

*REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE*  
*MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE*  
*SCIENTIFIQUE*  
*UNIVERSITE SAAD DAHLEB BLIDA -1-*  
*INSTITUT D'AERONAUTIQUE ET D'ETUDE SPATIALES*

***ÉTUDE ET SIMULATION AEROACOUSTIQUE DU BRUIT***  
***GÉNÉRÉ PAR UN ÉCOULEMENT AFFLEURANT UN SYSTEME***  
***AILE - TRAIN D'ATERRISSAGE***

Par

BELATRECHE Med Houssam & GHODBANE Rabia

Encadrants : P. Tahar REZOUG et Dr. Abderrahmane BELKALOUCHE

Mémoire présenté et soutenu au Département de Construction Aéronautique  
En vue de l'obtention du diplôme de Master en propulsion devant les Membres du Jury :

S.BOUKRAA	Professeur, U. BLIDA 1	Président
T.REZOUG	Professeur, U. BLIDA 1	Directeur de la thèse
H.KBAB	Docteur, U. BLIDA 1	Membre

Blida, Algérie, Octobre 2020

# RÉSUMÉ

*Le bruit généré par le Trafic Aérien est universellement reconnu comme un problème important en matière de santé publique et du bien-être du citoyen, notamment pour ceux résidant à proximité des aérodomes.*

*Les plaintes relatives à ce type de bruit ont fait que la réglementation à l'encontre des constructeurs industriels et des exploitants, soit de plus en plus contraignante et exigeante.*

*Avec l'arrivée des moteurs à double flux durant les années 70, des progrès en matière de réduction du bruit ont été constatés, du coup le bruit d'origine aérodynamique dominé par celui des trains d'atterrissage et des ailes, devient relativement important et requiert davantage l'intention des ingénieurs dans la conception des avions futurs.*

*Dans ce mémoire notre objectif principal est d'étudier les différentes interactions aérodynamiques et acoustiques d'un écoulement bidimensionnel affleurant un système aile/train d'atterrissage pour différentes distances  $L$  (distance entre le profil d'aile et le centre de la roue train d'atterrissage). Cette étude nous permet de diminuer le bruit et la turbulence d'un système aile/train d'atterrissage et bien comprendre les mécanismes de création du bruit aérodynamique, ainsi que les méthodes analytiques utilisées dans le domaine aéroacoustique.*

# ABSTRACT

*Noise is universally recognized as a significant issue in regard to health and living standards.*

*Noise regulations are becoming increasingly restrictive for both industrial and public environments. Complaints about noise due to the increase of air traffic, especially in proximity to urban centers, have lead to the introduction of several restrictions for aeronautic companies*

*With the turbofan engines arrived in the 70s, a huge progress in terms of engine noise reduction is achieved; however, the aerodynamic noise dominated by the noise of landing gear and wings, acquires more importance, and becomes an obstacle for the design of future aircrafts.*

*In this thesis our main objective is to study the different aerodynamic and acoustic interactions, of a two-dimensional flow around a wing / landing gear system for different distances  $L$  (distance between the wing profile and the center of landing gear). This study allows us to fully understand the mechanisms of aerodynamic noise creation, as well as the analytical methods used in the aeroacoustics field.*

# Remerciements

Merci a :

- Au bon dieu qui nous a dotés de facultés instructives
- Nos parents qui nous ont accompagné durant tout nos parcours estudiantins et qui sans eux nos efforts seraient vains ;
- Nos encadreurs Messieurs le Professeur Taher REZOUG et le Docteur Abderahmen BELKALOUCHE de leur apport enrichissant et fructueux pour la réalisation de ce mémoire.

# Table des matières

RÉSUMÉ.....	i
ABSTRACT .....	ii
Table des matières.....	iv
Liste des figures .....	ix
Chapitre 1: Introduction Générale .....	1
1.1 Contexte.....	1
1.2 Objectifs .....	5
1.3 Structure du memoir .....	6
Chapitre 2: Bruit Aérodynamique.....	7
2.1 Introduction .....	7
2.2 Bruit du train d’atterrissage .....	7
2.2.1 Etat de l’art du train d’atterrissage .....	7
2.2.2 Bibliographie sur le bruit des trains d’atterrissage.....	8
2.3 Bruit des ailes .....	10
2.3.1 Etat de l’art des ailes : .....	10
2.3.2 Bibliographie du bruit des ailes.....	11
2.3.3 Etudes visant à réduire le bruit des surfaces portantes.....	14
2.4 Bruit Aérodynamique d’interaction entre le train d’atterrissage et les ailes .....	14
Chapitre 3: L’Aéroacoustique.....	16
3.1 Notion générale.....	16
3.1.1 L’aeroacoustique, le son et le bruit .....	16
3.1.2 Ondes sonores et turbulence.....	16
3.1.3 Mécanisme de création du bruit aérodynamique : .....	17
3.1.4 Nuisance et Quantification des niveaux sonores.....	18
3.2 Linéarisation des équations .....	19

3.2.1	L'équation des ondes acoustiques.....	19
3.2.2	Solution de l'équation des ondes acoustique.....	21
3.3	L'analogie de Lighthill .....	23
3.3.1	L'équation de lighthill.....	23
3.3.2	Interprétation de l'équation de lighthill.....	24
3.3.3	Les limitations de l'analogie de lighthill.....	25
3.3.4	Solution de l'équation de Lighthill.....	26
3.4	Les extensions de l'analogie de Lighthill .....	27
3.4.1	L'analogie de Ffowcs Wiliams & Hawkings .....	27
<b>Chapitre 4: Résolution numérique .....</b>		<b>30</b>
4.1	L'Approche numérique en aéroacoustique : la CAA .....	30
4.1.1	Direct Noise Computation (DNC).....	31
4.1.2	Méthode Hybride.....	33
4.1.3	Choix de l'approche numérique pour notre cas d'application .....	35
4.2	Prédire le bruit à partir d'une simulation bidimensionnelle .....	36
4.2.1	Validité des simulations bidimensionnel pour prédire le bruit .....	37
4.3	Le code Ansys fluent .....	38
4.4	Configurations étudiées .....	39
4.5	Domaine de calcul et maillage.....	41
4.6	Procédure de résolution .....	44
4.6.1	Lancer ANSYS FLUENT en parallèle.....	44
4.6.2	Modèle de turbulence LES et méthodes de solution.....	45
4.6.3	Condition aux limites .....	46
4.6.4	Pas de temps de calcul.....	47
4.6.5	Stabilisation de l'écoulement .....	47
4.6.6	Calcul aéroacoustique .....	48
<b>Chapitre 5: Résultats et discussion .....</b>		<b>51</b>
5.1	Cas du profile d'aile: .....	51
5.1.1	Résultat aérodynamique :.....	51
5.1.2	Résultat acoustique :.....	53
5.2	Cas de la roue du train d'atterrissage : .....	55

5.2.1	Résultat aérodynamique : .....	55
5.2.2	Résultats acoustique: .....	56
5.3	Cas de la configuration aile/roue .....	57
5.3.1	Résultats aérodynamique.....	57
5.3.2	Résultats acoustique .....	63
Conclusion générale .....		68
Références .....		69

## ***Acronymes***

<b><i>dB</i></b>	<i>Décibel</i>
<b><i>dBA</i></b>	<i>Décibel A</i>
<b><i>EPNDB</i></b>	<i>Bruit perçu efficace en décibels</i>
<b><i>IATA</i></b>	<i>International Air Traffic Association</i>
<b><i>GMF</i></b>	<i>Global market forecast</i>
<b><i>OACI</i></b>	<i>Organisation de l'aviation civil international</i>
<b><i>SPA</i></b>	<i>Société par action</i>
<b><i>CLN</i></b>	<i>Certificat de limitation de nuisance</i>
<b><i>CAEP</i></b>	<i>Comité de la protection de l'environnement en aviation</i>
<b><i>LES</i></b>	<i>Large eddy simulation</i>
<b><i>SPL</i></b>	<i>Sound pressure level</i>
<b><i>CFD</i></b>	<i>Computational fluid dynamics</i>
<b><i>CAA</i></b>	<i>Computational aéroacoustics</i>
<b><i>RANS</i></b>	<i>Reynolds Average Navier Stokes equations</i>
<b><i>DNC</i></b>	<i>Direct numerical computation</i>
<b><i>FFT</i></b>	<i>Transformée de fourier rapide</i>
<b><i>FW-H</i></b>	<i>Analogie de Ffowcs wiliams &amp; hawkings</i>



## ***Exposants***

<b><i>‘</i></b>	<i>Relatif à une fluctuation</i>
<b><i>+</i></b>	<i>Unité de paroi</i>

## ***Opérateur***

<b><i>H(f)</i></b>	<i>distribution de heavy side</i>
<b><i>G(x,t)</i></b>	<i>Fonction de Green</i>

## ***Symboles***

<b><i><math>\mu</math></i></b>	<i>Viscosité dynamique</i>	<i>[Pa/s]</i>
<b><i><math>\nu</math></i></b>	<i>Viscosité cinématique</i>	<i>[m<sup>2</sup>/s]</i>
<b><i><math>\rho</math></i></b>	<i>Masse volumique</i>	<i>[kg/m<sup>3</sup>]</i>
<b><i><math>\theta</math></i></b>	<i>Position angulaire d'un microphone</i>	<i>[deg]</i>
<b><i>P<sub>ac</sub></i></b>	<i>Pression acoustique</i>	<i>[Pa]</i>
<b><i>P<sub>rms</sub></i></b>	<i>Pression moyenne quadratique</i>	<i>[pa]</i>
<b><i>C<sub>∞</sub></i></b>	<i>Célérité du son du milieu uniforme</i>	<i>[m/s]</i>
<b><i><math>\rho_{\infty}</math></i></b>	<i>Masse volumique du milieu uniforme</i>	<i>[Kg/m<sup>3</sup>]</i>
<b><i><math>\alpha</math></i></b>	<i>Angle d'incidence</i>	<i>[degré]</i>
<b><i>T<sub>ij</sub></i></b>	<i>Tenseur de Lighthill</i>	
<b><i><math>\gamma</math></i></b>	<i>Rapport de chaleur spécifique (C<sub>p</sub>/C<sub>v</sub>)</i>	<i>[J/Kg*k]</i>

# Liste des figures

Figure 1-1 : étude de marché d'airbus GMF (global market forecast) 2017-2037 .....	1
Figure 1-2: les aéroports qui ont subi des restrictions en 2013[3] .....	2
Figure 1-3 : Points de référence de certification acoustique et les empreintes sonores à l'arrivée et au départ.....	2
Figure 1-4: Certificat de Limitation de Nuisance , CLN.....	3
Figure 1-5: Exemples typiques des sources de bruit pour un aéronef .....	4
Figure 1-6 :Répartition typique des sources de bruit d'un avion long-courrier de la famille Airbus au décollage.....	4
Figure 1-7 :Répartition typique des sources de bruit d'un avion long-courrier de la famille Airbus en configuration d'approche.....	5
Figure 1-8: système aile/train d'atterrissage 2D. ....	6
Figure 2-1 composition d'un train d'atterrissage principal.....	8
Figure 2-2 : Optimisation acoustique d'un train principal réalisé dans le cadre du projet européen RAIN .....	10
Figure 2-3 Composition d'une aile.....	11
Figure 2-4 : Bruit de bord de fuit .....	11
Figure 2-5 :Bruit de décollement sur l'extrados.....	12
Figure 2-6 Bruit de bout de pale.....	12
Figure 2-7 : Le bruit du lâcher tourbillonnaire.....	12
Figure 2-8 :Bruit de l'écoulement turbulent.....	13
Figure 2-9 schéma représentatif de : a-bec et b-volet .....	14
Figure 2-10 VLCS: very long chord slat.....	14
Figure 2-11 : interférence entre les trains d'atterrissages et les ailes .....	15
Figure 3-1 : Un écoulement turbulent incident sur une structure qui rayonne des ondes sonores...	17
Figure 3-2 .....	23
Figure 3-3 .....	26
Figure 3-4 : détonation supersonique .....	27
Figure 3-5 surface d'intégration de Ffowcs wiliams & hawkings .....	29

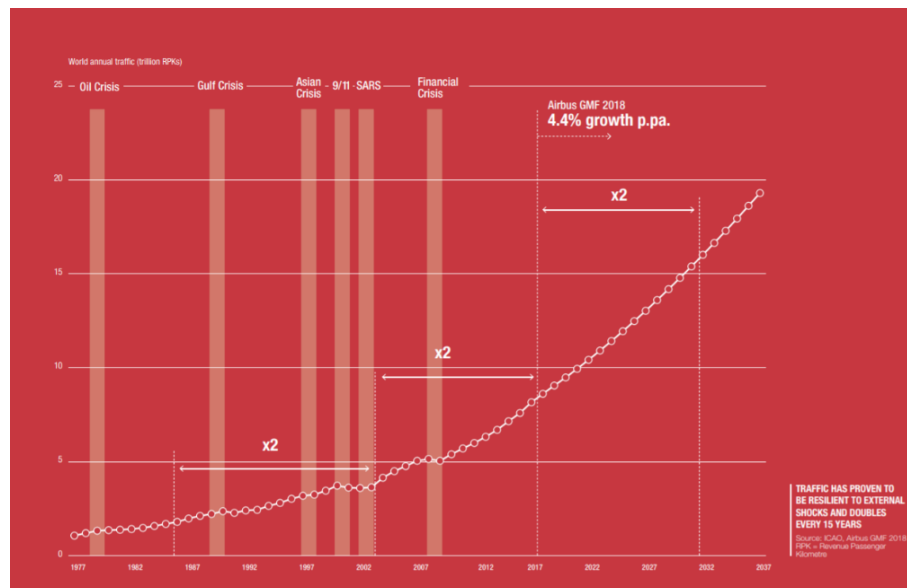
Figure 4-1:– Schéma récapitulatif du Calcul Aéroacoustique .....	31
Figure 4-2 : Cascade de Kolmogorov. ....	32
Figure 4-3 découplage des source de bruit [33].....	34
Figure 4-4 : illustration de la partie résolue par le maillage et la partie modélisée d'une LES sur la cascade de Kolmogorov.....	36
Figure 4-5 : Cohérence d'un Ecoulement tridimensionnel autour d'un cylindre circulaire.....	36
Figure 4-6: Validation du niveau de pression sonore pour le cas du profile naca 0012 [20].....	37
Figure 4-7: Résultats aéroacoustique du bruit rayonné par un train d'atterrissage LAGOON à travers des simulations bidimensionnel pour multiples sections [43].....	38
Figure 4-8 : fenêtre ouverte du logiciel ANSYS FLUENT .....	39
Figure 4-9 : les distance du système aile-train d'atterrissage .....	40
Figure 4-10: Résolution du maillage.....	41
Figure 4-11 : Domaine de calcul. ....	42
Figure 4-12 : Maillage et discrétisation du domaine.....	42
Figure 4-13 : Maillage des différentes configurations étudiée.....	44
Figure 4-14 : FLUENT launcher en parallèle et décomposition automatique du domaine .....	45
Figure 4-15: Condition aux limites des configurations étudiées.....	47
Figure 4-16 : Variations des coefficients de portance ( $C_L$ ) et de trainée ( $C_D$ ) par rapport au temps pour la configuration : profil a $\alpha = 0^\circ$ .....	48
Figure 4-17 : Variations des coefficients de portance ( $C_L$ ) et de trainée ( $C_D$ ) par rapport au temps pour la configuration : Roue.....	48
Figure 4-18: Fenêtres des paramètres du model acoustique (FW-H) de FLUENT .....	49
Figure 4-19 : Résidus de calcul après 34750 pas de temps.....	50
Figure 5-1 : Champs de pression pour différentes incidences. (a) $\alpha = 0$ et (b) $\alpha = 15^\circ$ .....	52
Figure 5-2 : Champs de vitesse pour différentes incidences. (a) $\alpha = 0$ et (b) $\alpha = 15^\circ$ .....	52
Figure 5-3 :Évolution du coefficient de pression du profil d'aile pour deux angle d'incidence en comparaison avec les résultats de LADSON et al. : (a) $\alpha = 0^\circ$ et (b) $\alpha = 15^\circ$ .....	53
Figure 5-4 : Fluctuations de pression acoustique capté en champ loin pour la configuration : PROFIL à différents angles d'incidence $\alpha = 0^\circ$ et $\alpha = 15^\circ$ .....	53
Figure 5-5: Niveau de pression acoustique pour la configuration profil à différents angles d'incidence en champ proche et champ loin.....	54

Figure 5-6 : L'influence de l'augmentation de l'angle d'incidence sur le niveau de pression acoustique SPL pour le PROFIL D'AILE.....	55
Figure 5-7 : Champ de vitesse et de pression pour la configuration : Roue .....	55
Figure 5-8 : Coefficient de distribution de pression de la configuration ROUE comparé avec les résultats expérimentales de CANTWELL et al. [44] .....	56
Figure 5-9: Fluctuation de pression acoustique (pa) pour la configuration : ROUE .....	56
Figure 5-10: Niveau de pression acoustique en champ proche et en champ loain pour la configuration : ROUE .....	57
Figure 5-11: champs de pression et de vitesse, coefficient de pression du profil et structures tourbillonnaires créés par les configurations ( $L/D = 0.15, 0.3, 0.45, 0.6, 0.75, 1, 1.5$ et $2$ ) .....	63
Figure 5-12 :Comparaisons des spectres de pression acoustique en champ lointain et proche d'un système Aile/Roue pour les configurations ( $L/D = 0.15, 0.3, 0.45, 0.6, 0.75, 1,1.5$ et $2$ ) .....	66
Figure 5-13: Variation du niveau total de pression acoustique (OASPL) par rapport aux configurations L/C.....	67

# Introduction Générale

## 1.1 Contexte

Tous les 15 ans, le transport aérien voit son nombre de passagers doubler affirme L'association des compagnies aériennes internationales IATA [1] ainsi qu'une étude de marché d'airbus GMF (global market forecast) 2017-2037 (**figure 1-1**). Cette augmentation globale du trafic aérien mondial est susceptible d'augmenter fortement les nuisances sonores induites autour des aéroports. Ce qui cause un problème énorme pour les résidents à proximité des aérodromes; spécialement lorsque les avions volent à basses altitudes tels que lors du décollage et de l'atterrissage.



**Figure 1-1 : étude de marché d'airbus GMF (global market forecast) 2017-2037**

Au cours des 10 dernières années, des études [2] menées au Royaume-Uni ont montré que l'exposition à long terme à un niveau élevé de bruit d'avion peut conduire à la perte de l'audition, des troubles de santé cardiovasculaire, la perturbation du sommeil. Ces études ont aussi associé l'augmentation de 28% de prise de médicament d'anxiété à l'effet des bruits des avions.

En outre, l'Agence européenne de l'environnement affirme dans son rapport quinquennal que chaque année, la pollution sonore est à l'origine de plus de 10 000 morts prématurées en Europe.

Cette problématique touche de plus en plus de personnes et prend plus d'ampleur surtout avec l'augmentation du trafic aérien et l'expansion des agglomérations aux alentours des aérodromes. En réponse

aux plaintes excessives, relatives au bruit du trafic aérien, et aux préoccupations de diverses communautés, la réglementation aérienne a introduit plusieurs restrictions aux entreprises aéronautiques visant à la réduction de l'intensité des bruits.

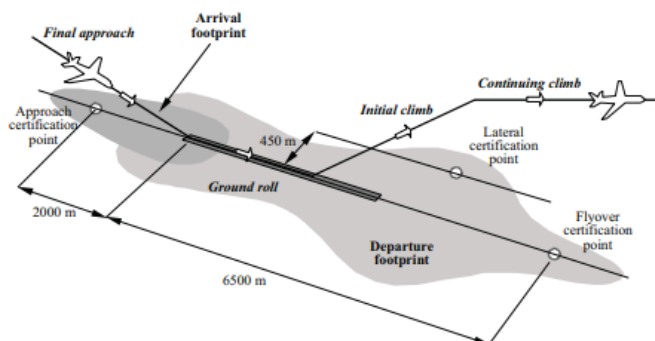
	No. Airports
<i>Noise Restrictions</i>	<b>651</b>
Noise abatement procedures	517
Engine run-up restrictions	414
Use of preferential runways	366
Curfew	241
APU use	137
Noise surcharge	128
Flight Quotas	55

**Figure 1-2: les aéroports qui ont subi des restrictions en 2013[3]**

Ces règlements ont été élaborés par l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI) et d'autres organisations au cours de nombreuses années.

L'OACI a pris en considération les aspects complexes au-delà du bruit lui-même, ce qui a finalement conduit à ce que l'on appelle « l'Annexe 16 » du volume I convention relative à l'aviation civile internationale. Où l'OACI a défini des standards quant à la certification acoustique des avions; ces règlements sont entrés en vigueur pour la première fois en 1971, et depuis, Avant qu'un avion nouveau soit conçu et puisse être commercialisé, il doit satisfaire l'ensemble des standards cités précédemment permettant d'évaluer sa signature acoustique. Le processus de certification est divisé en trois procédures: décollage, survol et approche.

Ces règlements s'appliquent dans tous les pays signataire de la convention de Chicago (192 États membres en 2019), l'Algérie, étant un pays membre depuis 1963, a défini un organisme de surveillance de navigabilité et d'assurance qualité : Verital spa, pour veiller sur le maintien de navigabilité et l'application de tous les règlements de l'OACI.



**Figure 1-3 : Points de référence de certification acoustique et les empreintes sonores à l'arrivée et au départ.**

La figure 1-4 montre un certificat de limitation de nuisance, un CLN. Tout aéronef civil inscrit à la matricule aéronautique algérienne doit être certifié conformément à la loi 98-06 fixant les règles générales de l'aviation civile et à l'annexe 16 du volume I de la convention relative à l'aviation civile internationale. [4]

Pour l'obtention de ce certificat Une demande signée par l'exploitant comportant tous les renseignements nécessaires doit être adressée à l'autorité chargée de l'aviation civile sous couvert de VERITAL, le certificat de limitation de nuisance fait partie désormais des documents de bords de tout aéronefs algériens.

1. جمهورية الجزائر الديمقراطية الشعبية 1. PEOPLES AND DEMOCRATIC REPUBLIC OF ALGERIA		3. N°
2. شهادة الحد من الضجيج 2. NOISE CERTIFICATE		
4. جنسية التسجيل (البلد)	5. صانع الطائرة و بيان نوع المحرك من طرف صانعها 5. Manufacturer and designation of aircraft Cessna Aircraft Company 560XL (XLS+)	6. رقم التسجيل للطائرة 6. Aircraft serial number
7. المحرك 7. Engine Pratt & Whitney Canada PWS45C	8. المروحة 8. Propeller N/A	
9. أقصى سرعة إقلاع (EPNdb) 9. Maximum take-off noise (EPN)	10. أقصى سرعة هبوط (EPNdb) 10. Maximum landing noise (EPN)	11. معيار التسجيل 11. Noise certification Standard ICAO Annex 16 Volume 1, Chapter 04
12. التغييرات الإضافية المتكاملة لغرض الامتثال مع الشهادة 12. Additional modifications incorporated for the purpose of compliance with the applicable noise certification NONE		
13. أقصى سرعة إقلاع (EPNdb) 13. Maximum take-off noise level (EPNdb)	14. مستوى سرعة الاقتراب (EPNdb) 14. Approach noise level (EPNdb)	15. مستوى سرعة الطيران (EPNdb) 15. Flyover noise level (EPNdb)
16. مستوى سرعة الطيران (EPNdb) 16. Overflight noise level (EPNdb)	17. مستوى سرعة الإقلاع (EPNdb) 17. Take-off noise level (EPNdb)	
Remarks Limit levels ( at the above order ) : 94,0 ; 98,0 ; 89,0 (EPNdb)		
19. تاريخ الإصدار 19. Date of issue		
20. سلطة التسجيل 20. Authority of registration		

Figure 1-4: Certificat de Limitation de Nuisance , CLN

La législation relative au bruit reste en évolution étant donné que les examens des standards sont continuellement mis à jour par des comités spécialisés, notamment le Comité de la protection de l'environnement en aviation (CAEP).

En effet les réglementations de nos jours exigent une réduction du bruit de 50% de plus par rapport à leur niveau de l'année 2000. Le dernier standard dicté dans le chapitre 4 entré en vigueur le 1er janvier 2006, suite à une décision du CAEP en juin 2001, impose des conditions encore plus drastiques de certification des avions (10 EPNdb de marge cumulée par rapport au chapitre 3, en place précédemment). Le prochain chapitre de l'OACI exigera probablement une réduction cumulative supplémentaire.

Les restrictions prises en considération pour le bien-être et la santé des communautés touchées par la nuisance aérienne mettent en évidence que l'intégration de la composante acoustique dans le processus de conception des avions afin de réduire leur bruit devient une nécessité pour les avionneurs.

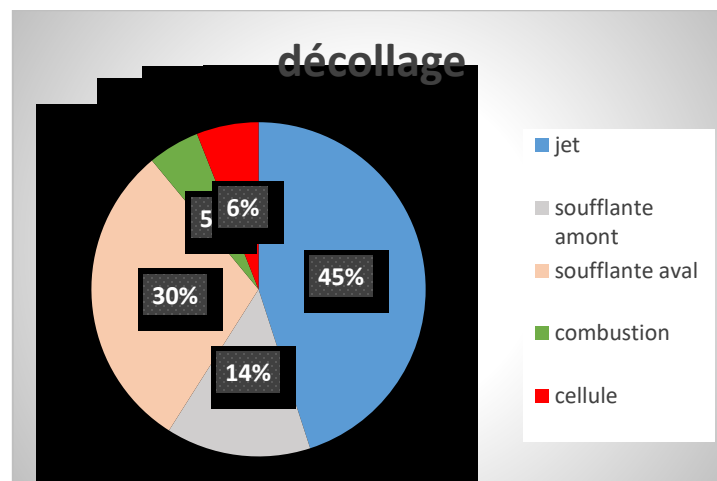
Dans une analyse primaire, On distingue principalement deux sources de bruit pour un avion à réaction en vol, le bruit des turbomachines (comportant le bruit de : jet, soufflantes amont et aval, compresseur, turbine et

de combustion) et le **bruit aérodynamique** (englobant le bruit des : trains d'atterrissage, profil d'aile, volets et des becs).



**Figure 1-5: Exemples typiques des sources de bruit pour un avion .**

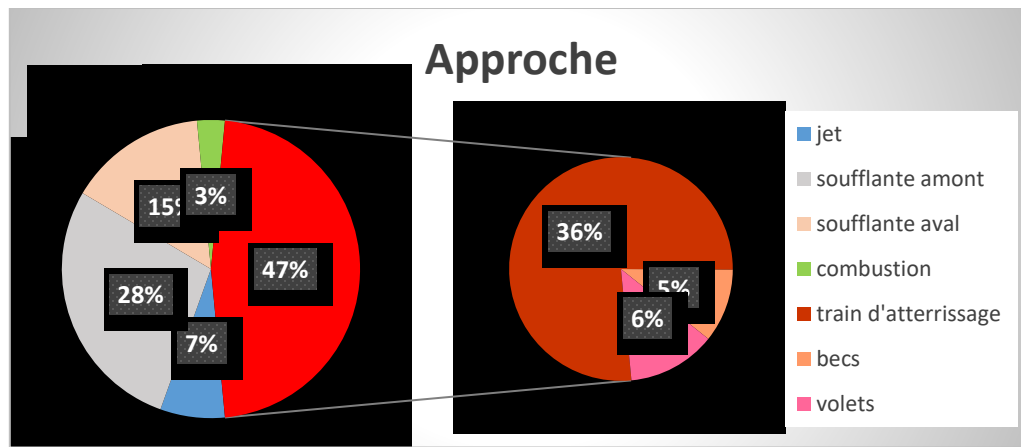
Ces sources interviennent différemment lors des phases du vol. pendant le décollage, comme l'indique la **figure 1-6**, les moteurs produisent un maximum de poussée ce qui contribue fortement à générer trop de nuisance notamment avec le bruit du jet qui occupe 47% du bruit total, ce dernier est dû à la génération des turbulences fortes et le mélange des gaz chauds émis et l'air ambiant, ainsi que le bruit de soufflante créé par l'interaction entre l'air et les aubes en rotation.



**Figure 1-6 : Répartition typique des sources de bruit d'un avion long-courrier de la famille Airbus au décollage.**

En atterrissage, le bruit de cellule dominé par le bruit des trains d'atterrissage, becs et volets compose 47% du bruit total comme le montre la **figure 1-7**, la moitié du bruit est généré par les moteurs qui fonctionnent à une puissance relativement faible, ce qui a fait que les niveaux de bruit de cellule deviennent du même ordre que les niveaux de bruit des moteurs.





**Figure 1-7 : Répartition typique des sources de bruit d'un avion long-courrier de la famille Airbus en configuration d'approche**

Grace aux moteurs à double flux arrivés dans les années 70, leur grand diamètre et leur basse vitesse d'éjection, l'industrie a mené des progrès en matière de réduction du bruit des groupes turbopropulseurs. En conséquence, **le bruit d'origine aérodynamique acquiert de plus en plus d'importance, et devient de plus en plus dimensionnant pour la conception des avions.**

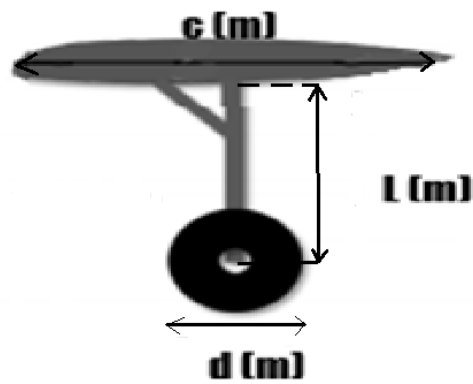
Spécialement avec la forme complexe du train d'atterrissage qui contribue majoritairement à la création de ce type de bruit.

Cependant, pour modéliser le bruit généré par un train d'atterrissage il faut comprendre les mécanismes de génération du bruit généré par la complexité de la géométrie et des interactions hydrodynamiques et acoustiques avec les systèmes aval (les ailes); qui peuvent influencer sur le champ acoustique lointain.

Pour cela, les travaux de recherche sur les trains d'atterrissage, ainsi que tous les composants d'avion ont considérablement augmenté ces vingt dernières années dans l'optique de comprendre et réduire leur bruit rayonné.

## 1.2 Objectifs

L'objectif de ce travail est d'évaluer les différentes interactions aérodynamique et acoustique, d'un écoulement bidimensionnel affleurant un système aile/train d'atterrissage avec un faible nombre de mach (0.2) pour différentes distances L (distance entre le profil d'aile et le centre de la roue d'un train d'atterrissage) comme le montre **la figure 1-8**, on discutera ainsi l'impact des nouvelles positions du train d'atterrissage sur le bruit rayonné.



**Figure 1-8: système aile/train d'atterrissage 2D.**

La prédiction du bruit a été faite Les simulations numériques sont effectuées en utilisant la méthode LES (large eddy simulation) en utilisant le logiciel ANSYS; pour obtenir les fluctuations de pression qui seront notre source de données acoustiques. L'analogie de F.fowes Williams et Hawkings (FW-H) est ensuite utilisée pour prédire le bruit en champ lointain.

### 1.3 Structure du memoir

Ce mémoire s'articule autour de 5 chapitres; organisé de tel que suit :

- Chapitre 1 : Ce chapitre présente le but de cette étude et la problématique du bruit rayonné par le Traffic aérien ainsi que la contribution du bruit de cellule dominé par le bruit des ailes et les train d'atterrissage.
- Chapitre 2 : Ce chapitre aborde une étude bibliographique détaillée sur le bruit aérodynamique.
- Chapitre 3 : ce chapitre traite les notions du bruit et présente les analogies en aéroacoustique et leur évolution.
- Chapitre 4 : ce chapitre présente l'approches numériques en aéroacoustique (CAA), et les étapes de résolution de notre cas d'application.
- Chapitre 5 : ce chapitre présente les résultats numériques aérodynamiques et aéroacoustiques et les interprétations qui conviennent.

# Bruit Aérodynamique

## 2.1 Introduction

Le bruit d'origine aérodynamique est une problématique commune à divers secteurs d'activité, une explication détaillée a été abordée au sein dans le chapitre précédent à propos de l'influence de ce type de bruit sur le transport aérien.

Les recherches sur le bruit aérodynamique de l'avion débutèrent lorsque celui-ci fut identifié comme la barrière ultime par Gibson [5]. Les études qui ont suivies [6] furent d'abord portées sur le bruit de cellule, en considérant diverses configurations de l'avion avant que (Gibson) revient mette en évidence l'importance du bruit propre des ailes et du train d'atterrissage lorsque l'avion est configuré pour atterrir, c'est à dire que le train d'atterrissage déployé ainsi que les becs et les volets sortis sortent au maximum.

Les investigations sur le bruit aérodynamique ont beaucoup augmenté ces dernières années vues qu'elles sont devenues la préoccupation majeure des industriels comme le montrent les diverses publications sur le bruit émanant des différents composants d'un avion. On cite : le train d'atterrissage [7], les ailes et les systèmes hypersustentateurs [8], [9] ainsi que sur le bruit du jet [10].

## 2.2 Bruit du train d'atterrissage

Comme on a présenté précédemment dans la **Figure1-6** intitulé "Répartition typique des sources de bruit d'un avion long-courrier de la famille Airbus en configuration d'approche" Le bruit des trains d'atterrissage domine le bruit aérodynamique en atterrissage, ceci est sans doute dû à la forme complexe et peu aérodynamique du train d'atterrissage [11].

Donc pour comprendre la génération du bruit par le train d'atterrissage, il faut comprendre en premier sa géométrie ainsi que ses composants.

### 2.2.1 Etat de l'art du train d'atterrissage

Les fonctions principales d'un train d'atterrissage consistent à permettre les évolutions au sol d'un aéronef. Ces évolutions comprennent les manœuvres de roulage entre les différents emplacements d'un aéroport (remorquage, taxi...), la course de décollage, l'amortissement de l'impact d'atterrissage et, grâce à un système de freinage associé, l'arrêt de l'aéronef sur une distance acceptable. [12]

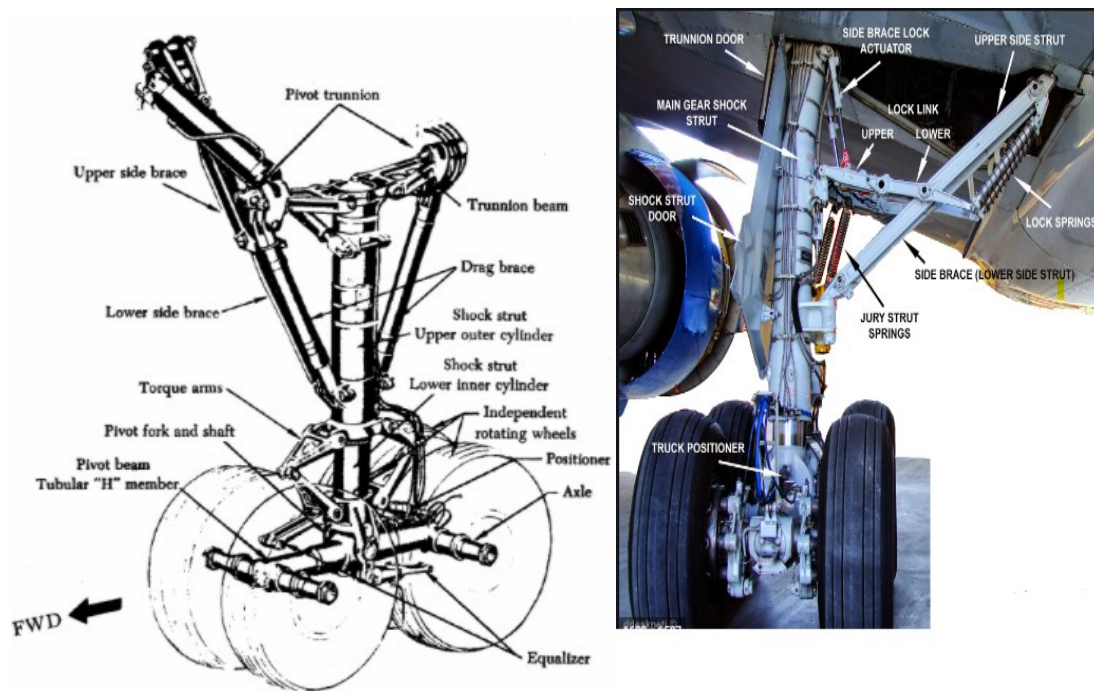


Figure 2-1 composition d'un train d'atterrissage principal

Comme le montre la figure 2-1 le train d'atterrissage se compose de :

- Les roues pneumatiques
- Les freins
- Les vérins
- La barre d'attelage
- La jambe du train
- L'essieu
- L'amortisseur
- Les contrefiches, principale et secondaire

## 2.2.2 Bibliographie sur le bruit des trains d'atterrissage

### 2.2.2.1 Etude sur le mécanisme de génération du bruit

En 1977, Heller et Dobrzynski ont mené la première étude du bruit rayonné par les trains d'atterrissage simplifiés [13]. Cette étude fut effectuée sur un train principal de deux essieux, quatre roues et un train avant composé d'un essieu et de deux roues. Les composants cités furent également testés individuellement afin d'obtenir une estimation de leur bruit propre. Les essais qui ont été faits en vol ainsi qu'en soufflerie ont permis

aux auteurs de conclure de manière erronée que le bruit rayonné par les trains d'atterrissage est de nature basses fréquences.

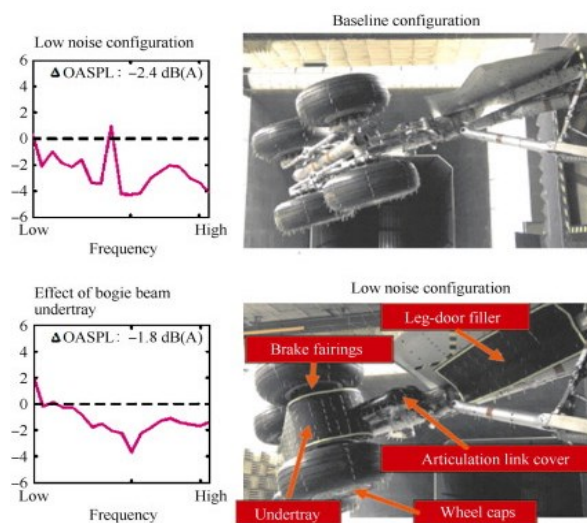
Cette conclusion a été infirmée par la suite par de nombreuses études [14], [15] qui ont découvert que les trains d'atterrissage contribuent également dans les hautes fréquences (entre 1 et 2 KHz). Cette contribution est due aux éléments de plus petites dimensions, par contre les éléments plus grands, contribuent dans les plus basses fréquences.

### 2.2.2.2 Etudes visant à réduire le bruit

Depuis 1998 L'aéroacoustique a connu une succession de projets et d'études pour réduire le bruit des trains d'atterrissage. On cite :

- **RAIN** (Reduction of Airframe and Installation Noise) (1998-2001) : Un projet européen effectué sur les trains d'atterrissage existants (train avant d'A320 et train principal d'Airbus A340). Les traitements sur les trains consistaient principalement en des carénages protégeant les pièces complexes (essieux, barre de traction, système de frein, compas) de l'écoulement amont et donc réduire la vitesse incidente sur ces parties complexes de petite dimension et de réduire ainsi les émissions acoustiques haute fréquence (**figure 2-3**). Ces traitements ont permis d'obtenir une réduction jusqu'à 3 dBA par rapport aux trains d'atterrissage initiaux [16].
- **SILENCER** (2002-2006) : Projet européen ayant pour but de construire un nouveau train d'atterrissage de type Airbus A340 acoustiquement optimisé et obéissant aux contraintes opérationnelles existantes. Le train conçu fut testé en soufflerie et il aboutit à une réduction de 6 dBA du bruit rayonné [17].
- **TYMPAN** (2006-2009) : Un autre projet européen a repris le travail effectué sur le train SILENCER avec la mise en œuvre des nouvelles optimisations acoustiques. Ces derniers permirent une réduction jusqu'à 8 dBA dans certaines bandes du spectre en tiers d'octave du train en soufflerie par rapport à un train d'A340 [18].

Une description plus détaillée sur le déroulement de ces projets est proposée par M.Giret [11]. Ces études et d'autres ont permis de mieux comprendre les mécanismes de création du bruit aérodynamique par les trains d'atterrissage ainsi que la nature du bruit rayonné par ses différents composants et par conséquent mener à des progrès en terme de réduction du bruit.



**Figure 2-2 : Optimisation acoustique d'un train principal réalisé dans le cadre du projet européen RAIN**

## 2.3 Bruit des ailes

L'autre source importante du bruit de cellule d'après la répartition discutée précédemment sont les ailes, y compris le profil, les bords du bord d'attaque et les volets.

### 2.3.1 Etat de l'art des ailes :

L'aile est la surface assurant la portance d'un avion, elle est composée principalement de :

- Bord d'attaque et bord de fuite.
- Bords de bord d'attaque.
- Volets intérieurs et extérieurs.
- Winglet.
- Ailerons de haute et basse vitesse.
- Spoilers (destructeurs de portance et aérofreins).
- Longeron (avant central et arrière).
- Nervures.

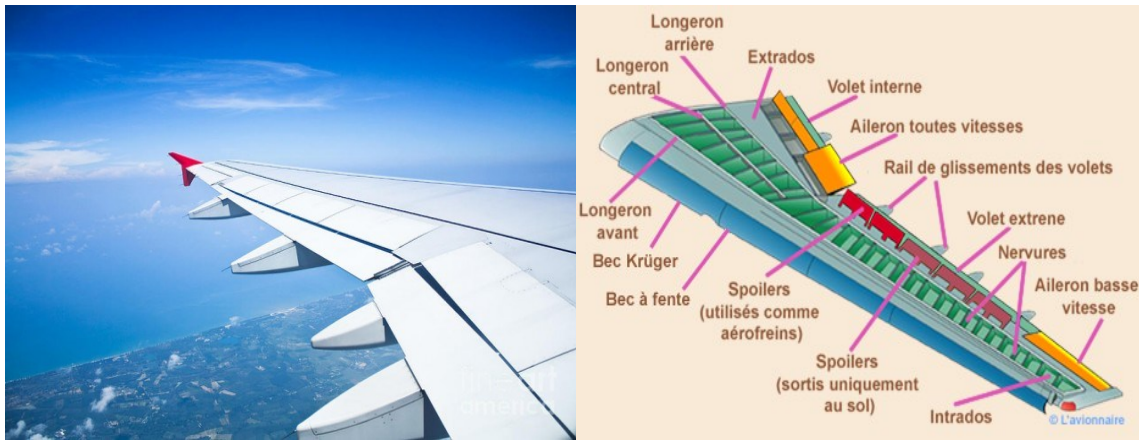


Figure 2-3 Composition d'une aile

## 2.3.2 Bibliographie du bruit des ailes

Etudes sur le mécanisme de génération du bruit des ailes pour obtenir une perspicacité physique du bruit rayonné par les surfaces portantes de nombreuses investigations [19], [20] et études expérimentales [21] ont été faites pour l'ensemble d'une aile ainsi que sur chacune de ses composantes [22].

### 2.3.2.1 Le bruit propre de profil

Dr. Maizi [23] présente une explication détaillée sur le bruit propre du profil avec une large étude bibliographique. On cite brièvement les composants du bruit de profil :

- **Le bruit de bord de fuite :** Ce bruit est généré lorsque la turbulence en amont est relativement faible. Les structures turbulentes de la couche limite engendrées à la surface du profil sont fortement modifiées lors de leur passage au bord de fuite **figure 2-5**. Une partie de l'énergie du champ tourbillonnaire est alors dispersée dans toutes les directions, sous forme d'ondes acoustiques.

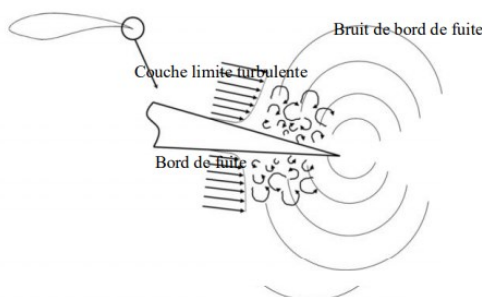
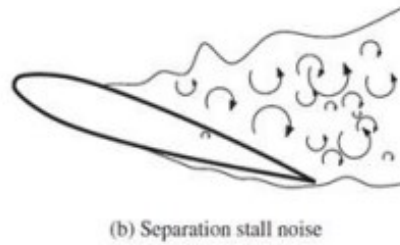


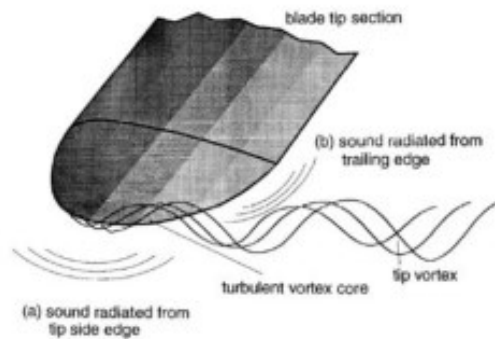
Figure 2-4 : Bruit de bord de fuite

- **Le bruit de décollement sur l'extrados :** Ce type de bruit se produit lorsque l'angle d'attaque est très élevé et le décollement intervient sans rattachement de la couche limite sur le profil près du bord de fuite comme le montre la **figure 2-6**.



**Figure 2-5 :Bruit de décollement sur l'extrados**

- **Bruit de bout de pale (tip noise) :** À l'extrémité de la pale, la différence de pression entre l'intrados et l'extrados entraîne un écoulement transversal sur le bord latéral de l'extrémité de la pale, qui est responsable de la formation d'un vortex marginal au bout de la pale comme le montre la **figure 2-7**, Les fluctuations de pression en raison de la présence de ce vortex, génèrent un bruit de vortex de bout (tip vortex noise).



**Figure 2-6 Bruit de bout de pale**

- **Le bruit du lâcher tourbillonnaire :** Quand l'épaisseur du bord de fuite dépasse une limite critique, dépendant du nombre de Reynolds et de la forme du profil aérodynamique, il se développe un lâcher tourbillonnaire dans le sillage, comme indiqué dans la **figure 2-8**. Lorsque l'écoulement arrive au bord de fuite, l'intrados et l'extrados libèrent des tourbillons. Une allée tourbillonnaire de Von Karman est ainsi produite en donnant naissance à un bruit tonal. Les fluctuations de pression engendrées sont responsables du bruit rayonné



**Figure 2-7 : Le bruit du lâcher tourbillonnaire**



- **Bruit de l'écoulement turbulent** : La turbulence de l'écoulement en amont constitue une part très importante de la génération du bruit. En effet, la structure turbulente absorbée par la pale se traduit par des charges aérodynamiques instationnaires qui se développent à la surface des pales (**figure 2-9**). La présence de tourbillons ou de distorsions dans l'écoulement en amont, peut engendrer des fluctuations de pression pouvant constituer une source de bruit de large bande.

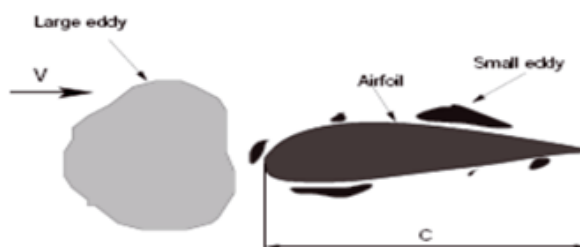


Figure 2-8 :Bruit de l'écoulement turbulent

### 2.3.2.2 Bruit des becs et des volets

Le développement de l'aérodynamique a permis d'optimiser la géométrie du profile en créant les becs et les volets pour produire plus de portance, étendre la surface portante, permettre une meilleure distribution de pression pour un meilleur control de la couche limite.

D'un point de vue aéroacoustique, les becs et les volets contribuent dans la génération du bruit d'origine aérodynamique.

Des études [22] ont montré que le bruit des becs et des volets provient de :

- L'effet du vortex qui se développe dans la concavité des becs.
- L'instabilité de la couche de cisaillement entre le vortex et l'écoulement non perturbé.
- L'impact des contraintes de cisaillement verticaux sur les surface avale et la turbulence de l'écoulement au bord de fuite.

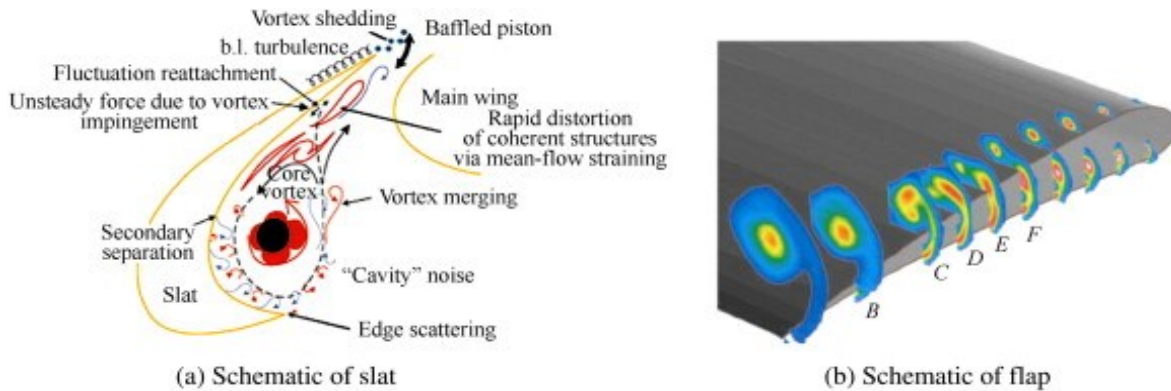


Figure 2-9 schéma représentatif de : a-bec et b-volet

### 2.3.3 Etudes visant à réduire le bruit des surfaces portantes

La réduction du bruit rayonné par les surfaces portantes est l'objet d'un débat entre les aérodynamiciens et les acousticiens à propos de la réduction du bruit sans changer les conditions d'écoulement qui permettent les grands coefficients de portance.

Afin d'équilibrer la performance aérodynamique et acoustique des études ont été effectuées pour modéliser des nouveaux bec et volets [24] moins bruyants, les becs furent appelés VLCS "very long chord slat" pour leur longueur comparé aux becs de référence.



Figure 2-10 VLCS: very long chord slat

Cette conception a produit un maximum de portance avec une réduction de 4db. On cite également les efforts faits par Andreou et al. [25] pour optimiser le bord d'attaque et concevoir un profil moins bruyant sans imposer de pénalité aérodynamique.

## 2.4 Bruit Aérodynamique d'interaction entre le train d'atterrissage et les ailes

Ce bruit a été observé dans le cadre du projet européen RAIN, des essais en soufflerie de maquettes à taille réelle de trains avant et principale d'airbus A320 et A340 ont montré respectivement une augmentation des niveaux en dBA de bruit émis avec la longueur de la jambe et le nombre d'essieux du train considéré. Ces résultats mettent en évidence que le bruit d'interaction lié à l'impact des sillages turbulents des éléments amont sur les éléments aval. Ils démontrent également qu'il n'est pas possible de considérer chaque élément du train a

part indépendamment. Ces observations ont récemment motivé des études sur le bruit d'interaction de configurations canoniques représentatives d'éléments de train d'atterrissage, comme le cas "barreau-profil" réalisé par Jacobet al [26].

On peut conclure que le bruit rayonné par un système aile-train d'atterrissage peut être localement augmentée ou réduite par la géométrie du système.

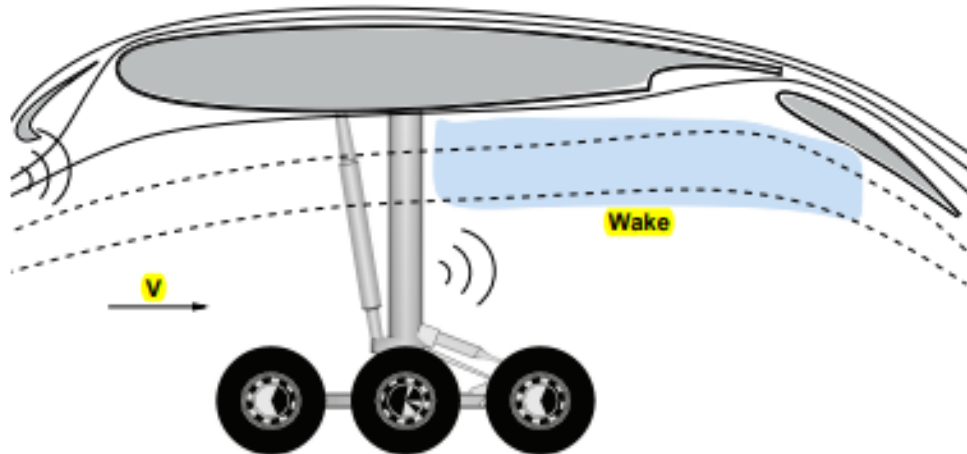


Figure 2-11 : interférence entre les trains d'atterrissages et les ailes

# L'Aéroacoustique

## 3.1 Notion générale

### 3.1.1 L'aéroacoustique, le son et le bruit

Le son est une partie fondamentale de la vie humaine. Nous l'utilisons pour l'interaction sociale, pour l'art, pour la communication et l'éducation. Le son est également une conséquence des activités humaines. Les sons indésirables, ou bruits, peuvent nuire à notre productivité, notre santé, notre sécurité et notre qualité de vie. Notamment avec Les bruits aérodynamique générés par les trains d'atterrissage et les ailes. Dans le domaine aéronautique, l'aéroacoustique est l'étude de la génération du bruit par un écoulement turbulent.

Historiquement, la plupart des développements majeurs remontent à l'avènement du moteur à réaction à la fin de la Seconde Guerre mondiale et à son rôle dans le lancement d'une nouvelle gamme dans le transport aérien commercial. Les moteurs d'origine étaient trop bruyants et il était clair que pour que le moteur à réaction soit viable, le bruit devrait être réduit. À cette époque, on ne comprenait pas comment les ondes sonores pouvaient être générées par un écoulement turbulent, bien que des théories sur le rayonnement sonore des surfaces vibrantes, et des hélices existent.

En 1952, Sir James Lighthill [27] a publié sa théorie sur le son aérodynamique et le sujet de l'aéroacoustique. Cette théorie, connue sous le nom de l'analogie acoustique de Lighthill, fournit la base de notre compréhension sur la génération sonore par un écoulement d'air. Il s'agit d'un réarrangement exact des équations du mouvement des fluides, mais avec certaines limitations, qui doivent être soigneusement comprises pour être appliquées correctement. La théorie de Lighthill a été fréquemment remise en question, mais elle reste l'outil d'analyse le plus important et le plus efficace pour la compréhension et la réduction du bruit d'écoulement.

### 3.1.2 Ondes sonores et turbulence

Les ondes sonores proviennent des petites perturbations de pression qui se propagent à travers un milieu fluide. La vitesse de propagation,  $c_0$  dépend des propriétés locales du fluide, pour 15°C elle est estimée à environ 340 m/s dans l'air et a quatre fois plus vite (1500 m/s) dans l'eau. La forme la plus simple d'une onde sonore est une onde harmonique qui a une variation sinusoïdale dans l'espace avec une longueur d'onde  $\lambda$  et une fréquence

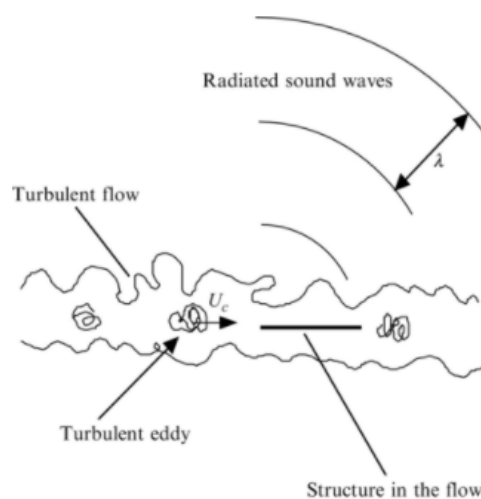
$f = c_0/\lambda$ . L'oreille humaine répond à des fréquences comprises entre 20 Hz et 20 kHz de sorte que les longueurs d'onde d'intérêt typiques sont de 17 m à 17 mm dans l'air.

En revanche, la turbulence est causée par des instabilités de cisaillement visqueux dans les écoulements qui se décomposent en un mouvement chaotique aléatoire. Les exemples courants sont les couches limites sur les ailes et les fuselages des avions, et la formation de l'instabilité en atténuant le sillage derrière les trains d'atterrissages.

La turbulence est parfois conceptualisée comme des tourbillons convectifs à vitesse constante à travers le domaine sans évoluer dans le cadre de référence convective. Cette simplification est connue sous le nom d'hypothèse de Taylor et la vitesse de convection moyenne  $U_c$  est généralement considérée comme étant d'environ 60 à 80% de la vitesse du courant libre. La taille des tourbillons est généralement du même ordre de grandeur que la plus petite dimension de l'écoulement moyen, par exemple la couche limite, la couche de cisaillement ou l'épaisseur de sillage.

### 3.1.3 Mécanisme de création du bruit aérodynamique :

Lorsque la turbulence convective rencontre un corps solide, elle génère des changements rapides de pression à la surface du corps qui rayonnent sous forme d'ondes sonores à travers le fluide (**figure 3-1**). Les fréquences de ces fluctuations qui résultent de ce type d'interaction sont déterminées par la taille de Foucault  $L$  et la vitesse de convection  $U_c$ , et peuvent être estimées comme  $f \approx U_c / L$ . Les ondes sonores générées à cette fréquence auront donc une longueur d'onde  $\lambda \approx L c_0 / U_c$ . Dans les applications à faible nombre de Mach, la vitesse de convection est toujours bien inférieure à la vitesse du son ( $U_c \ll c_0$ ), ce qui fait que la longueur d'onde acoustique est toujours beaucoup plus grande que la taille des tourbillons générant le son. La disparité des échelles entre les dimensions du tourbillon turbulent et la longueur d'onde acoustique est l'une des caractéristiques les plus importantes de l'aéroacoustique, l'une des raisons pour lesquelles le sujet est si difficile.



**Figure 3-1 : Un écoulement turbulent incident sur une structure qui rayonne des ondes sonores.**

### 3.1.4 Nuisance et Quantification des niveaux sonores

L'oreille répond aux fluctuations de pression des ondes sonores pour provoquer la sensation d'audition. Lors du calcul des niveaux de bruit dans le but de la conception d'un système silencieux, il est toujours important de garder à l'esprit l'objectif final qu'est le niveau de gêne éprouvé par un auditeur humain.

L'oreille humaine a un champ dynamique remarquable et peut entendre des ondes sonores avec des amplitudes aussi faibles que 20  $\mu\text{Pa}$  et aussi élevées que 200 Pa avant de se confronter au seuil de la douleur. La sensibilité de l'oreille est logarithmique et le son est donc mesuré à l'aide d'une échelle de décibels, appelée **niveau de pression acoustique** (sound pressure level en anglais SPL). Ceci est donné en termes de la moyenne quadratique de l'historique de pression fluctuante dans le temps  $P_{rms}$  (root mean square en anglais RMS) et d'une pression de référence  $P_{ref}$  tel que suit :

$$SPL = 20 \log_{10}(p_{rms}/p_{ref}) \quad (3.1)$$

Il est important de spécifier la pression acoustique de référence  $P_{ref}$ , car cette dernière varie selon le domaine d'application. Pour presque toutes les applications dans l'air :  $P_{ref} = 20 \mu\text{Pa}$ , pour les applications sous-marines la pression de référence la plus couramment utilisée est de  $P_{ref} = 1 \mu\text{Pa}$ ,

La pression quadratique moyenne  $P_{rms}$  est la moyenne temporelle de la racine carrée de la pression fluctuante.

Si l'on considère que la propagation de l'onde acoustique est une perturbation isentropique d'un milieu de référence en équilibre et uniforme décrit par les variables  $\rho_0$ ,  $p_0$  et  $v_0$ , les variables du champ perturbé peuvent être écrites ainsi:

$$\begin{aligned} \rho'(t) &= \rho(t) - \rho_0 \\ p'(t) &= p(t) - p_0 \\ v'(t) &= v(t) - v_0 \end{aligned} \quad (3.2)$$

On tire Alors la fluctuation de la pression :

$$p'(t) = p(t) - p_0 \quad (3.3)$$

La pression quadratique moyenne ou « rms » est alors définie comme :

$$p_{rms} = \sqrt{\frac{1}{2T} \int_{-T}^T (p(t) - p_0)^2 dt} \quad (3.4)$$

Où le temps moyen doit être suffisamment grand pour inclure plusieurs cycles des fréquences les plus basses contenues dans le signal.

On définit aussi l'OASPL (Over All Sound Pressure Level) en decibel: c'est le niveau de pression acoustique global qu'on obtient en intégrant sur toutes les fréquences résolues, nous obtenons ainsi l'énergie totale contenue dans Le spectre des fluctuations de pression

$$OASPL = 20 \log \sqrt{\sum_i (10^{SPL_i/20})^2} \quad (3.5)$$

Le niveau de pression acoustique (spl) et le niveau de pression acoustique (oaspl) en décibel, reste des quantités physiques de stimulation de l'audition. Cependant, ceci ne décrit pas la nuisance et la sensation humaine a cette quantité de bruit.

D'après la loi de Weber frechener [28], la sensation subjective de l'oreille est proportionnelle à l'échelle logarithmique de l'intensité de stimulation. Pour décrire cette sensation d'autres échelles sont utilisées, par exemple le PHONE, où le niveau de N PHONES est jugé par l'oreille moyenne comme étant aussi fort qu'un son de fréquence 1 kHz à un niveau de pression acoustique de NdB. Il y a aussi l'échelle SONE, une échelle linéaire de mesure de l'intensité sonore normalisée de telle sorte que 1 SONE est un son dont l'intensité est égale au niveau de 40 PHONES. Un son de 10 SONES est 10 fois plus fort qu'un son de 1 SONE, et les sons audibles se situent dans une marge de 0 à 100 sones. On cite également le bruit perçu décibel (PNdB), le niveau sonore pondéré A (dBA), pondéré B et pondéré C [29].

## 3.2 Linéarisation des équations

### 3.2.1 L'équation des ondes acoustiques

Comme on l'a défini précédemment une onde acoustique provient des petites fluctuations de pression qui se propagent à travers le milieu fluide.

La vitesse de propagation  $c$  déterminée par les propriétés du milieu tel que :

$$c = \sqrt{\left(\frac{\partial p}{\partial \rho}\right)_{s=s_0}} = \text{Pour un gaz parfait} = \sqrt{\gamma RT} \quad (3.6)$$

Où  $R$  est la constante des gaz,  $\gamma = \frac{c_p}{c_v}$  le rapport des capacités thermiques et  $T$  la température absolue en kelvin  $k^\circ$ .

L'indice  $s = s_0$  indique que le processus est isentropique. Pour ce type de transformation l'équation d'énergie réécrite en termes de variation d'entropie conduit à la relation de Poisson entre la pression locale et la masse volumique suivante :  $p \propto \rho^\gamma$ , combiné avec l'équation (3.6) donne une relation linéaire entre les petites fluctuations de pression et de masse volumique à travers la vitesse du son au carré :

$$p' = c^2 \rho' \quad (3.7)$$

Les équations de base de conservation de la masse (3.8) et de quantité de mouvement (3.9) pour un fluide compressible se linéarisent :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho v_i}{\partial x_i} = 0 \quad (3.8)$$

$$\rho \frac{\partial v_i}{\partial t} + \rho v_j \frac{\partial v_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial \sigma_{ij}}{\partial x_j} = -\frac{\partial (p \delta_{ij} - \sigma_{ij})}{\partial x_j} \quad (3.9)$$

Pour un milieu fluide au repos  $v_0 = 0$  les équations (3.2) se réécrivent tel que :

$$\begin{aligned} \rho'(t) &= \rho(t) - \rho_0 \\ p'(t) &= p(t) - p_0 \\ v'(t) &= v(t) \end{aligned} \quad (3.10)$$

On sait que pour ces petites quantités de perturbations  $p' \ll p_0$ ,  $\rho' \ll \rho_0$  les équations de conservation de masse et de quantité de mouvement peuvent être linéarisées en négligeant les termes d'ordre de perturbation supérieur comme suit :

$$\frac{\partial \rho'}{\partial t} = -\rho_0 \frac{\partial v_i}{\partial x_i} \quad (3.11)$$

$$\rho_0 \frac{\partial v_i}{\partial t} = -\frac{\partial p'}{\partial x_i} \quad (3.12)$$

On dérive l'équation (3.11) par rapport au temps  $\frac{\partial}{\partial t}$ , et l'équation (3.12) par rapport à  $\frac{\partial}{\partial x_i}$ . Les 2 équation résultante respectivement :

$$\frac{\partial \rho'}{\partial t^2} = -\rho_0 \frac{\partial v_i}{\partial x_i} \frac{\partial}{\partial t} \quad (3.13)$$



$$\rho_0 \frac{\partial v_i}{\partial x_i \partial t} = - \frac{\partial p'}{\partial^2 x_i} \quad (3.14)$$

On soustrait l'équation (3.14) de l'équation (3.13) pour aboutir :

$$\frac{\partial \rho'}{\partial^2 t} = \frac{\partial p'}{\partial^2 x_i} \quad (3.15)$$

En effectuant un changement de variable à travers l'équation (3.7) démontré précédemment, on peut écrire l'équation (3.15) sous la forme suivante :

$$\frac{1}{c_o^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \frac{\partial^2 p'}{\partial x_i^2} = 0 \quad (3.16)$$

Ce qui représente l'équation d'onde homogène des perturbations de pression, aussi connu sous le nom de l'équation d'Alembert, on peut l'écrire aussi sous la forme :

$$\frac{1}{c_o^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \nabla^2 p' = 0 \quad (3.17)$$

### 3.2.2 Solution de l'équation des ondes acoustique

$$p'(x_1, t) = f(t - x_1/c_o) + g(t + x_1/c_o) \quad (3.18)$$

L'équation (3.18) représente la solution proposée par Alembert de l'équation d'une onde plane et unidimensionnelle (3.16). Cette solution s'articule autour d'un changement de variables (3.19) qui permet la factorisation de l'équation des ondes en deux équations de transport dans deux directions

$$\begin{aligned} \varepsilon &= t - \frac{x}{c_o} \\ \eta &= t + \frac{x}{c_o} \end{aligned} \quad (3.19)$$

L'équation (3.18) montre qu'il existe deux solutions indépendantes. La première solution  $f(t - x_1/c_o)$  représente une onde qui se propage dans la direction positive  $x_1$  contrairement à la deuxième qui se propage dans la direction négative  $g(t + x_1/c_o)$ .

Il est facile de montrer qu'une perturbation de pression  $f(t)$  à  $x_1 = 0$  sera répétée à l'emplacement  $x_1 = d$  à un instant  $\frac{d}{c_0}$  plus tard, de même pour perturbation de pression  $g(t)$  à  $x_1 = 0$ . On conclut donc que c'est en effet la vitesse de propagation du son.

Pour les ondes qui ne sont en fonction que de la distance radiale  $r$  (depuis le centre du repère) ; l'équation d'onde s'écrit en coordonnées sphériques tel que :

$$\frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} - \frac{1}{r} \frac{\partial^2}{\partial r^2} (rp') = 0 \quad (3.20)$$

Sa solution en coordonnées sphériques est également :

$$rp' = f(t - r/c_0) + g(t + r/c_0) \quad (3.21)$$

Comme ce qui a été discuté dans le paragraphe précédent pour la solution en coordonnées cartésiennes, les deux solutions  $f$  et  $g$  en coordonnées sphériques permettent une meilleure compréhension du sens physique de la solution : La première solution représente les ondes qui se propagent vers l'extérieur du domaine tandis que la deuxième solution représente les ondes se propageant vers l'intérieur et s'effondrent sur le centre du système de coordonnées sphériques.

Dans notre étude nous ne nous intéressons qu'aux ondes se propageant vers l'extérieur et donc on ne garde que la première partie de l'équation qui s'écrit :

$$p'(r, t) = \frac{f(t - r/c_0)}{r} \quad (3.22)$$

Pour parvenir à évaluer les caractéristiques d'un champ sonore en fonction de la fréquence plutôt que du temps on considère que l'historique temporel du signal est à une fréquence unique avec une dépendance temporelle harmonique. Si la fréquence angulaire est de  $\omega$  radians par seconde, alors la dépendance temporelle d'une onde harmonique sera :

$f(t) = A \cos(\omega t - \phi)$ . Ainsi la solution (3.22) s'écrit de la manière suivante :

$$p'(r, t) = \frac{A \cos(\omega t - \omega r/c_0 - \phi)}{r} \quad (3.1.4.23)$$

Où  $A$  et  $\phi$  sont des constantes réelles qui déterminent respectivement l'amplitude de l'onde et sa phase.

### 3.3 L'analogie de Lighthill

Dans les sous-chapitres précédents, nous avons discuté le rayonnement sonore provenant d'une source dans un milieu stationnaire uniforme. Nous avons montré que dans des conditions idéales; la propagation du son pouvait être décrite par l'équation d'onde acoustique linéaire avec une fluctuation de pression comme variable dépendante. Le son donc, n'était généré que par des perturbations qui provoquaient un mouvement prescrit d'une frontière, et les conditions aux limites ont été mises en correspondance à l'aide de l'équation de quantité de mouvement linéarisé (3.9).

Comme on a déjà abordé dans le **sous-chapitre (3.1.1)**, la naissance de l'aéroacoustique est venue avec l'invention du moteur à réaction, quand on s'est vite rendu compte que la théorie de l'acoustique linéaire ne pouvait pas être utilisée pour spécifier le rayonnement sonore de cette source très forte. Lorsqu'un jet s'échappe dans un fluide stationnaire, une grande région d'écoulement turbulent est générée mais il n'y a pas de surfaces ou les mouvements sont prescrits, donc un autre mécanisme de génération d'ondes sonores doit être présent.

L'analogie de Lighthill aborde spécifiquement le problème de la génération du bruit par le mélange d'un écoulement turbulent à grande vitesse et un fluide par ailleurs stationnaire comme illustré sur la **figure 3-2**. L'objectif est de déterminer les équations qui décrivent la génération d'ondes sonores qui se propagent vers le champ acoustique lointain.

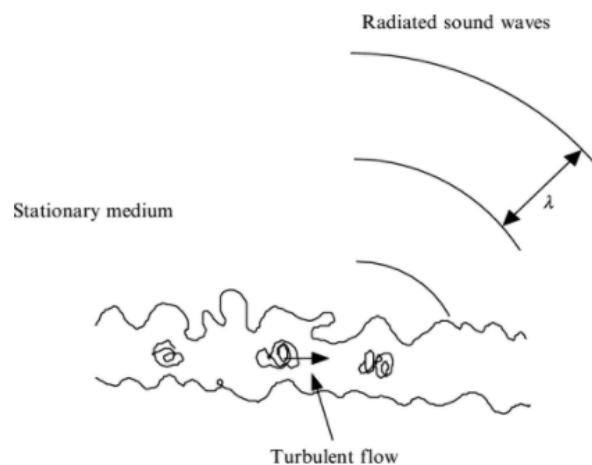


Figure 3-2

#### 3.3.1 L'équation de lighthill

Pour dériver l'équation de lighthill, nous prenons la dérivée par rapport au temps de l'équation de conservation de la masse (3.8) :

$$\frac{\partial}{\partial t} \left( \frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_i)}{\partial x_i} \right) = 0 \quad (3.24)$$

Et puis soustraire la divergence de l'équation de quantité de mouvement (3.9) :

$$\frac{\partial}{\partial x_i} \left( \frac{\partial(\rho v_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho v_i v_j + p_{ij})}{\partial x_j} \right) = 0 \quad (3.25)$$

Pour obtenir :

$$\frac{\partial^2 \rho}{\partial t^2} = \frac{\partial^2(\rho v_i v_j + p_{ij})}{\partial x_i \partial x_j} \quad (3.26)$$

Dans cette équation, les éléments diagonaux du tenseur de contraintes sont définis par la pression relative, ils sont donc relatifs à la pression ambiante environnante, donnant :

$p_{ij} = (p - p_-)\delta_{ij} - \sigma_{ij}$ . Nous avons déjà défini la perturbation de la masse volumique par rapport au milieu environnant précédemment (3.10) :  $\rho'(t) = \rho(t) - \rho_0$ . puis on soustrait de chaque côté de l'équation (3.26) le terme :  $\partial^2(\rho' c_\infty^2) / \partial x_i^2$ . Où  $C_\infty$  est la vitesse ambiante du son à l'extérieur de l'écoulement, qui est constante, et notons que  $\partial \rho / \partial t = \partial \rho' / \partial t$ , pour obtenir une équation d'onde de la forme suivante :

$$\frac{\partial^2 \rho'}{\partial t^2} - c_\infty^2 \frac{\partial^2 \rho'}{\partial x_i^2} = \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j} T_{ij} = \rho v_i v_j + (p - p_\infty) - (\rho - \rho_\infty) c_\infty^2 \delta_{ij} - \sigma_{ij} \quad (3.27)$$

Ce qui représente l'équation de lighthill [27].

Il est important de comprendre qu'en dérivant l'équation (3.27), aucune approximation n'a été faite, et donc l'Eq. de lighthill est un réarrangement exact des équations de l'écoulement du fluide. Cette équation est également appelée l'analogie acoustique de Lighthill car elle traite les ondes qui rayonnent d'un volume fini d'un écoulement turbulent dans un milieu stationnaire

Le côté gauche spécifie la propagation d'une onde acoustique dans un milieu uniforme avec une vitesse du son  $C_\infty$  en utilisant la masse volumique comme variable dépendante.

La vitesse du son  $C_\infty$  doit correspondre aux paramètre du milieu stationnaire, et non pas à la région de turbulence où  $C_\infty$  aura une valeur non constante en raison des effets des écoulements compressibles ou de la combustion car l'objectif est d'évaluer les ondes acoustiques qui se propagent loin de la région de l'écoulement turbulent.

### 3.3.2 Interprétation de l'équation de lighthill

Le côté droit est souvent appelé terme source, ou, tenseur de Lighthill, il contient tous les effets qui créent des ondes acoustiques. Ce terme montre comment la turbulence, ou les perturbations du fluide dans la région

turbulente vont se coupler avec les ondes sonores dans le champ lointain. On remarque que trois contributions le constituent :

- **Les tensions de Reynolds  $\rho v_i v_j$**  : Cette source est associée aux fluctuations des tensions de Reynolds. Ce terme contient non seulement les interactions turbulence-turbulence, mais aussi les interactions entre l'écoulement moyen et la turbulence, ainsi que les interactions acoustique-acoustique, acoustique-écoulement moyen ou ce qu'on appelle les effets de convection et de réfraction.
- **Les contraintes visqueuses  $\sigma_{ij}$**  : Ce terme représente la production de bruit par les fluctuations du tenseur  $\sigma_{ij}$ . En absence des parois, on peut négliger sa contribution même si les effets visqueux peuvent avoir une répercussion sur les autres termes.
- **L'entropie  $(p - p_\infty) - (\rho - \rho_\infty)c_\infty^2$**  : Cette composante est associée à la production du bruit due à la différence entre les vitesses du son dans l'écoulement turbulent et dans le milieu observateur (stationnaire) et aux changements de l'entropie du fluide par des phénomènes de combustion ou de transferts thermiques. La région source est alors un milieu inhomogène dans lequel la masse volumique moyenne varie.

### 3.3.3 Les limitations de l'analogie de Lighthill

#### 3.3.3.1 Écoulement incompressible

L'équation de Lighthill a été largement utilisée dans les domaines de l'aéro et l'hydroacoustique en raison de sa simplicité et son exactitude. Cependant, dans la plupart des situations, la variable  $T_{ij}$  ne peut pas être déterminée et des approximations doivent être faites pour estimer les termes qui se couplent avec le champ sonore. Le problème ici est que le bruit d'écoulement est généré par une interaction non linéaire, et donc les approximations linéaires ne donneront pas des résultats corrects.

#### 3.3.3.2 Écoulement uniforme

Dans les applications aéroacoustiques, nous ne pouvons pas toujours supposer que  $v_i^2 \ll c_\infty^2$  quand la vitesse locale du son peut varier considérablement par rapport à sa valeur en dehors de l'écoulement. L'équation de Lighthill (3.27) est alors une mauvaise approximation des ondes sonores dans l'écoulement. Plus précisément, il y a deux effets qui se produisent, la génération de son par turbulence au niveau d'un élément source, et deuxièmement la propagation du son de l'élément source à travers l'écoulement non uniforme vers le champ acoustique lointain. Ce dernier effet fait plier les ondes au fur et à mesure qu'elles se propagent.

On conclut donc qu'il faut recourir à des analyses plus détaillées pour extraire l'effet d'un écoulement non uniforme sur la propagation du son à l'intérieur de l'écoulement.

### 3.3.4 Solution de l'équation de Lighthill

La solution de l'équation de Lighthill (3.27) est obtenue en considérant la fonction de green en espace libre :  $G(\mathbf{x}, \mathbf{y}, t, \tau) = \frac{\delta(t - \tau - \frac{r}{c})}{4\pi r}$ , où  $r = |\mathbf{x} - \mathbf{y}|$  est la distance entre la source et l'auditeur comme le montre la figure (3-3)

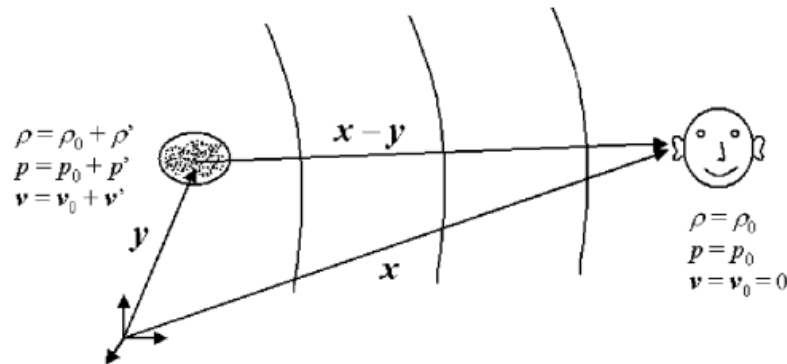


Figure 3-3

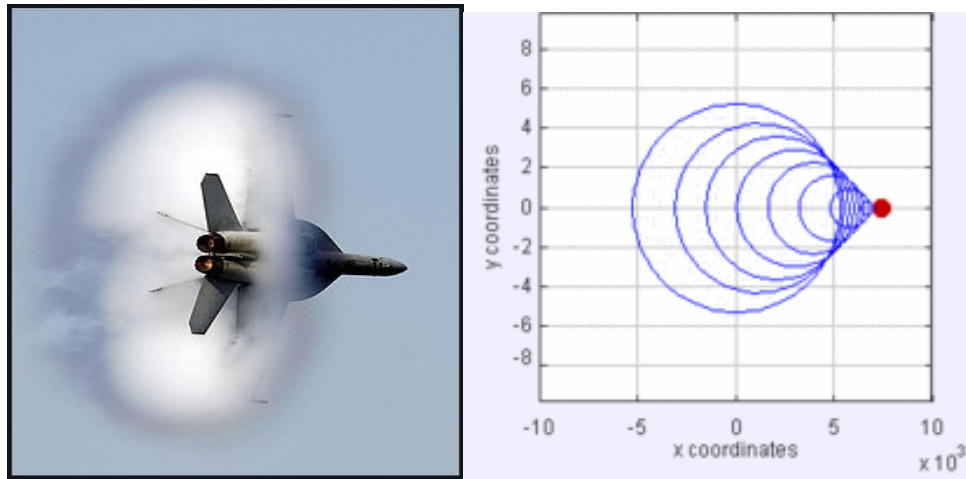
La fonction G est la solution de l'équation :

$$\left( \frac{\partial^2}{\partial t^2} - c^2 \nabla^2 \right) G = \delta(\mathbf{x} - \mathbf{y}) \delta(t - \tau) \quad (3.28)$$

Une propriété fondamentale de la fonction de Green pour les écoulements subsoniques est que chaque élément source, positionnée à  $\mathbf{y}$  et à l'instant  $\tau$ , est non nulle à la position de l'auditeur en  $\mathbf{x}$  à l'instant  $t$ , qu'en seulement un instant spécifique indiqué par l'argument de la fonction delta. Quand la source bouge avec une vitesse supersonique le long d'un chemin courbé, plus d'un seul point source peut éventuellement atteindre l'auditeur en même temps  $t$ ; cela conduit à l'apparition d'une onde de choc pour les avions (**figure 3-4**). Chaque contribution d'une source doit être évaluée à son temps de retard  $T_r$  qui lui convient  $T_r$ , qui est en fonction de  $r$ , comme il sera précisé plus tard.

La solution générale proposée par Lighthill pour les écoulements non-limités (unbounded flows) est donnée par une distribution spatiale des sources d'impulsions du tenseur  $T_{ij}$  qui se traduit par :

$$\rho - \rho_0 = \frac{1}{4\pi c_0^2} \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \int_{V_y} T_{ij} \left( \mathbf{y}, t - \frac{r}{c_0} \right) \frac{dV}{r} \quad (3.29)$$



**Figure 3-4 : détonation supersonique**

L'intégrale (3.29) est prise sur tout l'espace mais cette intégrale ne donne pas de contribution efficace de son rayonné que dans la région où les sources sont présentes. Il est donc courant de limiter l'intégration à un volume fini, celui de source d'écoulement  $V_y$ . Avec les approximations introduites par Lighthill, l'équation intégrale (3.29) se réduit à :

$$p'(\mathbf{x}, t) = \frac{1}{4\pi} \frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} \int_{V_y} \rho_0 v_i v_j \left( \mathbf{y}, t - \frac{r}{c_0} \right) \frac{dV}{r} \quad (3.30)$$

### 3.4 Les extensions de l'analogie de Lighthill

Comme on a démontré dans le sous-chapitre (3.3.3) l'analogie de Lighthill a bien des limites, elle ne permet pas de prédire l'émission sonore dans le cas d'un obstacle placé au sein de l'écoulement. Un opérateur de propagation plus complet est à mettre en place afin de prendre en compte les effets de la convection, la réfraction, la diffraction et la diffusion. L'analogie de Lighthill a donc été étendue et développée pour des écoulements en présence de frontières solides, on cite :

- **L'analogie de curle** en 1955 pour une surface compacte immobile.
- **L'analogie de powell** en 1960 pour une surface non compacte immobile.
- **L'analogie de Ffowcs wiliams & hawkings** en 1969 pour une surface en mouvement quelconque.

#### 3.4.1 L'analogie de Ffowcs Wiliams & Hawkings

En 1969, Ffowcs Williams et Hawkins (source) ont étendu la théorie de l'analogie acoustique développée par Lighthill (source) pour considérer les surfaces solides en remplaçant leur volume par du fluide au repos. Cette démarche prend en compte le déplacement de la surface solide présente dans l'écoulement.

### 3.4.1.1 Développement de la formulation

Pour la formulation de Ffowcs-Williams et Hawkins (source), on remplace les surfaces des obstacles  $\Gamma$  se déplaçant à une vitesse  $u_\Gamma$  par une frontière mathématique fictive, qui se traduit par une fonction  $f$ , vérifiant :

- $f(x, t) = 0$ , sur les parois de l'obstacle.
- $f(x, t) > 0$ , à l'extérieur de l'obstacle.
- $f(x, t) < 0$ , à l'intérieur de l'obstacle.
- la fonction  $f$  vérifie de plus  $\frac{\partial f}{\partial t} + u_\Gamma \nabla f = 0$

En introduisant la fonction de Heavyside,  $H$ , tel que  $H(f) = 1$  si  $f > 0$ , et  $H(f) = 0$  si  $f < 0$ , on peut écrire une analogie aéroacoustique pour la variable généralisée  $H(f)\rho$ . On réécrit tout d'abord les équations de conservation de la masse (3.8) et de la quantité de mouvement (3.9) dans l'ensemble de l'espace

(y compris à l'intérieur de l'obstacle), en y faisant intervenir la fonction de Heavyside, de la manière suivante :

$$\frac{\partial}{\partial t} [H(f)\rho'] + \frac{\partial}{\partial t} [\rho u_i] = \rho (u_j - u_{\Gamma_j}) \delta(f) \frac{\partial f}{\partial y_j} + \rho_0 u_{\Gamma_j} \delta(f) \frac{\partial f}{\partial y_j} \quad (3.31)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} [\rho u_i] + \frac{\partial}{\partial y_j} [H(f)(\rho u_i u_j) + p' \delta_{ij} - \tau_{ij}] = [p' \delta_{ij} - \tau_{ij} + \rho u_i (u_j - u_{\Gamma_j})] \delta(f) \frac{\partial f}{\partial y_j} \quad (3.32)$$

Où est utilisée la notation  $\phi' = \phi - \phi_0$  dans les équations (3.31) et (3.32). En suivant le même type de recombinaison que celle de Lighthill, on peut écrire une équation d'onde inhomogène pour la quantité  $H(f)\rho$  :

$$\frac{\partial^2 [H(f)\rho](\mathbf{x}, t)}{\partial t^2} - c_0^2 \nabla^2 [H(f)\rho'](\mathbf{x}, t) = \frac{\partial^2 [H(f)T_{ij}](\mathbf{x}, t)}{\partial y_i \partial y_j} + \frac{\partial [F_i \delta(f)](\mathbf{x}, t)}{\partial y_i} + \frac{\partial [Q \delta(f)](\mathbf{x}, t)}{\partial t} \quad (3.33)$$

dans laquelle on a posé :

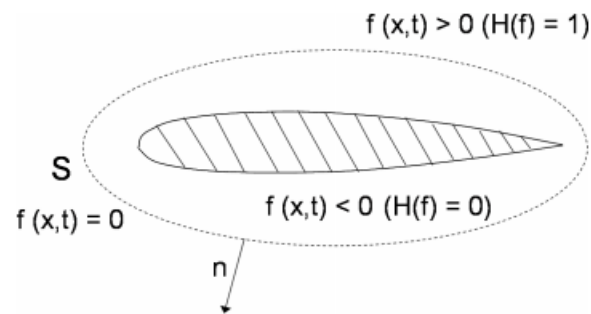


$$T_{ij} = \rho u_i u_j + (p - c_0^2 \rho) - \tau_{ij}$$

$$F_i = - \left[ \rho u_i (u_j - u_{\Gamma_j}) + p \delta_{ij} - \tau_{ij} \right] \frac{\partial f}{\partial y_j}$$

$$Q = \left[ \rho (u_j - u_{\Gamma_j}) + \rho_0 u_{\Gamma_j} \right] \frac{\partial f}{\partial y_j}$$

A noter qu'en l'absence d'obstacle,  $H(f)$  vaut 1 dans tout l'espace et  $\delta(f) = 0$ , l'équation (3.33) devient l'équation d'onde de Lighthill. Nous allons maintenant présenter la solution de cette équation dans le domaine temporel.



**Figure 3-5 surface d'intégration de Ffowcs Williams & Hawkins**

Finalement l'analogie de Ffowcs Williams & Hawkins permet de prédire la propagation sonore pour tout problème physique incluant une surface quelconque en mouvement ou immobile.

# ■ Résolution numérique

Le traitement du bruit aérodynamique est un art à la fois expérimental et numérique. Pour un système aile-train d'atterrissage, il est possible d'obtenir le niveau filtré de la pression acoustique propagée en champ lointain par la source aéroacoustique (diaphragme, angle...) expérimentalement à partir d'un traitement de signal adéquat. Les approches expérimentales, bien qu'indispensables dans la phase de validation finale d'un projet, présentent des inconvénients importants. En effet, elles peuvent s'avérer très coûteuses dans une phase de conception, aussi bien d'un point de vue financier (fabrication de prototypes, location de matériel...) que d'un point de vue temporel (délais de fabrication des prototypes, disponibilité du matériel...) et ce d'autant plus si le nombre de prototypes nécessaires est élevé.

Il existe quelques méthodes semi-empiriques développés pour faciliter la prédiction du bruit lors des phases de conception ainsi que limiter les couts tel que les modèle de smith [30] et celui de guo[31] pour le bruit des trains d'atterrissages. On trouve d'autres modèles pour le bruit propre du profile d'aile[32]. Néanmoins, leurs capacités à prédire le bruit pour toutes les gammes de fréquences est limité car ces méthode semi-empirique ne prennent pas en considération Les interactions hydrodynamiques pouvant induire un rayonnement acoustique en champ lointain. On conclut donc que les approches d'aéroacoustique numériques sont incontournables quand il s'agit de prédire le bruit pour toutes les gammes de fréquence ainsi que le bruit d'interaction entre les composants du système.

## 4.1 L'Approche numérique en aéroacoustique : la CAA

La CAA (computational aéroacoustics) est cet outil qui va permettre le traitement du bruit aéroacoustique généré par des écoulements turbulents à travers des méthodes numériques.

Bien que la simulation numérique des écoulements de fluide où la CFD (pour Computational Fluid Dynamics) existe depuis le début de l'informatique, l'idée de calculer le champ acoustique rayonné; grâce à ces simulations est bien plus récente. La CAA est donc à un stade de maturité beaucoup moins avancé que la CFD. Il a pu alors sembler naturel de profiter de l'expérience acquise en CFD. Malheureusement, les objectifs et les contraintes liées à la CFD et la CAA sont parfois différents, et la transposition des méthodes numériques employées en mécanique des fluides n'est pas immédiate. En effet, Le premier problème posé par l'aéroacoustique est la grande disparité des échelles de longueurs. Les schémas de discrétisation spatiale utilisés doivent être précis sur des échelles allant des plus petites longueurs représentatives de la turbulence dans la région des sources et des plus hautes fréquences, aux échelles de l'ordre des plus grandes longueurs d'ondes présentes dans le rayonnement acoustique. Contrairement à un problème purement aérodynamique ;il est

souvent nécessaire en aéroacoustique d'étudier un domaine spatial bien plus étendu que la seule région de l'écoulement. En plus de ces différences dans les échelles de longueurs, il existe des grandes variations sur les grandeurs comme les vitesses rencontrées ou les pressions. Typiquement, le rayonnement d'un écoulement subsonique oblige à prendre en compte des fluctuations de vitesses inférieures au mm/s pour les vitesses acoustiques mais dont la propagation se fait à quelques centaines de m/s et des vitesses de quelques dizaines de m/s pour les fluctuations aérodynamiques. Ainsi, en dehors de la vitesse de propagation, les fluctuations acoustiques sont couramment de l'ordre de  $10^4$  à  $10^5$  fois plus faibles que les fluctuations aérodynamiques.

Il existe différentes approches dans le domaine de la CAA pour estimer les niveaux de bruits engendrés par les écoulements turbulents. Selon la complexité du problème étudié, certaines méthodes peuvent être mieux adaptées. Nous présentons ici les méthodes principales et leurs domaines d'applications.

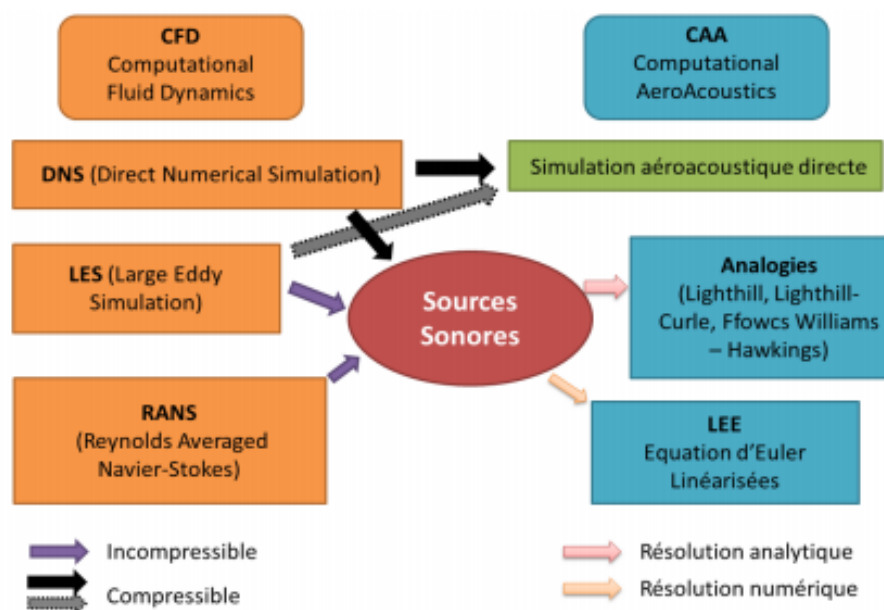


Figure 4-1:– Schéma récapitulatif du Calcul Aéroacoustique

### 4.1.1 Direct Noise Computation (DNC)

Le calcul direct est la résolution complète des équations de Navier-Stokes pour calculer la génération et la propagation de la pression acoustique, à toutes les échelles en temps et en espace. La DNC est de loin la plus couteuse mais la plus directe, Le principal inconvénient de cette approche est la nécessité de respecter des échelles de résolution en espace et en temps, avec des schémas de calculs extrêmement précis afin de capter ces phénomènes en évitant toute réflexion parasite. Il faut aussi couvrir un volume s'étendant assez loin des sources, où les fluctuations aérodynamiques peuvent être considérées comme négligeables et où seules subsistent les perturbations acoustiques. De plus, l'ordre de grandeur de la pression acoustique est très faible comparé à la pression hydraulique, ce qui entraîne des pertes de précision. Mais elle offre aussi l'avantage de

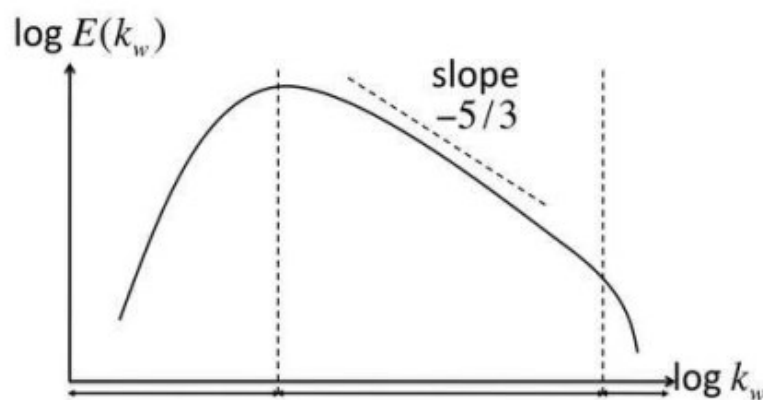
permettre une résolution sans modélisation donc réaliste avec la possibilité d'une interaction fluide / structure et d'une prise en compte de vibrations des structures.

Pour obtenir un champ acoustique fiable, il est donc important d'introduire des méthodes numériques adaptées aux simulations. L'algorithme doit en effet être capable de prendre en compte la différence d'ordre de grandeur entre les niveaux de pression hydraulique et acoustique. Il doit aussi propager les ondes acoustiques sur de "longues" distances sans trop de dissipation, d'amortissement ou de dispersion numérique. De plus, les conditions aux limites doivent être traitées précisément afin d'éviter la génération non physique d'ondes acoustiques de retour. Des zones tampons, correspondant à un maillage progressivement relâché et des conditions aux limites adaptées permettent d'améliorer considérablement les résultats d'une simulation numérique.

Parmi les différentes méthodes de DNC, on cite la plus utilisées : **La DNS "Direct Numerical Simulation"**

La DNS consiste à résoudre exactement les équations de Navier-Stokes, compressibles, pour toutes les échelles pertinentes du fluide (fonction du maillage). Seuls des principes de base sont utilisés pour dériver les équations de Navier-Stokes, et une analyse numérique garantit que la solution finale est assez proche de la réalité, appelée vérification de la solution numérique. La validation assure quant à elle que toutes les hypothèses prises en compte (conditions aux limites, conditions initiales, simplifications) sont valides en comparant les résultats à des mesures associées.

La plus petite échelle associée au spectre de l'énergie turbulente est appelée l'échelle de Kolmogorov (1941) comme le montre **la figure 4-2** :



**Figure 4-2 : Cascade de Kolmogorov.**

Lors d'une approche tridimensionnelle, le nombre de points nécessaires  $N$  pour caractériser toutes les échelles de turbulence varie en fonction de :

$$N \propto Re_L^{9/4} \text{ avec } Re_L = \frac{u'L}{\nu} \quad (4.1)$$

Le nombre de pas de temps,  $n_\tau$ , nécessaire pour décrire l'écoulement, relie la caractéristique temporelle  $t_L \propto \frac{L}{u'}$  à la caractéristique temporelle de la turbulence  $t_\eta$ , et est défini par :

$$n_\tau = \frac{t_L}{t_\eta} = \frac{L}{u't_\eta} \quad (4.2)$$

En considérant que, dans le cas d'un schéma explicite en temps, la stabilité en temps requiert de respecter le critère :

$$CFL = \frac{c_0 \Delta t}{\Delta x} < 1 \quad (4.3)$$

Le coût total d'une simulation pour la zone turbulente est donc liée à :

$$N \times n_\tau \propto \frac{Re_t^3}{M} \quad (4.4)$$

Où  $M$  représente le nombre de Mach de l'écoulement. L'objectif n'étant pas seulement de caractériser la région turbulente, mais aussi et surtout d'obtenir le son propagé en champ lointain, la variable acoustique  $\lambda$ , caractéristique de la longueur d'onde acoustique est introduite. Pour de faibles valeurs de Mach, elle peut être reliée à la longueur caractéristique  $L$  du domaine par :

$$\frac{\lambda}{L} \approx \frac{1}{M} \quad (4.5)$$

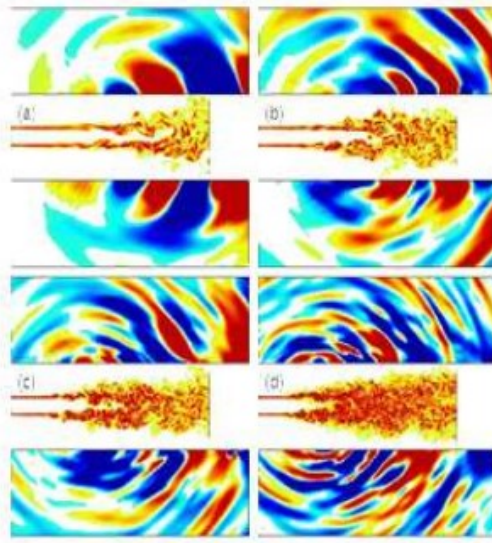
Aussi, le calcul d'une longueur d'onde acoustique en 3D augmente l'estimation totale des ressources nécessaires au calcul :

$$N_{\text{tot}} \approx \frac{Re_L^3}{M^4} \quad (4.6)$$

### 4.1.2 Méthode Hybride

Les méthodes hybrides offrent une alternative à la DNC. Le principe repose sur un découplage du calcul en deux étapes : Une étape pour déterminer les champs de pression et de vitesse (calcul des sources) et une étape de génération et propagation des ondes acoustiques. **La Figure 4-3** est une illustration de ce découplage : on observe dans la zone centrale différents écoulements turbulents générateurs de bruits. En dehors de la zone source, on observe le bruit propagé (onde acoustique).

Il est alors possible d'adapter les méthodes numériques aux contraintes respectives de chaque étape. La contrainte des approches hybrides est le manque d'informations sur l'interaction entre la partie aérodynamique et la partie acoustique. En particulier, les effets de réfraction engendrés par le flux moyen sont calculés de façon incomplète, voire ignorés, tout comme le couplage aérodynamique/acoustique. Cependant, malgré ces limites les méthodes hybrides offrent l'avantage d'être plus accessibles en termes de coût numérique. De plus, pour des géométries complexes, ce sont souvent les seules méthodes applicables.



**Figure 4-3 découplage des sources de bruit [33]**

La première étape consiste donc à calculer le champ de pression et de vitesse aérodynamique dans la zone dite source, en résolvant les équations de Navier Stokes soit par calcul direct, RANS, DES ou LES. Ce calcul se fait souvent en considérant l'écoulement incompressible. Dans une deuxième étape, on construit le champ acoustique à partir des termes sources. Pour cela, il existe deux méthodes de résolution :

- **Une résolution directe de la pression acoustique**, pour un point observateur fixe dans l'espace, reposant sur la forme intégrale des équations de Lighthill, Kirchhoff ou bien de Ffowcs Williams-Hawkings. Selon les cas, l'approche repose sur l'intégration des termes sources le long de surfaces fixes ou mobiles et/ou de sources volumiques. Dans le cas de vitesses très élevées (trans-sonique), ces intégrales deviennent très singulières en raison de l'effet Doppler, avec pour conséquence des difficultés de stabilité numérique.

- **Une méthode de résolution basée sur une discrétisation du domaine fluide** (éléments finis, différences finies, volumes finis ...) propose de déterminer le champ de pression sur l'ensemble du domaine d'étude, à partir des équations différentielles associées (équations d'ondes : équation de Helmholtz, la "Linear Euler Equations" etc....) Cette méthode est donc plus coûteuse d'un point de vue temps de calcul et puissance informatique.

### 4.1.3 Choix de l'approche numérique pour notre cas d'application

Après avoir étudié les différentes méthodes de la CAA, leurs avantages et leurs inconvénients, on conclut que la DNC est de loin la méthode la plus exacte mais aussi la plus coûteuse, on opte donc pour la méthode hybride. D'abord un calcul LES va permettre de résoudre les équations de Navier-stokes et donc calculer le champ de pression et de vitesse autour d'un système aile/train d'atterrissage. Puis dans une deuxième étape, on déduit le champ acoustique à partir des termes sources pour un observateur fixe dans l'espace par l'analogie de F. Fowles Williams-Hawkings présenté dans le chapitre précédent.

#### • Large Eddy Simulation (LES)

L'utilisation des simulations aux grands échelles (LES) comme outil d'étude aéroacoustique du bruit des avions s'est considérablement développée au cours de la dernière décennie. Elle fait désormais partie de l'ensemble d'outils utilisés en dehors de la recherche académique, c'est-à-dire dans les efforts de recherche et développement visant à concevoir et à mettre en œuvre des concepts pour réduire le bruit émis.

La LES est une "macro simulation" dans laquelle seules les échelles qui sont plus grande que la taille des mailles de la structure de l'écoulement sont calculées, les plus petites échelles étant quant à elles modélisées par un modèle de sous-mailles. Un filtre spatial permet la séparation de ces échelles. Il est généralement considéré que le comportement des petites échelles peut être considéré comme isentropique, ce qui justifie l'utilisation de modèles de sous mailles. Dans la plupart des cas, une modélisation fonctionnelle est utilisée pour les échelles manquantes (dissipation de l'énergie des petites structures) ; une modélisation structurelle peut être aussi utilisée dans laquelle les termes manquants sont modélisés.

Le coût de cette méthode est liée à la plus petite échelle à résoudre, une étude faite par Haecheon Choi [34], donne une estimation du nombre de points nécessaires pour une LES tridimensionnel qui est de l'ordre de :

$$N_{LES} \sim Re_{L_x}^{13/7} \quad (4.7)$$

Le coût de prévision du bruit aérodynamique en utilisant une simulation LES tridimensionnel reste relativement élevé, et hors de notre portée, étant donné qu'une simulation LES 3D d'un écoulement autour d'un cylindre circulaire requiert 560 jours de temps CPU pour exécuter  $50 \times 10^3$  pas de temps en utilisant un processeur monocœur et 35 jours en utilisant 16 processeurs multicœurs en parallèles tandis qu'une simulation LES d'un écoulement bidimensionnel autour d'un cylindre circulaire du même diamètre et dans les mêmes conditions requiert 10h de temps CPU et donne des résultats aérodynamique et acoustique très proches des résultats expérimentales d'après Orselli et al [35].

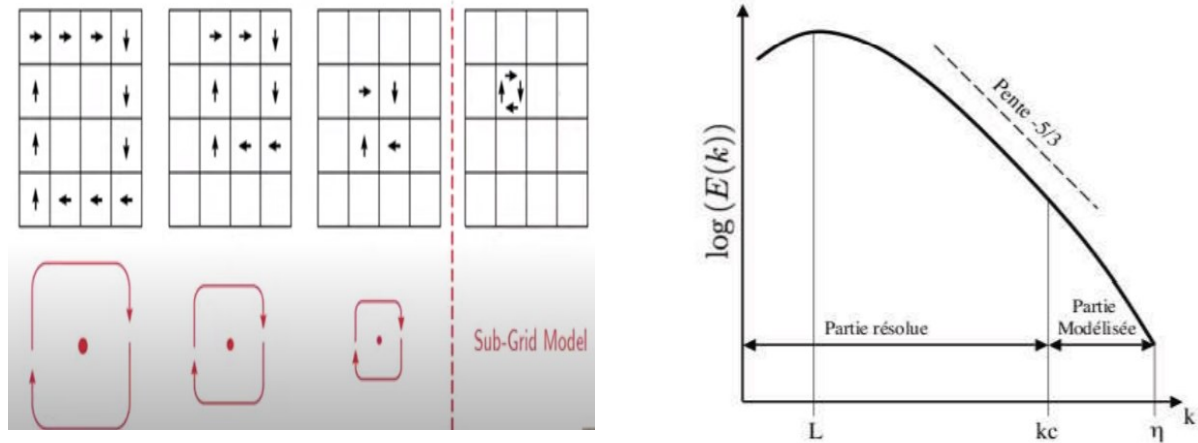


Figure 4-4 : illustration de la partie résolue par le maillage et la partie modélisée d'une LES sur la cascade de Kolmogorov.

## 4.2 Prédire le bruit à partir d'une simulation bidimensionnelle

Le son se propage à partir de sa source émettrice dans toutes les directions qui lui sont offertes. Le milieu de propagation d'une onde sonore est ainsi tridimensionnelle.

Pour prédire le bruit en champ lointain à partir des données d'un écoulement bidimensionnel l'effet de la troisième dimension peut être compensé en attribuant une longueur de corrélation. C'est-à-dire assumer une longueur  $L$  ou l'écoulement sera cohérent le long du sens de l'envergure. Cette déduction a été obtenue d'après des études [40,41] mené sur un écoulement autour d'un cylindre circulaire où on a découvert que l'écoulement sur le plan  $(\vec{OX}; \vec{OY})$  est parfaitement cohérent le long de la direction  $\vec{Z}$  pour une certaine longueur de corrélation et que l'amplitude des fluctuations de pression dépendait du niveau de cette longueur de cohérence.

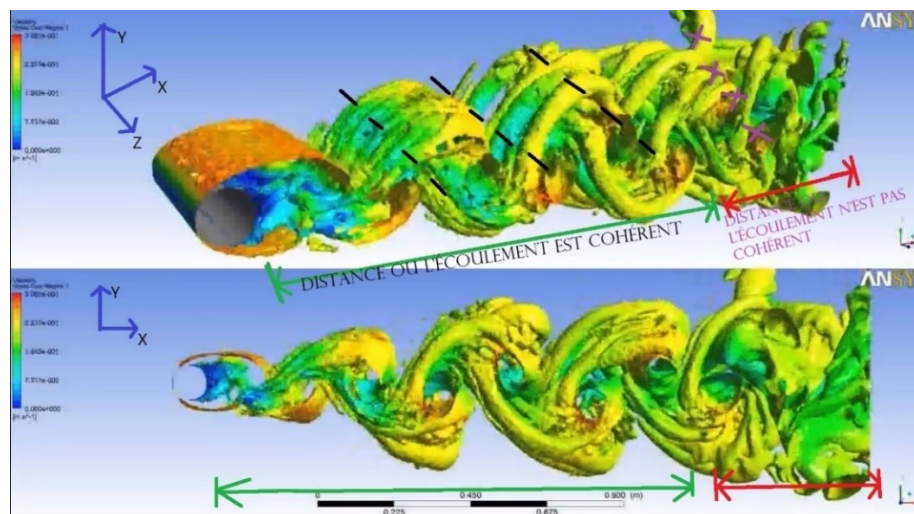


Figure 4-5 : Cohérence d'un Ecoulement tridimensionnel autour d'un cylindre circulaire

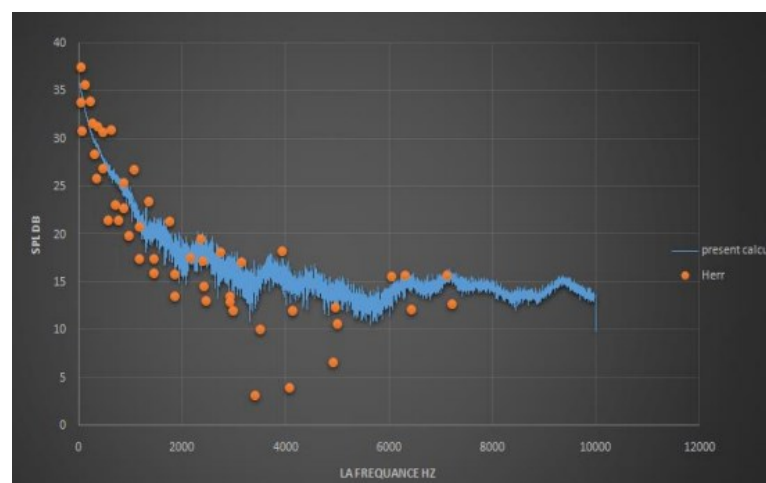


Cette longueur de corrélation a été le sujet de beaucoup de recherches, Notamment sur les écoulements autour d'une roue circulaire [39,40] ainsi qu'autour d'un profil d'aile [41,42] Les recherches ont montré que la longueur de corrélation variait selon le nombre de Reynolds associé à la longueur caractéristique  $L$  ( le diamètre de la roue dans le cas d'un écoulement autour d'une roue circulaire où la corde du profil dans le cas d'un écoulement autour du profil d'aile) de la manière suivante :

- **Pour un nombre de Reynolds  $Re \leq 10^4$**  : Il a été observé que l'écoulement était homogène le long de la direction d'envergure pour une longueur de corrélation d'environ  $15$  à  $18 \times L$ .
- **Pour un nombre de Reynolds  $Re_L \sim 10^5$**  : La longueur de corrélation diminue considérablement jusqu'à  $3$  à  $5 \times L$ .
- **Pour un nombre de Reynolds  $Re_L > 5 \times 10^5$**  : La longueur de corrélation diminue jusqu'à  $1$  à  $1.25 \times L$ .

#### 4.2.1 Validité des simulations bidimensionnel pour prédire le bruit

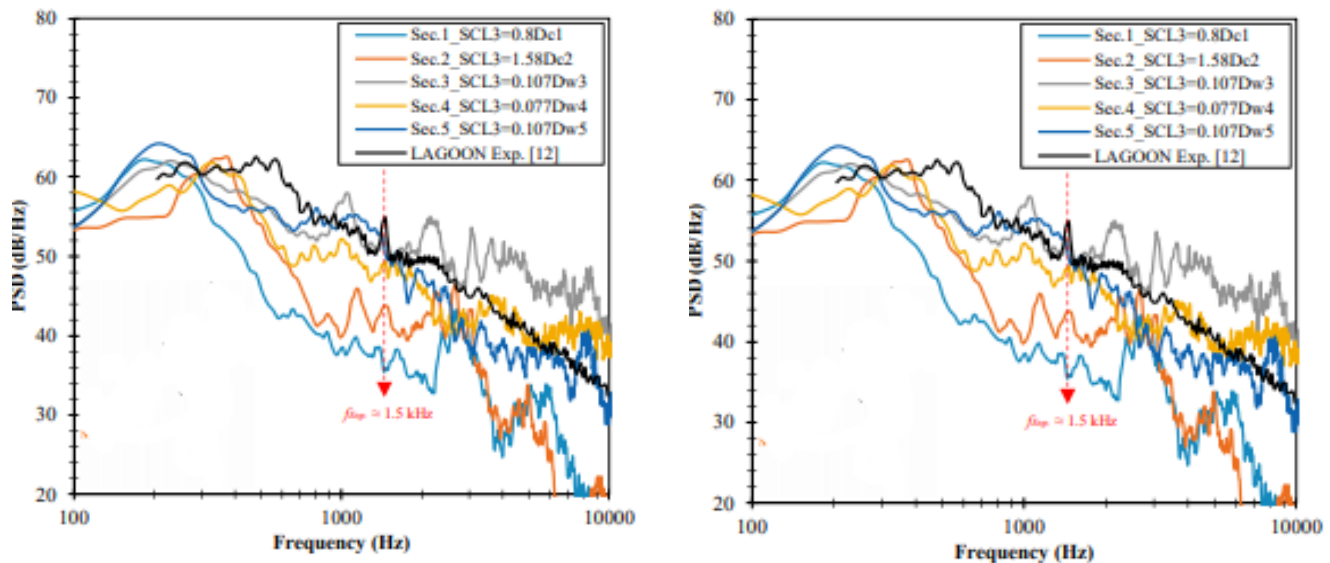
• **Pour un profil d'aile symétrique** : Une étude menée à l'institut d'aéronautique et des études spatial à l'université de Blida 1 SAAD DAHLEB en Algérie a examiner la validité d'une simulation 2D pour prédire le bruit en champ lointain d'un écoulement autour d'un profil d'aile symétrique naca 0012 en utilisant la méthode hybride (calcul LES, puis l'analogie de FW-H pour prédire le bruit) [42]. Les résultats de cette étude a montré une coïncidence avec les résultats expérimentaux en attribuant la bonne longueur de corrélation associé au nombre de Reynolds du profil (**Figure 5-2**).



**Figure 4-6: Validation du niveau de pression sonore pour le cas du profil naca 0012 [20]**

• **Pour un train d'atterrissage** : Une études récente [43] propose de prédire le bruit d'un train d'atterrissage en champ lointain à travers des simulations 2D pour multiple sections transversales du train en utilisant la méthode hybride (calcul LES, puis l'analogie de FW-H pour prédire le bruit) pour chaque simulation et en attribuant la longueur de corrélation qui convient pour chaque section individuellement à

chaque fois. Le bruit global du train d'atterrissage est calculé comme la somme incohérente du bruit prévu de toutes les sections transversales. La **figure 4-7-a** montre les résultats du bruit de chaque section individuellement. On remarque que la section du profil du train d'atterrissage sec.4 (roue circulaire) donne le résultat le proche de l'expérimental. La **figure4-7-b** montre la validité du résultat du bruit global rayonné.



a) comparaison entre les résultats du bruit rayonné par les différentes sections transversales et l'expérimental

b) validation du calcul du bruit global rayonné par les différentes sections 2d avec d'autres simulations 3d et l'expérimental

**Figure 4-7: Résultats aéroacoustique du bruit rayonné par un train d'atterrissage LAGOON à travers des simulations bidimensionnel pour multiples sections [43].**

### 4.3 Le code Ansys fluent

ANSYS Fluent est un code de calcul de CFD qui modélise par la méthode des volumes finis des écoulements très variés dans des configurations plus ou moins complexes.

Ce solveur offre toutes les capacités physiques nécessaires pour la modélisation des écoulements fluides et des turbulences. Le logiciel est utilisé pour des applications industrielles allant de l'écoulement d'air autour d'une aile d'avion, aux trains d'atterrissage à la combustion à l'intérieur d'un four ; des colonnes à bulles aux plates-formes pétrolières ...etc.

Ce qui nous a amené à choisir FLUENT comme solveur pour la problématique traitée c'est qu'il propose le modèle "acoustics" qui traite les phénomènes d'aéroacoustique à travers l'analogie de Ffowcs Williams & Hawkings. Le mailleur associé à FLUENT et qui a été utilisé pour ce projet n'est autre qu'ICEMCFD.

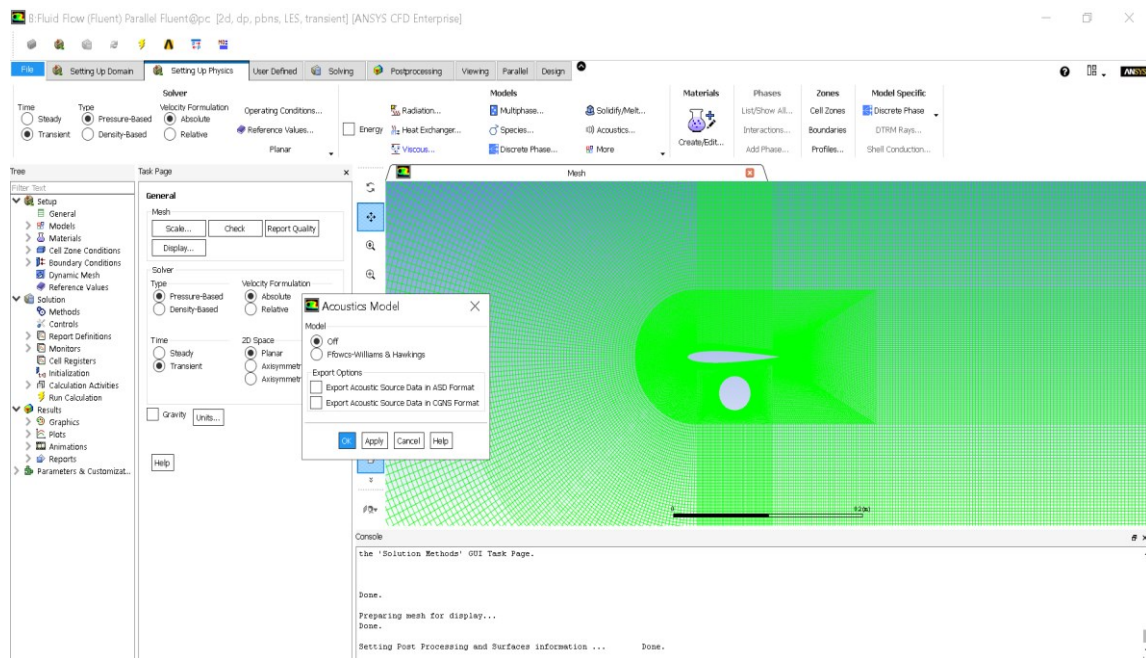


Figure 4-8 : fenêtre ouverte du logiciel ANSYS FLUENT

## 4.4 Configurations étudiées

Le cas du système aile-trains d'atterrissage permet d'évaluer le bruit aérodynamique rayonné par le profil d'aile et la roue du train d'atterrissage ainsi que d'étudier le bruit d'interaction entre la roue du train d'atterrissage et les système aval dans le but de définir la distance du positionnement de la roue où le système génère moins de bruit et donc moins de turbulence, tout en minimisant les coûts de calcul et en assurant un maximum de précision.

Le système aile-train d'atterrissage se compose d'un profil d'aile symétrique naca 0012 d'une corde de 0.1m et d'une roue circulaire de 0.03378m de diamètre. Les dimensions reflètent la taille réelle d'un système aile-roue du train d'atterrissage du BOEING 747-400 à l'échelle 1 : 40,6.

Cette étude accumule 12 simulations numériques dont chacune correspond à une configuration différente. Les configurations étudiées font référence à plusieurs positions L/C de la roue du train d'atterrissage. On a étudié ainsi le bruit des composants du système individuellement, Les configurations sont :

- Le cas de la roue seule** : Cette simulation a été faite Pour un diamètre  $D = 0.03378\text{m}$  : Comme justifié précédemment cette dimension reflète le diamètre réel d'une roue du train atterrissage principal du BOEING 747-400 à l'échelle 1 : 40,6. Cette configuration permet de donner une estimation du bruit rayonné par la roue du train seule ainsi. Le nombre de mach de la vitesse d'entrée :  $M_a = 0,2$  et nombre de Reynolds associé au diamètre :  $Re_d = 1,6 \times 10^5$  La longueur de corrélation attribué est de  $SCL = 3 \times D \approx 0,1\text{m}$  On a validé les résultats aérodynamique de Cette configuration avec L'étude expérimental de CANTWELL et al.[44]. Les résultats de cette dernière étude qui traite le bruit rayonné d'un cylindre

circulaire a un nombre de Reynolds  $Re_d \sim 10^5$  ont été largement utilisés comme une référence de validation pour les méthodes hybrides de la CAA. Nous avons ainsi validé la longueur de la source de corrélation discutée précédemment et analysé la sensibilité de la solution au maillage.

• **Le cas du profil seul** : on a réalisé deux simulations pour cette configuration à deux angles d'incidences différents pour un nombre de Mach :  $Ma = 0,2$  nombre de Reynolds associé à la corde du profil :  $Re_c = 4,8 \times 10^5$ . La longueur de corrélation attribuée est de  $SCL = C = 0,1m$

• **Pour  $\alpha = 0^\circ$**  : Cette simulation nous a permis d'étudier la sensibilité du bruit du profil au maillage défini, en validant les résultats de distribution de pression avec les résultats expérimentaux de LADSON et al. [45]. La configuration nous a ainsi permis d'évaluer le bruit rayonné par le profil d'aile à un angle d'incidence nul.

• **Pour  $\alpha = 15^\circ$**  : tout comme pour la configuration précédente on a validé la distribution de pression avec les résultats expérimentaux de LADSON et al. [45]. Varier l'angle de portance nous a permis d'évaluer l'influence du décollement de la couche limite sur le bruit rayonné par le profil d'aile.

- **Le cas du système aile-train d'atterrissage** où le nombre de Mach  $Ma = 0.2$  et le nombre de Reynolds du profil et de la roue est respectivement :  $Re_c = 4,8 \times 10^5$ ,  $Re_d = 1,6 \times 10^5$  la longueur de la source de corrélation attribuée au système est de  $SCL = 0,1m$ . Cette configuration nous a permis d'évaluer le bruit et la turbulence pour chaque nouvelle position du train avec les distances suivantes :  $L/C = 0.15$ ,  $L/C = 0.3$ ,  $L/C = 0.45$  (pour  $\alpha = 0^\circ$  et  $\alpha = 15^\circ$ ),  $L/C = 0.6$ ,  $L/C = 0.75$ ,  $L/C = 1$ ,  $L/C = 1.5$ ,  $L/C = 2$

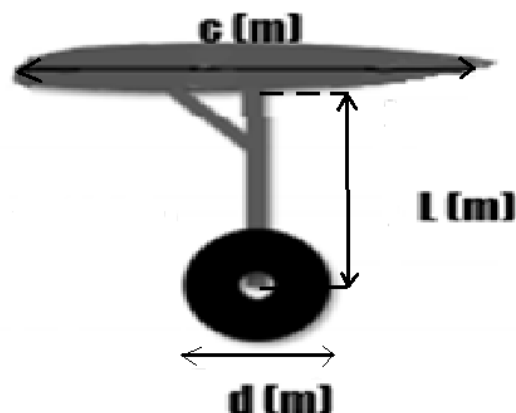
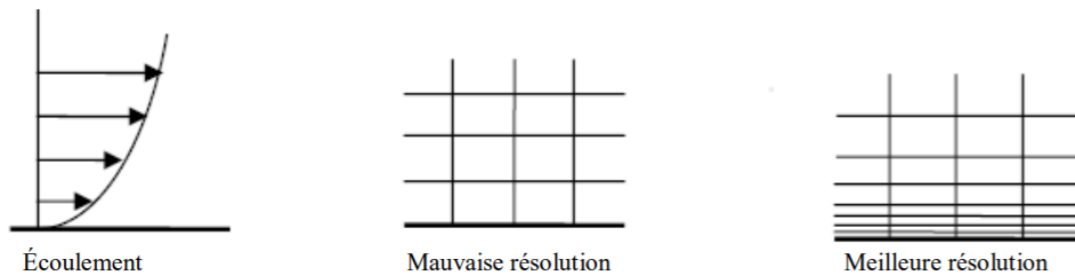


Figure 4-9 : les distance du système aile-train d'atterrissage

## 4.5 Domaine de calcul et maillage

La deuxième tâche qu'on a conçue dans ce travail après avoir étudié la validité des simulations bidimensionnel pour le profil d'aile et le train d'atterrissage est la définition des frontières de calcul et du maillage.

La construction du maillage consiste à discrétiser le domaine de calcul en cellule élémentaire. Une bonne résolution du maillage doit être assurée, plus particulièrement dans les zones qui montrent un fort gradient de pression, où les effets de la couche limite sont importants. Une bonne résolution du maillage permet de mieux décrire les phénomènes physiques localisés dans ces zones.



**Figure 4-10: Résolution du maillage**

Les critères de construction d'un maillage pour une LES résolue qui a pour but de résoudre les structures turbulentes de la couche interne de la couche limite. De fait, les dimensions caractéristiques du maillage sont

définies à l'aide des variables internes ( $\mathbf{u}^+ = \frac{u^*}{u}$  et  $\mathbf{y}^+ = \frac{u^*y}{\nu}$ , avec  $u^* = \frac{\tau_w}{\rho}$ ) tel que suit :  $\frac{\Delta y^+}{\Delta x^+} \simeq 1$   
 $\Delta x^+ \simeq 60$

Un maillage structuré de type CH est créé autour du système profil-roue pour toutes les simulations présenté dans cet ouvrage et délimite le domaine de calcul. La grille en C s'étend jusqu'à 30 D (30D diamètres de la roue ce qui est égale à 10 cordes) en amont du profil (à partir du bord d'attaque), et la grille en H jusqu'à 44,4 D (44,4 diamètres de la roue ce qui convient à 15 cordes du profile) en aval, comme représente par la **figure 4-11**.

Un raffinement a été effectué au niveau des parois de notre système où la hauteur de la première couche est de  $\Delta y^+ = 4,3 \times 10^{-6}$  m. Dans e but de mieux contrôler l'évolution des mailles entre le système et les limites du domaine extérieur Deux zones de raffinement de type CH sont créé à  $2 \times C$  et à  $6 \times C$  du profil, où C représente la corde du profil, la taille de l'élément dans la première zone est de  $10^{-3}$  m, puis de  $2 \times 10^{-3}$  m dans la deuxième zone et finalement de  $3 \times 10^{-3}$  dans le reste du domaine comme représenté dans la figure 4-12. Le nombre total des éléments est  $4,5 \times 10^5$  éléments.

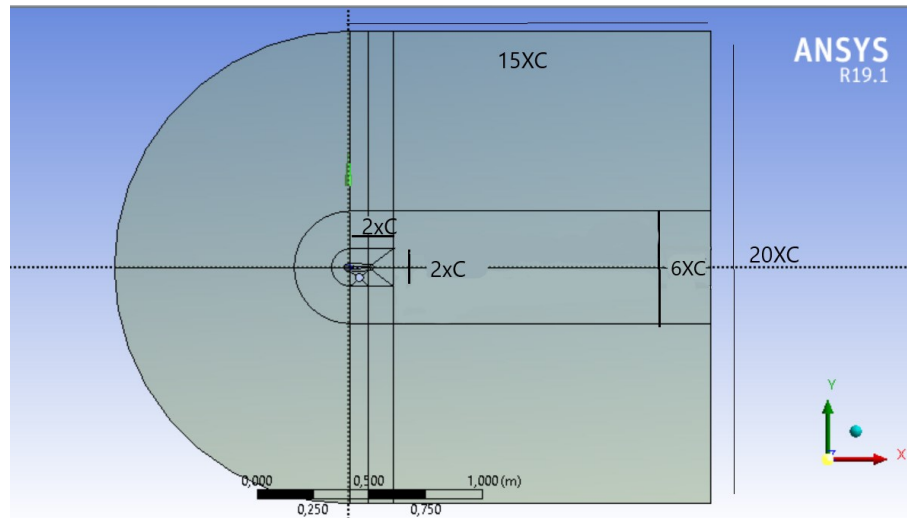
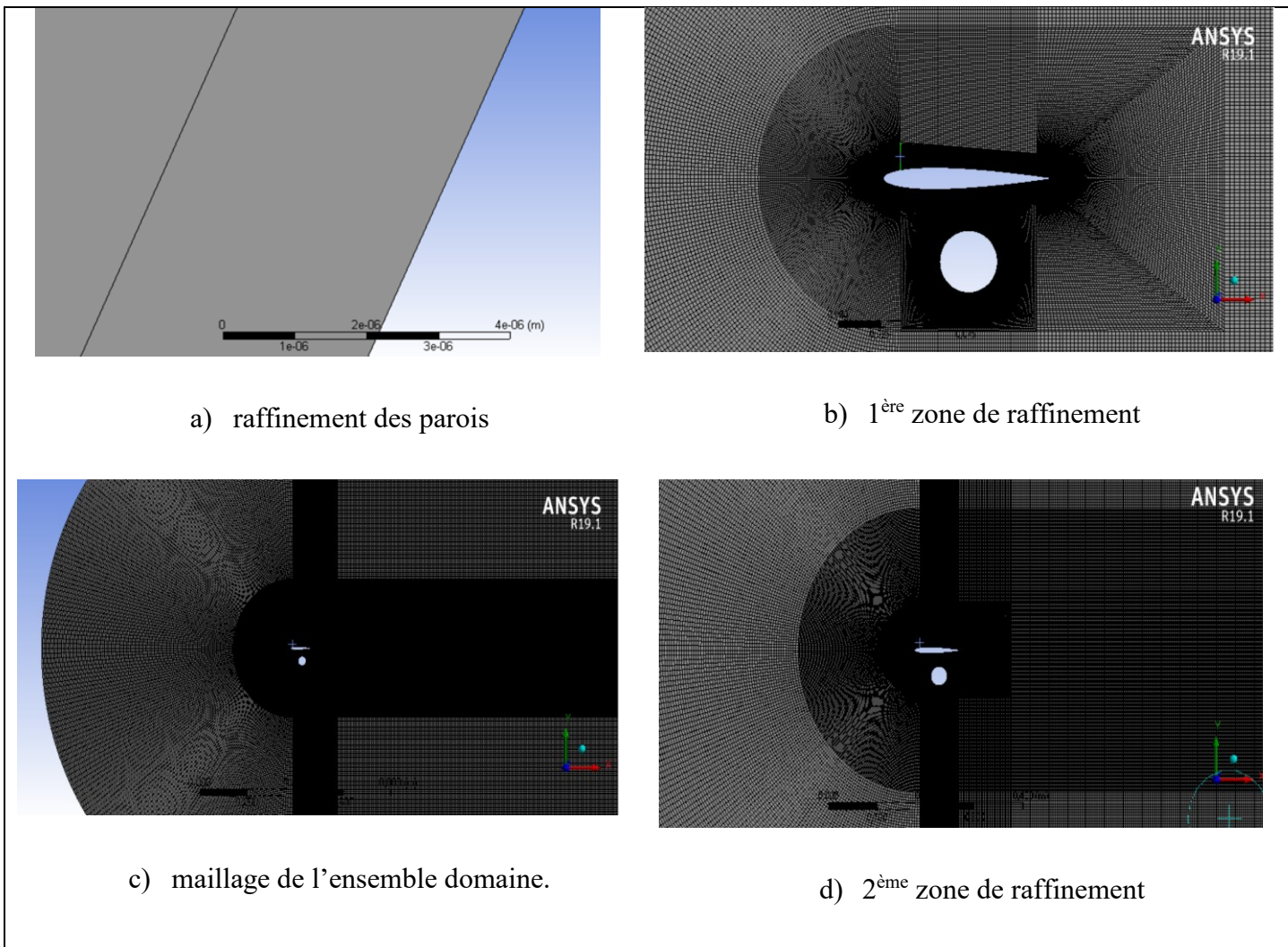


Figure 4-11 : Domaine de calcul.



a) raffinement des parois

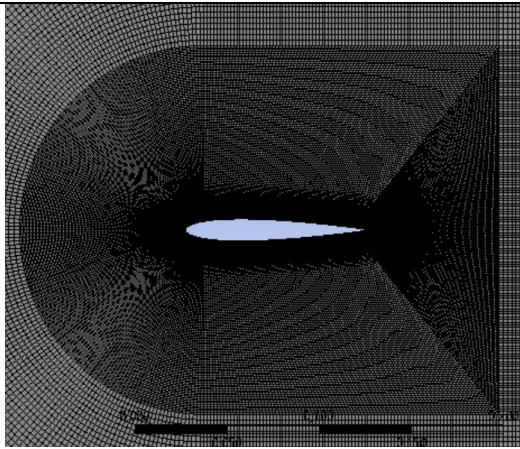
b) 1<sup>ère</sup> zone de raffinement

c) maillage de l'ensemble domaine.

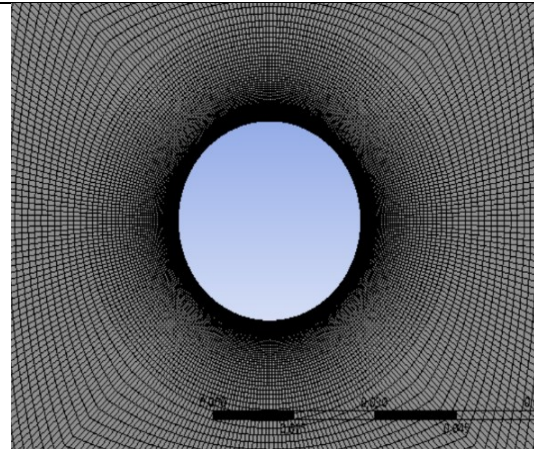
d) 2<sup>ème</sup> zone de raffinement

Figure 4-12 : Maillage et discrétisation du domaine

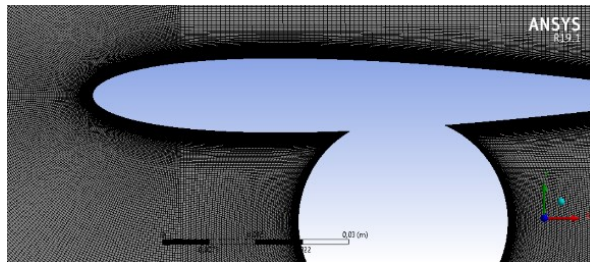
Le même maillage a été utilisé pour toutes les configurations étudiées (figure 4-13)



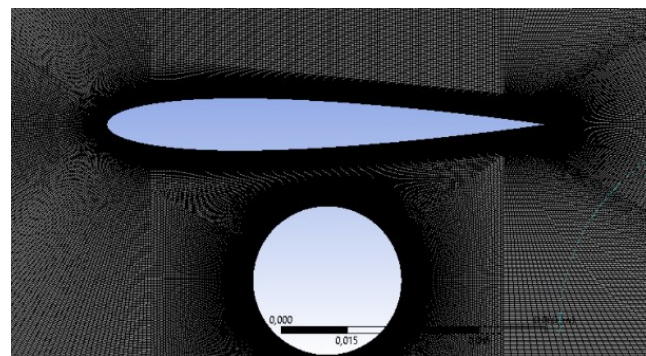
**Profil d'aile ( $L/C=0$ )**



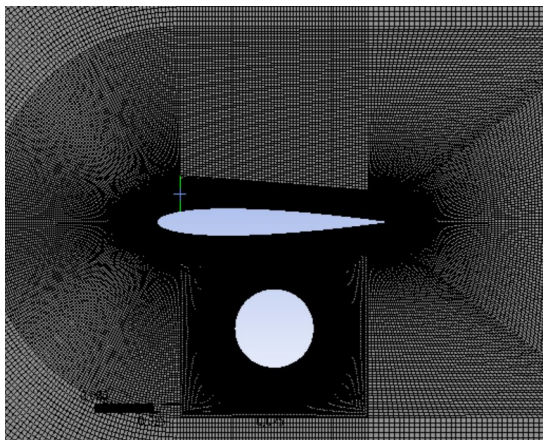
**Roue**



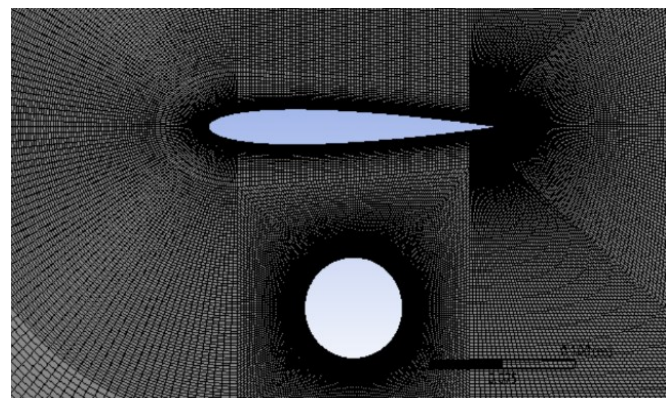
**$L/C=0.15$**



**$L/C = 0.3$**



**$L/C=0.45$**



**$L/C = 0.6$**

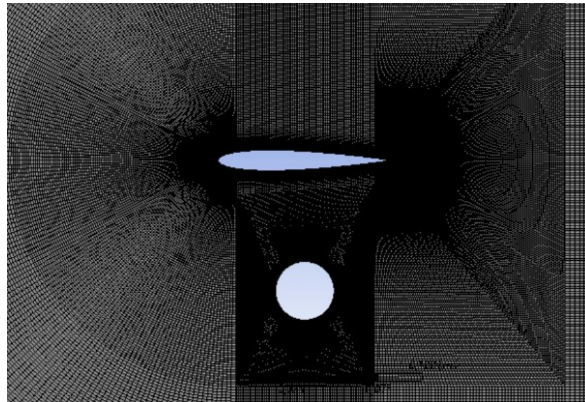
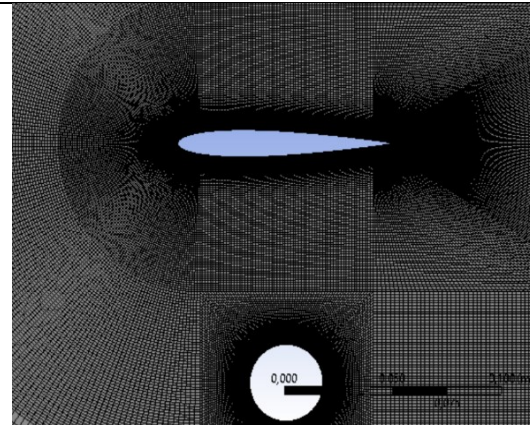
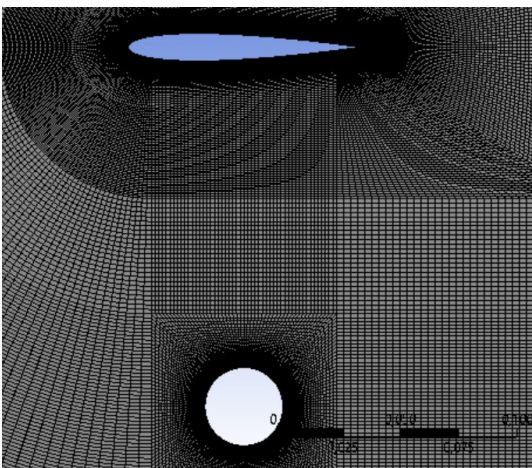
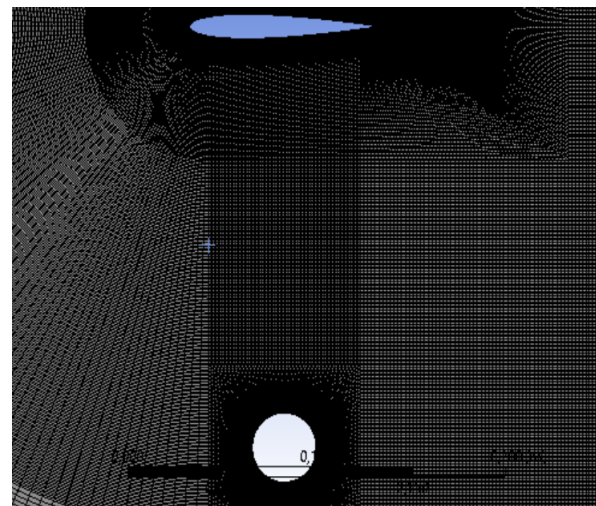
 $L/C=0.75$  $L/C=1$  $L/C=1.5$  $L/C=2$ 

Figure 4-13 : Maillage des différentes configurations étudiée

## 4.6 Procédure de résolution

### 4.6.1 Lancer ANSYS FLUENT en parallèle

La méthode de calcul parallèle utilisée par FLUENT se repose sur la décomposition du domaine, dans laquelle la géométrie est divisée en  $n$  parties et alloués à  $n$  processeurs séparés pour la solution.

Chaque processeur exécute le même programme sur son propre ensemble de données puis, la communication entre les processeurs est effectuée pour synchroniser les données.

Dans notre cas on dispose d'une machine à 2 cœurs et donc 4 processeurs logiques, le domaine est ainsi divisé sur 4 parties automatiquement par FLUENT.



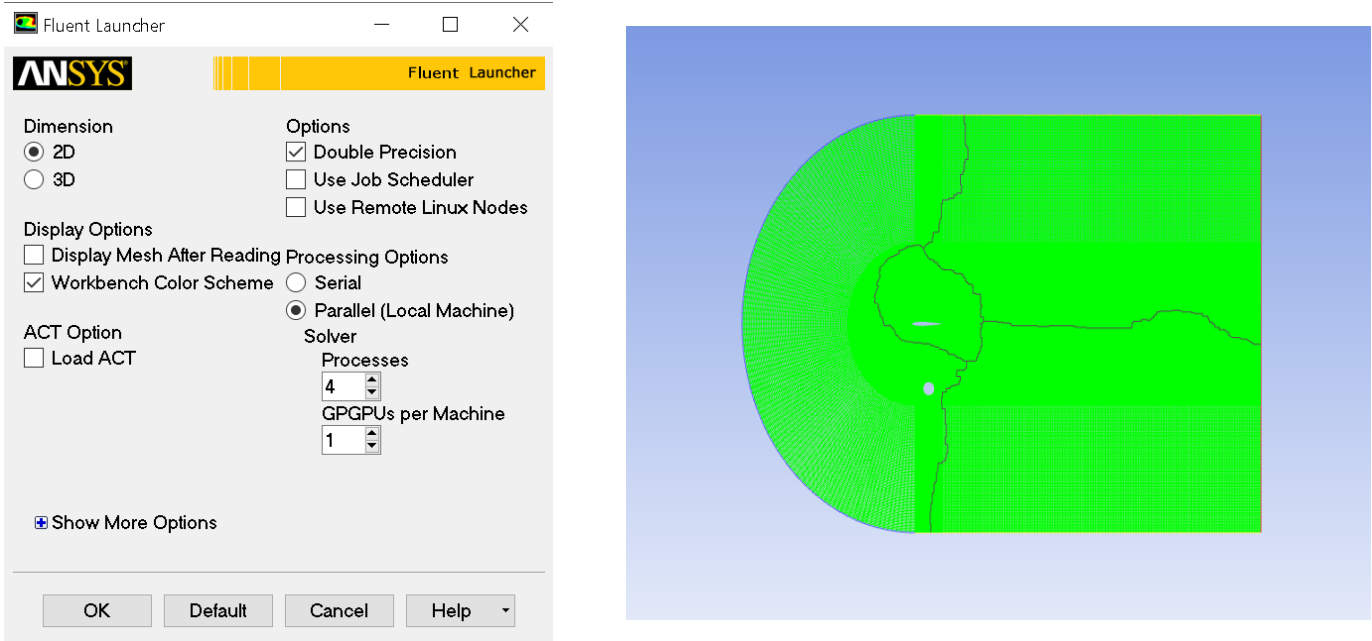


Figure 4-14 : FLUENT launcher en parallèle et décomposition automatique du domaine

### 4.6.2 Modèle de turbulence LES et méthodes de solution

Après avoir choisir le solveur à base de pression (pressure-based solver) pour un régime instationnaire (transient), le modèle LES ne figure pas par défaut dans la liste des modèles de turbulence dans l’interface graphique de l’utilisateur (GUI – graphical user interface). La commande : (rpsetvar 'les-2d? #t) doit être rentré dans la console pour le rendre disponible.

On choisit le modèle de sous-maille de Smagorinsky-Lilly pour modéliser les échelles de turbulence qui sont plus petits que la taille des mailles, et on retient la valeur par défaut de la constante du modèle  $C_s = 0,1$ .

Les méthodes et les contrôles de solution sont attribuées tel que suit :

Schéma du solveur pressure-based : Avance en temps non itérative (Non-iterativ time advancement scheme)	
coefficients de relaxation du solveur	Coefficient de relaxation Pression =0,7
	Coefficient de relaxation du Moment=1
Formulation transitoire (transient formulation) :second ordre implicit	
Schéma de couplage pression-vitesse : Fractional step method (fsm)	
Schémas de discrétisation spatiale	Gradient : last squares cell based

	Pression : PRESTO !
	Moment : bounded centrall differencing

Table 4-1: Méthodes et contrôles de solution.

### 4.6.3 Condition aux limites

La définition de conditions aux limites appropriées est essentielle pour une simulation réussie. Des conditions aux limites mal posées entraîneront des prédictions physiquement incorrectes et, dans de nombreux cas, l'échec du solveur. Les utilisateurs doivent spécifier les conditions aux limites pour chaque champ résolu.

Les conditions aux limites sont attribuées comme suit :

• **Conditions aux limites à l'entrée (velocity inlet)** :  $P_{in}=0$  et  $V_{in} = 72\text{m/s}$  avec les composantes suivantes :

- Pour un angle d'incidence  $\alpha = 0^\circ$  :  $u=1$  ,  $v=0$
- Pour un angle d'incidence  $\alpha = 15^\circ$  :  $u=\cos(15)$  ,  $v=\sin(15)$

• **Conditions aux limites à la sortie (pressure outlet)** :  $P=0$  Pa,  $\frac{\partial u}{\partial x} = 0$ ,  $\frac{\partial v}{\partial x} = 0$

• **Parois glissantes symétriques** (symmetry top/ symmetry bottom :Zero shear free-slip wall): les composantes de vitesse normal au plan ainsi que tout les gradients normaux de toutes les variables de l'écoulement sont nuls au niveau des frontières glissantes symétriques :  $\frac{\partial u}{\partial y} = 0$ ,  $v = 0$  et  $\frac{\partial P}{\partial y} = 0$

• **Parois non-glissante** (no-slip walls) : le profil d'aile et la roue sont définis comme des parois non glissante :  $u=0$  ,  $v=0$

• **La masse volumique de l'air** :  $\rho = 1.225$  kg/m<sup>3</sup>

• **La viscosité cinématique de l'air** :  $\mu = 1.7894 \times 10^{-5}$  kg/m.s

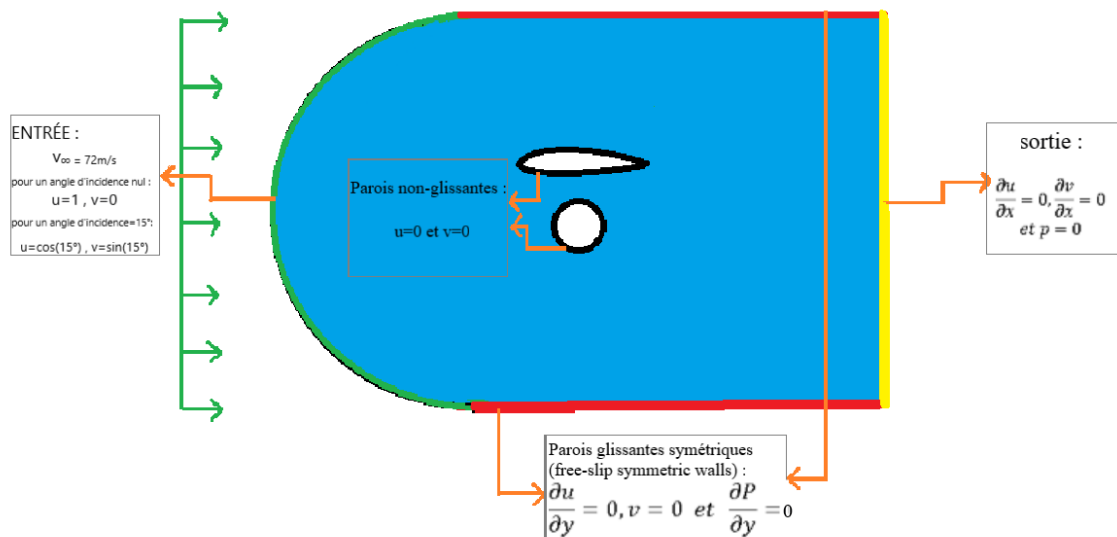


Figure 4-15: Condition aux limites des configurations étudiées

#### 4.6.4 Pas de temps de calcul

Le pas de temps de calcul  $\Delta t$  désigne l'avancement en temps. Dans un calcul LES le pas de temps de calcul est régie par l'échelle de temps des plus petits tourbillons à résoudre. Le pas de temps doit aussi assurer la stabilité du schéma numérique en respectant la condition de Courant-Friedrichs-Lewy (CFL):  $CFL = v_{\infty} \frac{\Delta t}{\Delta x} \leq 1$ . Le pas de temps dans toutes les calculs présents dans cette étude est de  $\Delta t = 5 \times 10^{-6}$  s.

#### 4.6.5 Stabilisation de l'écoulement

Avant d'extraire les données sources pour l'analyse acoustique, on doit assurer que l'écoulement instationnaire s'est stabilisé, ce qu'on appelle un écoulement quasi-stationnaire. L'état quasi-stationnaire sera reconnu en surveillant les coefficients de forces de portance et de traînée  $C_L$  et  $C_D$  Après avoir lancer le calcul.

Après 12000 itération (0,06 s de temps d'écoulement) les coefficients de forces de portance et de traînée ont commencé à osciller de manière périodique et uniforme comme le montre les figures en dessous :

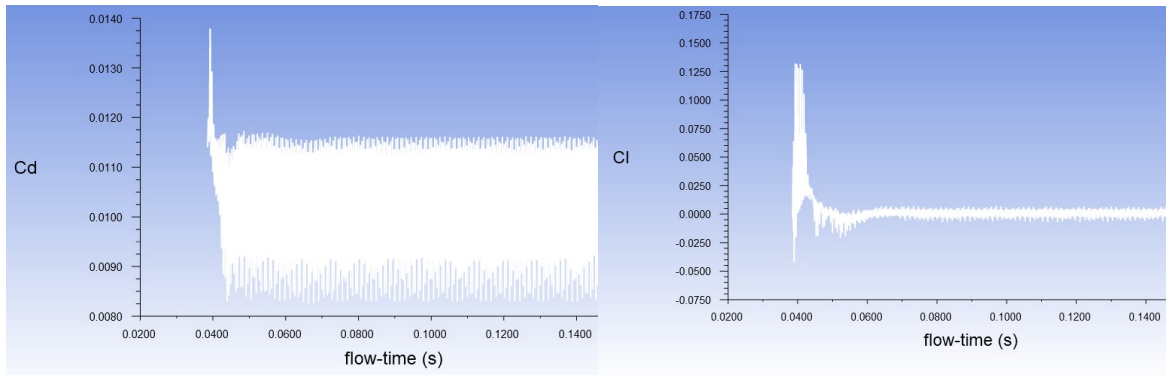


Figure 4-16 : Variations des coefficients de portance ( $C_L$ ) et de trainée ( $C_D$ ) par rapport au temps pour la configuration : profil à  $\alpha = 0^\circ$

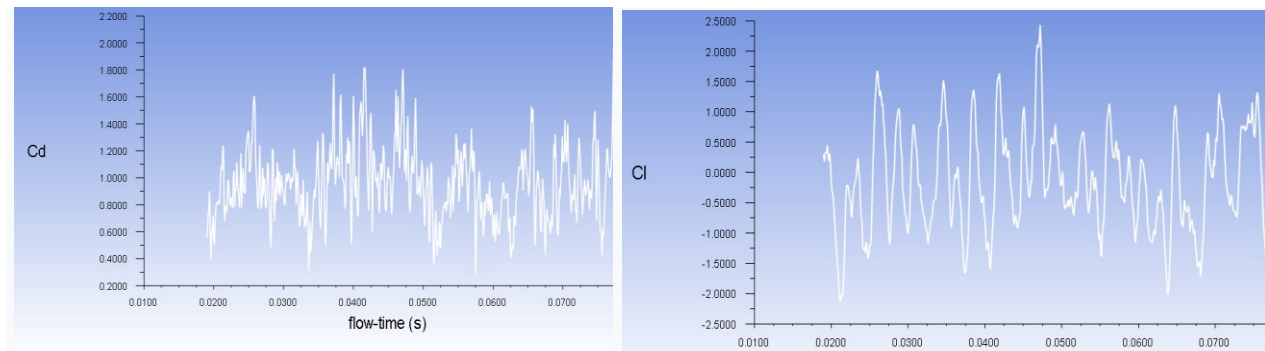


Figure 4-17 : Variations des coefficients de portance ( $C_L$ ) et de trainée ( $C_D$ ) par rapport au temps pour la configuration : Roue

On reconnaît que l'écoulement quasi-stationnaire est établi, on peut maintenant lancer le calcul aéroacoustique.

#### 4.6.6 Calcul aéroacoustique

On choisit le modèle acoustique dans la fenêtre "setting up physics" et on active l'analogie de Ffowcs-Williams & Hawkins avec les paramètres suivants :

- **Constantes du modèle acoustique**

La pression acoustique de référence qui définit le seuil d'audibilité est choisie telle que  $P_{ref} = 2 \times 10^{-5}$  Pa. La masse volumique et la célérité du son du milieu uniforme en champ lointain sont introduites de la manière suivante :  $\rho = 1,2250 \text{ kg/m}^3$  et  $C_0 = 340 \text{ m/s}$ . La longueur de corrélation SCL attribuée pour toutes nos configurations présentes dans notre étude est de 0,1m.

- **Sources du bruit aérodynamique**

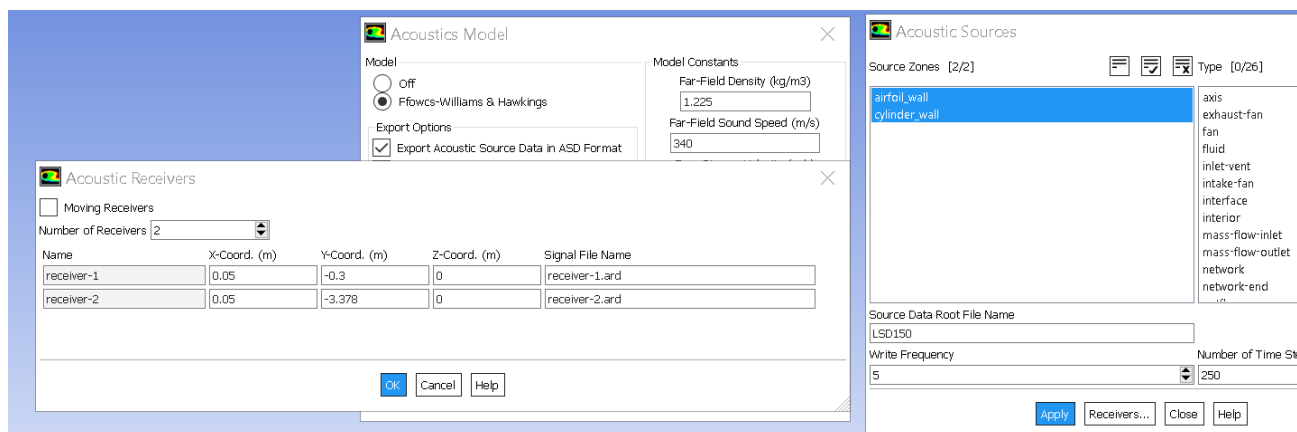
Les sources du bruit aérodynamique dans notre cas d'application sont : le profil d'aile et la roue circulaire.

- **Microphones**

Pour capter les fluctuations de pression acoustique en champ proche et en champ loain on y place deux microphones en aval du centre de la roue de diamètre  $D$ , à approximativement  $10D$  ( $M_1$ ) pour le champ proche et  $100D$  ( $M_2$ ) pour le champ loain. Les cordonnées des microphones s'écrivent :  $M_1$  (0,05 ; -0,3 ; 0) et  $M_2$  (0,05 ; -3,378 ; 0).

- **Fréquence**

Pour un pas de temps  $\Delta t$  donné, la fréquence la plus élevée que l'analyse acoustique peut produire est  $f = \frac{1}{2 \times \Delta t}$ . Pour le pas d'avancement en temps choisi pour notre étude, la fréquence maximale est de 100 kHz. Cependant, il n'est pas nécessaire d'enregistrer les données des sources acoustiques à chaque pas de temps. Vu qu'on est intéressé uniquement au champs auditif humain qui s'étend de 20 Hz jusqu'à 20 kHz dans cette étude, les données de source acoustique sont enregistré chaque 5 pas de temps, ainsi la fréquence maximale que l'analyse acoustique peut produire est réduite à  $f = \frac{1}{5 \times (2 \times \Delta t)} = 20 \text{ kHz}$ .



**Figure 4-18: Fenêtres des paramètres du model acoustique (FW-H) de FLUENT**

Une fois les paramètres introduits, on lance le calcul pour 25 000 pas de temps de plus (0,125s de temps d'écoulement) pour ensuite passer à l'analyse des résultats aérodynamique et acoustique.

Cette méthode de résolution a été adopter pour toutes les configurations présentes dans cette étude Le couts total des simulations est de 146 h de temps CPU en utilisant 4 processeurs logiques en parallèle.

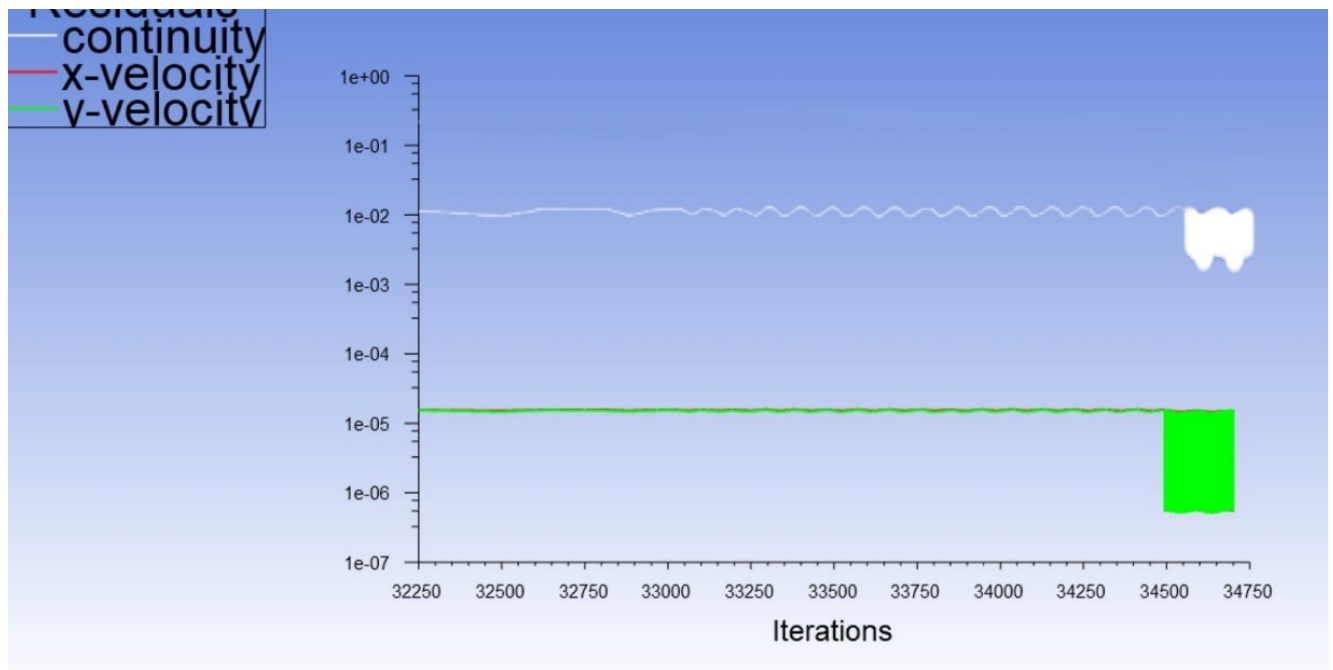


Figure 4-19 : Résidus de calcul après 34750 pas de temps.

## Résultats et discussion

L'écoulement affleurant un système aile-train d'atterrissage (Roue) et le champ acoustique correspondant sont des phénomènes physiques tridimensionnels mais une simulation bidimensionnelle en constitue une bonne approximation. Il s'agit évidemment d'un compromis mais qui n'est pas très pénalisant pour étudier les mécanismes de génération du bruit mis en jeu dans un tel écoulement.

Afin de prédire le bruit généré par les configurations (profil d'aile, roue et profile d'aile/roue) étudiés, les calculs 2D instationnaires effectués avec le modèle de turbulence LES ont été exploités pour alimenter le modèle FW-H intégré dans ANSYS FLUENT. Où La source extraite du champ proche de l'écoulement bidimensionnel est étendue dans la troisième dimension. Cette extension, le long de la direction d'envergure, est allongé jusqu'à la longueur de corrélation de la source (SCL) supposée (0,1 m) pour pouvoir effectuer l'intégration de surface FW-H. Les surfaces d'intégration intervenant dans l'expression des termes monopolaire et dipolaire sont constituées de la surface d'aile et de la roue du train d'atterrissage

Les grandeurs fluctuantes qui alimentent le modèle FW-H (fluctuations de vitesse et de pression) sont récupérées par deux microphones placés en champ proche et loin situés en aval du centre de la roue à 10 et à 100 fois son diamètre, respectivement.

### 5.1 Cas du profil d'aile:

Le cas du profil d'aile NACA 0012 rentre dans l'analyse individuelle du comportement aérodynamique et acoustique des composants de notre système (aile/roue).

#### 5.1.1 Résultat aérodynamique :

Les structures turbulentes de la couche limite créées à la surface du profil sont fortement modifiées lors de leur passage au bord de fuite en raison de la singularité de la surface traversée. Une partie de l'énergie du champ tourbillonnaire est alors dispersée dans toutes les directions sous forme d'ondes acoustiques. C'est donc l'interaction entre la singularité de la paroi du bord de fuite et le caractère instationnaire de l'écoulement, qui se manifeste généralement par des structures turbulentes présentes en proche paroi et dans le sillage proche du bord de fuite, qui sont à l'origine de ce type de bruit.

Les **figure 5-1 et 5-2** montrent la variation du champ de pression et de vitesse, respectivement, pour différentes incidences. Pour un angle d'incidence nul ( $\alpha = 0^\circ$ ) on voit que l'écoulement reste quasiment symétrique et dominé par une allée tourbillonnaire qui génère un champ acoustique dipolaire. Lors de la variation de l'angle d'incidence  $\alpha = 15^\circ$  l'écoulement se dissymétrise, la couche limite décolle et le point de

décollement se situe au bord d'attaque, ce décollement est accompagné d'un enroulement rapide de la couche cisailée qui influence sur le bord de fuite et qui génère une variation de pression sur la paroi. Une analyse du coefficient de distribution de pression permettra de mieux illustrer ce décollement.

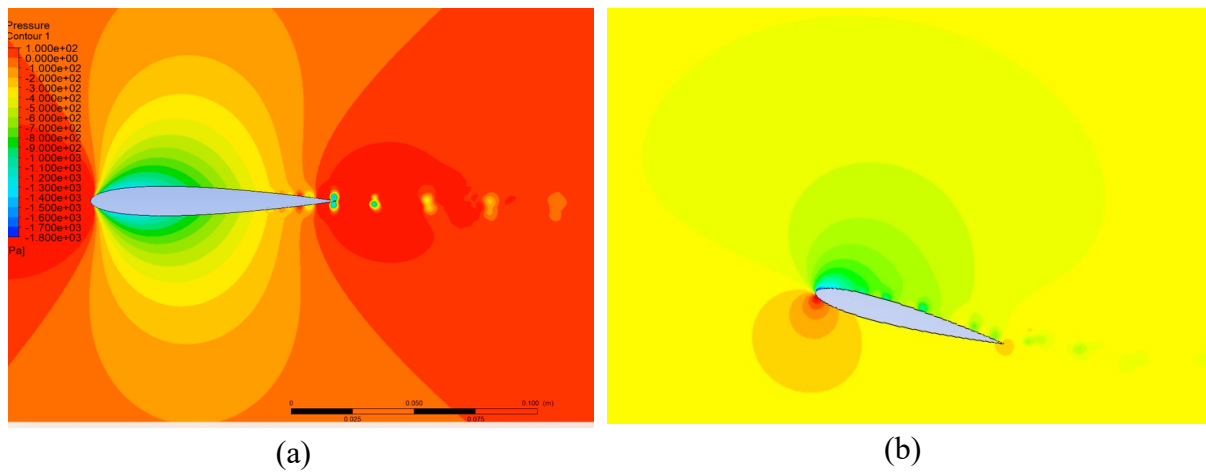


Figure 5-1 : Champs de pression pour différentes incidences. (a)  $\alpha = 0$  et (b)  $\alpha = 15^\circ$

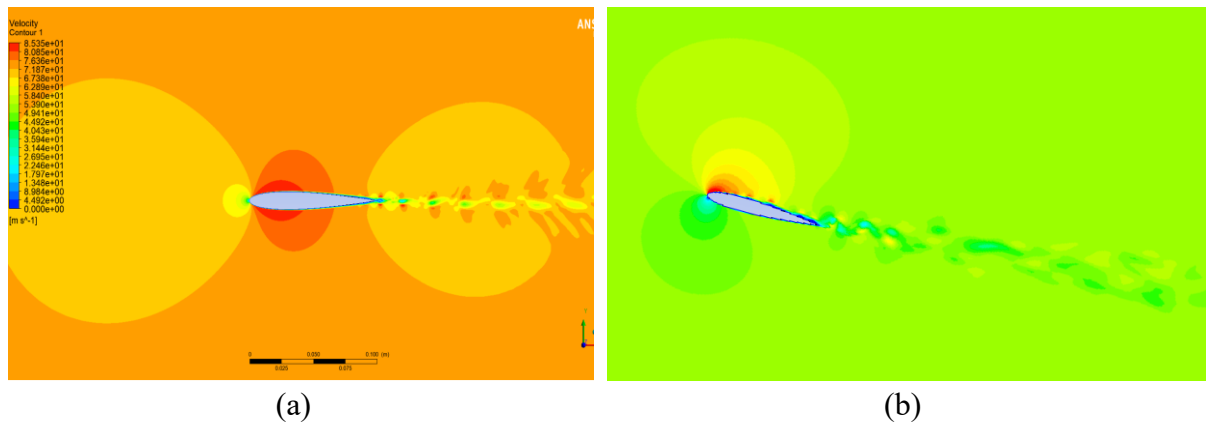


Figure 5-2 : Champs de vitesse pour différentes incidences. (a)  $\alpha = 0$  et (b)  $\alpha = 15^\circ$

L'analyse du coefficient de pression (défini par  $C_p = (\bar{p} - p_\infty)/0.5\rho U_\infty$ , où  $p_\infty$  et  $U_\infty$  correspondent respectivement à la pression et la vitesse de l'écoulement amont) permet d'avoir une vue globale de l'écoulement autour du profil. Le coefficient de pression moyenne est tracé sur la figure 5-2 pour deux angles d'incidence ( $0^\circ$  et  $15^\circ$ ), ces résultats sont comparés avec ceux LADSON et al. [45] Pour assurer la véracité et la qualité des résultats aérodynamiques et, automatiquement, les résultats acoustiques issues de ces données aérodynamiques (fluctuations de pression et de vitesse).

Le type d'écoulement est ensuite aisément déterminé via la forme de la distribution des  $C_p$  le long du profil. La figure 5-3-b confirme l'existence le décollement au bord de fuite discuter précédemment.



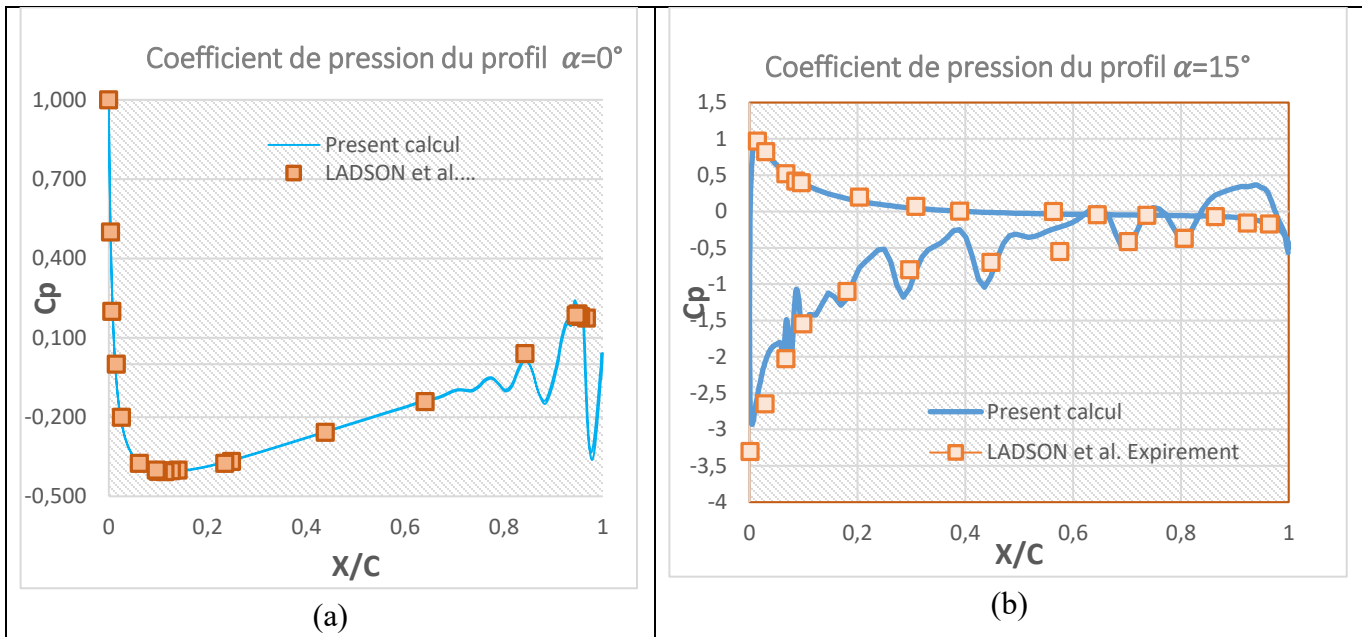


Figure 5-3 :Évolution du coefficient de pression du profil d’aile pour deux angle d’incidence en comparaison avec les résultats de LADSON et al. : (a)  $\alpha = 0^\circ$  et (b)  $\alpha = 15^\circ$

### 5.1.2 Résultat acoustique :

La pression acoustique calculé par la méthode hybride (LES/FW-H) est représentée dans la **figure 5-4**. Pour effectuer une analyse spectrale du niveau de pression acoustique (SPL) comme représenté dans la **figure 5-5** en champ proche et en champ loin une transformée de Fourier rapide (FFT) est appliqué dans ANSYS FLUENT. Le niveau de pression acoustique global OASPL est aussi évaluer pour chaque angle d’attaque en champ proche et en champ loin.

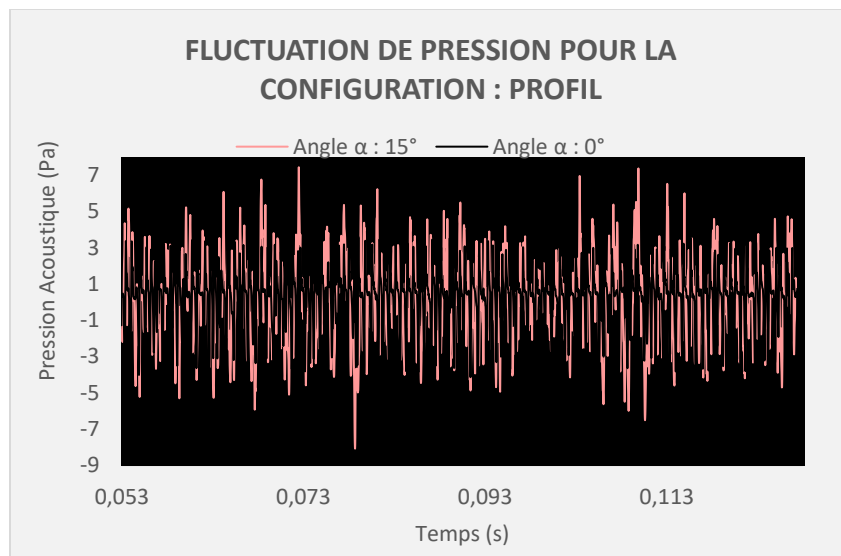
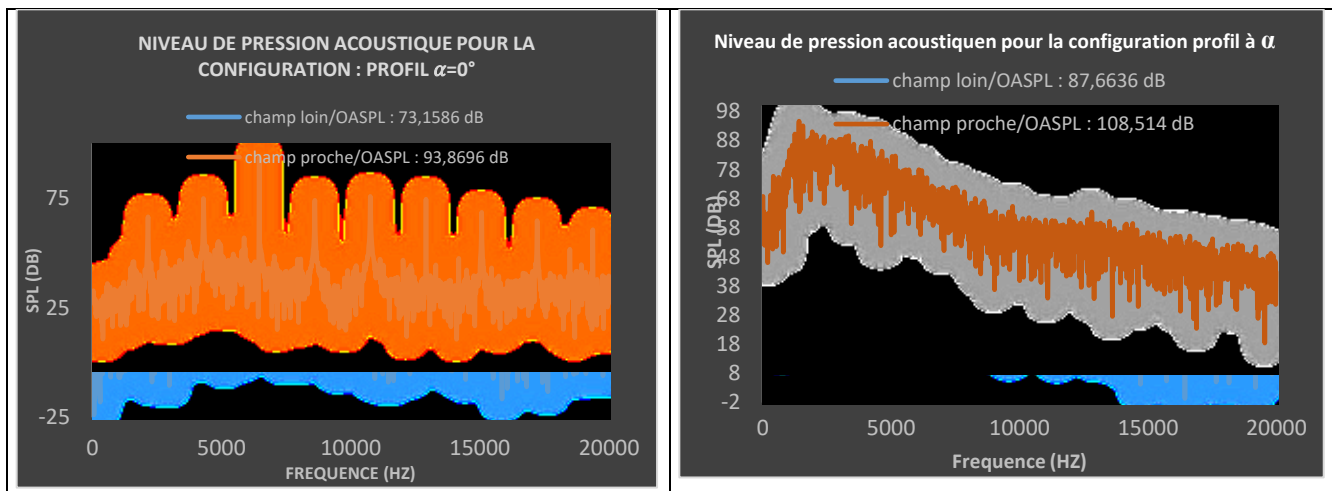


Figure 5-4 : Fluctuations de pression acoustique capté en champ loin pour la configuration : PROFIL à différents angles d’incidence  $\alpha = 0^\circ$  et  $\alpha = 15^\circ$



**Figure 5-5: Niveau de pression acoustique pour la configuration profil à différents angles d'incidence en champ proche et champ loin.**

Pour le cas  $\alpha = 0^\circ$ , le spectre du signal acoustique comporte des harmoniques du fondamental qui ont des niveaux d'énergie assez importants, ce spectre présente une allure mono harmoniques avec des impulsions isolées qui se répète chaque 2157 Hz dont la valeur maximale est de 72 dB qui correspond à la fréquence 6457 Hz. Le niveau de pression acoustique globale OASPL en champ loin et en champ proche est de 73,1586 dB et 93,8696 dB respectivement, ce qui met en évidence une démunissions de 20,7112 dB du niveau de pression des ondes traversant le domaine extérieur pour une longueur de 3m (ce qui est équivalent à 30 fois la corde du profil).

Lors du changement de l'angle d'attaque ( $\alpha = 15^\circ$ ) l'allure du spectre acoustique change complètement, ce spectre est caractérisé par des grandes fluctuations irrégulières et non-périodique qui contribuent majoritairement avec des niveau d'énergie assez importante dans les basses fréquences, notamment avec la valeur maximale du niveau de pression acoustique qui est de 74 dB et qui correspond à 1417 Hz, le niveau de pression acoustique décroît progressivement dans les hautes fréquence jusqu'à atteindre sa valeur minimal qui est de -1 dB correspondante a la fréquence 16444 Hz. Le niveau de pression acoustique globale OASPL en champ loin et en champ proche est de 108,514 dB et 87,6636 dB respectivement, ce qui met en évidence une démunissions de 20,8504 dB.

En superposant les résultats des niveaux de pression acoustique en champ loin des deux angles d'attaque (**figure 5-6**), on remarque que, plus l'angle d'attaque augmente, plus les niveaux acoustiques augmentent aussi. Ceci est due au décollement de la couche limite accompagné d'un enroulement rapide de la couche cisailé sur le bord de fuite, ce dernier génère une allée tourbillonnaire plus turbulente que celle dont l'angle d'attaque est nul, l'énergie du champ tourbillonnaire dispersée sous forme d'ondes acoustiques est ainsi plus forte. Ce qui explique l'augmentation du niveau global de pression acoustique de 14,505 dB.

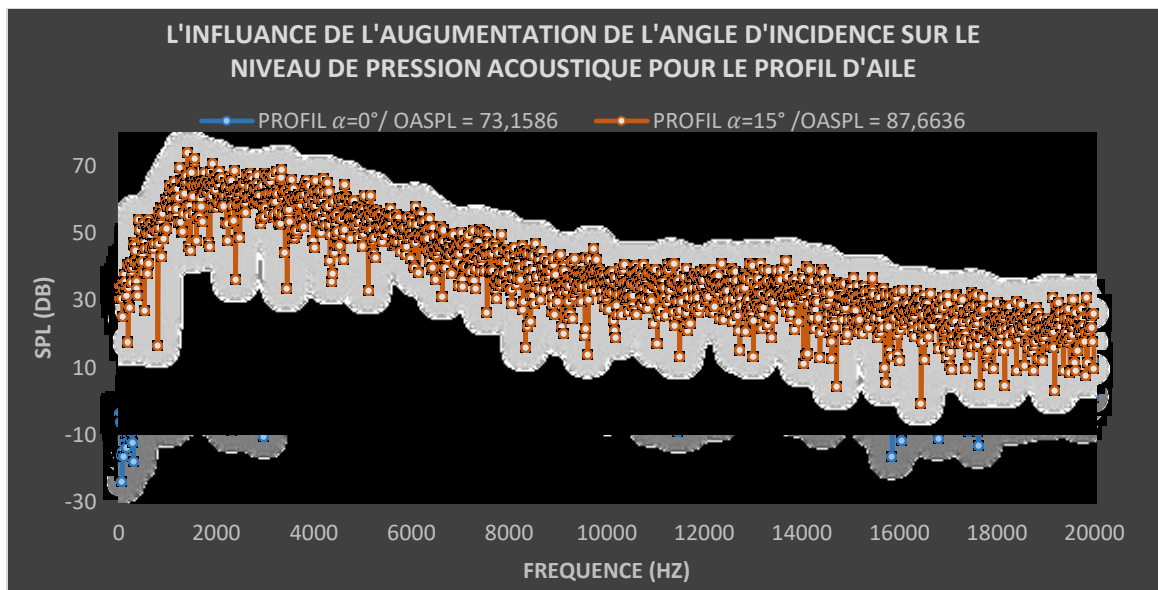


Figure 5-6 : L'influence de l'augmentation de l'angle d'incidence sur le niveau de pression acoustique SPL pour le PROFIL D'AILE

## 5.2 Cas de la roue du train d'atterrissage :

### 5.2.1 Résultat aérodynamique :

La figure 5-7 représente les champs de vitesse et de pression issue de la simulation LES, cette figure montre l'existence d'un détachement, ou d'un échappement de tourbillons à l'arrière d'une roue d'un train d'atterrissage placé dans un écoulement uniforme, historique, le phénomène a été étudié théoriquement par Von Kármán. Les tourbillons se détachent alternativement de chaque côté de l'obstacle pour former une rue de tourbillons alternés. Ce phénomène dépend du nombre de Reynolds car il prend naissance au sein de la couche limite.

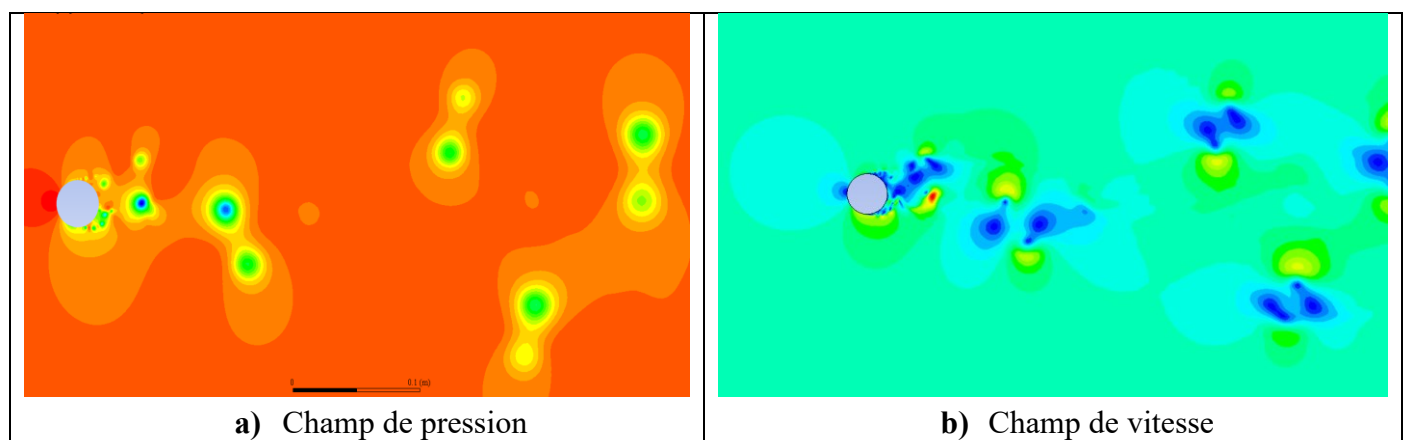
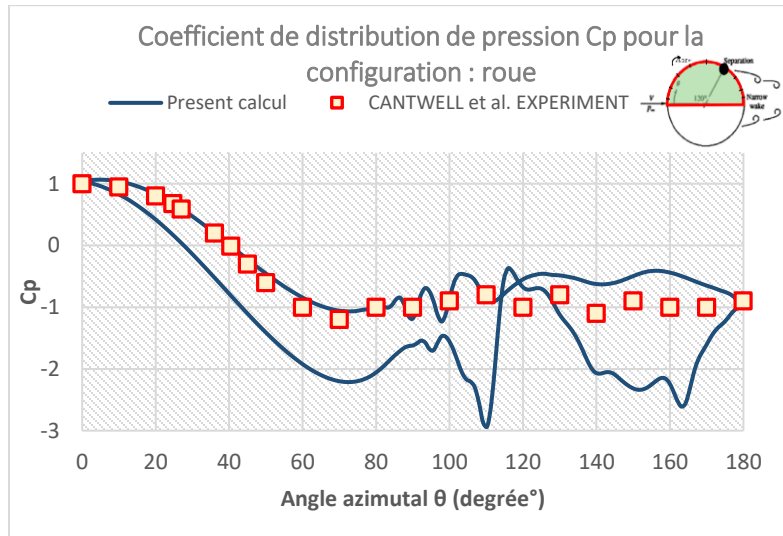


Figure 5-7 : Champ de vitesse et de pression pour la configuration : Roue

Une analyse du coefficient de pression permet de montrer le détachement de la couche limite et la variation de distribution engendré sur la paroi de la roue. Ces résultats sont comparés avec ceux CANTWELL et

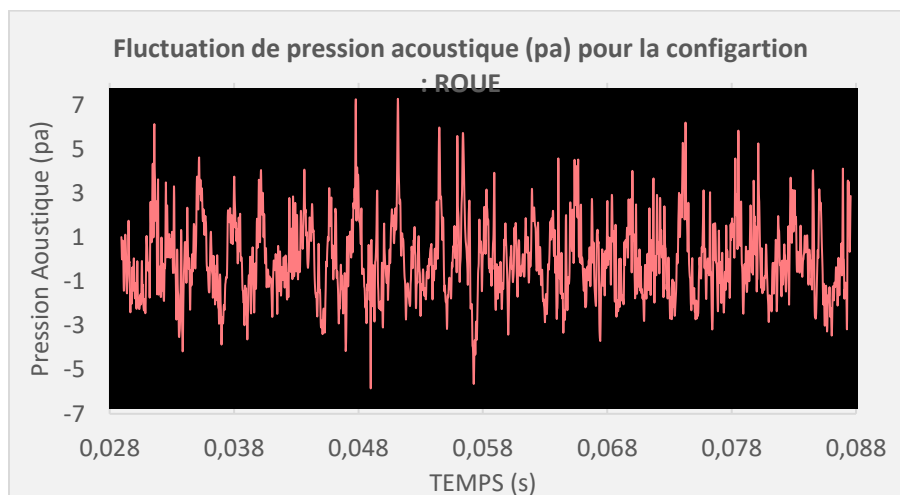
al. [44] Ou les prise de pression ont été effectuées à partir de la paroi supérieure du cylindre comme le montre la **figure 5-8**. L'étude datant de 1983 a été largement utilisée pour la validation des résultats aérodynamiques des simulations numériques autour des cylindres circulaires pour un nombre de Reynolds autour de  $Re \approx 10^5$ , la comparaison a été effectuée pour assurer la véracité et la qualité des résultats aérodynamiques et, automatiquement, les résultats acoustiques issues de ces données aérodynamiques (fluctuations de pression et de vitesse).



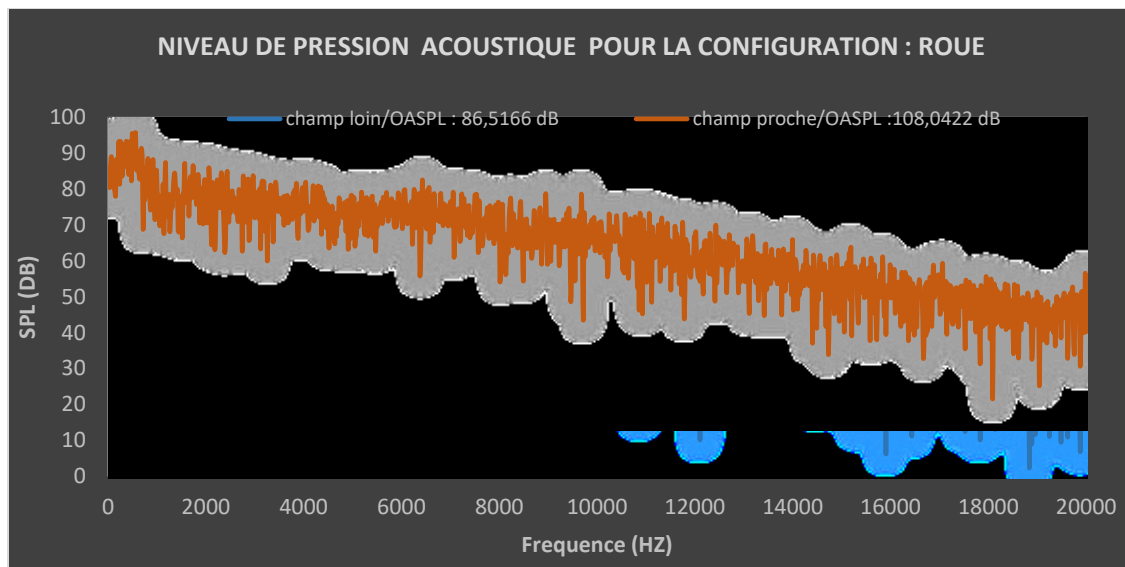
**Figure 5-8 : Coefficient de distribution de pression de la configuration ROUE comparé avec les résultats expérimentaux de CANTWELL et al. [44]**

### 5.2.2 Résultats acoustique:

La pression acoustique obtenue par cette configuration est représentée dans la **figure 5-9**. L'analyse spectrale du niveau de pression acoustique (SPL) obtenu en champ proche et en champ lointain en appliquant la transformée rapide de Fourier (FFT) est illustrée dans la **figure 5-10**



**Figure 5-9: Fluctuation de pression acoustique (pa) pour la configuration : ROUE**



**Figure 5-10: Niveau de pression acoustique en champ proche et en champ lointain pour la configuration : ROUE**

Les spectres acoustiques en champ lointain et proche sont caractérisés par des grandeurs fluctuantes irrégulières qui sont assez élevées en basses fréquences, mais qui décroissent rapidement avec l'augmentation de la fréquence. La valeur maximale du niveau de pression acoustique enregistré en champ lointain est de 75 dB correspondant à la fréquence 563 Hz.

L'allure des deux graphes en champ proche et lointain est similaire, avec une différence de 21,5256 du niveau global de pression acoustique OASPL.

### 5.3 Cas de la configuration aile/roue

Après avoir étudié le comportement des composants de notre système individuellement, on a analysé l'évolution de l'écoulement autour du système aile/roue pour plusieurs configurations, afin de déterminer l'influence des distances aile-roue sur les caractéristiques aérodynamiques et acoustiques de l'écoulement.

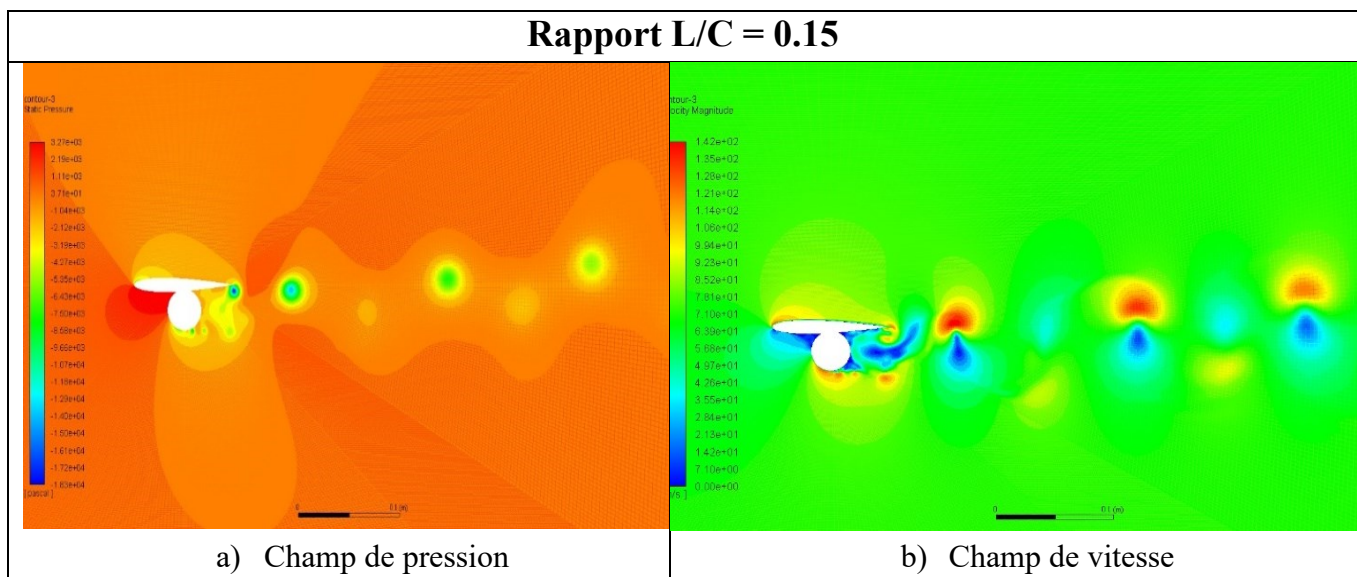
#### 5.3.1 Résultats aérodynamiques

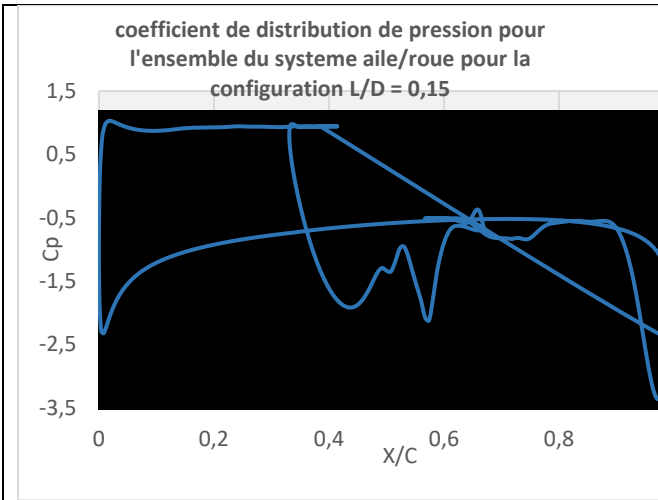
La figure 5-11 présente la variation du coefficient de distribution de pression du profil, ainsi que l'évolution des champs de vitesse, de pression et de turbulence autour du système profil d'aile/roue pour différents rapports  $L/C$ . La présence de la roue en dessous de l'aile engendre une déformation intéressante du coefficient de pression du profil, on remarque que plus la roue s'éloigne, moins le graphique  $C_p$  est déformé, jusqu'à ce qu'il reprenne son état initial (comportement individuel Figure 5-3-a) comme le montrent les résultats de la configuration  $L/C=2$ . Cette déformation met en évidence un couplage aérodynamique entre l'aile et la roue, ce couplage est illustré dans les figures des champs de pression et de vitesse où on observe clairement que **l'épaisseur de la couche limite**

turbulente est de l'ordre de la distance aile-roue(L) et qui diffère d'une configuration à une autre tout en modifiant la structure tourbillonnaire et la turbulence de l'écoulement à chaque fois. En effet Des phénomènes intéressants semblent se produire sur la configuration où le recouvrement est important (configuration  $L/D=0.75$ ), le champ de vitesse montre une décélération de l'écoulement aval de  $\Delta V = -31,6\text{m/s}$  par rapport aux configurations où la roue est plus proche du profil, et une décélération de  $\Delta V = -21,4\text{m/s}$  par rapport aux configuration où la roue est plus loin du profil. La décélération qui est due à l'effet positif de l'interaction aile/train d'atterrissage engendre une diminution de turbulence, or que la roue est considéré proche du profil sur cette configuration.

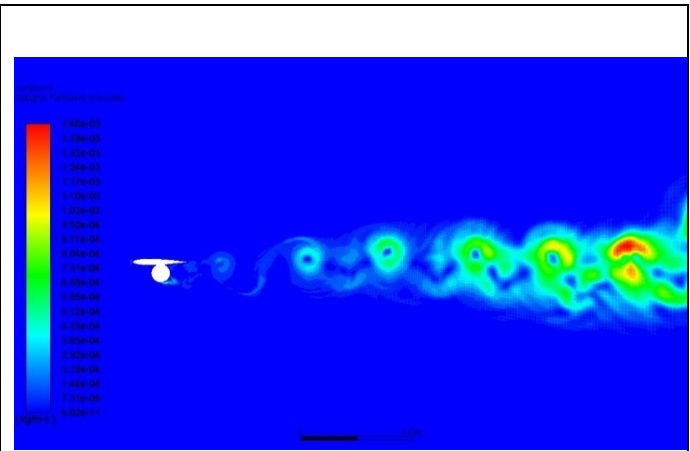
Ces résultats aérodynamique nous ont permis de conclure que :

- Le couplage aérodynamique entre l'aile et la roue montre que les études menées sur les composants d'un avion individuellement ne sont pas suffisantes pour comprendre la nature d'un écoulement réel autour d'un système composé.
- La présence de la roue du train d'atterrissage modifie nettement les résultats aérodynamiques :
  - Déforme la distribution de pression sur l'aile
  - Modifie les coefficients de portance et de trainée,
  - Augmente la turbulence de l'écoulement et automatiquement les vibrations.
- Le champ de vitesse de l'écoulement peut être décélérer en effectuant des changements sur la géométrie du système aile/roue (positionnement de la roue).
- La turbulence d'un système aile/roue peut-être contrôler en effectuant des changements géométriques.



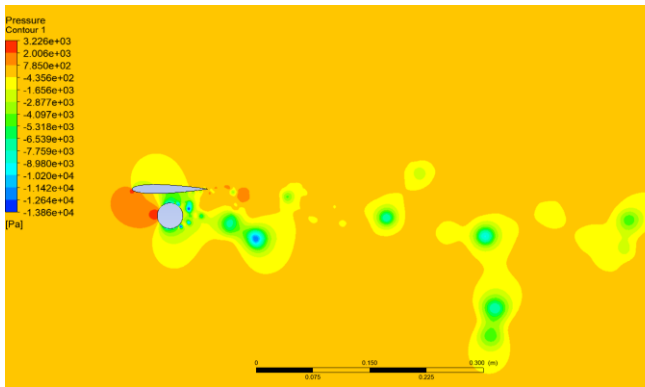


c) Coefficient de distribution de pression

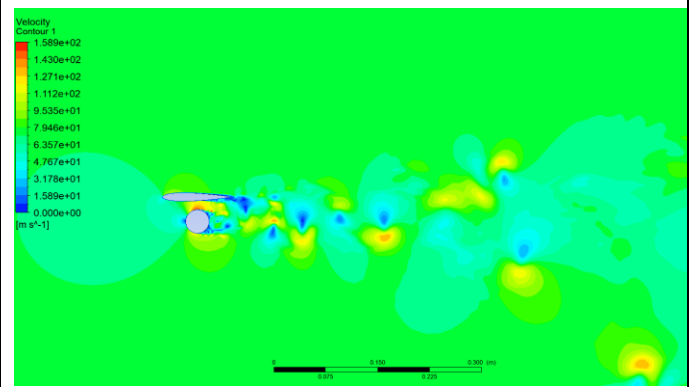


d) structure tourbillonnaire

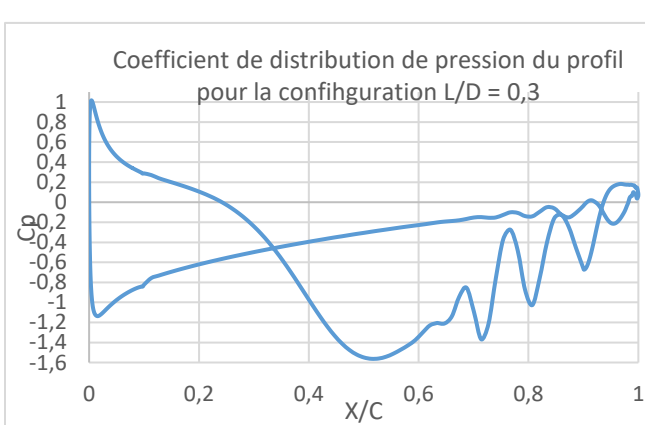
Rapport L/C = 0.30



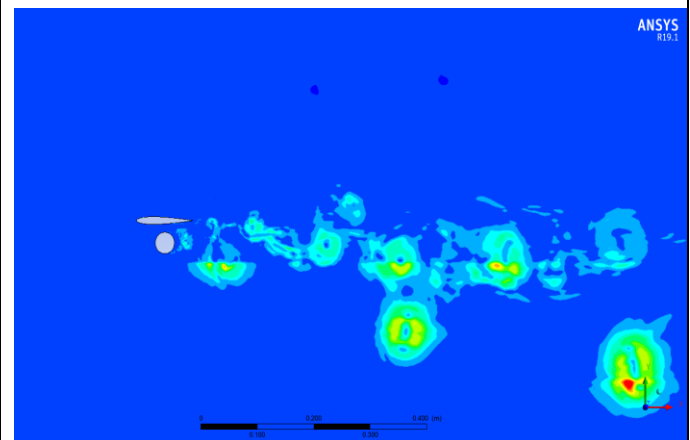
a) Champ de pression



b) Champ de vitesse

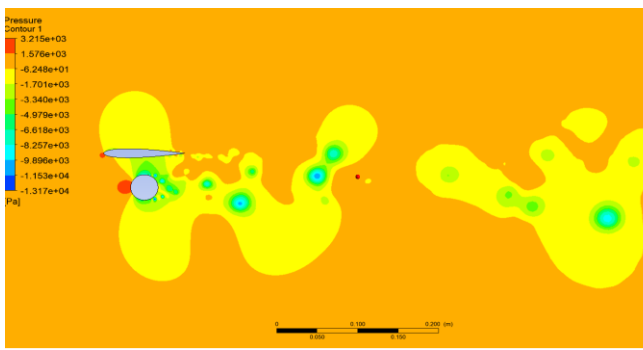


c) Coefficient de distribution de pression

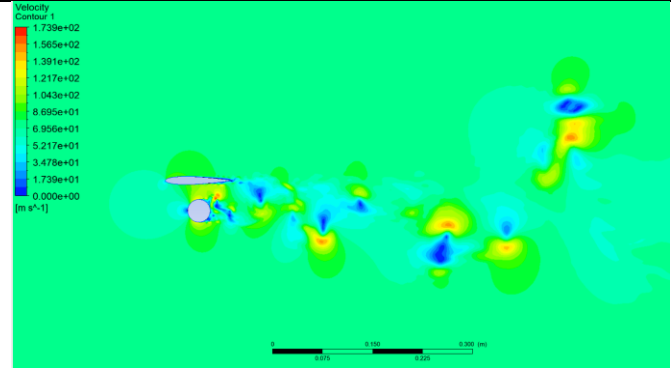


d) structure tourbillonnaire

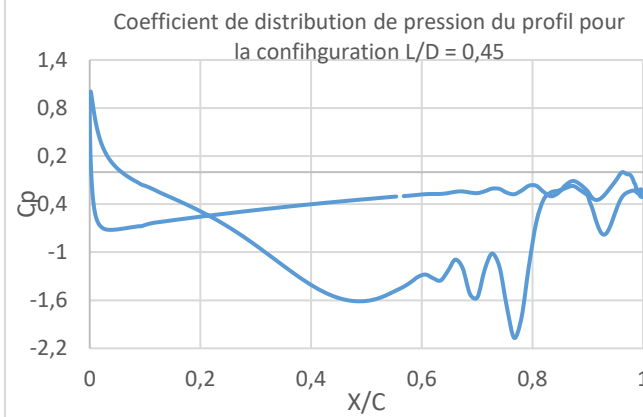
Rapport L/C=0,45



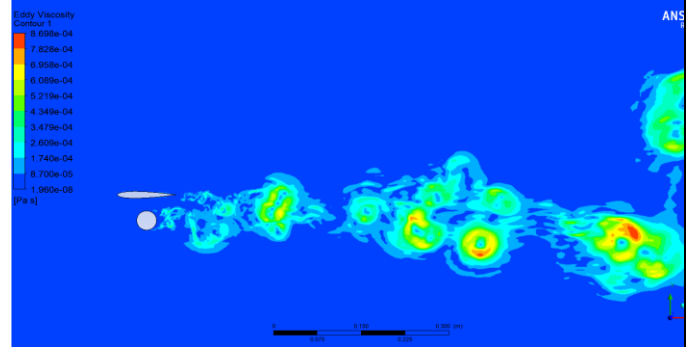
a) Champ de pression



b) Champ de vitesse

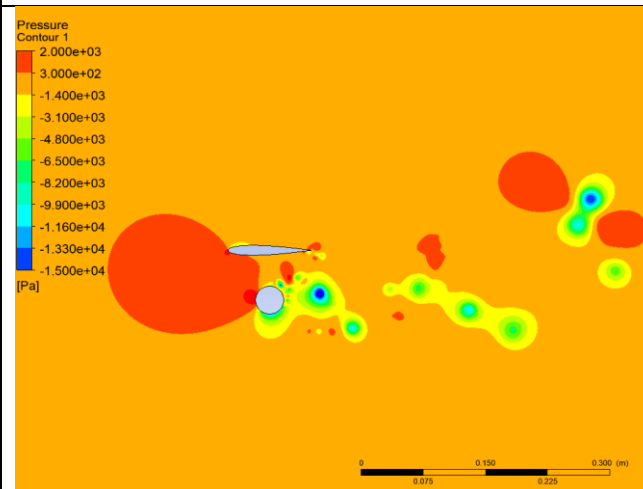


c) Coefficient de distribution de pression

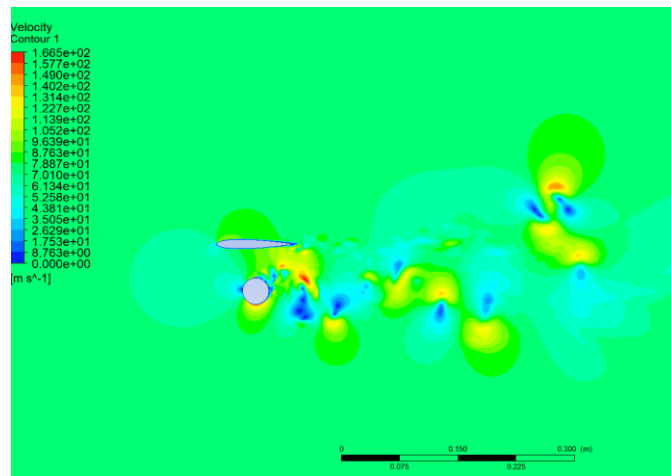


d) structure tourbillonnaire

Rapport L/C = 0.6



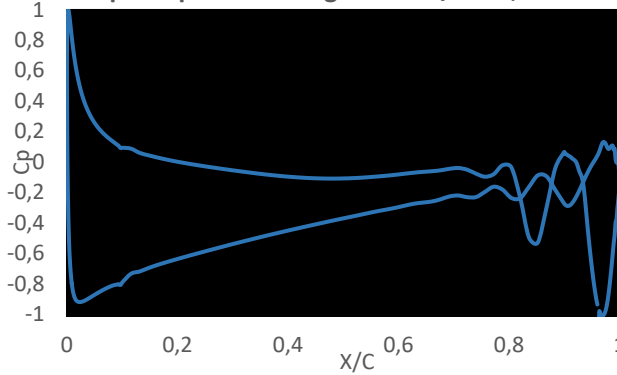
a) Champ de pression



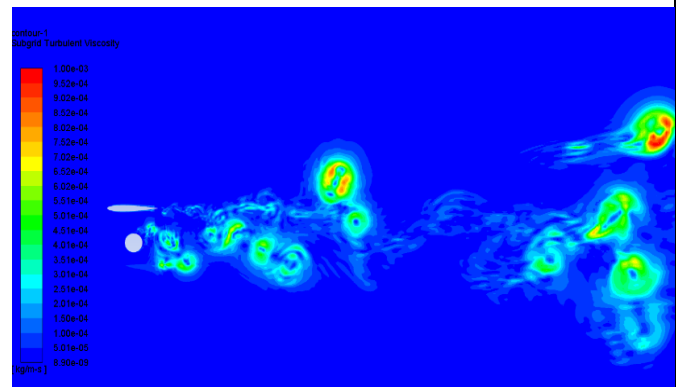
b) Champ de vitesse



coefficient de distribution de pression du profil pour la configuration L/D = 0,6

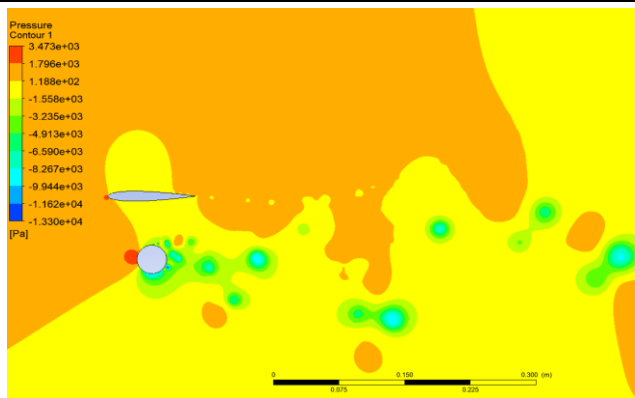


c) Coefficient de distribution de pression

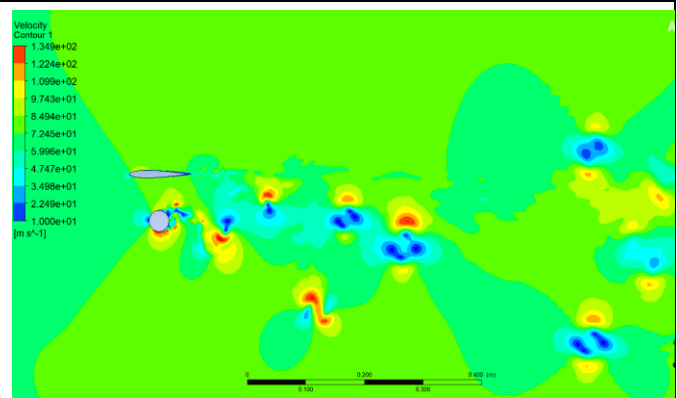


d) structure tourbillonnaire

Rapport L/C = 0.75

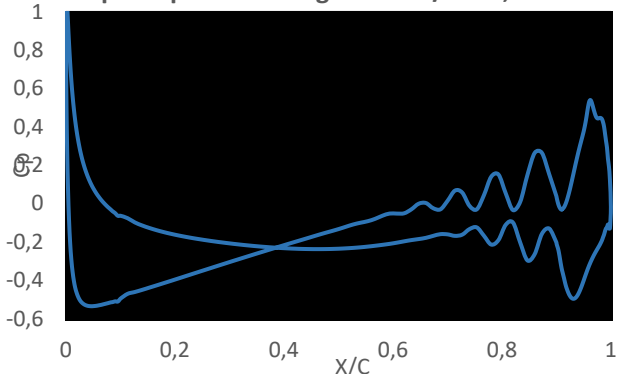


a) Champ de pression

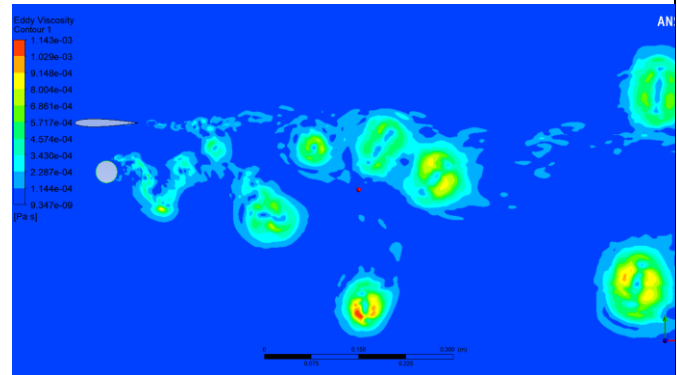


b) Champ de vitesse

coefficient de distribution de pression du profil pour la configuration L/D = 0,75

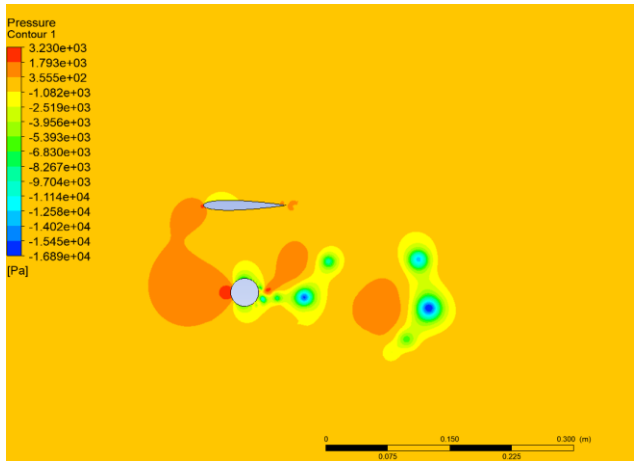


c) Coefficient de distribution de pression

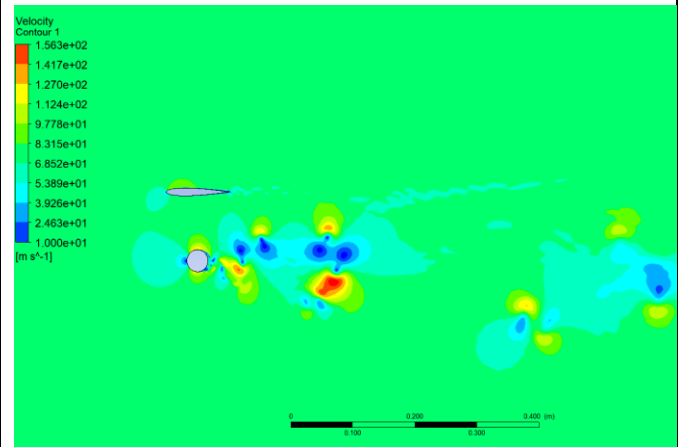


d) structure tourbillonnaire

### Rapport L/C = 1

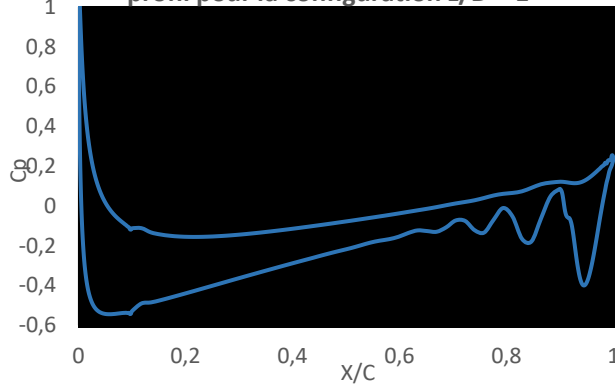


a) Champ de pression

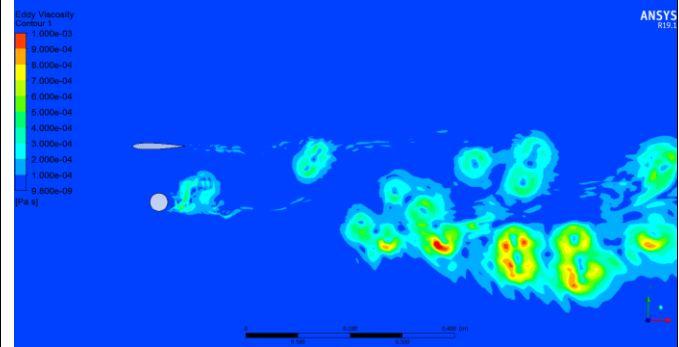


b) Champ de vitesse

coefficient de distribution de pression du profil pour la configuration L/D = 1

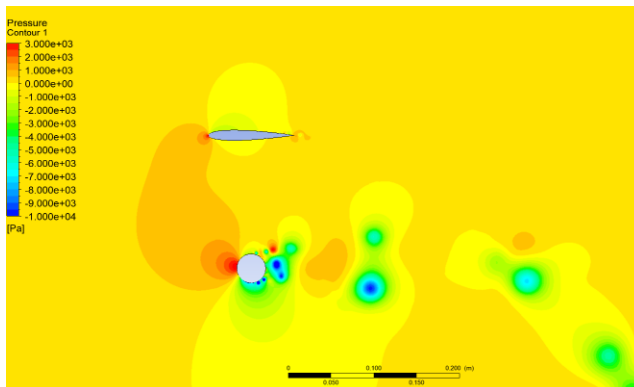


c) Coefficient de distribution de pression

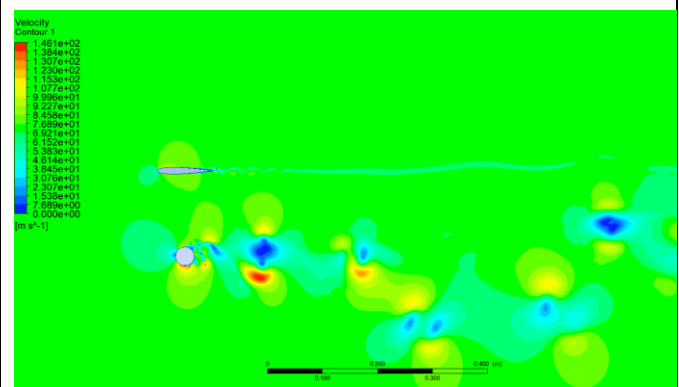


d) structure tourbillonnaire

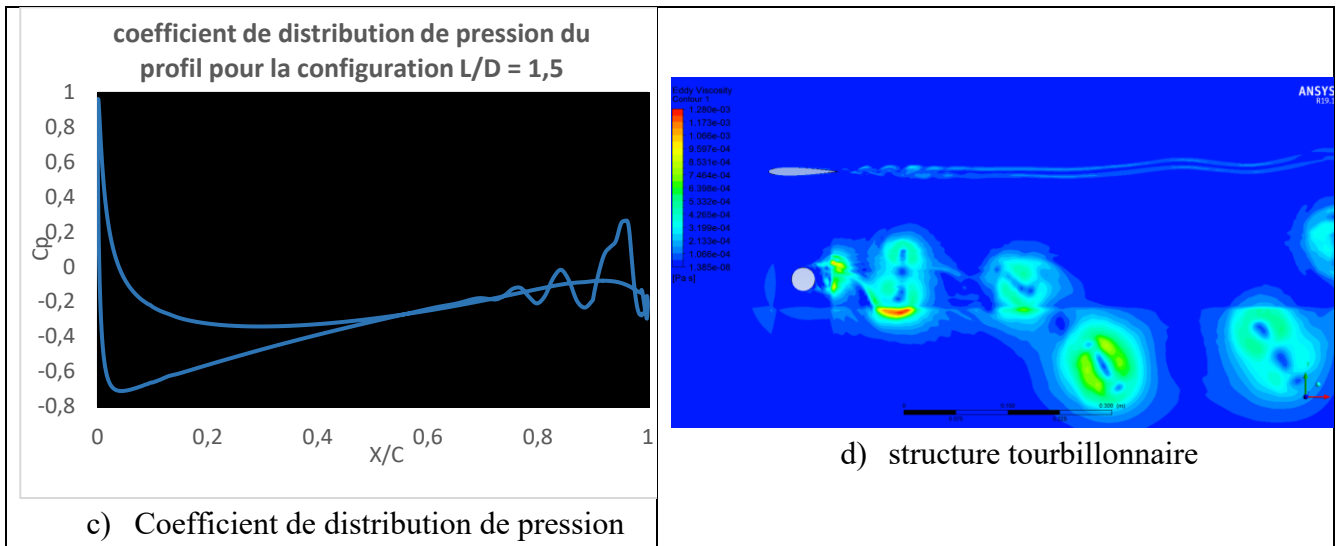
### Rapport L/C = 1.5



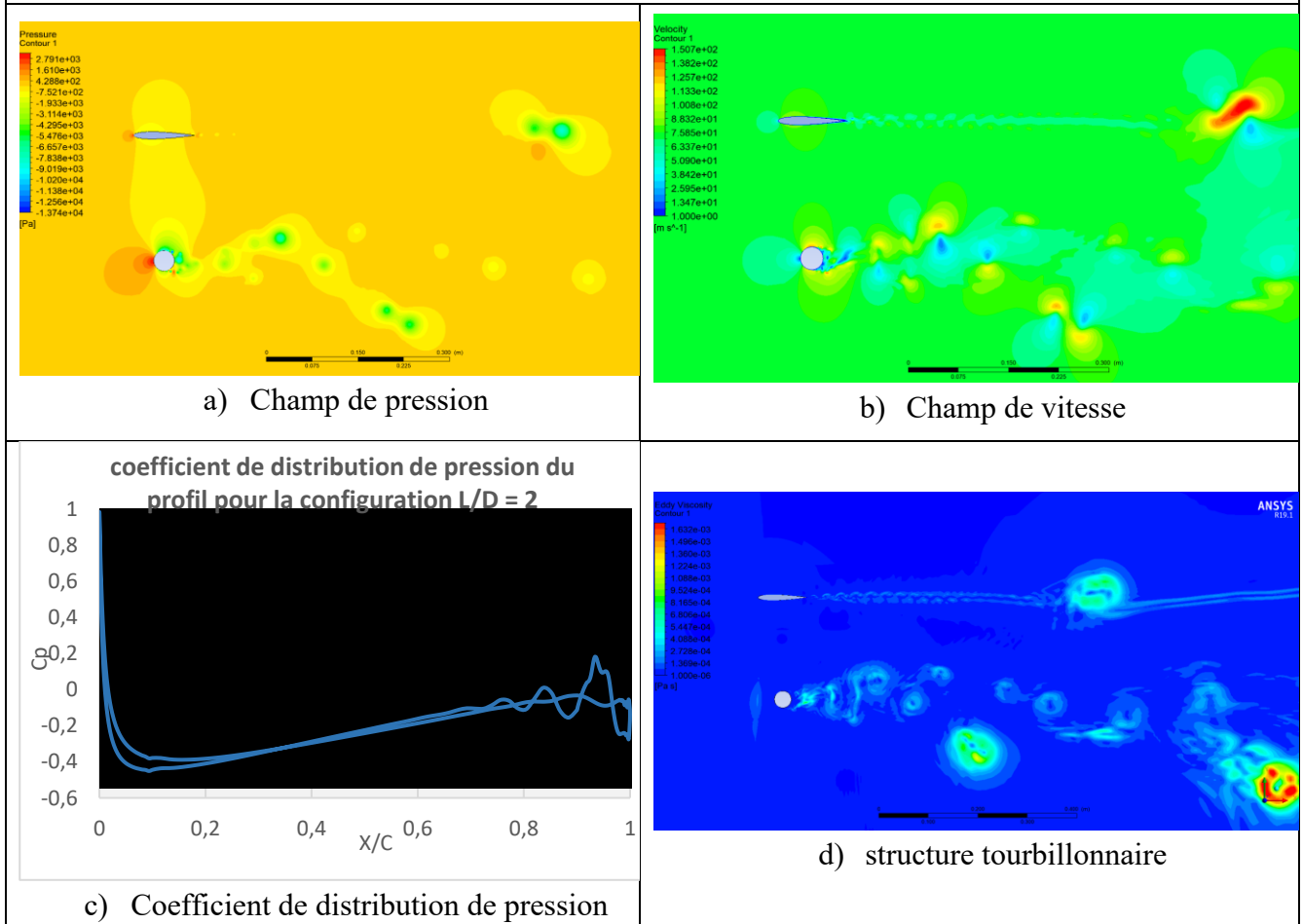
a) Champ de pression



b) Champ de vitesse



**Rapport L/C = 2**



**Figure 5-11: champs de pression et de vitesse, coefficient de pression du profil et structures tourbillonnaires créés par les configurations (L/D = 0.15, 0.3, 0.45, 0.6, 0.75, 1, 1.5 et 2)**

**5.3.2 Résultats acoustique**

Les spectres de pression acoustique en champ lointain et proche du bruit total rayonné par notre système aile/roue pour chaque configuration avec un angle d'attaque de 0° sont représentés sur la **figure 5-12**.

A première vue on remarque que les spectres du niveau de pression acoustique du système aile/roue diffèrent de ceux des composants individuels en terme de fluctuations et du niveau global du bruit OASPL. Ce qui met en évidence le couplage aéroacoustique entre l'aile et la roue. Ces spectres sont caractérisés par des grandeurs fluctuantes irrégulières qui sont assez élevées en basse fréquence.

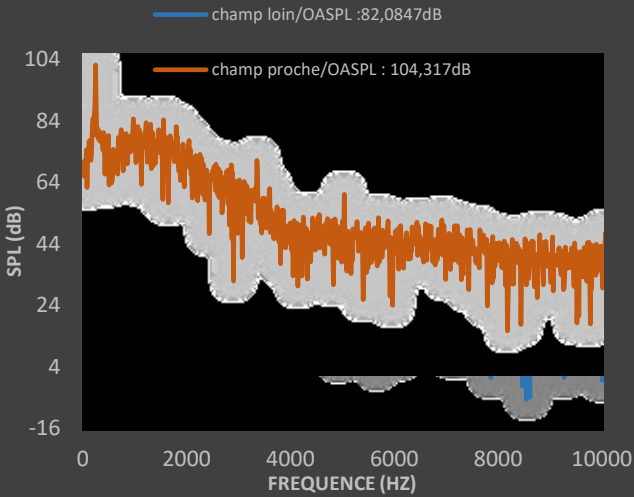
Un comportement similaire a été observé en haute fréquence pour les configurations où la roue est complètement sortie  $L/C = [0,3 - 2]$  dont le niveau de pression acoustique diminue progressivement d'une manière modérée à partir de  $F \approx 5000\text{Hz}$ , le spectre présente ensuite une variation constante du niveau SPL à partir de la fréquence  $F \approx 16000\text{Hz}$ . Cependant un comportement spécial a été observé pour la configuration  $L/D=0,15$  où le niveau SPL diminue dramatiquement à partir de la fréquence  $F \approx 1500\text{Hz}$  pour se stabiliser dès  $F \approx 5000\text{Hz}$ . Ce changement de comportement est dû sans doute à l'absence de l'interaction entre la roue et le profil, vu que la roue est sortie à moitié. Notre analyse va s'articuler sur les configurations où la roue est complètement sortie.

On observe que tous les spectres des niveaux de pression acoustique des configurations aile/roue présentent un pic<sub>1</sub> [70 – 81 dB] qui correspond à la fréquence  $F_1 \approx 500\text{Hz}$ , ce pic est dû à l'effusion tourbillonnaire générée par la roue vu qu'il a été déjà repéré dans l'analyse spectrale du bruit de la configuration roue. On remarque que deux autres pics apparaissent à partir de la distance  $L=0,075\text{m}$  (configuration correspondante au rapport  $L/C = [0,75 - 2]$ ), le pic<sub>2</sub> = [75 -83 dB] correspondant à une fréquence  $F_2 \approx 2000\text{Hz}$  et le pic<sub>3</sub> = [68-75 dB] avec  $F_3 = 4000\text{Hz}$ . Ces deux pics sont dus aux lâchers tourbillonnaires du bord de fuite dans le sillage du profil vu qu'ils étaient déjà observés dans le spectre de la configuration du profil à un angle d'incidence nul.

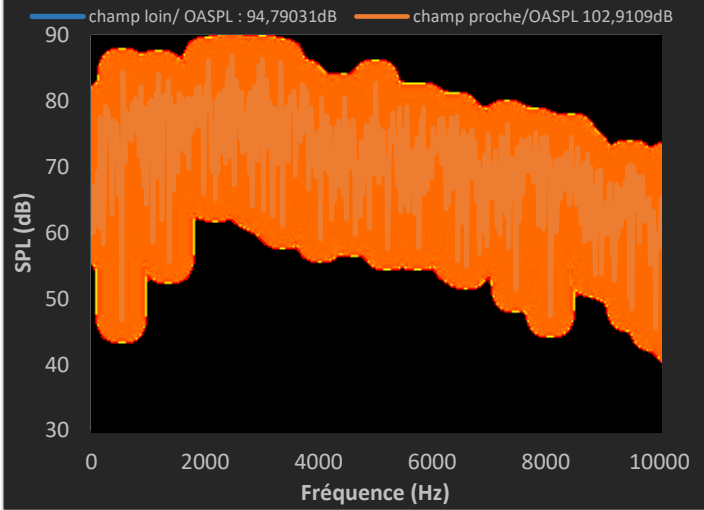
On observe l'apparition d'autres pics que ceux qu'on vient de citer (Pic<sub>1</sub> ; Pic<sub>2</sub> ; Pic<sub>3</sub>) dans tous les spectres, cependant ces nouveaux pics n'apparaissent nulle part ailleurs mis à part la configuration correspondante. Ces pics sont dus à l'occurrence d'interaction de l'écoulement avec les composants du système, notamment avec la turbulence engendrée par l'interaction entre l'aile et la roue discutée précédemment dans les résultats aérodynamiques.

La valeur minimale SPL enregistrée pour toutes les configurations est de -3 dB qui correspond à la fréquence 19872 Hz, ces résultats ont été obtenus lors de la configuration  $L/C = 2$ . Une valeur maximale générale a été enregistrée lors de la configuration  $L/C = 1,5$  qui est de 84dB pour  $F = 2026\text{Hz}$ . Cependant ces valeurs ne reflètent pas le niveau global du bruit rayonné vu que les spectres des deux configurations citées présentent des fluctuations larges (qui sont de l'ordre de  $\delta spl \approx 84\text{dB}$ ) ce qui n'est pas le cas pour d'autres spectres ( $L/C = 0,75$ ). Une analyse spectrale du niveau global rayonné sur toutes les fréquences (OASPL) est donc nécessaire.

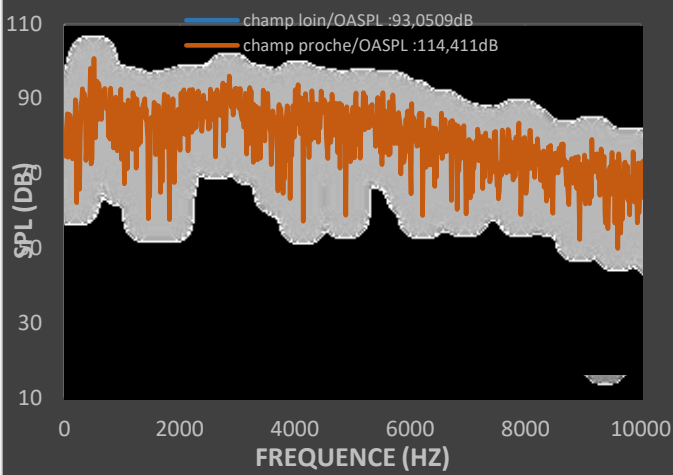
Niveau de pression acoustique pour la configuration :  $L/D = 0,15$



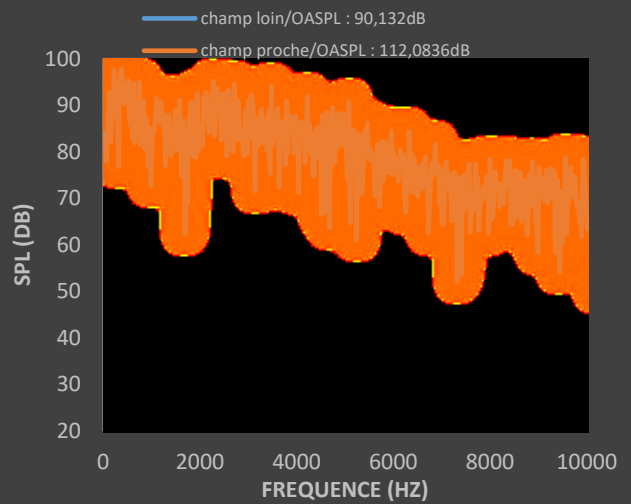
NIVEAU DE PRESSION ACOUSTIQUE POUR LA CONFIGURATION  $L/D = 0,3$



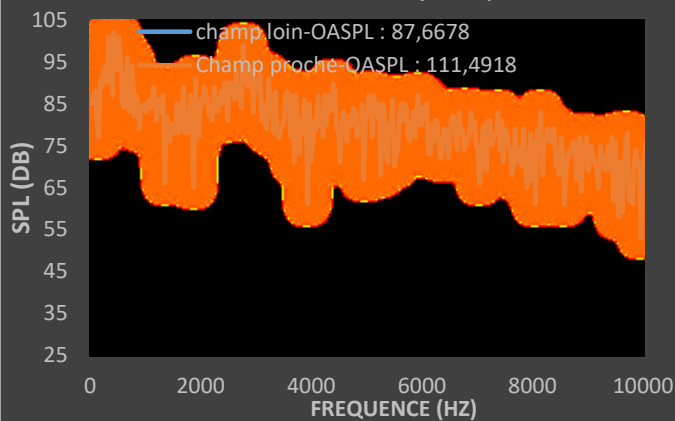
NIVEAU DE PRESSION ACOUSTIQUE POUR LA CONFIGURATION  $L/D = 0,45$



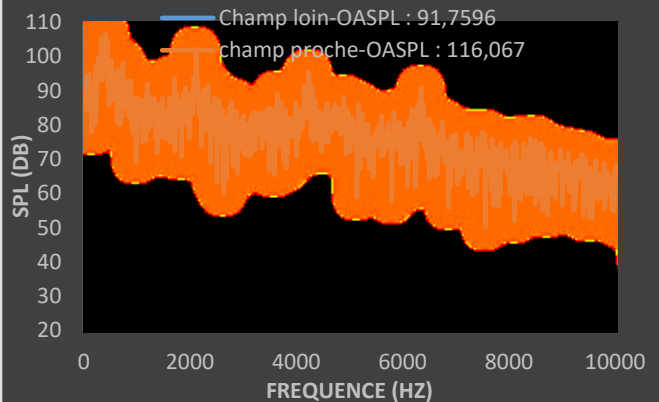
NIVAU DE PRESSION ACOUSTIQUE POUR LA CONFIGURATION  $L/D = 0,6$

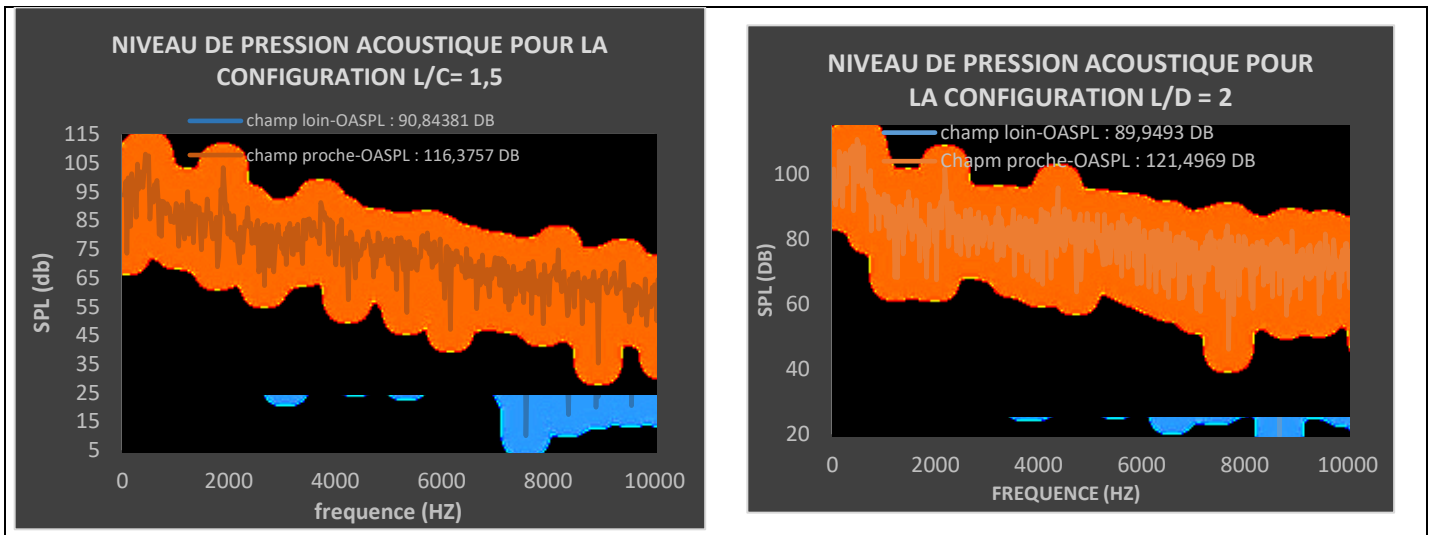


NIVEAU DE PRESSION ACOUSTIQUE POUR LA CONFIGURATION  $L/D = 0,75$



NIVEAU DE PRESSION ACOUSTIQUE POUR LA CONFIGURATION :  $L/D = 1$





**Figure 5-12 :Comparaisons des spectres de pression acoustique en champ lointain et proche d’un système Aile/Roue pour les configurations (L/D = 0.15, 0.3, 0.45, 0.6, 0.75, 1,1.5 et 2)**

La figure 5-13 représente la variation du niveau total de pression acoustique OASPL par rapport aux configurations étudiées (roue sortie complètement). On peut comparer Le bruit total du système aile/roue au bruit de superposition des deux sources composante la roue et le profil séparément, calculé avec la loi de la somme des sources acoustiques :

$$OASPL_{\Sigma} = 10 \cdot \log_{10} \left( 10^{\frac{OASPL_1}{10}} + 10^{\frac{OASPL_2}{10}} + \dots + 10^{\frac{OASPL_n}{10}} \right) \quad (5.8)$$

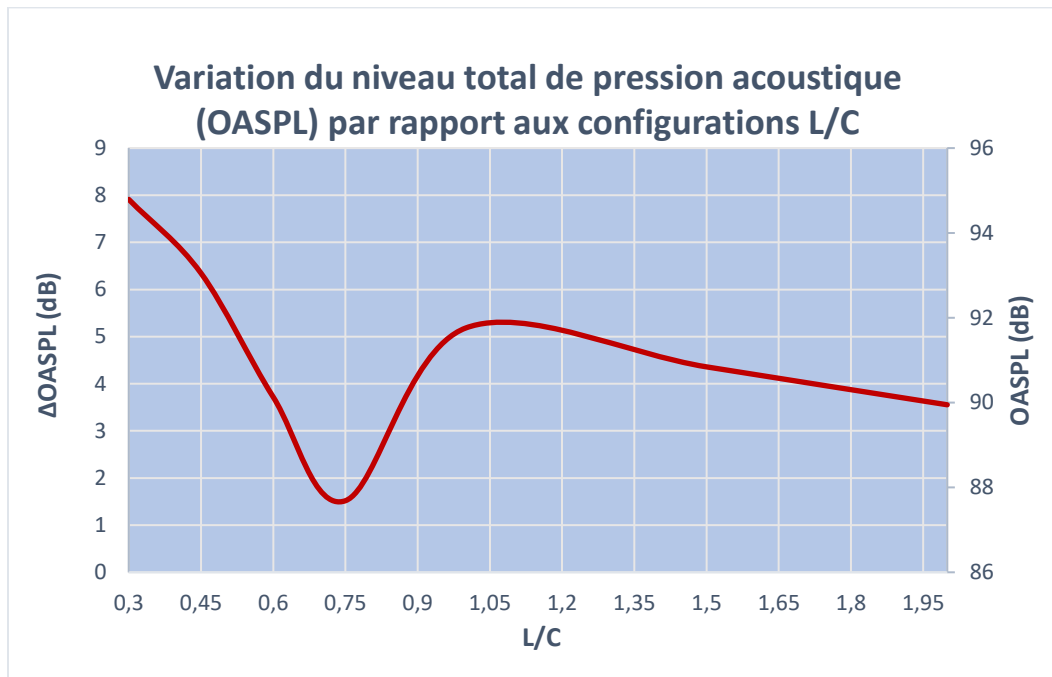
Ce qui résulte a  $OSPL_{ROUE+AILE} = 86,71255$  dB (à partir des résultats tiré précédemment pour les configuration aile et roue), on peut ainsi évaluer la différence entre le bruit du système aile/roue et le bruit sommant des sources :

$$\Delta OASPL = OSPL_{AILE/ROUE} - OSPL_{ROUE+AILE}$$

On observe que le bruit total rayonné par notre système aile/roue est à son maximum (94,97dB) quand la roue est au plus proche du profil (L/C=0,3), ce qui correspond à 8,07 dB de plus au bruit de superposition des sources acoustique. Ceci mets en évidence **l’influence du bruit d’interaction entre le train d’atterrissage et les système aval**. Ce couplage aéroacoustique est dû aux Structures turbulentes générer par l’interaction entre les parois de notre système et le caractère instationnaire de l’écoulement. Les fortes turbulences créaient à cette distance hyper critique ont été prouvé par les résultats aérodynamiques de cette configuration précédemment.

On remarque que le bruit total rayonné par notre système diminue en éloignant la roue du profil, ce qui peut s’expliquer par un couplage aérodynamique et aéroacoustique moins accentué, cependant un phénomène intéressant semble se produire dans la configuration L/C=0,75 qui correspond au min du graph Où le  $\Delta OASPL$  est presque nul (0,9). Dans cette configuration la roue est à une distance critique proche de l’aile, cette dernière vient perturber le sillage de l’aile et casser sa couche limite turbulente, résultant a une diminution de la vitesse de l’écoulement par l’effet positif de l’interaction aile/train d’atterrissage comme montré dans les résultats

aérodynamiques discuté précédemment, ce qui engendre une atténuation de turbulence et donc du niveau de pression acoustique.



**Figure 5-13: Variation du niveau total de pression acoustique (OASPL) par rapport aux configurations L/C**

Cette analyse aéroacoustique nous permet de conclure que :

- Le couplage aéroacoustique entre l'aile et la roue du train d'atterrissage montre que la prédiction du bruit généré par les composants d'un avion séparément ne sont pas suffisantes pour prédire le bruit d'un écoulement réel autour d'un système composé.
- La présence de la roue du train d'atterrissage modifie nettement les résultats acoustiques.
- Le bruit aérodynamique peut être diminuer en effectuant des changements sur la géométrie du système aile/roue (positionnement de la roue).

## Conclusion générale

L'augmentation du trafic aérien a causé beaucoup de mal aux habitants autour des zones aéroportuaires notamment en atterrissage où le bruit aérodynamique est équivalent au bruit des moteurs, la législation a mis en place des restrictions pour mettre fin à ce problème. L'industrie aéronautique intègre la composante acoustique afin de prédire et diminuer le bruit aérodynamique.

Cette étude présente une nouvelle approche pour diminuer le bruit aérodynamique d'un écoulement bidimensionnel affleurant un système aile/roue du train d'atterrissage en variant la géométrie du système (positionnement de la roue) où la prédiction du bruit se fait à travers la méthode hybride (LES/FW-H). Bien que l'écoulement et le champ acoustique rayonné réels soient des phénomènes tridimensionnels, cette étude qui permet de minimiser les coûts de calcul, présente de bons résultats aéroacoustiques qui correspondent bien avec des résultats aérodynamiques qui ont été validés avec des études expérimentales [44,45]. Ce travail permet au second degré de comprendre les notions du bruit aérodynamique en générale et les mécanismes de sa création, présente les différentes méthodes de la CAA et de diminution du bruit aérodynamique.

### Perspective de développement :

- **Sur le plan numérique :** il est envisagé de poursuivre ces travaux de recherches des phénomènes physiques associés aux écoulements autour d'un système aile/train d'atterrissage et du bruit aérodynamique rayonné en particulier. L'objectif sera d'étudier la variation du bruit aérodynamique pour les configurations présentées dans cette étude pour d'autres sections transversales, afin de prédire le bruit d'interaction entre tous les composants d'un système aile/train d'atterrissage réel, que cette étude ne prend pas en considération. Afin de réduire les émissions sonores en champ proche aussi bien qu'en champ lointain.
- **Sur le plan expérimental :** il est prévu de réaliser le système aile-train d'atterrissage étudié et mesurer le bruit aérodynamique en soufflerie pour valider les résultats aérodynamiques et acoustiques obtenus.



# Références

1. **GLISZCZYNSKI, FABRICE.** LA tribune site web., 12/06/2018: <https://www.latribune.fr/entreprises-finance/services/transport-logistique/transport-aerien-comment-absorber-un-traffic-qui-double-tous-les-15-ans-781327.html>.
2. **Enembe O.Okokon, Tarja Yli-Tuomi, Anu W.Turunen, Pekka Tiittanen, Jukka Juutilainenb, Timo Lanki.** Traffic noise, noise annoyance and psychotropic medication use. *Environment International* (volume 119). 2018.
3. **Filippone, Antonio.** *Aircraft Noise Prediction*. s.l. : The University of Manchester.2014
4. **Spa, Verital.** DELIVRANCE DU CERTIFICAT DE LIMITATION DE NUISANCE . *MANUEL DES PROCEDURES* . s.l. : Verital Spa.
5. **Gibson., J. S.** *The ultimate noise barrier-far field radiated aerodynamic noise*. 1974.
6. **Fethney., P.** *An experimental study of airframe self-noise*. 1975.
7. **Y. P. Guo, K. J. Yamamoto, R. W. Stoker.** *Experimental study of aircraft landing gear noise*. 2006.
8. **M. Roger, S. Pérennès.** *Aerodynamic noise of a two-dimensionnal wing with high-lift devices*. 1998.
9. **B. A. Singer, D. P. Lockard, K. S. Bretner.** *Computational aeroacoustic analysis of slat trailing-edge flow*. 2000.
10. **D. Hanson, D. Parzych.** *Theory for noise of propellers in angular inflow with parametric studies and experimental verification*. 1993.
11. **GIRET, M. JEAN-CHRISTOPHE.** *SIMULATIONS AUX GRANDES ECHELLES DES ECOULEMENTS INSTATIONNAIRES TURBULENTS ATOUR DES TRAINS D'ATTERRISSAGE POUR LA PREDICTION DU BRUIT AERODYNAMIQUE*. 2014.
12. **Wikipédia.** Train-d'atterrissage. [En ligne] [https://fr.wikipedia.org/wiki/Train\\_d%27atterrissage](https://fr.wikipedia.org/wiki/Train_d%27atterrissage).
13. **H. H. Heller, W. M. Dobrzynski.** *Sound radiation from aircraft wheel-well/landing-gear configurations*. 1977.
14. **W. Dobrzynski, H. Buchholz.** *Full-scale noise testing on airbus landing gears in the german dutch wind tunnel*. s.l. : AIAA, 1997.
15. **P. Ravetta, R. Burdisso, W. Ng.** *Wind tunnel aeroacoustic measurements of a 26% scale 777 main landing gear*. manchester : AIAA, 2004.
16. **W. Dobrzynski, L. Chow, P. Guion, D. Shiells.** *A european study on landing gear airframe noise sources*. 2000.
17. **N. Molin, J.-F. Piet, L. C. Chow, M. Smith, W. Dobrzynski, C. Seror.** *Prediction of low noise aircraft landing gears and comparison with test results*. 2006.

18. **W. Dobrzynski, L. C. Chow, M. Smith, A. Boillot, O. Dereure, N. Molin.** *Experimental assessment of low noise landing gear component design.* 2009.
19. **Ivan V Belyaev, M. Yu. Zaytsev, Victor Kopiev.** *Investigation of airframe noise for a large-scale wing model with high-lift devices.* 2016
20. **T.REZOUG, h.Albane et S.haif.** *Evaluation du bruit Aérodynamique autour d'un profil d'aile symétrique 2D a incidences variables.* 2017.
21. **Russell H. Thomas, Casey L. Burley, Erik D. Olson.** *Hybrid Wing Body Aircraft System Noise Assessment with Propulsion Airframe Aeroacoustic Experiment.* 2012.
22. **Choudhari MM, Khorrami M.** *Slat cove unsteadiness: effect of 3D flow structures.* 2006.
23. **m.Maizi.** *Simulation instationnaire du bruit aérodynamique généré par les turbines éoliennes subsonique type axe horizontal (hawat).* 2018.
24. **Pott-Pollenske M, Wild J, Nagel B, König R.** *Multidisciplinary design approach toward low noise high-lift devices.* . 2007.
25. **Andreou C, Graham W, Shin H.** *Aeroacoustic comparison of airfoil leading edge high-lift geometries and supports.* 2007.
26. **M.jacob.** *A rod-airfoil experiment as a benchmark for broadband noise modeling.* 2005.
27. **M.J., Lighthill.** *On sound generated aerodynamically. I. General theory.* 1952.
28. **Fechner, Weber.** loi de weber frechner. *Wikipédia.* [En ligne] [https://fr.wikipedia.org/wiki/Loi\\_de\\_Weber-Fechner](https://fr.wikipedia.org/wiki/Loi_de_Weber-Fechner).
29. **A.BELKALLOUCHE.** *Control of Cavity Acoustics by Surface Waviness In Landing Configurations.* BLIDA : s.n., 2017.
30. **Smith, Chow.** *Prediction method for aerodynamic noise from aircraft landing gear.* 1998.
31. **Guo, Y.** *A study on local flow variations for landing gear noise research.* 2008.
32. **KAMRUZZAMAN, M.** *A semi-empirical surface pressure spectrum model for airfoil trailing-edge noise prediction.* 2015.
33. **C. Bailly, C. Bogey, et X. Gloerfelt.** *Some useful hybrid approaches for predicting aerodynamic noise.* 2005.
34. **Haecheon Choi, Parviz moin.** *Grid-point requirements for large eddy simulation: Chapman's estimates revisited.* 2012.
35. **Orselli, R., Meneghini, J. et Saltara, F.** *Two and three-dimensional simulation of sound generated by flow around a circular cylinder.* MIAMI, USA : 30eme conférence d'aéroacoustique AIAA, 2009.
36. **Kacker, S.C., Pennington, B. et Hill, R.S.** *Fluctuating Lift Coefficient for a Circular Cylinder in Cross Flows.* 1974.
37. **Casalino, D. et Jacob, M.** *Prediction of aerodynamic sound from circular rods via spanwise statistical modelling* 2003.
38. **Blackburn et Melbourne.** *The effect of free-stream turbulence on sectional lift forces on a circular cylinder.*

39. **Morkovin, M.** *Flow around circular cylinders, A kaleidoscope of challenging fluid phenomena.* Philadelphia, USA : s.n.1995
40. **Jones, L. E., Sandham, N.D. et Sandberg, R. D.** *Acoustic source identification for transitional airfoil flows using cross correlations.* 2010.
41. **GUO, Y.P.** *Application of the Ffowes Williams/Hawkings equation to two-dimensional problems.* 2000.
42. **H.Albane, S.haif, T.rezoug.** *Evaluation du bruit Aérodynamique autour d'un profil d'aile symétrique 2D a incidences variables .* 2017.
43. **Sultan-Alqash, Sharvari-Dhote. et Kamran-Behdinan.** *Predicting Far-Field Noise Generated by a Landing Gear Using Multiple Two-Dimensional Simulations.* Department of Mechanical and Industrial Engineering, University of Toronto : Department of Mechanical and Industrial Engineering, University of Toronto, 2019.
44. **Cantwell, B. et Coles, D.** *An experimental study of entrainment and transport in the turbulent near wake of a circular cylinder.* 1983.
45. **L., LADSON C., S., HILL A. et Jr, JOHNSON.** *Pressure distributions from high reynolds tests of of an naca 0012 airfoil .* USA : NASA technical memorandum 100526, LANGLEY RESEARCH CENTER, 1987.