

---

Aeroacústica de Motores Aeronáuticos:  
Uma Abordagem por Meta-Modelo.

*Rafael Gigena Cuenca*

---



# Aeroacústica de Motores Aeronáuticos: Uma Abordagem por Meta-Modelo.

*Rafael Gigena Cuenca*

**Orientador: Prof. Dr. Paulo Celso Greco Jr.**

Tese apresentada à Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo para obtenção do título de doutor em Engenharia Mecânica. Área de concentração: Aeronaves.

**USP - São Carlos**  
**março/2017**



AUTORIZO A REPRODUÇÃO TOTAL OU PARCIAL DESTE TRABALHO,  
POR QUALQUER MEIO CONVENCIONAL OU ELETRÔNICO, PARA FINS  
DE ESTUDO E PESQUISA, DESDE QUE CITADA A FONTE.

C965a Cuenca, Rafael Gigena  
Aeroacústica de Motores Aeronáuticos: Uma Abordagem  
por Meta-Modelo. / Rafael Gigena Cuenca; orientadora  
Paulo Celso Greco. São Carlos, 2017.

Tese (Doutorado) - Programa de Pós-Graduação em  
Engenharia Mecânica e Área de Concentração em Aeronaves  
-- Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade  
de São Paulo, 2017.

1. Aeroacustica. 2. Turbo-Fan. 3. Meta-Modelo. 4.  
Kriging. 5. Cross-Validação. I. Título.



# Agradecimentos

---

---

*O homem deve procurar progredir, mas não pode fazer isso sozinho porque não dispõe de todas as faculdades; eis por que precisa se relacionar com outros homens. No isolamento, se embrutece e se enfraquece. (Livro dos Espíritos)*

Agradeço ao Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPQ) pela concessão de bolsa DTI.

À Financiadora de Estudos e Projetos (Finep) e à Empresa Brasileira de Aeronáutica S.A. (Embraer) pelo financiamento ao projeto que permitiu a construção da bancada de ensaios aeroacústicos.

Ao Eng. Luciano Caldas pelo projeto elétrico da bancada e pelo processamento de sinal utilizados na bancada e neste trabalho.

Ao Eng. Rudner Queiroz pelo apoio técnico no desenvolvimento do projeto da bancada.

Ao Pesquisador Daniel L. Sutliff por me receber e o Luciano Caldas na NASA-Glenn e pelos ensaios de agosto de 2014 feitos em conjunto.

Ao Eng. Bernardo Rocamora pelas melhorias e modificações feitas na bancada e por obter os dados de julho de 2016 utilizados no desenvolvimento do modelo.

Aos técnicos de laboratório Mario, Claudio e Gallo pelas ajudas na construção e montagem da bancada.

Ao meu Orientador Paulo Celso Greco Jr. pelo apoio e orientação durante todo o projeto.

E por fim a minha família pela paciência e apoio.



CUENCA, R. G. **Aeroacústica de Motores Aeronáuticos: Uma Abordagem por Meta-Modelo**. 2017. Tese (Doutorado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2017.

Desde a última década, as autoridades aeronáuticas dos países membros da ICAO vem, gradativamente, aumentando as restrições nos níveis de ruído externo de aeronaves, principalmente nas proximidades dos aeroportos. Por isso os novos motores aeronáuticos precisam ter projetos mais silenciosos, tornando as técnicas de predição de ruído de motores cada vez mais importantes. Diferente das técnicas semi-analíticas, que vêm evoluindo nas últimas décadas, as técnicas semi-empíricas possuem suas bases lastreadas em técnicas e dados que remontam à década de 70, como as desenvolvidas no projeto ANOPP. Uma bancada de estudos aeroacústicos para um conjunto rotor/estator foi construída no departamento de Engenharia Aeronáutica da Escola de Engenharia de São Carlos, permitindo desenvolver uma metodologia capaz de gerar uma técnica semi-empírica utilizando métodos e dados novos. Tal bancada é capaz de variar a rotação, o espaçamento rotor/estator e controlar a vazão mássica, resultando em 71 configurações avaliadas. Para isso, uma antena de parede com 14 microfones foi usada. O espectro do ruído de banda larga é modelado como um ruído rosa e o ruído tonal é modelado por um comportamento exponencial, resultando em 5 parâmetros: nível do ruído, decaimento linear e fator de forma da banda larga, nível do primeiro tonal e o decaimento exponencial de seus harmônicos. Uma regressão superficial Kriging é utilizada para aproximar os 5 parâmetros utilizando as variáveis do experimento e o estudo mostrou que Mach Tip e RSS são as principais variáveis que definem o ruído, assim como utilizado pelo projeto ANOPP. Assim, um modelo de previsão é definido para o conjunto rotor/estator estudado na bancada, o que permite prever o espectro em condições não ensaiadas. A análise do modelo resultou em uma ferramenta de interpretação dos resultados. Ao modelo são aplicadas 3 técnicas de validação cruzada: leave one out, monte carlo e repeated k-folds e mostrou que o modelo desenvolvido possui um erro médio, do nível do ruído total do espectro, de 2.35 dBs e desvio padrão de 0.91.

**PALAVRAS CHAVES:** Aeroacustica, Turbo-Fan, Meta-Modelo, Kriging, Cross-Validação



# Abstract

---

---

CUENCA, R. G. **Aeroengine Aeroacoustics: A Meta-Model Approach**. 2017. Tese (Doutorado) - Escola de Engenharia de São Carlos, Universidade de São Paulo, São Carlos, 2017.

Since the last decade, the countries members of ICAO, via its aeronautical authorities, has been gradually increasing the restrictions on external aircraft noise levels, especially in the vicinity of airports. Because that, the new aero-engines need quieter designs, so noise prediction techniques for aero-engines are getting even more important. Semi-analytical techniques have undergone a major evolution since the 70th until nowadays, but semi-empirical techniques still have their bases pegged in techniques and data defined on the 70th, developed in the ANOPP project. An Aeroacoustics Fan Rig to investigate a Rotor/Stator assembly was developed at Aeronautical Engineering Department of São Carlos School of Engineering, allowing the development of a methodology capable of defining a semi-empirical technique based on new data and methods. Such rig is able to vary the rotation, the rotor/stator spacing and mass flow rate, resulting in a set of 71 configurations tested. To measure the noise, a microphone wall antenna with 14 sensors were used. The broadband noise was modeled by a pink noise and the tonal with exponential behavior, resulting in 5 parameters: broadband noise level, decay and form factor and the level and decay of tonal noise. A superficial kriging regression were used to approach the parameters using the experimental variables and the investigation has shown that Mach Tip and RSS are the most important variables that defines the noise, as well on ANOPP. A prediction model for the rotor/stator noise are defined with the 5 approximation of the parameters, that allow to predict the spectra at operations points not measured. The model analyses of the model resulted on a tool for results interpretation. Tree different cross validation techniques are applied to model: leave ou out, Monte Carlo and repeated k-folds. That analysis shows that the model developed has average error of 2.35 dBs and standard deviation of 0.91 for the spectrum level predicted.

**KEYWORDS:** Aeroacoustics, Turbo-Fan Engine, Metamodel, Kriging, Cross-Validation



# Sumário

---

---

<b>1</b>	<b>Introdução</b>	<b>1</b>
1.1	Fontes de Ruído em motores turbo-fan . . . . .	3
1.2	Modelos de previsão de ruído . . . . .	4
1.3	Parametrização do espectro - metamodelos . . . . .	6
1.4	Análise experimental - RIG de FAN . . . . .	6
1.5	Objetivos e Contribuição . . . . .	8
1.6	Organização do trabalho . . . . .	9
<b>2</b>	<b>Aeroacústica de Motores <i>Turbo-Fan</i></b>	<b>11</b>
2.1	Fontes geradoras de ruído . . . . .	11
2.2	Propagação acústica em dutos . . . . .	12
2.2.1	Solução da equação de onda para dutos de seção constante . . . . .	13
2.2.2	Solução modal para dutos com escoamento . . . . .	17
2.2.3	Fluxo de energia Sonora na seção do duto . . . . .	18
2.3	Ruído da interação entre rotor e estator . . . . .	19
2.4	Modelo semi-empírico: Heidmann . . . . .	20
<b>3</b>	<b>Análise Experimental: Processamento e Rig de Fan</b>	<b>23</b>
3.1	Bancada de testes aeroacústicos: Rig de Fan . . . . .	23
3.1.1	Especificação operacional . . . . .	24
3.1.2	Conjunto Rotor/Estator . . . . .	24
3.1.3	Motor e transmissão . . . . .	25
3.1.4	Terminação anecóica . . . . .	26
3.1.5	Bocal e <i>Inlet Control Device</i> (ICD) . . . . .	26
3.1.6	Instrumentação e Aquisição de Dados . . . . .	27
3.1.7	Montagem final . . . . .	27
3.1.8	Estimativa da Potência Necessária . . . . .	28

3.2	Processamento dos dados: <i>Beamforming</i> . . . . .	29
3.2.1	<i>Beamforming</i> para motores aeronáuticos . . . . .	30
3.2.2	Definição do <i>Beamforming</i> . . . . .	35
3.2.3	Análise Modal Utilizando <i>Beamforming</i> . . . . .	36
3.3	Estimador Espectral: Welch . . . . .	36
3.4	Bateria de Ensaios . . . . .	37
3.4.1	Ensaios AGO-2014: NASA Glenn . . . . .	37
3.4.2	Ensaios JUL-2016: EESC-USP . . . . .	39
<b>4</b>	<b>Metamodelo</b>	<b>45</b>
4.1	Proposta de parametrização do espectro . . . . .	46
4.1.1	Parametrização do espectro modal: <i>Flat</i> . . . . .	46
4.1.2	Ajuste de Curva para o Espectro . . . . .	47
4.1.3	Reconstrução do espectro (PSD) . . . . .	51
4.1.4	Estratégia de ajuste das curvas . . . . .	51
4.2	Representação paramétrica <i>In-Duct</i> . . . . .	52
4.3	Kriging . . . . .	55
4.3.1	Interpolação . . . . .	57
4.3.2	Regressão . . . . .	57
4.3.3	Erro médio quadrático . . . . .	58
4.3.4	Validação da implementação . . . . .	58
4.3.5	Discussão . . . . .	64
<b>5</b>	<b>Modelo Semi-Empírico de Ruído</b>	<b>67</b>
5.1	Modelo para <i>Broadband</i> . . . . .	68
5.1.1	Nível do BB . . . . .	68
5.1.2	Decaimento do BB . . . . .	69
5.1.3	Fator de Forma do BB . . . . .	79
5.2	Modelo para BPFs . . . . .	81
5.2.1	Modelo Linear . . . . .	82
5.2.2	Modelo Exponencial . . . . .	86
5.2.3	BPF Linear Vs Exponencial . . . . .	101
5.3	Modelo Final . . . . .	102
5.4	Estimativa de Erro . . . . .	113
<b>6</b>	<b>Conclusão e Trabalhos Futuros</b>	<b>119</b>
6.1	Conclusão . . . . .	119
6.2	Trabalhos Futuros . . . . .	122

<b>A</b>	<b>Ajustes dos Espectros dos Modos</b>	<b>123</b>
A.1	Ajuste Individual para cada modo. . . . .	123
A.2	Ajuste Agrupado por ordem m. . . . .	127
A.2.1	Ajustes Limitados . . . . .	127
A.2.2	Ajustes Não Limitados . . . . .	128
<b>B</b>	<b>Ajustes dos Espectros (<i>In-Duct</i>)</b>	<b>129</b>
<b>C</b>	<b>Dados Rig de Fan e ANCF</b>	<b>133</b>
C.1	Antenas de microfones . . . . .	133
C.2	Especificação Microfones . . . . .	137
C.3	Especificações NI PXI 4496 . . . . .	137
<b>D</b>	<b>Descrição do Modelo.</b>	<b>139</b>
D.1	Mach Axial e Mach Tip . . . . .	139
D.2	Passos de implementação do modelo . . . . .	139
	<b>Referências Bibliográficas</b>	<b>142</b>



# Lista de Figuras

---

---

1.1	Fontes de ruído em um motor <i>turbo-fan</i> Rienstra & Hirschberg (2014). . . . .	3
1.2	Bancadas existêntes na literatura. . . . .	7
1.3	Bancadas existentes na literatura. . . . .	8
2.1	Espectro característico de ruído de <i>fan</i> , Nível Vs Ordem de BPF. . . . .	12
2.2	Sistema de Coordenadas utilizado. . . . .	14
2.3	Ilustração dos modos acústicos quando aplicada as condições de Contorno. . . . .	15
2.4	Ilustração da Função de Bessel ( Adaptado de <a href="https://en.wikipedia.org/wiki/Bessel_function">https://en.wikipedia.org/wiki/Bessel_function</a> ). 16	
2.5	Forma da esteira e seus parâmetros . . . . .	20
2.6	Forma da cascata de esteiras atrás do rotor. . . . .	21
2.7	Modelo de BB do Modelo Heidmann (a) e BPF (b), adaptado de (Heidmann, 1979). 21	
3.1	Vista em perspectiva do conjunto Rotor e do conjunto estator projetados e utilizados no estudo . . . . .	25
3.2	Fotos do motor (direita) e do painel de refrigeração (esquerda) usados no Rig de Fan. 26	
3.3	Foto do conjunto eixo mancal que faz a transmissão da potência para o rotor. . . . .	27
3.4	Desenho técnico do conjunto eixo mancal que faz a transmissão da potência para o rotor. . . . .	28
3.5	Ilustração da terminação anecóica. . . . .	29
3.6	Desenho técnico da construção da terminação anecóica. . . . .	30
3.7	Bocal (a) e detalhe do amaciamento entre as peças. . . . .	30
3.8	Montagem final. . . . .	31
3.9	Montagem final - Perspectiva. . . . .	32
3.10	Imagem do <i>fan</i> montado. . . . .	33
3.11	Detalhe da <i>Throttle</i> usada nos ensaios. . . . .	34
3.12	Potência necessária prevista para o motor . . . . .	35
3.13	ANCF . . . . .	38
3.14	Dimensões ANCF . . . . .	39

3.15	Antena de Microfones do ANCF (Caldas, 2016) . . . . .	40
3.16	Relação entre Mach Axial e RPM para o RIG de FAN . . . . .	40
3.17	Razão de avanço . . . . .	44
3.18	Passo na ponta da pá . . . . .	44
4.1	Média dos espectros modais. Dados do ensaio AGO-2014, rotação 2000 RPM . . . . .	47
4.2	Curvas propostas . . . . .	48
4.3	Ajuste aplicado à média dos espectros. . . . .	49
4.4	Ajuste do espectro dos modos usando as funções Flat e Gaussiana - Ajuste limitado. . . . .	49
4.5	Ajuste do espectro dos modos usando as funções Flat e Gaussiana - Ajuste não limitado. . . . .	50
4.6	Reconstrução do espectro a partir dos modos. . . . .	51
4.7	Comparação entre as três estratégias de ajuste, Gaussiana . . . . .	52
4.8	Comparação entre as três estratégias de ajuste, Flat . . . . .	53
4.9	Ruído <i>In-Duct</i> e sua parametrização. Escalas logarítmica e Linear . . . . .	54
4.10	Nível de BB dos Ajustes . . . . .	55
4.11	Decaimento do BB dos Ajustes . . . . .	56
4.12	Fator de Forma do BB dos Ajustes . . . . .	57
4.13	Teste Kriging: 1D Analítica . . . . .	59
4.14	Teste Kriging: 1D Atualização . . . . .	60
4.15	Teste Kriging: 1D Convergado . . . . .	61
4.16	Teste Kriging: 1D Ruído - Ajuste . . . . .	61
4.17	Função Branin . . . . .	62
4.18	Teste Kriging: 2D Analítico. . . . .	63
4.19	Teste Kriging: 2D Analítico Atualização da amostra. . . . .	63
4.20	Teste Kriging: 2D Experimental. . . . .	64
4.21	Teste Kriging: 2D Experimental - Ajuste. . . . .	65
4.22	Teste Kriging: 2D Experimental - Atualização. . . . .	66
5.1	Nível de BB Vs J e $Mach_{Axial}$ . . . . .	69
5.2	Nível de BB Vs J e $Mach_{Tip}$ . . . . .	70
5.3	Nível de BB Vs RSS e $Mach_{Axial}$ . . . . .	71
5.4	Nível de BB Vs RSS e $Mach_{Tip}$ . . . . .	72
5.5	Nível de BB Vs J e RSS . . . . .	73
5.6	Erro percentual Ajuste para Nível de BB . . . . .	73
5.7	Decaimento do BB Vs J e $Mach_{Axial}$ . . . . .	74
5.8	Decaimento do BB Vs J e $Mach_{Tip}$ . . . . .	75
5.9	Decaimento do BB Vs RSS e $Mach_{Axial}$ . . . . .	76
5.10	Decaimento do BB Vs RSS e $Mach_{Tip}$ . . . . .	77
5.11	Decaimento do BB Vs J e RSS . . . . .	78

5.12	Erro percentual Ajuste para o Decaimento do BB	78
5.13	Fator de Forma do BB Vs J e $Mach_{Axial}$	79
5.14	Fator de Forma do BB Vs J e $Mach_{Tip}$	80
5.15	Fator de Forma do BB Vs RSS e $Mach_{Axial}$	81
5.16	Fator de Forma do BB Vs RSS e $Mach_{Tip}$	82
5.17	Fator de Forma do BB Vs J e RSS	83
5.18	Erro percentual Ajuste para o Fator de Forma do BB	84
5.19	Nível da primeira BPF com modelo de decaimento linear	85
5.20	Modelo de decaimento linear para as BPFs	86
5.21	Nível 1a. BPF Vs J e $Mach_{Axial}$	87
5.22	Nível 1a. BPF Vs J e $Mach_{Tip}$	88
5.23	Nível 1a. BPF Vs RSS e $Mach_{Axial}$	89
5.24	Nível 1a. BPF Vs RSS e $Mach_{Tip}$	90
5.25	Nível 1a. BPF Vs J e RSS	90
5.26	Erro percentual Ajuste para o Nível da 1a. BPF	91
5.27	Decaimento Linear Vs J e $Mach_{Axial}$	91
5.28	Decaimento Linear Vs J e $Mach_{Tip}$	92
5.29	Decaimento Linear Vs RSS e $Mach_{Axial}$	93
5.30	Decaimento Linear Vs RSS e $Mach_{Tip}$	94
5.31	Decaimento Linear Vs J e RSS	95
5.32	Erro percentual Ajuste para o Decaimento Linear	95
5.33	Nível da primeira BPF com modelo de decaimento Exponencial	96
5.34	Modelo de decaimento exponencial para as BPFs	96
5.35	Nível 1a. BPF Vs J e $Mach_{Axial}$	97
5.36	Nível 1a. BPF Vs J e $Mach_{Tip}$	98
5.37	Nível 1a. BPF Vs RSS e $Mach_{Axial}$	99
5.38	Nível 1a. BPF Vs RSS e $Mach_{Tip}$	100
5.39	Nível 1a. BPF Vs J e RSS	101
5.40	Erro percentual Ajuste para o Nível da 1a. BPF	102
5.41	Decaimento Exponencial Vs J e $Mach_{Axial}$	103
5.42	Decaimento Exponencial Vs J e $Mach_{Tip}$	104
5.43	Decaimento Exponencial Vs RSS e $Mach_{Axial}$	105
5.44	Decaimento Exponencial Vs RSS e $Mach_{Tip}$	106
5.45	Decaimento Exponencial Vs J e RSS	107
5.46	Erro percentual Ajuste para o Decaimento Exponencial	107
5.47	Erro percentual dos <i>Overtones</i> dos modelos das BPFs	108
5.48	Ocorrência de erros dos <i>Overtones</i> e Ocorrências acumuladas.	108
5.49	Espectro <i>Baseline</i> do Modelo	109
5.50	Comportamento do Modelo - Variação do Nível total do espectro	110

5.51	Comportamento do Modelo - Variação do <i>Overtone</i> . . . . .	111
5.52	Implementação de interface gráfica em Matlab <sup>®</sup> para o uso do modelo. . . . .	112
5.53	Diagrama do estimador <i>Leave One Out</i> . . . . .	114
5.54	Diagrama do estimador Monte Carlo . . . . .	114
5.55	Diagrama do estimador <i>k-folds</i> . . . . .	115
5.56	Erro médio por amostra. . . . .	116
5.57	Ocorrência de erros. . . . .	118
5.58	Evolução do Erro estimado. . . . .	118
C.1	Resposta em frequência do Microfone (Sound & Vibration, 2017). . . . .	137

# Lista de Tabelas

---

---

3.1	Matriz de Ensaio ANCF . . . . .	38
3.2	Relação de Mach axial para o ANCF . . . . .	39
3.3	Matriz de ensaio - JUL-2016 . . . . .	41
3.4	Matriz de ensaio Cont. - JUL-2016 . . . . .	42
3.5	Matriz de ensaio Cont. - JUL-2016 . . . . .	43
4.1	<b>Limitantes superior e inferior para o ajuste . . . . .</b>	<b>48</b>
4.2	<b>Parâmetros ajustados à média dos espectros (Figura 4.3) . . . . .</b>	<b>48</b>
4.3	<b>Parâmetros ajustados para o modo <math>m = 1</math> . . . . .</b>	<b>50</b>
4.4	<b>Parâmetros ajustados para o modo <math>m = -3</math> . . . . .</b>	<b>50</b>
4.5	<b>Update da amostra caso 2D analítico . . . . .</b>	<b>62</b>
4.6	<b>Atualização da amostra caso 2D Experimental . . . . .</b>	<b>66</b>
5.1	Limites de Treinamento para os parâmetros do Kriging . . . . .	68
5.2	Parâmetros de ajuste da regressão - Nível de <i>broadband</i> . . . . .	71
5.3	Erro percentual da Regressão do Nível de BB . . . . .	71
5.4	Parâmetros de ajuste da regressão - Decaimento BB . . . . .	72
5.5	Erro percentual da Regressão do Decaimento do BB . . . . .	72
5.6	Parâmetros de ajuste da regressão - Fator de forma . . . . .	80
5.7	Erro percentual da Regressão do Fator de forma do <i>broadband</i> . . . . .	81
5.8	Parâmetros de ajuste da regressão - Nível BPF Linear . . . . .	84
5.9	Erro percentual da Regressão do Nível da BPF Modelo Linear . . . . .	85
5.10	Parâmetros de ajuste da regressão - Decaimento Linear da BPF . . . . .	86
5.11	Erro percentual da Regressão do Decaimento da BPF Modelo Linear . . . . .	86
5.12	Parâmetros de ajuste da regressão - Nível BPF Exponencial . . . . .	98
5.13	Erro percentual da Regressão do Nível da BPF Modelo Exponencial . . . . .	99
5.14	Parâmetros de ajuste da regressão - Decaimento Exponencial da BPF . . . . .	102
5.15	Erro percentual da Regressão do Decaimento da BPF Modelo Exponencial . . . . .	103

5.16	Comparação entre BPF Exponencial e Linear: Erro do <i>Overtone</i> . . . . .	104
5.17	Relação entre parâmetros e Variáveis . . . . .	104
5.18	Parâmetros das regressões utilizadas no modelo final . . . . .	105
5.19	Estatística dos erros . . . . .	117
A.1	<b>Ajuste para cada modo - Limitado</b> . . . . .	123
A.2	<b>Ajuste para cada modo - Limitado (Cont.)</b> . . . . .	124
A.3	<b>Ajuste para cada modo - Não Limitado</b> . . . . .	125
A.4	<b>Ajuste para cada modo - Não Limitado (Cont.)</b> . . . . .	126
A.5	<b>Ajuste para modos de mesma ordem m - Limitado</b> . . . . .	127
A.6	<b>Ajuste para modos de mesma ordem m - Não Limitado</b> . . . . .	128
B.1	Parâmetros de ajuste. . . . .	130
B.2	Parâmetros de ajuste - Cont. . . . .	131
B.3	Parâmetros de ajuste - Cont. . . . .	132
C.1	Antena Microfones ANCF - Anel A . . . . .	134
C.2	Antena Microfones ANCF - Anel B . . . . .	135
C.3	Antena Microfones ANCF - Anel B . . . . .	136
C.4	Especificações do microfone G.R.A.S 40PH-S2 (Sound & Vibration, 2017). . . . .	137
C.5	Especificações da placa NI PXI 9946 (Instrument, 2017). . . . .	137
D.1	Variáveis do modelo . . . . .	141

---

# Lista de abreviações e siglas

---

---

AAPL – *Aero-Acoustic Propulsion Laboratory*

ANCF – *Advanced noise Control Fan*

ANOPP – *Aircraft Noise Prediction Program*

BB – *Broadband*

BPF – *Blade Passing Frequency*

CAA – *Computational AeroAcoustics*

EESC – *Escola de Engenharia de São Carlos*

FF – *Far Field*

ICAO – *Internacional Civil Aviation Organization*

ICD – *Inlet Control Device*

LES – *Large Eddy Simulation*

LOO – *Leave One Out*

MA – *Mach Axial*

MC – *Monte Carlo*

MLE – *Maximum Likelihood Estimate*

MT – *Mach Tip*

NF – *Near Field*

PSD – *Power Spectral density*

RANS – *Reynolds-Averaged Navier Stokes*

RSS – *Rotor/Stator Spacing*

SVM – *Support Vector Machine*

URANS – *Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes*

---

# Lista de símbolos

---

---

## Símbolos latinos

$A_f$  Fator de escala BB, Modelo *Flat*

$A$  Decaimento do BB, Modelo *in duct*

$A_g$  Fator de escala BB, Modelo Gaussiano

$b$  Fator de forma, Modelo *in-duct*

$B$  Número de pás do Rotor

$B_b$   $B_g = \ln(f_b)$ , Modelo Gaussiano

$BB_f$  Parametrização tipo *flat* do *broadband*

$C_m$  Amplitude da solução radial da equação da onda

$c_0$  Velocidade do som

$f$  Frequência Sonora (Hz)

$f_b$  Frequência Sonora da BPF (Hz)

$f_t$  Frequência de transição, modelo *Flat*

$F_1, F_2, F_3$  Funções de correção, modelo Heidmann

$G(\mathbf{x}, t|\mathbf{y}, \tau)$  Função de Green entre Fonte e Observador

$i$  Número Imaginário

$I$  Intensidade Acústica

$J$  Razão de avanço

$J_m$  Função de Bessel do primeiro tipo  
 $k$  Número de onda na direção Axial, Propagação Acústica e *beamforming*  
 $k$  Número de conjuntos utilizados para estimação de erro  
 $m$  Número de onda na direção azimutal  
 $m_0$  Número amostras usadas para estimar erro  
 $n$  Número de amostras experimentais  
 $N$  Número de repetições do estimador de erro  
 $L$  Espectro BB, Modelo Heidmann  
 $L_c$  Nível sonoro BB e BPF, Modelo Heidmann  
 $L_p$  Nível sonoro BB, Modelo *Flat*, gaussianiana e *in-duct*  
 $\dot{m}$  Vazão mássica *fan*  
 $\dot{m}_0$  Vazão mássica *fan* de referência  
 $Ma_0$  Componente Axial da velocidade do escoamento adimensionalizada pela velocidade do som  
 $Ma_{Tip}$  Velocidade do escoamento, na ponta da pá, adimensionalizada pela velocidade do som  
 $(Ma_{Tip})_D$  Velocidade do escoamento, na ponta da pá, adimensionalizada pela velocidade do som de projeto, Modelo Heidmann  
 $\hat{n}(y)$  Versor normal a superfície da pá, *beamforming*  
 $p$  Perturbação de pressão sonora *beamforming*  
 $p$  Fator de forma BB, Modelo *Flat*  
 $p_\Omega$  Perturbação de pressão sonora no referencial rotacional *beamforming*  
 $p'$  Perturbação de pressão sonora  
 $p_{m,n}$  Solução modal da equação da onda  
 $\hat{p}$  Transformada de Fourier da pressão acústica  
 $P_r$  Solução da equação da onda na direção radial  
 $P_t$  Solução da equação da onda na dimensão temporal

- $P_x$  Solução da equação da onda na direção axial
- $P_\theta$  Solução da equação da onda na direção tangencial
- $Q_m$  Proporção entre as funções de Bessel de primeiro tipo e segundo tipo na solução da equação da onda
- $Q(\mathbf{y}, \tau)$  Intensidade da fonte, *beamforming*
- $r$  Coordenada Radial
- $S$  Superfície
- $\tilde{r}$  Coordenada Radial Adimensionalizado
- $r_d$  Raio do duto
- $r_h$  Raio do *hub*
- $\hat{s}^2$  erro médio quadrático esperado para interpolação ou regressão (Kriging)
- $t$  Dimensão Temporal
- $\Delta T$  Aumento da temperatura no *fan*
- $\Delta T_0$  Aumento da temperatura no *fan* de referência
- $u'$  Perturbação de velocidade sonora
- $u_0$  Velocidade Média Axial do escoamento no duto
- $V$  Número de pás do estator
- $x$  Coordenada Axial
- $\mathbf{x}$  Posição do observador, *beamforming*
- $x_j$  Coordenadas do ponto interpolado ou regressão (Kriging)
- $x_j^{(i)}$  Coordenadas da  $i$ -ésima amostra (Kriging)
- $Y_m$  Função de Bessel do Segundo tipo
- $\mathbf{y}$  Posição da fonte na referência da bancada, *beamforming*
- $\mathbf{y}$  vetor de valores da amostragem (Kriging)
- $\tilde{\mathbf{y}}$  Posição da fonte na referência do rotor, *beamforming*
- $\tilde{y}(x)$  Resultado da interpolado (Kriging)
- $\tilde{y}_r(x)$  resultado da regressão (Kriging)

## Subscrito

$j$  relativa a coordenada espacial da função *kernel* (Kriging)

$m,k$  Relativo ao modo azimutal

$n,l$  Relativo ao modo radial

*parede* Relativo à condição de contorno de parede

$s$  Relativo a fonte (*source*)

$\dot{()}$  Derivada Primeira

$\ddot{()}$  Derivada Segunda

## Símbolos gregos

$\alpha_k$  Intensidade do  $k$ -ésimo ton do espectro.

$\beta$   $\sqrt{1 - Ma_0^2}$

$\kappa_{m,n}$

$\lambda$  Tolerância da técnica SVM (Kriging)

$\Lambda_{m,n}$  Normalização do modo

$\nabla^2()$  Operador Laplaciano

$\Psi_m$  Solução da equação de Bessel

$\Psi$  Matriz de correlação estatística dos dados amostrados (Kriging)

$\psi^{(i)}$  função *kernel*, método Kriging

$\rho'$  Perturbação de pressão sonora

$\rho_0$  Densidade do ar

$\theta$  Coordenada Tangencial

$\theta_d$  Modelo Heidmann, ângulo de diretividade (2.31)

$\tilde{\theta}_s$  Coordenada Tangencial fixa na pá do rotor

$\mu$  Auto-valor da função de Bessel

$\mu_{m,n}$  Auto-valor da função de Bessel para o modo (m,n)

- $\sigma_b$  Fator de forma da função gaussian
- $\hat{\sigma}$  Desvio padrão da verossimilhança (Kriging)
- $\tilde{\mu}$  Auto-valor da função de Bessel Adimensionalizado
- $\hat{\mu}$  Média da verossimilhança (Kriging)
- $\hat{\mu}_r$  Média da verossimilhança da regressão (Kriging)
- $\omega, \nu$  Frequência sonora em *rad/seg*
- $\Omega$  Velocidade de rotação do rotor em *rad/seg*
- $\tau$  Dimensão temporal da fonte, *beamforming*
- $\alpha$  Incidência do perfil
- $\rho$  Densidade do ar



---

# Introdução

---

Ao longo das últimas décadas, o custo de operação do transporte aéreo, aliado ao aumento da demanda por transporte rápido a grandes distâncias tem popularizado o uso de grandes aeronaves, tanto para o transporte de cargas como passageiros. Devido a tal fato é possível observar tanto o aumento no tráfego aéreo como no tamanho da carga paga das aeronaves modernas, o que vem acompanhado do aumento do ruído próximo de aeroportos. Por consequência, os órgãos regulamentadores da aviação civil têm, gradativamente, restringindo os níveis de ruído toleráveis nas proximidades de aeroportos. Como exemplo tem-se a aeronave BAC-1-11, conforme descrito em Brochine (2013 apud Willis, 2006, p. 2), a qual foi retirada de circulação devido ao ruído gerado pelos seus motores de baixo *bypass*. Atualmente, os motores utilizados pelas aeronaves são de alto *bypass* o que já os tornam mais silenciosos.

Ainda, de acordo com Brochine (2013), a ICAO (*Internacional Civil Aviation Organization*), órgão internacional que possui como integrantes representantes das autoridades aeronáuticas dos países membros, iniciou um programa de aumento nas restrições do ruído externo de aeronaves e nos arredores dos aeroportos. Esse processo, que visa a redução do ruído, se lastreia em quatro pilares: aumento nas restrições aos níveis de ruído para tornar as aeronaves mais silenciosas, controle de pousos em aeroportos de maneira sustentável, adaptação dos procedimentos operacionais para reduzir os impactos de ruídos, e introdução de restrições operacionais, como ocorrido com a aeronave BAC-1-11. Do ponto de vista do projeto da aeronave e seus componentes, o primeiro pilar impacta diretamente na certificação dos novos componentes a entrar no mercado.

Uma das primeiras abordagens na redução de ruído de aeronaves se deu na redução do ruído de jato e obtido com o advento dos motores *turbo-fan* de alto *bypass*. Dessa forma a intensidade

do ruído de tais motores começou a ser comparado ao de outras fontes de ruído em aeronaves, descritas em mais detalhes por Werner (2010).

Com o avanço na redução das fontes de ruído, novas fontes, inicialmente obscurecidas, começam a se tornar relevantes no ruído total das aeronaves. Por isso, os engenheiros e pesquisadores ainda trabalham na identificação e redução das fontes de ruído de motores. Atualmente identifica-se que o ruído devido ao fan de um motor *turbo-fan* vem se tornando cada vez mais significante e, no caso, a interação entre o escoamento do rotor com o estator vem sendo identificado como uma das principais fontes de ruído do tipo banda larga, além do já sabido ruído tonal. Por isso, técnicas experimentais na identificação e quantificação do ruído de tais conjuntos estão em constante desenvolvimento.

As dificuldades na identificação experimental de fontes de ruído são:

- Identificar a posição espacial da fonte sonora;
- Identificar a intensidade da fonte sonora;
- Identificar a diretividade da fonte sonora.

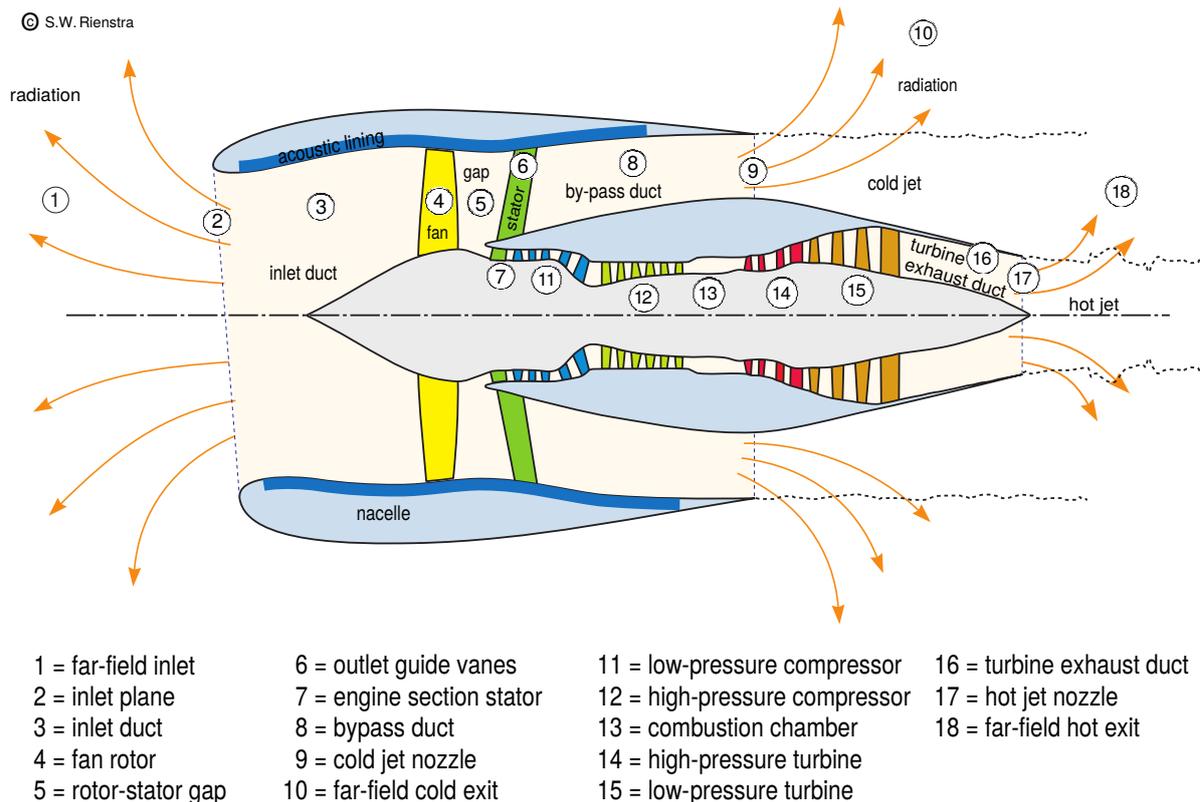
Como forma de localizar e quantificar a intensidade das fontes sonoras, desenvolveram-se as chamadas técnicas de *beamforming*. Uma boa revisão das técnicas pode ser encontrada em Dougherty (2002, cap. 2). Verhas (1983) foi um dos primeiros trabalhos de aplicação de *beamforming* para fontes sonoras em movimento (máquinas rotativas e sobrevoos de aeronaves).

A técnica de *beamforming* é utilizada em diferentes aplicações como, por exemplo, sonar (Blomberg, 2011), ultrassonografia (Ortiz et al., 2012) e comunicação móvel (Vouyioukas, 2013). Tendo um conjunto de sinais (intensidade e fase) é possível reconstruir a intensidade e fase de uma fonte sonora em uma posição arbitrária. Se a posição coincide com a posição real da fonte, a técnica resulta em um sinal reconstruído de intensidade máxima e quando a posição arbitrária se afasta da real a intensidade do sinal reconstruído cai. Dessa forma é possível tanto mapear a distribuição de fontes sonoras no espaço como filtrar espacialmente as fontes de ruídos. Com isso surgem aplicações de antenas de microfones e *beamforming* para filtrar as vozes de interlocutores para teleconferência (CleanOne, 2014). Caldas (2016) utiliza o trabalho de Lowis (2007) para caracterizar as fontes sonoras de um conjunto rotor/estator de um motor *turbo-fan* e também caracterizar os modos acústicos que são excitados no duto.

As técnicas de processamento descritas por Caldas (2016) são utilizadas para caracterizar o ruído de um modelo rotor/estator e permitiram o desenvolvimento de uma técnica semi-empírica de previsão de ruído. Os fenômenos aerodinâmicos relacionados com as fontes sonoras de modelo em estudo estão apresentadas na próxima seção e uma revisão bibliográfica das técnicas de predição existentes é apresentada na seção seguinte.

## 1.1 Fontes de Ruído em motores turbo-fan

O motor *turbo-fan* possui inúmeras fontes sonoras e fenômenos físicos associados. Casalino et al. (2008) afirma que o ruído proveniente do conjunto rotor/estator é o mais proeminente nos motores de alto *bypass* em comparação com o ruído gerado no núcleo do motor. A Figura 1.1 apresenta os principais elementos de um motor aeronáutico que influenciam a propagação acústica ou que possuem fontes geradoras associadas, sendo os elementos de interesse deste trabalho o conjunto rotor/estator.



**Figura 1.1:** Fontes de ruído em um motor *turbo-fan* Rienstra & Hirschberg (2014).

Os principais fenômenos que geram fontes sonoras, de acordo com Ffowcs-Williams & Dowling (1983), são: forças aerodinâmicas aplicadas ao escoamento e vorticidade, principalmente resultante de turbulência. De acordo com Casalino et al. (2008), no conjunto rotor/estator, as fontes de ruído estão localizadas nos bordos de ataque e de fuga das pás do conjunto.

As fontes localizadas no bordo de ataque das pás do rotor são devidas às perturbações no escoamento que incidem nas mesmas. Tais perturbações são causadas pelas não uniformidades do escoamento, que podem ser ingeridas ou até mesmo geradas internamente no duto, por exemplo, turbulência da camada limite interna à nacelle.

Já no bordo de ataque do estator, as fontes são consequência do escoamento gerado pelas pás do rotor. Assim a esteira aerodinâmica gera dois efeitos no estator: um efeito rajada periódica (Ventres et al., 1982; Casalino et al., 2008; Goldstein, 1976) e turbulência incidente na pá. O efeito rajada é

responsável por uma flutuação no campo de pressão na superfície do estator e, conseqüentemente, induz a formação de fontes sonoras. O campo potencial em torno do estator também é responsável pela interação entre o rotor e o estator, mas sua influência cai rapidamente com sua distância com o rotor (Michel & Siller, 2010).

O efeito rajada periódica, que a esteira do rotor causa no estator, influencia a formação do ruído tonal. Esse efeito pode ser notado no estudo experimental feito por Sutliff et al. (2002), que mostrou uma redução entre 8 e 20 dBs nos primeiros 3 tonais do espectro quando aplicada injeção de massa na esteira do rotor, reduzindo o déficit de velocidade da esteira que atinge as pás do estator.

Nos bordos de fuga, tanto do rotor como do estator, as fontes sonoras são conseqüências dos vórtices de pequena escala convectados a partir do bordo de ataque.

## 1.2 Modelos de previsão de ruído

Apesar de por vezes não preverem algumas fontes sonoras, os métodos de previsão são muito aplicados como ferramentas de projeto das aeronaves. Dahl (2012) faz uma revisão das diferentes técnicas de predição de ruído desenvolvidos pela NASA e os classifica em três tipos: semi-empíricos, semi-analíticos e os numéricos. Os métodos semi-empíricos utilizam dados experimentais para modelar, em geral, o ruído total do motor assim como sua propagação (Heidmann, 1979; Kontos et al., 1996). Dahl afirma ser muito difícil a separação das diferentes fontes de ruído de um motor, porém observa-se nos trabalhos Heidmann (1979) e Kontos et al. (1996) buscoram tratar separadamente as fontes provenientes do conjunto rotor/estator, compressor, turbina, câmara de combustão e jato. De qualquer forma, como a técnica semi-empírica fornece um resultado global com poucas informações dos motores, ela é muito utilizada para predição em um estágio conceitual do projeto da aeronave. Dahl também afirma que o programa ANOPP é o único que possui técnica semi-empírica em seu inventário.

Nos modelos semi-analíticos (Ventres et al., 1982; Moreau & Enghardt, 2008), uma modelagem teórica é utilizada para prever as fontes e propagação do ruído e alguns dados numéricos ou experimentais podem ser utilizados no modelo. Nos modelos numéricos, simulações de aeroacústica computacional são empregadas para prever a geração e propagação do ruído. Além desses trabalhos, Dahl (2012) também cita alguns exemplos de códigos semi-analíticos utilizados pela NASA para previsão de ruído de *fan*, sendo eles: V072, TFanNS, RSI, BFanNS e Superpose. Além disso, ele comenta que a quantidade de informação necessária para usar tais técnicas, assim como o custo computacional são muito maiores que nas técnicas semi-empíricas. Além desses trabalhos, Tanigawa et al. (2009) utiliza uma simulação de CFD com formulação URANS para modelar a turbulência para obter o escoamento em um conjunto rotor/estator e utiliza a técnica semi-analítica para resolver as fontes acústicas e compor o espectro do motor. Os dados são validados com resultados experimentais da geometria em estudo.

Já os métodos numéricos, também chamados de *Computational Aeroacoustics* (CAA), resolvem as equações aerodinâmicas e as equações acústicas para obter o campo acústico e simular suas fontes e propagação. Dahl (2012) afirma que tais técnicas estão se popularizando devido aos avanços no desenvolvimento dos algoritmos e da capacidade computacional dos computadores mais modernos. Como exemplo dessa técnica, o autor cita os códigos LINFLUX e BASS, sendo o primeiro uma técnica linearizada, no domínio da frequência para previsão dos tonais e o segundo uma técnica não linear, no domínio do tempo para ruído de *broadband*.

Remontando à década de 70, encontram-se trabalhos consolidados de previsão de ruído de motores *turbo-fan* utilizando os modelos semi-analíticos e semi-empíricos. Desenvolvido nessa época (Heidmann, 1979) e depois melhorado nos anos 90 (Kontos et al., 1996) o modelo semi-empírico proposto por Heidmann utilizou medições de campo distante (na sigla em inglês, FF) de conjuntos rotor/estator de motores reais para obter o espectro e diretividade do ruído. Considerando parâmetros geométricos dos motores e de operação dos experimentos, um modelo foi proposto. A melhora proposta por Kontos et al. (1996) foi motivada por medições em sobrevoos, os quais mostraram que a predição do ruído na entrada do motor era superestimada. A estrutura do método utiliza um conceito de espectro base e correções definidas pelos parâmetros de projeto ou operação. O trabalho de Guimarães (2013) estuda uma modificação de duas dessas funções de correção do espectro, acoplando as duas e utilizando uma interpolação de duas variáveis. Dessa forma a previsão se aproximou mais dos dados experimentais do que o método original de previsão. LeGriffon (2015) buscou melhorar o método de Heidmann reprocessando os espectros, originalmente em bandas de oitavas, e estimando o espectro na frequência. O estudo também calcula a propagação atmosférica visando formar uma ferramenta para análise de impacto de ruído nas proximidades dos aeroportos.

Remontando a década de 80, Ventres et al. (1982) desenvolve um modelo semi-analítico para prever as fontes geradoras de ruído geradas pelo rotor e pela interação da esteira turbulenta do rotor no estator. Nesse estudo um denso desenvolvimento teórico é feito para definir como os níveis de turbulência, a distribuição de pressão na superfície das pás e a largura da esteira turbulenta do rotor excitam os diferentes modos acústicos de propagação. A partir da intensidade desses modos, a intensidade total do ruído gerado é composta. O programa original, por limitações computacionais, usa interpolações para reduzir o número de vezes que as integrais são calculadas. Brochine (2013) modificou tal programa retirando as interpolações e aplicou as integrações numéricas para todas as condições necessárias.

Apesar dos métodos de predição terem evoluído ao longo das últimas décadas, suas bases e seus dados remontam aos anos 70 e 80. Esse fato foi levantado por uma consultoria contratada pela NASA (Krejsa & Stone, 2014). No relatório, o atual estado do projeto ANOPP (*Aircraft Noise Prediction Program*) de técnicas de previsão de ruído, é avaliado e identifica que as técnicas utilizadas pela NASA, para previsão de ruído de motores, são baseadas em metodologias e dados que remontam à década de 70.

## 1.3 Parametrização do espectro - metamodelos

A exemplo do método de Heidmann, os dados experimentais são compilados de forma a permitir prever condições não medidas nos experimentos. No caso do método por ele proposto, funções gaussianas foram ajustadas ao espectro para aproximar o ruído de banda larga (da sigla em inglês, BB) e os tonais. Esse ajuste pode ser executado utilizando técnicas de regressão, onde os parâmetros da curva são obtidos de forma a minimizar o erro entre a curva obtida e os dados disponíveis. Essa abordagem aplicada aos dados experimentais é chamada de metamodelo, onde uma regressão, interpolação ou método gráfico é empregado para extrair informação dos resultados empíricos. O metamodelo pode ser aplicado também em dados numéricos ou teóricos, buscando reduzir o alto custo computacional das técnicas.

Visando modelar o ruído radiado do motor *turbo-fan*, Lewy (2007) aproxima o BB gerado nas pás do estator por uma função plana nas baixas frequências e decaimento nas altas frequências. Essa aproximação se baseia em resultados prévios (Raffy et al., 1978; Lewy et al., 1992) que mediram a flutuação da pressão na superfície do estator. Depois de testada a técnica de propagação, no trabalho Reboul et al. (2008) uma simulação utilizando LES (*Large Eddy Simulation*) foi empregada para obter o espectro da flutuação do ruído.

A utilização da função gaussiana pelo método de Heidmann não está de acordo com as observações dos trabalhos Raffy et al. (1978); Lewy et al. (1992). Isso indica que o comportamento gaussiano do BB pode se dar pela propagação no duto e não pela geração de ruído propriamente dita. No capítulo 4 esse tema é aprofundado e mostra-se que de fato o comportamento gaussiano do BB se deve ao efeito do duto na propagação do ruído.

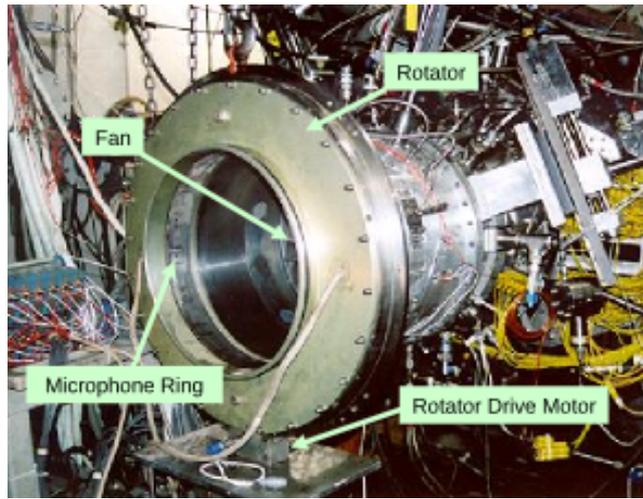
## 1.4 Análise experimental - RIG de FAN

O estudo experimental de ruído de motores aeronáuticos é foco tanto da academia quanto da indústria. Na indústria, tais equipamentos podem ser usados em escala real para quantificar os níveis de ruído de motores e caracterizar a estrutura dos modos acústicos na geometria adotada. Sutliff (2005) mostra a utilização de antenas rotativas para caracterização dos modos acústicos. Na academia, vários são os exemplos de túneis aeroacústicos para motores (Sutliff, 2005; Tanigawa et al., 2009; Enghardt et al., 2004; Tyler & Sofrin, 1961; Wu et al., 2010; Nagy, 2010; Marotta & Schuster, 2012) e existem basicamente dois conceitos principais: o túnel de duto curto e o túnel de duto longo.

O túnel de duto curto possui uma "seção de ensaio" de poucos diâmetros de comprimento. Ele precisa ser instalado em uma área aberta (Preisser & Chestnutt, 1983) ou em uma câmara anecoica para evitar as reflexões do som (Nagy, 2010). Esse tipo de túnel permite a medição tanto interna do duto (do inglês *Near Field*, NF) quanto externa (FF). A medição de campo distante tem a



Japão (Tanigawa et al.)



Honeywell, EUA (Marotta &amp; Schuster)

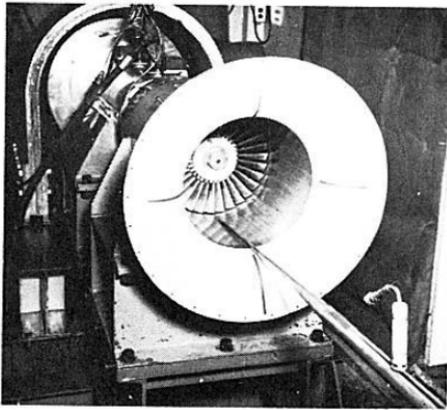
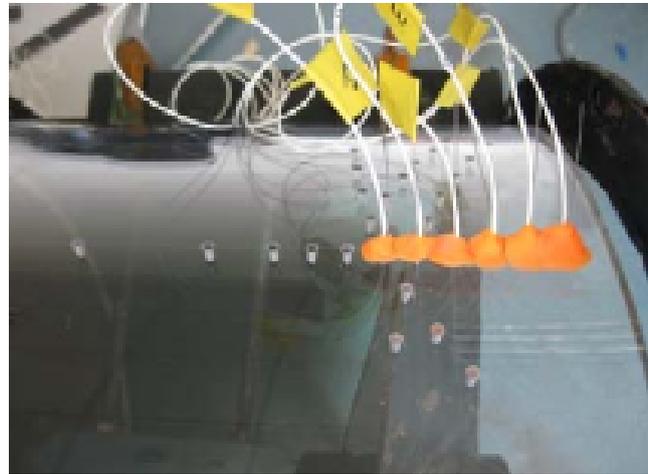


Fig. 4C — Inlet bellmouth, cylinder, and rotor

EUA (Tyler &amp; Sofrin)

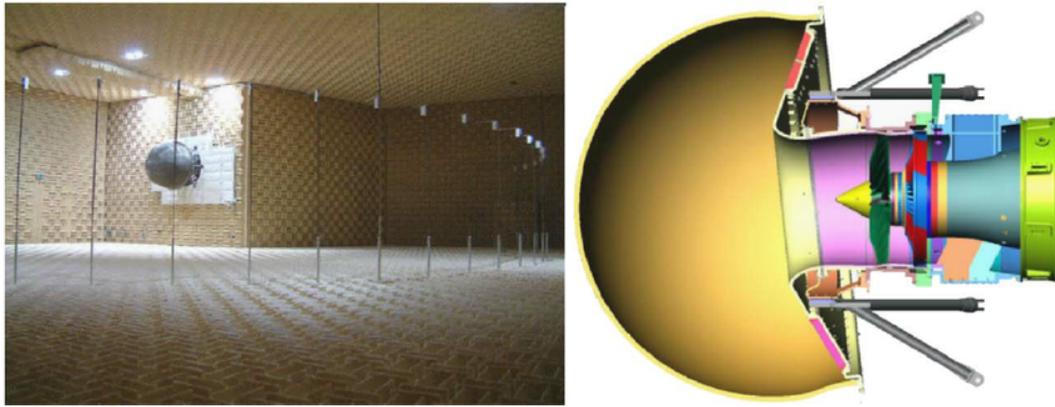


China (Wu et al.)

**Figura 1.2:** Bancadas existentes na literatura.

vantagem de fornecer dados experimentais da radiação externa do ruído gerado pelo motor. Uma desvantagem desse conceito é o alto custo de construção de tal câmara anecoica.

O túnel de duto longo (Enghardt et al., 2004) tem por princípio utilizar um ambiente reverberante, com geometria conhecida e comportada, neste caso, cilíndrica. Dessa forma os efeitos das reflexões nas paredes podem ser considerados (assim como descrito para o *beamforming*). Outra vantagem de tal conceito é a existência da norma ISO-5136 (2003) para medição de ruído de ventiladores industriais, fornecendo uma referência de comparação para as medições. Também tal conceito é muito mais barato em comparação à câmara anecoica, porém de projeto e manufatura um pouco mais complicados. A desvantagem da conceito é a impossibilidade de fazer medições externas, sendo que o estudo de radiação do som para o FF deve ser feito a parte.



ANECON, Alemanha (Nagy)



DLR, Alemanha (Enhardt et al.)

**Figura 1.3:** Bancadas existentes na literatura.

## 1.5 Objetivos e Contribuição

Assim como citado na seção 1.2, os principais modelos de previsão utilizados pela NASA se baseiam em dados e metodologias do programa ANOPP, que remontam à década de 70. Até a atualidade observa-se um avanço nas técnicas numéricas e semi-analíticas, o que já não é verdade para as técnicas semi-empíricas. A técnica atualizada por Kontos et al. (1996), que remonta à técnica desenvolvida pela própria NASA em parceria com a empresa Boeing (Heidmann, 1979), ainda é a única ferramenta de previsão de ruído utilizada na academia e na indústria. Os poucos trabalhos encontrados sobre previsão semi-empírica não incluem novos dados ou técnicas à metodologia e as modificações propostas são pontuais, não impactando significativamente a estrutura do método.

O objetivo deste trabalho é propor uma metodologia de desenvolvimento para métodos semi-empíricos, para previsão de ruído de motores aeronáuticos, baseado em um conjunto novo de dados de ruído. O modelo resultante da metodologia é limitado às condições de operação da bancada de teste e para as fontes localizadas no conjunto rotor/estator.

Para viabilizar o desenvolvimento do estudo, uma bancada de estudos aero-acústicos para um conjunto rotor/estator foi construída. Uma bateria de ensaios para estudo paramétrico foi executada alterando condições operacionais e características geométricas do motor. Conceitos de aprendizado de máquinas foram aplicados aos dados experimentais visando à criação da metodologia e a esses dados foram aproximadas funções analíticas, tanto para o ruído de banda larga quanto para os tons, sendo que para o último, dois modelos de decaimento são testados: linear e exponencial.

Por fim, a relação entre os parâmetros da aproximação dos espectros com as condições operacionais e geométricas são modeladas utilizando uma técnica de regressão que utiliza verossimilhança estatística para buscar a regressão que tem maior probabilidade de se ajustar aos dados, considerando a existência de ruído nesses dados. Por fim, uma análise de estimação de erro é aplicada ao modelo para verificar seu nível de erro em comparação aos dados experimentais.

As contribuições deste trabalho estão apresentadas em contribuições principais e específicas. Como contribuições principais estão:

- A construção da bancada de teste, única no Brasil;
- Proposta de uma nova metodologia para desenvolvimento de modelos de previsão de ruído baseado em dados empíricos, o que preenche uma lacuna histórica nesse tipo de método;
- Por fim a utilização da parametrização do espectro e a regressão de seus parâmetros permitiu uma melhor interpretação do comportamento do ruído, método não observado nas referências encontradas.

Como contribuições específicas estão:

- Mostrou que o modelo de previsão semi-empírico desenvolvido no programa ANOPP adota hipóteses simplificadoras que podem ser revisadas para melhor representar os tonais;
- A adoção de um modelo de decaimento exponencial para os tons se ajusta melhor às observações experimentais do que um decaimento linear;
- O estudo mostrou que as variáveis RSS e MT são as que mais afetam a geração de ruído, confirmando a escolha dessas variáveis no programa ANOPP;
- Também mostrou que uma abordagem utilizando um único espectro para o ruído interno não perde em comparação com uma representação por modos do espectro. Permitindo o desenvolvimento de um modelo de previsão com relativa baixa complexidade.

## 1.6 Organização do trabalho

Para facilitar a busca pelos pontos de maior interesse do leitor nesta seção está descrito como esta tese está organizada.

O capítulo 1 tem uma descrição geral do problema com uma revisão bibliográfica dos pontos gerais do trabalho. Introduz o conceito de parametrização do espectro, os tipos de modelos de previsão de ruído, análise experimental e os objetivos deste trabalho.

O capítulo 2 descreve o problema de aeroacústica de motores aeronáuticos, explicando qual a forma do espectro observado na bancada construída no projeto Aeronave Silenciosa Fase 2 e as fontes geradoras importantes para o trabalho, incluindo uma descrição teórica da formação sonora devida à interação entre o Rotor e o Estator. Também descreve o fenômeno de propagação acústica em duto, importante para a técnica de *beamforming* aqui utilizada. Por fim, faz uma breve descrição das técnicas semi-analíticas e semi-empíricas mais importantes em previsão de ruído para motores aeronáuticos para o desenvolvimento deste estudo.

O capítulo 3 descreve o projeto e as especificações da bancada de teste aeroacústica, chamada de Rig de Fan, e as técnicas de processamento de dados necessárias para o desenvolvimento do modelo de previsão de ruído. Por fim, descreve as duas campanhas de ensaios aplicadas: uma no Rig de Fan e outra no AAPL, cujo dados foram utilizadas no presente estudo.

O capítulo 4 introduz o conceito de metamodelo, descrevendo duas propostas de parametrização do espectro: uma baseada no espectro do microfone e outra nos espectros dos modos acústicos propagados. Nesse capítulo conclui-se que o detalhamento do modelo, obtendo um espectro para cada modo não fornece ganho na representação do espectro final propagado. Por fim, é descrita e validada a técnica de regressão Kriging utilizada para gerar o modelo semi-empírico.

O capítulo 5 apresenta os passos utilizados para a geração do modelo. O desenvolvimento do modelo de ruído para BB e tonais é descrito, passando por uma seleção de variáveis do fan mais importantes para a definição de cada parâmetro do espectro. Dois modelos são propostos para os níveis das BPF's (*Blade Passing Frequency*), um linear e outro exponencial e o estudo mostra que o modelo exponencial é o que melhor representa os dados experimentais. Por fim o erro é obtido utilizando técnicas estatísticas de estimação de erro para regressões.

O capítulo 6 apresenta as conclusões dos resultados obtidos no trabalho e as sugestões de trabalhos futuros.

---

# Aeroacústica de Motores *Turbo-Fan*

---

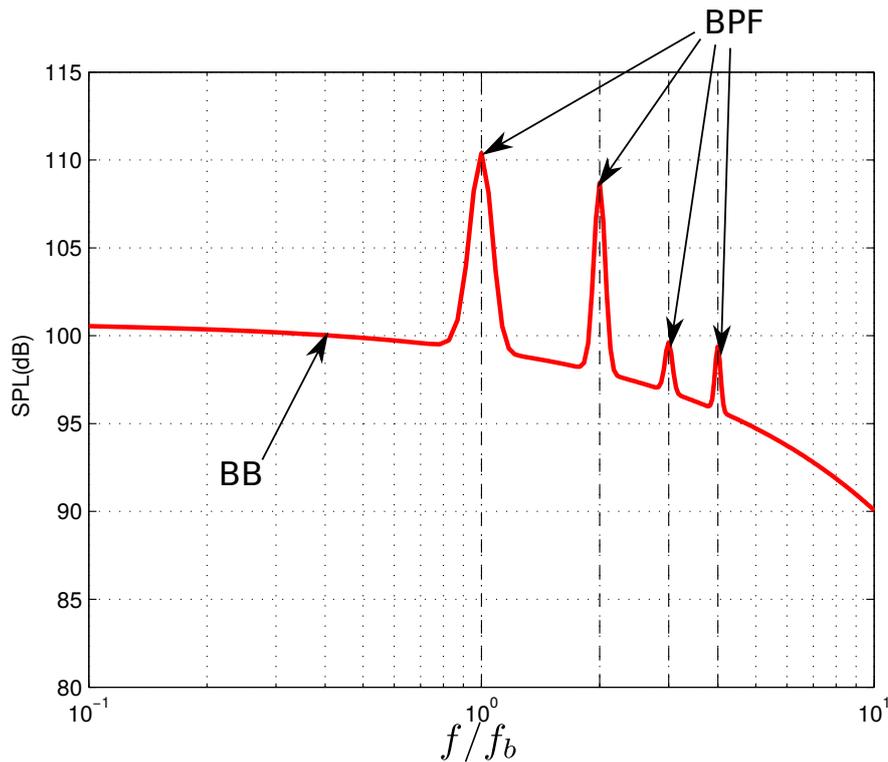
Neste capítulo é descrito o problema de ruído de motores *turbo-fan*, descrevendo fontes geradoras, propagação acústica *in-duct* e técnicas de previsão de ruído.

## 2.1 Fontes geradoras de ruído

Uma boa revisão bibliográfica descrevendo as fontes de ruído de uma aeronave é apresentada nos trabalhos de Casalino et al. (2008) e Werner (2010). As fontes são organizadas em 3 tipos para facilitar a descrição: *airframe*, *fan* e jato. O ruído de *airframe* inclui todo o ruído aerodinâmico que não tem relação com o sistema propulsivo. O autor afirma que essa é a principal fonte de ruído no pouso quando os *flaps* e trens de pouso estão estendidos. As principais fontes de *airframe* estão relacionadas com vorticidades geradas pelo escoamento e pelas superfícies de hipersustentação. Os ruídos de *fan* e de jato são relacionados ao sistema propulsivo. No caso, o ruído de jato ainda é responsável por quase metade do ruído total na decolagem, mesmo para os motores de alto *by pass*.

Por último e foco do estudo, o ruído de *fan* é consequência da interação entre o escoamento não uniforme da esteira das pás do rotor e incidentes nas pás do estator. Devido ao aumento do *bypass* nos motores modernos, o ruído de *fan* tem-se tornado predominante em comparação com o ruído gerado pelos estágios do compressor e da turbina. A Figura 2.1 tem um exemplo do espectro do ruído de *fan*. Nela estão explicitadas duas características importantes, a BPF (do inglês, *Blade Passing Frequency*) com os seus harmônicos, e a componente de banda larga.

A característica construtiva do motor aeronáutico localiza as fontes relacionadas ao ruído de *fan* dentro do duto da nacele. Por isso as reflexões internas das ondas acústicas influenciam a



**Figura 2.1:** Espectro característico de ruído de fan, Nível Vs Ordem de BPF.

propagação do som para fora do motor. Dessa forma, o campo acústico interno do duto resulta que os modos relacionados aos primeiros harmônicos da BPF são evanescentes quando o rotor tem velocidade de ponta de pá subsônica ( $Ma_{Tip} < 0$ ), dessa forma, os primeiros harmônicos não se propagam. Para maiores detalhes consultar o trabalho de Tyler & Sofrin (1961). Para  $Ma_{Tip}$  supersônicos, tais modos acústicos se propagam pela geração de ondas de choque na ponta da pá, causando o ruído chamado de *buzz-saw*. Vale aqui ressaltar que, de acordo com tal trabalho, a interação entre o rotor e o estator pode excitar modos acústicos que propagam os primeiros harmônicos dos tonais, como ocorre com as bancadas utilizadas para este estudo.

Além da característica de propagação *in-duct*, as fontes sonoras em si tem um comportamento de dipolos e se deslocam juntos com a superfície das pás do rotor e estão fixas na superfície do estator também Ventres et al. (1982). Essas fontes estão principalmente localizadas nos bordos de ataque e fuga, tanto do rotor como do estator. Nos bordos de ataque o ruído é consequência das perturbações dos vórtices que incidem nas superfícies, sendo, no caso do estator, consequência da esteira turbulenta do rotor. Essa esteira atinge o estator de forma periódica e com alta turbulência, resultando num ruído de comportamento tonal e outro de banda larga.

## 2.2 Propagação acústica em dutos

O fenômeno de acústica em dutos é inicialmente governado pela equação de onda e o desenvolvimento de tal equação é descrito em Rienstra & Hirschberg (2014) e em Ventres et al. (1982),

tanto para dutos sem fluxo médio e com fluxo médio. A partir da linearização das equações de estado, separando os parâmetros em valores médios e perturbações acústicas, obtém-se a relação constitutiva:

$$p' = c_0^2 \rho' \quad (2.1)$$

onde  $p'$  é a flutuação acústica da pressão,  $\rho'$  é a flutuação acústica da densidade,  $c_0$  é a velocidade do som. Manipulando as equações linearizadas do movimento para fluidos obtém-se a equação de propagação de onda:

$$\nabla^2 p' - \frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} = 0 \quad (2.2)$$

onde o operador  $\nabla^2()$  é o operador laplaciano, que em coordenadas cilíndricas, de interesse para dutos circulares, é definido por

$$\nabla^2 p' = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left( r \frac{\partial p'}{\partial r} \right) + \frac{1}{r^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial \theta^2} + \frac{\partial^2 p'}{\partial x^2} \quad (2.3)$$

A obtenção da equação da onda com escoamento médio segue o mesmo processo que está descrito em Rienstra & Hirschberg (2014), porém neste caso a hipótese de  $u_0 = 0$  não é mais adotada. Dessa forma obtém-se a equação de propagação de onda com escoamento médio uniforme, que está apresentada na forma escrita por Ventres et al. (1982):

$$\nabla^2 p' - \frac{1}{c_0^2} \left( \frac{\partial}{\partial t} + u_0 \frac{\partial}{\partial x} \right)^2 p' = 0 \quad (2.4)$$

onde o operador laplaciano segue a mesma definição da equação 2.3 e, expandindo o segundo termo, obtém-se

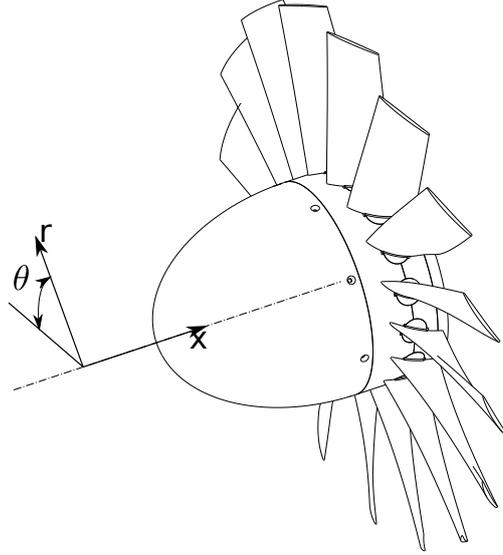
$$\frac{1}{c_0^2} \left( \frac{\partial}{\partial t} + u_0 \frac{\partial}{\partial x} \right)^2 p' = \frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} + 2 \frac{Ma_0}{c_0} \frac{\partial^2 p'}{\partial t \partial x} + Ma_0^2 \frac{\partial^2 p'}{\partial x^2} \quad (2.5)$$

As coordenadas utilizadas na equação da onda são definidas de acordo a Figura 2.2.

## 2.2.1 Solução da equação de onda para dutos de seção constante

A obtenção dos modos de propagação acústica em dutos passa pela utilização da técnica de separação de variáveis utilizando as equações em coordenadas cilíndricas e aplicando a solução de contorno de parede do duto.

Como neste estudo não se deseja estudar o efeito de *liners* nas paredes do duto, a condição de contorno considerada é definida por  $\frac{\partial p}{\partial r} = 0|_{parede}$ , tanto na parede externa quanto na parede interna, denominado de *hub*. A separação de variáveis é conduzida assumindo que a solução da equação é da forma:



**Figura 2.2:** Sistema de Coordenadas utilizado.

$$p'(x, \theta, r, t) = P_x(x)P_\theta(\theta)P_r(r)P_t(t) \quad (2.6)$$

e substituindo na equação 2.2, as derivadas da equação, divididas por  $p'$ , resultam:

$$\frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left( r \frac{\partial p'}{\partial r} \right) / p'(x, \theta, r, t) = \frac{\ddot{P}_r + \frac{\dot{P}_r}{r}}{P_r} \quad (2.7)$$

$$\frac{1}{r^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial \theta^2} / p'(x, \theta, r, t) = \frac{1}{r^2} \frac{\ddot{P}_\theta}{P_\theta} \quad (2.8)$$

$$\frac{\partial^2 p'}{\partial x^2} / p'(x, \theta, r, t) = \frac{\ddot{P}_x}{P_x} \quad (2.9)$$

$$\frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2 p'}{\partial t^2} / p'(x, \theta, r, t) = \frac{1}{c_0^2} \frac{\ddot{P}_t}{P_t} \quad (2.10)$$

e reorganizando, resulta na equação:

$$\frac{\ddot{P}_r}{P_r} + \frac{1}{r} \frac{\dot{P}_r}{P_r} + \frac{1}{r^2} \frac{\ddot{P}_\theta}{P_\theta} + \frac{\ddot{P}_x}{P_x} - \frac{1}{c_0^2} \frac{\ddot{P}_t}{P_t} = 0 \quad (2.11)$$

que aceita as seguintes soluções exponenciais:

$$P_\theta = e^{im\theta} \longrightarrow \frac{\ddot{P}_\theta}{P_\theta} = -m^2 \quad (2.12)$$

$$P_x = e^{ikx} \longrightarrow \frac{\ddot{P}_x}{P_x} = -k^2 \quad (2.13)$$

$$P_t = e^{i\omega t} \longrightarrow \frac{\ddot{P}_t}{P_t} = -\omega^2 \quad (2.14)$$

A solução na direção  $x$  terá duas componentes, uma que representa a onda que se desloca para a direita e outra para a esquerda em relação à fonte. A onda que se propaga à direita da fonte, terá sinal negativo e a que se propaga à esquerda terá sinal positivo.

Logo, substituindo na equação 2.11, e definindo  $\mu^2 = \omega^2/c_0^2 - k^2$ , obtêm-se a EDO:

$$r^2 \ddot{P}_r + r \dot{P}_r + P_r(r^2 \mu^2 - m^2) = 0 \tag{2.15}$$

e aplicando a adimensionalização  $\tilde{r} = r\mu$ , resulta:

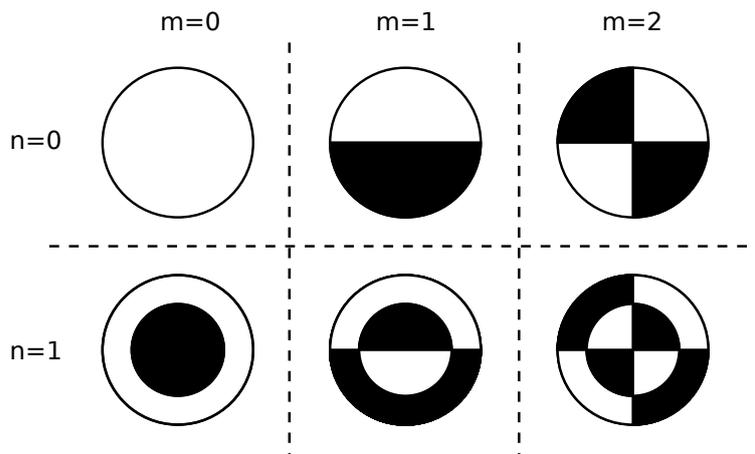
$$\tilde{r}^2 \ddot{P}_r(\tilde{r}) + \tilde{r} \dot{P}_r(\tilde{r}) + P_r(\tilde{r}^2 - m^2) = 0 \tag{2.16}$$

conhecida como equação de Bessel, que possui como solução a função de Bessel, geralmente representada na forma  $\Psi_m(\tilde{r}) = C[J_m(\tilde{r}) + QY_m(\tilde{r})]$ , onde  $J_m(\tilde{r})$  é a função de Bessel de primeiro tipo e  $Y_m(\tilde{r})$  de segundo tipo.

Quando se aplica a condição de contorno na função de Bessel, obtêm-se infinitas soluções e o resultado final para o campo de pressão é a sobreposição das infinitas soluções, da forma (por conveniência adotamos a notação de Sutliff (2005)):

$$p'(x, \theta, r, t) = C_m(J_m(\tilde{r}) + Q_m Y_m(\tilde{r}))e^{i(m\theta + xk + \omega t)} \tag{2.17}$$

A equação 2.17 é a solução da equação da onda para coordenadas cilíndricas sem aplicar as condições de contorno, que são aplicadas na seção 2.2.1. No caso do atual estudo e da técnica de *beamforming* utilizada, a condição de contorno mais importante é a de duto circular de parede rígida. A solução aplicando tal condição de contorno forma um campo acústico com modos que podem ser representados pela Figura 2.3



**Figura 2.3:** Ilustração dos modos acústicos quando aplicada as condições de Contorno.

Os valores de  $m$  na figura remetem aos índices da equação 2.17 e representa o número de onda na direção azimutal. O valor de  $n$  na figura, por outro lado, representa o número de onda na direção

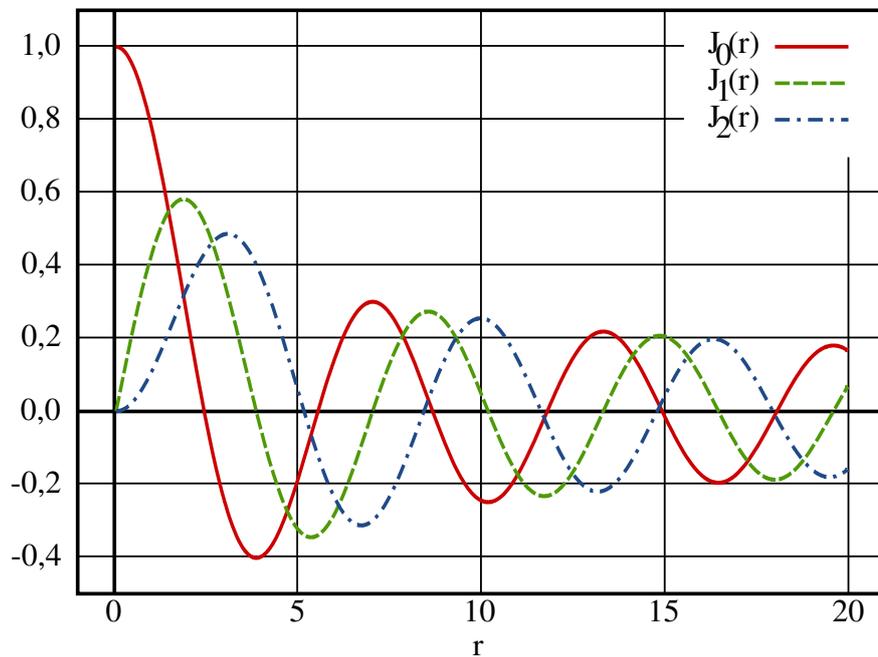
radial. As cores branca e preta na figura representam as regiões no campo acústico do modo com sinais diferentes.

### Aplicação da condição de duto circular rígido

A solução apresentada na equação 2.17 ainda não representa a solução para um duto cilíndrico. Para isso a condição de contorno de parede rígida deve ser considerada.

A condição de contorno utilizada para definir um duto circular é

$$\left. \frac{dp'}{d\tilde{r}} \right|_{\tilde{r}=r_d\mu_m} \propto \frac{dJ_m}{dr}(r_d\mu_m) = 0 \quad (2.18)$$



**Figura 2.4:** Ilustração da Função de Bessel ( Adaptado de [https://en.wikipedia.org/wiki/Bessel\\_function](https://en.wikipedia.org/wiki/Bessel_function)).

Como a função de Bessel tem uma característica oscilatória (Figura 2.4), porém não periódica, a condição de contorno possui infinitas soluções. Cada uma dessas soluções são sobrepostas para compor a solução final do campo de pressão. Os valores que satisfazem a condição de contorno são representados por  $\mu_{m,n}$  e são chamados de autovalores do problema. Como a função de Bessel é transcendental, os valores de tais autovalores são geralmente tabelados. Dessa forma o campo de pressão acústico de um duto circular é da forma

$$p'(x, \theta, r, t) = \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=-\infty}^{\infty} C_{m,n} J_m \left( \frac{r}{r_d} \mu_{m,n} \right) e^{i(m\theta + kx + \omega t)} \quad (2.19)$$

onde a constante  $C_{m,n}$  representa a amplitude da pressão e  $m$  e  $n$  são valores inteiros, o qual  $m$  pode assumir valores negativos.

Nesse desenvolvimento da solução da equação da onda, definiu-se que  $\mu^2 = \omega^2/c_0^2 - k^2$ . Depois de imposta as condições de contorno, conclui-se que existem infinitos  $\mu$  que satisfazem o problema e eles são definidos pela função de Bessel. Dessa forma o comprimento de onda axial  $k$  é dependente do parâmetro  $\mu_{m,n}$ . Rearranjando a equação, obtém-se que:

$$k_{m,n}^{\pm} = \pm \frac{\omega}{c_0} \sqrt{1 - \left( \frac{\mu_{m,n} c_0}{r_d \omega} \right)^2} \quad (2.20)$$

Logo, para cada modo e para cada frequência sonora, existe um comprimento de onda axial específico. Ao se substituir a equação 2.20 na exponencial da equação 2.19, resulta num expoente da forma:

$$i \left( m\theta \pm x \frac{\omega}{c_0} \sqrt{1 - \left( \frac{\mu_{m,n} c_0}{r_d \omega} \right)^2} + \omega t \right) \quad (2.21)$$

onde  $\pm$  corresponde à onda que se desloca para a direita ou para à esquerda da fonte, assim como já introduzido e explicado previamente. Se o radial for positivo  $1 \geq \frac{\mu_{m,n} c_0}{r_d \omega}$ , o expoente é todo imaginário e a onda na direção axial tem amplitude constante. Se for negativo  $1 < \frac{\mu_{m,n} c_0}{r_d \omega}$  o expoente tem uma componente real, resultando num amplitude com decaimento.

Os modos que apresentam esse decaimento são chamados de modos *cut-off*, pois são filtrados pelo duto e os modos que se propagam são os chamados *cut-on*.

## 2.2.2 Solução modal para dutos com escoamento

Até o momento, a solução modal da acústica de dutos utilizou a equação de onda sem escoamento médio. Para representar a acústica de motores aeronáuticos, faz-se necessária adotar a influência do fluxo médio nos modos acústicos. Para isso aplica-se a técnica de solução por separação de variáveis na equação 2.4.

Tal técnica resulta num equação na forma:

$$\frac{\ddot{P}_r}{P_r} + \frac{1}{r} \frac{\dot{P}_r}{P_r} + \frac{1}{r^2} \frac{\ddot{P}_\theta}{P_\theta} - \frac{1}{c_0^2} \frac{\ddot{P}_t}{P_t} - \frac{2Ma_0}{c_0} \frac{\dot{P}_t}{P_t} \frac{\dot{P}_x}{P_x} + (1 - Ma_0^2) \frac{\ddot{P}_x}{P_x} = 0 \quad (2.22)$$

e aplicando as mesmas soluções exponenciais adotadas para o caso sem escoamento médio, obtém-se a EDO:

$$r^2 \ddot{P}_r + r \dot{P}_r + P_r \left[ -m^2 + r^2 \left( \frac{\omega^2}{c_0^2} + 2 \frac{Ma_0}{c_0} \omega k - (1 - Ma_0^2) k^2 \right) \right] = 0 \quad (2.23)$$

Da mesma forma feita para o caso de duto sem escoamento, define-se  $\mu^2 = \frac{\omega^2}{c_0^2} + 2 \frac{Ma_0}{c_0} \omega k - (1 - Ma_0^2) k^2$  e a equação 2.23 se torna da mesma forma que a equação 2.15. Com isso a solução do problema acústico com escoamento médio segue a mesma solução de acústica sem escoamento

no duto. A diferença entre as duas soluções é o comprimento de onda axial, que neste caso, pela definição de  $\mu$  no caso com escoamento médio, resulta em:

$$-(1 - Ma_0^2)k^2 + 2\frac{Ma_0}{c_0}\omega k + \frac{\omega^2}{c_0^2} - \frac{\mu_{m,n}^2}{r_d^2} = 0 \quad (2.24)$$

$$k_{m,n}^{\pm} = \frac{\omega}{c_0(1 - Ma_0^2)} \left[ Ma_0 \pm \sqrt{1 - \left(\frac{\mu_{m,n}c_0}{\omega r_d}\right)^2 (1 - Ma_0^2)} \right] \quad (2.25)$$

Assim como no caso sem escoamento (equação 2.20), se o radial for positivo, o expoente da solução é imaginário, o modo é *cut-on* e caso contrário, *cut-off*. Logo se  $1 \leq \left(\frac{\mu c_0}{\omega r_d}\right)^2 (1 - Ma_0^2)$  o modo é *cut-on* e se  $1 > \left(\frac{\mu c_0}{\omega r_d}\right)^2 (1 - Ma_0^2)$  o modo é *cut-off*. A diferença entre as condições para os dois casos é o termo  $(1 - Ma_0^2)$  e quando  $Ma_0 = 0$  a condição do modelo para escoamento médio se iguala à condição sem escoamento.

### 2.2.3 Fluxo de energia Sonora na seção do duto

A solução da equação da onda apresentada na seção 2.2.2 pode ser utilizada para o cálculo do fluxo de energia sonora total na seção do duto. Com a informação de quais modos são *cut-on*, ou seja, os que efetivamente influenciam o ruído na saída do duto, tal fluxo pode ser utilizado para analisar o efeito dos modos no ruído total.

De acordo com Ventres et al. (1982), a intensidade acústica no duto com escoamento pode ser representada por:

$$I = (1 + Ma_0^2)p'u' + \frac{Ma_0}{\rho_0 c_0} p'^2 + \rho_0 c_0 Ma_0 u'^2 \quad (2.26)$$

Aplicando a transformada de Fourier nas perturbações acústicas de pressão e velocidade e relacionando as duas, a intensidade é escrita em função da pressão:

$$I = \sum_m \sum_n \sum_k \sum_l [\Psi_m(\mu_{m,n}r) \Psi_k(\mu_{k,l}r) e^{i(m-k)\theta}] \frac{1}{\rho_0 u_0} \iint [Ma_0^2 - (1 + Ma_0^2)A_{k,l}^* + A_{m,n}(\omega)A_{k,l}^*(\nu)] e^{i(k_{m,n}(\omega) - k_{k,l}(\nu))x - i(\omega - \nu)t} \hat{p}(\omega) \hat{p}^*(\nu) \frac{d\omega}{2\pi} \frac{d\nu}{2\pi} \quad (2.27)$$

onde  $\hat{p}$  é a transformada de Fourier da pressão acústica e  $A_{m,n}(\omega) = \frac{k_{m,n}(\omega)}{\omega/u_0 + k_{m,n}(\omega)}$ . Nessa equação o sobrescrito \* representa o complexo conjugado do parâmetro. Integrando a intensidade na seção do duto para obter a potência sonora e aplicando o valor esperado da potência sonora, visto a sua natureza aleatória, resulta:

$$\langle \overline{Power} \rangle = \int S(\omega) \frac{d\omega}{2\pi} \quad (2.28)$$

sendo  $S(\omega)$  é a densidade espectral de potência (PSD), definida por:

$$S(\omega) = \frac{\pi(r_d^2 - r_h^2)}{\rho_0 u_0} \sum_m \sum_n \frac{\mp Ma_0^2 \beta^2(\omega/u_0) k_{m,n}(\omega)}{(\omega/c_0 \pm Ma_0 k_{m,n}(\omega))^2} p_{m,n}(\omega) \quad (2.29)$$

onde  $p_{m,n}(\omega)$  é a perturbação acústica na pressão e pode ser obtida pelo *beamforming*. A equação 2.29 permite compor os espectros dos modos e analisar o resultado considerando a propagação no duto. Na equação,  $k_{m,n}$  é o número de onda axial. Se tal parâmetro for real, o modo é *cut-on* numa determinada frequência.

## 2.3 Ruído da interação entre rotor e estator

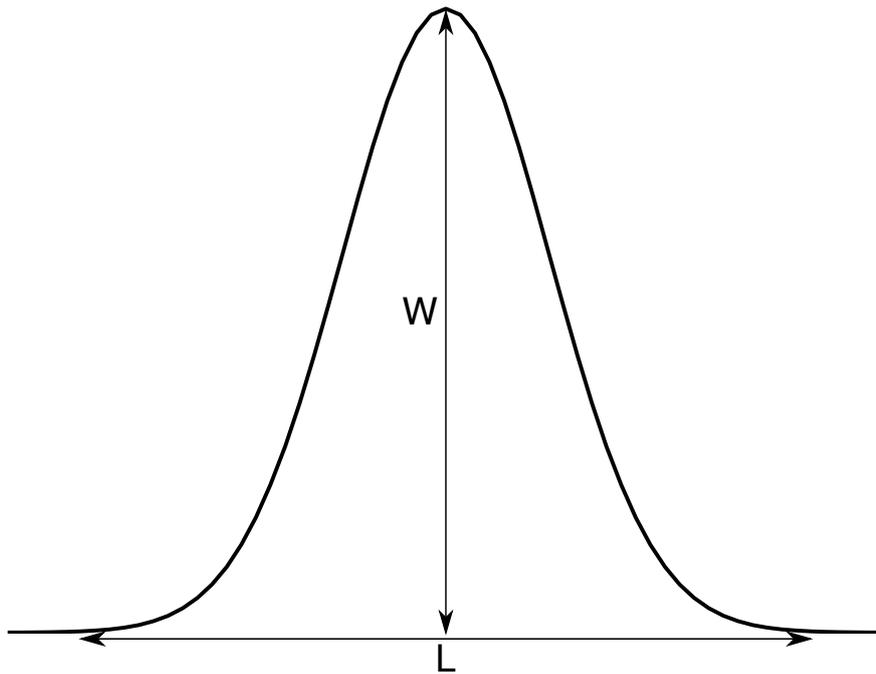
A interação entre o rotor e o estator na geração do ruído dentro dos motores aeronáuticos se deve à influência da esteira das pás do rotor no escoamento nas pás do estator. Por um lado existe a turbulência da esteira que incide no estator, por outro lado existe o efeito rajada que essa esteira causa no estator, devido ao déficit de velocidade que ocorre na mesma.

Como modelo para essa esteira, Ventres et al. (1982) propõem uma função gaussiana para o déficit em cada pá do rotor, também usada por Jurdic et al. (2007), como mostrada na Figura 2.5. O valor dessa perda de velocidade e sua largura podem ser definidos de forma experimental (Ventres et al., 1982) ou numérica Brochine (2013).

Essa forma, definida para cada pá do rotor, se repete periodicamente ao longo da direção azimutal. O centro das gaussianas se distanciam  $2\pi r/B$  sendo  $B$  o número de pás do rotor. Dessa forma o escoamento que atinge as pás do estator é uma soma dessas gaussianas e está ilustrada na Figura 2.6.

Quando a esteira do rotor atinge as pás do estator, o efeito é equivalente a uma rajada num aerofólio e o ruído devido a tal interação se dá pela modificação do carregamento das pás do estator e essa influência é proporcional ao déficit de velocidade do escoamento que atinge a pá. Da mesma forma, os modos acústicos são excitados de forma proporcional ao déficit. Além da forma da gaussiana periódica, o modelo propõe que o déficit de velocidade decaia exponencialmente conforme o rotor se distancia do estator (RSS, *Rotor/Stator Spacing*). Assim espera-se que o ruído também decaia exponencialmente com o aumento da RSS. Da mesma forma é modelado o decaimento da turbulência na esteira com o aumento do RSS. Assim dois efeitos são influenciados pela distância, o tonal pelo déficit de velocidade e o banda larga pela turbulência.

O trabalho de Ventres et al. (1982) foi um dos primeiros sobre métodos semi-analíticos, porém até a atualidade técnicas que buscam melhorar tal abordagem ainda são desenvolvidas. Por exemplo Jurdic et al. (2007) utiliza medições experimentais e RANS (*Reynold Averaged Navier-Stokes*) para definir a forma da esteira e o nível de turbulência da mesma.



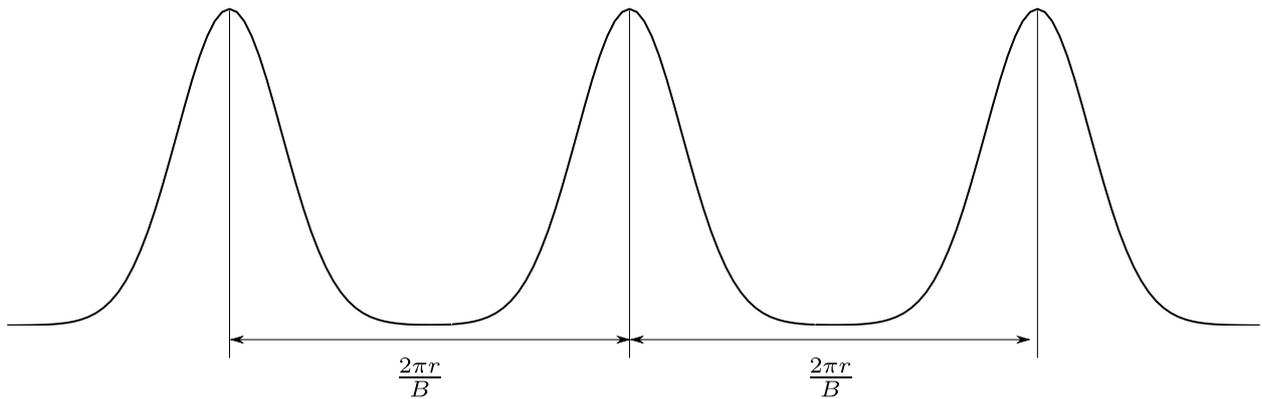
**Figura 2.5:** Forma da esteira e seus parâmetros

Moreau & Enghardt (2008) também apresenta uma ferramenta semi-analítica para previsão de motores *turbo-fan*. Nele a interação entre o rotor/estator é considerado o mecanismo de geração de ruído, sendo o escoamento não estacionário que atinge o estator, o fenômeno considerado na previsão do ruído. Alguns parâmetros experimentais são usados no modelo proposto e o espectro da velocidade da esteira turbulenta é o principal componente do espectro do ruído. Um estudo paramétrico de um conjunto rotor/estator é feito para analisar o ruído para diferentes pontos de operação.

## 2.4 Modelo semi-empírico: Heidmann

O método semi-empírico proposto por Heidmann (1979) fez parte do programa ANOPP e foi uma melhoria de métodos previamente propostos, por exemplo o método Boeing-Ames (Heidmann, 1979 apud Dunn & Peart, 1973, p. 3), e o grande atrativo do método é ser baseado em dados de motores em escala real.

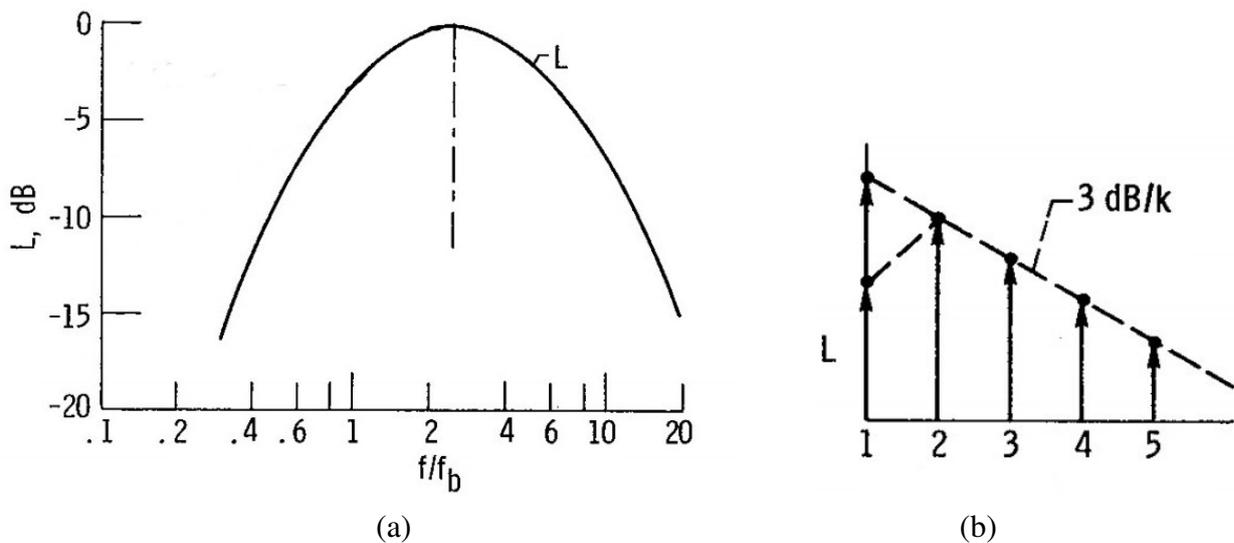
A essência do método é utilizar um espectro base e normalizá-lo conforme as variáveis do *fan* ou de operação se diferem dos valores do caso base. O BB é modelado por uma curva gaussiana, centrada na frequência 2.5 da BPF. Essa gaussiana é aplicada no  $\log_{10}$  para obter o nível sonoro do ruído, de acordo com a equação 2.30, e tal modelo pode ser visto na Figura 2.7 (a), extraído da referência.



**Figura 2.6:** Forma da cascata de esteiras atrás do rotor.

$$L = 10 \log_{10} \left[ \exp \left( -\frac{\ln^2(f/2.5f_b)}{2 \ln^2(\sigma_b)} \right) \right] \quad (2.30)$$

onde  $L$  é o nível sonoro,  $f$  é a frequência sonora,  $f_b$  é a frequência sonora da BPF,  $\sigma_b$  é o desvio padrão da gaussiana.



**Figura 2.7:** Modelo de BB do Modelo Heidmann (a) e BPF (b), adaptado de (Heidmann, 1979).

O nível sonoro dos tons são definidos pelo nível da BPF e seus harmônicos são definidos por um decaimento linear de 3 dBs por ordem do harmônico. Esse modelo é ilustrado pela Figura 2.7 (b) extraída da referência.

É importante salientar que o modelo da BPF do modelo Heidmann considera se o motor tem ou não *guide vanes* antes do rotor. No caso a Figura 2.7 (b) é relativo aos motores sem *guide vanes*. O *cut-off factor* presente na figura é definido no trabalho de Tyler & Sofrin (1961) e corrige o nível do primeiro tom quando esse é filtrado pelo duto.

Até o momento foi descrito como o espectro do modelo varia com a frequência, porém ainda falta descrever como variam com as propriedades de operação ou características do motor. Para o caso do BB, a equação 4 da referência calcula o nível do ruído que é somado à equação 2.30. Tal nível, mostrado na equação 2.31, possui 5 termos: os dois primeiros são normalizações aplicadas pelo autor, os 3 últimos são correções. O valor de  $L_c$  é somado à equação 2.30, que o autor também chamada de  $F_4$ , omitida na equação 2.31.

$$L_c = 20\log_{10} \left( \frac{\Delta T}{\Delta T_0} \right) + 10\log_{10} \left( \frac{\dot{m}}{\dot{m}_0} \right) + F_1(Ma_{Tip}, (Ma_{Tip})_D) + F_2(RSS) + F_3(\theta_d) \quad (2.31)$$

$L_c$  é o nível máximo do espectro,  $\Delta T$  é a variação de temperatura do ar ao passar pelo conjunto rotor/estator e  $\Delta T_0$  é um valor de referência para tal variação,  $\dot{m}$  é a vazão mássica de ar no motor e  $\dot{m}_0$  seu valor de referência,  $Ma_{tip}$  e  $(Ma_{tip})_D$  são o Mach de ponta de pá do *fan* e o Mach de ponta de pá de projeto e por fim  $\theta_d$  é a posição angular do observador em relação ao eixo do motor.

O nível do primeiro tom é definido pela equação 6 da referência e tem a mesma estrutura da equação 2.31, porém as funções  $F_1$ ,  $F_2$  e  $F_3$  são diferentes para o BB e BPF. As 3 funções de correção consideram o  $Ma_{Tip}$ , o RSS e a diretividade como variáveis importantes para o modelo. Como em tal equação as 3 funções são somadas na escala logarítmica, elas representam produtos na escala da propriedade física, ou seja, assumiu-se a hipótese que o ruído se comporta como o produto de funções de uma variável apenas, o que simplifica muito o método. Visando reduzir as restrições impostas por tal hipótese, Guimarães (2013) aplicou uma interpolação de 2 variáveis agrupando as funções  $F_3$  e  $F_4$ , o que o autor afirma serem funções de forma do espectro. Dessa forma o efeito da frequência e da diretividade são mais bem modelados e melhoraram a previsão com os valores originais medidos.

Esses resultados ajudaram a motivar o desenvolvimento de uma metodologia capaz de fornecer modelos de predição que consideram a correlação entre as variáveis que influenciam o ruído. Além de tais resultados, os dados experimentais obtidos para o presente estudo motivaram avaliar se o modelo linear para os tons, adotado por Heidmann, é válido para os dados utilizados neste estudo.

---

# Analise Experimental: Processamento e Rig de Fan

---

Como objetivo deste estudo, dados experimentais são utilizados para desenvolver um modelo de predição de ruído. Por isso, neste capítulo são apresentados os dados obtidos em duas campanhas de ensaios, uma ocorrida no equipamento do AAPL em agosto de 2014 e outra feita em julho de 2016 no equipamento do Laboratório de Propulsão da Escola de Engenharia de São Carlos (EESC), o qual tem projeto e construção como parte das atividades do autor. Tal equipamento, componentes e construção são descrito também neste capítulo. Como parte do estudo experimental, o processamento de sinal, constituído do estimador Welch e pela decomposição modal por *beamforming*, é apresentado.

## 3.1 Bancada de testes aeroacústicos: Rig de Fan

O chamado Rig de Fan é um equipamento de estudos aeroacústicos com um conjunto rotor/estator de um motor *turbo-fan*. O desenvolvimento desse equipamento está vinculado ao projeto Aeronave Silenciosa Fase 2 que visa à capacitação experimental para avaliação e diagnóstico das fontes de ruído do conjunto em teste.

Uma breve descrição dos tipos de bancada utilizadas para estudo de ruído de motores foi feita no capítulo 1, apresentando os prós e contra dos dois conceitos existentes. Para a construção do Rig de Fan da EESC, adotou-se o conceito de duto longo e o seu projeto é apresentado nesta seção.

### 3.1.1 Especificação operacional

Para direcionar o projeto do equipamento as seguintes especificações foram adotadas:

- Mach axial no duto de 0.1
- Mach de ponta de pá de 0.2
- Rotação máxima do rotor de 5000rpm

A especificação de Mach de ponta de pá nos permite estimar a rotação necessária quando em Mach 0.1. Considerando que a velocidade de ponta de pá é a soma vetorial da velocidade axial e da velocidade tangencial, aplica-se a equação:

$$Ma_{tip} = \sqrt{Ma_0^2 + \left(\frac{2\pi\omega r_d}{60 c_0}\right)^2} \quad (3.1)$$

onde  $Ma_{tip}$  é o mach de ponta de pá,  $Ma_0$  é o Mach axial no duto,  $\omega$  é a velocidade angular do eixo do rotor (rpm),  $r_d$  é o raio do duto e  $c_0$  é a velocidade do som. Colocando em evidência a velocidade angular do eixo:

$$\omega = \frac{30 c_0}{\pi r} \sqrt{Ma_{tip}^2 - Ma_0^2} \quad (3.2)$$

O que resulta numa previsão de aproximadamente 2260rpm para garantir a condição de projeto.

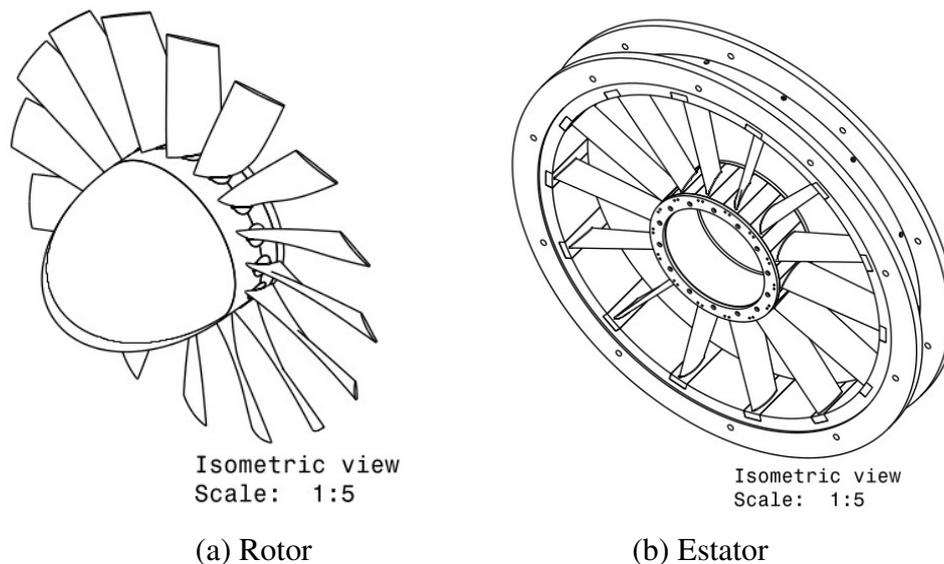
Por fim, a limitação de rotação em 5000rpm foi adotada visto as limitações operacionais dos rolamentos e do motor elétrico utilizado.

### 3.1.2 Conjunto Rotor/Estator

Num motor *turbofan*, o conjunto rotor/estator é o responsável pela principal parcela da tração da aeronave. O rotor é responsável pela geração de tração a partir da força de sustentação em suas pás, porém tem por consequência uma grande indução de velocidade tangencial em torno do eixo axial do rotor. Para isso o estator é usado para aproveitar essa rotação, alinhando o fluxo de ar, em rotação, com a direção axial aumentando a quantidade de movimento axial do fluxo de ar que sai do motor e aumentando a tração.

Como descrito por Ffowcs-Williams & Dowling (1983), a aplicação de força não estacionária num escoamento gera ruído aeroacústico, dessa forma tanto o rotor quanto o estator possuem fontes sonoras. Além disso, ele explica que a turbulência também gera fontes sonoras, fenômeno presente na camada limite das pás e nas suas esteiras. Adicionado a esse efeito, as esteiras das pás do rotor influenciam diretamente o ruído gerado pelas pás do estator devido ao efeito rajada que a esteira causa no estator, o que resulta numa perturbação na pressão na superfície da mesma.

A geometria do rotor pode ser vista na Figura 3.1. Tal geometria foi cedida pelo grupo do *Aero-Acoustic Propulsion Laboratory* (AAPL) da NASA Glenn. A geometria é composta de 16 pás no rotor e 14 pás no estator. A construção do rotor permite a mudança de ângulo de passo das pás e é possível reduzir o número de pás, desde que respeitando o balanceamento. O diâmetro externo do rotor é de  $500mm$ , uma escala reduzida da geometria original utilizada no ANCF pela equipe da NASA Glenn ( $48in$ ) e o diâmetro do cubo do rotor é de  $200mm$ .



**Figura 3.1:** Vista em perspectiva do conjunto Rotor e do conjunto estator projetados e utilizados no estudo

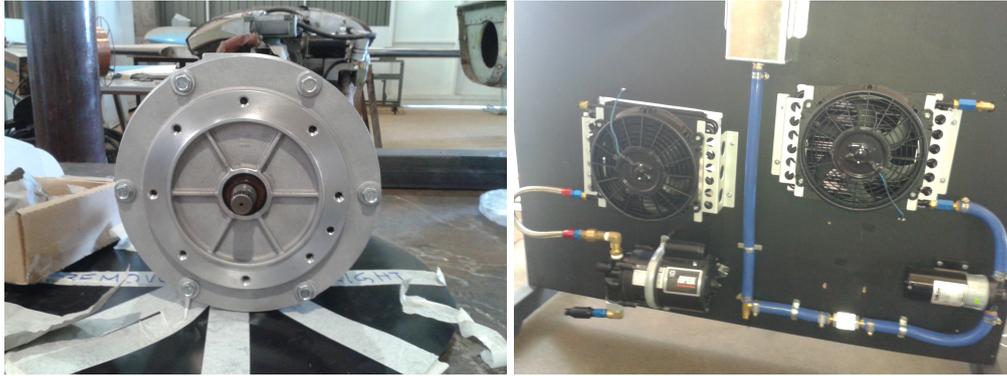
O estator é composto por um anel interno e outro externo onde as pás são encaixadas. Essa montagem também permite a mudança no número de pás, reduzindo a sua quantidade.

### 3.1.3 Motor e transmissão

O sistema motor e transmissão são constituídos por um motor elétrico automotivo, um inversor de frequência, seu sistema de refrigeração, e por um sistema eixo/mancal, que transmite a potência do motor até o rotor.

O motor é de fabricação Remy inc. e solução de controle da empresa New Eagle, com potência total disponível de  $130HP$  e com uma massa de  $50kg$ . O sistema de refrigeração é composto por um circuito de óleo, com um radiador automotivo e uma bomba externa. O inversor tem um circuito próprio de refrigeração que utiliza uma mistura de água e glicol e consiste de uma bomba e um radiador automotivo. O sistema de refrigeração é instalado num painel de madeira e seus elementos podem ser vistos na Figura 3.2

O sistema de transmissão faz a ligação do motor com o rotor. É composto por um acoplamento elástico, eixo de transmissão e mancais. O sistema pode ser visualizado na Figura 3.3.



**Figura 3.2:** Fotos do motor (direita) e do painel de refrigeração (esquerda) usados no Rig de Fan.

### 3.1.4 Terminação anecóica

A terminação anecóica tem a função de absorver o ruído que está se propagando em direção ao final do duto atenuando a reflexão das ondas sonoras na saída, devido à brusca variação na impedância acústica, e evitando que voltem para os microfones. A construção da terminação anecóica segue as recomendações da norma ISO-5136 (2003) e uma foto pode ser vista na Figura 3.5 e a montagem total na Figura 3.6, que mostra metade da terminação em montagem com a lâ de rocha sendo instalada no interior das cavidades de dispositivo.

### 3.1.5 Bocal e *Inlet Control Device (ICD)*

Uma necessidade do experimento é que o escoamento chegue ao conjunto rotor/estator com características próximas ao escoamento de um motor em voo. Para isso é necessário que o escoamento ingerido pela bancada tenha suas propriedades homogeneizadas. Para isso dois elementos foram incluídos na bancada: o bocal de entrada e a ICD.

O bocal nada mais é do que uma geometria em forma de sino que faz com que a aceleração do ar ingerido sofra uma aceleração gradativa e com uma curvatura suave para evitar separação da camada limite. A peça está mostrada nas Figuras 3.7. Devido à tolerância de fabricação, um amaciamento da união entre os diâmetros do bocal e do duto foi empregada, evitando descontinuidades entre as duas superfícies.

A ICD é constituída de uma tela e estrutura tubular para dar forma ao dispositivo e pode ser vista na Figura C.1 onde a ICD é a estrutura na ponta direita da bancada na figura. O papel da ICD é parecido com os das telas nos túneis de vento, ela uniformiza o escoamento e reduz os níveis de turbulência do escoamento que por ela passa. Na uniformização, a ICD também reduz o efeito do vórtice que se forma no solo, o que promove uma não uniformidade do escoamento que chega ao rotor e promoveria um aumento no nível da primeira BPF (Casalino et al., 2008). Preisser & Chestnutt (1983) mostraram que o uso da ICD também ajuda a condicionar o escoamento dentro da bancada para algo mais próximo das condições de um motor em voo (menor turbulência).



**Figura 3.3:** Foto do conjunto eixo mancal que faz a transmissão da potência para o rotor.

### 3.1.6 Instrumentação e Aquisição de Dados

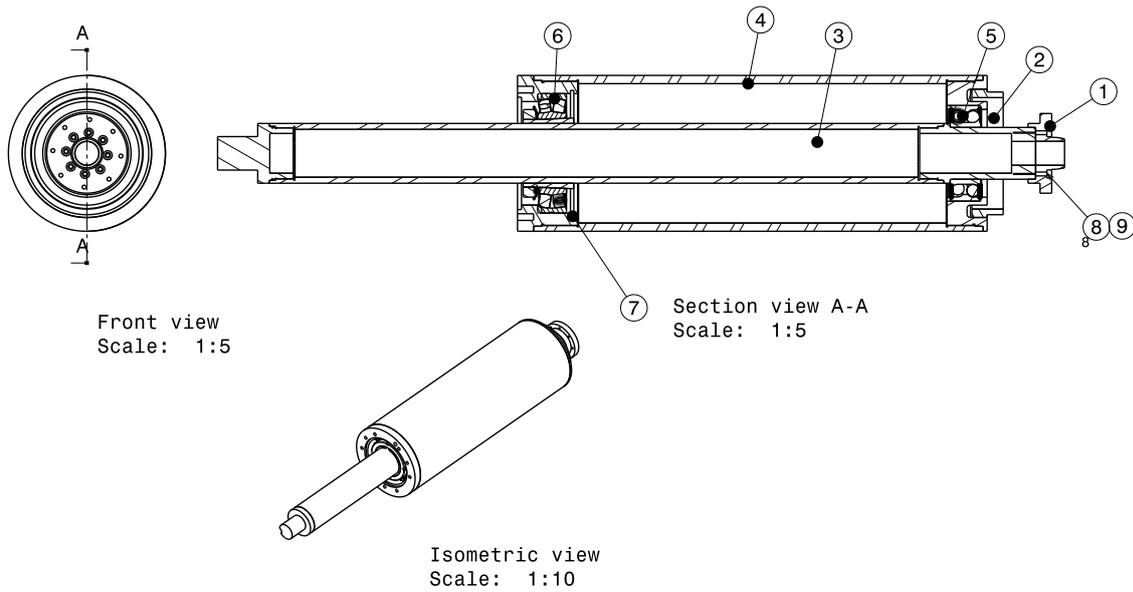
A bancada possui dois tipos de sistemas de aquisição de dados e instrumentação: um aerodinâmico e outro aeroacústico. As medições aeroacústicas, intrinsecamente de alta taxa de aquisição, são feitas por microfones tipo condensador, modelo G.R.A.S 40PH-S2, e a aquisição de dados é feita por placas da National Instrument NI PXI-4496 montadas num chassi PXI-1042Q e o controle é feito por um computador NI-8353 utilizando um programa em LABVIEW.

O sistema de medição aerodinâmica é composto de um micromanômetro TSI modelo 8705 DP-Calc, um tubo de pitot estático e uma estação meteorológica IntruTemp modelo ITWH1170. Com esses equipamentos mede-se a pressão dinâmica do escoamento no interior do duto e com a estação meteorológica mede-se a temperatura, a pressão e a umidade relativa ambiente. Com os dados meteorológicos calcula-se a densidade do ar e velocidade do som. Com o pitot e a estação meteorológica calcula-se a velocidade e o Mach axial no duto.

Para maiores detalhes sobre os equipamento de aquisição de dados consultar o apêndice C.

### 3.1.7 Montagem final

A montagem final do Rig de Fan pode ser vista na Figura C.1 e a vista em perspectiva do projeto na Figura 3.9. Na vista em perspectiva nota-se que a configuração original do projeto previa



**Figura 3.4:** Desenho técnico do conjunto eixo mancal que faz a transmissão da potência para o rotor.

o uso de três dutos de 1m cada antes e depois do chamado módulo do *fan*, mas na montagem do experimento apenas um foi utilizado entre o módulo do *fan* e a terminação anecóica e dois entre o módulo do *fan* e o bocal, sendo o mais próximo ao *fan* o duto onde está montada a antena de microfones. Essa decisão foi tomada por uma limitação temporária de espaço. Ao todo essa montagem possui 8m de comprimento.

A montagem do *fan* é vista na Figura 3.10. As pás foram modificadas com *trip strips* (serrilhado em prata) para propover uma transição controlada da camada limite. O resultado do uso do *trip* está descrito no trabalho de Caldas (2016). A superfície branca em volta do *fan* é composto de uma placa de isopor, chamada de *rub strip*. Ela foi adotada para evitar danos maiores caso uma vibração cause o impacto da ponta da pá com a parede interna do duto.

Uma *throttle*, utilizada para controle de vazão, está mostrada na Figura 3.11. O conceito usado é proposto na ISO-5136:2003 e consiste de uma placa com furos padronizados. A vantagem desse conceito é a repetibilidade da perda de carga, mas tem por desvantagem que apenas valores discretos de bloqueio são obtidos.

### 3.1.8 Estimativa da Potência Necessária

Para estimar a potência necessária para a bancada, adotou-se a metodologia de Eckert et al. (1976). Nesse caso, a curva de potência prevista em função do Mach axial na seção do *fan* (duto de diâmetro de 500mm) está apresentada na Figura 3.12 pela linha vermelha.

Do ponto de vista da potência, o sistema também inclui um inversor de frequência e um retificador, sendo esse último instrumentado com um medidor da corrente fornecida ao inversor. Com isso pode-se estimar a potência consumida na operação para cada rotação do motor. Os dados co-



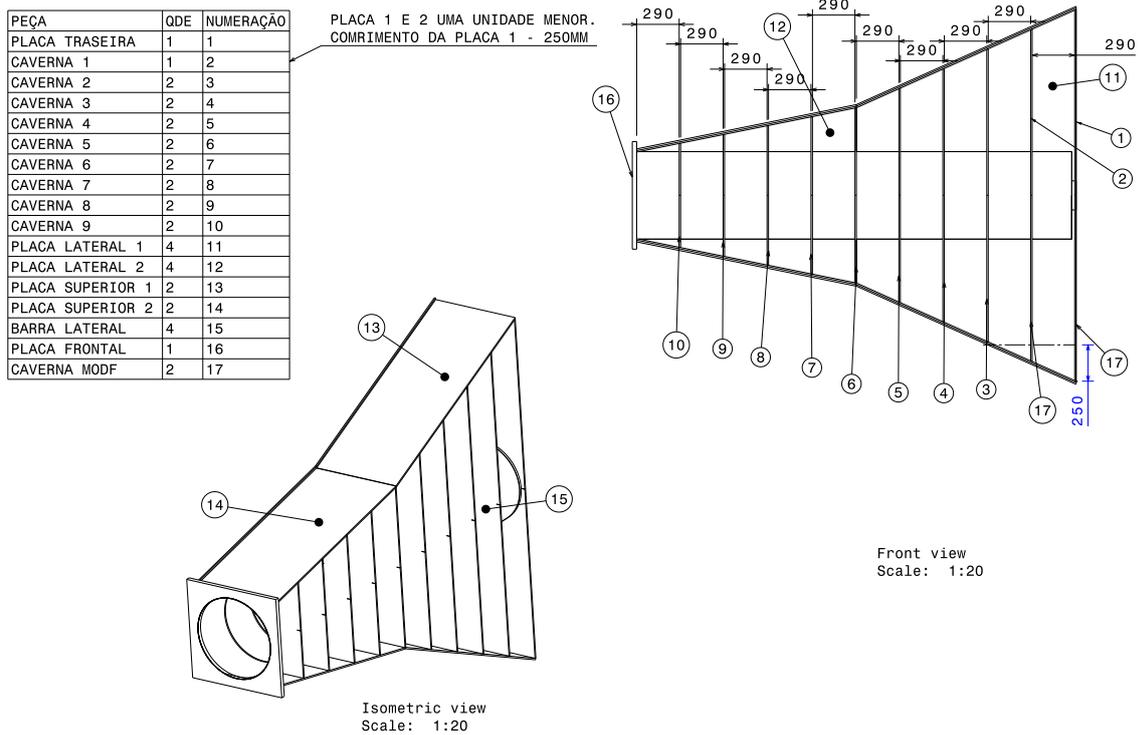
**Figura 3.5:** Ilustração da terminação anecóica.

letados estão representados na Figura 3.12 pelos pontos, e a curva de potência prevista considera as eficiências de 80% para o *fan*, 95% do motor e 95% do inversor.

Pelos gráficos pode-se notar que a previsão da potência utilizada para dimensionar o motor segue a tendência da potência medida, porém, de forma subestimada, da ordem de um 15%. Também vale ressaltar que essa previsão não inclui o efeito do bloqueio imposta pelo *Throttle*.

## 3.2 Processamento dos dados: *Beamforming*

A técnica de *Beamforming* utilizada neste trabalho é o resultado do estudo de Caldas (2016) e aqui é feita uma breve descrição. O princípio da técnica se baseia no modelo de uma fonte sonora, sendo a mais simples o monopolo, localizada numa determinada posição do espaço. Outros autores, como Lowis (2007) utilizam o modelo de dipolo para a definição da fonte, pois, de acordo com Ventres et al. (1982) e Goldstein (1976), o dipolo melhor representa as fontes que se localizam na superfície das pás de um motor *turbo-fan*. Com o modelo apresentado em Ffowcs-Williams & Dowling (1983), é possível definir o sinal de pressão sonora numa localização no espaço sabendo o tipo de fonte e sua localização. Assim a técnica de *beamforming* utiliza o sinal de um conjunto de microfones para fazer o cálculo inverso: sabendo o sinal desse conjunto de microfones, calcula-se qual seria o sinal emitido pela fonte sonora localizada numa suposta posição.



**Figura 3.6:** Desenho técnico da construção da terminação anecóica.



**Figura 3.7:** Bocal (a) e detalhe do amaciamento entre as peças.

### 3.2.1 *Beamforming* para motores aeronáuticos

Lowis (2007) propõem uma técnica de *beamforming* para motores *turbo-fan* considerando a condição de contorno do duto e o efeito da fonte sonora rotativa (fonte se deslocando junto com a superfície do *fan*), o que resulta em efeito Doppler para tais fontes em relação a um observador fixo na referência do duto (microfones). Uma descrição e aplicação de tal fenômeno são apresentadas por Howell et al. (1986).

O efeito Doppler ocorre quando a fonte sonora possui velocidade relativa em relação ao observador e a perturbação na pressão medida no microfone já não segue mais a perturbação da fonte com uma defasagem de tempo, ou seja, é percebida uma distorção da frequência além da mudança na intensidade do sinal. Portanto, para definir um modelo de propagação considerando o movimento da fonte, o efeito Doppler deve ser considerado. Lowis (2007) cita o trabalho de Sijtsma



**Figura 3.8:** Montagem final.

et al. (2001) como sendo a primeira proposta para localização de fontes para elementos rotativos, porém em campo livre.

O desenvolvimento de Lowis (2007) utiliza uma fonte do tipo dipolo já considerando a condição de paredes rígidas em duto. Para isso, o autor parte da relação:

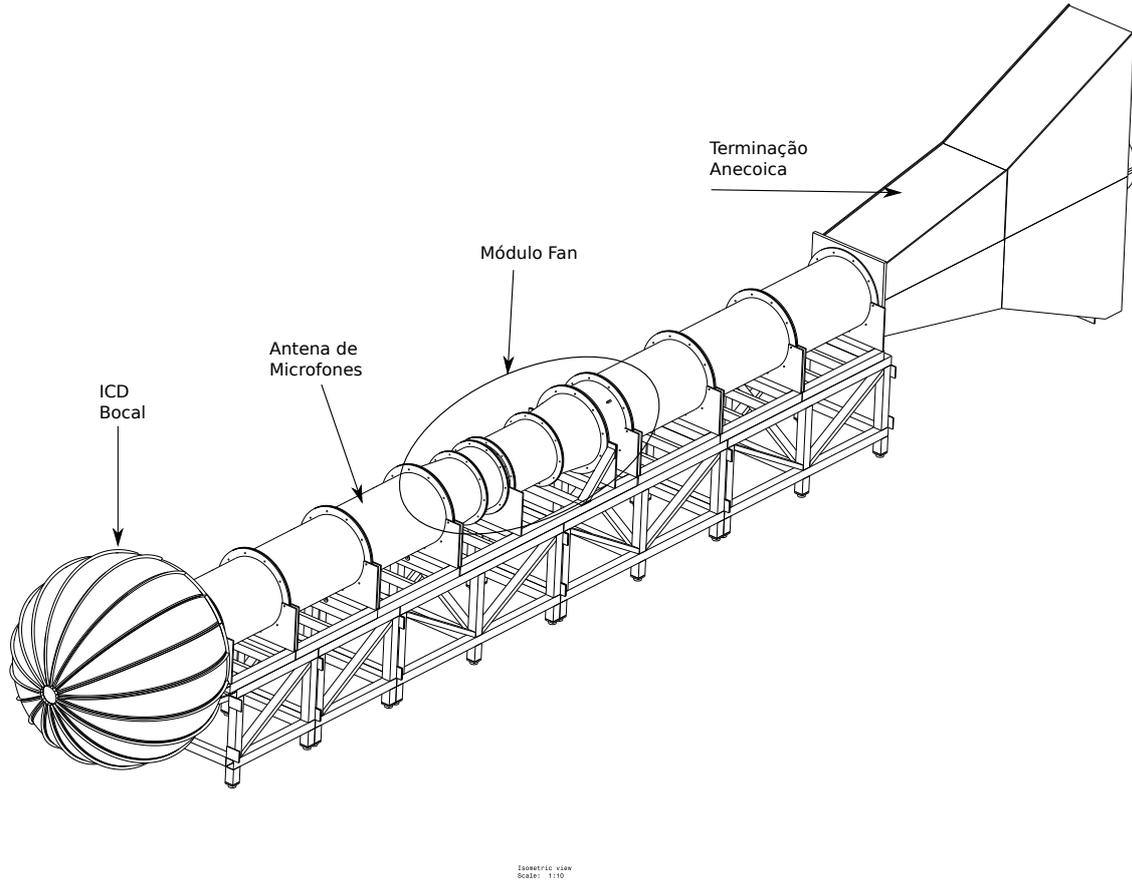
$$p(\mathbf{x}, t) = \int_{-\infty}^{\infty} \int_S Q(\mathbf{y}, \tau) \hat{\mathbf{n}}(\mathbf{y}) \cdot \nabla G(\mathbf{x}, t | \mathbf{y}, \tau) dS(\mathbf{y}) d\tau \quad (3.3)$$

onde  $S$  é a superfície da pá,  $\hat{\mathbf{n}}(\mathbf{y})$  é a direção normal à superfície da pá e  $G(\mathbf{x}, t | \mathbf{y}, \tau)$  é a função de Green considerando a geometria do duto, ou seja, representa a solução modal da propagação dentro do duto. Lowis (2007) primeiro descreve a função de Green para considerar a geometria do duto e depois considera o efeito da rotação da fonte. Aqui vamos primeiro apresentar o efeito da rotação para depois detalhar a função de Green.

Para o problema de fonte estacionária,  $\mathbf{y}(\tau) = (x_s, r_s, \theta_s)$  é uma constante, porém para o problema de fonte rotativa,  $\mathbf{y}(\tau) = (x_s, r_s, \theta_s(\tau))$  visto que, pela geometria do problema, as fontes estão geralmente localizadas em regiões fixas das pás, logo as coordenadas  $x$  e  $r$  das fontes são constantes. A coordenada  $\theta_s(\tau)$  de cada fonte irá girar junto com o rotor, no caso das fontes provindas do rotor, e no caso das fontes originadas no estator,  $\theta_s$  é uma constante. Logo a coordenada fica:

$$\theta_s(\tau) = \tilde{\theta}_s + \Omega\tau \quad (3.4)$$

onde  $\Omega$  é a velocidade rotacional do rotor e  $\tilde{\theta}_s$  é a coordenada angular da fonte num sistema de coordenadas que gira junto com o rotor. Para simplificar a escrita, vamos definir  $\tilde{\mathbf{y}} = (x_s, r_s, \tilde{\theta}_s)$  como as coordenadas da fonte na referência rotativa. Considerando a rotação da fonte, a equação para a propagação da perturbação acústica resulta em:



**Figura 3.9:** Montagem final - Perspectiva.

$$p(\mathbf{x}, t) = \int_{-\infty}^{\infty} \int_S Q(\tilde{\mathbf{y}}, \tau) \hat{\mathbf{n}}(\tilde{\mathbf{y}}) \cdot \nabla \mathbf{G}(\mathbf{x}, \mathbf{t} | x_s, r_s, \tilde{\theta}_s + \Omega\tau, \tau) dS(\tilde{\mathbf{y}}) d\tau \quad (3.5)$$

É importante esclarecer aqui que a intensidade da fonte rotativa está computada na coordenada rotacional pois o efeito da perturbação acústica no microfone está considerada na função de Green. Tal modelo de propagação segue a solução da equação 2.2, que resulta numa solução modal representada pela equação 2.19 considerando o comprimento de onda axial com efeito do escoamento médio.

A definição da função de Green para o problema de fonte rotativa dentro de duto com paredes rígidas é expressa por (Goldstein, 1976):

$$G(\mathbf{x}, t | x_s, r_s, \tilde{\theta}_s + \Omega\tau, \tau) = \sum_{n=1}^{\infty} \sum_{m=-\infty}^{\infty} \frac{\Psi_{m,n}(r) \Psi_{m,n}(r_s)}{\Lambda_{m,n}^2} e^{im(\theta - \tilde{\theta}_s - \Omega\tau)} \int_{-\infty}^{\infty} \frac{e^{i(\omega(t-\tau) - k_{m,n}^{\pm}(x-x_s))}}{\kappa_{m,n}(\omega)} d\omega \quad (3.6)$$

e substituindo a equação 3.6 na equação 3.5, aplicando a transformada de Fourier e reescrevendo:



**Figura 3.10:** Imagem do *fan* montado.

$$p(\mathbf{x}, t) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \int_S Q(\tilde{\mathbf{y}}, \tau) \sum_{m=-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} g_m(\mathbf{y}, x, r, t) e^{im\theta} e^{i\omega t - i(\omega + m\Omega)\tau} d\omega dS(\tilde{\mathbf{y}}) d\tau \quad (3.7)$$

e o termo  $g_m(\mathbf{y}, x, r, t)$  inclui as componentes dos modos sem dependência temporal e considerando o produto escalar entre o gradiente e a normal a  $S(\mathbf{y})$ .

Rearranjando os termos da equação 3.7 pode-se explicitar a integral:

$$\int_{-\infty}^{\infty} Q(\tilde{\mathbf{y}}, \tau) e^{-i(\omega - m\Omega)\tau} d\tau = Q(\tilde{\mathbf{y}}, \omega - m\Omega) \quad (3.8)$$

e a equação 3.7 fica:

$$p(\mathbf{x}, t) = \frac{1}{2\pi} \int_S Q(\tilde{\mathbf{y}}, \omega - m\Omega) \sum_{m=-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} g_m(\tilde{\mathbf{y}}, x, r, \omega) e^{im\theta} e^{i\omega t} d\omega dS(\tilde{\mathbf{y}}) \quad (3.9)$$

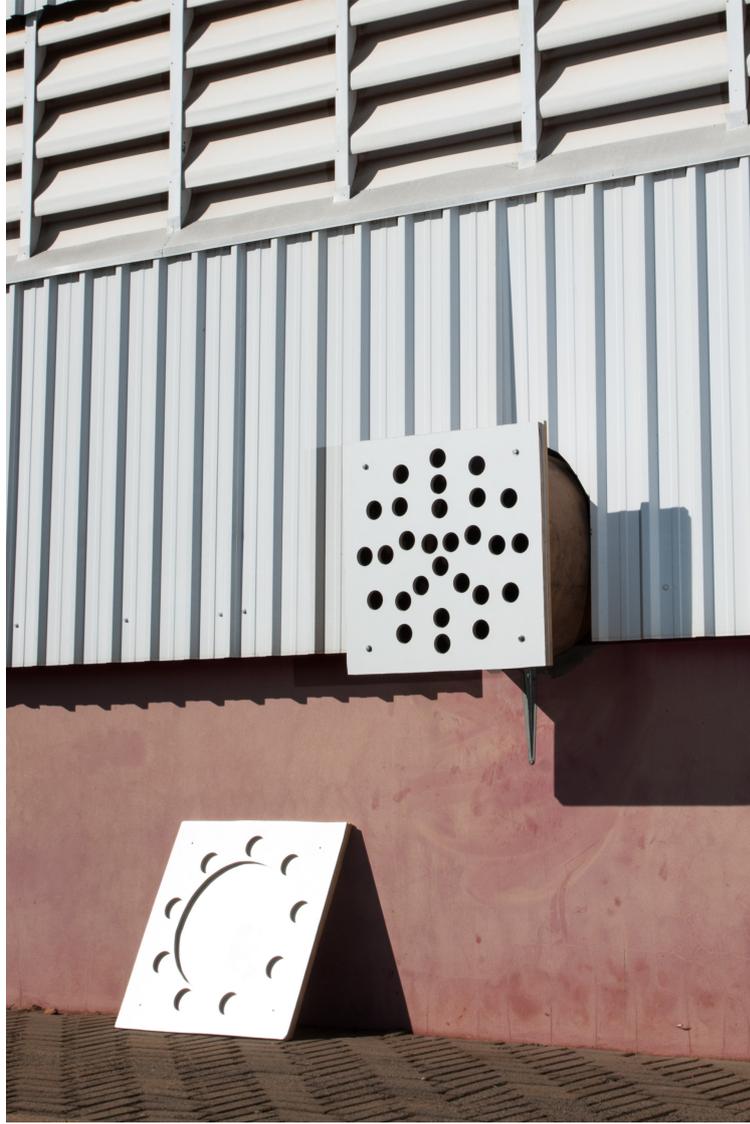
e aplicando a transformada de Fourier:

$$p(\mathbf{x}, t) = \frac{1}{2\pi} \lim_{T \rightarrow \infty} \int_{-T}^T \mathbf{p}(\mathbf{x}, \omega) e^{i\omega t} d\omega \quad (3.10)$$

obtém-se que o nível da pressão acústica para uma determinada frequência sonora:

$$p(\mathbf{x}, \omega) = \int_S \sum_{m=-m_0}^{m_0} Q(\tilde{\mathbf{y}}, \omega - m\Omega) g_m(\tilde{\mathbf{y}}, x, r, \omega) e^{im\theta} dS(\tilde{\mathbf{y}}) \quad (3.11)$$

onde  $m_0$  representa é o maior modo *cut-on*, assumindo que os microfones estão distantes o suficiente para os modos *cut-off* serem desprezados. Para uma determinada frequência de rotação



**Figura 3.11:** Detalhe da *Throttle* usada nos ensaios.

$\Omega$  da fonte, a pressão representada na equação 3.11 pode ser denominada por  $p_{\Omega}(\mathbf{x}, \omega)$  e essa nomenclatura será adotada na sequência do desenvolvimento.

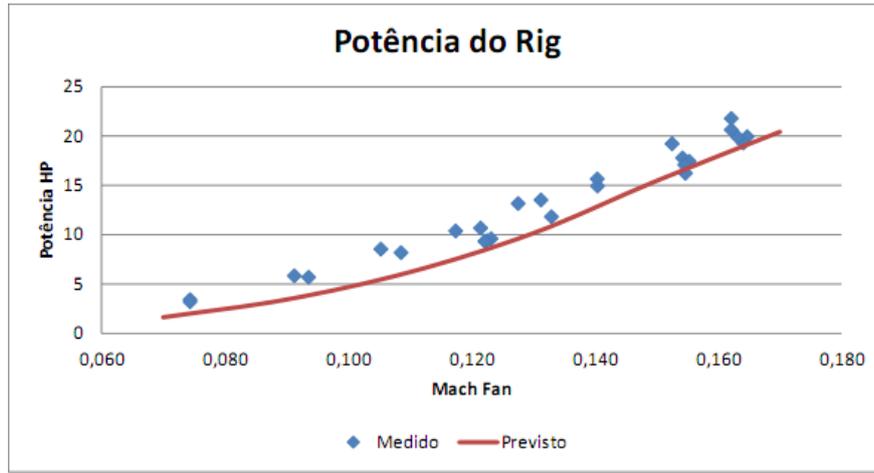
O parâmetro  $g_m(\tilde{y}, x_s, r_s, \omega)$  fica:

$$g_m(\tilde{y}, x_s, r_s, \omega) = \frac{1}{2} \sum_{n=0}^{\infty} \left[ -k_{m,n}^{\pm} \cos(\alpha) + \frac{m}{r_s} \text{sen}(\alpha) \right] \frac{\Psi_{m,n}(r) \Psi_{m,n}(r_s) e^{-ik_{m,n}^{\pm}(x-x_s)}}{\Lambda_{m,n}^2 \kappa_{m,n}(\omega)} \quad (3.12)$$

onde  $\Lambda_{m,n}^2$  é uma normalização do modo definida para o caso de duto cilíndrico como:

$$\Lambda_{m,n}^2 = \begin{cases} |J_m(\mu_{m,n})|^2 & \text{p/ } m = 0 \text{ e } n = 0 \\ \left(1 - \frac{m^2}{\mu_{m,n}^2}\right) |J_m(\mu_{m,n})|^2 & \text{p/ } m \neq 0 \text{ e } n \neq 0 \end{cases} \quad (3.13)$$

O parâmetro  $\kappa_{m,n}(\omega)$  é definido por:



**Figura 3.12:** Potência necessária prevista para o motor

$$\kappa_{m,n} = \frac{\omega}{c_0} \sqrt{1 - \left( \frac{\mu_{m,n} c_0}{\omega r_d} \right)^2 (1 - Ma_0^2)} \quad (3.14)$$

$$k_{m,n}^{\pm} = \frac{\omega}{c_0(1 - Ma_0^2)} \left[ Ma_0 \pm \sqrt{1 - \left( \frac{\mu_{m,n} c_0}{\omega r_d} \right)^2 (1 - Ma_0^2)} \right] \quad (3.15)$$

### 3.2.2 Definição do *Beamforming*

Até o momento, foi apresentado o modelo de propagação das perturbações acústicas dentro do duto do motor aeronáutico, derivando o modelo considerando a rotação da fonte do tipo dipolo. Com esse modelo, pode-se agora definir o sinal de *beamforming*, da forma:

$$b(\tilde{\mathbf{y}}_b, \Omega, \omega) = \mathbf{w}^H(\tilde{\mathbf{y}}_b, \mathbf{x}, \Omega, \omega) p_{\Omega}(\mathbf{x}, \omega) \quad (3.16)$$

onde  $p_{\Omega}$  é o vetor de pressões modificadas, medidas pelos microfones localizados nas coordenadas  $\mathbf{x} = [x_1, x_2, \dots, x_N]^T$ ,  $\tilde{\mathbf{y}}_b$  é a coordenada da fonte candidata do *beamforming* na coordenada em rotação e  $w$  é o vetor de pesos complexos. Dessa forma essa equação está em rotação em relação ao eixo do duto.

Agora, para definir o vetor de pesos, deve-se assumir que caso existam fontes sonoras fora da região candidata, seus efeitos no sinal de *beamforming* são desprezíveis. Com isso, define-se o vetor de pressões medidas pelos microfones, devido a única fonte localizada na posição  $\tilde{\mathbf{y}}$ , com intensidade  $Q(\tilde{\mathbf{y}}, \omega)$ , já nas coordenadas rotativas, como:

$$p_{\Omega}(\mathbf{x}, \omega) = Q(\tilde{\mathbf{y}}, \omega) g_{\Omega}(\tilde{\mathbf{y}}, \mathbf{x}, \Omega, \omega) \quad (3.17)$$

onde  $g_{\Omega}$  é chamado de *steering vector*, definido por:

$$g_{\Omega}^T(\tilde{\mathbf{y}}, \mathbf{x}, \Omega, \omega) = [G_{\Omega}(\tilde{\mathbf{y}}, \mathbf{x}_1), G_{\Omega}(\tilde{\mathbf{y}}, \mathbf{x}_2), \dots, G_{\Omega}(\tilde{\mathbf{y}}, \mathbf{x}_N)] \quad (3.18)$$

onde as coordenadas  $\mathbf{x}_i$  são as coordenadas dos microfones,  $G_{\Omega}$  é a função de Green para fonte rotativa. Vale lembrar que existe a dependência com  $\omega$ , mas aqui essa dependência foi omitida por brevidade. Lowis (2007) demonstra que para obter o melhor resultado para o sinal *beamforming* o vetor de pesos adotado deve ser:

$$\mathbf{w}(\tilde{\mathbf{y}}, x, \Omega) = (g_{\Omega}^H(\tilde{\mathbf{y}}, x, \Omega)g_{\Omega}(\tilde{\mathbf{y}}, x, \Omega))^{-1}g_{\Omega}(\tilde{\mathbf{y}}, x, \Omega) \quad (3.19)$$

### 3.2.3 Análise Modal Utilizando *Beamforming*

Para obter a decomposição modal do campo acústico utilizando a técnica de *beamforming*, Caldas (2016) considera que o *steering vector* pode ser escrito como uma combinação linear de vetores modais, assim a solução do *beamforming* pode ser decomposta em mapas dos modos. Assim com os vetores e a solução do *beamforming*, computa-se a decomposição modal do campo acústico do duto.

## 3.3 Estimador Espectral: Welch

A técnica de *Beamforming* descrita na seção 3.2.1 é definida no domínio da frequência, assim sendo, o sinal da pressão deve ser processado para se computar seu espectro. Como parte desse processamento aplica-se, neste trabalho, o mesmo estimador espectral utilizado por Caldas (2016). Tal técnica, chamada de estimador de Welch, é utilizada devido à natureza estocástica do ruído aeroacústico (Caldas, 2016 apud Farassat et al., 2001, p. 38). Para maiores detalhes e mais referências, consultar (Caldas, 2016).

A utilização do estimador no processamento dos dados deste trabalho é aplicado com as seguintes características:

- Tempo de amostragem: 30 segundos;
- Taxa de amostragem: 51200;
- Tipo de média: Aritmética;
- Janelamento: Hanning;
- Amostras por Bloco: 2048;
- Sobreposição entre blocos: 50%.

sendo que o número de blocos utilizados dependeu do tamanho da amostra do sinal, de forma a utilizar todas as amostras.

O estimador espectral é aplicado no conjunto de microfones utilizados da antena. Como resultado, o estimador fornece a matriz de correlação espectral entre os microfones, sendo assim a diagonal da matriz o auto-espectro nos microfones. Para o processamento do *beamforming* a correlação entre os microfones é aplicada, porém, para o processamento do ruído no duto, a média dos auto-espectros é aplicado.

## 3.4 Bateria de Ensaios

As seções 4.1.1 e 4.2 deste trabalho fundamentam-se nos dados empíricos obtidos em dois diferentes ensaios: um feito no AAPL e outro feito no Rig de Fan descrito na seção 3.1.

### 3.4.1 Ensaios AGO-2014: NASA Glenn

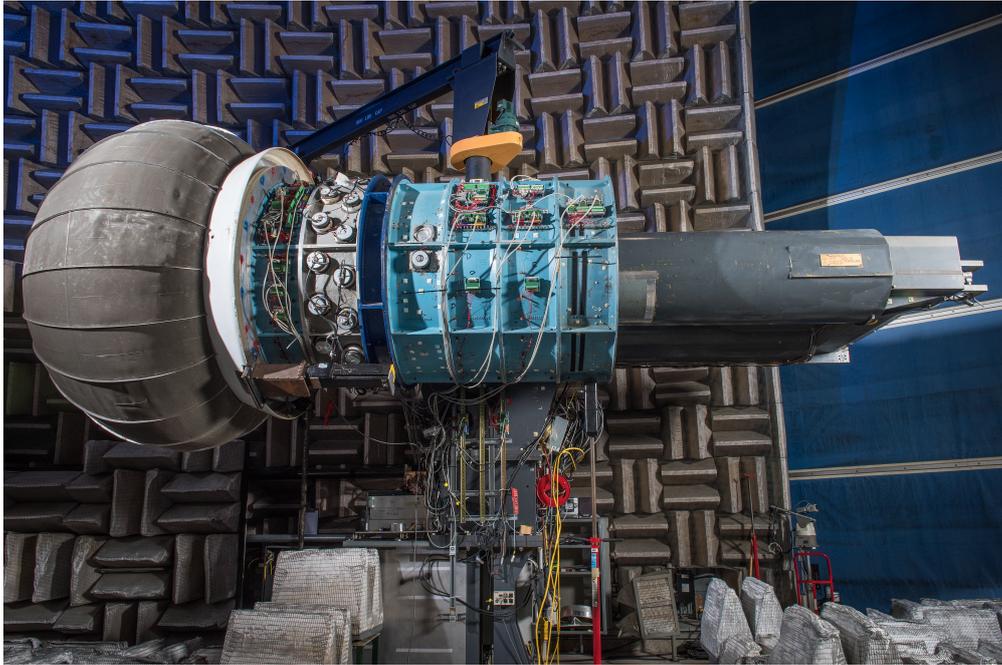
O também chamado ANCF (*Advanced Noise Control Fan*) é uma bancada de testes aeroacústicos para ruído de motores aeronáuticos. Ao longo de sua história, inúmeras técnicas de redução de ruído e experimentais foram testadas nele (Sutliff, 2016).

A bancada é composta por um duto curto com  $1.22m$  de diâmetro no fan,  $0.457m$  de diâmetro no *hub* na região do fan e  $0.61m$  de diâmetro de *hub* depois do estator. O fan é composto de 16 pás e o estator de 14 pás, sendo que a geometria do Rig de Fan da EESC é um modelo em escala da geometria do ANCF. A rotação do ANCF atinge valores até  $2000rpm$  e Mach Axial de 0.13. A bancada é mostrada na Figura 3.13 e suas dimensões estão na Figura 3.14. Na foto a estrutura cinza é a ICD da bancada, utilizada com o mesmo objetivo da ICD do Rig de Fan.

As medições utilizadas neste trabalho foram feitas usando microfones montados na antena de parede, que consiste de 3 anéis contendo 30 microfones cada. Os microfones são espaçados igualmente ao longo dos anéis e tal distribuição está apresentadas na Figura 3.15, onde os círculos menores representam as posições dos microfones, os três círculos maiores representam os anéis da antena e os pontos no plano vertical à direita representam os pontos no plano focal utilizado para a análise por *beamforming*. As coordenadas dos microfones estão na Tabela C.1 do apêndice C.

72 casos foram medidos na bateria de ensaios, sendo os casos utilizados neste trabalho apresentados na Tabela 3.1.

O ensaio feito no ANCF visou à validação do código de *beamforming* e decomposição modal desenvolvido por Caldas (2016) e por isso uma antena rotativa (Sutliff, 2005) foi utilizada junto com a antena de parede apresentada na Figura 3.15. Na tabela o comentário *Not-Synched* é relativo ao fato do controle de posição da antena rotativa estar dessincronizada com a posição do *fan*. Para maiores detalhes sobre a antena, consultar Sutliff (2005).

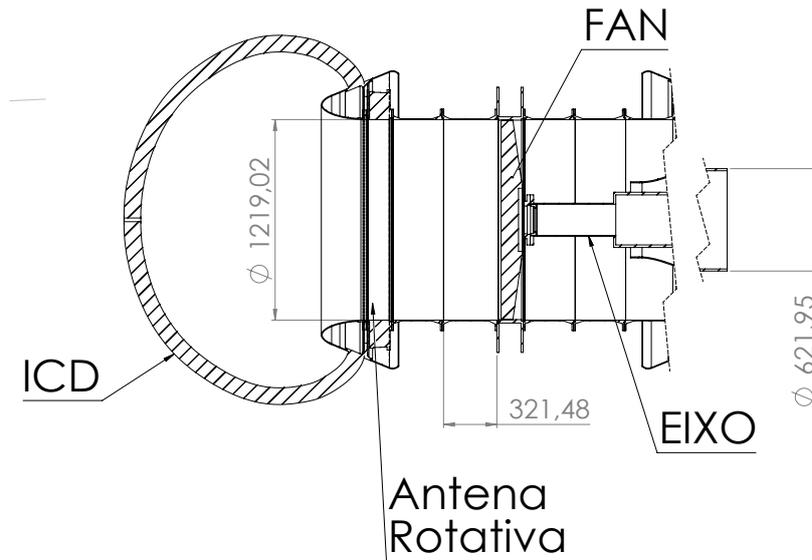


**Figura 3.13:** ANCF

**Tabela 3.1:** Matriz de Ensaio ANCF

Teste	RPM	Temp (F)	Hora	Comentário
01	2000	73,6	8:03	
02	1900	73,5	8:06	
03	1800	73,5	8:08	
04	1700	73,5	8:09	
05	1600	73,5	8:10	
06	1500	73,5	8:12	
07	1400	73,6	8:13	
08	2000	74,0	8:31	Not-Synched
09	2000	74,2	8:43	
10	1900	74,3	8:46	
11	1800	74,4	8:49	
12	1700	74,5	8:51	
13	1600	74,7	8:54	
14	1500	74,7	8:56	
15	1400	74,8	8:58	

A velocidade axial do escoamento é obtida por meio de uma relação com a rotação. No estudo Richard F. Bozak (2009) foi caracterizada a relação entre rotação do *fan* e Mach Axial e ela é definida pela Tabela 3.2.



**Figura 3.14:** Dimensões ANCF

**Tabela 3.2:** Relação de Mach axial para o ANCF

<i>RPM</i>	<i>Mach<sub>axial</sub></i>
2000	0.130
1800	0.115
1600	0.100
1400	0.085

### 3.4.2 Ensaios JUL-2016: EESC-USP

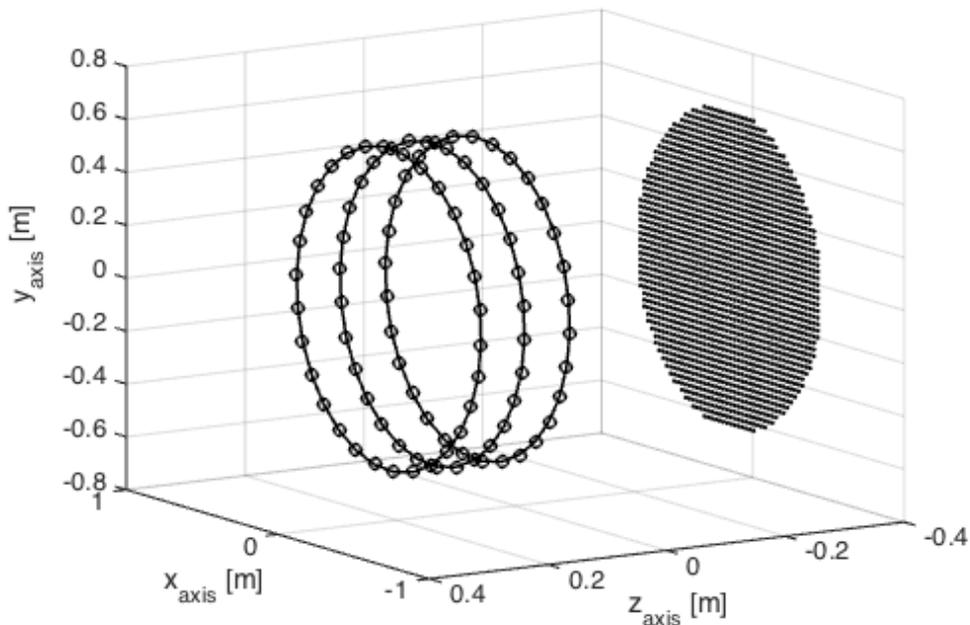
O principal objetivo dos ensaios de julho de 2016 utilizando o Rig de Fan, descrito na seção 3.1, é a obtenção de dados paramétricos sobre o comportamento do ruído de *fan*. Para isso, três parâmetros foram alterados: o carregamento aerodinâmico, a distância entre o rotor e o estator (RSS) e a rotação do rotor.

A RSS foi modificada utilizando uma extensão do eixo de transmissão e uma extensão do *hub*. As distâncias testadas são definidas em percentual da corda do rotor e são: 43%, 95% e 148%. A variação do carregamento é feita utilizando o *Throttle*. Aqui o bloqueio também é definido em percentual, porém em área bloqueada, sendo as configurações de *throttle* testadas: 0%, 24,3%, 37,7% e 52,2%.

Durante os ensaios, além da instrumentação acústica, foi utilizada instrumentação aerodinâmica e meteorológica. A matriz de ensaio e os registros estão apresentados nas Tabelas 3.3-3.5.

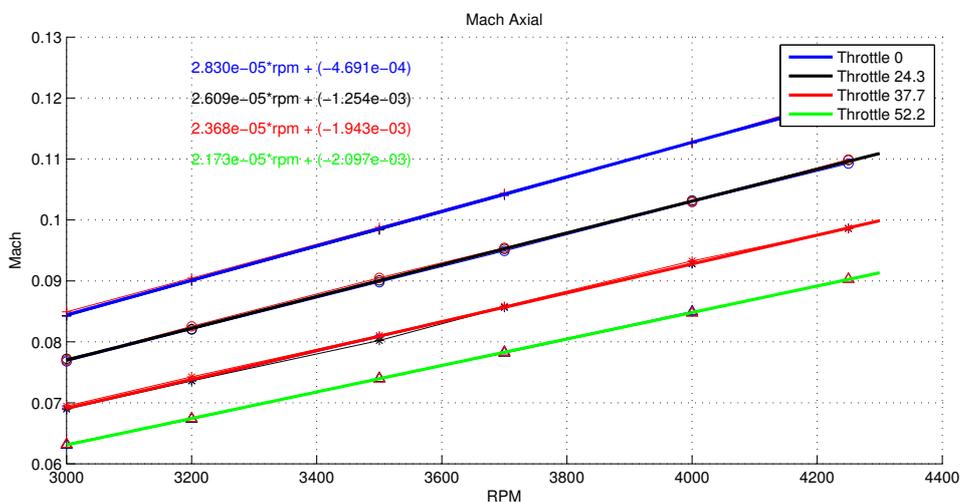
A análise feita na seção 4.1.4 mostrou que apenas um espectro é necessário para representar o ruído do duto sem perdas de generalidade. Logo apenas 12 microfones são utilizados como instrumentação acústica. Os microfones foram distribuídos nos 3 anéis de forma uniforme.

O processamento dos dados aerodinâmicos permite obter uma relação entre Mach Axial e RPM para cada configuração da *throttle*, assim como utilizado no ANCF. Uma regressão linear



**Figura 3.15:** Antena de Microfones do ANCF (Caldas, 2016)

foi aplicada para fornecer uma relação entre os parâmetros e os resultados estão apresentados na Figura 3.16.



**Figura 3.16:** Relação entre Mach Axial e RPM para o RIG de FAN

Nota-se a coerência dos resultados, visto que o aumento no bloqueio reduz a velocidade axial do escoamento no Rig de Fan. Também é interessante notar que a inclinação da reta tende a diminuir com o aumento do bloqueio, ou seja, para *throttle* menos poroso a queda no Mach axial é proporcionalmente maior nas altas rotações em comparação a *throttle* mais poroso. Outra forma de observar o efeito do bloqueio na velocidade do escoamento é pela redução na razão de avanço (J) do *fan* com o bloqueio do escoamento. Essa medida relaciona o quanto um rotor avança no

**Tabela 3.3:** Matriz de ensaio - JUL-2016

Teste	RPM	Temp (oC)	Umidade (%)	P amb (hPa)	P diff (Pa)	Corrente (A)	RSS/c	Throttle (%)
1	4250	22.9	33	922	513	21.8	0.43	0.0
2	4000	23.0	32	922	457	18.3	0.43	0.0
3	3700	23.0	32	922	390	14.6	0.43	0.0
4	3500	23.0	32	922	349	12.5	0.43	0.0
5	3200	23.1	32	922	292	10.6	0.43	0.0
6	3000	23.1	32	922	256	9.1	0.43	0.0
7	4250	23.1	32	922	430	25.9	0.43	24.3
8	4000	23.1	32	922	382	21.7	0.43	24.3
9	3700	23.1	32	922	325	17.3	0.43	24.3
10	3500	23.1	32	922	291	16.2	0.43	24.3
11	3200	23.2	32	922	243	12.8	0.43	24.3
12	3000	23.2	32	922	213	10.7	0.43	24.3
13	4250	23.2	31	922	351	29.5	0.43	37.7
14	4000	23.2	31	922	311	24.6	0.43	37.7
15	3700	23.2	31	922	265	19.9	0.43	37.7
16	3500	23.2	31	922	236	18.1	0.43	37.7
17	3200	23.2	31	922	196	14.1	0.43	37.7
18	3000	23.2	31	922	173	11.8	0.43	37.7
19	4000	23.1	31	922	261	28.4	0.43	52.2
20	3700	23.0	31	922	222	22.3	0.43	52.2
21	3500	23.0	31	922	198	18.8	0.43	52.2
22	3200	23.0	31	922	164	14.5	0.43	52.2
23	3000	23.0	31	922	144	12.2	0.43	52.2
39	4250	18.6	34	924	522	22.2	0.95	0.0

escoamento para cada volta completa, sendo essa distância é adimensionalizada pelo diâmetro do rotor. Os cálculos da razão de avanço para o RIG estão apresentados na Figura 3.17

No gráfico, cada cor representa uma configuração de *throttle* e os testes com mesma RSS estão agrupados como indicado pelas setas. Nota-se que a RSS não tem efeito significativo na razão de avanço do rotor e os valores médios de J para cada bloqueio estão apresentados na legenda. As quedas nas inclinações das regressões na Figura 3.16 são consequência da queda na razão de avanço observada na Figura 3.17.

Na Figura 3.18 estão apresentados os ângulos de passo, na ponta da pá, calculados para os pontos de operações ensaiados. Nota-se que os valores se mantêm para uma mesma configuração de *throttle* sem sofrer influência do RSS. A tendência é de redução do valor do passo quando aumenta o bloqueio ao escoamento, isso significa que a incidência do escoamento na pá está aumentando, visto que a incidência geométrica da ponta da pá é aproximadamente  $23^\circ$  na referência adotada para o calculo do passo. Ou seja, sem bloqueio o ângulo de ataque real é aproximadamente  $3^\circ$  e no máximo bloqueio  $8^\circ$ . Esse aumento de ângulo de ataque está de acordo com a redução do avanço observado no gráfico da Figura 3.17.

**Tabela 3.4:** Matriz de ensaio Cont. - JUL-2016

Teste	RPM	Temp (oC)	Umidade (%)	P amb (hPa)	P diff (Pa)	Corrente (A)	RSS/c	Throttle (%)
40	4000	18.5	34	924	461	18.2	0.95	0.0
41	3700	18.4	34	924	395	15.0	0.95	0.0
42	3500	18.4	34	924	352	12.9	0.95	0.0
43	3200	18.4	34	924	295	10.2	0.95	0.0
44	3000	18.3	34	924	259	8.7	0.95	0.0
45	4250	18.2	34	923	438	27.2	0.95	24.3
46	4000	18.2	34	923	387	23.6	0.95	24.3
47	3700	18.2	34	923	330	19.2	0.95	24.3
48	3500	18.2	35	923	295	16.5	0.95	24.3
49	3200	18.3	35	923	245	12.9	0.95	24.3
50	3000	18.3	35	923	217	11.0	0.95	24.3
51	4250	18.5	35	923	353	30.0	0.95	37.7
52	4000	18.6	35	923	313	25.3	0.95	37.7
53	3700	18.6	35	923	267	20.3	0.95	37.7
54	3500	18.6	35	923	234	17.4	0.95	37.7
55	3200	18.7	35	923	197	13.6	0.95	37.7
56	3000	18.8	35	923	173	12.1	0.95	37.7
58	4250	18.9	35	923	296	31.3	0.95	52.2
59	4000	19.0	35	923	261	26.0	0.95	52.2
60	3700	19.0	35	923	222	21.0	0.95	52.2
61	3500	19.1	35	923	199	19.1	0.95	52.2
62	3200	19.1	35	923	165	15.0	0.95	52.2
63	3000	19.2	35	923	145	12.5	0.95	52.2
76	4250	19.9	38	926	524	21.2	1.48	0.0
77	4000	19.8	38	926	460	18.3	1.48	0.0

**Tabela 3.5:** Matriz de ensaio Cont. - JUL-2016

Teste	RPM	Temp (oC)	Umidade (%)	P amb (hPa)	P diff (Pa)	Corrente (A)	RSS/c	Throttle (%)
78	3700	19.7	38	926	395	15.0	1.48	0.0
79	3500	19.7	38	926	354	12.7	1.48	0.0
80	3200	19.6	38	926	297	10.2	1.48	0.0
81	3000	19.6	38	926	262	8.7	1.48	0.0
88	4250	19.4	39	925	437	26.7	1.48	24.3
89	4000	19.4	39	925	384	23.2	1.48	24.3
90	3700	19.3	39	925	330	18.9	1.48	24.3
91	3500	19.3	39	925	297	16.3	1.48	24.3
92	3200	19.4	40	925	247	12.7	1.48	24.3
93	3000	19.4	40	925	215	10.7	1.48	24.3
94	4250	19.4	40	925	352	29.7	1.48	37.7
95	4000	19.4	40	925	315	24.9	1.48	37.7
96	3700	19.5	40	925	267	20.1	1.48	37.7
97	3500	19.5	40	925	238	18.0	1.48	37.7
98	3200	19.5	40	925	200	14.1	1.48	37.7
99	3000	19.5	40	925	175	11.9	1.48	37.7
100	4250	19.6	40	925	295	32.2	1.48	52.2
101	4000	19.7	40	925	260	26.6	1.48	52.2
102	3700	19.7	40	925	222	22.7	1.48	52.2
103	3500	19.7	40	925	198	19.3	1.48	52.2
104	3200	19.7	40	925	165	15.0	1.48	52.2
105	3000	19.8	40	925	145	12.6	1.48	52.2

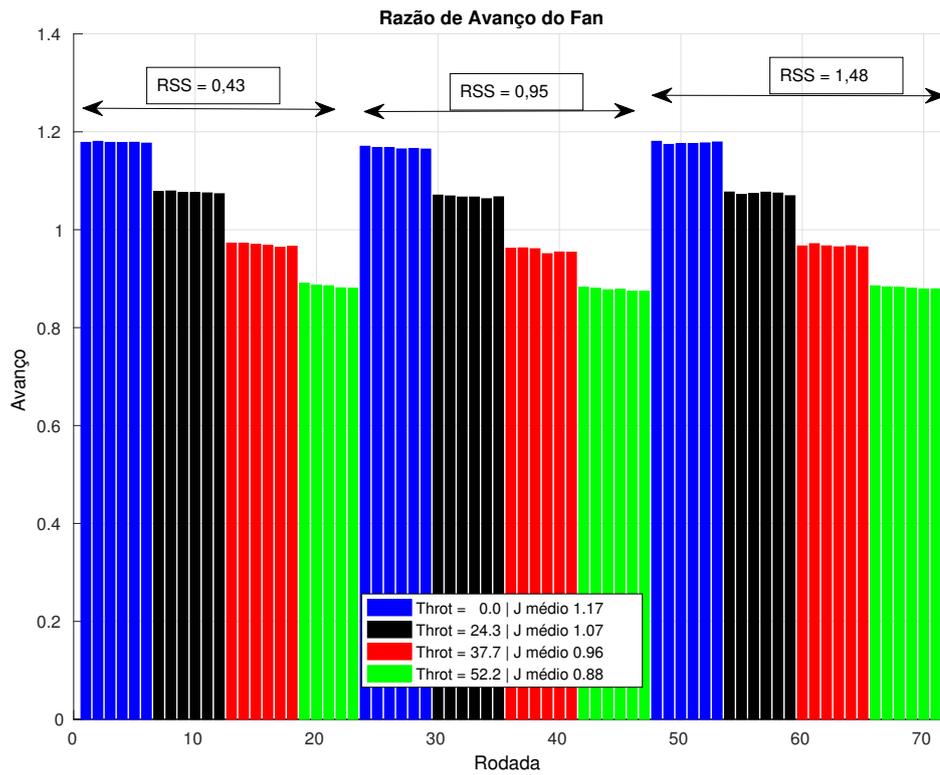


Figura 3.17: Razão de avanço

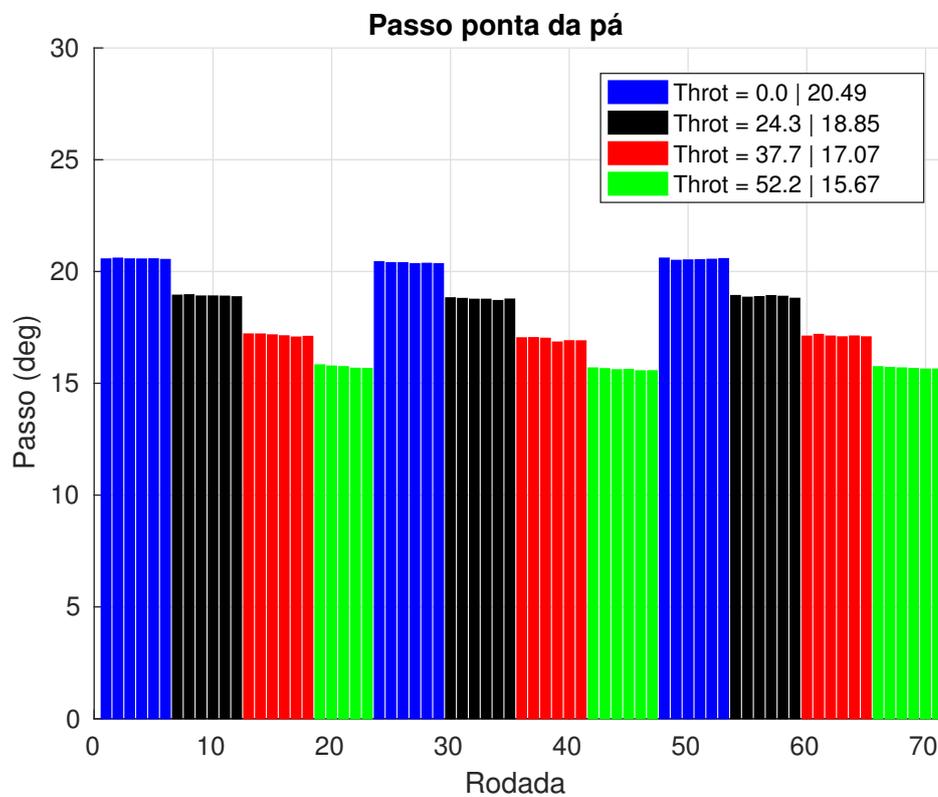


Figura 3.18: Passo na ponta da pá

---

## Metamodelo

---

Muitos problemas de engenharia possuem solução lastreada em modelos computacionais de alto custo e o tempo necessário para sua solução, mesmo nos computadores mais potentes, podem chegar a semanas. Em ambientes de projeto e produção, tal tempo para solução pode tornar inviável a utilização de tais ferramentas. Por outro lado, modelos experimentais podem ser caros de se fabricar e testar, além de não fornecerem informações em todo o domínio, de forma contínua.

Visando mitigar essas desvantagens, modelos simplificados podem ser desenvolvidos baseados num banco de dados, ou amostragem, de soluções obtidas pelos modelos computacionais ou experimentais. Esses modelos baseados em um outro modelo são chamados de metamodelos (Li & Sudjianto, 2005). O conceito de um metamodelo é utilizar uma técnica computacional, de baixo custo, para aproximar o modelo base de alto custo, acelerando assim processos de otimização ou de projeto. Por outro lado, o desenvolvimento de um metamodelo permite a extração de informação e análise do comportamento do problema modelado (Forrester et al., 2008).

O uso de metamodelos para reduzir o custo computacional já é muito aplicado em engenharia e muitos são os exemplos. Uma técnica de regressão utilizando parâmetros estatísticos, chamada Kriging, junto com diferenciação evolutiva já foi aplicada em projeto multidisciplinar de hélices (Marinus et al., 2011). Ghoreyshi et al. (2009) utiliza a regressão Kriging para aproximar as tabelas aerodinâmicas utilizadas para previsão da dinâmica de voo em projeto conceitual. Caixeta (2011) utilizou um metamodelo em redes neurais para uma otimização multiobjetivo e multidisciplinar de asas flexíveis. Giacché et al. (2011) otimizou o conjunto estator de um motor *turbofan* utilizando uma otimização multi-objetiva onde as simulações numéricas são aproximadas por uma interpolação Kriging.

Das várias técnicas utilizadas para desenvolver um metamodelo, neste trabalho foi adotada a técnica de regressão baseada em verossimilhança estatística, chamada Kriging, descrita na seção 4.3. Para aplicar a regressão ao problema de ruído uma parametrização do espectro é proposta e apresentada na seção 4.1.

## 4.1 Proposta de parametrização do espectro

Para se definir a parametrização do espectro, uma primeira proposta, descrita e testada na seção 4.1.1, visa modelá-lo para cada modo acústico. Essa abordagem visa fornecer um modelo com detalhes suficientes para um posterior estudo de propagação do ruído em dutos com tratamento acústico (*liners*) e de radiação para campo distante. Uma segunda proposta, utilizada no desenvolvimento do modelo, está apresentada na seção 4.2 e parametriza o ruído do auto-espectro medido na parede interna do duto (*in-duct*).

### 4.1.1 Parametrização do espectro modal: *Flat*

Assim como descrito na seção 2.4, o método de Heidmann aproxima o espectro da banda larga por uma função gaussiana centrada na frequência  $2.5f_b$  e tal função se ajusta bem às observações de campo distante utilizadas para definir tal método, pois considera um decaimento nas baixas e nas altas frequências.

Entretanto as observações da pressão, feitas na superfície das pás da estator por Raffy et al. (1978) e Lewy et al. (1992), motivaram a aproximação do espectro proposto no trabalho Lewy (2007) considerando o PSD (*Power Spectral Density*) constante até uma determinada frequência e um decaimento nas altas frequências. Esse comportamento, mostrado na Figura 4.1, também é observado nos dados obtidos nos ensaios descritos na seção 3.4.1.

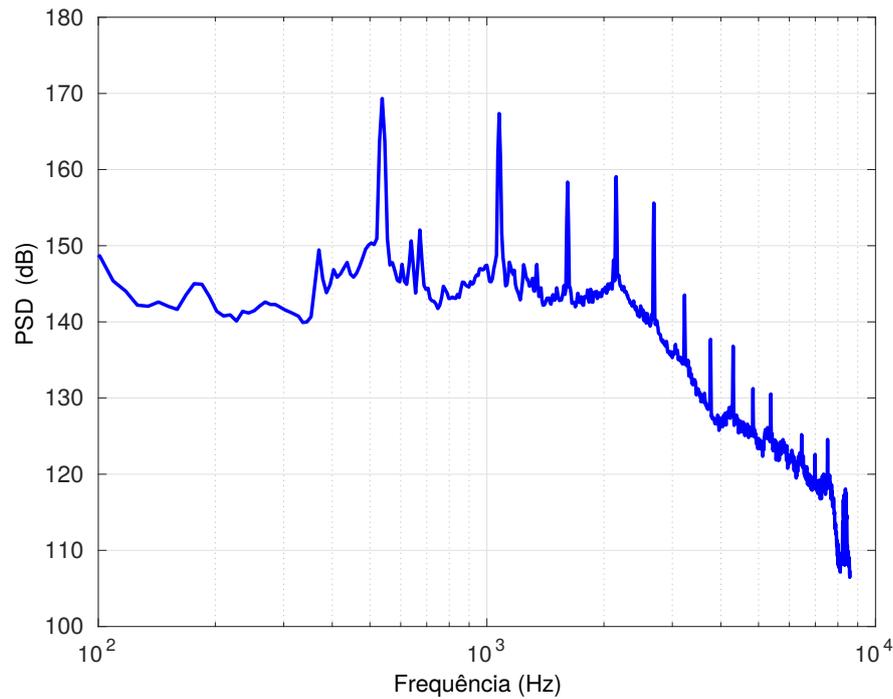
Diferente do proposto por Lewy, aqui se propõem uma função contínua com o comportamento constante nas baixas frequências e com o decaimento nas altas. Tal função é definida por:

$$BB_f(f) = L_p + A_f \ln \left( 1 - e^{-\left(\frac{f}{f_t}\right)^p} \right) \quad (4.1)$$

onde  $L_p$  é o nível do PSD na porção plana do espectro,  $f_t$  é a frequência onde ocorre a transição entre as porções plana e o decaimento e os parâmetros  $A_f$  e  $p$  são parâmetros de escala e forma, respectivamente. Em comparação, a função gaussiana é definida por

$$BB_g(f) = L_p - A_g [\ln(f) - B_g]^2 \quad (4.2)$$

onde  $A_g = \frac{5}{\ln(\sigma_b)^2}$  e  $B_g = \ln(f_b)$ .  $L_p$  é o nível máximo para o PSD,  $f_b$  é a frequência de centro do espectro da gaussiana, adotada como a BPF no estudo desta seção, e  $\sigma_b$  é o desvio padrão e representa o fator de escala tornando a gaussiana mais alargada ou estreita.



**Figura 4.1:** Média dos espectros modais. Dados do ensaio AGO-2014, rotação 2000 RPM

Como uma forma alternativa também é proposta a combinação entre as equações 4.1 e 4.2, aqui chamada de combinada, definida pela equação:

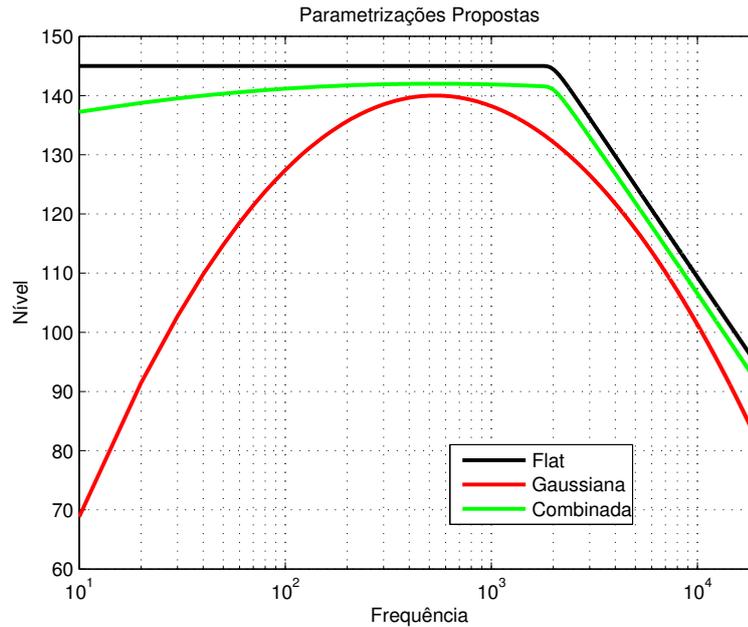
$$BB_{fg}(f) = L_p + A_f \ln \left[ 1 - \exp \left( - \left( \frac{f_t}{2f} \right)^p \right) \right] - A_g [\ln(f) - B_g]^2 \quad (4.3)$$

Por conveniência, o termo constante é representado por  $L_p$ . As 3 propostas estão ilustradas na Figura 4.2.

### 4.1.2 Ajuste de Curva para o Espectro

O processo de ajuste fino dos parâmetros das curvas (Gaussiana, Flat ou a Combinada) foi desempenhado utilizando a técnica de mínimos quadrados (Ruggiero & Lopes, 1996). Assim o ajuste é feito de forma objetiva, sem interferência de operador externo e também pode ser feito aplicando limitantes superiores e inferiores aos valores dos parâmetros. Nos resultados chamados de limitados, os parâmetros ajustados por mínimos quadrados foram limitados de acordo com a Tabela 4.1 e nos resultados chamados de não limitados, nenhum limite foi adotado. Os testes da parametrização *flat* são aplicados nos espectros modais dos dados do ensaio AGO-2014 com rotação 2000 rpm.

Os resultados dos ajustes aplicados à curva da média dos espectros dos modos podem ser observados na Figura 4.3 e os valores dos parâmetros são apresentados na Tabela 4.2. No gráfico pode-se notar que o ajuste não limitado obteve um comportamento mais plano que o limitado, para a solução combinada. Na tabela nota-se que  $f_t$  é maior no caso não limitado e o valor para  $p$  é



**Figura 4.2:** Curvas propostas

**Tabela 4.1:** Limitantes superior e inferior para o ajuste

	$L_p$	$A_f$	$p$	$f_t$	$A_g$
Superior	50	0.1	0.01	500	0.01
Inferior	200	9	20	6000	10

muito maior que no caso limitado. Também pode-se notar no gráfico e na tabela que o uso da gaussiana na parametrização combinada tem efeito desprezível para o caso não limitado.

**Tabela 4.2:** Parâmetros ajustados à média dos espectros (Figura 4.3)

	Caso	$L_p$	$A_f$	$p$	$f_t$	$A_g$
Ilimitado	Flat	145.35	1.51	14.76	1009.8	-
Limitado	Flat	147.27	9.0	2.0	756.11	-
Ilimitado	Gaussiana	148.74	-	-	-	4.50
Limitado	Gaussiana	148.74	-	-	-	4.5
Ilimitado	Combinada	145.66	1.42	14.72	1013.0	0.31
Limitado	Combinada	147.6	9.0	2.0	1060.1	1.16

Nas Figuras 4.4 e 4.5 estão apresentados os ajustes aplicados nas médias dos espectros dos modos com mesma ordem azimutal ( $m$ ), no caso  $m = 1$  e  $m = -3$ . Novamente nota-se que os resultados não limitados possuem um comportamento mais plano nas baixas frequências. Por outro lado, nesses exemplos, a parametrização combinada representou aumentos no espectro nas baixas frequências. No caso dos modos ilustrados nas 4.4 e 4.5 o comportamento plano nas baixas frequências não é tão acentuado e o ajuste utilizando a gaussiana parece se ajustar melhor.

A Tabela 4.3 mostra os parâmetros ajustados para o modo  $m = 1$  e a Tabela 4.4 para o modo  $m = -3$ . Nota-se nos resultados dos modos  $m = 1$  e  $m = -3$  que, para uma mesma ordem  $m$ , os

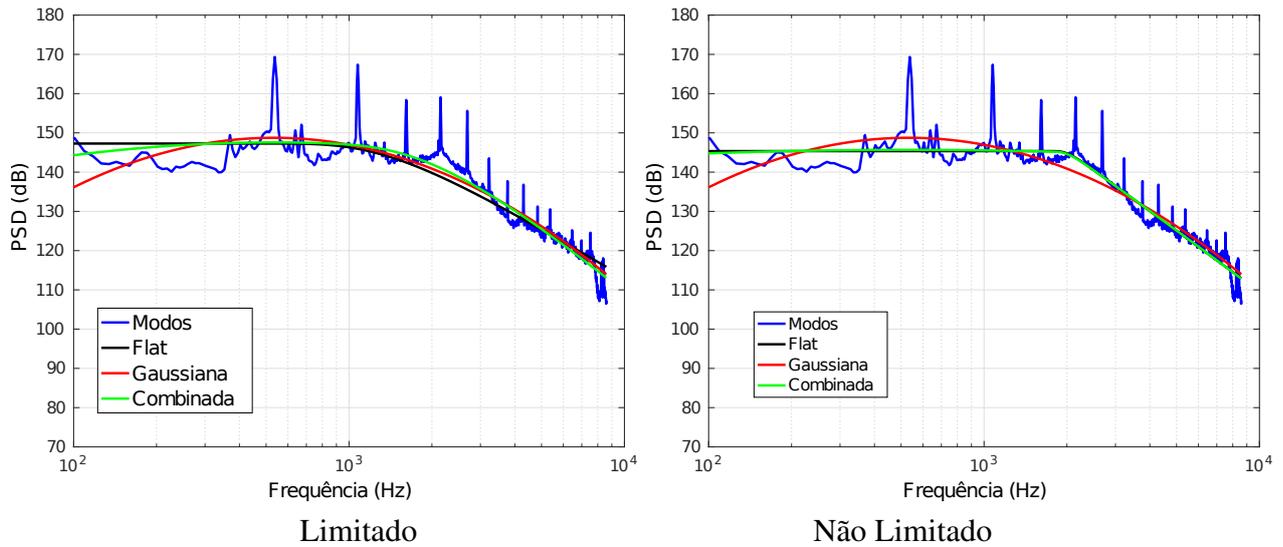


Figura 4.3: Ajuste aplicado à média dos espectros.

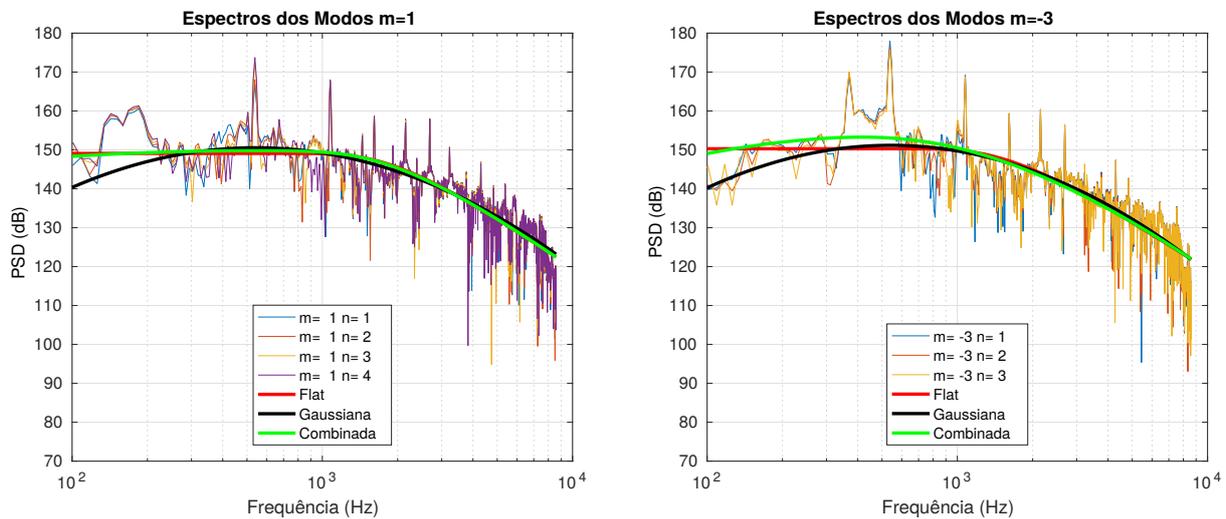
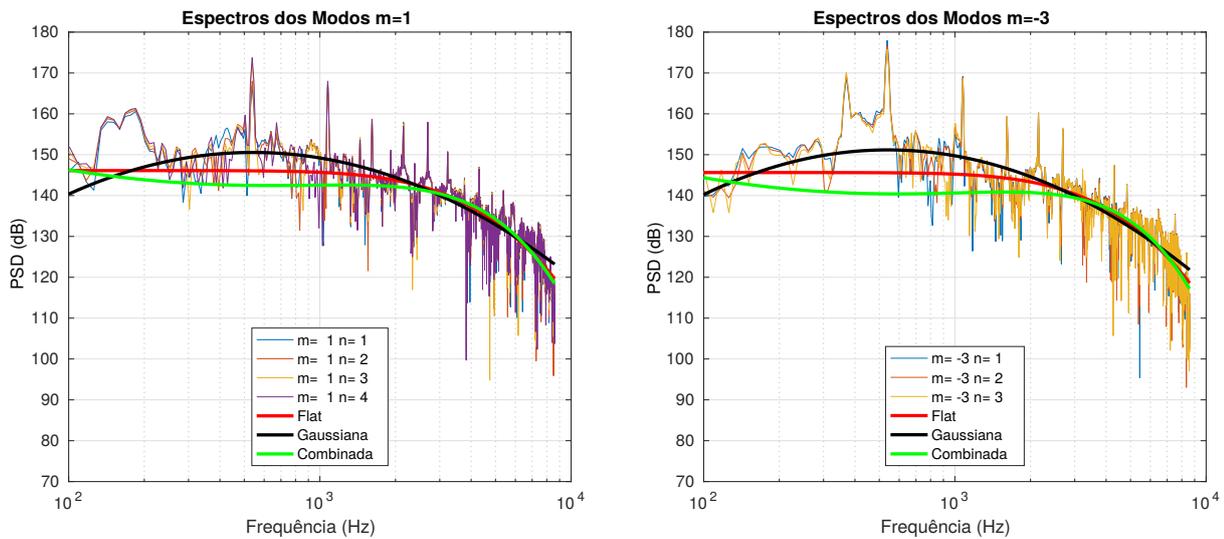


Figura 4.4: Ajuste do espectro dos modos usando as funções Flat e Gaussiana - Ajuste limitado.

espectros possuem formas muito parecidas, o que leva a crer que se pode simplificar a abordagem utilizando uma média dos espectros para mesmo  $m$ , o que é analisado na seção 4.1.4. Para os estudos feitos com os espectros dos modos, foram utilizados apenas os 44 modos que se propagam nas baixas frequências, ignorando os modos maiores que são propagados nas altas frequências. Os resultados dos ajustes para dos modos estão apresentados no apêndice A.



**Figura 4.5:** Ajuste do espectro dos modos usando as funções Flat e Gaussiana - Ajuste não limitado.

**Tabela 4.3: Parâmetros ajustados para o modo  $m = 1$**

	Caso	$L_p$	$A_f$	$p$	$f_t$	$A_g$
Ilimitado	Flat	146.11	590.9	0.39	80896	-
Limitado	Flat	149.09	9.0	2.8	1054.0	-
Ilimitado	Gaussiana	150.55	-	-	-	3.58
Limitado	Gaussiana	150.55	-	-	-	3.58
Ilimitado	Combinada	142.63	7873.4	0.26	2.6e6	-1.3
Limitado	Combinada	149.78	9.0	1.83	1058.3	0.50

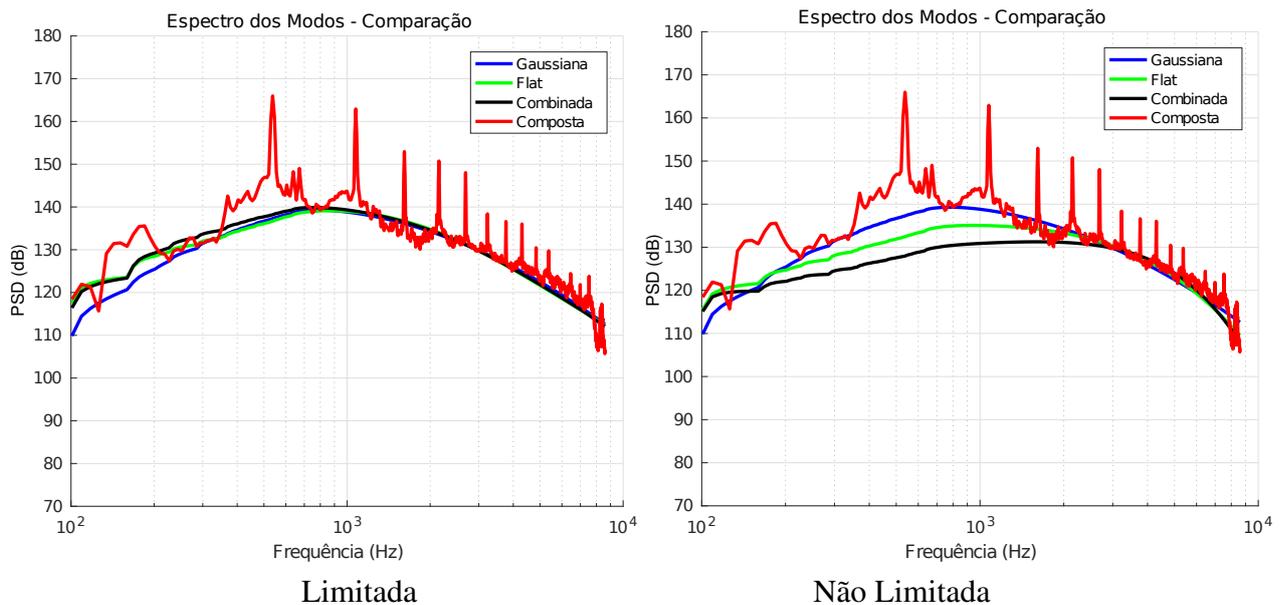
**Tabela 4.4: Parâmetros ajustados para o modo  $m = -3$**

	Caso	$L_p$	$A_f$	$p$	$f_t$	$A_g$
Ilimitado	Flat	145.63	626.2	0.39	80410.2	-
Limitado	Flat	150.29	9.0	1.99	894.4	-
Ilimitado	Gaussiana	151.17	-	-	-	3.84
Limitado	Gaussiana	151.17	-	-	-	3.84
Ilimitado	Combinada	140.45	11390	0.27	3.1e6	-1.37
Limitado	Combinada	153.56	9.0	1.14	682.0	1.58

### 4.1.3 Reconstrução do espectro (PSD)

A principal diferença entre as curvas gaussiana e *flat* está no comportamento nas baixas frequências, da mesma forma que os espectros medidos no FF diferem das medições internas ao duto nas baixas frequências. Tal diferença se deve porque poucos modos são propagados nas baixas frequências e mais nas altas. Assim, o PSD total na seção do duto pode ser considerado pela equação 2.29 descrita no capítulo 2 e retirada da referência Ventres et al. (1982), o que aqui é chamado de reconstrução do espectro, e tem por objetivo quantificar o efeito da aproximação dos modos no espectro do PSD.

Na Figura 4.6, a curva vermelha representa o espectro reconstruído utilizando os dados experimentais. As curvas relativas aos ajustes (gaussiana, *flat* e combinada) são as reconstruções utilizando os ajustes dos espectros para cada modo. Nessa imagem nota-se que a proposta *flat* melhor acompanha o espectro do BB e as funções gaussiana e combinada subestimam o espectro para o caso não limitado. Para o caso limitado as três abordagens têm resultados similares nas frequências acima da BPF e a gaussiana subestima o espectro nas frequências abaixo da BPF. No caso não existe diferença significativa entre a *flat* e combinada.



**Figura 4.6:** Reconstrução do espectro a partir dos modos.

### 4.1.4 Estratégia de ajuste das curvas

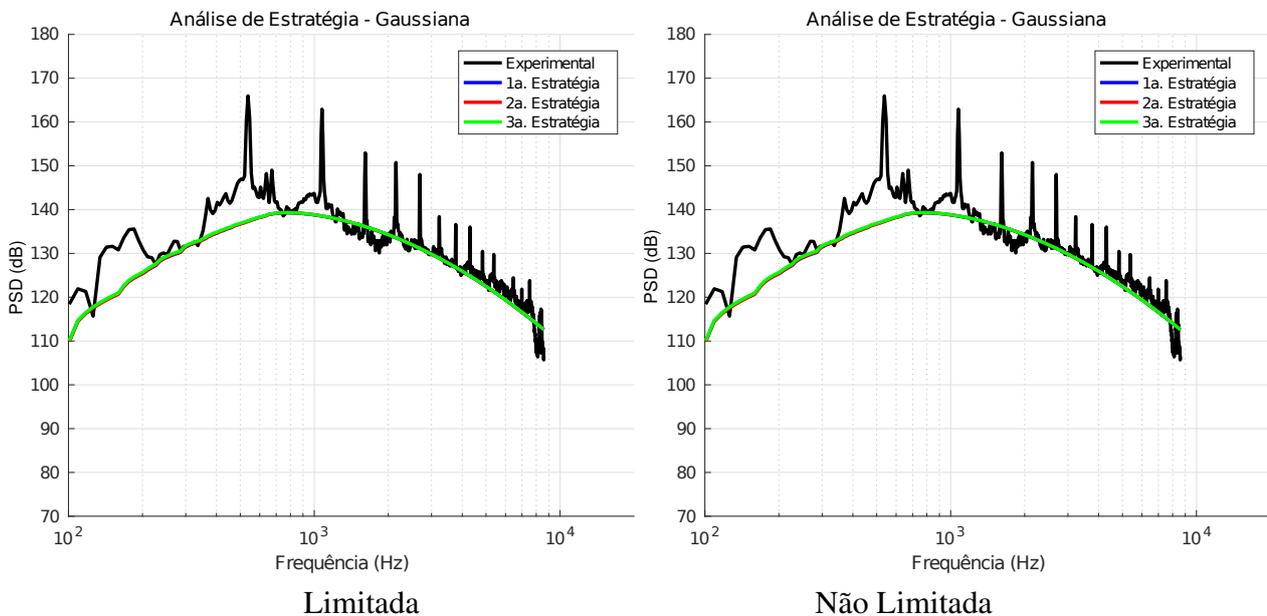
De acordo com a metodologia de Ventres et al. (1982), usada por Brochine (2013), o termo  $p_{m,n}(\omega)$  evidencia que o espectro modal tem importância no resultado do ruído final de BB, objetivo final das previsões de ruído. Por isso, 3 diferentes estratégias são testadas visando identificar qual melhor representa o ruído em comparação com sua complexidade. Tais estratégias são:

- 1ª um ajuste aplicado na média dos espectros modais;

- 2ª um ajuste aplicado na média dos espectros modais de mesma ordem  $m$ ;
- 3ª um ajuste individual para cada modo.

A primeira estratégia é a mais simples, pois considera que todos os modos possuem o mesmo espectro. A segunda estratégia possui uma complexidade intermediária, pois os modos são organizados em grupos de mesma ordem  $m$  e adota-se a hipótese que os espectros são iguais. A terceira estratégia é a mais detalhada pois para cada espectro modal é aplicado um ajuste de curva.

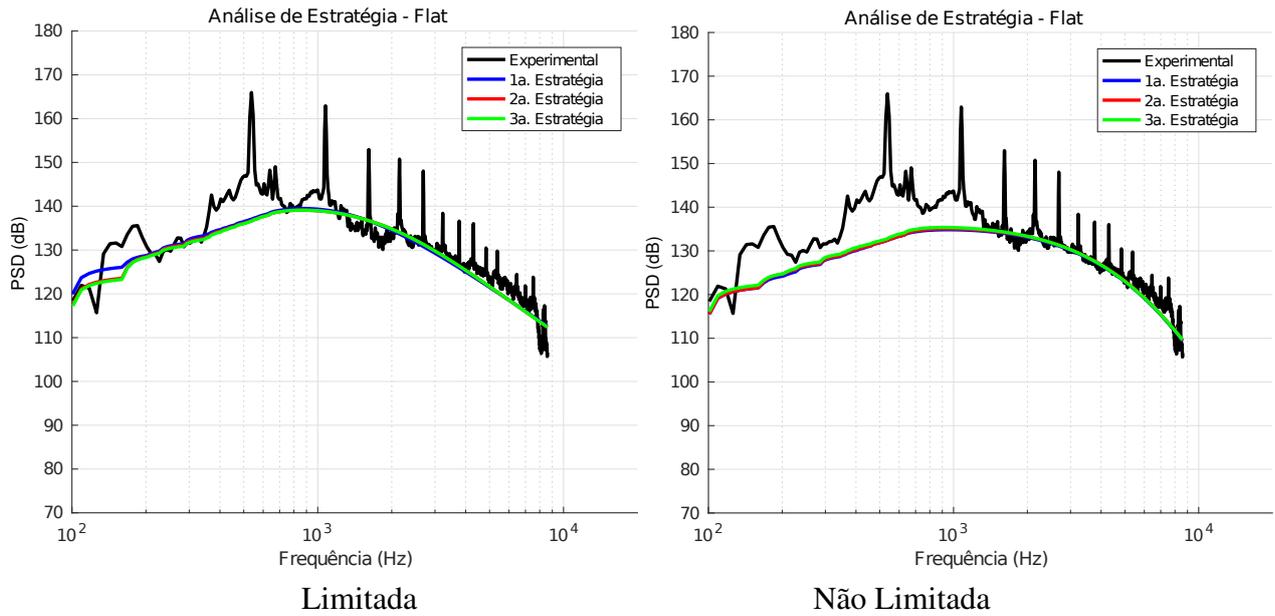
O resultado das estratégias é apresentado nas Figuras 4.7 e 4.8. É claro pelos resultados que nos casos estudados não existe diferença significativa entre as três estratégias. Dessa forma, visando à representação do ruído de BB, a primeira estratégia se mostra a mais apropriada por ser a mais simples. Apesar de tal resultado preliminar, a informação do espectro modal é importante no estudo de propagação em dutos com *liners*. Logo um modelo um pouco mais detalhado tem sua importância.



**Figura 4.7:** Comparação entre as três estratégias de ajuste, Gaussiana

## 4.2 Representação paramétrica *In-Duct*

O resultado da seção anterior mostra que a representação de cada modo não traz ganhos de representação do ruído propagado. Por isso, nesta seção é mostrada a representação paramétrica do auto-espectro medido. Diferente do espectro observado para os modos, o ruído medido pelo microfone tem a forma mostrada na Figura 4.9 e sobreposto é mostrada a curva parametrizada. A região em vermelho da curva medida é uma anomalia que está sendo estudada mais profundamente em outro trabalho e não é o foco deste trabalho modelá-lo. Os dados utilizados para essa parametrização foram obtidos nos ensaios descritos na seção 3.4.2.



**Figura 4.8:** Comparação entre as três estratégias de ajuste, Flat

Esse espectro, na escala linear da frequência, possui um comportamento de banda larga praticamente linear e também é denominado de ruído rosa, pois possui mais energia nas baixas frequências e mantém um nível médio em todo o espectro. As observações dos espectros medidos mostram que para alguns casos o comportamento pode sofrer um desvio do linear, por isso um fator de forma foi adotado. A equação para a banda larga é definida por:

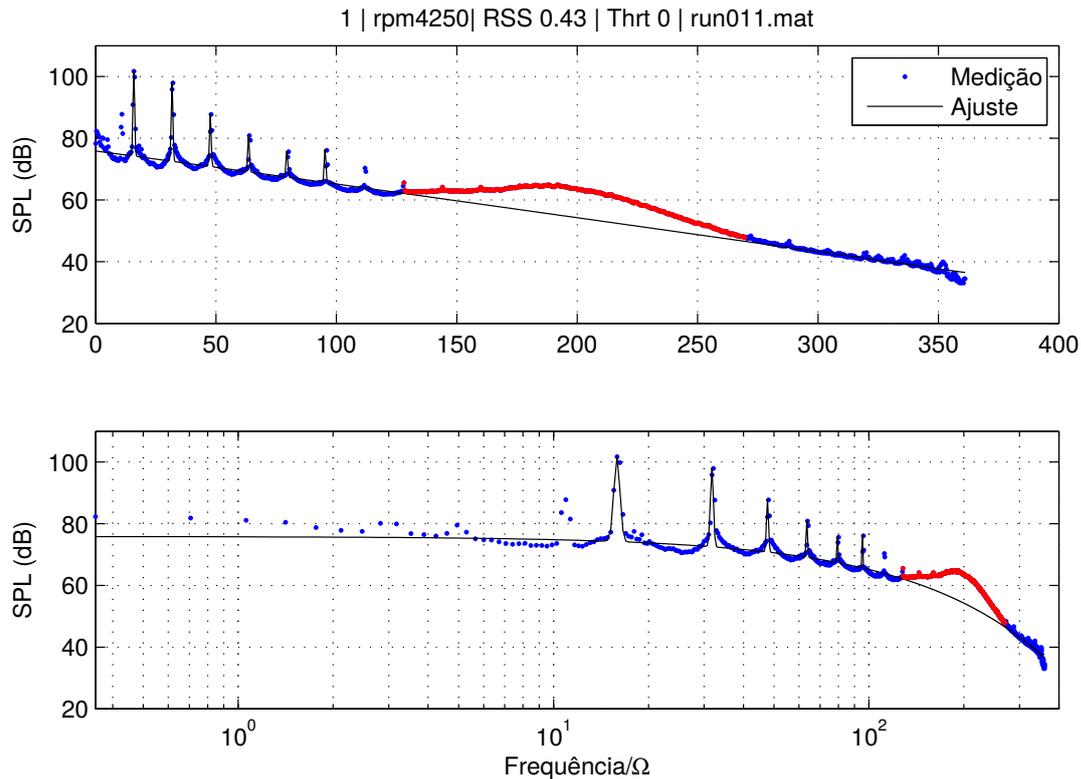
$$BB(f) = L_p - A \cdot f^b \quad (4.4)$$

onde  $L$  é o nível do BB em  $dBs$ ,  $A$  é o decaimento em  $dBs/(Hz/\Omega)$ ,  $b$  é o fator de forma, um adimensional e  $f$  é a frequência normalizada pela frequência de rotação do rotor. Assim as BPFs serão sempre múltiplos de  $B$  (número de pás), neste caso  $B = 16$ . Assim como feito por Heidmann, neste caso se ajustou também as BPFs. Aqui os tons são definidos por gaussianas sendo o parâmetro  $\sigma_b$  da função gaussiana (que define a abertura do tom) é fixo em 0.5 e sua altura ( $\alpha_k$ ) (intensidade do tom) é definido como um valor em  $dBs$  acima do BB. O espectro com os tons é representado pela equação 4.5.

$$PSD(f) = L_p - A \cdot f^b + \sum_{k=1}^n \alpha_k e^{\left(\frac{f - k f_b}{\sigma_b}\right)^2} \quad (4.5)$$

onde  $\alpha_k$  é a intensidade do ton acima do nível do BB,  $k$  é o harmônico da BPF que o ton representa e  $\sigma_b$  é a largura do ton.

Assim como feito na seção 4.1.2, o ajuste da curva parametrizada ao espectro medido é feito utilizando uma técnica de mínimos quadrados não linear, sem a interferência do operador. Neste caso não foram aplicados limites aos parâmetros ajustados. Os resultados dos ajustes estão apresentados no apêndice B, sendo parâmetros na Tabela B.1.



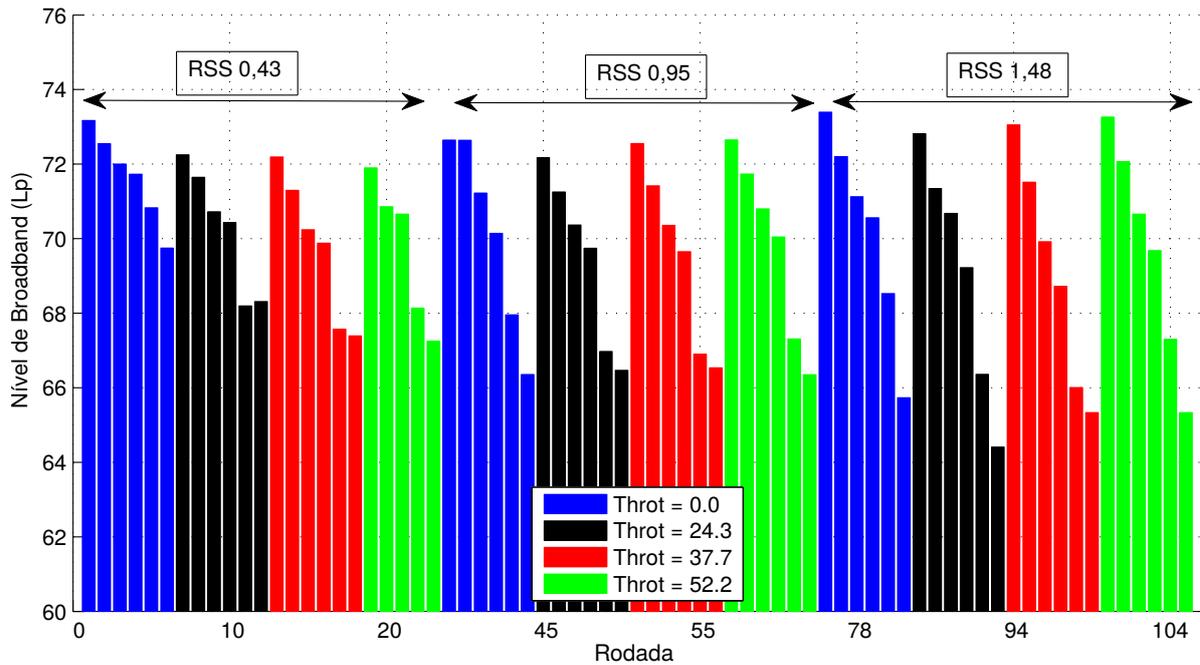
**Figura 4.9:** Ruído *In-Duct* e sua parametrização. Escalas logarítmica e Linear

De forma sumarizada, os valores para os ajustes do nível do BB estão mostrados na Figura 4.10. Vale esclarecer que as barras seguem a ordem dos testes apresentada na Tabela 3.3, ou seja, o primeiro bloco de barras azul é relativo aos testes com *Throttle* 0 e RSS 0,43, sendo que a rotação varia de forma decrescente seguindo as barras da esquerda para a direita. No eixo x estão os índices do teste relativo à Tabela 3.3.

Nota-se na figura a tendência de queda do nível do BB com o aumento do *Throttle*. Isso é esperado, pois tal parâmetro leva a uma redução da velocidade axial do escoamento para uma mesma rotação, o que deve reduzir o nível de turbulência na esteira. A RSS tende a aumentar a variação do  $L_c$ , tendendo a um leve aumento nas altas rotações e uma considerável redução nas baixas rotações. De acordo com Ventres et al. (1982) a interação entre a esteira média do rotor e as pás do estator também é responsável pela geração do ruído de BB, além do nível de turbulência. Assim o aumento da RSS leva a uma esteira com menos déficit de velocidade e maior largura quando atinge o estator. O aumento na variação do nível para o RSS maior pode ser consequência do efeito de suavização da esteira, sendo mais intensa nas rotações mais baixas. Um estudo mais detalhado precisa ser feito para confirmar essa tese.

O decaimento do BB obtido pelo ajuste está mostrado na Figura 4.11. A organização das barras segue a mesma descrita para a Figura 4.10. Observa-se que o decaimento é menor, ou seja, a inclinação do BB é menor, para as condições com RSS maiores.

A Figura 4.12 apresenta o fator de forma da parametrização do BB. Esse parâmetro tem a função de curvar a linha do BB para baixo além do decaimento linear. Se esse fator é  $b = 1$ , o BB



**Figura 4.10:** Nível de BB dos Ajustes

tem um comportamento linear. Se  $b > 1$  o BB se inclina mais para baixo nas altas frequências e vice-versa para  $b < 1$ .

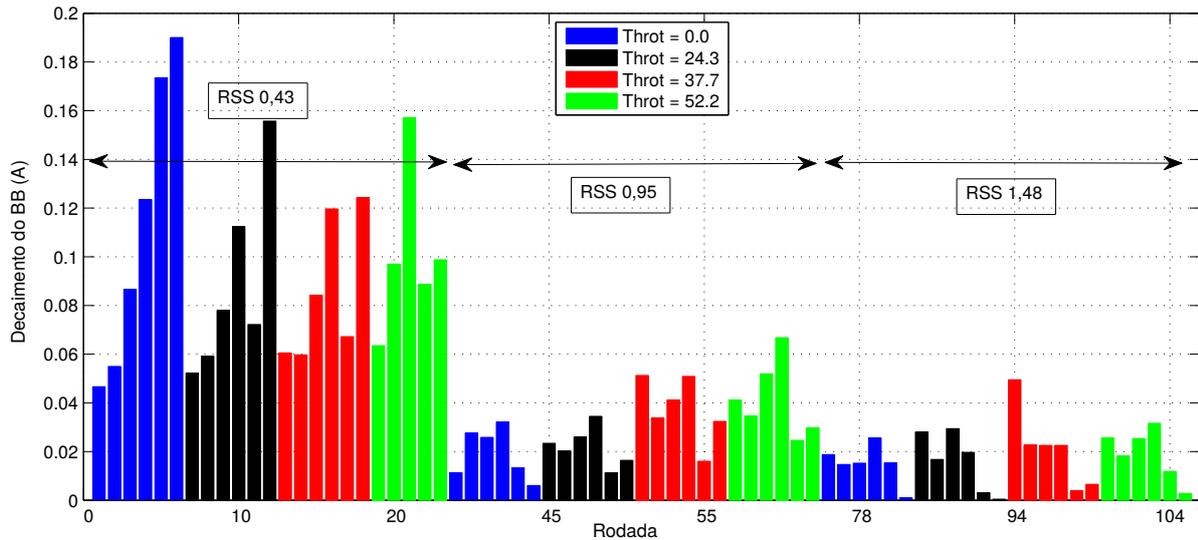
No caso de  $RSS = 0,43$  nota-se que esse fator fica próximo da unidade, evidenciando que o BB tem um comportamento linear com a frequência. Para os outros RSS o valor médio fica maior, ou seja, na maioria dos casos medidos, a inclinação da curva de BB fica mais negativa nas altas frequências. Em relação ao *throttle*, parece haver uma fraca tendência de redução do  $b$  com o aumento do bloqueio, ou seja, com o aumento do carregamento.

### 4.3 Kriging

De acordo com Forrester et al. (2008), a técnica Kriging foi criada por Daniel G. Krige aplicada à geoestatística para interpolação de dados de medições de solo em minas de ferro e ouro (Krige, 1951). O método se baseia num modelo estatístico para prever o comportamento de uma amostra de dados. Para isso vários modelos estatísticos podem ser usados, mas no caso específico do Kriging, a proposta é utilizar uma distribuição normal modificada, representada pela equação 4.6:

$$\psi^{(i)} = \exp\left(-\sum_j \theta_j |x_j^{(i)} - x_j|^{p_j}\right) \quad (4.6)$$

onde  $\theta_j$  e  $p_j$  são os parâmetros da interpolação, que são ajustados à amostra,  $x_j^{(i)}$  é a  $j$ -ésima variável da  $i$ -ésima amostra de dados e  $x_j$  é a  $j$ -ésima variável do ponto onde se deseja calcular a interpolação. A diferença entre esse modelo e a distribuição normal é que, para a última,  $p$  é constante igual a 2 e  $\theta$ , que representa  $1/\sigma^2$ , é fixa para todas as variáveis. Nesse modelo



**Figura 4.11:** Decaimento do BB dos Ajustes

a gaussiana pode se comportar diferente para cada variável e considerar o quanto cada variável influencia a função.

Baseado nesse modelo estatístico, aplica-se o método de máxima verossimilhança, que busca os parâmetros do modelo ( $\theta_j$  e  $p_j$ ) que maximizam a probabilidade do modelo representar a função que originou as amostras, sendo esse processo chamado de treinamento. A máxima verossimilhança é obtida maximizando a equação:

$$MLE = -\frac{n}{2}Ln(\hat{\sigma}^2) - \frac{1}{2}Ln(|\Psi|) \quad (4.7)$$

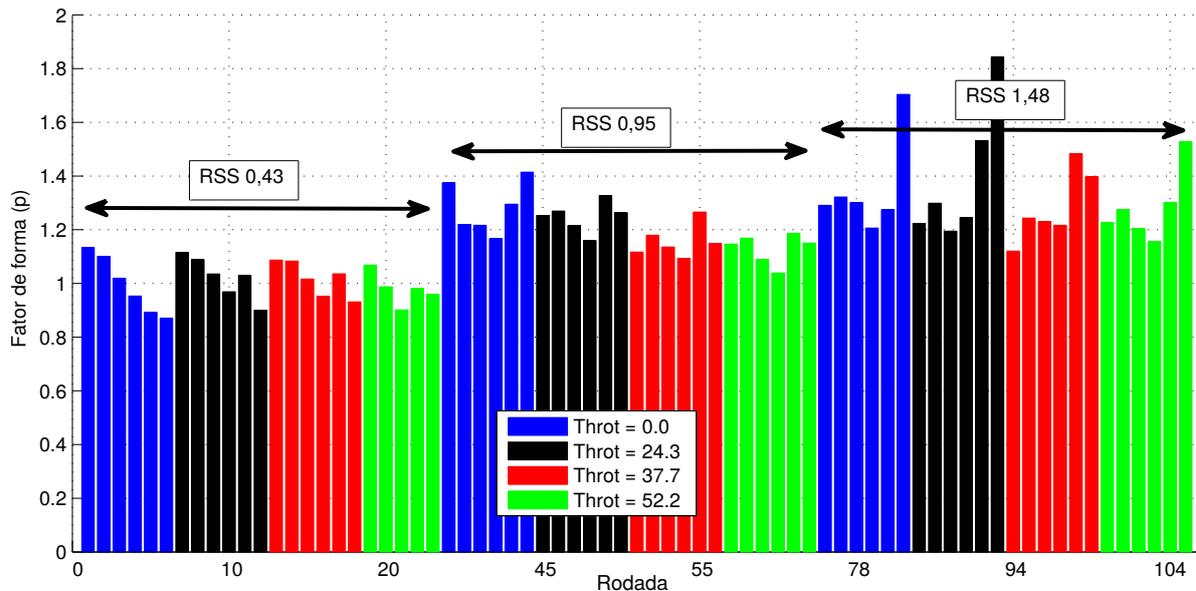
$$\hat{\sigma}^2 = \frac{(\mathbf{y} - \hat{\mu})^T \Psi^{-1} (\mathbf{y} - \hat{\mu})}{n} \quad (4.8)$$

$$\hat{\mu} = \frac{\mathbf{1}^T \Psi^{-1} \mathbf{y}}{\mathbf{1}^T \Psi^{-1} \mathbf{1}} \quad (4.9)$$

$$\Psi = \begin{bmatrix} corr(Y(x_1), Y(x_1)) & \cdots & corr(Y(x_1), Y(x_n)) \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ corr(Y(x_n), Y(x_1)) & \cdots & corr(Y(x_n), Y(x_n)) \end{bmatrix}$$

onde  $\mathbf{y}$  é o vetor de valores da amostra da função,  $\Psi$  é a matriz de correlação dos dados amostrados (equação 4.9),  $\mathbf{1}$  é um vetor unitário de com dimensão igual ao número de amostras.

O treinamento do modelo pode ser feito por qualquer técnica de otimização. Forrester et al. (2008) recomenda o uso de algoritmo genético, devido à sua facilidade operação. Porém para amostras muito grandes, o custo computacional devido a solução dos sistemas lineares que aparecem nas equações 4.7 se torna significativo. Por outro lado Li & Sudjianto (2005) utilizam um método baseado em gradiente, utilizando Newton-Raphson na técnica Kriging Penalizado visando uma busca mais eficiente pelos parâmetros. Dessa forma adotou-se o uso do algoritmo genético



**Figura 4.12:** Fator de Forma do BB dos Ajustes

com a técnica de gradiente descendente, onde algumas gerações são avaliadas e finaliza-se a busca a partir do melhor indivíduo utilizando gradiente descendente.

### 4.3.1 Interpolação

Para definir a predição da função (interpolação) utilizando o modelo estatístico, segue-se a abordagem de Jones (2001 apud Forrester et al., 2008, p. 59). Nessa abordagem, é adicionada à amostra o ponto de predição  $\tilde{y}$ , aumentando a matriz de correlação utilizando os parâmetros ajustados previamente. Aplica-se a máxima verossimilhança à nova amostra (onde apenas o valor  $\tilde{y}$  será uma incógnita) e maximiza-se a função. Assim o valor previsto que maximiza a verossimilhança é dado por:

$$\tilde{y}(x) = \hat{\mu} + \psi^T \Psi^{-1}(\mathbf{y} - \mathbf{1}\hat{\mu}) \quad (4.10)$$

### 4.3.2 Regressão

A equação 4.10 interpola os pontos amostrados. Porém ao se utilizar valores resultantes de um experimento, o erro intrínseco dos dados pode levar a uma interpolação pouco representativa da função. Nesses casos, as técnicas de regressão melhor representam tais funções. Para gerar uma regressão utilizando a técnica aqui descrita, aplica-se a técnica SVR (do inglês *Support Vector Regression*).

A técnica SVR é um caso especial da técnica de aprendizado de máquina SVM (do inglês *Support Vector Machine*). Tal técnica permite criar uma regressão, tanto linear quanto não linear, utilizando uma função *Kernel* radial como função peso da regressão. A regressão é aplicada con-

siderando um erro, ou tolerância, nos dados originais. Com isso, em vez de interpolar uma curva na amostra, a técnica ajusta uma curva que melhor se encaixa dentro da tolerância.

Quando considerada a equação 4.6 como *Kernel* do SVR, a interpolação 4.10 se torna a regressão:

$$\begin{aligned}\tilde{y}_r(x) &= \hat{\mu}_r + \psi^T(\Psi + \lambda\mathbf{I})^{-1}(\mathbf{y} - \mathbf{1}\hat{\mu}_r) \\ \hat{\mu}_r &= \frac{\mathbf{1}^T(\Psi + \lambda\mathbf{I})^{-1}\mathbf{y}}{\mathbf{1}^T(\Psi + \lambda\mathbf{I})^{-1}\mathbf{1}}\end{aligned}\quad (4.11)$$

onde  $\lambda$  é a tolerância adotada ou ajustada aos dados. Basicamente a diferença é somar à diagonal da matriz  $\Psi$  a tolerância  $\lambda$ . Se o erro dos dados é conhecido, no caso de alguns experimentos, pode-se definir o valor de  $\lambda$  e treinar a regressão maximizando a equação 4.7 substituindo  $\Psi$  por  $\Psi + \lambda\mathbf{I}$ .

### 4.3.3 Erro médio quadrático

Como a técnica é baseada num modelo estatístico, pode-se obter da interpolação ou da regressão o erro estimado de um valor predito, o que mostra a confiabilidade da aproximação. O erro pode ser utilizado para avaliar onde no domínio é mais vantajoso incluir uma nova amostra para definir a aproximação. Essa técnica é chamada de re-interpolação do modelo. Para o modelo estatístico aqui utilizado o erro é calculado por:

$$\begin{aligned}\hat{s}^2 &= \hat{\sigma}_{ri}^2 \left[ 1 - \psi^T \Psi^{-1} \psi + \frac{\mathbf{1} - \mathbf{1}^T \Psi^{-1} \psi}{\mathbf{1}^T \Psi^{-1} \mathbf{1}} \right] \\ \hat{\sigma}_{ri}^2 &= \frac{1}{n} (\mathbf{y} - \mathbf{1}\hat{\mu}) (\Psi + \lambda\mathbf{I})^{-1} \Psi (\Psi + \lambda\mathbf{I})^{-1} (\mathbf{y} - \mathbf{1}\hat{\mu})\end{aligned}\quad (4.12)$$

sendo  $\hat{s}^2$  é o erro médio quadrático esperado. Vale aqui ressaltar que esse erro é calculado pela estatística da amostra.

### 4.3.4 Validação da implementação

Nesta seção são mostrados os resultados dos testes de validação da implementação em 4 casos:

- 1D analítica:  $(6x - 2)^2 \sin(12x - 4)$ ;
- 1D experimental: Arrasto;
- 2D analítica: Branin;
- 2D experimental: Dados Heidmann.

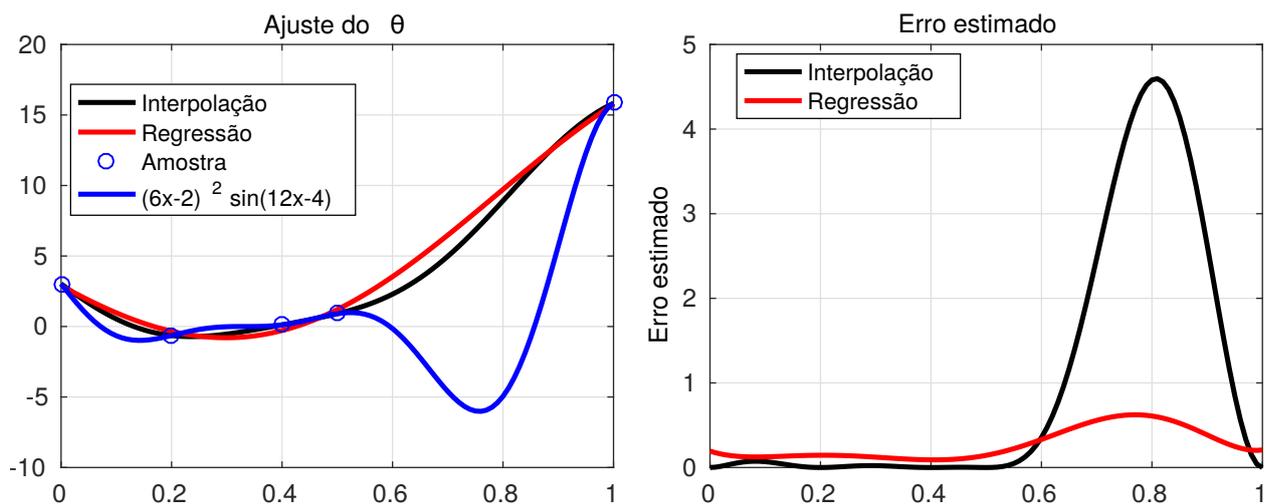
Diferente da proposta de Forrester et al., neste trabalho os parâmetros  $p_j$  podem ser ajustados se necessário, porém decidiu-se manter o parâmetro fixo neste estudo para garantir suavidade dos resultados.

### Função 1D analítica

A função analítica 1D utilizada para testar a implementação é definida por:

$$(6x - 2)^2 \sin(12x - 4) \quad (4.13)$$

Na Figura 4.13 pode-se observar a função (linha azul), a amostra (círculos azuis), a interpolação (curva preta) e a regressão (curva vermelha) no gráfico à esquerda e os erros estimados no gráfico à direita. Mesmo estimando um erro menor, a regressão estima a localização do erro na mesma região que a interpolação e estão próximos da região de maior distância entre as curvas, ou seja, a região de maior erro das aproximações. Vale lembrar que esse erro corresponde à equação 4.12 logo não é calculado utilizando a equação 4.13.

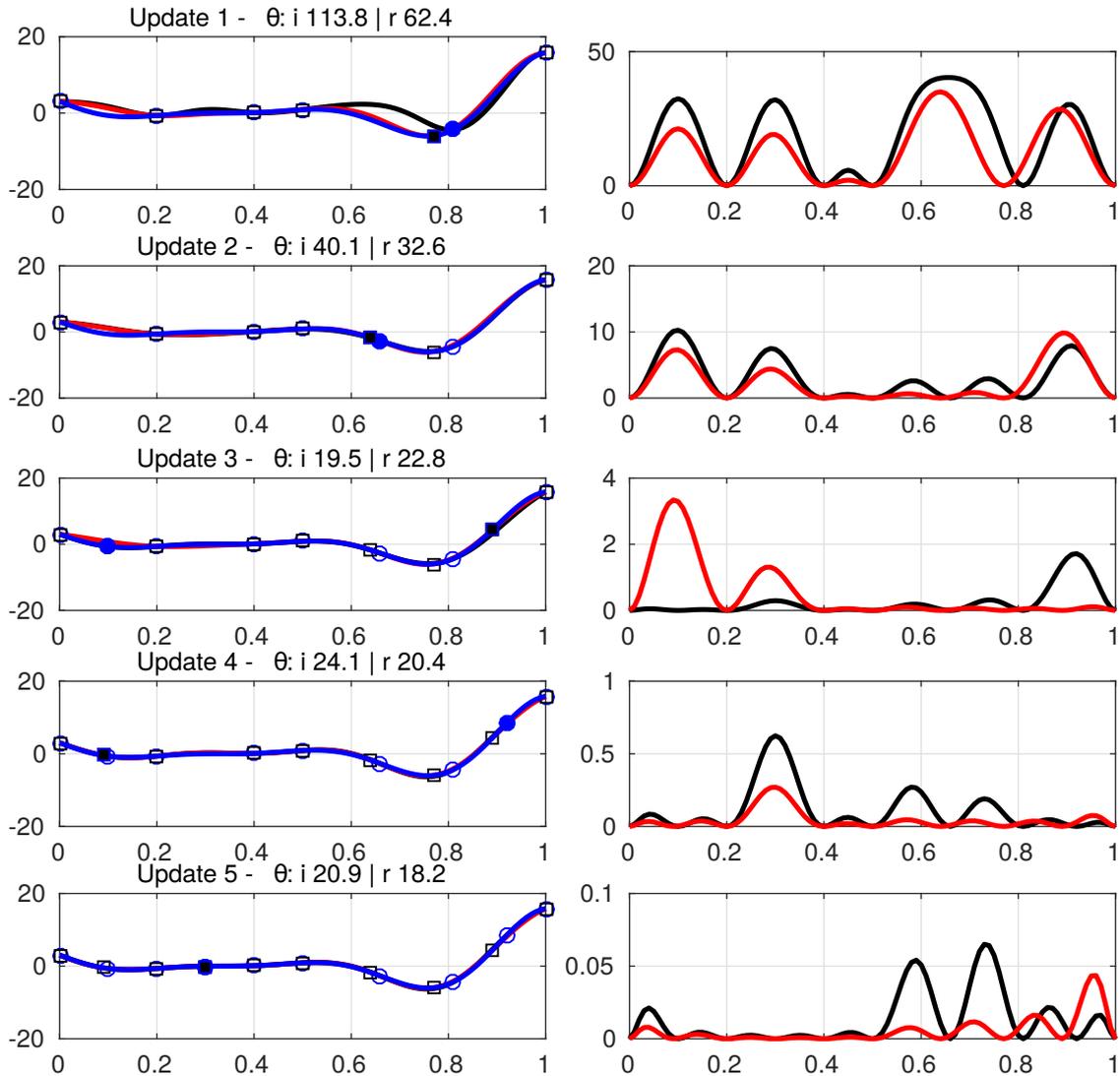


**Figura 4.13:** Teste Kriging: 1D Analítica

O teste de atualização é executado adicionando o ponto de máximo erro estimado na amostragem e foi aplicado 10 vezes. A evolução até 5 atualizações pode ser vista na Figura 4.14 onde as amostras da interpolação são os círculos, da regressão os símbolos quadrados, os símbolos cheios são os novos pontos adicionados e no título estão o valor de  $\theta$  do ajuste (i para interpolação e r para a regressão). As cores das curvas seguem o mesmo padrão da Figura 4.13.

Nota-se que a técnica melhora a representação da curva. Também nota-se que a interpolação e a regressão resultam em curvas muito próximas mesmo que a atualização tenha levado a amostras distintas, a diferença máxima das curvas foi menor que 2.5%.

Na Figura 4.15 está o resultado de 10 atualizações da amostra. O erro estimado é da ordem de  $1E - 7$  e atualizações além dessa não resultaram em melhora da representação da função. Nessa



**Figura 4.14:** Teste Kriging: 1D Atualização

atualização a diferença entre a interpolação e a regressão ficou abaixo de  $1E - 3$ , assim como o erro dos ajustes com a função analítica.

### Função 1D experimental

Importante para testar a regressão é aplicá-la a um conjunto de dados com ruído. Forrester et al. (2008) utiliza, e disponibiliza, o resultado de uma análise paramétrica do arrasto transônico variando o arqueamento na região do bordo de fuga de um perfil. Como a malha utilizada é pouco refinada, os resultados para os arrastos possuem o ruído observado na Figura 4.16.

Apesar do ruído, nota-se uma tendência no comportamento do arrasto com o parâmetro geométrico, no caso normalizado. A regressão e a interpolação são inicialmente aplicadas utilizando os pontos cheios representados na Figura 4.16.

Na Figura 4.16 nota-se que o erro da interpolação é muito afetado pelo ruído nos dados devido à grande oscilação dos dados quando a amostra utiliza pontos muito próximos. Também nota-se

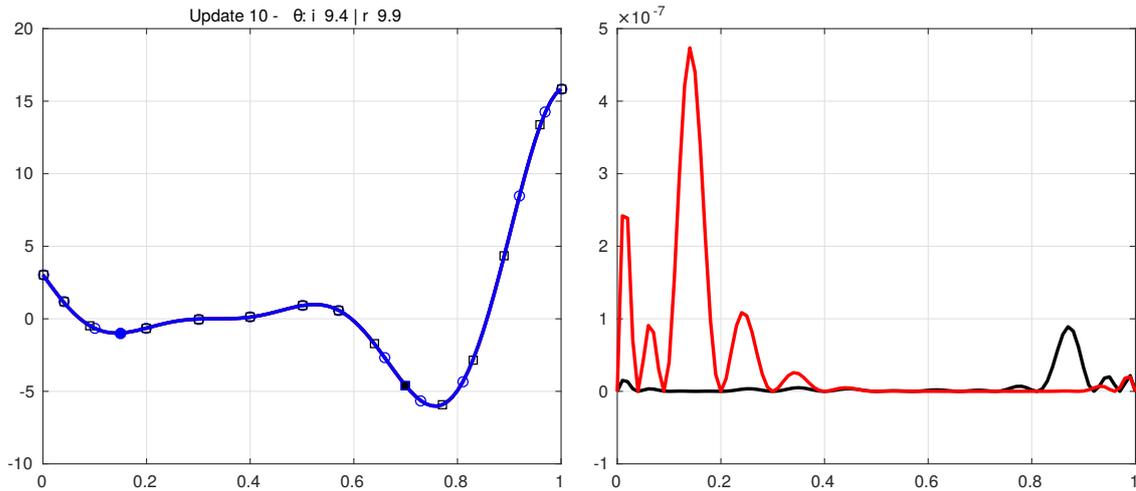


Figura 4.15: Teste Kriging: 1D Convergado

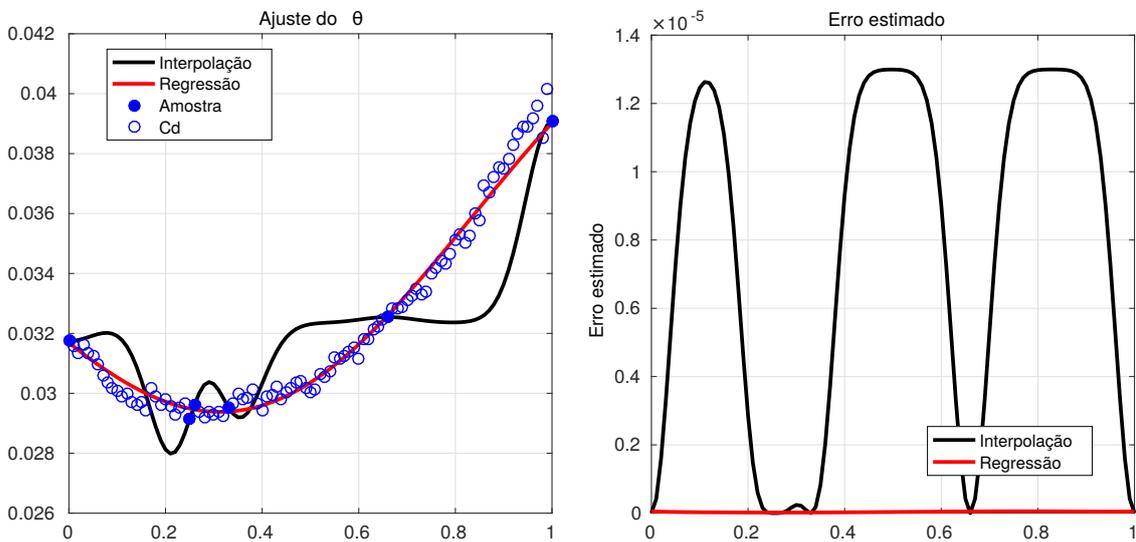


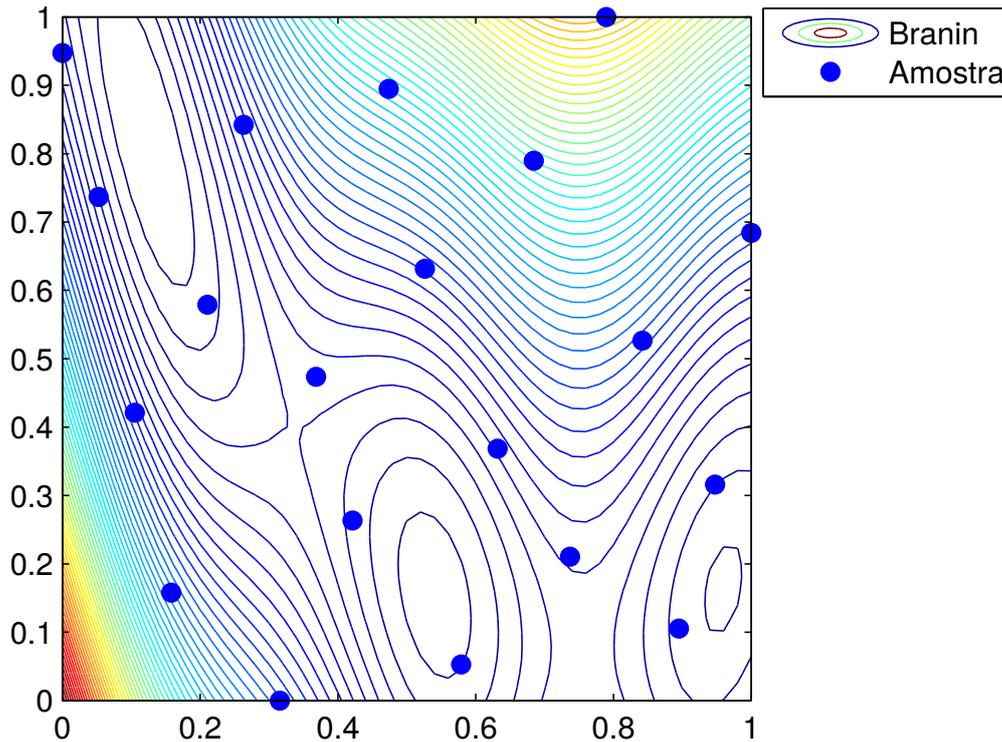
Figura 4.16: Teste Kriging: 1D Ruído - Ajuste

na figura que a regressão se ajusta muito melhor à tendência dos dados. Nos ajustes mostrados, a interpolação teve um erro na casa dos 10% e a regressão de 3%.

## 2D Analítico: Branin

Nesta seção analisa-se o uso da interpolação com duas variáveis. Pelos resultados 1D nota-se que o resultado da regressão não difere da interpolação quando a amostragem não apresenta ruído, portanto o estudo da regressão com duas variáveis é feita na seção 4.3.4 utilizando dados experimentais.

A primeira amostra é adotada com 20 pontos selecionados utilizando a técnica *latin hypercube* (Forrester et al., 2008). A função utilizada para o teste é chamada de Branin e tanto ela como a amostra podem ser vistas na Figura 4.17:



**Figura 4.17:** Função Branin

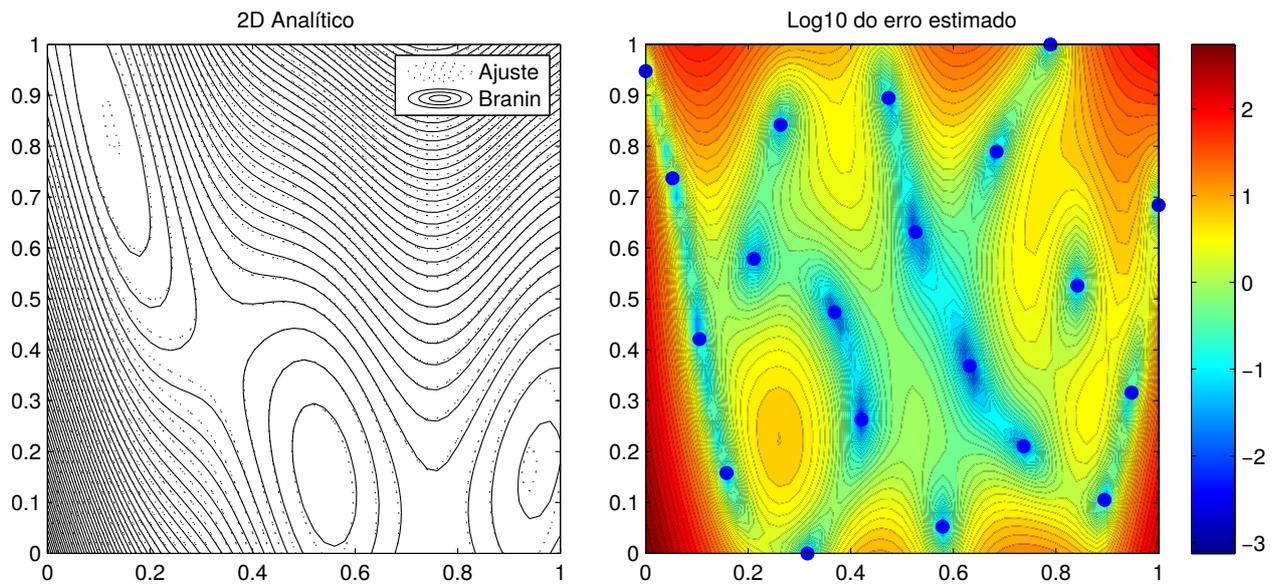
Na Figura 4.18 pode-se ver as curvas de contorno do resultado e da função. Nota-se que a interpolação (curvas tracejadas) se aproxima bem, em forma, da curva analítica. Porém, na região próxima a origem, onde a função possui maior gradiente, faltam amostras e o erro da interpolação chegou a 30%. Da mesma forma o erro estimado é grande nessa região. Os valores para os parâmetros  $\theta$  foram  $\theta_1 = 9.01$  e  $\theta_2 = 0.68$ .

Aplicando a atualização da amostra, obtém-se a evolução apresentada na Tabela 4.5. Ao final o erro da interpolação é menor que 0,25% e a interpolação pode ser observada na Figura 4.19:

**Tabela 4.5:** Update da amostra caso 2D analítico

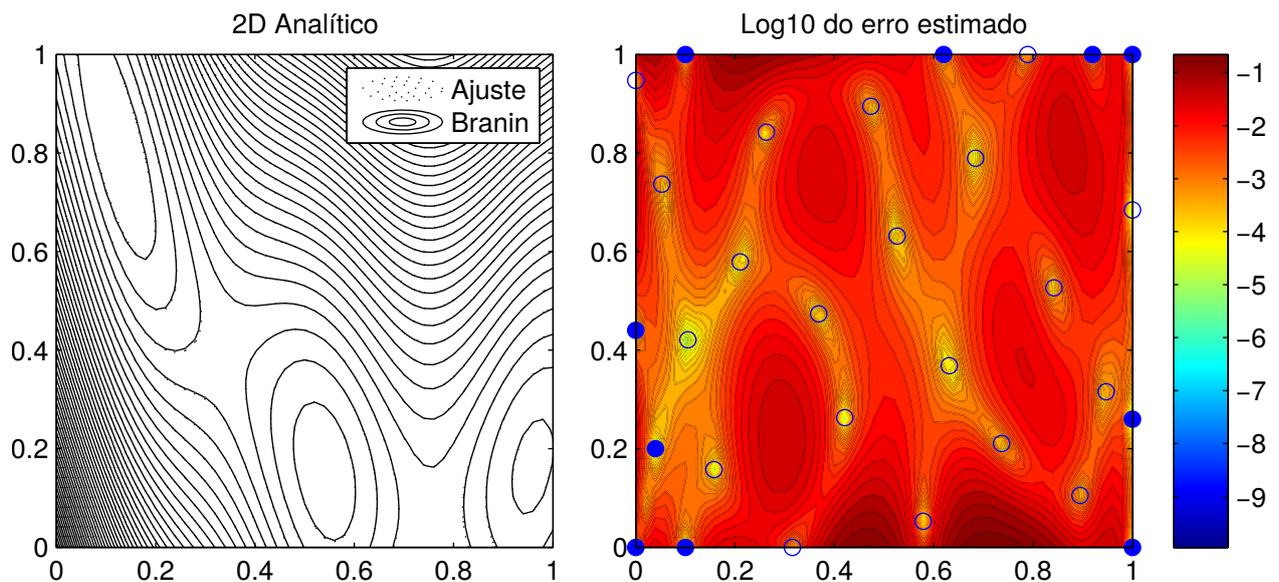
Atualização	$x$	$y$	$Br(x, y)$	$\theta_1$	$\theta_2$	Erro
1	0.040	0.200	163.59	6.030	0.280	158.1023
2	1.000	0.000	15.96	5.967	0.277	55.9077
3	1.000	1.000	150.87	6.139	0.312	35.3041
4	0.100	1.000	4.92	6.609	0.312	18.5469
5	0.000	0.440	124.82	6.594	0.277	10.3913
6	0.920	1.000	175.85	6.363	0.251	5.9181
7	0.000	0.000	308.13	6.145	0.123	2.4579
8	0.620	1.000	190.29	5.893	0.092	1.0705
9	0.100	0.000	174.51	5.700	0.081	0.6849
10	1.000	0.260	7.75	5.518	0.072	0.3418

Nota-se que o erro da função interpolada não é mais visível nas curvas de contorno. No contorno do erro esperado nota-se a diminuição do mesmo, depois da atualização, e como o erro ficou



**Figura 4.18:** Teste Krigin: 2D Analítico.

mais uniforme. Vale aqui citar que na interpolação, o erro esperado nos pontos amostrados deve ser zero.

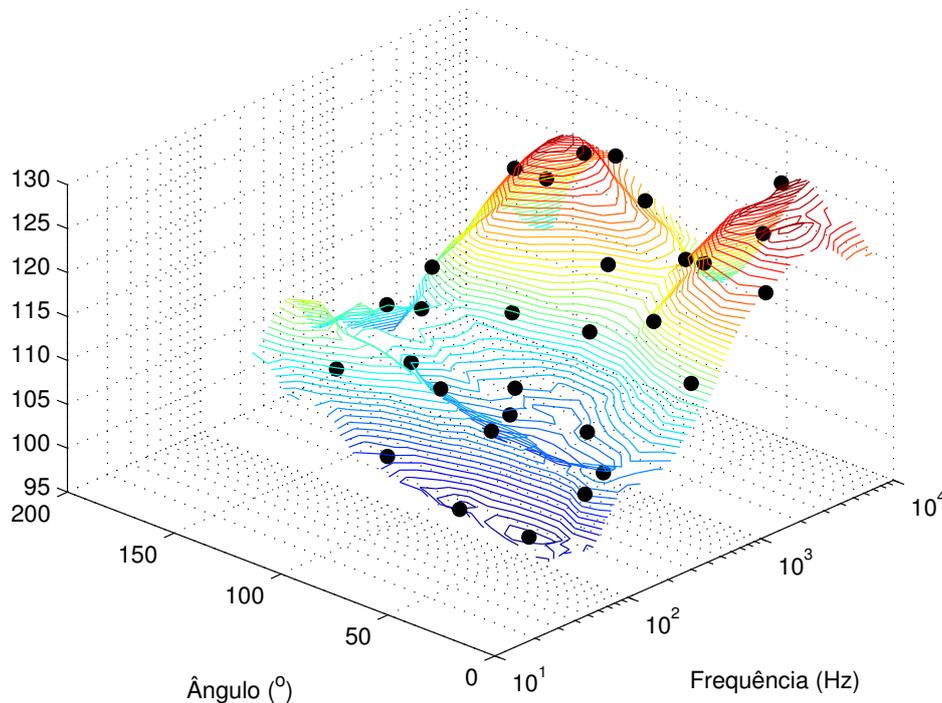


**Figura 4.19:** Teste Krigin: 2D Analítico Atualização da amostra.

**2D experimental: Heidmann**

A Figura 4.20 ilustra os dados Fan\_A\_N1c=2420 utilizados por Heidmann para aplicar a correção do ângulo de FF da radiação do ruído saindo do motor e é um dos conjuntos de dados utilizado por Guimarães (2013). É visível na figura a presença de um ruído, menor que o exemplo da seção 4.3.4. Para definir a amostragem inicial aplica-se o hipercubo latino e depois se busca os pontos

mais próximos dos dados experimentais. Neste caso 30 amostras iniciais são aplicadas e estão representadas na Figura 4.20 pelos círculos cheios pretos.



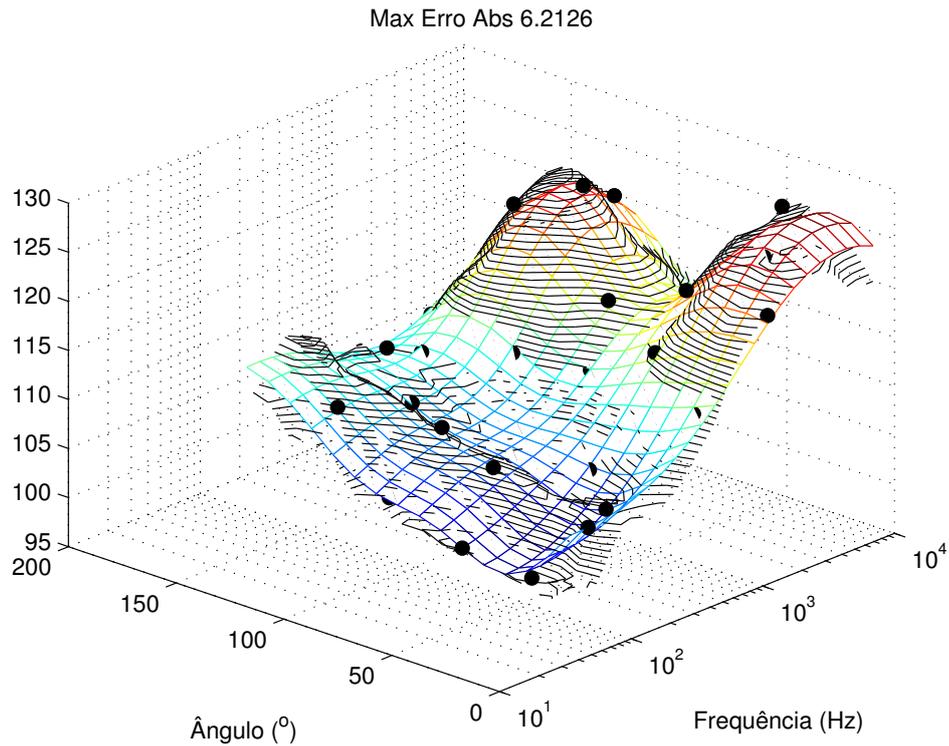
**Figura 4.20:** Teste Krigin: 2D Experimental.

A Figura 4.21 apresenta a regressão utilizando a amostra de 30 pontos. O erro máximo é da ordem de 5% e os parâmetros ajustados são:  $\theta_1 = 6.5$ ,  $\theta_2 = 10.04$  e  $\lambda = 0.05$ . As curvas de nível em preto representam os dados originais e a malha colorida representa a regressão. Devido ao grande erro, aumentar a amostragem se torna necessário, portanto se aplica a atualização da amostra.

A Figura 4.22 mostra o resultado depois de adicionados 50 novos pontos baseados no erro máximo estimado. Os pontos azuis representam a amostragem original e os pontos pretos os pontos adicionados. O erro ficou na ordem de 3.8%. A Tabela 4.6 mostra a evolução da atualização. Nota-se que, nas primeiras atualizações, a evolução dos parâmetros é mais significativo. Os valores de  $\lambda$  e do erro estimado caem significativamente. Pela figura nota-se que existem regiões do domínio onde a regressão ainda falha, em dois dos 3 picos da função, por exemplo. Nenhuma melhora significativa foi notada aumentando o número de pontos atualizados.

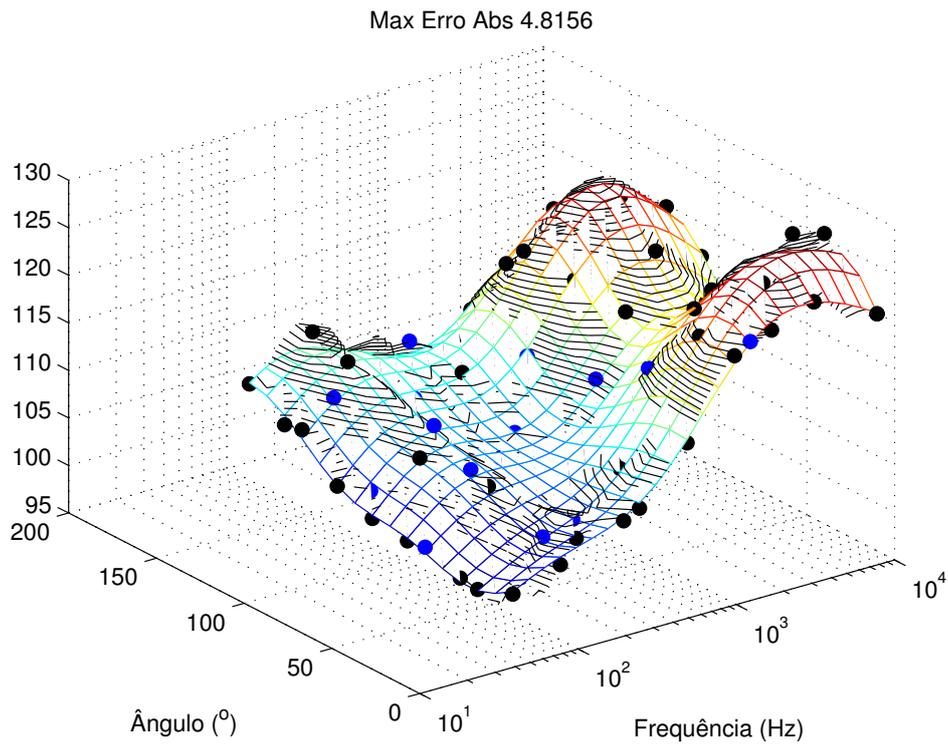
### 4.3.5 Discussão

Os testes efetuados na implementação da técnica Kriging abordaram 4 tipos de problemas que são 1D ou 2D, com ou sem ruído. O teste 1D sem ruído evidenciou que a estratégia de atualização da amostra selecionando os pontos com maior erro estimado resulta numa boa aproximação da



**Figura 4.21:** Teste Krigin: 2D Experimental - Ajuste.

função original e a regressão apresenta resultados similares à interpolação. Já o teste 1D com ruído evidenciou a necessidade do uso da regressão no lugar da interpolação para esse tipo de dados. Nas análises 2D, confirmou-se que a implementação se ajusta ao resultado analítico e experimental utilizando a estratégia de atualização da amostra.



**Figura 4.22:** Teste Krigin: 2D Experimental - Atualização.

**Tabela 4.6:** Atualização da amostra caso 2D Experimental

Atualização	$x$	$y$	$F(x, y)$	$\theta_1$	$\theta_2$	$\lambda$	Erro
1	0.391	0.733	109.90	6.606	10.341	0.0437	13.4553
2	0.000	1.000	109.11	6.273	10.099	0.0522	11.0929
3	1.000	0.000	119.94	6.583	10.852	0.0598	5.6920
4	0.000	0.000	101.24	5.045	0.404	0.165	0.7898
5	1.000	1.000	108.56	6.111	9.767	0.0519	3.6015
6	1.000	0.400	112.53	6.463	10.239	0.0423	3.8289
7	0.217	1.000	109.27	6.170	10.197	0.042	2.9527
8	0.304	0.000	105.65	5.997	9.453	0.0544	1.9117
9	0.000	0.800	107.14	6.142	9.390	0.0502	1.8039
10	1.000	0.200	125.53	6.276	10.279	0.0404	1.5762
15	0.000	0.133	99.81	6.251	9.432	0.0425	0.9805
20	0.174	0.000	105.22	6.817	9.859	0.0333	0.7069
25	1.000	1.000	108.56	7.074	9.741	0.0246	0.5473
30	0.435	0.333	106.24	7.403	9.309	0.0212	0.4432
35	1.000	0.333	116.63	7.465	8.811	0.0268	0.3931
40	0.000	0.200	100.08	7.131	7.842	0.0221	0.3027
45	0.348	0.000	106.52	7.757	8.339	0.0225	0.2575
50	0.609	0.867	117.09	6.884	7.549	0.0181	0.1924

---

## Modelo Semi-Empírico de Ruído

---

Neste capítulo é mostrada a metodologia adotada para desenvolver o modelo semi-empírico baseado na parametrização descrita na seção 4.2 e na técnica de regressão Kriging descrita na seção 4.3. Na seção 5.1, descreve-se como é definido o modelo para o ruído de banda larga, selecionando as variáveis que melhor representam os diferentes parâmetros do espectro. Na seção 5.2 é proposto um modelo para a BPF, no qual duas propostas são analisadas: BPF com decaimento linear e BPF com decaimento exponencial, além de também serem selecionados os pares de variáveis que melhor representam os parâmetros para o modelo das BPFs. Por fim, o modelo final é definido e a ele 3 técnicas de estimativa de erro são aplicadas para analisar sua robustez e quantificar seu erro em relação à amostra de dados disponível.

No processo de definição do modelo, adota-se, por simplicidade, a hipótese que cada parâmetro do espectro é uma função de 2 variáveis, tornando necessário utilizar uma metodologia para seleção das variáveis. Para isso, aplica-se a regressão de cada parâmetro com as combinações de variáveis  $Ma_{tip-J}$ ,  $Ma_{axial-J}$ ,  $Ma_{tip-RSS}$ ,  $Ma_{axial-RSS}$  e  $J-RSS$  e como métrica aplica-se a distância entre o ponto da amostra (valor do parâmetro) à regressão (superfície). Para cada regressão observa-se o erro médio e o desvio padrão. Também analisa-se o histograma de ocorrências das faixas de erro e a ocorrência acumulada, ou seja, ocorrências com erro menor que um determinado valor, obtendo um comparativo gráfico entre os diferentes pares de variáveis.

Para cada regressão é aplicado o treinamento da técnica Kriging como descrito na seção 4.3. Para isso os parâmetros da regressão ( $\theta_{1,2}$  e  $\lambda$ ) foram limitados de acordo com a Tabela 5.1. Em alguns casos esses limites foram modificados para evitar *overfitting* e tal fato é explicitado na respectiva seção.

**Tabela 5.1:** Limites de Treinamento para os parâmetros do Kriging

	$\theta_1$	$\theta_2$	$\lambda$
Inferior	1E-6	1E-6	1E-08
Superior	1E2	1E2	1E1

## 5.1 Modelo para *Broadband*

O modelo para o BB é definido sobre o auto-espectro do ruído medido *in-duct*, como descrito na seção 4.2. Dessa forma, 3 são os parâmetros necessário para representar o BB e a variação desses parâmetros é aqui estudado em função das variáveis do experimento e a modelagem é feita utilizando a regressão Kriging. Visando utilizar variáveis aplicadas a motores *turbofan*, utilizou-se as seguintes grandezas: Mach Axial (MA), Mach *Tip* (MT), Razão de avanço (J) e Distância Rotor/Estator (RSS).

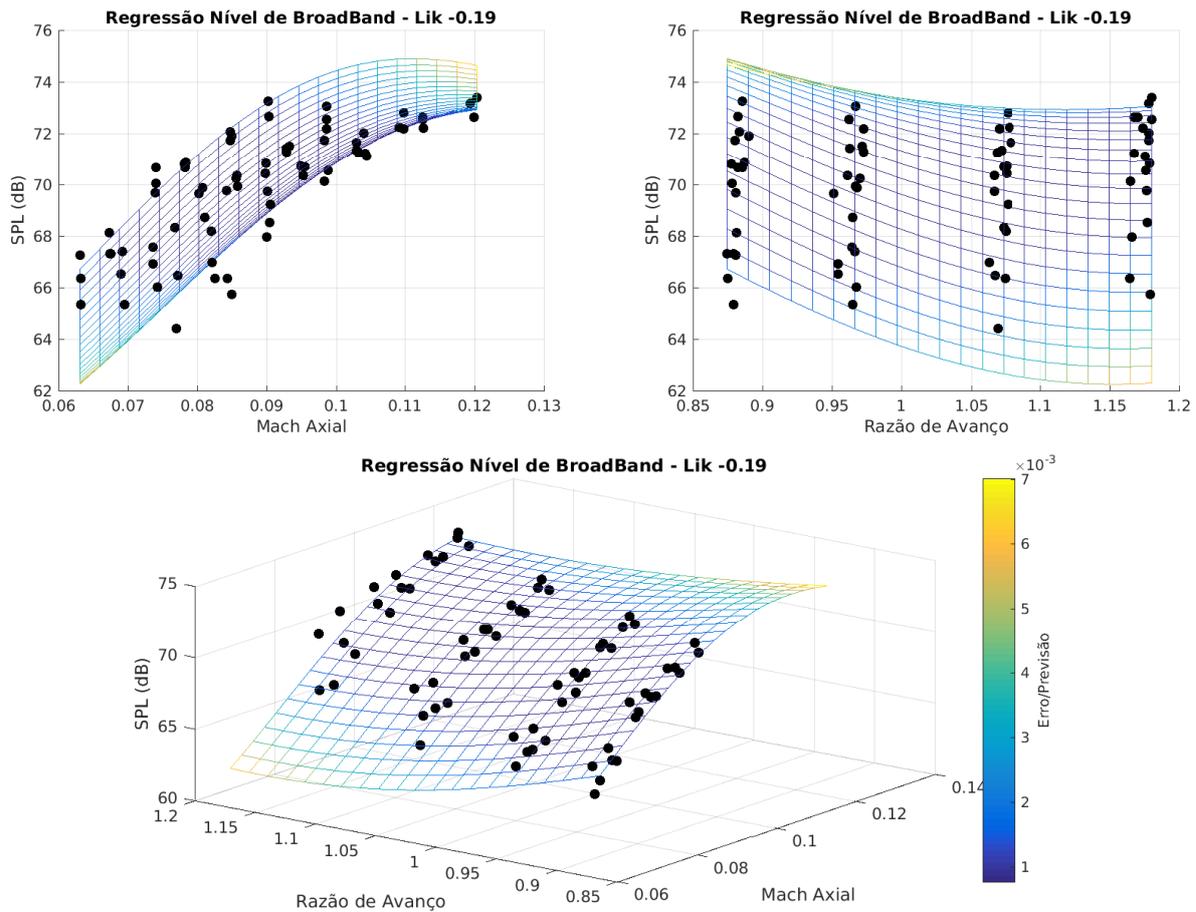
### 5.1.1 Nível do BB

Nesta seção são apresentadas as regressões para o nível do BB ajustado aos auto-espectros. A Figura 5.1 apresenta a regressão utilizando as variáveis J e MA, já a Figura 5.2 apresenta a regressão utilizando as variáveis J e MT, a Figura 5.3 a regressão utilizando as variáveis RSS e MA, a Figura 5.4 a regressão utilizando as variáveis RSS e MT e por fim a Figura 5.5 apresenta a regressão utilizando as variáveis RSS e J. Em todas as figuras são mostradas duas vistas laterais do gráfico e uma vista de perspectiva. Os pontos pretos são os valores originais para o nível de BB e a superfície é a regressão. O código de cores da superfície representa o erro estimado obtido pela regressão, definido pela equação 4.12, e seus valores estão na barra de cores na vista em perspectiva.

Pela observação dos gráficos nota-se que o par RSS-MT melhor representa o nível do BB e o par RSS-J parece não ser apropriado para tal representação. Do gráfico 5.4, nota-se que o nível do BB tende a aumentar com o Mach *Tip* e possui uma tendência de cair com o RSS em determinada região da superfície de regressão. Na Figura 5.3 e 5.1 nota-se a tendência do Nível de BB aumentar com o Mach Axial. Como o BB é consequência, principalmente, do nível de turbulência do escoamento gerado pelo rotor, a observação está de acordo com o aumento do nível de turbulência, relacionado com o Reynolds da pá para MA maior.

A Tabela 5.2 tem os valores dos ajustes dos parâmetros da regressão por Kriging. Observa-se que os pares de variáveis MA-J e MT-RSS apresentam menor  $\lambda$ , o que busca quantificar o ruído da amostra de dados, indicando que esses dois ajustes apresentam um erro menor. Por outro lado, o par J-RSS apresenta o  $\lambda = 10$ , logo é o que apresenta maior erro, assim como o par MA-RSS.

Os erros médios e os desvios padrão de cada regressão estão apresentados na Tabela 5.3. O histograma de ocorrências e as ocorrências acumuladas estão apresentados na Figura 5.6. Pela tabela, o par de variáveis MT-RSS resulta em um menor erro médio, um menor desvio padrão e,



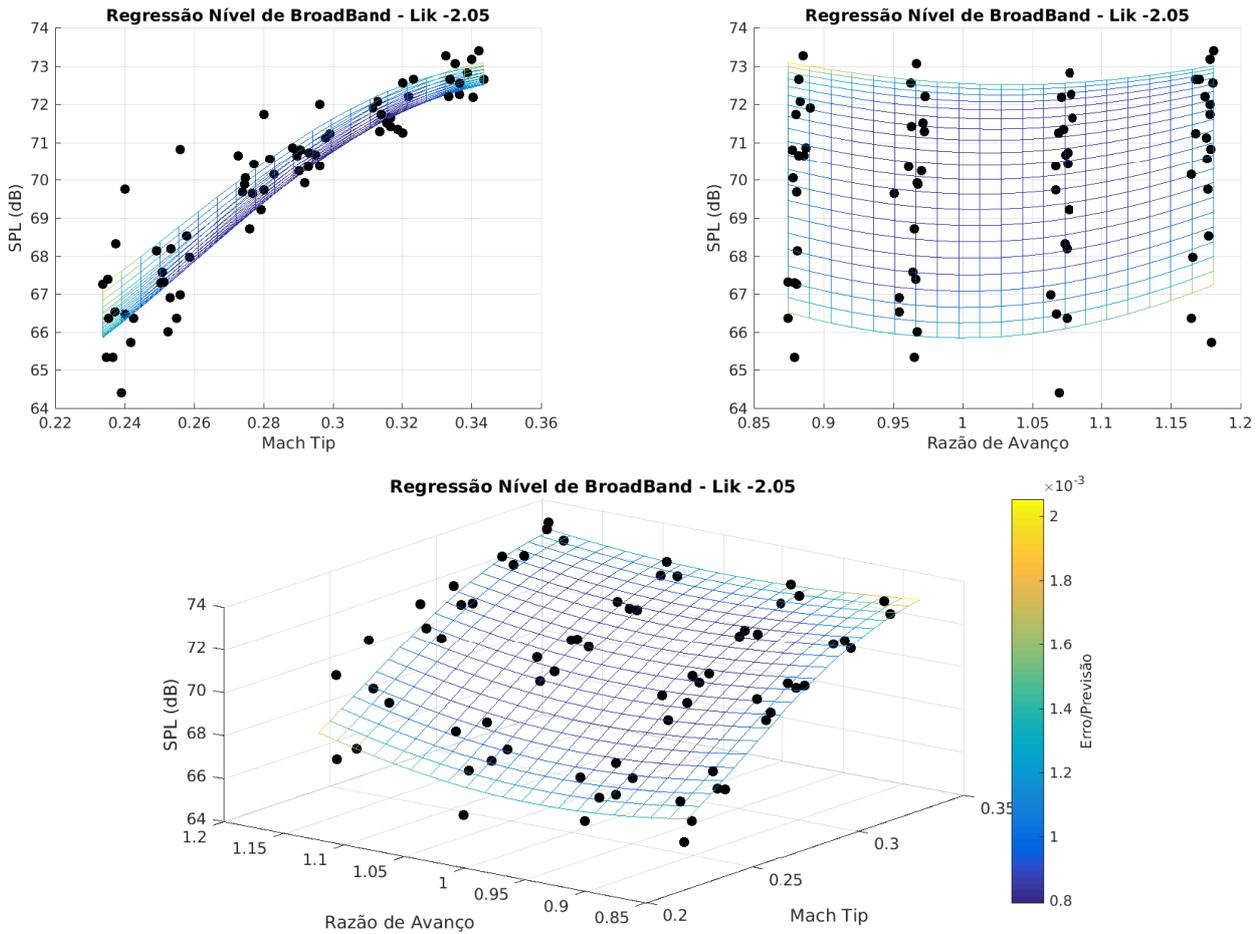
**Figura 5.1:** Nível de BB Vs  $J$  e  $Mach_{Axial}$

pela ocorrência acumulada, esse par tem uma maior ocorrência acumulada a partir de um erro de 1%. Logo esse par é o que melhor representa a superfície na regressão. Comparando os valores de  $\lambda$  com os erros médios, nota-se uma relação entre essas variáveis, visto que os pares com menor erro também possuem os menores valores para  $\lambda$ .

### 5.1.2 Decaimento do BB

Nesta seção são apresentadas as regressões para o decaimento do nível do BB ajustado aos auto-espectros. A Figura 5.7 apresenta a regressão utilizando as variáveis  $J$  e  $MA$ , já a Figura 5.8 apresenta a regressão utilizando as variáveis  $J$  e  $MT$ , a Figura 5.9 a regressão utilizando as variáveis  $RSS$  e  $MA$ , a Figura 5.10 a regressão utilizando as variáveis  $RSS$  e  $MT$  e por fim a Figura 5.11 apresenta a regressão utilizando as variáveis  $RSS$  e  $J$ .

Pela observação dos gráficos nota-se que os pares  $RSS-MT$  e  $RSS-MA$  parecem melhor representar o decaimento, onde o par  $RSS-MT$  apresenta um melhor ajuste na região de alto  $RSS$  e baixo  $MT$  em comparação ao  $MA$ , onde uma maior dispersão dos dados é notado. O par  $J-MT$  demonstra ter baixa capacidade de representar a superfície. Do gráfico 5.10 nota-se que o decaimento do BB tende a reduzir com o  $RSS$  e a tendência com o  $MT$  varia de acordo com o  $RSS$ , para



**Figura 5.2:** Nível de BB Vs J e  $Mach_{Tip}$

baixos valores de RSS a tendência é aumentar o decaimento com o MT e para altos valores de RSS o decaimento tende a cair com o MT.

A Tabela 5.4 tem os valores dos ajustes dos parâmetros da regressão Kriging. Observa-se que os pares de variáveis MA-J e MT-J apresentam os maiores  $\lambda$ s (no limite superior adotado par o treinamento) e o par MT-RSS apresentou o menor. Para o par MT-J aplicou-se um limite inferior para  $\theta_2$  igual a  $1E-2$  visando reduzir o *overfitting* do parâmetro  $\theta_1$ , porém, ao fim, não houve diferença no resultado, visto que  $\theta_1$  é muito maior que  $\theta_2$ .

Os erros médios e os desvios padrão de cada regressão estão apresentados na Tabela 5.5. O histograma de ocorrências e as ocorrências acumuladas estão apresentados na Figura 5.12. Pela tabela, o par de variáveis MT-RSS resulta em um menor erro médio, um menor desvio padrão e, pela ocorrência acumulada, esse par tem uma maior ocorrência acumulada para praticamente todos os valores de erro. Vale aqui notar que o erro percentual observado para o decaimento é muito alto, visto que o valor do decaimento é baixo e as variações são significativas em relação ao seu valor absoluto. Logo esse par é o que melhor representa a superfície na regressão. A mesma comparação entre o erro e o  $\lambda$  também se observa aqui.

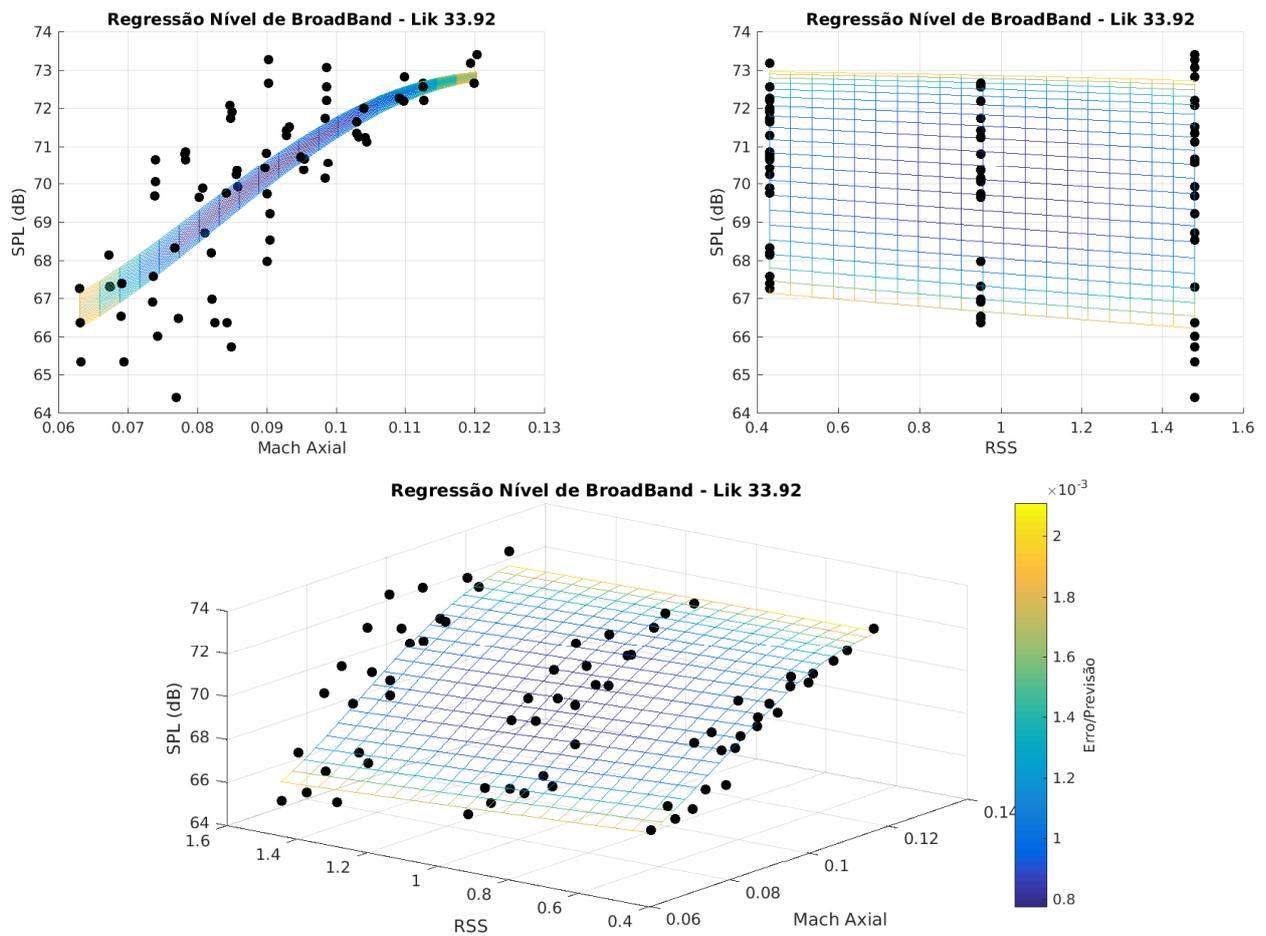


Figura 5.3: Nível de BB Vs RSS e  $Mach_{Axial}$

Tabela 5.2: Parâmetros de ajuste da regressão - Nível de *broadband*

Variáveis	$\theta_1$	$\theta_2$	$\lambda$
MA J	0.74	0.30	0.012
MT J	0.64	0.36	0.039
MA RSS	0.95	0.03	0.173
MT RSS	0.68	0.15	0.017
J RSS	1.45	0.22	10.000

Tabela 5.3: Erro percentual da Regressão do Nível de BB

	MA J	MT J	MA RSS	MT RSS	J RSS
Média	0.811	0.806	1.541	0.652	2.778
Desvio	0.805	0.810	1.399	0.546	1.856

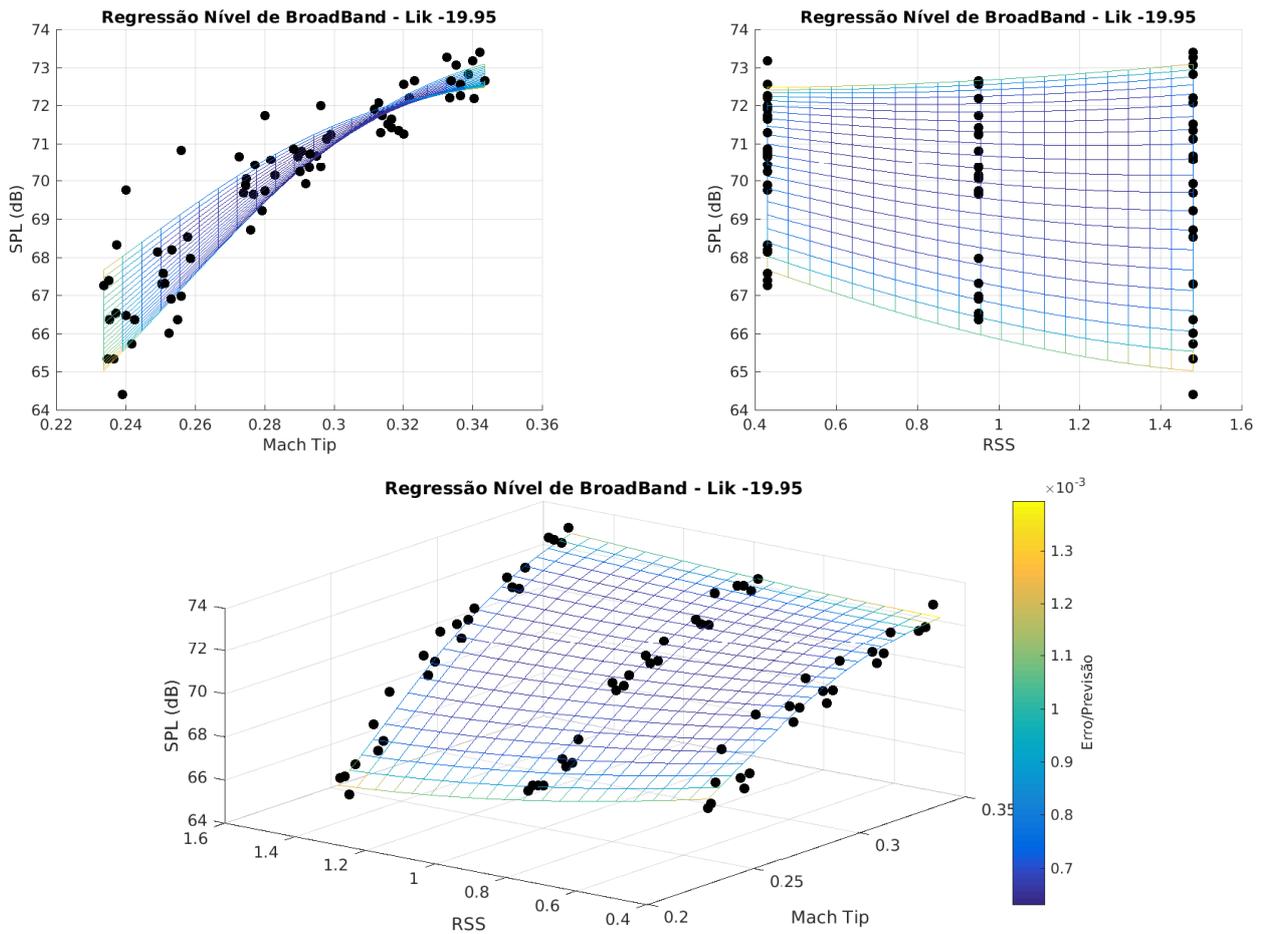


Figura 5.4: Nível de BB Vs RSS e  $Mach_{Tip}$

Tabela 5.4: Parâmetros de ajuste da regressão - Decaimento BB

Variáveis	$\theta_1$	$\theta_2$	$\lambda$
MA J	15.03	3.45	9.999
MT J	24.43	0.01	9.999
MA RSS	0.95	2.42	0.606
MT RSS	8.83	1.03	0.150
J RSS	0.08	1.30	0.575

Tabela 5.5: Erro percentual da Regressão do Decaimento do BB

	MA J	MT J	MA RSS	MT RSS	J RSS
Média	103.7	106.5	49.9	32.0	53.9
Desvio	141.1	150.0	49.1	37.6	45.6

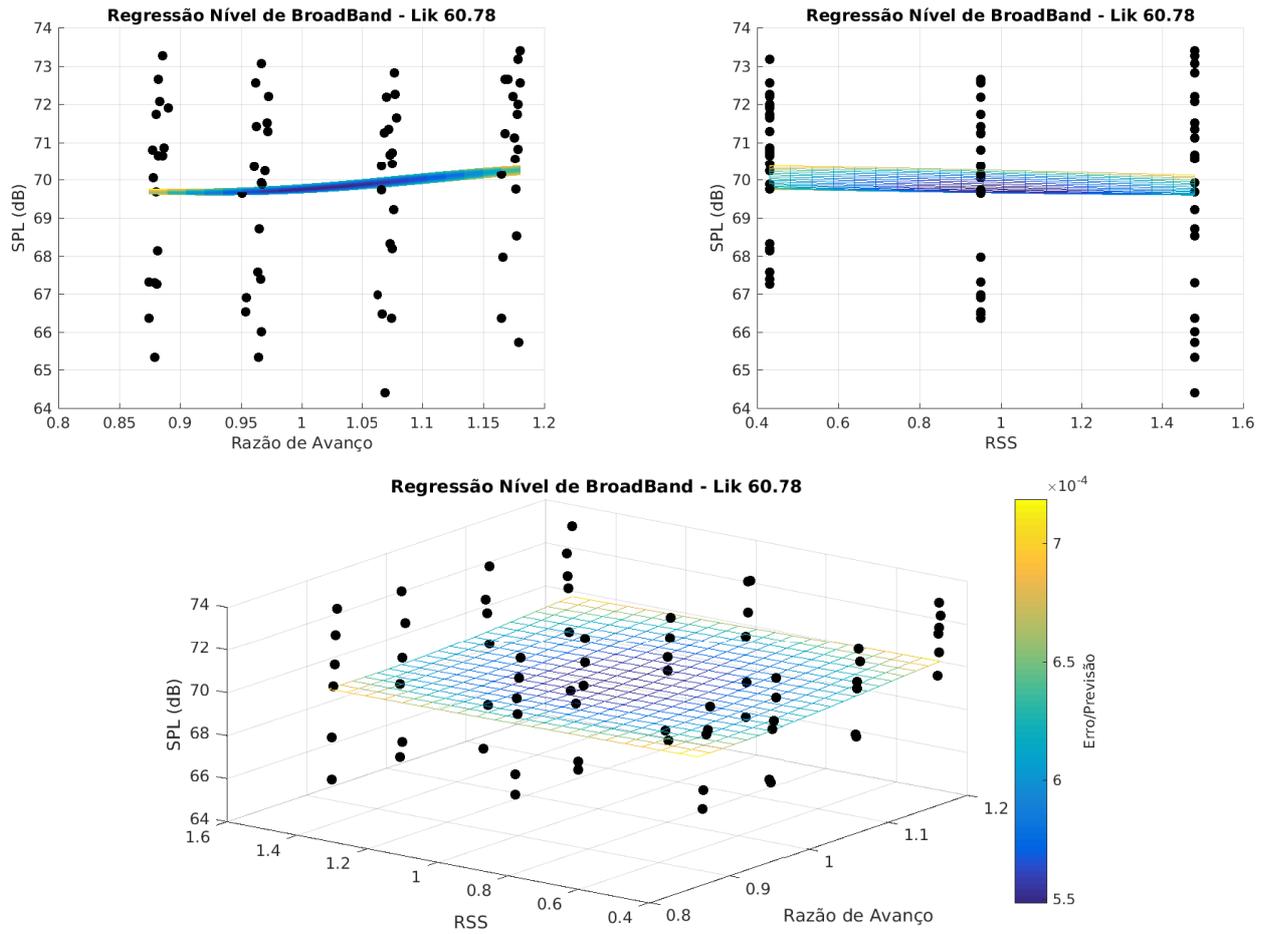


Figura 5.5: Nível de BB Vs J e RSS

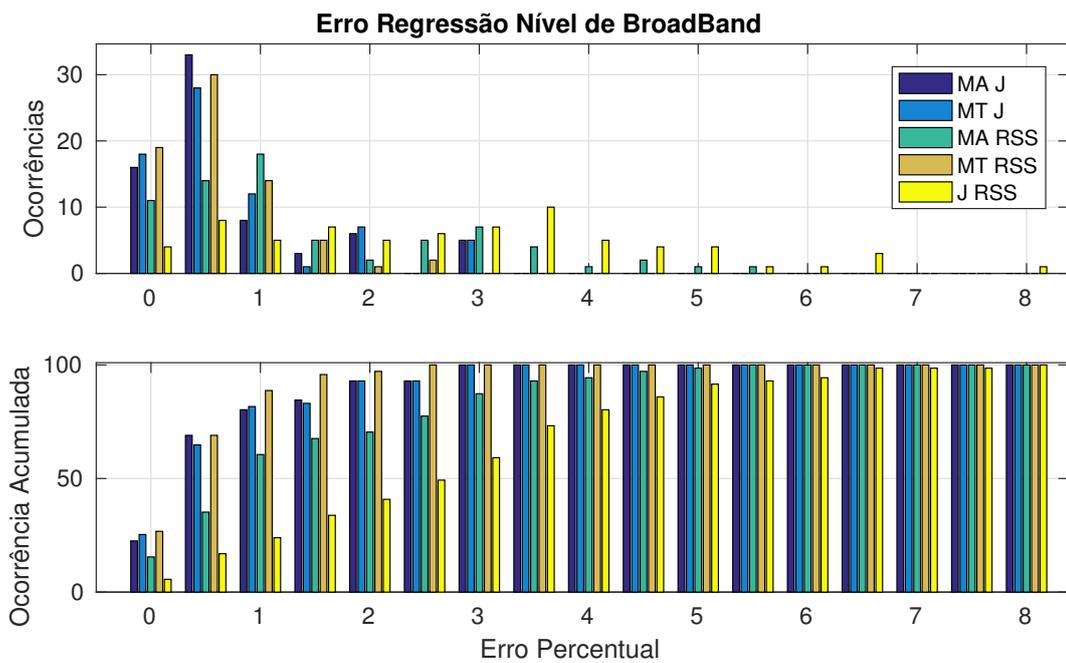
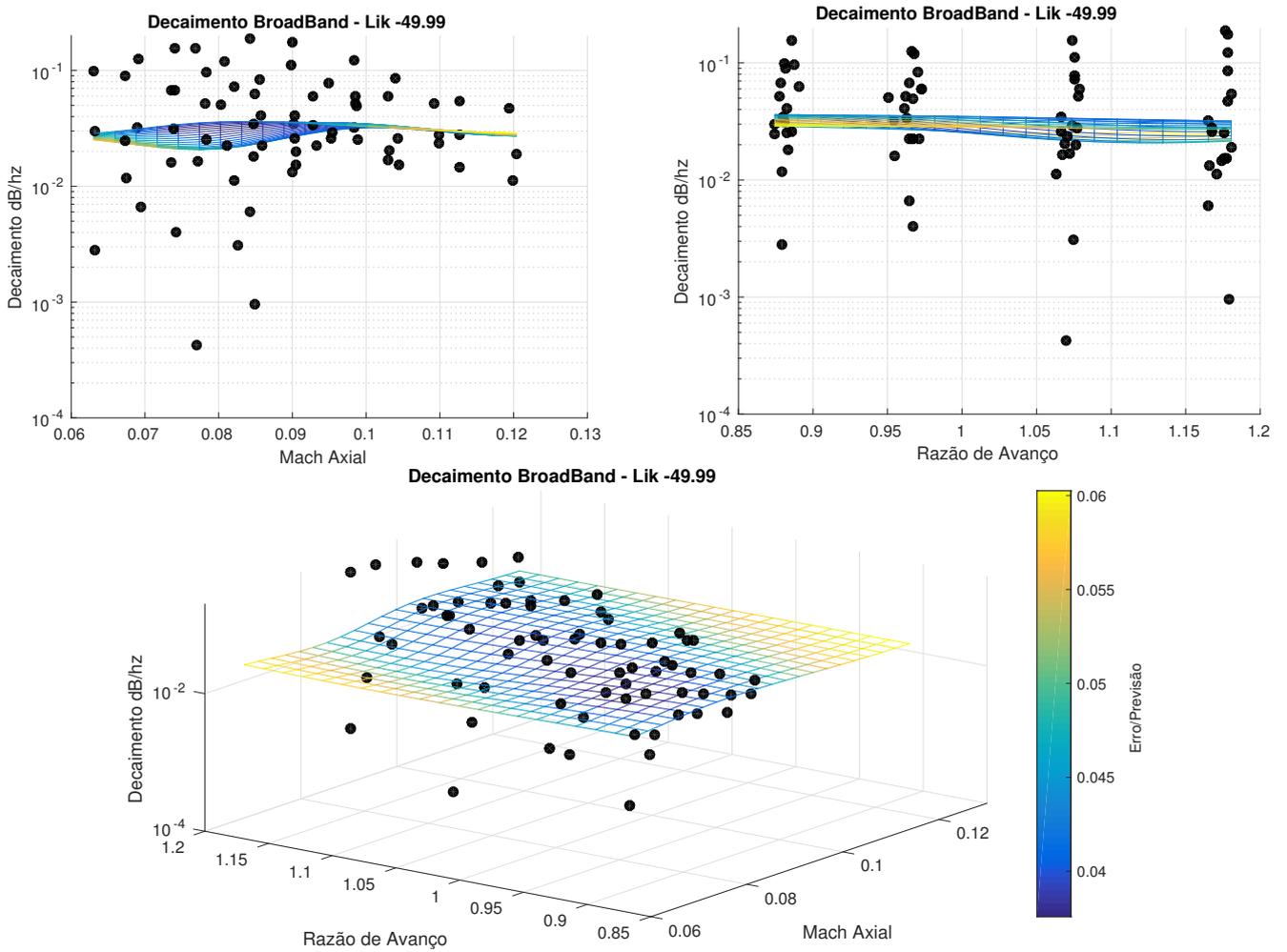
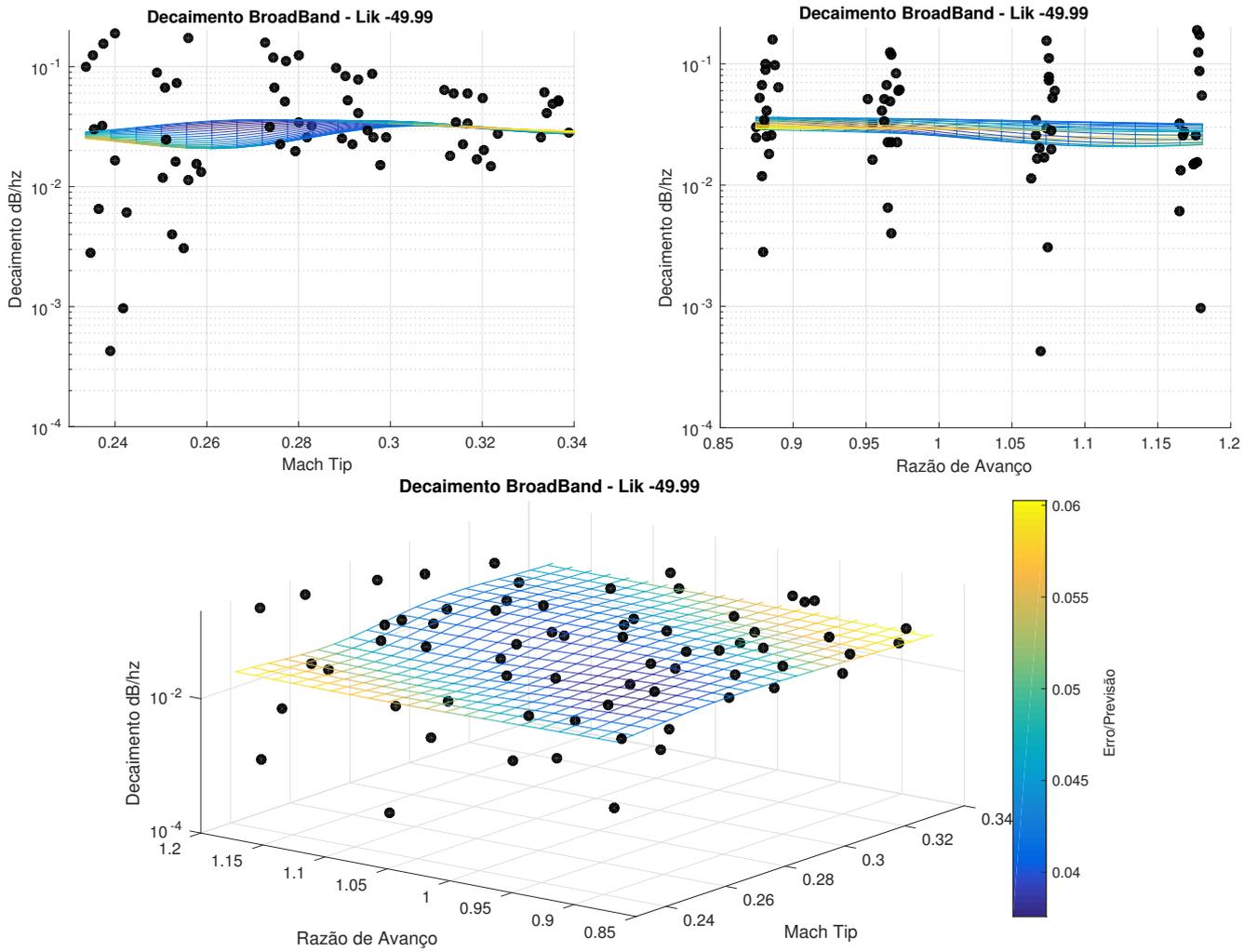


Figura 5.6: Erro percentual Ajuste para Nível de BB



**Figura 5.7:** Decaimento do BB Vs  $J$  e  $Mach_{Axial}$



**Figura 5.8:** Decaimento do BB Vs  $J$  e  $Mach_{Tip}$

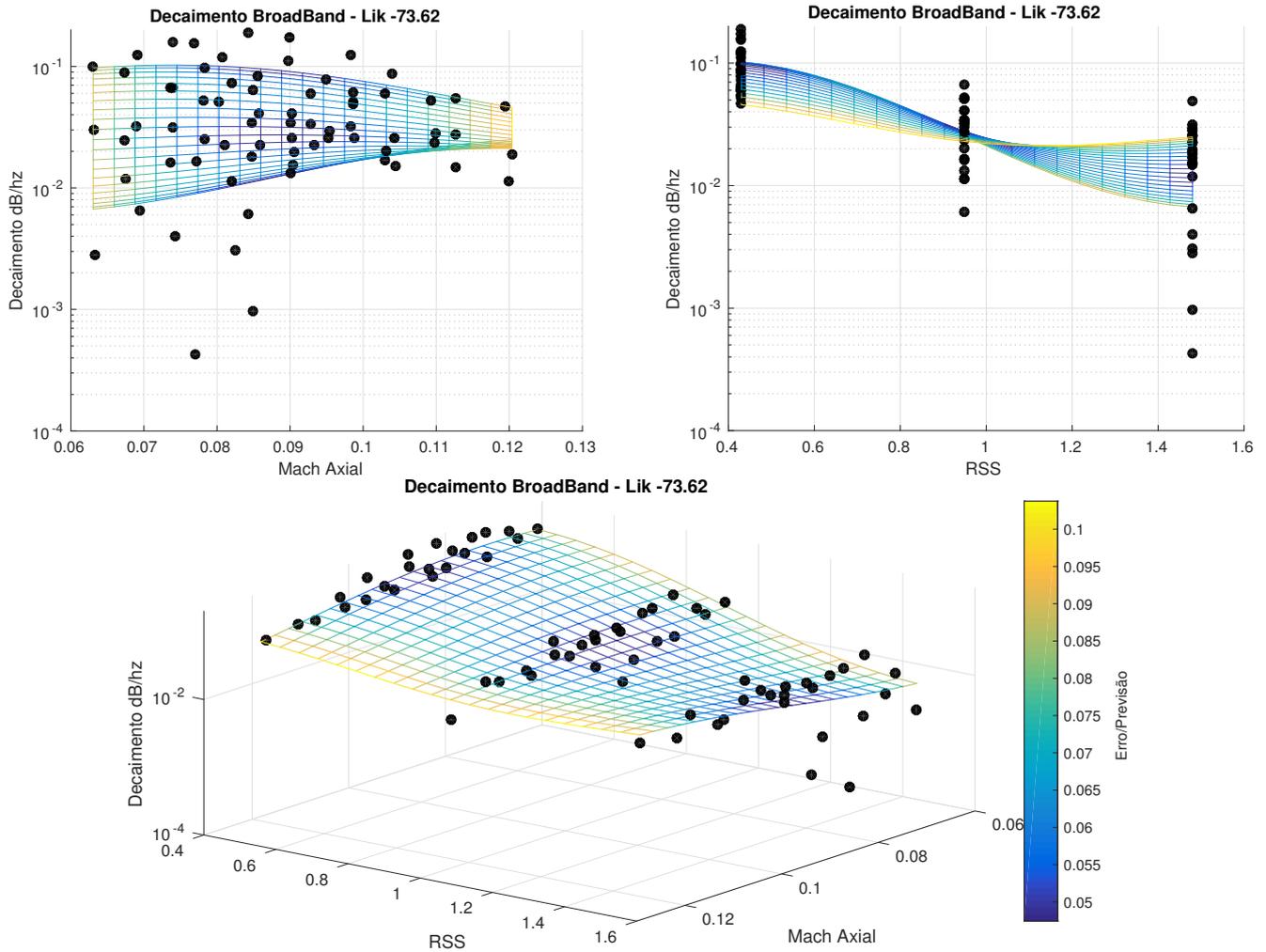


Figura 5.9: Decaimento do BB Vs RSS e  $Mach_{Axial}$

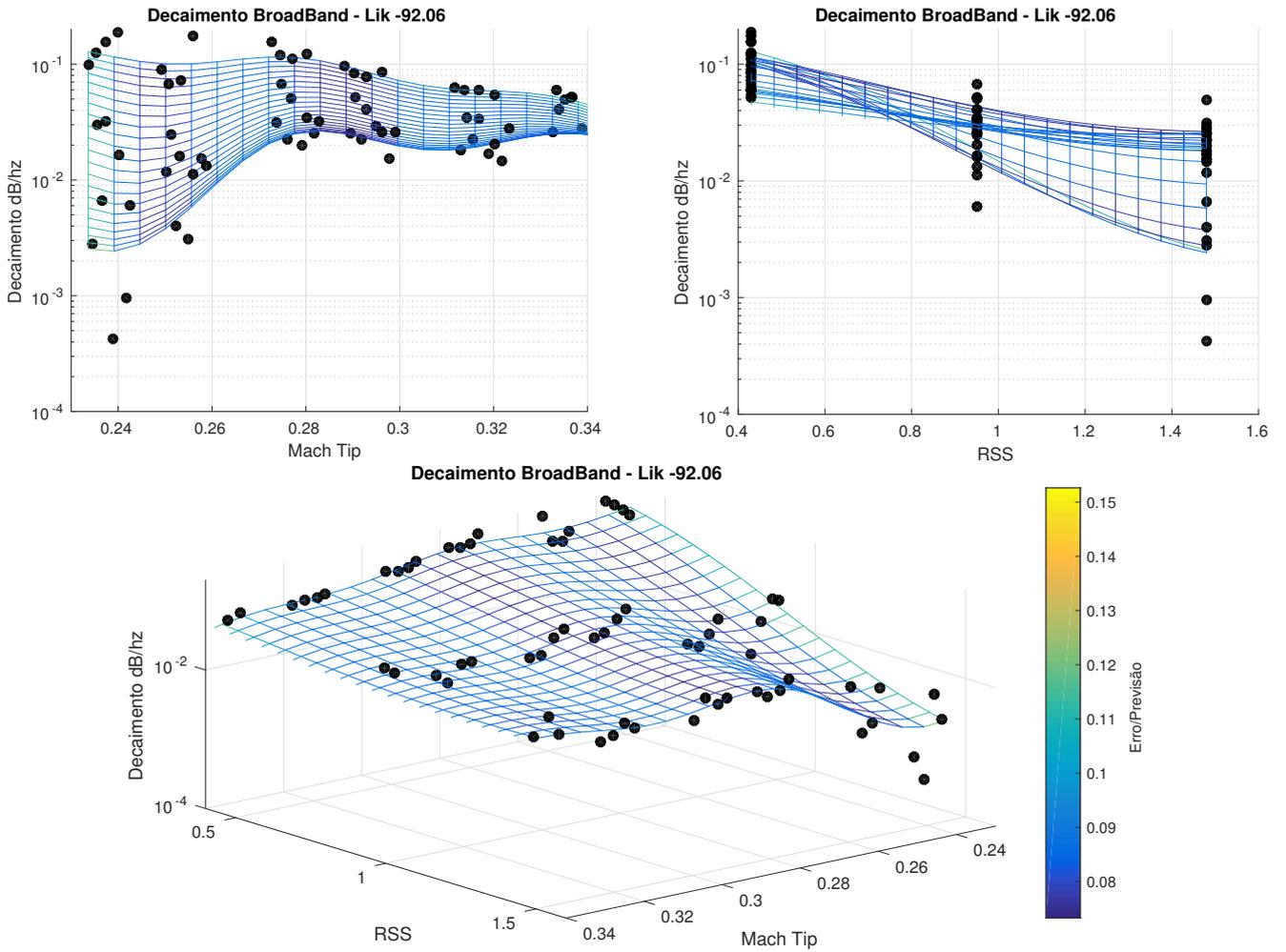


Figura 5.10: Decaimento do BB Vs RSS e  $Mach_{Tip}$

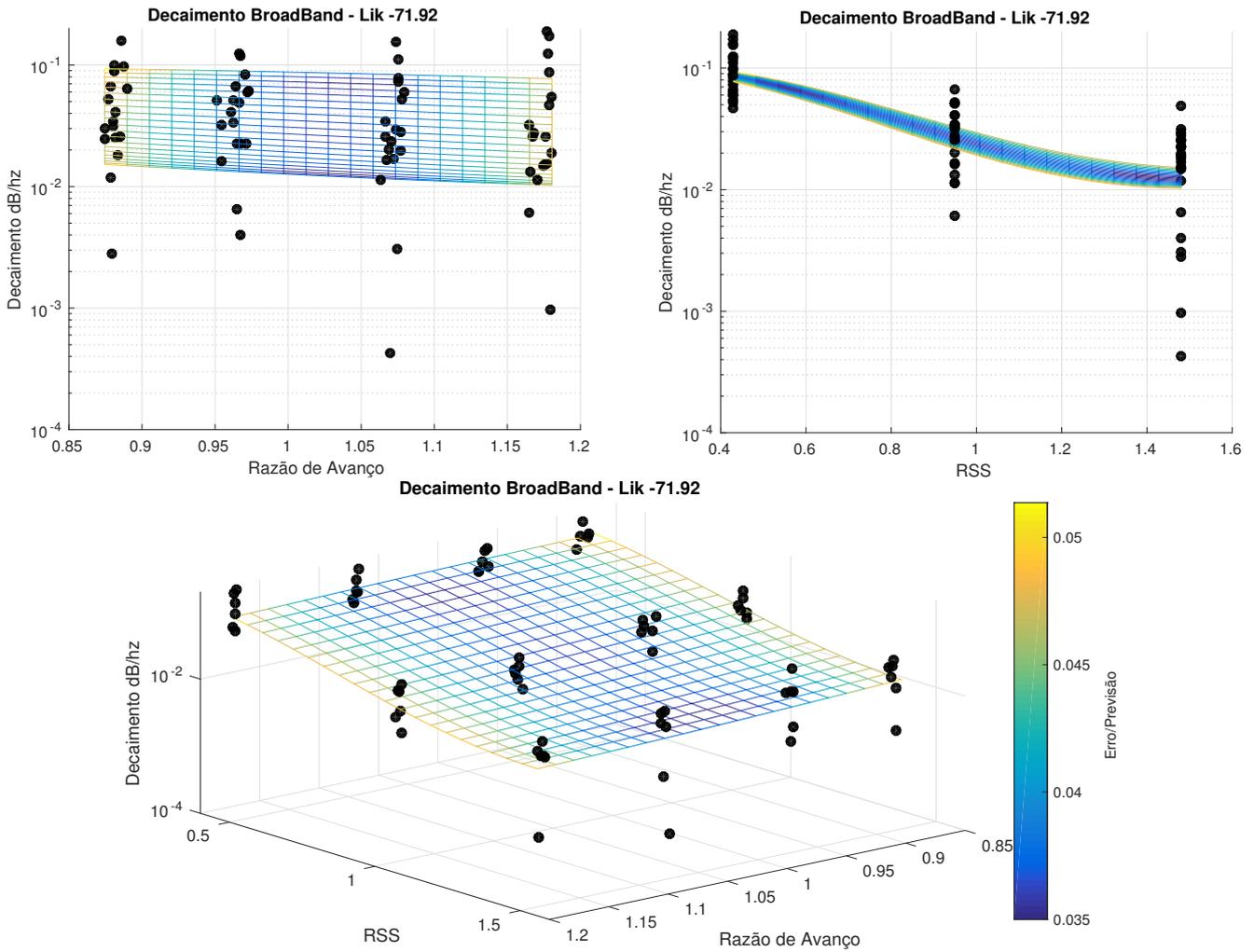


Figura 5.11: Decaimento do BB Vs J e RSS

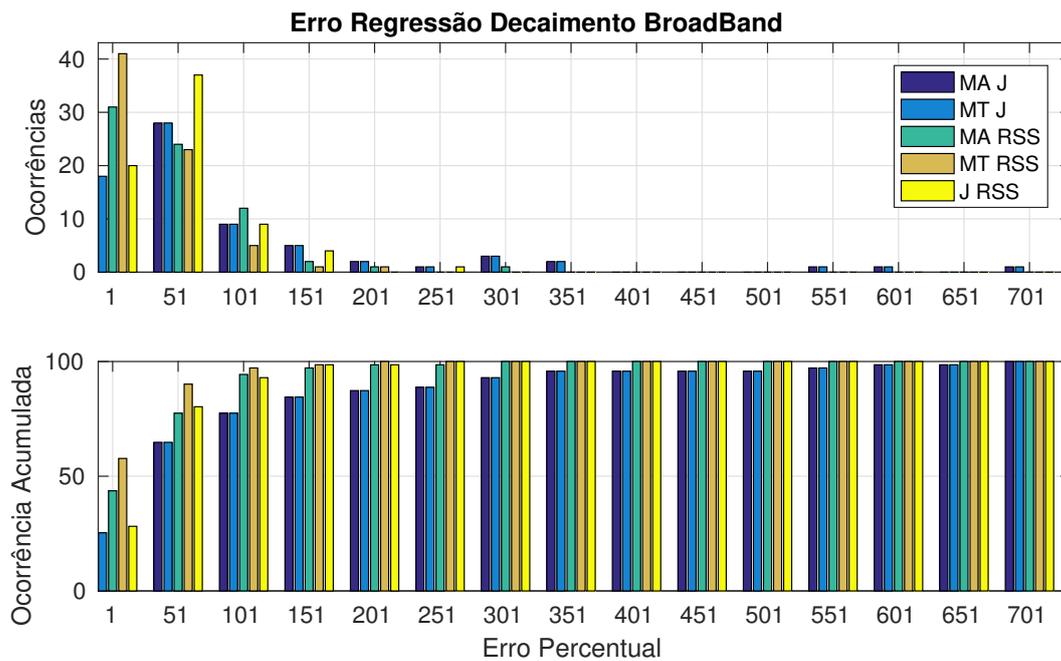
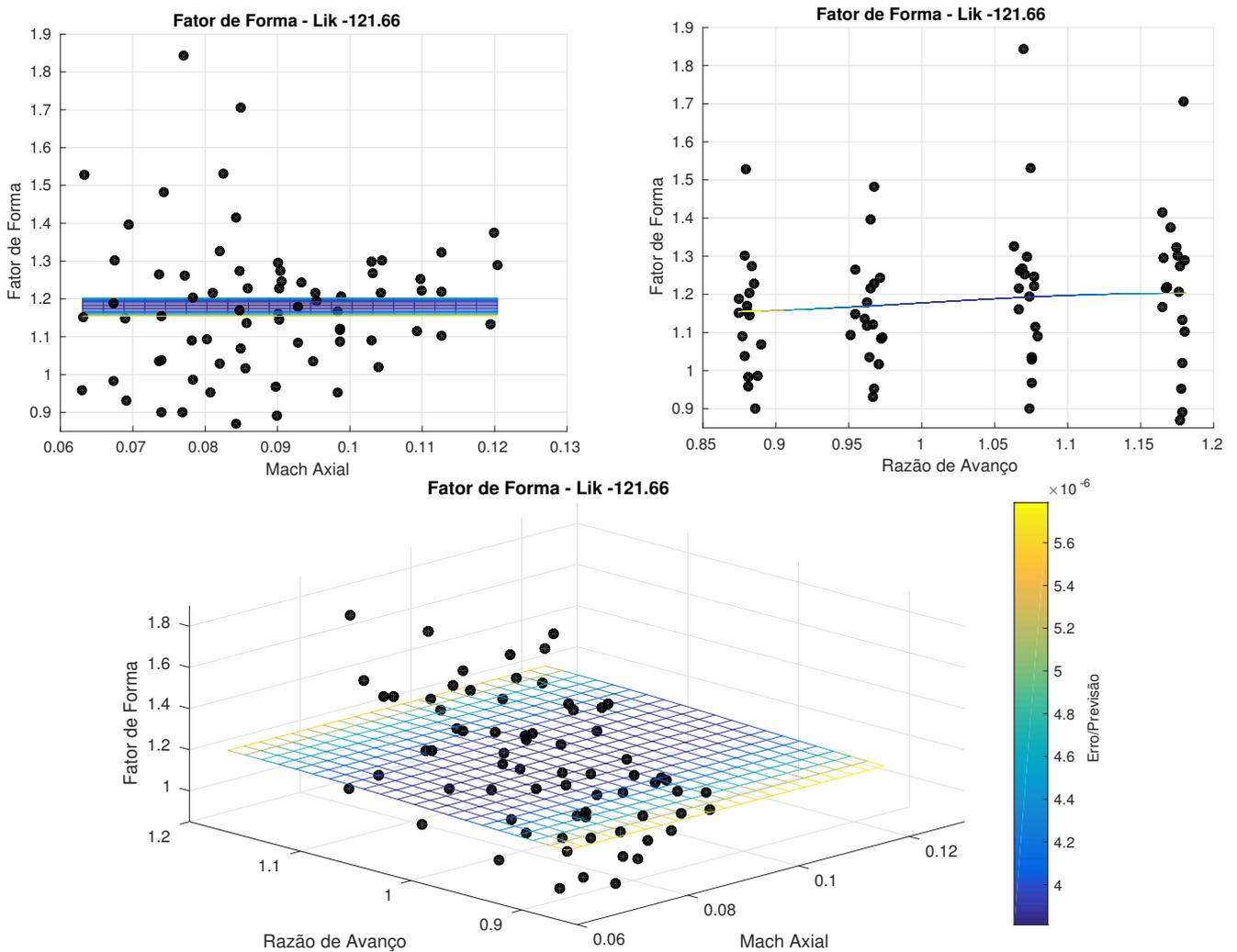


Figura 5.12: Erro percentual Ajuste para o Decaimento do BB

### 5.1.3 Fator de Forma do BB

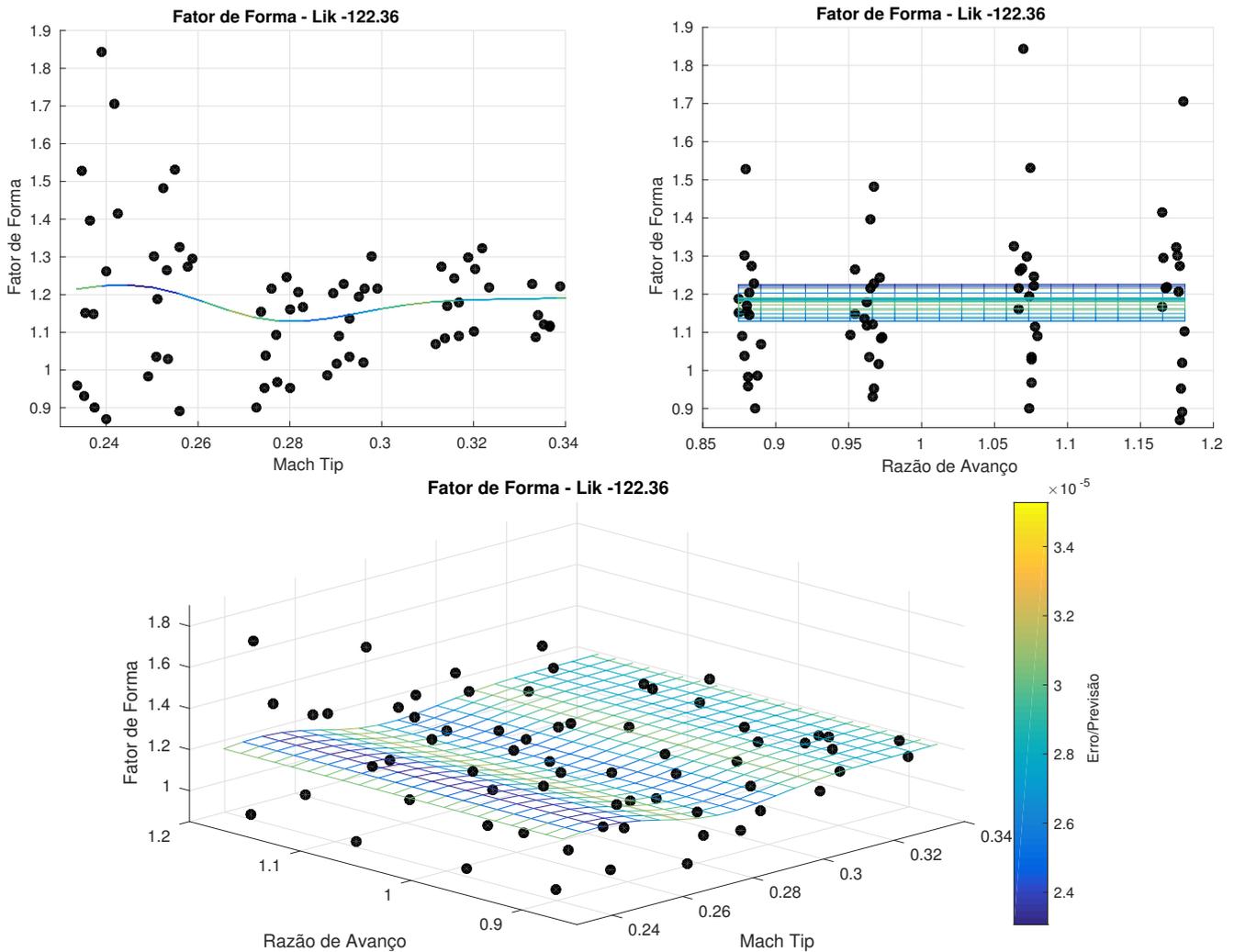
Nesta seção são apresentadas as regressões para o fator de forma do BB ajustado aos auto-espectros. A Figura 5.13 apresenta a regressão utilizando as variáveis J-MA, já a Figura 5.14 apresenta a regressão utilizando as variáveis J-MT, a Figura 5.15 a regressão utilizando as variáveis RSS-MA, a Figura 5.16 a regressão utilizando as variáveis RSS-MT e por fim a Figura 5.17 apresenta a regressão utilizando as variáveis RSS-J.

A observação dos gráficos mostra que os dados apresentam uma grande dispersão, o que pode dificultar a representação da superfície e o par de variáveis MT-RSS parece ser a melhor representação. Do gráfico 5.16 nota-se que o fator de forma tende a aumentar com o RSS, ou seja, essa variável tende a deformar o espectro aumentando o decaimento nas altas frequências. Em relação ao MT, para baixos valores de RSS a tendência é de leve crescimento e para altos valores uma tendência decrescente.



**Figura 5.13:** Fator de Forma do BB Vs J e  $Mach_{Axial}$

A Tabela 5.6 tem os valores dos ajustes dos parâmetros da regressão Kriging. Observa-se que os pares de variáveis MA-J e MT-J apresentam os maiores  $\lambda$ s e o par MT-RSS apresentou o menor.



**Figura 5.14:** Fator de Forma do BB Vs J e  $Mach_{Tip}$

Neste caso os limites inferiores para  $\theta_{1,2}$  foram modificados para os pares MA-J e MT-J. Assim como no caso do decaimento, tal alteração não resultou em melhora na regressão.

**Tabela 5.6:** Parâmetros de ajuste da regressão - Fator de forma

Variáveis	$\theta_1$	$\theta_2$	$\lambda$
MA J	0.01	1.44	10.000
MT J	25.54	0.01	9.999
MA RSS	0.76	2.52	0.567
MT RSS	9.05	1.03	0.161
J RSS	0.12	1.24	0.487

Os erros médios e os desvios padrão de cada regressão estão apresentados na Tabela 5.7. O histograma de ocorrências e as ocorrências acumuladas estão apresentados na Figura 5.18. Pela tabela, o par de variáveis MT-RSS resulta em um menor erro médio, um menor desvio padrão e, pela ocorrência acumulada, esse par tem uma maior ocorrência acumulada para praticamente todos

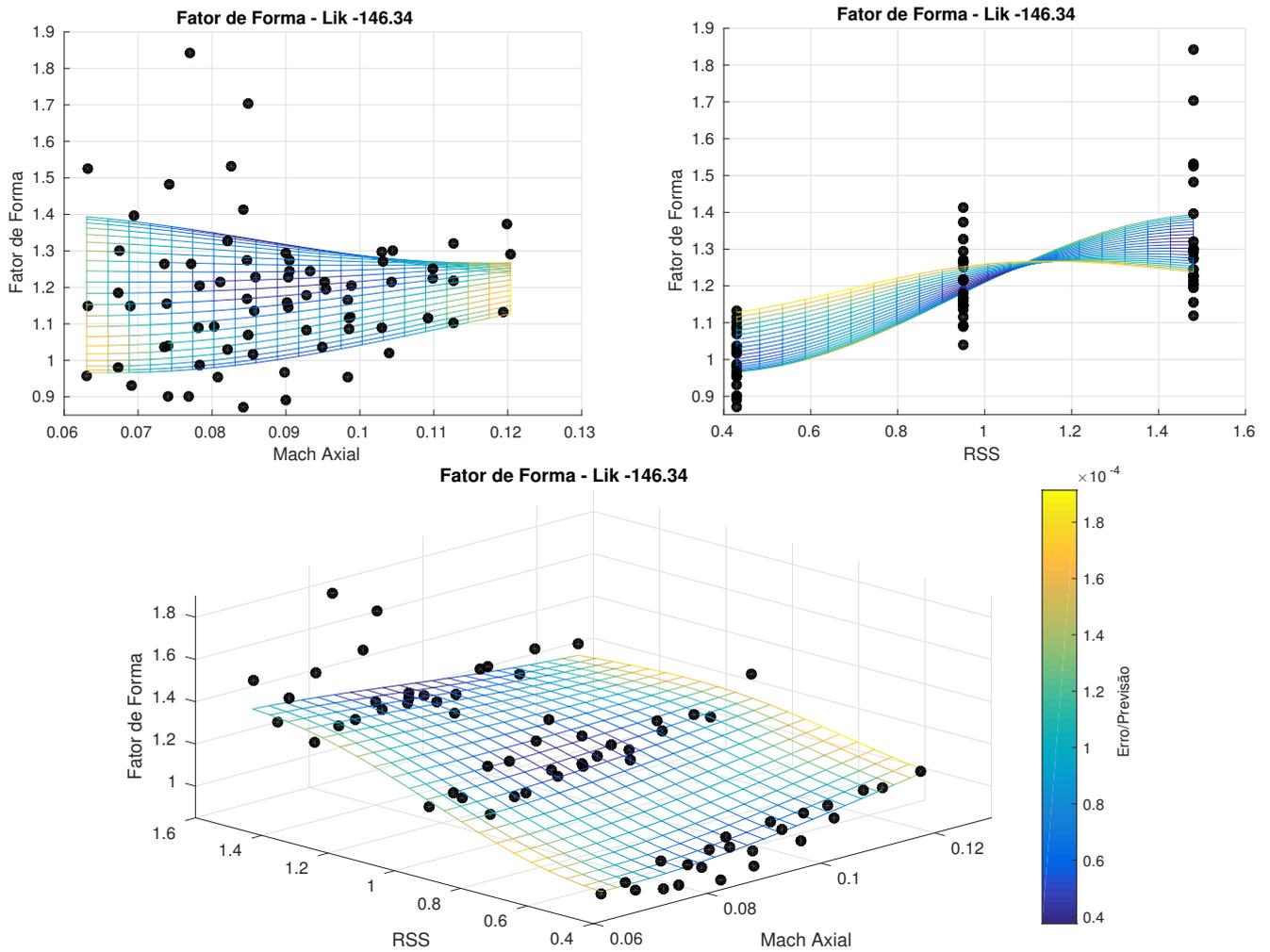


Figura 5.15: Fator de Forma do BB Vs RSS e  $Mach_{Axial}$

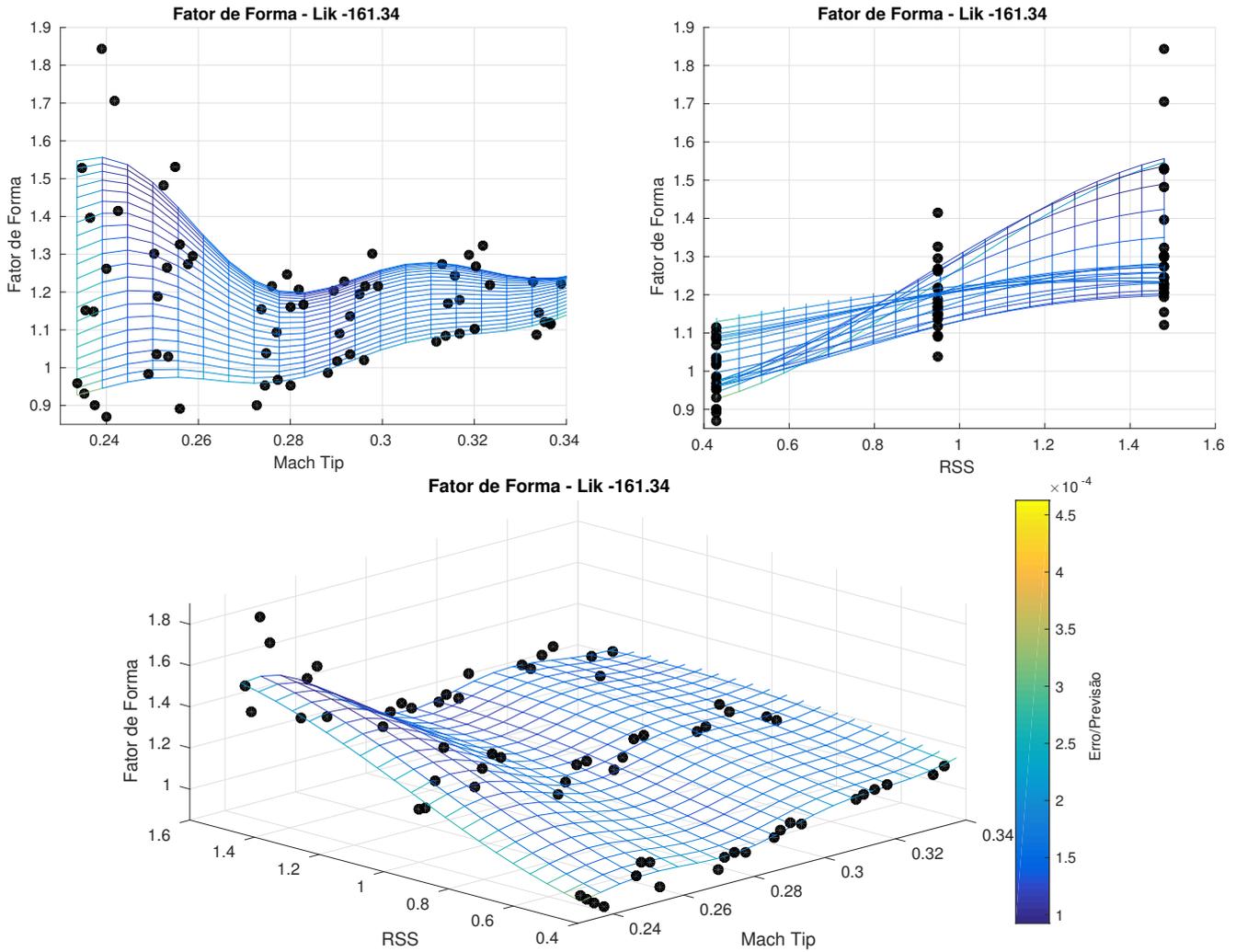
os valores de erro. Logo esse par é o que melhor representa a superfície na regressão. A mesma comparação entre o erro e o  $\lambda$  também se observa aqui.

Tabela 5.7: Erro percentual da Regressão do Fator de forma do *broadband*

	MA J	MT J	MA RSS	MT RSS	J RSS
Média	10.8	10.8	6.3	4.0	6.8
Desvio	10.1	9.1	5.8	3.6	6.0

## 5.2 Modelo para BPFs

Nesta seção é definido o modelo para os tonais do espectro e os passos utilizados para definir o BB na seção 5.1 também são aqui utilizados. Vale lembrar que a parametrização das BPFs, definido na seção 4.2, é feita utilizando o valor do tom medido, o que é uma abordagem individual por tom e com maior complexidade do modelo. Observando a proposta de Heidmann as BPFs são definidas pela intensidade do primeiro tom e as demais possuem um valor que cai 3dBs por



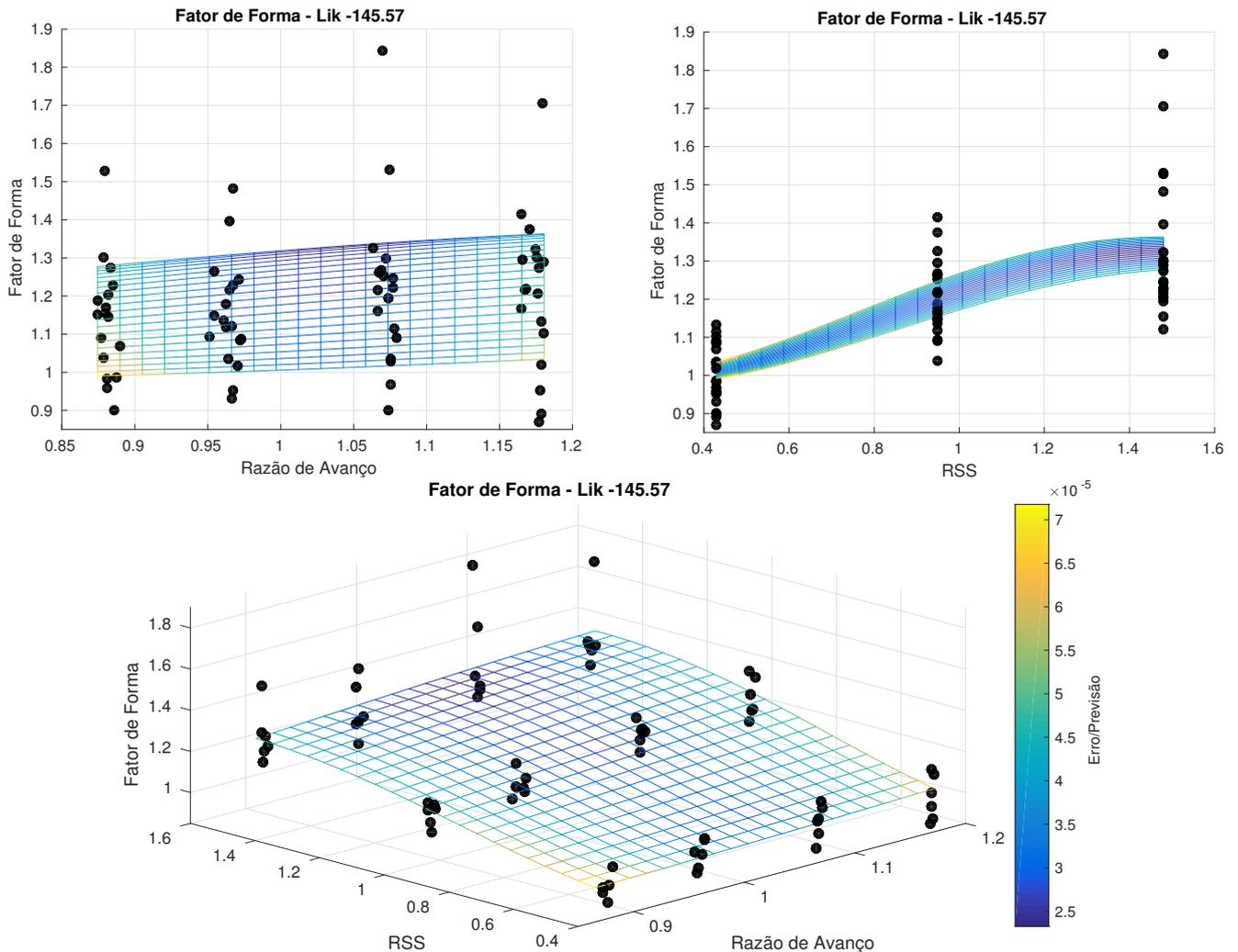
**Figura 5.16:** Fator de Forma do BB Vs RSS e  $Mach_{Tip}$

BPF, ou seja, o modelo é linear. Seguindo a mesma ideia duas propostas de modelo são propostas e testadas: modelo linear e modelo exponencial. O modelo linear é mostrado na seção 5.2.1, o modelo exponencial é apresentado na seção 5.2.2 e a comparação entre os dois modelos é feita na seção 5.2.3.

### 5.2.1 Modelo Linear

O modelo linear busca expandir a proposta do programa ANOPP aplicando uma regressão linear à distância entre o pico do tom e o BB. O resultado da regressão é mostrado nas Figuras 5.19, para o nível da primeira BPF, e 5.20 para o decaimento.

Da Figura 5.19, nota-se que o nível da primeira BPF aumenta com o *throttle*, pois aumenta o carregamento no *fan*, apesar da redução do MA, e cai com o RSS, o que tem relação com a redução do déficit de velocidade da esteira que incide no estator, o principal mecanismo de geração de ruído pela interação rotor/estator. Já da Figura 5.20 pode-se notar que o decaimento das BPFs aumenta com o *throttle* e com o RSS. Em relação ao RSS, esse comportamento é uma consequência do



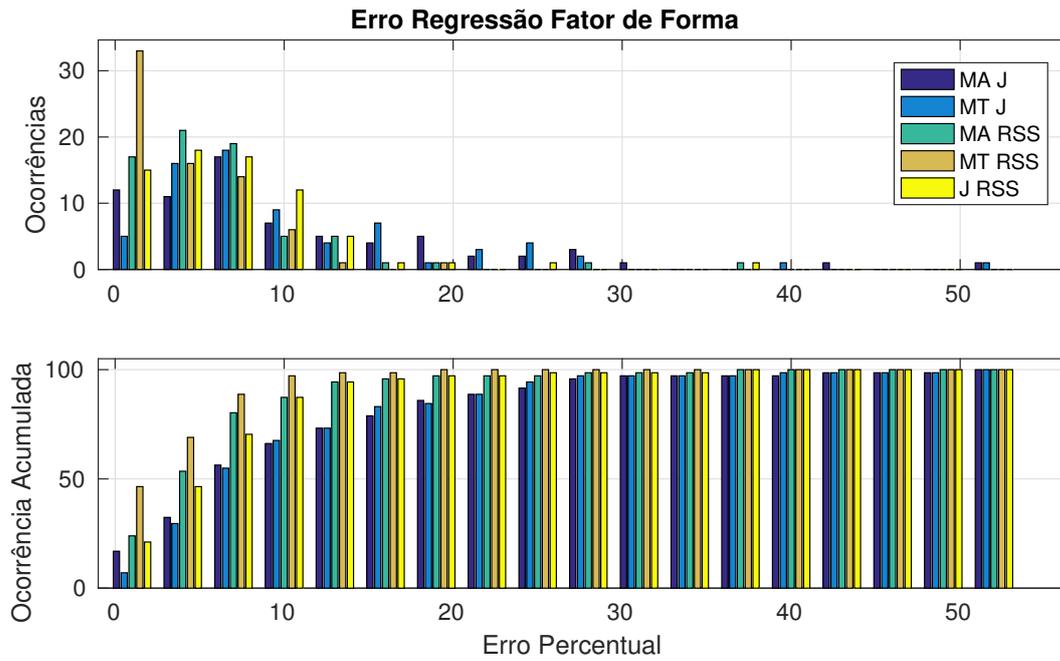
**Figura 5.17:** Fator de Forma do BB Vs J e RSS

alargamento do perfil médio da esteira que incide no estator, sendo menos estreito, as BPFs de maior ordem tendem a reduzir de intensidade em comparação às primeiras. Em relação ao *throttle*, o aumento do decaimento pode ter relação com o aumento da incidência (passo), o que aumenta o alargamento da esteira assim como a RSS.

### Nível da 1a. BPF

Nesta seção são apresentadas as regressões para o nível da primeira BPF ajustados pelo modelo linear. A Figura 5.21 apresenta a regressão utilizando as variáveis J-MA, já a Figura 5.22 apresenta a regressão utilizando as variáveis J-MT, a Figura 5.23 a regressão utilizando as variáveis RSS-MA, a Figura 5.24 a regressão utilizando as variáveis RSS-MT e por fim a Figura 5.25 apresenta a regressão utilizando as variáveis RSS-J.

A observação dos gráficos mostra que os dados apresentam uma alta dispersão e o par de variáveis J-RSS parece ser a que melhor representa a superfície. Do gráfico 5.23 confirma-se a já observada redução da BPF com o RSS porém nota-se a redução também com MA e na Figura



**Figura 5.18:** Erro percentual Ajuste para o Fator de Forma do BB

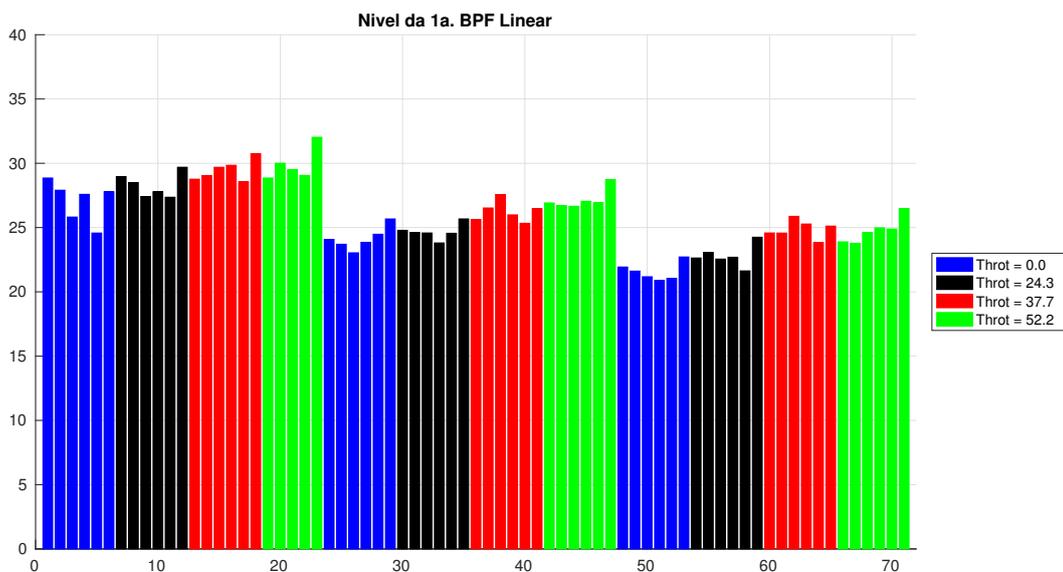
5.24 uma leve tendência de redução da BPF com o MT também. Esse comportamento pode ser explicado pelo fato de no RIG os maiores valores para MA serem os casos com menor *throttle* e portanto menor carregamento, mostrando que para baixas velocidade o carregamento possui maior influência que o MA, pois, pela análise analítica feita por Goldstein, as fontes acústicas nas pás do rotor e do estator são dipolos que resultam do carregamento não estacionário. Já da Figura 5.25 nota-se a tendência da redução da BPF com a razão de avanço, o que se explica pela relação do carregamento ser inversa com o avanço.

A Tabela 5.8 tem os valores dos ajustes dos parâmetros da regressão por Kriging. Observa-se que os pares de variáveis MA-J e MT-J apresentam os maiores  $\lambda$ s e os pares MA-RSS e J-RSS apresentam os menores valores.

**Tabela 5.8:** Parâmetros de ajuste da regressão - Nível BPF Linear

Variáveis	$\theta_1$	$\theta_2$	$\lambda$
MA J	0.13	2.42	4.008
MT J	0.06	2.52	4.021
MA RSS	0.28	0.24	0.047
MT RSS	0.02	0.68	0.223
J RSS	0.11	0.33	0.039

Os erros médios e os desvios padrão de cada regressão estão apresentados na Tabela 5.9. O histograma de ocorrências e as ocorrências acumuladas estão apresentados na Figura 5.26. Pela tabela, o par de variáveis J-RSS resulta em um menor erro médio, um menor desvio padrão e esse par tem uma maior ocorrência acumulada para praticamente todos os valores de erro. Logo esse



**Figura 5.19:** Nível da primeira BPF com modelo de decaimento linear

par é o que melhor representa a superfície na regressão. A correlação entre o erro e o  $\lambda$  também se observa aqui.

**Tabela 5.9:** Erro percentual da Regressão do Nível da BPF Modelo Linear

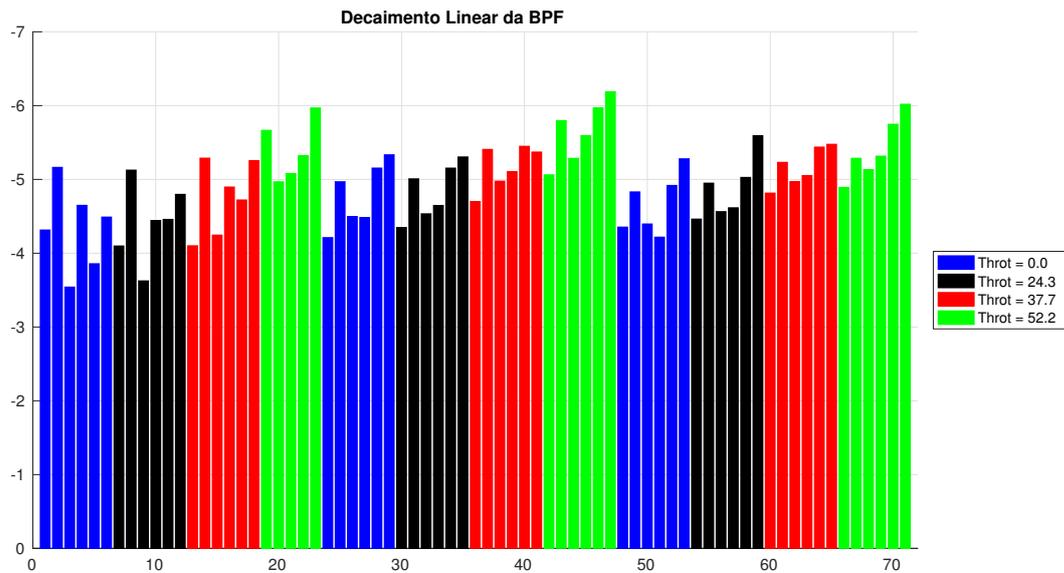
	MA J	MT J	MA RSS	MT RSS	J RSS
Média	7.5	7.5	3.5	4.8	2.7
Desvio	4.8	4.8	2.7	3.3	2.0

## Decaimento

Nesta seção são apresentadas as regressões para o decaimento linear das BPFs. A Figura 5.27 apresenta a regressão utilizando as variáveis J-MA, já a Figura 5.28 apresenta a regressão utilizando as variáveis J-MT, a Figura 5.29 apresenta a regressão utilizando as variáveis RSS-MA, a Figura 5.30 apresenta a regressão utilizando as variáveis RSS-MT e por fim a Figura 5.31 apresenta a regressão utilizando as variáveis RSS-J.

A observação do gráfico 5.30 evidencia um *overfitting* na regressão, logo essa regressão será descartada. Nesse caso específico, tentou-se limitar os valores dos parâmetros de ajuste, sem sucesso. Aparentemente o par de variáveis J-RSS apresenta uma alta dispersão. Do gráfico 5.29 confirma-se a já observada tendência do decaimento com o RSS e uma redução do MA. No gráfico 5.28 nota-se uma tendência geral de redução do decaimento com MT, apesar do comportamento da superfície não ser monotônica.

A Tabela 5.10 tem os valores dos ajustes dos parâmetros da regressão Kriging. Observa-se que o par de variáveis MT-RSS, no qual ocorreu o *overfitting*, possui o menor  $\lambda$ , como esse par será descartado o menor  $\lambda$  resultou do par MA-RSS e o maior para o par J-RSS.



**Figura 5.20:** Modelo de decaimento linear para as BPFs

**Tabela 5.10:** Parâmetros de ajuste da regressão - Decaimento Linear da BPF

Variáveis	$\theta_1$	$\theta_2$	$\lambda$
MA J	0.96	0.20	0.299
MT J	21.12	0.79	0.309
MA RSS	1.37	0.58	0.250
MT RSS	99.99	1.31	0.100
J RSS	1.21	0.15	0.644

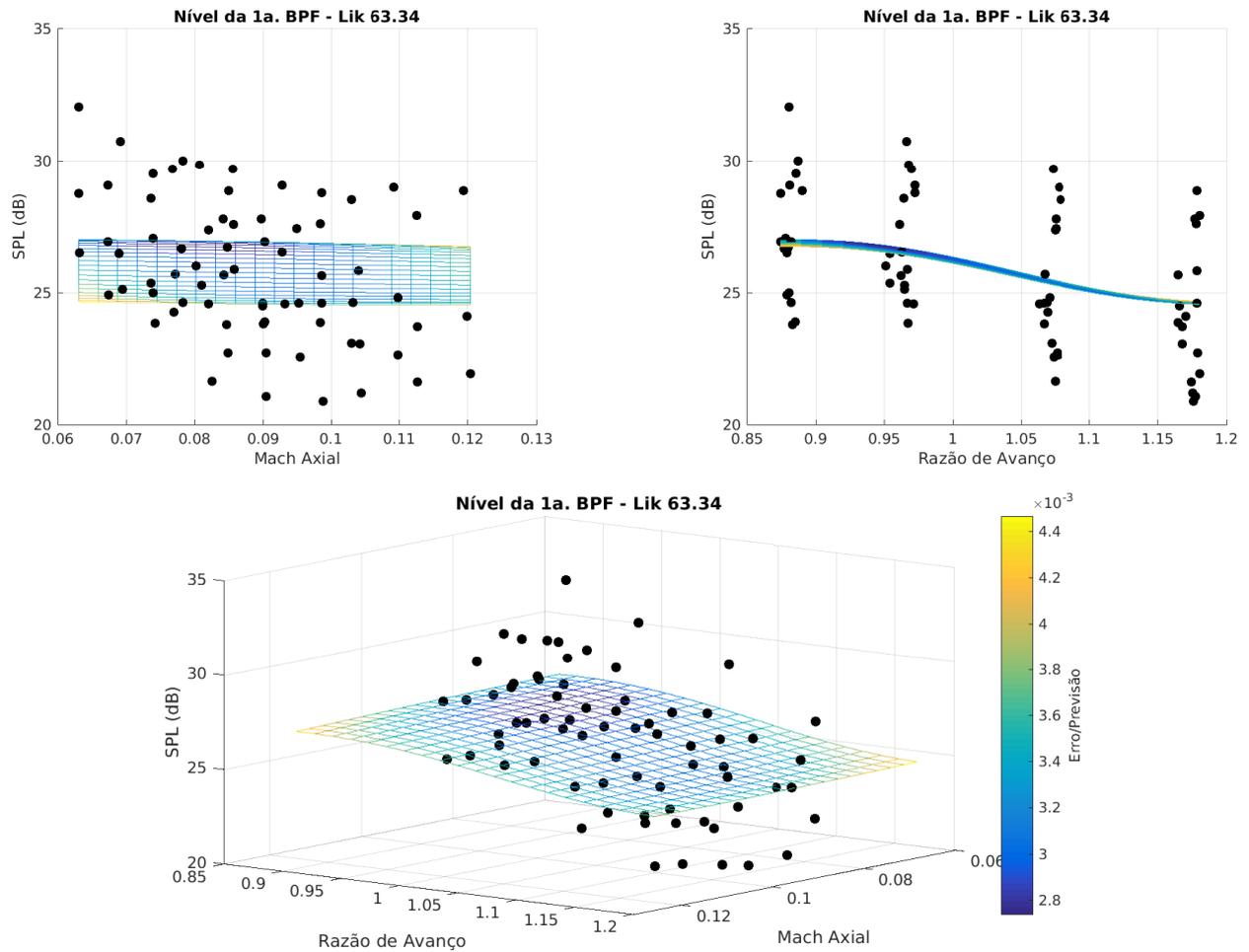
Os erros médios e os desvios padrão de cada regressão estão apresentados na Tabela 5.11. O histograma de ocorrências e as ocorrências acumuladas estão apresentados na Figura 5.32. Pela tabela, o par de variáveis MT-J resulta em um menor erro médio, um menor desvio padrão e uma maior ocorrência acumulada para praticamente todos os valores de erro. Logo esse par é o que melhor representa a superfície na regressão.

**Tabela 5.11:** Erro percentual da Regressão do Decaimento da BPF Modelo Linear

	MA J	MT J	MA RSS	MT RSS	J RSS
Média	6.2	4.6	5.5	2.4	7.1
Desvio	5.6	4.3	5.1	2.0	5.2

## 5.2.2 Modelo Exponencial

Como alternativa ao modelo linear, propõem-se aqui o modelo exponencial. Neste caso, aplica-se a regressão exponencial no lugar da linear feita na seção 5.2.1. O resultado da regressão exponencial é mostrado nas Figuras 5.33 e 5.34, para o nível da primeira BPF e para o decaimento, respectivamente.



**Figura 5.21:** Nível 1a. BPF Vs  $J$  e  $Mach_{Axial}$

Da Figura 5.33 nota-se as mesmas tendências observadas para o modelo linear. Na Figura 5.34 nota-se também as mesmas tendências do decaimento observadas para o modelo linear. É interessante observar o mesmo comportamento para os dois modelos, o que evidencia consistência na representação do fenômeno. Assim a escolha entre os modelos fica condicionada apenas ao erro, como mostrado na seção 5.2.3.

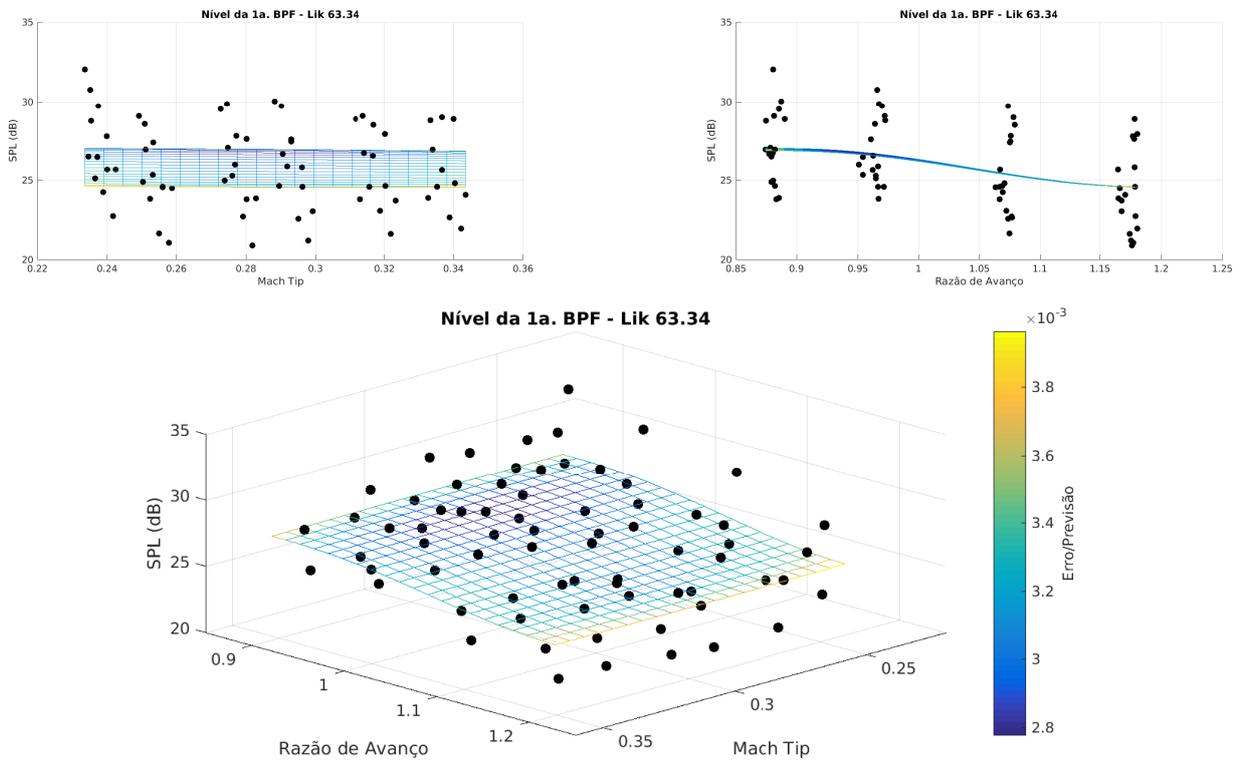


Figura 5.22: Nível 1a. BPF Vs J e  $Mach_{Tip}$

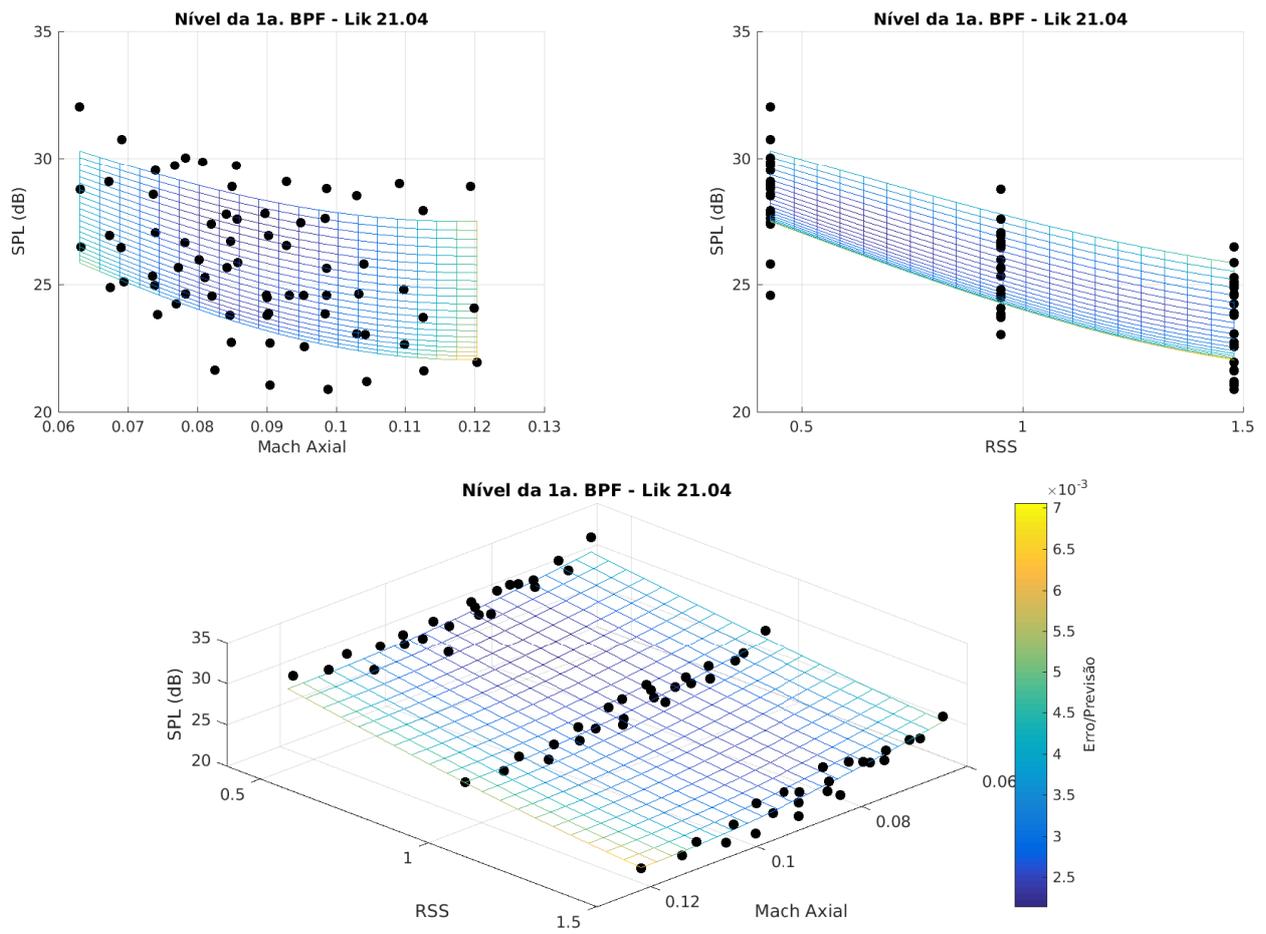


Figura 5.23: Nível 1a. BPF Vs RSS e  $Mach_{Axial}$

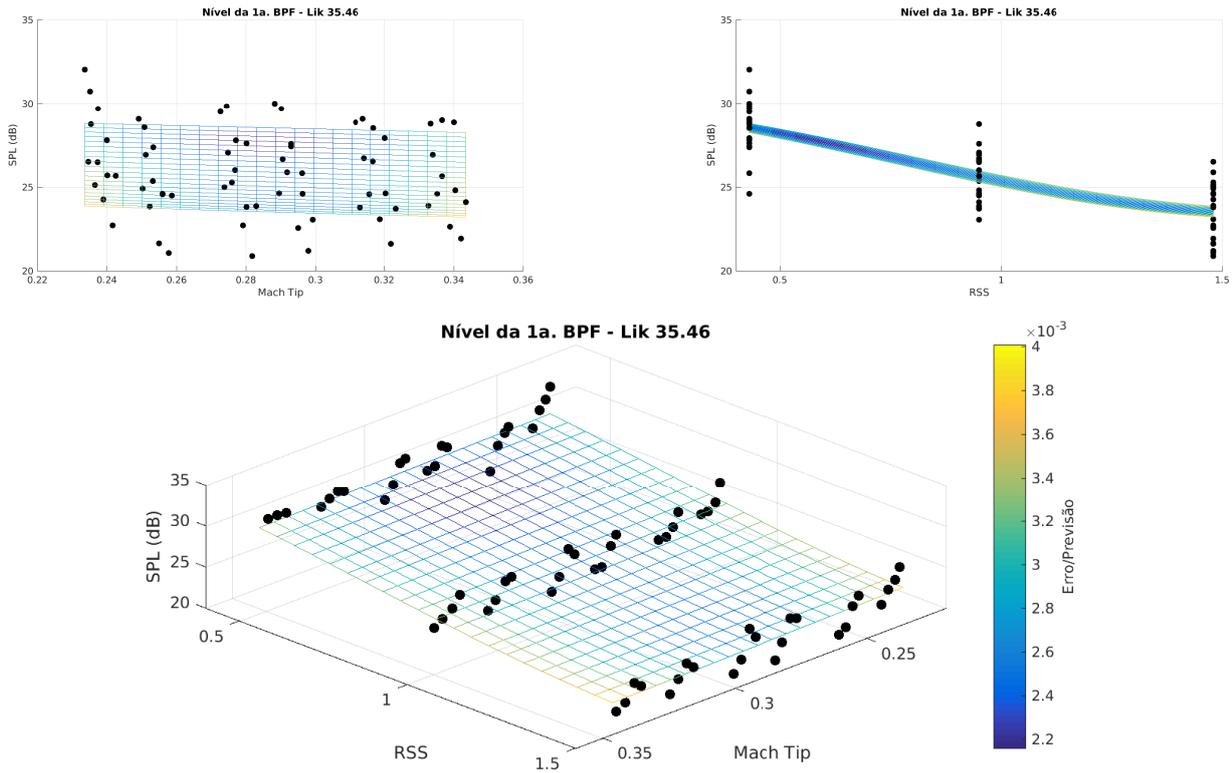


Figura 5.24: Nível 1a. BPF Vs RSS e  $Mach_{Tip}$

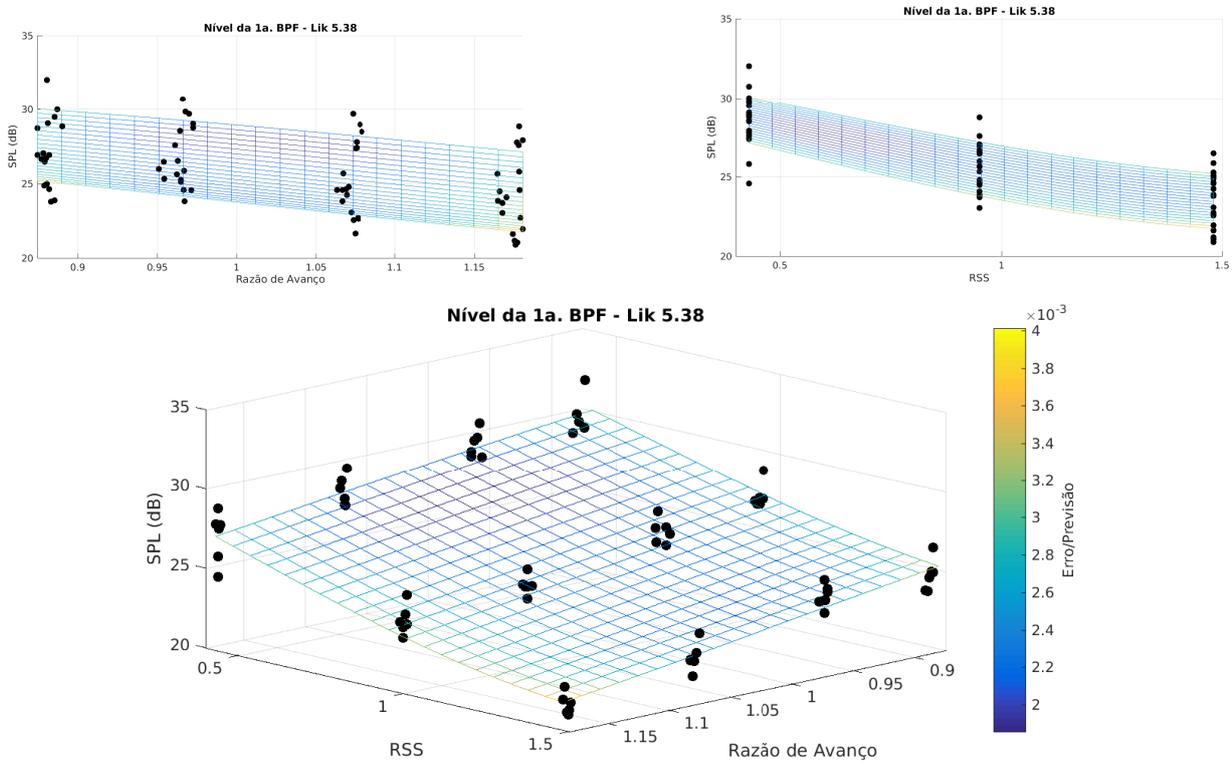


Figura 5.25: Nível 1a. BPF Vs J e RSS

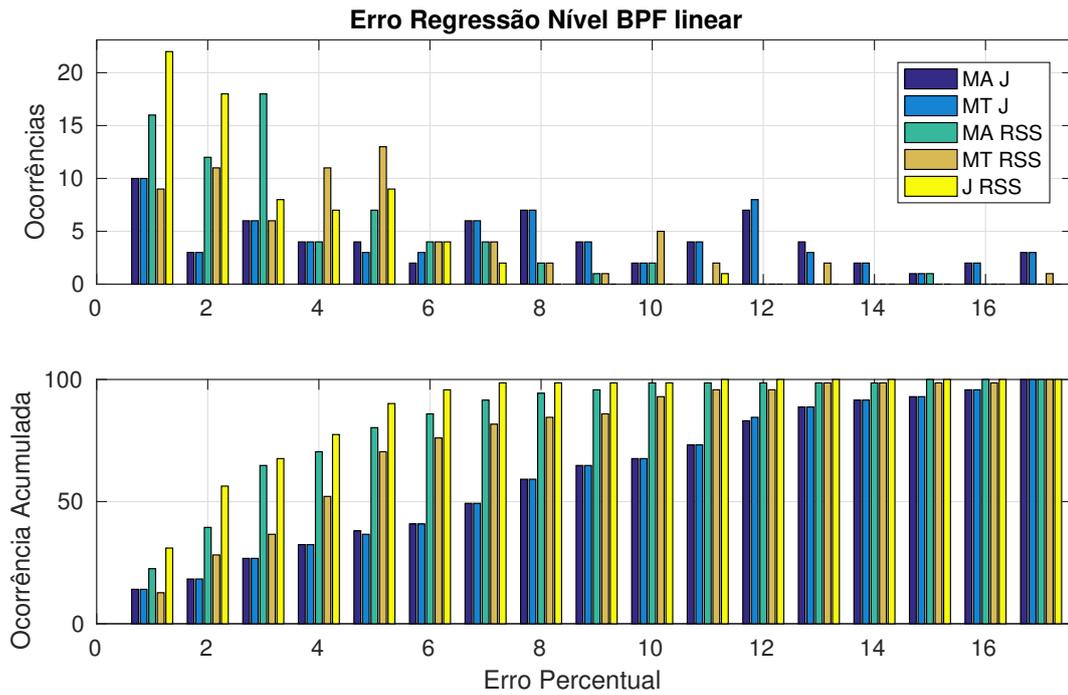


Figura 5.26: Erro percentual Ajuste para o Nível da 1a. BPF

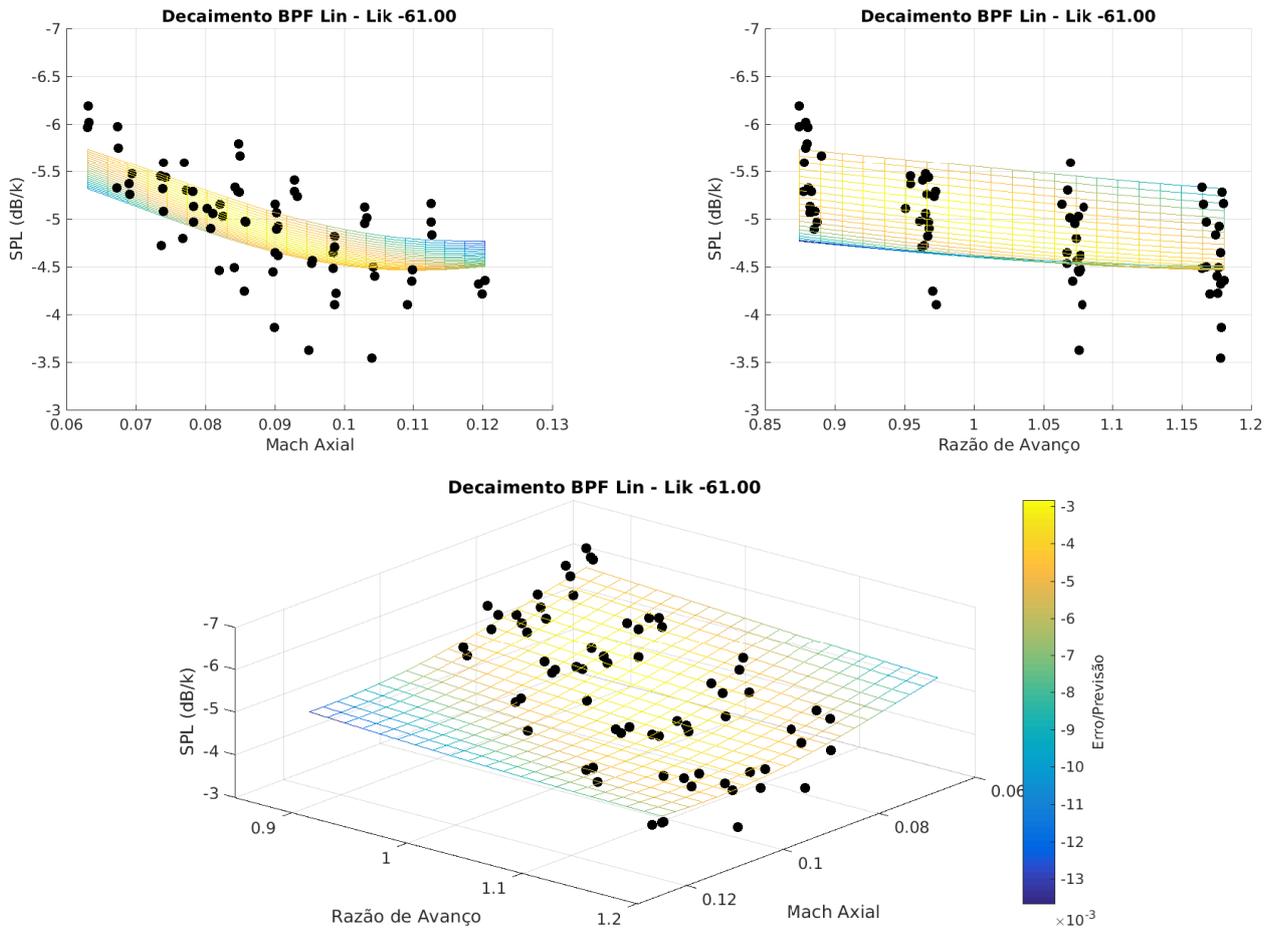


Figura 5.27: Decaimento Linear Vs J e  $Mach_{Axial}$

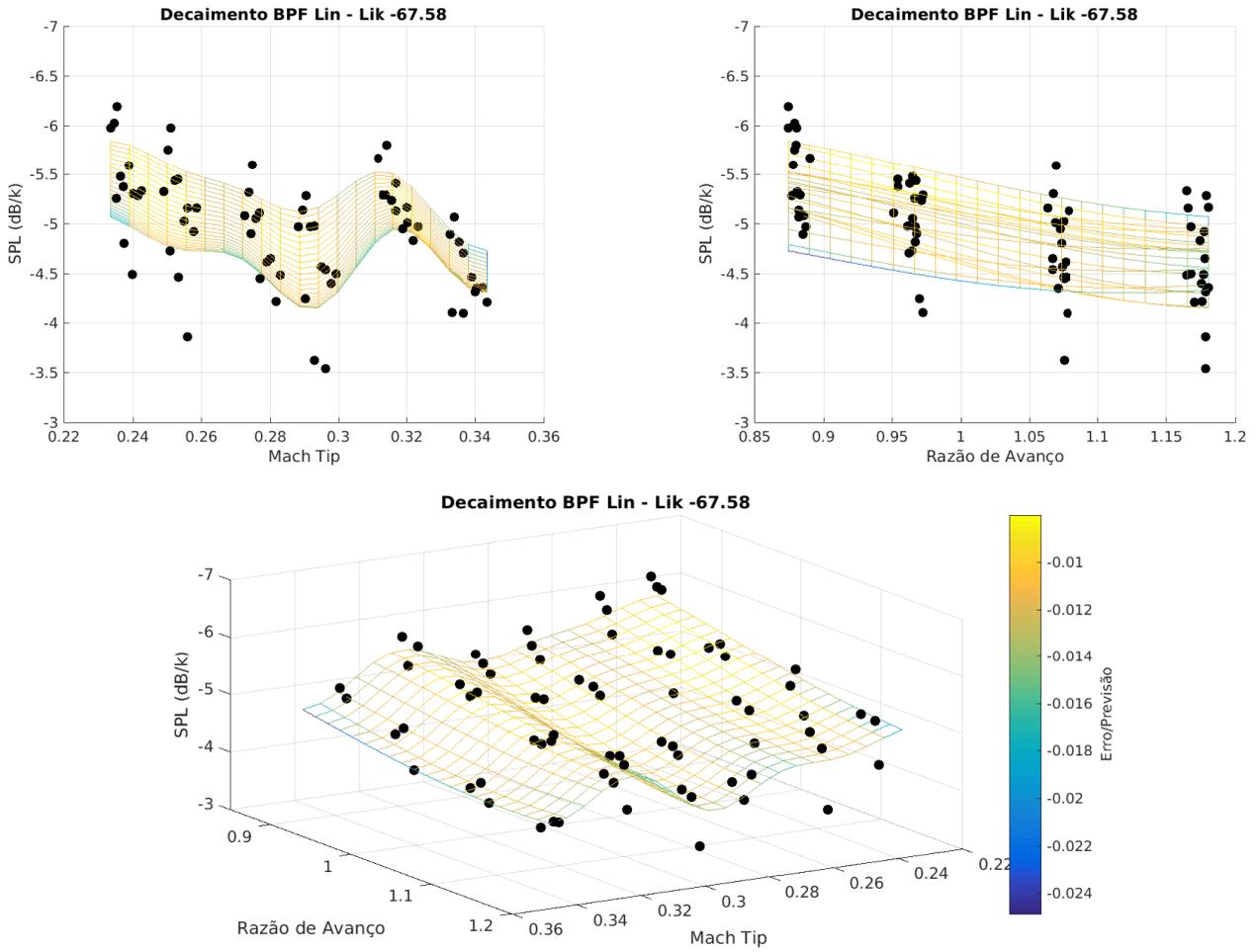


Figura 5.28: Decaimento Linear Vs J e  $Mach_{Tip}$

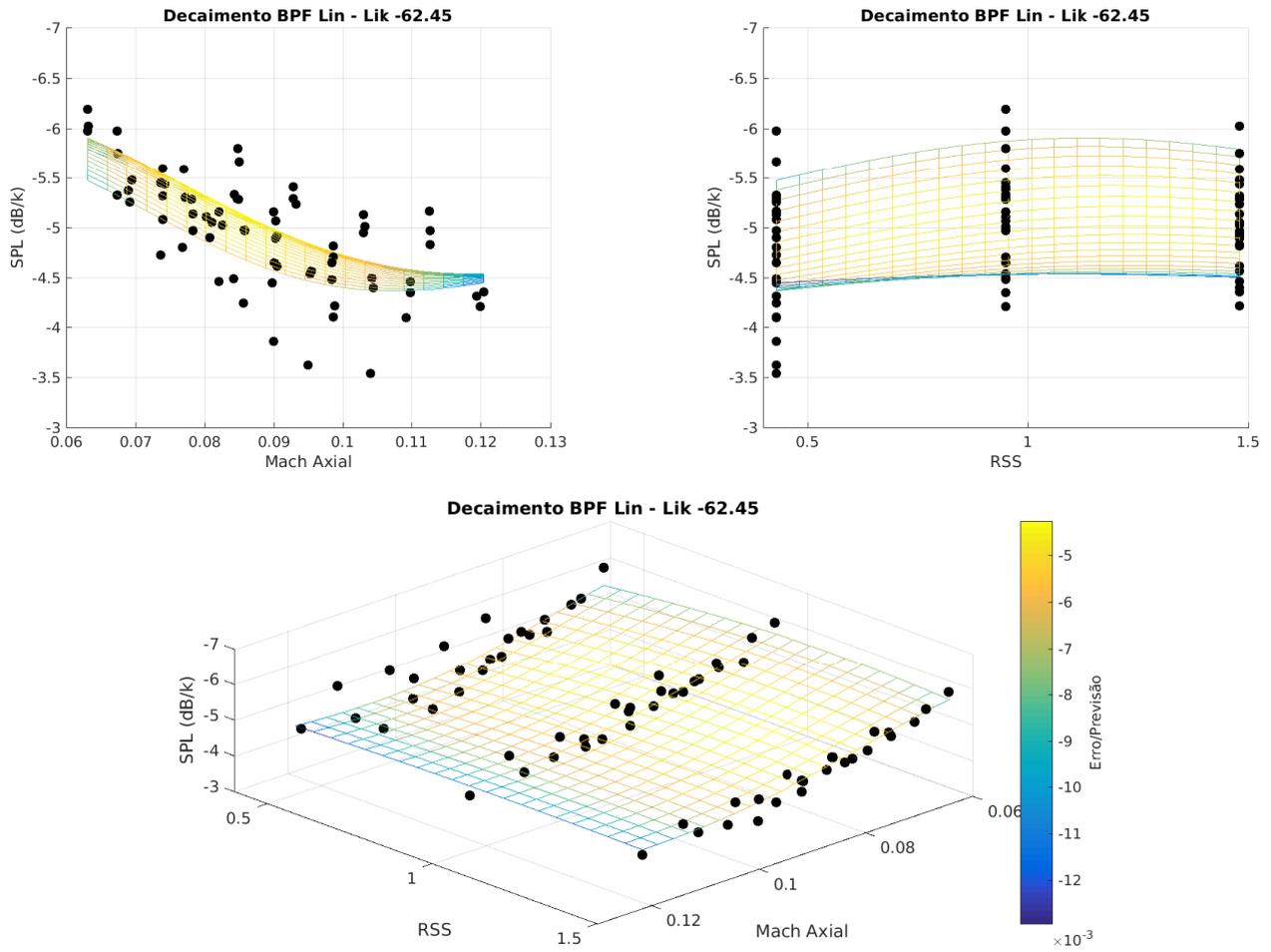


Figura 5.29: Decaimento Linear Vs RSS e  $Mach_{Axial}$

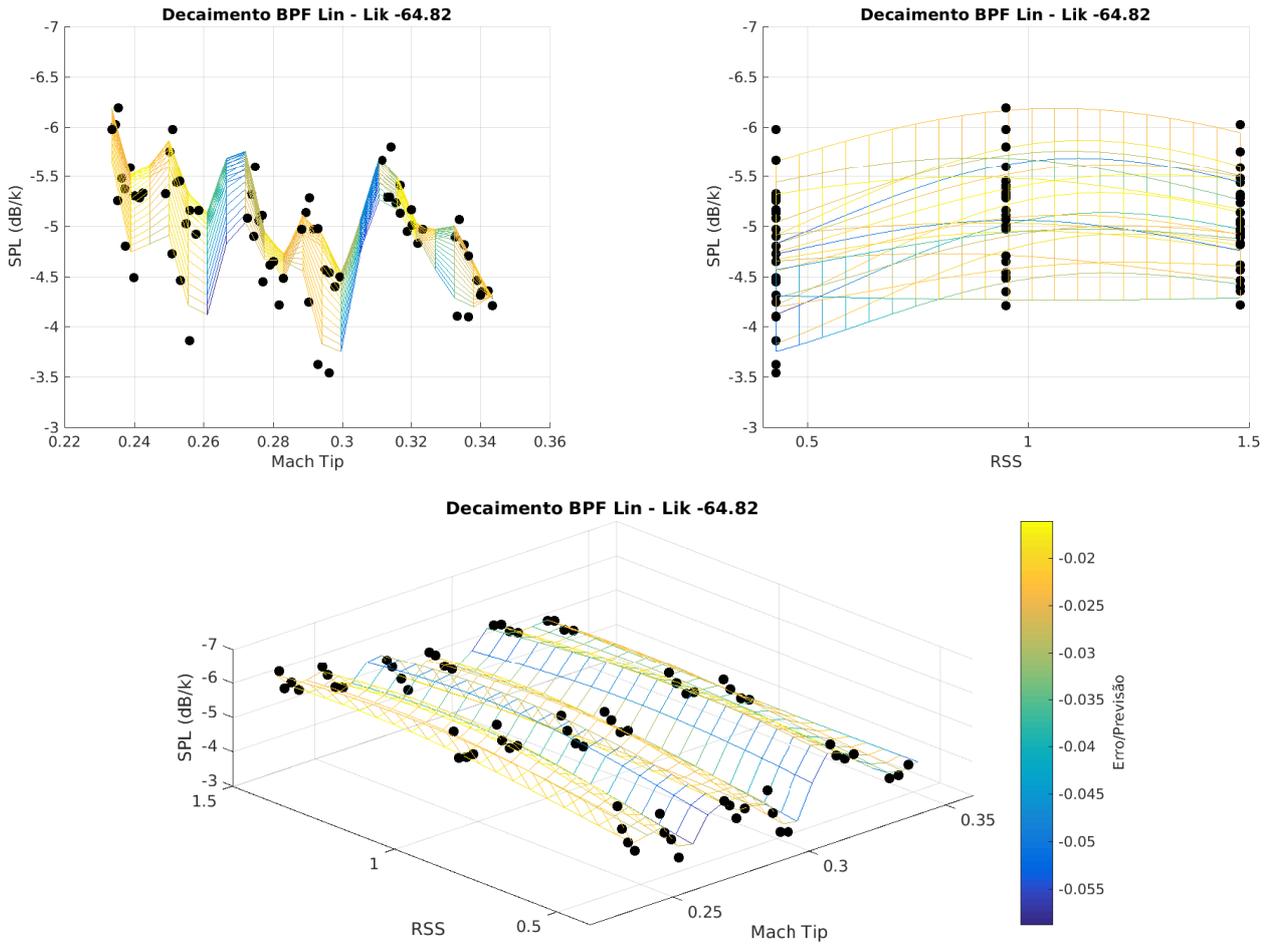


Figura 5.30: Decaimento Linear Vs RSS e  $Mach_{Tip}$

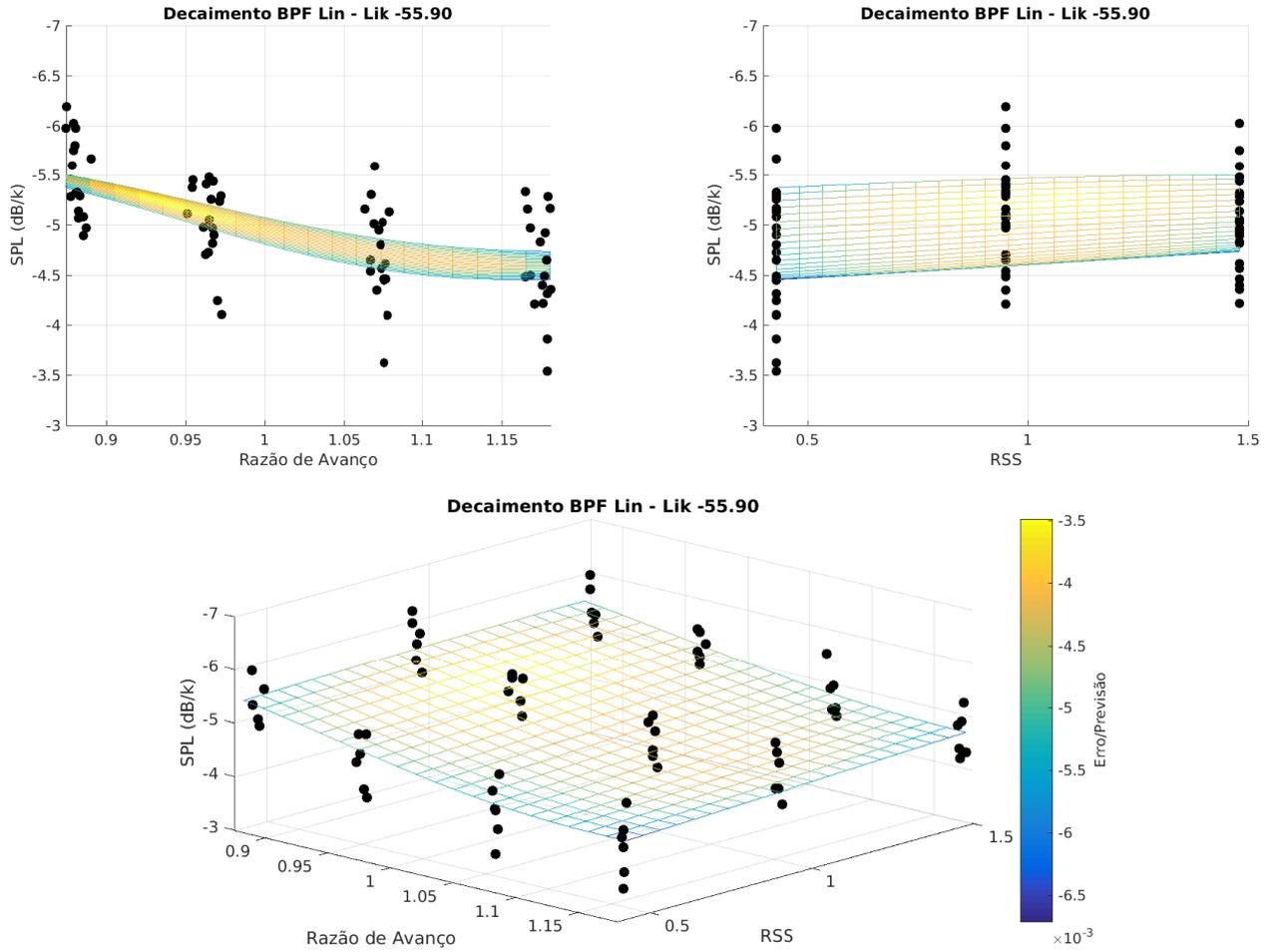


Figura 5.31: Decaimento Linear Vs J e RSS

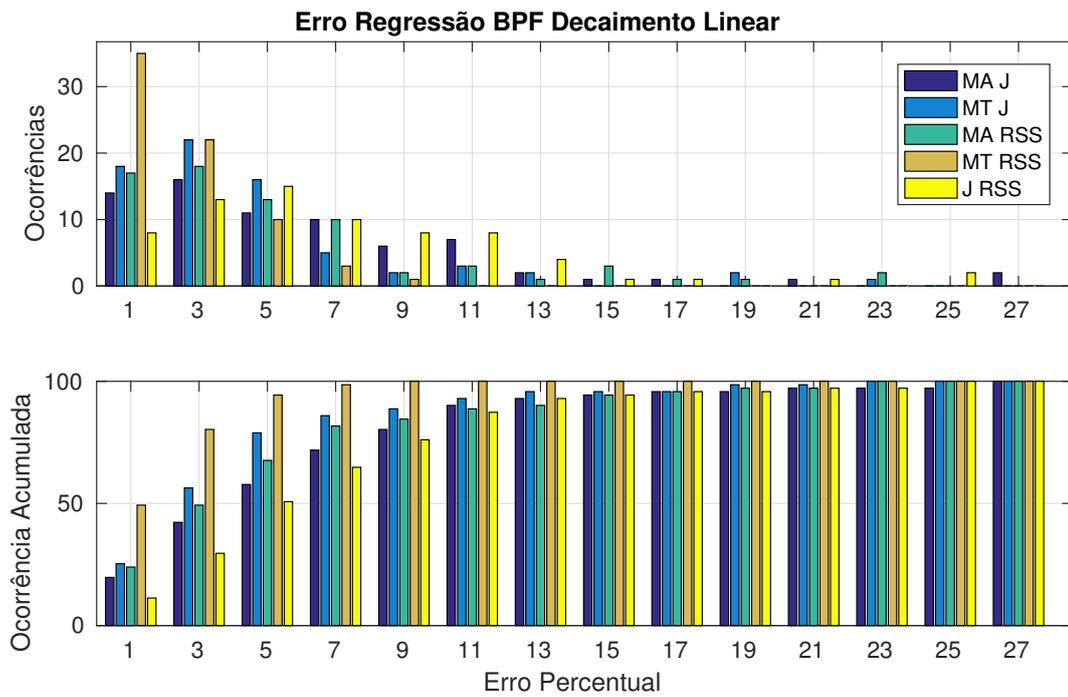


Figura 5.32: Erro percentual Ajuste para o Decaimento Linear

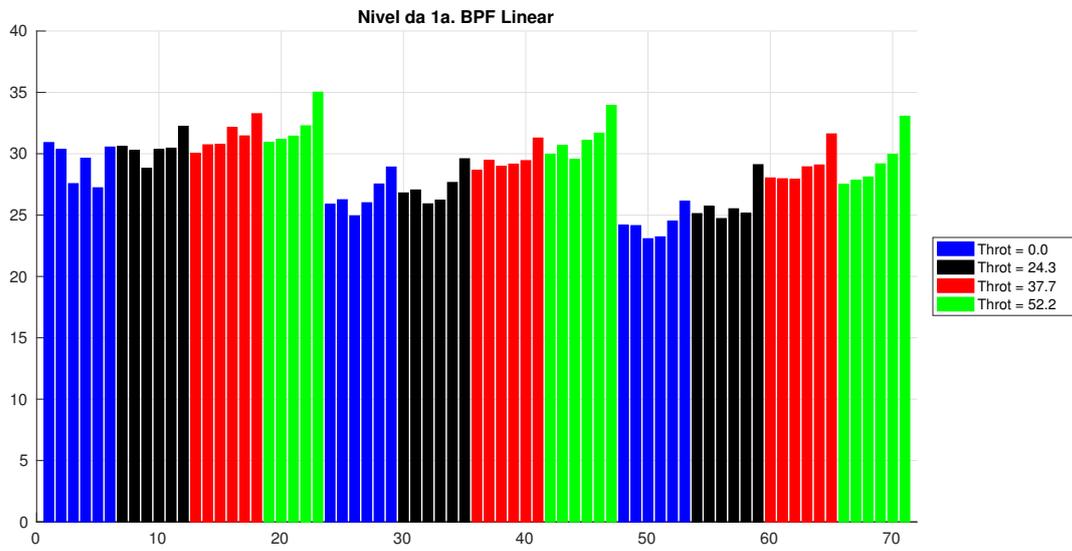


Figura 5.33: Nível da primeira BPF com modelo de decaimento Exponencial

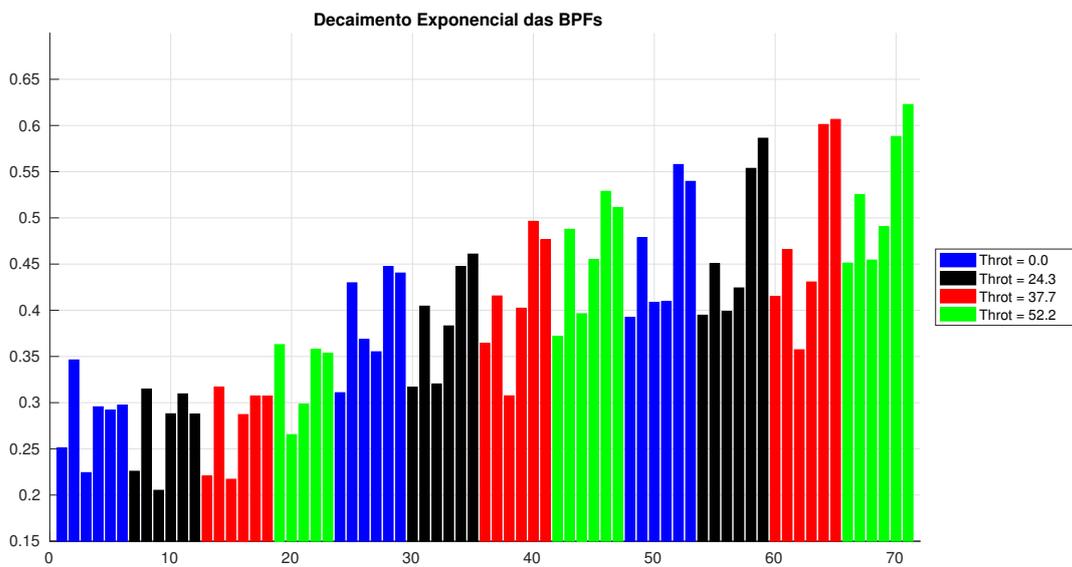


Figura 5.34: Modelo de decaimento exponencial para as BPFs

### Nível da 1a. BPF

Nesta seção são apresentadas as regressões para o nível da primeira BPF ajustados pelo modelo exponencial. A Figura 5.35 apresenta a regressão utilizando as variáveis J-MA, já a Figura 5.36 apresenta a regressão utilizando as variáveis J-MT, a Figura 5.37 apresenta a regressão utilizando as variáveis RSS-MA, a Figura 5.38 apresenta a regressão utilizando as variáveis RSS-MT e por fim a Figura 5.39 apresenta a regressão utilizando as variáveis RSS-J.

A observação dos gráficos mostra que os dados apresentam uma alta dispersão e, aparentemente, o par de variáveis MA-RSS parece ser a melhor representação. Do gráfico 5.37 confirma-se a já observada redução da BPF com o RSS e a redução com o MA, assim como a tendência com o MT. Aqui se aplica a mesma explicação observada no modelo linear. Na Figura 5.39 nota-se a tendência da redução da BPF com a razão de avanço, também observada no modelo linear, o que se explica pela relação do carregamento ser inversa ao avanço. Aqui vale ressaltar que a regressão com o par MT-RSS precisou ter o limite inferior para o parâmetro  $\lambda$  modificado para 0.2 a fim de evitar *overfitting*.

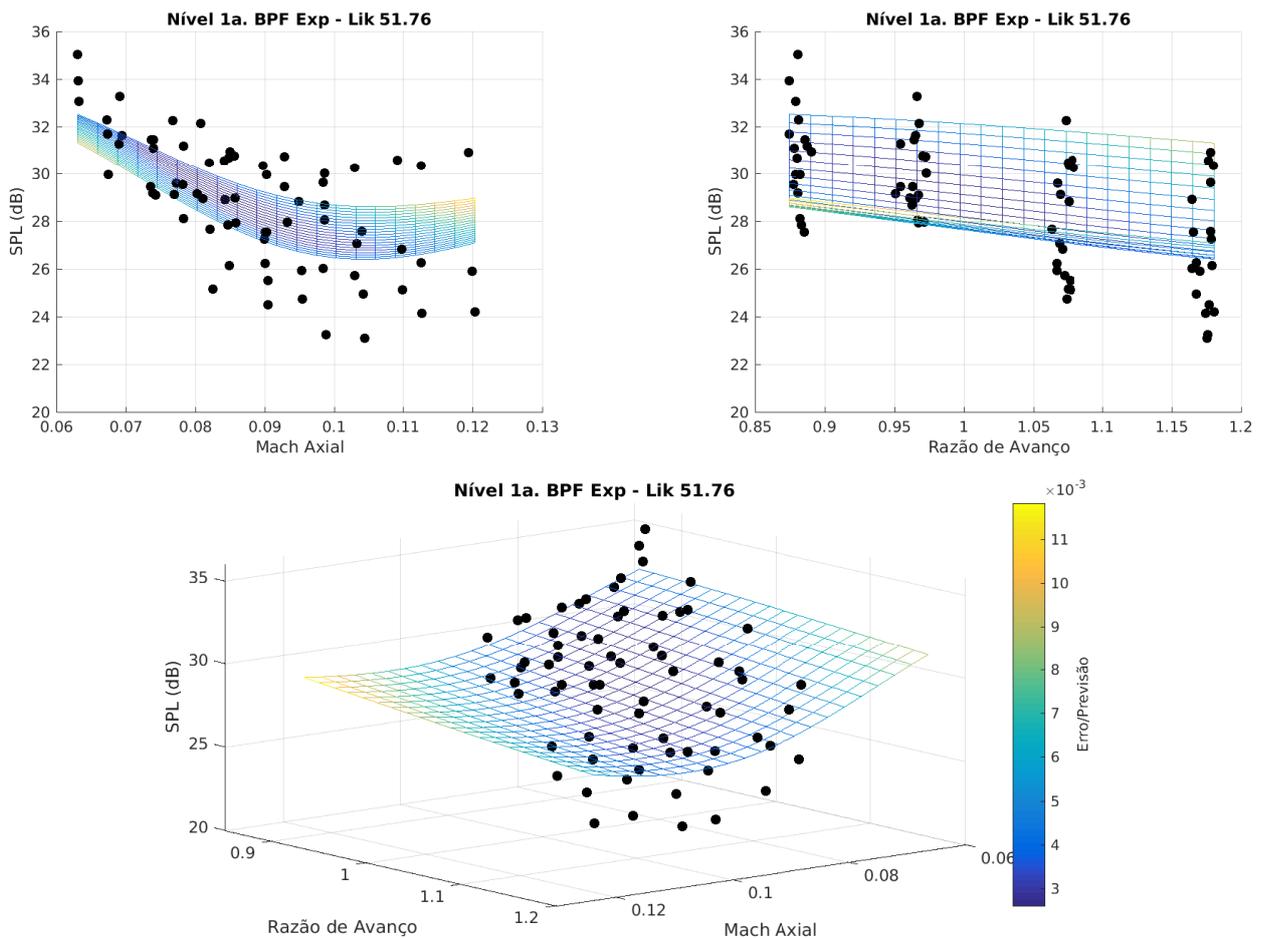


Figura 5.35: Nível 1a. BPF Vs J e  $Mach_{Axial}$

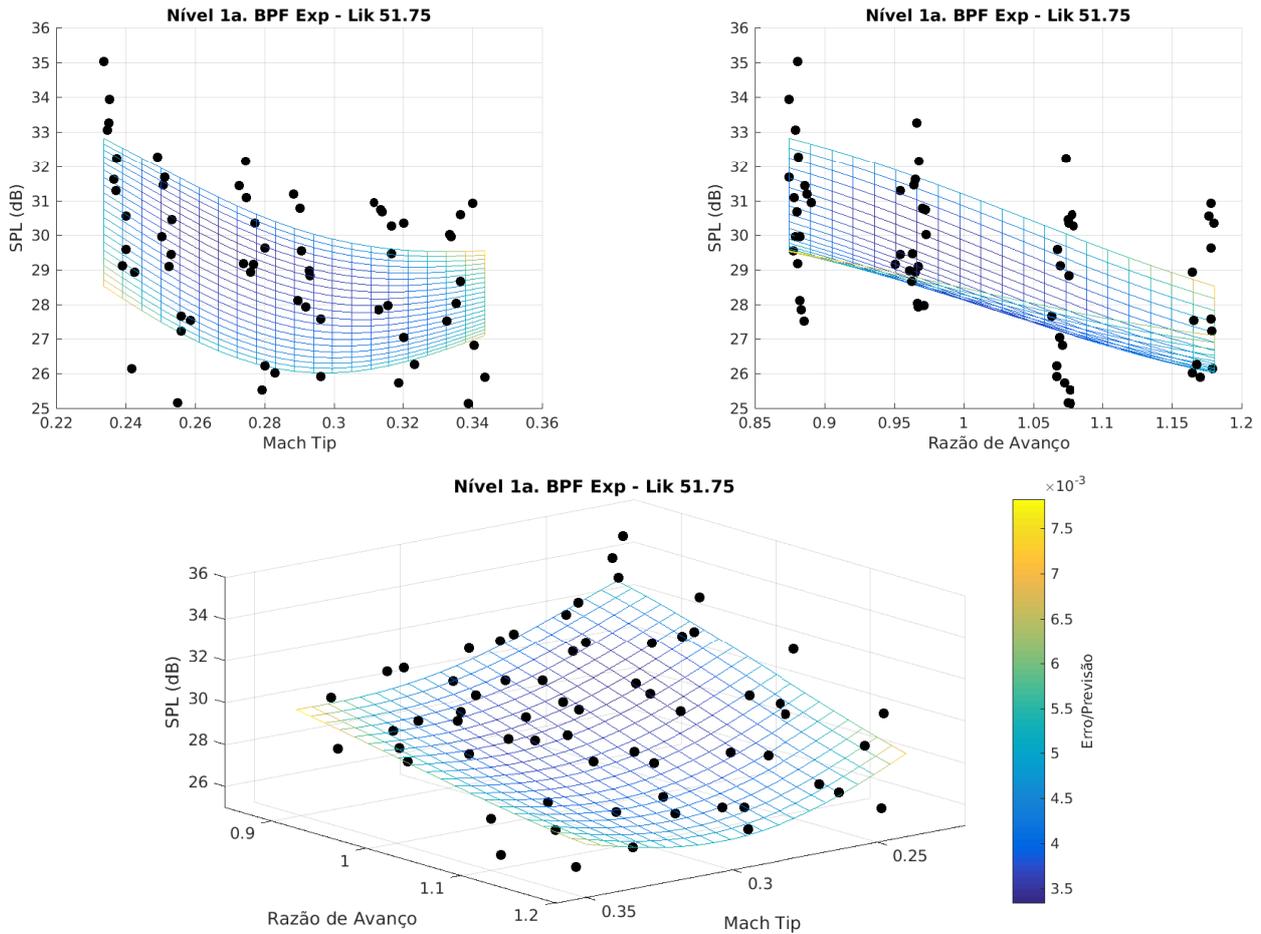


Figura 5.36: Nível 1a. BPF Vs J e  $Mach_{Tip}$

A Tabela 5.12 tem os valores dos ajustes dos parâmetros da regressão. Observa-se que o par de variáveis MA-RSS apresenta o menor  $\lambda$  e os outros pares possuem valores de  $\lambda$  de mesma ordem de grandeza.

Tabela 5.12: Parâmetros de ajuste da regressão - Nível BPF Exponencial

Variáveis	$\theta_1$	$\theta_2$	$\lambda$
MA J	1.63	0.18	0.354
MT J	1.06	0.42	0.329
MA RSS	0.58	0.13	0.029
MT RSS	1.36	0.44	0.500
J RSS	0.34	0.35	0.118

Os erros médios e os desvios padrão de cada regressão estão apresentados na Tabela 5.13. O histograma de ocorrências e as ocorrências acumuladas estão apresentados na Figura 5.40. Pela tabela, o par de variáveis MA-RSS resulta em um menor erro médio e um menor desvio padrão, porém o par de variáveis J-RSS possui valores próximos. Entretanto, o par MA-RSS apresenta um menor erro do conjunto como um todo. A comparação entre o erro e o  $\lambda$  neste caso também mostra

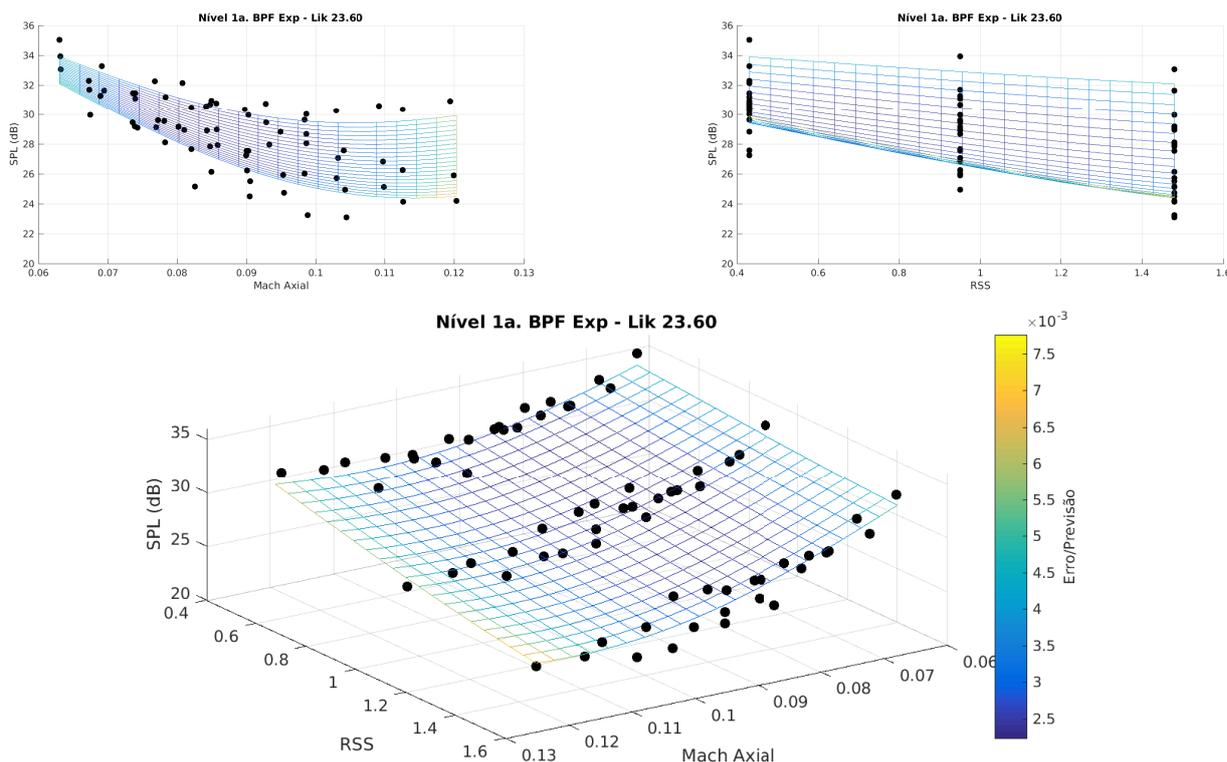


Figura 5.37: Nível 1a. BPF Vs RSS e  $Mach_{Axial}$

que o par MA-RSS é um melhor candidato para modelar o nível da primeira BPF para o modelo exponencial.

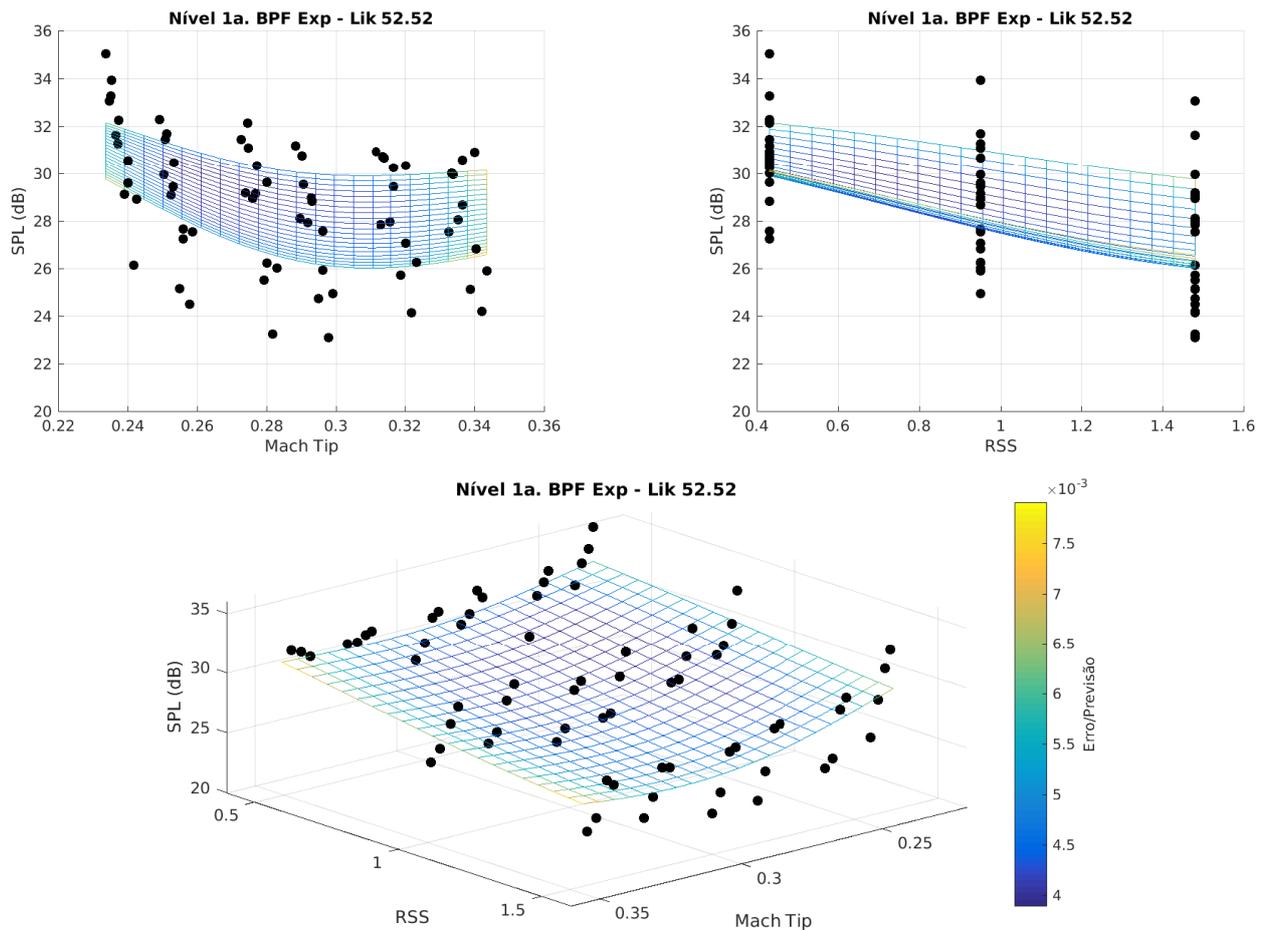
Tabela 5.13: Erro percentual da Regressão do Nível da BPF Modelo Exponencial

	MA J	MT J	MA RSS	MT RSS	J RSS
Média	5.3	5.2	3.3	5.5	3.6
Desvio	3.9	3.7	2.5	3.5	2.7

### Decaimento

Nesta seção são apresentadas as regressões para o decaimento exponencial das BPFs. A Figura 5.41 apresenta a regressão utilizando as variáveis J-MA, já a Figura 5.42 apresenta a regressão utilizando as variáveis J-MT, a Figura 5.43 a regressão utilizando as variáveis RSS-MA, a Figura 5.44 a regressão utilizando as variáveis RSS-MT e por fim a Figura 5.45 apresenta a regressão utilizando as variáveis RSS-J.

A observação dos gráficos 5.41 e 5.42 evidencia a dificuldade da regressão de ajustar a superfície para esses pares de variáveis. Isso também evidencia-se na Tabela 5.14, na qual a ordem de grandeza entre os  $\theta$ s diferem em 100 vezes para os dois casos em discussão. Assim observa-se que nos gráfico a superfície é praticamente constante para os Machs e apenas nota-se variação com a razão de avanço. A possível causa é a grande dispersão dos pontos nessas representações do



**Figura 5.38:** Nível 1a. BPF Vs RSS e  $Mach_{Tip}$

decaimento, o que resulta em um  $\lambda$  maior. Assim como em casos anteriores, buscou-se restringir o parâmetro  $\lambda$  buscando melhorar a regressão, sendo o limite superior reduzido para 3. No gráfico 5.43 confirma-se a já observada tendência do decaimento com o RSS e uma redução do MA. Do mesmo gráfico, na vista de decaimento com o RSS, é interessante notar que a tendência parece se manter para todo o domínio, exceto para a região de alto MA e baixo RSS. Porém, a cor mais vermelha na superfície mostra que o erro esperado é maior nessa região, o que leva a creditar que a tendência observada para o resto do domínio deve se manter, porém novas medições experimentais são necessárias para confirmar essa afirmação.

No gráfico 5.44, nota-se um comportamento com RSS parecido com o observado para MA-RSS mas o comportamento com MT é não monotônico, assim como observado no modelo linear.

Voltando a observação da Tabela 5.14, exceto pelos pares de variáveis já discutidos, os outros pares possuem  $\lambda$  de ordem bem inferior, sendo o par MT-RSS o que resulta em um  $\lambda$  menor.

Os erros médios e os desvios padrão de cada regressão estão apresentados na Tabela 5.15. O histograma de ocorrências e as ocorrências acumuladas estão apresentados na Figura 5.46. Pela tabela, o par de variáveis MT-RSS resulta em um menor erro médio, um menor desvio padrão e esse par tem uma maior ocorrência acumulada para praticamente todos os valores de erro. Logo

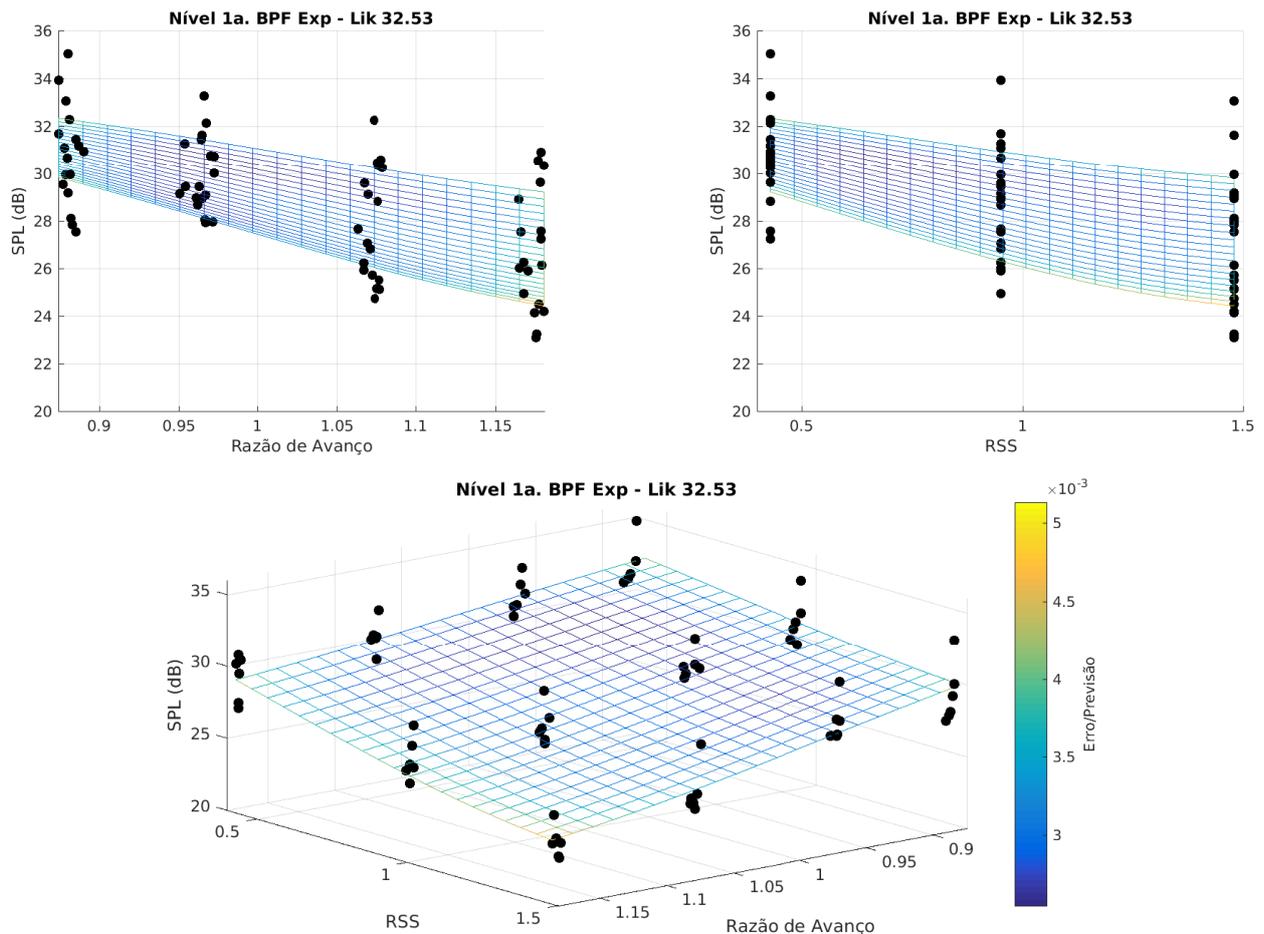


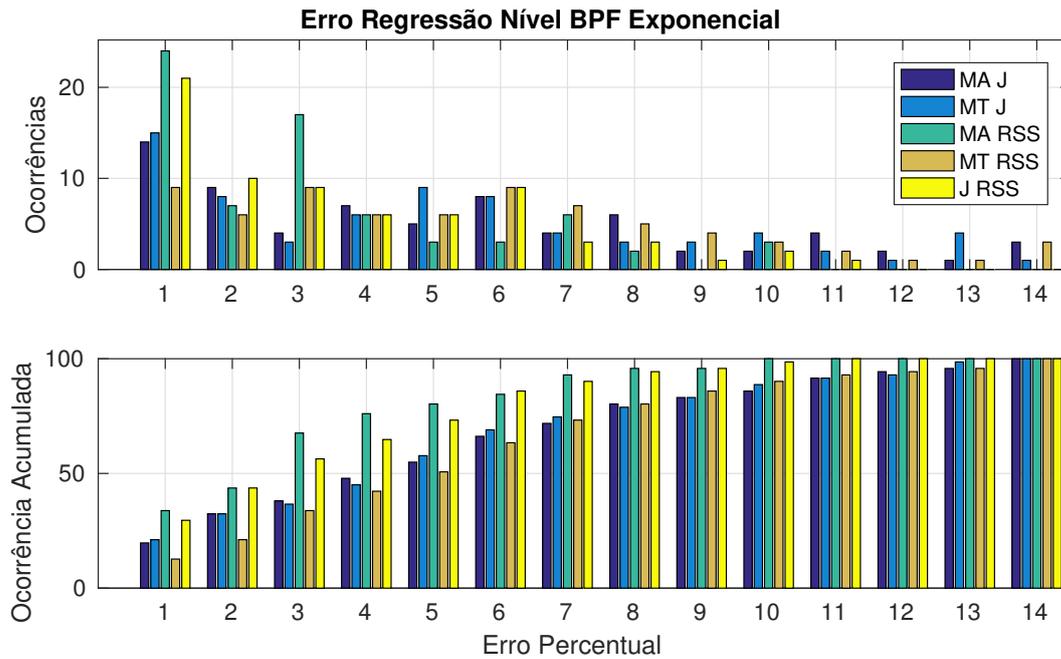
Figura 5.39: Nível 1a. BPF Vs J e RSS

esse par é o que melhor representa a superfície na regressão. A mesma correlação entre  $\lambda$  e erro médio se observa neste caso.

### 5.2.3 BPF Linear Vs Exponencial

Como critério de comparação entre os dois modelos aplica-se o conceito de *Overtone*, também usado por Balombin & Stakolich (1974), que nada mais é do que a soma dos níveis das  $n$ -primeiras BPF, aqui aplicado na escala logaritma. Dessa forma a diferença entre o *Overtone* do espectro medido e dos modelos nada mais é do que a soma das diferenças BPF por BPF. Como os modelos aqui propostos são baseados na diferença entre o nível da BPF em comparação ao nível do BB, os ajustes do BB, apresentados na seção 4.2, serão usados para os dois modelos, assim a aproximação da regressão do BB não tem influência nesta comparação.

A Figura 5.47 apresenta a diferença entre os modelos e o medido para cada um dos 71 testes. A Figura 5.48 apresenta o histograma dos erros e a Tabela 5.16 apresenta a média e o desvio padrão dos erros para os dois modelos. Nota-se que o modelo exponencial tem um erro muito menor, tanto na média como nas ocorrências acumuladas, logo esse será o modelo adotado.



**Figura 5.40:** Erro percentual Ajuste para o Nível da 1a. BPF

**Tabela 5.14:** Parâmetros de ajuste da regressão - Decaimento Exponencial da BPF

Variáveis	$\theta_1$	$\theta_2$	$\lambda$
MA J	2.68	0.01	3.000
MT J	24.14	0.03	2.999
MA RSS	0.59	0.50	0.078
MT RSS	11.38	0.58	0.047
J RSS	0.07	0.83	0.297

## 5.3 Modelo Final

Nas seções 5.1 e 5.2.2 foram propostos e testados dois modelos para juntos definir o espectro do ruído do conjunto rotor/estator, um para o BB e um para as BPFs, respectivamente. Por simplificação foi adotada a hipótese de que os parâmetros da função que representa o espectro são superfícies. Assim chegou-se aos pares de variáveis apresentados na Tabela 5.17.

Para cada um dos parâmetros, os valores de  $\theta$ ,  $\lambda$  e os limites inferior e superior de validade do modelo estão apresentados na Tabela 5.18. Os parâmetros de ajuste utilizados na regressão estão na Tabela B.1 do anexo B.

É interessante aqui notar que as variáveis selecionadas pela metodologia são as mesmas que as utilizadas pelo método semi-empírico do programa ANOPP, exceto pelo nível do BPF que utiliza o MA. Aqui foram selecionadas  $Mach_{Axial}$ ,  $Mach_{Tip}$  e RSS, em contra partida, no programa ANOPP, as variáveis utilizadas para modelar o espectro são RSS e  $Mach_{Tip}$  além das variáveis de normalização:  $\Delta T$  e vazão mássica, não utilizadas aqui. Esse fato é interessante que confirma as observações feitas pelos desenvolvedores do método prévio, o que mostra consistência na representação dos fenômenos observados no Rig de Fan e nas medições passadas.

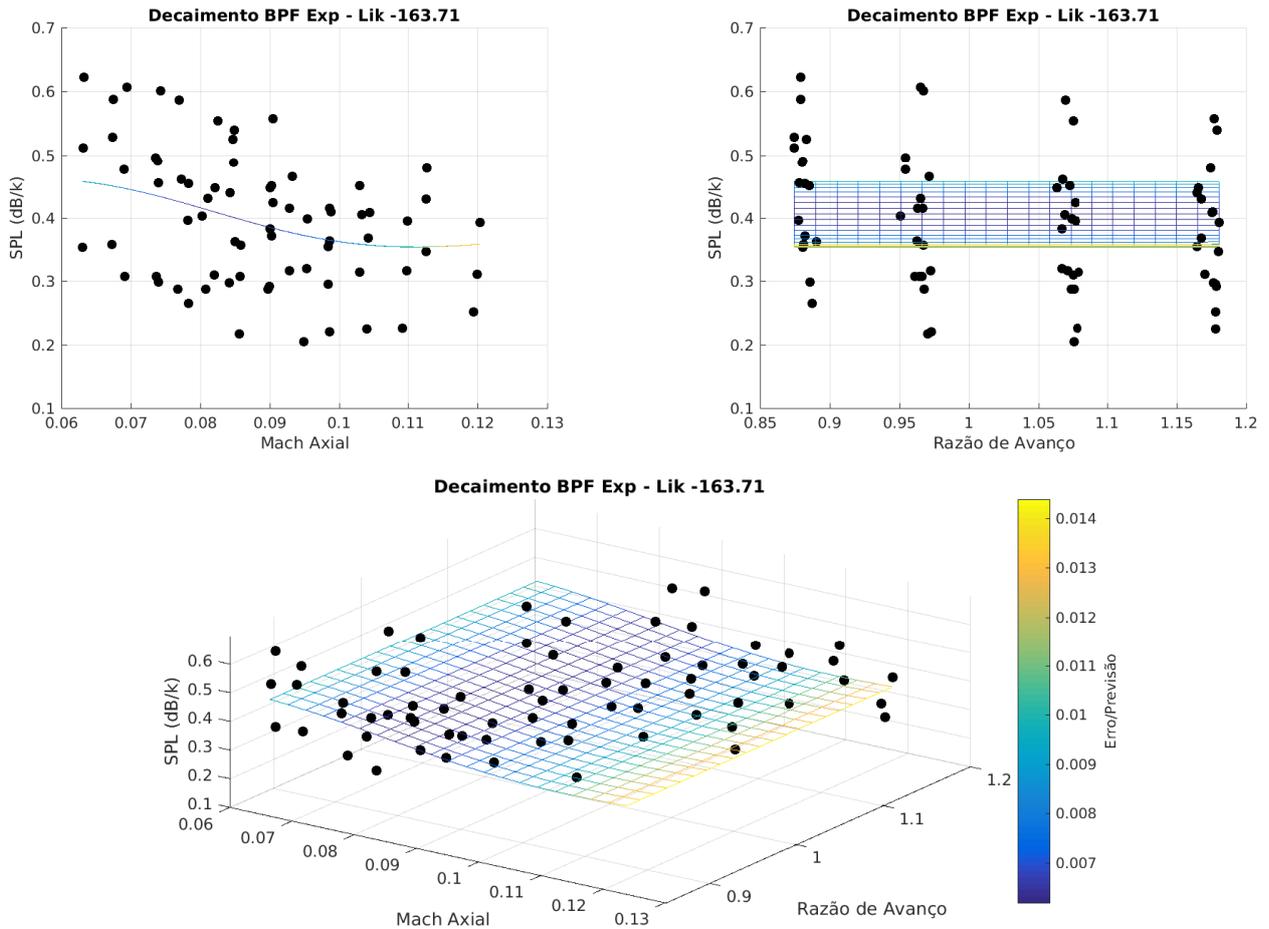


Figura 5.41: Decaimento Exponencial Vs J e  $Mach_{Axial}$

Tabela 5.15: Erro percentual da Regressão do Decaimento da BPF Modelo Exponencial

	MA J	MT J	MA RSS	MT RSS	J RSS
Média	19.9	18.8	9.7	5.6	12.9
Desvio	12.6	11.6	7.1	4.3	7.6

Para visualizar o comportamento do modelo, adotou-se uma condição como *Baseline*, que corresponde a configuração sem *throttle* e RSS original (0.43) para a rotação do *fan* 3625 RPM. Em termos de variáveis do modelo, essa condição corresponde às variáveis com valores  $MA = 0.1024$ ,  $MT = 0.2956$  e  $RSS = 0.43$ . O espectro do *baseline* está apresentado na Figura 5.49 e os valores de nível de energia total do espectro e *Overtone* estão apresentados na figura. Vale aqui frizar que o *Overtone* agora é somado na potência sonora.

O comportamento do modelo está apresentado nas Figuras 5.50 e 5.51 como variações percentuais em relação ao *Baseline*. Os níveis totais do espectro estão apresentados na Figura 5.50, sendo os gráficos à esquerda relativos às curvas de nível para MA constante e à direita com MT constante. Nos gráficos de contorno com MA constante fica evidente o já observado comportamento do ruído aumentar com MT e reduzir com RSS, principalmente pelo comportamento dos nível de BB e BPFs. Nota-se que o comportamento para MT constante é caracterizada por uma queda com

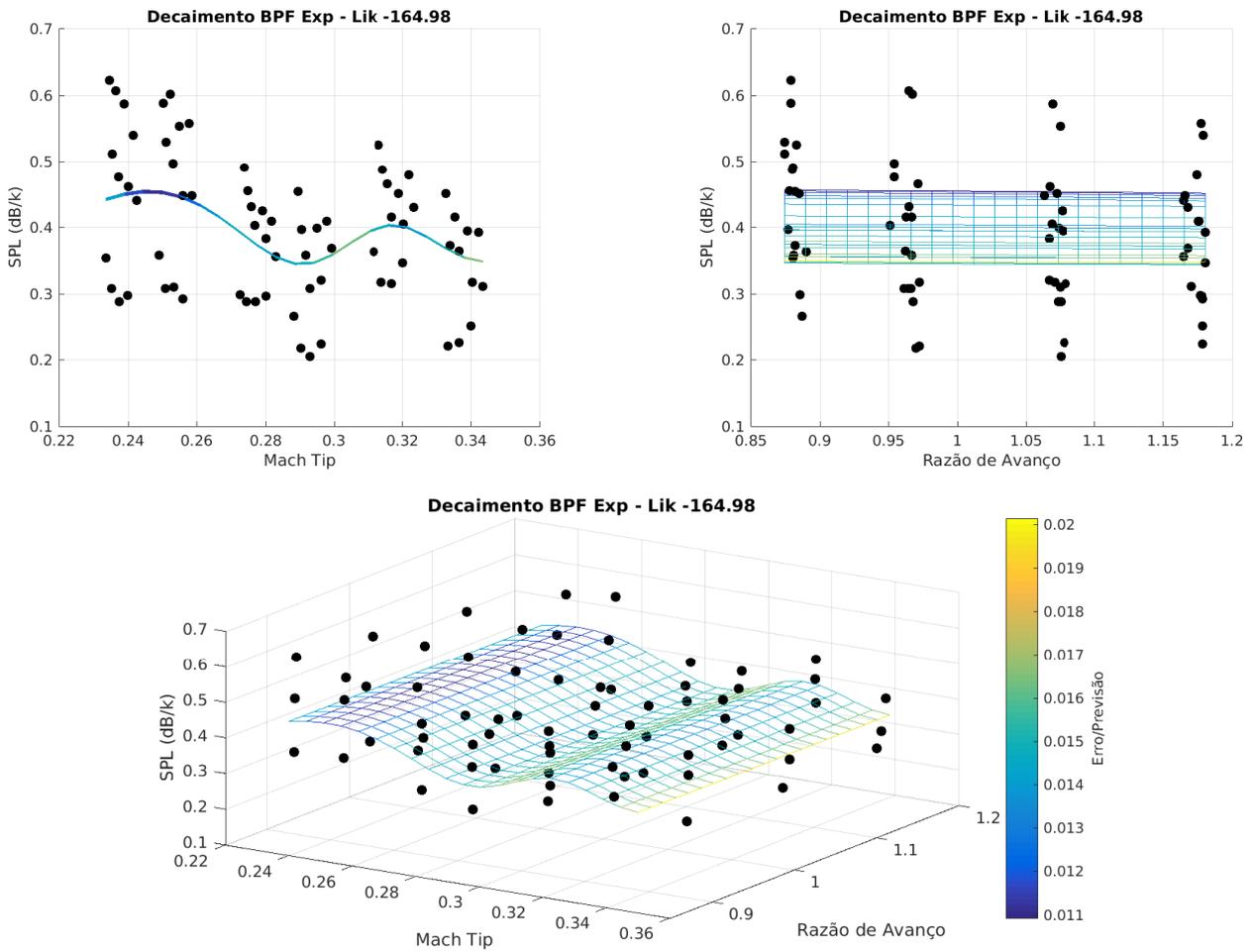


Figura 5.42: Decaimento Exponencial Vs J e  $Mach_{Tip}$

Tabela 5.16: Comparação entre BPF Exponencial e Linear: Erro do *Overtone*

	Linear	Exponencial
Média	33.0	3.8
Desvio	9.2	2.5

Tabela 5.17: Relação entre parâmetros e Variáveis

Parâmetro	$Ma_{axial}$	$Ma_{Tip}$	J	RSS
$L_p$		X		X
A		X		X
b		X		X
$L_{bpf}$ exp	X			X
$m_{bpf}$ exp		X		X

MA até patamares próximos de 0.1 e depois uma leve tendência de alta é notada. Observando a Tabela 5.18, a variável MA apenas influencia o nível do primeiro tonal e esse tende a reduzir de valor com MA até um valor de MA próximo de 0.1 e tem um leve aumento depois (Figura 5.37).

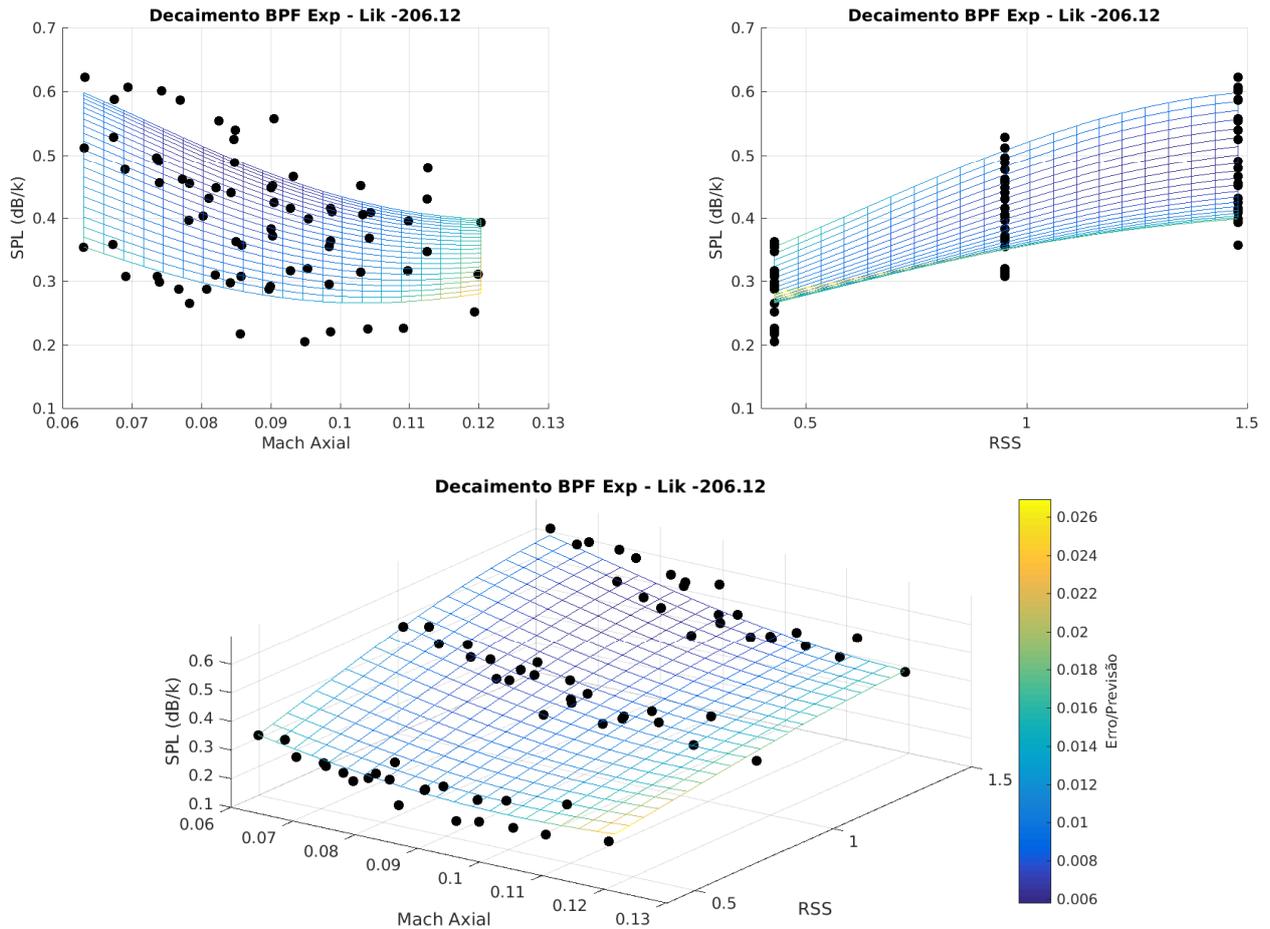


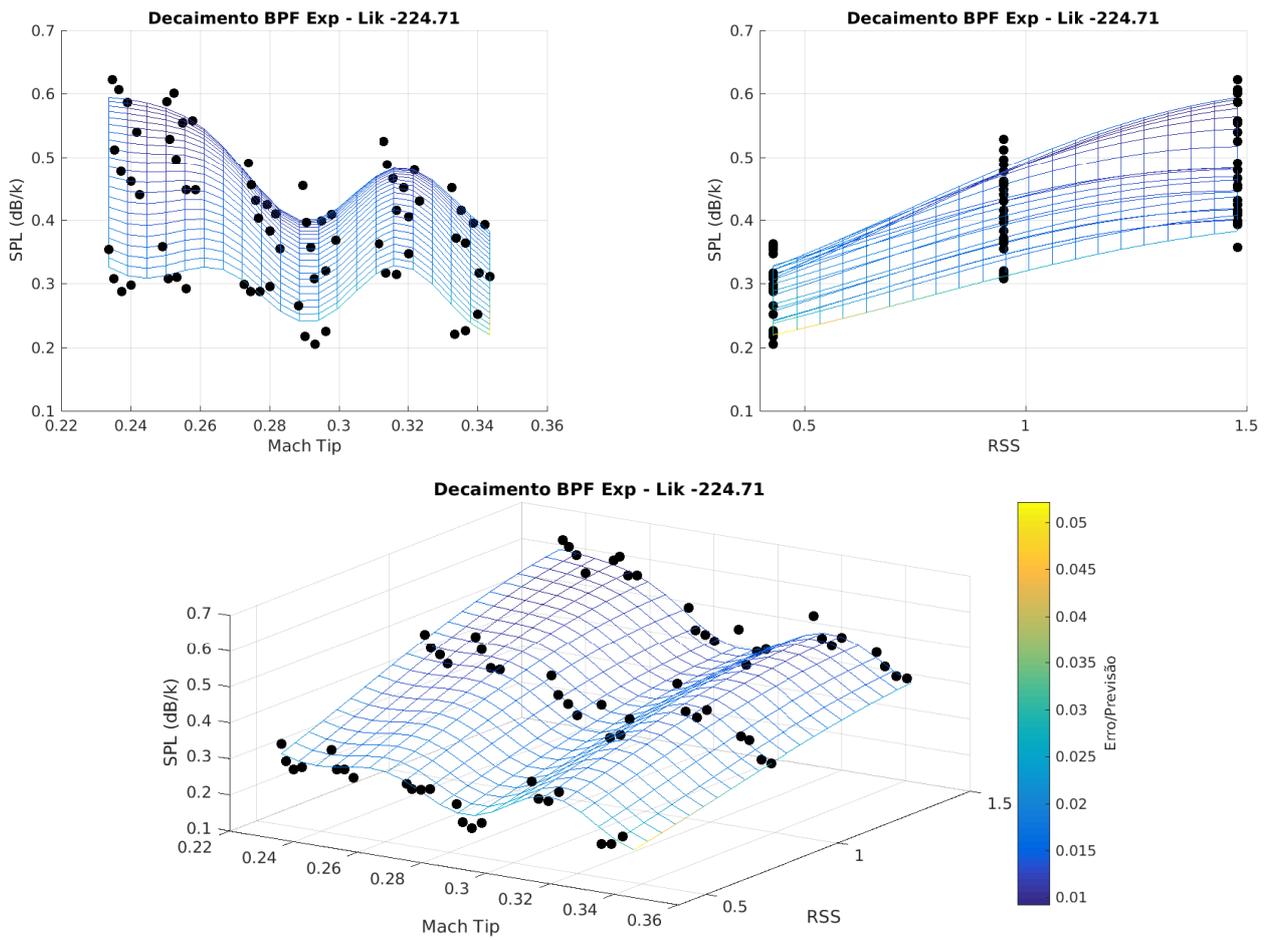
Figura 5.43: Decaimento Exponencial Vs RSS e  $Mach_{Axial}$

Tabela 5.18: Parâmetros das regressões utilizadas no modelo final

Parâmetro	$\theta_1$			$\theta_2$			$\lambda$
	Valores	Min	Max	Valores	Min	Max	
$L_p$	0.68	0.23362	0.34355	0.15	0.43	1.48	0.017
A	8.83	0.23362	0.34355	1.03	0.43	1.48	0.150
b	9.05	0.23362	0.34355	1.03	0.43	1.48	0.161
$L_{bpf}^{(exp)}$	0.58	0.06306	0.12036	0.13	0.43	1.48	0.029
$m_{bpf}^{(exp)}$	11.38	0.23361	0.34355	0.58	0.43	1.48	0.047

A Figura 5.51 apresenta os resultados para a variação do *Overtone* em comparação ao *Baseline*. Nota-se que o comportamento é muito parecido com o nível total do espectro, o que mostra uma influência forte dos tons na intensidade total do ruído.

A implementação final do modelo visa a facilidade de uso. Para isso, uma interface gráfica foi implementada em MatLab<sup>®</sup> e está apresentada na Figura 5.52. A implementação permite a escolha de até 10 condições distintas e a escolha de quais serão apresentadas no gráfico. Para maiores detalhes sobre como implementar o modelo consultar o apêndice D



**Figura 5.44:** Decaimento Exponencial Vs RSS e  $Mach_{Tip}$

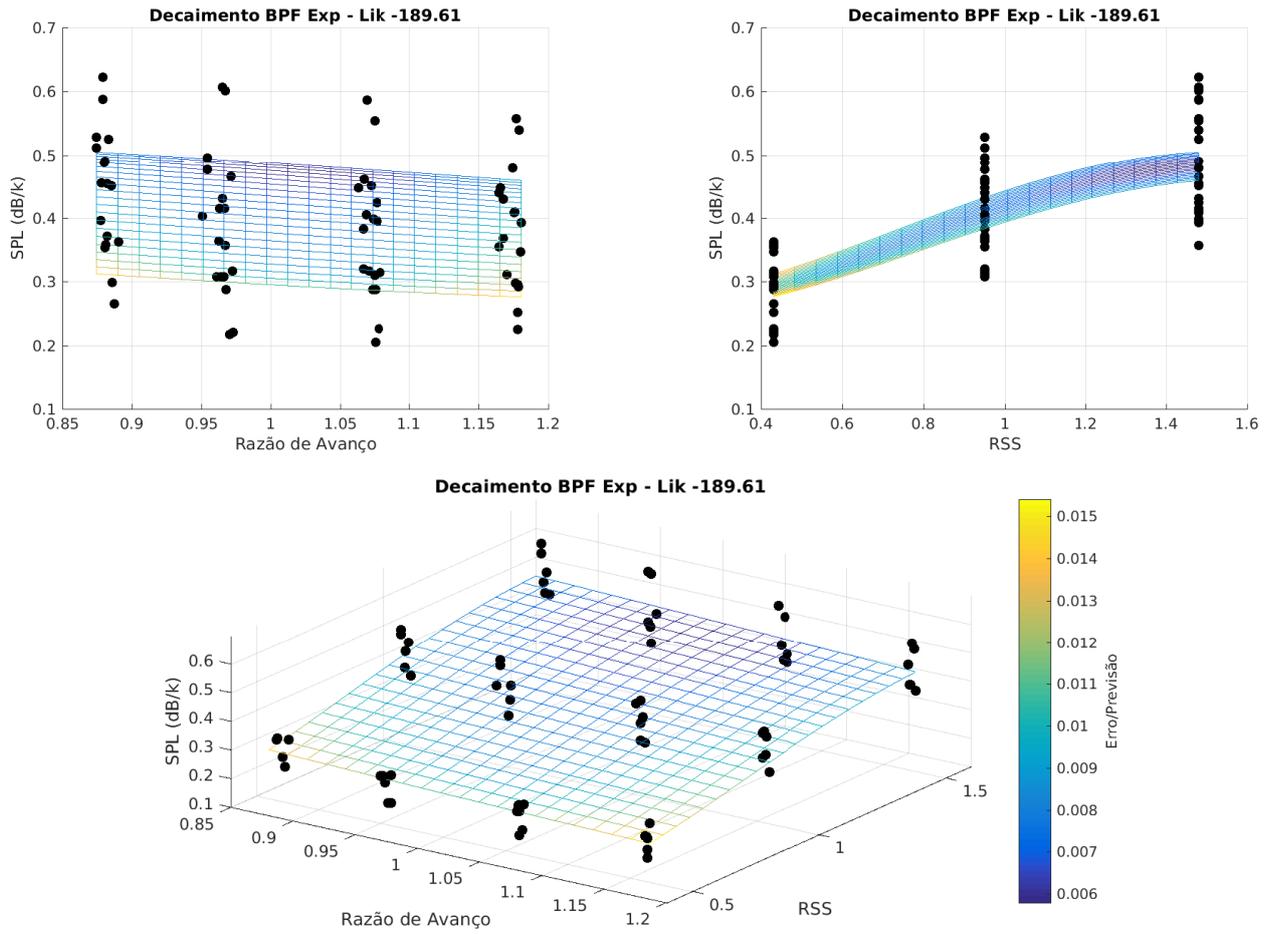


Figura 5.45: Decaimento Exponencial Vs J e RSS

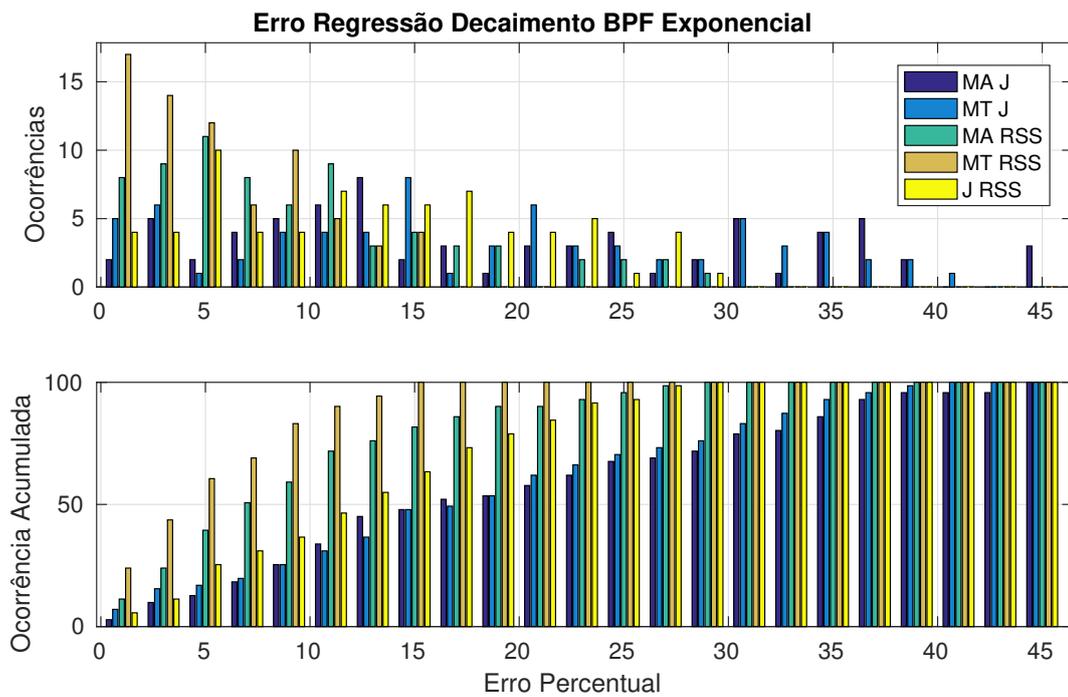
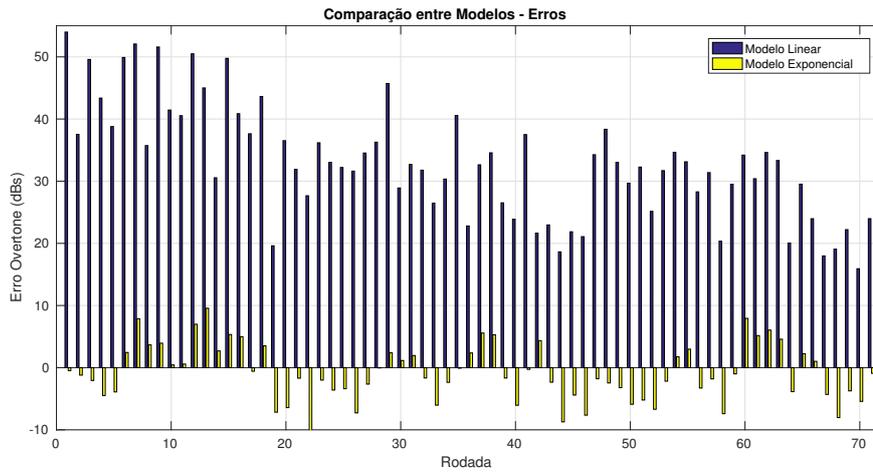
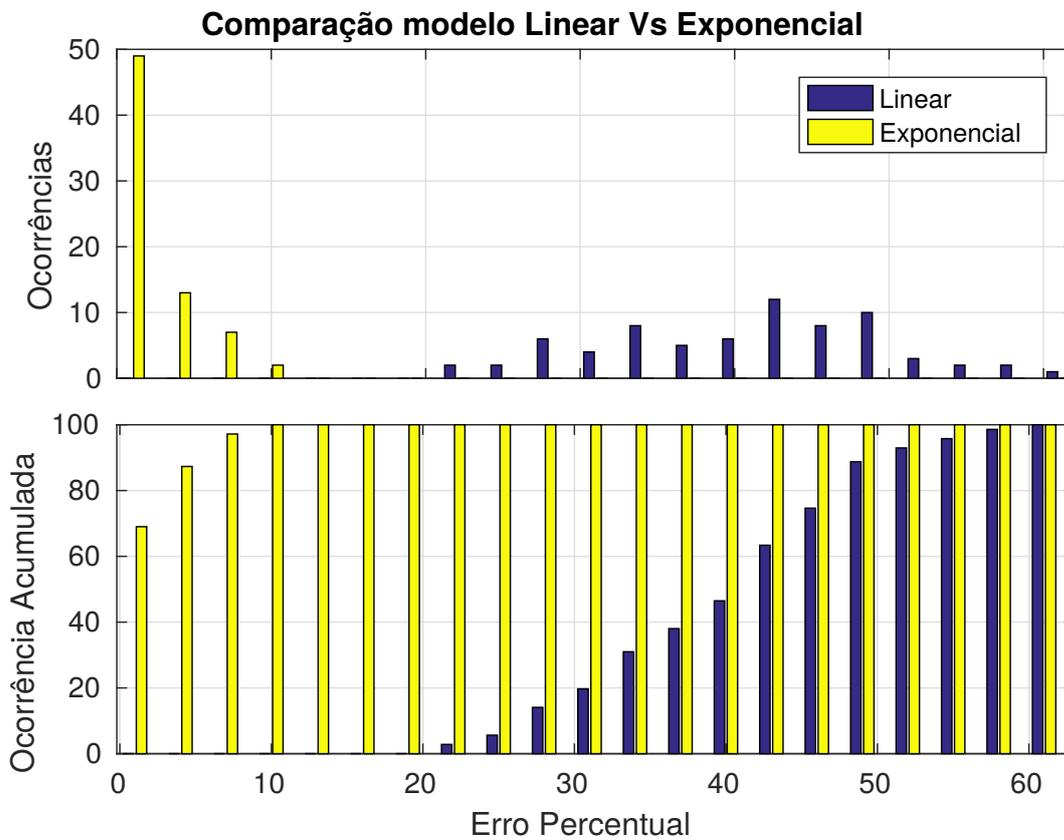


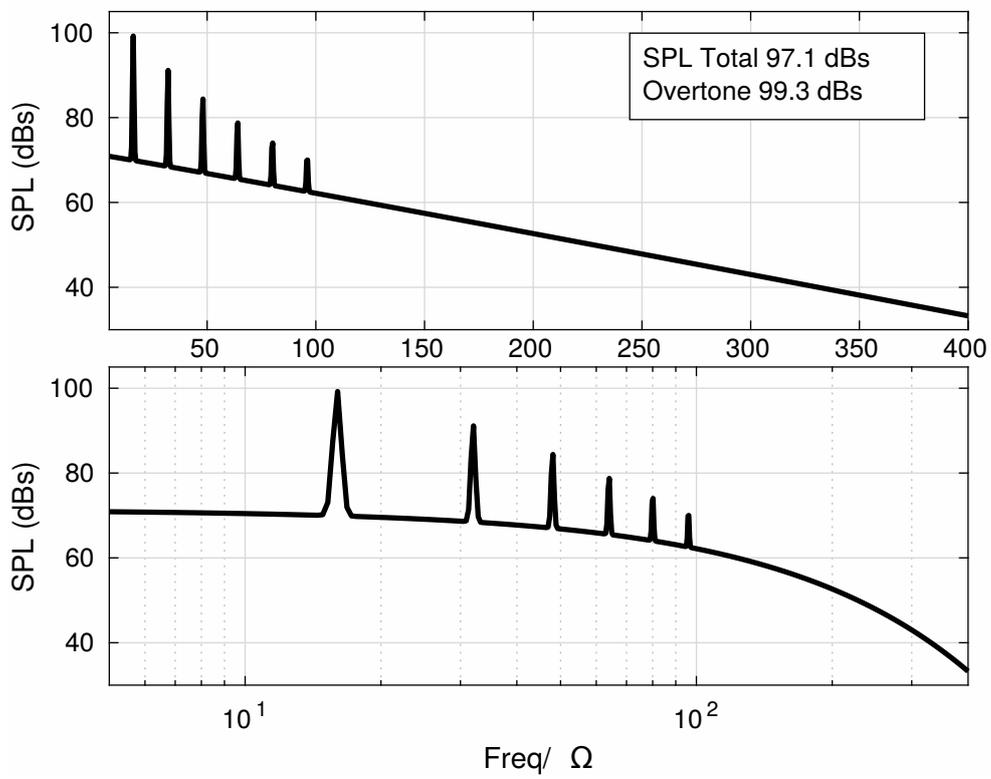
Figura 5.46: Erro percentual Ajuste para o Decaimento Exponencial



**Figura 5.47:** Erro percentual dos *Overtone*s dos modelos das BPFs



**Figura 5.48:** Ocorrência de erros dos *Overtone*s e Ocorrências acumuladas.



**Figura 5.49:** Espectro *Baseline* do Modelo

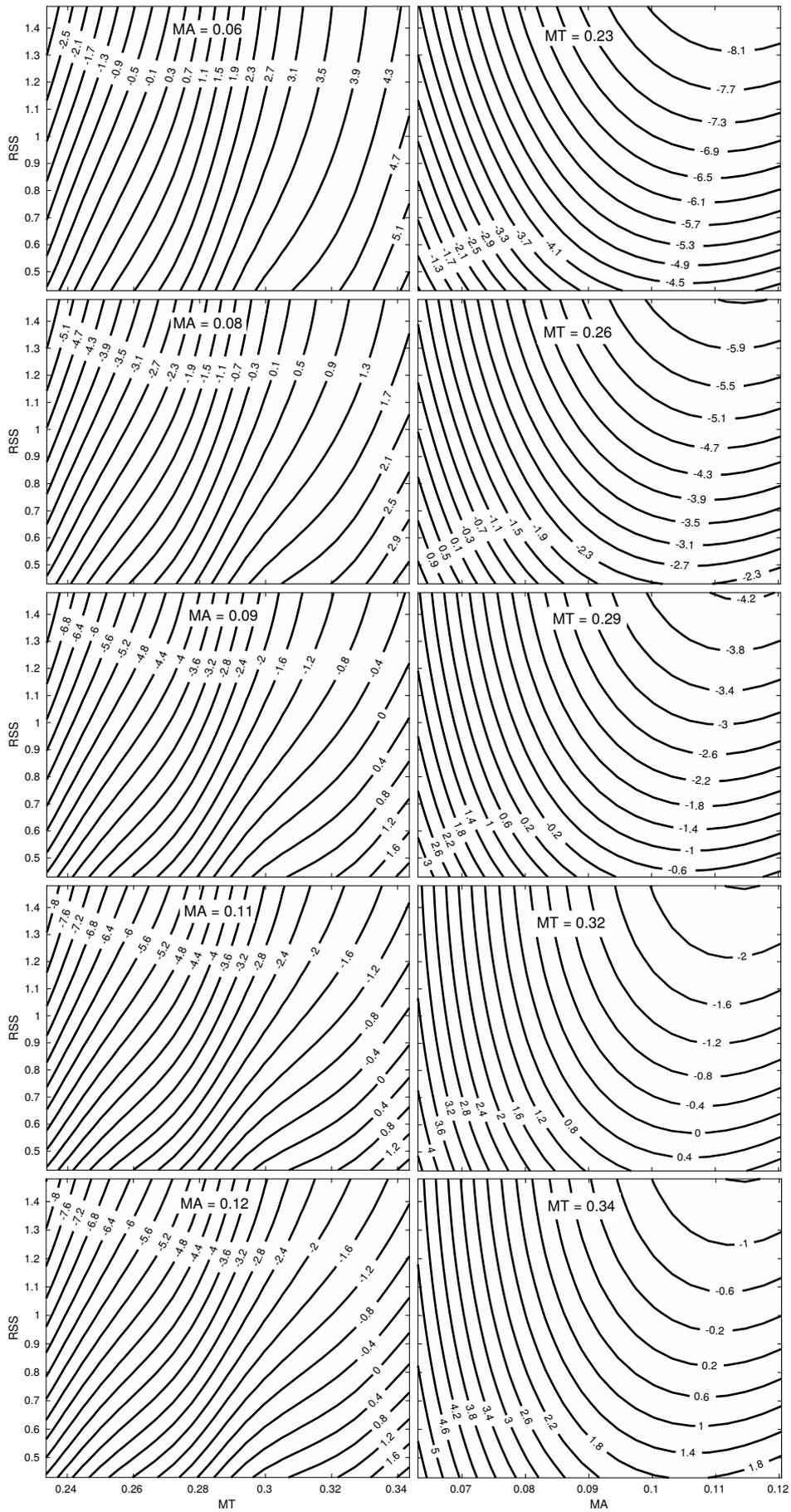


Figura 5.50: Comportamento do Modelo - Variação do Nível total do espectro

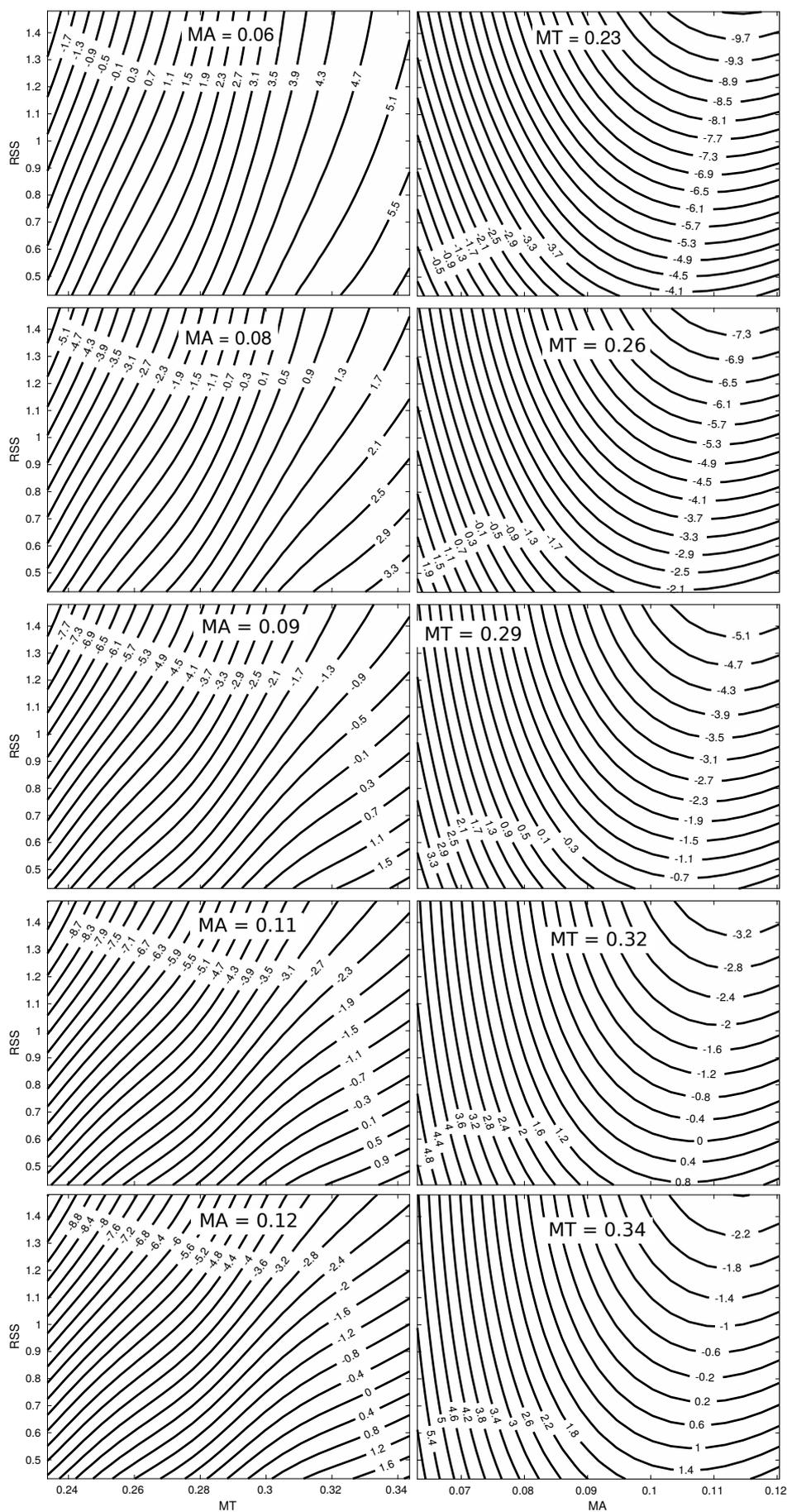


Figura 5.51: Comportamento do Modelo - Variação do *Overtone*

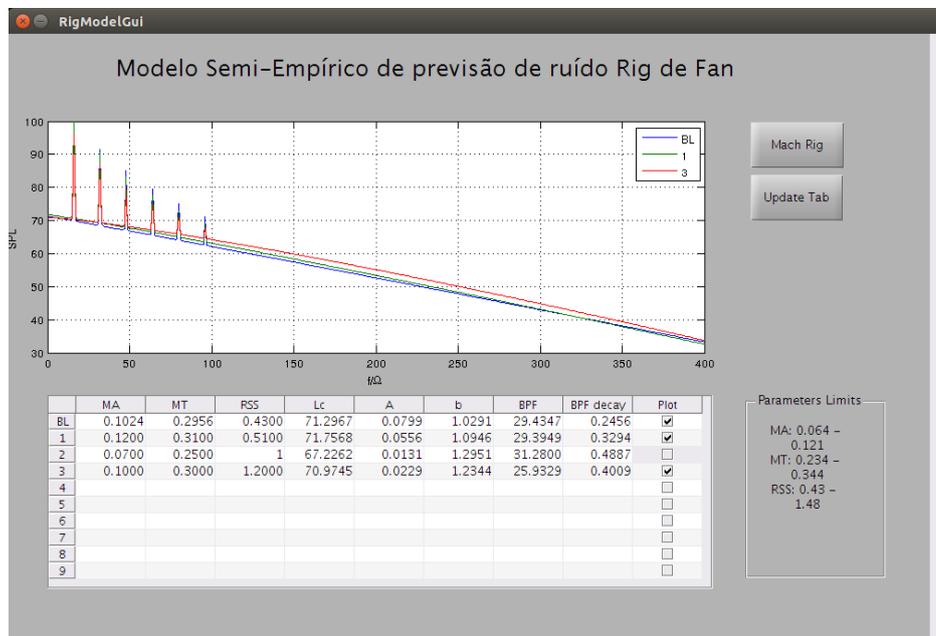


Figura 5.52: Implementação de interface gráfica em Matlab® para o uso do modelo.

## 5.4 Estimativa de Erro

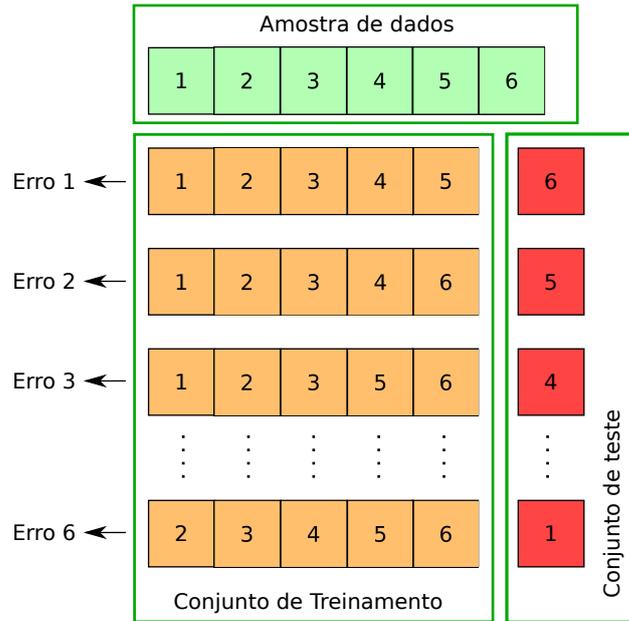
Para estimar o erro e testar a robustez da metodologia aplica-se 3 técnicas de estimativa de erro, as quais são muito usadas para análise dos métodos de aprendizado de máquinas, área da computação especializada em reconhecimento de padrões, regressão, agrupamento e *Density Estimation* (Harrington, 2012).

Os três estimadores aqui utilizados são testados no âmbito de aprendizado de máquinas por Burman (1989), tanto para reconhecimento de padrões como para regressão e Suykens et al. (2003) também os utiliza para testar técnicas de regressão SVM, assim como Picard & Cook (1984). Este último também aborda o problema de divisão da amostragem de dados em um conjunto de treinamento e outro de validação, pois em conjuntos com poucos dados (o caso deste trabalho) essa divisão tem um custo em informação perdida pelo conjunto de treinamento, o que pode resultar em um treinamento pouco representativo.

Tais técnicas são utilizadas para obter uma amostragem de erros treinando a técnica de regressão com um subconjunto dos dados e, em geral, calcula-se a média e o desvio padrão dos erros das amostras de erro. Burman testa 3 estimadores: *Leave One Out* (LOO), *Repeated Learning-Testing Method* ou Monte Carlo (MC) e *k-folds*. O autor afirma que a primeira técnica é melhor como estimador em comparação as duas últimas e cita trabalhos anteriores que mostram casos onde elas falham. Porém para análise de regressão com amostragem muito grande, a técnica *Leave One Out* tem um custo computacional proibitivo. Assim as técnicas *k-folds* e Monte Carlo são usadas para estimar o erro aplicando um número de treinamentos menor que o necessário para o LOO. No caso da estimativa de erro aplicada neste estudo, a amostragem é pequena, o que inicialmente justificaria apenas o uso do LOO, porém, assim como apontado por Picard & Cook (1984) uma determinada combinação pode levar a um modelo pouco representativo dos dados originais e o uso dos estimadores MC ou *k-folds* busca evitar tal problema.

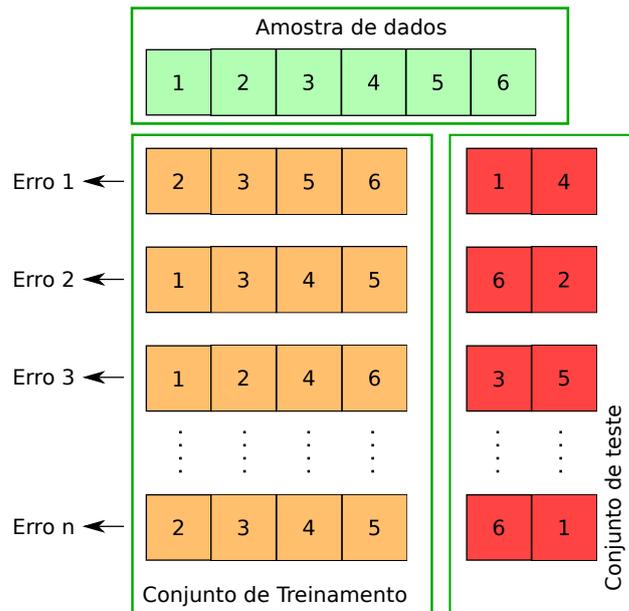
No trabalho de Burman (1989) é evidenciado que, nas técnicas Monte Carlo e *k-folds*, tamanho do conjunto de teste não deve ser maior que 1/6 do número de amostras e aqui adota-se 10%, pois Kim (2009) afirma que tal valor resulta em um baixo viés do estimador com custo computacional baixo.

O primeiro estimador aqui utilizado é o LOO, ilustrado na Figura 5.53, e consiste da retirada de uma amostra de dados do conjunto, as amostras mantidas no conjunto são utilizadas para treinar a regressão e a amostra retirada é utilizada para calcular o erro do modelo. Esse processo é repetido para todas as amostras de dados, assim sendo, se o conjunto possui  $n$  amostras,  $n$  estimativas de erro são obtidas. No caso da ilustração, o conjunto de dados possui 6 amostras, assim para cada treinamento 5 amostras são usadas e uma amostra é utilizada para calcular o erro, resultando em 6 estimativas de erro. Com esse conjunto de erros estimados é feita uma análise estatística, no caso deste trabalho segue-se os mesmos critérios na seção de variáveis das regressões.



**Figura 5.53:** Diagrama do estimador *Leave One Out*

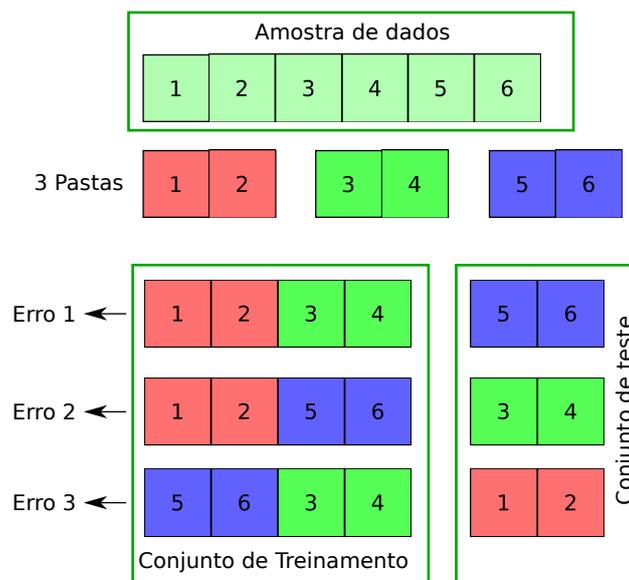
O segundo estimador de erro aqui utilizado é o MC. Essa técnica, ilustrada na Figura 5.54, retira  $m_0$  amostras aleatórias do conjunto de dados, 10% como já citado, e são utilizadas para estimar o erro e os 90% restantes para treinar o modelo, sendo o processo repetido N vezes. No exemplo da Figura, 2 amostras são retiradas, ou seja, 1/3 das amostras, e o processo é repetido N vezes. No caso do teste do modelo,  $m_0 = 7$  amostras são retiradas e  $N = 300$  testes são aplicados. Como o conjunto de dados original possui 71 amostras, tentar testar todas as combinações possíveis é proibitivo.



**Figura 5.54:** Diagrama do estimador Monte Carlo

Como já citado, a técnica MC falha no ponto que a seleção aleatória de amostras não garante que todas serão utilizadas para estimar o erro. Por isso se utiliza a técnica chamada *k-folds*, ilustrada na Figura 5.55, que consiste de separar o conjunto em  $k$  pastas, ou subconjuntos, e  $k$  treinamentos são efetuados, cada um com a retirada de uma pasta para efetuar o cálculo do erro. Na Figura 5.55 as 6 amostras são separadas em 3 pastas e 3 treinamentos com cálculos de erro são efetuados. Nota-se que dessa forma, ao final do processo, todas as amostras participam do treinamento e do cálculo do erro.

Apesar da técnica *k-folds* resolver uma desvantagem da técnica MC, as combinações possíveis para formar as pastas podem levar a um viés no treinamento e no erro estimado. No caso de técnicas de classificação, busca-se mitigar tal problema estratificando as amostras em classes e mantendo a mesma representatividade de cada classe nos conjuntos de treinamento e teste. No caso da regressão, pode-se aplicar uma mistura de Monte Carlo com *k-folds*, chamada de *Repeated k-Folds*, onde a definição das pastas é aleatória e aplica-se a técnica  $N$  vezes. A utilização da técnica para estimar o erro do modelo foi aplicada com  $k = 10$  pastas de 7 amostras cada e  $N = 30$  combinações aleatórias foram efetuadas.



**Figura 5.55:** Diagrama do estimador *k-folds*

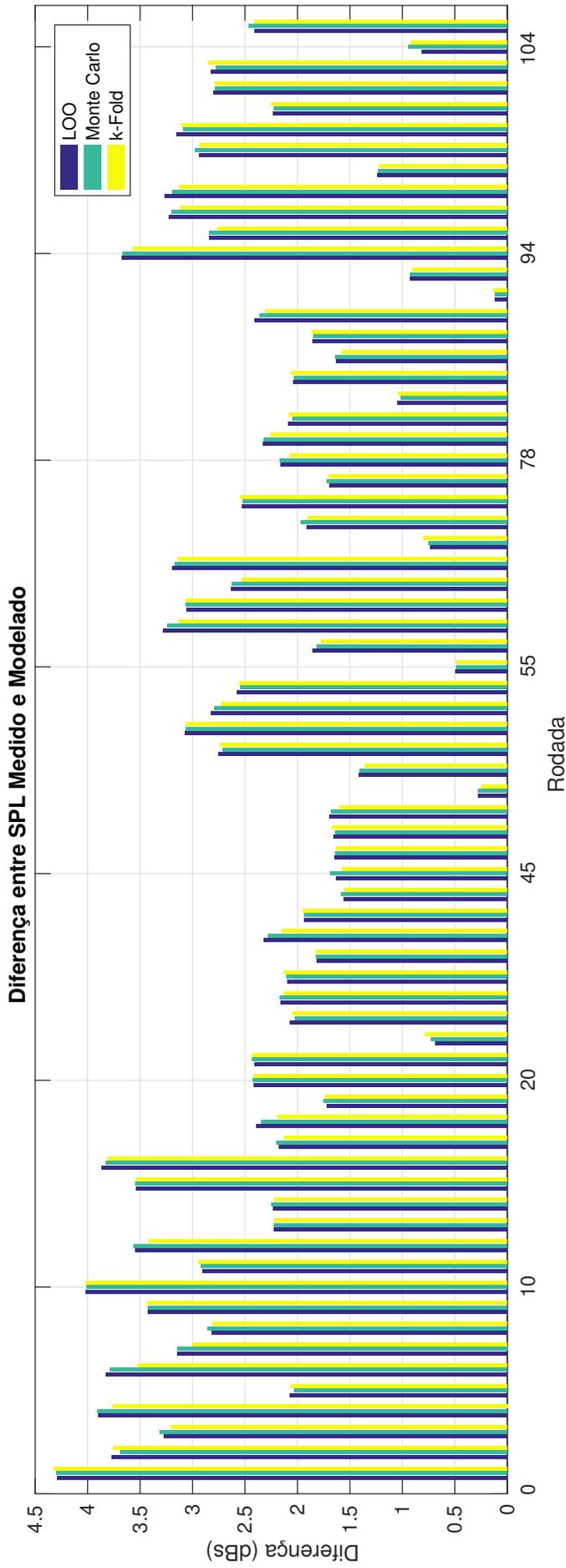


Figura 5.56: Erro médio por amostra.

A Tabela 5.19 apresenta o erro médio e o desvio padrão para o ajuste da curva parametrizada com o espectro medido, assim como para o modelo utilizando as técnicas de estimativa de erro descritas nesta seção. Pode-se ver que, exceto pelo ajuste, o erro médio e o desvio padrão do modelo são praticamente os mesmos para os diferentes estimadores. Na Figura 5.56 nota-se que o erro médio obtido para cada amostra é praticamente independente do estimador utilizado. Já a Figura 5.57 mostra a distribuição de ocorrências para as faixas de erro e nota-se que as ocorrências também se mostram praticamente independentes do estimador, exceto para alguns casos, como a faixa centrada no erro 2.2, 3.2 e 3.4.

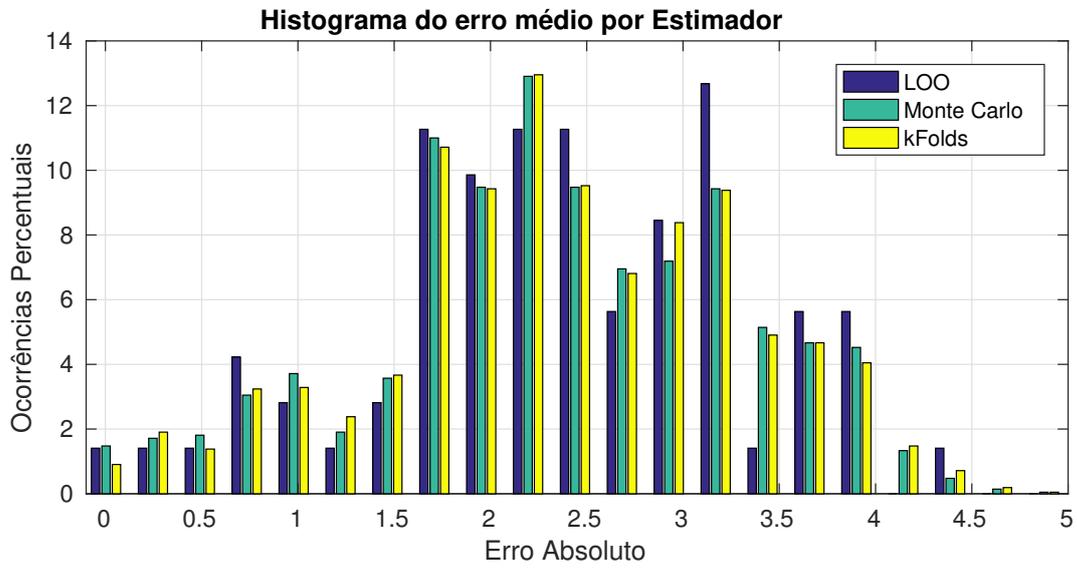
Isso mostra que o modelo implementado possui robustez para o conjunto de dados utilizado e o erro esperado para o modelo deve ficar abaixo de 4.5 dBs com erro médio menor que 2.35. Comparando esse erro com a técnica semi-empírica do programa ANOPP, que Dahl afirma ser menor de 4dBs, nota-se que a metodologia aqui empregada também é capaz de desenvolver um modelo com erro aceitável.

Apesar da consistência observada na estimativa do erro, ainda existe a possibilidade das técnicas MC e *k-folds* ainda não terem testado combinações suficientes. Para quantificar isso, a Figura 5.58 apresenta o erro médio e o desvio padrão, para as duas técnicas, calculados com o conjunto acumulado de erros obtidos. Isso significa que para o número de avaliações 50, as 50 primeiras avaliações de erro são utilizadas na média e no desvio padrão, no número 300 todos os erros obtidos foram utilizados.

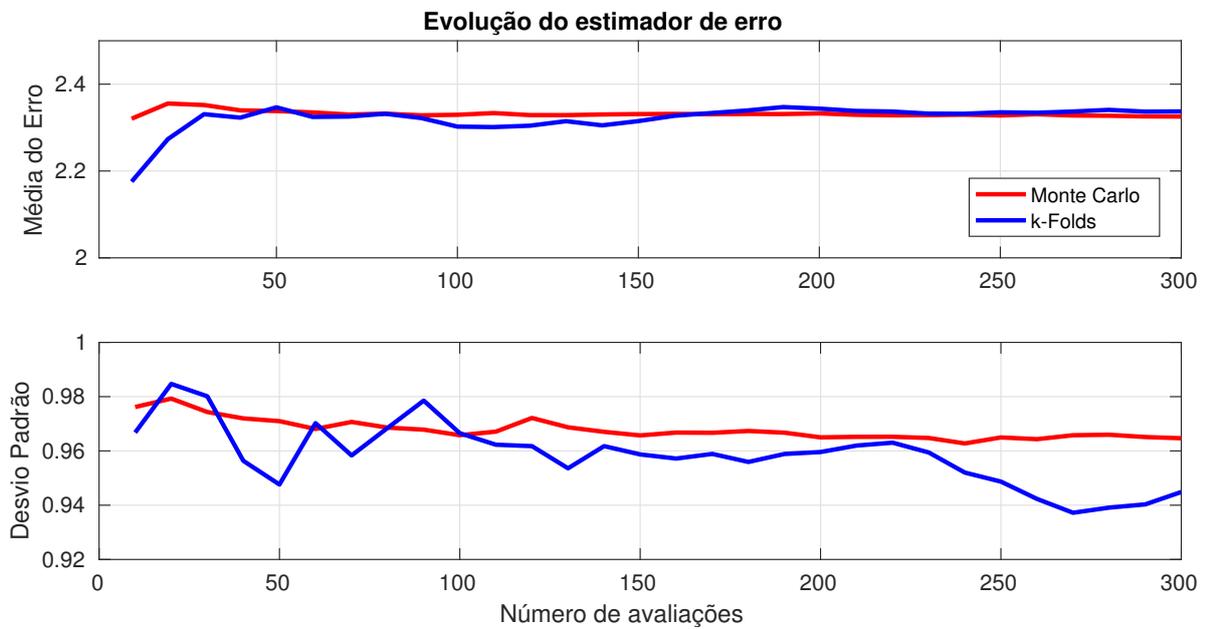
**Tabela 5.19:** Estatística dos erros

	Ajuste	LOO	Monte Carlo	k-Fold
Média	2.06	2.36	2.35	2.32
Desvio	0.23	0.94	0.93	0.91

Nota-se que para a média dos erros uma convergência é observada para as duas técnicas. Já no caso do desvio padrão nota-se que para o *k-folds* não ocorreu ainda uma convergência que o MC parece já ter obtido.



**Figura 5.57:** Ocorrência de erros.



**Figura 5.58:** Evolução do Erro estimado.

---

# Conclusão e Trabalhos Futuros

---

## 6.1 Conclusão

No presente trabalho foi estudado o problema de ruído de motores aeronáuticos e, para isso, uma bancada de testes aeroacústicos de um conjunto rotor/estator, chamada de Rig de Fan, foi projetada e construída no âmbito do projeto Aeronave Silenciosa Fase 2. Além dos testes feitos na bancada, também foi feita uma campanha de ensaios no Aero-Acoustic Propulsion Laboratory em agosto de 2014, em Cleveland-OH. Foram utilizadas as técnicas de processamento de sinais Welch e *beamforming*, o primeiro para o cálculo do espectro do ruído e o segundo para aplicar a decomposição modal do campo acústico excitado pelo conjunto motor estator. Com o objetivo de desenvolver uma nova técnica de predição de ruído, estudou-se duas propostas para parametrização do espectro: uma baseada no espectro dos modos acústicos e outra no auto-espectro, sendo ambas relativas ao ruído interno ao duto. Os parâmetros do espectro foram modelados utilizando a técnica de regressão Kriging, relacionando os parâmetros com as variáveis Mach Axial (MA), Mach Tip (MT), espaçamento entre o rotor e o estator (RSS) e a razão de avanço (J) do rotor. Para estimar o erro do modelo, 3 técnicas de validação cruzada foram utilizadas: Leave One Out, Monte Carlo e Repeated k-Folds.

Duas baterias de ensaio foram executadas: uma no Rig de Fan e outra no AAPL. Os dados obtidos no AAPL permitiram o estudo da decomposição modal do espectro do ruído interno ao duto e os dados obtidos no Rig de Fan permitiram a obtenção de dados paramétricos variando a rotação do rotor, a distância entre o rotor e o estator e a vazão mássica utilizando um bloqueio interno ao duto (*throttle*).

Visando o desenvolvimento de um modelo de predição baseado nos dados experimentais obtidos foram propostas duas curvas de parametrização do espectro. A primeira foi baseada no espectro dos modos acústicos, chamado de curva *flat*, que tem um comportamento constante nas baixas frequências e um decaimento nas altas, assim como observado nos resultados do AAPL e na literatura. A curva foi ajustada aos espectros utilizando 3 estratégias: um ajuste por modo, um ajuste para a média dos espectros com mesmo modo azimutal e um ajuste na média dos espectros de todos os modos. Para se avaliar qual estratégia teria mais vantagem, o PSD total da seção do duto foi calculado utilizando os espectros ajustados e não foi observada diferença significativa entre as estratégias, mostrando que a utilização de um espectro médio é o suficiente para modelar o ruído do conjunto em estudo. A segunda proposta de parâmetro aproxima o auto-espectro medido no duto por um ruído rosa para o ruído de banda larga (BB) e curvas gaussianas estreitas para os tonais (BPFs) onde a amplitude da gaussiana é a distância do pico do tom com o BB, sendo considerados os 6 primeiros tonais.

Para modelar os parâmetros do espectro em função das variáveis modificadas no experimento, a técnica de regressão estatística Kriging foi implementada e testada em casos de uma variável e 2 variáveis, em problemas analíticos e com ruído, que representa o erro experimental. Os testes feitos mostram que a implementação da técnica foi capaz de aproximar as funções de teste, mesmo quando o ruído dos dados era presente. O teste usando os dados de ruído medidos no programa ANOPP mostrou que a técnica se comporta bem para um problema aeroacústico. Além dessa validação, o erro estimado para a predição foi utilizado para testar a busca pelo ótimo da função, mostrando que a técnica é capaz de convergir para a função. No caso de 2 variáveis 30 amostras foram suficientes para obter um erro menor que 0,25% para o caso sem ruído nos dados e no caso com ruído nos dados, 80 amostras levaram a um erro menor que 4%.

Para definir a metodologia capaz de obter um modelo semi-empírico, adotou-se a hipótese que os parâmetros do espectro são funções de 2 variáveis. Assim, aplicou-se uma regressão para cada parâmetro e os pares de variáveis: MA-RSS, MT-RSS, MA-J, MT-J, RSS-J. Para definir qual o par que resulta em uma superfície que melhor se ajusta aos dados, uma análise foi aplicada sobre a distância entre o ponto amostrado e a superfície modelada. Os pares com menor erro e melhor ocorrência de erros foram selecionados e nos casos em que ocorreu *overfitting* foram descartados. Dessa forma, os 3 parâmetros do BB são representados pelo par MT-RSS. Para simplificar a representação dos tonais, os valores obtidos do ajuste da curva foram modelados por duas propostas: decaimento linear e decaimento exponencial. Os tonais obtidos pela regressão, nas duas propostas, foram comparados com as medições experimentais e a proposta de decaimento exponencial apresentou um erro menor que 3.8 dBs no Overtone e desvio padrão de 2.5. Já a proposta linear apresentou um erro de 33dBs no Overtone com desvio padrão de 9.2. Os dados mostraram que o a proposta exponencial melhor se ajusta aos dados experimentais do que o linear, que é o modelo proposto pela técnica semi-empírica do programa ANOPP. Além disso, os resultados da proposta linear mostram que o decaimento varia significativamente com as condições de operação, já o modelo do programa ANOPP adota um decaimento constante de 3dBs. A proposta exponencial

tem o nível da primeira BPF representada pelo par MA-RSS e o decaimento pelo par MT-RSS. Comparando novamente com o modelo da literatura, Heidmann utiliza os pares MT-RSS para representar a variação do espectro, e neste trabalho notou-se que esse par foi o mais importante na representação das superfícies do modelo.

No processo de análise das regressões, as formas e tendências das superfícies tornou mais evidente o comportamento dos dados do experimento. Assim pode-se observar que o nível do BB tem a tendência de aumentar com o MT e MA e cair com RSS, assim como esperado, visto que o aumento de MT e MA tem relação com o aumento dos níveis de turbulência no sistema e o aumento do RSS tende a reduzir os níveis de turbulência na esteira que atinge o estator. Por outro lado, a redução no nível do BB com RSS é acompanhado com uma redução no seu decaimento, o que significa que o aumento do RSS tem mais influência na redução das baixas frequências do BB. Já o efeito do MT no decaimento do BB depende do valor de RSS. Para baixos valores de RSS a tendência é aumentar o decaimento com o MT e para altos valores de RSS o decaimento tende a cair com o MT. O comportamento para o fator de forma mostra que o parâmetro tende a aumentar com o RSS, ou seja, essa variável tende deformar o espectro aumentando o decaimento nas altas frequências. Em relação ao MT, para baixos valores de RSS a tendência é de leve crescimento e para altos valores uma tendência decrescente.

Os parâmetros dos tonais apresentaram comportamento equivalente para as duas propostas (linear e exponencial). O nível do primeiro tom apresentou a tendência de redução tanto com RSS como com MT e MA, assim como se observa o aumento do nível com o *throttle*. A redução com o RSS é esperada visto que com maiores espaçamentos a forma da esteira turbulenta que atinge o estator apresenta maior largura e menor déficit de velocidade e os níveis de turbulência tendem a diminuir. Já a tendência com MA e MT tem relação com os maiores valores de MA e MT ocorrem para condições de baixo carregamento, o que diminui as forças aplicadas nas superfícies do conjunto e reduz a intensidade do ruído como um todo, o que indica que efeito do carregamento foi predominante. Porém tornam-se necessárias medições da esteira para confirmar tal afirmação. O decaimento dos tons apresentou aumento com o RSS e com o *throttle*. Esses dois parâmetros têm relação com o alargamento do perfil da esteira do rotor que incide no estator, pois sendo o perfil menos estreito, o nível dos tons de maior ordem são reduzidos em comparação aos tons de menor ordem. No caso do *throttle*, o alargamento tem relação com o aumento no passo do rotor, e consequentemente, aumento da espessura da camada limite e alargamento da esteira. Novamente, mais estudos experimentais são necessários para confirmação.

Por fim, foram aplicados ao modelo 3 técnicas de validação cruzada para estimação de erro: a *Leave One Out*, Monte Carlo e *Repeated k-Folds*. Como as técnicas consistem de retirada de amostras de dados do conjunto de treinamento para utilizá-los para cálculo do erro, uma medida da robustez da metodologia adotada é obtida. O erro foi definido sobre o nível de potência acústica total do espectro e os erros médios, para cada uma das técnicas de validação, ficaram próximas a 2.3dBs e o desvio padrão abaixo de 0.95. O histograma das ocorrências de erros mostrou que os erros obtidos ficaram abaixo de 5dBs. Comparando com a técnica semi-empírica do programa

ANOPP, que tem erro de 4dBs, a metodologia aqui proposta se mostrou satisfatória em relação a sua precisão.

O atual trabalho tem como contribuições:

- A construção da bancada de teste, única no Brasil;
- Proposta de uma nova metodologia para desenvolvimento de modelos de previsão de ruído baseado em dados empíricos;
- Mostrou que o modelo de previsão semi-empírico desenvolvido no programa ANOPP adota hipóteses simplificadoras que podem ser revisadas para melhor representar os tonais;
- Também mostrou que uma abordagem utilizando um único espectro para o ruído interno não perde em comparação com uma representação por modos do espectro. Permitindo o desenvolvimento de um modelo de previsão com relativa baixa complexidade;
- Por fim a utilização da parametrização do espectro e a regressão de seus parâmetros permitiu uma melhor interpretação do comportamento do ruído, método não observado nas referências encontradas.

## 6.2 Trabalhos Futuros

- Melhorias na implementação do treinamento da regressão Kriging buscando redução do custo computacional;
- Testar funções de mérito para o treinamento por Kriging, por exemplo Kriging Penalizado, que busca um melhor ajuste da regressão;
- Rodar uma nova bateria de ensaios utilizando as informações de erro estimado obtidos no estudo para melhorar a precisão do modelo;
- Utilizar uma técnica numérica ou semi-analítica para aplicar a metodologia em um conjunto de dados de natureza não experimental com uma abrangência maior do domínio das variáveis e com maior flexibilização da geometria. Também aqui planeja-se utilizar a atualização da amostragem buscando reduzir o erro;
- Com dados computacionais ou semi-analíticos em mão, também é possível aplicar uma correlação com os dados experimentais para buscar uma melhoria no modelo semi-empírico.

## Ajustes dos Espectros dos Modos

### A.1 Ajuste Individual para cada modo.

**Tabela A.1: Ajuste para cada modo - Limitado**

modos		Gaussiana		Flat				Comb.				
m	n	Lp	Ag	Lp	ft	Af	p	Lp	ft	Af	p	Ag
0	1	151.30	3.54	148.41	1392.3	9.00	2.62	148.42	1394.3	9.00	2.62	0.01
-1	1	151.22	3.67	147.60	1361.9	9.00	2.48	148.78	1876.7	9.00	2.10	1.50
1	1	150.66	3.57	148.42	1174.0	9.00	2.22	149.10	1241.7	9.00	1.94	0.64
-2	1	151.85	3.89	150.84	872.6	9.00	1.96	155.03	603.4	9.00	0.86	2.19
2	1	151.58	3.68	154.01	575.2	9.00	1.62	155.62	500.0	8.97	1.09	1.35
0	2	151.37	3.55	148.85	1318.3	9.00	2.52	148.85	1320.8	9.00	2.52	0.01
-3	1	151.31	3.83	149.82	971.1	9.00	2.07	153.77	681.4	9.00	1.08	1.71
3	1	150.94	3.67	150.30	879.7	9.00	1.89	153.45	674.1	9.00	1.08	1.55
-4	1	150.87	3.67	149.00	1056.7	9.00	2.09	151.21	990.9	9.00	1.39	1.29
4	1	151.36	3.66	150.88	861.1	9.00	1.87	152.79	819.5	9.00	1.22	1.39
-1	2	150.87	3.60	147.34	1385.1	9.00	2.50	148.29	1722.6	9.00	2.17	1.14
1	2	150.66	3.58	148.58	1144.8	9.00	2.19	149.28	1193.4	9.00	1.91	0.61
-5	1	151.26	3.76	151.24	810.7	9.00	1.88	152.77	777.5	9.00	1.35	1.19
5	1	150.96	3.67	150.68	851.8	9.00	1.88	152.16	822.3	9.00	1.37	1.11

Tabela A.2: Ajuste para cada modo - Limitado (Cont.)

modos		Gaussiana		Flat				Comb.				
m	n	Lp	Ag	Lp	ft	Af	p	Lp	ft	Af	p	Ag
-2	2	151.58	3.86	151.19	828.3	9.00	1.92	154.23	651.3	9.00	1.10	1.66
2	2	151.15	3.62	153.45	593.8	9.00	1.62	154.82	500.1	8.02	1.26	1.17
0	3	151.20	3.54	149.53	1170.1	9.00	2.30	149.54	1170.2	9.00	2.29	0.01
-6	1	150.60	3.68	151.65	713.4	9.00	1.76	148.78	3437.4	9.00	4.27	2.79
6	1	150.75	3.63	151.03	804.2	9.00	1.83	152.04	790.1	9.00	1.45	0.87
-3	2	151.30	3.87	150.56	873.9	9.00	1.98	153.50	704.2	9.00	1.18	1.56
3	2	150.72	3.65	150.80	804.7	9.00	1.82	153.72	607.5	9.00	1.10	1.41
-1	3	150.48	3.55	147.13	1373.2	9.00	2.46	147.95	1639.4	9.00	2.16	0.99
1	3	150.71	3.61	149.73	980.8	9.00	2.02	150.42	971.6	9.00	1.79	0.48
-7	1	150.86	3.71	151.76	726.3	9.00	1.79	152.85	705.5	9.00	1.37	0.99
7	1	149.99	3.54	150.16	820.4	9.00	1.80	148.60	3903.9	8.53	20.00	2.95
-4	2	150.33	3.58	148.47	1087.8	9.00	2.09	150.43	1001.9	9.00	1.50	1.02
4	2	151.14	3.66	151.63	765.8	9.00	1.80	153.13	716.4	9.00	1.29	1.13
-8	1	151.58	3.82	151.79	796.4	9.00	1.91	152.67	801.4	9.00	1.54	0.88
8	1	150.30	3.58	150.28	840.4	9.00	1.84	151.54	803.0	9.00	1.42	0.89
-2	3	151.16	3.78	151.12	802.9	9.00	1.87	154.36	586.1	9.00	1.08	1.56
2	3	151.18	3.65	153.99	560.7	9.00	1.62	155.06	500.0	8.45	1.28	1.03
0	4	151.15	3.55	150.33	1034.1	9.00	2.14	150.35	1034.1	9.00	2.13	0.01
-5	2	150.06	3.60	149.94	851.1	9.00	1.86	151.02	837.8	9.00	1.47	0.86
5	2	150.57	3.64	150.76	809.3	9.00	1.84	151.95	783.8	9.00	1.41	0.94
-9	1	152.00	4.00	152.11	795.5	9.00	2.00	153.09	788.1	9.00	1.61	0.91
9	1	150.17	3.53	149.99	866.9	9.00	1.85	150.86	871.7	9.00	1.51	0.76
-3	3	150.89	3.81	150.44	849.9	9.00	1.94	153.45	657.5	9.00	1.16	1.49
3	3	150.42	3.66	151.43	707.3	9.00	1.73	154.32	512.4	9.00	1.07	1.39
-1	4	150.11	3.51	147.23	1305.6	9.00	2.35	147.86	1446.1	9.00	2.09	0.70
1	4	150.16	3.54	149.50	955.2	9.00	1.97	149.98	940.3	9.00	1.82	0.30
-6	2	150.19	3.63	151.26	721.4	9.00	1.76	152.36	681.5	9.00	1.39	0.83
6	2	149.88	3.47	150.01	842.6	9.00	1.80	150.82	833.9	9.00	1.50	0.67
-10	1	152.35	3.93	152.88	616.8	1.39	11.06	153.39	593.3	1.19	10.68	0.72
10	1	152.79	3.84	152.18	896.1	9.00	2.04	152.81	923.1	9.00	1.75	0.69

**Tabela A.3: Ajuste para cada modo - Não Limitado**

modos	Gaussiana			Flat			Comb.					
	m	n	Ag	Lp	ft	Af	p	Lp	ft	Af	p	Ag
0	1	151.30	3.54	146.31	125548.8	1247.98	0.40	142.16	1226756.7	7446.99	0.29	-2.24
-1	1	151.22	3.67	145.92	68740.5	680.30	0.43	143.76	1414196.1	7708.37	0.30	-0.32
1	1	150.66	3.57	146.41	73216.1	600.28	0.40	142.75	2298943.6	7951.87	0.27	-1.14
-2	1	151.85	3.89	146.40	80581.9	579.75	0.38	142.32	4218027.7	12627.83	0.26	-0.70
2	1	151.58	3.68	147.91	184086.5	587.91	0.31	144.31	4203321.3	6500.34	0.25	-0.71
0	2	151.37	3.55	146.29	126199.6	1231.72	0.39	143.07	669478.1	3851.18	0.30	-2.44
-3	1	151.31	3.83	145.22	81535.9	743.67	0.41	140.90	3652293.2	13339.45	0.27	-1.25
3	1	150.94	3.67	145.27	78805.8	700.97	0.41	140.55	3555021.8	13221.54	0.27	-1.36
-4	1	150.87	3.67	145.06	98181.5	903.63	0.40	140.15	2108249.9	11644.82	0.29	-1.41
4	1	151.36	3.66	146.23	75287.0	545.86	0.39	141.02	4026307.2	12693.73	0.26	-1.33
-1	2	150.87	3.60	145.82	68740.6	676.34	0.43	143.57	1626581.7	7206.24	0.29	-0.60
1	2	150.66	3.58	146.70	71301.7	570.42	0.40	142.60	1935185.4	7116.58	0.27	-1.20
-5	1	151.26	3.76	146.45	88257.0	575.22	0.37	140.77	4324483.8	12712.33	0.26	-1.46
5	1	150.96	3.67	148.28	59286.5	357.65	0.37	139.76	4910594.8	14920.11	0.26	-1.69
-2	2	151.58	3.86	146.94	75462.1	531.24	0.38	142.14	3222442.5	9578.31	0.26	-1.01
2	2	151.15	3.62	147.85	183447.2	572.51	0.30	145.10	2189966.3	4541.69	0.26	-0.76
0	3	151.20	3.54	146.32	108249.6	1017.94	0.40	141.72	1188948.7	6682.79	0.29	-2.41
-6	1	150.60	3.68	144.87	79765.3	626.45	0.40	138.26	3449280.3	14618.52	0.27	-2.00
6	1	150.75	3.63	145.82	121216.7	587.52	0.35	139.21	5068833.2	12930.74	0.25	-1.85
-3	2	151.30	3.87	147.03	80410.6	563.52	0.38	140.38	3218712.6	11703.08	0.27	-1.40
3	2	150.72	3.65	145.04	76246.2	653.94	0.41	139.89	3364791.4	12465.05	0.27	-1.60
-1	3	150.48	3.55	145.62	68740.8	655.36	0.42	143.36	1393337.6	5957.33	0.29	-0.69
1	3	150.71	3.61	146.48	90816.6	603.53	0.37	142.77	3265651.9	8526.33	0.26	-1.34
-7	1	150.86	3.71	151.66	43288.1	243.57	0.33	138.34	4339042.4	14078.60	0.26	-2.01
7	1	149.99	3.54	144.76	102166.7	682.24	0.38	136.62	3179668.9	16401.36	0.27	-2.29

Tabela A.4: Ajuste para cada modo - Não Limitado (Cont.)

modos		Gaussiana			Flat			Comb.				
m	n	Lp	Ag	Lp	ft	Af	p	Lp	ft	Af	p	Ag
-4	2	150.33	3.58	145.46	64501.4	584.78	0.42	139.63	2291564.7	11820.54	0.28	-1.62
4	2	151.14	3.66	149.89	44306.9	261.08	0.35	139.92	4149906.7	12196.43	0.26	-1.71
-8	1	151.58	3.82	146.87	177366.6	711.03	0.32	138.86	4726692.6	15224.09	0.26	-1.95
8	1	150.30	3.58	145.54	75286.0	525.48	0.39	138.50	2841990.8	12947.68	0.27	-1.98
-2	3	151.16	3.78	146.70	88091.2	533.58	0.36	141.58	3309013.5	9460.52	0.26	-1.20
2	3	151.18	3.65	147.30	154166.7	572.22	0.32	143.85	5269606.3	6510.53	0.24	-1.00
0	4	151.15	3.55	146.33	60246.0	613.90	0.43	141.90	1176929.2	6115.69	0.29	-2.39
-5	2	150.06	3.60	145.74	88093.4	536.27	0.37	139.72	4361228.8	12406.64	0.26	-1.66
5	2	150.57	3.64	145.70	143456.2	689.26	0.34	138.87	4494817.2	13136.64	0.26	-1.89
-9	1	152.00	4.00	147.56	162011.0	718.86	0.32	139.62	4942112.3	15687.46	0.26	-1.84
9	1	150.17	3.53	145.37	90646.5	617.15	0.38	140.59	3176938.0	13567.74	0.27	-1.71
-3	3	150.89	3.81	145.65	72900.6	547.63	0.39	140.21	3855228.4	12489.57	0.26	-1.45
3	3	150.42	3.66	144.57	103301.4	798.39	0.39	139.22	3467131.7	12278.54	0.26	-1.75
-1	4	150.11	3.51	147.69	80264.4	468.49	0.36	142.92	1779253.6	6359.76	0.28	-0.93
1	4	150.16	3.54	146.31	117052.5	605.62	0.35	143.83	1292409.1	6778.85	0.29	-0.77
-6	2	150.19	3.63	144.74	102812.0	738.96	0.38	138.03	3786854.2	14804.89	0.26	-2.08
6	2	149.88	3.47	145.53	157536.9	640.17	0.33	138.57	5571656.8	14470.25	0.25	-2.00
-10	1	152.35	3.93	150.23	1842.5	29.43	0.94	144.02	6163601.3	8147.50	0.23	-1.17
10	1	152.79	3.84	151.64	23778.4	211.60	0.41	144.52	4794756.2	9780.78	0.25	-1.16

## A.2 Ajuste Agrupado por ordem m.

### A.2.1 Ajustes Limitados

**Tabela A.5: Ajuste para modos de mesma ordem m - Limitado**

Modos m	Gaussiana		Flat				Comb.				
	Lp	Ag	Lp	ft	Af	p	Lp	ft	Af	p	Ag
-10	152.35	3.93	152.88	616.8	1.39	11.06	153.39	593.3	1.19	10.68	0.72
-9	152.00	4.00	152.11	795.5	9.00	2.00	153.09	788.1	9.00	1.61	0.91
-8	151.58	3.82	151.79	796.4	9.00	1.91	152.67	801.4	9.00	1.54	0.88
-7	150.86	3.71	151.76	726.3	9.00	1.79	152.85	705.5	9.00	1.37	0.99
-6	150.39	3.65	151.46	717.3	9.00	1.76	152.64	675.2	9.00	1.36	0.91
-5	150.66	3.68	150.58	830.8	9.00	1.87	151.90	807.7	9.00	1.41	1.03
-4	150.60	3.62	148.74	1071.3	9.00	2.09	150.86	990.4	9.00	1.43	1.16
-3	151.17	3.84	150.29	894.4	9.00	1.99	153.56	682.0	9.00	1.14	1.58
-2	151.53	3.84	151.04	835.6	9.00	1.92	154.51	616.3	9.00	1.02	1.80
-1	150.67	3.58	147.33	1355.9	9.00	2.44	148.21	1650.3	9.00	2.12	1.08
0	151.25	3.54	149.16	1241.7	9.00	2.40	149.17	1242.8	9.00	2.40	0.01
1	150.55	3.58	149.09	1054.0	9.00	2.08	149.78	1058.3	9.00	1.83	0.50
2	151.30	3.65	153.82	576.2	9.00	1.62	155.17	500.0	8.49	1.21	1.18
3	150.69	3.66	150.85	792.5	9.00	1.81	153.83	591.8	9.00	1.08	1.45
4	151.25	3.66	151.27	810.1	9.00	1.83	152.98	761.4	9.00	1.25	1.27
5	150.77	3.65	150.73	828.9	9.00	1.86	152.06	801.5	9.00	1.39	1.03
6	150.32	3.55	150.52	822.3	9.00	1.81	151.44	810.9	9.00	1.47	0.77
7	149.99	3.54	150.16	820.4	9.00	1.80	148.60	3903.9	8.53	20.00	2.95
8	150.30	3.58	150.28	840.4	9.00	1.84	151.54	803.0	9.00	1.42	0.89
9	150.17	3.53	149.99	866.9	9.00	1.85	150.86	871.7	9.00	1.51	0.76
10	152.79	3.84	152.18	896.1	9.00	2.04	152.81	923.1	9.00	1.75	0.69

## A.2.2 Ajustes Não Limitados

Tabela A.6: Ajuste para modos de mesma ordem m - Não Limitado

Modos m	Gaussiana		Flat			Comb.					
	Lp	Ag	Lp	ft	Af	p	Lp	ft	Af	p	Ag
-10	152.35	3.93	150.23	1842.5	29.43	0.94	144.02	6163601.3	8147.50	0.23	-1.17
-9	152.00	4.00	147.56	162011.0	718.86	0.32	139.62	4942112.3	15687.46	0.26	-1.84
-8	151.58	3.82	146.87	177366.6	711.03	0.32	138.86	4726692.6	15224.09	0.26	-1.95
-7	150.86	3.71	151.66	43288.1	243.57	0.33	138.34	4339042.4	14078.60	0.26	-2.01
-6	150.39	3.65	144.74	74651.6	600.21	0.40	138.14	3826903.7	15207.26	0.26	-2.04
-5	150.66	3.68	146.20	98331.0	597.79	0.36	140.24	4256549.4	12430.46	0.26	-1.56
-4	150.60	3.62	145.34	61941.2	596.47	0.43	139.91	2684000.4	13280.03	0.28	-1.51
-3	151.17	3.84	145.63	80410.2	626.19	0.39	140.45	3051555.6	11390.74	0.27	-1.37
-2	151.53	3.84	147.65	71622.3	485.55	0.37	142.03	4429427.8	11828.79	0.26	-0.97
-1	150.67	3.58	145.70	73860.5	698.35	0.42	143.36	1468457.7	6727.92	0.29	-0.64
0	151.25	3.54	146.53	110808.7	1023.83	0.40	141.85	1064028.0	6230.21	0.29	-2.38
1	150.55	3.58	146.11	80896.6	590.88	0.39	142.63	2688161.8	7873.46	0.26	-1.30
2	151.30	3.65	148.66	54165.9	276.99	0.34	143.66	4679366.3	6719.15	0.24	-0.89
3	150.69	3.66	145.06	63450.3	569.71	0.42	139.84	3676132.0	13074.60	0.26	-1.58
4	151.25	3.66	146.46	96577.3	561.09	0.36	140.47	4341227.7	12919.19	0.26	-1.53
5	150.77	3.65	146.16	109206.1	577.23	0.35	141.49	3293124.7	10984.25	0.26	-1.46
6	150.32	3.55	145.62	178976.5	724.54	0.33	138.86	4584923.6	12475.14	0.25	-1.94
7	149.99	3.54	144.76	102166.7	682.24	0.38	136.62	3179668.9	16401.36	0.27	-2.29
8	150.30	3.58	145.54	75286.0	525.48	0.39	138.50	2841990.8	12947.68	0.27	-1.98
9	150.17	3.53	145.37	90646.5	617.15	0.38	140.59	3176938.0	13567.74	0.27	-1.71
10	152.79	3.84	151.64	23778.4	211.60	0.41	144.52	4794756.2	9780.78	0.25	-1.16

---

## **Ajustes dos Espectros (*In-Duct*)**

---

---

Tabela B.1: Parâmetros de ajuste.

Teste	Nome	$L_p$	A	b	$f_b$	BPF1	BPF2	BPF3	BPF4	BPF5	BPF6
1	run011.mat	73.17	0.0466	1.1330	16	29.59	27.11	18.36	12.91	9.21	11.22
2	run012.mat	72.55	0.0550	1.1011	16	29.78	23.26	11.92	13.27	11.04	0.71
3	run013.mat	72.00	0.0865	1.0194	16	28.03	24.28	11.20	15.22	15.13	7.92
4	run014.mat	71.73	0.1235	0.9534	16	28.61	24.12	15.30	13.50	8.35	5.89
5	run015.mat	70.83	0.1735	0.8927	16	28.80	18.68	12.10	14.27	7.88	7.84
6	run016.mat	69.75	0.1901	0.8712	16	31.63	22.84	11.77	13.59	14.85	4.63
7	run021.mat	72.25	0.0522	1.1157	16	29.96	25.12	21.02	14.31	10.55	11.35
8	run022.mat	71.65	0.0593	1.0888	16	30.09	21.38	15.81	15.53	10.48	0.81
9	run023.mat	70.72	0.0780	1.0352	16	29.89	21.32	20.06	14.83	14.15	9.86
10	run024.mat	70.43	0.1124	0.9688	16	30.66	23.29	14.46	14.22	9.53	7.86
11	run025.mat	68.19	0.0722	1.0294	16	32.52	18.78	15.42	14.33	8.56	7.66
12	run026.mat	68.31	0.1557	0.9000	16	33.53	22.45	15.94	15.05	14.06	5.16
13	run031.mat	72.19	0.0605	1.0872	16	28.41	25.76	21.69	14.79	9.69	10.72
14	run032.mat	71.29	0.0597	1.0835	16	29.73	23.09	16.27	15.77	8.55	1.53
15	run033.mat	70.24	0.0842	1.0167	16	30.77	22.89	21.79	18.42	12.81	7.78
16	run034.mat	69.88	0.1196	0.9527	16	31.53	25.27	17.87	13.68	9.99	7.26
17	run035.mat	67.57	0.0672	1.0358	16	33.25	19.26	17.53	14.92	8.13	7.40
18	run036.mat	67.39	0.1243	0.9309	16	33.96	22.59	17.93	15.31	11.34	4.46
19	run042.mat	71.90	0.0635	1.0684	16	28.44	25.77	15.11	11.53	5.88	1.43

**Tabela B.2:** Parâmetros de ajuste - Cont.

Teste	Nome	$L_p$	A	b	$f_b$	BPF1	BPF2	BPF3	BPF4	BPF5	BPF6
20	run043.mat	70.85	0.0970	0.9871	16	29.10	26.18	18.89	17.72	8.41	5.21
21	run044.mat	70.66	0.1571	0.9015	16	29.85	25.72	17.42	14.35	7.76	5.69
22	run045.mat	68.14	0.0887	0.9820	16	31.97	23.20	15.10	12.82	5.88	5.57
23	run046.mat	67.25	0.0988	0.9584	16	33.73	26.81	17.09	13.37	7.08	4.53
39	run111.mat	72.64	0.0113	1.3742	16	23.89	22.97	13.55	8.56	7.81	4.51
40	run112.mat	72.64	0.0277	1.2196	16	25.00	19.48	10.51	9.00	3.72	-0.02
41	run113.mat	71.22	0.0258	1.2164	16	23.66	19.29	11.58	11.01	3.42	1.82
42	run114.mat	70.14	0.0321	1.1668	16	24.66	21.12	11.66	9.28	6.84	2.31
43	run115.mat	67.95	0.0134	1.2953	16	26.49	19.73	10.36	9.65	2.39	0.95
44	run116.mat	66.35	0.0061	1.4141	16	27.57	21.74	10.97	7.35	5.90	0.46
45	run121.mat	72.17	0.0234	1.2528	16	25.53	21.96	14.33	8.77	8.78	4.11
46	run122.mat	71.25	0.0203	1.2694	16	26.23	18.73	13.26	9.59	4.12	0.67
47	run123.mat	70.36	0.0260	1.2154	16	25.02	18.72	15.31	13.57	4.95	1.89
48	run124.mat	69.74	0.0345	1.1595	16	24.82	20.85	10.92	10.08	3.69	2.75
49	run125.mat	66.97	0.0113	1.3273	16	27.21	18.01	11.56	10.09	2.31	0.85
50	run126.mat	66.47	0.0164	1.2631	16	29.47	18.63	11.99	8.53	4.09	1.75
51	run131.mat	72.55	0.0512	1.1169	16	27.56	23.07	12.62	6.22	10.02	3.76
52	run132.mat	71.42	0.0339	1.1793	16	28.76	19.89	14.34	9.42	4.52	1.12
53	run133.mat	70.36	0.0411	1.1358	16	27.05	22.85	18.25	14.02	4.60	4.00
54	run134.mat	69.65	0.0509	1.0921	16	27.76	22.64	12.33	8.25	4.85	3.52
55	run135.mat	66.90	0.0160	1.2659	16	29.16	17.95	11.87	7.86	2.10	1.33
56	run136.mat	66.53	0.0324	1.1487	16	31.73	18.09	13.02	7.74	3.91	3.69
58	run141.mat	72.65	0.0411	1.1466	16	28.14	24.89	13.73	6.56	7.91	4.33
59	run142.mat	71.73	0.0345	1.1686	16	29.07	22.48	11.33	6.22	2.93	1.25
60	run143.mat	70.80	0.0520	1.0893	16	27.79	23.38	13.00	9.50	3.66	3.33
61	run144.mat	70.05	0.0668	1.0389	16	29.02	25.03	10.80	6.16	3.82	3.52

Tabela B.3: Parâmetros de ajuste - Cont.

Teste	Nome	$L_p$	A	b	$f_b$	BPF1	BPF2	BPF3	BPF4	BPF5	BPF6
62	run145.mat	67.31	0.0246	1.1868	16	30.21	22.22	10.66	5.48	1.54	1.86
63	run146.mat	66.35	0.0298	1.1504	16	32.64	23.26	12.90	5.00	2.33	3.46
76	run211.mat	73.40	0.0188	1.2907	16	22.29	20.43	10.41	6.15	5.20	1.80
77	run212.mat	72.20	0.0147	1.3219	16	22.36	18.35	10.32	5.04	1.35	-0.20
78	run213.mat	71.12	0.0152	1.3013	16	21.69	17.42	10.91	8.39	2.06	0.63
79	run214.mat	70.56	0.0255	1.2061	16	21.44	19.22	10.05	5.71	3.26	2.36
80	run215.mat	68.52	0.0153	1.2738	16	23.34	16.39	8.97	3.91	0.37	-0.47
81	run216.mat	65.73	0.0010	1.7041	16	24.58	18.56	9.56	3.91	1.50	-1.01
88	run221.mat	72.81	0.0280	1.2233	16	23.57	20.26	11.03	6.54	5.18	2.28
89	run222.mat	71.35	0.0168	1.2988	16	24.27	18.94	11.25	6.62	2.80	0.23
90	run223.mat	70.68	0.0294	1.1947	16	23.33	18.89	11.58	8.17	3.65	1.22
91	run224.mat	69.22	0.0197	1.2460	16	23.98	20.18	10.20	6.65	3.59	2.33
92	run225.mat	66.36	0.0031	1.5315	16	24.22	16.05	9.81	4.26	0.69	-0.65
93	run226.mat	64.41	0.0004	1.8425	16	28.36	17.70	10.01	3.93	1.38	0.22
94	run231.mat	73.05	0.0495	1.1205	16	26.50	22.40	11.38	5.42	5.36	4.21
95	run232.mat	71.51	0.0227	1.2433	16	26.87	19.48	12.29	5.12	4.58	0.62
96	run233.mat	69.92	0.0226	1.2291	16	26.60	21.08	14.68	11.31	4.69	2.32
97	run234.mat	68.72	0.0225	1.2164	16	27.49	22.39	11.49	6.11	4.38	4.01
98	run235.mat	66.00	0.0040	1.4824	16	28.80	16.31	9.68	4.53	1.38	0.72
99	run236.mat	65.33	0.0066	1.3975	16	31.91	16.15	10.88	3.92	2.53	3.14
100	run241.mat	73.26	0.0256	1.2270	16	25.95	21.28	10.94	4.69	3.39	3.70
101	run242.mat	72.07	0.0182	1.2739	16	26.43	19.92	9.44	3.95	2.89	0.74
102	run243.mat	70.66	0.0253	1.2039	16	26.64	21.36	10.34	6.69	3.58	2.11
103	run244.mat	69.68	0.0316	1.1556	16	27.36	22.82	9.04	4.99	3.18	2.74
104	run245.mat	67.30	0.0118	1.3016	16	28.70	19.89	8.89	3.98	0.61	1.02
105	run246.mat	65.33	0.0028	1.5267	16	32.05	20.82	8.59	2.98	1.59	2.57

---

## Dados Rig de Fan e ANCF

---

---

### C.1 Antenas de microfones

Os dados aqui apresentados são relativos à antena de microfones utilizados no ensaio de Agosto de 2014. Na tabela, posição axial dos microfones é relativa à posição média da pá do rotor.

**Tabela C.1:** Antena Microfones ANCF - Anel A

Mic	X (mm)	Y (mm)	Z (mm)	Calib (Pa/V)
1	486.000	63.81	1217.53	324.16
2	486.000	-190.72	1204.19	399.09
3	486.000	-436.92	1138.22	392.81
4	486.000	-664.02	1022.51	359.83
5	486.000	-862.10	862.10	442.63
6	486.000	-1022.51	664.02	280.36
7	486.000	-1138.22	436.92	299.11
8	486.000	-1204.19	190.72	337.01
9	486.000	-1217.53	-63.81	290.51
10	486.000	-1177.66	-315.55	416.37
11	486.000	-1086.32	-553.51	333.15
12	486.000	-947.50	-767.27	432.67
13	486.000	-767.27	-947.50	340.89
14	486.000	-553.51	-1086.32	333.91
15	486.000	-315.55	-1177.66	273.09
16	486.000	-63.81	-1217.53	318.65
17	486.000	190.72	-1204.19	378.81
18	486.000	436.92	-1138.22	393.05

**Tabela C.2:** Antena Microfones ANCF - Anel B

Mic	X (mm)	Y (mm)	Z (mm)	Calib (Pa/V)
19	486.000	664.02	-1022.51	319.50
20	486.000	862.10	-862.10	356.65
21	486.000	1022.51	-664.02	457.63
22	486.000	1138.22	-436.92	280.69
23	486.000	1204.19	-190.72	392.48
24	486.000	1217.53	63.81	245.13
25	486.000	1177.66	315.55	272.90
26	486.000	1086.32	553.51	439.54
27	486.000	947.50	767.27	427.09
28	486.000	767.27	947.50	397.32
29	486.000	553.51	1086.32	352.82
30	486.000	315.55	1177.66	413.33
31	562.200	63.81	1217.53	405.56
32	562.200	-190.72	1204.19	464.45
33	562.200	-436.92	1138.22	439.00
34	562.200	-664.02	1022.51	353.25
35	562.200	-862.10	862.10	278.09
36	562.200	-1022.51	664.02	297.10
37	562.200	-1138.22	436.92	300.00
38	562.200	-1204.19	190.72	355.87
39	562.200	-1217.53	-63.81	378.94
40	562.200	-1177.66	-315.55	343.57
41	562.200	-1086.32	-553.51	484.20
42	562.200	-947.50	-767.27	452.81
43	562.200	-767.27	-947.50	452.34
44	562.200	-553.51	-1086.32	373.91
45	562.200	-315.55	-1177.66	345.06
46	562.200	-63.81	-1217.53	476.89
47	562.200	190.72	-1204.19	389.03
48	562.200	436.92	-1138.22	314.95
49	562.200	664.02	-1022.51	429.25
50	562.200	862.10	-862.10	418.44
51	562.200	1022.51	-664.02	405.79
52	562.200	1138.22	-436.92	322.11
53	562.200	1204.19	-190.72	356.07
54	562.200	1217.53	63.81	313.14
55	562.200	1177.66	315.55	233.86

**Tabela C.3:** Antena Microfones ANCF - Anel B

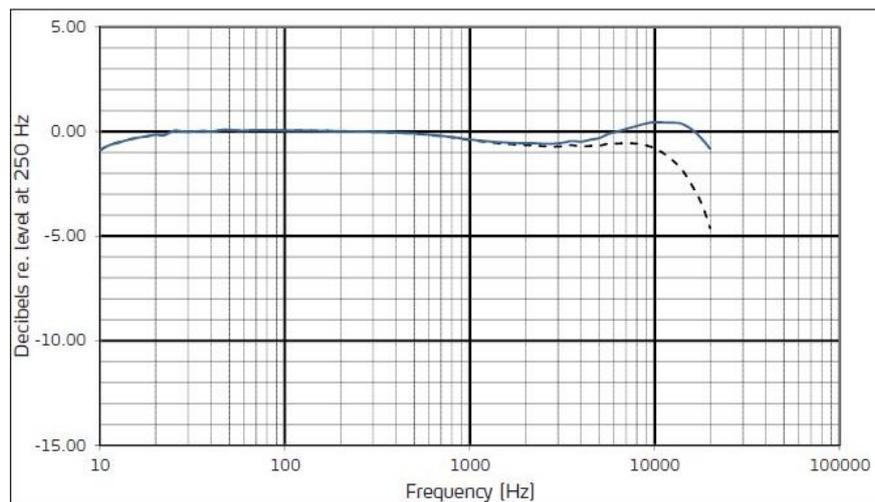
Mic	X (mm)	Y (mm)	Z (mm)	Calib (Pa/V)
56	562.200	1086.32	553.51	289.81
57	562.200	947.50	767.27	538.42
58	562.200	767.27	947.50	350.43
59	562.200	553.51	1086.32	414.27
60	562.200	315.55	1177.66	354.08
61	635.225	63.81	1217.53	344.13
62	635.225	-190.72	1204.19	658.57
63	635.225	-436.92	1138.22	356.58
64	635.225	-664.02	1022.51	296.98
65	635.225	-862.10	862.10	280.10
66	635.225	-1022.51	664.02	305.98
67	635.225	-1138.22	436.92	338.66
68	635.225	-1204.19	190.72	526.11
69	635.225	-1217.53	-63.81	342.20
70	635.225	-1177.66	-315.55	369.70
71	635.225	-1086.32	-553.51	329.00
72	635.225	-947.50	-767.27	515.34
73	635.225	-767.27	-947.50	426.38
74	635.225	-553.51	-1086.32	291.44
75	635.225	-315.55	-1177.66	413.13
76	635.225	-63.81	-1217.53	364.40
77	635.225	190.72	-1204.19	334.63
78	635.225	436.92	-1138.22	353.57
79	635.225	664.02	-1022.51	378.90
80	635.225	862.10	-862.10	412.32
81	635.225	1022.51	-664.02	522.09
82	635.225	1138.22	-436.92	437.84
83	635.225	1204.19	-190.72	430.66
84	635.225	1217.53	63.81	429.31
85	635.225	1177.66	315.55	431.15
86	635.225	1086.32	553.51	456.57
87	635.225	947.50	767.27	372.96
88	635.225	767.27	947.50	502.69
89	635.225	553.51	1086.32	446.82
90	635.225	315.55	1177.66	344.38

## C.2 Especificação Microfones

De acordo com o fabricante, as especificações do fabricante são:

**Tabela C.4:** Especificações do microfone G.R.A.S 40PH-S2 (Sound & Vibration, 2017).

Frequency range ( $\pm 1dB$ )	Hz	50 to 5 k
Frequency range ( $\pm 2dB$ )	Hz	5 k to 20 k
Frequency range ( $\pm 3dB$ )	Hz	10 to 50
Dynamic range lower limit (microphone thermal noise)	dB(A)	< 32
Dynamic range upper limit	dB	135
Set sensitivity @ 250 Hz ( $\pm 2dB$ )	mV/Pa	50
Power supply (Constant Current Power)	mA	2 to 20
Output impedance	$\Omega$	< 50
Temperature range, operation	$^{\circ}C / ^{\circ}F$	-10 to 50 / -50 to 122
Temperature range, storage	$^{\circ}C / ^{\circ}F$	-40 to 85 / -40 to 185
Influence of axial vibration @ $1 m/s^2$	dB re 20 $\mu Pa$	50



**Figura C.1:** Resposta em frequência do Microfone (Sound & Vibration, 2017).

## C.3 Especificações NI PXI 4496

**Tabela C.5:** Especificações da placa NI PXI 9946 (Instrument, 2017).

Número de canais	Unidades	16
Conversor Ac/DC	bits	24
Taxa de aquisição	Amostras/seg	100 - 204,8k
Resolução de amostragem	$\mu$ Amostra/seg	$\leq 181,8$



---

## Descrição do Modelo.

---

---

Neste apêndice descreve-se como utilizar os dados apresentados neste trabalho para implementar o modelo e calcular os espectros dentro dos limites apresentados na tabela 5.18.

### D.1 Mach Axial e Mach Tip

Aqui estão listados os valores de Mach obtidos nos ensaios de JUL-2016.

### D.2 Passos de implementação do modelo

Aqui estão listados os passos para implementação do método.

1. Normalizar as variáveis da tabela D.1 pelos limites apresentados na tabela 5.18 relativos às variáveis da tabela 5.17 utilizando a relação:

$$VarNorm = \frac{Var - minimo}{maximo - minimo} \quad (D.1)$$

2. A regressão é implementada aplicando as variáveis normalizadas e os parâmetros  $\theta_1$  e  $\theta_2$  na equação 4.6 com  $p_j = 2$  montando o vetor  $\phi$ . Nesse vetor  $x_j$  é a variável normalizada onde se deseja prever o ruído.
3. Aplicar as variáveis normalizadas e os parâmetros  $\theta_1$  e  $\theta_2$  na equação 4.9 obtendo a variável  $\Psi$ .

4. Utilizar os valores da tabela 5.18 no lugar do vetor  $\mathbf{y}$ , a matriz  $\Psi$ , o vetor  $\psi$  e o parâmetro  $\lambda$  na equação 4.11 para obter os parâmetros  $L_p$ ,  $A$ ,  $b$ ,  $L_{bpf}$  e  $m_{bpf}$ .
5. Calcular os parâmetros  $\alpha_k$  da equação 4.5 utilizando a equação:

$$\alpha_k = L_{bpf} e^{m_{bpf} k} \quad (\text{D.2})$$

6. Aplicar os valores dos parâmetros  $L_p$ ,  $A$ ,  $b$  e  $\alpha_k$  na equação 4.5 com  $f_b = 16$  e  $\sigma_b = 0.5$ .

**Tabela D.1:** Variáveis do modelo

Teste	Mach Axial	Mach Tip	RSS	Teste	Mach Axial	Mach Tip	RSS
1	0.1194	0.3401	0.43	51	0.0986	0.3367	0.95
2	0.1126	0.3202	0.43	52	0.0928	0.3168	0.95
3	0.1040	0.2961	0.43	53	0.0857	0.2930	0.95
4	0.0984	0.2801	0.43	54	0.0802	0.2769	0.95
5	0.0899	0.2561	0.43	55	0.0736	0.2532	0.95
6	0.0842	0.2400	0.43	56	0.0690	0.2373	0.95
7	0.1092	0.3366	0.43	58	0.0903	0.3340	0.95
8	0.1029	0.3169	0.43	59	0.0848	0.3142	0.95
9	0.0949	0.2930	0.43	60	0.0782	0.2906	0.95
10	0.0898	0.2772	0.43	61	0.0740	0.2748	0.95
11	0.0820	0.2533	0.43	62	0.0674	0.2512	0.95
12	0.0768	0.2375	0.43	63	0.0631	0.2354	0.95
13	0.0986	0.3334	0.43	76	0.1204	0.3422	1.48
14	0.0928	0.3138	0.43	77	0.1127	0.3219	1.48
15	0.0856	0.2902	0.43	78	0.1044	0.2979	1.48
16	0.0808	0.2745	0.43	79	0.0988	0.2818	1.48
17	0.0736	0.2509	0.43	80	0.0905	0.2578	1.48
18	0.0691	0.2352	0.43	81	0.0849	0.2417	1.48
19	0.0850	0.3117	0.43	88	0.1099	0.3389	1.48
20	0.0783	0.2883	0.43	89	0.1030	0.3188	1.48
21	0.0740	0.2727	0.43	90	0.0954	0.2950	1.48
22	0.0673	0.2492	0.43	91	0.0905	0.2792	1.48
23	0.0631	0.2336	0.43	92	0.0826	0.2550	1.48
39	0.1199	0.3436	0.95	93	0.0770	0.2390	1.48
40	0.1127	0.3233	0.95	94	0.0986	0.3353	1.48
41	0.1042	0.2992	0.95	95	0.0933	0.3157	1.48
42	0.0984	0.2829	0.95	96	0.0858	0.2918	1.48
43	0.0900	0.2587	0.95	97	0.0810	0.2760	1.48
44	0.0843	0.2425	0.95	98	0.0743	0.2524	1.48
45	0.1098	0.3405	0.95	99	0.0695	0.2366	1.48
46	0.1032	0.3204	0.95	100	0.0903	0.3328	1.48
47	0.0953	0.2963	0.95	101	0.0847	0.3130	1.48
48	0.0901	0.2802	0.95	102	0.0783	0.2895	1.48
49	0.0821	0.2560	0.95	103	0.0739	0.2738	1.48
50	0.0772	0.2401	0.95	104	0.0675	0.2503	1.48
				105	0.0632	0.2346	1.48



# Referências Bibliográficas

---

---

BALOMBIN, J. R.; STAKOLICH, E. G. *Effect of rotor-to-stator spacing on acoustic performance of a full-scale fan (qf-5) for turbofan engines*. Relatório Técnico NASA/TM X-3103, NASA, 1974.

BLOMBERG, A. *Adaptive beamforming for active sonar imaging*. Tese de Doutorado, University of Oslo, 2011.

BROCHINE, C. C. *Metodologia semi-analítica para predição de ruído de banda larga causado pela interação entre a esteira turbulenta do rotor com as aletas da estatora em motores turbofans*. Dissertação de Mestrado, Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, São Carlos-Brasil, 2013.

BURMAN, P. A comparative study of ordinary cross-validation, v-fold cross-validation and the repeated learning-testing methods. *Biometrika*, v. 76, n. 3, p. 503, 1989.

Disponível em <http://dx.doi.org/10.1093/biomet/76.3.503>

CAIXETA, P. R. *Otimização multi-disciplinar em projeto de asas flexíveis utilizando metamodelos*. Tese de Doutorado, Escola de Engenharia de São Paulo, São Carlos - Brazil, 2011.

CALDAS, L. C. *In-duct beamforming and mode detection using a circular microphone array for the characterisation of broadband aeroengine fan noise*. Dissertação de Mestrado, Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, São Paulo-Brasil, 2016.

CASALINO, D.; DIOZZI, F.; SANNINO, R.; PAONESSA, A. Aircraft noise reduction technologies: A bibliographic review. *Aerospace Science and Technology*, p. 1–17, 2008.

CLEANONE Advanced beamforming microphone array technology for corporate conferencing systems. 2014.

Disponível em <http://www.clearone.com/blog/advanced-beamforming-microphone-a>

- DAHL, M. D. *Assessment of nasa's aircraft noise prediction capability*. Relatório Técnico NASA/TP-2012-215653, NASA, 2012.
- DOUGHERTY, R. P. *Beamforming in acoustic testing*. Springer, 2002.  
Disponível em <http://www.springer.com/la/book/9783540417576>
- DUNN, D. G.; PEART, N. A. *Aircraft noise source and contour estimation*. Relatório Técnico NASA CR-I14649, NASA, 1973.
- ECKERT, W. T.; MORT, K. K.; JOPE, J. *Aerodynamic design guidelines and computer program for estimation of subsonic wind tunnel performance*. Relatório Técnico NASA/TN D-8243, NASA, 1976.
- ENGHARDT, L.; NEUHAUS, L.; LOWIS, C. Broadband sound power determination in flow ducts. *Proceeding on 10th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2004.
- FARASSAT, F.; NARK, D.; RUSSEL., H. The detection of radiated modes from ducted fan engine. *Proceeding on 7th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, 2001.
- FFOWCS-WILLIAMS, J. E.; DOWLING, A. P. *Sound and sources of sound*. West Sussex, England: Ellis Horwood Limited, 1983.
- FORRESTER, A. I.; SÓBESTER, A.; KEANE, A. J. *Engineering design via surrogate modelling : a practical guide*. Wiley, 2008.
- GHOUREYSHI, M.; RONCH, A. D.; BADCOCK, K. J.; DEES, J.; BERARD, A.; RIZZI, A. Aerodynamic modelling for flight dynamics analysis of conceptual aircraft designs. In: *Proceeding on 27th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, n. AIAA 2009-4121, 2009.
- GIACCHÉ, D.; XU, L.; COUPLAND, J. Multi-disciplinary multi-objective optimisation of bypass ogv for low interaction noise. In: *Proceeding on 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (32nd AIAA Aeroacoustics Conference)*, n. AIAA 2011-2949, 2011.
- GOLDSTEIN, M. *Aeroacoustics*. McGraw-Hill International Book Co., 1976.
- GUIMARÃES, R. C. C. *Desenvolvimento de modelo semi-empírico de predição de ruído de banda larga de fan com adaptação de correlações a partir do princípio de similaridade*. Dissertação de Mestrado, Escola de Engenharia de São Carlos da Universidade de São Paulo, São Carlos-Brasil, 2013.
- HARRINGTON, P. *Machine learning in action*. Greenwich, CT, USA: Manning Publications Co., 2012.
- HEIDMANN, M. F. *Interim prediction method for fan and compressor source noise*. Relatório Técnico NASA/TM-X-71763, NASA, 1979.

- HOWELL, G.; MCCORMICK, M.; BROWN, J. De-dopplerization and acoustic imaging of aircraft fly-over noise measurements. *Journal of Sound and Vibration.*, p. 151–167, 1986.
- INSTRUMENT, N. *Ni 449x specifications*. National Instrument, 2017.
- ISO-5136 *Acoustics - determination of sound power radiated into a duct by fan and other air-moving devices - induct method*. ISO 5136:2003, International Organization for Standardization, Geneva, Switzerland, 2003.
- JONES, D. R. A taxonomy of global optimization methods based on response surfaces. In: *Journal of Global Optimisation*, 2001.
- JURDIC, V.; MOREAU, A.; JOSEPH, P.; ENGHARDT, L.; COUPLAND, J. A comparison between measured and predicted fan broadband noise due to rotor-stator interaction. N. AIAA 2007-3692, 2007.
- KIM, J.-H. Estimating classification error rate: Repeated cross-validation, repeated hold-out and bootstrap. *Comput. Stat. Data Anal.*, v. 53, n. 11, p. 3735–3745, 2009.  
Disponível em <http://dx.doi.org/10.1016/j.csda.2009.04.009>
- KONTOS, K. B.; JANARDAN, B. A.; GLIEBE, P. R. *Improved nasa-anopp noise prediction computer code for advanced subsonic propulsion systems*. Relatório Técnico NASA/CR-195480, 1996.
- KREJSA, E. A.; STONE, J. R. *Enhanced fan noise modeling for turbofan engines*. Relatório Técnico NASA/CR-2014-218421, NASA, 2014.
- KRIGE, D. G. A statistical approach to some basic mine valuation problems on the witwatersrand. In: *Journal of the Chemical, Metallurgical and Mining Engineering Society of South Africa*, 1951.
- LEGRIFON, I. Aircraft noise modelling and assessment in the iesta program with focus on engine noise. In: *Proceeding on 22th International Congress on Sound and Vibration*, 2015.
- LEWY, S. Prediction of turbofan rotor or stator broadband noise radiation. *Acta Acustica united with Acustica*, v. 93, n. 2, 2007.
- LEWY, S.; CANARD-CARUANA, S.; JULLIARD, J. Experimental study of noise generation and propagation in a turbofan model. *Journal of Aircraft*, v. 29, n. 5, 1992.
- LI, R.; SUDJIANTO, A. Analysis of Computer Experiments Using Penalized Likelihood in Gaussian Kriging Models. *Technometrics*, v. 47, n. 2, p. 111–121, 2005.
- LOWIS, C. *In-duct measurement techniques for the characterization of broadband aeroengine noise*. Tese de Doutorado, University of Southampton, Southampton, 2007.

- MARINUS, B.; ROGER, M.; DEN BRAEMBUSSCHE, R. V. Multidisciplinary optimization of propeller blades: focus on the aeroacoustic results. In: *Proceeding on 17th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (32nd AIAA Aeroacoustics Conference)*, n. AIAA 2011-2801, 2011.
- MAROTTA, T.; SCHUSTER, B. A comparison of fan inlet dynamic wall pressure measurements from rig and engine tests. In: *Proceeding on 18th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (33rd AIAA Aeroacoustics Conference)*, n. AIAA 2012-2271, 2012.
- MICHEL, U.; SILLER, H. *Aircraft noise course*. Berlin, Germany, 2010.
- MOREAU, A.; ENGHARDT, L. Improvements of a parametric model for fan broadband and tonal noise. In: *Proceeding on Acpoustics 08 Paris*, 2008.
- NAGY, A. B. Aeroacoustics research in europe: The ceas-asc report on 2010 highlights. *Journal of Sound and Vibration*, 2010.
- ORTIZ, S.; CHIU, T.; FOX, M. Ultrasound image enhancement: A review. *Biomedical Signal Processing and Control*, p. 419–428, 2012.
- PICARD, R. R.; COOK, R. D. Cross-validation of regression models. *Journal of the American Statistical Association*, v. 79, n. 387, p. 575–583, 1984.
- PREISSER, J.; CHESTNUTT, D. Flight effects on fan noise with static and wind tunnel comparisons. In: *AIAA 8th Aeroacoustics Conference*, 1983.
- RAFFY, P.; LEWY, S.; LAMBOURION, J.; CHATANIER, M. Investigation of fan noise sources by blade pressure measurements. *AIAA Journal*, v. 16, n. 8, 1978.
- REBOUL, G.; POLACSEK, C.; LEWY, S.; HEIB, S. Aeroacoustic computation of ducted-fan broadband noise using LES data. In: *Proceeding on Acpoustics 08 Paris*, 2008.
- RICHARD F. BOZAK, J. *Advanced noise control fan aerodynamic performance*. Relatório Técnico NASA/TM 2009-215807, NASA, 2009.
- RIENSTRA, S.; HIRSCHBERG, A. *An introduction to acoustics*. Eindhoven University of Technology, 2014.
- RUGGIERO, M. A. G.; LOPES, V. L. R. *Cálculo Numérico: Aspectos Teóricos e Computacionais*. Makron Books, 1996.
- SIJTSMA, P.; OERLEMANS, S.; HOLTHUSEN, H. Location of rotating sources by phased array measurements. In: *Proceeding on Seventh AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit, Aeroacoustics Conferences*, n. AIAA 2001-2167, 2001.
- SOUND, G.; VIBRATION G.r.a.s. 40ph ccp free-field array microphone. 2017.  
Disponível em <http://www.gras.dk/40ph.html>

- SUTLIFF, D. *Rotating rake turbofan duct mode*. Relatório Técnico NASA/TM2005-213828, NASA, 2005.
- SUTLIFF, D. Advanced noise control fan: A 20-year retrospective. In: *Proceedings of 20th Workshop of the Aeroacoustics Specialists Committee of the CEAS*, 2016.
- SUTLIFF, D.; TWEEDT, D.; FITE, E.; ENVIA, E. Low-speed fan noise reduction with trailing edge blowing. In: *Proceedings on 8th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference and Exhibit, Aeroacoustics Conferences*, n. AIAA 2002-2492, 2002.
- SUYKENS, J.; HORVÁTH, G.; BASU, S.; MICHELLI, C.; VANDEWALLE, J. *Advances in learning theory: Methods, models and applications*. IOS Press, 2003.
- TANIGAWA, K.; YAMASAKI, N.; OOISHI, T. Improved hybrid prediction of fan noise. In: *Proceeding of 15th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (30th AIAA Aeroacoustics Conference)*, 2009.
- TYLER, J. M.; SOFRIN, T. G. Axial flow compressor noise studies. In: *Proceeding on S.A.E. aeronaut. meeting*,, 1961.
- VENTRES, C.; THEOBALD, M.; MARK, W. *Turbofan noise generation volume 1: Analysis*. Relatório Técnico NASA CR-167952, NASA, 1982.
- VERHAS, H. A restoration procedure for (non-stationary) signals from moving sources. *Journal of Sound and Vibration*,, p. 487–497, 1983.
- VOUYIOUKAS, D. A survey on beamforming techniques for wireless mimo relay networks. *International Journal of Antennas and Propagation*,, p. 21, 2013.
- WERNER, D. Almost 40 years of airframe noise research: What did we achieve? *Journal of Aircraft*, p. 353–367, 2010.
- WILLIS, D. Aircraft profile: Bac one-eleven. *Air International*, v. 70, n. 4, p. 64–66, 2006.
- WU, Y.; JIN, G.; OUYANG, H.; DU, Z. Experimental investigations on tip leakage flow and noise in skewed blades. In: *Proceeding on IAA/CEAS Aeroacoustics Conference*, n. AIAA 2010-3908, 2010.