LEON WHITE NOGUEIRA

**Otimização acústica e análise numérica do escoamento ao redor de um
conjunto cilindro-placa separadora**

São Paulo
2015

LEON WHITE NOGUEIRA

**Otimização acústica e análise numérica do escoamento ao redor de um
conjunto cilindro-placa separadora**

Dissertação apresentada à Escola
Politécnica da Universidade de São Paulo
para obtenção do título de Mestre em
Ciências

Orientador: Prof. Dr. Bruno Souza Carmo

São Paulo
2015

LEON WHITE NOGUEIRA

**Otimização acústica e análise numérica do escoamento ao redor de um
conjunto cilindro-placa separadora**

Dissertação apresentada à Escola
Politécnica da Universidade de São Paulo
para obtenção do título de Mestre em
Ciências

Área de Concentração:
Engenharia Mecânica de Energia de
Fluidos

Orientador: Prof. Dr. Bruno Souza Carmo

São Paulo

2015

Este exemplar foi revisado e corrigido em relação à versão original, sob responsabilidade única do autor e com a anuência de seu orientador.

São Paulo, _____ de _____ de _____

Assinatura do autor: _____

Assinatura do orientador: _____

Catálogo-na-publicação

Nogueira, Leon White

Otimização acústica e análise numérica do escoamento ao redor de um conjunto cilindro-placa separadora / L. W. Nogueira -- versão corr. -- São Paulo, 2015.

103 p.

Dissertação (Mestrado) - Escola Politécnica da Universidade de São Paulo. Departamento de Engenharia Mecânica.

1.Acústica |(Otimização) 2.Dinâmica dos fluidos computacional
3.Aeroacústica computacional 4.Otimização multi-objetivo I.Universidade de São Paulo. Escola Politécnica. Departamento de Engenharia Mecânica II.t.

AGRADECIMENTO

Ao Prof. Bruno Souza Carmo, pela orientação durante os dois anos de trabalho e pelo constante incentivo e motivação oferecida.

Aos meus pais pelo apoio em todos esses anos de estudo. Aos colegas de trabalho da ESSS: Armando Alvarez de Souza, Martin Poulsen Kessler, Guilherme Jenovencio, pela base teórica e suporte para viabilizar as simulações desta dissertação. Ao Prof. Thiago Pontin Tancredi, ao Prof. Sylvio Reynaldo Bistafa, e ao Joseph Youssif Saab Junior, pelas sugestões pertinentes que ajudaram a enriquecer este trabalho.

Explanations exist; they have existed for all time;
there is always a well-known solution to every
human problem — neat, plausible, and wrong.

(H. L. Mencken)

We do not know a truth without knowing its cause.

(Aristóteles)

RESUMO

Simulações de aeroacústica computacional demandam uma quantidade considerável de tempo, o que torna complicada a realização de estudos paramétricos. O presente trabalho propõe uma metodologia viável para otimização aeroacústica. Através da análise numérica utilizando dinâmica dos fluidos computacional, foi estudada a aplicação de uma placa separadora desacoplada como método de controle passivo da esteira turbulenta de um cilindro e avaliou-se a irradiação de ruído causado pela interação do escoamento com ambos os corpos, empregando ferramentas de aeroacústica computacional baseadas no método de Ffowcs-Williams e Hawkins. Algumas abordagens distintas de metodologias de otimização de projeto foram aplicadas neste problema, com o objetivo de chegar a uma configuração otimizada que permita a redução do nível sonoro ao longe. Assim, utilizando uma ferramenta de otimização multidisciplinar, pode-se avaliar a capacidade de modelos heurísticos e a grande vantagem do emprego de algoritmos baseados em método de superfície de resposta quando aplicados em um problema não linear, pois requerem a avaliação de um menor número de alternativas para se obter um ponto ótimo. Além disso, foi possível identificar e agrupar os resultados em 5 *clusters* baseados em seus parâmetros geométricos, nível de pressão sonora global e o valor quadrático médio do coeficiente de arrasto, confirmando a eficiência da aplicação de placas separadoras longas desacopladas posicionadas próximas ao cilindro na estabilização da esteira turbulenta, enquanto que o posicionamento de placas acima de um espaçamento crítico aumentou o nível de pressão acústica irradiado devido à formação de vórtices no espaço entre o cilindro e a placa separadora.

Palavras-Chave: Dinâmica dos fluidos computacional (CFD), Aeroacústica computacional (CAA), Otimização Multiobjetivo (MOO).

ABSTRACT

Computational aeroacoustics simulations require a considerable amount of time, which makes the comparison of a large number of different geometric designs a difficult task. The goal of the present study is to provide a suitable methodology for aeroacoustic optimization. By means of numerical analyses using computational fluid dynamics tools, the application of a detached splitter plate as a passive control method for the turbulent wake of a circular cylinder was investigated. The irradiation of noise caused by the interaction between the flow and both bodies was evaluated using computational aeroacoustics tools based on the Ffowcs-Williams and Hawkings method. Various design optimization methodologies were applied to this flow in order to achieve a possible optimal configuration, i.e., one which is capable of reducing the far field noise level without increasing the aerodynamic forces. Using a multidisciplinary optimization tool, it was possible to evaluate the behavior of heuristic optimization algorithms and the major advantage of algorithms based on response surface methods when applied to a nonlinear aeroacoustics problem, since they require a smaller number of calculated designs to reach the optimal configuration. In addition, it was possible to identify and group the outcomes into 5 clusters based on their geometric parameters, overall sound pressure level and drag coefficient, confirming the efficiency of the application of long detached splitter plates placed next to the cylinder in stabilizing the turbulent wake, whereas the positioning of splitter plates at a distance larger than a critical gap increased the overall sound pressure level radiated due to the formation of vortices in the gap.

Keywords: Computational Fluid Dynamics (CFD). Computational Aeroacoustics (CAA). Multi-objective Optimization (MOO).

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Número de Strouhal (St) por número de Reynolds (Re)	14
Figura 2 - Supressores aerodinâmicos e hidrodinâmicos de desprendimento de vórtices: (i) Saliências ((a) Omnidirecional, (b) Unidirecional); (ii) Blindagem; (iii) Estabilizadores de esteira próxima	17
Figura 3 - Compilação dos regimes de esteira com placa separadora acoplada	19
Figura 4 - Número de Strouhal e Coeficiente de pressão de base em função do espaçamento entre os bordos de fuga	20
Figura 5 - Custo comprometido do produto durante as fases do processo de design	22
Figura 6 - Representação esquemática do modelo estudado	24
Figura 7 - Algoritmo acoplado para escoamentos transientes.....	37
Figura 8 - Representação gráfica do método de FW-H.....	42
Figura 9 - Operações genéticas	47
Figura 10 - Algoritmo NSGA-II.....	49
Figura 11 - Algoritmo FAST.....	51
Figura 12 - Algoritmo HYBRID	55
Figura 13 - Algoritmo MOGT	57
Figura 14 - Domínio de estudo aeroacústico.....	59
Figura 15 - Geometria para teste de modelo de turbulência	61
Figura 16 - a) Malha para estudo dos modelos de turbulência, b) Detalhe do espaçamento entre o cilindro e placa	62
Figura 17 - Representação do arranjo de microfones	72
Figura 18 - Simulação sem placa separadora: a) Campo de Pressão, b) Campo de velocidade, c) Contorno de vorticidade	77
Figura 19 - Matriz de correlação.....	80
Figura 20 - Simulação de um ponto ótimo do algoritmo FAST: a) Campo de Pressão, b) Campo de velocidade, c) Contorno de vorticidade.....	86
Figura 21 – <i>Cluster</i> 0: a) Campo de Pressão, b) Campo de velocidade, c) Contorno de vorticidade	90
Figura 22 – <i>Cluster</i> 1: a) Campo de Pressão, b) Campo de velocidade, c) Contorno de vorticidade	91
Figura 23 – <i>Cluster</i> 2: a) Campo de Pressão, b) Campo de velocidade, c) Contorno de vorticidade	92
Figura 24 – <i>Cluster</i> 3: a) Campo de Pressão, b) Campo de velocidade, c) Contorno de vorticidade	93
Figura 25 – <i>Cluster</i> 4: a) Campo de Pressão, b) Campo de velocidade, c) Contorno de vorticidade	94

LISTA DE GRÁFICOS

Gráfico 1 - Flutuação de pressão sonora: a) SST, b) SST-SAS.....	64
Gráfico 2 - Espectro de frequência de nível de pressão sonora (SPL): a) SST, b) SST-SAS	65
Gráfico 3 - Espectro de frequência da amplitude: a) SST, b) SST-SAS.....	66
Gráfico 4 - Estudo de independência de malha.....	68
Gráfico 5 - DOE.....	71
Gráfico 6 - Distribuição de SPL por banda de oitava para simulação sem placa separadora	75
Gráfico 7 - OASPL x CD para DOE	76
Gráfico 8 - Compilação do DOE e das gerações dos algoritmos otimizadores	78
Gráfico 9 - Compilação das fronteiras de Pareto individuais	81
Gráfico 10 - Histórico das gerações do algoritmo FAST	83
Gráfico 11 - Distribuição de SPL por banda de oitava para simulação sem placa separadora	85
Gráfico 12 - Índice de Davies-Bouldin para análise de agrupamento partitivo	88
Gráfico 13 - Coordenadas paralelas para agrupamento partitivo em 5 clusters.....	95
Gráfico 14 – Agrupamento partitivo em 5 clusters.....	96

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 - Estudo de independência de malha	68
Tabela 2 - SPL para simulação sem placa separadora	74
Tabela 3 - Resultado comparativo entre as fronteiras de Pareto	84
Tabela 4 - Propriedades do agrupamento partitivo em 5 <i>clusters</i>	89

SUMÁRIO

1. Introdução	13
1.1. Objetivo	23
1.2. Organização do texto	25
2. CFD (Computational Fluid Dynamics)	26
2.1. Equações Governantes	26
2.2. Modelagem de escoamentos turbulentos	29
2.3. Método os Volumes Finitos	34
3. CAA (Computational Aeroacoustics)	38
3.1. Analogia Acústica de Lighthill	38
3.2. Aeroacústica Computacional	39
4. MOO (Multi-Objective Optimization)	44
4.1. NSGA-II	46
4.2. FAST	50
4.3. HYBRID	52
4.4. MOGT	55
5. Metodologia	59
5.1. Estudo da modelagem aeroacústica	60
5.1.1. Modelagem da turbulência	60
5.1.2. Estudo de malha	67
5.2. Definição da simulação aeroacústica	68
5.3. Definição da implementação dos algoritmos de otimização	70
6. Resultados	72
6.1. Otimização	72
6.2. Classificação de regimes por agrupamento partitivo (K-means)	87
7. Conclusões	97
REFERÊNCIAS	100

1. Introdução

A preocupação com a poluição sonora vem aumentando nos dias de hoje. Tal problema tem sido cada vez mais investigado pela indústria, a fim de atender as regulamentações que vem reduzindo o nível sonoro aceitável. Atualmente, os meios de transporte, como aviões, trens de alta velocidade e automóveis, representam uma parcela significativa das fontes de ruído sonoro (ALI, 2011). O estudo de ruído irradiado por corpos rombudos tem sido de particular interesse, já que este constitui a maior parcela do ruído induzido por escoamento e estruturas rombudas, como o cilindro, estão muito presentes em aplicações diversas da engenharia, tal como pantógrafos ferroviários, trens de pouso de aeronaves, antenas de carros e arranha-céus (BERCKER et al., 2008).

O estudo do ruído irradiado pelo escoamento, chamado de aeroacústica, teve início no estudo de turbinas a jato (LIGHTHILL, 1952). Hoje em dia, em aeronaves, houve uma grande redução do ruído proveniente das turbinas, agora comparável ao ruído causado pela estrutura do avião (ORSELLI, 2012).

Neste contexto, o estudo do escoamento ao redor de corpos rombudos tem sido de grande contribuição para o entendimento dos mecanismos de irradiação sonora de estruturas mais complexas, uma vez que corpos rombudos são emissores eficientes de vórtices (ALI, 2011). Segundo Curle (1955), no caso de estruturas rombudas, como o cilindro, imersas em um escoamento com baixo número de Mach, o ruído ao longe é dominado por fontes do tipo dipolo. Tal fonte está associada à interação da esteira à jusante do cilindro com a superfície do corpo, causando uma oscilação nas forças aplicadas na estrutura e é conhecido como *vortex shedding noise* (ruído de esteira de vórtice, (ORSELLI, 2012)). Esse tipo característico de ruído fortemente tonal (ALI; DOOLAN; WHEATLEY, 2013) foi inicialmente estudado por Strouhal (1878) e denominado tom aeólio (*aeolian tone*) e foi constatada a dependência entre a frequência do ruído tonal (f), a velocidade do escoamento (U_∞) e o diâmetro do corpo (D). Foi proposto o seguinte modelo para aproximação da frequência:

$$f = St \frac{U_\infty}{D} \text{ (Hz)} \quad (1.1)$$

onde St foi denominado número de Strouhal, que representa a frequência adimensional de desprendimento de vórtices e é da ordem de 0,2 para uma faixa de número de Reynolds da ordem de $200 \lesssim Re \lesssim 5 \times 10^5$, como pode ser visto na Figura 1, que apresenta os resultados de diversos estudos, compilados por Norberg (2001).

Figura 1 - Número de Strouhal (St) por número de Reynolds (Re)

Fonte: Norberg (2001)

Segundo Bies; Pickles e Leclercq (1997), o nível de pressão sonora, $p'(r, t)$, do tom aeólio medido a uma distância r da fonte, em um instante de tempo t , pode ser estimado através da equação:

$$p'(r, t) \approx \frac{1}{4\pi r c_0} \left[\frac{\partial F_i}{\partial t} \right]_{t=r/c_0} \quad (1.2)$$

onde c_0 é a velocidade de propagação do som no meio, e F_i são as forças aerodinâmicas sobre o corpo. Essa estimativa leva em consideração simplesmente o ruído de característica dipolar, caracterizado pela flutuação de forças na superfície do corpo, enquanto que as fontes volumétricas do tipo quadrupolo, provenientes das flutuações transientes da velocidade na esteira do cilindro, são desprezadas.

A formação da esteira de vórtices no escoamento ao redor de um corpo rombudo cria uma região de baixa pressão à jusante do corpo, induzindo o aumento do arrasto. You et al. (1998) propõe que o emprego de métodos de redução do arrasto médio do corpo pode reduzir a flutuação das forças aerodinâmicas e assim acabar reduzindo consequentemente o ruído irradiado pela estrutura, sendo que essa abordagem também foi considerada em outros trabalhos (CHOI; JEON; KIM, 2008; HWANG; YANG, 2003; ZDRAVKOVICH, 1981). Porém a minimização do arrasto médio da estrutura não garante automaticamente uma diminuição do nível de pressão sonora irradiado, como foi mostrado no trabalho de Becker et al. (2008), indicando que, apesar de válida, a aplicação de tais métodos de redução de arrasto deve ser mais bem estudada no campo da aeroacústica.

No intuito de reduzir essa fonte de ruído foram estudados métodos de controle a partir de interferência aerodinâmica (ALAM et al., 2002, 2006 apud ALI, 2011; PRASAD; WILLIAMSON, 1997 apud ALI, 2011). Durante os últimos 20 anos foram desenvolvidos e empregados diversos métodos de controle passivo, quando não há atuadores, e métodos de controle ativo de malha aberta, quando existem atuadores, mas não há o emprego de sensores (CHOI; JEON; KIM, 2008). A vantagem dos métodos passivos é que devido à ausência de atuadores não há consumo de energia durante sua utilização.

Os métodos passivos podem modificar o padrão da esteira, e consequentemente as forças aplicadas sobre o corpo, controlando a camada limite ou a esteira diretamente (CHOI; JEON; KIM, 2008). O controle da camada limite permite induzir a transição do escoamento laminar para o turbulento, o que causa a mudança do ponto de separação do escoamento para jusante do corpo, reduzindo o arrasto. Porém nem todos os corpos possuem um ponto de separação variável, como é o caso do cilindro, o que restringe o emprego deste método. O segundo método permite um

interferência direta sobre a esteira, o que o torna aplicável a qualquer tipo de geometria.

Zdravkovich (1981) apresentou uma compilação de supressores de vórtices passivos, os quais ele classificou em 3 grupos: saliências, que afetam a linha de separação do escoamento e as camadas cisalhantes separadas; blindagem, que afetam a formação das camadas cisalhantes; e estabilizadores de esteira próxima, que afetam o ponto de confluência, que representa a região de interação entre as camadas cisalhantes. Alguns exemplos desses supressores podem ser vistos na Figura 2.

Figura 2 - Supressores aerodinâmicos e hidrodinâmicos de desprendimento de vórtices: (i) Saliências ((a) Omnidirecional, (b) Unidirecional); (ii) Blindagem; (iii) Estabilizadores de esteira próxima

Fonte: Zdravkovich (1981)

Dentre os métodos apresentados, Zdravkovich (1981) apresenta a placa separadora (*splitter plate*) como um artifício eficiente de estabilização da esteira de vórtices de

um corpo rombudo. Esse método consiste no posicionamento de uma placa plana a jusante do corpo rombudo, conforme ilustrado no exemplo de número 20 da Figura 2, e sua influência sobre a esteira do corpo é dependente do comprimento da placa, bem como da posição dela com relação ao corpo.

A placa separadora pode ser posicionada com contato no corpo rombudo ou com um espaçamento entre eles. Poucos trabalhos apresentam um estudo de ambos os parâmetros para o melhor entendimento da influência. Hwang e Yang (2003) aponta a grande ênfase dada ao estudo de placas conectadas ao corpo, sem avaliar, portanto, o impacto do espaçamento relativo entre as estruturas. Ali (2011), indica o trabalho de You et al. (1998) como único trabalho publicado sobre a variação do comprimento da placa e sua influência no ruído, mas ressalva a ausência de resultados acústicos para uma ampla faixa de espaçamentos entre os corpos.

Diversos trabalhos tentaram classificar os diferentes tipos de escoamento resultantes da inserção da placa plana. Porém todos os estudos que apresentaram tal abordagem limitaram-se a estudar escoamentos em regime laminar e subcrítico, onde a camada limite do escoamento ainda apresenta comportamento laminar (COX et al., 2008). Poucos trabalhos foram feitos para regime supercríticos, com $1 \times 10^5 \lesssim Re \lesssim 4 \times 10^6$.

Anderson e Szewczyk (1997) estudaram os diferentes regimes de escoamento observados para um cilindro com uma placa separadora conectada ao cilindro em um escoamento subcrítico, conforme a Figura 3, e classificaram em 4 grupos: regime estabilizador, com $L/D < 0,25$, que apresenta uma redução na amplitude de oscilação das camadas cisalhantes na direção perpendicular ao escoamento; regime de alongamento, com $0,25 < L/D < 0,75$, na qual a camada cisalhante apresentou um aumento em seu comprimento antes da formação dos vórtices; regime de redução de arrastamento, com $0,75 < L/D < 1,5$, onde foi observada uma redução no arrastamento do escoamento do lado oposto na formação do vórtice; e o regime de interação placa separadora-vórtice, com $1,5 < L/D < 1,75$, para o qual se observou uma alteração da posição do ponto de confluência. Ali (2011) mostra uma compilação de classificações feitas de modo análogo a Anderson e Szewczyk (1997), como a feita por You et al. (1998), Kwon e Choi apud Ali (2011) para placas

separadoras com contato. You et al. (1998) ressalta o impacto da placa plana acoplada sobre o ruído irradiado pela estrutura, apresentando um aumento na contribuição das fontes do tipo quadrupolo quando comparadas às do tipo dipolo e a formação de vórtices secundários no bordo de fuga da placa plana, apresentando fenômeno de dispersão em sua extremidade.

Figura 3 - Compilação dos regimes de esteira com placa separadora acoplada

Fonte: Anderson e Szewczyk (1997)

Roshko (1954) apresentou em seus estudos os resultados da variação da distância entre um cilindro e a placa separadora desacoplada com um comprimento fixo da placa. A variação do número de Strouhal com o aumento do espaçamento pode ser observada na Figura 4. Pode-se observar uma redução do St com o aumento do espaçamento até o ponto crítico, onde houve um salto nos resultados. Esse

resultado foi denominado espaçamento crítico, G_{cr} , que corresponde à transição entre os dois regimes: regime de formação pós-placa separadora, quando o espaçamento é menor que o comprimento de formação dos vórtices e estes são formados à jusante da placa; e regime de formação pré-placa, quando o espaçamento se tornou grande o suficiente para os vórtices conseguirem se formar à montante da placa separadora.

Figura 4 - Número de Strouhal e Coeficiente de pressão de base em função do espaçamento entre os bordos de fuga

Fonte: Roshko (1954)

Ozono (1999) conduziu um estudo semelhante ao de Roshko (1954), e constatou que o espaçamento crítico, G_{cr} , não apresentou dependência do comprimento da placa, e em seus experimentos o valor encontrado para G_{cr}/D foi menor do que o apresentado por Roshko (1954); o valor encontrado por Ozono foi da ordem de 2,

enquanto que o de Roshko era da ordem de 3,7. Ele atribui tal resultado ao número de Reynolds do escoamento, que era mais elevado, levando a um menor comprimento característico de formação da esteira.

O espaçamento da placa foi considerado de grande importância para a redução do nível de pressão sonora. Doolan (2008) detalha a metodologia descrita em Ali (2011) sobre um cancelamento acústico teórico devido à utilização da placa separadora. Baseada na abordagem de Curle (1955), ao considerar tanto o cilindro quanto a placa separadora como fontes compactas de irradiação sonora, e ambas fora de fase, seria possível atingir um cancelamento de ambos os ruídos. Porém simulações numéricas realizadas mostraram que o cancelamento não é atingido devido às interações não lineares com a esteira do cilindro, mas uma redução significativa foi atingida com essa abordagem.

Grande parte desses estudos foi feita experimentalmente, o que pode implicar em um tempo excessivo para total compreensão e caracterização do fenômeno. Talote (2000) ressalta em seu trabalho a importância dos métodos numéricos para caracterizar o escoamento e ajudar a identificar as fontes sonoras e estudar meios de minimizá-las. Comparações entre os desempenhos de ferramentas de simulação numérica e de analogias acústicas (CURLE, 1955; FLOWCS WILLIAMS; HAWKINGS, 1969; Lighthill, 1952) já foram feitas e ambas as abordagens tiveram resultados de precisão semelhante quando comparados ao experimental (COX et al., 2008; INOUE; HATAKEYAMA, 2002).

A modificação de um arranjo de estruturas no intuito de reduzir o nível sonoro irradiado pode representar altos custos para um projeto quando este é feito após a sua conclusão, o que pode inviabilizar tal estudo. Uma análise desta característica deve ser inserida durante a fase de design conceitual, onde o projeto está sujeito a grandes variações, sem que com isso, o custo efetivo (incorrido) do projeto seja aumentado, como indicado na Figura 5.

Figura 5 - Custo comprometido do produto durante as fases do processo de design

Fonte: Dieter (2009) (adaptação)

Nessa etapa é viável a utilização de ferramentas que possibilitem um estudo preliminar, através de modelos de síntese que permitam a criação de um modelo de otimização do projeto.

Um estudo paramétrico tem como base o emprego de algoritmos para avaliar um espaço de análise de suas variáveis com o menor número de simulações. Nesse ponto é necessário ressaltar a importância de modelos complexos o suficiente para capturar todos os fenômenos de interesse. Porém, com o aumento da complexidade dos modelos, o tempo de estudo e otimização pode se tornar demasiadamente grande. Cox et al. (2008) resalta a importância do uso de modelos bidimensionais para avaliar tendências, mesmo para escoamentos que apresentam tridimensionalidade em sua esteira. O emprego em modelos mais simples consegue capturar as tendências necessárias para uma análise de otimização mantendo os custos baixos.

Mesmo havendo na literatura diversos estudos, tanto experimentais quanto numéricos, sobre a aplicação de uma placa separadora como método de controle passivo da esteira, os resultados são limitados devido à restrição de regimes de escoamento estudado (laminar e subcrítico), e a falta de uma extensa e simultânea

exploração de parâmetros livres do problema, como por exemplo, o comprimento da placa e o espaçamento. Porém, uma completa avaliação de todos os parâmetros tornaria inviável o estudo de redução de ruído aeroacústico em fase de anteprojeto. Nesse contexto, se torna necessário uma metodologia consistente para aplicação em diferentes regimes de escoamento e que viabilize um estudo comparativo de diversas configurações geométricas, do ponto de vista de irradiação de ruído aeroacústico.

1.1. Objetivo

A finalidade do presente trabalho é desenvolver um modelo computacional para estudo aeroacústico, e comparar diferentes classes de algoritmos de otimização, identificando um método eficiente de busca automatizada de uma configuração que minimize a irradiação de ruído aeroacústico. Este trabalho visa conseguir obter uma metodologia de análise robusta, acurada, e que consiga obter um resultado em um tempo viável, considerando o tempo de simulação de uma análise aeroacústica computacional típica.

Para avaliar a metodologia, será estudado um método de controle passivo de redução de ruído sonoro emitido por corpos rombudos. O método consiste na introdução de uma placa separadora, de comprimento L , localizada a jusante de um cilindro, de diâmetro D , com um espaçamento G entre as estruturas, conforme esquematizado na Figura 6, visando à modificação do regime de desprendimento de vórtices. Para esse estudo do comportamento de tal arranjo imerso em um escoamento subsônico em regime supercrítico, serão considerados dois parâmetros geométricos: o comprimento da placa (L) e a distância entre o cilindro e a placa plana (G), a fim de descobrir a configuração mais eficiente para resolver o problema de otimização:

$$\min_{L,G} \mathcal{F}(L,G) = \begin{pmatrix} L_p \\ C_{D_{RMS}} \end{pmatrix}$$

$$\text{Sujeito à } \begin{aligned} g_1 &= 0,1D - L \leq 0 \\ g_2 &= L - 6D \leq 0 \\ g_3 &= 0,1D - G \leq 0 \\ g_4 &= G - 7D \leq 0 \end{aligned} \quad (1.3)$$

onde L_p , represente o ruído total gerado pelo arranjo, e $C_{D_{RMS}}$ é o valor quadrático médio do coeficiente de arrasto da estrutura. O problema de otimização multi-objetivo está sujeito às inequações de restrições g_i , que delimitam as dimensões geométricas do problema em função do diâmetro do cilindro.

Figura 6 - Representação esquemática do modelo estudado

O processo de otimização acústica consistirá em três etapas, as quais serão automatizadas: geração da geometria do arranjo, através da variação das combinações $[L, G]$; análise aeroacústica, utilizando métodos numéricos de dinâmica dos fluidos computacional (CFD – *Computational Fluid Dynamics*) para resolução do escoamento; avaliação das características sonoras do arranjo, que permitirão alimentar o algoritmo de otimização multi-objetivo (MOO – *Multi-objective Optimization*), completando o ciclo.

Esse problema será abordado com uma modelagem bidimensional utilizando a ferramenta comercial de CFD ANSYS Fluent (2012), que permitirá realizar a análise fluidodinâmica e aeroacústica do problema. As grandezas acústicas serão calculadas pelo método integral de resolução aeroacústica, que utiliza a formulação de Ffowcs-Williams e Hawkings (FW-H) para a solução da equação de Lighthill,

permitindo calcular o som gerado por fontes acústicas equivalentes. Partindo de soluções obtidas para um grupo representativo de configurações de comprimento da placa e espaçamento, $[L, G]$, serão testadas diferentes rotinas de otimização com o objetivo de obter uma configuração que irradie um nível de ruído mínimo, e ao mesmo tempo minimize o arrasto total da estrutura. Estas rotinas de otimização são implementadas no código comercial de PIDO (*Process Integration and Design Optimization*) modeFRONTIER, da Esteco (2013). Também será apresentado um estudo de agrupamento partitivo utilizando os arranjos simulados, no intuito de caracterizar os diferentes regimes de escoamentos propostos e identificar o regime que apresenta a melhor resposta quanto ao ruído e ao arrasto.

1.2. Organização do texto

Este texto apresenta um breve detalhamento dos diferentes métodos que são utilizados nesse estudo. No capítulo 2 é apresentado o método de dinâmica dos fluidos computacional (CFD – *Computational Fluid Dynamics*), com uma revisão dos modelos de turbulência. O capítulo 3 apresenta os métodos de aeroacústica computacional (CAA – *Computational Aeroacoustics*). Já o capítulo 4 traz uma descrição de diferentes abordagens e algoritmos aplicados em estudos de otimização multi-objetivo (MOO – *Multi-Objective Optimization*). O capítulo 5 traz a metodologia empregada nesse estudo, o estudo de refinamento de malha, e as definições do domínio de estudo e os parâmetros utilizados nas simulações. O capítulo 6 apresenta os resultados obtidos na aplicação dos diferentes algoritmos de otimização sobre o problema aeroacústico e um estudo de particionamento hierárquico para o estudo dos diferentes regimes encontrados. Por fim, o capítulo 7 apresenta as conclusões principais deste trabalho.

2. CFD (Computational Fluid Dynamics)

2.1. Equações Governantes

Sob a hipótese de um meio contínuo, é possível modelar matematicamente o escoamento de um fluido através de um volume de controle infinitesimal V . Sendo ρ a massa específica do fluido, a massa de fluido no interior do volume de controle infinitesimal será ρV . O princípio da conservação de massa diz que a massa total de um sistema deve permanecer constante ao longo do tempo. Este princípio pode ser expresso matematicamente usando o conceito de derivada total aplicada à massa do sistema:

$$\frac{D(\rho V)}{Dt} = 0 \quad (2.1)$$

Para escrever o mesmo princípio aplicado a um volume de controle, utilizamos o teorema de transporte de Reynolds e dividimos os termos da equação pelo volume V . A equação resultante é:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v}) = 0 \quad (2.2)$$

onde $\mathbf{v}$ é o vetor de velocidades do escoamento que atravessa o volume de controle.

Aplicando a segunda lei de Newton a um volume fluido, obtém-se:

$$\frac{D(\rho \mathbf{v})}{Dt} = -\nabla \cdot \boldsymbol{\sigma} + \mathbf{f} \quad (2.3)$$

onde $\mathbf{f}$ representa as forças de campo aplicadas ao domínio fluido, e $\boldsymbol{\sigma}$ é o tensor das tensões, definido pela sua parcela isotrópica, $p\mathbf{I}$, devida ao carregamento hidrostático e de uma componente deviatórica, $\boldsymbol{\tau}$, devida à viscosidade do fluido:

$$\boldsymbol{\sigma} = p\mathbf{I} - \boldsymbol{\tau} \quad (2.4)$$

O tensor $\boldsymbol{\sigma}$ pode ser tratado como simétrico, e os termos deviatóricos podem ser definidos como:

$$\boldsymbol{\tau} = \mu \left[\nabla \mathbf{v} - \frac{2}{3} (\nabla \cdot \mathbf{v}) \right] \quad (2.5)$$

Aplicando novamente o teorema de transporte de Reynolds, obtém-se a equação de conservação de quantidade de movimento, também conhecida como equação de Navier–Stokes:

$$\frac{\partial \rho \mathbf{v}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} \mathbf{v}) = -\nabla p + \mu \nabla^2 \mathbf{v} - \frac{2\mu}{3} \nabla (\nabla \cdot \mathbf{v}) + \mathbf{f} \quad (2.6)$$

Analogamente pode-se aplicar a mesma análise diferencial para a energia total (E) do elemento:

$$\frac{D}{Dt} \left(\rho e + \frac{1}{2} \rho \mathbf{v} \mathbf{v} \right) = -\nabla \cdot \mathbf{q} - \nabla \cdot (\boldsymbol{\sigma} \cdot \mathbf{v}) + \mathbf{f} \cdot \mathbf{v} + Q_w \quad (2.7)$$

onde e é a energia interna específica. E novamente utilizando o teorema de transporte de Reynolds, obtém-se a equação de conservação de energia total para um volume de controle:

$$\frac{\partial}{\partial t} \rho E + \nabla \cdot (\rho \mathbf{v} E) = -\nabla \cdot \mathbf{q} - \nabla \cdot (\boldsymbol{\sigma} \cdot \mathbf{v}) + \mathbf{f} \cdot \mathbf{v} + Q_w \quad (2.8)$$

onde $\mathbf{q}$ é o vetor fluxo de calor, e Q_w é um termo fonte de energia térmica por unidade de volume.

Devido ao número de incógnitas envolvidas na solução das equações de conservação, são necessárias equações adicionais para o fechamento do problema, para isso são utilizadas as equações de estado. Considerando que o escoamento está localmente em equilíbrio termodinâmico, é possível definir o estado de um fluido homogêneo através de duas variáveis de estado, que no caso de análises acústicas é conveniente a escolhas das variáveis: massa específica ρ , e entropia específica s (WAGNER; HÜTTL; SAGAUT, 2007). Sendo a pressão assim definida em função de ρ e s , pode-se escrever a variação de pressão como:

$$dp = \left(\frac{\partial p}{\partial \rho} \right)_s d\rho + \left(\frac{\partial p}{\partial s} \right)_\rho ds \quad (2.9)$$

A velocidade do som, c , pode então ser definida, considerando a perturbação de pressão sendo isentrópica:

$$c = \sqrt{\left(\frac{\partial p}{\partial \rho} \right)_s} \quad (2.10)$$

Se por sua vez, for considerada a hipótese de gás ideal para a modelagem do fluido, sendo R a constante do gás, a equação de estado é:

$$p = \rho RT \quad (2.11)$$

E assim, pode-se reescrever a velocidade do som em função da temperatura do gás:

$$c = \sqrt{\left(\frac{\partial p}{\partial \rho} \right)_s} = \sqrt{\gamma \frac{p}{\rho}} = \sqrt{\gamma RT} \quad (2.12)$$

onde γ é o índice adiabático, definido pela razão entre os calores específicos a pressão constante e a volume constante ($\gamma = c_p/c_v$).

2.2. Modelagem de escoamentos turbulentos

A resolução direta das equações de Navier-Stokes utilizando métodos computacionais, apesar de possível, ainda não é factível na maioria dos problemas de engenharia. Tal técnica, conhecida como *Direct Numerical Simulation* (DNS), é capaz de resolver todo o espectro de escalas turbulentas sem nenhuma modelagem numérica, porém o custo computacional ainda é muito elevado, sendo que ele aumenta com o incremento do número de Reynolds¹, e o número de processadores pode ser estimado na ordem de Re^3 (LÜBON, 2013).

Outros métodos para resolução de escoamentos turbulentos podem ser utilizados, visando reduzir o custo computacional. Tal grupo é denominado *Scale Resolving Simulations* (SRS), e entre eles está o método conhecido como *Large Eddy Simulation* (LES) (LÜBON, 2013). Esse método é capaz de resolver as maiores escalas turbulentas, que são mais dependentes da geometria do problema e das condições de contorno, enquanto as menores escalas são modeladas, pois são mais isotrópicas e por isso mais universais. Esse método utiliza as equações de Navier-Stokes filtradas no espaço, sendo que o filtro, no método de volumes finitos, é definido pela própria malha utilizada, e as estruturas menores que o filtro são modeladas. Tal método ainda é pouco utilizado na indústria devido à necessidade de uma discretização muito refinada do domínio e requerer um tempo de simulação grande para garantir um resultado estatístico estável das estruturas modeladas.

Outra abordagem para a resolução das equações de Navier-Stokes é a utilização das equações *Reynolds-Averaged Navier-Stokes* (RANS), que no caso de escoamentos estatisticamente estacionários, aplicam o conceito de média temporal ou, na versão transiente, *Unsteady Reynolds-Averaged Navier-Stokes* (URANS), que aplicam o conceito de média de conjunto (*ensemble average*) como estimador das médias estatísticas do escoamento. Essa modelagem aplica a decomposição de Reynolds, que consiste na representação dos escalares em duas parcelas: $\bar{\varphi}$, que representa uma componente média; e φ' , que representa a flutuação temporal do

¹ O número de Reynolds é definido como $Re = \rho v D / \mu$, onde D é o comprimento característico associado ao escoamento e μ é a viscosidade dinâmica do fluido.

escalar. Ao substituir os escalares nas equações de Navier-Stokes pelos seus equivalentes decompostos $v = \bar{v} + v'$, e tirando a média de conjunto (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007) obtêm-se as equações RANS e, ao se manter os termos relativos às derivadas parciais temporais, as equações URANS.

$$\frac{\partial \rho \bar{v}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{v} \bar{v}) = -\nabla p + \mu \nabla^2 \bar{v} - \nabla \cdot (\rho \overline{v'v'}) \quad (2.13)$$

Tal modelo acaba inserindo novos termos nas equações, provenientes das interações entre as flutuações das velocidades, u_i' , que são denominados tensões de Reynolds, as quais são modeladas pela inserção do termo de viscosidade turbulenta, μ_t , e da energia cinética turbulenta, k , de modo que as escalas turbulentas não são resolvidas.

$$\begin{aligned} \rho \overline{v'v'} &= -\mu_t \nabla \bar{v} + \frac{2}{3} \rho k \\ \frac{\partial \rho \bar{v}}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \bar{v} \bar{v}) &= -\nabla p + (\mu + \mu_t) \nabla^2 \bar{v} - \frac{2}{3} \rho k \end{aligned} \quad (2.14)$$

Essa abordagem é utilizada por diversos modelos, como o k- ϵ , k- ω e o k- ω SST. Tais modelos possuem um custo computacional muito menor quando comparados ao modelo LES, e são comumente empregados em problemas da engenharia.

Por fim, ainda existem os denominados modelos híbridos, que permitem alternar entre as formulações RANS e LES em regiões do domínio do problema. Tal abordagem parte da semelhança entre as formulações após inserir o termo correspondente à viscosidade turbulenta, uma vez que ambos aplicam filtros sobre as equações de Navier-Stokes, sendo esses filtros temporais, no caso da formulação RANS, e espaciais, no caso da formulação LES. Alguns modelos que utilizam tal abordagem são o *Scale-Adaptive Simulation* (SAS) e o *Detached Eddy Simulation* (DES).

Os modelos de turbulência de duas equações, inicialmente propostos por Kolmogorov (KOLMOGOROV, 1942 apud EGOROV; MENTER, 2010), partem da necessidade de duas escalas independentes para representar os efeitos da turbulência no escoamento médio. Todos os modelos de duas equações tem como base a equação de conservação da energia cinética turbulenta, k .

O modelo $k - \varepsilon$, proposto por Jones e Launder (JONES; LAUNDER, 1972), consiste na utilização da equação de conservação da taxa de dissipação de energia cinética turbulenta, ε segundo a eq. 2.15:

$$\begin{aligned}\frac{D(\rho k)}{Dt} &= \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k - \rho \varepsilon \\ \frac{D(\rho \varepsilon)}{Dt} &= \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \nabla \varepsilon \right] + \frac{\varepsilon}{k} (C_{1\varepsilon} P_k - C_{2\varepsilon} \rho \varepsilon) \\ \mu_t &= C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon}\end{aligned}\tag{2.15}$$

onde μ e μ_t representam a viscosidade dinâmica e turbulenta, respectivamente; P_k a taxa de produção de k ; e σ_k , σ_ε , $C_{1\varepsilon}$, $C_{2\varepsilon}$ e C_μ são constantes de ajuste do problema. Esse modelo é relativamente simples de implementar e é, comparativamente, um modelo de baixo requisito computacional, sendo amplamente utilizado. Porém este modelo requer complexas funções de amortecimento para permitir o correto tratamento do escoamento próximo às paredes, tornando-o pouco robusto e acurado.

Já o modelo $k - \omega$, proposto por Wilcox (WILCOX, 1988 apud LÜBON, 2013), utiliza a equação da taxa de dissipação específica de energia cinética turbulenta, ω eq. 2.16:

$$\begin{aligned}\frac{D(\rho k)}{Dt} &= \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + P_k - \beta^* \rho k \omega \\ \frac{D(\rho \omega)}{Dt} &= \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\omega} \right) \nabla \omega \right] + \alpha \frac{\omega}{k} P_k - \beta \rho \omega^2\end{aligned}\tag{2.16}$$

$$\mu_t = \rho \frac{k}{\omega}$$

onde σ_k , β^* , σ_ω , α , e β são constantes de ajuste do problema.

Essa abordagem tem a vantagem de ter um tratamento simples e robusto próximo à parede, não necessitando de funções de parede em sua implementação. Porém esse modelo se mostra extremamente sensível aos valores de ω no escoamento ao longe, efeito não presente no modelo $k - \varepsilon$.

O modelo URANS $k - \omega$ SST, proposto por Menter (MENTER, 1993 apud LÜBON, 2013) surgiu como uma melhoria do modelo $k - \omega$ utilizando-se das vantagens do modelo $k - \varepsilon$. Esse modelo consiste na inserção de um termo de conversão na equação de ω junto a uma função de ponderação (eq. 2.17). Deste modo a equação apresenta um comportamento semelhante ao $k - \omega$ nas regiões próximas a parede, e semelhante ao $k - \varepsilon$ para o tratamento do escoamento ao longe.

$$\begin{aligned} \frac{D(\rho k)}{Dt} &= \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{k3}} \right) \nabla k \right] + P_k - \beta^* \rho k \omega \\ \frac{D(\rho \omega)}{Dt} &= \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega 3}} \right) \nabla \omega \right] + \alpha_3 \frac{\omega}{k} P_k - \beta_3 \rho \omega^2 + \rho \frac{2(1 - F_1)}{\sigma_{\omega 3} \omega} \nabla k \nabla \omega \\ \mu_t &= \rho \frac{a_1 k}{\max(a_1 \omega, \Omega F_2)} \end{aligned} \quad (2.17)$$

$$C_3 = F_1 C_{1\varepsilon} + (1 - F_1) C_{2\varepsilon}$$

onde σ_{k3} , β^* , $\sigma_{\omega 3}$, α_3 , β_3 , a_1 , C_3 , $C_{1\varepsilon}$, $C_{2\varepsilon}$ são constantes de ajuste do problema; Ω é a vorticidade; e F_1 e F_2 são funções interpoladoras, sendo que F_1 vale 1 próximo à superfície e 0 fora da camada limite, enquanto que F_2 vale 1 no escoamento interno à camada limite e 0 nas camadas cisalhantes livres.

O problema com esses modelos de duas equações é que só é possível extrair uma escala característica do termo fonte $S \sim \omega \sim 1/T$, sendo que a segunda escala é estimada a partir da inclusão do termo difusivo, concluindo que $L \sim \delta$, sendo δ a

espessura da camada cisalhante. Isso mostra que nesses modelos a escala de comprimento turbulento sempre será proporcional à espessura da camada turbulenta. Essa modelagem é adequada para escoamentos cisalhantes em regime permanente, porém ela acaba amortecendo a formação de escalas resolvidas em escoamentos transientes.

Rotta (ROTTA, 1968 apud EGOROV; MENTER, 2010) propôs outro modelo de duas equações, o $k - kL$, onde L é a escala de comprimento integral. Ele conseguiu formular uma equação exata para a equação de transporte de kL , e o diferencial desse modelo foi a inclusão da derivada de terceira ordem da velocidade no termo fonte. Porém esse mesmo termo trouxe dificuldades na aplicação deste modelo e acabou praticamente inutilizado (EGOROV; MENTER, 2010).

Egorov e Menter (EGOROV; MENTER, 2010) propuseram então a reformulação do modelo de Rotta, criando o modelo $k - \sqrt{k}L$ (KSKL) (2.17). A nova abordagem veio da substituição da terceira derivada pela segunda derivada da velocidade no termo fonte.

$$\begin{aligned}
 \frac{D(\rho k)}{Dt} &= \nabla \cdot \left(\frac{\mu_t}{\sigma_k} \nabla k \right) + P_k - \rho C_\mu^{\frac{3}{4}} \frac{k^{\frac{3}{2}}}{L} \\
 \frac{D(\rho \Phi)}{Dt} &= \nabla \cdot \left[\frac{\mu_t}{\sigma_\Phi} \nabla \Phi \right] + \frac{\Phi}{k} P_k \left[\zeta_1 - \zeta_2 \left(\frac{L}{L_{vK}} \right)^2 \right] - \zeta_3 k \\
 \Phi &= \sqrt{k}L \\
 \mu_t &= C_\mu^{1/4} \rho \sqrt{k}L \\
 L_{vK} &= \kappa \frac{\Omega}{|\nabla^2 U|}
 \end{aligned} \tag{2.18}$$

onde σ_k , C_μ , σ_Φ , ζ_1 , ζ_2 e ζ_3 são constantes de ajuste do problema; e κ é a constante de von Kármán.

O fato de o modelo conter uma componente de alta ordem no termo fonte, contida na escala de comprimento de von Kármán, L_{vK} , permite o cálculo de escalas turbulentas resolvidas, resultando em uma escala de comprimento L independente

dos termos difusivos. Isso garante que cada vórtice terá sua escala local, por exemplo, de frequência $1/T$, e uma vez que uma estrutura turbulenta pode apresentar apenas uma frequência, pequenas estruturas não poderão se unir em um único grande vórtice, como ocorre nos modelos URANS. Desse modo essa formulação é capaz de fornecer as escalas características do escoamento independentemente da espessura da camada turbulenta, sendo que tal particularidade do modelo foi denominada como simulação com escala adaptativa (SAS).

Egorov e Menter (EGOROV; MENTER, 2010) reformularam o modelo já existente de duas equações $k - \omega$ SST para inserir esse tratamento de escalas obtido pelo modelo KSKL. Essa transformação resultou na inserção de um termo Q_{SAS} na eq. de ω 2.19.

$$\begin{aligned} \frac{D(\rho k)}{Dt} &= \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{k3}} \right) \nabla k \right] + P_k - \beta^* \rho k \omega \\ \frac{D(\rho \omega)}{Dt} &= \nabla \cdot \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_{\omega 3}} \right) \nabla \omega \right] + \alpha_3 \frac{\omega}{k} P_k - \beta_3 \rho \omega^2 + \rho \frac{2(1 - F_1)}{\sigma_{\omega 3} \omega} \nabla k \nabla + Q_{SAS} \end{aligned} \quad (2.19)$$

$$Q_{SAS} = \max \left[\rho \zeta_2 S^2 \left(\frac{L}{L_{vK}} \right)^2 - C_{SAS} \frac{2\rho k}{\sigma_\phi} \max \left(\frac{|\nabla \omega|^2}{\omega^2}, \frac{|\nabla k|^2}{k^2} \right), 0 \right]$$

Essa formulação conhecida como SST-SAS resulta em um comportamento URANS (SST) nas regiões próximas à parede e em regiões estáveis, e um comportamento semelhante ao LES em regiões de instabilidade, de modo semelhante ao modelo DES, porém sem o mesmo rigor na discretização do domínio.

2.3. Método os Volumes Finitos

As equações de conservação que foram apresentadas na forma diferencial podem ser todas escritas na forma conservativa (VERSTEEG; MALALASEKERA, 2007):

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \phi) + \nabla \cdot (\rho \phi \mathbf{v}) = \nabla \cdot (\Gamma \nabla \phi) + S_\phi \quad (2.20)$$

Tal forma é conhecida como equação de transporte da variável ϕ , que pode ser modificada para se adequar a cada uma das equações de conservação apresentadas, bem como o termo difusivo Γ . Ela permite dividir as equações em quatro termos: o transiente, que é a taxa de variação de temporal de ϕ ; o termo convectivo, que é a taxa com que ϕ escoar para fora do volume de controle; o termo difusivo, que é a taxa com que ϕ aumenta no volume de controle devido à difusão; e o termo fonte, S_ϕ .

O método de volumes finitos consiste na discretização do domínio fluido em volumes de controle. Para cada volume de controle, as equações de conservação de massa, quantidade de movimento, energia e turbulência são integradas na forma:

$$\int_{CV} \frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t} dV + \int_{CV} \nabla \cdot (\rho\phi\mathbf{v}) dV = \int_{CV} \nabla \cdot (\Gamma\nabla\phi) dV + \int_{CV} S_\phi dV \quad (2.21)$$

A equação na forma integral pode ser reescrita utilizando o teorema da Gauss, que diz que a integral volumétrica da divergência de um campo vetorial é igual à soma do fluxo do mesmo campo vetorial através de uma superfície fechada. Assim a equação apresenta a nova forma:

$$\int_{CV} \frac{\partial(\rho\phi)}{\partial t} dV + \int_A \mathbf{n} \cdot (\rho\phi\mathbf{v}) dA = \int_A \mathbf{n} \cdot (\Gamma\nabla\phi) dA + \int_{CV} S_\phi dV \quad (2.22)$$

Para problemas transientes, o método de volumes finitos consiste na integração no tempo da eq. 2.22, resultando na equação de transporte:

$$\int_{CV} \left(\int_t^{t+\Delta t} \frac{\partial}{\partial t} (\rho\phi) dt \right) dV + \int_t^{t+\Delta t} \int_A \mathbf{n} \cdot (\rho\phi\mathbf{v}) dA dt \quad (2.23)$$

$$= \int_t^{t+\Delta t} \int_A \mathbf{n} \cdot (\Gamma \nabla \phi) dA dt + \int_t^{t+\Delta t} \int_{CV} S_\phi dV dt$$

O método utilizado, entre outros implementados no código de CFD Fluent, foi o algoritmo acoplado de resolução das equações de quantidade de movimento e pressão. Esse método consiste na discretização das equações para cada volume de controle do domínio, criando um sistema linear de equações, o qual é resolvido numericamente seguindo o fluxograma apresentado na Figura 7, baseado nos fluxogramas dos métodos numéricos apresentados por Versteeg e Malalasekera (2007). Para o método transiente, o domínio é inicializado com as condições iniciais: u , v , w , p e ϕ . Para cada iteração de tempo (global), é fixado um novo instante de tempo t , e cada variável associada ao centroide do elemento é estabelecida como valor do instante anterior, $t^0 = t - \Delta t$. A iteração do solver acoplado (local) calcula então as velocidades e pressão simultaneamente, atualiza o valor de fluxo de massa e resolve os demais escalares (energia e turbulência). Caso a iteração local venha a convergir, ou atinja o número máximo de ciclos permitidos, é verificado se a simulação atingiu o tempo requerido, $t_{\max}$. Se t for inferior, inicia-se uma nova iteração global, mas se t atingiu o valor limite, o algoritmo é encerrado.

Figura 7 - Algoritmo acoplado para escoamentos transientes

3. CAA (Computational Aeroacoustics)

3.1. Analogia Acústica de Lighthill

As equações governantes da aeroacústica podem ser obtidas a partir das equações de Navier-Stokes. Essa formulação é conhecida como analogia acústica de Lighthill (HOWE, 1998). É possível reescrever a equação de conservação de quantidade de movimento (eq. 2.6) na forma da eq. 3.1 ao definir o tensor de fluxo de quantidade de movimento Π , sendo p_0 a pressão ao longe.

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho \mathbf{v}) + \nabla \Pi &= \mathbf{f} \\ \Pi &= \rho \mathbf{v} \mathbf{v} + (p - p_0) \mathbf{I} - \boldsymbol{\tau} \end{aligned} \quad (3.1)$$

É possível definir um meio acústico linear e ideal, submetido apenas a um campo de tensão isotrópico de magnitude p (SCHOENBERG; SEN, 1983). Ao considerar essa hipótese, a quantidade de movimento é transferida apenas por pressão, então podemos reescrever o tensor de fluxo de quantidade de movimento de modo a representar apenas esse efeito.

$$\Pi \longrightarrow \Pi^0 = (p - p_0) \mathbf{I} = c_0^2(\rho - \rho_0) \mathbf{I} \quad (3.2)$$

Tomando a derivada com relação ao tempo da equação de conservação da massa (eq. 2.2) e definindo a perturbação da massa específica como $\rho' = \rho - \rho_0$, onde ρ_0 é a massa específica ao longe, obtém-se a eq. 3.3. Tomando também o gradiente da eq. 3.1 com a hipótese de meio acústico linear e ideal, obtém-se a eq. 3.4.

$$\frac{\partial}{\partial t} \left[\frac{\partial \rho'}{\partial t} + \nabla(\rho' \mathbf{v}) = 0 \right] \longrightarrow \frac{\partial^2 \rho'}{\partial t^2} + \frac{\partial}{\partial t} \nabla(\rho' \mathbf{v}) = 0 \quad (3.3)$$

$$\nabla \left[\frac{\partial}{\partial t}(\rho' \mathbf{v}) + \nabla \Pi^0 = \mathbf{f} \right] \longrightarrow \frac{\partial}{\partial t} \nabla(\rho' \mathbf{v}) + \nabla^2 \Pi^0 = \nabla \mathbf{f} \quad (3.4)$$

Subtraindo a eq. 3.4 da eq. 3.3 podemos eliminar a derivada do termo $\rho' v_i$ e assim obter a equação acústica linear (eq. 3.5). Note que na ausência de forças externas

ou fronteiras com movimento a única solução para tal equação é a solução trivial $\rho - \rho_0 = \rho' = 0$, ou seja, o meio permanece estacionário.

$$\frac{\partial^2 \rho'}{\partial t^2} - \nabla^2 \Pi^0 = -\nabla \mathbf{f} \quad (3.5)$$

Logo, em um meio fluido real, onde o fluido permanece estacionário, o ruído é gerado pela parcela restante do tensor de fluxo de quantidade de movimento, $\mathbf{T}$, conhecido como tensor das tensões de Lighthill.

$$\mathbf{T} = \Pi - \Pi^0 = \rho \mathbf{v} \mathbf{v} + [(p - p_0) - c_0^2(\rho - \rho_0)] \mathbf{I} - \boldsymbol{\tau} \quad (3.6)$$

Assim, voltando na eq. 3.1, pode-se reescrevê-la dividindo Π em uma parcela linear Π^0 e no tensor das tensões de Lighthill, $\mathbf{T}$.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \mathbf{v}) + \nabla \Pi^0 = -\nabla \mathbf{T} + \nabla \mathbf{f} \quad (3.7)$$

Repetindo a abordagem utilizada nas eqs. 3.3 e 3.4 obtêm-se por fim a equação de Lighthill (eq. 3.8):

$$\left(\frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} - \nabla^2 \right) [c_0^2(\rho - \rho_0)] = -\nabla^2 \mathbf{T} - \nabla \mathbf{f} \quad (3.8)$$

3.2. Aeroacústica Computacional

Os problemas envolvendo aeroacústica podem ser resolvidos numericamente utilizando técnicas de aeroacústica computacional (CAA). Tais problemas podem ser abordados de três modos distintos: método de resolução direta, método integral baseado na analogia acústica e método de fontes de ruído de banda larga.

O primeiro método utiliza as equações compressíveis de Navier-Stokes para calcular as flutuações de cada uma das variáveis em questão, não sendo necessária a aplicação da analogia de Lighthill. Esse método se torna custoso do ponto de vista computacional ao passo que ele requer uma malha refinada o suficiente para

capturar as fontes sonoras e propagar o som até o observador, pois as ondas são rapidamente dissipadas quando a malha não é suficientemente fina para capturar as flutuações.

O método integral utiliza a formulação de Ffowcs-Williams e Hawkings (FW-H) (DOWLING; FLOWCS WILLIAMS, 1983) para a solução da equação de Lighthill, permitindo calcular o som gerado por fontes acústicas equivalentes. Esse método torna a avaliação do ruído ao longe bem menos custosa comparada ao método direto, pois só é preciso ter uma boa resolução de malha nas fontes, enquanto que a propagação é calculada através de métodos integrais.

O último método permite avaliar através de correlações semiempíricas e da analogia acústica de Lighthill a contribuição superficial ou volumétrica local do ruído gerado. Esse método utiliza as equações RANS permanentes, porém não é capaz de avaliar o nível sonoro em um observador ao longe.

Para poder estudar o efeito da placa sobre o ruído emitido pelo cilindro, o método de fontes de ruído de banda larga não pode ser aplicado, já que não avalia a propagação do som. O método direto, por sua vez, se torna ineficiente, devido aos altos requisitos computacionais, ainda mais quando é necessário a realização de um grande número de casos para a otimização de um problema. Para permitir essa análise foi escolhido o método integral baseado na formulação de Ffowcs-Williams e Hawkings, o qual está implementado no código de dinâmica dos fluidos ANSYS Fluent. Esse método separa o espaço do problema em dois domínios, divididos por uma superfície $S(t)$. O domínio $B(t)$, interno a essa superfície, é visto como a fonte equivalente do problema, sendo todos os termos fontes calculados apenas no interior de $S(t)$. O domínio externo é o espaço de propagação do ruído, sendo que do ponto de vista da análise de CAA não há necessidade de existir malha até o ponto de análise.

Seja uma função generalizada de Heaviside $h(\mathbf{x}, t)$ definida como:

$$\begin{cases} h(\mathbf{x}, t) < 0 & \text{se } \mathbf{x} \in B(t) \\ h(\mathbf{x}, t) = 0 & \text{se } \mathbf{x} \in S(t) \\ h(\mathbf{x}, t) > 0 & \text{fora de } B(t) \end{cases} \quad (3.9)$$

Podemos definir qualquer variável do problema no exterior do volume $B(t)$ e anular o seu valor no interior de $B(t)$, tornando assim a superfície $S(t)$ uma fonte equivalente. Para isso, utiliza-se a função generalizada de Heaviside, e podemos escrever no lugar de ρ' a nova variável $\rho'H(h)$, que se anula no interior de $B(t)$, mantendo seu valor ρ' no exterior (WAGNER; HÜTTL; SAGAUT, 2007). Pode-se então reescrever as equações de conservação de massa e de quantidade de movimento multiplicando por $H(h)$ e reordenando os termos:

$$\frac{\partial}{\partial t} [\rho'H] + \nabla \cdot (\rho\mathbf{v}H) = [\rho_0\mathbf{b} + \rho(\mathbf{v} - \mathbf{b})] \cdot \nabla H \quad (3.10)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} [\rho\mathbf{v}H] + \nabla \cdot [(\boldsymbol{\sigma} + \rho\mathbf{v}\mathbf{v})H] = [\boldsymbol{\sigma} + \rho\mathbf{v}(\mathbf{v} - \mathbf{b})] \cdot \nabla H \quad (3.11)$$

onde $\mathbf{b}$ é o vetor velocidade da fronteira do volume $B(t)$. As equações a eqs. 3.10 e 3.11, válidas em todo o domínio, podem ser vistas como as formas generalizadas das equações de conservação com termo fonte na superfície $S(t)$. Aplicando o mesmo procedimento de Lighthill para se obter a eq. 3.8, considerando a variável acústica $p' = p - p_0$, obtemos:

$$\begin{aligned} \left(\frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} - \nabla^2 \right) [p'H] &= \nabla \cdot [\nabla \cdot [(\rho\mathbf{v}\mathbf{v} - \boldsymbol{\tau})H]] - \nabla \cdot [\mathbf{f}H] + \\ &+ \frac{\partial^2}{\partial t^2} \left[\left(\frac{p'}{c_0^2} - \rho' \right) H \right] + \frac{\partial}{\partial t} [(\rho_0\mathbf{b} + \rho(\mathbf{v} - \mathbf{b})) \cdot \nabla H] + \\ &- \nabla \cdot [(p'\mathbf{I} - \boldsymbol{\tau} + \rho\mathbf{v}(\mathbf{v} - \mathbf{b})) \cdot \nabla H] \end{aligned} \quad (3.12)$$

onde p_0 é um estado de referência para o campo acústico.

Para resolução da eq. 3.12, é necessário usar o teorema de Green para incluir os efeitos das fontes sonoras sobre o campo acústico (WAGNER; HÜTTL; SAGAUT, 2007). A Função de Green, $G(\mathbf{x}, t | \mathbf{y}, \tau)$ representa a resposta em $\mathbf{x}$ no instante t a uma fonte sonora impulsiva emitida em $\mathbf{y}$ no instante τ (conforme a Figura 8):

$$\left(\frac{1}{c_0^2} \frac{\partial^2}{\partial t^2} - \nabla^2 \right) G = \delta(\mathbf{x} - \mathbf{y}) \delta(t - \tau) \quad (3.13)$$

Figura 8 - Representação gráfica do método de FW-H

A equação de Green para propagação em ambiente livre, G_0 , pode ser definida como uma onda esférica:

$$G_0 = \frac{1}{4\pi r} \delta\left(t - \tau - \frac{r}{c_0}\right) = \frac{1}{4\pi r} \delta(t_e - \tau) \quad (3.14)$$

onde $r = \|\mathbf{x} - \mathbf{y}\|$, e $t_e = t - r/c_0$, que é definido como tempo atrasado.

Utilizando o teorema de Green e a função G_0 , pode-se obter a solução para a eq. 3.12:

$$\begin{aligned}
p'(\mathbf{x}, t) = & \nabla^2 \int_{\mathbb{R}^3} \left[\frac{(\rho \mathbf{v} \mathbf{v} - \boldsymbol{\tau}) H}{4\pi r} \right]_{\tau=t_e} dV_y - \nabla \int_{\mathbb{R}^3} \left[\frac{\mathbf{f} H}{4\pi r} \right]_{\tau=t_e} dV_y + \\
& + \frac{\partial^2}{\partial t^2} \int_{\mathbb{R}^3} \left[\frac{\left(\frac{p'}{c_0^2} - \rho' \right) H}{4\pi r} \right]_{\tau=t_e} + \frac{\partial}{\partial t} \int_{S(t_e)} \left[\frac{\rho_0 \mathbf{b} \cdot \mathbf{n}}{4\pi r(1 - M_r)} \right]_{\tau=t_e} dS + \\
& - \nabla \int_{S(t_e)} \left[\frac{(p' \mathbf{I} - \boldsymbol{\tau}) \cdot \mathbf{n}}{4\pi r(1 - M_r)} \right]_{\tau=t_e} dS
\end{aligned} \tag{3.15}$$

onde $M_r = b \cdot (x - y)/rc_0$.

As três primeiras integrais contabilizam as fontes volumétricas, também denominadas fontes do tipo quadrupolo, associadas ao escoamento turbulento. As duas últimas integrais contabilizam o efeito das fontes do tipo monopolo e dipolo respectivamente. As fontes do tipo monopolo estão associadas à inserção de massa e de movimentação do fluido por fronteiras (*thickness noise*), enquanto que as fontes do tipo dipolo estão associadas às flutuações das forças sobre as superfícies (*loading noise*).

4. MOO (Multi-Objective Optimization)

Um dos objetivos do presente trabalho é propor uma abordagem de aplicação de ferramentas de análise MOO (*Multi-Objective Optimization*) robusta, acurada e que consiga obter um resultado satisfatório em um tempo viável, considerando o tempo de simulação de uma análise aeroacústica computacional típica.

Na literatura é possível encontrar uma vasta gama de algoritmos de otimização, sendo basicamente o método de busca pelo ponto ótimo a principal diferença entre eles. A busca por um algoritmo de otimização implica na avaliação de três importantes parâmetros: a sua robustez, que indica a habilidade do algoritmo alcançar os valores ótimos globais, sem interferência de possíveis máximos e mínimos locais; a taxa de convergência, que é a quantidade de iterações que o método necessita para atingir o ponto ótimo; e a acurácia, que indica a capacidade que o algoritmo tem de encontrar os extremos da função, sendo que estes podem formar um grupo de ótimos, no caso de uma otimização multi-objetivo, conhecido como fronteira de Pareto, onde nenhum resultado pode ser considerado melhor que o outro segundo os critérios de otimização.

Os métodos mais conhecidos de otimização podem ser classificados basicamente em três grupos: métodos determinísticos, que utilizam algoritmos baseados em gradiente; métodos meta-heurísticos, que aplicam algoritmos heurísticos para varreduras do espaço de otimização; e métodos híbridos, que utilizam combinação de diferentes métodos de busca, bem como métodos de interpolação do espaço de busca.

Os métodos determinísticos consistem na utilização de métodos baseados nas derivadas da função local, como o método de Newton, para encontrar iterativamente o ponto extremo, máximo ou mínimo, onde as derivadas são nulas. Um dos métodos bastante utilizados neste grupo é o método *Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno* (*BFGS*), que utiliza uma formulação conhecida como método quase-Newton, que permite uma taxa de convergência muito maior que os outros métodos baseados em gradientes, enquanto não precisa avaliar a segunda derivada nos pontos (NETO; SCARMINIO; BRUNS, 2003). Essa classe garante uma grande acurácia e taxa de

convergência quadrática e só é utilizado para otimizações mono-objetivo, porém alguns aspectos fazem com que esse método nem sempre possa ser utilizado. Por ser um método baseado em derivadas, ele requer que as variáveis analisadas sejam contínuas e diferenciáveis em todo o domínio de análise, não sendo possível trabalhar com parâmetros discretos. Além disso, esse método é pouco robusto, do ponto de vista que ele é suscetível a ótimos locais, ou seja, pontos cuja derivada é nula, mas não representam um extremo global.

Em contraste com os métodos determinísticos, os métodos meta-heurísticos utilizam algoritmos capazes de varrer o espaço de otimização de forma eficiente buscando soluções próximas às ótimas, de maneira aproximada e não determinística. Dessa forma não é possível garantir que a solução ótima global seja encontrada (ALBA, 2005).

O estudo aqui proposto não permite a utilização direta de métodos determinísticos devido à natureza descontínua do problema, dada a variação dos regimes de escoamento sobre a estrutura (ALI, 2011) e ao caráter multi-objetivo da simulação, que visa reduzir o nível ruído total da estrutura, ao mesmo tempo em que busca reduzir o valor do arrasto total médio do cilindro e da placa plana.

Para contornar essas dificuldades, foram escolhidos quatro algoritmos, entre meta-heurísticos e híbridos, implementados na ferramenta de estudo de processos e otimização multi-objetivo modeFRONTIER, da ESTECO (2013). Esses algoritmos apresentam diferentes abordagens do problema, e assim será possível uma comparação entre as suas eficiências quando aplicados em um problema aeroacústico (robustez, taxa de convergência e acurácia).

Dois métodos meta-heurísticos foram escolhidos: o NSGA-II, dada sua grande robustez, devida ao método estocástico de busca; e o MOGT, dada sua taxa de convergência para o mínimo da função. Além deles, foram escolhidos dois métodos híbridos: o FAST, que se utiliza da ferramenta de superfície de resposta para uma otimização virtual, reduzindo o tempo real de simulação; e HYBRID, que combina métodos meta-heurísticos e determinísticos, garantindo assim uma melhor acurácia dos resultados.

4.1.NSGA-II

O algoritmo genético (GA – *genetic algorithm*), desenvolvido no começo da década de 70 por John H. Holland (HOLLAND, 1975 apud HAUPT, 2004) foi criado como ferramenta para estudar o comportamento adaptativo de indivíduos. Esse método aplica conceitos de evolução natural, desenvolvidos por Charles Darwin em 1836 (SIMON, 2013), e de genética para obter as melhores soluções para o problema de otimização.

Duas vertentes desse método são: *Multi-Objective Genetic Algorithm (MOGA)* e o *Non-Dominated Sorting Genetic Algorithm (NSGA)*. Uma das distinções entre esses algoritmos é que o *MOGA* só é capaz de trabalhar com variáveis discretas ou discretizadas através de mapeamento linear e trabalha com uma sequência de código binário para identificar cada um dos indivíduos da população (ESTECO, 2013). Já o *NSGA* permite trabalhar com variáveis contínuas, sendo que as novas populações serão criadas em regiões de maior probabilidade, baseada nos indivíduos pais (DEB et al., 2002). Esse método bastante robusto é capaz de trabalhar com otimizações multi-objetivo, porém não possui uma grande acurácia e apresenta uma baixa taxa de convergência [JONES; MIRRAZAVI; TAMIZ, 2002].

Os algoritmos genéticos partem de uma população inicial e avaliam a qualidade de cada um dos indivíduos. Essa seleção, conhecida como *torneio*, compara os indivíduos aos pares, procurando por soluções ditas não dominadas. Essas soluções mais aptas serão os pais da nova população, e assim as características poderão ser herdadas pelas futuras gerações.

Para a criação das novas populações são empregadas algumas operações genéticas, como o *crossover* e a *mutação*. O *crossover* consiste em combinar dois indivíduos recombinaando parte das variáveis de cada um. Definindo dois indivíduos como:

$$\mathbf{X} = [x_1, x_2, \dots, x_n]$$

$$\mathbf{Y} = [y_1, y_2, \dots, y_n]$$

O *crossover* se dá em um índice de truncamento aleatório r , e os dois novos indivíduos serão após a recombinação:

$$U = [x_1, x_2, \dots, x_{r-1}, y_r, \dots, y_n]$$

$$V = [y_1, y_2, \dots, y_{r-1}, x_r, \dots, x_n]$$

Já a *mutação* consiste na seleção, também aleatória, de um índice k e a substituição desse valor por um novo valor aleatório, x'_k :

$$C = [x_1, x_2, \dots, x'_k, \dots, x_n]$$

Assim, esse algoritmo garante uma boa busca através de todo o espaço, desde que um número suficiente de operações genéticas seja feito.

A Figura 9 ilustra ambas as operações genéticas de geração de novos indivíduos.

O modelo adotado para o presente estudo foi o NSGA-II, baseado no trabalho de Deb et al. (2002), e consiste em uma versão aprimorada do modelo NSGA de

Srinivas e Deb (SRINIVAS; DEB, 1995 apud DEB, et. al., 2002). Este primeiro modelo apresentava três problemas, os quais a versão NSGA-II superou. O primeiro deles era a alta complexidade computacional de seleção dos indivíduos não dominados; no algoritmo original cada indivíduo era comparado com todos os outros, para avaliar a dominância. Já na nova versão, o primeiro elemento analisado é enviado para um grupo de soluções não dominadas, e cada solução seguinte é comparada apenas com esse grupo. Caso alguma solução seja dominada, esta é então retirada do grupo, e se a solução testada não for dominada por nenhuma outra pertencente ao grupo, ela é então adicionada ao mesmo. O segundo ponto que foi considerado na implementação foi a inserção do modelo de elitismo, que consiste em preservar os melhores indivíduos para as futuras gerações, garantindo assim uma melhor taxa de convergência (RUDOLPH, 2001 apud DEB et. al., 2002; ZITZLER et al., 1998 apud DEB et. al., 2002). Por fim, Deb (DEB et. al., 2002) propôs um parâmetro denominado distância de aglomeração. Este cálculo consiste em ordenar todos os indivíduos para cada função objetivo, e avaliar para cada indivíduo a distância entre os dois indivíduos em torno dele, ou seja, a distância L para um dado objetivo $f(x)$ de um indivíduo i será dada por:

$$L_{i,f} = f(x_{i+1}) - f(x_{i-1})$$

A distância de aglomeração será dada pela soma das distâncias para cada objetivo. Esse parâmetro é utilizado na seleção dos indivíduos para garantir uma diversidade da solução, na busca de conseguir varrer toda a extensão da fronteira de Pareto de modo uniforme.

A Figura 10 ilustra uma etapa do algoritmo NSGA-II. Uma geração P_t com N indivíduos gera, a partir dos operadores genéticos, uma nova população C_t . Essa geração de $2N$ indivíduos é então classificada segundo o critério de não dominância, criando níveis de não dominância. A nova geração P_{t+1} será formada de N indivíduos, para isso, as N melhores soluções serão mantidas, sendo que caso algum nível de não dominância crie um excedente, este é então classificado segundo a distância de aglomeração, mantendo as soluções mais afastadas, de modo a completar a nova população.

Figura 10 - Algoritmo NSGA-II

4.2. FAST

A simulação de aeroacústica através de ferramentas de CFD tem um alto custo computacional, exigindo horas, às vezes dias, de cálculo computacional. Esse fator limitante dificulta o emprego de algoritmos de otimização, tendo em vista que estes requerem normalmente um grande número de avaliações para minimizar as funções objetivo.

Uma abordagem de grande interesse nesse caso é a otimização virtual utilizando o método *Response Surface Methodologies (RSM)*. Esse método consiste no treinamento de uma superfície de resposta, utilizando uma série de designs já simulados. A partir desta nova função é possível interpolar os resultados e realizar uma otimização em cima dessa superfície, e assim acelerar o processo de otimização (RIGONI, 2012).

Diversos métodos de treinamento de superfícies de resposta podem ser empregados, como: redes neurais (*Neural Networks – NN*), que permite aproximar uma RS para respostas não lineares, encontrando valores para os parâmetros e pesos, de modo a minimizar o erro entre os pontos de treinamento (KRÖSE; VAN DER SMAGT, 1996); métodos de interpolação (*Kriging, Radial Basis Function – RBF*), criam uma RS que passa exatamente pelos pontos de treinamento, obtendo os coeficientes não lineares através da resolução de sistema de equações. Os pontos iniciais de treinamento são obtidos normalmente utilizando técnicas de *Design of Experiments (DOE)*, que visam obter um espaço representativo para análise a partir da menor quantidade de casos simulados possível. Algumas técnicas como o *Uniform Latin Hypercube, Latin Square* e *Factorial Multi-Level* são comumente utilizadas para o treinamento de superfície de resposta, às vezes empregando também algoritmos, como o *Lipschitz*, para o refino de regiões de alto gradiente ou descontinuidades na função objetivo (ESTECO, 2013).

A aplicação de RSM junto a outros algoritmos otimizadores permite acelerar o tempo de análise e reduzir o número de casos simulados, que é de grande importância em problemas de aeroacústica computacional, onde cada caso exige um tempo significativo de simulação. Essa classe de algoritmo é aqui denominada FAST, que

permite a integração do RSM com diversos algoritmos de otimização, como o SIMPLEX, o MOGA e o NSGA, entre outros. Foi aqui escolhido o algoritmo *Fast Non-dominated Sorting Genetic Algorithm II* (FNSGA-II) (ESTECO, 2013), que utiliza esse conceito de meta modelo para aumentar a velocidade de convergência em simulações com alto custo computacional.

Ele consiste em cinco fases, conforme indicado na Figura 11. A primeira etapa consiste no treinamento do Meta-Modelo, ou seja, no treinamento de algumas funções com base nos pontos já existentes. O método permite que quatro diferentes algoritmos sejam utilizados: decomposição polinomial em valores singulares (*Polynomial SVD*), funções de bases radiais (*RBF – Radial Basis Function*), *Kriging* e redes neurais (*NN*) (RIGONI, 2012). Cada função objetivo pode ser representada por um método diferente, de modo a encontrar a superfície mais apta para cada caso. Na inicialização do primeiro laço do algoritmo, é utilizado por padrão o modelo *RBF*, já que não se dispõe de resultados para avaliação de interpolação.

Fonte: Rigoni (2012) (Adaptação)

A segunda etapa consiste na exploração virtual. Para aumentar a robustez do método, é utilizado um método de DOE conhecido como *Incremental Space Filler* (*ISF*) que consiste na inserção de novos candidatos em torno da fronteira de Pareto,

de modo a melhor explorar a região (RIGONI, 2012). Em cada iteração do algoritmo é definida uma esfera ao redor dos pontos da fronteira de Pareto, na qual são inseridos novos candidatos utilizando a solução exata que maximiza a distância entre cada um deles, obtida do método de tesselação de Voronoi-Delaunay. Os pontos assim obtidos são classificados pelos critérios de não dominância e de aglomeração, e os N melhores são selecionados para a etapa de validação.

Na terceira etapa, chamada de otimização virtual, o algoritmo NSGA-II é aplicado sobre a superfície de resposta e são gerados N indivíduos para a validação. Todos eles são comparados com os indivíduos reais já simulados, e no caso de repetição, ele é eliminado da validação, evitando gastos desnecessários com simulações idênticas.

A quarta etapa, denominada processo de validação, consiste na simulação real. Dos $2N$ melhores indivíduos obtidos pela exploração e otimização, são retirados aleatoriamente N indivíduos que serão simulados, sendo que as etapas de exploração e otimização contribuem, cada uma, com $N/2$ indivíduos.

Após os N novos candidatos serem simulados, eles são utilizados para avaliar a qualidade da superfície de resposta para cada uma das funções objetivo. A melhor função interpoladora é utilizada no ciclo seguinte.

4.3. HYBRID

Dada a sua natureza estocástica, os algoritmos meta-heurísticos podem apresentar baixa acurácia quando não são submetidos a um número suficientemente grande de iterações. Por outro lado, os algoritmos determinísticos conseguem atingir os extremos das funções objetivos rapidamente e com alta acurácia, porém são suscetíveis a mínimos e máximos locais, devido ao método de busca por derivadas.

O método HYBRID combina os dois tipos de abordagem, conseguindo explorar o melhor dos dois algoritmos, enquanto reduz as suas desvantagens ao serem utilizados separados. Este método utiliza um Algoritmo Genético de regime permanente (*Steady-state GA*) junto a uma implementação de Programação

Quadrática Sequencial (SQP – *Sequential Quadratic Programming*) (TURCO, 2011), utilizando RSMs para aproximar as derivadas das funções objetivo.

O método de Programação Quadrática Sequencial com Filtro Adaptativo (AFilterSQP – *Adaptative Filter Sequential Quadratic Programming*) consiste na aproximação quadrática da função de Lagrange associada à função objetivo e às suas restrições (VENKATARAMAN, 2009). Dada uma função objetivo $f(x)$, com restrições de otimização $h(x)$ e $g(x)$, o problema de otimização pode ser descrito através do Lagrangiano $L(x, \lambda, \beta)$

$$\begin{aligned} \min \quad & f(x) \\ \text{sujeito a:} \quad & h(x) = 0 \\ & g(x) \leq 0 \end{aligned}$$

$$L(x, \lambda, \beta) = f(x) + \lambda h(x) + \beta g(x)$$

Esse problema pode ser resolvido iterativamente pelo método SQP, onde S é a direção de busca e o novo ponto $x_{k+1} = x_k + S$:

$$\begin{aligned} \min \quad & \frac{1}{2} S^T \nabla^2 L S + \nabla L S \\ \text{sujeito a:} \quad & \nabla h^T S + h = 0 \\ & \nabla g^T S + g \leq 0 \end{aligned}$$

Para tentar atingir os extremos globais das funções, esse método utiliza-se de Filtros Adaptativos. Esse método consiste na comparação dos novos pontos encontrados pelo algoritmo SQP com o histórico de pontos, e um novo ponto só é aceito se for não dominado pelos antecessores. A utilização de filtros pode, porém, dificultar a aceitação de novos pontos após um longo histórico, pois novos indivíduos não dominados podem ser difíceis de serem encontrados com o decorrer da simulação. Para isso o conceito de Adaptativo é utilizado. O método organiza diferentes níveis de filtros: longe da solução, o método permite que o filtro tenha dimensões maiores, ou seja, mais indivíduos para comparação, tendo em vista que uma solução não dominante sobre elas seja fácil de obter; nas regiões próximas da solução, o filtro

tem a sua dimensão reduzida e assim, os novos pontos são comparados com um histórico menor, evitando assim pioras no resultado (TURCO, 2009).

Para o cálculo das derivadas o método se utiliza de RSMs, utilizando o método RBF para criação da superfície interpoladora. A utilização de todos os pontos contabilizados poderia causar um excesso de cálculo ou até mesmo inserir erros de sobreajuste (*overfitting*), que ocorrem quando o modelo de interpolação captura e aumenta o efeito de possíveis flutuações de medições. Para contornar esse problema, é escolhido aleatoriamente, dentro do conjunto de pontos existentes, um subconjunto de pontos cujas distâncias até o ponto onde se deseja avaliar a derivada sejam menores do que 1% do hipervolume que engloba todo o espaço das variáveis do problema. Caso não seja possível obter um número suficiente de pontos que respeitem essa restrição, ela é então relaxada para 2% e assim por diante.

Uma vez tendo uma população de pais iniciais, o HYBRID cria um ciclo onde novos indivíduos são gerados através de operadores genéticos e da aplicação do AFilterSQP, que atua apenas sobre alguns indivíduos não dominados, escolhidos aleatoriamente. Ao aplicar o AFilterSQP apenas em indivíduos não dominados, a eficiência desse algoritmo aumenta, uma vez que o SQP tem melhores resultados quando o ponto inicial se encontra próximo do ótimo. Os pontos avaliados pelo SQP são mantidos em um arquivo separado para futura comparação.

O algoritmo trabalha com dois ciclos de atualização: o dinâmico e o periódico. O ciclo dinâmico consiste na comparação direta de cada indivíduo filho gerado com um único indivíduo pai, caso esse seja considerado não dominado, ele é imediatamente promovido à população de pais. Uma vez que o algoritmo tenha calculado um número de novos indivíduos igual à população inicial é então realizada uma atualização periódica, onde são avaliados todos os novos indivíduos, incluindo os gerados pelo SQP, sendo a proporção de SQP sobre o total de indivíduos avaliados de 25%, valor definido no algoritmo. Todos os indivíduos não dominados são promovidos a pais até a população atingir um limite de duas vezes o número inicial de indivíduos. Caso esse número não seja atingido, os espaços remanescentes são preenchidos utilizando os critérios de torneio e aglomeração utilizados no método NSGA-II. O esquema completo deste algoritmo está ilustrado na Figura 12.

4.4. MOGT

Um dos métodos meta-heurísticos com boa taxa de convergência e com uma necessidade de menos casos simulados é o *Multi-Objective Game Theory* (MOGT) (CLARICH; RIGONI; POLONI, 2008), baseado na teoria dos jogos, desenvolvida pelo professor John Forbes Nash Jr. (NASH, 1951 apud CLARICH; RIGONI; POLONI, 2008).

Do ponto de vista da teoria dos jogos, pode-se definir a fronteira de Pareto como o resultado de um jogo cooperativo entre dois ou mais jogadores, onde cada um deles tenta minimizar uma das funções objetivo. No caso de um problema com duas funções objetivo f_a e f_b , onde (x, y) representem uma combinação de estratégias jogadas pelos jogadores A e B , pode-se escrever a definição matemática da fronteira de Pareto:

$$(x^*, y^*) \in A \times B \in \text{Fronteira de Pareto}$$

$$\Leftrightarrow \nexists (X, Y): \begin{cases} f_a(X, Y) \leq f_a(x^*, y^*) \\ f_b(X, Y) \leq f_b(x^*, y^*) \end{cases}$$

Em um jogo competitivo, com dois ou mais jogadores, cada um dos jogadores escolhe uma estratégia unilateral para tentar minimizar uma única função objetivo atribuída a ele. Nesse caso, cada jogador poderá modificar sua própria estratégia, jogando contra a estratégia do outro jogador. Se em um dado ponto nenhum deles consegue vencer ao mudar apenas sua própria estratégia, é então encontrado o assim chamado Equilíbrio de Nash:

$$(x^*, y^*) \in A \times B \text{ é um Equilíbrio de Nash}$$

$$\Leftrightarrow \begin{cases} f_a(x^*, y^*) = \inf_{x \in A} f_a(x, y^*) \\ f_b(x^*, y^*) = \inf_{y \in B} f_b(x^*, y) \end{cases}$$

Ao utilizar a abordagem de Equilíbrio de Nash para problemas de otimização, foi provado que este método permite encontrar um conjunto de soluções não dominadas com menos simulações que outros algoritmos (CLARICH; RIGONI; POLONI, 2008).

Nesse algoritmo, as funções objetivo e o espaço de variáveis (estratégias) são divididos entre cada um dos jogadores, e cada um deles minimiza a função objetivo utilizando um método conhecido como SIMPLEX variando a sua variável e mantendo fixas as dos oponentes. Quando cada um dos jogadores encontrou a sua estratégia ótima, um novo jogo se inicia após o compartilhamento das melhores estratégias entre os jogadores, em função dos pontos ótimos. Ao longo de uma série de jogos o equilíbrio de Nash é encontrado, ou seja, nenhum jogador consegue encontrar uma solução melhor alterando apenas sua própria variável, e assim o ponto ótimo é encontrado. Para um caso com dois jogadores e duas variáveis, o algoritmo é ilustrado na Figura 13.

Figura 13 - Algoritmo MOGT

Fonte: Clarich, Rigoni e Poloni (2008) (Adaptação)

Pela definição do Equilíbrio de Nash, pode-se observar que este algoritmo tende a encontrar um único ponto de melhor relação de compromisso entre os dois jogadores, porém este ponto é dependente da decomposição do espaço de variáveis entre os jogadores. Ao final de cada jogo é realizada uma análise estatística baseada no teste de t-Student para analisar a significância de cada uma das variáveis sobre a função objetivo do jogador. Caso uma dada variável tenha pouca significância sobre a função do jogador, ela é então atribuída a outro jogador. O critério para verificar se a variável apresenta pouca significância pode ser definido neste método, de modo que se for especificado um limite muito alto (99% de significância) haverá constantemente a troca das variáveis entre os jogadores, o que é importante principalmente em casos com poucas variáveis, o que poderia levar ao encontro de um Equilíbrio de Nash prematuro.

O método Nelder-Mead, mais conhecido como método SIMPLEX, é um dos algoritmos meta-heurísticos mono-objetivo. Esse método utiliza o conceito topológico

de polítopo, que é um invólucro convexo que pode ser definido para qualquer dimensão n . O simplex é a figura geométrica mais simples com $n + 1$ vértices, onde n é o número de variáveis do problema. Logo, para um problema com duas variáveis, o simplex será um triângulo, e para três variáveis, um tetraedro. Esse método consiste em criar um simplex com $n + 1$ pontos avaliados e criar novos simplex eliminando os piores vértices através de operações de reflexão, extensão e contração do vértice. Mesmo não utilizando os gradientes da função, esse método é capaz de fornecer uma boa acurácia e convergência quando comparado a outros métodos meta-heurísticos, e ainda apresenta uma boa robustez, e por isso foi utilizado na implementação do MOGT, pois ele é capaz de apresentar em poucas interações uma melhoria nas estratégias.

5. Metodologia

Para o estudo de otimização aeroacústica foi concebido um domínio semielíptico em torno do conjunto, distando $20D$ do cilindro de diâmetro D e do bordo de fuga da placa considerando a configuração com a placa mais longa colocada à maior distância do cilindro testada. Tais dimensões foram baseadas no trabalho de Ali (2011) e Croaker et al. (2010), e simulações simplificadas indicaram que o aumento do domínio não apresentou ganho nos resultados frente ao aumento do custo computacional. Do mesmo modo foi construído um domínio retangular, para aplicação do método de FW-H, em torno do arranjo distando $3D$ em todas as direções, novamente considerando a combinação de espaçamento e comprimento do maior arranjo. A geometria foi desenhada no software ANSYS DesingModeler (Figura 14) e parametrizada na plataforma de integração de ferramentas ANSYS Workbench Platform.

Figura 14 - Domínio de estudo aeroacústico

Para a definição do modelo para a aplicação dos algoritmos de otimização foram realizados estudos comparativos de modelos de turbulência e de independência de malha. Uma vez obtido o modelo definitivo foram especificados os parâmetros de

análise aeroacústica e os parâmetros relativos às avaliações dos algoritmos de otimização. Esses passos estão descritos a seguir.

5.1. Estudo da modelagem aeroacústica

5.1.1. Modelagem da turbulência

Dentre os modelos de turbulência apresentados, foram escolhidos os modelos $k - \omega$ SST e o SST-SAS para comparação, uma vez que o modelo $k - \varepsilon$ não possui um bom tratamento de regiões de descolamento e recolamento da camada limite, já que utiliza funções de parede para o cálculo da mesma. O modelo LES também foi desconsiderado, tendo em vista o alto custo computacional associado à sua utilização, dados os requisitos de malha, o que tornaria uma análise de otimização inviável.

Para o estudo da influência do modelo de turbulência foi discretizado um domínio de tamanho reduzido, de modo a reduzir o tempo de simulação total, com as dimensões de $28,5D$ de comprimento e $11D$ de altura em torno do arranjo geométrico composto pelo cilindro e uma placa com $1,5D$ de comprimento e um espaçamento de $0,5D$ entre eles. Para o cálculo acústico foi criada uma superfície de integração retangular de FW-H em torno do arranjo distando $0,5D$ em todas as direções. Além disso, foram considerados quatro pontos de prova para capturar o ruído, sendo que todos eles estão em um raio de $4D$ em torno do centro do cilindro, com diferentes ângulos de posicionamento com relação ao escoamento: frontal (0°), superior (90°), traseiro inclinado (135°) e traseiro (180°) (Figura 15).

Figura 15 - Geometria para teste de modelo de turbulência

A malha foi gerada através do software ANSYS ICEM CFD, e ficou com 397574 elementos quadrangulares. Foi necessária a restrição do tamanho do primeiro elemento sobre as paredes do domínio (cilindro e placa), uma vez que os modelos SST e SST-SAS não utilizam funções de parede para o cálculo da camada limite, logo a malha precisa conter ao menos um nó no interior da subcamada viscosa. Assim foi imposto o critério de distância de parede adimensional (y^+), menor que 1 em torno das paredes (Figura 16).

Figura 16 - a) Malha para estudo dos modelos de turbulência, b) Detalhe do espaçamento entre o cilindro e placa

Para a simulação foram impostas condições de contorno de não escorregamento nas paredes do cilindro e da placa, e de parede com escorregamento nas fronteiras superior e inferior do domínio, de modo a não haver gradientes perpendiculares à fronteira e, como não há a condição de aderência, não há a formação de camada limite nestas regiões. Foi imposto um escoamento com $Re = 10^4$ e $Ma = 0,08$. Mesmo o número de Mach do escoamento sendo bem pequeno, foi feita uma modelagem considerando hipóteses de gás ideal para lidar com a compressibilidade, pois a implementação do método de FW-H no software utilizado despreza as fontes do tipo quadrupolo, que são características da turbulência, quando se utiliza escoamento incompressível.

A simulação foi realizada em 3 etapas distintas: inicialização em regime permanente; simulação quasi-transiente, de modo a permitir o surgimento de instabilidades antes de iniciar a análise acústica; e simulação acústica transiente. Foi utilizado um passo de tempo adimensional de $\Delta t^* = \Delta t U_\infty / D = 2,5 \cdot 10^{-4}$ e a análise acústica foi feita por um período de 10 unidades de tempo adimensionais, permitindo uma análise do espectro de frequência adimensional com valor máximo de frequência igual a 1000, com uma resolução de 0,1.

O tempo total de rodada para o modelo SST foi de 2 dias e 04h55min59s, enquanto que para o SST-SAS foi de 2 dias e 20h23min56s, aproximadamente 30% a mais. Foi possível observar claramente a influência do modelo SST-SAS sobre o sinal de variação de pressão acústica no tempo, $p'(t)$. Enquanto que na modelagem com SST o sinal ficou caracterizado por uma componente dominante de baixa frequência após um período de estabilização, $t = 7$, o sinal com o modelo SST-SAS apresentou componentes claras de alta frequência no sinal, que ficou bem destacado no sinal do receptor frontal, Gráfico 1.

Gráfico 1 - Flutuação de pressão sonora: a) SST, b) SST-SAS

A resolução das escalas turbulentas aumentou o espectro de alta frequência em todos os receptores, conforme a análise FFT (Gráfico 2). O ruído captado no receptor traseiro apresentou um nível de pressão sonora (SPL), L_{sp} , abaixo de 60 dB para frequências acima de 11 (em unidades adimensionais) quando modelado com SST, enquanto que para a modelagem SST-SAS o SPL se manteve acima de 40 dB até uma frequência igual a 200, apresentando picos de 80 dB para frequências acima de 11. Esse mesmo aumento do SPL foi observado em todos os receptores na faixa de frequências de 20~200.

Gráfico 2 - Espectro de frequência de nível de pressão sonora (SPL): a) SST, b) SST-SAS

Essa maior resolução do espectro em altas frequências permitiu avaliar o impacto do ruído de fontes do tipo quadrupolo, associado às tensões de Reynolds frente às fontes do tipo dipolo, associadas à variação de forças sobre superfícies. Conforme Curle (1955), como o escoamento possui um baixíssimo número de Mach, as fontes do tipo dipolo serão predominantes quando comparadas às fontes do tipo quadrupolo. Isso fica nitidamente exemplificado no espectro de amplitude (Gráfico 3), que é a raiz quadrada do sinal de densidade espectral (PSD – *Power Spectral Density*). Fica fácil observar que o SST-SAS trouxe componentes em frequências maiores, porém praticamente desprezíveis quando comparadas às componentes de baixa frequência. Considerando um arranjo em separado do cilindro e da placa, que apresentam um número de Strouhal igual à $St_{cil} = 0,2$ e $St_{pla} = 0,15$ respectivamente para esse Reynolds, exibiriam uma frequência de $f_{cil} = 4$ e $f_{pla} = 2,5$, que é próximo aos picos de amplitude do espectro de frequência.

Gráfico 3 - Espectro de frequência da amplitude: a) SST, b) SST-SAS

Ficou claro na análise aeroacústica que o emprego de um modelo com termos de alta ordem na formulação das escalas turbulentas permitiu capturar um espectro de ruído sonoro com componentes mais significativas na região de alta frequência. Neste caso em particular, porém, o emprego do modelo de turbulência SST-SAS não traz vantagem significativa, uma vez que o número de Mach do escoamento é baixo e, por isso, o ruído será predominantemente de origem de fontes do tipo dipolo. Assim, a utilização de um modelo com custo computacional maior (aproximadamente 30% no tempo total de simulação) não é conveniente. Vale também notar que a discretização realizada no domínio foi feita para atender o modelo com maior requisito de refinamento, que no caso era o modelo SAS-SST, de forma a permitir uma melhor comparação entre os resultados obtidos. Uma vez que não haja a necessidade de capturar as menores escalas, a malha pode ser desrefinada em todo o domínio, reduzindo ainda mais o tempo total de rodada e, por sua vez, aumentando a diferença no custo computacional entre ambos os modelos.

5.1.2. Estudo de malha

Uma vez definido o modelo de turbulência, foi realizado um segundo estudo para a definição dos parâmetros de especificação da malha. Tendo em mente que o objetivo deste estudo é uma análise de otimização, diversas malhas para diferentes configurações da geometria deverão ser geradas e, assim, alguns parâmetros de malha devem ser especificados, de modo a obter um resultado independente da malha criada para cada caso.

O estudo de independência de malha foi feito para a geometria real (Figura 14), considerando porém apenas uma análise em regime permanente. O estudo foi feito avaliando o tamanho máximo permitido dos elementos no domínio semi-elíptico e no interior do domínio de FW-H. As variáveis observadas foram o valor quadrático médio do coeficiente de arrasto (C_d) no conjunto cilindro e placa e a velocidade medida em um ponto a jusante do cilindro acima da placa.

A Tabela 1 apresenta os resultados do teste de independência de malha realizado. O tamanho máximo global foi variado de $1D$ até $0,25D$, enquanto que o tamanho máximo do domínio de FW-H foi variado de $0,2D$ até $0,075D$. Vale notar que a variação percentual dos resultados obtidos com cada malha foi obtida relacionando-os ao caso base, ou seja, a malha de 213758 elementos triangulares, enquanto que para avaliar a convergência das variáveis C_d e velocidade as comparações foram feitas sempre em relação à medida anterior. É possível observar que da malha 6 para a 7 o aumento em relação ao caso inicial passou de 6,54% para 10,89%, enquanto que a variação relativa de C_d e velocidade foram apenas 0,04% e 0,02%, como pode ser visualizado no Gráfico 4. Logo a malha 6 foi considerada suficientemente refinada frente aos resultados, e seus parâmetros foram aplicados na criação das malhas subsequentes.

Tabela 1 - Estudo de independência de malha

Id	Max Global (m)	Max Local (m)	Número de elementos	% em relação ao id 0	C_d	% em relação ao id n-1	Vel (m/s)	% em relação ao id n-1
0	1	0,2	213758	---	1,057	---	22,744	---
1	0,25	0,2	217715	1,85%	1,051	0,57%	23,014	1,19%
2	0,5	0,1	218387	2,17%	1,040	1,01%	24,158	4,97%
3	0,25	0,1	222620	4,15%	1,044	0,36%	24,160	0,01%
4	1	0,075	223005	4,33%	1,046	0,21%	24,533	1,54%
5	0,5	0,075	223909	4,75%	1,047	0,05%	24,473	0,24%
6	0,25	0,075	227735	6,54%	1,046	0,02%	24,474	0,00%
7	0,25	0,075	237036	10,89%	1,046	0,04%	24,480	0,02%

Gráfico 4 - Estudo de independência de malha

5.2. Definição da simulação aeroacústica

Para a simulação aeroacústica a simulação foi dividida em duas etapas transientes: a primeira quasi-transiente, de modo a permitir o surgimento de instabilidades antes de iniciar a análise acústica; e a segunda sendo a simulação acústica transiente propriamente dita. Para ambas as etapas o método escolhido foi o algoritmo acoplado de resolução das equações de quantidade de movimento e pressão com discretização espacial de segunda ordem para a resolução da densidade, quantidade de movimento e energia e método dos mínimos quadrados avaliados no centroide dos elementos para avaliação dos gradientes (Least Squares Cell Based).

Mesmo que a análise consiga obter com bastante precisão picos de frequência, o pós-processamento de tais dados para a análise de otimização não apresenta vantagem, uma vez que o objetivo é reduzir o ruído independentemente da faixa de frequência. Para contornar essa dificuldade, foi utilizada a análise normalmente adotada por bandas de oitavas (BISTAFA, 2011). Para um cilindro imerso em um escoamento com número de Reynolds $Re = \rho U_\infty D / \mu = 1,4 \times 10^6$ e número de Mach $Ma = U_\infty / c = 0,08$, o número de Strouhal é da ordem de 0,2, e assim podemos considerar que não é necessária a resolução de altas frequências do problema, diminuindo consideravelmente o custo computacional das simulações.

Foi estipulada uma frequência de corte de 250, e assim o passo de discretização de tempo (Δt) foi obtido pela eq. 5.1:

$$\max f = \frac{1}{n(2 \Delta t)} \quad (5.1)$$

onde n é a taxa de amostragem, que foi escolhida como sendo unitária, ou seja, todas as iterações do problema são consideradas para o cálculo aeroacústico. Assim o passo de tempo adimensional resultante foi $\Delta t^* = 0,002$. Também foi estipulado um número de iterações de 10000 para ambas as etapas, resultando em um tempo total de $t_t^* = 40$. Como a análise acústica só ocorre em metade desse tempo, a resolução de frequência será dada pela eq. 5.2:

$$\Delta f = \frac{1}{t_f - t_i} = \frac{1}{40 - 20} = 0,05 \quad (5.2)$$

Como o modelo de estudo é bidimensional, o método de FW-H requer um comprimento de correlação, correspondente ao comprimento na terceira dimensão do problema onde o resultado obtido ainda pode ser considerado correlacionado. Estudos experimentais indicam que um comprimento de correlação para escoamentos transversos em cilindros deve ser da ordem de $5D$ (REVELL; PRYDZ; HAYS, 1977 apud ANSYS, 2014). Mesmo que um escoamento bidimensional não consiga prever valores absolutos de ruídos, eles podem ser utilizados para capturar

tendências com boa coerência (ANSYS, 2014), o que é necessário para um estudo de otimização.

5.3. Definição da implementação dos algoritmos de otimização

Como o intuito deste trabalho é avaliar o desempenho dos algoritmos na otimização de um problema aeroacústico é necessário que eles tenham restrições compatíveis e iniciem o estudo sobre um grupo idêntico de amostras para evitar aleatoriedade.

Para isso foi criado um DOE (*design of experiments*) baseado na técnica de Box-Wilson, ou planejamento composto central (CCD – *Central Composite Designs*). Esse método consiste na criação de um hipercubo baseado no espaço de variáveis e inserir um ponto de estudo em cada vértice e face deste hipercubo, bem como no centro deste. No caso do problema aeroacústico, com apenas duas variáveis, o hipercubo é simplesmente um quadrado, totalizando nove pontos de estudo (4 vértices, 4 lados e um central). Além desses nove pontos, foram inseridos manualmente três novos pontos, que seriam o estudo do cilindro sem a placa plana na esteira. Como a ausência da placa corresponde ao caso de $L \rightarrow 0$, o valor do espaçamento G fica livre, então foram arbitrados como os valores dos vértices e da face do hipercubo, conforme o Gráfico 5.

Gráfico 5 - DOE

Cada um dos algoritmos foi aplicado sobre o mesmo DOE inicial, logo cada geração contará com 12 indivíduos. Para adequação deste requisito, o algoritmo MOGT foi modificado, de modo que cada passo dos jogadores consista em quatro passos SIMPLEX, totalizando assim seis indivíduos por jogador, e assim é possível manter uma comparação entre os algoritmos.

6. Resultados

6.1. Otimização

Para a análise das simulações realizadas, foi definido um arranjo semicircular com 20 pontos de amostragem de pressão acústica, de raio $R = 10D$, com origem no centro do domínio de FW-H (Figura 17), permitindo avaliar a irradiação direcional do sistema. Como a estrutura é simétrica, os pontos foram distribuídos apenas entre um ângulo de 0° e 180° , sendo que a referência é a própria placa separadora, e o ponto 0° está à jusante do cilindro.

Figura 17 - Representação do arranjo de pontos de amostragem

Para cada um dos 20 pontos de amostragem, foi extraído o nível de pressão sonora (*SPL* – *Sound Pressure Level*) em bandas de oitava, avaliando as bandas com frequências centrais norma: 1, 2, 4, 8, 16, 31,5, 63, 125 e 250. Para o cálculo do nível de pressão sonora global (*OASPL* – *Overall Sound Pressure Level*), foi extraído o valor de *SPL* associado a um microfone para uma única banda de oitava, L_{p_θ} . Uma vez tendo o valor em cada um dos 20 pontos, é possível calcular um *SPL* equivalente para uma dada banda de frequência, L_{p_f} , através da eq. 6.1:

$$L_{p_f} = 10 \log \left(\sum_f \frac{p_{\theta}^2}{p_{ref}^2} \right) \quad (6.1)$$

$$\left(\frac{p_{\theta}^2}{p_{ref}^2} \right) = 10^{L_{p_{\theta}}/10}$$

Após obter o L_{p_f} , foi calculado o $OASPL$, L_p , através da eq. 6.2:

$$L_p = 10 \log \left(\sum_f \frac{p_f^2}{p_{ref}^2} \right) \quad (6.2)$$

$$\left(\frac{p_f^2}{p_{ref}^2} \right) = 10^{L_{p_f}/10}$$

Para o cálculo do arrasto, foi amostrado o coeficiente de arrasto C_{D_t} durante a simulação acústica, $20 \leq t^* \leq 40$. Após a simulação foi calculado o valor quadrático médio (*RMS – Root Mean Square*) através da eq. 6.3:

$$C_{D_{RMS}} = \sqrt{\frac{\Delta t}{t_f - t_0} \sum_{t=t_0}^{t_f} C_{D_t}^2} \quad (6.3)$$

Os resultados para a simulação acústica do cilindro estão compilados na Tabela 2. A tabela fornece os valores para cada microfone (linhas) em cada banda de oitava (colunas). Também é apresentado o L_{p_f} de cada banda de oitava, representados da no Gráfico 6.

Tabela 2 - SPL para simulação sem placa separadora

Ângulo	Banda de frequência								
	1	2	4	8	16	31,5	63	125	250
0	99	84	113	107	82	77	70	64	60
0,1	99	84	112	107	82	77	70	63	59
10	100	90	128	104	90	83	79	76	73
20	101	81	114	103	83	77	66	52	36
30	88	64	103	92	78	71	65	59	55
40	85	62	94	90	73	66	61	53	48
50	83	60	86	88	69	65	61	49	42
60	81	59	79	87	68	66	59	45	36
70	80	59	83	86	68	65	60	42	30
80	79	59	87	86	70	64	62	44	33
90	79	60	91	86	71	64	59	45	38
100	80	61	93	87	71	64	62	47	41
110	81	62	96	87	72	64	63	48	43
120	82	64	98	88	73	65	63	50	46
130	85	66	101	89	75	67	65	53	48
140	88	69	104	91	78	67	66	54	50
150	91	72	107	94	81	69	67	55	51
160	106	75	105	102	84	70	66	59	55
170	110	77	108	107	88	71	66	62	58
180	97	72	99	99	83	71	66	52	48
L_{pf} [dB]	113	93	128	113	95	86	82	77	74

Gráfico 6 - Distribuição de SPL por banda de oitava para simulação sem placa separadora

Vale notar no Gráfico 6 que o L_{p_f} dominante foi na banda de oitava com frequência adimensional central igual a 4, que coincide com a frequência característica de desprendimento de vórtices estimada através do número de Strouhal, padrão que pode ser observado na Figura 18. O L_p obtido para o cilindro sem o controle passivo da placa separadora, foi de 129 dB e o $C_{D_{RMS}}$ foi de 1,43. Os resultados dos demais pontos iniciais do DOE são apresentados no Gráfico 7.

Com base nesse DOE inicial, cada um dos quatro algoritmos de otimização (NSGA-II, FAST, HYBRID e MOGT) foi rodado geração a geração para poder avaliar a evolução de cada um deles. Cada algoritmo simulou apenas 12 indivíduos por geração, devido ao tamanho do DOE proposto inicialmente, com exceção do MOGT que na segunda e terceira gerações resultou em 7 e 9 indivíduos simulados, devido ao equilíbrio de Nash dos resultados. No total foram obtidos 124 pontos, os quais podem ser observados no Gráfico 8, sendo que 12 foram do DOE inicial. Vale notar que alguns pontos foram sobrepostos, como é o caso do algoritmo MOGT, os quais não foram simulados novamente, e os pontos virtuais gerados pelo algoritmo FAST não são considerados nos resultados apresentados, tendo em vista que os melhores criados estão contemplados nos 12 simulados, e o tempo gasto na criação dos pontos virtuais e comparação entre eles é desprezível frente ao tempo de simulação.

Figura 18 - Simulação sem placa separadora: a) Campo de Pressão, b) Campo de velocidade, c) Contorno de vorticidade

Gráfico 8 - Compilação do DOE e das gerações dos algoritmos otimizadores

Um ponto que pode ser observado direto desse resultado é que a inserção da placa separadora como controlador passivo da irradiação de ruído para campo aberto nem sempre é benéfica. Em torno de 23% dos indivíduos apresentaram um $OASPL$ maior do que o caso sem a placa separadora, enquanto que aproximadamente 10% dos casos apresentaram um aumento no $C_{D_{RMS}}$.

A Figura 19 apresenta a matriz de correlação entre os parâmetros geométricos (L e G) e os parâmetros avaliados ($OASPL$ e $C_{D_{RMS}}$). Essa matriz compila diferentes resultados e permite avaliar relações diretas entre os pares de variáveis, identificar as possíveis origens e encontrar pontos discrepantes. A matriz pode ser dividida em três campos: sua diagonal principal, e as regiões abaixo e acima da diagonal principal. Na diagonal principal é possível observar o histograma de cada uma das variáveis. Na região superior da diagonal principal é exibido o gráfico de dispersão dos resultados aos pares entre as variáveis da linha e da coluna, sendo que a variável da coluna é representada na abscissa e a variável da linha na ordenada. Nesses gráficos de dispersão são calculadas curvas de regressão linear, e o nível de correlação linear, que pode variar entre -1 , para correlação inversa, e 1 , quando a correlação é direta, pode ser observado na região abaixo da diagonal principal. O valor da regressão linear r entre duas variáveis x e y é calculado pela eq. 6.4:

$$r = \frac{N \sum xy - (\sum x)(\sum y)}{[N \sum x^2 - (\sum x)^2][N \sum y^2 - (\sum y)^2]} \quad (6.4)$$

Figura 19 - Matriz de correlação

Com essa matriz foi possível observar a baixa correlação linear entre o *OASPL* e os parâmetro geométricos, $-0,360$ para o *L* e $0,207$ para o *G*. Já para o $C_{D_{RMS}}$ houve uma melhor correlação quanto ao espaçamento *G*, $0,592$. Foi observada também uma correlação direta de $0,477$ entre o $C_{D_{RMS}}$ e o *OASPL*, indicando que o problema abordado pode incorrer em um ponto utópico, ao invés da formação de uma fronteira de Pareto com o aumento do número de gerações, como previsto.

Para comparação dos algoritmos, foram selecionados os designs que formam a fronteira de Pareto de cada algoritmo e os resultados estão compilados no Gráfico 9.

Gráfico 9 - Compilação das fronteiras de Pareto individuais

Foi possível observar que nenhum dos algoritmos apresentou uma solução utópica, ou seja, uma única solução que foi melhor em minimizar todas as funções. Os algoritmos NSGA-II, HYBRID e MOGT apresentaram uma clara fronteira de Pareto, porém não foram tão eficientes quanto o algoritmo FAST na minimização das funções, sendo que o segundo melhor algoritmo foi o HYBRID, cujas soluções apresentaram valores de $OASPL$ da ordem de 5 dB acima dos melhores do FAST e um C_D apenas 0,1 acima do melhor valor do FAST.

O algoritmo FAST, diferentemente dos outros, foi o único que apresentou inicialmente um ponto utópico nas duas primeiras gerações como pode ser observado no histórico no Gráfico 10. Essa tendência desapareceu apenas com a terceira geração, onde foi apresentada uma fronteira de Pareto bem acentuada, no ponto de vista que o ponto intermediário da fronteira de Pareto ficou significativamente próximo dos valores extremos da fronteira para ambas as funções objetivo, indicando assim que pode haver sim um ponto utópico de otimização para esse problema.

Gráfico 10 - Histórico das gerações do algoritmo FAST

Os resultados foram também compilados na Tabela 3. Ela apresenta os valores do cilindro sem o controle passivo da placa separadora como referência, e os valores de todos os pontos que formaram a fronteira de Pareto do respectivo algoritmo. Para esses pontos foi calculada a diferença, Δ , de $OASPL$ e $C_{D_{RMS}}$ com relação ao caso base e em termos percentuais definidos como:

$$\Delta_i = \phi_i - \phi_{ref}$$

$$\%_i = \frac{\Delta_i}{\phi_{ref}} \cdot 100\% \quad (6.5)$$

Tabela 3 - Resultado comparativo entre as fronteiras de Pareto

	<i>L</i>	<i>G</i>	<i>OASPL</i>			<i>C_{D_{RMS}}</i>		
			[dB]					
			Δ	%		Δ	%	
S/ placa	0,000	0,000	129			1,43		
DOE	6,000	0,100	125	-4	-3,10%	0,94	-0,49	-34,27%
DOE	3,050	0,100	128	-1	-0,78%	0,94	-0,49	-34,27%
NSGA-II	6,000	0,247	124	-5	-3,95%	0,94	-0,49	-33,94%
NSGA-II	3,050	0,100	128	-1	-0,48%	0,94	-0,49	-34,55%
FAST	4,525	0,507	123	-6	-4,93%	0,89	-0,54	-37,73%
FAST	5,319	0,166	117	-12	-9,42%	0,95	-0,48	-33,61%
FAST	4,841	0,103	117	-12	-9,26%	0,89	-0,54	-37,66%
HYBRID	4,624	1,070	122	-7	-5,41%	0,93	-0,50	-35,28%
HYBRID	3,050	0,975	128	-1	-0,71%	0,91	-0,52	-36,04%
HYBRID	3,050	1,033	129	0	-0,19%	0,90	-0,53	-37,31%
MOGT	6,000	0,100	125	-4	-3,10%	0,94	-0,49	-34,27%
MOGT	5,603	0,100	125	-4	-3,10%	0,93	-0,50	-34,97%
MOGT	5,802	0,100	124	-5	-3,88%	0,97	-0,46	-32,17%

Pode-se observar que o algoritmo NSGA-II apresentou melhorias quanto ao caso base, da ordem de 0,5% a 4% para o *OASPL* e de 35% para o *C_{D_{RMS}}*. Porém essa redução foi pequena quando comparada com os outros algoritmos, como por exemplo, o algoritmo HYBRID e FAST, que obtiveram um destaque para a redução do *C_{D_{RMS}}*, da ordem de 37%, e do *OASPL*, onde o FAST conseguiu reduzir em 9,5%.

Vale notar que o algoritmo MOGT, apesar de não ter apresentado os melhores resultados comparativos, apresentou uma boa tendência de encontrar a região ótima logo na primeira geração, mesmo ele ficando restrito a uma região delimitada pela formulação do algoritmo, na qual cada jogador só é capaz de alterar uma única

variável na busca de um ponto ótimo. Gerações consecutivas mostraram que o avanço dele não foi comparável ao dos outros algoritmos.

Quanto ao algoritmo FAST, foi perceptível que em um mesmo número de indivíduos simulados ele conseguiu encontrar um ponto que se destacou entre os outros. Tal resultado apresentou uma redução de 8 dB no *OASPL* logo na primeira geração e 12 dB no *OASPL* na segunda e terceira geração, sendo que uma redução de 3 dB indica uma redução pela metade da potência da fonte sonora. A distribuição por banda de oitava do indivíduo com o menor *OASPL* (FAST, $L = 5,319$, $G = 0,166$) pode ser observada no Gráfico 11 em conjunto com o resultado obtido no caso de referência.

Analisando os resultados da simulação deste caso com $L = 5,319D$ e $G = 0,166D$, exibidos na Figura 20, pode-se observar que o padrão de vórtices de esteira de von Kármán é suprimido pela presença da placa separadora. Isso ocorre devido ao recolamento da esteira sobre a superfície da placa, e assim diminuindo as flutuações de pressão apresentadas na Figura 18.

Figura 20 - Simulação de um ponto ótimo do algoritmo FAST: a) Campo de Pressão, b) Campo de velocidade, c) Contorno de vorticidade

6.2. Classificação de regimes por agrupamento partitivo (K-means)

Vários autores tentaram identificar e caracterizar padrões e definir regimes de escoamento em função do comprimento da placa separadora e do espaçamento entre os corpos (ALI, 2011; ANDERSON; SZEWCZYK, 1997; YOU et al., 1998). Para realizar um estudo sobre possíveis regimes característicos foi empregada uma técnica de mineração de dados (data mining) conhecida como agrupamento (Clustering), que consiste na identificação de subgrupos homogêneos (cluster) composto por indivíduos semelhantes, dentre uma série de amostras, visando minimizar a variância entre os indivíduos de um mesmo *cluster* e maximizar a distância entre *clusters* distintos (JAIN, 1999).

Um dos métodos existentes é o agrupamento partitivo (*Partitive Clustering*), que consiste na especificação a priori de um número de *clusters* desejados e as amostras são divididas entre eles de modo a minimizar uma função objetivo (STEFANO, 2009). Esse método é bastante utilizado devido ao baixo custo computacional associado à sua aplicação (JAIN, 1999). Uma das funções objetivo mais comum é baseada no algoritmo do erro quadrático, conhecido como K-means. O erro quadrático de um *cluster* $\mathcal{L}$ de um grupo de indivíduos $\mathcal{H}$, é definido pela eq. 6.6:

$$e^2(\mathcal{H}, \mathcal{L}) = \sum_{j=1}^K \sum_{i=1}^{n_j} \|x_i^{(j)} - c_j\|^2 \quad (6.6)$$

onde $x_i^{(j)}$ é o i -ésimo indivíduo pertencente ao j -ésimo *cluster*, cujo centroide é c_j , e o erro quadrado é computado como a soma do quadrado das distâncias euclidianas para os n indivíduos de cada um dos K *clusters*.

Esse método consiste inicialmente em um agrupamento inicialmente randômico dos indivíduos e posterior redistribuição baseado na proximidade dos centroides dos *clusters* de modo a minimizar $e^2(\mathcal{H}, \mathcal{L})$ até atingir a convergência, ou seja, não há mais redistribuição ou o valor de $e^2(\mathcal{H}, \mathcal{L})$ para de diminuir significativamente.

Como esse método parte de um número de *clusters* estabelecido a priori é necessário aplicar um critério de análise de qualidade do agrupamento. Um desses critérios é o índice de Davies-Bouldin (DB) que avalia a dispersão dos pontos dentro de um *cluster* e a distância entre *clusters*. Esse índice é definido pela equação:

$$DB = \frac{1}{K} \sum_{j=1}^K \max_{\substack{i=1 \dots n \\ i \neq j}} \frac{s(C_i) + s(C_j)}{\|c_i - c_j\|} \quad (6.7)$$

$$s(C_i) = \frac{1}{|C_i|} \sum_{x \in C_i} \|x - c_i\|$$

Para uma adequada escolha do número inicial de *clusters* a ferramenta de agrupamento partitivo do modeFRONTIER permite a realização desta análise para diferentes números iniciais e escolher a solução com menor *DB* (STEFANO, 2009). O Gráfico 12 apresenta a curva de índices de Davies-Bouldin para uma análise limitada a seis *clusters*. O resultado indicou que a divisão em 5 *clusters* foi a que apresentou a maior distância entre os grupos com a menor dispersão interna.

Gráfico 12 - Índice de Davies-Bouldin para análise de agrupamento partitivo

Esses 5 clusters foram aplicados para a classificação dos 124 indivíduos. Os valores associados para cada *cluster* estão apresentados na

Tabela 4. O *cluster* 4 é caracterizado por placas grandes e pequenos espaçamentos entre os corpos, o que seria o caso de formação de vórtice sobre a placa com recolamento. Já o *cluster* 1, também com placas grandes, foi identificado com espaçamentos maiores que o espaçamento crítico G_{cr} , apresentando a formação de vórtices pré-placa separadora, incorrendo em $OASPL$ e $C_{D_{RMS}}$ mais elevados. Ambos os *clusters* 0 e 3 apresentaram placas de comprimento mínimo, com a diferença no espaçamento entre os corpos, sendo que o *cluster* 0 apresenta pequenas distâncias e o 3 apresenta maiores espaçamentos. O *cluster* 3 quase não apresenta diferença para o caso sem o controle passivo, enquanto que para o *cluster* 0 há uma redução do $C_{D_{RMS}}$ devido à extensão do comprimento de formação dos vórtices. Por fim, o *cluster* 2 apresentou um espaçamento da mesma ordem do *cluster* 4, porém com placas um pouco menores, o que reduziu o $C_{D_{RMS}}$, mas apresentou um $OASPL$ um pouco mais elevado, originado provavelmente pela não estabilização da esteira, como ocorrido no *cluster* 4. Para ilustrar cada um desses regimes foram selecionados indivíduos representativos de cada um dos *clusters*, apresentados da Figura 21 à Figura 25.

Tabela 4 - Propriedades do agrupamento partitivo em 5 *clusters*

CLUSTER	$\bar{L}$	σ_L	$\bar{G}$	σ_G	$\overline{OASPL}$	σ_{OASPL}	$\overline{C_{D_{RMS}}}$	$\sigma_{C_{D_{RMS}}}$
0	0,212	0,175	0,255	0,370	128	1	1,22	0,09
1	5,682	0,350	3,418	1,264	127	4	1,35	0,11
2	2,813	0,584	0,378	0,372	130	3	0,95	0,04
3	1,784	1,479	4,158	1,730	129	3	1,37	0,11
4	5,294	0,539	0,409	0,317	122	4	0,95	0,06

Figura 21 – *Cluster 0*: a) Campo de Pressão, b) Campo de velocidade, c) Contorno de vorticidade

Figura 22 – Cluster 1: a) Campo de Pressão, b) Campo de velocidade, c) Contorno de vorticidade

Figura 23 – Cluster 2: a) Campo de Pressão, b) Campo de velocidade, c) Contorno de vorticidade

Figura 24 – Cluster 3: a) Campo de Pressão, b) Campo de velocidade, c) Contorno de vorticidade

Figura 25 – *Cluster 4*: a) Campo de Pressão, b) Campo de velocidade, c) Contorno de vorticidade

Esses resultados são ilustrados também no Gráfico 13 de coordenadas paralelas, definido pela linha média e um intervalo de confiança de 70%, e no Gráfico 14 de parâmetros geométricos e funções objetivo, apresentando cada um dos clusters pelo seu centroide e uma elipse de confiança, baseado em um desvio padrão, de 70%. Fica claro que o cluster 4 é que o apresentou menor $OASPL$ e $C_{D_{RMS}}$, e este corresponde à combinação de placas grandes com pequeno espaçamento entre o cilindro e a placa separadora, permitindo uma melhor estabilização da esteira.

Gráfico 13 - Coordenadas paralelas para agrupamento partitivo em 5 *clusters*.

Gráfico 14 – Agrupamento partitivo em 5 *clusters*

7. Conclusões

A proposta do presente trabalho era desenvolver um modelo computacional para estudo aeroacústico, e comparar diferentes classes de algoritmos de otimização multidisciplinar, identificando um método eficiente de busca automatizada de uma configuração que minimize a irradiação de ruído aeroacústico e o arrasto da estrutura.

O estudo de otimização aeroacústica utilizando técnicas de CFD, apesar de viabilizar o estudo em fase de projeto de diversas configurações, ainda requer um tempo considerável de simulação, dado o aspecto transiente do problema, mas já representou um grande avanço frente a modelagens mais complexas tridimensionais (90% mais rápido). Uma abordagem simplificada do problema (bidimensional e método integral de resolução aeroacústica) atrelada a algoritmos de otimização baseados na modelagem de superfícies de resposta, pode fornecer tendências importantes sobre os parâmetros mais influentes e delimitar ao menos uma região no espaço de estudo que forneça indivíduos melhorados.

Em casos como esse, onde a simulação teve uma duração média da ordem de 2,5 dias rodando em paralelo com 2 processadores, foi notável a eficiência dos métodos baseados em RSM, como o FAST e o HYBRID, uma vez que eles utilizam técnicas de otimização virtual, o que diminui o número de simulações de indivíduos de baixa qualidade. Foi observada também a rápida busca inicial do algoritmo MOGT, devido ao algoritmo SIMPLEX, o que é muito importante na varredura do espaço de design, pois a rápida identificação das regiões de interesse ótima torna a otimização mais rápida. A dependência da simulação de cada um dos indivíduos de cada geração do NSGA-II fez com que ele apresentasse uma resposta mais lenta frente aos outros algoritmos, algo que pode ser prejudicial na otimização aeroacústica, tendo em vista que é necessário identificar regiões ótimas com poucos indivíduos dado o custo computacional de cada simulação.

O algoritmo FAST resultou nos 3 melhores pontos em 3 gerações, conseguindo reduções da ordem de 5 a 10% no $OASPL$ e entre 34 a 38% no $C_{D_{RMS}}$, sendo que um desses pontos foi obtido logo na primeira geração ($L = 5.319\ m$, $G = 0.166\ m$,

$OASPL = 116.8 \text{ dB}$ e $C_{D_{RMS}} = 0.95$). Mesmo o algoritmo FAST tendo encontrado uma fronteira de Pareto, um dos pontos apresentou uma grande tendência a ser um ponto utópico do conjunto ($L = 4.841 \text{ m}$, $G = 0.103 \text{ m}$, $OASPL = 117 \text{ dB}$ e $C_{D_{RMS}} = 0.89$), contradizendo a hipótese apresentada por Becker et al. (2008) ao dizer que a redução direta do arrasto não garante a redução do nível de pressão sonora, sendo que um refino maior na região dos pontos da fronteira poderiam trazer um maior detalhamento da existência ou não de um ponto utópico.

O resultado da aplicação da ferramenta de agrupamento partitivo K-means permitiu caracterizar o espaço de estudo em 5 regiões com base na geometria e no nível de pressão sonora, $OASPL$, e no valor quadrático médio do coeficiente de arrasto, $C_{D_{RMS}}$. Foi possível identificar a região associada a placas separadoras desacopladas com comprimento grande, e pequeno espaçamento entre as estruturas, o que permitiu uma boa estabilização da esteira turbulenta do cilindro, reduzindo assim o nível $OASPL$ e baixando o $C_{D_{RMS}}$. Comparando as regiões definidas pelos *clusters* com a distribuição dos pontos criados por cada um dos algoritmos otimizadores, ficou claro novamente a eficiência na exploração do espaço pelo método FAST.

Com base nesse estudo, uma metodologia possível para estudo de otimização aeroacústica seria a utilização de um modelo bidimensional para o estudo de CFD com a técnica de FW-H para o estudo de CAA, com a utilização inicial da técnica de agrupamento partitivo para delimitar uma região do espaço de design, diminuindo assim o número de indivíduos de baixa performance que serão simulados. Uma vez delimitado o espaço de análise, um algoritmo FAST de otimização pode ser aplicado para a rápida otimização do problema.

Para trabalhos futuros, seria interessante variações em cada uma das 3 divisões: CFD, CAA e MOO. Como o objetivo é uma redução no tempo total do estudo, é interessante sempre utilizar modelos tão simples quanto possíveis, sem que com isso acarrete em resultados incoerentes. Na área de CFD, o estudo da influência da compressibilidade do escoamento em regimes de baixo número de Mach poderia ser feito para avaliar a influência da eliminação das fontes do tipo quadrupolo ao se

diminuir uma equação do sistema (conservação de energia). O mesmo estudo poderia ser feito utilizando modelos mais avançados de turbulência para fins comparativos entre os modelos. Na área de CAA, um estudo detalhado da fronteira de FW-H seria válido para avaliar a variação de tempo de cálculo com a diminuição/aumento do tamanho da fronteira, bem como a variação do nível *OASPL* e assim buscar um tamanho ótimo que minimize a perda de fontes sonoras, sem que com isso o tempo do cálculo acústico aumente demasiadamente. Por fim, na área de MOO, como foi observado a grande vantagem dos algoritmos baseados em RSM, seria talvez interessante o estudo de técnicas de geração de RSM representativas de todo o espaço de análise, e uma otimização direta com essa RSM previamente criada. O estudo de mesclas dos algoritmos seria também válido, como a inicialização da varredura do espaço de design com o algoritmo MOGT, que mostrou uma rapidez na primeira geração, mesmo sem RSM, e um decorrente otimização com o algoritmo FAST a partir dos pontos já criados do DOE+MOGT.

REFERÊNCIAS

ALBA, E. **Parallel metaheuristics**. Hoboken : John Wiley, 2005. 554p.

ALI, M. S. M.; DOOLAN, C. J.; WHEATLEY, V. Aeolian tone generated by a square cylinder with a splitter plate. **Proceedings of the 20th International Congress on Acoustics, ICA 2010**. Sidney, Australia.

_____. **Flow and noise associated with the interaction of a square cylinder with a downstream flat plate**. PhD thesis, University of Adelaide, 2011

_____.; DOOLAN, C. J.; WHEATLEY, V. Aeolian tones generated by a square cylinder with a detached flat plate. **AIAA Journal**, vol. 51, p. 291-301, 2013.

ANDERSON, E. A.; SZEWCZYK, A. A. Effects of a splitter plate on the near wake of a circular cylinder in 2 a 3-dimensional flow configuration. **Experiments in Fluids**, vol. 23, p. 161-174, 1997.

ANSYS Inc. **ANSYS Fluent Theory Guide**. Release 14.5. 2012. 788p.

_____. **Advanced ANSYS Fluent Acoustics**. Release 14.5. 2014

BECKER, S.; HAHN, C.; KALTENBACHER, M.; LERCH, R. Flow-induced sound of wall-mounted cylinders with different geometries. **AIAA Journal**, vol. 46, p. 2265-2281, 2008.

BIES, D. A.; PICKLES, J. M.; LECLERCQ, D. J. J. Aerodynamic noise generation by a stationary body in a turbulent air stream. **Journal of Sound and Vibration**, vol. 204, p. 631-643, 1997.

BISTAFA, S. R. **Acústica Aplicada ao Controle de Ruído**. 2nd Ed. São Paulo : Blucher, 2011. 380p.

CHOI, H.; JEON, W.; KIM, J. Control of flow over a bluff body. **Annual review of fluid mechanics**, vol. 40, p. 113-139, 2008.

CLARICH, A., RIGONI, E., POLONI, C. A new algorithm based on game theory for robust and fast multi-objective optimization, **Esteco modeFrontier User Guide**, Trieste, Italy. 2004.

COX, J. S.; RUMSAY, C. L.; BRENTNER, K. S.; YOUNIS, B. A. Computation of vortex shedding and radiated sound for a circular cylinder: subcritical to transonic Reynolds numbers. **Annual review of fluid mechanics**, vol. 40, p. 113-139, 2008.

CROAKER, P.; KESSISSOGLU, N.; NORRISON, D.; WIDJAJA, R.; ROSENGARTEN, G. Prediction of noise induced by low Mach number flows using a hybrid CFD/BEM approach. **17th Australian Fluid Mechanics Conference**, Auckland, Australia. 2010.

CURLE, N. The influence of solid boundaries upon aerodynamic sound. **Proceedings of the Royal Society of London**, vol. 231, p. 505-514, 1955.

DEB, K., PRATAP. A., AGARWAL, S., MEYARIVAN, T. A fast and elitist multi-objective genetic algorithm: NSGA-II. **IEEE Transaction on Evolutionary Computation**, vol. 6, no. 2, p. 181-197, 2002

DIETER, G. E.; SCHMIDT, L. C. **Engineering Design: A materials and processing approach**. 4th Ed. New York : McGraw-Hill, 2009. 901p.

DOOLAN, C. J. **Bluff body noise reduction using aerodynamic interference**. Australian Institute of Physics (AIP), 18th National Congress, Adelaide, 2008.

DOWLING, A. P.; FLOWCS WILLIAMS, J. E. **Sound and sources of sound**. New York : Halsted Press, 1983. 321p.

EGOROV, Y., MENTER, F. R. Development and application of SST-SAS turbulence model in the DESIDER project. In: Advances in Hybrid RANS-LES Modeling. **Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design**. vol 97, Springer (2008)

_____; _____. **Scale-Adaptive Simulation für Technische Strömungen**, notas do curso. Technische Universität München, Fakultät für Maschinenwesen - Institut für Energietechnik

_____; _____. The Scale-Adaptive Simulation method for unsteady turbulent flow predictions. Part 1: Theory and model description. In: **Flow, Turbulence and Combustion**, vol 85, Springer (2010)

ESTECO s.r.l.. **modeFRONTIER 4.5 User Manual**. Trieste: ESTECO s.r.l., 2013.

FLOWCS WILLIAMS, J. E.; HAWKINGS, D. L. Sound generated by turbulence and surfaces in arbitrary motion. **Philosophical Transactions of the Royal Society**, vol. 264, p. 321-342, 1969.

HAUPT, R. L., HAUPT, S. L. **Practical Genetic Algorithms**. 2nd Ed. Hoboken : John Wiley, 2004. 253p.

HOWE, M. S. **Acoustics of Fluid-Structure Interactions**. Cambridge : Cambridge University Press, 1998. 572p.

HWANG, J.; YANG, K. Reduction of flow-induced forces on a circular cylinder using a detached splitter plate. **Physic of Fluids**, vol. 15, p. 2433-2436, 2003.

INOUE, O.; HATAKEYAMA, N. Sound generation by a two-dimensional circular cylinder in a uniform flow. **Journal of Fluid Mechanics**, vol. 471, p. 285-314, 2002.

JAIN, A.; MURTY, M.; FLYNN, P. Data clustering: a review. **ACM Computing Surveys**, vol. 31, p. 265-323, 1999.

JONES, D. F.; MIRRAZAVI, S. K.; TAMIZ, M. Multi-objective meta-heuristics: An overview of the current state-of-the-art. **European Journal of Operational Research**, vol. 137, Issue 1, p. 1-9, 2002

KRÖSE, B.; VAN DER SMAGT, P. **An introduction to neural networks**. 8th Ed. Amsterdam : University of Amsterdam, 1996. 135p.

JONES, W. P.; LAUNDER, B. E. The prediction of laminarization with a two-equation model of turbulence. **International Journal of Heat and Mass Transfer**, vol. 15, p. 301-314, 1972.

LIGHTHILL, M. J. On Sound Generated Aerodynamically. I. General Theory. **Proceedings of the Royal Society of London**, vol. 211, p. 564-587, 1952.

LÜBON, C. **Turbulent Flow Modeling Using ANSYS Fluid Dynamics**, notas do curso. 2013 ESSS Conference & ANSYS Users Meeting

LUCK, S. **Essentials of Metaheuristics**. 2nd Ed. Lulu, 2013, available at <http://cs.gmu.edu/~sean/book/metaheuristics/>

MALISKA, C. R. **Transferência de calor e mecânica dos fluidos computacional**. 2. ed. Rio de Janeiro : Livros Técnicos e Científicos, 2004. 453p.

NARASIMHAMURTHY, V. D. **Unsteady-RANS Simulation of Turbulent Trailing-Edge Flow**. Msc. thesis, Chalmers University of Technology, Suécia, 2004

NETO, B. B.; SCARMINIO, I. S.; BRUNS, R. E. **Como fazer experimentos: pesquisa e desenvolvimento na ciência e na indústria**. 2ª Ed. Campinas : Editora da UNICAMP, 2003. 401p.

NOCEDAL, J.; WRIGHT, S. J. **Numerical Optimization**. 2nd Ed. New York : Springer, c2006. 664p.

NORBERG, C. Flow around a circular cylinder: aspects of fluctuating lift. **Journal of Fluids and Structures**, vol. 15, p. 459-469, 2001.

ORSELLI, R. M. **Investigação numérica de escoamento e ruído gerado em corpos rombudos prismáticos**. PhD. thesis, Universidade de São Paulo, 2012.

OZONO, S. Flow Control of vortex shedding by a short splitter plate asymmetrically arranged downstream of a cylinder. **Physics of Fluids**, vol. 11, p. 2928-2934, 1999.

POLES, S. MOGA-II: An improved multi-objective genetic algorithm, **Technical Report**, 2003-006, ESTECO s.r.l., 2003

RIENSTRA, S. W., HIRSCHBERG, A. **An Introduction to Acoustics**. Eindhoven University of Technology, 2013. 296 p.

RIGONI, E. Fast optimizers: General description, **Technical Report**, 2010-004, ESTECO s.r.l., 2010

ROSHKO, A. On the drag and shedding frequency of two-dimensional bluff bodies. **NACA Technical Note**, TN 3619, p. 29, 1954.

SCHOENBERG, M., SEN, P. N. Properties of a periodically stratified acoustic half-space and its relation to a Biot fluid. **Journal of the Acoustical Society of America**. Vol 73, p. 61-67, 1983

SIMON, D. **Evolutionary Optimization Algorithms: Biologically Inspired and Population-Based Approaches to Computer Intelligence**. 1st Ed. Hoboken : John Wiley, 2013. 742p.

STEFANO, D. D. Multivariate analysis algorithms in modeFRONTIER v4, **Technical Report**, 2009-001, ESTECO s.r.l., 2009

STROUHAL, V. Über eine besondere Art der Tonerregung. **Annalen der Physik und Chemie**, vol. 10, p. 216-251, 1878.

TALOTE, C. Aerodynamic noise: a critical survey. **Journal of Sound and Vibration**, vol. 231, p. 549-562, 2000.

TENNEKES, H., LUMLEY, J. L. **A First Course in Turbulence**. Cambridge : MIT Press, 1972. 300 p.

TURCO, A. Adaptive Filter SQP - Description, **Technical Report**, 2009-002, ESTECO s.r.l., 2009

_____. Hybrid - Description, **Technical Report**, 2011-003, ESTECO s.r.l., 2011

VENKATARAMAN, P. **Applied optimization with MATLAB Programming**. 2nd Ed. Hoboken : John Wiley, 2009. 526p.

VERSTEEG, H. K., MALALASEKERA, W. **An Introduction to Computational Fluid Dynamics**. 2nd Ed, Harlow : Pearson Education Ltd., 2007 New York. 503 p.

WAGNER, C. A., HÜTTL, T., SAGAUT, P. **Large-Eddy Simulation for Acoustics**. Cambridge : Cambridge University Press, 2007. 441 p.

WANG, M.; FREUND, J. B.; LELE, S. K. Computational prediction of flow-generated sound. **Annual Review of Fluid Mechanics**, vol. 29, p. 483-512, 2006.

YOU, D.; CHOI, H.; CHOI, M.; KANG, S. Control of flow-induced noise behind a circular cylinder using splitter plates. **AIAA Journal**, vol. 36, p. 1961-1967, 1998.

ZDRAVKOVICH, M. M. Review and classification of various aerodynamic and hydrodynamic means for suppressing vortex shedding. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, vol. 7, p. 145-189, 1981.