- [13] Techniques de l'Ingénieur « Environnement en fonderie – Bruit » Date de publication : 10/06/2005 par Dr. Bernard DUQUET
- [14] Techniques de l'Ingénieur « Bruit : synthèse des données réglementaires » Date de publication : 10/04/2002 par l'Ingénieur. Jean-Jacques BARBARA
- [15] Techniques de l'Ingénieur « L'aéroacoustique en aéronautique » Date de publication : 10/04/2007 par l'Ingénieur. Serge LEWY
- [16] Techniques de l'Ingénieur « Acoustique des salles » Date de publication : 10/02/1995 par Professeur. Jacques JOUHANEAU

Bibliographie

- [17] Techniques de l'Ingénieur « Vibro-acoustique des moteurs d'automobile » Date de publication : 10/04/2006 par Quentin LECLÈRE, Laurent POLAC, Bernard LAULAGNET, Jean-Louis GUYADER
- [18] Aircraft Noise Assessment, prediction and control publication de Taylor & Francis e-Library, 2011 par Oleksandr Zaporozhets, Vadim Tokarev and Keith Attenborough
- [19] Techniques de l'Ingénieur « Contrôle actif des bruits - Conception des systèmes et applications » Date de publication : 10/04/2008 par Gérard MANGIANTE
- [20] Thèse « Réduction du bruit par la technique de séparation de sources aveugle Réursive (Backward) » pour l'obtention du diplôme d'Ingénieur d'état en électronique Proposé par : Mr .DJENDI Mohamed présenté par HADJ-RABAH Meriem et BEGHDAD Iméne Juillet 2011
- [21] Techniques de l'Ingénieur « Bruit : synthèse des données réglementaires » Date de publication : 10/04/2002 par Jean-Jacques BARBARA
- [22] <http://books.google.fr> « Lexique d'acoustique: Architecture, Environnement, Musique, Volume 25 »
- [23] <http://phobia-game.com/fr/science/70-colored-noises>
- [24] Techniques de l'Ingénieur « Contrôle actif des vibrations » Date de publication : 10/06/2002 par Bernard GARNIER
- [25] http://zone.ni.com/reference/en-XX/help/372357A01/lvaftconcepts/aft_lms_algorithms
- [26] Thèse « Systèmes de Numérisation Hautes Performances- Architectures Robustes Adaptées à la Radio Cognitive - » présentée pour obtenir le grade de Docteur par Zhiguo SONG Soutenue le 17 Décembre 2010
- [27] Techniques de l'Ingénieur « Filtrage optimal » Date de publication : 10/03/1998 par Mohamed NAJIM