

Ministère de l'enseignement supérieur et de la recherche scientifique

Université saad dahleb blida

Institut d'aéronautique et des études spatiales



Mémoire de fin d'étude

Pour l'obtention du diplôme de master en aéronautique

Option : CNS/ATM (Communication Navigation Surveillance/Air Traffic Management)

**Méthode de décorrélation adaptative
symétrique pour la réduction de bruit
aux bords des avions**

Encadré par :

M.AZINE

Réalisé par :

BRAHIMIA Housseem Eddine

SAADOUDI Mouhamed Sami

Promotion 2017/2018

Dédicace

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

À :

Ma chère mère

« messaouda »

Mon père

« fodhil »

Mon frère

« tarek »

Mes très chères sœurs

« chahrazed , yousra , ryhab »

-Tous mes Amis et à toute la promotion 2017-2018

SADOUDI MOHAMMED SAMI

Dédicace

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

À :

Ma chère mère

« Fatima »

Mon père

« Bellahcen »

Mon frère

« Yasser »

Mes très chères sœurs

« Imen , Rihab »

-Tous mes Amis et à toute la promotion 2017-2018

BRAHIMIA HOUSSEM EDDINE

Remerciements

Avant tout, nous remercions en premier lieu Dieu, le tout Puissant, de nous avoir donné autant de courage, de volonté et de patience pour pouvoir achever ce travail.

Nous tenons à exprimer toute notre reconnaissance et notre profond respect à Madame , **BENKHADA** , et M. **KOUIDER Abd Elwahed** pour l'honneur qu'il nous a attribué et son accueil.

Nous voudrions exprimer notre gratitude à Madame **AZINE** pour son encadrement, qui nous a aidés par ses conseils et ses directives.

Nous sommes très particulièrement reconnaissants envers **M.SADOUDI Tarek** pour sa disponibilité, qui nous a prêté de son temps les plus précieux et nous a donné beaucoup de propositions tout au long de ce stage et de nous avoir offert un environnement jovial.

Nos vifs remerciements à nos familles pour leur soutien moral, et à tous

qui ont contribué de près ou de loin à l'accomplissement de ce travail.

Nos remerciements vont aussi à tous ceux qui ont contribué de près ou de loin à la concrétisation de ce travail. Qu'ils trouvent tous ici l'expression de notre gratitude et notre parfaite considération.

Merci à tous.

Table des matières

Liste des figures

Liste des tableaux

Liste des abréviations

Introduction générale

CHAPITRE I : ETUDE DU BRUIT ACOUSTIQUE	13
I.1. Introduction.....	13
I.2. Définition du son	13
I.3. Origine d'un son	13
I.4. Différences entre son et bruit	14
I.5. Différents types de bruits.....	14
I.6. Les unités de base liées à l'acoustique.....	15
I.7. Propagation dans l'air.....	16
I.8. Paramètres du son	16
I.8.1. Niveau sonore.....	16
I.9. Fréquences	17
I.9.1. Octaves	17
I.9.2. Timbre	18
I.10. Couleurs de bruit.....	18
I.10.1. Bruit blanc	18
I.10.2. Bruit rose	19
I.11. Effets d'une exposition permanente au bruit	20
I.12. Bruit dans une salle	20
I.12.1. Problèmes survenus à la conception.....	20
I.12.2. Différentes transmissions du bruit à travers une paroi	20
I.13. Conclusion	21
CHAPITRE II : BRUIT DANS L'AVION.....	22
II.1. Introduction.....	22
II.2. Description du bruit des avions.....	22
II.3. Principales sources de bruit des avions.....	23
II.4. Bruit de jet.....	23
II.4.1. Bruit de la soufflante et la turbine	24

II.4.2.	Bruit de la chambre de combustion	24
II.4.3.	Bruit hélice.....	25
II.4.4.	Bruit de la cellule	25
II.5.	Propagation de bruit dans l'avion	26
II.6.	Contrôle passif.....	27
II.7.	Contrôle actif.....	28
II.8.	Le but du contrôle	29
II.9.	Conclusion	29
CHAPITRE III :	REHAUSSEMENT DE LA COMMUNICATION BRUITEE DANS UN AVION	31
III.1.	Introduction.....	31
III.2.	Mélange convolutif des signaux	31
III.2.1.	Séparation aveugle des sources	33
III.3.	Algorithm de la décorrélation symétrique adaptative (Symétrique Adaptive Decorrelation-SAD) 35	
III.3.2.	Annulation du bruit par la séparation des signaux	37
III.3.3.	Structure Forward	38
III.3.4.	Condition de causalité :	40
III.3.5.	Stabilité de SAD	40
III.3.6.	Convergence de l'algorithme SAD.....	40
III.4.	Conclusion	41
CHAPITRE IV :	RESULTATS DES SIMULATIONS	42
IV.1.	Introduction.....	42
IV.2.	Modèle expérimental de mélange convolutif.....	42
IV.3.	Simulation de réponses impulsionnelles.....	42
IV.4.	Signaux utilisés en simulations.....	43
IV.5.	Détection d'activité vocale (DAV).....	51
IV.6.	Critère du désajustement.....	51
IV.7.	Rapport signal à bruit (RSB).....	52
IV.8.	Evaluation du comportement l'algorithme SAD avec un bruit théorique (Simulations faite avec un Bruit Blanc).....	52
IV.9.	Simulation de l'algorithme de décorrélation symétrique avec différents types de bruit d'avions	56
IV.9.1.	Simulation faite avec du bruit d'avion de type A320	56
IV.9.2.	Simulation faite avec du bruit d'avion de type B747	58
IV.9.3.	Simulation faite avec du bruit d'avion de type Cessna 172	61

IV.9.4.	Simulation faite avec du bruit d'avion de type F16	63
IV.9.5.	Simulation faite avec du bruit d'avion de type Hercules C130	65
IV.10.	Evaluation du rapport- signal-à-bruit segmentale (RSBseg) de l'algorithme de décorrélation symétrique (SAD) avec différents types de bruit d'avions	67
IV.11.	Conclusion	70

Liste des figures

Figure 1: Propagation du son	13
Figure 2: Mouvement vibratoire d'une lame	14
Figure 3: Paramètres du son	16
Figure 4: La différence entre un son grave et une autre aigue	17
Figure 5: Spectrogramme du Bruit blanc	19
Figure 6: spectrogramme du bruit rose	19
Figure 7: Voies de transmission du bruit dans le bâtiment.....	21
Figure 8: Évolution du bruit de jet.....	24
Figure 9: Vibrations de la structure provoquées par de moteur.	25
Figure 10: Bruit de la turbulence aérodynamique.	25
Figure 11: Voies de transfert du bruit du moteur dans la cabine.	26
Figure 12: Voies de transfert du bruit des hélices dans la cabine.....	26
Figure 13: Contrôle passif.....	27
Figure 14: Contrôle passif des vibrations.	28
Figure 15: Le contrôle actif des vibrations.	29
Figure 16: Structure du mélange convolutif complète	32
Figure 17: Structure du mélange convolutif.....	33
Figure 18: Structure symétrique directe « Forward ».....	34
Figure 19: Structure symétrique récursive « Backward »	34
Figure 20: Modèle de mélange simple (entre le signal de la parole et le bruit)	36
Figure 21: Modèle de mélange complexe (entre le signal de la parole et le bruit)	36
Figure 22: L'annuleur adaptatif classique de bruit.....	36
Figure 23: La structure de decorrélation symétrique adaptative (SAD)	36
Figure 24: Implémentation de la structure Forward.....	38
Figure 25: Implémentation de la structure Backward	39
Figure 26 : la réponse impulsionnelle simulée h12	42
Figure 27: la réponse impulsionnelle simulée h21.....	43
Figure 28 : Signal de parole utilisé (original)	43
Figure 29 : le spectre du signal de parole utilisé (original).....	44
Figure 30 : signal d un bruit blanc	45
Figure 31 : spectre du bruit blanc.....	45
Figure 32 : Bruit avion A320	46
Figure 33 : Le spectrogramme du bruit avion A320	46
Figure 34 : Bruit avion B747	47
Figure 35 : Le spectrogramme du bruit avion B747	47
Figure 36 : Bruit avion Cessna 172	48
Figure 37 : Le spectrogramme du bruit d'avion cassna 172.....	48
Figure 38 : Bruit avion F16.....	49
Figure 39 : Le spectrogramme du Bruit avion F16	49
Figure 40 : Bruit avion Hercules C130	50
Figure 41 : Le spectrogramme du bruit avion Hercules C130	50
Figure 42 : Signal de parole utilisé avec la segmentation manuelle	51
Figure 43 : Signal du mélange (signal bruité) p1	53
Figure 44 : Signal du mélange (signal bruité) p2	53

Figure 45 : Représentation de l'erreur quadratique moyenne (MSE) exprimée en dB obtenu dans le cas d'un bruit blanc	54
Figure 46 : Représentation du critère de désajustement (SM) exprimée en dB obtenu dans le cas d'un bruit blanc	54
Figure 47 : Représentation de la fonction de décorrélation employée dans le SAD	55
Figure 48 : Signal rehaussé e1 (signal de sortie) et son spectre respectivement dans le cas d'un bruit blanc	55
Figure 49 : Signal rehaussé e1 (signal de sortie) et son spectre respectivement dans le cas d'un bruit blanc	56
Figure 50 : Représentation de l'erreur quadratique moyenne (MSE) exprimée en dB obtenu dans le cas d'un bruit d'avion de type A320.....	57
Figure 51 : Représentation du critère de désajustement (SM) exprimée en dB obtenu dans le cas d'un bruit d'avion de type A320.....	58
Figure 52 : Représentation de la fonction de décorrélation employée dans la SAD	58
Figure 53 : Représentation de l'erreur quadratique moyenne (MSE) exprimée en dB obtenu dans le cas d'un bruit d'avion de type B747.....	59
Figure 54 : Représentation du critère de désajustement (SM) exprimée en dB obtenu dans le cas d'un bruit d'avion de type B747	60
Figure 55 : Représentation de la fonction de décorrélation employée dans la SAD	60
Figure 56 : Représentation de l'erreur quadratique moyenne (MSE) exprimée en dB obtenu dans le cas d'un bruit d'avion de type Cessna 172.....	61
Figure 57 : Représentation du critère de désajustement (SM) exprimée en dB obtenu dans le cas d'un bruit d'avion de type Cessna 172	62
Figure 58 : Représentation de la fonction de décorrélation employée dans la SAD	62
Figure 59 : Représentation de l'erreur quadratique moyenne (MSE) exprimée en dB obtenu dans le cas d'un bruit d'avion de type F16	63
Figure 60 : Représentation du critère de désajustement (SM) exprimée en dB obtenu dans le cas d'un bruit d'avion de type F16	64
Figure 61 : Représentation de la fonction de décorrélation employée dans la SAD	64
Figure 62 : Représentation de l'erreur quadratique moyenne (MSE) exprimée en dB obtenu dans le cas d'un bruit d'avion de type Hercules C130.....	65
Figure 63 : Représentation du critère de désajustement (SM) exprimée en dB obtenu dans le cas d'un bruit d'avion de type Hercules C130.....	66
Figure 64 : Représentation de la fonction de décorrélation employée dans la SAD	66

Liste des tableaux

Table 1:quelques bruits-types [http://www.delaunay-acoustique.com/glossaire/bruit/].....	15
Table 2:Découpage en octaves (Hz).	17
Table 3:Une classification des sources de bruit à bord des avions.	23
Table 4:Les valeurs moyennes du RSB de sortie calculée avec l’algorithme SAD en utilisant le bruit d’avion Hercule C-130.	67
Table 5:Les valeurs moyennes du RSB de sortie calculée avec l’algorithme SAD en utilisant le bruit d’avion f16.....	68
Table 6: Les valeurs moyennes du RSB de sortie calculée avec l’algorithme SAD en utilisant le bruit d’avion Cessna 172.....	68
Table 7:Les valeurs moyennes du RSB de sortie calculée avec l’algorithme SAD en utilisant le bruit d’avion A320.....	69
Table 8:Les valeurs moyennes du RSB de sortie calculée avec l’algorithme SAD en utilisant le bruit d’avion.....	69

LISTE DES ABREVIATIONS

BF:	B asses F réquences.
HF:	H autes F réquences.
TBF:	T rès B asses F réquences.
MF :	M oyennes F réquences.
UHF:	U ltra H autes F réquences.
SHF:	S uper H autes F réquences.
EHF :	E xtra H autes F réquences.
IR :	I nfra R ouge.
UV :	U ltra- V iolet.
RIF :	R éponse I mpulsionnelle F inie.
RII :	R éponse I mpulsionnelle I nfinie.
MMSE :	M inimum M ean S quare E rror.
EQMM :	E rreur Q uadratique M oyenne M inimum.
SAD :	S ymetric A daptative D ecorrelation.
RSB :	R apport S ignal B ruit.
DAV :	D etection d' A ctivité V ocale.
SM :	S ystem M ismatch.
MSE :	M ean S quare E rror.

INTRODUCTION GENERALE

Au cours des dernières décennies la réduction du bruit des avions est devenue une préoccupation majeure pour les acteurs du transport aérien.

L'impact du bruit autour des avions est plus qu'important sur la qualité de la communication et la transmission d'information depuis l'avion, il peut causer notamment différents difficultés de santé de l'équipage et les passagers.

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 travail le rehaussement de la communication bruitée dans un avion par l'algorithme de décorrélation adaptative symétrique (SAD) appliqué à une architecture d'annulation de bruit avec présence d'interférences.

Partant de l'hypothèse que le signal et le bruit sont décorrélés et stationnaire, l'idée est de chercher à estimer un signal utile à partir des observations très bruitées mesurées principalement dans des cockpits d'avions.

Ce travail est organisé en quatre parties:

La première partie, est consacrée aux différents types de bruit acoustique dans l'environnement.

La seconde partie est consacrée au bruit dans l'avion et quelque méthode de réduction de bruit dans l'habitacle de l'avion.

La troisième partie est dédiée à l'étude analytique du problème.

Enfin, la dernière partie est consacrée à la présentation des résultats de simulation de la réduction du bruit dans différents cockpits d'avions

Les avantages apportés par l'étude ainsi que les recommandations et les compléments permettant l'installation effective de l'optimisation sont discutés dans une conclusion générale.

ETUDE DU BRUIT ACOUSTIQUE

CHAPITRE I : ETUDE DU BRUIT ACOUSTIQUE

I.1. Introduction

Les ondes acoustiques sont par définition, perceptibles par l'oreille humaine mais elles ne constituent qu'une partie des ondes mécaniques qui se transmettent par vibration de la matière. Il existe aussi des infrasons et des ultrasons dont les fréquences sont respectivement trop basses ou trop élevées pour être audibles. Le bruit est un son complexe produit par des vibrations diverses, souvent amorties et qui ne sont pas des harmoniques.

I.2. Définition du son

Le son est une sensation auditive provoquée par une onde acoustique. D'un point de vue physique, c'est une vibration se propageant dans un milieu matériel, d'un point de vue physiologique, c'est un signal perçu par le sens de l'ouïe. Le son, c'est donc ce que l'oreille perçoit de la vibration d'un corps. Généralement il se propage sous la forme d'une onde dans l'air jusqu'à notre oreille, mais il se transmet aussi dans les liquides et dans les corps solides. Cet ébranlement de la matière se caractérise par une variation de pression se propageant de proche en proche. Plus la pression acoustique est grande, plus le volume sonore est important.



Figure 1: Propagation du son

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 kHz. En dessous de 20 Hz, on parle d'infrasons et, au-dessus de 20 kHz, d'ultrasons [2].

I.3. Origine d'un son

Au départ, un son est initié par un objet animé d'un mouvement vibratoire. Une vibration est un mouvement d'oscillation rapide autour d'une position d'équilibre. C'est un déplacement périodique qui se répète à l'identique à intervalle de temps régulier. On peut observer ce

ETUDE DU BRUIT ACOUSTIQUE

phénomène à partir de systèmes mécaniques simples comme une lame ou une corde vibrante dont le principe est repris dans différents instruments de musique [2].

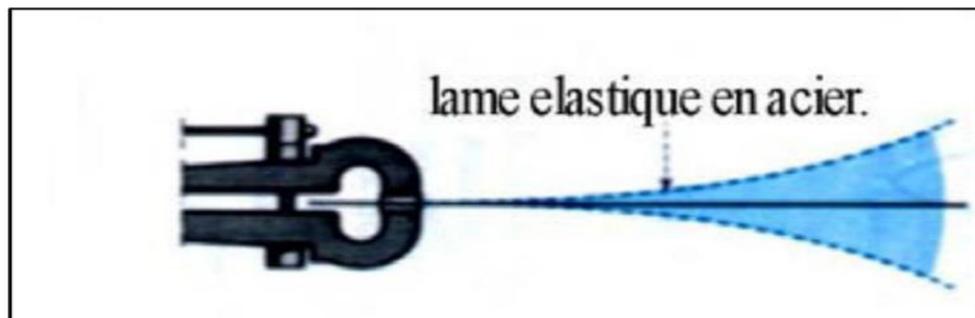


Figure 2: Mouvement vibratoire d'une lame

I.4. Différences entre son et bruit

On distingue deux faces appropriées au son :

1. la face physique c'est-à-dire l'ébranlement, la perturbation dans un milieu matériel élastique ;
2. la face perceptive c'est-à-dire le signal perçu par l'ouïe.

Le son est donc un transfert d'énergie dans un milieu élastique qu'on peut résumer en un mot « l'onde ».

Le bruit est différencié du son généralement par une sensation désagréable à l'oreille. Il peut aussi se définir comme :

- un signal acoustique, électrique ou électronique constitué d'un mélange incohérent de longueurs d'onde.
- Il est plus précisément composé de partiels très nombreux qui peuvent donner un spectre continu.

Ce qui fait la différence entre bruit et son, est que la fréquence de vibration du bruit est irrégulière et ne permet donc pas de lui donner une hauteur précise contrairement au son. Le bruit est physiquement caractérisé par son intensité, la présence d'harmoniques non périodiques, de fortes modulations et l'existence de discordances; c'est pourquoi on le trouve désagréable.

I.5. Différents types de bruits

L'acoustique définit une collection de bruits-types bien définis.

ETUDE DU BRUIT ACOUSTIQUE

susceptible d'être perçue par l'homme. Pour prendre en compte le niveau réellement perçu par l'oreille, on utilise le décibel « physiologique » appelé décibel A, dont l'abréviation est dB(A). L'échelle de bruit s'étend de 0 à 130 dB, avec des paliers identifiants la pénibilité du bruit, jusqu'au seuil de douleur.

La pression acoustique s'exprime en pascal (Pa) et quantifie l'amplitude d'un son. Cependant l'oreille humaine est un récepteur ultrasensible et détecte les sons dont l'amplitude varie de $2 \cdot 10^{-5}$ à 20 Pa, c'est pourquoi nous utilisons le niveau de pression acoustique (L_p) qui correspond à la pression acoustique convertie à l'échelle des décibels et qui facilite donc la mesure et le traitement des données. Une échelle logarithmique, exprimée en dB, est utilisée pour effectuer cette conversion.

I.7. Propagation dans l'air

C'est la variation de pression qui se déplace de proche en proche. L'onde acoustique est une onde de pression à l'image d'une onde à la surface de l'eau [2].

I.8. Paramètres du son

Le schéma synoptique ci-dessous nous montre les 3 paramètres que l'oreille est sensible aux 3 paramètres suivants du son

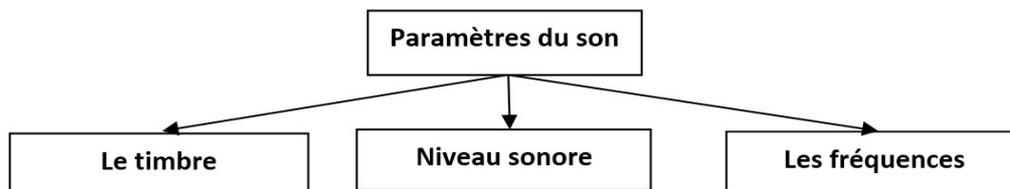


Figure 3: Paramètres du son

I.8.1. Niveau sonore

On définit le niveau sonore, comme le rapport de deux pressions acoustiques :

1. P : Pression acoustique de la source.
2. p_0 : Pression acoustique correspondant au plus petit son audible par l'oreille humaine.

On choisit d'exprimer ce rapport sous une forme logarithmique pour le ramener dans des proportions raisonnables [3].

ETUDE DU BRUIT ACOUSTIQUE

Le niveau de pression acoustique (l_p) est ainsi défini :

$$l_p = 10 \log \left(\frac{p^2}{p_0^2} \right) \text{ en } - \text{dB}$$

I.9. Fréquences

L'oreille humaine est sensible à des variations de fréquences entre 20 Hz à 20 000 Hz (oreille jeune et en bonne santé). Ce grand domaine de sensibilité est divisé en paquets de fréquences qui sont ordonnés de façon régulière pour l'oreille [3].

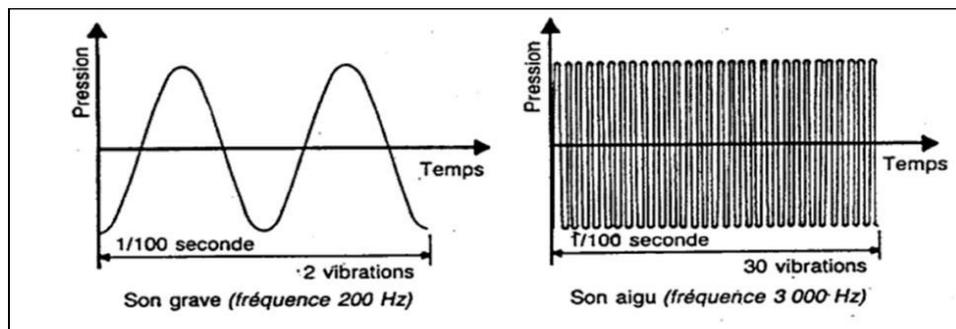


Figure 4: La différence entre un son grave et un autre aigu.

On distingue trois types de fréquences :

1. Les fréquences graves (de 20 à 400 Hz).
2. Les fréquences médium (de 400 à 1600 Hz).
3. Les fréquences aiguës (de 1600 à 20000 Hz) [1].

I.9.1. Octaves

Les octaves sont définies par une fréquence centrale et regroupent l'ensemble de fréquences suivant : $\frac{f_c}{\sqrt{2}} < f < f_c \sqrt{2}$

F min	Octave	F max
44	63	88
89	125	176
177	250	353
353	500	707
708	1k	1414
1415	2k	2828
2829	4k	5656
5657	8k	11313
11314	16k	20000

Table 2: Découpage en octaves (Hz).

ETUDE DU BRUIT ACOUSTIQUE

I.9.2. Timbre

Le Timbre est la qualité qui permet de distinguer deux sons émis par deux instruments différents. Si le son est "musical" au sens acoustique du terme, c'est-à-dire créé par un mouvement vibratoire périodique, on montre que le son peut être considéré comme la superposition de sons simples harmoniques, dont les fréquences sont des multiples entiers de la fréquence d'un son de base, appelé le fondamental. Le timbre d'un tel son dépend des intensités relatives des différents sons simples harmoniques qui le composent [3].

I.10. 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 [4].

I.10.1. Bruit blanc

Le bruit blanc est un signal de valeur moyenne nulle. Son spectre en amplitude est constant, ça densité spectrale est constante. La fonction d'auto corrélation temporelle du bruit blanc est une impulsion de Dirac.

Pratiquement, un tel bruit n'existe pas, mais on parlera du bruit blanc à chaque fois que le spectre de densité de puissance est constant à l'intérieur de la bande passante [4].

ETUDE DU BRUIT ACOUSTIQUE

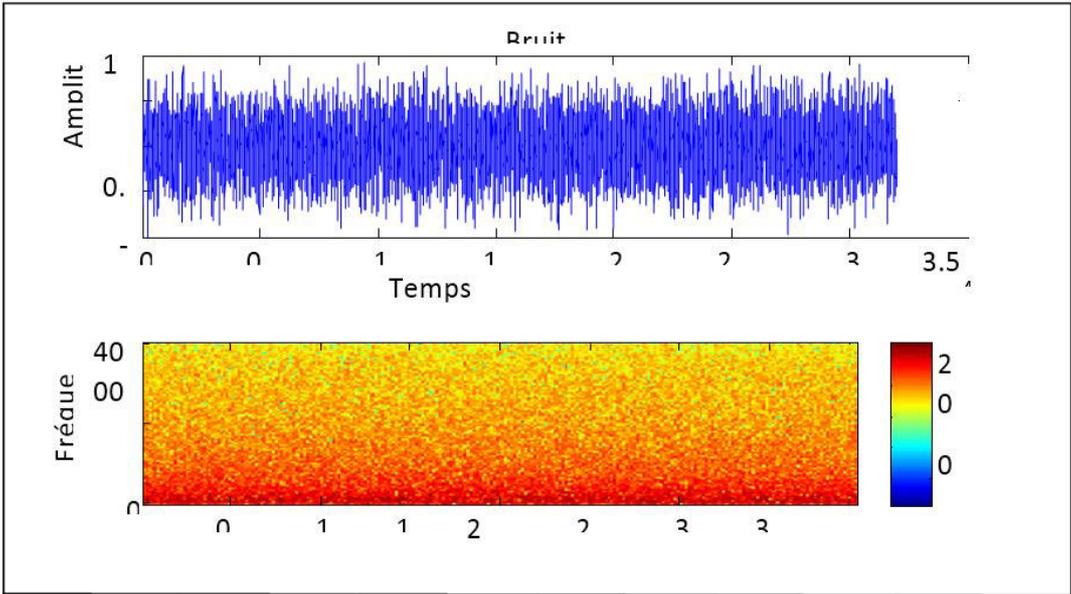


Figure 5: Spectrogramme du Bruit blanc

I.10.2. Bruit rose

Un bruit rose est un bruit dont le spectre en amplitude est inversement proportionnel à la fréquence.

En réalité, il s'agit d'un bruit blanc dont la densité spectrale de puissance est modélisée par une fonction porte de largeur $2up$.

(up) : Est la fréquence maximale du bruit rose.

La fonction d'auto corrélation du bruit rose est très étroite et centrée sur $\tau = 0$ [4].

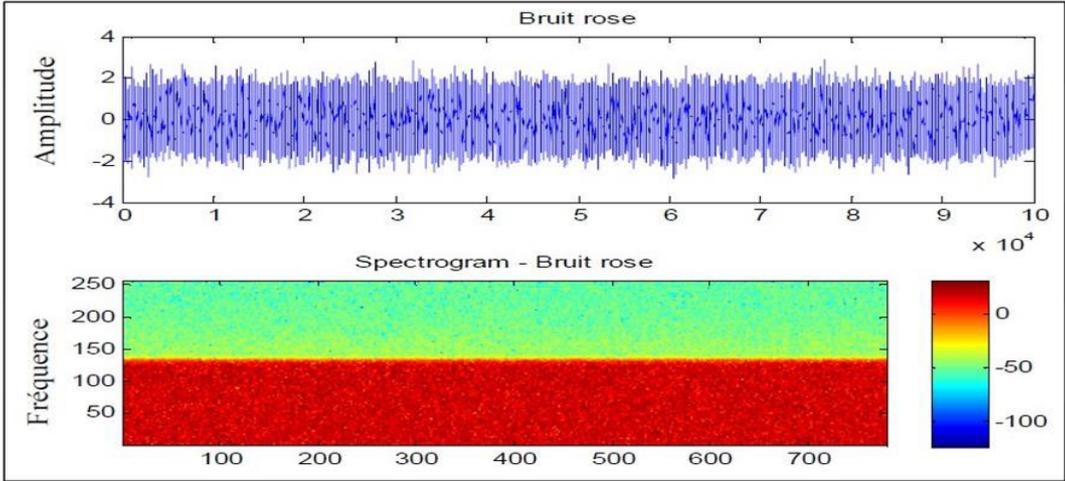


Figure 6: spectrogramme du bruit rose

ETUDE DU BRUIT ACOUSTIQUE

I.11. Effets d'une exposition permanente au bruit

- Perturbations de l'activité, du sommeil et du repos.
- Perturbations de la communication, Modifications de l'état émotionnel, pouvant engendrer des troubles psychiques.
- Troubles de l'apprentissage et de la performance consécutifs à une perturbation, de l'attention et à une diminution de la capacité à traiter les informations.
- Réactions de stress, modifications de l'équilibre hormonal.
- Décès prématurés ; des changements physiques peuvent déjà intervenir même si l'individu n'est pas conscient de la perturbation due au bruit [4].

I.12. Bruit dans une salle

Un local peut être un lieu où l'écoute doit être favorisée (salle de spectacle, salle d'enseignement ...), un lieu où le niveau sonore doit être diminué (locaux industriels, ateliers, bureaux ...) ou bien encore un lieu où l'acoustique est spécifique (salle de sport, restaurants...). Pour les petits locaux (jusqu'à quelques centaines de m³), les caractéristiques acoustiques appropriées seront obtenues en maintenant la durée de réverbération entre certaines limites [2].

I.12.1. Problèmes survenus à la conception

Oubliée lors de la conception, il sera néanmoins possible après construction de corriger l'acoustique d'un petit local en répartissant des surfaces absorbantes et des surfaces réverbérantes sur ses parois.

Les surfaces pouvant recevoir des matériaux absorbants doivent néanmoins exister en quantité suffisante pour permettre cette opération [2].

I.12.2. Différentes transmissions du bruit à travers une paroi

- Transmissions directes(TD) :Par les parois opaques (façade, séparatif, toiture, plancher).
- Transmissions parasites(TP) :Par certains points singuliers (entrées d'air, coffres de volets roulants, défauts d'exécution ...).
- Transmissions latérales(TL) :Par les parois liées à la façade, à la paroi séparative, à la terrasse ou au plancher.

ETUDE DU BRUIT ACOUSTIQUE

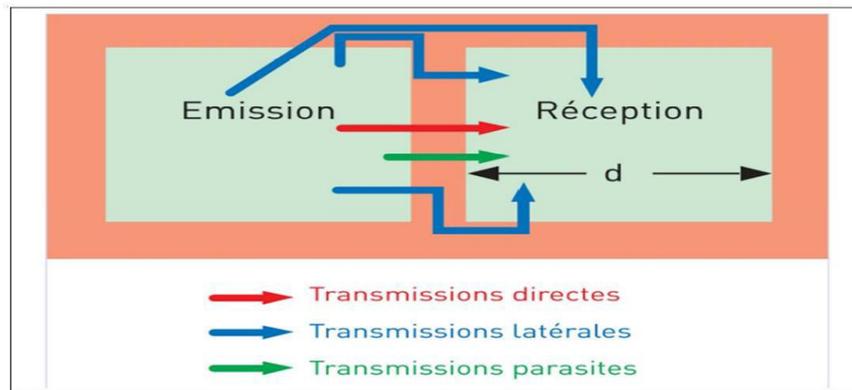


Figure 7:Voies de transmission du bruit dans le bâtiment.

I.13. Conclusion

Le bruit est généralement désagréable et gênant ; il est parfois dangereux. Il est source de fatigues auditives et nerveuses. En milieu de travail (cockpit) notamment, il est facteur d'accidents par diminution sensible de la vigilance. Isoler du bruit suppose la connaissance des sources de bruit et la mise en œuvre de techniques et de matériaux adaptés.

Le chapitre suivant décrit les sources principales de bruit et les techniques de réduction de bruit dans un avion.

BRUIT DANS L'AVION

CHAPITRE II : BRUIT DANS L'AVION

II.1. Introduction

Même si le bruit des aéronefs ne touche qu'une faible partie de la population, il est extrêmement gênant car il se manifeste par la survenance plus au moins aléatoire d'événements brefs très forts. Sa réduction est une des priorités du transport aérien.

Ce chapitre commencera par le rappel des sources de bruit des avions, par la suite nous allons citer quelques techniques de réduction de bruit.

II.2. Description du bruit des avions

Les avions sont des sources de bruit complexe. Donc, une variété de méthodes de protection contre le bruit est utilisée autour des aéroports, y compris des Méthodes techniques, opérationnelles et organisationnelles. Les principales sources de bruit sur un aéronef en vol sont l'unité de puissance et le bruit aérodynamique. Le bruit Aérodynamique devient particulièrement perceptible lors de l'approche d'atterrissage des avions à réaction lourds, lorsque les moteurs sont à faible poussée.

En général, les sources de bruit des avions à réaction comprennent : le bruit de jet, Bruit de combustion, bruit compresseur, bruit de la soufflante par l'entrée d'air en amont et aval et le bruit de la turbine. Le tableau 3 présente une classification des sources de bruit des avions [5].

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 jet avec les volets
	turbopropulseur	Hélice	

BRUIT DANS L'AVION

Avion supersonique (Ex : 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.	

Table 3: 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), c'est le bruit des moteurs qui dominant [6].

II.3. Principales sources de bruit des avions

On classe les bruits selon deux grandes Catégories :

1. Le bruit moteur dans lequel on distingue:
 - a) Le bruit de jet lié à l'expulsion des gaz à l'arrière du moteur, ce qui génère des turbulences au contact de l'air ambiant.
 - b) Le bruit des parties tournantes du moteur.
 - c) Le bruit de combustion.
2. Le bruit dit aérodynamique qui concerne les turbulences aérodynamiques autour de l'avion c'est-à-dire les mouvements d'air créés par les parties extérieurs (volets, trains d'atterrissage). Cette source de bruit est aussi importante que le bruit moteur, notamment en phase d'atterrissage [5].

II.4. 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

BRUIT DANS L'AVION

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 [5].

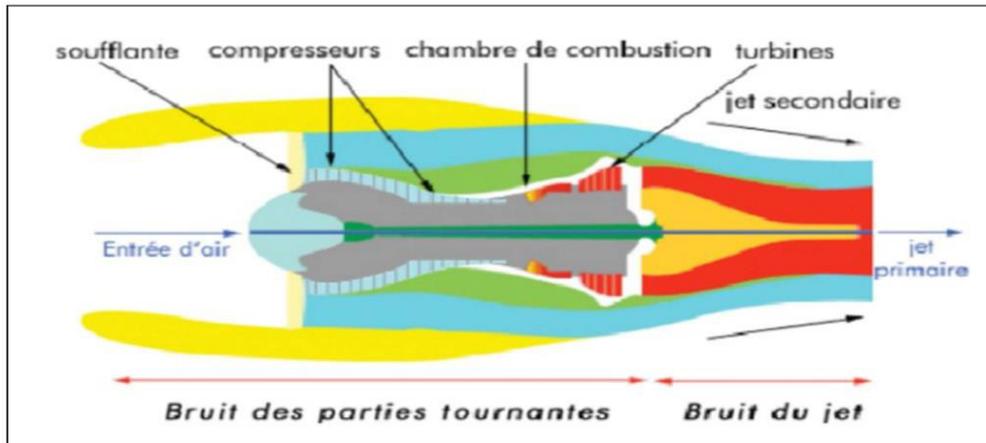


Figure 8:Évolution du bruit de jet.

II.4.1. 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 est à cause de l'interaction de pression non homogène avec un écoulement turbulent. La tonalité de lame de passage et ses harmoniques pour des nombres de Mach subsonique résultant de l'interaction des champs de pression produite par l'écoulement dans les rangées d'aubes du rotor/stator.

Il y a plusieurs sons purs supplémentaires –bruit «buzz-saw» - qui accompagne le nombre de Mach supersonique associés à l'écoulement supersonique sur les pales et la formation d'ondes de choc. Ce dernier phénomène est typique pendant le décollage. Pour déterminer les caractéristiques acoustiques de la soufflante, du compresseur et de la turbine, il est nécessaire de tenir compte de la génération de bruit, la propagation du bruit dans la conduite et le rayonnement acoustique de l'avant, le rayonnement vers l'arrière à partir de la conduite de dérivation et le noyau du moteur [5].

II.4.2. Bruit de la chambre de combustion

Le bruit est créé lors de la combustion de carburant dans la chambre de combustion du moteur. Les composantes de basse fréquence du bruit de combustion se propagent à travers les zones avec des fluctuations de température, par le saut de pression à la turbine, puis rayonnent à travers la tuyère d'échappement (bruit de base). (Par exemple, lors de l'approche de l'avion) [5].

BRUIT DANS L'AVION

II.4.3. Bruit hélice

L'hélice est la source principale de bruit sur un turbopropulseur. Le bruit se fait par le déplacement périodique de volume d'air par la lame d'hélice qui tourne.

Un spectre de bruit de l'hélice contient à la fois le bruit à large bande et harmonique. Le bruit harmonique a des composantes à des fréquences indiquées par :

$$f_k = n \cdot z_k \text{ (ou } k = 1, 2, \dots, n) \text{ est la vitesse de rotation et } z \text{ est le nombre de pales.}$$

S'il n'y a qu'un petit nombre de pales et de vitesses de section de pale subsoniques, alors que le bruit est principalement déterminé par les deux ou trois premières harmoniques. Pour un tel propulseur, le niveau de bruit à large bande est inférieur au premier harmonique niveau d'environ 10 dB [5].

II.4.4. 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 9 et Figure 10) [5].

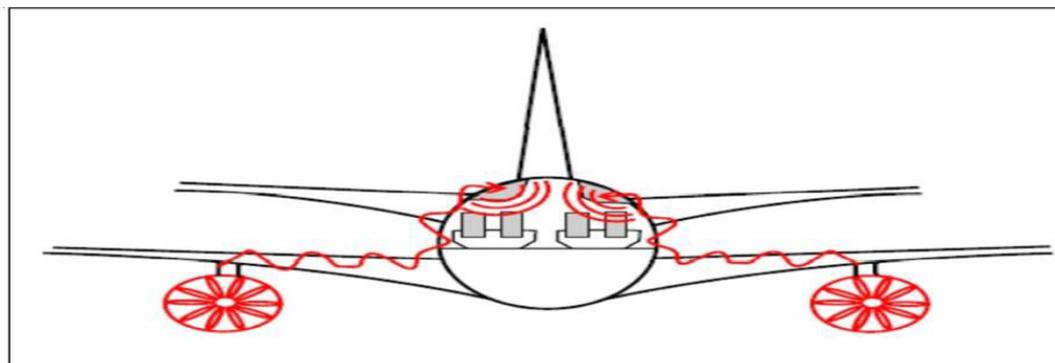


Figure 9: Vibrations de la structure provoquées par de moteur.

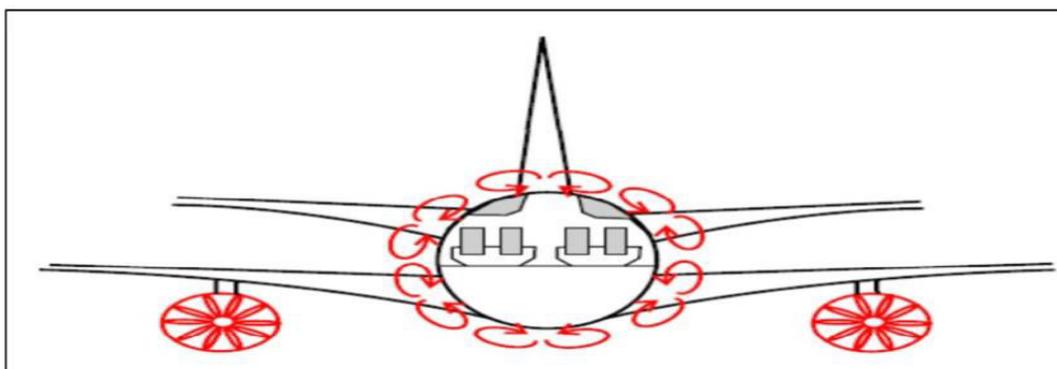


Figure 10: Bruit de la turbulence aérodynamique.

BRUIT DANS L'AVION

II.5. 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 02, via les attaches des moteurs et les pylônes dans ce cas très courts (figure 11) [7].

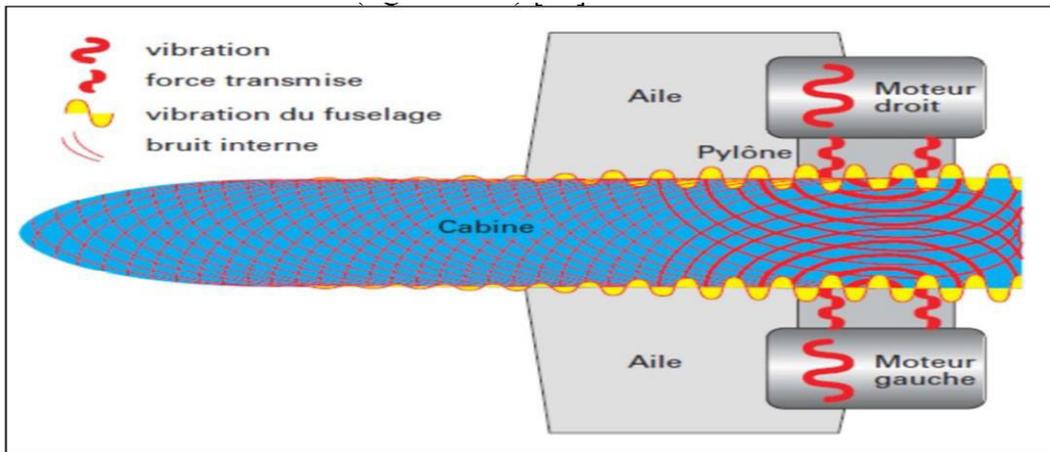


Figure 11: Voies de transfert du bruit du moteur dans la cabine.

Dans le cas d'un avion à hélices tel que les avions turbopropulsés, le mode principal de génération de bruit dans la cabine est plus immatériel puisqu'il s'agit de la pression dynamique fluctuante du sillage de chaque pale d'hélice sur la tranche voisine du fuselage, qui se propage ensuite à la fois sous forme vibratoire et sous forme de bruit interne (Figure 12). S'y ajoutent les contributions solidiennes par les ailes, ainsi que les vibrations des ailes et de la queue créées par le sillage direct des hélices. La majeure partie de l'énergie sonore indésirable est concentrée sur les trois ou quatre premières harmoniques du passage de pale [7].

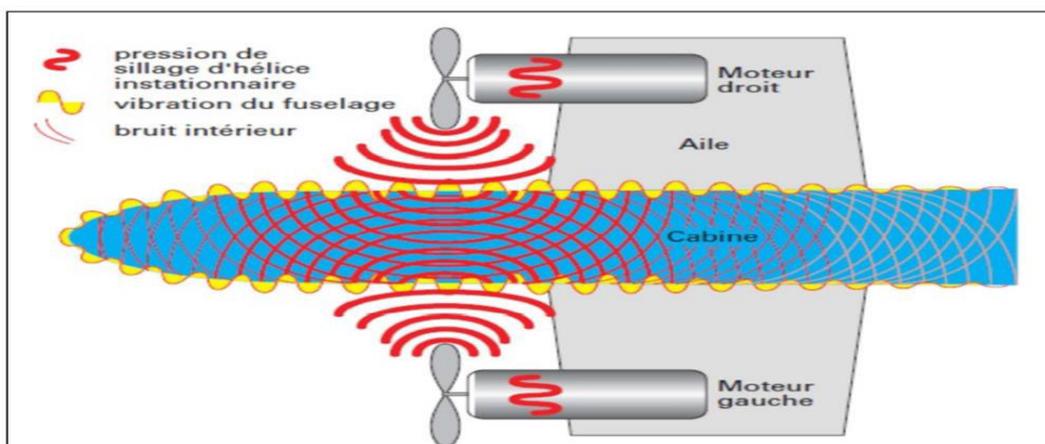


Figure 12: Voies de transfert du bruit des hélices dans la cabine.

BRUIT DANS L'AVION

II.6. Contrôle passif

On entend généralement par contrôle passif des vibrations la stratégie qui consiste à introduire des dispositions constructives et des matériaux particuliers permettant de minimiser la transmission des bruits et des vibrations à l'environnement [7].

Il y a principalement deux types de contrôle passif (figure 13) comme le montre le schéma synoptique ci-dessous

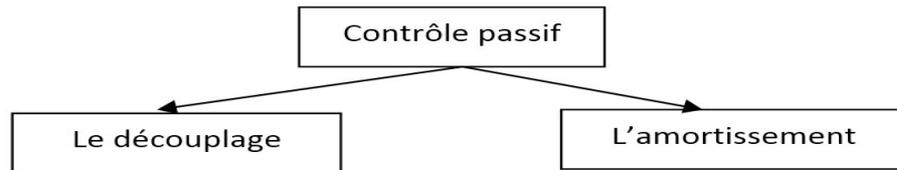


Figure 13:Contrôle passif

1. Le découplage (figure 14), ou isolation vibratoire, qui consiste à désorganiser la propagation des vibrations en alternant des milieux d'impédance mécanique très contrastée (d'où l'emploi fréquent d'élastomères qui constituent des interfaces molles relativement aux structures mécaniques traditionnelles).
2. L'amortissement (figure 14), qui consiste à dissiper en chaleur, du fait d'une forte hystérésis du matériau, les ondes vibratoires qui le sollicitent. On utilise fréquemment des revêtements de matériaux dits viscoélastiques (là aussi, il s'agit le plus souvent d'élastomères) pour accroître sensiblement les capacités de dissipation intrinsèquement faibles des matériaux usuels.

BRUIT DANS L'AVION

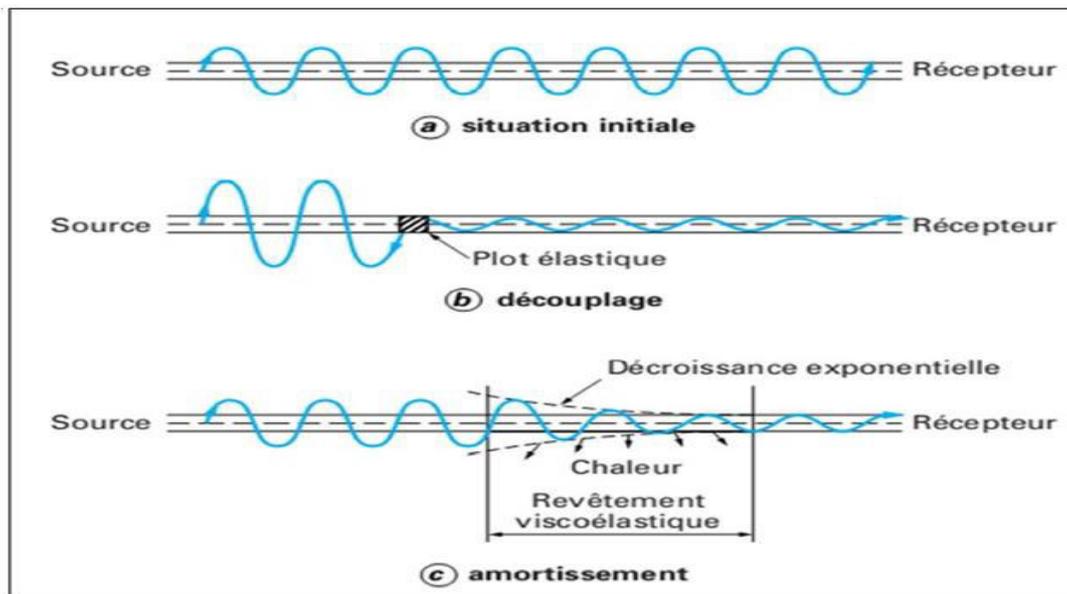


Figure 14: Contrôle passif des vibrations.

II.7. Contrôle actif

Le concept de contrôle actif des vibrations est l'idée de bloquer la vibration en exerçant une vibration antagoniste créée artificiellement avec des propriétés en miroir, à tout instant, relativement à la vibration indésirable, pour rendre nulle leur somme vectorielle. L'espérance de performance est donc illimitée, puisqu'en théorie, la vibration initiale pourrait être totalement annulée. Cette performance a un coût puisqu'il faut cette fois fournir de l'énergie pour contrôler les vibrations initiales du système que l'on contrôle activement.

On accroît dès lors l'énergie vibratoire de la structure en amont du contrôle, en principe du double : $1 - 1 = 0$ en aval implique $1 + 1 = 2$ en amont dans un schéma d'ondes progressives (figure 15) [7].

BRUIT DANS L'AVION

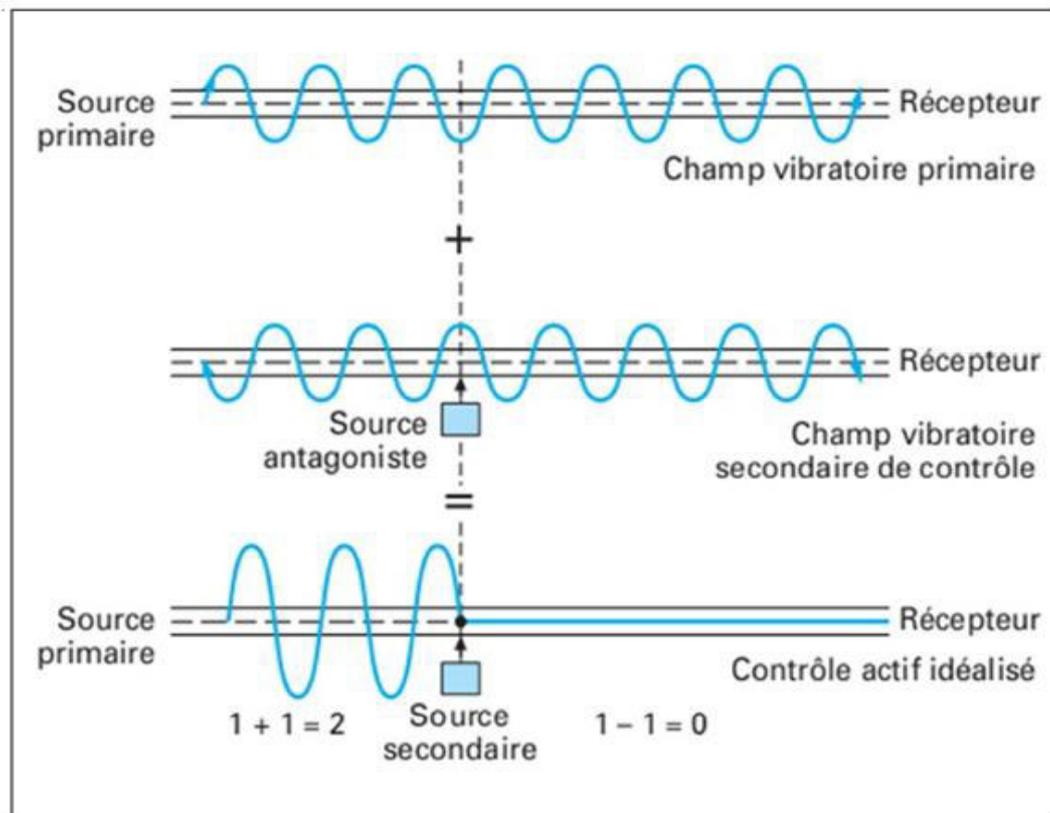


Figure 15:Le contrôle actif des vibrations.

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

- Le type de contrôle actif, qui peut être acoustique, vibro-acoustique ou vibratoire.
- Le type d'avion concerné, à hélice ou à réaction.

II.8. Le but du contrôle :

La 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 [8].

II.9. Conclusion

Le but de notre étude est de réduire l'émission sonore des différentes parties d'un avion. Alors un silencieux de jet diminue certainement le bruit émis mais aussi la poussée du réacteur (typiquement, perte de 1% de rendement par gain de 2 dB). Des solutions pour retrouver les performances initiales consisteraient soit à embarquer moins de passagers ou de fret (ce qui est exclu par les compagnies aériennes), soit à augmenter la puissance fournie aux

BRUIT DANS L'AVION

moteurs (la consommation de kérosène serait supérieure). Donc on a pensé à une technique de rehaussement de la parole qui permet de filtrer le bruit et d'envoyer le message de communication entre pilote-contrôleur et pilote-passagers, et c'est ce que nous allons présenter dans les deux chapitres suivants.

CHAPITRE III : REHAUSSEMENT DE LA COMMUNICATION BRUITEE DANS UN AVION

III.1. Introduction

Dans ce chapitre, nous discuterons une approche symétrique basée sur le principe de décorrélation et ceci pour deux structures appelées Forward et Backward. On peut montrer que le critère des moindres carrés est équivalent à une décorrélation de l'estimation du signal avec référence bruit seule. Si la référence de bruit contient une partie du signal désiré, un tel critère semble être raisonnable et il serait meilleur si une estimation libre du bruit était disponible. Pour obtenir une estimation libre du bruit, un filtre symétrique est ajouté et qui est représenté dans la figure(18).

- Le fonctionnement des systèmes basés sur un filtrage adaptatif dépend fortement de la qualité de la référence de bruit seul. D'une part, le bruit dans la voie de référence et la voie primaire doit être suffisamment pour obtenir la réduction de bruit substantielle. D'autre part, n'importe quelle interférence du signal primaire dans la référence de bruit doit être évitée.
- Les méthodes les plus utilisées dans le rehaussement du signal de parole sont les méthodes mono-capteur, bi-capteur et multiplicateurs, dans notre travail nous allons utiliser les applications bi-capteur.

III.2. Mélange convolutif des signaux

- La classe générale des mélanges convolutifs tient compte de la déformation du signal propagé et la modélise par un filtrage entre la source et l'observation, ce qui s'écrit mathématiquement sous la forme d'une convolution.
- On prend par exemple le cas le plus simple, deux microphones, une source de parole (locuteur) se situe près du 1er microphone, l'autre source de perturbation (un bruit) est près du 2^{ème} microphone. A la sortie des microphones, on observe une superposition des signaux primitifs inconnus selon un mélange inconnu Figure(16).
- En général, c'est un mélange convolutif des signaux à large bande, qui dépend de la propagation des signaux dans le milieu, de la position des microphones,

REHAUSSEMENT DE LA COMMUNICATION BRUITEE DANS UN AVION

des sources, et des caractéristiques de la salle. Les équations du mélange s'écrivent donc :

$$p_1(n) = s(n) * h_{11}(n) + b(n) * h_{21}(n) \quad (3.1)$$

$$p_2(n) = b(n) * h_{22}(n) + s(n) * h_{12}(n) \quad (3.2)$$

Paramètres	Fonction
h_{11} et h_{22}	les réponses impulsionnelles des canaux directs de couplage
h_{21} et h_{12}	les effets du couplage mutuel entre les signaux.
$s(n)$	le signal parole.
$b(n)$	le signal de bruit
$p_1(n)$ et $p_2(n)$	les deux signaux de la sortie du mélange.

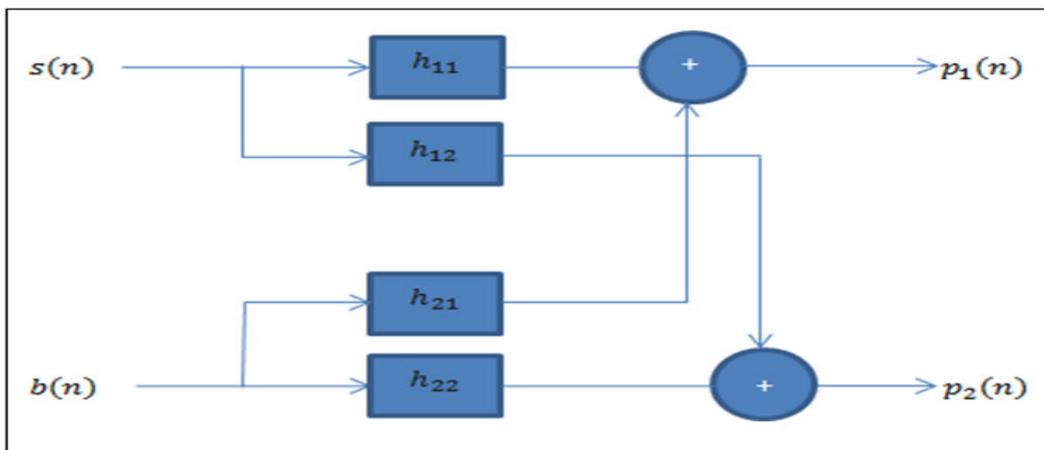


Figure 16: Structure du mélange convolutif complète

On suppose que la source $s(n)$ plus proche de la sortie $p_2(n)$ c.à.d. que h_{11} n'existe pas (h_{11} c'est une impulsion $\delta(n)$), pour h_{12} c'est la même chose ($h_{22} = h_{11} = \delta(n)$) donc la structure devient comme suit figure (17).

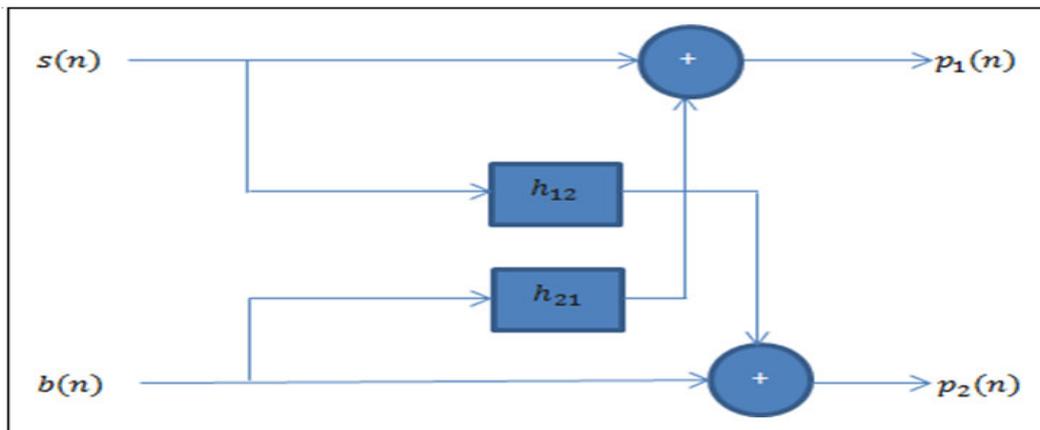


Figure 17: Structure du mélange convolutif

III.2.1. Séparation aveugle des sources

La séparation aveugle de mélanges convolutifs est un domaine de recherche récent et très prometteur. Elle étudie la séparation des mélanges linéaires généraux, les mélanges linéaires instantanés et à atténuations et retards étant des cas particuliers réalistes pour certaines applications uniquement. En effet, le temps de propagation entre une source et un capteur n'est jamais parfaitement nul, même s'il peut parfois être négligé.

La sous-classe des mélanges atténuations et retards modélise ces retards de propagation mais suppose que le signal n'est pas déformé par le milieu, ce qui ne peut pas être conforme à la réalité.

La séparation aveugle des sources cherche à estimer les sources $p_j(n)$. Dans le cas d'un mélange convolutif, cette estimation n'est possible qu'à une indétermination de filtrage près. En fait, il est parfois suffisant d'estimer un jeu de filtres de séparation $W(n)$ qui suppriment les interférences des autres sources introduites par le processus de mélange.

Ces filtres peuvent être à réponse impulsionnelles finies (RIF) ou à réponse impulsionnelles infinies (RII) [9].

Le système de séparation devra réaliser une combinaison linéaire convolutive à partir de deux structures bien connues se représentant respectivement dans les Figures (18) et (19).

REHAUSSEMENT DE LA COMMUNICATION BRUITEE DANS UN AVION

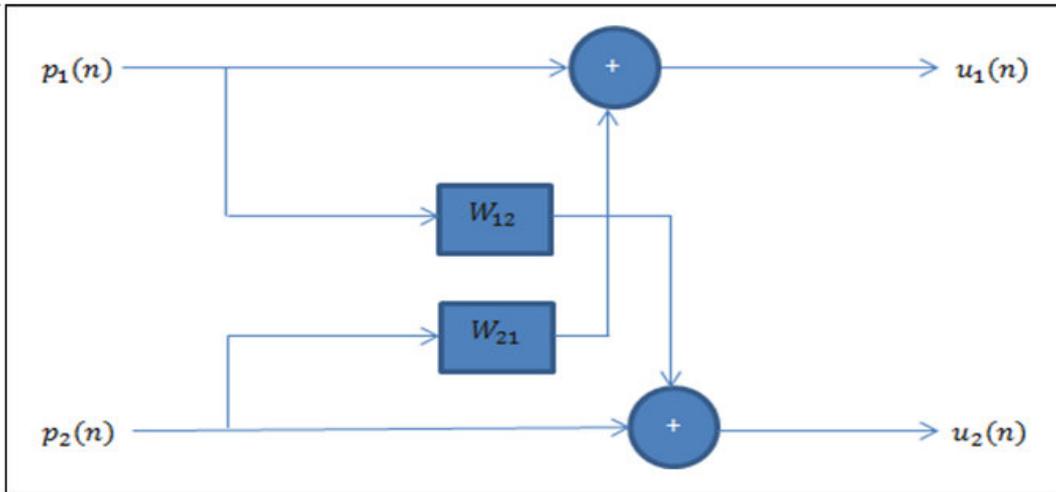


Figure 18: Structure symétrique directe « Forward »

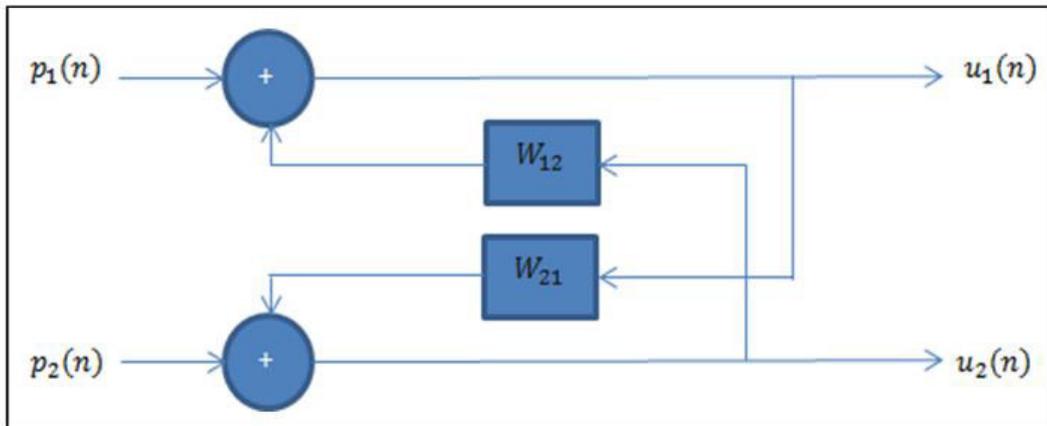


Figure 19: Structure symétrique récursive « Backward »

Les sorties de la structure du mélange direct de la figure (17)

$$p_1(n) = s(n) + b(n) * h_{21}(n) \quad (3.3)$$

$$p_2(n) = b(n) + s(n) * h_{12}(n) \quad (3.4)$$

Et les sorties $u_1(n)$ et $u_2(n)$ de la structure de séparation des sources directe qui s'est présentée par la figure (18) sont données par les équations (3.5) et (3.6) :

$$u_1(n) = p_1(n) + p_2(n) * w_{21}(n) \quad (3.5)$$

$$u_2(n) = p_2(n) + p_1(n) * w_{12}(n) \quad (3.6)$$

En remplaçant les expressions $p_1(n)$ et $p_2(n)$ dans les expressions de $u_1(n)$ et $u_2(n)$, nous trouvons :

$$u_1(n) = b(n) * [h_{21}(n) - w_{21}(n)] + s(n) * [\delta(n) - h_{21}(n) * w_{21}(n)] \quad (3.7)$$

REHAUSSEMENT DE LA COMMUNICATION BRUITEE DANS UN AVION

$$u_2(n) = s(n) * [h_{12}(n) - w_{12}(n)] + b(n) * [\delta(n) - h_{21}(n) * w_{12}(n)] \quad (3.8)$$

En utilisant l'hypothèse d'optimalité pour les deux filtres adaptatifs ($W_{21}^{opt} = h_{21}$ et $W_{12}^{opt} = h_{12}$) On obtient les sorties $u_1(n)$ et $u_2(n)$ selon les deux expressions suivantes :

$$u_1(n) = s(n) * [\delta(n) - h_{12}(n) * h_{21}(n)] \quad (3.9)$$

$$u_2(n) = b(n) * [\delta(n) - h_{21}(n) * h_{12}(n)] \quad (3.10)$$

Nous notons que les solutions optimales des filtres adaptatifs sont obtenues en utilisant les critères du minimum de l'erreur quadratique moyenne (MMSE ou bien EQMM).

III.3. Algorithm de la décorrélation symétrique adaptative (Symétrique Adaptive Decorrelation- SAD)

Pour illustrer le problème, un modèle de signal avec et sans interférence est donné dans l'annuleur adaptatif à simple face de bruit (Figures (20) et (21)). Le modèle de Widrow est représenté sur la figure (22)[10].

La décorrélation se fait entre une estimation du signal et une estimation du bruit. Le critère des moindres carrés est remplacé par le critère de décorrélation et en raison de sa symétrie complète, l'algorithme est un séparateur de signal plutôt qu'un annuleur de bruit. Il est désigné sous le nom de l'algorithme de décorrélation symétrique adaptative (SAD) [10].

Son principe est illustré sur la figure (23). Nous nous limiterons au problème à deux voies comme présenté dans la figure (23). L'algorithme SAD a été développé pour la séparation des signaux à bande large tels que la parole (300 Hz–3500 Hz) dans un mélange convolutif.

Dans une formulation plus générale du problème de séparation de signaux, les chemins directs ne seront pas des identités et alors les solutions seront indéterminées jusqu'à la formation d'un filtre. Séparation de sources par l'algorithme SAD

REHAUSSEMENT DE LA COMMUNICATION BRUITEE DANS UN AVION

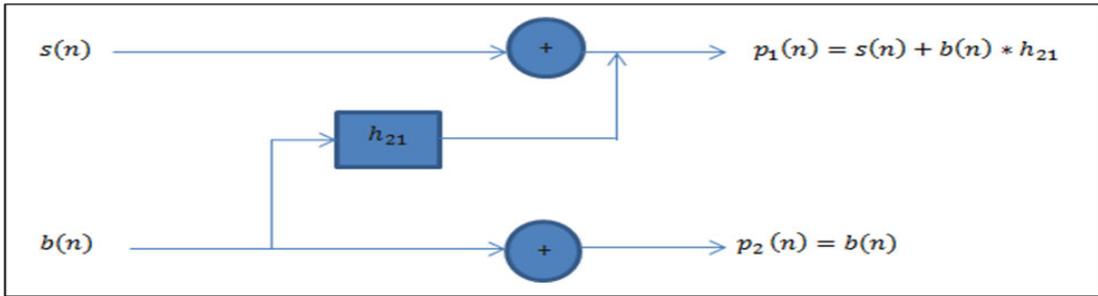


Figure 20:Modèle de mélange simple (entre le signal de la parole et le bruit)

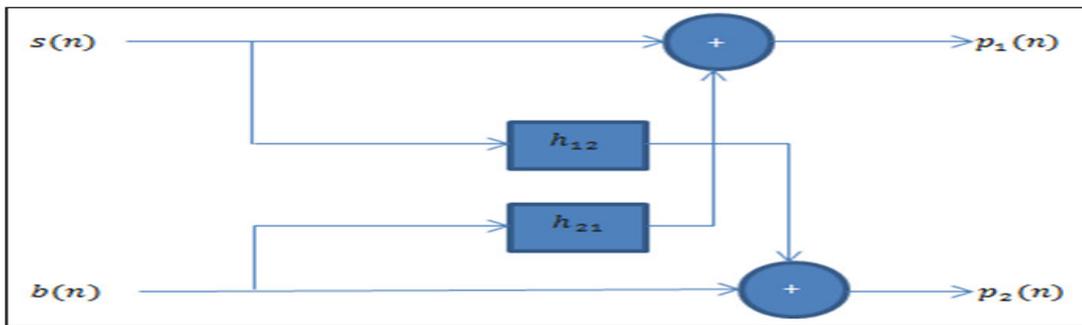


Figure 21:Modèle de mélange complexe (entre le signal de la parole et le bruit)

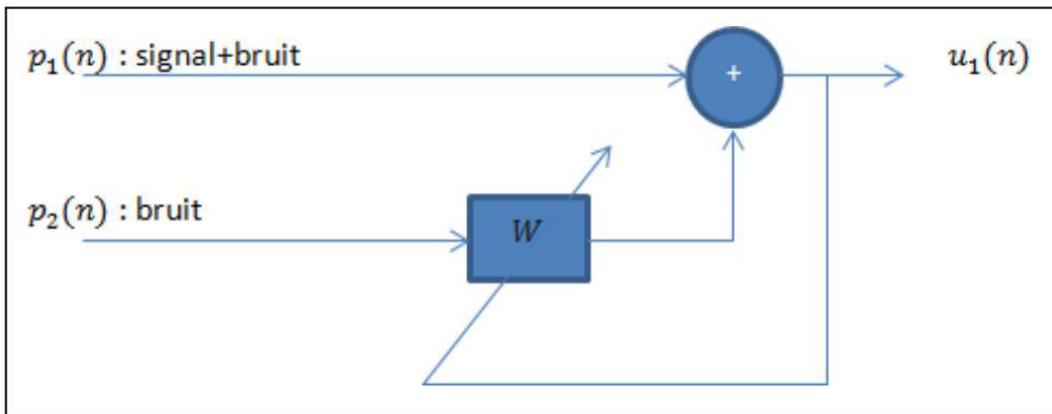


Figure 22:L'annuleur adaptatif classique de bruit

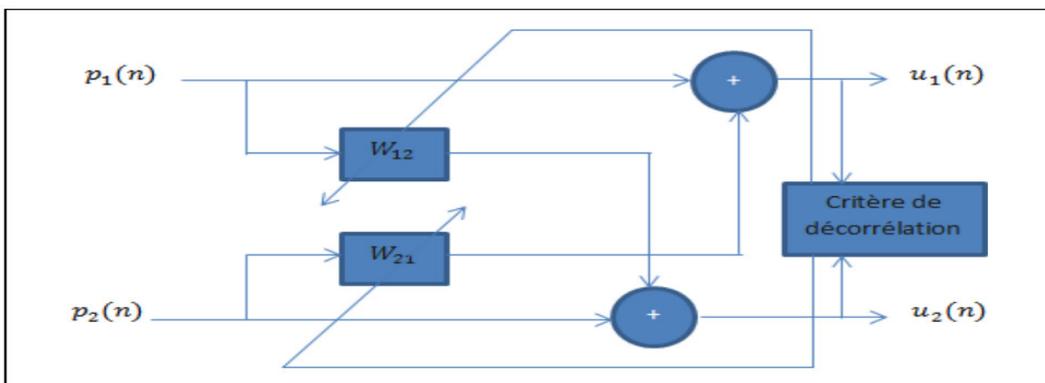


Figure 23:La structure de decorrelation symétrique adaptative (SAD)

III.3.1.1. Notations

Les notations nécessaires pour l'étude théorique de l'algorithme SAD sont les suivantes :

-Surface d'erreur quadratique :

$$\varepsilon_i(n) = E[u_i^2(n)] \quad (3.11)$$

-Vecteur des coefficients filtre :

$$w_i^{(n)} = [W_i^{(n)}(0)W_i^{(n)}(1) \dots W_i^{(n)}(L_i)]^T \quad (3.12)$$

-Equation d'intercorrelation entre deux signaux :

$$C_{up}(m) = E[u(n).p(n - m)] \quad (3.13)$$

Vecteur d'intercorrelation :

$$C_{up} = [C_{up}(0)C_{up}(1) \dots C_{up}(L)]^T \quad (3.14)$$

Densité d'iterspectrale :

$$\Phi_{up}(z) = Z[C_{up}] \quad (3.15)$$

Nous supposons que les deux signaux $s(n), b(n)$ sont indépendants, donc les vecteurs du produit de l'intercorrelation entre les deux sont nulles, ce dernier exigé pour le fonctionnement de l'algorithme SAD.

$$C_{cb}(m) = E[s(n).b(n - m)] \forall m \in \mathbb{Z} \quad (3.16)$$

Les variances des signaux parole et bruit sont σ_1^2 σ_2^2 respectivement.

III.3.2. Annulation du bruit par la séparation des signaux

Le fonctionnement de l'algorithme SAD basé sur la minimisation de l'énergie d'erreur, cette minimisation d'erreur est équivalente à l'intercorrelation entre le signal estimé $u_1(n)$ et le signal du mélange $p_2(n)$.

$$\begin{aligned} \frac{\partial \varepsilon_1(n)}{\partial W_{21}(m)} &= 2C_{u_1 p_2}(m) \quad m = 0 \dots L_1 \\ \frac{\partial \varepsilon_1(n)}{\partial w_{21}(m)} &= 0 \\ \rightarrow C_{u_1 p_2}(m) &= 0 \quad m = 0 \dots L_1 \end{aligned} \quad (3.17)$$

L1:La taille du filtre.

Il est important de noter que les équations ci-dessus sont valides pour tous les types de signaux. L'intercorrelation entre les deux signaux $u_1(n)$ et $p_2(n)$ est :

REHAUSSEMENT DE LA COMMUNICATION BRUITÉE DANS UN AVION

$$C_{u_1 p_2}(m) = (h_{21}(m) - w_{21}(m))\sigma_2^2$$

$$\nabla_m = \frac{\partial C_{u_1 p_2}(m)}{\partial W_{21}(m)} = -\sigma_2^2$$

$$w_{21}^{(n+1)}(m) = w_{21}^{(n)}(m) - \gamma \frac{C_{u_1 p_2}(m)}{\nabla_m} \quad (3.18)$$

L'idée de cette algorithme est de remplacer le terme de l'intercorrelation par ses valeurs instantanées et par un choix approprié de $\gamma (0 < \gamma < 2 \rightarrow 0 < 2/\sigma_2^2)$, on obtient la relation Suivante

$$w_{21}^{(n+1)}(m) = w_{21}^{(n)}(m) + \mu(u_1(n)p_2(n-m)) \quad (3.19)$$

μ : pas d'adaotation

III.3.3. Structure Forward

La structure Forward est très importante dans le domaine de séparation aveugle de sources. Dans notre travail, nous étudions l'algorithme SAD avec la structure Forward (voir la figure (24), la décorrealion se fait entre les deux sorties $u_1(n), u_2(n)$.

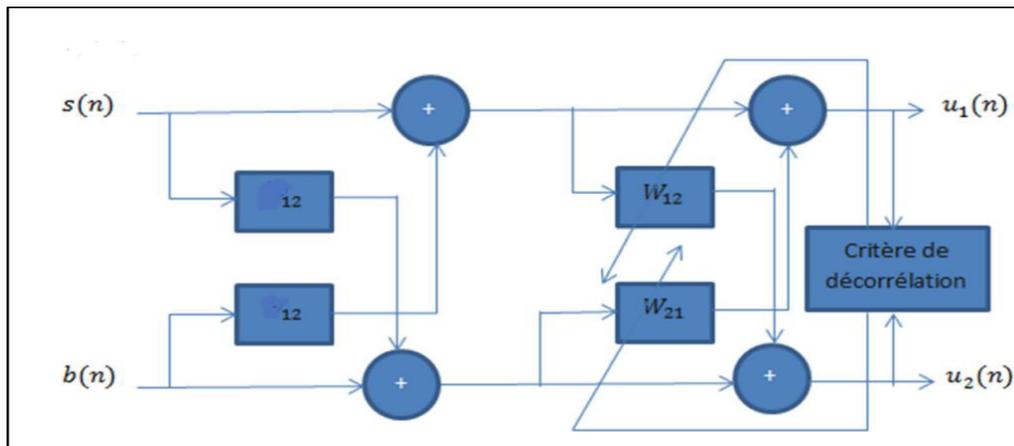


Figure 24: Implémentation de la structure Forward

En adaptant l'équation de mise à jour de l'algorithme SAD à la structure Forward, nous obtenons les deux équations de mises à jour de deux filtres $w_{12}(n), w_{21}(n)$ qui sont données comme suit :

$$w_{21}^{(n+1)}(m) = w_{21}^{(n)}(m) + \mu_1(u_1(n)u_2(n-m)) \quad m = 0.1 \dots L_1 \quad (3.20)$$

$$w_{12}^{(n-1)}(k) = w_{12}^{(n)}(k) + \mu_2(u_2(n)u_1(n-k)) \quad k = 0.1 \dots L_2 \quad (3.21)$$

Si les valeurs de l'intercorrelation sont nulles, les équations de mise à jour (3.20) et (3.21) convergent, les deux signaux $u_1(n)$ et $u_2(n)$ seront decorrelés

REHAUSSEMENT DE LA COMMUNICATION BRUITEE DANS UN AVION

$$C_{u_1 u_2}(m) = E[u_1(n)u_2(n-m)] = 0 \quad m = 0.1 \dots L_2 \quad (3.22)$$

$$C_{u_2 u_1}(k) = E[u_2(n)u_1(n-k)] = 0 \quad k = 0.1 \dots L_1 \quad (3.23)$$

Quand les deux réponses impulsionnelles $h_{12}(n)$ et $h_{21}(n)$ égalent respectivement les deux filtres $w_{12}(n)$ et $w_{21}(n)$, on obtient une solution correcte pour la séparation de sources.

On peut reconstruit les deux signaux $s(n)$ et $b(n)$ originaux une étape de post-traitement additionnel [11].

$$p(n) = \frac{1}{1 - w_{12}(n)w_{21}(n)} \quad (3.24)$$

III.3.3.1. Structure Backward

La structure Backward est très importante dans le domaine de séparation aveugle de sources. Dans ce cas la décorrélation se fait entre le signal estimé $u_1(n)$ et le bruit estimé $u_2(n)$ cette structure est mieux que la structure Forward, mais l'analyse de cette structure est complexe.(voir figure (25)).

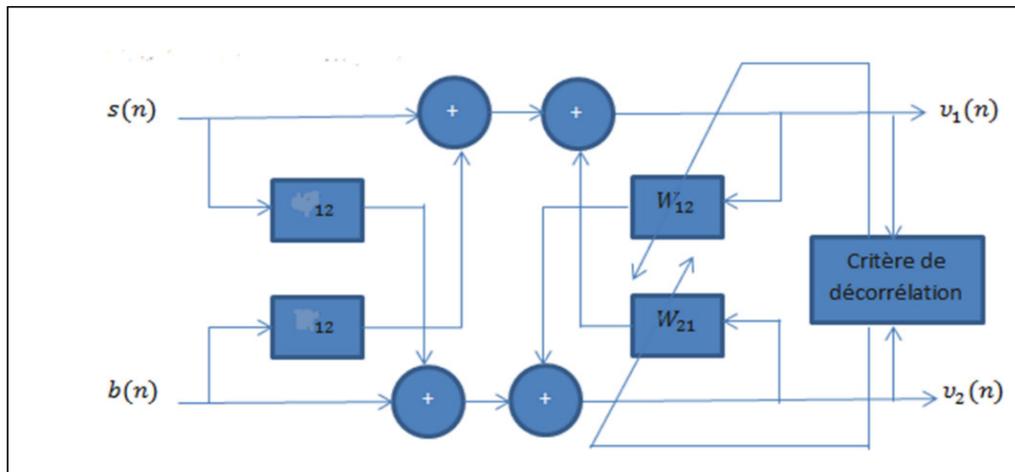


Figure 25: Implémentation de la structure Backward

Les signaux estimés sont donnés par :

$$v_1(n) = p_1(n) - v_2(n) * w_{21}(n) \quad (3.25)$$

$$v_2(n) = p_2(n) - v_1(n) * w_{12}(n) \quad (3.26)$$

Les équations de mise à jour sont identiques aux équations (3.20) et (3.21) sauf que $v_i(n)$ apparait au lieu de $u_i(n)$:

$$w_{21}^{(n+1)}(m) = w_{21}^{(n)}(m) + \mu_1(v_1(n)v_2(n-m)) \quad m = 0.1 \dots L_1 \quad (3.27)$$

distinguer deux séries obtenues analytiquement.

La première série est une solution inverse :

$$\frac{1}{\sum_{k=0}^{L-1} \alpha_k z^{-k}} \quad (3.31)$$

La deuxième série est une série de phantom :

$$\frac{1}{\sum_{k=0}^{L-1} \alpha_k z^{-k}} \quad (3.32)$$

$$\frac{1}{\sum_{k=0}^{L-1} \alpha_k z^{-k}} \quad (3.33)$$

Nous pouvons en déduire qu'une contrainte suffisante pour satisfaire la condition de stabilité ci-dessus est donnée par :

$$\sum_{k=0}^{L-1} |\alpha_k| < 1 \quad (3.34)$$

En général, toutes les propriétés de convergence et de stabilité peuvent être intégrées dans un concept unique. Les valeurs théoriques de toutes les intercorrélations peuvent être calculées.

Alors, les équations de mise à jour peuvent être réécrites avec les estimations remplacées par leurs valeurs attendues. Cela conduit à :

$$\frac{1}{\sum_{k=0}^{L-1} \alpha_k z^{-k}} \quad (3.35)$$

Le terme $\frac{1}{\sum_{k=0}^{L-1} \alpha_k z^{-k}}$ présente l'étape d'adaptation prévue au point $W^{(n)}$ qui peut être visualisé dans l'espace des paramètres autant que vecteur de petite taille [11].

III.4. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté la théorie de l'algorithme de décorrélation symétrique adaptative (SAD) pour la réduction du bruit et la séparation des sources, comme nous avons vu les deux techniques qui sont utilisées dans le (SAD) Forward et Backward.

Dans le chapitre suivant, nous présenterons les résultats de simulation du (SAD) pour la technique du Forward.

RESULTATS DES SIMULATION

CHAPITRE IV : RESULTATS DES SIMULATIONS

IV.1. Introduction

Dans ce chapitre, nous présenterons les résultats de la réduction du bruit acoustiques dans les avions en utilisant l'algorithme de décorrélation avec la structure Forward.

Nous commencerons par la présentation de la structure du mélange convolutif, les différentes sources des signaux (parole et bruit) qui sont utilisées dans les simulations, et les réponses impulsionnelles, puis nous présenterons les résultats de la simulation de la structure Forward.

Nous présenterons également l'influence des paramètres (la taille du filtre L , le pas d'adaptation μ et le rapport signal à bruit RSB) sur la structure que nous avons réalisée.

IV.2. Modèle expérimental de mélange convolutif

Dans cette partie, nous utilisons une implémentation spécifique du modèle de mélange convolutif ((Figure 17) du chapitre précédent). L'idée que nous poursuivons vise à utiliser un modèle conforme à la physique du problème.

IV.3. Simulation de réponses impulsionnelles

La figure ci-après (Figure 26,27) représente un exemple typique de réponses impulsionnelles acoustiques. La majeure partie de l'énergie contenue dans une réponse impulsionnelle correspond à un support temporel d'environ $L = 64$ échantillons à la fréquence d'échantillonnage $F_e = 16$ KHz.

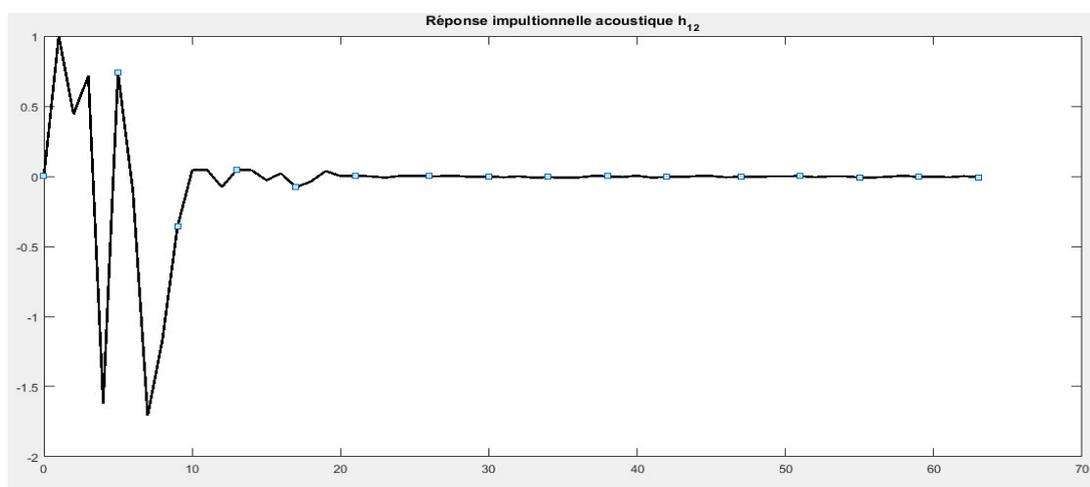


Figure 26 : la réponse impulsionnelle simulée h_{12}

RESULTATS DES SIMULATION

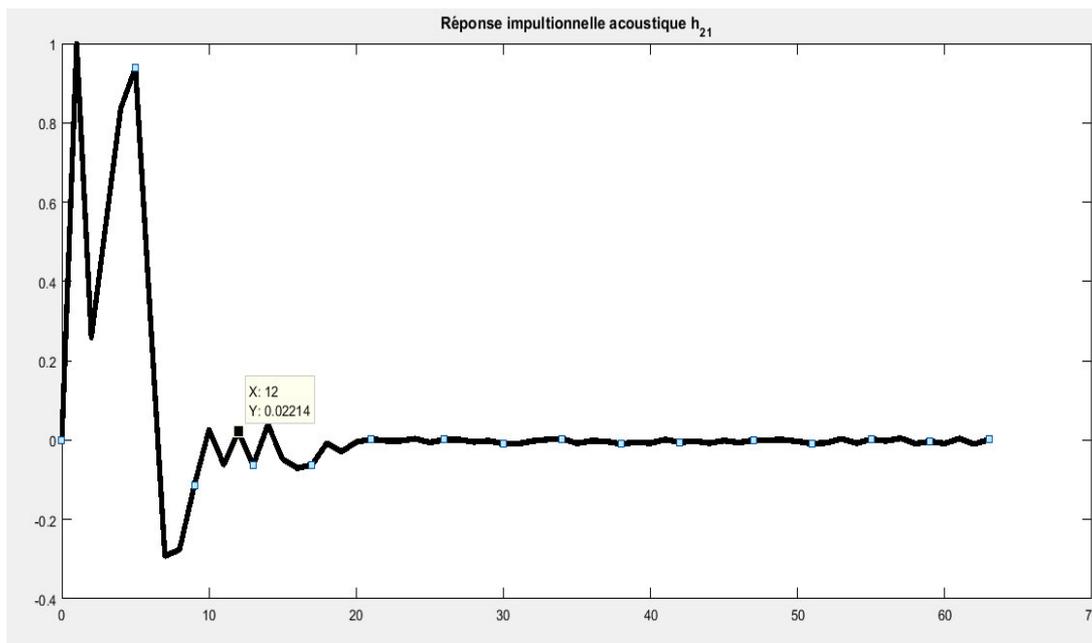


Figure 27: la réponse impulsionnelle simulée h_{21}

IV.4. Signaux utilisés en simulations

Notons tout d'abord qu'une fréquence d'échantillonnage de 8 kHz a été utilisée pour obtenir l'ensemble des simulations présentées dans ce chapitre. De plus, les résultats présentés sont obtenus à partir du signal de parole de durée 8 secondes (locuteur féminin) représenté ci-dessous figure (28,29).

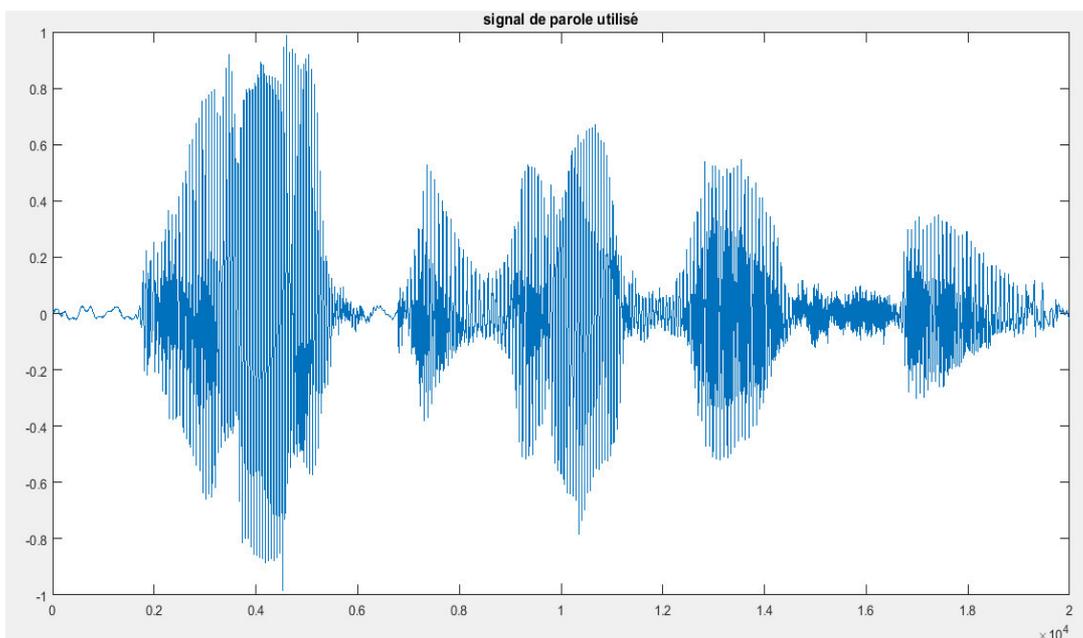


Figure 28 : Signal de parole utilisé (original)

RESULTATS DES SIMULATION

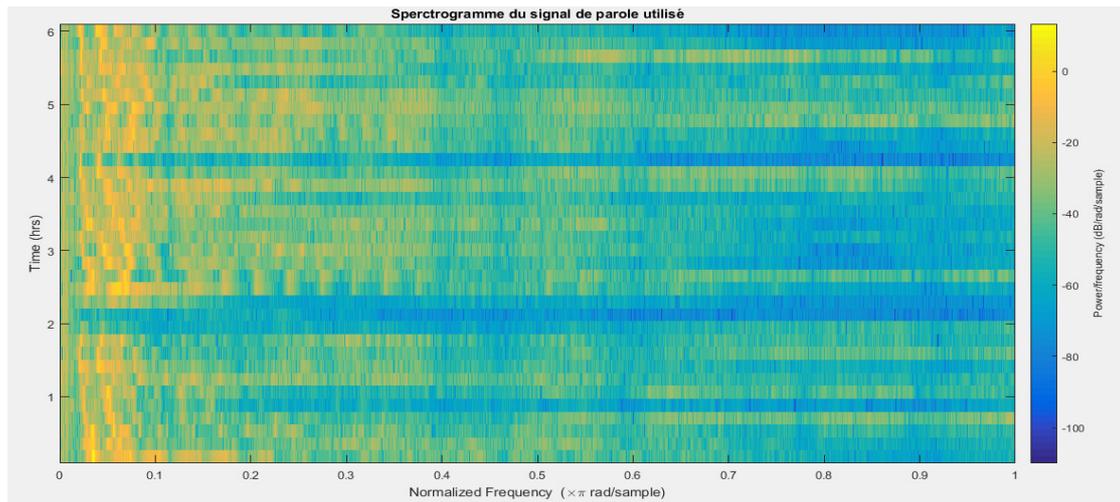


Figure 29 : le spectre du signal de parole utilisé (original)

En ce qui concerne la seconde source, elle correspond à un bruit stationnaire. Un bruit blanc gaussien qui est une réalisation d'un processus aléatoire dans lequel la densité spectrale de puissance est la même pour toutes les fréquences et sert surtout à vérifier la stabilité numérique de l'algorithme utilisé.

Aussi, nous avons utilisé cinq (05) types de bruits d'avions (ces bruits sont pris dans des conditions réelles dans les habitacles de ces avions) :

- Bruit d'avion A320, figure (32,33).
- Bruit d'avion F16, figure (38,39).
- Bruit d'Hercules C130, figure (40,41).
- Bruit d'avion Cessna 172, figure (36,37).
- Bruit d'avion B747, figure (34,35).

RESULTATS DES SIMULATION

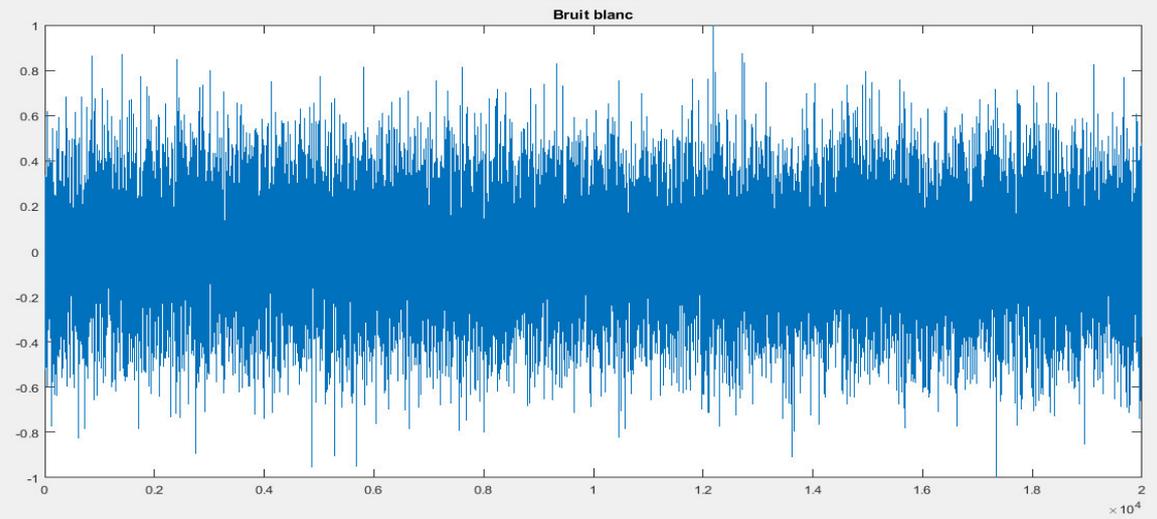


Figure 30 : signal d'un bruit blanc

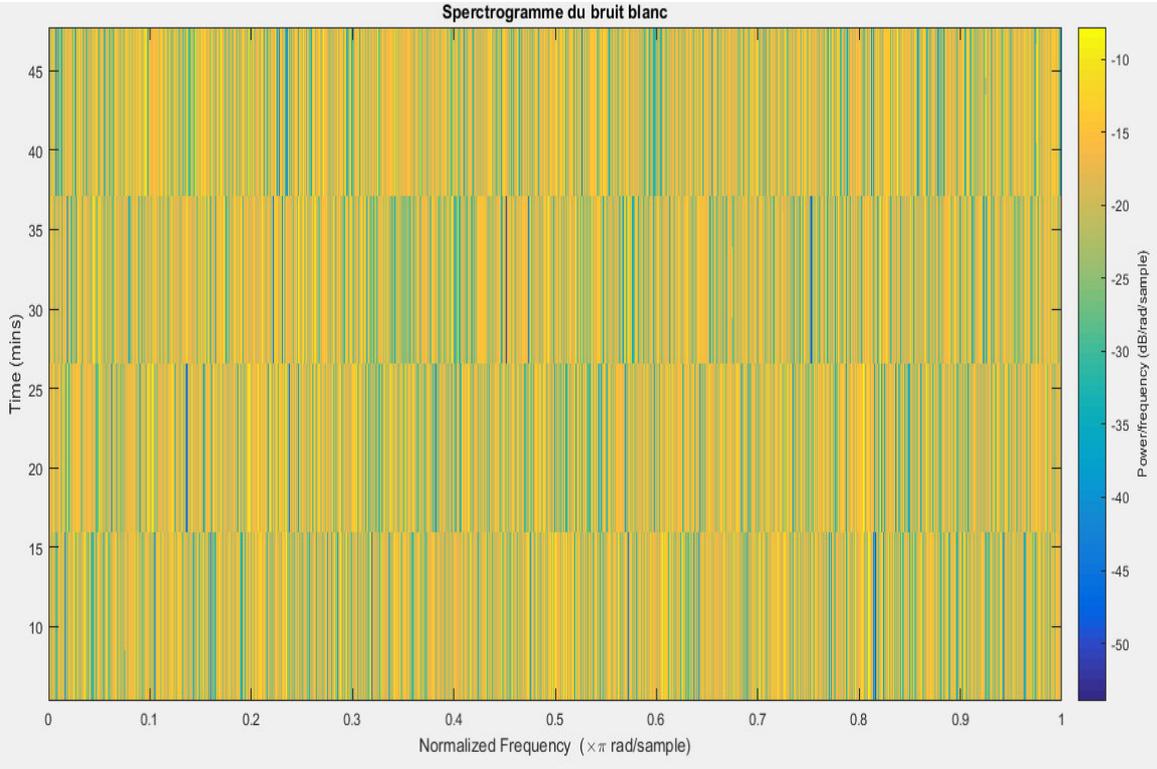


Figure 31 : spectre du bruit blanc

RESULTATS DES SIMULATION

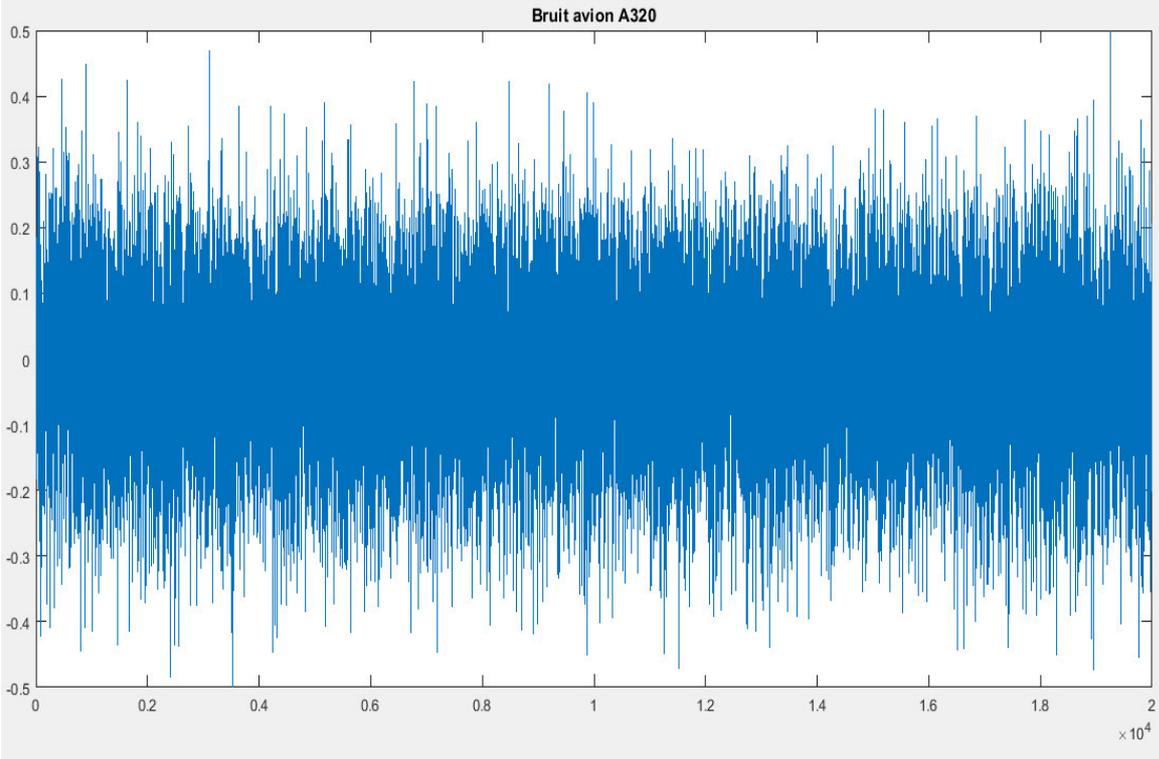


Figure 32 : Bruit avion A320

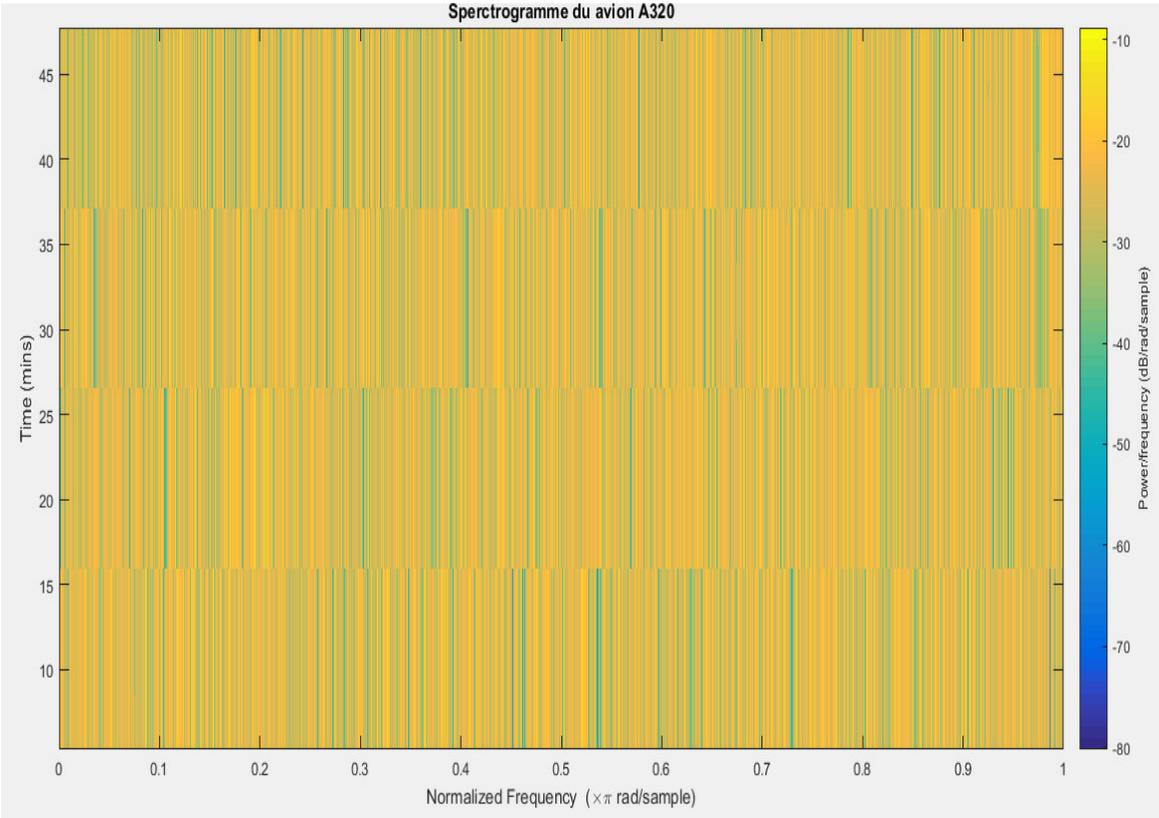


Figure 33 : Le spectrogramme du bruit avion A320

RESULTATS DES SIMULATION

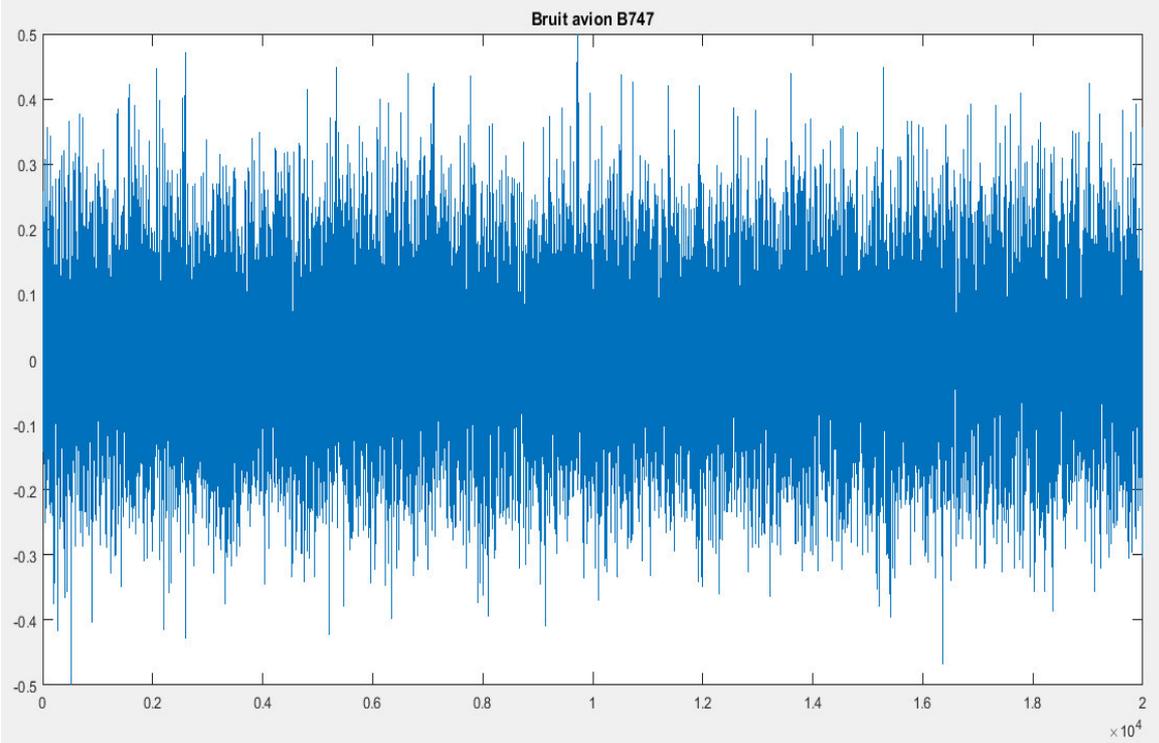


Figure 34 : Bruit avion B747

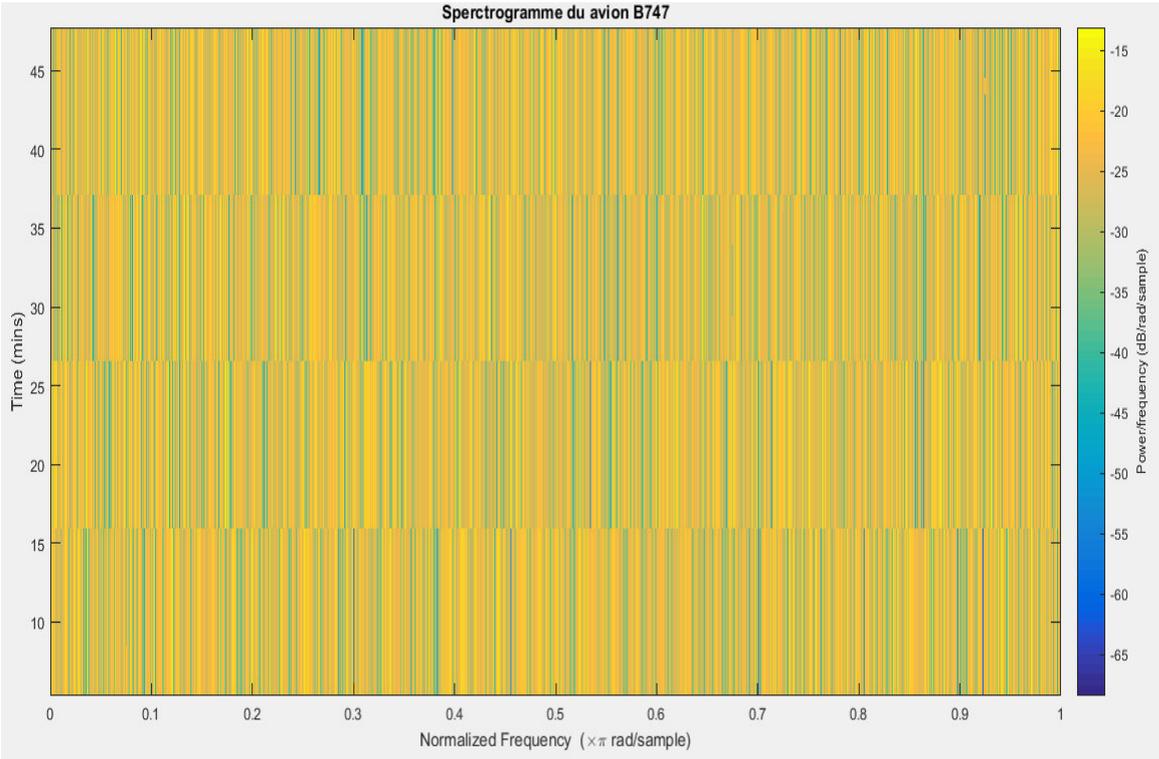


Figure 35 : Le spectrogramme du bruit avion B747

RESULTATS DES SIMULATION

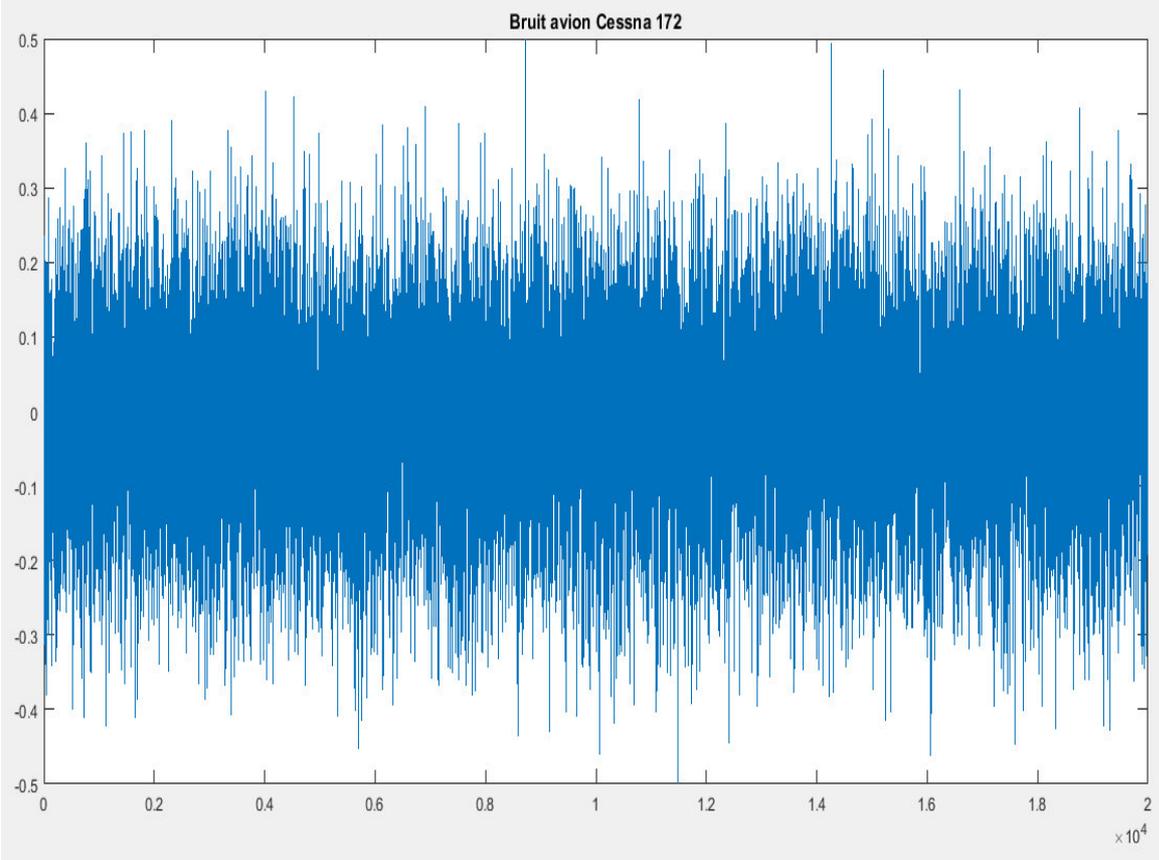


Figure 36 : Bruit avion Cessna 172



Figure 37 : Le spectrogramme du bruit d'avion cassna 172

RESULTATS DES SIMULATION

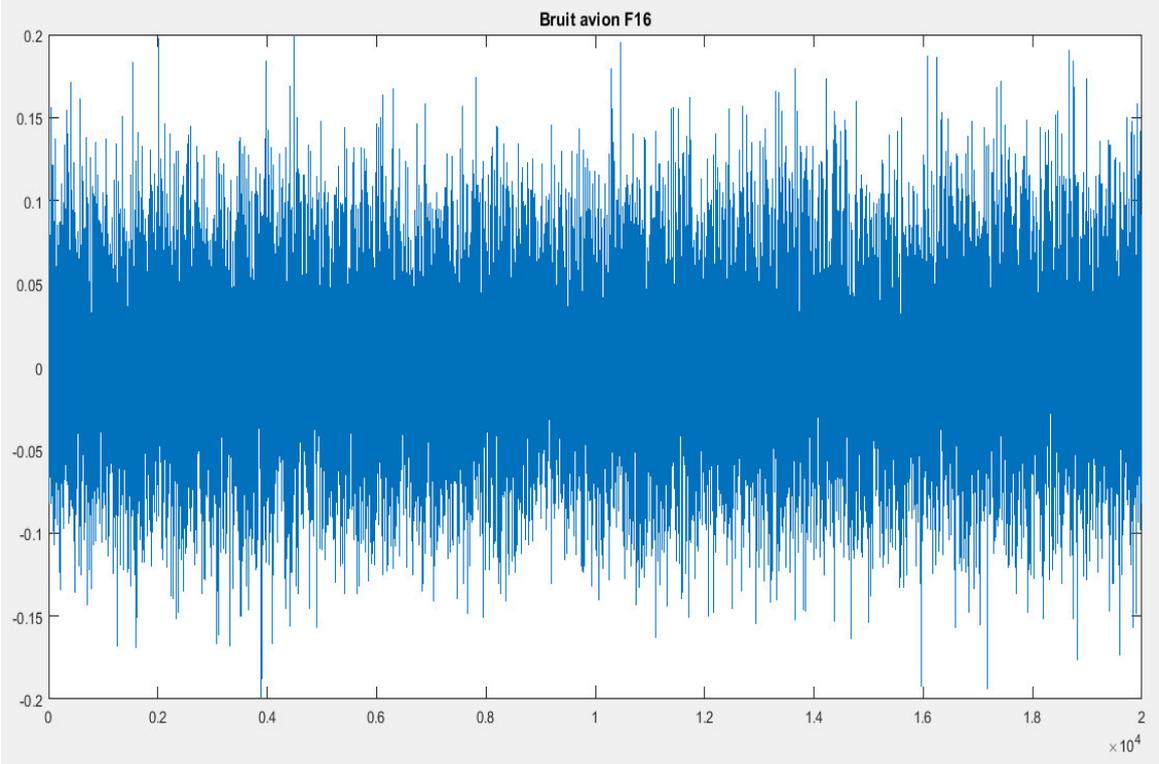


Figure 38 : Bruit avion F16

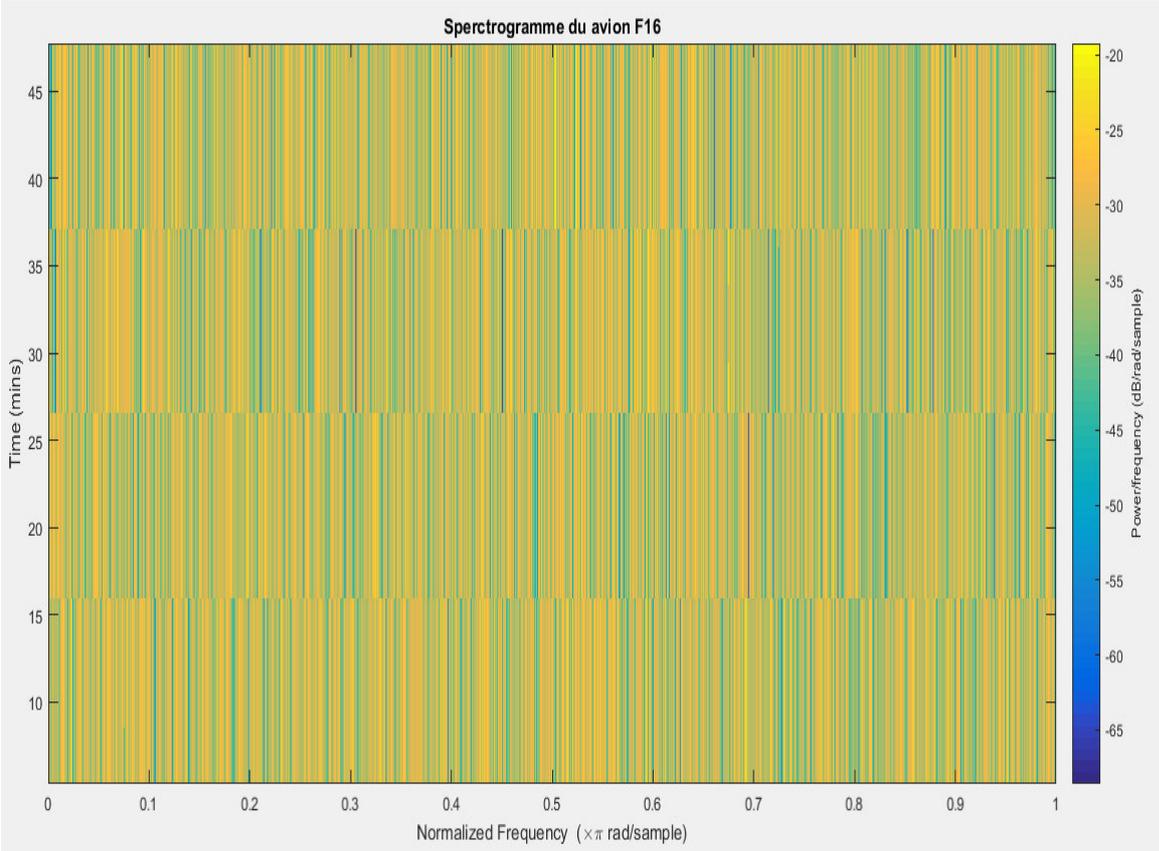


Figure 39 : Le spectrogramme du Bruit avion F16

RESULTATS DES SIMULATION

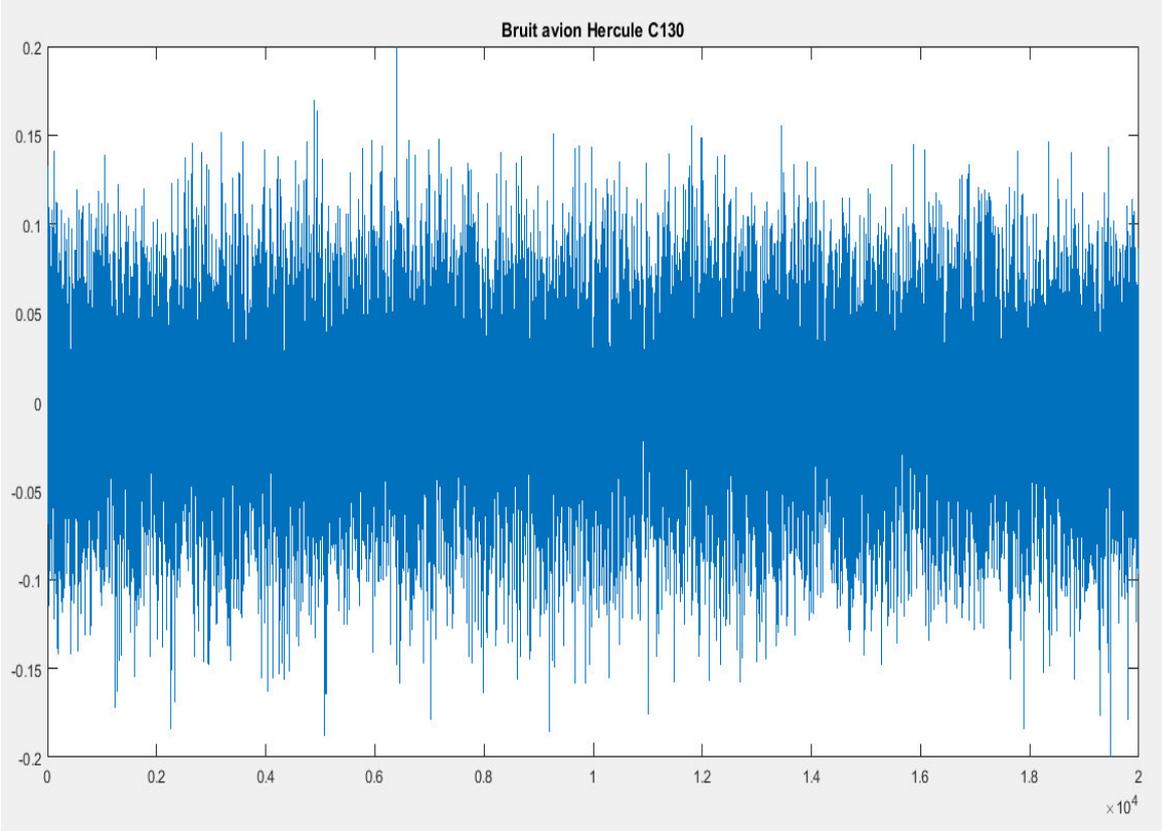


Figure 40 : Bruit avion Hercules C130

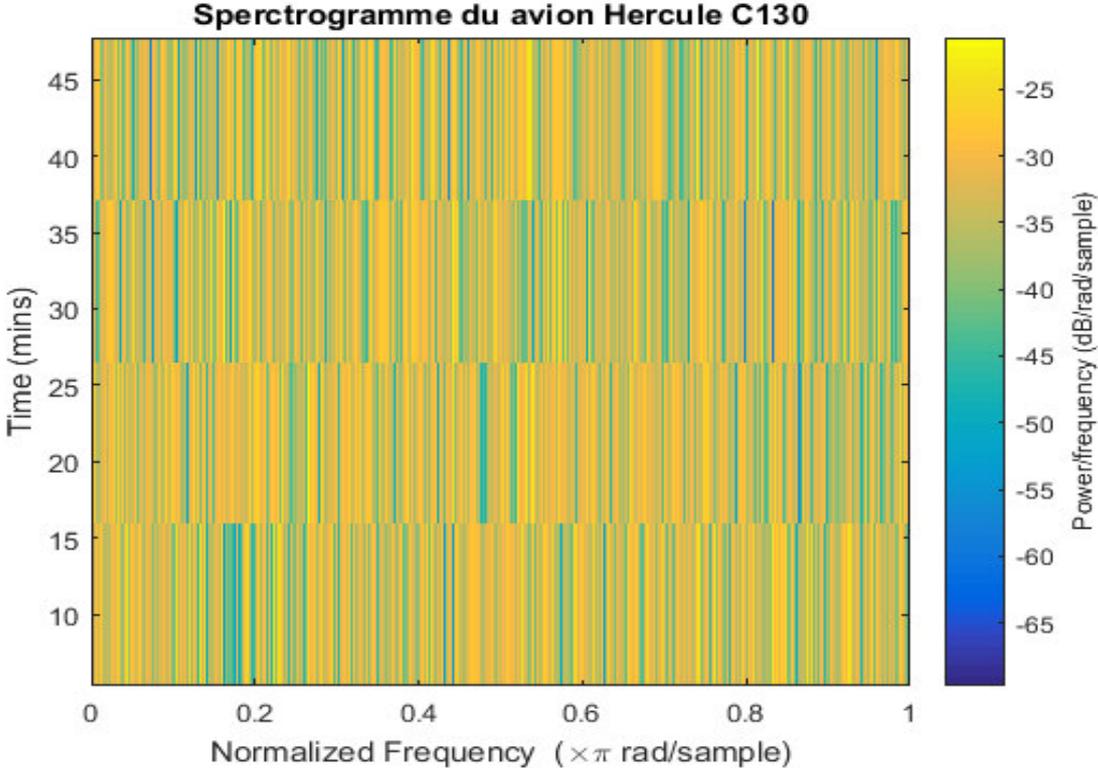


Figure 41 : Le spectrogramme du bruit avion Hercules C130

RESULTATS DES SIMULATION

IV.5. Détection d'activité vocale (DAV)

Il a déjà été noté que les signaux en sortie de la structure de séparation symétrique de sources de type Forward sont obtenus à partir d'un système d'aiguillage (c'est-à-dire que selon la configuration souhaitée par l'utilisateur, il est possible de maîtriser le fait que l'estimée d'un signal source soit disponible sur la sortie primaire ou secondaire de cette structure).

Nous utilisons dans la structure de séparation de source avec l'algorithme (SAD) un mécanisme de Détection d'Activité Vocale (DAV) manuel pour contrôler l'adaptation des filtres w_{12}, w_{21} .

Cette adaptation est contrôlée de la manière suivante : le filtre w_{21} est adapté uniquement en période de bruit seule, alors que le filtre w_{12} est adapté uniquement pendant les périodes d'activité vocale (période de présence du signal de parole utile). La figure (42) présente un exemple de DAV manuelle sur le même signal de parole que celui décrit précédemment.

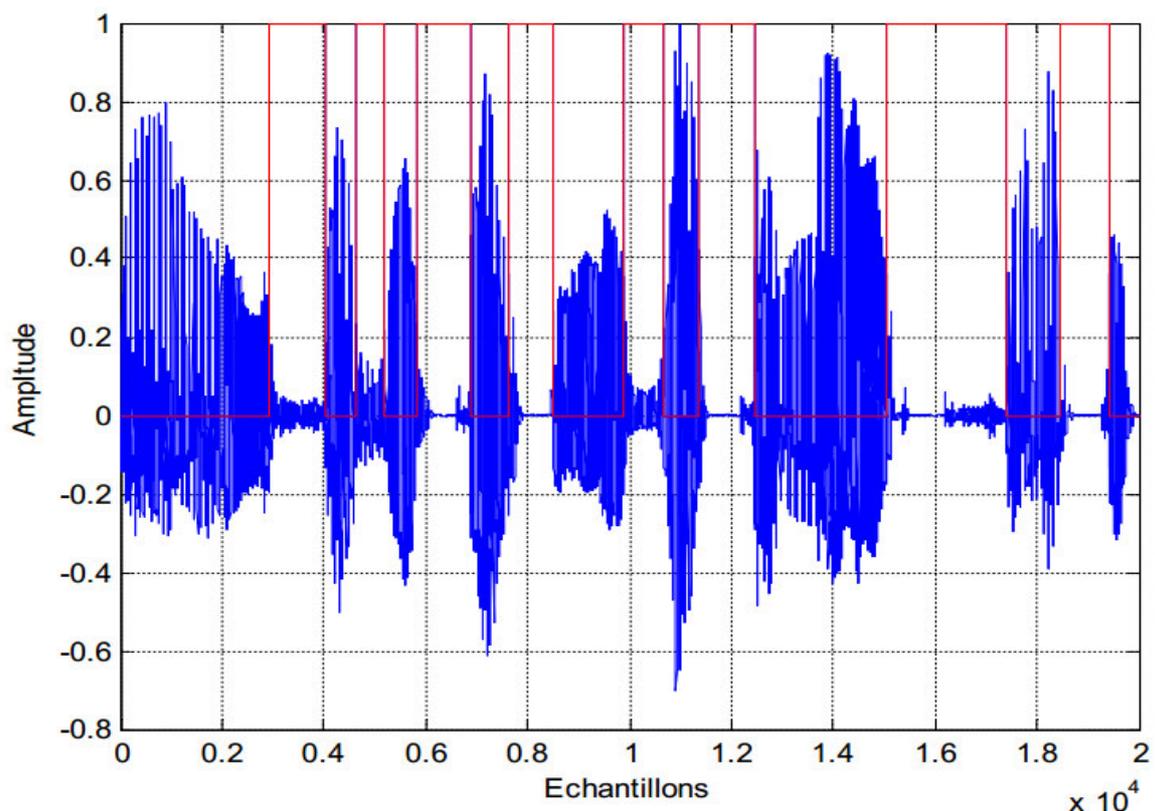


Figure 42 : Signal de parole utilisé avec la segmentation manuelle

IV.6. Critère du désajustement

Ce critère est noté SM pour « System Mismatch » est défini par l'expression suivante :

RESULTATS DES SIMULATION

$$(SM)_{db} = 10 \log_{10} \left(\frac{\|\hat{w}_{ij} - h_{ij}\|^2}{\|h_{ij}\|^2} \right)$$

$$i \neq j \in [1, 2]$$

Où h_{ij} représente les coefficients du filtre réel (utilisé dans la convolution), et w_{ij} représente la valeur moyenne des coefficients estimés (coefficient du filtre adaptatif).

La vitesse de convergence du SM nous permet d'évaluer la vitesse de convergence de notre algorithme.

IV.7. Rapport signal à bruit (RSB)

Le rapport signal à bruit de sortie calculé pour l'algorithme SAD S se calcule avec la relation ci-dessous :

$$(RSB)_{db} = 10 \log_{10} \left(\frac{E_s}{E_b} \right)$$

Tel que :

- E_s : la puissance du signal utile à la sortie
- E_b : la puissance du bruit à la sortie.

IV.8. Evaluation du comportement l'algorithme SAD avec un bruit théorique (Simulations faite avec un Bruit Blanc)

Avant d'entamer la partie de test dans l'habitacle d'avions, nous avons évalué l'algorithme SAD avec des bruits théoriques tel que le bruit blanc. Pour cela, nous avons évalué les trois critères de désajustement, l'erreur quadratique moyenne et celui de la décorrélation afin de mieux voir son comportement.

Dans cette simulation, nous avons utilisé les paramètres de simulations suivants : Signal de parole source : celui de la figure (28,29).

Surce de bruit : un bruit blanc. La taille des filtres (L) =128.

Le pas du filtre adaptatif : $\mu_{12} = \mu_{21} = 0.9$.

Les résultats de simulation en termes de l'erreur quadratique moyenne (MSE), du System

RESULTATS DES SIMULATION

Mismatch (SM) et du critère de décorrélation (Dec) sont donnés par les figures suivantes :

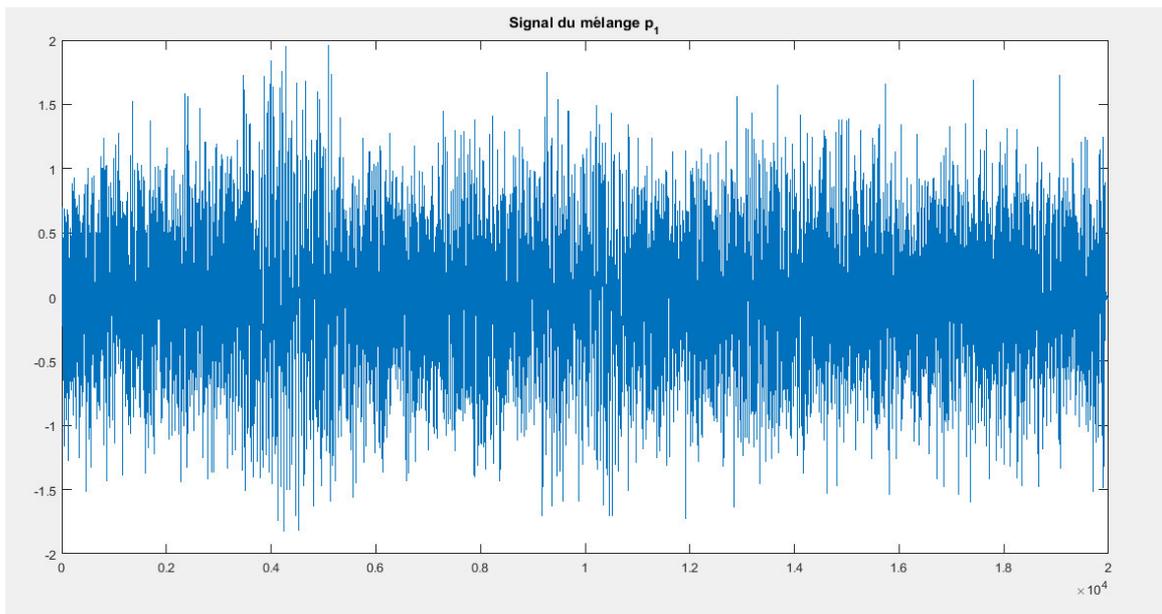


Figure 43 : Signal du mélange (signal bruité) p1

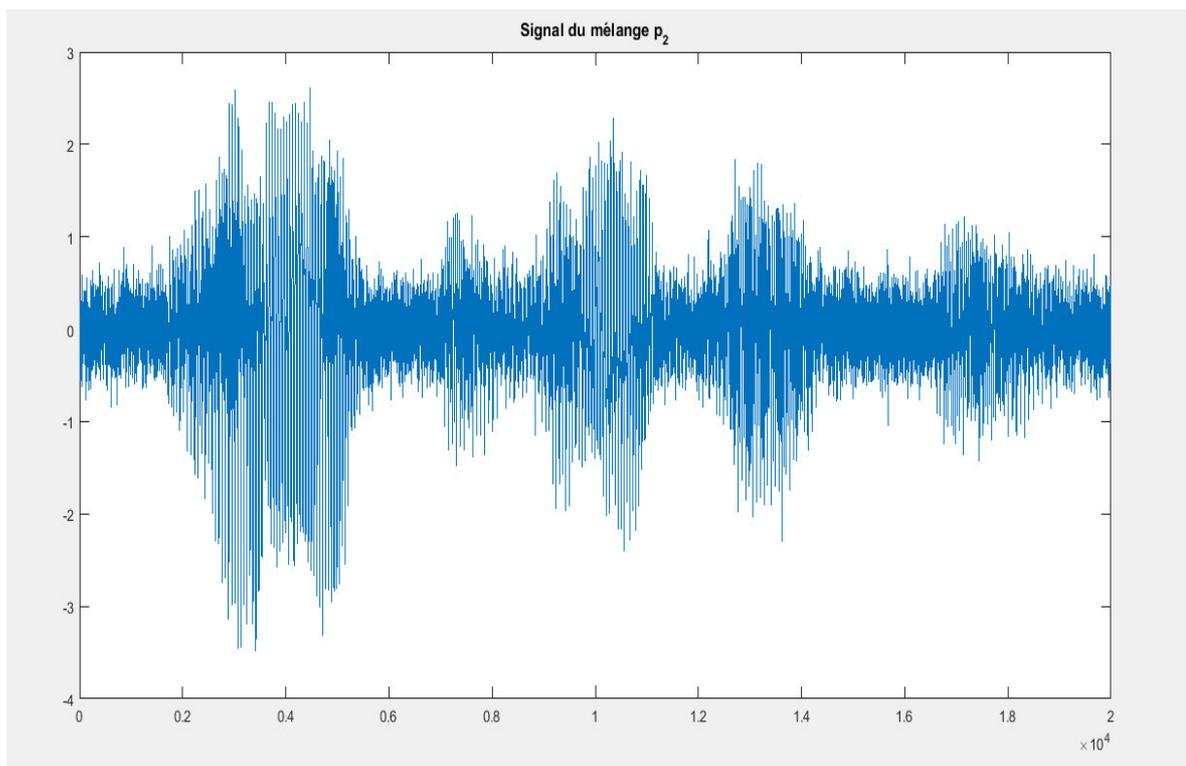


Figure 44 : Signal du mélange (signal bruité) p2

RESULTATS DES SIMULATION

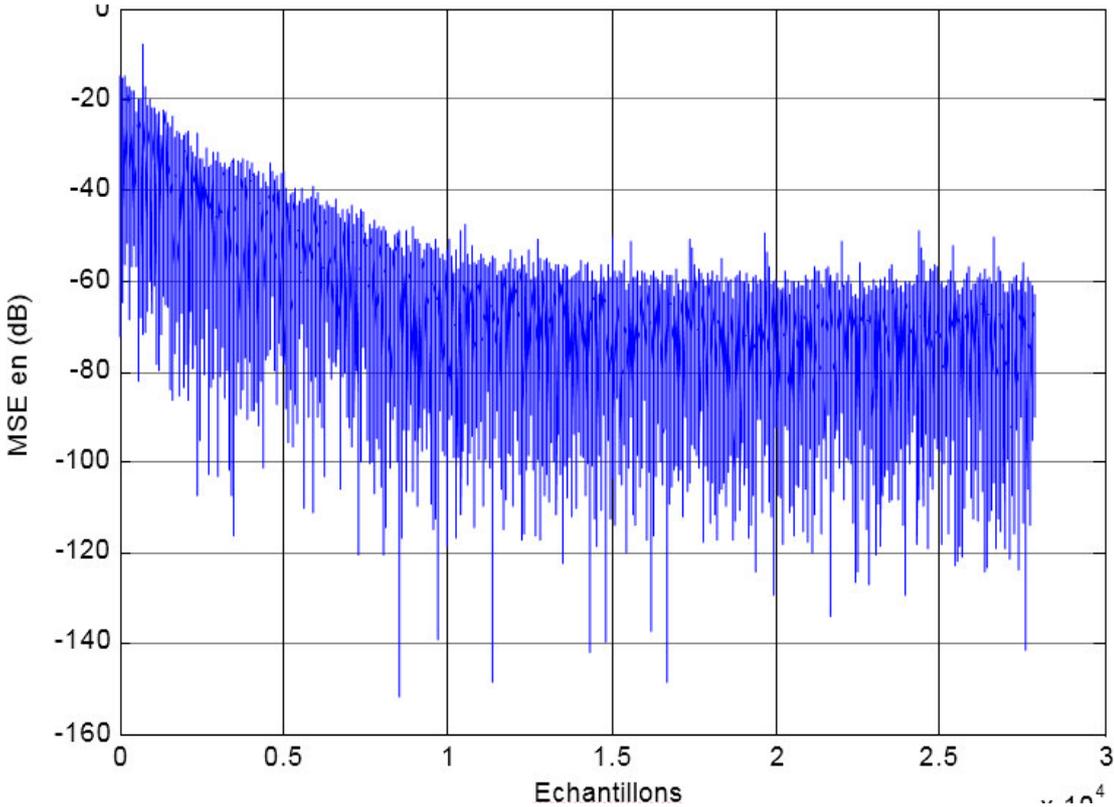


Figure 45 : Représentation de l'erreur quadratique moyenne (MSE) exprimée en dB obtenu dans le cas d'un bruit blanc

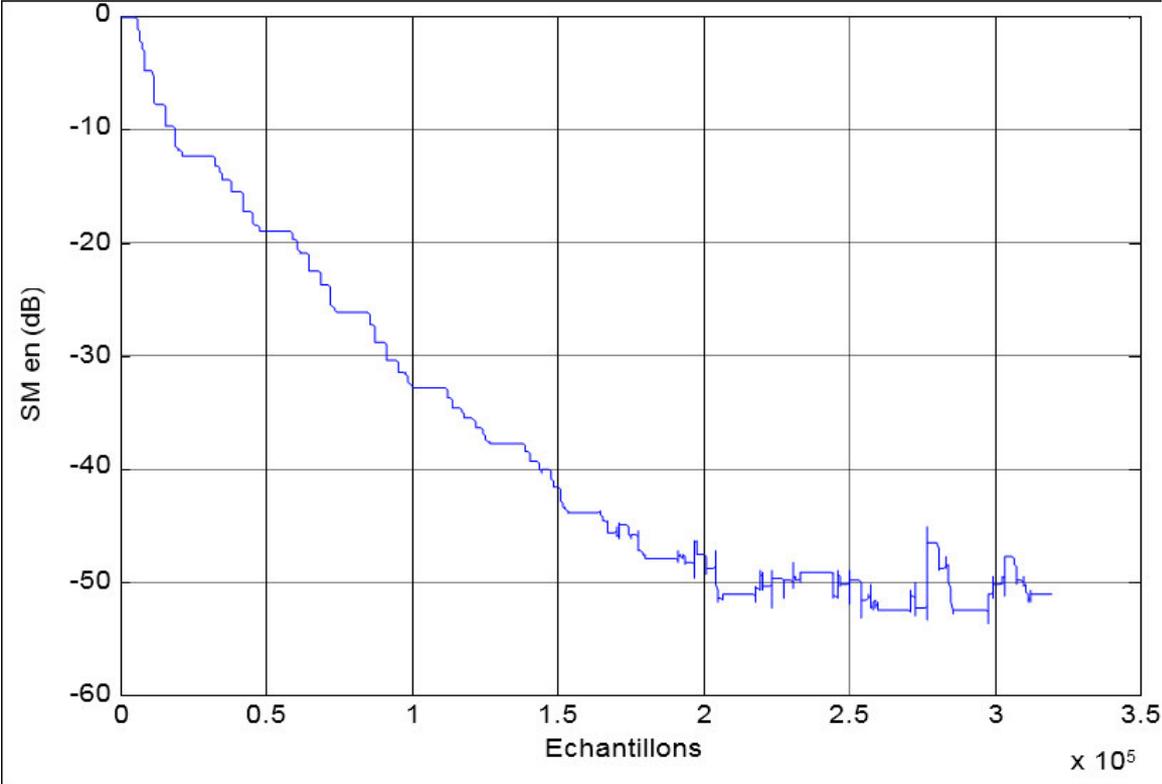


Figure 46 : Représentation du critère de désajustement (SM) exprimée en dB obtenu dans le cas d'un bruit blanc

RESULTATS DES SIMULATION

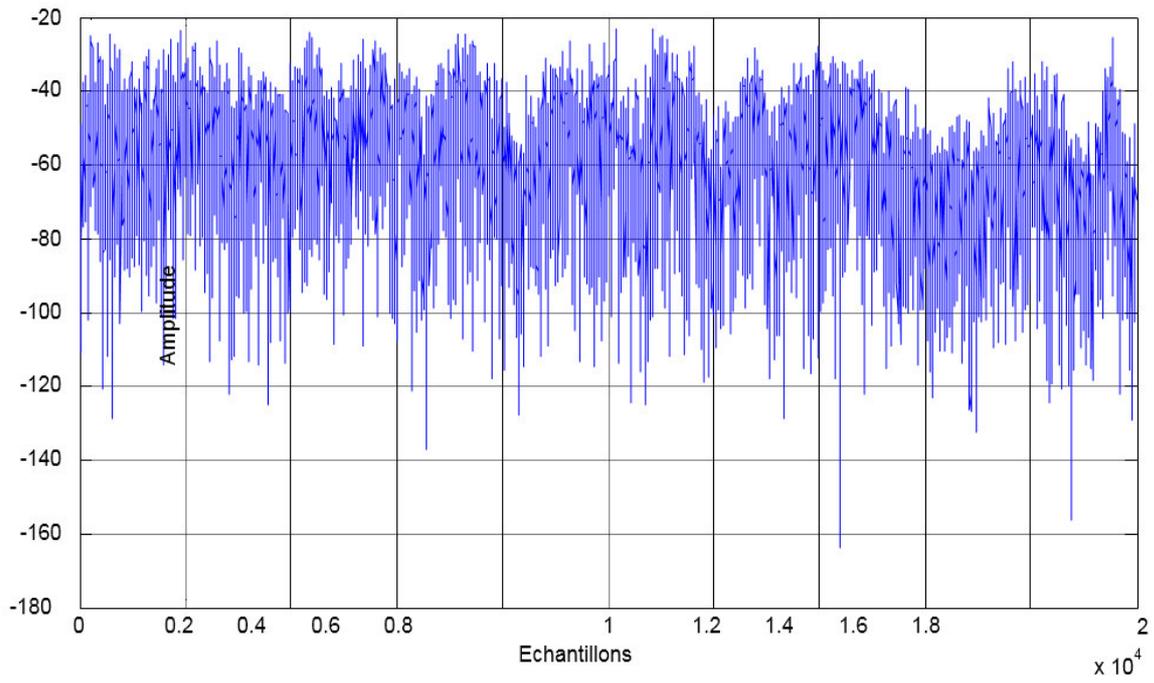


Figure 47 : Représentation de la fonction de décorrélation employée dans le SAD

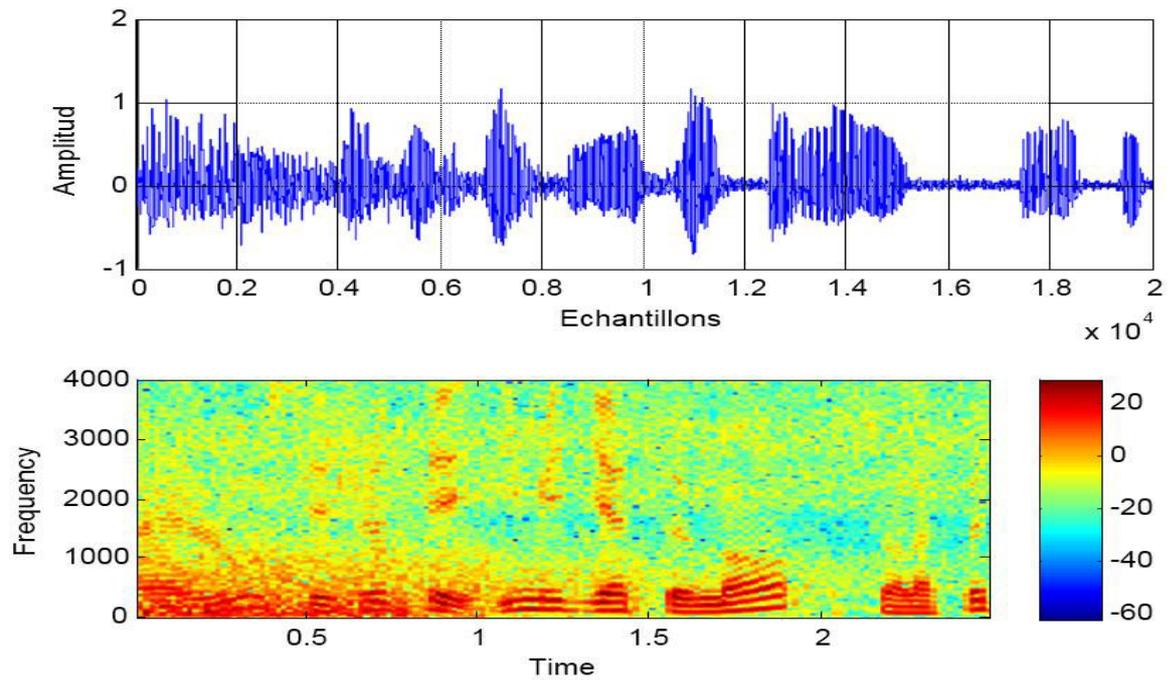


Figure 48 : Signal rehaussé e1 (signal de sortie) et son spectre respectivement dans le cas d'un bruit blanc

RESULTATS DES SIMULATION

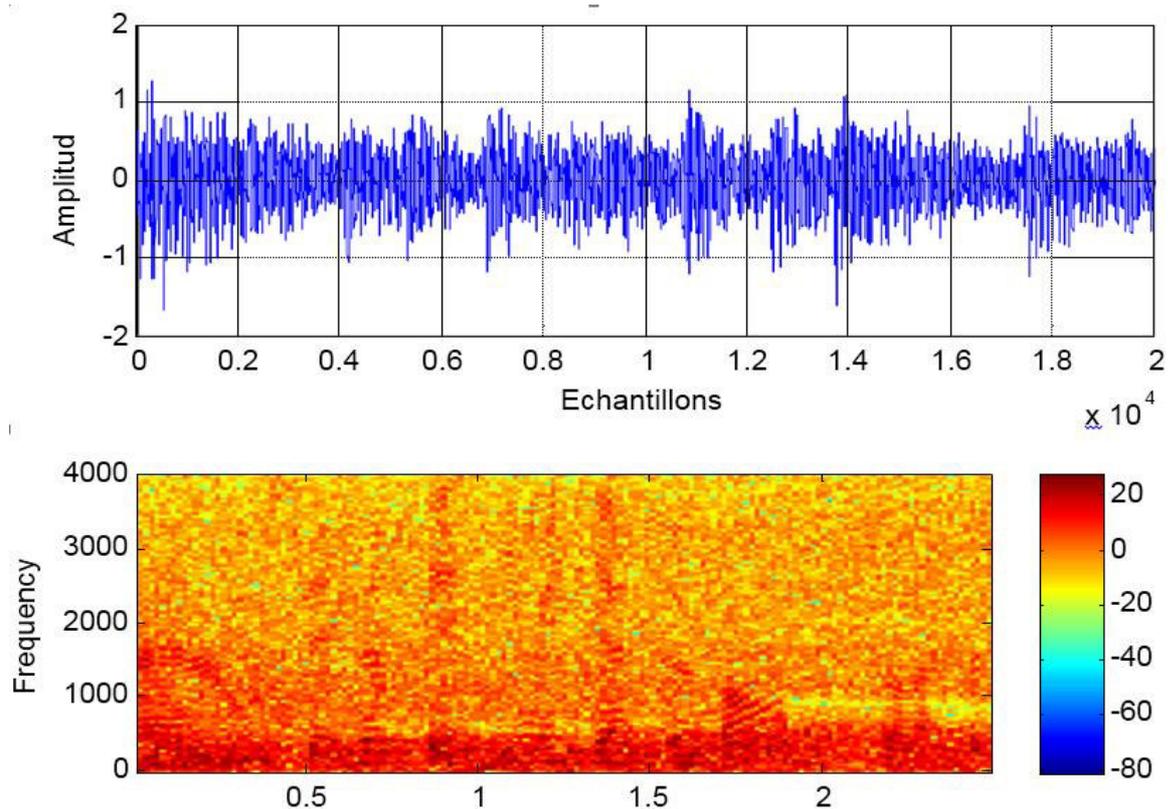


Figure 49 : Signal rehaussé e1 (signal de sortie) et son spectre respectivement dans le cas d'un bruit blanc

A partir de ces résultats (de Figure 45 à la Figure 49), nous avons remarqué un bon comportement de cet algorithme SAD dans l'annulation du bruit acoustique de type blanc. Dans la prochaine étape, nous allons appliquer cet algorithme dans la réduction des bruits mesurés dans des habitacles d'avions.

IV.9. Simulation de l'algorithme de décorrélation symétrique avec différents types de bruit d'avions

Le but principal de ce projet est de tester l'algorithme de décorrélation symétrique (SAD) dans un environnement réel et très proche de la réalité et qui a un lien direct avec le domaine de l'aéronautique. Ce sont les bruits mesurés dans des habitacles d'avions que nous allons tester et évaluer la procédure de leurs suppressions avec le SAD.

IV.9.1. Simulation faite avec du bruit d'avion de type A320

Dans cette simulation, nous avons utilisé les paramètres de simulations suivants : Signal de parole source : celui de la figure (28,29).

Source de bruit : un bruit d'avion de type A320, celui de la figure (32,33).

RESULTATS DES SIMULATION

La taille des filtres (L) = 128. Paramètres $\mu_{12} = \mu_{21} = 0.7$.

Les résultats de simulations en termes de (MSE), du system Mismatch (SM) et du critère de décorrélation (Dec) sont donnés par les figures suivantes

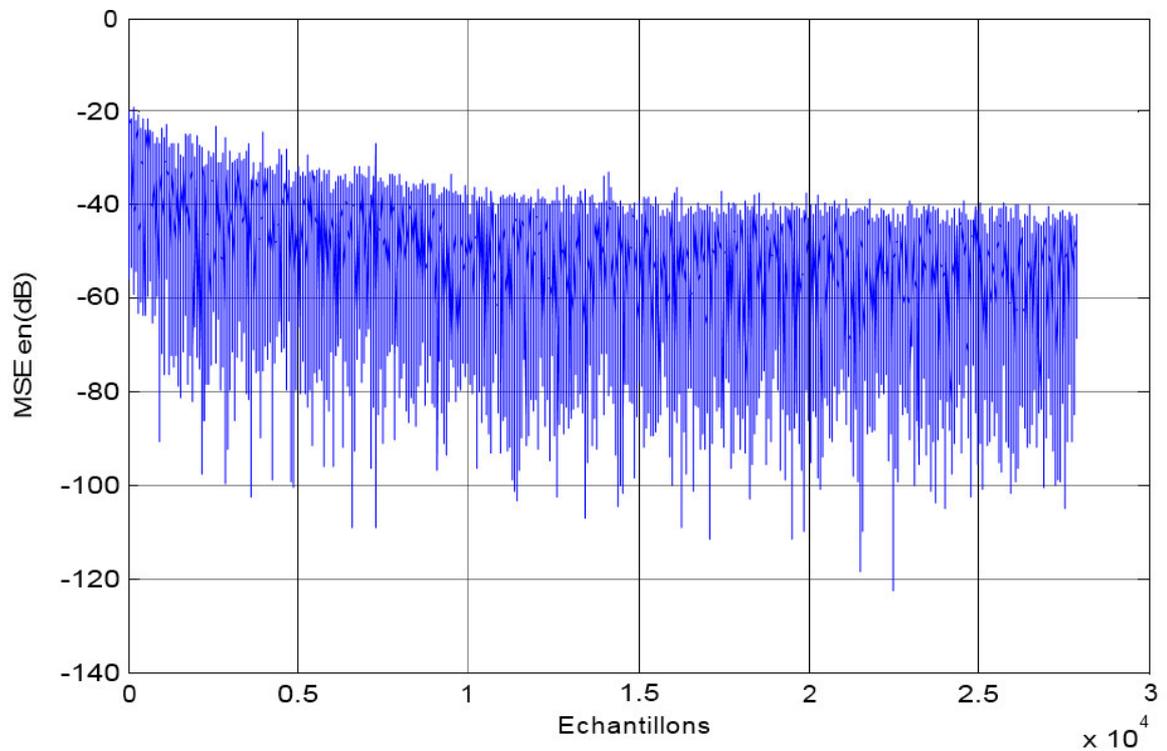


Figure 50 : Représentation de l'erreur quadratique moyenne (MSE) exprimée en dB obtenu dans le cas d'un bruit d'avion de type A320.

RESULTATS DES SIMULATION

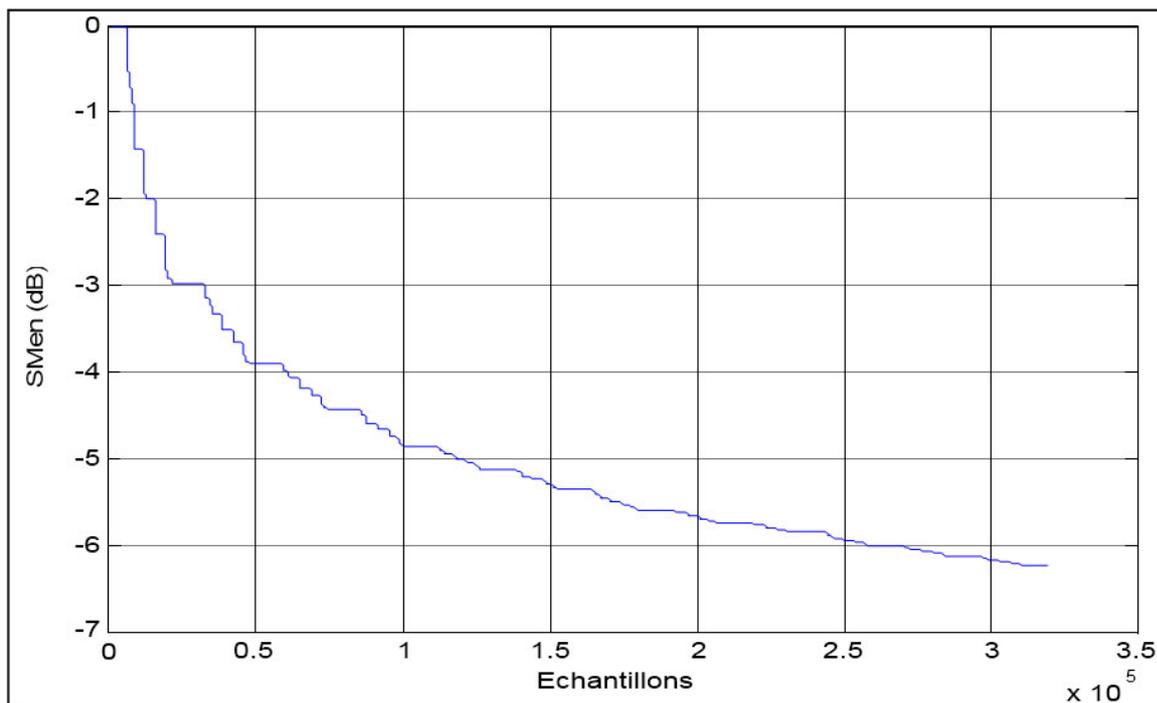


Figure 51 : Représentation du critère de désajustement (SM) exprimée en dB obtenu dans le cas d'un bruit d'avion de type A320

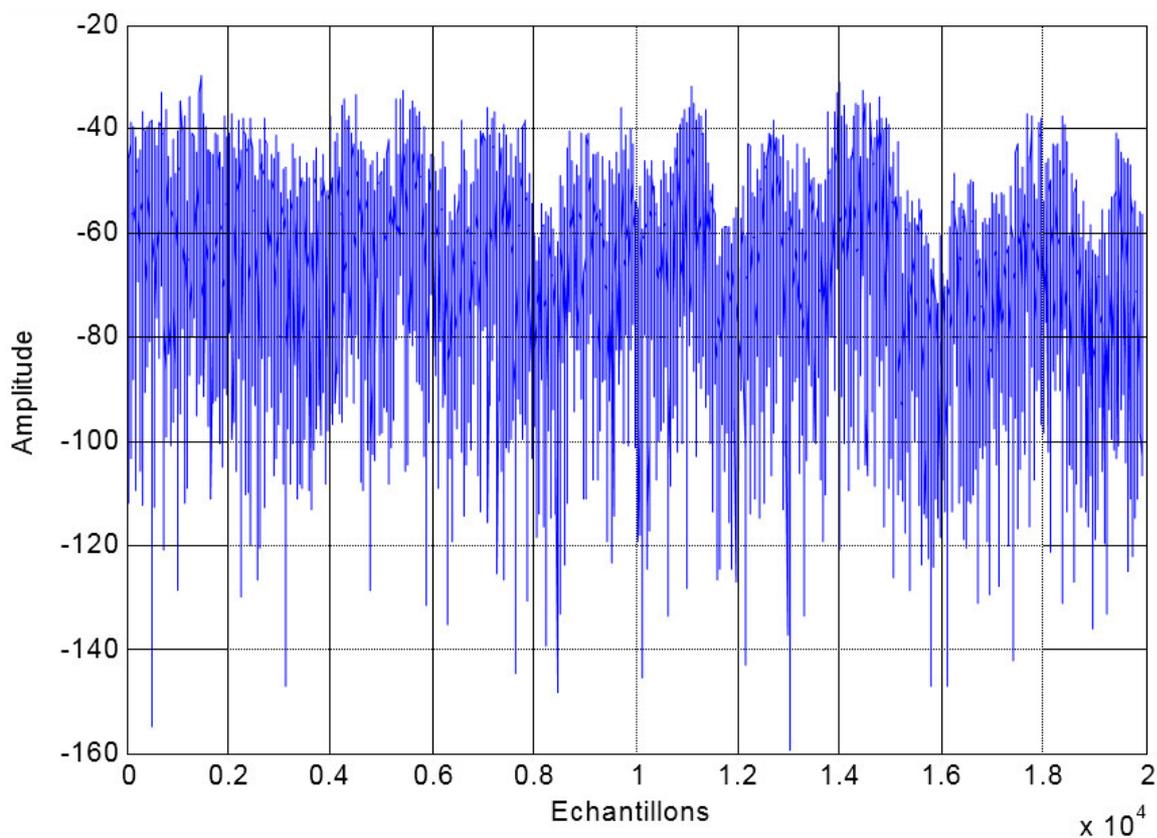


Figure 52 : Représentation de la fonction de décorrélation employée dans la SAD

IV.9.2. Simulation faite avec du bruit d'avion de type B747

Dans cette simulation, nous allons utiliser les paramètres de simulations suivants : Signal

RESULTATS DES SIMULATION

de parole source : celui de la figure (28,29).

Source de bruit : un bruit d'avion de type B747, celui de la figure (34,35). La taille des filtres (L) = 128.

Paramètres $\mu_{12} = \mu_{21} = 0.65$.

Les résultats de simulations en termes de l'erreur quadratique moyenne (MSE), du system Mismatch (SM) et du critère de décorrélation (Dec) sont donnés par les figures suivantes :

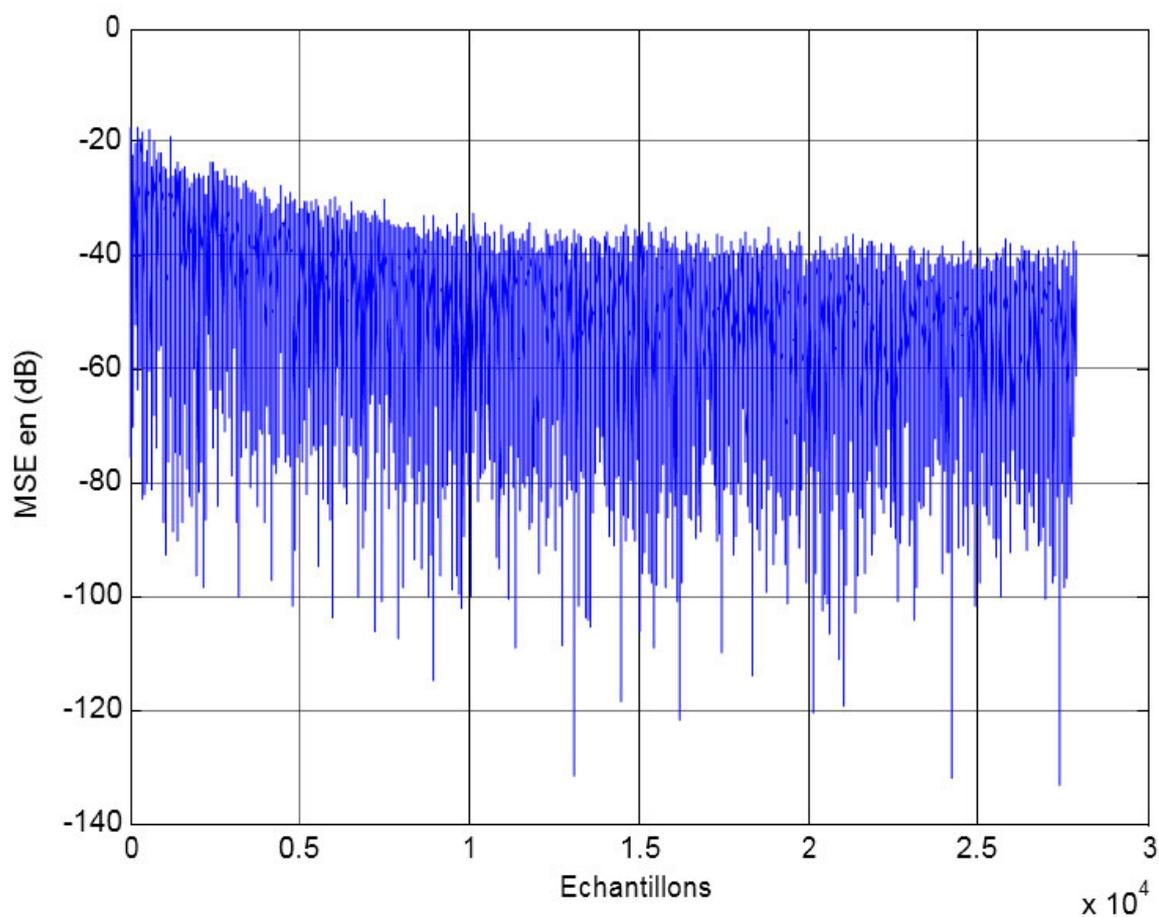


Figure 53 : Représentation de l'erreur quadratique moyenne (MSE) exprimée en dB obtenu dans le cas d'un bruit d'avion de type B747

RESULTATS DES SIMULATION

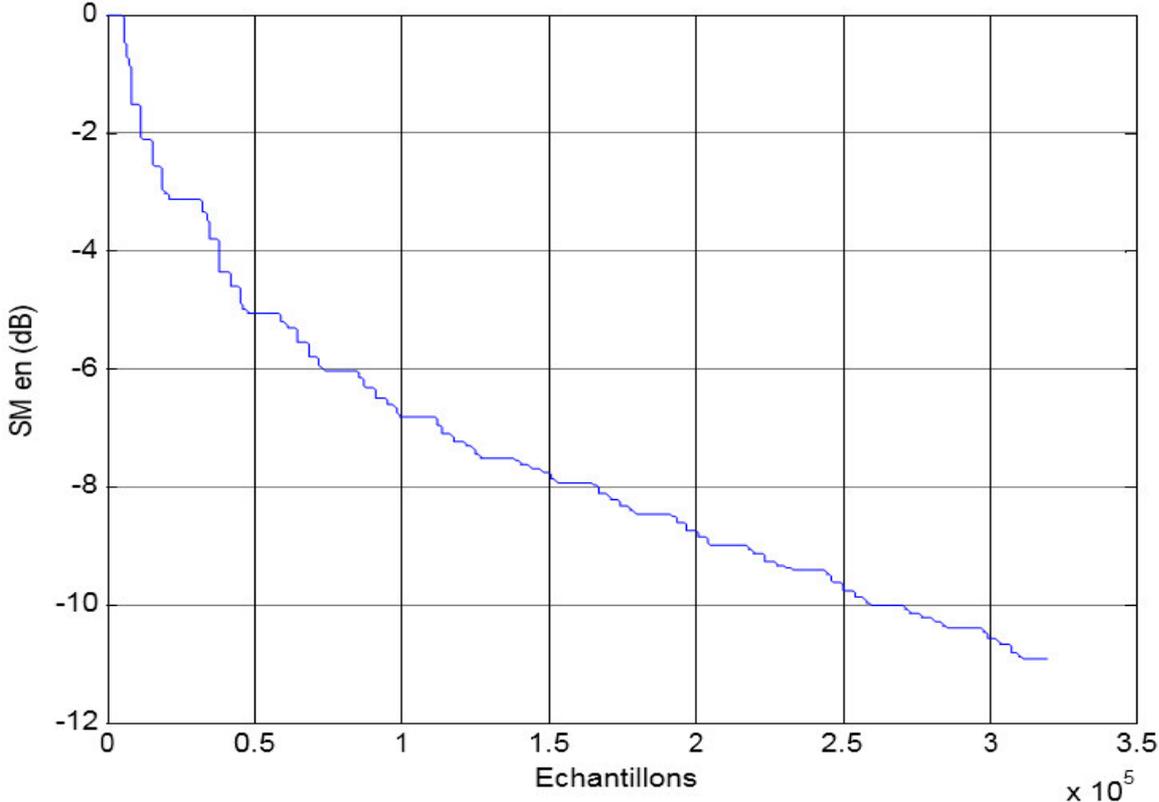


Figure 54 : Représentation du critère de désajustement (SM) exprimée en dB obtenu dans le cas d'un bruit d'avion de type B747

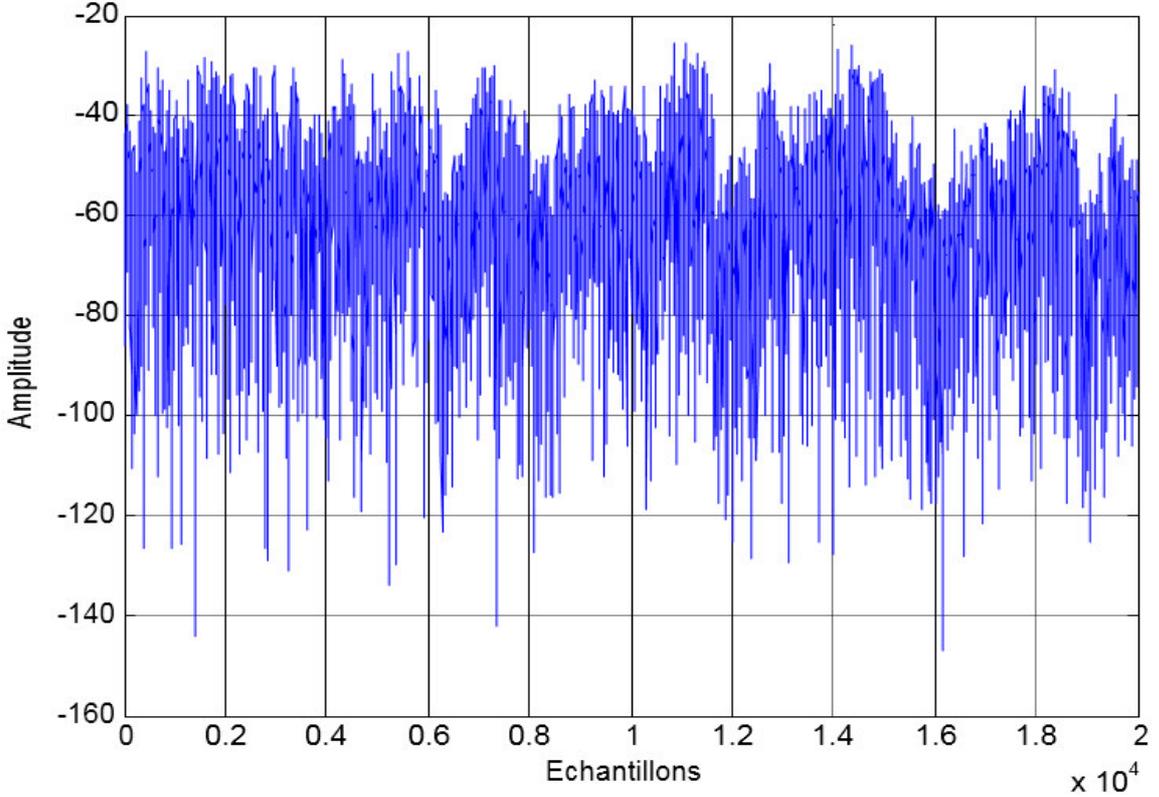


Figure 55 : Représentation de la fonction de décorrélation employée dans la SAD

RESULTATS DES SIMULATION

IV.9.3. Simulation faite avec du bruit d'avion de type Cessna 172

Dans cette simulation, nous allons utiliser les paramètres de simulations suivants : Signal de parole source : celui de la figure (28,29).

Source de bruit : un bruit d'avion de type Cessna 172, celui de la figure (36,37). La taille des filtres (L) = 128 ;

Paramètres $\mu_{12} = \mu_{21} = 0.8$;

Les résultats de simulations en termes de l'erreur quadratique moyenne (MSE), du system Mismatch (SM) et du critère de décorrélation (Dec) sont donnés par les figures suivantes :

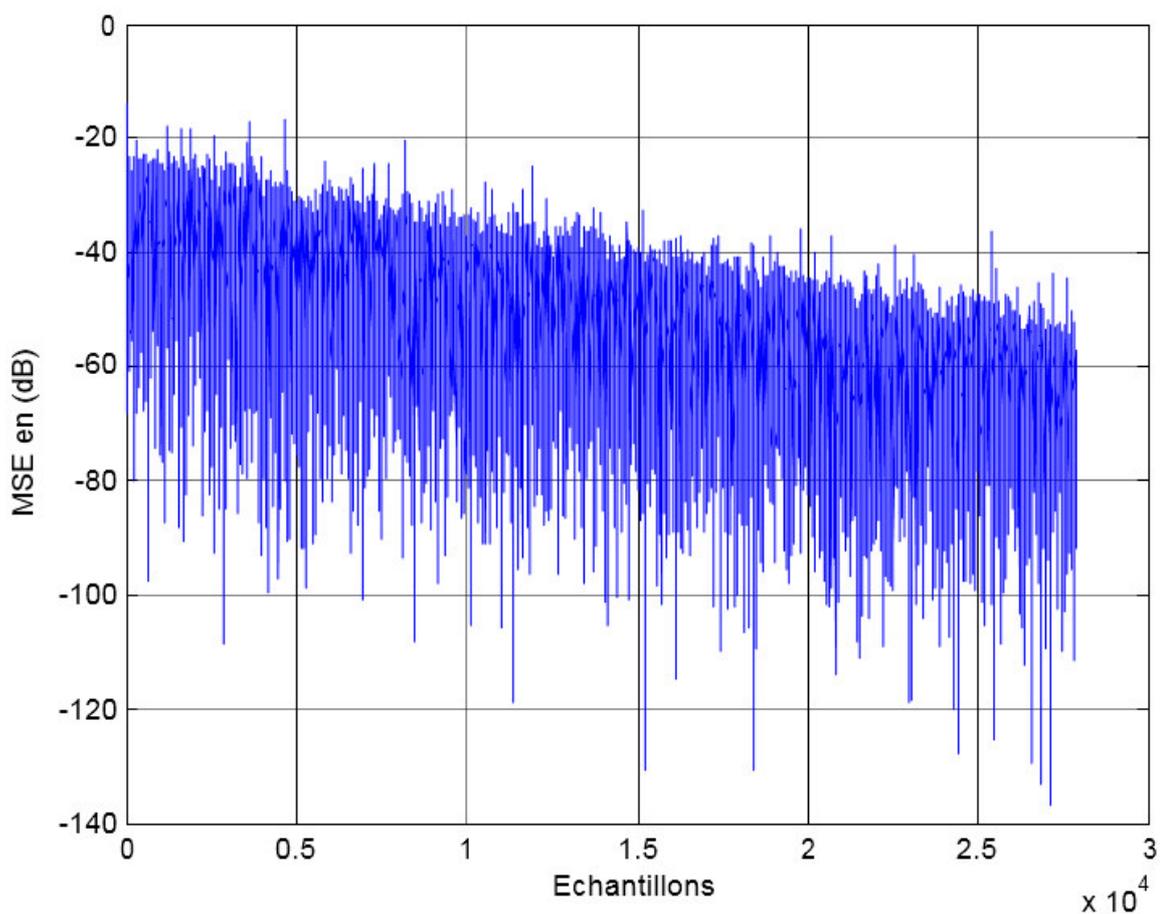


Figure 56 : Représentation de l'erreur quadratique moyenne (MSE) exprimée en dB obtenu dans le cas d'un bruit d'avion de type Cessna 172

RESULTATS DES SIMULATION

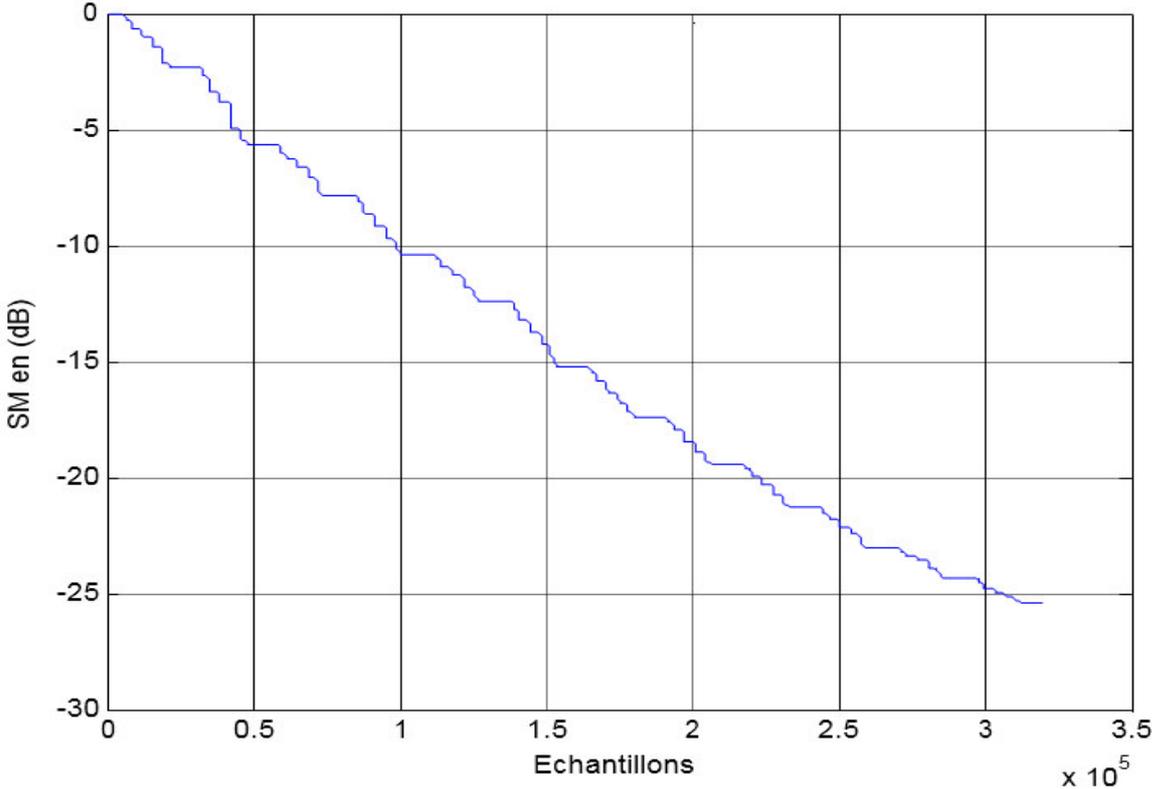


Figure 57 : Représentation du critère de désajustement (SM) exprimée en dB obtenu dans le cas d'un bruit d'avion de type Cessna 172

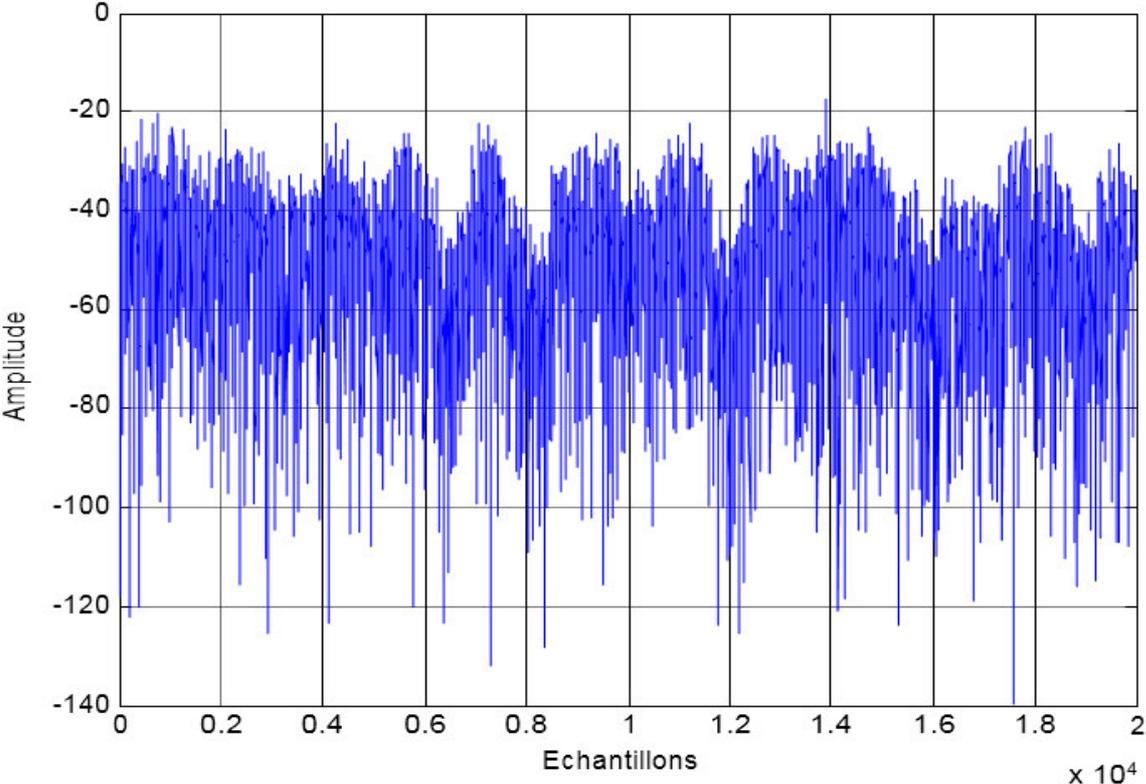


Figure 58 : Représentation de la fonction de décorrélation employée dans la SAD

RESULTATS DES SIMULATION

IV.9.4. Simulation faite avec du bruit d'avion de type F16

Dans cette simulation, nous allons utiliser les paramètres de simulations suivants : Signal de parole source : celui de la figure (28,29).

Source de bruit : un bruit d'avion de type F16, celui de la figure (38,39). La taille des filtres (L) = 128.

Paramètres $\mu_{12} = \mu_{21} = 0.95$.

Les résultats de simulations en termes de l'erreur quadratique moyenne (MSE), du system Mismatch (SM) et du critère de décorrélation (Dec) sont donnés par les figures suivantes :

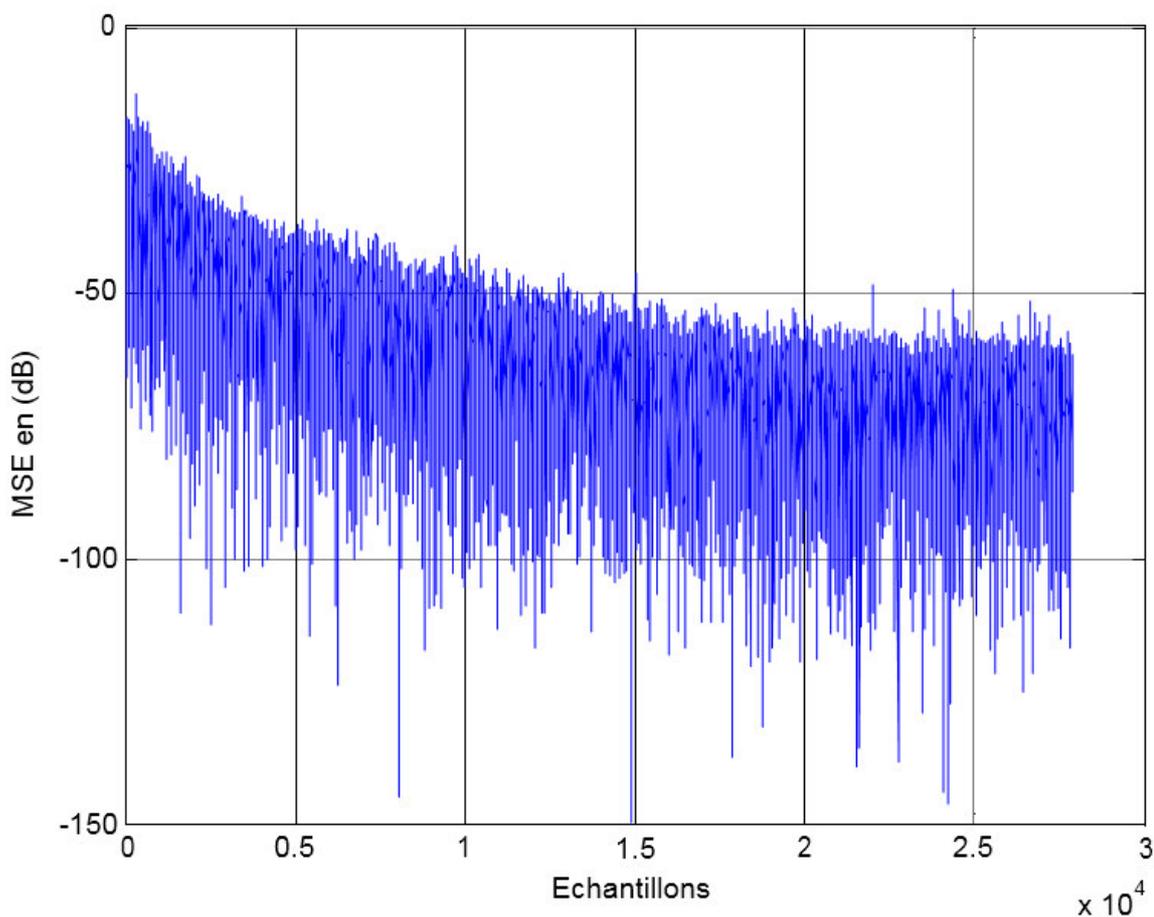


Figure 59 : Représentation de l'erreur quadratique moyenne (MSE) exprimée en dB obtenu dans le cas d'un bruit d'avion de type F16

RESULTATS DES SIMULATION

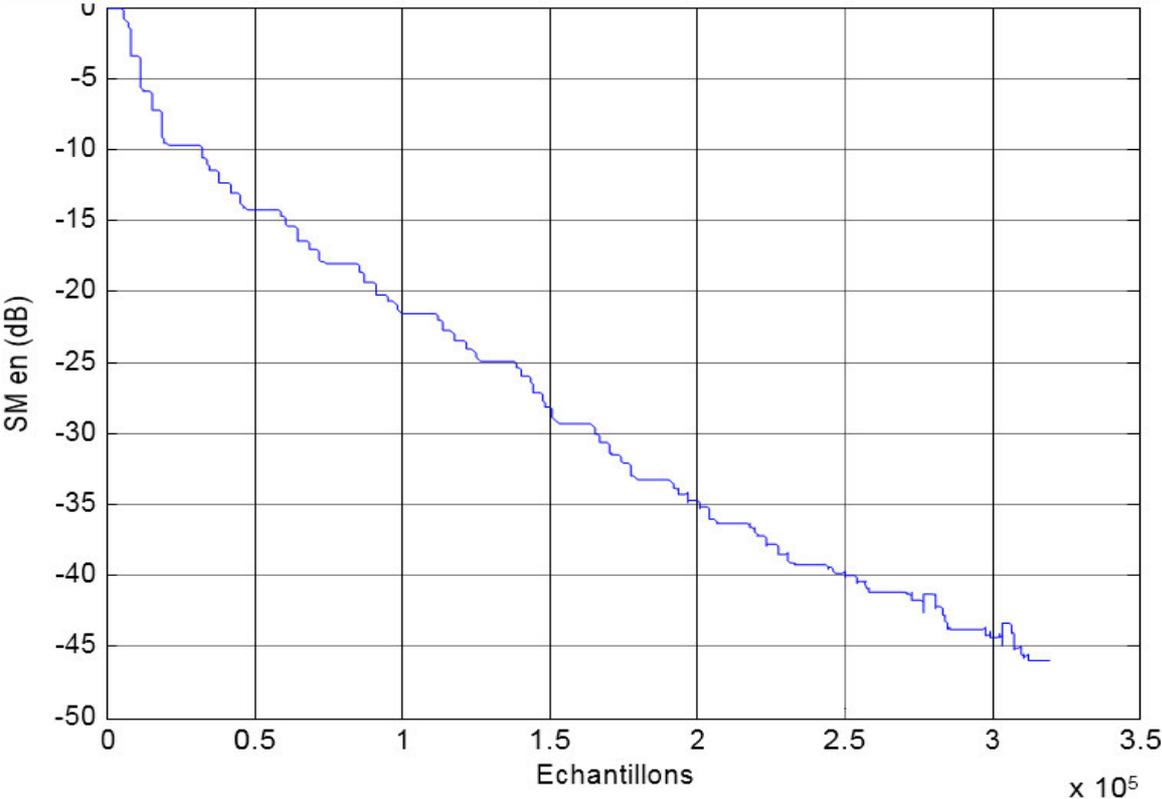


Figure 60 : Représentation du critère de désajustement (SM) exprimée en dB obtenu dans le cas d'un bruit d'avion de type F16

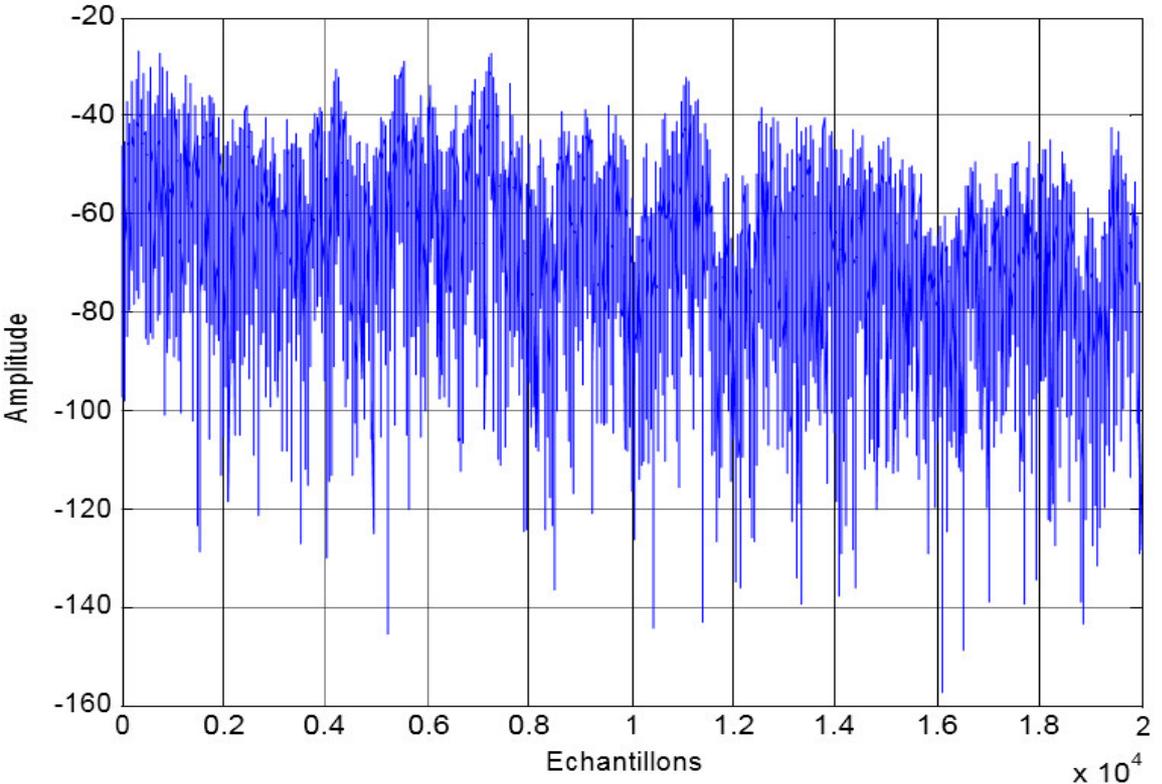


Figure 61 : Représentation de la fonction de décorrélation employée dans la SAD

RESULTATS DES SIMULATION

IV.9.5. Simulation faite avec du bruit d'avion de type Hercules C130

Dans cette simulation, nous allons utiliser les paramètres de simulations suivants : Signal de parole source : celui de la figure (28,29).

Source de bruit : un bruit d'avion de type Hercules C130, celui de la figure (40,41). La taille des filtres (L) = 128.

Paramètres $\mu_{12} = \mu_{21} = 0.85$.

Les résultats de simulations en termes de l'erreur quadratique moyenne (MSE), du system Mismatch (SM) et du critère de décorrélation (Dec) sont donnés par les figures suivantes

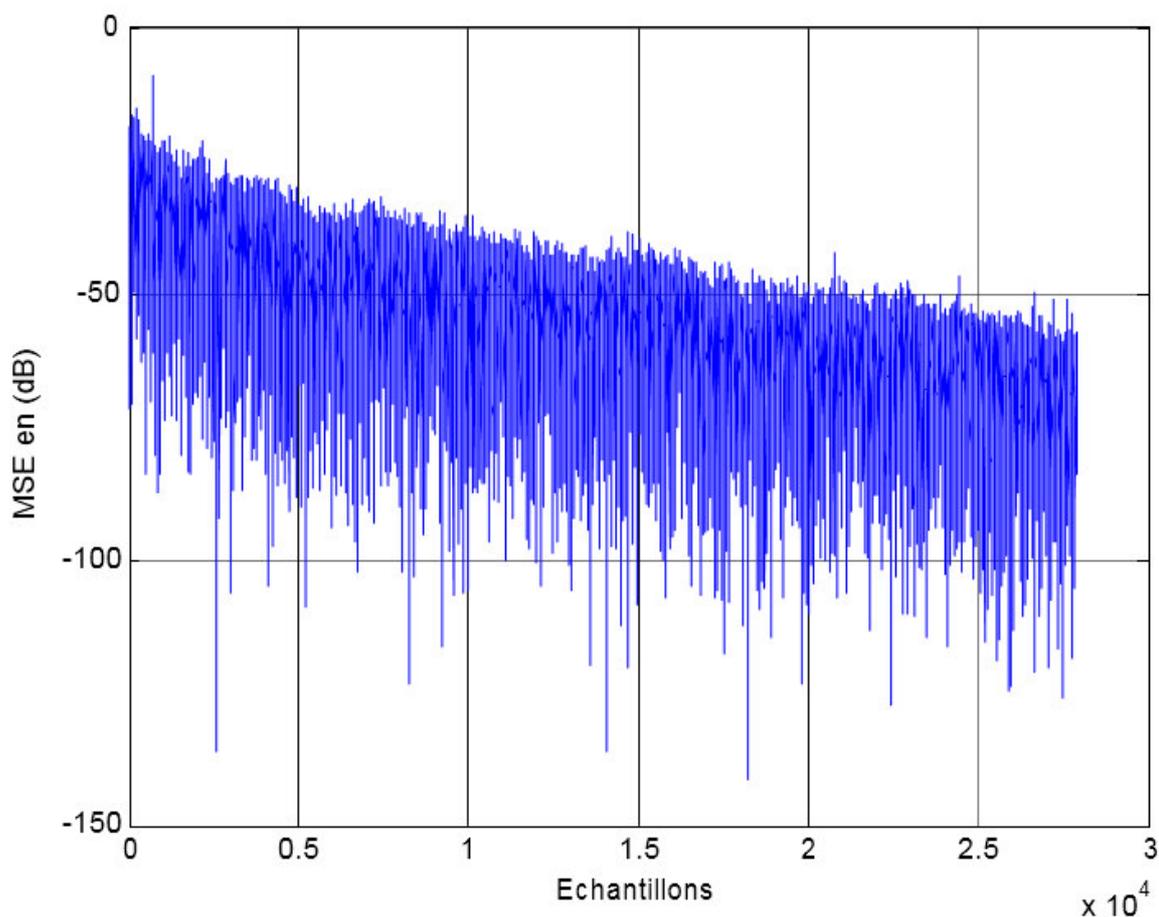


Figure 62 : Représentation de l'erreur quadratique moyenne (MSE) exprimée en dB obtenu dans le cas d'un bruit d'avion de type Hercules C130

RESULTATS DES SIMULATION

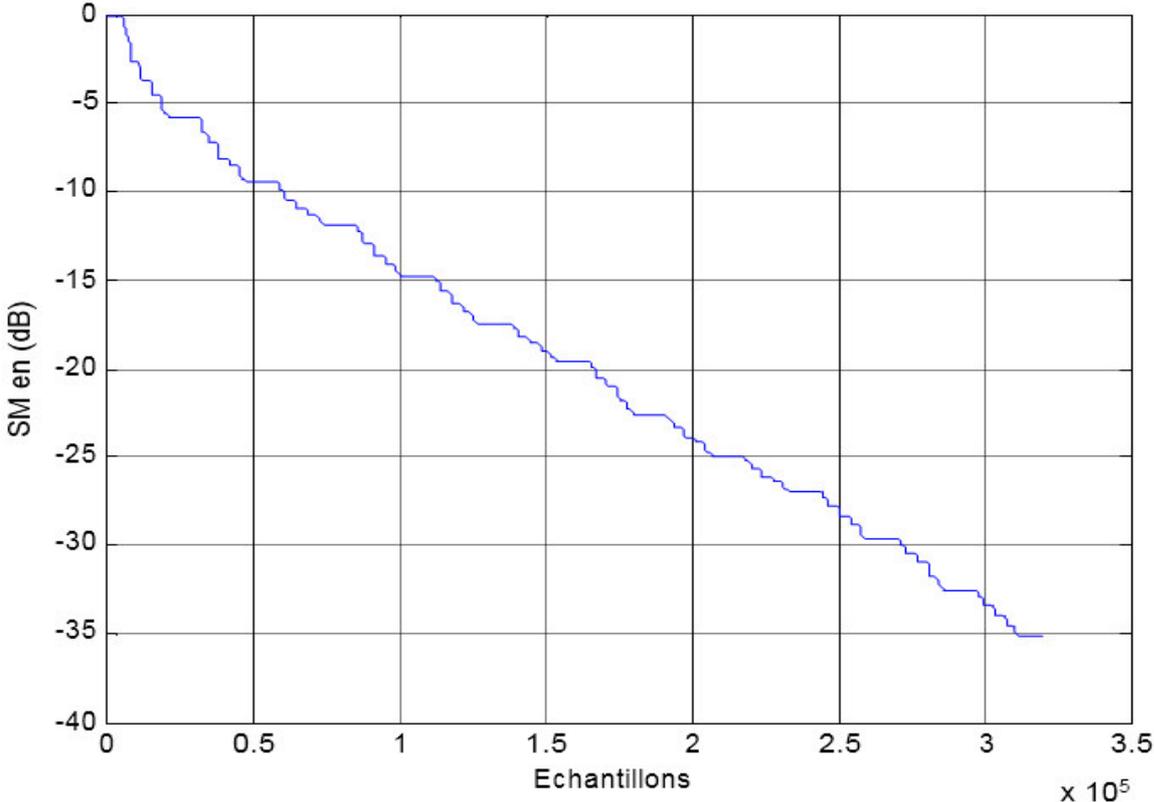


Figure 63 : Représentation du critère de désajustement (SM) exprimée en dB obtenu dans le cas d'un bruit d'avion de type Hercules C130

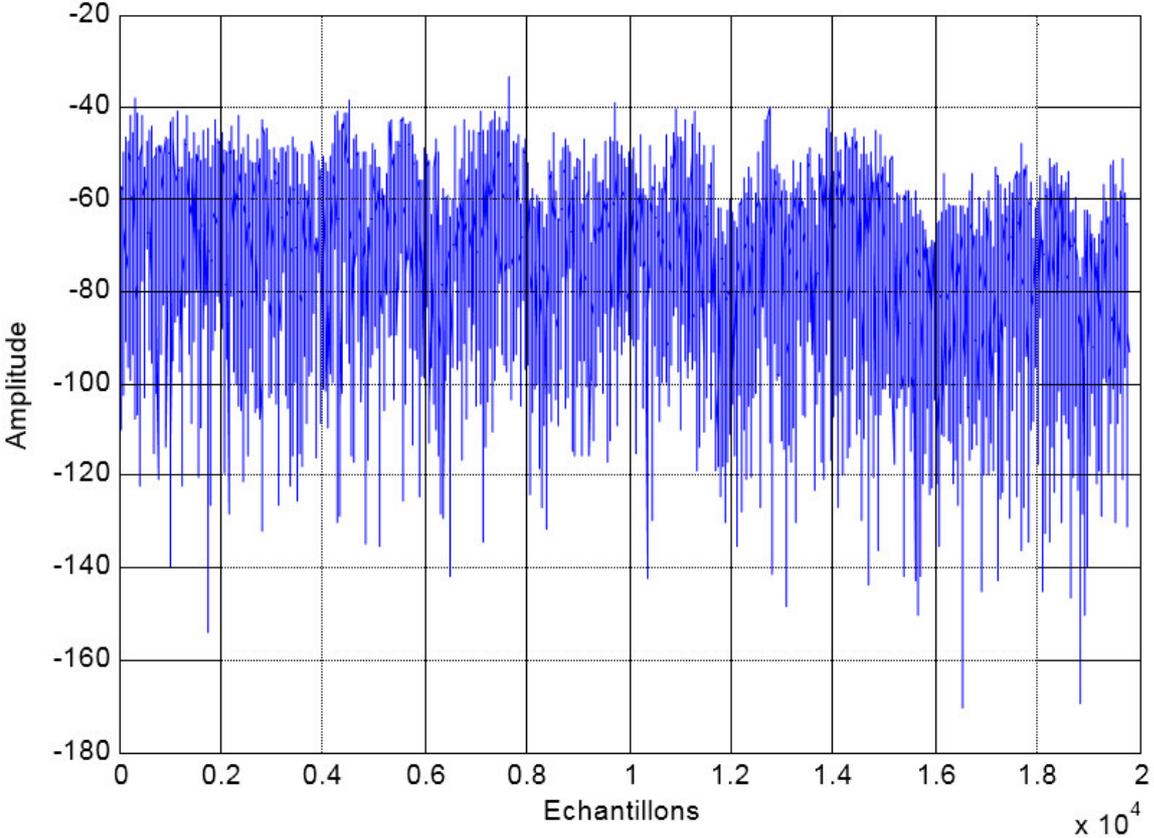


Figure 64 : Représentation de la fonction de décorrélation employée dans la SAD

RESULTATS DES SIMULATION

A partir de ces différents résultats obtenus avec l'algorithme de corrélation symétrique, nous avons remarqué une bonne performance en termes de vitesse de convergence exprimée en fonction des critères de désajustement et de l'erreur quadratique moyenne et celle de corrélation. Les résultats du critère de corrélation ont prouvé l'efficacité de ce critère dans le contrôle du filtre adaptatif w21 afin de fournir la même quantité de bruit estimé sur la voie primaire.

IV.10. Evaluation du rapport-signal-bruit segmentale (RSBseg) de l'algorithme de corrélation symétrique (SAD) avec différents types de bruit d'avions

Afin de bien évaluer les performances de réduction de bruit de l'algorithme de corrélation symétrique (SAD), nous avons fait plusieurs simulations avec différents types de bruits d'avions - savoir le bruit des avions suivants : Hercule C-130, F16, Cessena 172, A320 et celui du B747. Cette simulation est réalisée avec les paramètres suivants:

- Δ Trois tailles du filtre adaptatif (10, 64 et 128).
- Δ 5 niveaux du RSB d'entrée (512 dB, 56dB, 0dB, 6dB et 12 dB).
- Δ Trois pas d'adaptation (0.1, 0.5 et 0.9).

Les résultats obtenus sont résumés dans les tableaux suivants

La taille Du filtre	Le pas μ	RSB d'entrée (dB)				
		-12	-6	0	6	12
L=10	0.1	43.9519	45.1011	46.0441	54.5365	61.6817
	0.5	39.0399	39.2119	39.3564	39.4841	43.1671
	0.9	34.8248	34.9291	35.0264	35.1249	42.5792
L=64	0.1	23.4372	29.1745	34.4078	38.6793	41.6530
	0.5	31.9442	33.3457	34.2770	34.8379	35.1538
	0.9	29.5783	30.2978	30.8007	31.1174	31.3128
L=128	0.1	6.4933	12.4928	18.4892	24.4721	30.4003
	0.5	20.1186	25.7358	30.7749	34.9033	37.9844
	0.9	24.9581	28.1535	30.9698	33.3876	35.3414

Il est à noter que les résultats obtenus sont résumés dans les tableaux suivants

RESULTATS DES SIMULATION

La taille du filtre	Le pas μ	RSB d'entrée (dB)				
		-12	-6	0	6	12
L=10	0.1	47.6552	48.3948	49.7524	50.3273	50.5998
	0.5	44.3764	44.5177	44.6362	44.7393	44.8290
	0.9	40.8212	40.9216	41.0129	41.0958	41.1766
L=64	0.1	21.8587	27.7718	33.4841	38.6765	42.8533
	0.5	34.6306	36.7166	38.2269	39.2439	39.8280
	0.9	34.4286	35.2990	35.9220	36.3197	36.5812
L=128	0.1	3.1548	8.1538	15.1500	21.1356	26.0802
	0.5	23.5700	28.4208	32.4971	35.7642	38.2496
	0.9	29.3552	31.4616	33.1825	34.5681	35.6690

Table 5: Les valeurs moyennes du RSB de sortie calculée avec l'algorithme SAD en utilisant le bruit d'avion f16

La taille du filtre	Le pas μ	RSB d'entrée (dB)				
		-12	-6	0	6	12
L=10	0.1	51.3347	51.6576	52.2788	52.5171	52.7308
	0.5	45.9743	46.1128	46.2575	46.3932	46.3740
	0.9	42.7571	42.8745	43.0258	43.2291	43.4607
L=64	0.1	26.7806	31.1088	33.3416	36.4488	37.5939
	0.5	30.4916	31.2518	31.8385	32.3120	32.6891
	0.9	27.8601	28.6576	29.2620	29.9279	30.3135
L=128	0.1	14.3504	20.3122	27.1768	31.7552	36.6520
	0.5	22.0655	26.3076	32.1083	33.3315	35.7708
	0.9	14.0445	19.3711	24.1966	28.5460	32.1399

Table 6: Les valeurs moyennes du RSB de sortie calculée avec l'algorithme SAD en utilisant le bruit d'avion Cessna 172

RESULTATS DES SIMULATION

La taille du filtre	Le pas μ	RSB d'entrée (dB)				
		-12	-6	0	6	12
L=10	0.1	30.0689	42.4615	46.1078	37.8464	49.6569
	0.5	36.1202	43.7705	42.0373	38.5526	47.4961
	0.9	37.7215	33.9446	41.0335	37.7104	42.6561
L=64	0.1	09.8638	15.8605	21.8423	28.7628	33.4628
	0.5	12.7760	18.6931	24.4258	29.6410	33.7702
	0.9	11.2135	18.0677	22.6437	27.5254	31.1503
L=128	0.1	08.7520	14.7504	21.7420	27.7049	32.5558
	0.5	16.2422	23.0777	27.5531	32.2514	35.8181
	0.9	19.1829	25.2718	28.4037	31.5100	33.7661

Table 7: Les valeurs moyennes du RSB de sortie calculée avec l'algorithme SAD en utilisant le bruit d'avion A320

La taille du filtre	Le pas μ	RSB d'entrée (dB)				
		-12	-6	0	6	12
L=10	0.1	38.3638	40.6642	42.3320	43.3623	43.8752
	0.5	37.4942	37.7722	37.9647	38.0837	38.2953
	0.9	34.0474	34.1402	34.2167	34.2944	34.4152
L=64	0.1	07.4980	13.4941	18.4772	25.4095	31.1651
	0.5	17.3708	22.9116	26.7641	31.6185	34.3944
	0.9	22.0775	25.6010	28.4961	31.6266	32.1828
L=128	0.1	03.7350	09.7333	15.7288	21.7163	26.6768
	0.5	09.3191	15.3087	21.2718	28.1383	32.6875
	0.9	13.5926	20.5204	25.2099	30.2814	35.3419

Table 8: Les valeurs moyennes du RSB de sortie calculée avec l'algorithme SAD en utilisant le bruit d'avion

A partir des résultats de simulations des Tableaux (4) à (8), nous pouvons clairement voir le bon comportement de l'algorithme SAD dans la suppression du bruit acoustique dans différents cockpits d'avions. Aussi, nous avons remarqué que les valeurs du RSB segmental

RESULTATS DES SIMULATION

obtenues avec l'algorithme SAD sont inversement proportionnelles à la taille du filtre adaptatif, mais en contrepartie, directement proportionnelles aux valeurs du pas μ . En conclusion, ce travail nous a permis de confirmer le bon comportement et la bonne utilisation de l'algorithme SAD dans l'annulation du bruit acoustiques à bord des avions de différents types, militaires et civils.

IV.11. Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons présenté les résultats de simulation de l'algorithme SAD dans les applications de téléphonie à bord des avions de différents types. L'évaluation de la performance de suppression du bruit acoustique dans différents types d'avions a permis de mettre en exergue les bonnes capacités de cet algorithme dans la suppression du bruit acoustiques qui représente une gêne permanente aux différents types de communication vers et en provenance de cockpits de différents avions.

CONCLUSION GENERALE

CONCLUSION GENERALE

Le vrombissement d'un moteur d'avion et le grondement au décollage font partie du quotidien des commandants de bord, Cela n'empêche pas que le bruit contribue fortement à la perturbation de la communication

Dans notre travail, nous avons exposé les différentes manières permettant la réduction du bruit acoustique et le rehaussement du signal de parole lors d'une communication dans un cockpit d'avion.

Nous avons testé l'algorithme de décorrélation symétrique adaptatif (SAD) dédié à ce type d'applications dans des conditions de communications très bruitées en utilisant plusieurs types d'avions.

La simulation réduit fortement les coûts de tests et rend possible l'analyse d'avantage de configurations innovantes : changements de designs, de matériaux, d'emplacement des moteurs sur l'avion...

Ce travail permettra de servir comme support pour des éventuelles futures recherches dans le domaine de réduction de bruit et du rehaussement du signal de parole dans les systèmes de télécommunications utilisé dans les cockpits des avions.

Une possible implémentation du programme généré par notre travail dans un circuit électronique ayant pour capacité de traiter le signal correctement pour une transmission parfaite des informations.

Bibliographie

Bibliographie

- [1] M.BELLENGER. « TRAITEMENT NUMERIQUE DU SIGNAL ». EDITION 8, DUNOD,1987.
- [2] MEMENTO TECHNIQUE DU BATIMENT « CONFORT ACOUSTIQUE » DATE DE PUBLICATION : JUILLET 2003.
- [3] NICOLAS REMY ECOLE NATIONALE SUPERIEURE ARCHITECTURE GRENOBLE «ENVIRONNEMENT SONORE L5C CARACTERISTIQUES PHYSIQUES DES SONS ET DES BRUITS – NOTIONS DE BASES » DATE DE PUBLICATION 2012.
- [4] JEAN-JACQUES BARBARA TECHNIQUE DE L'INGENIEUR « BRUIT : SYNTHESE DES DONNEES REGLEMENTAIRES » DATE DE PUBLICATION : 10/04/2002
- [5] OLEKSANDR ZAPOROZHETS, VADIM TOKAREV ET KEITH ATTENBOROUGH «AIRCRAFT NOISE ASSESSMENT, PREDICTION AND CONTROL » DATE DE PUBLICATION: 2011.
- [6] SERGE LEWY TECHNIQUES DE L'INGENIEUR « L'AEROACOUSTIQUE EN AERONAUTIQUE» DATE DE PUBLICATION : 10/04/2007
- [7] BERNARD GARNIER TECHNIQUES DE L'INGENIEUR «CONTROLE ACTIF DES VIBRATIONS» DATE DE PUBLICATION : 10/06/2002.
- [8] GERARD MANGIANTE TECHNIQUES DE L'INGENIEUR « CONTROLE ACTIF DES BRUITS -CONCEPTION DES SYSTEMES ET APPLICATIONS» DATE DE PUBLICATION : 10/04/2008.
- [9] J. THOMAS « ALGORITHMES TEMPORELS RAPIDE A POINT FIXE POUR LA SEPARATION AVEUGLE DE MELANGES CONVOLUTIFS ET/OU SOUS-DETERMINEES » THESE DOCTORAT, L'UNIVERSITE DE TOULOUSE DELIVRE PAR UNIVERSITE DE TOULOUSE III- PAUL SABATIER 1975
- [10] WINDOW B « ADAPTATIVE NOISE CANCELLING : PRINCIPLES AND APPLICATIONS ». PROCEEDING OF THE IEEE, VOL 63(12), PP. 1962-1716, DECEMBRE 1975
- [11] El Mhamdi, F. Regragui et M. Harnafi, «Traitement adaptatif appliqué au signal sismique », Bulletin de l'Institut Scientifique, Rabat, section Sciences de la Terre no.30, 2008

Bibliographie