## INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA



Paulo Jorge Duda de Morais

## Estudo experimental da hidroacústica de bordos de fuga flexíveis

Trabalho de Graduação 2018

Aeronáutica

### Paulo Jorge Duda de Morais

### Estudo experimental da hidroacústica de bordos de fuga flexíveis

Orientador Prof. Dr. André Valdetaro Gomes Cavalieri (ITA)

Engenharia Aeronáutica

# SÃO JOSÉ DOS CAMPOS INSTITUTO TECNOLÓGICO DE AERONÁUTICA

2018

#### Dados Internacionais de Catalogação-na-Publicação (CIP) Divisão de Informação e Documentação

Morais, Paulo Jorge Duda de

Estudo experimental da hidroacústica de bordos de fuga flexíveis / Paulo Jorge Duda de Morais.

São José dos Campos, 2018

77 f.

Trabalho de Graduação - Engenharia Aeronáutica - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2018.

Orientador: André Valdetaro Gomes Cavalieri.

1. Ruído de aeronaves. 2. Acústica submarina. 3. Ruído aerodinâmico. I. André Valdetaro Gomes Cavalieri. II. Instituto Tecnológico de Aeronáutica. III. Título.

#### **REFERÊNCIA BIBLIOGRÁFICA**

MORAIS, Paulo J. D. Estudo experimental da hidroacústica de bordos de fuga flexíveis. 2018. 77 f. Trabalho de Conclusão de Curso (Graduação)-Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos.

#### **CESSÃO DE DIREITOS**

NOME DO AUTOR: Paulo Jorge Duda de Morais TÍTULO DO TRABALHO: Estudo experimental da hidroacústica de bordos de fuga flexíveis TIPO DO TRABALHO/ANO: Graduação/2018

É concedida ao Instituto Tecnológico de Aeronáutica permissão para reproduzir cópias deste trabalho de graduação e para emprestar ou vender cópias somente para propósitos acadêmicos e científicos. O autor reserva outros direitos de publicação e nenhuma parte desta monografia de graduação pode ser reproduzida sem a autorização do autor.

Paulo Jorge Duda de Morais DCTA, H9-A, apto. 403 - CEP: 12.228-610 São José dos Campos - SP

### ESTUDO EXPERIMENTAL DA HIDROACÚSTICA DE BORDOS DE FUGA FLEXÍVEIS

Essa publicação foi aceita como Relatório Final de Trabalho de Graduação.

ulo Jorge Duda de Morais

Autor

Prof. Dr. André Valdetaro Gomes Cavalieri (ITA) Orientador

Prof. Mauricio Andrés Varela Morales (ITA) Coordenador do Curso de Engenharia Aeronáutica

São José dos Campos, 23 de novembro de 2018

Dedico este trabalho a todos que contribuíram nesta trajetória. Especialmente, à minha filha Beatriz, à minha esposa Isabel, aos meus pais Inacio e Deodete e ao meu tio Marcos.

## Agradecimentos

Em primeiro lugar, agradeço a Deus que com a Sua onisciência me proporcionou o aprendizado na medida certa, com todas minhas limitações, através do convívio com pessoas extraordinárias que doaram parte do precioso tempo de suas vidas para que fosse possível a conclusão deste projeto. Chego ao final desta jornada com a certeza que sempre poderei contar com o apoio de vocês.

Agradeço à Maria Isabel, minha esposa, que embarcou nesta travessia, mesmo sem termos a certeza de qual seria o final da derrota. Existiram muitas tempestades, mas você sempre estava com sua sabedoria, incentivando e acompanhando cada etapa.

Aos meus pais, meu irmão Guilherme e meu tio Marcos, sou grato por toda a base emocional e educacional que me proporcionaram alcançar este objetivo. Sou muito feliz por ter sido escolhido para fazer parte desta família.

Ao meu orientador, André Cavalieri agradeço pela sua ajuda e ensinamentos indispensáveis para realização deste trabalho. Você demonstrou apoio irrestrito a este projeto, mesmo estando ciente das incertezas e dificuldades intrínsecas ao desenvolvimento dele. Obrigado pela paciência e compreensão em transmitir seus conhecimentos técnicos e pessoais através de conversas sempre muito agradáveis.

Quanto à execução deste trabalho, agradeço ao Comandante Ricardo Sbragio, por ter disponibilizado as instalações e o ambiente de trabalho com o pessoal do Laboratório de Hidrodinâmica (LabHidro) da Diretoria de Desenvolvimento Nuclear da Marinha, o que proporcionou a base de dados experimentais para análise deste trabalho.

Com relação ao pessoal do LabHidro, gostaria de agradecer a todos os profissionais que fazem parte desta equipe de vanguarda na pesquisa hidrodinâmica na Marinha do Brasil, tanto pelo conhecimento técnico, como pelo companheirismo compartilhados nos momentos que convivi com os senhores. Em especial, ao pesquisador Harolds, o qual se dedicou a este trabalho como se fosse o próprio autor nos momentos em que não pude estar presente nos ensaios. Muito obrigado, sua colaboração foi essencial.

Por fim, quero lembrar dos colegas de laboratório, colegas da graduação, professores e todos os outros que tiveram uma participação significativa nesses últimos cinco anos.

Deixo registrado o meu muito obrigado!

"Success consists of going from failure to failure without loss of enthusiasm." Winston Churchill

## Resumo

Este trabalho tem por objetivo principal analisar experimentalmente a influência dos efeitos da flexibilidade nas emissões sonoras de extensões de bordo de fuga em estruturas aeronáuticas. Para isso foi utilizado um aparato experimental instalado em túnel de cavitação, cujo fluido de trabalho é a água. Foi estudado o escoamento em torno de um perfil NACA 0012 rígido com extensões de bordo de fuga intercambiávels. Como extensões foram usadas duas placas planas metálicas com diferentes espessuras, e, portanto, diferentes valores de rigidez a flexão. O intuito de tais ensaios é a obtenção de altos números de Reynolds, baixos números de Mach e altos fatores de carregamento fluido-estrutura (associados à razão entre densidade do fluido e do sólido). Com isto é possível acentuar as interações fluido-estruturais e captar estes efeitos através de hidrofone instalado em câmara acústica na seção de testes, comparando as medidas das extensões mais rígida e mais flexível. Esta análise permite realizar comparações dos resultados experimentais com a teoria de analogia acústica. O aumento da flexibilidade do bordo de fuga, segundo esta teoria, reduz as emissões aeroacústicas e hidroacústicas. No entanto, os resultados experimentais obtidos mostram o efeito contrário: o bordo de fuga mais flexível levou a uma maior radiação sonora. Os resultados sugerem que há variação significativa da turbulência por efeito das vibrações do bordo de fuga; um possível aumento da energia cinética turbulenta devido à vibração da superfície poderia explicar os resultados obtidos.

## Abstract

This work has as main objective to analyse experimentally the influence of the effects of the flexibility in the sound emissions of extensions of trailing edge in aeronautical structures. For this, an experimental apparatus installed in a cavitation tunnel was used, whose working fluid is water. Flow was studied around a rigid NACA 0012 profile with interchangeable trailing edge extensions. As extensions two flat metal plates with different thicknesses were used, and therefore, different values of flexural stiffness. The purpose of such tests is to obtain high Reynolds numbers, low Mach numbers and high fluid-structure loading factors (associated to the ratio of fluid to solid density). With it is possible to accentuate the fluid-structural interactions and to capture these effects through hydrophone installed in acoustic chamber in the section of tests. This analysis allows to make comparisons of the experimental results with the theory of acoustic analogy. Increasing the flexibility of the trailing edge, according to this theory, reduces aeroacoustic and hydroacoustic emissions. However, the experimental results obtained show the opposite effect: the more flexible trailing edge led to a greater sound radiation. The results suggest that there is significant variation of the turbulence due to the effect of the trailing edge vibrations; a possible increase in turbulent kinetic energy due to surface vibration could explain the results obtained.

# Lista de Figuras

1	"Acoustic power of scattered sound for moderately flexible composite plates,	
	compared to the reference aluminum plate and to the rigid limit. Cross-ply plates,	
	$h/L = 1,68  imes 10^{-3}$ " (NILTON et al., 2018a)	20
2	Curvas neutra dos modos TWF e TSW apresentadas em (LUCEY; CARPENTER,	
	1995)	21
3	Túnel de Cavitação.	22
4	Seção de testes com destaque para localização do hidrofone	23
5	Hidrofone B & K 8105 utilizado no túnel de cavitação. (KJæR, 2010)	23
6	Corpo de prova.	24
7	Placa para extensão de bordo de fuga	25
8	Amplificador B & K 2635	26
9	Conversor Analógico-Digital NI 9215 (INSTRUMENTS, 2016)	27
10	Modelo Esquemático do Aparato Experimental	28
11	Exemplo de ensaio apresentando as flutuações de pressão no domínio do tempo	32
12	<b>PSD</b> para $2,92 < v < 5,88$ [m/s] ensaio 1	34
13	<b>PSD</b> para $2,92 < v < 5,88$ [m/s] ensaio 2	34
14	<b>PSD</b> para $2,92 < v < 5,88$ [m/s] ensaio <b>3</b>	35
15	<b>PSD</b> para $2,92 < v < 5,88$ [m/s] ensaio 4	35
16	<b>PSD para</b> 2,92 < $v < 5,88$ [m/s] ensaio 1 placa $h/L = 0,0065 \dots \dots \dots \dots$	37
17	<b>PSD</b> para 2,92 < $v < 5,88$ [m/s] ensaio 2 placa $h/L = 0,0065 \dots \dots \dots \dots$	37
18	<b>PSD</b> para 2, $92 < v < 5, 88$ [m/s] ensaio 3 placa $h/L = 0,0065 \dots \dots \dots \dots$	38
19	<b>PSD</b> para 2, $92 < v < 5, 88$ [m/s] ensaio 4 placa $h/L = 0,0065 \dots \dots \dots \dots$	38
20	<b>PSD para</b> 2,92 < $v < 5,88$ [m/s] ensaio 5 placa $h/L = 0,0065 \dots \dots \dots \dots$	39
21	<b>PSD</b> para 2,92 < $v < 5,88$ [m/s] ensaio 6 placa $h/L = 0,0065$	39
22	Análise de repetibilidade do ensaio placa $h/L = 0,02$	41
23	Análise de repetibilidade do ensaio placa $h/L = 0,02, 2 < He < 4$	42
24	Análise de repetibilidade do ensaio placa $h/L = 0,0065$	44
25	Análise de repetibilidade do ensaio placa $h/L = 0,0065, 2 < He < 4$	45
26	Análise de repetibilidade do ensaio placa $h/L=0,0065$ sem esaios 1 e 2 $\ldots$ .	46
27	Análise de repetibilidade do ensaio placa $h/L = 0,0065,  2  <  He  <  4$ sem	
	esaios 1 e 2	47
28	Exemplos de pontos da regressão linear para placa $h/L=0,02$	49
29	Coeficientes angulares e $r^2$ da regressão linear entre Mach e dB ensaio $1$	50
30	Coeficientes angulares e $r^2$ da regressão linear entre Mach e dB ensaio 2	50

31	Coeficientes angulares e $r^2$ da regressão linear entre Mach e dB ensaio 3	50
32	Coeficientes angulares e $r^2$ da regressão linear entre Mach e dB ensaio 4	51
33	Coeficientes angulares e $r^2$ da regressão linear entre Mach e dB, com refina-	
	mento dos dados, ensaio 1	51
34	Coeficientes angulares e $r^2$ da regressão linear entre Mach e dB, com refina-	
	mento dos dados, ensaio 2	52
35	Coeficientes angulares e $r^2$ da regressão linear entre Mach e dB, com refina-	
	mento dos dados, ensaio 3	52
36	Coeficientes angulares e $r^2$ da regressão linear entre Mach e dB, com refina-	
	mento dos dados, ensaio 4	52
37	Coeficientes angulares e $r^2$ da regressão linear entre Mach e dB, com todos os	
	dados do refinamento	53
38	Coeficientes angulares e $r^2$ da regressão linear entre Mach e dB ensaio 1	54
39	Coeficientes angulares e $r^2$ da regressão linear entre Mach e dB ensaio 2	54
40	Coeficientes angulares e $r^2$ da regressão linear entre Mach e dB ensaio 3	54
41	Coeficientes angulares e $r^2$ da regressão linear entre Mach e dB ensaio 4	55
42	Coeficientes angulares e $r^2$ da regressão linear entre Mach e dB ensaio 5	55
43	Coeficientes angulares e $r^2$ da regressão linear entre Mach e dB ensaio 6	55
44	Coeficientes angulares e $r^2$ da regressão linear entre Mach e dB, com refina-	
	mento dos dados, ensaio 1	56
45	Coeficientes angulares e $r^2$ da regressão linear entre Mach e dB, com refina-	
	mento dos dados, ensaio 2	56
46	Coeficientes angulares e $r^2$ da regressão linear entre Mach e dB, com refina-	
	mento dos dados, ensaio 3	57
47	Coeficientes angulares e $r^2$ da regressão linear entre Mach e dB, com refina-	
	mento dos dados, ensaio 4	57
48	Coeficientes angulares e $r^2$ da regressão linear entre Mach e dB, com refina-	
	mento dos dados, ensaio 5	57
49	Coeficientes angulares e $r^2$ da regressão linear entre Mach e dB, com refina-	
	mento dos dados, ensaio 6	58
50	Coeficientes angulares e $r^2$ da regressão linear entre Mach e dB, com todos os	
	dados do refinamento	58
51	Coeficientes angulares e $r^2$ da regressão linear entre Mach e dB, com todos os	
	dados do refinamento (4 últimos)	59
52	Exemplos de pontos da regressão linear para placa $h/L=0,0065$ para os seis	
	ensaios	60

53	Exemplos de pontos da regressão linear para placa $h/L=0,0065$ sem baterias		
	1 e 2	61	
54	Comparação das potências de Mach e $r^2$ entre as placas com todos os dados		
	do refinamento	62	
55	Diferença entre as potências de Mach para região de maiores $r^2$ , $1, 5 < He < 3, 5$	62	
56	Comparação entre as placas velocidades $2,92 < v < 3,65$ [m/s] e $2 < He < 4$ .	63	
57	Comparação entre as placas velocidades $3,86 < v < 4,56~{\rm [m/s]}$ e $2 < He < 4~$ .	64	
58	Comparação entre as placas velocidades $4,79 < v < 5,41~{\rm [m/s]}$ e $2 < He < 4~$ .	65	
59	Comparação entre as placas velocidades $v = 5,65$ [m/s], $v = 5,88$ [m/s] e		
	$2 < He < 4 \dots \dots$	65	
60	Comparação entre as placas velocidades $2,92 < V < 3,65$ [m/s] e $0 < He < 10$	66	
61	Comparação entre as placas velocidades $3,86 < V < 4,56$ e $0 < He < 10$ $$	67	
62	Comparação entre as placas velocidades $4,79 < V < 5,41$ e $0 < He < 10$ $$	68	
63	Comparação entre as placas velocidades $V=5,65,V=5,88$ e $0 < He < 10$ $$ .	68	

## Lista de Tabelas

1	Propriedade do Aço AISI 304	25
2	Tabela com vS e vT dos 5 primeiros ensaios da placa $h/L = 0,0065$	77
3	Tabela com vS e vT do último ensaio da placa $h/L = 0,0065$ e demais ensaios	
	da placa $h/L = 0,02$	77

# Lista de Abreviaturas e Siglas

AISI	American Iron and Steel Institute	
BEM	Boundary Element Method	
DDNM	Diretoria de Desenvolvimento Nuclear da Marinha	
FFT	Fast Fourrier Transform	
NFFT	Número de pontos utilizados na Fast Fourrier Transform	
ICAO	International Civil Aviation Organization	
LabHidro	Laboratório de Hidrodinâmica	
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics	
PSD	Power Spectral Density	
TSW	Tolmien-Schlichting Waves	
TWF	Travelling-Wave Flutter	
vS	Variance Spectro	
vT	Variance Time	

# Lista de Símbolos

$\alpha$	Ângulo de Ataque
$r^2$	Coeficiente de determinação
ν	Coeficiente de Poisson
$\alpha_H$	Coeficiente de Porosidade
L	Comprimento da Placa
с	Corda do Perfil Aeronáutico
$ ho_0$	Densidade do Escoamento
$ ho_s$	Densidade do Material da Placa
$\eta$	Deslocamento Transversal da Placa
σ	Desvio padrão
R'	Distância do quadrupolo ao bordo de fuga
h	Espessura da Placa
h/L	Espessura Específica
$\beta$	Fator de Amplificação
ε	Fator de Carregamento de Fluido
ω	Frequência Angular do Som no Escoamento
$\omega_c$	Frequência Angular de Coincidência
S	Função de Fonte Acústica
^	Indicador da Transforma de Fourrier da Variável
~	Indicador de Dimensionalidade de Variável
$\epsilon$	Intrinsic Fluid Loading Parameter
m	Massa por Unidade de Área da Placa
E	Módulo de Young
He	Número de Helmholtz
He*	Número de Helmholtz com comprimento característico a extensão do bordo de fuga
$M_{\infty}$	Número de Mach do Escoamento
$k_0$	Número de Onda do Escoamento
$k_B$	Número de Onda de Flexão da Placa
Ω	Número de Mach de Onda de Flexão no Vácuo
$Re_{\infty}$	Número de Reynolds do Escoamento
St	Número de Strouhal
p	Pressão
$P_{ref}$	Presão de Referência
R	Raio do Poro

$K_R$	Rayleigh Conductivity
$B_0$	Rigidez de Flexão
В	Rigidez de Flexão Efetiva
$l_0$	Turbulence Correlation Length
$E\left\{\cdot\right\}$	Valor Esperado
U	Velocidade do escoamento
$c_1$	Velocidade do Som na Placa Metálica
$c_0$	Velocidade do Som no Escoamento
$\mu_0$	Viscosidade Cinemática do Escoamento

# Sumário

1	Introdução 17				17
	1.1	Objetivo do Trabalho		•••	18
	1.2	Revisão Bibliográfica		•••	18
	1.3	Estruturação do Trabalho	• • • •	2	21
2	Mét	odos		/	22
	2.1	Aparato experimental		••••	22
		2.1.1 Túnel de cavitação		4	22
		2.1.2 Hidrofone		••••	23
		2.1.3 Corpo de prova	• • • ·	••••	23
	2.2	Instrumentação	•••		25
		2.2.1 Amplificador de Carga	•••		26
		2.2.2 Módulo de conversão Analógico-digital	•••		27
	2.3	Tratamento de Sinal		4	28
	2.4	Fundamentação Teórica		4	29
3	3 Resultados				31
	3.1	Estudo da monotonicidade do ruído	•••		32
		3.1.1 Placa $h/L = 0,02$			33
		3.1.2 Placa $h/L = 0,0065$			36
	3.2	Estudo da repetibilidade dos ensaios		🤇	39
		3.2.1 Place $h/L = 0,02$		4	40
		3.2.2 Placa $h/L = 0,0065$		4	43
	3.3	Variação do ruído com o número de Mach	• • • •	4	47
		3.3.1 Placa $h/L = 0,02$		4	48
		3.3.2 Placa $h/L = 0,0065$			53
	3.4	Comparação de ruídos entre as placas	• • •	(	52
4	Con	clusões e Sugestões para Trabalhos Posteriores			70
Re	eferên	cias			72
Aı	nexos				73
_	Ane	o I - Desenhos Técnicos	• • • •	,	73
	Anexo II - Análise de dados pelo Teorema de Parseval			77	

### 1 Introdução

O desenvolvimento tecnológico do avião permitiu o transporte de pessoas e cargas em nível global a velocidades próximas e em alguns casos superiores à velocidade do som. Este benefício inegável para humanidade trouxe em contrapartida um novo tipo de poluição, atualmente, o mais significativo na aviação civil: o ruído aeronáutico.

A percepção desta poluição não é uniforme, além de ser muito mais perceptível para as populações que residem próximas aos aeroportos. Este incômodo depende de alguns parâmetros, por exemplo: tipo de aeronave, intervalo de operação, procedimento de operação do aeroporto, horário de funcionamento, condições meteorológicas.

A *International Civil Aviation Organization* (ICAO) adotou o conceito de abordagem equilibrada para lidar com o problema da poluição acústica, o qual visa obter o máximo de benefício ambiental com o menor custo possível. Quatro são as áreas preconizadas na abordagem equilibrada para atenuação do ruído: redução do ruído na fonte, melhoria dos precedimentos operacionais, imposição de restrições de operação e planos de controle do solo nas vizinhanças dos aeroportos (**RESOLUTION A33-7, 2001**).

Quanto à primeira área, a ICAO estabeleceu um cronograma de metas para a adequação progressiva da redução do ruído para os novos produtos aeronáuticos. Os fabricantes de aeronaves e motores investem fortemente na implementação de novas tecnologias para adequação a estas diretrizes.

A principal fonte geradora de ruído no avião provém dos jatos de ar quente emitidos nas saídas dos motores. No entanto, na condição de aterrissagem das aeronaves, um outro tipo de ruído tornase significativo, o ruído de bordo de fuga. Esta segunda fonte sonora pode ser encontrada nas pás dos fans dos motores turbofans dos aviões. A fonte de geração deste tipo de ruído é aerodinâmica, o escoamento ao passar pelas pás do fan interage com estas e promove a formação de uma fonte sonora aeroacústica. Portanto, um estudo detalhado dos fenômenos físicos envolvidos e das causas desta geração sonora permitem novas propostas para a redução deste tipo de emissão.

Este ruído gerado origina-se do surgimento de acentuadas flutuações de pressão no escoamento na vizinhança do bordo de fuga. A distribuição destas flutuações de pressão, nas estruturas sólidas torna-se uma fonte geradora de som. A relação de produção sonora é diretamente proporcional, ou seja, quanto maiores as flutuações de pressão e suas interações com a estrutura, maior é o ruído produzido.

Este tipo de ruído é mais significativo nas regiões de bordo de fuga dos perfis aeronáuticos. Além das pás do fan outros componentes do avião são constituídos de perfis aeronáuticos, por exemplo, asas, empenagens, flaps e slats. Portanto, métodos para redução deste tipo de ruído são muito relevantes, tendo em vista as diversas aplicações possíveis. Observa-se que o bordo de fuga do perfil aeronáutico é uma fonte sonora, pois é nesta região em que se observa: descolamento da camada limite, transição para a turbulência do escoamento, surgimento de vórtices. Estes fenômenos têm como característica o desenvolvimento de flutuações de pressão significativas no escoamento. Além disso, a região de bordo de fuga do ponto de vista estrutural é frágil, o que torna as interações do escoamento bastante relevantes.

#### 1.1 Objetivo do Trabalho

A proposta com este trabalho é a utilização de túnel de cavitação, onde o fluido de trabalho é a água, para se estudar os efeitos da elasticidade em extensões de bordo de fuga. A utilização deste fluido visa acentuar os efeitos esperados com a elasticidade devido as condições obtidas de alto número de Reynolds, baixo número de Mach e elevado fator de carregamento fluido-estrutura, este último em função da alta densidade da água. Deseja-se caracterizar experimentalmente os efeitos de elasticidade utilizando um perfil NACA 0012 dotado de extensões de bordo de fuga de diferentes valores de rigidez.

#### 1.2 Revisão Bibliográfica

O desenvolvimento da teoria de analogia acústica, para tratar de problemas da área de aerocústica, tem como um dos principais trabalhos o desenvolvido por *Lighthill* (LIGHTHILL, 1952). Neste trabalho, em linhas gerais, o autor demonstra como se desenvolve a transferência da energia cinética de um escoamento para energia acústica. No entanto, o autor deixa claro que o seu trabalho está restrito ao estudo desta transferência de energia em relação a fluxos de flutuações oriundos, exclusivamente, de instabilidades formadas no próprio escoamento, ou seja, "turbulência livre". Com estas restrições, o autor demonstra que devido à turbulência livre a propagação acústica é diretamente proporcional à velocidade do escoamento elevada à oitava potência, aproximadamente.

Com base nesta teoria, iniciaram-se trabalhos para desenvolvimento de extensões da mesma. Em (FFOWCS WILLIAMS; HALL, 1970), são apresentadas as alterações da propagação sonora com a inserção de uma placa rígida. Neste artigo acrescenta-se à teoria um parâmetro de quão próximos os turbilhões estão do bordo de fuga da placa. Caso esta proximidade seja relevante, é demonstrado que a propagação da energia acústica é alterada e torna-se proporcional a quinta potência da velocidade do escoamento. No entanto, caso os vórtices estejam distantes do bordo de fuga a propagação volta a ser semelhante ao apresentado em (LIGHTHILL, 1952).

O trabalho desenvolvido em (CRIGHTON; LEPPINGTON, 1970), acrescenta mais um parâmetro para cálculo da analogia acústica, a influência dos efeitos da elasticidade sobre as emissões sonoras. Neste trabalho, demonstra-se que o caso de superfícies imersas na água, onde as interações fluido-estruturais são intensificadas, as emissões sonoras são proporcionais à sexta potência da velocidade

e também, diretamente proporcionais a rigidez da placa. Quanto mais rígida a placa, maiores são as emissões sonoras.

Diversos trabalhos acadêmicos já foram realizados para estudo da redução do ruído de bordo de fuga. Muitos se baseiam nas características de passáros, em especial o caso do voo silencioso de corujas (SARRADJ et al., 2011), (JAWORSKI; PEAKE, 2013). Este animal desenvolve voos muito mais silenciosos do que outros pássaros em mesma velocidade. As conclusões a que se chegaram é que esta característica está relacionada com as penas do final de suas asas serem muito mais porosas e flexíveis, quando comparadas com os demais pássaros. Especificamente, o estudo desenvolvido em (JAWORSKI; PEAKE, 2013) trata dos efeitos acoplados de porosidade e flexibilidade, além dos casos limites destes parâmetros serem desprezados, ou seja, os casos limites em que não há porosidade e de placa rígida. Para tanto, é inserido no modelagem do problema a equação da placa semi-infinita poroelástica desenvolvida por (HOWE, 1998). Com o desenvolvimento e adimensionalizações apresentadas em (CAVALIERI et al., 2016) esta equação pode ser observada a seguir:

$$(1 - \alpha_H)\nabla^4 \eta - \frac{k_0^4}{\Omega^4} \eta = (1 + \alpha_H K_R) \frac{\epsilon}{\Omega^6} k_0^3 \Delta p, \tag{1}$$

onde  $\alpha_H$  é o coeficiente de porosidade da placa,  $\eta$  o deslocamento transversal da placa,  $k_0$  o número de onda do escoamento,  $\Omega$  o número de Mach de onda de flexão no vácuo,  $K_R$  o *Rayleigh Conductivity*,  $\epsilon$  o *Intrinsic Fluid Loading Parameter* e p pressão. As definições de  $\Omega$  e  $\epsilon$  podem ser observados na seção 2.4. Com isso, para observação dos efeitos da elasticidade sem porosidade considera-se  $\alpha_H = 0$  e para estudo do caso rígido considera-se  $\epsilon = 0$  e  $\alpha_H = 0$ , (JAWORSKI; PEAKE, 2013). Logo, o aumento da elasticidade e porosidade no bordo de fuga tende a diminuir o campo acústico proveniente desta fonte sonora. O estudo tratado por (JAWORSKI; PEAKE, 2013) demonstra este resultado.

Há existência de método numérico que propõe uma nova abordagem para resolução deste tipo de problema (CAVALIERI et al., 2014), (CAVALIERI et al., 2016), (PIMENTA et al., 2018). Tal código utiliza a metodologia de elementos de fronteira para resolução do campo acústico de uma fonte acústica nas proximidades de uma placa flexível. A inovação com esta abordagem é inserir no problema uma placa poroelástica finita. Para exemplificação do efeito de redução do ruído com o aumento da elasticidade a fig. 1, (NILTON et al., 2018a), apresenta um dos resultados com base nesta teoria. Com isso, a solução torna-se muito mais próxima da realidade de ruídos provenientes de bordos de fuga. A proposta principal com o método numérico é a previsão do campo acústico em perfis aeronáuticos, cujo fluido de trabalho é o ar. Para isso, a metodologia empregada utiliza adimensionalizações para caracterização do material da placa e do fluido de trabalho apresentados em (HOWE, 1998).



Figura 1: "Acoustic power of scattered sound for moderately flexible composite plates, compared to the reference aluminum plate and to the rigid limit. Cross-ply plates,  $h/L = 1,68 \times 10^{-3}$ " (NILTON et al., 2018a)

Um estudo experimental deste modelo em túneis de vento possui dificuldades intrínsecas, pois as reduções sonoras da interação fluido-estrutural com variação da flexibilidade do bordo de fuga são relativamente baixas devido as características do ar (NILTON *et al.*, 2018b). Estes efeitos são mais acentuados quando o fluido de trabalho é a água, pois o fator de carregamento fluido-estrutura, associado à razão de densidades de fluido e de sólido, é bem mais elevado quando ensaios são feitos em água, o que aumenta consideravelmente os efeitos de elasticidade (HOWE, 1998). Portanto, para uma primeira inspeção experimental, é interessante a utilização de túneis de água (BARNACK NETO *et al.*, 2017). Sendo assim, a captação destes efeitos de redução do ruído de bordo de fuga, com base no aumento da elasticidade, será facilitada. Isto se deve às características físicas da água como densidade e viscosidade intensificarem as interações fluido-estruturais, quando comparado este fluido com o ar.

Cabe destacar, ao se ter como fluido de trabalho a água, estudos realizados com base na teoria de instabilidade e transição para a turbulência um outro modo de instabilidade deve ser levado em consideração (LUCEY; CARPENTER, 1995). Neste artigo o autor demonstra que existe um outro modo instabilizante em escoamentos com placas, as quais a carga do escoamento sobre a placa é muito mais significativa, o TWF (*Travelling-Wave Flutter*). Enquanto o modo TSW (*Tolmien-Schlichting Waves*), não sofre grandes influências da alteração das propriedades da parede, o modo de TWF é influenciado e a medida que a placa torna-se mais flexível existe uma antecipação da instabilidade. Além disso, a curva neutra deste modo de instabilidade, segundo a teoria, cresce indefinidamente com o número de Reynolds, a figura 2 apresenta uma comparação entre a curva neutra do modo TSW com o TWF. Esta característica é uma das principais justificadas apresentadas em (GAD-EL-

**HAK**, **2002**), para explicar o motivo de alguns experimentos hidroacústicos, com intuito principal de redução do arrasto, cujo o princípio é a postergação da transição para a turbulência do modo TWF, não obtiveram resultados almejados.



Figura 2: Curvas neutra dos modos TWF e TSW apresentadas em (LUCEY; CARPENTER, 1995)

#### 1.3 Estruturação do Trabalho

O presente trabalho encontra-se estruturado da seguinte forma:

- Seção (1): Esta seção faz uma introdução ao tema. Tem-se aqui também a apresentação da motivação para realização do trabalho, bem como os objetivos que devem ser atingidos por este;
- Seção (2): Nesta parte do relatório é apresentado o aparato experimental, o sistema de aquisição de dados, o processamento dos mesmos e a fundamentação teórica utilizada para resolução do problema acústico;
- Seção (3): Neste ponto do trabalho são discutidos os resultados dos ensaios realizados até o
  presente momento; e
- Seção (4): Na última seção deste trabalho são apresentadas as conclusões, bem como sugestões de aprimoramento para próximos trabalhos.

### 2 Métodos

Para que o objetivo do trabalho fosse atingido algumas etapas foram seguidas. Houve, inicialmente, uma análise do aparato experimental a ser utilizado. Em seguida, um estudo dos instrumentos de medição dos dados para se ter certeza de quais dados estavam sendo coletados. A terceira etapa foram os estudos realizados para tratamento dos sinais obtidos com a instrumentação. Por último, uma breve explicação sobre a fundamentação teórica para a realização deste trabalho.

### 2.1 Aparato experimental

#### 2.1.1 Túnel de cavitação

Os experimentos deste trabalho foram desenvolvidos no túnel de cavitação do Laboratório de Hidrodinâmica (LabHidro) da Diretoria de Desenvolvimento Nuclear da Marinha (DDNM). Este túnel, mostrado na figura 3, possui uma seção de testes de 180 mm de altura e 250 mm de largura e uma câmara acústica localizada abaixo da seção de testes. Abaixo da seção de testes existe um depósito de fluido isolado do escoamento através de uma parede de acrílico, no qual pode ser inserido um hidrofone omnidirecional ou um *array* de hidrofones para captação das emissões sonoras oriundas da seção de testes, o qual denomina-se no LabHidro de câmara acústica do túnel de cavitação (fig. 4). Para o experimento realizado utilizou-se um hidrofone omnidirecional. As velocidades obtidas na seção de testes variam entre 1 e 6,7 m/s.



(a) Túnel de Cavitação. (BARNACK NETO et al., 2017)



(b) Seção de Testes.

#### Figura 3: Túnel de Cavitação.

A figura 4 apresenta uma imagem amplificada da seção de testes do túnel, com destaque para localização do hidrofone inserido na câmara acústica do túnel de cavitação:



Figura 4: Seção de testes com destaque para localização do hidrofone

#### 2.1.2 Hidrofone

O hidrofone para captação utilizado foi do tipo Bruel & Kjaer 8105 (fig. 5). A sensibilidade do hidrofone é de 0,354pC/Pa. O mesmo é capaz de medir linearmente a faixa de frequência entre 0,1Hz até 100kHz. Este hidrofone é omnidirecional no plano radial e possui capacidade de captação do sinal em 270<sup>0</sup> no plano axial.



(a) Hidrofone.

(b) Hidrofone com cabeamento.



#### 2.1.3 Corpo de prova

O perfil bidimensional utilizado foi o NACA 0012 com uma corda de 150 mm e envergadura de 249 mm. O material utilizado para confecção foram chapas de acrílico cortadas a laser. Para união das peças cortadas utilizou-se cola acrílica. O acabamento, com a finalidade de uniformizar

a superfície da peça, foi a massa plástica. A figura 6 apresenta imagens da construção e finalização do perfil: na fig. 6(a) apresenta-se o perfil após realizado todo o acabamento e com uma extensão fixada, na fig. 6(b) um dos procedimentos realizados na fase de estudos para construção deste corpo de prova e as fig. 6(c) e 6(d) imagens da fase de construção do perfil. O Anexo I apresenta os desenhos técnicos realizados para construção do perfil, das extensões e do eixo de fixação na seção de testes do túnel.



(a) Perfil com extensão montada.



(b) Contrução do perfil



(c) Montagem do perfil I.



(d) Montagem do perfil II.

#### Figura 6: Corpo de prova.

Para o estudo do efeito da elasticidade do bordo de fuga na radiação sonora, foram utilizadas placas planas como extensões do bordo de fuga. O material utilizado foi o aço inox AISI 304 com dimensões h mm x 140 mm x 250 mm. Como a finalidade era a observação do efeito da flexibilidade, confeccionaram-se placas com diferentes espessuras  $h = \{0, 65; 2, 0\}[mm]$ . Utilizou-se corte a laser para obtenção das placas nas dimensões especificadas. A figura 7 apresenta uma ima-

gem destas extensões. Observa-se que para fixação junto ao perfil NACA 0012, a placa possui três furos equidistantes.

Destaca-se que o comprimento da placa é de 140 mm, no entanto, o perfil bidimensional possui, para encaixe destas extensões, uma fenda de profundidade de 40 mm. Portanto, a extensão do bordo de fuga do perfil aeronáutico possuirá um comprimento de 100 mm, o que totaliza uma corda do perfil mais a extensão de 250 mm. Este é o valor que será utilizado como comprimento característico para o corpo de prova. Quanto à espessura da fenda para encaixe das extensões, esta foi projetada de forma que a placa de maior espessura (2 [mm]) fosse encaixada sem nenhuma folga, para as demais placas de menor espessura, foram desenvolvidos calços de forma a não haver folgas na fenda.



Figura 7: Placa para extensão de bordo de fuga.

As extensões foram fabricadas em liga de aço AISI 304. As propriedades desta liga metálica podem ser verificadas na tabela 1.

Propriedade	Valor (S.I.)	Unidades (S.I.)
ρ	7860	kg/m <sup>3</sup>
E	193	GPa
ν	0,27	-

Tabela 1: Propriedade do Aço AISI 304

#### 2.2 Instrumentação

O sistema de aquisição de dados utilizado é composto por: um hidrofone de captação omnidirecional, descrito na subseção 2.1; um amplificador de carga; um módulo de conversão analógico digital; e uma unidade de processamento tendo instalada o software *LabVIEW*.

#### 2.2.1 Amplificador de Carga

O amplificador de carga utilizado é de modelo Bruel & Kjaer tipo 2635. Este equipamento é aplicado, especificamente, para medições do som com hidrofones submersos. Consiste em um amplificador de quatro estágios sendo estes: um amplificador para o sinal de entrada, um filtro passa-baixa, um amplificador integrador e um amplificador para o sinal de saída. Para o estudo do sinal deste experimento o filtro passa-baixa utilizado teve frequência de corte de 10KHz. Conforme observa-se na figura 8, há uma entrada para inserção da sensibilidade do transdutor utilizado. Inseriu-se a sensibilidade do hidrofone B&K 8105. E a saída do sinal, que é ajustável, foi adotada como 10 [mV/Unit out].



Figura 8: Amplificador B & K 2635

#### 2.2.2 Módulo de conversão Analógico-digital

O módulo de conversão analógico-digital utilizado foi um produto da National Instruments tipo 9215. Este equipamento é capaz de converter, simultaneamente, quatro sinais analógicos independentes para sinais digitais. Possui aterramento duplamente isolado com a finalidade de garantir a segurança e torná-lo imune a interferências externas de ruído. A figura 9 apresenta o NI 9215.



Figura 9: Conversor Analógico-Digital NI 9215 (INSTRUMENTS, 2016)

A unidade de processamento foi um PC com software *LabView* instalado. Este software permite realizar o processamento dos sinais do experimento. O mesmo armazena os dados em arquivos com saída da variação da pressão no domínio do tempo. Com isso, é possível realizar análise posteriores do sinal.

A figura 10 apresenta o esquema gráfico da instrumentação utilizada, para melhor visualização do sistema.



Figura 10: Modelo Esquemático do Aparato Experimental

#### 2.3 Tratamento de Sinal

O sinal obtido com o experimento trata-se de um som randômico no domínio do tempo. Para análise deste ruído há a necessidade mudança deste sinal para o domínio da frequência. O procedimento inicial adotado foi a obtenção da densidade espectral de potência (PSD, do inglês *Power Spectral Density*). Para isso, utilizou-se a função cpsd do software *MatLab*.

Esta função calcula a PSD por meio do método periodograma modificado desenvolvido por *Welch*, (WELCH, 1967). Em (RABINER; GOLD, 1975), demonstra-se que a PSD pode ser calculada por meio da eq. 2 :

$$P_{xx}(\omega) = \sum_{m=-\infty}^{\infty} E\left\{x_{n+m}x_n^*\right\} e^{-j\omega m},$$
(2)

onde E é o valor esperado e  $x_n$  os valores do processo aleatório com  $-\infty < n < \infty$ . Utilizou-se para janelamento a função de *Hamming*. A sobreposição (*overlap*) entre os segmentos de sinal foi de 50%. O intervalo de amostragem foi de  $t = 1 \times 10^{-5}$ , sendo assim  $f_H = 100 KHz$ . Portanto, as frequências que podem ser observadas experimental devem ser menores que a frequência de Nyquist  $f_n = 50kHz$ .

Tendo em vista que o tempo de amostragem é maior que  $10s \ (t \ge 10s)$ , obteve-se por ensaio no mínimo  $1 \times 10^6$  quantidades de pontos por ensaio. Com isso, estabeleceu-se como tamanho da janela, *Window* =  $2^{12} = 4096$ . O que estabelece para um *overlap*=50% uma quantidade de segmentos do sinal maior que 486.

#### 2.4 Fundamentação Teórica

A fundamentação teórica que serviu de base e motivação para realização deste experimento foi desenvolvida em (CAVALIERI et al., 2016), (PIMENTA et al., 2018) com a finalidade de se obter o campo acústico proveniente do bordo de fuga de um perfil bidimensional interagindo com os vórtices turbulentos. Este problema é solucionado por meio da equação de Helmholtz, relacionando as condições de contorno com o modos de vibração da mesma. As condições de contorno foram desenvolvidas com a finalidade de levar em consideração a elasticidade e uma eventual porosidade da placa. Para cálculo matemático das equações dois números adimensionais foram inseridos para caracterização do material a ser estudado na placa e solução da equação da placa com diferentes engastamentos. O número de Mach de ondas de flexão em vácuo é dado por:

$$\Omega = \left(\frac{\tilde{\omega}}{\tilde{\omega_c}}\right)^{1/2} = \frac{\tilde{k_0}}{\tilde{k_B}},\tag{3}$$

onde<sup>~</sup>indica que a variável abaixo deste símbolo é dimensional,  $\omega$  é a frequência angular do som no escoamento,  $\omega_c$  é a frequência angular de coincidência e  $k_B$  é o número de onda de flexão da placa.

O  $\tilde{\omega}_c$  está definido pela eq. 4 (HOWE, 1998) e (CAVALIERI et al., 2016):

$$\tilde{\omega}_c = \sqrt{\left(\frac{\tilde{m}\tilde{c}_0^4}{\tilde{B}_0}\right)},\tag{4}$$

onde m é a massa por unidade de área da placa,  $c_0$  é a velocidade do som no escoamento e  $B_0$  é a rigidez de flexão.

Além disso, é definido o fator de carregamento de fluido como:

$$\epsilon = \frac{\tilde{\rho_0}\tilde{k_0}}{\tilde{m}\tilde{k}_B^2} = \frac{\tilde{\rho_0}\tilde{c}_1}{\tilde{\rho}_s\tilde{c}_0}\sqrt{\frac{1-2\nu}{12(1-\nu)^2}},\tag{5}$$

onde  $\rho_0$  é a densidade do escoamento,  $\rho_s$  é a densidade do material da placa,  $c_1$  é a velocidade do som na placa metálica,  $c_0$  é a velocidade do som no escoamento e  $\nu$  é o coeficiente de Poisson.

O fator  $\epsilon$  depende apenas das propriedades de fluido e sólido. Para aço em água, tem-se  $\epsilon = 0.128$  (HOWE, 1998). Observa-se que em (HOWE, 1998), é manipulada a eq. 5 e obtém-se a eq. 6:

$$\epsilon = \frac{\tilde{\rho_0}}{\tilde{\rho_s}} \sqrt{\frac{E}{12\tilde{\rho_s}\tilde{c}_0^2 \left(1 - \nu^2\right)}},\tag{6}$$

onde E é o Módulo de Young. Além disso, (HOWE, 1998) estabelece um terceiro parâmetro para relacionar  $\Omega$  e  $\epsilon$ , através da eq. 7

$$\frac{\tilde{\omega_c}\tilde{h}}{\tilde{c}_0} = \frac{\tilde{c}_0}{\tilde{c}_1} \left( \frac{12(1-\nu^2)}{1-2\nu} \right) = \frac{\tilde{\rho}_0}{\epsilon\tilde{\rho}_s},\tag{7}$$

onde h é a espessura da placa.

Com isso, é possível obter o número de Mach de ondas de flexão em vácuo em função do número de Helmholtz  $k_0$ :

$$\Omega = \left(\frac{\tilde{\omega}}{\tilde{\omega_c}}\right)^{1/2} = \sqrt{\frac{\tilde{k_0}\tilde{c_0}}{\tilde{\omega_c}}} = \sqrt{\frac{k_0\left(\frac{1}{\tilde{c}}\right)\tilde{c}_0}{\tilde{\omega_c}}} = \sqrt{\frac{k_0\left(\frac{\tilde{h}}{\tilde{c}}\right)}{\frac{\tilde{\omega_c}\tilde{h}}{\tilde{c}_0}}}$$
(8)

Com estes parâmetros obtidos e com base nas propriedades do material é possível solucionar o problema acústico definido pelas equações 9 (equação de Helmholtz), 10 (equação da placa) e 11 (decorrente da equação de Euler linearizada). Tais equações são descritas apresentadas, bem como a metodologia de adimensionalização em (CAVALIERI *et al.*, **2016**).

$$\nabla^2 p + k_0^2 p = -S \tag{9}$$

$$\nabla^4 \eta - \frac{k_0^4}{\Omega^4} \eta = \frac{\epsilon}{\Omega^6} k_0^3 \Delta p \tag{10}$$

$$k_0^2 \eta = \frac{\partial p}{\partial y} \tag{11}$$

A solução do conjunto de equações supracitados fornece o problema acústico posto pela eq. 9, com as condições de contorno fornecidas pelas eq. 10 e 11, conforme demonstrado em (CAVA-LIERI *et al.*, **2016**). É possível realizar solução numérica deste problema através de um método de elemento de contorno (*Boundary Element Method* - BEM) e especificando o tipo de fonte geradora de som, ou seja, se o campo sonoro que interage com a placa é proveniente de um monopolo, dipolo ou quadrupolo. Para problemas de aeroacústica ou hidroacústica, consideram-se flutuações turbulentas como quadrupolos acústicos utilizando a analogia de *Lighthill* (LIGHTHILL, **1952**). Com isso, torna-se factível o cálculo do campo sonoro da interação do bordo de fuga com a turbulência, para um perfil bidimensional.

### **3** Resultados

Os ensaios apresentados são referentes a extensões do bordo de fuga de mesmo material com a variação de sua espessura e, consequentemente, massa e rigidez. Portanto como todos os demais parâmetros experimentais são mantidos fixos, as variações dos dados experimentais que podem ser observadas serão atribuídas aos efeitos da flexibilidade e da inércia. A faixa de velocidades na seção de teste do túnel de cavitação variou entre 2, 92 [m/s] e 5, 88 [m/s].

Para obtenção dos resultados dos ensaios, foram considerados fixos os valores nominais das propriedades físicas da água para obtenção das adimensionalizações:

- $c_0 = 1500 \text{ [m/s]}$
- $\rho_0 = 1000 \, [\text{kg/m}^3]$
- $\mu_0 = 1,003 \times 10^{-3}$  [kg.m/s]

$$Re_{\infty} = \frac{\rho_0 vL}{\mu_0} \tag{12}$$

Com isso, segundo a eq. 12 o  $Re_{\infty}$  varia entre  $7, 3 \times 10^5$  e  $1, 5 \times 10^6$ . Quanto ao número de Mach  $(M_{\infty})$ , segundo a eq. 13, variou entre  $M_{\infty} = 1, 9 \times 10^{-3}$  e  $M_{\infty} = 3, 9 \times 10^{-3}$ .

$$M_{\infty} = \frac{v}{c_0} \tag{13}$$

A fig. 11 apresenta um exemplo do formato dos dados coletados através da instrumentação descrita na seção 2.2. Os resultados que serão estudados estão em sua grande maioria no domínio da frequência, a metodologia de como é feita esta transformação está descrita na seção 2.3. Com base no Teorema de *Parseval* é garantido que a potência do sinal no domínio do tempo seja a mesma que a apresentada no domínio da frequência (**BOAS, 2006**). O Anexo II apresenta o cálculo da potência do sinal no domínio da frequência e do tempo, demonstrando que os resultados que serão apresentados possuem a mesma potência do sinal obtido, experimentalmente, no domínio do tempo.



Figura 11: Exemplo de ensaio apresentando as flutuações de pressão no domínio do tempo

Com o intuito de realizar comparações com modelos teóricos como, por exemplo, os apresentados em (CAVALIERI *et al.*, **2016**), realizou-se uma adimensionalização do espectro de frequência com base no número de Helmholtz (eq. 14):

$$He = \frac{\omega L}{c_0} = St \times M_{\infty},\tag{14}$$

onde L é o comprimento característico e St é o número de Strouhal. Para o nosso estudo adotou-se como comprimento característico L = 250 [mm] (corda do perfil mais comprimento da extensão), a frequência do filtro passa-baixa é f = 10 [kHz]. Sendo assim, o número de Helmholtz máximo com base nestes valores fica  $He_{max} = \frac{2\pi \times 10000 \times 0.25}{1500} = 10,47$ .

Quanto a adimensionalização das espessuras das extensões, adotou-se como comprimento característico L = 100[mm]. Sendo assim, para a placa mais espessa  $h/L = \frac{2}{100} = 0,02$  e para a placa mais flexível  $h/L = \frac{0.65}{100} = 0,0065$ .

#### 3.1 Estudo da monotonicidade do ruído

Para ruído de origem hidroacústica, espera-se um aumento monotônico dos níveis sonoros com o aumento da velocidade do escoamento incidente. Para estudo da monotonicidade dos ruídos oriundos do bordo de fuga do aparato experimental a metodologia utilizada foi a descrita na seção 2.3. Inicialmente, observou-se o comportamento de todas as amostras em um único gráfico, para observação do comportamento monotônico esperado entre o aumento da velocidade do escoamento com o aumento do ruído oriundo do perfil estudado. As figuras a seguir apresentam este resultado acrescido de duas PSD para o ruído de fundo do aparato sem o perfil aeronáutico inserido, para velocidades de v = 3,65 [m/s] e v = 5,88[m/s]. Com a utilização do filtro passa-baixa, e realizada a adimensionalização do espectro de frequência com referência de comprimento a corda do perfil mais a extensão, observou-se aumento significativo do ruído na faixa de He entre 0.1 e ,aproximadamente, 10.

#### **3.1.1** Placa h/L = 0,02

Quatro baterias de ensaios foram realizadas com a placa de espessura específica h/L = 0,02. O comportamento das PSD com o aumento da velocidade do escoamento pode ser observado nas fig. 12, 13, 14 e 15. Para uma melhor visualização destas curvas adotou-se uma gradação de cores entre o vermelho e o azul, onde as curvas que tendem para a cor vermelha possuem menores velocidades e as que tendem para a azul possuem maiores velocidades. Este padrão será mantido para todas análises de dados referentes à placa com esta espessura.

Observa-se que em todos os ensaios não foi observado um comportamento monotônico para He > 4. Além disso, para He < 1 observaram-se alguns picos de emissão que podem ser atribuídos a ressonâncias estruturais características de baixas frequências. A faixa onde foi observada uma tendência de comportamento monotônico de aumento de velocidade do escoamento com aumento das captações sonoras pelo hidrofone foi a faixa de, aproximadamente 2 < He < 4.

Constata-se que esta faixa espectral corresponde a comprimentos de onda que variam entre metade do comprimento do corpo de prova e um quarto. Logo, o ruído captado corresponde a produção sonora de mesma ordem de grandeza do corpo de prova. Levando-se em consideração para adimensionalização apenas a extensão do bordo de fuga esta faixa fica entre  $0, 8 < He^* < 1, 6$ . Portanto este ruído captado é proveniente de fonte sonora compacta, tendo em vista que a relação entre o comprimento de onda da fonte geradora se relaciona com a onda sonora, proporcionalmente, a  $M_{\infty}$ .







Figura 13: PSD para 2,92 < v < 5,88 [m/s] ensaio 2



**Figura 14: PSD para** 2,92 < v < 5,88 [m/s] ensaio 3



**Figura 15: PSD para** 2,92 < v < 5,88 [m/s] ensaio 4

A constatação que os ruídos destas PSD são oriundos da inserção do perfil aeronáutico na seção de teste foi verificada através da comparação da captação do sinal com e sem a inserção do perfil aeronáutico. Observa-se nas figs. 12, 13, 14 e 15, que a PSD sem perfil aeronáutico (curvas na cor preta) possuem emissões sonoras pelo menos 3dB menores que quando comparadas com a captação
com o corpo de prova imerso.

#### **3.1.2** Place h/L = 0,0065

Foram realizadas seis baterias de ensaios com a placa de espessura específica h/L = 0,0065. As PSDs foram reunidas segundo as baterias, logo os gráficos demonstram a variação de velocidade do túnel de cavitação. Estas curvas podem ser observadas nas fig. 16, 17, 18, 19, 20 e 21. Para esta espessura específica adotou-se uma gradação de cores entre o amarelo e o azul, onde as curvas que tendem para a cor amarela possuem menores velocidades e as que tendem para a azul possuem maiores velocidades. Este padrão especificado será mantido para todas análises de dados referentes à esta placa.

Observa-se que para todos os ensaios realizados o comportamento das curvas é similar ao apresentado para a placa mais espessa. Portanto, não é observado um comportamento monotônico das curvas para valores de He > 4 e He < 2. Esta análise é realizada de uma de forma qualitativa, logo estes valores predeterminados tem um intuito inicial de se verificar a melhor faixa espectral de análise. Com isso, para cada bateria de ensaios deve-se atentar para quais valores exatos existe este aumento do ruído, com o aumento da velocidade do bordo de fuga.

A semelhança dos resultados observados com o da placa de espessura L/h = 0,02 corrobora a hipótese realizada para esta placa. Esta faixa espectral corresponde a comprimentos de onda de mesma ordem de grandeza do perfil aeronáutico mais extensão inseridos no túnel. Tal fato, acrescentando-se a consideração da adimensionalização da frequência apenas pela extensão, ratifica a hipótese de que se está captando o ruído produzido por pequenas estruturas que passam pelo bordo de fuga.

Acrescentou-se também nestas figuras as emissões do ruído de fundo do túnel para velocidades de V = 3,65[m/s] e V = 5,88[m/s]. Constatou-se aumento das emissões sonoras com a inserção do perfil em todos os ensaios para He entre 2 e 4..



Figura 16: PSD para 2,92 < v < 5,88 [m/s] ensaio 1 placa h/L = 0,0065



Figura 17: PSD para 2,92 < v < 5,88 [m/s] ensaio 2 placa h/L = 0,0065



Figura 18: PSD para 2,92 < v < 5,88 [m/s] ensaio 3 placa h/L = 0,0065



Figura 19: PSD para 2,92 < v < 5,88 [m/s] ensaio 4 placa h/L = 0,0065



Figura 20: PSD para 2,92 < v < 5,88 [m/s] ensaio 5 placa h/L = 0,0065



Figura 21: PSD para 2,92 < v < 5,88 [m/s] ensaio 6 placa h/L = 0,0065

### 3.2 Estudo da repetibilidade dos ensaios

Uma segunda análise foi realizada com o intuito de se mensurar as incertezas inerentes ao sistema de captação. Para isso tomou-se por base as curvas após tratamento do sinal, no domínio da frequência e em escala logarítmica e obteve-se o desvio-padrão destas curvas bem como a média aritmética deste sinal para cada um dos pontos do espectro. O principal objetivo com este procedimento foi majorar as incertezas da captação do ensaio com a finalidade do ensaio ser o mais conservativo possível.Caso tal procedimento fosse realizado em escala linear e em seguida colocado em escala dB os efeitos das incertezas tenderiam todos para a curva de maior intensidade.

Para explicitar graficamente a metodologia descrita, as figuras apresentadas nesta seção possuem em linha sólida a curva das médias das PSDs e uma faixa translúcida que acompanha esta linha sólida. Esta faixa corresponde a 95% de probabilidade que o intervalo de confiança contenha o valor médio real, assumindo que os dados das curvas possuem um comportamento de uma distribuição *t-Student* bicaudal.

#### **3.2.1** Placa h/L = 0,02

A figura 22 apresenta o resultado da média das PSD dos ensaios realizados na placa h/L = 0,02. Os valores de velocidades exemplificados nesta figura foram igualmente espaçados na faixa de trabalho do túnel de cavitação para uma observação da repetibilidade dos ensaios na região de trabalho do túnel. Observa-se que em todas as curvas para He < 5 existe comportamento similares de distribuição do desvio-padrão para todas as velocidades da fig. 22. Em contrapartida, para valores superiores de Helmholtz é notado além de comportamentos da curva média distintos, valores elevados de desvio-padrão, o que demonstra que para estes valores há uma não convergência dos dados experimentais.

Quanto às baixas frequências foi perceptível a presença de picos de energia no gráfico os quais podem ser atribuídos, principalmente, às ressonâncias estruturais. Destaca-se a opção por não realizar a filtragem através do filtro analógico do sistema de captação visando aumentar a gama de análise espectral do aparato.

Com a finalidade de uma melhor observação quantitativa, restringiram-se os dados apresentados na fig. 22, para a região na qual foi observado uma tendência de monotonicidade do aumento do ruído com o incremento de velocidade do túnel, 2 < He < 4, cujos gráficos estão apresentados nas fig. 12, 13, 14 e 15. Além deste critério, o apresentado para estudo da figura 22 também convergiu para esta faixa espectral, o qual demonstra que esta região de 2 < He < 4, possui os menores desvios-padrões destes ensaios. A fig. 23 apresenta as PSDs com esta restrição espectral. Os valores de  $\sigma_{max}$  indicados abaixo dos gráficos mostram o valor máximo de incerteza em dB para a velocidade em questão.

Ao se restringir o espectro de frequência aos resultados apresentados na fig. 23, o comportamento das intensidades sonoras captadas nos ensaios realizados com esta placa possuem desviopadrão máximo, para esta faixa espectral, menores que 1dB para velocidades do túnel de cavitação entre 3, 18[m/s] e 5[m/s]. Com isso, utilizando-se esta margem de erro, atribuída às incertezas



Figura 22: Análise de repetibilidade do ensaio placa h/L = 0,02



Figura 23: Análise de repetibilidade do ensaio placa h/L = 0,02, 2 < He < 4

experimentais, é possível realizar comparações com outros ensaios.

#### **3.2.2** Place h/L = 0,0065

A exemplo do comportamento observado na fig. 22, ao realizar o procedimento de obtenção das curvas médias e dos desvios-padrões para os dados dos ensaios com a placa de espessura h/L = 0,0065 o formato dos gráficos da fig. 24 é bastante similar. Para He > 5 e He < 1 constatam-se elevados desvios-padrões, bem como picos de ressonância que tornam difícil a análise para estas regiões espectrais. Os valores de velocidades escolhidos foram igualmente espaçados ao longo da faixa de trabalho do túnel para observação dos desvios-padrões com o aumento da velocidade.

Em seguida, restringiram-se os valores do espectro de potência para região de 2 < He < 4e acrescentaram-se o máximo desvio-padrão desta faixa de frequências; a fig. 25 apresenta estes resultados. Ao se compararem estes dados com os apresentados na fig. 23, observam-se maiores valores para  $\sigma$  para toda faixa de velocidades. Com isso, levanta-se a hipótese da influência de algum fator externo na obtenção dos dados.

Devido ao motivo acima relatado e à discussão realizada na seção 3.3, optou-se por retirar os dados da primeira e segunda bateria de ensaios para obtenção das curvas médias de PSD, bem como do desvio-padrão dos demais ensaios, para observação do comportamento das curvas. A fig. 26 expõe estes resultados:

Percebe-se que os gráficos apresentados na fig. 26 possuem desvios-padrões muito inferiores quando comparados aos da fig. 24. Logo, para fins comparativos, também restrigiu-se a faixa de frequências que está apresentado na fig. 27 para comparação com os dados da fig. 25.

Observa-se redução das incertezas, principalmente, para as mais altas velocidades nos dados apresentados na fig. 27 quando comparados com os dados da fig. 25. Isto foi atribuído aos dados dos dois primeiros ensaios possuírem resultados distintos dos apresentados nos demais ensaios.



Figura 24: Análise de repetibilidade do ensaio placa h/L = 0,0065



Figura 25: Análise de repetibilidade do ensaio placa h/L = 0,0065, 2 < He < 4



Figura 26: Análise de repetibilidade do ensaio placa  $h/L=0,0065~{\rm sem}$ esaios 1 e 2



Figura 27: Análise de repetibilidade do ensaio placa h/L = 0,0065, 2 < He < 4 sem esaios 1 e 2

## 3.3 Variação do ruído com o número de Mach

Uma terceira análise dos dados foi observar a relação entre o número de Mach do escoamento e o aumento do ruído. Para isso, realizou-se regressão linear da curva log-log entre o número de Mach do escoamento e a PSD medida, com base na equação 15. Este procedimento foi realizado no domínio da frequência em que foi observado aumento das emissões sonoras com a inserção do perfil aeronáutico.

$$PSD = A \times M_{\infty}^{n} \Rightarrow \log_{10} PSD = \log_{10} A + n \times \log_{10} M_{\infty}$$
<sup>(15)</sup>

#### **3.3.1** Place h/L = 0,02

Para exemplificar e demonstrar a obtenção dos coeficientes das regressões lineares apresentados na fig. 37 escolheram-se números fixos de  $He = \{2, 3, 4\}$ , da faixa espectral em que foram obtidos as melhores regressões lineares. Acrescentou-se também o ponto da faixa espectral em que foi obtido o maior coeficiente de determinação  $(r^2)$ . Este parâmetro estatístico varia entre  $0 < r^2 < 1$ , quanto mais próximo de 1 o  $r^2$  se encontra, mais próximo à uma relação linear está o conjunto de dados analisado. Além da reta da regressão linear inseriu-se os pontos experimentais para obtenção destas retas. A figura 28 apresenta estes resultados.



Figura 28: Exemplos de pontos da regressão linear para placa h/L = 0,02

Em seguida, a análise de obtenção dos coeficientes foi realizada com todos os dados de ensaio divididos com base na bateria de ensaios em que os mesmos foram coletados, ou seja, seguindo a mesma metodologia para separação dos dados das fig. 12, 13, 14 e 15:



Figura 29: Coeficientes angulares e  $r^2$  da regressão linear entre Mach e dB ensaio 1



Figura 30: Coeficientes angulares e  $r^2$  da regressão linear entre Mach e dB ensaio 2



Figura 31: Coeficientes angulares e  $r^2$  da regressão linear entre Mach e dB ensaio 3



Figura 32: Coeficientes angulares e  $r^2$  da regressão linear entre Mach e dB ensaio 4

As figs. 29, 30, 31 e 32 apresentam nos gráficos da esquerda no eixo das ordenadas o coeficiente angular para cada número Helmholtz da reta produzida entre Mach do escoamento pela potência transmitida. Este coeficiente determina como é a dependência em Mach do ruído em uma dada frequência, conforme a eq. 15. Além disso, também pode ser observado nos gráficos à direita o  $r^2$  destas regressões para análise de sua qualidade. Observa-se que poucas são as regiões as quais podem ser verificadas regressões lineares com  $r^2 > 0, 8$ . Além disto, poucas são as faixas de frequência que podem ser observados potência de Mach próximas a alguma analogia acústica.

Estas características de comportamento destas figuras podem ser atribuídas principalmente aos elevados desvios-padrões que podem ser observado para velocidades menores que 3, 18[m/s] e maiores que 5[m/s]. Com isso, para uma melhor análise desta propagação reduziram-se os dados para valores que se encontravam entre estes valores de velocidade. As fig. 33, 34, 35 e 36 apresentam estes resultados.



Figura 33: Coeficientes angulares e  $r^2$  da regressão linear entre Mach e dB, com refinamento dos dados, ensaio 1



Figura 34: Coeficientes angulares e  $r^2$  da regressão linear entre Mach e dB, com refinamento dos dados, ensaio 2



Figura 35: Coeficientes angulares e  $r^2$  da regressão linear entre Mach e dB, com refinamento dos dados, ensaio 3



Figura 36: Coeficientes angulares e  $r^2$  da regressão linear entre Mach e dB, com refinamento dos dados, ensaio 4

Observa-se que as figs. 33, 34, 35 e 36 apresentam potência de mach muito próximas de  $M_{\infty} = 5$  para He < 4, com regressões lineares de  $r^2 > 0,8$  em todos os ensaios. Portanto

é possível observar esta repetibilidade em termos de dependência em Mach do ruído, a qual é coerente com a teoria (FFOWCS WILLIAMS; HALL, 1970).

A última abordagem realizada foi condensar os dados das figs. 33, 34, 35 e 36 em uma única regressão para observar com um maior número de dados como se comportam as emissões sonoras. Sendo assim, para realização da regressão linear o campo amostral foi amplificado para 20 pontos. Com disso, a obtenção do comportamento do coeficiente de regressão linear torna-se mais robusta. A figura 37 apresenta estes gráficos



Figura 37: Coeficientes angulares e  $r^2$  da regressão linear entre Mach e dB, com todos os dados do refinamento

A figura 37 demonstra um comportamento de emissões sonoras em termos de potência de Mach linear para a faixa espectral de 2 < He < 4, porém para uma potência de Mach inferior a prevista por (FFOWCS WILLIAMS; HALL, 1970). A tendência observada foi de uma radiação proporcional à quarta potência da velocidade incidente sobre o corpo de prova, com coeficientes das regressões lineares obtidas próximos a 0,9. Para as demais faixas do espectro existentes é possível perceber em algumas regiões potências de Mach próximas ao que é previsto pela teoria de analogia acústica, no entanto ao se observar o  $r^2$ , os valores são muito baixos o que torna impeditivo a afirmação de que para estas frequências existam emissões sonoras com potências de Mach similares as previsões teóricas.

#### **3.3.2** Placa h/L = 0,0065

Inicialmente, realizou-se a regressão linear com a mesma metodologia relatada para a placa h/L = 0,02. Os dados das regressões com todas as velocidade divididas por baterias de ensaio para o caso da placa h/L = 0,0065 podem ser observados nas figuras 38, 39, 40, 41, 42 e 43. A exemplo do que ocorreu com a placa de espessura h/L = 0,02, a placa de espessura h/L = 0,0065 também não apresentou nenhuma proximidade com a previsão da teoria de analogia acústica para nenhum dos gráficos apresentados nestas figuras, os quais são referentes à compilação de todas as

velocidades das baterias de ensaios.



Figura 38: Coeficientes angulares e  $r^2$  da regressão linear entre Mach e dB ensaio 1



Figura 39: Coeficientes angulares e  $r^2$  da regressão linear entre Mach e dB ensaio 2



Figura 40: Coeficientes angulares e  $r^2$  da regressão linear entre Mach e dB ensaio 3



Figura 41: Coeficientes angulares e  $r^2$  da regressão linear entre Mach e dB ensaio 4



Figura 42: Coeficientes angulares e  $r^2$  da regressão linear entre Mach e dB ensaio 5



Figura 43: Coeficientes angulares e  $r^2$  da regressão linear entre Mach e dB ensaio 6

Com isso, adotou-se o procedimento de reduzir o número de dados para região de trabalho do túnel de cavitação que apresentou melhor comportamento em termos de repetibilidade, da mesma forma que estudado para a placa de espessura h/L = 0,02, velocidades entre 3,18[m/s] e 5[m/s]. As fig. 44, 45, 46, 47, 48 e 49 apresentam estes resultados.

É interessante verificar que os gráfcos das fig. 46, 47, 48 e 49 apresentam comportamento semelhante ao da placa de espessura h/L = 0, 02. Para valores de 2 < He < 4, existem coeficientes de regressão linear com valores muito próximos de  $M_{\infty}^5$ , com coefientes de regressão linear  $r^2 \approx 1$ . No entanto, o comportamento das curvas das fig. 44 e 45, possuem comportamentos distintos, com potências de Mach e  $r^2$  muito baixos para toda a faixa de frequências. Com isso, para uma melhor confiabilidade dos dados e fidedignidade ao previsto na teoria, pode-se optar pela não utilização destas duas baterias de ensaios para as demais análises.



Figura 44: Coeficientes angulares e  $r^2$  da regressão linear entre Mach e dB, com refinamento dos dados, ensaio 1



Figura 45: Coeficientes angulares e  $r^2$  da regressão linear entre Mach e dB, com refinamento dos dados, ensaio 2



Figura 46: Coeficientes angulares e  $r^2$  da regressão linear entre Mach e dB, com refinamento dos dados, ensaio 3



Figura 47: Coeficientes angulares e  $r^2$  da regressão linear entre Mach e dB, com refinamento dos dados, ensaio 4



Figura 48: Coeficientes angulares e  $r^2$  da regressão linear entre Mach e dB, com refinamento dos dados, ensaio 5



Figura 49: Coeficientes angulares e  $r^2$  da regressão linear entre Mach e dB, com refinamento dos dados, ensaio 6

Para uma obervação levando-se em consideração todos os dados para a placa de espessura h/L = 0,0065, realizou-se uma regressão linear com todos os dados das seis baterias para a região onde foi observado melhor comportamento de repetibilidade 3,65 < V < 4,79 [m/s], esta análise pode ser verificada na fig. 50. Devido aos argumentos citados no parágrafo anterior, sobre os dados das baterias 1 e 2, realizou-se este mesmo procedimento com apenas as quatro últimas baterias, o qual pode ser verificado na fig. 51. Ao comparar as duas figuras percebe-se que as tendências das curvas são similares com a diferença de que os dados apresentados fig. 51 para faixa de 2 < He < 4 possuem potência entre  $M^4_{\infty}$  e  $M^5_{\infty}$ , enquanto os da fig. 50 possuem dependência inferior, bem como aumento do  $r^2$  de, aproximadamente, 0,1. Esta característica é a consequência da não observação de emissões sonoras compatíveis com a previsão teórica observado, anteriormente, nas baterias 1 e 2.



Figura 50: Coeficientes angulares e  $r^2$  da regressão linear entre Mach e dB, com todos os dados do refinamento



Figura 51: Coeficientes angulares e  $r^2$  da regressão linear entre Mach e dB, com todos os dados do refinamento (4 últimos)

Com a finalidade de exemplificar os coeficientes obtidos com os dados experimentais das fig. 50 e 51, escolheram-se pontos da faixa de frequência 2 < He < 4, além do ponto para o qual foi obtido o maior coeficiente de regressão linear e reconstruiu-se a reta da regressão linear em conjunto com os dados experimentais. Este procedimento pode ser observado nas fig. 52 e 53.

Verifica-se que, substancialmente, os  $r^2$  da fig. 53 são superiores aos apresentados na fig. 52. Além disso, o ponto do espectro de frequênca aonde foi obtido a melhor regressão linear na fig. 52 (52(a)) não está na faixa aonde as análises convergem para determinar o ruído proveniente do bordo de fuga (He = 0, 153), diferentemente, do valor obtido na fig. 53(a) (He = 2, 58).



Figura 52: Exemplos de pontos da regressão linear para placa h/L = 0,0065 para os seis ensaios



Figura 53: Exemplos de pontos da regressão linear para placa h/L = 0,0065 sem baterias 1 e 2

Realizando-se uma comparação entre os gráficos das fig. 37 e 51 observa-se, para região onde foram observados potências de Mach próximas do previsto na teoria 2 < He < 4, a propagação para a placa h/L = 0,0065 possui potências maiores do que para a placa h/L = 0,02. Para uma melhor visualização realizou-se uma sobreposição destes dados, bem como uma diferenciação das potências de Mach, para observação do aumento do coeficiente angular, as figuras 54 e 55 apresentam estes resultados. Segundo (CRIGHTON, 1970), quando as forças de interação entre o fluido e uma placa são de baixa intensidade os valores obtidos para potência de Mach é de  $M_{\infty}^4$ . No limite oposto, quando estas interações são intensificadas os valores observados são de  $M_{\infty}^6$ . Como nos dados observados, existe esta tendência de aumento das potências com a placa mais flexível, conforme pode ser observado na figura 55, para a faixa de 1, 5 < He < 3, 5 em que foram observados para ambas as extensões  $r^2 \approx 0, 9$ . Tal característica ratifica a previsão teórica, de



aumento da potência de Mach com o aumento da flexibilidade da placa.

Figura 54: Comparação das potências de Mach e  $r^2$  entre as placas com todos os dados do refinamento



Figura 55: Diferença entre as potências de Mach para região de maiores  $r^2$ , 1, 5 < He < 3, 5

## 3.4 Comparação de ruídos entre as placas

Para esta análise realizou-se uma sobreposição dos dados apresentados na seção 3.2, para ambas as placas, com a finalidade de se observar como se comportam as emissões sonoras, com a variação da espessura da extensão instalada no perfil. Com isso, como estas duas extensões são constituídas de um mesmo material o parâmetro que deseja-se verificar é o efeito da elasticidade sobre as emissões sonoras.

Inicialmente, optou-se por analisar a faixa espectral aonde foram obtidas as melhores regressões lineares na seção 3.3, ou seja, a faixa espectral para o número de Helmholtz variando entre dois e quatro.

A fig. 56 apresenta os resultados para as quatro primeiras velocidades do túnel de cavitação, indicando os valores médios (linhas centrais) e os intervalos de incerteza com confiança de 95% (regiões coloridas). Conforme estudado nas seções 3.2 e 3.3, para os os três primeiros valores

de velocidade da fig. 56 observados não era possível extrair conclusões sobre estas emissões e esta figura ratifica este estudo anterior. As incertezas dos ensaios entre a placa h/L = 0,02 e h/L = 0,0065 se sobrepõem nesta região do espectro de frequências tornando inviável qualquer análise. Porém, para a velocidade de v = 3,65 [m/s], a primeira, em termos de velocidade, em que foram obtidos pequenos desvios-padrão, sendo o primeiro ponto utilizado para regressões lineares para ambas as placas, é observado que as emissões sonoras da placa mais flexível são superiores às emissões da placa mais rígida com diferenças entre 1 e 2 dB.



Figura 56: Comparação entre as placas velocidades 2,92 < v < 3,65 [m/s] e 2 < He < 4

A fig. 57 apresenta os resultados das velocidades que foram utilizadas para confecção das figuras da seção 3.3. Observa-se que o comportamento de tendência das curvas é similar ao apresentado para velocidade de 3,65 [m/s]. Com exceção das regiões de He < 3 dos gráficos de velocidades v = 3,86 [m/s], v = 4,06 [m/s] e v = 4,32 [m/s], em que há sobreposição das incertezas, há aumento de emissões sonoras que chegam a 2 dB, para a placa h/L = 0,0065.



Figura 57: Comparação entre as placas velocidades 3,86 < v < 4,56 [m/s] e 2 < He < 4

A fig. 58 apresenta os gráficos para velocidades do túnel entre 4, 79 < v < 5, 41 [m/s]. Apenas a velocidade de v = 4, 79 [m/s] foi utilizada para obtenção das regressões lineares da seção 3.3. Portanto, atendo-se apenas a este gráfico na fig. 58, é possível perceber comportamento similar para He > 3 aos apresentados nos gráficos da fig. 57. Porém, é verificado um aumento substancial das incertezas, que para as demais velocidades promove a sobreposição entre as curvas. Este fator permite analisar apenas qualitativamente que para estas demais velocidades percebe-se uma maior probabilidade de se obter ruído com mais intensidade sendo gerados pela extensão h/L = 0,0065.



Figura 58: Comparação entre as placas velocidades 4,79 < v < 5,41 [m/s] e 2 < He < 4

A fig. 59 apresenta os resultados para as demais velocidades em que foram coletados dados no túnel. É interessante observar que os desvios-padrões para estas duas velocidades são substancialmente reduzidos quando comparados com os obtidos para as velocidades da fig. 58. Com isso, para estes casos, é possível verificar a mesma tendência obtida para os casos com desvios-padrões equivalentes: diferenças nas emissões sonoras de aproximadamente 2 dB, com a placa mais flexível gerando mais ruído.



Figura 59: Comparação entre as placas velocidades  $v=5,65~{\rm [m/s]}, v=5,88~{\rm [m/s]}$  e2 < He < 4

Por fim, para uma análise global dos resultados, realizou-se uma comparação ao longo de toda a

faixa espectral de frequência, aproximadamente, 0, 1 < He < 10 para toda a faixa de velocidades, 2,92 < v < 5,88 [m/s], as figs. 60, 61, 62 e 63 apresentam estes resultados. Conforme já analisado, os desvios-padrões das frequências diferentes de 2 < he < 4 são muito mais superiores, mas é possível afirmar que há uma maior probabilidade de se obter maiores intensidades sonoras com a placa de h/L = 0,0065 em relação de h/L = 0,02.

Com estas figuras é possível observar que existe uma outra pequena região de frequências 9 < He < 10 em que é observado uma redução dos desvios-padrões e diferenças de 1 a 2 dB entre as placas. Porém, como nesta região não foram obtidas variações de ruído com potência de Mach com boas regressões lineares, coerentes com a teoria de analogias acústicas, não se realizou um estudo detalhado da mesma.



Figura 60: Comparação entre as placas velocidades 2,92 < V < 3,65 [m/s] e 0 < He < 10



Figura 61: Comparação entre as placas velocidades 3,86 < V < 4,56 e0 < He < 10



Figura 62: Comparação entre as placas velocidades 4,79 < V < 5,41 e 0 < He < 10



Figura 63: Comparação entre as placas velocidades V = 5,65, V = 5,88 e 0 < He < 10

Segundo o desenvolvimento teórico exposto em (CRIGHTON; LEPPINGTON, 1970), há uma relação significativa entre a massa da placa e a geração de energia acústica. Este estabelece que as emissões sonoras são proporcionais a um fator de amplificação  $\beta$ . Destaca-se que o referido artigo não resolve diretamente o problema levando-se em conta a elasticidade da placa, mas sim as deflexões, ou seja,  $\Delta P = m\ddot{\eta}$ .

$$\beta \sim (l_0/R')^{\frac{3}{2}} \varepsilon^{-\frac{1}{2}} M_{\infty}^{-1}$$
 (16)

onde,

$$\varepsilon = 2\rho_0 l_0/m \tag{17}$$

$$l_0 = \frac{M}{k_0} \tag{18}$$

Com base nas equações 16 e 17, como para este experimento todos os parâmetros foram mantidos constantes e apenas variou-se a espessura da placa, percebe-se que as variáveis destas equações foram mantidas constantes e houve alteração apenas de m (massa por unidade de área da placa). No entanto, o resultado obtido no experimento é o oposto desta previsão. Segundo estas equações, a medida que há redução da massa ocorre uma redução do fator  $\beta \sim \sqrt{m}$ , o que não foi observado experimentalmente.

Um outro aspecto a ser observado é que a teoria desenvolvida em (CRIGHTON; LEPPINGTON, 1970), (JAWORSKI; PEAKE, 2013) e (CAVALIERI *et al.*, 2016) despreza alterações na fonte decorrentes da elasticidade. Apenas é considerado o efeito da elasticidade no espalhamento acústico. No entanto, conforme apresentado na seção 1.2, há trabalhos mostrando efeitos da elasticidade na transição e na turbulência, principalmente, quando as interações fluido-estruturais são intensificadas, ou seja, quando se possui como escoamento a água, que podem explicar os resultados obtidos (GAD-EL-HAK, 2002) e (LUCEY; CARPENTER, 1995).

## 4 Conclusões e Sugestões para Trabalhos Posteriores

Tendo em vista o ineditismo de ensaios hidroacústicos no túnel de cavitação do LabHidro e as limitações do aparato experimental enfrentadas, os resultados obtidos para estes ensaios foram muito satisfatórios. Com os dados coletados foi possível realizar comparações com algumas previsões da teoria de analogia acústica.

Com os estudos realizados foi possível demonstrar, experimentalmente, como se propaga a energia acústica oriunda de bordos de fuga proporcionalmente à velocidade do escoamento, a qual vai ao encontro das previsões teóricas para modelos similares aos do aparato experimental. No entanto, quanto ao efeito da elasticidade houve uma discrepância dos resultados experimentais com a previsão teórica , uma vez que a teoria prevê reduções da emissão de ruído com o aumento da flexibilidades, e experimentalmente foi obtido o efeito posto. Considera-se que devem ser aprofundados os estudos para ratificação destes dados.

Além disso, este projeto permitiu demonstrar a viabilidade de realização de um trabalho capaz de ser utilizado tanto na área da indústria aeronáutica como na área da indústria naval. Com isso, o aprofundamento das análises desta metodologia irá permitir demonstrar os efeitos da elasticidade tanto para aplicações aerodinâmicas como para aplicações aeronáuticas.

Como sugestão para trabalhos posteriores, propõe-se o aumento do número de ensaios, com o intuito de reduzir o desvio padrão, o que irá produzir uma maior faixa de frequências viáveis de análise. Para a faixa onde foram observados os menores desvios padrões (3, 65 < v < 4, 79 [m/s]), seria interessante reduzir o intervalo de velocidades com o intuito de aumentar a quantidade de pontos. Quanto ao estudo dos efeitos da flexibilidade do bordo de fuga, poderiam ser realizados ensaios com placas de espessura intermediária entre as duas placas já ensaiadas para observação da tendência observada, a qual contradiz as previsões teóricas.

# Referências

BARNACK NETO, W.; MOURA, A. J. d. S.; SBRAGIO, R.; JÚNIOR, H. C. d. S.; PANSANATO, L. Hydrodynamic and acoustic characteristics labhidro's small cavitation tunnel. **COBEM**, ABCM International Congress of Mechanical Engineering, 2017.

BOAS, M. L. Mathematical methods in the physical sciences. [S.l.]: Wiley, 2006. 375–378 p.

CAVALIERI, A. V. G.; WOLF, W.; JAWORSKI, J. Numerical solution of acoustic scattering by finite perforated elastic plates. **Proc. R. Soc. A**, The Royal Society, v. 472, n. 2188, p. 20150767, 2016.

CAVALIERI, A. V. G.; WOLF, W. R.; JAWORSKI, J. Acoustic scattering by finite poroelastic plates. p. 2459, 2014.

CRIGHTON, D.; LEPPINGTON, F. Scattering of aerodynamic noise by a semi-infinite compliant plate. **Journal of Fluid Mechanics**, Cambridge University Press, v. 43, n. 4, p. 721–736, 1970.

CRIGHTON, D. G. Radiation from turbulence near a composite flexible boundary. **Proc. R. Soc.** Lond. A, The Royal Society, v. 314, n. 1517, p. 153–173, 1970.

FFOWCS WILLIAMS, J.; HALL, L. Aerodynamic sound generation by turbulent flow in the vicinity of a scattering half plane. **Journal of fluid mechanics**, Cambridge University Press, v. 40, n. 4, p. 657–670, 1970.

GAD-EL-HAK, M. Compliant coatings for drag reduction. **Progress in Aerospace Sciences**, Elsevier, v. 38, n. 1, p. 77–99, 2002.

HOWE, M. Acoustics of Fluid-Struture Interactions. 1st ed. ed. [S.l.]: Cambridge University Press, 1998. ISBN 0-521-63320-6.

INSTRUMENTS, N. **NI 9215**. 2016. <http://www.old.imnipe.pwr.wroc.pl/lab\_lbidmine/strona\_ internetowa/karty\_pomiarowe.htm>. Acessado em 20/04/2018.

JAWORSKI, J. W.; PEAKE, N. Aerodynamic noise from a poroelastic edge with implications for the silent flight of owls. **Journal of Fluid Mechanics**, Cambridge University Press, v. 723, p. 456–479, 2013.

KJæR, B. . **B**&**K 8105**. 2010. <http://www.directindustry.com/prod/bruel-kjaer/product-17114-564283.html>. Acessado em 16/04/2018.

LIGHTHILL, M. J. On sound generated aerodynamically i. general theory. **Proc. R. Soc. Lond. A**, The Royal Society, v. 211, n. 1107, p. 564–587, 1952.

LUCEY, A. D.; CARPENTER, P. W. Boundary layer instability over compliant walls: comparison between theory and experiment. **Physics of Fluids**, AIP, v. 7, n. 10, p. 2355–2363, 1995.

NILTON, M. M.; CAVALIERI, A. V. G.; DONADON, M. V.; WOLF, W. R. Acoustic scattering by finite composite plates. **The Journal of the Acoustical Society of America**, v. 144, n. 3, p. 1170–1179, 2018. Disponível em: <a href="https://doi.org/10.1121/1.5054011">https://doi.org/10.1121/1.5054011</a>>.
NILTON, M. M.; MALIK, Y. A.; CAVALIERI, A. V. G.; SANTANA, L. D. de; DONADON, M. V.; WOLF, W.; PIMENTA, C. An experimental investigation of trailing-edge noise reduction due to elasticity. In: **2018 AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference**. [S.l.: s.n.], 2018. p. 2802.

PIMENTA, C.; WOLF, W. R.; CAVALIERI, A. V. G. A fast numerical framework to compute acoustic scattering by poroelastic plates of arbitrary geometry. **Journal of Computational Physics**, Elsevier, v. 373, p. 763–783, 2018.

RABINER, L. R.; GOLD, B. Theory and application of digital signal processing. Englewood Cliffs, NJ, Prentice-Hall, Inc., 1975. 777 p., p. 415, 1975.

RESOLUTION A33-7, I. A33-7, consolidated statement of continuing icao policies and practices related to environmental protection, a33-7. **Resolutions Adopted by the Assembly**, p. 15, 2001.

SARRADJ, E.; FRITZSCHE, C.; GEYER, T. Silent owl flight: bird flyover noise measurements. **AIAA journal**, v. 49, n. 4, p. 769–779, 2011.

WELCH, P. The use of fast fourier transform for the estimation of power spectra: a method based on time averaging over short, modified periodograms. **IEEE Transactions on audio and electroacoustics**, IEEE, v. 15, n. 2, p. 70–73, 1967.

## Anexos

## Anexo I - Desenhos Técnicos

Este anexo, apresenta-se os desenhos técnicos desenvolvidos para realização da confecção do perfil de placas intercambiáveis, eixo de fixação do perfil junto à seção de testes do túnel e extensões de placas metálicas.







## Anexo II - Análise de dados pelo Teorema de Parceval

Os dados apresentados neste anexo nas tabelas 2 e 3 referem-se à integral dos sinais no domínio da frequência e do tempo para toda gama de ensaios realizados. Com base no Teorema de Parseval os resultados devem ser iguais. Portanto, estes resultados demonstram que as análises realizadas no domínio da frequência são relativas ao mesmo sinal no domínio do tempo.

Velocidade [m/s] Ensaio 1 placa $h/L = 0,0065$		<b>Ensaio 2 placa</b> $h/L = 0,0065$		<b>Ensaio 3 placa</b> $h/L = 0,0065$		<b>Ensaio 4 placa</b> $h/L = 0,0065$		<b>Ensaio 5 placa</b> $h/L = 0,0065$		
	vT	vS	vT	vS	vT	vS	vT	vS	vT	vS
2,92	422,16	421,99	279,18	278,66	626,4	626,19	540,42	539,46	155,6	155,53
3,18	510,61	510,17	376,61	376,41	369,66	369,19	327,05	326,89	343,77	343,64
3,34	521,16	521,07	497,93	497,85	357,55	356,98	311,05	310,96	152,39	152,36
3,65	528,03	527,43	643,13	643,09	404,85	404,73	470,47	470,28	162,23	162,16
3,86	907,08	907,03	1435,05	1434,9	360,95	360,8	432,89	432,89	145,78	145,77
4,06	1221,48	1221,46	791,25	791,12	647,06	646,94	640,18	640,11	176,92	176,87
4,32	1850,26	1850,1	1421,07	1421,05	621,01	620,83	780,42	779,9	215,59	215,48
4,56	1680,71	1676,53	1253,76	1253,75	1063,8	1062,08	748,99	748,7	300,59	300,49
4,79	2005,57	2005,13	2254,79	2251,28	1123,01	1122,95	1356,94	1356,5	452,33	451,4
5,00	2689,52	2686	1751,34	1751,26	1592,54	1589,19	1251,3	1251,22	470,39	470,09
5,21	2822,46	2819,92	3201,95	3201,9	1519,78	1519,24	1326,81	1326,74	432,65	432,44
5,41	2522,88	2518,12	3453,97	3453,81	1514,25	1514,17	1293,72	1292,74	456,46	456,4
5,65	3780,52	3778,1	2716,73	2712,07	1983,98	1983,8	1408,36	1408,23	444,56	444,23
5,88	5388,71	5388,21	4936,87	4936,86	1706,52	1704,99	1486,22	1485,41	469,6	469,5

Tabela 2: Tabela com vS e vT dos 5 primeiros ensaios da placa h/L = 0,0065

Tabela 3: Tabela com vS e vT do último ensaio da placa h/L=0,0065e demais ensaios da placa h/L=0,02

Velocidade [m/s]	<b>Ensaio 6 placa</b> $h/L = 0,0065$		Ensaio 1 placa $h/L = 0,02$		Ensaio 2 placa $h/L = 0,02$		Ensaio 3 placa $h/L = 0,02$		Ensaio 4 placa $h/L = 0,02$	
	vT	vS	vT	vS	vT	vS	vT	vS	vT	vS
2,92	161,07	161,02	263,89	263,58	283,95	283,83	183,36	183,31	337,64	337,52
3,18	317,42	317,26	344,7	344,38	350,02	349,45	354,16	354,09	428,47	428,44
3,34	151,81	151,78	173,89	173,84	178,32	178,23	248,49	248,33	388,08	388,07
3,65	128,78	128,71	187,97	187,94	238,83	238,22	277,37	277,3	304,03	302,94
3,86	148,41	148,41	150,12	149,69	249,56	249,49	376,56	376,37	509,65	509,48
4,06	158,31	158,19	218,14	218	245,04	245,01	651,27	650,56	573	572,88
4,32	197,84	197,26	243,01	242,7	251,22	251,12	503,13	502,2	538,02	537,91
4,56	271,36	271,35	302,15	302,02	352,26	352,08	591,95	591,54	732,57	729,9
4,79	436,55	436,46	552,98	552,84	530,63	530,51	853,18	851,95	980,34	980,31
5,00	479,56	479,49	803,78	803,64	848,97	847,72	1186,56	1186,36	1105,27	1102,91
5,21	401,98	401,76	746,47	746,27	752,45	752,37	1317,33	1316,27	1199	1198,86
5,41	375,55	375,45	700,37	700,29	582,46	581,67	994,65	993,29	1015,17	1015,09
5,65	447,25	446,85	645,1	643,76	467,85	467,54	1373,03	1372,97	857,01	856,69
5,88	638,04	636,95	693,16	692,97	687,12	687,09	1371,44	1369,75	1064,08	1060,77

FOLHA DE REGISTRO DO DOCUMENTO									
<sup>1.</sup> CLASSIFICAÇÃO/TIPO	<sup>2.</sup> DATA	<sup>3.</sup> REGISTRO N <sup>o</sup>	<sup>4.</sup> N <sup>o</sup> DE PÁGINAS						
TC	06 de novembro de 2018	DCTA/ITA/TC-026/2018	77						
<sup>5.</sup> TÍTULO E SUBTÍTULO:									
Observação do ruído de bordo de fuga devido ao aumento de flexibilidade									
<sup>6.</sup> AUTOR(ES):									
Paulo Jorge Duda de Morais									
7. INSTITUIÇÃO(ÕES)/ÓRGÃO(S) INTERNO(S)/DIVISÃO(ÕES):									
Instituto Tecnológico de Aeronáutica - ITA									
<sup>8.</sup> PALAVRAS-CHAVE SUGERIDAS PELO AUTOR:									
Aeroacústica, Hidroacústica, Ruído de bordo de fuga, Analogia de Lighthill, Placas flexíveis.									
<sup>9.</sup> PALAVRAS-CHAVE RESULTANTES DE INDEXAÇÃO:									
Ruído de aeronaves; Acústica submarina; Ruido aerodinâmico; Corpos flexíveis; Aeroacústica; Engenharia									
aeronáutica.									
<sup>10.</sup> APRESENTAÇÃO: (X) Nacional () Internacional									
ITA, São José dos Campos. Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica. Orientador: André Valdetaro									
Gomes Cavalieri. Publicado em 2018.									
<sup>11.</sup> RESUMO:									

Este trabalho tem por objetivo principal analisar experimentalmente a influência dos efeitos da flexibilidade nas emissões sonoras de extensões de bordo de fuga em estruturas aeronáuticas. Para isso foi utilizado um aparato experimental instalado em túnel de cavitação, cujo fluido de trabalho é a água. Foi estudado o escoamento em torno de um perfil NACA 0012 rígido com extensões de bordo de fuga intercambiávels. Como extensões foram usadas duas placas planas metálicas com diferentes espessuras, e, portanto, diferentes valores de rigidez a flexão. O intuito de tais ensaios é a obtenção de altos números de Reynolds, baixos números de Mach e altos fatores de carregamento fluido-estrutura (associados à razão entre densidade do fluido e do sólido). Com isto é possível acentuar as interações fluido-estruturais e captar estes efeitos através de hidrofone instalado em câmara acústica na seção de testes, comparando as medidas das extensões mais rígida e mais flexível. Esta análise permite realizar comparações dos resultados experimentais com a teoria de analogia acústica. O aumento da flexibilidade do bordo de fuga, segundo esta teoria, reduz as emissões aeroacústicas e hidroacústicas. No entanto, os resultados experimentais obtidos sugerem que há variação significativa da turbulência por efeito das vibrações do bordo de fuga; um possível aumento da energia cinética turbulenta devido à vibração da superfície poderia explicar os resultados obtidos.

<sup>12.</sup> GRAU DE SIGILO:		
(X) OSTENSIVO	() RESERVADO	() SECRETO